

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΑΤΡΩΝ ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΚΑΙ ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΤΟΜΕΑΣ ΕΝΕΡΓΕΙΑΣ ΑΕΡΟΝΑΥΤΙΚΗΣ ΚΑΙ ΠΕΡΙΒΑΛΛΟΝΤΟΣ ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΤΕΧΝΙΚΗΣ ΘΕΡΜΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ

# ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Πειραματική διερεύνηση τεχνικών ελέγχου ροής

Παναγιώτης Ζάχος

1059838

Επιβλέπων: Πανίδης Θρασύβουλος, Καθηγητής

Διπλωματική εργασία υποβληθείσα στο Τμήμα Μηχανολόγων και Αεροναυπηγών του Πανεπιστημίου Πατρών

ПАТРА, 2023

Πανεπιστήμιο Πατρών, Τμήμα Μηχανολόγων και Αεροναυπηγών Μηχανικών Παναγιώτης Ζάχος © 2022 - Με την επιφύλαξη παντός δικαιώματος

Η έγκριση της διπλωματικής εργασίας δεν υποδηλοί την αποδοχή των γνωμών του συγγραφέα. Κατά τη συγγραφή τηρήθηκαν οι αρχές της ακαδημαϊκής δεοντολογίας.

#### ΠΕΡΙΛΗΨΗ

### Πειραματική διευρεύνηση τεχνικών ελέγχου ροής

### Παναγιώτης Ζάχος

Ο κύριος στόχος της επιστήμης του ελέγχου ροής είναι η βελτίωση των αεροδυναμικών γαρακτηριστικών του αεροσκάφους. Η βελτίωση αυτή περιλαμβάνει την μείωση της αντίστασης και του φαινομένου απώλειας στήριξης. Η ιδέα των κοιλοτήτων ως ένα μέσο για την βελτίωση αυτή έχει κερδίσει το ενδιαφέρον πρόσφατα. Η εισαγωγή κοιλοτήτων στην επιφάνεια της πτέρυγας θα δημιουργήσει τύρβη παράγοντας στροβίλους, οι οποίοι καθυστερούν την αποκόλληση του οριακού στρώματος με αποτέλεσμα την μείωση της αντίστασης και ταυτόχρονα στην αύξηση της γωνίας απώλειας στήριξης. Ο γενικός στόχος της παρούσας εργασίας είναι η παρουσίαση των τριών βασικών συστημάτων που απαρτίζουν την πειραματική διάταξη, την πτέρυγα και τις μορφοποιήσεις της, τον αεροδυναμικό ζυγό και το πνευματικό σύστημα, υπεύθυνο για την αλλαγή της πίεσης στο εσωτερικό της πτέρυγας. Στη συνέχεια, περιγράφεται η πειραματική διαδικασία, τα πέντε διαφορετικά βάθη κοιλοτήτων που εξετάζονται (0 mm, 1 mm, 1.5 mm, 2 mm, 2.3mm) και οι γωνίες προσβολής της πτέρυγας που εξετάζονται ( $0^{\circ}$  -  $20^{\circ}$ ). Επιπλέον εξάγονται οι εξισώσεις υπολογισμού των αεροδυναμικών μεγεθών, της άντωσης, της αντίστασης και της ροπής πρόνευσης και παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της πειραματικής διαδικασίας. Τελικά, γίνεται αξιολόγηση των αποτελεσμάτων, τα οποία εμφανίζουν μείωση της αντίστασης με ταυτόχρονη όμως μείωση και της άντωσης, διατηρώντας τον λόγο L/D σταθερό για γωνίες κοντά στο φαινόμενο απώλειας στήριξης.

Λέξεις κλειδιά : αντίσταση , αποκόλληση οριακού στρώματος , έλεγχος ροής , κοιλότητες , αεροδυναμικά χαρακτηριστικά

#### ABSTRACT

#### Experimental investigations of flow control techniques

#### **Panagiotis Zachos**

The main goal of flow control is to improve the aerodynamic characteristics of the aircraft. This improvement includes the reduction in total drag and stall phenomenon. The concept of the dimpled aircraft wing is constantly gaining interest lately, as a way to achieve these improvements in aerodynamic characteristics. The introduction of dimples on the wing surface creates turbulence by creating vortices which delay the boundary layer separation resulting in decrease of drag and also increase in the angle of stall. The main objective of this paper is to present the three main systems that make up the experimental setup, the modified wing, the aerodynamic force balance and the pneumatic system responsible for the changes in pressure inside the wing. Then, the description of the experimental procedure, the five different dimple depths considered (0 mm, 1 mm , 1.5mm , 2mm , 2.3mm) and the angles of attack considered ( $0^\circ - 20^\circ$ ). In addition, the equations for calculating the aerodynamic quantities of lift, drag and pitching moment are derived and the results of the experimental procedure are presented. Finally, the results are evaluated and the show a decrease in total drag, following by a simultaneous decrease in lift, keeping the L/D ratio almost the same for angles of attack close to stall phenomenon.

Key words: Drag, boundary layer separation, flow control, dimples, aerodynamic characteristics

# ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΠΙΝΑΚΩΝ

Πίνακας 1. Σημαντικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας με προφίλ NACA 0018 του πειράματος 60
Πίνακας 2. Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας63
Πίνακας 3. Μετρήσεις βάθους κοιλοτήτων
Πίνακας 4. Βήματα μετρήσεων στην πειραματική διαδικασία
Πίνακας 5. Σταθερά μεγέθη εξισώσεων υπολογισμού
Πίνακας 6. Σταθερά μεγέθη της πειραματικής διαδικασίας
Πίνακας 7. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για μηδενικό βάθος κοιλοτήτων
Πίνακας 8. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 1mm
Πίνακας 9. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 1.5mm
Πίνακας 10. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 2mm
Πίνακας 11. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 2.3mm
Πίνακας 12. Αδιάστατοι συντελεστές για μηδενικό βάθος κοιλότητας
Πίνακας 13. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 1mm
Πίνακας 14. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 1.5mm
Πίνακας 15. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 2mm
Πίνακας 16. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 2.3mm
Πίνακας 17. Ποσοστιαίες τιμές μείωσης αντίστασης για α = 6 °
Πίνακας 18. Ποσοστιαίες τιμές μείωσης αντίστασης για α = 14 °
Πίνακας 19. Ποσοστιαίες τιμές μείωσης αντίστασης για α = 16 °

# ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΣΧΗΜΑΤΩΝ ΚΑΙ ΕΙΚΟΝΩΝ

Σχήμα 1.1 Κατηγοριοποίηση μεθόδων ελέγχου ροής
Σχήμα 2.1 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομής
Σχήμα 2.2 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας
Σχήμα 2.3 Γωνία προσβολής α
Σχήμα 2.4 Πίεση και διατμητική τάση σε ένα σημείο της αεροτομής
Σχήμα 2.5 Ισοδύναμη δύναμη και ροπή στην αεροτομή
Σχήμα 2.6 Οι δύο τρόποι ανάλυσης των αεροδυναμικών δυνάμεων
Σχήμα 2.7 Κατανομή του συντελεστή πίεσης γύρω απ'την επιφάνεια αεροτομής
Σχήμα 2.8 Οπισθέλκουσα τριβής σε επιφάνεια
Σχήμα 2.9 Ποσοστιαία κατανομή των δύο οπισθελκουσών σε σώματα διαφόφων σχημάτων 34
Σχήμα 2.10 Οι μορφές παρασιτικής οπισθέλκουσας σε ένα αεροσκάφος
Σχήμα 2.11 Δημιουργία στροβίλων στα άκρα της πτέρυγας
Σχήμα 2.12 Επαγόμενες ταχύτητες των στροβίλων στα άκρα της πτέρυγας
Σχήμα 2.13 Οι δυνάμεις σε αεροτομή που βρίσκεται στο απόρρευμα της πτέρυγας ε $-$ επαγόμενη
γωνία
Σχήμα 2.14 Σύμβαση προσήμων για την ροπή πρόνευσης
Σχήμα 2.15 Συσχέτιση κέντρου πίεσης και αεροδυναμικού κέντρου
Σχήμα 3.1 Προφίλ ταχυτήτων κατά μήκος του οριακού στρώματος
Σχήμα 3.2 Φαινόμενα ροής γύρω από κύλινδρο
Σχήμα 3.3 Προφίλ ταχύτητας πριν και μετά την αποκόλληση
Σχήμα 3.4 Ροϊκές γραμμές ενός ρευστού σε σωλήνα για στρωτή και τυρβώδη ροή
Σχήμα 3.5 Προφίλ ταχυτήτων σε στρωτό (laminar) και τυρβώδες (turbulent) οριακό στρώμα 47

Σχήμα 3.6 Μετατόπιση του σημείου αποκόλλησης σε μπάλα του golf	
Σχήμα 4.1 Εξάρτηση μεταξύ των στόχων ελέγχου ροής	49
Σχήμα 4.2 Κατηγοριοποίηση των μεθόδων ελέγχου ροής	50
Σχήμα 5.1 Tornado-like δομές από Kiknadze [16]	
Σχήμα 5.2 Οι ταχύτητες κατά μήκος του εκπετάσματος μέσω PIV [19]	55
Σχήμα 5.3 Διάταξη κοιλοτήτων στην μελέτη [21]	56
Σχήμα 5.4 Μορφοποιήσεις που εξετάστηκαν στην μελέτη [25]	57
Σχήμα 6.1 Προφίλ αεροτομής ΝΑCA0018	60
Σχήμα 6.2 Κλιμακωτή και ευθυγραμμισμένη με τη ροή διάταξη κοιλοτήτων	61
Σχήμα 6.3 Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά πλέγματος κοιλοτήτων	62
Σχήμα 7.1 Κάτοψη αεροδυναμικού ζυγού	65
Σχήμα 7.2 Τομή αεροδυναμικού ζυγού	66
Σχήμα 7.3 Βασικά στοιχεία δυναμοκυψέλης strain gauge	67
Σχήμα 7.4 Συσχέτιση δυνάμεων πτέρυγας – δυναμοκυψελών	68
Σχήμα 7.5 Σκαρίφημα κάτοψης δυναμοκυψέλης 5	69
Σχήμα 7.6 Φορά της μετρούμενης ροπής από την δυναμοκυψέλη 5	70
Σχήμα 7.7 Διάταξη δυναμοκυψελών σε αρχική θέση μοτέρ	
Σχήμα 7.8 Διάταξη δυναμοκυψελών για τελική θέση μοτέρ	73
Σχήμα 7.9 Θέση πειραματικής διάταξης για μηδενική γωνία προσβολής	74
Σχήμα 7.10 Αεροδυναμικά φορτία πάνω στην πτέρυγα	75
Σχήμα 8.1 Πτέρυγα με αγωγό πίεσης χωρίς μεμβράνη επικάλυψης	
Σχήμα 8.2 Πτέρυγα με σχηματισμένες κοιλότητες	
Σχήμα 8.3 Σκαρίφημα πνευματικού συστήματος	80

Σχήμα 8.4 Πνευματικό σύστημα γύρω από την αεροσύραγγα	81
Σχήμα 8.5 Στοχεία πνευματικού συστήματος	
Σχήμα 8.6 Τομή της πτέρυγας σε δύο επίπεδα	83
Σχήμα 8.7 Διάταξη αεροδυναμικού ζυγού -σωλήνα πίεσης	
Σχήμα 8.8 Κοιλότητες που μετρήθηκε το βάθος	85
Σχήμα 8.9 Διάγραμμα βάθους κοιλοτήτων	89
Σχήμα 8.10 Διάγραμμα βάθους και αβεβαιότητας κοιλοτήτων 1 και 2	
Σχήμα 9.1 Αεροδυναμικές δυνάμεις και γωνίες αναφοράς	
Σχήμα 9.2 Ανάλυση δυνάμεων στους άξονες των δυναμοκυψελών	
Σχήμα 9.3 Ισορροπία ροπών για άξονα δυναμοκυψελών 2-4	
Σχήμα 9.4 Ισορροπία ροπών για άξονα δυναμοκυψελών 1-3	
Σχήμα 9.5a Διάγραμμα CL vs α	105
Σχήμα 9.6a Διάγραμμα C <sub>D</sub> vs α	107
Σχήμα 9.7 Διάγραμμα CL/CD vs α	110
Σχήμα 9.8a Διάγραμμα C <sub>M</sub> vs α	111

# ΣΥΜΒΟΛΙΣΜΟΙ

ρ	Πυκνότητα
u	Ταχύτητα στη διεύθυνση x
υ	Ταχύτητα στη διεύθυνση y
W	Ταχύτητα στη διεύθυνση z
р	Πίεση
Re	Αριθμός Reynolds
τ	Διατμητικές τάσεις
α	Γωνία προσβολής
b	Εκπέτασμα
AR	Λόγος επιμήκους
$V_{\infty}$	Ταχύτητα ελεύθερης ροής
Cp	Συντελεστής πίεσης
L	Άντωση
D	Οπισθέλκουσα
М	Ροπή πρόνευσης
$q_{\infty}$	Δυναμική πίεση ελεύθερης ροής
Cı	Συντελεστής άντωσης αεροτομής
$C_d$	Συντελεστής οπισθέλκουσας αεροτομής
Cm	Συντελεστής ροπής πρόνευσης αεροτομής
CL	Συντελεστής άντωσης (τρισδιαστατο σώμα)
CD	Συντελεστής οπισθέλκουσας (τρισδιάστατο σώμα)

См	Συντελεστής ροπής πρόνευσης (τρισδιάστατο σώμα)
μ	Δυναμικό ιξώδες
ν	Κινηματικό ιξώδες
L	Χαρακτηριστικό μήκος αριθμού Re
W	Βάρος αεροσκάφους
Т	Ώση
$V_{stall}$	Ταχύτητα απώλειας στήριξης
V <sub>max</sub>	Μέγιστη ταχύτητα πτήσης
C <sub>D0</sub>	Συντελεστής παρασιτικής οπισθέλκουσας
CDi	Συντελεστής επαγόμενης οπισθέλκουσας
$ au_{ m w}$	Διατμητική τάση στην επιφάνεια του οριακού στρώματος
δ	Πάχος οριακού στρώματος
VG	Vorteg generators
Lx	Απόσταση κέντρων διαδοχικών οπών
Ly	Απόσταση κέντρων οπώς μεταξύ σειρών
d	Διάμετρος οπών
F1	Ένδειξη δυναμοκυψέλης 1
F2	Ένδειξη δυναμοκυψέλης 2
F3	Ένδειξη δυναμοκυψέλης 3
F4	Ένδειξη δυναμοκυψέλης 4
F5	Ένδειξη δυναμοκυψέλης 5
L1	Απόσταση δυναμοκυψέλης 1 από άξονα αγωγού πίεσης

L2	Απόσταση δυναμοκυψέλης 2 από άξονα αγωγού πίεσης
L3	Απόσταση δυναμοκυψέλης 3 από άξονα αγωγού πίεσης
L4	Απόσταση δυναμοκυψέλης 4 από άξονα αγωγού πίεσης
R	Απόσταση δυναμοκυψέλης 5 από άξονα αγωγού πίεσης
Α	Δύναμη παράλληλη στη χορδή της αεροτομής
Ν	Δύναμη παράλληλη στη χορδή της αεροτομής
М	Ροπή στον άξονα πίεσης
Mc/4	Ροπή στο αεροδυναμικό κέντρο
С	χορδή
S	Εμβαδόν πτέρυγας
V <sub>tunnel</sub>	Ταχύτητα ροής αεροσύρραγας

# ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΕ	РІЛНΨН	
AB	STRACT	
KA	ΤΑΛΟΓΟΣ	ΠΙΝΑΚΩΝ9
KA	ΤΑΛΟΓΟΣ	ΣΧΗΜΑΤΩΝ ΚΑΙ ΕΙΚΟΝΩΝ10
ΣΥ	ΜΒΟΛΙΣΜ	OI 15
ΠΕ	PIEXOMEN	NA 19
1.	ΕΙΣΑΓΩΓ	<sup>°</sup> H
	1.1.	ΣΤΟΧΟΙ
2.	ΒΑΣΙΚΑ	ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ - ΕΝΝΟΙΕΣ
	<b>2.1.</b>	ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΚΑΙ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ
	2.2.	ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΈΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΚΑΙ ΡΟΠΕΣ
	2.3.	ΑΝΤΩΣΗ
	2.4.	ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ (DRAG)
	2.4.1.	ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΤΡΙΒΗΣ (SKIN FRICTION DRAG)33
	2.4.2.	ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΜΟΡΦΗΣ (PRESSURE DRAG)34
	2.4.3.	ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΑΛΛΗΛΕΠΙΔΡΑΣΗΣ (INTERFERENCE DRAG)
		35
	2.4.4.	ΕΠΑΓΟΜΕΝΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ (INDUCED DRAG)35
	2.5.	ροπή προνεύσης, κεντρό πιέσης και αεροδυναμικό
	KENTPO	
	2.6.	ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ

3.	<b>OPIAK</b>	Ο ΣΤΡΩΜΑ
	3.1.	ΑΠΟΚΟΛΛΗΣΗ ΟΡΙΑΚΟΥ ΣΤΡΩΜΑΤΟΣ
	3.2.	ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ ΚΑΙ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ
	3.3.	ΤΥΠΟΙ ΡΟΗΣ - ΟΡΙΑΚΟΥ ΣΤΡΩΜΑΤΟΣ
	3.4.	ΑΠΟΚΟΛΛΗΣΗ ΣΕ ΤΥΡΒΩΔΕΣ ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ
4.	ΜΕΘΟΔ	ΟΙ ΕΛΕΓΧΟΥ ΡΟΗΣ
	4.1.	ΠΑΘΗΤΙΚΕΣ ΜΕΘΟΔΟΙ ΕΛΕΓΧΟΥ ΡΟΗΣ51
	4.2.	ΕΝΕΡΓΕΣ ΜΕΘΟΔΟΙ ΕΛΕΓΧΟΥ ΡΟΗΣ
5.	ЕЛЕГХ	ΟΣ ΡΟΗΣ ΜΕ ΚΟΙΛΟΤΗΤΕΣ53
	5.1.	ΦΑΙΝΟΜΕΝΑ ΡΟΗΣ ΓΥΡΩ ΑΠΌ ΤΙΣ ΚΟΙΛΟΤΗΤΕΣ
	5.2.	ΜΕΛΕΤΕΣ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ ΣΕ ΠΤΕΡΥΓΑ55
6.	XAPAK	ΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΚΑΙ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ59
	6.1.	АЕРОТОМН NACA 0018 59
	6.2.	ΔΙΑΤΑΞΗ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ61
7.	ΑΕΡΟΔ	ΥΝΑΜΙΚΟΣ ΖΥΓΟΣ64
	7.1.	ΚΑΤΑΣΚΕΥΗ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΥ ΖΥΓΟΥ64
	7.2.	ΔΥΝΑΜΟΚΥΨΕΛΕΣ ΚΑΙ ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΥ
	7.3.	ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΠΕΡΙΣΤΡΟΦΗΣ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ
8.	ПНЕУМ	ΙΑΤΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΚΑΙ ΠΤΕΡΥΓΑ77
	8.1.	ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΚΑΙ ΛΕΙΤΟΥΡΓΊΑ ΠΝΕΥΜΑΤΙΚΟΎ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ 77
	8.2.	ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ82
	8.3.	ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΒΑΘΟΥΣ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ85
9.	ПЕІРАМ	ΛΑΤΙΚΗ ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΑ ΚΑΙ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ92

	9.1.	ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΥ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΜΕΓΕΘΩΝ	92
	9.2.	ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ	
	9.3.	ΑΞΙΟΛΟΓΗΣΗ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ	112
10.	ΣΥΓ	ΝΟΨΗ ΕΡΓΑΣΙΑΣ	114
	10.1.	ΑΝΑΚΕΦΑΛΑΙΩΣΗ	114
	10.2.	ΜΕΛΛΟΝΤΙΚΗ ΕΠΕΚΤΑΣΗ ΕΡΓΑΣΙΑΣ	115
BIB	влюгра	ФІА	117

### 1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Οι γνωστοί αδερφοί Wright ήταν οι πρώτοι που δημιούργησαν ένα ολοκληρωμένο αεροπλάνο την πρώτη δεκαετία του εικοστού αιώνα. Όπως είναι προφανές αυτή η δημιουργία δεν ήρθε εύκολα και εν μία νυκτή. Το πρώτο design ενός ανεμοπλάνου (χωρίς την ύπαρξη προωθητικού συστήματος) ήταν μία μεγάλη αποτυχία, καθώς δεν απέδιδε ούτε καν κοντά στις προσδοκίες τους, παρά το γεγονός ότι ο σχεδιασμός του ήταν βασισμένος στα καλύτερα διαθέσιμα δεδομένα γύρω από την αεροδυναμική τότε. Αποφάσισαν, έτσι, να κατασκευάσουν μία αεροσύραγγα και να τεστάρουν εκεί πάνω από 200 διαφορετικά σχήματα αεροτομής και μεγέθη πτέρυγας. Κατέληξαν σε μία αεροτομή με πολύ χαμηλότερη καμπυλότητα και σημείο μέγιστου ύψους πολύ κοντά στο χείλος προσβολής συγκριτικά με την πρώτη τους αεροτομή. Η μεγαλύτερη αλλαγή βέβαια που έγινε ήταν η αλλαγή του λόγου μήκους πτέρυγας προς το μήκος της χορδής της αεροτομής από 3 σε 6.

Αυτή η διαδικασία αποτελεί την πρώτη προσπάθεια βελτιστοποίησης των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών (άντωση,οπισθέλκουσα) με την χρήση αεροσύραγγας. Λίγα χρόνια αργότερα ήρθε η ανακάλυψη του οριακού στρώματος από τον Prandtl και γέννησε μία νέα τεχνολογία που ονομάζεται έλεγχος ροής. Ο έλεγχος ροής είναι κάθε απόπειρα χειρισμού της ροής πάνω από μία επιφάνεια (π.χ πτέρυγα αεροσκάφους) με στόχο να αλλάξει το πεδίο ροής. Πιο συγκεκριμένα, ο χειρισμός αυτός οδηγεί σε καθυστέρηση της μεταβολής της ροής από στρωτή σε τυρβώδη και σε αργότερη αποκόλληση του οριακού στρώματος. Αυτό έχει ως άμεσο αποτέλεσμα την βελτίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών της εκάστοτε γεωμετρίας και κατά συνέπεια την αύξηση της απόδοση του συστήματος, άρα και την μείωση της κατανάλωσης καυσίμων. Η επίστημη του ελέγχου ροής είναι πολύ ενδιαφέρουσα αν αναλογιστεί κανείς ότι η μείωση κατά 1% της παγκόσμιας κατανάλωσης καυσίμου αεριωθούμενων ισοδυναμεί με 1.25 εκατομμύρια δολλάρια την ημέρα σε λειτουργικά κόστη. Ταυτόχρονα η επίτευξη της οικονομίας σε καύσιμα οδηγεί και σε λιγότερη επιβάρυνση του περιβάλλοντος.

Ο έλεγχος ροής επιτυγχάνεται με διάφορες μεθόδους που κατηγοριοποιούνται ανάλογα με την δαπάνη ενέργειας και τον βρόγχο ελέγχου που χρησιμοποιούν. Όπως φαίνεται στο Σχήμα 1.1 ο βασικός διαχωρισμός γίνεται με βάση την ύπαρξη βοηθητικής ισχύος, στις μεθόδους που δεν την

χρειάζονται (παθητικές-passive) και στις μεθόδους που την απαιτούν (ενεργές-active). Οι ενεργές μέθοδοι χωρίζονται περαιτέρω σε προκαθορισμένες (predetermined) και σε αντιδραστικές (reactive). Οι predetermined μέθοδοι ελέγχου εισάγουν στην ροή σταθερά ή μεταβαλλόμενα επιπρόσθετη ενέργεια, χωρίς να λαμβάνεται υπόψιν η κατάσταση του πεδίου ροής. Αυτό σημαίνει ότι λειτουργεί ένας ανοιχτός βρόγχος ελέγχου, χωρίς αισθητήρια. Αντίθετα οι reactive μέθοδοι αποτελούν την πιο ιδιαίτερη μορφή ελέγχου ροής, καθώς η είσοδος του βρόχου ελέγχου ρυθμίζεται συνεχώς ανάλογα με τις μετρήσεις και τα δεδομένα που λαμβάνονται από το αισθητήριο.

Η εφαρμογή του ελέγχου ροής δεν περιορίζεται στην μείωση της οπισθέλκουσας που αναφέρθηκε προηγουμένως. Στα πλεονεκτήματα της συμπεριλαμβάνονται ο έλεγχος ροής σε καύση, η αύξηση του ρυθμού ροής θερμότητας και η μείωση του παραγώμενου από την ροή ήχο.



Σχήμα 1.1 Κατηγοριοποίηση μεθόδων ελέγχου ροής

# 1.1. ΣΤΟΧΟΙ

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η παρουσίαση τεχνικών και μεθόδων ελέγχου ροής, αφού πρώτα έχουμε κατανοήσει βασικά φαινόμενα πίσω από αυτές, και η αξιολόγηση της σημαντικότητας της ενεργούς μορφοποίησης επιφάνειας ως μία τέτοια τεχνική. Μέχρι σήμερα δεν έχει ερευνηθεί σε βάθος η επίδραση της ενεργούς μορφοποίησης επιφανειών, διότι οι τεχνικές

ελέγχου ροής που στόχευαν στην αλλαγή της μορφολογίας επιφανειών θεωρούνταν περισσότερο παθητικές παρά ενεργές, χωρίς δηλαδή να προσαρμόζονται στις διάφορες συνθήκες ροών. Η ενεργή μορφολογία που θα εξεταστεί σε αυτήν την διπλωματική εργασία είναι ένα πλέγμα ενεργών κοιλοτήτων σε μία πτέρυγα.

### 2. ΒΑΣΙΚΑ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΑ ΜΕΓΕΘΗ - ΕΝΝΟΙΕΣ

Η θεμελιώδης κατανόηση των αεροδυναμικών δυνάμεων και ροπών που ασκούνται σε ένα αντικείμενο είναι απαραίτητη για το σχεδιασμό και την ανάλυση διαφόρων τεχνικών συστημάτων, από αεροσκάφη και αυτοκίνητα μέχρι ανεμογεννήτριες και αθλητικό εξοπλισμό. Οι αεροτομές και οι πτέρυγες είναι αναπόσπαστα στοιχεία των μηχανολογικών αυτών συστημάτων, διαδραματίζοντας κρίσιμο ρόλο στον καθορισμό της αεροδυναμικής απόδοσης και της αποδοτικότητάς τους. Για τη βελτιστοποίηση της συμπεριφοράς αυτών συστημάτων, είναι απαραίτητη η κατανόηση των βασικών παραμέτρων που διέπουν την αεροδυναμική τους. Σε αυτό το κεφάλαιο, γίνεται μια ολοκληρωμένη διερεύνηση αυτών των κρίσιμων παραμέτρων, παρέχοντας μια στέρεη βάση για τις επόμενες συζητήσεις.

Αρχικά, διερευνούνται οι κρίσιμες παράμετροι που καθορίζουν τις αεροτομές και τις πτέρυγες, όπως το μήκος χορδής, η κύρτωση, η κατανομή πάχους και ο λόγος διαστάσεων της πτέρυγας. Μελετώντας τις επιδράσεις και τις σχέσεις αυτών των παραμέτρων, αποκτάται μια ολοκληρωμένη κατανόηση του τρόπου με τον οποίο επηρεάζουν την αεροδυναμική συμπεριφορά των αεροτομών και των πτερύγων.

Επιπλέον, εξετάζεται η άντωση, η δύναμη που επιτρέπει στις αεροτομές και τα φτερά να παράγουν ανοδικές δυνάμεις σε μια ροή ρευστού. Οι αρχές που διέπουν τη δημιουργία άνωσης, όπως η αρχή του Bernoulli, η θεωρία της κυκλοφορίας και η γωνία προσβολής, διερευνώνται για να αποκαλυφθούν οι μηχανισμοί που οδηγούν αυτή τη θεμελιώδη αεροδυναμική δύναμη.

Ταυτόχρονα, αναλύονται οι διάφοροι τύποι αντίστασης που αντιμετωπίζουν οι αεροτομές και οι πτέρυγες. Από την αντίσταση μορφής έως την αντίσταση τριβής και την επαγόμενη αντίσταση, κάθε τύπος διερευνάται για να κατανοηθεί η προέλευση, τα χαρακτηριστικά και οι επιπτώσεις τους. Αντιλαμβάνοντας τις πηγές της αντίστασης και τις εξαρτήσεις τους από παράγοντες όπως ο αριθμός Reynolds και η γεωμετρία, αποκτούνται γνώσεις για στρατηγικές μείωσης της αντίστασης και βελτίωσης της απόδοσης. Εμβαθύνοντας σε αυτές τις κρίσιμες παραμέτρους, στόχος είναι να εξοπλιστούν οι μηχανικοί και οι ερευνητές με τις απαραίτητες γνώσεις για να λάβουν τεκμηριωμένες αποφάσεις σχεδιασμού και να βελτιστοποιήσουν την αεροδυναμική απόδοση των αεροτομών και των πτερύγων. Αυτό το κεφάλαιο θέτει τις βάσεις για τις επακόλουθες συζητήσεις σχετικά με καινοτόμες στρατηγικές, αναδυόμενες τεχνολογίες και μελλοντικές προοπτικές που αξιοποιούν αυτές τις παραμέτρους για την προώθηση της αεροδυναμικής απόδοσης σε διάφορους τομείς της μηχανικής.

Η αναφορά στα βασικά αεροδυναμικά μεγέθη και έννοιες γίνεται μέσω ανασκόπησης της βιβλιογραφίας [1-9].

