



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΑΤΡΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΚΑΙ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΟΣ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΤΕΧΝΙΚΗΣ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΚΑΙ ΤΑΛΑΝΤΩΣΕΩΝ

ΣΠΟΥΔΑΣΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Σχεδιασμός, ανάλυση και βελτιστοποίηση πτέρυγας μικρού μη επανδρωμένου αεροσκάφους για την ελαχιστοποίηση του βάρους κατασκευής.

Ιωάννα Βασιλακοπούλου Τράπαλη

1054536

**Επιβλέπων καθηγητής: Βασίλειος Κωστόπουλος, Καθηγητής, Διευθυντής
Εργαστηρίου: Εργαστήριο Τεχνικής Μηχανικής και Ταλαντώσεων**

Πάτρα Σεπτέμβριος, 2022

*Ιωάννα Βασιλακοπούλου Τράπαλη**Σχεδιασμός ,ανάλυση και βελτιστοποίηση πτέρυγας μικρού μη επανδρωμένου αεροσκάφους για την ελαχιστοποίηση του βάρους κατασκευής.*

Περίληψη

Η παρούσα εργασία αποτελεί την θεωρητική βάση για την ανάπτυξη, τον σχεδιασμό και την βελτιστοποίηση πτέρυγας μη επανδρωμένου εναέριου οχήματος που θα εκτελεί πτήση σε μικρούς αριθμούς Reynolds. Οι εξισώσεις που περιγράφουν την ροή πάνω σε αεροτομή και την τρισδιάστατη ροή πάνω σε πτέρυγες αναλύονται θεωρητικά και εξετάζονται οι θεωρίες της άτριβης και ιξώδους ροής. Οι κατανομές των συντελεστών πίεσης, άντωσης και οπισθέλκουσας αναλύονται πειραματικά πάνω στην αεροτομή NACA 4415 με το λογισμικό XFLR. Τα χαρακτηριστικά της ροής για χαμηλούς αριθμούς Reynolds επηρεάζουν πολύ σημαντικά τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών και η ορθή επιλογή αεροτομής αναλύεται θεωρητικά με βάση τις συνθήκες ροής. Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά και η αλληλεπίδρασή τους με τις αεροδυναμικές ιδιότητες της πτέρυγας εξετάζονται σε βάθος και περατώνεται μία πρώτη αεροδυναμική πειραματική ανάλυση (CFD) για δύο τύπους πτέρυγας. Οι πτέρυγες αυτές εξετάζονται ως προς την καταλληλότητα του για πτήσεις σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds για αποστολή μη επανδρωμένου εναέριου οχήματος. Στο τελικό στάδιο της αεροδυναμικής ανάλυσης πραγματοποιείται θεωρητική ανασκόπηση των διαφόρων υπεραντωτικών διατάξεων. Ιδιαίτερη σημασία δίνεται στις διατάξεις Riblets για τον έλεγχο του τυρβώδους οριακού στρώματος καθώς φέρουν ιδιαίτερο ενδιαφέρον για εφαρμογή σε πτέρυγες μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων.

Λέξεις κλειδιά: Αεροδυναμική ανάλυση, πτέρυγα UAV, XFLR, υπεραντωτικές διατάξεις, Riblets

Ioanna Vasilakopoulou Trapali

Design, analysis and weight optimization of a UAV wing.

Abstract

This paper is the theoretical basis for the development, design and optimization of an unmanned aerial vehicle wing that will perform flight at low Reynolds numbers. The aerodynamic forces are analyzed and calculated by analytical methods. The distributions of pressure, lift and drag coefficients are analyzed experimentally on the NACA 4415 airfoil with XFLR software. The flow characteristics for low Reynolds numbers have a very important influence on the aerodynamic properties of the airfoils and the correct choice of the airfoil is analyzed theoretically based on the flow conditions. The geometric characteristics and its interaction with the aerodynamic properties of the wing are investigated in depth and a first aerodynamic experimental analysis (CFD) for two wing types is performed. These wings are examined for its suitability for low Reynolds number flights for an unmanned aerial vehicle mission. In the final stage of the aerodynamic analysis, a theoretical review of the various high lift devices is carried out. Particular attention is given to riblets for turbulent boundary layer control as they are of particular interest for application to unmanned aerial vehicle wings.

Key words: Aerodynamic analysis, UAV wing ,XFLR ,high lift devices, Riblets

Κατάλογος Εικόνων

Εικόνα 1: Μη επανδρωμένο εναέριο όχημα σταθερής πτέρυγας.	11
Εικόνα 2: Κατανομή πιέσεων και διατμητικών τάσεων στην επιφάνεια της αεροτομής	11
Εικόνα 3: α) Φορά κατανομών των δυνάμεων επάνω στην αεροτομή, β) προκύπτουσα συγκεντρωμένη δύναμη μαζί με τις συνιστώσες	12
Εικόνα 4: Συγκεντρωμένες δυνάμεις και ροπές στην αεροτομή	13
Εικόνα 5: Κατανομή δυνάμεων επάνω στην επιφάνεια αεροτομής	16
Εικόνα 6: Ομαλή ροή κατά μήκος της επιφάνειας της αεροτομής.....	17
Εικόνα 7: Συνθήκη Kutta για το χείλος εκφυγής[1].	18
Εικόνα 8: Αεροτομή 2415 όπως παρουσιάζεται στη βάση δεδομένων Airfoil Tools.....	23
Εικόνα 9: Γωνία προσβολής και εξάρτηση δυνάμεων.	23
Εικόνα 10: Αναπαράσταση διαχωρισμού ροής επάνω σε αεροτομή και δημιουργία απορεύματος.	25
Εικόνα 11: Αναπαράσταση του «laminar separation bubble επάνω σε αεροτομή [6].	25
Εικόνα 12 : Αεροτομές για τιμές $Re < 80.000$	27
Εικόνα 13: Μπροστινή και άνω όψη της τρισδιάστατης ροής αέρα πάνω σε πεπερασμένη πτέρυγα.	28
Εικόνα 14 : Παραγωγή στροβίλων στα άκρα πτέρυγας.	29
Εικόνα 15: Σχεδιασμός χαρακτηριστικών γωνιών προσβολής επάνω σε αεροτομή.	30
Εικόνα 16 : Ελλειπτική κατανομή κυκλοφορίας επάνω σε πεπερασμένη πτέρυγα.	32
Εικόνα 17: Γεωμετρική και αεροδυναμική συστροφή πτέρυγας.....	36
Εικόνα 18: Μέση αεροδυναμική χορδή πτέρυγας.	37
Εικόνα 19: Πτέρυγα 1 στο CATIA V5	38
Εικόνα 20: Κατανομή πιέσεων στην πτέρυγα 2.	38
Εικόνα 21 : Πτέρυγα 2 στο CATIA V5.	39
Εικόνα 22: Κατανομή πιέσεων στην Πτέρυγα 2.....	39
Εικόνα 23: Μεταβολή του συντελεστή άντωσης μέσω των Flaps.	41
Εικόνα 24: Κατηγορίες υπεραντωτικών διατάξεων στο χείλος εκφυγής	41
Εικόνα 25 : Επίδρασεις των διάφορων τύπων Flap στην άντωση και την οπισθέλκουσα.	43
Εικόνα 26: Μετάθεση των καμπυλών άντωσης προς τα δεξιά με την λειτουργία των υπεραντωτικών διατάξεων.....	43
Εικόνα 27: Τύποι υπεραντωτικών διατάξεων στο χείλος προσβολής.....	44
Εικόνα 28: Συγκεντρωτικός πίνακας με διατάξεις για την βελτίωση των αεροδυναμικών ιδιοτήτων της πτέρυγας.	45
Εικόνα 29: Διαμόρφωση διατάξεων CCW.....	46
Εικόνα 30: Επίδραση των διατάξεων ελέγχου του οριακού στρώματος στη ροή της αεροτομής.	47
Εικόνα 31 : Πειραματικό αεροσκάφος F-16XL με πορώδης επιφάνεια για τον έλεγχο του οριακού στρώματος[10].	47
Εικόνα 32: Τμήματα ρευστού υψηλής ταχύτητας που προσεγγίζουν την επιφάνεια (‘sweeps’) και τμήματα ρευστού χαμηλής ταχύτητας που απομακρύνονται από την επιφάνεια (‘ejections’)[12].	49
Εικόνα 33 : Απεικόνιση μικροδομών Riblets και της ροής επάνω σε αυτά.....	49

Κατάλογος διαγραμμάτων

Διάγραμμα 1. Κατανομή συντελεστή C_p για μηδενική γωνία προσβολής.	20
Διάγραμμα 2: Κατανομή συντελεστή C_p για γωνία προσβολής 20°	21
Διάγραμμα 3: Εξάρτηση Συντελεστή Άντωσης από την γωνία προσβολής.	24
Διάγραμμα 4: Εξάρτηση συντελεστή οπισθέλκουσας από την γωνία προσβολής.	24
Διάγραμμα 5: Κατανομή πιέσεων σε πτέρυγα S1213.	27
Διάγραμμα 6 : Κατανομή πιέσεων σε πτέρυγα NACA 2415.	28

Συμβολισμοί

R : συνισταμένη αεροδυναμική δύναμη (N)	L : άντωση πτέρυγας (N)
n, k : μοναδιαία διανύσματα επιφάνειας αεροτομής	a_{∞} : ταχύτητα ήχου
D : οπισθέλκουσα (N)	Γ : κυκλοφορία
$M_c/4$: ροπή στο $\frac{1}{4}$ της χορδής (Nm)	L' : άντωση αεροτομής (N)
MLE : ροπή στο χείλος προσβολής (Nm)	$\gamma(TE)$: κατανομή κυκλοφορίας στο χείλος εκφυγής
CL : συντελεστής άντωσης	δ : πάχος οριακού στρώματος (m)
CD : συντελεστής οπισθέλκουσας	C_f : συντελεστής τριβής επιδερμίδας
CM : συντελεστής ροπής	C_p : συντελεστής πίεσης
q_{∞} : δυναμική πίεση ($\text{kg/m} \cdot \text{s}^2$)	dP/dx : βαθμίδα πίεσης (Pa/m)
V_{∞} : ταχύτητα ελεύθερης ροής (m/s)	AoA : γωνία προσβολής (degree)
S : επιφάνεια πτέρυγας/αεροτομής (m^2)	α_{eff} : αποτελεσματική γωνία προσβολής (degree)
Re : αριθμός Reynolds	α_i : επαγόμενη γωνία προσβολής (degree)
μ : δυναμικό ιξώδες ροής ($\text{N} \cdot \text{s} / \text{m}$)	
M_{∞} : αριθμός Mach	
D_i : επαγόμενη αντίσταση (N)	C_r : χορδή στη ρίζα της πτέρυγας (m)
D_p : αντίσταση πίεσης (N)	C_t : χορδή στο άκρο της πτέρυγας (m)
$\alpha_{L=0}$: γωνία μηδενικής άντωσης (degree)	V_s : ταχύτητα αποκόλλησης (m/s)
b : εκπέτασμα πτέρυγας	V_{TO} : ταχύτητα απογείωσης (m/s)
AR : λόγος διατάματος	CL_{max} : μέγιστος συντελεστής άντωσης
e : συντελεστής απόδοσης πτέρυγας	α_{stall} : γωνία αποκόλλησης (degree)
$\Lambda_c/4$: οπισθόκλιση στο $\frac{1}{4}$ της χορδής (degree)	y_+ : προεξοχή riblet (mm)

Πίνακας Περιεχομένων

1. Εισαγωγή.....	10
2. Βασικές αρχές αεροδυναμικής.....	11
2.1 Βασικές αεροδυναμικές δυνάμεις.....	11
2.2 Αεροδυναμικοί συντελεστές.....	13
3. Άτριβη και Ιξώδη ροή.....	15
3.1 Άτριβη ροή.....	15
3.1.1 Θεώρημα Bernoulli.....	15
3.1.2 Κυκλοφορία γύρω από αεροτομή.....	16
3.1.3 Θεώρημα Kutta- Joukowski.....	16
3.1.4 Συνθήκη Kutta.....	17
3.2 Ιξώδης ροή.....	19
4. Αεροτομές.....	22
4.1 Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά.....	22
4.2 Αεροτομές για μικρούς αριθμούς Reynolds.....	26
5. Τρισδιάστατη ροή πτέρυγας.....	28
5.1 Άτριβη ροή.....	28
5.2 Θεώρημα Prandtl.....	31
5.2.1 Ελλειπτική κατανομή άντωσης.....	32
5.2.2 Γενικό προφίλ κατανομής άντωσης.....	33
5.3 Αεροδυναμικός λόγος L/D.....	34
5.4 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας.....	35
5.4.1 Παράγοντες που επηρεάζουν την επιλογή των γεωμετρικών χαρακτηριστικών της πτέρυγας.....	36
5.5 Απεικόνιση ροών πάνω σε πτέρυγες με διαφορετικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά μέσω υπολογιστικές μεθόδους CFD.....	37
6. Υπεραντωτικές διατάξεις.....	39
6.1 Διατάξεις που δρουν στην ακμή εκφυγής.....	40
6.1.1 Plain Flap.....	41
6.1.2 Split Flap.....	42
6.1.3 Slotted Flap.....	42
6.1.4 Fowler Flap.....	42
6.2 Διατάξεις στο χείλος προσβολής.....	43
6.2.1 Handley Page slat.....	44

6.2.2 Krueger Flap	44
6.2.3 Leading edge droop	44
6.3 Διατάξεις για τον έλεγχο του οριακού στρώματος	45
6.3.1 Blown Flap	45
6.3.3 Circulation Control Wing (CCW)	46
6.3.3 Suction Flap	47
6.4 Συμπληρωματικές διατάξεις για τον έλεγχο ροής	48
6.4.1 Riblets	48
7. Συμπεράσματα	50
Βιβλιογραφία	51

1. Εισαγωγή

Η ανάπτυξη μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων (UAV) έχει προσελκύσει μεγάλη προσοχή στην αεροπορική βιομηχανία εδώ και δεκαετίες. Τα εναέρια οχήματα αυτά βασίζονται συνήθως σε κινητήρες εσωτερικής καύσης ή σε ηλεκτροκινητήρες. Λόγω του μεγάλου ωφέλιμου φορτίου και της δυνατότητας μεγάλης εμβέλειας πτήσης είναι κατάλληλα για αποστολές χαρτογράφησης, επιτήρησης και άμυνας. Μια ειδική κατηγορία τέτοιων οχημάτων αποτελούν τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα σταθερής πτέρυγας, όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 1, που εμφανίζουν πολύ σημαντικά πλεονεκτήματα ως προς την εμβέλεια και την αντοχή σε πτήση σε υψηλές ταχύτητες. Η αποδοτικότητα και η λειτουργία τέτοιων οχημάτων βασίζεται εξ ολοκλήρου στην αεροδυναμική και δομική απόδοση της πτέρυγας. Ο λεπτομερής σχεδιασμός και η βελτιστοποίηση των βασικών αεροδυναμικών και δομικών παραμέτρων της πτέρυγας αποτελούν το κομβικό σημείο στο σχεδιασμό τέτοιων οχημάτων. Η βέλτιστη αεροδυναμική απόδοση με την επίτευξη μεγάλων τιμών άντωσης καθώς και η υψηλή αντοχή και ελαχιστοποίηση του βάρους του οχήματος αποτελούν τους κύριους άξονες μελέτης για τον σχεδιασμό πτερύγων. Στην εργασία αυτή η προσοχή στρέφεται στην λεπτομερή ανάλυση όλων των παραγόντων που επηρεάζουν την αεροδυναμική απόδοση των αεροτομών και ως επέκταση των πτερύγων.

Κατά τη διάρκεια της πτήσης ενός αεροσκάφους, η πτέρυγα είναι ζωτικής σημασίας για τη δημιουργία της άντωσης. Η πτέρυγα μπορεί να παραμορφωθεί υπερβολικά ή ακόμη και να καταστραφεί όταν η αντοχή της πτέρυγας είναι ανεπαρκής κατά τη διάρκεια της πτήσης. Το ασταθές ελαστικό φαινόμενο είναι ταυτόχρονα πολύ επικίνδυνο- η διατμητική δύναμη και η ροπή κάμψης που προκαλούνται από την αεροδυναμική δύναμη αυξάνονται από την άκρη προς τη ρίζα με την αύξηση του μήκους της πτέρυγας. Επίσης κατά την μελέτη της ροής πτερύγων UAV αναπτύσσονται ροές με μικρούς σχετικά αριθμούς Reynolds και παρατηρείται το φαινόμενο αποκόλλησης του οριακού στρώματος στην περιοχή της στρωτής ροής με σημαντικές συνέπειες στην κατανομή της άντωσης και την αύξησης της οπισθέλκουσας της επιφάνειας της πτέρυγας.

Η μελέτη για την παρούσα εργασία προσανατολίζεται στην ανάλυση της ροής για διάφορες αεροτομές και τύπους πτέρυγας στο πεδίο χαμηλών ταχυτήτων με μικρούς αριθμούς Reynolds. Επίσης αναλύονται διάφοροι τύποι υπεραντωτικών διατάξεων και μία ειδική κατηγορία διατάξεων για τον έλεγχο του οριακού στρώματος της ροής πάνω στην επιφάνεια της πτέρυγας με σκοπό την εφαρμογή του σε μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα.



Εικόνα 1: Μη επανδρωμένο εναέριο όχημα σταθερής πτέρυγας.

2. Βασικές αρχές αεροδυναμικής

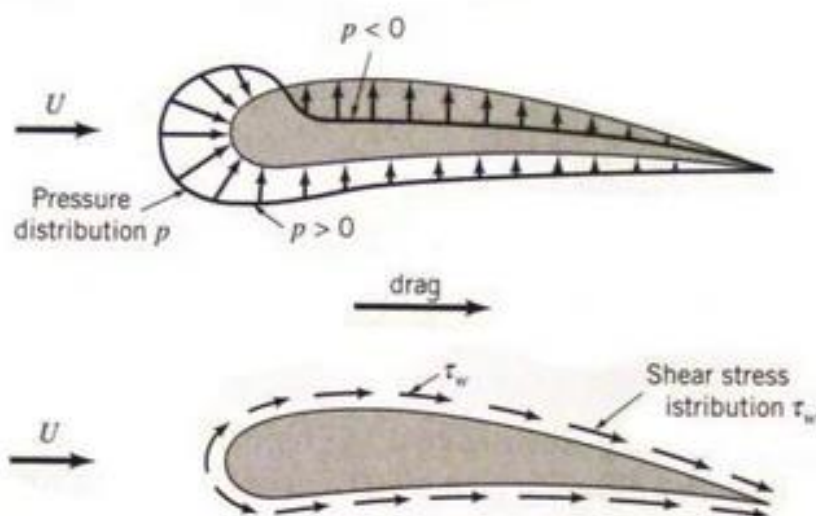
2.1 Βασικές αεροδυναμικές δυνάμεις

Σε αυτό το κεφάλαιο θα γίνει ανάλυση των βασικών αεροδυναμικών δυνάμεων που αναπτύσσονται κατά μήκος πτέρυγας όταν βρίσκεται σε κατάσταση πτήσης. Αρχικά οι δύο βασικές πηγές που προκαλούν τις αεροδυναμικές δυνάμεις είναι :

A. η κατανομή της πίεσης στην επιφάνεια του σώματος

B. η κατανομή των διατμητικών δυνάμεων στην επιφάνεια του σώματος

Ανεξάρτητα από το πόσο πολύπλοκο μπορεί να είναι το σχήμα του σώματος, οι αεροδυναμικές δυνάμεις και οι ροπές στο σώμα οφείλονται αποκλειστικά στις δύο παραπάνω βασικές πηγές. Η μόνος μηχανισμός που διαθέτει η φύση για να μεταδώσει μια δύναμη σε ένα σώμα που κινείται μέσα από ένα ρευστό είναι οι κατανομές πίεσης και διατμητικών τάσεων στην επιφάνεια του σώματος.