# 2.1. ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΚΑΙ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

Η εφαρμογή των εξισώσεων αυτών και γενικότερα της θεωρίας της μηχανικής των ρευστών σε ροές γύρω από σώματα δημιουργεί την επιστήμη της αεροδυναμικής. Η αεροδυναμική ασχολείται κυρίως με ροές πάνω από ένα συγκεκριμένο σώμα, την πτέρυγα. Η πτέρυγα αποτελεί το σημαντικότερο μέρος ενός αεροσκάφους, καθώς χωρίς αυτήν και το ιδιαίτερο σχήμα και μέγεθος που έχει δεν θα υπήρχε η δυνατότητα δημιουργίας άντωσης και κατά συνέπεια πτήσης. Κάνοντας μία τομή στην πτέρυγα με άξονα παράλληλο στην άτρακτο του αεροσκάφους δημιουργούμε μία δισδιάστατη επιφάνεια που ονομάζεται αεροτομή.

Τα βασικά χαρακτηριστικά της αεροτομής είναι τα εξής:

- Η χορδή της αεροτομής (chord line) ονομάζεται η ευθεία γραμμή που συνδέει το χείλος
   προσβολής (leading edge) με το χείλος εκφυγής (trailing edge) της αεροτομής.
- Η μέση γραμμή της αεροτομής (camber line) είναι η γραμμή που ισαπέχει από την πάνω
   και κάτω επιφάνεια της αεροτομής.

 Η μέγιστη καμπυλότητα της αεροτομής (camber) είναι η μέγιστη απόσταση μεταξύ της χορδής και της μέσης γραμμής και η θέση στην οποία συμβαίνει αυτό συνήθως αναγράφεται ως ποσοστό της χορδής.

Για το μεγαλύτερο μέρος των αεροτομών η μέγιστη καμπυλότητα φτάνει μέχρι το 5% ενώ η θέση που βρίσκεται είναι ανάμεσα στο 25% και το 50% της χορδής. Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά που αναφέρθηκαν φαίνονται στο Σχήμα 2.1



Σχήμα 2.1 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομής

Κοιτώντας τώρα μία κάτοψη της πτέρυγας έχουμε τα εξής χαρακτηριστικά:

- Το εκπέτασμα (span) αποτελεί την απόσταση από το ένα ακροπτερύγιο στο άλλο και συμβολίζεται με b
- Το συνολικό εμβαδόν των πτερυγών που συμβολίζεται με S
- Με βάση τα δύο παραπάνω μεγέθη έχει δημιουργηθεί ο λόγος επιμήκους πτέρυγας (Aspect Ratio)

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Το μήκος χορδής στη βάση (root chord) C<sub>R</sub> και το μήκος χορδής ακροπτερυγίου (tip chord)
 C<sub>T</sub> είναι το μεγαλύτερο και το μικρότερο μήκος χορδής στην πτέρυγα.

Τα παραπάνω μεγέθη φαίνονται αναλυτικά στο Σχήμα 2.2



Σχήμα 2.2 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας

Ο λόγος επιμήκους της πτέρυγας AR αποτελεί ένα μέτρο αποδοτικότητας της πτέρυγας σε πτήσης μεγάλης απόστασης. Πτέρυγες με μέγαλο AR είναι επιθυμητές για τέτοιες πτήσεις, ενώ αυτές με μικρότερο AR επιτρέπουν πιο άμεση απόκριση σε μανούβρες και ελιγμούς.

Το τελευταίο γεωμετρικό χαρακτηριστικό που θα αναφερθεί είναι και από τα πιο σημαντικά. Η γωνία προσβολής (α) της αεροτομής είναι η γωνία που σχηματίζει η χορδή της με την διεύθυνση της ελεύθερης ροής ταχύτητας V<sub>∞</sub>, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 2.3.



Σχήμα 2.3 Γωνία προσβολής α

Σε συμμετρικές αεροτομές η ύπαρξη γωνία προσβολής είναι απαραίτητη για την εμφάνιση άντωσης.

### 2.2. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΚΑΙ ΡΟΠΕΣ

Σε κάθε περίπτωση που έχουμε ένα κινούμενο σώμα, οποιουδήποτε μεγέθους και σχήματος, σε ελεύθερη ροή αέρα οι αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές που ασκούνται σε αυτό είναι αποτέλεσμα δύο μόνο παραγόντων.

- Της κατανομής της πίεσης του αέρα
- Της τριβής ανάμεσα της επιφάνειας και του αέρα

Η πίεση ασκείται κάθετα στην επιφάνεια ενώ η διατμητική τάση ασκείται εφαπτομενικά στην επιφάνεια όπως δείχνει το Σχήμα 2.4. Η διατμητική τάση ασκείται λόγω της τριβής μεταξύ του σώματος και του αέρα.



Σχήμα 2.4 Πίεση και διατμητική τάση σε ένα σημείο της αεροτομής

Το σύνολο των πίεσεων και των διατμητικών τάσεων κατά μήκος όλης της επιφάνειας μεταφράζονται σε μία συνολική δύναμη R και μία ροπή M (Σχήμα 2.5). Η δύναμη αυτή μπορεί να αναλυθεί με δύο διαφορετικούς τρόπους όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.6. Το ένα σετ δυνάμεων αντιπροσωπεύει τις δυνάμεις κάθετα και παράλληλα στην ελεύθερη ροή του αέρα ( $V_{\infty}$ ) ενώ το άλλο τις δυνάμεις κάθετα και παράλληλα στην χορδή της αεροτομής ( c ).

Ορίζονται, λοιπόν, τα μεγέθη:

 Άντωση (L) της αεροτομής ονομάζεται η κάθετη στη διεύθυνση της ελεύθερης ροής δύναμη.

- Οπισθέλκουσα ή αντίσταση (D) της αεροτομής ονομάζεται η παράλληλη στη διεύθυνση της ελεύθερης ροής δύναμη.
- Η κάθετη δύναμη στη διεύθυνση της χορδής (N)
- Η παράλληλη δύναμη στη διεύθυνση της χορδής (A)

Όπως φαίνεται και στα σχήματα, τα δύο σετ δυνάμεων διάφερουν κατά την γωνία προσβολής α.



Σχήμα 2.5 Ισοδύναμη δύναμη και ροπή στην αεροτομή



Σχήμα 2.6 Οι δύο τρόποι ανάλυσης των αεροδυναμικών δυνάμεων

Η γεωμετρική συσχέτιση μεταξύ των μεγεθών αυτών μαθηματικά είναι:

L = Ncosa - Asina (2.1) D = Nsina + Acosa (2.2)

#### 2.3. ΑΝΤΩΣΗ

Η άντωση αποτελεί την αεροδυναμική δύναμη που ασκείται κάθετα στη διέυθυνση της ελεύθερης ροής και οφείλεται στην διαφορά πίεσης που δημιουργείται στις επιφάνειες του σώματος που κινείται. Για να γίνει καλύτερα αντιληπτό αυτό, λαμβάνουμε για παράδειγμα μία αεροτομή και εισάγουμε ένα αδιάστατο μέγεθος που περιγράφει την κατανομή της πίεσης πάνω σε αυτή. Τον αδιάστατο συντελεστή πίεσης C<sub>p</sub> (Pressure coefficient) που ορίζεται ως εξής:

$$C_p \equiv \frac{P - P_{\infty}}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^2}$$
(2.3)

Με  $P_{\infty}$ ,  $\rho_{\infty}$ ,  $V_{\infty}$  την πίεση, την πυκνότητα και την ταχύτητα στην ελεύθερη ροή μακριά από το σώμα. Τα στοιχεία αυτά ορίζουν μία ποσότητα που ονομάζεται δυναμική πίεσης ελεύθερης ροής  $q_{\infty} = \frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^{2}$ .

Το διάγραμμα κατανομής του C<sub>p</sub> γύρω από την αεροτομή απεικονίζεται στο Σχήμα 2.7 με τον κατακόρυφο άξονα του ώστε να γίνεται πιο εύκολα κατανοητός ο λόγος που δημιουργείται η δύναμη της άντωσης. Στην κάτω επιφάνεια παρατηρείται μεγαλύτερη πίεση από την πάνω επιφάνεια με την διαφορά τους να είναι η δύναμη της άντωσης (εμβαδόν). Βασικός στόχος, λοιπόν, είναι η δημιουργία μικρότερης πίεσης στην πάνω επιφάνεια της αεροτομής, καθώς εκεί παράγονται τα <sup>3</sup>/<sub>4</sub> της συνολικής άντωσης. Ο τρόπος που μεταβάλλεται η πίεση εξηγείται μαθηματικά από την πασίγνωστη εξίσωση Bernoulli.

$$P_{\infty} + \frac{\rho}{2} V_{\infty}^2 = P + \frac{\rho}{2} V^2$$
(2.4)

Όπως φαίνεται από το δεύτερο σκέλος τη Εξ. (3) για να μειωθεί η πίεση πρέπει να αυξηθεί η ταχύτητα της ροής. Σε αυτό συμβάλλουν πολλοί παράγοντες όπως το σχήμα της αεροτομής, η γωνία προσβολής α και η ταχύτητα της ροής.



Σχήμα 2.7 Κατανομή του συντελεστή πίεσης γύρω απ'την επιφάνεια αεροτομής.

#### 2.4. ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ (DRAG)

Η πρώτη αεροδυναμική δύναμη που παρατήρησε ο άνθρωπος όταν τοποθέτησε ένα οποιοδήποτε σώμα σε ελεύθερη ροή αέρα ή νερού, ήταν η αντίσταση που παρουσίαζε. Μία δύναμη δηλαδή στην κατεύθυνση της ελεύθερης ροής, αντίθετα από τον προσανατολισμό του σώματος. Συγκεκριμένα η δύναμη αυτή για την αεροδυναμική ονομάστηκε οπισθέλκουσα (drag). Η ύπαρξη αυτής της δύναμης είναι που οδήγησε στην εύρεση του κατάλληλου σχήματος αεροτομής, καθώς κάθε σώμα με μία γωνία προσβολής μπορεί να παράξει άντωση όμως τα περισσότερα παράγουν πολύ μεγάλη οπισθέλκουσα. Γι' αυτό και ο πιο σημαντικός δείκτης σε πειραματικά δεδομένα είναι ο λόγος L/D (άντωσης προς οπισθέλκουσας) και όχι αποκλειστικά η δύναμη της άντωσης.

Η δύναμη της οπισθέλκουσας χωρίζεται σε δύο μεγάλες κατηγορίες, την παρασιτική (parasite drag) και την επαγόμενη (induced drag). Η παρασιτική οπισθέλκουσα αναλύεται σε 3 επιμέρους κατηγορίες την οπισθέλκουσα τριβής, την οπισθέλκουσα σχήματος και την οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης.

## **2.4.1. ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΤΡΙΒΗΣ (SKIN FRICTION DRAG)**

Κατά την κίνηση ενός σώματος μέσα σε ένα ρευστό δημιουργείται αντίσταση λόγω της επαφής του αέρα με την επιφάνεια του σώματος. Στην περίπτωση του αεροσκάφους τα μόρια του αέρα που έρχονται σε άμεση επαφή με την επιφάνεια είναι ακίνητα λόγω των διατμητικών τάσεων που εμφανίζονται. Οι τάσεις αυτές οφείλονται στο ιξώδες του αέρα, το οποίο κάνει τα μόρια του να προσκολλούνται στην επιφάνεια. Όσο απομακρυνόμαστε από την επιφάνεια παρατηρούμε ότι τα μόρια του αέρα κινούνται όλο και πιο γρήγορα μέχρι κάποιο σημείο όπου φτάνουν στην ταχύτητα της ελεύθερης ροής (Σχήμα 2.8). Το στρώμα αυτό του επιβραδυμένου ρευστού ονομάζεται οριακό στρώμα και θα εξηγηθεί αναλυτικότερα στο Κεφάλαιο 3.

Το μέγεθος της οπισθέλκουσας τριβής που παρουσιάζεται σε ένα σώμα εξαρτάται από πολλούς παράγοντες όπως, το σχήμα του σώματος, την τραχύτητα της επιφάνειας του και την ταχύτητα και την πυκνότητα του ρευστού.



Frictional drag

Σχήμα 2.8 Οπισθέλκουσα τριβής σε επιφάνεια

### **2.4.2.** ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΜΟΡΦΗΣ (PRESSURE DRAG)

Η οπισθέλκουσα μορφής προκύπτει από την κατανομή των δυνάμεων κάθετα στην επιφάνεια του σώματος λόγω του σχήματος του καθώς αυτό κινείται μέσα σε ένα ρευστό. Το ρευστό κινείται γύρω από την επιφάνεια του σώματος δημιουργώντας μία περιοχή μεγάλης πίεσης στο μπροστά μέρος του σώματος και μία περιοχή μικρής πίεσης στο πίσω. Η πίεση στο πίσω μέρος του σώματος είναι μικρότερη λόγω της αποκόλλησης της ροής που οδηγεί στο απόρρευμα, μία περιοχή που χαρακτηρίζεται από τύρβη και στροβιλισμούς.

Η διαφορά πίεσης αυτή είναι ανάλογη με το τετράγωνο της ταχύτητας του σώματος και εξαρτάται από το σχήμα του σώματος. Αεροδυναμικά κατασκευασμένα σώματα όπως ένα αεροσκάφος ή πιο συγκεκριμένα μια αεροτομή εμφανίζουν σημαντικά μικρότερη οπισθέλκουσα μορφής από σώματα τυχαίου σχήματος, διότι είναι κατασκευασμένα έτσι ώστε η ροή να περνά ομαλά γύρω από την επιφάνεια μειώνοντας την διαφορά πίεσης. Στο Σχήμα 2.9 βλέπουμε σε σύγκριση την οπισθέλκουσα τριβής (διατμητικές τάσεις τριβής) με την οπισθέλκουσα μορφής (πίεσεις κάθετες στην επιφάνεια) σε διάφορα σώματα.

Shape and flow	Form Drag	Skin friction
	0%	100%
	~10%	~90%
	~90%	~10%
	100%	0%

Σχήμα 2.9 Ποσοστιαία κατανομή των δύο οπισθελκουσών σε σώματα διαφόφων σχημάτων

#### 2.4.3. ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΑΛΛΗΛΕΠΙΔΡΑΣΗΣ (INTERFERENCE DRAG)

Η οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης εμφανίζεται όταν δύο διαφορετικά σώματα τοποθετούνται κοντά το ένα με το άλλο μέσα σε ένα ρευστό. Οι ροές γύρω από τα δύο σώματα αλληλεπιδρούν δημιουργώντας στροβιλισμούς και αναταράξεις οδηγώντας έτσι σε αυξημένες δυνάμεις οπισθέλκουσας. Στα αεροσκάφη τα πιο σημαντικά σημεία εμφάνισης είναι στη σύνδεση των πτερυγών με την άτρακτο και της ατράκτου με τα πτερύγια της ουράς.

Στο Σχήμα 2.10 φαίνονται διακριτά και οι τρεις μορφές παρασιτικής οπισθέλκουσας σε ένα αεροσκάφος στα σημεία που δημιουργούνται.