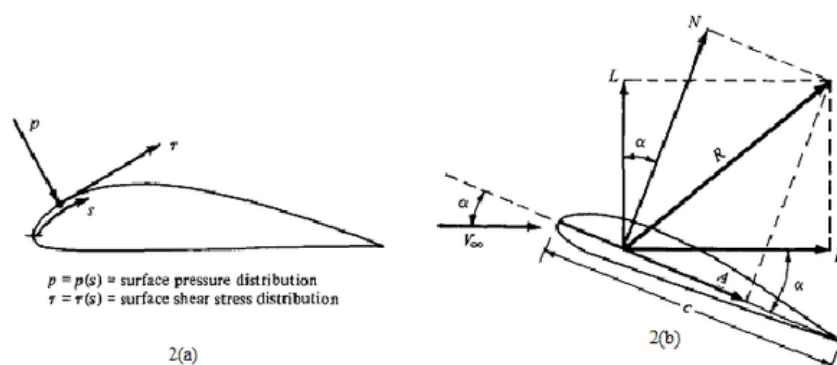


Εικόνα 2: Κατανομή πιέσεων και διατμητικών τάσεων στην επιφάνεια της αεροτομής

Με βάση την Εικόνα 2 και θεωρώντας η,κ διανύσματα κάθετα και παράλληλα αντίστοιχα στην επιφάνεια της αεροτομής σε ένα οποιαδήποτε σημείο πάνω στην επιφάνεια μπορεί να υπολογιστεί η αεροδυναμική δύναμη R . Θεωρώντας ds απειροελάχιστο μικρό τμήμα πάνω στην επιφάνεια και p, τ την τοπική διατμητική τάση και επιφάνεια τότε:

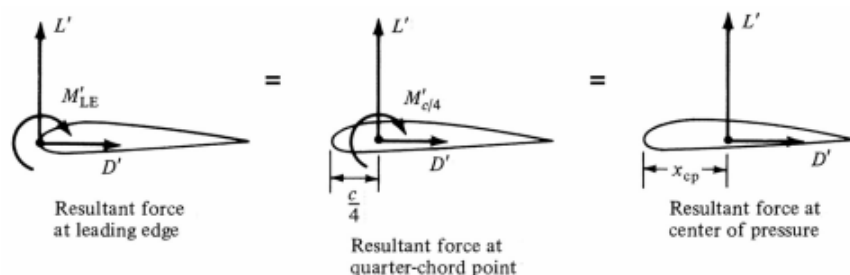
$$R = - \iint p \mathbf{n} dS + \iint \tau \mathbf{k} dS \quad (1)$$

Η ανάλυση των βασικών αεροδυναμικών δυνάμεων ξεκινά όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 3. Για αεροτομή προσανατολισμένη υπό γωνία προσβολής α στην διεύθυνση της ελεύθερης ροής. Η ταχύτητα ροής συμβολίζεται με V_∞ και ονομάζεται ταχύτητα ελεύθερης ροής. Η αεροδυναμική δύναμη R που προκύπτει από την Εξ. (1) έχει κλίση ως προς τον κάθετο άξονα όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 3. Η συνιστώσα της δύναμης R , η δύναμη της άντωσης L , είναι εξ ορισμού κάθετη στην ταχύτητα ελεύθερης ροής, ενώ η συνιστώσα της R , η δύναμη της οπισθέλκουσας D , είναι παράλληλη στην διεύθυνση ελεύθερης ροής [1].



Εικόνα 3: α) Φορά κατανομών των δυνάμεων επάνω στην αεροτομή, β) προκύπτουσα συγκεντρωμένη δύναμη μαζί με τις συνιστώσες

Οι κατανομές τις πίεσης και της διατμητικής τάσης δημιουργούς ροπές ως προς άξονες αναφοράς πάνω στην επιφάνεια της αεροτομής. Εφόσον ο άξονας βρίσκεται στο ένα τέταρτο της χορδής η προσκόπτουσα ροπή θα ονομάζεται $M_{c/4}$ και αντίστοιχα εάν βρίσκεται στο χείλος προσβολής M_{le} . Οι ροπές, όπως παρουσιάζονται και στην Εικόνα 4, είναι διαφορετικές μεταξύ του καθώς ορίζονται ως προς διαφορετικά σημεία επάνω στο σώμα. Από σύμβαση η ροπή που τείνει να στρέψει την αεροτομή και να αυξήσει την γωνία προσβολής θεωρείται θετική. Στην πραγματικότητα για αεροτομή με θετική καμπυλότητα οι ροπές που προκύπτουν είναι αρνητικές και τείνουν να στρέψουν την αεροτομή προς αρνητικές γωνίες προσβολής.



Εικόνα 4: Συγκεντρωμένες δυνάμεις και ροπές στην αεροτομή

Το αποτέλεσμα των κατανεμημένων δυνάμεων επάνω στο σώμα μπορεί να αναπαρασταθεί με την ισοδύναμη συγκεντρωμένη δύναμη R η οποία δρα επάνω στον κεντροειδή άξονα του κατανεμημένου φορτίου. Το σημείο που δρα η συγκεντρωμένη δύναμη ονομάζεται κέντρο πίεσης (center of pressure) και « x_{cp} » συμβολίζεται η απόσταση του κέντρου πίεσης από το χείλος προσβολής της αεροτομής. Όπως παρουσιάζεται και στην Εικόνα 4(c), το αποτέλεσμα του κατανεμημένου φορτίου είναι οι συγκεντρωμένες δυνάμεις που δρουν στο κέντρο πίεσης της αεροτομής χωρίς προκύπτουσα ροπή ως προς τον άξονα που διέρχεται από το σημείο αυτό [2].

2.2 Αεροδυναμικοί συντελεστές

Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά ενός σώματος μπορούν να περιγραφούν καλύτερα με τους αεροδυναμικούς συντελεστές. Αυτό συμβαίνει διότι οι αεροδυναμικοί συντελεστές οδηγούν σε αναλύσεις που χρειάζονται πολύ λιγότερες παραμέτρους για να προσδιορίσουν επακριβώς μία κατάσταση.

Αρχικά οι αεροδυναμικοί συντελεστές ορίζονται ως εξής:

Συντελεστής άντωσης:
$$C_l = \frac{L}{q_\infty S} \quad (1)$$

Συντελεστής οπισθέλκουσας:
$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2)$$

Συντελεστής ροπής:
$$C_M = \frac{M}{q_\infty S l} \quad (3)$$

Σε όλες τις παραπάνω εξισώσεις εμφανίζεται η δυναμική πίεση της ελεύθερης ροής που ορίζεται ως

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 \quad (4)$$

Όπου p_∞ η πυκνότητα ελεύθερης ροής και v_∞ η ταχύτητα της ελεύθερης ροής. Επίσης στο σημείο αυτό εισάγονται και τα παρακάτω μεγέθη:

$$Re = \frac{\rho_\infty v_\infty c}{\mu_\infty} \quad (5)$$

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty} \quad (6)$$

Όπου Re ο αριθμός Reynolds για την αεροτομή, c η χορδή της αεροτομής, M ο αριθμός Mach και a η ταχύτητα του ήχου.

Για τον προσδιορισμό όλων των παραμέτρων για μια κατάσταση ροής με βάση της δυνάμεις ισχύουν οι σχέσεις:

$$L = L(p_\infty, v_\infty, a_\infty, \mu_\infty, S, a) \quad (7)$$

$$D = D(p_\infty, v_\infty, a_\infty, \mu_\infty, S, a) \quad (8)$$

$$M = M(p_\infty, v_\infty, a_\infty, \mu_\infty, S, a) \quad (9)$$

Ενώ για την ίδια αεροδυναμική ανάλυση για μια δεδομένη κατάσταση ροής με βάση τους αεροδυναμικούς συντελεστές ισχύει:

$$Cl = f1(M_\infty, Re, a) \quad (10)$$

$$Cd = f2(M_\infty, Re, a) \quad (11)$$

$$Cm = f3(M_\infty, Re, a) \quad (12)$$

Από τα παραπάνω προκύπτει το συμπέρασμα ότι για ανάλυση με τους αεροδυναμικούς συντελεστές χρειαζόμαστε μόνο να προσδιορίσουμε την γωνία προσβολής τον αριθμό Mach και τον αριθμό Reynolds, γεγονός που οδηγεί σε ανάλυση ανεξάρτητη από τις διαστάσεις του εκάστοτε σώματος (dimensional analysis). Το παραπάνω συμπέρασμα αποτελεί πολύ σημαντικό εργαλείο. Αν τοποθετήσουμε ένα μοντέλο μικρής κλίμακας του Boeing 747 σε μία αεροσήραγγα στην ίδια γωνία προσβολής με το πραγματικό αεροπλάνο κατά την πτήση, και αν οι συνθήκες ροής στην αεροσήραγγα είναι τέτοιες ώστε ο αριθμός Reynolds και ο αριθμός Mach είναι οι ίδιοι σε πραγματική πτήση, τότε οι αεροδυναμικοί συντελεστές θα είναι ακριβώς οι ίδιοι με αυτούς που μετρήθηκαν στην αεροσήραγγα. Η αρχή αυτή έχει αποτελέσει κινητήρια δύναμη στο σχεδιασμό των αεροσχημάτων.

3. Άτριβη και Ιξώδη ροή

Τα μόρια του αέρα καθώς κινούνται μεταφέρουν μάζα, ορμή και ενέργεια από την μία θέση στην άλλη μέσα στο ρευστό. Αυτή η μεταφορά σε μοριακό επίπεδο οδηγεί σε φαινόμενα διάχυσης μάζας, ανάπτυξης ιξώδους τριβής και θερμικής αγωγιμότητας. Όλες οι ροές στην πραγματικότητα αναπτύσσουν φαινόμενα μεταφοράς και ονομάζονται ιξώδεις ροές. Αντίθετα, ροές που δεν περιλαμβάνουν τριβή, θερμική αγωγιμότητα ή διάχυση ονομάζονται άτριβες ροές. Τέτοιες ροές στην πραγματικότητα δεν υπάρχουν. Ωστόσο σε πολλές ροές τα φαινόμενα μεταφοράς επηρεάζουν ελάχιστα την ροή και έτσι μπορούν να προσεγγιστούν σε επίπεδο ανάλυσης ως άτριβες ροές.

Θεωρητικά για να υπάρξει άτριβη ροή ο αριθμός Reynolds τείνει προς το άπειρο. Παρόλα αυτά ροές με μεγάλους αλλά πεπερασμένους αριθμούς Reynolds μπορούν να προσεγγιστούν ως άτριβη ροή. Σε τέτοιες περιπτώσεις η επιρροή της τριβής και την διάχυσης περιορίζονται σε μία πολύ μικρή περιοχή κοντά στο σώμα, στο οριακό στρώμα, και η υπόλοιπη ροή θεωρείται άτριβη. Για ροές πάνω σε αεροτομές η προσέγγιση αυτή είναι συνήθως επαρκής για να πρόβλεψη ικανοποιητικά τις κατανομές πίεσης πάνω στο σώμα και δίνει ικανοποιητικά αποτελέσματα στην αναπαράσταση των γραμμών ροής και του πεδίου ροής μακριά από το σώμα.

Ωστόσο, η τριβή (η διατμητική τάση) είναι βασική πηγή της αεροδυναμικής οπισθέλκουσας, έτσι η άτριβη ροή από μόνη της δεν είναι επαρκείς για να την προβλέψει με ακρίβεια. Σε επίπεδο αεροτομής σε κάποιες ροές τα ιξώδη φαινόμενα δεν μπορούν να παραληφθούν. Ένα παράδειγμα τέτοια ροής είναι η ροή πάνω σε αεροτομή με υψηλή γωνία προσβολής, όπου το οριακό στρώμα τείνει να αποκολληθεί από την επιφάνεια σχηματίζοντας μια περιοχή στο πίσω μέρος της αεροτομής με πολύ έντονα τυρβώδη φαινόμενα. Η ανάπτυξη διατμητικής τάσης εμφανίζεται στις περιοχές που η ταχύτητα έχει κλίση σε σχέση με τις γραμμές ροής. Τέτοιες περιοχές αποτελούν τα οριακά στρώματα και η επίδραση αυτού του φαινομένου είναι πολύ μεγάλη. Το φαινόμενο αποκόλλησης της ροής είναι συνδεδεμένο με την ύπαρξη του οριακού στρώματος, καθώς όταν αυτό αποκολλάται από την επιφάνεια αλλάζει δραματικά η κατανομή των πιέσεων στην περιοχή αυτή και προκύπτει πολύ μεγάλη αύξηση της οπισθέλκουσας και κυρίως της οπισθέλκουσας πίεσης (pressure drag).

3.1 Άτριβη ροή

3.1.1 Θεώρημα Bernoulli

Στης αρχές του δέκατου όγδοου αιώνα με το έργο του Johann και Daniel Bernoulli και του Leonhard Euler έγινε για πρώτη φορά κατανοητή η σχέση μεταξύ πίεση και

ταχύτητας στην ασυμπίεστη ροή. Η εξίσωση που περιγράφει την σχέση αυτή είναι η εξής:

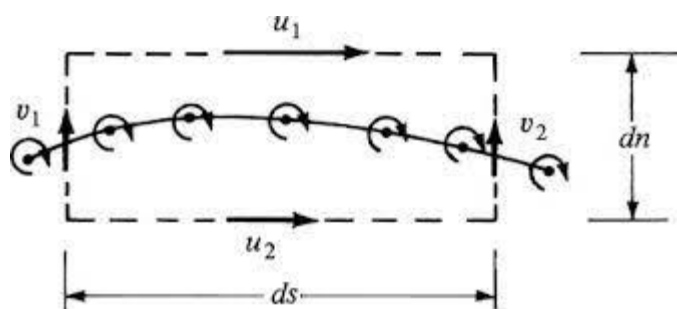
$$P + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{const} \quad (13)$$

Η εξίσωση αυτή αποτελεί μία από τις σημαντικότερες εξισώσεις στη θεωρία των ρευστών.

3.1.2 Κυκλοφορία γύρω από αεροτομή

Για την ανάλυση της κυκλοφορίας θεωρείται άπειρος αριθμός δινών με απειροελάχιστη ισχύ [1]. Εάν δούμε τον σχηματισμό αυτό σε προοπτική σχηματίζεται ένα φύλλο δινών η αλλιώς «vortex sheet» και ορίζεται ως $\gamma = \gamma(s)$ η δύναμη του όπως φαίνεται στην Εικόνα 5. Στη συνέχεια ορίζεται η κυκλοφορία της αεροτομής ως:

$$\Gamma = \int_{\alpha}^{\beta} \gamma ds \quad (14)$$



Εικόνα 5: Κατανομή δινών επάνω στην επιφάνεια αεροτομής

3.1.3 Θεώρημα Kutta- Joukowski

Η ανάλυση ξεκινά θεωρώντας μια ροή ρευστού γύρω από μια αεροτομή και θεωρώντας καμπύλη επιφάνειας γύρω από την επιφάνεια της αεροτομής. Εάν η αεροτομή παράγει άντωση το πεδίο ταχύτητας γύρω από την αεροτομή θα είναι τέτοιο έτσι ώστε το ολοκλήρωμα ταχύτητας γύρω από το A να είναι πεπερασμένο δηλαδή η κυκλοφορία Γ είναι πεπερασμένη.

$$\Gamma = \oint V ds \quad (15)$$

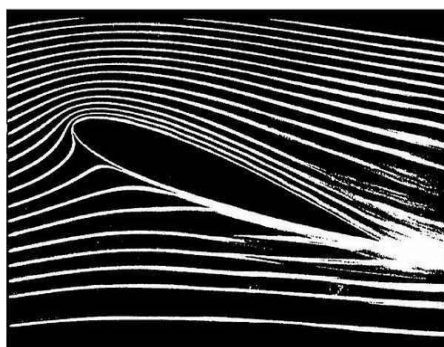
Έτσι προκύπτει από το θεώρημα Kutta Joukowski ότι η άντωση ανά μήκος του φτερού δίνεται από την εξίσωση:

$$L' = \rho_{\infty} v_{\infty} \Gamma (16)$$

Το σημαντικό που προκύπτει από την εξίσωση Kutta-Joukowski είναι ότι η άντωση ανά μονάδα μήκους φτερού σε ένα δυσδιάστατο σώμα είναι ευθέως ανάλογη με την κυκλοφορία Γ . Το θεώρημα Kutta-Joukowski είναι απλά ένα εναλλακτικός τρόπος να εκφραστεί η δημιουργία άντωσης από την κατανομή της επιφανειακής πίεσης. Έτσι το συμπέρασμα είναι ότι η άντωση προκαλείται από την ανισορροπία της επιφανειακής κατανομής των πιέσεων επάνω στην επιφάνεια της αεροτομής και η κυκλοφορία Γ είναι ένα μέγεθος που προσδιορίζεται από τις πιέσεις αυτές. Η σχέση μεταξύ της κατανομής των πιέσεων επάνω στην επιφάνεια της αεροτομής (που προκαλούν την L) και της κυκλοφορίας Γ δίνεται στην Εξ. (16). Παρόλα αυτά η χρησιμότητα του Θεωρήματος Kutta-Joukowski έγκειται στο γεγονός ότι στην θεωρία της ασυμπίεστης ροής είναι πολύ πιο εύκολο να προσδιοριστεί η κυκλοφορία γύρω από την επιφάνεια ενός σώματος παρά η επιφανειακή κατανομή των πιέσεων.

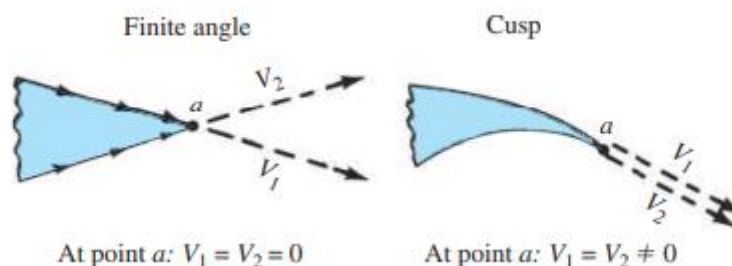
3.1.4 Συνθήκη Kutta

Η παρατήρηση της ροής επάνω σε αεροτομές υποδεικνύει ότι ο όγκος ρευστού φεύγει ομαλά από την πάνω και την κάτω επιφάνεια της αεροτομής από το χείλος εκφυγής. Αυτό το μοτίβο ροής όπως παρουσιάζεται στις Εικόνα 6 αντιπροσωπεύει τον τύπο της ροής πάνω σε μία αεροτομή. Με βάση την Εικόνα 6 τονίζουμε και πάλι ότι κατά την καθιέρωση της σταθερής ροής πάνω από μια δεδομένη αεροτομή σε μια δεδομένη γωνία προσβολής, η φύση υιοθετεί εκείνη τη συγκεκριμένη τιμή της κυκλοφορίας που έχει ως αποτέλεσμα τη ροή να φεύγει ομαλά από την ουρά. Αυτή η παρατήρηση έγινε για πρώτη φορά και χρησιμοποιήθηκε στο θεωρητική ανάλυση από τον Γερμανό μαθηματικό M. Wilhelm Kutta το 1902 [1]. Ως εκ τούτου, έγινε γνωστή ως συνθήκη Kutta.



Εικόνα 6: Ομαλή ροή κατά μήκος της επιφάνειας της αεροτομής

Για να εφαρμοστεί η συνθήκη Kutta σε μια θεωρητική ανάλυση, πρέπει να αναλυθεί η φύση της ροής στη χείλος εκφυγής. Πρώτον, θεωρείται χείλος εκφυγής με πεπερασμένη γωνία, όπως φαίνεται στα αριστερά του Σχήμα 7(α). Οι ταχύτητες V_1, V_2 είναι παράλληλες στην άνω και στην κάτω επιφάνεια στο σημείο α της Εικόνας 7. Έτσι για πεπερασμένες ταχύτητες προκύπτει ότι θα έπρεπε να υπάρχουν δυο ταχύτητες με διαφορετικές κατευθύνσεις στο σημείο α πράγμα αδύνατο. Έτσι προκύπτει $V_1=V_2=0$. Εάν οι ταχύτητες στο σημείο α είναι παράλληλες όπως φαίνονται στην Εικόνα 7(β) τότε έχουν ίδιο μέτρο και διεύθυνση.



Εικόνα 7: Συνθήκη Kutta για το χείλος εκφυγής[1].

Από το θεώρημα Bernoulli προκύπτει μοναδική μη μηδενική πίεση P_a στο σημείο α.

$$P_a + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_a + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad (17)$$

Όπου: $V_1 = V_2$

Από το θεώρημα Kutta προκύπτουν λοιπόν τα εξής πορίσματα

1. Για μια δεδομένη αεροτομή σε μια δεδομένη γωνία προσβολής, η τιμή της κυκλοφορίας Γ γύρω από την αεροτομή είναι τέτοια ώστε η ροή να εγκαταλείπει ομαλά το χείλος εκφυγής.
2. Εάν η γωνία της ακμής εκφυγής είναι πεπερασμένη τότε αποτελεί σημείο αποκοπής (stagnation point).
3. Εάν οι ταχύτητες που προκύπτουν στο χείλος εκφυγής είναι παράλληλες τότε είναι ίσες σε μέγεθος και διεύθυνση.

Το θεώρημα Kutta μπορεί να συνοψιστεί στην παρακάτω εξίσωση (Εξ. 18) :

$$\gamma(TE) = V_1 - V_2 = 0 \quad (18)$$

3.2 Ιξώδης ροή

Η ιξώδης ροή είναι απόλυτα υπεύθυνη για την ανάπτυξη τριβής στην επιφάνεια της αεροτομής και δρα μέσω δύο μηχανισμών [3]. Αρχικά οφείλεται στην ύπαρξη της τριβής επιδερμίδας (skin-friction drag) λόγω της αναπτυσσόμενης διατμητικής τάσης και στην τριβή πίεσης λόγω της αποκόλλησης της ροής (pressure drag ή drag).

Για τον υπολογισμό τις τριβής επιδερμίδας γίνεται χρήση των λύσεων των εξισώσεων της θεωρίας του οριακού στρώματος[1]. Δίνεται το πάχος οριακού στρώματος στην περίπτωση στρωτής ροής ως:

$$\delta = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_x}} \quad (19)$$

Όπου:

$$Re_x = \frac{\rho V_\infty x}{\mu_\infty} \quad (20)$$

Ο τοπικός αριθμός Reynolds, όπου το “x” μετριέται από την ακμή προσβολής.

Στην Εξ. (19) φαίνεται ότι το πάχος εξαρτάται από την ρίζα της απόστασης. Έτσι το οριακό στρώμα αναπτύσσεται παραβολικά επάνω στην αεροτομή σε απόσταση από την ακμή προσβολής.

Το ολοκλήρωμα των διατμητικών τάσεων στην επάνω και στην κάτω επιφάνεια δίνει την αντίσταση τριβής και προκύπτει ότι ο συντελεστής τριβής επιδερμίδας είναι:

$$C_f = \frac{D_{f \text{ top or bottom}}}{q_\infty S} \quad (21)$$

Ενώ σε σχέση με τον αριθμό Reynolds :

$$C_f = 1.328/\sqrt{Re_c} \quad (22)$$

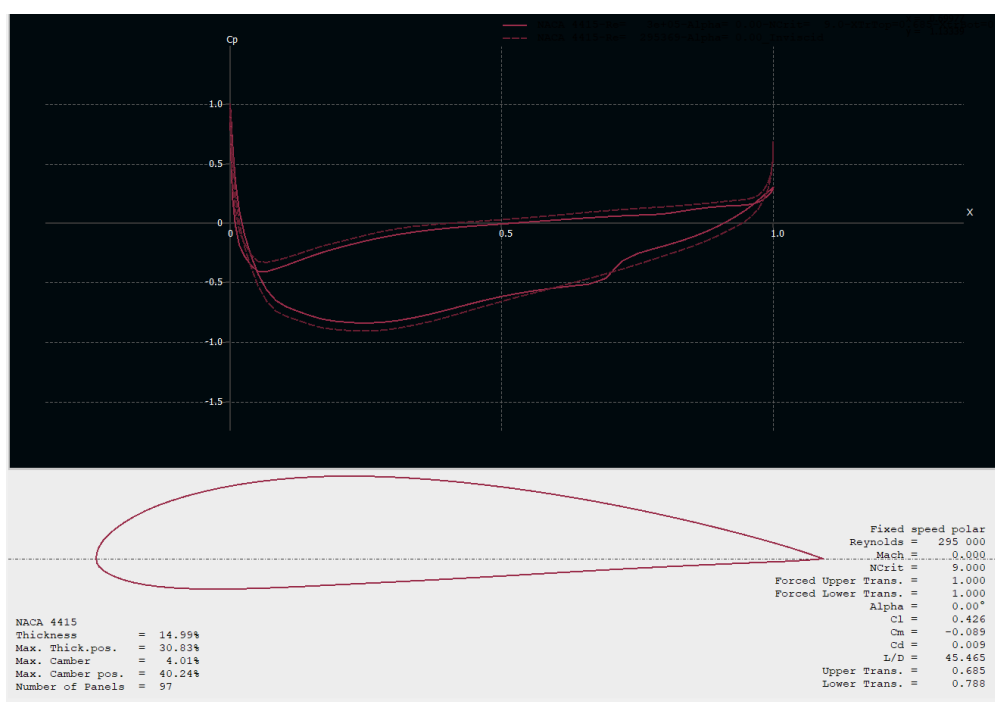
Όπου Re_c ο αριθμός Reynolds σε σχέση με την χορδή της αεροτομής.

Αντίστοιχα τα αποτελέσματα του οριακού στρώματος για τυρβώδης ροή είναι:

$$\delta = \frac{0.37x}{Re_x^{\frac{1}{5}}} \quad (23)$$

$$C_f = \frac{0.074}{Re_c^{\frac{1}{5}}} \quad (24)$$

Για λόγους συνεκτικότητας της εργασίας είναι πολύ σημαντικό να αναλυθεί με λεπτομέρεια και η κατάσταση εκείνη της ροής που προκαλεί τον αποχωρισμό του οριακού στρώματος.



Διάγραμμα 1. Κατανομή συντελεστή C_p για μηδενική γωνία προσβολής.

Το φαινόμενο μπορεί να περιγράψει με ακρίβεια με βάση του διαγράμματος που προέκυψε στο λογισμικό XFLR για την αεροτομή NACA 4415.

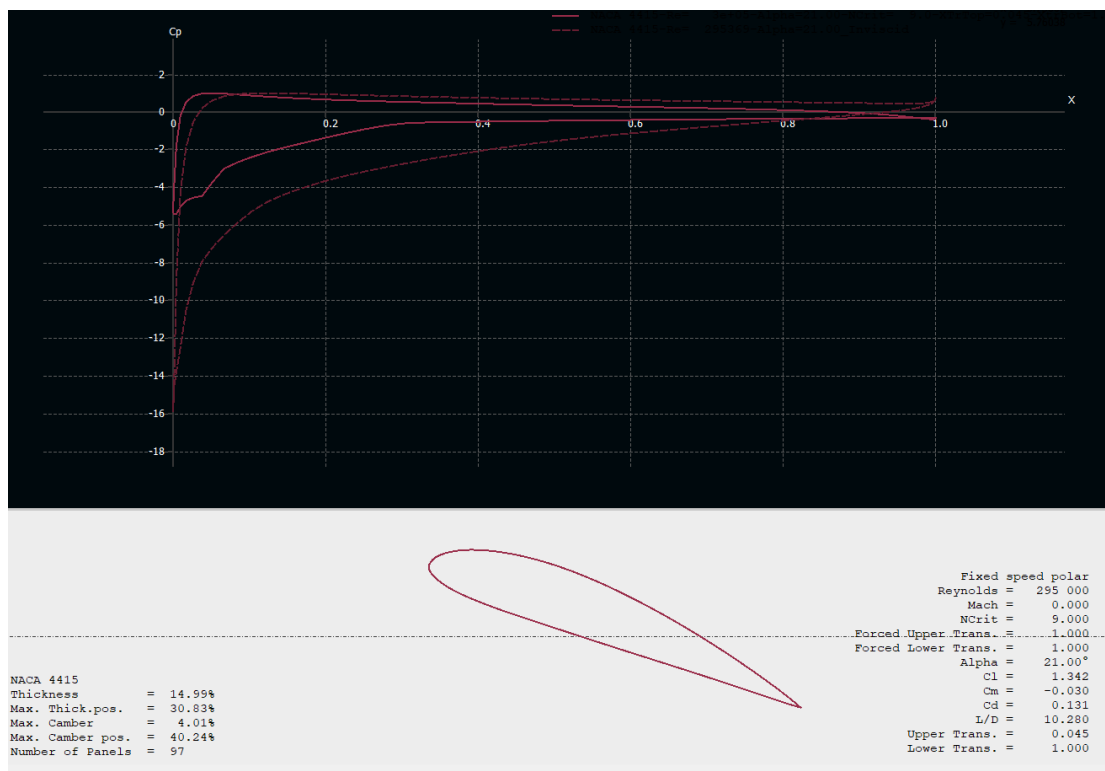
Αρχικά η ανάλυση ξεκινά με τον ορισμό του συντελεστή πίεσης C_p .

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2} \quad (25)$$

Όπου P είναι η τοπική στατική πίεση και p_∞ η πίεση της ελεύθερης ροής.

Ξεκινώντας από το σημείο αποκοπής στην ακμή προσβολής, που για ασυμπίεστες ροές θεωρείται $C_p = 1$, η ροή όπως φαίνεται στο Διάγραμμα 1 εκτονώνεται στην επάνω επιφάνεια και η πίεση μειώνεται δραστικά φτάνοντας μια ελάχιστη τιμή στο 20% της χορδής της πτέρυγας. Το σημείο της ελάχιστης πίεσης (άρα και της μέγιστης ταχύτητας) δεν αντιστοιχεί στη θέση του μέγιστου πάχους της αεροτομής. Η διαίσθηση θα μπορούσε αρχικά να υποδείξει ότι, τουλάχιστον για μια συμμετρική αεροτομή με γωνία προσβολής $\text{AoA}=0$ η θέση της ελάχιστης πίεσης (μέγιστη ταχύτητα) στην επιφάνεια θα μπορούσε να είναι στο μέγιστο πάχος της αεροτομής ωστόσο δεν συμβαίνει. Η φύση τοποθετεί τη μέγιστη ταχύτητα σε ένα σημείο το οποίο ικανοποιεί τη φυσική ολόκληρου του πεδίου ροής, όχι μόνο ό,τι συμβαίνει σε μια τοπική περιοχή της ροής. Το σημείο της μέγιστης ταχύτητας υπαγορεύεται από το συνολικό σχήμα της αεροτομής, όχι μόνο από το σχήμα σε μια τοπική περιοχή. Στη συνέχεια όσο η ροή επεκτείνεται, η πίεση σταδιακά αυξάνεται, φτάνοντας μια τιμή

ελαφρώς υψηλότερη από την πίεση της ελεύθερης ροής στο χείλος εκφυγής. Στην περιοχή όπου η πίεση αυξάνεται στη κατεύθυνση της πίεσης και ο συντελεστής dp/dx είναι θετικός. Όταν ο συντελεστής αυτός είναι μικρός η ροή παραμένει προσκολλημένη.



Διάγραμμα 2: Κατανομή συντελεστή C_p για γωνία προσβολής 20° .

Στο Διάγραμμα 2 παρουσιάζεται η κατανομή του συντελεστή πίεσης όταν η αεροτομή στραφεί 20° . Εάν θεωρηθεί άτριβη ροή, χωρίς αποκόλληση, η πίεση πέφτει σε μια τιμή $C_p = -16$ όπως φαίνεται στο διάγραμμα με τις διακεκομμένες γραμμές και στη συνέχεια αυξάνεται πολύ απότομα σε μια τιμή λίγο πάνω από την πίεση του ελεύθερου ρεύματος στην ακμή εκφυγής. Σε αυτήν την περίπτωση η τιμή του όρου dp/dx θα είναι πάρα πολύ μεγάλη λόγω της απότομης αυτής αύξησης. Η ροή τείνει να αποκολληθεί από την επιφάνεια. Στην ιξώδης ροή, όπως και συμβαίνει στην περίπτωση αυτή, η πραγματική κατανομή πίεσης παρουσιάζεται στο σχήμα με την συμπαγή γραμμή. Στην πραγματική ροή η πίεση δεν πέφτει τόσο δραματικά χαμηλά και η πίεση στο χείλος εκφυγής δεν αποκαθίσταται με τιμή πάνω από την τιμή της ελεύθερης ροής.

Για να γίνει εμφανές πως αυξάνεται η τριβή είναι σημαντικό να αναλυθεί τι συμβαίνει στην περιοχή της αεροτομής κοντά στο χείλος εκφυγής. Σε αυτό το τμήμα της επιφάνειας της αεροτομής, η πίεση για τη διαχωρισμένη ροή είναι μικρότερη από την πίεση που θα υπήρχε αν η ροή ήταν προσκολλημένη. Επιπλέον, η ανώτερη επιφάνεια κοντά στο χείλος εκφυγής γεωμετρικά έχει μεγαλύτερη κλίση προς την οριζόντια, είναι κάπως στραμμένη προς την οριζόντια κατεύθυνση. Λόγω της κλίσης της άνω

επιφάνειας κοντά στην ακμή ουράς, η πίεση που ασκείται σε αυτό το τμήμα της επιφάνειας έχει μια ισχυρή συνιστώσα στην οριζόντια κατεύθυνση. Η καθαρή αντίσταση πίεσης στην αεροτομή είναι η διαφορά μεταξύ της δύναμης που ασκείται στη μπροστινή επιφάνεια της αεροτομή προς τα δεξιά και της δύναμης που ασκείται στο πίσω μέρος που ωθεί προς τα αριστερά. Ως εκ τούτου, για τη περίπτωση της αποκολλημένης ροής, υπάρχει μικρότερη δύναμη στο χείλος εκφυγής που ωθεί προς τα αριστερά και η συνολική αντίσταση λόγω πίεσης είναι αυξημένη.

4. Αεροτομές

4.1 Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά

Οι πρώτες αεροτομές αναπτύχθηκαν από τον Horatio F. Phillips το 1884 ο οποίος έκανε τα πρώτα πειράματα αεροτομών σε αεροσήραγγες. Στη συνέχεια, πρωτοπόροι υπήρξαν οι Wright brothers όπου έκαναν και την πρώτη πτήση τον Δεκέμβριο του 1903 έπειτα από δοκιμές αεροτομών σε αεροσήραγγα. Έπειτα, το 1930 οι κύριοι πρωτοπόροι που δημιούργησαν σχήματα αεροτομών που χρησιμοποιούνται μέχρι και σήμερα ήταν η NACA, προκάτοχοι της σημερινής NASA[4].

Η γεωμετρία της αεροτομής παρουσιάζεται στην Εικόνα 8. Αναλυτικά τα βασικότερα γεωμετρικά χαρακτηριστικά μιας αεροτομής είναι τα εξής:

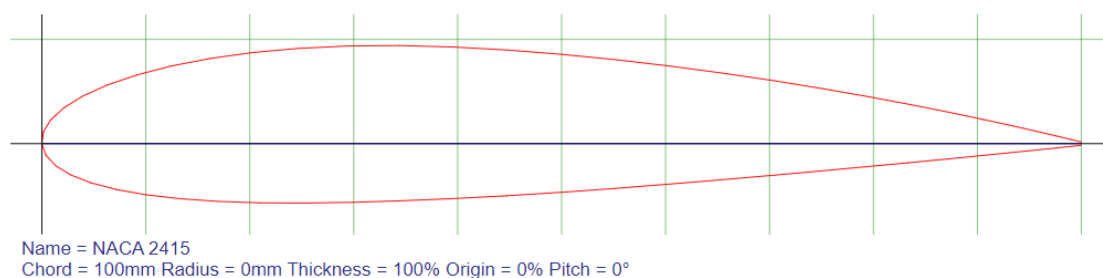
1. Η Μέση Γραμμή της αεροτομής ή Mean Camber Line είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που ισαπέχουν από την πάνω και την κάτω επιφάνεια της αεροτομής.
2. Η Ακμή ή Χείλος Προσβολής της αεροτομής ή Leading Edge είναι το εμπρός άκρο της Μέσης Γραμμής.
3. Η Ακμή ή Χείλος Εκφυγής της αεροτομής ή Trailing Edge είναι το πίσω άκρο της Μέσης Γραμμής.
4. Η Χορδή της αεροτομής ή Chord Line ονομάζεται η ευθεία γραμμή που συνδέει το χείλος προσβολής με το χείλος εκφυγής.
5. Η Μέγιστη Καμπυλότητα της αεροτομής ή Camber είναι η μέγιστη απόσταση μεταξύ της χορδής και της Μέσης Γραμμής.
6. Το Πάχος της αεροτομής ή Thickness είναι η απόσταση μεταξύ της πάνω και της κάτω επιφάνειας αεροτομής μετρούμενη κάθετα στη χορδή.