Σχήμα 2.10 Οι μορφές παρασιτικής οπισθέλκουσας σε ένα αεροσκάφος

### **2.4.4. ΕΠΑΓΟΜΕΝΗ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ (INDUCED DRAG)**

Η δεύτερη μεγάλη κατηγορία οπισθέλκουσας ονομάζεται επαγόμενη, και σχετίζεται με την διαδικασία παραγωγής άντωσης. Όπως αναλύθηκε προηγουμένως η διαφορά πίεσης μεταξύ κάτω και επάνω επιφάνειας της πτέρυγας οδηγεί στην παραγωγή της δύναμης της άντωσης. Η διαφορά πίεσης αυτή όμως δημιουργεί μία ροή στα άκρα της πτέρυγας από την κάτω στην πάνω επιφάνεια. Αυτό έχει ως συνέπεια των σχηματισμό δύο στροβίλων στα άκρα που εκτείνονται κατά μήκος του απορρεύματος όπως φαίνεται στο Σχήμα 2.11.

Οι στρόβιλοι αυτοί επάγουν ταχύτητες σε όλα τα σημεία του απορρεύματος και όπως δείχνει το Σχήμα 2.12 στην περιοχή ανάμεσα τους έχουν κατεύθυνση προς τα κάτω (κατώρευμα) και έξω από αυτήν την περιοχή προς τα πάνω (ανώρευμα). Οι επαγόμενες ταχύτητες του κατωρεύματος αποτελούν την πηγή της επαγόμενης αντίστασης, καθώς προστιθέμενες στην ταχύτητα της ελεύθερης ροής οδηγούν σε μία νέα ταχύτητα ροής στραμένη προς τα κάτω (κατά γωνία ε). Σύμφωνα με τη αυτή την ταχύτητα ροής σε μία αεροτομή που βρίσκεται σε ένα τέτοιο πεδίο ροής παράγεται μία νέα μικρότερη άντωση σε συνδιασμό με μία επαγόμενη οπισθέλκουσα (Σχήμα 2.13).



Σχήμα 2.11 Δημιουργία στροβίλων στα άκρα της πτέρυγας



Σχήμα 2.12 Επαγόμενες ταχύτητες των στροβίλων στα άκρα της πτέρυγας


Σχήμα 2.13 Οι δυνάμεις σε αεροτομή που βρίσκεται στο απόρρευμα της πτέρυγας ε – επαγόμενη γωνία

Δεν υπάρχει τρόπος να εξαλειφθεί ολοκληρωτικά η επαγόμενη αντίσταση όμως έχουν βρεθεί σχεδιαστικοί τρόποι που να την περιορίζουν. Ένας βασικός τρόπος είναι η αύξηση του λόγου επιμήκους (aspect ratio) της πτέρυγας. Όσο μεγαλύτερος είναι ο λόγος αυτός τόσο λιγότερη διαταραχή της ροής υπάρχει στα άκρα. Βέβαια υπάρχουν και κατασκευαστικοί περιορισμοί που έχουν οδηγήσει το λόγο επιμήκους να κυμαίνεται σε τιμές από 6 έως 10.

Συμπληρωματικοί τρόποι που συναντώνται για την αντιμετώπιση της επαγόμενης αντίστασης έχουν ως στόχο την παραγωγή περισσότερης άντωσης μακριά από τα άκρα της πτέρυγας, ελαττώνοντας έτσι την ποσότητα της ροής που τα διαπερνά. Αυτό πραγματοποιείται με μία συνεστραμμένη πτέρυγα, το εσωτερικό της οποίας έχει μεγαλύτερη γωνία προσβολής από τα άκρα της μειώνοντας σημαντικά την παραγωγή άντωσης σε αυτά.

#### 2.5. ΡΟΠΗ ΠΡΟΝΕΥΣΗΣ, ΚΕΝΤΡΟ ΠΙΕΣΗΣ ΚΑΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟ ΚΕΝΤΡΟ

Η ροπή πρόνευσης είναι το αποτέλεσμα των δύο αεροδυναμικών δυνάμεων, της άντωσης και της οπισθέλκουσας. Ορίζεται γύρω από τον άξονα που είναι κάθετος στην τομή της αεροτομής

όπως παρουσιάστηκε και στο Σχήμα 2.5 και υπολογίζεται ως προς τρία σημεία, (i) το χείλος προσβολής, (ii) ως προς το τέταρτο της χορδής και (iii) ως προς το αεροδυναμικό κέντρο που θα αναλυθεί σε αυτήν την ενότητα.

Η ροπή πρόνευσης που τείνει να αυξήσει την γωνία προσβολής α θεωρείται θετική και η ροπή που τείνει να την μειώσει αρνητική (Σχήμα 2.14).



Σχήμα 2.14 Σύμβαση προσήμων για την ροπή πρόνευσης

Αν η ροπή πρόνευσης θεωρηθεί ως προς το χείλος προσβολής τότε είναι πάντα αρνητική, καθώς εξαρτάται κυρίως από την άντωση και λιγότερο από την οπισθέλκουσα. Αν θεωρηθεί ως προς ένα σημείο στο μέσο της χορδής τότε θα είναι σίγουρα θετική, διότι οι αντωτικές δυνάμεις στο μπροστινό μέρος θα είναι μεγαλύτερες από αυτές στο πίσω. Όπως είναι λογικό, υπάρχει ένα σημείο ανάμεσα σε αυτά τα δύο όπου οι ροπές των αντωτικών δυνάμεων θα έχουν μηδενικό άθροισμα. Το σημείο αυτό ονομάζεται κέντρο πίεσης (cp) και είναι σταθερό για μία συγκεκριμένη γωνία προσβολής στο μπροστινό μέρος της αεροτομής θα παραχθεί περισσότερη άντωση και το κέντρο πίεσης θα μετακινηθεί προς το χείλος προσβολής.

Για να εξαλειφθεί ο παράγοντας της μετακίνησης έχει βρεθεί ένα άλλο σημείο που ονομάζεται αεροδυναμικό κέντρο (ac). Σε αυτό το σημείο δεν είναι μηδενικές οι ροπές αλλά είναι σταθερός ο αδιάστατος συντελεστής ροπής πρόνευσης C<sub>m</sub> που θα αναλυθεί στην επόμενη ενότητα, και παραμένει σταθερός για κάθε γωνία προσβολής. Αυτό σημαίνει ότι στο αεροδυναμικό κέντρο η παραγώμενη ροπή είναι ίδια για κάθε γωνία α. Βασική θεωρία της αεροδυναμικής μας δείχνει ότι αυτό το σημείο βρίσκεται περίπου στο <sup>1</sup>/4 του μήκους της χορδής.

Η συσχέτιση του κέντρου πίεσης με το αεροδυναμικό κέντρο για μία μη συμμετρική αεροτομή φαίνεται στο Σχήμα 2.15. Για συμμετρικές αεροτομές από την θεωρία λεπτών αεροτομών έχει

προκύψει ότι το αεροδυναμικό κέντρο ταυτίζεται με το κέντρο πίεσης στο ¼ της χορδής, για κάθε γωνία προσβολής.



Σχήμα 2.15 Συσχέτιση κέντρου πίεσης και αεροδυναμικού κέντρου

## 2.6. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ

Οι αεροδυναμικοί συντελεστές είναι αριθμοί που εκφράζουν σε αδιάστατη μορφή την εξάρτηση των αεροδυναμικών δυνάμεων και ροπών από τις συνθήκες του ροϊκού πεδίου. Η ανάλυση και η εργασία με αυτούς τους συντελεστές είναι προτιμότερη από ότι με τα καθαρά μεγέθη άντωσης και οπισθέλκουσας γιατί δεν εξαρτώνται από το μετρητικό σύστημα που χρησιμοποιήθηκε και η κλίμακα των τιμών που παίρνουν κάνει ευκολότερη την κατανόηση της συμπεριφοράς ενός σώματος στο ροϊκό πεδίο. Οι τέσσερις βασικοί συντελεστές είναι: i) ο συντελεστής πίεσης C<sub>p</sub> που αναλύθηκε στην ενότητα 2.3 ii) ο συντελεστής άντωσης C<sub>L</sub>, iii) ο συντελεστής οπισθέλκουσας C<sub>D</sub> και iv) ο συντελεστής ροπής πρόνευσης C<sub>M</sub> Συντελεστής άντωσης CL

Ο συντελεστής άντωσης ορίζεται:

$$C_L \equiv \frac{L}{q_{\infty}S} \ (2.5)$$

Με  $q_{\infty}$  την δυναμική πίεση που ορίστηκε στην ενότητα 2.3 και S η επιφάνεια της κάτοψης της πτέρυγας.

Ο συντελεστής αυτός αναφέρεται σε τρεις διαστάσεις και ορίζεται για ολόκληρη την πτέρυγα. Θεωρώντας μοναδιαίο το μήκος του εκπετάσματος ο συντελεστής άντωσης μετασχηματίζεται σε δισδιάστατο συντελεστή που ορίζεται συγκεκριμένα για την αεροτομή:

$$C_l \equiv \frac{L}{q_{\infty}c} \dot{\eta}$$

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 C_l \ (2.6)$$

Για να υπάρξει άντωση είναι απαραίτητο να πλειρούνται δύο προϋποθέσεις σύμφωνα με την Εξ.(2.6). Να υπάρχει ένας καλός συντελεστής άντωσης και η κατάλληλη ταχύτητα να μετουσιωθεί αυτός ο συντελεστής σε πραγματική δύναμη άντωσης.

#### Συντελεστής οπισθέλκουσας CD

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας ορίζεται:

$$C_D \equiv \frac{D}{q_{\infty}S} \ (2.7)$$

Με  $q_{\infty}$  την δυναμική πίεση που ορίστηκε στην ενότητα 2.3 και S η επιφάνεια της κάτοψης της πτέρυγας.

Ο συντελεστής αυτός αναφέρεται σε τρεις διαστάσεις και ορίζεται για ολόκληρη την πτέρυγα. Θεωρώντας μοναδιαίο το μήκος του εκπετάσματος ο συντελεστής άντωσης μετασχηματίζεται σε δισδιάστατο συντελεστή που ορίζεται συγκεκριμένα για την αεροτομή:

$$C_d \equiv \frac{D}{q_{\infty}c}$$
 ή

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 C_d \ (2.8)$$

Μαζί με τους αδιάστατους αεροδυναμικούς συντελεστές θα οριστεί και ένας ακόμη πολύ σημαντικός αδιάστατος αριθμός, ο αριθμός Reynolds (Re). Είναι ο λόγος των δυνάμεων αδράνειας ως προς τις δυνάμεις ιξώδους και χρησιμοποιείται για να καταδείξει τι ελέγχει τις ταχύτητες ενός ρευστού, το ιξώδες του ρευστού ή η διαδρομή του ρευστού.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu} (2.9)$$

Με ρ την πυκνότητα του ρευστού, μ το δυναμικό ιξώδες,  $v = \frac{\mu}{\rho}$  το κινηματικό ιξώδες, V η ταχύτητα του ρευστού και L ένα χαρακτηριστικό μήκος που εξαρτάται από την γεωμετρία της ροής. (π.χ σε σωλήνα L είναι η διάμετρος)

## 3. ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ

Για ροή ρευστού γύρω από ένα σώμα, οριακό στρώμα ονομάζεται μία λεπτή περιοχή παρακείμενη στην επιφάνεια του σώματος όπου κυριαρχούν οι δυνάμεις ιξώδους, η ροή είναι συνεκτική και αποτελεί την βασική διαφορά του πεδίου ροής ενός πραγματικού ρευστού από ένα ιδανικό. Για ένα ιδανικό ρευστό όπου δεν υπάρχει το φαινόμενο της τριβής το κομμάτι του ρευστού που αγγίζει την επιφάνεια του σώματος «γλιστράει» πάνω σε αυτή χωρίς απώλεια ταχύτητας. Κάτι τέτοιο δεν συμβαίνει στην πραγματικότητα. Αντίθετα στο σημείο επαφής του ρευστού με την επιφάνεια η ταχύτητά του είναι οριακά μηδενική. Όσο απομακρύνεται από την επιφάνεια η ταχύτητά του είναι οριακά μηδενική. Όσο απομακρύνεται από την επιφάνεια η ροή έχει όλο και μεγαλύτερη ταχύτητα μέχρι το σημείο που ταυτίζεται με αυτή της ελεύθερης ροής. Το σημείο αυτό είναι και το τέλος του οριακού στρώματος. Αυτή η ανάλυση οδηγεί στον διαχωρισμό του πεδίου ροής σε δύο βασικά μέρη, το οριακό στρώμα κοντά στην επιφάνεια όπου οι δυνάμεις ιξώδους κυριαρχούν και την περιοχή εκτός του οριακού στρώματος όπου οι δυνάμεις τριβής είναι πολύ μικρές και μπορούν να παραλειφθούν και είναι ικανοποιητική η προσέγγιση του ιδανικού ρευστού.

Το πάχος του οριακού στρώματος δ είναι πολύ μικρό και οι μεταβολές των ταχυτήτων μέσα σε αυτό είναι πολύ μεγάλες, άρα είναι τοπικά μεγάλες οι τιμές των dV/dy. Στο Σχήμα 3.1 φαίνεται το προφίλ ταχυτήτων μέσα στο οριακό στρώμα με τον άξονα x παράλληλα στην επιφάνεια και τον άξονα y κάθετα σε αυτήν.

At 
$$y = \delta$$
,  $u = 0.99 u_{\infty}$ 



Σχήμα 3.1 Προφίλ ταχυτήτων κατά μήκος του οριακού στρώματος

#### Η βιβλιογραφία για το παρών κεφάλαιο είναι [1], [4], [10] έως [12].

Από το Σχήμα 3.1 επίσης γίνεται αντιληπτό πως πριν το χείλος προσβολής της επιφάνειας η ταχύτητα έχει ομοιόμορφη κατανομή. Προχωρώντας στον άξονα x το πάχος του οριακού στρώματος δ γίνεται όλο και μεγαλύτερο, αφού επηρεάζεται όλο και μεγαλύτερη ποσότητα της ροής από τις δυνάμεις ιξώδους.

Αναφορικά με την μεταβολή της πίεσης, μέσα σε ολόκληρο το οριακό στρώμα στην διεύθυνση y (κάθετα με την επιφάνεια) έχει δειχθεί πειραματικά και θεωρητικά ότι η πίεση είναι σταθερή. Κατά την διεύθυνση x (παράλληλα με την επιφάνεια) η πίεση αλλάζει σύμφωνα με την εξίσωση Bernoulli (2.4), αντίστροφα με την ταχύτητα της ελεύθερης ροής. Για μία ροή σταθερής ταχύτητας γύρω από μία επίπεδη πλάκα παράλληλα στην επιφάνεια της γης, η ταχύτητα της ελεύθερης ροής ειδική περίπτωση που δεν συναντάται σχεδόν ποτέ. Τι συμβαίνει λοιπόν με την πίεση γύρω από καμπύλα σώματα;

## 3.1. ΑΠΟΚΟΛΛΗΣΗ ΟΡΙΑΚΟΥ ΣΤΡΩΜΑΤΟΣ

Λαμβάνοντας για παράδειγμα την ροή γύρω από ένα κύλινδρο, η ροή στο πρώτο σημείο που συναντά το «εμπόδιο» του κυλίνδρου ακινητοποιείται (stagnation point), δημιουργώντας εκεί την μέγιστη πίεση. Στη συνέχεια αναγκάζεται να μετακινηθεί προς τα πάνω και προς τα κάτω γύρω από την επιφάνεια του κυλίνδρου όπως δείχνει και το Σχήμα 3.2. Ωστόσο, σύμφωνα με την εξίσωση της συνέχειας η μάζα αυτή του ρευστού πρέπει να μετακινηθεί γύρω από τον κύλινδρο, άρα αυξάνεται η ταχύτητα της, μέχρι την κορυφή του κυλίνδρου που φτάνει την μέγιστη τιμή της. Σύμφωνα με την Εξίσωση 2.4 (Bernoulli) όσο η ταχύτητα του ρευστού αυξάνεται στην ελάχιστη τιμή της στο απόγειο του κυλίνδρου. Σε αυτήν την περιοχή η μεταβολή της πίεσης είναι αρνητική  $(\frac{\partial p}{\partial x} < 0)$  ή αλλιώς ευνοϊκή. Ονομάζεται ευνοϊκή γιατί διατηρεί το οριακό στρώμα λεπτό.

Από αυτό το σημείο και μετά, όσο η διατομή του κυλίνδρου μικραίνει, η διατομή της ροής αυξάνεται ή πιο απλά η ροή έχει περισσότερο χώρο να αναπτυχθεί. Αυτό σημαίνει ότι η ταχύτητα

της αρχίσει και μειώνεται οδηγώντας την πίεση σε αύξηση στην διεύθυνση x ( $\frac{\partial p}{\partial x} > 0$ ). Η μεταβολή αυτή αναφέρεται συνήθως ως δυσμενής. Κάτω από αυτές τις μεταβολές το πάχος του οριακού στρώματος αυξάνεται ραγδαία, και σε πολλές γεωμετρίες όπως είναι και ο κύλινδρος η μεταβολή της πίεσης γίνεται τόσο μεγάλη που μέρος της ροής αναγκάζεται να γυρίσει αντίθετα από την φυσιολογική πορεία της ροής. Αυτό οδηγεί στην δημιουργία μίας περιοχής ανεστραμμένης ροής και το υπόλοιπο ρευστό ωθείται μακριά από την περιφέρεια του κυλίνδρου. Το φαινόμενο αυτό ονομάζεται αποκόλληση οριακού στρώματος (boundary layer separation).

Η αποκόλληση του οριακού στρώματος συνοδεύεται πάντα από την εμφάνιση στροβίλων και μεγάλες ενεργειακές απώλειες στο απόρρευμα του σώματος. Απόρρευμα καλείται η περιοχή στο πίσω μέρος του σώματος όπου υπάρχει έντονα επιβραδυνμένη ροή, στην οποία η κατανομή της πίεσης διαφέρει σημαντικά από την κατανομή σε ένα ιδανικό ρευστό.

Στο Σχημα 3.2 φαίνεται μία γενική εικόνα του οριακού στρώματος και των μεταβολών πίεσης στην ροή γύρω από κύλινδρο. Στο Σχήμα 3.3 παρατηρούνται λεπτομερώς τα προφίλ ταχύτητας πριν και μετά την αποκόλληση του οριακού στρώματος.



Σχήμα 3.2 Φαινόμενα ροής γύρω από κύλινδρο



Σχήμα 3.3 Προφίλ ταχύτητας πριν και μετά την αποκόλληση

# 3.2. ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ ΚΑΙ ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ

Τα φαινόμενα που αναλύθηκαν προηγουμένως εξηγούν την ύπαρξη των διάφορων μορφών οπισθέλκουσας. Όσο η ροή είναι προσκολλημένη στην επιφάνεια και το οριακό στρώμα διατηρείται λεπτό αναπτύσσονται στην επιφάνεια μεγάλες διατμητικές τάσεις σύμφωνα με την Εξ.3.1 οι οποίες είναι υπεύθυνες για την αντίσταση τριβής.

Μετά την αποκόλληση του οριακού στρώματος η ροή δεν βρίσκεται πλέον προσκολλημένη στην επιφάνεια και κατά συνέπεια η οπισθέλκουσα τριβής είναι σχεδόν μηδενική. Ταυτόχρονα όμως στο απόρρευμα που έχει δημιουργηθεί, η πίεση παρουσιάζει μεγάλη πτώση λόγω των απωλειών ενέργειας. Αυτό οδηγεί σε σημαντική αύξηση της οπισθέλκουσας σχήματος, πολύ μεγαλύτερη από την αντίστοιχη μείωση της οπισθέλκουσας τριβής. Η συνολική παρασιτική οπισθέλκουσα, λοιπόν, αυξάνεται εξαιτίας της αποκόλλησης της ροής.

# 3.3. ΤΥΠΟΙ ΡΟΗΣ - ΟΡΙΑΚΟΥ ΣΤΡΩΜΑΤΟΣ

Η ροή ενός ρευστού σε οποιοδήποτε σύστημα μπορεί να διαχωριστεί σε δύο τύπους, την στρωτή ή γραμμική και την τυρβώδη ροή. Στρωτή ονομάζεται η ροή όταν τα στοιχεία του ρευστού κινούνται σε παράλληλες μεταξύ τους τροχιές χωρίς να διασχίζουν τις γραμμές άλλων στοιχείων. Λόγω αυτού στην στρωτή ροή δεν συναντώνται δίνες και στροβιλισμοί. Η στρωτή περιοχή κυριαρχείται από φαινόμενα διάχυσης της ορμής σε μοριακό επίπεδο λόγω των έντονων διατμητικών τάσεων που εμφανίζονται στα σημεία επαφής της ροής με επιφάνειες. Τυρβώδης ονομάζεται η ροή όταν τα στοιχεία του ρευστού κινούνται ακανόνιστα και τυχαία. Στο Σχήμα 3.4 παρουσιάζονται οι ροϊκές γραμμές σε στρωτή και τυρβώδη ροή μέσα σε σωλήνα.

Ο αριθμός Reynolds που εισάχθηκε στην Ενότητα 2.6 και δίνεται από την Εξ 2.9 χρησιμοποιείται ως παράμετρος για να αναγνωριστεί ο τύπος της ροής. Σε χαμηλές τιμές του η ροή είναι στρωτή.



Σχήμα 3.4 Ροϊκές γραμμές ενός ρευστού σε σωλήνα για στρωτή και τυρβώδη ροή

Οι τιμές του Reynolds για την κάθε περίπτωση ροής εξαρτώνται τόσο από τις ιδιότητες του ρευστού όσο και από τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του συστήματος που εξετάζεται. Γι'αυτό το λόγο είναι σημαντικό να γίνει σαφές πως ο αριθμός Re περιγράφει την συμπεριφορά της ροής μακροσκοπικά και όχι τοπικά.

Όπως όλες οι ροές έτσι και στην περίπτωση του οριακού στρώματος υπάρχει ο διαχωρισμός μεταξύ στρωτού και τυρβώδους οριακού στρώματος. Ο αριθμός Reynolds σε ένα οριακό στρώμα ορίζεται στην διεύθυνση x του Σχήματος 3.1 ως εξής:  $Re_x = \frac{\rho V_{\infty} x}{\mu}$ . Το πάχος του οριακού στρώματος δ και η διατμητική τάση τ<sub>w</sub> εξαρτώνται από τον Re, δηλαδή από το αν η ροή είναι στρωτή ή τυρβώδης. Στο Σχήμα 3.5 παρουσιάζεται ένα διάγραμμα της κατακόρυφης διεύθυνσης y με την ταχύτητα του ρευστού μέσα στο οριακό στρώμα για στρωτό και τυρβώδες οριακό στρώμα. Γίνεται εύκολα αντιληπτό πως το τυρβώδες οριακό στρώμα είναι σημαντικά πιο παχύ από το στρωτό. Επίσης διατηρεί μεγάλες ταχύτητες στο μεγαλύτερο μέρος του πέφτοντας στο μηδέν απότομα κοντά στην επιφάνεια (y=0). Αντίθετα το στρωτό οριακό στρώμα παρουσιάζει μία ομαλή μεταβολή της ταχύτητας στο εσωτερικό του (διέυθυνση y) από την ταχύτητα ελεύθερης ροής V<sub>∞</sub> στο ελεύθερο άκρο του μέχρι 0 στην επιφάνεια.



Σχήμα 3.5 Προφίλ ταχυτήτων σε στρωτό (laminar) και τυρβώδες (turbulent) οριακό στρώμα.

## 3.4. ΑΠΟΚΟΛΛΗΣΗ ΣΕ ΤΥΡΒΩΔΕΣ ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ

Η επίτευξη ενός στρωτού οριακού στρώματος θα έπρεπε να στοχεύεται στις εφαρμογές, καθώς όπως δείχθηκε παρουσιάζει σημαντικά μικρότερες απώλειες από το τυρβώδες. Ωστόσο, αυτό συμβαίνει μόνο όταν έχει διασφαλιστεί ότι δεν θα υπάρξει αποκόλληση. Αν δεν μπορεί να διασφαλιστεί, τότε στόχος είναι η ύπαρξη ενός τυρβώδους οριακού στρώματος. Όσο παράδοξο και αν ακούγεται αυτό η μεγάλη κλίση της ταχύτητας κοντά στο τοίχωμα έχει ως αποτέλεσμα υψηλότηερη κινητική ενέργεια στο οριακό στρώμα βοηθώντας το ρευστό να αντισταθεί στην αυξανόμενη πίεση ( $\frac{\partial p}{\partial x} > 0$ ). Αυτό κατά συνέπεια οδηγεί στη δημιουργία μεγάλου πάχους του τυρβώδους στρώματος και τελικά το σημείο που συμβαίνει η αποκόλληση μετατοπίζεται κατάντη, δηλαδή καθυστερείται η αποκόλληση. Λόγω της μετατόπισης το απόρευμα γίνεται στενότερο, που σημαίνει ότι μειώνονται οι απώλειες της ροής άρα και η οπισθέλκουσα μορφής. Όπως αναλύθηκε και στην ενότητα 3.1.2 η οπισθέλκουσα μορφής λόγω της αποκόλληση του τυρβώδους οριακού στρώματος οδηγεί σε μείωση της συνολικής οπισθέλκουσα ζ.

Η ιδιότητα αυτή του τυρβώδους οριακού στρώματος γίνεται εμφανής στη ροή γύρω από μία μπάλα του golf. Οι κοιλότητες της μπάλας δημιουργούν στροβιλισμούς μετατρέποντας το οριακό στρώμα σε τυρβώδες νωρίτερα από μία σφαίρα χωρίς κοιλότητες. Το αποτέλεσμα φαίνεται στο Σχήμα 3.6.



Σχήμα 3.6 Μετατόπιση του σημείου αποκόλλησης σε μπάλα του golf.

#### 4. ΜΕΘΟΔΟΙ ΕΛΕΓΧΟΥ ΡΟΗΣ

Η διαδικασία του ελέγχου ροής, της χειραγώγησης δηλαδή του οριακού στρώματος, μπορεί να επιφέρει διάφορα σημαντικά αποτελέσματα όπως την αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης, την αύξηση του ρυθμού μεταφοράς θερμότητας και την μείωση του θορύβου. Η αεροδυναμική απόδοση μετράται με τον λόγο άντωσης-οπισθέλκουσας, ο οποίος μπορεί να βελτιωθεί επιτυγχάνοντας καθυστέρηση της αποκόλλησης, ενίσχυση της άντωσης, μείωση της οπισθέλκουσας τριβής και μορφής ή αύξηση της τύρβης. Ο κάθε στόχος από τους παραπάνω χρησιμοποιείται ανάλογα με τις συνθήκες του κάθε προβλήματος. Η πρόκληση του ελέγχου ροής έγκειται στο γεγονός ότι κάθε στόχος που επιτυγχάνεται επηρεάζει έμμεσα και έναν άλλο. Γι'αυτό το λόγο δεν υπάρχει ένας συγκεκριμένος ιδανικός τρόπος που ταυτόχρονα είναι απλός και οικονομικός στην κατασκευή του. Οι σχέσεις μεταξύ των παραπάνω στόχων παρουσιάστηκαν από τον Gad el Hak [13] στο Σχήμα 4.1.



Σχήμα 4.1 Εξάρτηση μεταξύ των στόχων ελέγχου ροής

Αναφορικά με την κατηγοριοποίηση των μεθόδων ελέγχου ροής αυτή γίνεται ανάλογα με την τρόπο λειτουργίας, τα αποτελέσματα στο πεδίο ροής και την δαπάνη ενέργειας που γρειάζονται. Όπως φαίνεται στο Σχήμα 1.1 ο βασικός διαχωρισμός γίνεται με βάση την εισαγωγή ενέργειας στο σύστημα, στις μεθόδους που δεν την χρειάζονται (παθητικές-passive) και στις μεθόδους που την απαιτούν (ενεργές-active). Οι ενεργές μέθοδοι χωρίζονται περαιτέρω σε προκαθορισμένες (predetermined) και σε αντιδραστικές (reactive). Οι προκαθορισμένες μέθοδοι ελέγχου εισάγουν στην ροή σταθερά ή μεταβαλλόμενα επιπρόσθετη ενέργεια, χωρίς να λαμβάνεται υπόψιν η κατάσταση του πεδίου ροής. Αυτό σημαίνει ότι λειτουργεί ένας ανοιχτός βρόγχος ελέγχου, χωρίς αισθητήρια. Αντίθετα οι αντιδραστικές μέθοδοι αποτελούν την πιο ιδιαίτερη μορφή ελέγχου ροής, καθώς η είσοδος του βρόχου ελέγχου ρυθμίζεται συνεχώς ανάλογα με τις μετρήσεις και τα δεδομένα που λαμβάνονται από το αισθητήριο. Ο βρόγχος σε αυτήν την περίπτωση μπορεί να είναι ανοικτός τύπου feedforward, όπου η μετρούμενη από το αισθητήριο μεταβλητή και η ελεγχόμενη μεταβλητή διαφέρουν, για παράδειγμα να γίνεται μέτρηση της πίεσης στο 1/4 της χορδής και σύμφωνα με την τιμή της μέτρηση αυτή να ελέγχεται κατάλληλα η ροή στα 34 της χορδής. Αντίθετα, μπορεί να είναι και κλειστός βρόγχος τύπου feedback, όπου η μετρούμενη μεταβλητή ταυτίζεται με την ελεγχόμενη. Η μέτρηση συγκρίνεται με την είσοδο αναφοράς του βρόγχου και ενεργοποιητής δρα κατάλληλα για να επηρεάσει την ροή. Το δέντρο αυτό της κατηγοριοποίησης φαίνεται στο Σχήμα 4.2.



Σχήμα 4.2 Κατηγοριοποίηση των μεθόδων ελέγχου ροής

#### 4.1. ΠΑΘΗΤΙΚΕΣ ΜΕΘΟΔΟΙ ΕΛΕΓΧΟΥ ΡΟΗΣ

Οι παθητικές μέθοδοι ελέγχου ροής δεν χρησιμοποιούν προσθήκη εξωτερικής μάζας ή ενέργειας στην ροή. Κυρίως επηρεάζουν την ροή μέσω της δημιουργίας μικρών στροβίλων που ενισχύουν την μίξη των αργότερων στρωμάτων ρευστού κοντά στην επιφάνεια με τα ταχύτερα στρώματα που βρίσκονται ψηλότερα. Έτσι η ροή είτε επαναπροσκολλάται στην επιφάνεια σε περίπτωση στρωτής ροής είτε μεταβαίνει πιο γρήγορα από στρωτή σε τυρβώδη γίνοντας έτσι πιο ανθεκτική στην αποκόλληση. Ο τρόπος που επηρεάζουν την ροή είναι αλλάζοντας την μορφολογία της επιφάνειας με επικαλύψεις, αυλακώσεις, κοιλότητες ή εξογκόματα, τοποθετώντας vortex generators, ή τροποποιώντας την γεωμετρία των άκρων προσβολής και εκφυγής.