Το σχήμα της αεροτομής είναι συνήθως κυκλικό στην πρόσθια ακμή με ακτίνα αιχμής 0.02c. Αρχικά όλες οι αεροτομές που αναπτύχθηκαν και κυρίως οι αεροτομές NACA παράγονται από τον καθορισμό της μέσης γραμμής καμπυλότητας και στη συνέχεια με τον προσδιορισμό συμμετρικής κατανομής πάχους γύρω από τη μέση γραμμή.

Η πρώτη οικογένεια αεροτομών NACA που αναπτύχθηκαν ήταν η τετραψήφια σειρά (4-digit NACA airfoils) όπως για παράδειγμα η NACA 2415 που θα αποτελέσει αντικείμενο μελέτης της διπλωματικής. Η ερμηνεία της τετραψήφιας σειράς ορίζεται

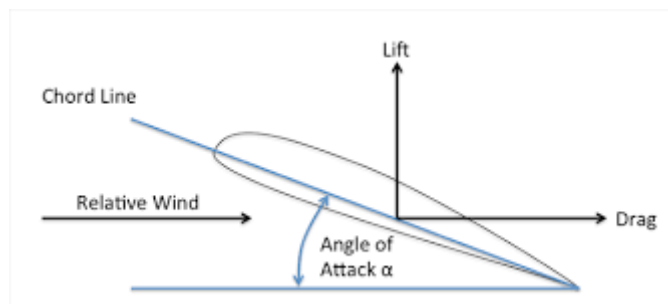
ως εξής. Το πρώτο ψηφίο ορίζει την μέγιστη καμπυλότητα σε εκατοστά της χορδής, το δεύτερο ψηφίο είναι η θέση μέγιστης καμπυλότητας κατά μήκος της χορδής μετρώντας από την ακμή προσβολής σε δέκατα της χορδής και τα δύο τελευταία ψηφία δίνουν το μέγιστο πάχος σε εκατοστά της χορδής. Στη NACA 2415 η μέγιστη καμπυλότητα είναι 0.02 c η οποία βρίσκεται στη θέση 0.4 c από την ακμή προσβολής και το μέγιστο πάχος είναι 0.15 c.

Στο Σχήμα 8 παρουσιάζεται η αεροτομή NACA 2415 όπως παράγεται από το Airfoil Tools [5].



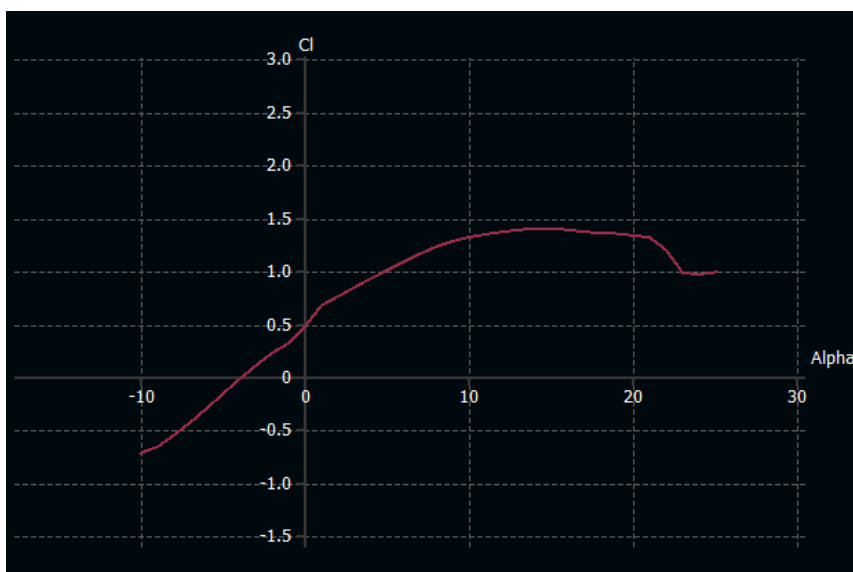
Εικόνα 8: Αεροτομή 2415 όπως παρουσιάζεται στη βάση δεδομένων Airfoil Tools.

Η πρώτη εξάρτηση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών θεωρείται από την γωνία προσβολής (angle of attack– AoA). Η γωνία προσβολής α είναι η γωνία που σχηματίζει η αεροτομή με το διάνυσμα της ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος όπως φαίνεται στην Εικόνα 9.



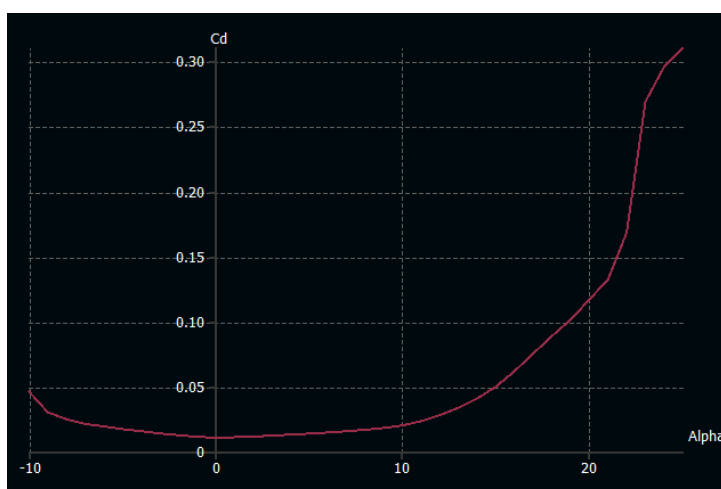
Εικόνα 9: Γωνία προσβολής και εξάρτηση δυνάμεων.

Παρακάτω θα παρουσιαστεί μια τυπική κατανομή του συντελεστή άντωσης C_L σε σχέση με την γωνία προσβολής AoA όπως προέκυψε από το λογισμικό XFRLR για την αεροτομή NACA 2415.



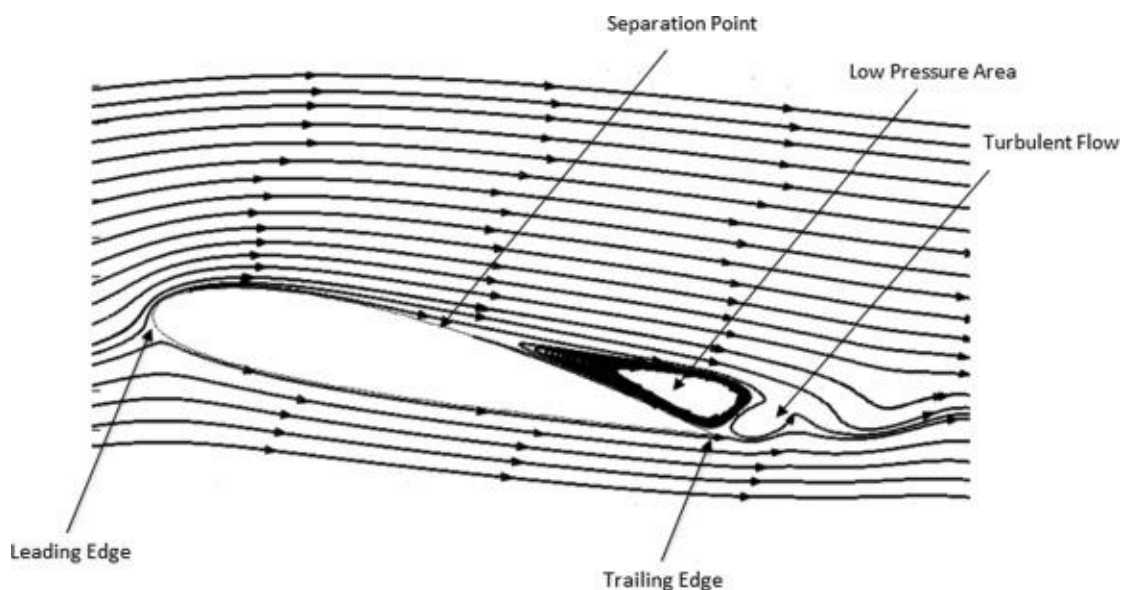
Διάγραμμα 3: Εξάρτηση Συντελεστή Άντωσης από την γωνία προσβολής.

Όπως παρατηρείται στο Διάγραμμα 3 σε χαμηλές έως μέτριες γωνίες προσβολής το C_l μεταβάλλεται γραμμικά με την γωνία α και η κλίση αυτής της ευθείας συμβολίζεται α_0 και ονομάζεται κλίση της καμπύλης άντωσης (lift slope). Σε αυτή την περιοχή, η ροή κινείται ομαλά πάνω στην αεροτομή και είναι προσκολλημένη στο μεγαλύτερο μέρος της επιφάνειας. Ωστόσο καθώς το α γίνεται μεγαλύτερο, η ροή τείνει να διαχωριστεί από την επάνω επιφάνεια της αεροτομής δημιουργώντας ένα μεγάλο μέρος αποκολλημένης ροής στο πίσω μέρος της αεροτομής όπου εκεί εμφανίζονται φαινόμενα τυρβώδους ροής όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 10. Μέσα στη περιοχή αποκόλλησης, η ροή ανακυκλοφορεί και μέρος της ροής κινείται στη πραγματικότητα προς την αντίθετη κατεύθυνση από την ελεύθερη ροή (reversed flow). Τα αποτελέσματα του παραπάνω φαινομένου σε μεγάλες γωνίες προσβολής είναι η μείωση της άντωσης και η μεγάλη αύξηση της τριβής όπως φαίνεται στο Διάγραμμα 3,4.

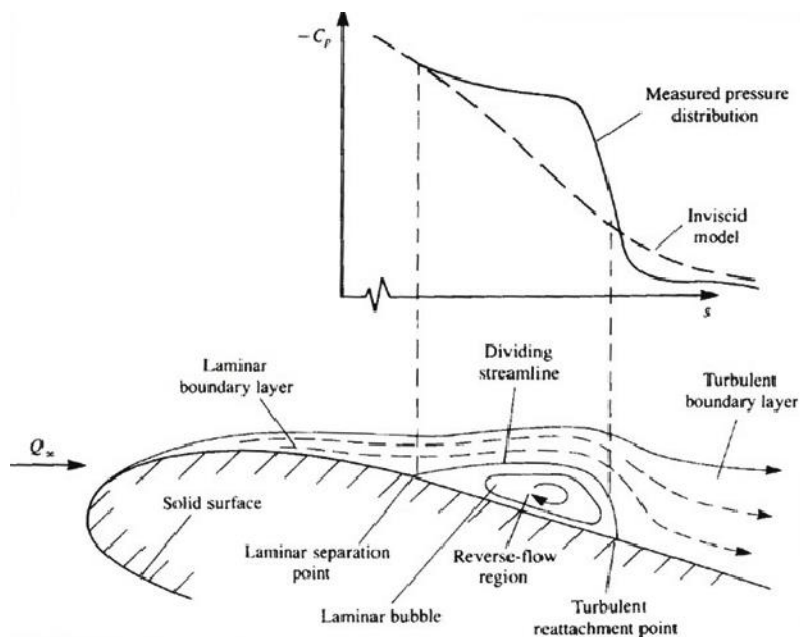


Διάγραμμα 4: Εξάρτηση συντελεστή οπισθέλκουσας από την γωνία προσβολής.

Στην κατάσταση αυτή η αεροτομή έχει «στολάρει». Η μέγιστη τιμή C_L παρατηρείται ακριβώς προτού η αεροτομή «στολάρει», ονομάζεται C_{Lmax} και αποτελεί ένα από τα πιο σημαντικά χαρακτηριστικά της αεροτομής καθώς καθορίζει την ταχύτητα V_{stall} (stalling speed) του αεροσκάφους. Τέλος, στο Διάγραμμα 3 παρατηρείται ότι η άντωση ακόμα και σε μηδενική γωνία προσβολής έχει θετική τιμή ενώ μηδενίζεται μόνο όταν η αεροτομή βρεθεί σε αρνητικές τιμές γωνίας προσβολής. Για συμμετρικές αεροτομές η άντωση μηδενίζεται σε μηδενική γωνία προσβολής ενώ για όλες τις αεροτομές με θετική καμπυλότητα μηδενικά άντωση προκύπτει μόνο σε αρνητικές γωνίες (AoA).



Εικόνα 10: Αναπαράσταση διαχωρισμού ροής επάνω σε αεροτομή και δημιουργία απορεύματος.



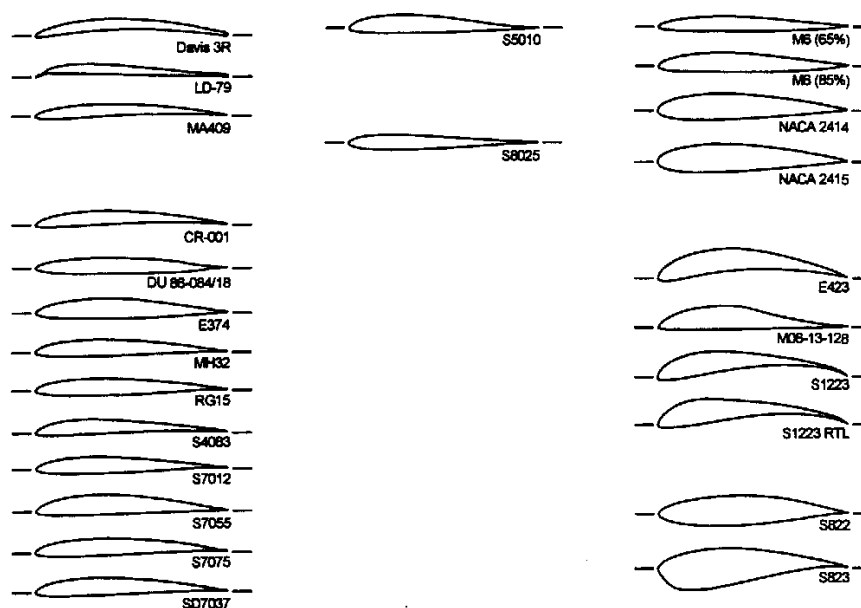
Εικόνα 11: Αναπαράσταση του «laminar separation bubble» επάνω σε αεροτομή [6].

4.2 Αεροτομές για μικρούς αριθμούς Reynolds

Οι ροές με χαμηλό αριθμό Reynolds καθορίζονται συχνά από την κατάσταση του οριακού στρώματος και τη συμπεριφορά του διαχωρισμού του οριακού στρώματος. Για $Re < 5 \times 10^4$ το οριακό στρώμα είναι στρωτό και ανθεκτικό σε διαταραχές που μπορεί να οδηγήσει στη μετάβαση σε τυρβώδες στρώμα. Η ροή υψηλότερης πίεσης στην επιφάνεια του φτερού συναντά στο χείλος εκφυγής την ελεύθερη ροή και έτσι δημιουργείται μία περιοχή με έντονες αλλαγές πίεσης. Για αεροτομές με $Re > 10^6$ η ροή βρίσκεται μέσα στην περιοχή τυρβώδους οριακού στρώματος και δεν παρατηρείται εύκολα αποκόλληση. Ωστόσο οι έντονες μεταβάσεις πίεσης που συναντά το στρωτό οριακό στρώμα σε περιοχές με μικρό αριθμό Re προκαλούν εύκολα το διαχωρισμό του χωρίς επακόλουθη μετάβαση σε τυρβώδη ροή και έτσι δεν πραγματοποιείται επαναπροσκόλληση του οριακού στρώματος. Κατά συνέπεια, η κατάσταση αυτή της ροής χαρακτηρίζεται από χαμηλούς συντελεστές άνωσης και υψηλούς συντελεστές οπισθέλκουσας. Έτσι η απόδοση της αεροτομής σε αυτόν τον τύπο της ροής είναι αρκετά χαμηλή [7].

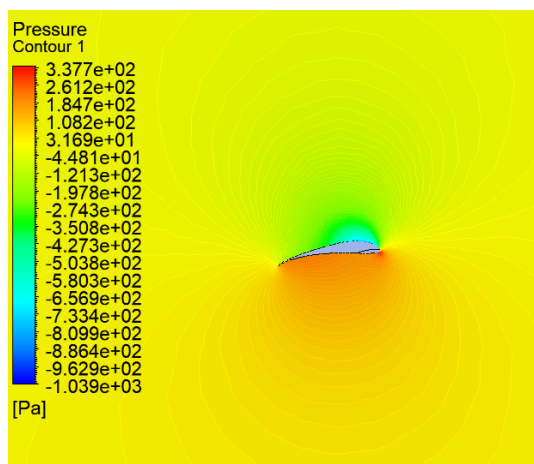
Όταν αυξάνεται ο αριθμός Re γίνεται εφικτή η μετάβαση του αποκολλημένου στρώματος σε τυρβώδη ροή. Σε αυτή την περιοχή τιμών όταν το οριακό στρώμα αποκολλάται μπορεί να συμβεί γρήγορη μετάβαση σε τυρβώδη ροή και επαναπροσκόλληση της ροής ως τυρβώδες οριακό στρώμα. Αυτό το φαινόμενο παρουσιάζεται στην Εικόνα 11 και ονομάζεται «laminar separation bubble». Οι φυσαλίδες αυτές προφανώς επηρεάζουν την αεροδυναμική της αεροτομής, δημιουργώντας μη γραμμική κατανομή άντωσης λόγω της μετατόπισης τους και αυξάνουν την αντίσταση.

Όπως αποδεικνύεται από τη βιολογική εξέλιξη, η λύση της αεροτομής των πτηνών στην περιοχή μικρών αριθμών Reynolds είναι αυτή μιας λεπτής αεροτομής με μεγάλη καμπυλότητα. Δοκιμές σε αεροσήραγγα έχουν δείξει ότι οι απλές επίπεδες πλάκες υπερτερούν στις αεροδυναμικές ιδιότητες έναντι των συμβατικών διατομών αεροτομής για $Re < 80.000$. Το πεδίο ροής που σχετίζεται με μια λεπτή επίπεδη πλάκα είναι διαφορετικό από αυτό μιας συμβατικής αεροτομής. Το οριακό στρώμα που φτάνει στην ακμή προσβολής (LE) της πλάκας είναι στρωτό. Έτσι, η αιχμηρή ακμή προσβολής LE προκαλεί μια εξαιρετικά υψηλή κλίση πίεσης που όχι μόνο επιβάλλει το διαχωρισμό της ροής αλλά προωθεί γρήγορα τη μετάβαση σε τυρβώδες οριακό στρώμα. Μέσω της ανάμιξης με το ελεύθερο στρώμα ροής, το διατμητικό στρώμα εμπλουτίζεται με ενέργεια διευκολύνονται την επαναπροσκόλληση της ροής μέσω της μορφής φυσαλίδας. Μελέτες σε αεροσήραγγες έχουν δείξει ότι αεροτομές με χείλος προσβολής με καμπυλότητα 5-6% είναι βέλτιστο όσον αφορά την επίτευξη υψηλού λόγου άνωσης προς οπισθέλκουσα για ροές σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds [8].

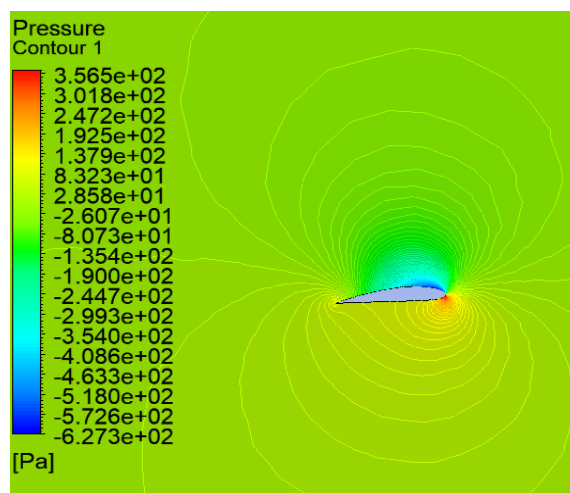


Εικόνα 12 : Αεροτομές για τιμές $Re < 80.000$.

Για λόγους συνεκτικότητας παρακάτω παρουσιάζονται τα διαγράμματα πίεσης για ροή με χαμηλό αριθμό Reynolds όπως προέκυψαν από υπολογιστική ανάλυση στο ANSYS FLUENT. Οι συνθήκες ροής είναι οι ίδιες και για της δύο αεροτομές. Η πρώτη αεροτομή είναι η S1223. Τα χαρακτηριστικά της από την βάση δεδομένων Airfoil Tools περιλαμβάνουν μέγιστο πάχος 12,1% σε απόσταση 19,8% της χορδής από το χείλος προσβολής και μέγιστη καμπυλότητα 8,1% σε απόσταση 49% της χορδής. Η δεύτερη αεροτομή είναι η NACA 4415 και έχει μέγιστο πάχος 15% σε απόσταση 29.5% της χορδής και μέγιστη καμπυλότητα 2% σε απόσταση 39,6% της χορδής [5]. Όπως παρατηρείται στα Διαγράμματα 5,6 στην αεροτομή S1223 παρατηρείται πολύ μεγαλύτερη διαφορά πίεσης ανάμεσα στην κάτω και στην πάνω επιφάνεια το οποίο οφείλεται στο μικρότερο πάχος και στην μεγαλύτερη καμπυλότητα της όπως αναπτύχθηκε διεξοδικά παραπάνω. Το γεγονός αυτό οδηγεί σε πολύ μεγαλύτερους συντελεστές άντωσης.



Διάγραμμα 5: Κατανομή πιέσεων σε πτέρυγα S1213.

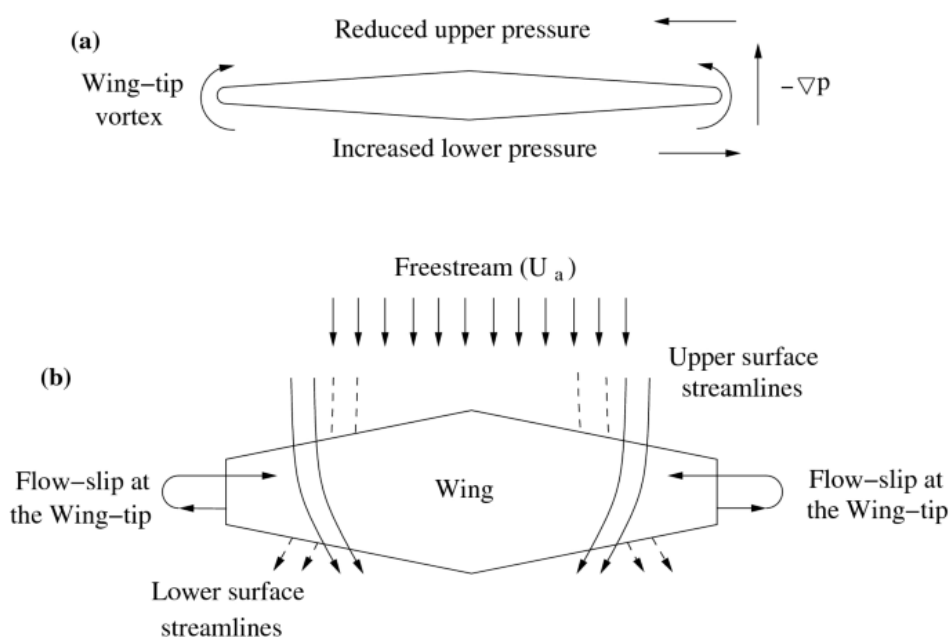


Διάγραμμα 6 : Κατανομή πιέσεων σε πτέρυγα NACA 2415.

5. Τρισδιάστατη ροή πτέρυγας

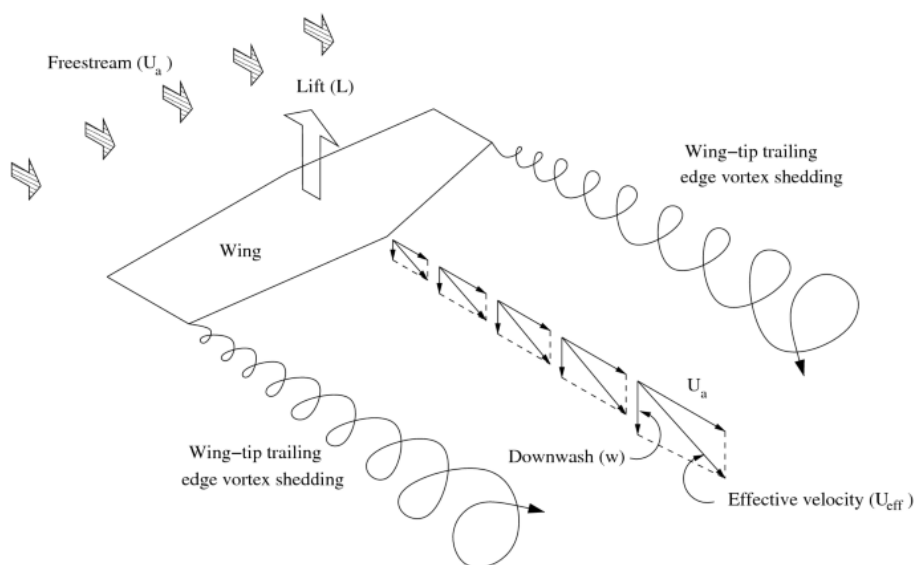
5.1 Άτριβη ροή

Η ροή πάνω από μία αεροτομή όπως παρουσιάστηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο είναι δισδιάστατη. Αντιθέτως, η ροή επάνω σε πεπερασμένη πτέρυγα είναι τρισδιάστατη οπότε η μελέτη ροής περιλαμβάνει και μία συνιστώσα επάνω στην διεύθυνση του εκπετάσματος. Η φυσική πίσω από την δημιουργία άντωσης στην πτέρυγα έγκειται στην ύπαρξη υψηλής πίεσης στην κάτω επιφάνεια και αρκετά χαμηλότερης στην επάνω επιφάνεια. Η συνισταμένη ανισορροπία στην κατανομή της πίεσης δημιουργεί την άντωση όπως αναλύθηκε και στην περίπτωση της αεροτομής στο Κεφάλαιο 3.



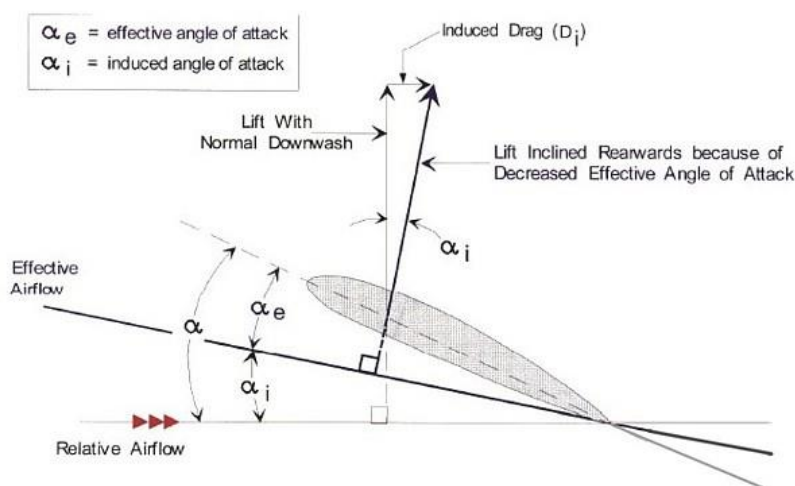
Εικόνα 13: Μπροστινή και άνω όψη της τρισδιάστατης ροής αέρα πάνω σε πεπερασμένη πτέρυγα.

Η διαφοροποίηση της ροής πάνω σε πτέρυγες έγκειται στο γεγονός ότι κοντά στην άκρη της πτέρυγας (wingtip) η ροή τείνει να καμπυλώνεται εξαναγκασμένη από την περιοχή υψηλής πίεσης στην κάτω επιφάνεια προς την περιοχή της χαμηλής πίεσης στην επάνω επιφάνεια όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 13. Έτσι όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 13 υπάρχει μια συνιστώσα ροής στην επάνω επιφάνεια από την άκρης προς την ρίζα της πτέρυγας με αποτέλεσμα οι γραμμές ροής να κάμπτονται στην επάνω επιφάνεια ως προς την ρίζα. Ομοίως, στην κάτω επιφάνεια υπάρχει μια συνιστώσα ροής από την ρίζα προς τα άκρα με αποτέλεσμα οι γραμμές ροής να κάμπτονται προς την άκρη της πτέρυγας. Έτσι η ροή πάνω στην πτέρυγα θεωρείται τρισδιάστατη και η ανάλυση διαφέρει από την ανάλυση ροής των αεροτομών.



Εικόνα 14 : Παραγωγή στροβίλων στα άκρα πτέρυγας.

Πέρα από το παραπάνω συμπέρασμα το φαινόμενο που απεικονίζεται στην Εικόνα 14 αξίζει να αναλυθεί περαιτέρω. Όπως παρατηρείται δημιουργούνται στα άκρα της πτέρυγας στρόβιλοι. Οι δύο στρόβιλοι δημιουργούν μια μικρή συνιστώσα ταχύτητας προς την κάτω επιφάνεια του φτερού και στην αγγλική ορολογία ονομάζεται «downwash» και συμβολίζεται με «w». Συνεπώς, σε συνδυασμό με την ταχύτητα ελεύθερης ροής V_∞ δημιουργείται ροή αέρα υπό κλίση ως προς όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 14.



Εικόνα 15: Σχεδιασμός χαρακτηριστικών γωνιών προσβολής επάνω σε αεροτομή.

Η γωνία α_i ονομάζεται επαγόμενη γωνία προσβολής (*induced angle of attack*) ενώ η α ορίζεται καλύτερα ως η γεωμετρική γωνία προσβολής (*geometric angle of attack*).

Επίσης αξίζει να σημειωθεί όπως παρουσιάζεται και στην Εικόνα 15 ότι η αεροτομή ουσιαστικά σε εκείνο το σημείο βλέπει την γωνία α_{eff} η οποία ορίζεται ως αποτελεσματική γωνία προσβολής (*effective angle of attack*) [1].

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (26)$$

Τέλος, δημιουργείται μία συνιστώσα αντίστασης D_i που ονομάζεται επαγόμενη αντίσταση και δημιουργείται από την παρουσία του φαινομένου *downwash*. Υπάρχουν πολύ μηχανισμοί για την μείωση της επαγόμενης αντίστασης όπως η κατασκευή *winglets* στις άκρες των φτερών.

Η συνολική αντίσταση στην υποηχητική ροή λόγω της ροής επάνω σε πεπερασμένη πτέρυγα είναι το άθροισμα της επαγόμενης αντίστασης D_i , της αντίστασης πίεσης D_p λόγω του διαχωρισμού της ροής και της αντίστασης δέρματος που δεν παρουσιάζοταν στην άτριβη ροή. Οι δύο τελευταίες συνιστώσες οφείλονται σε ιξώδη φαινόμενα ροής.

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (27)$$

Όπου:

$$c_d = \frac{D_f + D_p}{q_\infty S} \quad (28)$$

$$C_{Di} = \frac{D_i}{q_\infty S} \quad (29)$$

5.2 Θεώρημα Prandtl

Η πρώτη θεωρία για την πρόβλεψη των αεροδυναμικών ιδιοτήτων πτέρυγας αναπτύχθηκε από τον Ludwig Prandtl το 1911-1918 και είναι ευρέως διαδεδομένη ακόμα και σήμερα καθώς θέτει τις βάσεις στις σύγχρονες αριθμητικές μεθόδους που θα χρησιμοποιηθούν στις προσομοιώσεις της διπλωματικής [4].

Θεμελιώδης εξίσωση Prandtl (Prandtl lifting-line theory):

$$a_{(y_0)} = \frac{\Gamma_{(y_0)}}{\pi V_\infty C_{(y_0)}} + a_{L=0(y_0)} + \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma}{dy} \frac{dy}{(y_0 - y)} \quad (30)$$

Η Εξ. (30) υποδεικνύει απλά την διαπίστωση της Εξ. (26) ότι η γεωμετρική γωνία προσβολής είναι ίση με το άθροισμα της αποτελεσματικής γωνίας a_{eff} και της επαγόμενης γωνίας προσβολής a_i . Στην Εξ. (30) η a_{eff} εκφράζεται σε σχέση με την κυκλοφορία Γ και η a_i ως προς ένα ολοκλήρωμα που περιέχει τον όρο $d\Gamma/dy$. Έτσι η Εξ. (30) είναι μια ολοκληρωτική διαφορική εξίσωση όπου ο μόνος άγνωστος είναι η κυκλοφορία Γ . Όλες οι άλλες ποσότητες είναι γνωστές από την γεωμετρία της πεπερασμένης πτέρυγας. Η Εξ. (30) οδηγεί σε λύση για την κυκλοφορία $\Gamma = \Gamma(y_0)$ όπου το y_0 κυμαίνεται κατά μήκος του εκπετάσματος της πτέρυγας από $-b/2$ έως $b/2$. Η λύση αυτή της εξίσωσης οδηγεί σε τρία βασικά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά μιας πεπερασμένης πτέρυγας ως εξής.

1. Η κατανομή της άντωσης όπως προκύπτει από το θεώρημα Kutta Joukowski είναι:

$$L' = p_\infty v_\infty \Gamma \quad (31)$$

2. Το συνολικό προφίλ της άντωσης προκύπτει από την ολοκλήρωση της Εξ. (31) κατά μήκος του εκπετάσματος της πτέρυγας:

$$L = \int_{b/2}^{-b/2} L'(y) dy \quad (32)$$

$$L = p_\infty v_\infty \int_{b/2}^{-b/2} \Gamma(y) dy \quad (33)$$

3. Η επαγόμενη αντίσταση προκύπτει από την επιθεώρηση της Εικόνας 14 ως:

$$D_i = L_i \sin(a_i) = L_i a_i \quad (34)$$

Και έπειτα από διαφορίση:

$$D_i = p_\infty v_\infty \int_{b/2}^{-b/2} \Gamma(y) a_i(y) dy \quad (35)$$

Είναι εμφανές ότι η λύση της Εξ. (30) οδηγεί στον προσδιορισμό των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών της πεπερασμένης πτέρυγας.

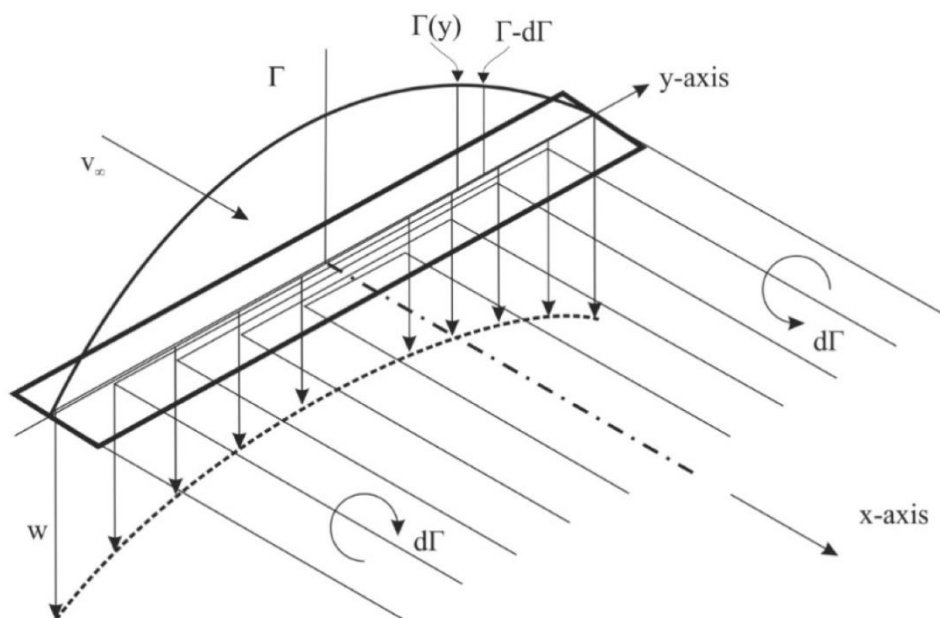
5.2.1 Ελλειπτική κατανομή άντωσης

Για τον προσδιορισμό της λύσης της Εξ. (30) αρχικά παρουσιάζεται η ειδική λύση με την θεώρηση ελλειπτικής κατανομής κυκλοφορίας και συνεπώς άντωσης.

Θεωρείται κατανομή:

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (36)$$

Το ελλειπτικό προφίλ της κυκλοφορίας αναπαρίστανται στην Εικόνα 16.



Εικόνα 16 : Ελλειπτική κατανομή κυκλοφορίας επάνω σε πεπερασμένη πτέρυγα.