Όπως είναι λογικό όμως οι παθητικές μέθοδοι είναι αποτελεσματικές αλλά μέχρι ένα βαθμό καθώς δεν προσαρμόζονται στις συνθήκες της ροής και δεν υπάρχει η δυνατότητα απενεργοποίησης τους όταν δεν χρειάζονται. Γι'αυτό και το επιστημονικό ενδιαφέρον έχει στραφεί στις ενεργές μεθόδους.

#### 4.2. ΕΝΕΡΓΕΣ ΜΕΘΟΔΟΙ ΕΛΕΓΧΟΥ ΡΟΗΣ

Τα βασικά χαρακτηριστικά των ενεργών μεθόδων ελέγχου ροής είναι η απαίτηση εξωτερικής ενέργειας και η παροδική (συνήθως περιοδική) λειτουργία τους. Η εξέλιξη της ενεργής προσέγγισης στον έλεγχο ροής και το μεγάλο ενδιαφέρον της στον τομέα της αεροδυναμικής ήρθε με οδηγό την διαπίστωση ότι παροδικές διαταραχές στην κυρίως ροή από διατάξεις – ενεργοποιητές παρουσιάζουν μεγαλύτερη αποτελεσματικότητα στην βελτίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών από τις αντίστοιχες παθητικές. Η μεγαλύτερη πρόκληση πίσω από την εξέλιξη των ενεργών μεθόδων είναι η κατασκευή και η ανάπτυξη ανεξάρτητων ενεργοποιητών και αισθητήρων που ταυτόχρονα πρέπει να είναι ανθεκτικοί, με όσο το δυνατόν μικρότερη κατανάλωση ενέργειας και κόστος λειτουργίας. Η πρόκληση, λοιπόν, για την δημιουργία τέτοιων ενεργοποιητών και την ενσωμάτωση τους στην παραγωγή είναι πολύ δύσκολη.

# 5. ΕΛΕΓΧΟΣ ΡΟΗΣ ΜΕ ΚΟΙΛΟΤΗΤΕΣ

Οι κοιλότητες ως μέσο μορφοποίησης της επιφάνειας απασχόλησαν την έρευνα στο παρελθόν για την ικανότητα τους να ενισχύσουν την μεταφορά θερμότητας της επιφάνειας. Επιπλέον είναι γνωστή και η ικανότητα τους να επηρεάσουν το τυρβώδες οριακό στρώμα και την αποκόλληση του σε ένα "bluff" σώμα όπως είναι η μπάλα του golf (Ενότητα 3, Σχήμα 3.6). Υπάρχει, λοιπόν, χώρος για έρευνα και μελέτη για την επίδραση τέτοιων κοιλοτήτων σε επίπεδες και αεροδυναμικές επιφάνειες. Πολλές διαφορετικές γεωμετρίες και διατάξεις κοιλοτήτων εξετάστηκαν πειραματικά και υπολογιστικά και παρουσίασαν αντικρουόμενα αποτελέσματα μιλώντας μέχρι και για συνολική αύξηση της οπισθέλκουσας. Αυτό δεν είναι απίθανο να συμβεί, διότι στην προσπάθεια μείωσης της οπισθέλκουσας τριβής είναι αναπόφευκτη η αύξηση της οπισθέλκουσας μορφής, δημιουργώντας έτσι μία πρόκληση ώστε το συνολικό αποτέλεσμα της παραπάνω προσθαφαίρεσης να ευνοεί τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της επιφάνειας. Οι διάφορες προσπάθειες πάντως που έγιναν τα τελευταία χρόνια συγκλίνουν στο ότι είναι εφικτή η μείωση της οπισθέλκουσας κατά τουλάχιστον 5% αλλά δεν έχει προσδιοριστεί το ιδανικό μέγεθος και σχήμα, ούτε η κατάλληλη διάταξη των κοιλοτήτων.

Το ενδιαφέρον της έρευνας πάνω στο αντικείμενο τον κοιλοτήτων έχει επιστρέψει εξαιτίας της ανάπτυξης των MEMS, για τα οποία έγινε λόγος παραπάνω. Η τεχνολογία των συστημάτων αυτών δίνει την δυνατότητα για πρακτικές εφαρμογές ενεργού ελέγχου της τύρβης και έχει δημιουργήσει την ιδέα της "έξυπνης επιφάνειας" ("smart skin"). Η ιδέα αυτή έχει ως τελικό στόχο την κατασκευή μίας επιφάνειας που μπορεί να μορφοποιεί την τοπολογία της σε τοπική κλίμακα κατά παραγγελία μέσω ενός πλέγματος κοιλοτήτων/εξογκομάτων. Βέβαια, όπως γίνεται αντιληπτό, για να φτάσει σε ένα τελικό στάδιο αυτή η ιδέα απαιτεί πολύ χρόνο και έρευνα, καθώς η υπάρχουσα θεωρία και βιβλιογραφία είναι εξαιρετικά περιορισμένη και οι παράμετροι που πρέπει να αποσαφηνιστούν είναι πάρα πολλοί.

## 5.1. $\Phi$ AINOMENA POH $\Sigma$ $\Gamma$ YP $\Omega$ ATIO TI $\Sigma$ KOIAOTHTE $\Sigma$

Η πρώτη πειραματική επαφή με τις κοιλότητες έγινε από το Kurchatov Institute of Atomic Energy [15] με αρχικό σκοπό την αύξηση της μετάδοσης θερμότητας, όπου παρατηρηθήκε και μία μείωση της αντίστασης στην ροή. Αργότερα από τους ίδιους αναπτύχθηκε μία υπόθεση για από τον φυσικό μηχανισμό πίσω από αυτήν την μορφοποίηση της επιφάνειας. Αυτή είναι πως δημιουργούνται στροβιλώδεις δομές στην κατεύθυνση της ροής, στις οποίες δόθηκε η ονομασία "tornado-like", όπως δείχνει το Σχήμα 5.4 [16]



Σχήμα 5.1 Tornado-like δομές από Kiknadze [16]

Μία πιο πρόσφατη εικασία σχετικά με τους μηχανισμούς με τους οποίους τα λακκάκια επιτυγχάνουν μείωση της αντίστασης έχει διατυπωθεί ανεξάρτητα από τις δύο ομάδες του TU Delft [17] και του NUS [18]. Οι απεικονίσεις ροής δείχνουν μια κατανομή ταχύτητας στη διεύθυνση κάθετα στην ελεύθερη ροή με μεταβαλλόμενο πρόσημο σε όλο το μήκος της κοιλότητας και μια συνακόλουθη εναλλασσόμενη στροβιλότητα κατά μήκος της ελεύθερης ροής, δεδομένου ότι η ταχύτητα κατά κάθετα στην ελεύθερη ροή παραμένει περιορισμένη πολύ κοντά στο τοίχωμα. Η μελέτη [17] αναφέρει μια μέση ταχύτητα περίπου 2-3% της ταχύτητας της ελεύθερης ροής.

Η ανάλυση που ακολουθεί αποτελεί μία σύνοψη των προσπαθειών που έχουν γίνει για την κατανόηση των φαινομένων που προκαλούν οι κοιλότητες σε μία αεροτομή, με τελικό στόχο την βελτίωση των αεροδυναμικών της χαρακτηριστικών.



Σχήμα 5.2 Οι ταχύτητες κατά μήκος του εκπετάσματος μέσω PIV [19]

# 5.2. ΜΕΛΕΤΕΣ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ ΣΕ ΠΤΕΡΥΓΑ

Ο Srivastav [20] μελέτησε σε μία συμμετρική αεροτομή την επίδραση κοιλοτήτων και εξογκομάτων με ανάλυση CFD του δισδιάστατου και τρισδιαστάτου μοντέλου της. Η ανάλυση έγινε σε επίπεδο αεροτομής και όχι πτέρυγας, με ένα πολύ μικρό δηλαδή εκπέτασμα b στο τρισδιάστο μοντέλο. Πάνω στο μοντέλο αυτό της αεροτομής τοποθετήθηκε μία κοιλότητα και αντίστοιχα ένα εξόγκωμα. Τα αποτελέσματα έδειξαν μειωμένους συντελεστές αντίστασης CD και για τις δύο μορφοποιήσεις με το εξόγκωμα να δίνει λίγο καλύτερα αποτελέσματα. Γι'αυτό τον λόγο προχώρησε σε περαιτέρω εξέταση του εξογκώματος με δύο διαφορετικά σχήματα το κυκλικό, σε μορφή ημισφαιρίου και στο κωνικό. Σημαντικότερη αύξηση παρατηρήθηκε στην άντωση με το κυκλικό εξόγκωμα να παρουσιάζει καλύτερα αποτελέσματα τόσο στην αύξηση της άντωσης όσο και στην μείωση της οπισθέλκουσας, άρα και συνολικά στην αεροδυναμική απόδοση της αεροτομής. Οι Mustak R. et al [21] και [22] μελέτησαν πειραματικά την επίδραση κοιλοτήτων και εξογκωμάτων κυκλικών και εξαγωνικών αντιστοίχα. Η διάταξη των κοιλοτήτων είναι μία σειρά κατά μήκος του εκπετάσματος όπως δείχνει το Σχήμα 5.1 για την περίπτωση των κυκλικών κοιλοτήτων. Αυτό που παρατηρήθηκε είναι καθυστέρηση στην αποκόλληση της ροής και για τις κοιλότητες και για τα εξογκώματα και των δύο σχημάτων κατά 4 μοίρες, από τις 12 στην μη μορφοποιημένη επιφάνεια στις 16. Αυτό δείχνει ότι η μορφοποίηση επιτυγχάνει τον έλεγχο της αποκόλλησης και οδηγεί σε αύξηση της άντωσης. Αναφορικά με την οπισθέλκουσα, μειώνεται για όλες τις γωνίες προσβολής για τα εξογκώματα ενώ για τις κοιλότητες μέχρι τις 13 μοίρες γωνίας προσβολής.



Σχήμα 5.3 Διάταξη κοιλοτήτων στην μελέτη [21]

Παρόμοια πειραματική προσπάθεια έγινε από τους Manojkumar et al [23]. Κατασκεύασαν μία μη συμμετρική αεροτομή από ξύλο και εξέτασαν την αλλαγή που προκαλεί στα χαρακτηριστικά της ροής ένα κυκλικό εξόγκωμα διαμέτρου 2.5mm στο μέσο του εκπετάσματος και στο 20% της χορδής. Το αποτέλεσμα έδειξε μία αύξηση της άντωσης της τάξης του 20% για την πτέρυγα που είχε το εξόγκωμα.

Μία ακόμη υπολογιστική μελέτη σε συμμετρική αεροτομή με σκοπό την κατανόηση της επίδρασης των κοιλοτήτων πραγματοποίησαν οι Saraf et al [24], σε δισδιάστατο μοντέλο τοποθετώντας τις κοιλότητες σε διαφορά σημεία κατά μήκος της χορδής της αεροτομής. Τα σημεία αυτά είναι στο 10%, 25%, 50% και 75% του μήκους της χορδής. Τα αποτελέσματα έδειξαν ότι το σημείο στο 10% της χορδής παρουσιάζει την χειρότερη συμπεριφορά και για την άντωση

και για την οπισθέλκουσα. Για τα σημεία στο 25% και 50% αναφορικά με την άντωση, δίνουν πολύ παρόμοιες τιμές και λίγο μικρότερες τιμές σε σύγκριση με την μη μορφοποιημένη αεροτομή, ενώ η κοιλότητα στο 75% παρουσιάζει υψηλότερες τιμές άντωσης κατά 7%. Ταυτόχρονα, η αντίσταση ακολουθεί την ίδια συμπεριφορά καθώς δεν βελτιώνεται για το 25% και το 50%, αλλά παρουσιάζει μία μικρή αλλα αισθητή μείωση της τάξης του 3% για την κοιλότητα στο 75% της χορδής.

Πολύ σημαντική έρευνα έγινε από τους Livya E. et al [25], που συνδίασε πειραματική και υπολογιστή μελέτη. Το πείραμα που έγινε χρησιμοποιήθηκε για να επιβεβαιώσει την εγκυρότητα του υπολογιστικού μοντέλου που ανέπτυξαν. Αφού αυτό έγινε με επιτυχία εξετάστηκε υπολογιστικά σε δισδιάστατο μοντέλο συμμετρική αερτομή. Οι μορφοποιήσεις που διαλέχτηκαν ήταν μία κυκλική κοιλότητα και μία τετραγωνική κοιλότητα. Αντίστοιχα ένα κυκλικό και τετραγωνικό εξόγκωμα και ο συνδιασμός των δύο γεωμετριών με την η αλληλουχία τους όπως φαίνεται στο Σχήμα 5.2 για την περίπτωση των κοιλοτήτων.



# Σχήμα 5.4 Μορφοποιήσεις που εξετάστηκαν στην μελέτη [25]

Έγινε, λοιπόν, σύγκριση των αδιάστατων συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας  $C_L$  και  $C_D$  που παράγει η αεροτομή για όλες τις περιπτώσεις μορφοποίησης με αυτούς που παράγει η μη μορφοποιημένη πτέρυγα. Τα αποτελέσματα έδειξαν σημαντική μείωση της οπισθέλκουσας με την μεγαλύτερη να προέρχεται από την κυκλική κοιλότητα και από την αλληλουχία των κοιλοτήτων. Αντίστοιχα για την άντωση, όλες οι μορφοποιήσεις βοήθησαν στην αύξηση της και στην μετατόπιση της γωνίας απώλειας στήριξης, με τα καλύτερα αποτελέσματα να έρχονται από την κυκλική κοιλότητα και αποτελέσματα να έρχονται από την κυκλική κοιλότητα στην αύξηση της συ παράγει και στην μετατόπιση της γωνίας απώλειας στήριξης, με τα καλύτερα αποτελέσματα να έρχονται από την κυκλική κοιλότητα και στην σύζηση της γωνίας απώλειας στήριξης, με τα καλύτερα αποτελέσματα ο έρχονται από την κυκλική κοιλότητα και στην σύχια την αλληλουχία εξογκωμάτων. Όπως έχει αναφερθεί και σε προηγούμενες ενότητες ο δείκτης για την καλύτερη αεροδυναμική απόδοση είναι ο λόγος  $C_L/C_D$ , που στη συγκεκριμένη μελέτη τον παρουσιάζουν οι κοιλότητες, είτε κυκλικές είτε σε αλληλουχία διαφορετικής γεωμετρίας.

Πέρα από τις μελέτες των κοιλοτήτων σχετικά με την βελτίωση ή μη των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών, μεγάλο ενδιαφέρον παρουσιάζουν και οι προσπάθειες για τον προσδιορισμό των βέλτιστων γεωμετρικών χαρακτηριστικών της κοιλότητας όπως είναι το βάθος και η διάμετρος. Ακόμη, όταν μιλάμε σε επίπεδο αεροτομής, είναι αναγκαίο να αναλυθεί και το καταλληλότερο σημείο τοποθέτησης της κοιλότητας κατά μήκος της χορδής. Μία τέτοια μελέτη έκαναν υπολογιστικά οι Rajasai et al [26] σε μη συμμετρική αεροτομή. Οι παράμετροι που εξετάστηκαν ήταν ο λόγος βάθους προς ακτίνα της κοιλότητας και η θέση της με αναφορά το χείλος προσβολής. Ο καλύτερος λόγος CL/CD, άρα η καλύτερη αεροδυναμική απόδοση προήλθαν από τον λόγο d/r = 0.8 και την θέση της κοιλότητας στο 70% της χορδής. Βέβαια, έγινε ξεκάθαρο ότι η αεροδυναμική απόδοση μπορεί να γίνει ακόμα ψηλότερη αν η κοιλότητα αλλάζει θέση ανάλογα με την γωνία προσβολής της πτέρυγας, ώστε να δίνει ενέργεια στην ροή και να καθυστερεί την αποκόλληση της ροής. Η αποκόλληση ξεκινά όλο και πιο κοντά στο χείλος προσβολής όσο μεγαλύτερη είναι η γωνία προσβολής, και με την ίδια λογική πρέπει να μετακινηθεί και η θέση της κοιλότητας

## 6. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΚΑΙ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ

Η επιλογή του τύπου της αεροτομής έγινε βάση απλότητας και ευκολίας. Η ΝΑCA 0018 που χρησιμοποιείται είναι μία συμμετρική αεροτομή κατασκευασμένη από αλουμίνιο. Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η παρουσίαση της προόδου και των κατασκευών που έγιναν με τελικό στόχο την επίτευξη ενός πνευματικού συστήματος υπεύθυνο για την μεταβολή της πίεσης στο εσωτερικό της πτέρυγας και την δημιουργία των επιθυμητών κοιλοτήτων (dimples) και ενός συστήματος βαθμονόμησης του αεροδυναμικού ζυγού. Ο αεροδυναμικός ζυγός και οι υπόλοιπες κατασκευές θα περιγραφούν αναλυτικά στις παρακάτω ενότητες.

## 6.1. **AEPOTOMH NACA 0018**

Η ονομασία NACA αναφέρεται σε διάφορα σχήματα αεροτομών τα οποία αναπτύχθηκαν από την NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Το σχήμα της κάθε αεροτομής καθορίζεται από μία σειρά ψηφίων που αναγράφονται μετά την λέξη NACA. Οι παράμετροι αυτών των ψηφίων αν τοποθετηθούν σε συγκεκριμένες εξισώσεις δίνουν το ακριβές σχήμα της αεροτομής και τις ιδιότητες της. Υπάρχουν διάφορες σειρές αεροτομών με πιο συνηθισμένες την 4ψήφια , την 5ψήφια και την 3ψήφια σειρά αεροτομών.

Συγκεκριμένα για η αεροτομή που χρησιμοποιήθηκε, NACA 0018, ανήκει στην σειρά 4 ψηφίων τα οποία καθορίζουν το προφίλ της ως εξής.

- Το πρώτο ψηφίο περιγράφει την μέγιστη καμπυλότητα της αεροτομής ως ποσοστό της χορδής.
- Το δεύτερο ψηφίο περιγράφει την απόσταση του σημείου της μέγιστης καμπυλότητας της αεροτομής από το χείλος προσβολής της

 Το τρίτο και το τέταρτο ψηφίο περιγράφουν το μέγιστο πάχος της αεροτομής ως ποσοστό της χορδής.

Συγκεκριμένα για την NACA 0018 τα δύο πρώτα μηδενικά δείχνουν ότι δεν υπάρχει καμπυλότητα άρα η αεροτομή είναι συμμετρική. Τα δύο τελευταία ψηφία δείχνουν ότι η αεροτομή έχει 15% λόγο πάχους προς μήκος χορδής.

Το μήκος της χορδής που κατασκευάστηκε για την πειραματική διαδικασία είναι c = 0.16m και το εκπέτασμα b = 0.2m. Συγκεντρωτικά τα χαρακτηριστικά της πτέρυγας που έχει κατασκευαστεί φαίνονται στον Πίνακα 1. Και το Σχήμα 6.1

Πίνακας 1. Σημαντικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας με προφίλ NACA 0018 του πειράματος.

ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΠΤΕΡΥΓΑΣ (mm)			
Μήκος χορδής	с	160	
Μέγιστο πάχος	0.18c	288	
Σημείο μέγιστου πάχους	0.3c	48	
Εκπέτασμα	b	200	



Σχήμα 6.1 Προφίλ αεροτομής ΝΑCA0018

# 6.2. ΔΙΑΤΑΞΗ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ

Το επόμενο γεωμετρικό χαρακτηριστικό που περιγράφει μία επιφάνεια με κοιλότητες είναι η τρόπος που αυτές είναι διατεταγμένες. Οι δύο βασικοί τρόποι που μπορεί να διαταχθεί ένα πλέγμα κοιλοτήτων είναι ο ευθυγραμμισμένος με την ροή (flow alligned) και ο κλιμακωτός (staggered), όπως δείχνει το Σχήμα 6.2.

Κλιμακωτή διάταξη θεωρείται γενικά οποιαδήποτε διάταξη, στην οποία κατά τη διεύθυνση της ροής η προβολή της κάθε κοιλότητας δεν ταυτίζεται με την κοιλότητα της επόμενης σειράς.



Σχήμα 6.2 Κλιμακωτή και ευθυγραμμισμένη με τη ροή διάταξη κοιλοτήτων

Κάθε διάταξη οποιοδήποτε μορφής διάθετει κάποια επιπλέον χαρακτηριστικά που την προσδιορίζουν. Αυτά είναι οι αποστάσεις των κέντρων δύο διαδοχικών κοιλοτήτων στην διεύθυνση της ροής και στην διεύθυνση κάθετα της ροής. Ένα ακόμη χαρακτηριστικό είναι η αναλόγια επικάλυψης, το ποσοστό του εμβαδού της επιφάνειας που είναι κοιλότητες ως προς το εμβαδό της συνολικής επιφάνειας. Όλα αυτά τα χαρακτηριστικά (οι αποστάσεις και η αναλογία)

δυνητικά επηρεάζουν την απόδοση του πλέγματος των κοιλοτήτων για την επιθυμητή μείωση της οπισθέλκουσας.

Η επιφάνεια της πτέρυγας μορφοποιήθηκε με ένα πλέγμα οπών, οι οποίες με την τοποθέτηση της σιλικονούχας μεμβράνης θα μετατραπούν σε κοιλότητες. Το πλέγμα αυτό έχει την κλιμακωτή διαμόρφωση και συμπεριλαμβάνει συνολικά 45 οπές όπως φαίνονται στο Σχήμα 6.3. Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά της διάταξης είναι η διάμετρος των οπών και οι αποστάσεις μεταξύ των οπών παράλληλα και κάθετα στην χορδή της πτέρυγας. Το πλέγμα τοποθετήθηκε στο μπροστινό μέρος της πτέρυγας κοντά στο χείλος προσβολής και φτάνει μέχρι περίπου τα 2/3 της χορδής (τα τελευταία 60 χιλιοστά της πτέρυγας δν έχουν μορφοποιηθεί). Ο Πίνακας 2 παρουσιάζει τις τιμές των βασικών γεωμετρικών χαρακτηριστικών χαρακτηριστικών του Σχήματος 6.3



Σχήμα 6.3 Βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά πλέγματος κοιλοτήτων

# Πίνακας 2. Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας

ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΠΛΕΓΜΑΤΟΣ (mm)			
Διάμετρος οπής	d	8	
Απόσταση κέντρων των οπών της ίδιας σειράς	Lx	16	
Απόσταση κέντρων των οπών μεταξύ σειρών	Ly	16	

Περισσότερες κατασκευαστικές λεπτομέρειες της πτέρυγας δεν είναι αντικείμενο της παρούσας διπλωματικής και παρουσιάζονται αναλυτικά στην διπλωματική [27].

#### 7. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΣ ΖΥΓΟΣ

Ο αεροδυναμικός ζυγός αποτελεί μία συσκευή, η οποία είναι υπεύθυνη για τις μετρήσεις των δυνάμεων που ασκούνται πάνω στην πτέρυγα όσο αυτή εκτίθεται στην ελεύθερη ροή αέρα της αεροσύρραγας. Από αυτές τις μετρήσεις θα οδηγηθούμε στον υπολογισμό της άντωσης, της οπισθέλκουσας και της ροπής πρόνευσης. Η ταχύτητα του αέρα στην αεροσύραγγα είναι V=17.5m/s.

## 7.1. ΚΑΤΑΣΚΕΥΗ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΥ ΖΥΓΟΥ

Για την κατασκευή του αεροδυναμικού ζυγού έπρεπε αρχικά να διασφαλιστεί ο τρόπος με τον οποίο θα συνδέεται με την πτέρυγα. Όπως ήδη αναφέρθηκε υπάρχει υποδοχή στην πτέρυγα για μεταλλικό σωλήνα υπεύθυνο για την αλλαγή της πίεσης στο εσωτερικό της. Ο σωλήνας αυτός μπορεί ταυτόχρονα να χρησιμοποιηθεί και για να μεταφέρει τις δυνάμεις που ασκούνται στην πτέρυγα στον αεροδυναμικό ζυγό.

Ο ζυγός αποτελείται από δύο ομόκεντρους δίσκους που στεγάζουν τις απαραίτητες μετρητικές συσκευές που στην προκειμένη περίπτωση είναι δυναμοκυψέλες. Στον δίσκο 1 εδράζονται στα άκρα του τέσσερις δυναμοκυψέλες ανά 90 μοίρες (σχήμα σταυρού). Οι δυναμοκυψέλες αυτές με τις κατάλληλες εξισώσεις θα δώσουν τις δυνάμεις της άντωσης και της οπισθέλκουσας. Στον δίσκο 2 σε γωνία 45 μοίρες από ένα ζεύγος δυναμοκυψελών έχει τοποθετηθεί η 5<sup>η</sup> δυναμοκυψέλη που θα οδηγήσει στον υπολογισμό της ροπής. Στο Σχήμε 7.1 φαίνεται από την οπτική της κάτοψης η διάταξη των δυναμοκυψελών στους δίσκους.

Ο δίσκος 2 στηρίζεται μέσω μικρών βάσεων πάνω στην εσωτερική μεριά των τεσσάρων δυναμοκυψελών του δίσκου 1. Με τη σειρά της η 5<sup>η</sup> δυναμοκυψέλη εδράζεται με τον ίδιο τρόπο στην εξωτερική μεριά του δίσκου 2. Στο Σχήμα 7.2 φαίνεται μία τομή του ζυγού όπου η δυναμοκυψέλη της ροπής δεν έχει σχεδιαστεί υπο γωνία για καλύτερη κατανόηση.



Σχήμα 7.1 Κάτοψη αεροδυναμικού ζυγού

Ο τρόπος που ο συνδεδεμένος με την πτέρυγα σωλήνας των 18mm θα μεταφέρει τις δυνάμεις και τις ροπές στις δυναμοκυψέλες είναι μέσω ενός νέου σωλήνα εσωτερικής διαμέτρου 18mm που είναι προέκταση του δίσκου 1, είναι ομόκεντρος με τους δύο δίσκους και διαπερνά τον αεροδυναμικό ζυγό. Δεν έρχεται σε επαφή με κανένα άλλο εξάρτημα του αεροδυναμικού ζυγού, καθώς υπάρχει ένα κενό 2mm από αυτά.

Στο Σχήμα 7.2 φαίνεται με μάυρο χρώμα ένας μεταλλικός βραχίονας που εδράζεται πάνω από την εξωτερική μεριά της  $5^{\eta_{\varsigma}}$ δυναμοκυψέλης, και συνεχίζει δημιουργώντας έναν κυκλικό σωλήνα που αγκαλιάζει εκείνον του δίσκου 1 με κενό 2mm όπως αναφέρθηκε και προηγουμένως. Ο κυκλικός αυτός σωλήνας στο πάνω και κάτω μέρος του συνδέεται με δύο ρουλεμάν, το ένα στο εσωτερικό μέρους του δίσκου 2 και το άλλο στο εξωτερικό περίβλημα του ζύγου, με στόχο να αφήνουν ελεύθερη την περιστροφή των δίσκων και να είναι δυνατή η μεταφορά της ροπής από τον σωλήνα της πτέρυγας στον αεροδυναμικό ζυγό. Στην άλλη άκρη του μεταλλικού βραγίονα υπάρχει ένα γραμμικό μοτέρ. Η ευθύγραμμη κίνηση του μοτέρ προκαλεί περιστροφή σε ολόκληρη την διάταξη του ζυγού και των δύο δίσκων άρα και των δυναμοκυψελών. Η περιστροφή του ζυγού προκαλεί και περιστροφή του αγωγού αλλαγής πίεσης της πτέρυγας, άρα και της ίδιας της πτέρυγας. Αυτός είναι ο τρόπος ρύθμισης της γωνίας προσβολής της πτέρυγας κατά τη διεξαγωγή μετρήσεων. Έχει αναπτυχθεί ένας αλγόριθμος βασισμένος στην γεωμετρία των εξαρτημάτων του αεροδυναμικού ζυγού όπου με είσοδο της επιθυμητής γωνία προσβολής της πτέρυγας δίνεται κατάλληλη εντολή στο τροφοδοτικό για την απαραίτητη μετακίνηση του μοτέρ. Αυτό θα οδηγήσει σε εξισώσεις υπολογισμών των δυνάμεων πάνω στην πτέρυγα εξαρτώμενες από την γωνία περιστροφής του ζυγού όπως θα παρουσιαστεί στη συνέχεια.



Σχήμα 7.2 Τομή αεροδυναμικού ζυγού

Αναφορικά με τον τύπο των ρουλεμάν αρχικά έγινε επιλογή μονόσφαιρων ρουλεμάν, για να διαπιστωθεί στην συνέχεια πως κατά την άσκηση φορτίων στον αγωγό αλλαγής πίεσης η διάταξη των δίσκων του αεροδυναμικού ζυγού δεν ήταν στιβαρή, καθώς το ρουλεμάν του εξωτερικού περιβλήματος απορροφούσε μέρος του φορτίου με αποτέλεσμα να παρουσιάζει μία μικρή κίνηση. Αυτό οδήγησε στην τοποθέτηση ενός βελονειδούς ρουλεμάν για την διασφάλιση της στιβαρότητας της κατασκευής.

#### 7.2. ΔΥΝΑΜΟΚΥΨΕΛΕΣ ΚΑΙ ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΥ

Με τον όρο δυναμοκυψέλες περιγράφεται μία ομάδα συσκευών που καλούνται μετατροπείς. Οι μετατροπείς έχουν την δυνατότητα να μεταφράσουν ενέργεια από μία μορφή σε μία άλλη, στην συγκεκριμένη περίπτωση οι δυναμοκυψέλες μετατρέπουν την μηχανική δύναμη που δέχονται σε ηλεκτρικό σήμα ανάλογο της δύναμης αυτής. Μέσω καλωδίων το σήμα αυτό μεταφέρεται σε μία ηλεκτρονική διάταξη που προβάλει μετά από κατάλληλες μετατροπές τη δύναμη αυτή.