Λύνοντας την Εξ. (30) με την κατανομή της Εξ. (36) καταλήγουμε στα εξής σημαντικά αποτελέσματα:

$$\alpha_l = \frac{C_l}{\pi AR} \quad (37)$$

Όπου AR ο λόγος διατάματος του φτερού (aspect ratio) και ορίζεται ως:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (38)$$

Και η απαγόμενη αντίσταση προκύπτει ως:

$$C_{Di} = \frac{C_l^2}{\pi AR} \quad (39)$$

Η Εξ. (39) αποτελεί πολύ σημαντικό αποτέλεσμα για την διερεύνηση και την κατανόηση της εξάρτησης των αεροδυναμικών και των γεωμετρικών χαρακτηριστικών πεπερασμένης πτέρυγας. Το πρώτο συμπέρασμα έγκειται στην εξάρτηση της επαγόμενης αντίστασης από την άντωση το οποίο αποτελεί απόρροια της φυσικής της δημιουργίας άντωσης. Η επαγόμενη αντίσταση είναι συνέπεια της δημιουργίας στροβίλων στις άκρες της πτέρυγας όπως αναλύθηκε στο προηγούμενο Κεφάλαιο 5.1, οι οποίες παράγονται από την διάφορα της κατανομής της πίεσης ανάμεσα στην επάνω και την κάτω επιφάνεια της πτέρυγας. Η άντωση παράγεται από την ίδια πηγή, από την ίδια διαφορά πίεσης. Είναι σαφές ότι ένα αεροπλάνο δεν μπορεί να παράγει άντωση εκ του μηδενός. Έτσι η ισχύς που απαιτείται από ένα αεροσκάφος για να υπερνικήσει την επαγόμενη αντίσταση είναι η ισχύς που απαιτείται για την παραγωγή της άντωσης που προκύπτει. Η επαγόμενη αντίσταση λοιπόν είναι αντίσταση λόγω άντωσης όπως υποδεικνύει και η Εξ. (39). Όσο αυξάνεται η άντωση η αύξηση της επαγόμενης αντίστασης είναι ραγδαία αφού είναι ανάλογη του C_l^2 .

Το δεύτερο σημαντικό πόρισμα από την Εξ. (39) είναι η εξάρτηση της επαγόμενης αντίστασης από τον λόγο διατάματος AR . Αυτό το συμπέρασμα αποτελεί σύνδεση των αεροδυναμικών με τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά πεπερασμένης πτέρυγας και οδηγεί σε αποτελεσματικό προκαταρκτικό σχεδιασμό (conceptual design). Η εξάρτηση των χαρακτηριστικών αυτών όπως φαίνεται στην Εξ. (39) έγκειται στο ότι η αύξηση του λόγου διατάματος οδηγεί σε μείωση της επαγόμενης αντίστασης. Ωστόσο στο σημείο αυτό πρέπει να γίνει σαφές ότι πτέρυγες με πολύ υψηλό λόγο διατάματος είναι δύσκολο να σχεδιαστούν λόγω της ύπαρξης έντονων φαινομένων πτερυγισμού που τελικά οδηγούν σε πολύ μεγάλες μετατοπίσεις των άκρων των φτερών και σε αστοχία και επίσης για την κατασκευή τόσο μεγάλων φτερών το βάρος της εσωτερικής δομής του φτερού αυξάνεται ραγδαία. Επομένως, ο λόγος διατάματος ενός συμβατικού αεροσκάφους αποτελεί των συνδυασμό των αεροδυναμικών και δομικών απαιτήσεων και συνήθως κυμαίνεται μεταξύ των τιμών 6 και 8.

5.2.2 Γενικό προφίλ κατανομής άντωσης

Η κατανομή της κυκλοφορίας σε αυτή την περίπτωση ορίζεται ως:

$$\Gamma(\theta) = \Gamma_0 \sin\theta \quad (40)$$

Η οποία αποτελεί την έκφραση της Εξ. (36) μετά τον γεωμετρικό μετασχηματισμό των συντεταγμένων της πτέρυγας.

$$y = -\frac{b}{2} \cos\theta \quad (41)$$

Για να διευρυνθεί η έκφραση της Εξ. (30) για το γενικό προφίλ κατανομών εφαρμόζεται η σειρά Fourier για το ημίτονο και η νέα εξίσωση Prandtl είναι η εξής:

$$\alpha(\theta_0) = \frac{2b}{\pi c(\theta_0)} + \sum_1^N A_n \sin(n\theta_0) + a_{L=0(\theta_0)} + \sum_1^N nA_n \frac{\sin(n\theta_0)}{\sin\theta_0} \quad (42)$$

Η λύση της εξίσωσης για τους N άγνωστους συντελεστές A_n καταλήγει μετά από πράξεις:

$$a_i(\theta) = \sum_1^N nA_n \frac{\sin(n\theta)}{\sin\theta} \quad (43)$$

$$C_{Di} = \frac{Cl^2}{\pi AR} (1 + \delta) \quad (44)$$

Όπου $\delta = \sum_2^N n(A_n / A_1)^2$.

Και ορίζεται ως ο συντελεστής «span efficiency factor».

$$e = \frac{1}{1+\delta} \leq 1 \quad (45)$$

Όπου για $e=1$ προκύπτει το προφίλ ελλειπτικής κατανομής.

5.3 Αεροδυναμικός λόγος L/D

Ο λόγος L/D αποτελεί έναν από τους βασικότερους δείκτες για την αεροδυναμική απόδοση μιας σχεδιαζόμενης πεπερασμένης πτέρυγας. Η μεγιστοποίηση του αεροδυναμικού λόγου L/D συνεπάγεται με την εύρεση του βέλτιστου τρόπου σχεδιασμού της πτέρυγας έτσι ώστε η παραγόμενη άντωση να είναι τόσο μεγάλη ώστε να μην προκαλεί ραγδαία αύξηση επαγόμενης αντίστασης. Η ελαχιστοποίηση της αντίστασης και η εύρεση του βέλτιστου λόγου L/D είναι από τα πιο κρίσιμα σημεία σχεδιασμού.

Μετά την λύση της εξίσωσης Prandtl όπως αναλύθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο η συνολική αναπτυσσόμενη τριβή εκφράζεται ως:

$$C_{D=C_{D,0}} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (46)$$

Όπου $C_{D,0}$ είναι η παρασιτική τριβή σε γωνία με μηδενική άντωση (zero lift drag coefficient) και ο όρος « $\frac{C_L^2}{\pi e AR}$ » περιέχει την τριβή λόγω άντωσης, την επαγόμενη τριβή και την παρασιτική τριβή λόγω άντωσης.

Η Εξ. (46) ονομάζεται υποδηλώνει την μεταβολή των αεροδυναμικών λόγων C_D, C_L δεδομένου ότι υπάρχει γνώση του $C_{D,0}$ και του AR .

5.4 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας

Στο κεφάλαιο αυτό εξετάζονται τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας. Η γεωμετρία της πτέρυγας μπορεί να περιγράφει από το λόγο επιμήκους (aspect ratio), τον λόγο εκλέπτυνσης (taper ratio), την γεωμετρική γωνία οπισθόκλισης (sweep angle), το σχήμα και το πάχος αεροτομής κατά το εκπέτασμα του φτερού, και την γεωμετρική στρέψη που αφορά την αλλαγή της γωνίας προσβολής της αεροτομής κατά μήκος της πτέρυγας [2].

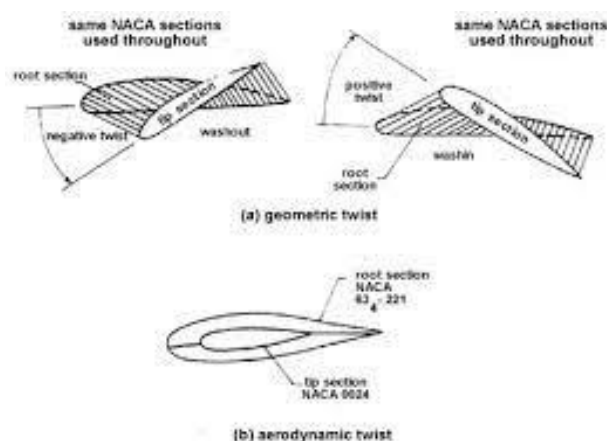
Οι δύο γωνίες οπισθόκλισης που αναλύονται και παρουσιάζονται στην Εικόνα 18, η Λ_{LE} γωνία οπισθόκλισης της ακμής προσβολής και η $\Lambda_{c/4}$ η γωνία οπισθόκλισης της χορδής που βρίσκεται κατά μήκος του ενός τετάρτου των χορδών των αεροτομών της πτέρυγας. Η γωνία οπισθόκλισης της ακμής προσβολής είναι πιο σημαντική για τα υπερηχητικά αεροπλάνα, καθώς για να μειωθεί η αντίσταση (wave drag) το άκρο προσβολής πρέπει να βρίσκεται πίσω από τον κώνο Mach ενώ η οπισθόκλιση $\Lambda_{c/4}$ συνδέεται με υψηλής ταχύτητας υποηχητικά αεροσκάφη.

Ο λόγος εκλέπτυνσης ορίζεται ως ο λόγος των χορδών του άκρου της πτέρυγας προς της ρίζας.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (47)$$

Επίσης, υπάρχουν περιπτώσεις όπου η αεροτομή μεταβάλλεται κατά μήκος του φτερού και συνήθως χρησιμοποιώντας αεροτομή με μεγαλύτερο πάχος στην ρίζα και πιο λεπτή αεροτομή στο άκρο της πτέρυγας.

Τέλος, η γεωμετρική στρέψη αναπαρίσταται στην Εικόνα 17, όπου η χορδή της ρίζας και του άκρου βρίσκονται σε διαφορετικές γωνίες προσβολής. Όταν η γωνία της χορδής της άκρης είναι μικρότερη από την χορδή της ρίζας τότε το φαινόμενο αυτό ονομάζεται wash out ενώ στην αντίστροφη περίπτωση wash in. Αεροδυναμική στρέψη υπάρχει όταν χρησιμοποιείται διαφορετική αεροτομή στην ρίζα από ότι στα άκρα. Στην περίπτωση αυτή αλλάζει η γωνία μηδενικής άντωσης ($\alpha_{L=0}$).



Εικόνα 17: Γεωμετρική και αεροδυναμική συστροφή πτέρυγας.

5.4.1 Παράγοντες που επηρεάζουν την επιλογή των γεωμετρικών χαρακτηριστικών της πτέρυγας.

Μετά την σύντομη ανάλυση των κύριων γεωμετρικών χαρακτηριστικών της πτέρυγας, τίθεται το ερώτημα του πως επηρεάζουν στον τελικό σχεδιασμό της και στην αεροδυναμική της απόδοση.

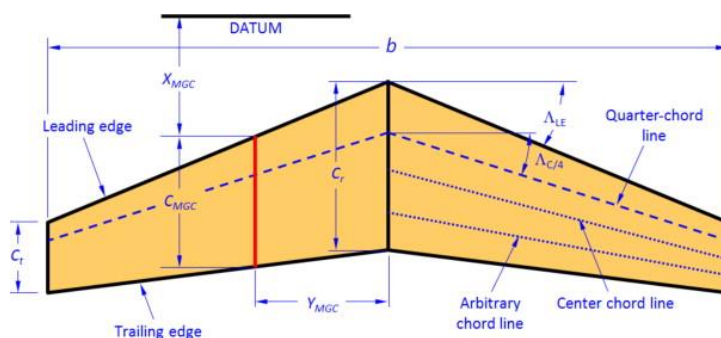
Όσον αφορά τον λόγο εκλέπτυνσης:

1. Όσο το λ μειώνεται από την τιμή 1 (τετραγωνικής διατομής φτερό) στην τιμή 0 (τριγωνικής διατομής) η κατανομή της άντωσης μετατοπίζεται προς την ρίζα της πτέρυγας. Αυτό προκύπτει καθώς όταν ο λόγος εκλέπτυνσης μειώνεται ο κέντρο βάρους της κατανομής μετατοπίζεται προς την ρίζα της πτέρυγας. Με αυτόν τον τρόπο η απόσταση της ρίζας από το κέντρο πίεσης μειώνεται και έτσι μειώνεται και η στρεπτική ροπή της ρίζας. Σαν αποτέλεσμα το φτερό μπορεί να γίνει ελαφρύτερο και να αντέχει τις ίδιες κατανομές πίεσης. Για αυτό και ο σχεδιασμός της πτέρυγας επωφελείται εισάγοντας μικρές τιμές λόγου εκλέπτυνσης.
2. Από την άλλη πλευρά βέβαια, πτέρυγες με μικρό λ παρουσιάζουν πιο εύκολα αποκόλληση της ροής. Σε πτέρυγα τετραγωνικής διατομής η αποκόλληση της ροής συμβαίνει πρώτα στην ρίζα. Στην άκρη της πτέρυγας, όπου βρίσκονται τα ailerons, η ροή είναι ωστόσο προσκολλημένη και έτσι το αεροσκάφος έχει πλήρες έλεγχο. Όσο το λ μειώνεται η περιοχή που συμβαίνει αρχικά η αποκόλληση της ροής μετατοπίζεται προς την άκρη, γεγονός που δημιουργεί ιδιαίτερα προβλήματα στην ευστάθεια του αεροσκάφους. Για αυτό τον λόγο δεν παρατηρούνται αεροσκάφη με μηδενικό ή ακόμα και πολύ μικρό λόγο εκλέπτυνσης.

Έτσι στο σχεδιασμό της πτέρυγας ο λόγος εκλέπτυνσης κυμαίνεται συνήθως από $0,4 < \lambda < 0,6$.

Η αρνητική συστροφή ή αλλιώς washout συνήθως υπολογίζεται σε 1 με 2 μοίρες. Η μείωση αυτή βοηθά και πάλι στο να μεταφερθεί το σημείο αποκόλλησης της ροής προς της ρίζα του φτερού και να βεβαιωθεί η ευστάθεια του οχήματος.

Η μέση αεροδυναμική χορδή c ορίζεται ως το μήκος χορδής που, όταν πολλαπλασιάζεται με το εμβαδόν της πτέρυγας, τη δυναμική πίεση, - και το συντελεστή ροπής γύρω από το αεροδυναμικό κέντρο, δίνει την τιμή της αεροδυναμικής ροπής γύρω από το αεροδυναμικό κέντρο του αεροπλάνου.



Εικόνα 18: Μέση αεροδυναμική χορδή πτέρυγας.

Η θέση του MAC κατά το μήκος του φτερού μπορεί να προσδιοριστεί ως:

$$\bar{C} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy \quad (48)$$

Όπου c είναι η τοπική χορδή. Για πτέρυγες με τραπεζοειδή κάτοψη η θέση του MAC μπορεί να προσδιοριστεί από την παρακάτω εξίσωση (Εξ. 49).

$$\bar{C} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (49)$$

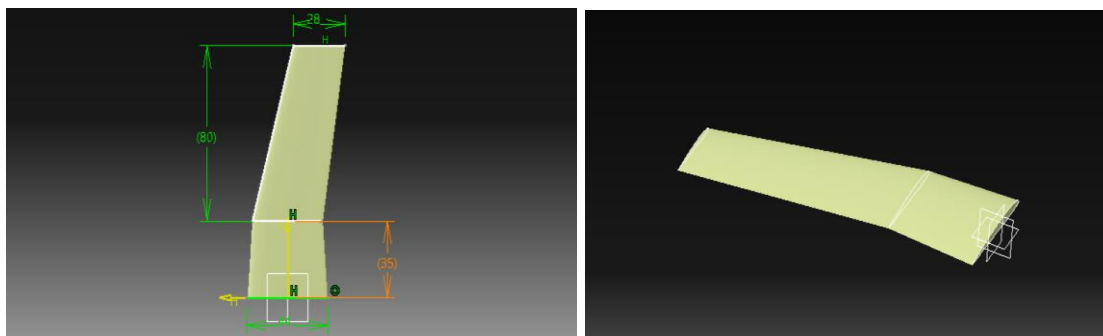
5.5 Απεικόνιση ροών πάνω σε πτέρυγες με διαφορετικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά μέσω υπολογιστικές μεθόδους CFD.

Η μόνη προσέγγιση που επιτρέπει τον ακριβή υπολογισμό των χαρακτηριστικών της αεροτομής και της πτέρυγας είναι η χρήση υπολογιστικών μεθόδων. Οι αριθμητικές μέθοδοι επιλύουν το πρόβλημα με βάση τις εξισώσεις Navier Stokes συμπεριλαμβάνοντας έτσι τους ιξώδεις όρους της ροής. Τα υπολογιστικά αυτά μοντέλα λύνονται επιλέγοντας συγκεκριμένα τυρβώδεις μοντέλα για την επίλυση του προβλήματος.

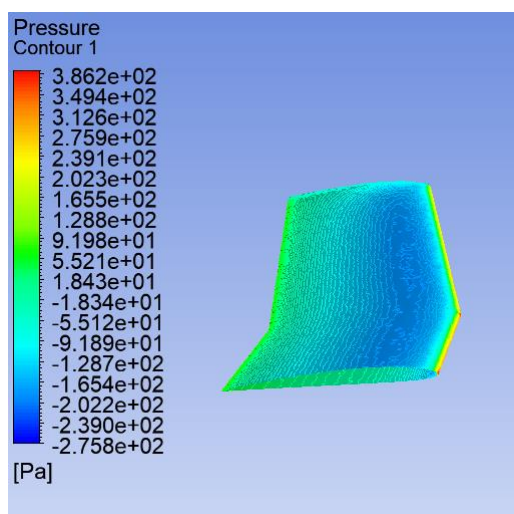
Σε αυτό το σημείο παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον η απεικόνιση ροών με ίδιες συνθήκες πάνω σε πτέρυγες με διαφορετικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Σχεδιάστηκαν στο CATIA V5 και αναλύθηκαν αεροδυναμικά με τον solver FLUENT στο λογισμικό ANSYS δύο πτέρυγες με τις εξής γεωμετρίες.

Πτέρυγα 1

Η πτέρυγα 1 αποτελείται από οπισθόκλιση $\Lambda_c/4=13^\circ$ και λόγο εκλέπτυνσης $\lambda=0.633$. Ο συνδυασμός αυτός ονομάζεται «tapered and swept wing» και είναι πολύ συνηθισμένος σε μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα.



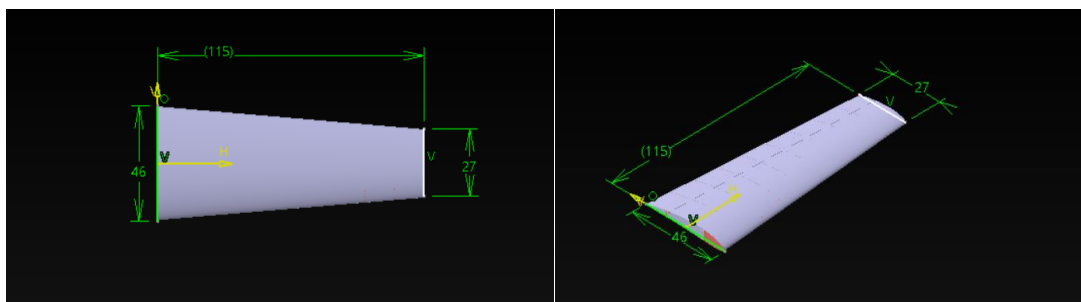
Εικόνα 19: Πτέρυγα 1 στο CATIA V5



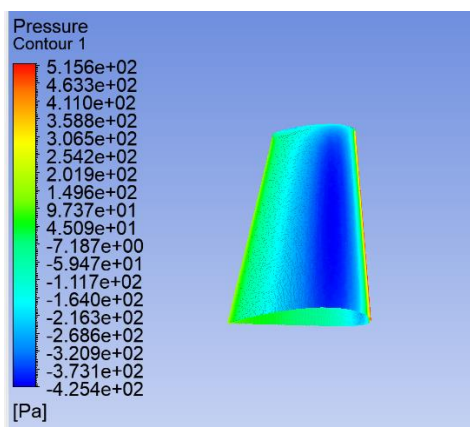
Εικόνα 20: Κατανομή πιέσεων στην πτέρυγα 2.

Πτέρυγα 2

Η πτέρυγα 2 επιλέγεται με λόγο εκλέπτυνσης $\lambda=0,59$ και χωρίς οπισθόκλιση. Και οι δύο πτέρυγες έχουν $b/2=1,15\text{m}$ και έχουν την ίδια αεροτομή NACA 4415.



Εικόνα 21 : Πτέρυγα 2 στο CATIA V5.



Εικόνα 22: Κατανομή πιέσεων στην Πτέρυγα 2.

Παρατηρείται ότι η πτέρυγα 2 παρουσιάζει καλύτερα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά για μικρούς αριθμούς Reynolds. Για χαμηλές ταχύτητες η γωνία οπισθέλκουσας οδηγεί σε πιο γρήγορη αποκόλληση του οριακού στρώματος και ο αεροδυναμικός λόγος L/D μειώνεται. Η γωνία οπισθέλκουσας έχει θετική επιρροή στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας σε υψηλές ταχύτητες.

6. Υπεραντωτικές διατάξεις

Ο κύριος στόχος στην σχεδίαση πτερύγων είναι η μεγιστοποίηση της ικανότητας παραγωγής άντωσης του φτερού. Ο μέγιστος συντελεστής άντωσης ορίζεται ως CL_{max} και αποτελεί το συντελεστή άντωσης του φτερού στην ταχύτητα που το αεροσκάφος «στολάρει». Σε κατάσταση ευθείας πτήσης:

$$L = W = \frac{\rho}{2} V_s^2 S C_{L_{max}} \quad (50)$$

Οι σχεδιαστικοί στόχοι συνοψίζονται στα εξής:

1.Μεγιστοποίηση του ωφέλιμου βάρους φορτίου.

2. Ελαχιστοποίηση της ταχύτητας V_{stall} .

Όπως παρατηρείται από την Εξ. (47), η αύξηση του συντελεστή Cl_{max} μπορεί να οδηγήσει σε αύξηση του ωφέλιμου φορτίου $W_{payload}$ και στη μείωση του V_{stall} . Η μικρή ταχύτητα V_{stall} που επιθυμείτε οφείλεται στο γεγονός ότι οφείλει αρχικά να είναι μακριά από τις ταχύτητες πτήσης του αεροσκάφους και επίσης δεν πρέπει να προσεγγίζεται στις καταστάσεις απογείωσης και προσγείωσης που χρησιμοποιείται μεγάλο εύρος ταχυτήτων από το αεροσκάφος. Η μεγιστοποίηση του συντελεστή Cl_{max} κατά την πτήση μπορεί να επιτευχθεί προσωρινά με την αύξηση της καμπυλότητας της αεροτομής ,το οποίο μπορεί να συμβεί με την χρήση συσκευών υψηλής άντωσης (high lift device).

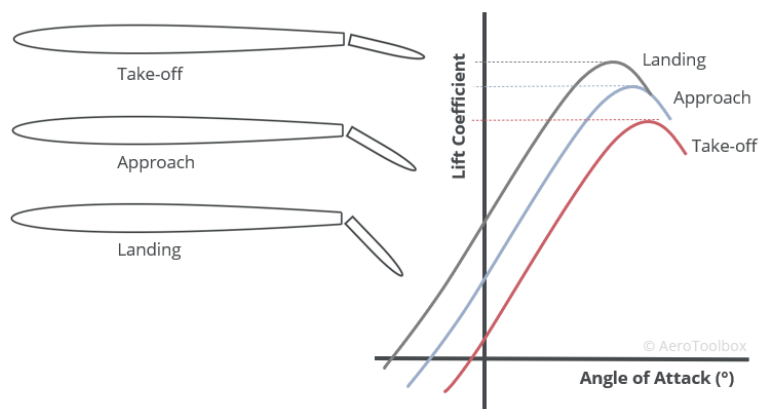
Οι κύριες εφαρμογές των συσκευών υψηλής άντωσης εντοπίζονται κατά την διάρκεια της απογείωσης και της προσγείωσης. Δεδομένου ότι η ταχύτητα του αέρα είναι πολύ χαμηλή σε αυτές τις φάσεις πτήσης συγκρινόμενη με την ταχύτητα πτήσης, η πτέρυγα πρέπει να παράγει μεγαλύτερη άντωση. Η ταχύτητα του αεροσκάφους στις δύο αυτές φάσεις πτήσης συνήθως θεωρείται ελαφρώς μεγαλύτερη από την V_{stall} και μπορεί να οριστεί ως:

$$V_{To} = kV_s \quad (51)$$

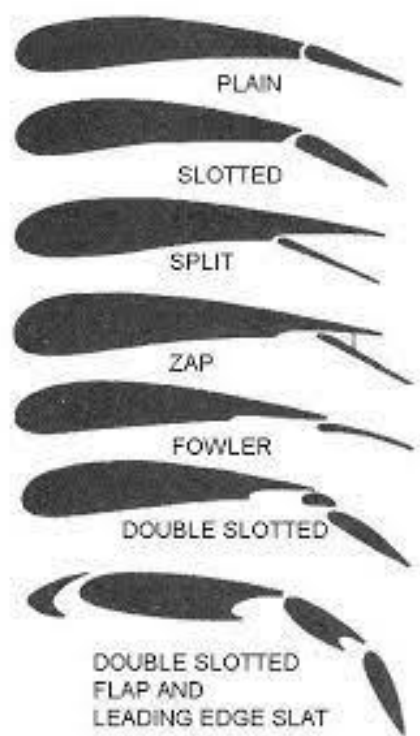
6.1 Διατάξεις που δρουν στην ακμή εκφυγής

Οι συσκευές αυτές κοινών ονομάζονται ως ακροπτερύγια (flaps) αποτελούν την κύρια συσκευή παραγωγής άντωσης. Οι διατάξεις αυτές αποτελούν ένα κινητό τμήμα της πτέρυγας που μπορεί και στρέφεται στη ροή του αέρα προκειμένου να παράγει μεγαλύτερη άντωση. Το αποτέλεσμα αυτό έγκειται στην αύξηση της καμπυλότητας της αεροτομής που «βλέπει» ο αέρας και εμφανίζεται για όλο το εύρος των γωνιών προσβολής της πτέρυγας [9].

Η ικανότητας παραγωγής άντωσης μέσω των flaps ισχύει, όπως παρουσιάζεται και στην Εικόνα 18, για όλο το εύρος των τιμών της γωνίας προσβολής καθώς και για κάθε φάση πτήσης του αεροσκάφους.



Εικόνα 23: Μεταβολή του συντελεστή άντωσης μέσω των Flaps.



Εικόνα 24: Κατηγορίες υπεραντωτικών διατάξεων στο χείλος εκφυγής.

6.1.1 Plain Flap

Το απλό flap μπορεί να προκύψει από την κάμψη του πίσω τμήματος της πτέρυγας μέσω της περιστροφής από ένα απλό μεντεσέ. Το κύριο αποτέλεσμα είναι η αύξηση της καμπυλότητας της αεροτομής. Όπως παρουσιάζεται και στην Εικόνα 23, η εισαγωγή των πτερυγιών άντωσης προκαλούν μείωση της γωνίας α_{stall} . Η εκτροπή του πτερυγίου συνήθως ρυθμίζεται στις 15° και δεν παρατηρείται σημαντικός διαχωρισμός της ροής.

6.1.2 Split Flap

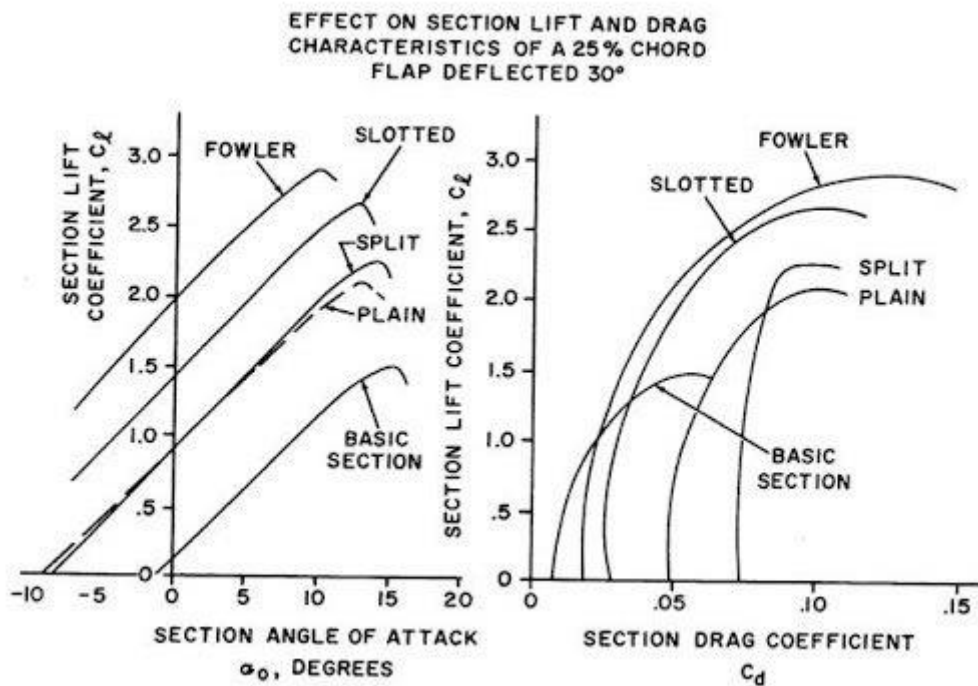
Όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 24, ο τρόπος λειτουργίας της συσκευής συνίσταται στην κάμψη του οπίσθιου τμήματος της κάτω επιφάνειας της αεροτομής μέσω ενός μεντεσέ, ενώ η επάνω επιφάνεια της αεροτομής παραμένει ακούνητη. Μία από τις κύριες συνέπειες είναι η δημιουργία μεγάλης αύξησης του καμπυλότητας της αεροτομής, αλλά τα φαινόμενα διαχωρισμού της ροής στην άνω επιφάνεια είναι λιγότερο έντονα από εκείνα ενός απλού πτερυγίου, λόγω της μικρότερης καμπυλότητας της επιφάνειας. Η κλίση της καμπύλης άντωσης για το split flap είναι συνήθως μεγαλύτερη από αυτή του plain flap. Ωστόσο, η δύναμη οπισθέλκουσας που ασκείται σε ένα Split Flap είναι αρκετά υψηλότερη, λόγω του μεγάλου κυματισμού που προκύπτει. Τα υψηλά οφέλη στο CL μπορούν να επιτευχθούν με τη χρήση Split Flaps χορδής 20 - 25% με γωνία εκτροπής 60 - 70°. Η πλήρης εκτροπή επιτρέπει στο Split Flap να χρησιμοποιηθεί ως spoiler, παράγοντας μεγάλη δύναμη αντίστασης.

6.1.3 Slotted Flap

Η παρουσία ορισμένων σχισμών μεταξύ του κύριου τμήματος της πτέρυγας και του λυγισμένου πτερυγίου αποτελεί την κύρια ιδιαιτερότητα ενός slotted flap, όπως φαίνεται από την Εικόνα 24. Ο διαχωρισμός της ροής επιτυγχάνεται καθώς ο αέρας υψηλής πίεσης από την κάτω επιφάνεια του φτερού εξαναγκάζεται να κινηθεί προς την άνω επιφάνεια μέσω των σχισμών και εμπλουτίζοντας τα οριακά στρώματα με ενέργεια αποφεύγετε η αποκόλληση του οριακού στρώματος. Η αύξηση του CL_{max} παρατηρείται μεγαλύτερη στα slotted flaps από αυτή στα Plain/split flaps και η αντίσταση που προκύπτει είναι μικρότερη. Το Slotted Flap κυμαίνεται συνήθως από το 25% έως το 30% της χορδής

6.1.4 Fowler Flap

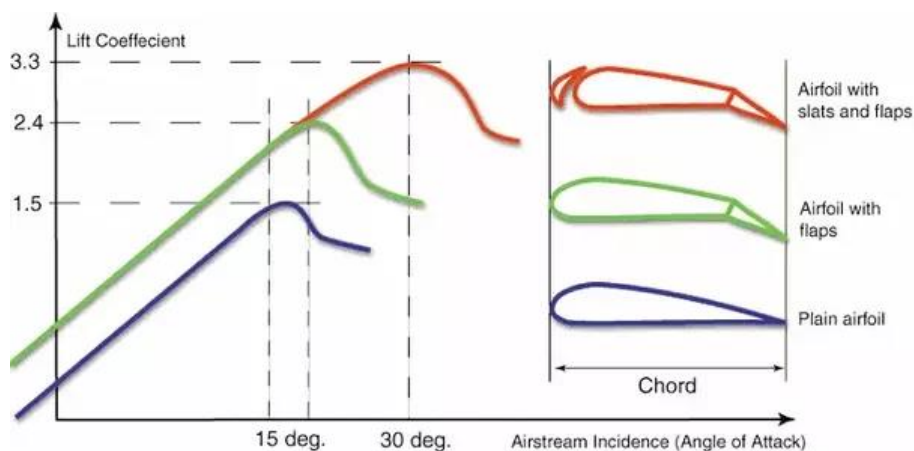
Το Fowler flap παρουσιάζεται στην Εικόνα 24. Η αρχή λειτουργίας του μοιάζει με αυτή του slotted flap, ωστόσο μπορεί επίσης να κινηθεί προς τα πίσω ενώ εκτρέπεται προς τα κάτω. Η κίνηση αυτή επιτρέπει τόσο την αύξηση της καμπυλότητας της χορδής όσο και την αύξηση της χορδής και της περιβρεχούμενης επιφάνειας της πτέρυγας. Στη συνέχεια αναπτύχθηκε και το Double slotted Fowler flap με ακόμα πιο βελτιωμένες αεροδυναμικές ιδιότητες. Σήμερα, αυτή η εκδοχή εξακολουθεί να χρησιμοποιείται στα σύγχρονα αεροσκάφη μεταφοράς, όπως στα "Boeing 727", "737" και "747".



Εικόνα 25 : Επιδράσεις των διάφορων τύπων Flap στην άντωση και την οπισθέλκουσα.

6.2 Διατάξεις στο χείλος προσβολής

Οι διατάξεις στο χείλος προσβολής δεν είναι τόσο αεροδυναμικά αποδοτικοί όσο οι διατάξεις του χείλους εκφυγής ωστόσο αποδεικνύονται πολύ αποτελεσματική εάν η δράση τους συνδυαστεί με τα flaps. Οι διατάξεις αυτές λειτουργούν σε συνθήκες κοντά στη βέλτιστη γωνία προσβολής και μεταθέτουν την καμπύλη της άντωσης προς τα δεξιά πέρα από την κρίσιμη γωνία προσβολής, όπως φαίνεται στην Εικόνα 26.



Εικόνα 26: Μετάθεση των καμπυλών άντωσης προς τα δεξιά με την λειτουργία των υπεραντωτικών διατάξεων

6.2.1 Handley Page slat

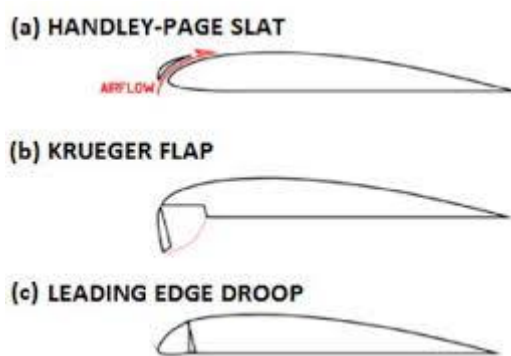
Το Handley Page slat όπως φαίνεται στην Εικόνα 27 αποτελεί την πιο δημοφιλή διάταξη σε αυτή την κατηγορία. Αποτελείται από μια αεροτομή ,σταθερή ή αναδιπλούμενη, στην κορυφή της ακμής προσβολής της πτέρυγας. Η κύρια λειτουργία της εμφανίζεται σε υψηλές γωνίες προσβολής όπου συμβάλει στην αποφυγή του φαινομένου αποκόλλησης της ροής στην περιοχή αυτή.

6.2.2 Krueger Flap

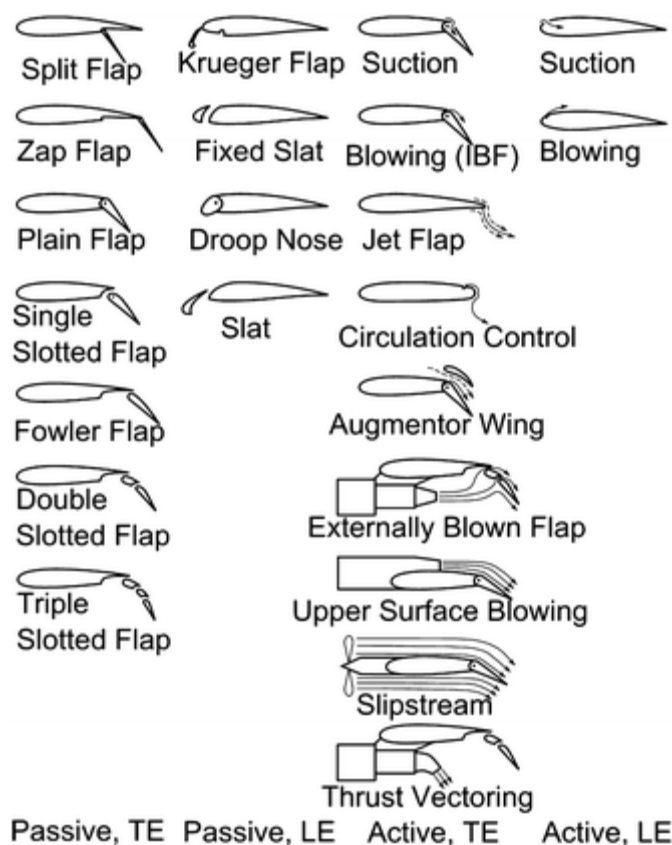
Το περύγιο Krueger μπορεί να επεκταθεί προς τα κάτω και προς τα εμπρός από την μπροστινή ακμή της αεροτομής ,όπως φαίνεται στην Εικόνα 27. Η άνω επιφάνεια της πτέρυγας δεν μεταβάλλεται, ενώ αυξάνεται η καμπυλότητα και το πάχος της πτέρυγας. Σήμερα χρησιμοποιείται σε πολλά αεροσκάφη με πτέρυγες με γωνίες οπισθόκλισης (swept wings).

6.2.3 Leading edge droop

Αυτή η κατηγορία διατάξεων περιλαμβάνει διάφορους τρόπους λειτουργίας .Η πιο βασική αρχή λειτουργίας, που απεικονίζεται στην Εικόνα 27, περιλαμβάνει την περιστροφή ολόκληρη της ακμής προσβολής της πτέρυγας προς τα κάτω προκειμένου να αυξηθεί η καμπυλότητα αλλά ταυτόχρονα μειώνεται και η χορδή της πτέρυγας.



Εικόνα 27: Τύποι υπεραντωτικών διατάξεων στο χείλος προσβολής.



Εικόνα 28: Συγκεντρωτικός πίνακας με διατάξεις για την βελτίωση των αεροδυναμικών ιδιοτήτων της πτέρυγας.

6.3 Διατάξεις για τον έλεγχο του οριακού στρώματος

Οι συσκευές ελέγχου του οριακού στρώματος αποτελούν ενεργά συστήματα ελέγχου, σε αντίθεση με τα παθητικά συστήματα που αναλύθηκαν στην προηγούμενη υποενότητα. Κύριος στόχος των διατάξεων αυτών είναι ο έλεγχος της του διαχωρισμού του οριακού στρώματος. Τα συστήματα αυτά χρησιμοποιούν την ροή του αέρα από τους κινητήρες του αεροσκάφους για να διαμορφώσουν την ροή του αέρα επάνω στην πτέρυγα, προκειμένου να επιτευχθεί ο υψηλότερος συντελεστής C_{Lmax} .

6.3.1 Blown Flap

6.3.2

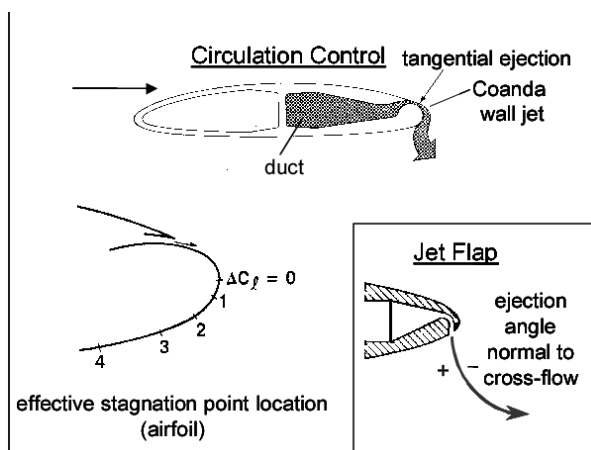
Τα Blown Flaps αναφέρονται ειδικά σε εκείνα τα συστήματα που χρησιμοποιούν εσωτερικούς αγωγούς εντός της πτέρυγας για να κατευθύνουν τη ροή του αέρα ή διατάξεις στην επάνω επιφάνεια πρόσφυσης αέρα ή ακόμα κάποιων διατάξεων ακροφυσίων στον συμβατικό κινητήρα του αεροσκάφους που κατευθύνουν των αέρα μέσα από τα ακροπτερύγια (flaps). Η αρχή λειτουργίας βασίζεται στην τάση του

ρυστού να έλκεται από μία κοντινή επιφάνεια και να παραμένει προσκολλημένο σε αυτή ακόμα και όταν η επιφάνεια αλλάζει καμπυλότητα και έτσι καθυστερείτε ο διαχωρισμός του οριακού στρώματος. Το φαινόμενο αυτό είναι γνωστό ως Coanda effect. Το CL_{max} και η a_{stall} αυξάνονται μέσω της διαδικασίας έγχυσης αέρα υψηλής ενέργειας, από τους κινητήρες, στο οριακό στρώμα ρυστού που αναπτύσσεται στην επάνω επιφάνεια της πτέρυγας. Πολλά σύγχρονα μεταφορικά αεροπλάνα, όπως το "McDonnell Douglas C-17" και το "Airbus A380", χρησιμοποιούν τον αέρα από τις μηχανές jet μέσω εσωτερικών αγωγών και εμπλουτίζουν την ροή όταν τα Blown Flaps είναι εκτεταμένα.

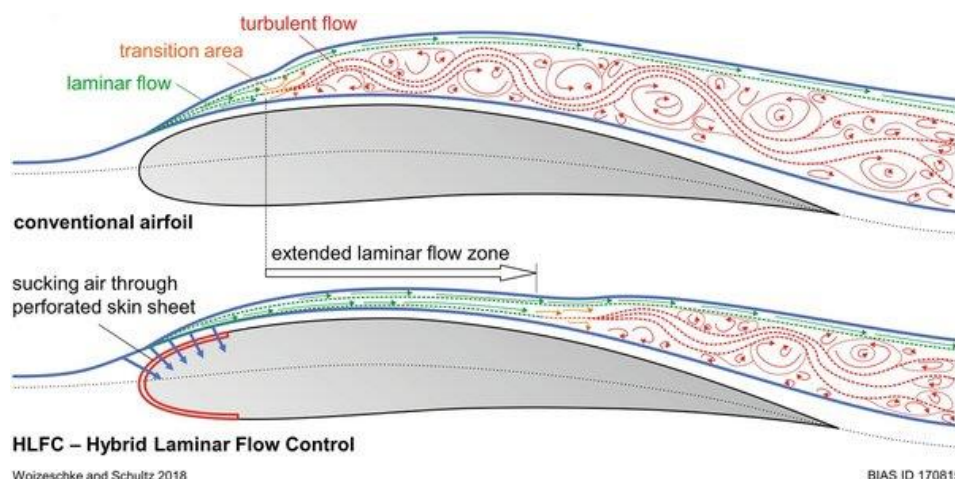
6.3.3 Circulation Control Wing (CCW)

6.3.4

Τα πτερύγια ελέγχου κυκλοφορίας είναι το αποτέλεσμα της εξέλιξης των Blown Flaps. Όπως παρουσιάζεται και στην Εικόνα 29, η ακμή εκφυγής διαμορφώνεται με τέτοιο τρόπο, ώστε ο αέρας από τους κινητήρες να αξιοποιείται και να προσκολλάται εφαπτομενικά μέσω του φαινομένου Coanda. Η άντωση που παράγεται από το CCW προστίθεται στην άντωση που παράγεται από το προφίλ του φτερού, χωρίς την παραγωγή πρόσθετης αντίστασης. Το σύστημα αυτό χρησιμοποιείται σε πολλά σύγχρονα αεροσκάφη όπως το Boeing 747 με πολύ σημαντική αύξηση της άντωσης.



Εικόνα 29: Διαμόρφωση διατάξεων CCW.



Εικόνα 30: Επίδραση των διατάξεων ελέγχου του οριακού στρώματος στη ροή της αεροτομής.

6.3.3 Suction Flap

Η αρχή λειτουργίας των διατάξεων αυτών βασίζεται στην αναρρόφηση των διατμητικών στρωμάτων της ροής, προσροφώντας το τυρβώδες οριακό στρώμα, αφήνοντας έτσι πίσω στρωτή ροή. Το φαινόμενο αυτό μπορεί να επιτευχθεί είτε μέσω πορώδους επιδερμίδας στην επιφάνεια του φτερού ή μέσω μικροσκοπικών εγκοπών αναρρόφησης επάνω στο φτερό κατά την διεύθυνση της ροής. Στη δεκαετία του 1990, η NASA δοκίμασε το F-16XL, ένα πολιτικό μεταφορικό αεροσκάφος με περίπου 12 εκατομμύρια μικροσπές στην αριστερή πτέρυγα, οι οποίες δημιουργήθηκαν με τη χρήση τεχνολογίας λέιζερ σε ένα φύλλο τιτανίου και συνδέθηκαν με έναν στροβιλοσυμπιεστή μέσω ενός σύνθετου συστήματος βαλβίδων και σωλήνων.



Εικόνα 31: Πειραματικό αεροσκάφος F-16XL με πορώδους επιφάνεια για τον έλεγχο του οριακού στρώματος[10].

Η πορώδους επιφάνεια LFC (laminar flow control) από τιτάνιο φαίνεται καθαρά στην αριστερή πτέρυγα του δοκιμαστικού αεροσκάφους F-16XL. Ένα σύστημα

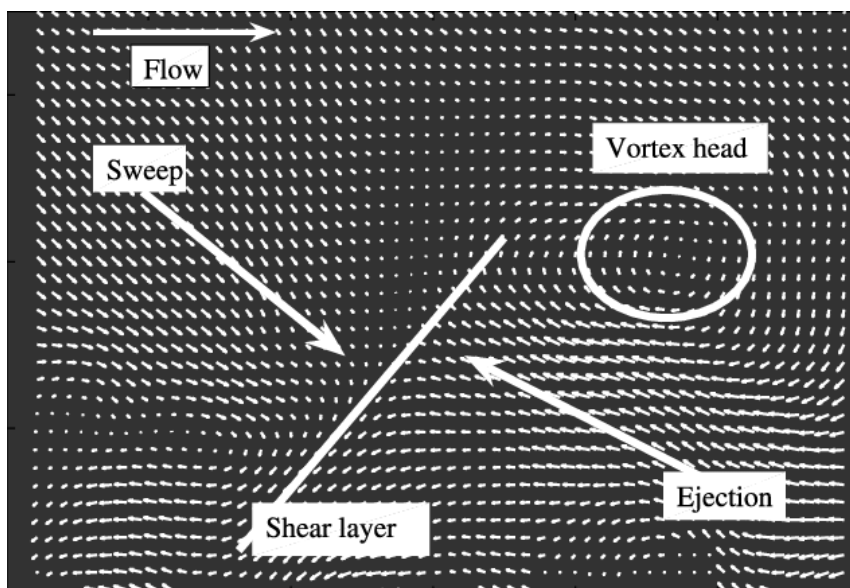
αναρρόφησης κάτω από την επιφάνεια της πτέρυγας χρησιμοποιήθηκε για την επίτευξη στρωτής ροής στο 46% της επιφάνειας ενώ πετούσε με ταχύτητα Mach 2 σε μια επιτυχή επίδειξη στρωτής ροής σε υπερηχητικές ταχύτητες [10].

6.4 Συμπληρωματικές διατάξεις για τον έλεγχο ροής

6.4.1 Riblets

Σε συνέχεια της προηγούμενης ανάλυσης πάνω στις διατάξεις ελέγχου του οριακού στρώματος μπορεί να παρουσιαστεί ακόμα μία εφαρμογή με πολύ καλά αεροδυναμικά αποτελέσματα. Στις προηγούμενες διατάξεις σκοπός ήταν η μετατροπή του τυρβώδους οριακού στρώματος σε στρωτό και η διατήρηση στρωτής ροής σε όσο το δυνατόν μεγαλύτερο τμήμα της πτέρυγας. Σε αυτό το κεφάλαιο θα αναλυθεί η εφαρμογή μικροδομών που ονομάζονται riblets, που αποτελούνται από αυλακωτές μικροδομές κατά μήκος του φτερού στην διεύθυνση ροής. Οι δομές αυτές εστιάζουν στην μείωση της τυρβώδους διατμητικής τάσης των τοιχωμάτων του φτερού. Προφανώς η στρωτή ροή προσφέρει την χαμηλότερη δυνατή διατμητική τάση. Ωστόσο όπως αναλύθηκε διεξοδικά η επίτευξη στρωτής ροής σε μεγάλο μέρος του φτερού είναι πολύ σύνθετο πρόβλημα και ακόμα και αν επιτυχανθεί σε μεγάλο μέρος της πτέρυγας, θα εξακολουθεί να υπάρχει τυρβώδης οριακό στρώμα. Για αυτό και το ενδιαφέρον στρέφεται στη μείωση της διατμητικής τάσης των τοιχωμάτων μέσα στη περιοχή του τυρβώδους ροής [11].

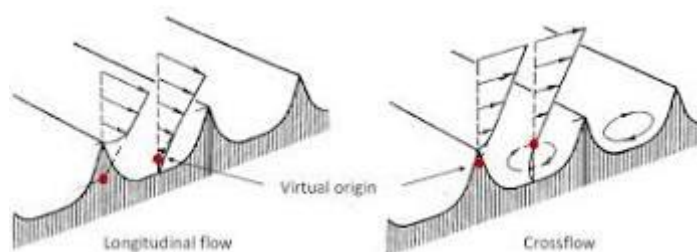
Η μεγαλύτερη ανταλλαγή ορμής σε ένα τυρβώδες οριακό στρώμα συμβαίνει μεταξύ σε τμήματα ρευστού υψηλής ταχύτητας που προσεγγίζουν την επιφάνεια (sweeps) και τμήματα ρευστού χαμηλής ταχύτητας που απομακρύνονται από την επιφάνεια (ejections) και προσεγγίζουν την περιοχή υψηλής ταχύτητας του ρευστού. Αυτή η ανταλλαγή ρευστού σε διεύθυνση κάθετη στην επιφάνεια δημιουργεί περιοχή ενισχυμένης διατμητικής τάσης μέσα στην περιοχή τυρβώδους ροής (Εικόνα 32). Σε αντίθεση κάτι τέτοιο δεν συμβαίνει στην στρωτή ροή καθώς οι γραμμές ροής είναι ουσιαστικά σχεδόν παράλληλες και δεν συμβαίνουν τέτοιες έντονες τοπικές αλλαγές και μεταβάσεις στην ροή.



Εικόνα 32: Τμήματα ρευστού υψηλής ταχύτητας που προσεγγίζουν την επιφάνεια ('sweeps') και τμήματα ρευστού χαμηλής ταχύτητας που απομακρύνονται από την επιφάνεια ('ejections')[12].

Το φαινόμενο που αναλύθηκε απαιτεί κίνηση ρευστού στην z -κατεύθυνση. Η παρεμπόδιση λοιπόν ταχυτήτων στην z κατεύθυνση μπορεί να μειώσει το φαινόμενο της έντονης μεταφοράς ορμής και συνεπώς να μειώσει την διατμητική τάση που ήταν το ζητούμενο αποτέλεσμα. Σε αυτό το σημείο βασίζεται και η λογική της ανάπτυξης δομών πάνω στην επιφάνεια του φτερού ευθυγραμμισμένες με την κατεύθυνση ροής. Από την άλλη πλευρά, είναι γνωστό ότι οι επιφάνειες που παρουσιάζουν προεξοχές υψηλότερες από περίπου $y^+ \approx 5$ αυξάνουν στην πραγματικότητα τη διατμητική τάση του τοιχώματος. Ωστόσο, για προεξοχές μικρότερες από $y^+ \approx 3-5$ η τραχύτητα ενσωματώνονται στο ιξώδες οριακό στρώμα.

Έτσι όταν ένας όγκος ρευστού κινείται σε ένα επίπεδο y^+ πάνω από την επιφάνεια, ο όγκος ρευστού θα υφίσταται μεγαλύτερη αντίσταση εάν κινηθεί πλευρικά παρά στην διαμήκη κατεύθυνση. Με αυτόν τον τρόπο η εγκάρσια ροή παρεμποδίζεται από τέτοιες διατάξεις όπως παρουσιάζεται και στην Εικόνα 33 και πράγματι μειώνεται η διατμητική τάση της επιφάνειας και συνεπώς η τριβή.



Εικόνα 33 :Απεικόνιση μικροδομών Riblets και της ροής επάνω σε αυτά.

7. Συμπεράσματα

Στην παρούσα εργασία πραγματοποιήθηκε λεπτομερής ανάλυση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών πτερύγων και δόθηκε βάση στην ανάλυση των γεωμετρικών σχεδιαστικών χαρακτηριστικών τους ως προς την επιρροή τους στην αεροδυναμική της πτέρυγας. Τα συμπεράσματα και η θεωρητική ανάλυση του πραγματοποιήθηκε θα αποτελέσει ερευνητική βάση για τον παραμετρικό σχεδιασμό και στη συνέχεια την λεπτομερή αεροδυναμική και δομική ανάλυση πτέρυγας μη επανδρωμένου οχήματος που εκτελεί πτήση σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds.

Η ανάλυση θα οδηγήσει στην ορθή επιλογή αεροτομής ,κατάλληλης για μικρούς αριθμούς Reynolds ,με μεγάλη καμπυλότητα και μικρό πάχος όπως αναλύθηκε στην Ενότητα 5. Επίσης στην διαμόρφωση της πτέρυγας γεωμετρικά χαρακτηριστικά όπως ο λόγος εκλέπτυνσης και ο λόγος διατάματος αποτελούν κυρίαρχοι άξονες για την ευστάθεια και την αεροδυναμική απόδοση της πτέρυγας. Τέλος οι υπεραντωτικές διατάξεις και κυρίως οι μικροδομές riblets μπορούν να εφαρμοστούν στην επιφάνεια των πτερύγων για την βελτίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών καθώς η επιφάνεια πτερύγων UAV έχουν μικρή περιβρεχόμενη επιφάνεια και συνεπώς μικρότερο συντελεστή άντωσης.

Βιβλιογραφία

- [1] J. Anderson, “Fundamentals of Aerodynamics.”
- [2] J. D. Anderson, *Aircraft performance and design*. WCB/McGraw-Hill, 1999.
- [3] J. Cousteix, “Aircraft Aerodynamic Boundary Layers,” 2001.
- [4] Ι. Καλλιντέρης, “Βασική Αεροδυναμική,” Πάτρα, 2020.
- [5] “Airfoil Tools,” 2022.
- [6] M. Serdar, İyas Karasu, H. Hakan, and M. Turul, “Low Reynolds Number Flows and Transition,” in *Low Reynolds Number Aerodynamics and Transition*, InTech, 2012. doi: 10.5772/31131.
- [7] J. Winslow, H. Otsuka, B. Govindarajan, and I. Chopra, “Basic understanding of airfoil characteristics at low Reynolds numbers (104–105),” *J Aircr*, vol. 55, no. 3, pp. 1050–1061, 2018, doi: 10.2514/1.C034415.
- [8] V. Brusov and V. Petruchik, “Design Approach for Selection of Wing Airfoil with Regard to Micro-UAVs,” *Proceedings of the International Micro Air Vehicles conference 2011 summer edition 126*, 2011.
- [9] A. Dal Monte, M. Raciti Castelli, and E. Benini, “A Retrospective of High-Lift Device Technology Numerical models of wind turbines View project Renewable Energy Optimization View project A Retrospective of High-Lift Device Technology,” 2012. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/236678225>
- [10] NASA, “F-16XL Supersonic Laminar Flow.”
- [11] D. W. Bechert and W. Hage, “Drag reduction with riblets in nature and engineering,” in *Flow Phenomena in Nature Volume 2*, WIT Press, 2006, pp. 457–504. doi: 10.2495/1-84564-095-0/5g.
- [12] J. Lelouvetel, F. Bigillon, D. Doppler, I. Vinkovic, and J. Y. Champagne, “Experimental investigation of ejections and sweeps involved in particle suspension,” *Water Resour Res*, vol. 45, no. 2, Feb. 2009, doi: 10.1029/2007WR006520.