Υπάρχουν τρεις βασικές κατηγορίες δυναμοκυψελών, οι πνευματικές, οι υδραυλικές και οι τεχνολογίας strain gauge. Στην πειραματική μας διάταξη υπάρχουν πέντε δυναμοκυψέλες τύπου strain gauge. Ο συγκεκριμένος τύπος αντιλαμβάνεται την δύναμη μέσω της παραμόρφωση των επιμηκυνσιομέτρων που βρίσκονται πάνω στην δυναμοκυψέλη. Στο Σχήμα 7.3 φαίνονται τα βασικά στοιχεία μίας τέτοιας δυναμοκυψέλης.



Σχήμα 7.3 Βασικά στοιχεία δυναμοκυψέλης strain gauge.

Οι τέσσερις δυναμοκυψέλες που βρίσκονται στον δίσκο 1, έχουν το σταθερό τους μέρος στο σημείο σύνδεσης με τον δίσκο 2 και το ελεύθερο άκρο τους είναι το εξωτερικό στο οποίο εφαρμόζεται η δύναμη που μεταφέρεται από τον αγωγό αλλαγής πίεσης με τον οποίο έρχεται σε επαφή.

Για την καλύτερη κατανόηση του τρόπου μέτρησης των δυνάμεων που ασκούνται στην πτέρυγα από τις δυναμοκυψέλες παρουσιάζεται ένα απλοποιημένο μοντέλο στο οποίο ένα σετ δυναμοκυψελών είναι παράλληλο με τη χορδή της πτέρυγας. Η ασκούμενη δύναμη παράλληλα στην χορδή της πτέρυγας υπολογίζεται με βάση τη διαδικασία που ακολουθείται και φαίνεται στο Σχήμα 7.4.



Σχήμα 7.4 Συσχέτιση δυνάμεων πτέρυγας – δυναμοκυψελών

Γίνεται εύκολα αντιληπτό από το παραπάνω σχήμα ότι ο τρόπος μετατροπής των ενδείξεων των δυναμοκυψελών στην πραγματική δύναμη της πτέρυγας γίνεται με μία απλή ισορροπία ροπών ως προς το σημείο Ο.

$$\Sigma M_0 = 0$$

$$A \cdot d = F_1 \cdot L_1 + F_2 \cdot L_2$$

$$A = \frac{F_1 \cdot L_1 + F_2 \cdot L_2}{d} (7.1)$$

Αντίστοιχα το δεύτερο σετ δυναμοκυψελών είναι κάθετο στη χορδή της πτέρυγας και η κάθετη δύναμη στην πτέρυγα υπολογίζεται:

$$N = \frac{F_3 \cdot L_3 + F_4 \cdot L_4}{d} \ (7.2)$$

Η μεγαλύτερη πρόκληση που προκύπτει από την Εξ.(7.1) είναι ο προσδιορισμός των αποστάσεων L<sub>1</sub> και L<sub>2</sub>, που καθορίζονται από το ακριβές σημείο που η δυναμοκυψέλη μετρά την δύναμη. Στη συνέχεια θα γίνει ξανά αναφορά για τις εν λόγω αποστάσεις. Υπενθυμίζεται πως η παραπάνω διαδικασία ακολουθείται για την απλουστευμένη περίπτωση όπου τα σετ δυναμοκυψελών ταυτίζονται με την παράλληλη και κάθετη διεύθυνση της χορδής της πτέρυγας.

Σχετικά με την 5<sup>η</sup> δυναμοκυψέλη που είναι υπεύθυνη για την μέτρηση της ροπής ο τρόπος που μετράται φαίνεται από δύο όψεις στα Σχήματα 7.5 και 7.6. Η ροπή αυτή είναι ίση με  $M = F \cdot R$  και είναι η ροπή ως προς τον άξονα του αγωγού πίεσης.



Σχήμα 7.5 Σκαρίφημα κάτοψης δυναμοκυψέλης 5



Σχήμα 7.6 Φορά της μετρούμενης ροπής από την δυναμοκυψέλη 5

Για να μπορούμε να συγκρίνουμε όμως την επίδραση που έχει στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας πρέπει να την ανάγουμε στην ροπή που ασκείται στο αεροδυναμικό κέντρο της χορδής, δηλαδή στα c/4. Μετά από γεωμετρική ανάλυση καταλήγουμε στην σχέση  $M_{\frac{C}{4}} = M - h(Lcosa + Dsina)$  (7.3)

με h = 0.08m την απόσταση των αξόνων του αγωγού πίεσης και του αεροδυναμικού κέντρου και α την γωνία προσβολής της πτέρυγας.

# 7.3. ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΠΕΡΙΣΤΡΟΦΗΣ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ

Η γενική ιδέα του μηχανικού συστήματος που κατασκευάστηκε για να περιστρέφει την πτέρυγα βασίζεται σε ένα γραμμικό μοτέρ, το οποίο περιστρέφει άμεσα τον βραχίονα του ζυγού που είναι συνδεδεμένος με την δυναμοκυψέλη 5. Ο βραχίονας αυτός είναι συνδεδεμένος με τον δίσκο 2 και κατά συνέπεια περιστρέφει τις δυναμοκυψέλες και όλο τον αεροδυναμικό ζυγό. Μαζί με τον ζυγό περιστρέφεται και ο αγωγός πίεσης και τελικά και η πτέρυγα μέσα στην αεροσύραγγα. Η συνολική μετατόπιση που προσφέρει το γραμμικό μοτέρ που έχει τοποθετηθεί στον μεταλλικό βραχίονα αντιστοιχεί σε περίπου 40 μοίρες περιστροφή. Στο Σχήμα 7.7 φαίνεται η αρχική θέση τον δυναμοκυψελών με το μοτέρ στην ελάχιστη θέση του και αντίστοιχα στο Σχήμα 7.8 η τελική θέση των δυναμοκυψελών με το μοτέρ στην μέγιστη του θέση του.

Οι γωνίες προσβολής στις οποίες θα μελετηθεί η συμπεριφορά της πτέρυγας και θα υπολογιστούν οι δυνάμεις άντωσης και οπισθέλκουσας και η ροπή πρόνευσης είναι θετικές γωνίες προσβολής από 0 έως 20 μοίρες. Η πτέρυγα τοποθετήθηκε εντός της αεροσύραγγας και υπολογίστηκε η θέση μηδενικής γωνίας προσβολής. Αυτό έγινε διαβάζοντας την ένδειξη της δυναμοκυψέλης 5 που είναι υπεύθυνη για την ροπή πρόνευσης και περιστρέφοντας την πτέρυγα κατάλληλα μέχρι η ένδειξη αυτή να μηδενίσει. Όπως είναι εύκολα αντιληπτό στην θέση μηδενικής γωνίας προσβολής (α=0) η πτέρυγα δε θα πρέπει να δέχεται καθόλου ροπές. Η θέση αυτή προσδιορίστηκε 6 μοίρες από την αρχική θέση του μοτέρ, άρα 14 μοίρες από την διαγώνιο του ζυγού (Σχήμα 7.9) δίνοντας ένα περιθώριο 34 μοιρών επιπλέον περιστροφής καλύπτοντας έτσι και με το παραπάνω τις επιθυμητές 20 μοίρες. Η συνολική εικόνα της κάτοψης των δυναμοκυψελών, του ζυγού και της πτέρυγας σε σχέση με την ελεύθερη ροή αέρα από την αεροσύραγγα φαίνονται καθαρά στο σχέδιο του Σχήματος 7.10



Σχήμα 7.7 Διάταξη δυναμοκυψελών σε αρχική θέση μοτέρ


Σχήμα 7.8 Διάταξη δυναμοκυψελών για τελική θέση μοτέρ



Σχήμα 7.9 Θέση πειραματικής διάταξης για μηδενική γωνία προσβολής

Σύμφωνα με τον τρόπο που έχει τοποθετηθεί η πτέρυγα ως προς την ελεύθερη ροή τα φορτία που δέχεται, η άντωση, η οπισθέλκουσα και η ροπή πρόνευσης φαίνονται γραφικά στο σχέδιο στο Σχήμα 7.10.



Σχήμα 7.10 Αεροδυναμικά φορτία πάνω στην πτέρυγα

### 8. ΠΝΕΥΜΑΤΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΚΑΙ ΠΤΕΡΥΓΑ

Αφού έχουν αναφερθεί ο τύπος της αεροτομής, τα βασικά χαρακτηριστικά της, η διαμόρφωση των κοιλοτήτων πάνω στην πτέρυγα και έγινε και η περιγραφή του αεροδυναμικού ζυγού, σε αυτήν την ενότητα θα γίνει αναφορά στις διαμορφώσεις που γίνανε ώστε να συνδεθεί το πνευματικό σύστημα με την πτέρυγα. Γενικά τα πνευματικά συστήματα χρησιμοποιούν συμπιεσμένο ατμοσφαρικό αέρα ή άλλα αέρια για να παράξουν κάποια μηγανική κίνηση και χρησιμοποιούνται πολύ συχνά σε αεροναυπηγικές εφαρμογές. Η λειτουργικότητα των πνευματικών συστημάτων βασίζεται στην συνεργασία των διάφορων στοιχείων που το απαρτίζουν. Σε μεγάλες κατασκευές ο συμπιεσμένος αέρας οδηγείται από σωλήνες και βαλβίδες στους επιθυμητούς ενεργοποιητές ή συσκευές. Ελέγχοντας τις βαλβίδες μπορεί να ρυθμιστεί η ταχύτητα και η κατεύθυνση της ροής και ακολούθως και η δύναμη που θα παραχθεί, δίνοντας έτσι την δυνατότητα στα πνευματικά συστήματα να έχουν πολύπλευρη και ευέλικτη λειτουργία. Τα πνευματικά συστήματα έχουν εδώ και πολλά χρόνια εισαχθεί στην αεροναυπηγική για να εκτελούν σημαντικά εργασίες, όπως ο έλεγγος επιφανειών ελέγγου πτήσης, η λειτουργία του συστήματος πέδησης και άλλων μικρότερων βοηθητικών συστημάτων. Τα κύρια στοιχεία που απαρτίζουν ένα πνευματικό σύστημα είναι ο συμπιεστής του ατμοσφαιρικού αέρα, η δεξαμινή/ες που αποθηκεύουν τον συμπιεσμένο αέρα, οι βαλβίδες διάφορων τύπων που ρυθμίζουν τη ροή του συμπιεσμένου αέρα και τελικά τους πνευματικούς ενεργοποιητές που είναι υπεύθυνοι για την μετατροπή της αποθηκευμένης ενέργειας του συμπιεσμένου αέρα σε γραμμική ή περιστροφική κίνηση άναλογα με τον τύπο της κίνησης που χρειάζεται η κάθε εφαρμογή.

### 8.1. ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΚΑΙ ΛΕΙΤΟΥΡΓΊΑ ΠΝΕΥΜΑΤΙΚΟΎ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ

Το πνευματικό σύστημα στην παρούσα πειραματική διάταξη είναι για αρχή αρκετά πιο απλό. Στόχος του είναι η μεταβολή της πίεσης, πιο συγκεκριμένα η δημιουργία υποπίεσης στο εσωτερικό της πτέρυγας, με σκοπό την δημιουργία των κοιλοτήτων. Πάνω από το πλέγμα οπών που περιγράφηκε σε προηγούμενη ενότητα έχει κολληθεί μία σιλικονούχα μεμβράνη με πάχος 0.5mm, η οποία είναι υπεύθυνη για την δημιουργία των κοιλοτήτων. Για την πραγματοποίηση αυτής της διαδικασίας η πτέρυγα στο εσωτερικό της κάτω από τις κοιλότητες είναι κούφια ώστε να συνδέεται με το πλέγμα των οπών. Στο τοίχωμα της πτέρυγας υπάρχει ένα σημείο όπου βρίσκεται υποδοχή για έναν μεταλλικό σωλήνα διαμέτρου 18mm που μπαίνει στο εσωτερικό κομμάτι της πτέρυγας μέχρι το απέναντι τοίχωμα. Ο σωλήνας διαθέτει τρύπες στο κομμάτι του που διαπερνά την πτέρυγα ώστε να μπορεί να μεταβάλλει την πίεση στο εσωτερικό της και κατά συνέπεια να παραμορφώνεται η μεμβράνη. Συγκεκριμένα η υποπίεση στο εσωτερικό της πτέρυγας "ρουφάει" την μεμβράνη, με αποτελέσμα να δημιουργούνται οι κοιλότητες (dimples) στα σημεία των οπών.

Επιπλέον για να μην αλλοιώσει η σιλικονούχα μεμβράνη το σχήμα της πτέρυγας λόγω του επιπλέον πάχους της, η πτέρυγα έχει μειωμένο πάχος κατά 0.5mm στην περιοχή επικάλυψης. Στα Σχήματα 8.1 και 8.2 φαίνεται η πτέρυγα με τον ενσωματομένο σωλήνα χωρίς και με την σιλικονούχα μεμβράνη. Στο Σχήμα 8.1 φαίνεται ξεκάθαρα και το σκαλοπάτι πάχους 0.5mm το οποίο υπάρχει με τον ίδιο ακριβώς τρόπο και από την κάτω πλευρά της πτέρυγας.



Σχήμα 8.1 Πτέρυγα με αγωγό πίεσης χωρίς μεμβράνη επικάλυψης



Σχήμα 8.2 Πτέρυγα με σχηματισμένες κοιλότητες

Τα στοιχεία του απαρτίζουν το πνευματικό σύστημα είναι τα εξής:

- Αντλία κενού. Η αντλία κενού είναι η συσκευή που δημιουργεί και διατηρεί ένα περιβάλλον υποπίεσης είτε απόλυτου κενού. Λειτουργεί απομακρύνοντας μόρια αέρα από ένα καλά στεγανοποιημένο περιβάλλον, οδηγώντας έτσι σε πτώση της πίεσης. Για την σωστή λειτουργία της είναι σημαντική η στεγανοποίηση του συστήματος ώστε να μην υπάρχουν απώλειες μορίων και λάθος ενδείξεις για την τιμή της υποπίεση που επικρατεί εντός του συστήματος
- Ρυθμιστής πίεσης. Ο ρόλος του ρυθμιστή πίεσης είναι να ελέγχει το μεγέθους της υποπίεσης του αέρα που θα δημιουργηθεί εντός της πτέρυγας. Πιο συγκεκριμένα λειτουργεί σαν μία βαλβίδα που ρυθμίζει την ποσότητα της ροής του αέρα ώστε να σταθεροποιηθεί η υποπίεση στην επιθυμητή τιμή.

- Βαλβίδα για πλήρη αποκοπή της ροής αέρα. Χρησιμοποιείται για την απομόνωση του συστήματος σύνδεσης σωλήνα-πίεσης και πτέρυγας με στόχο να φανεί, αν υπάρχει διαρροή ρευστού.
- Μανόμετρο. Το μανόμετρο εμφανίζει την τιμή της υποπίεσης που υπάρχει στο συγκεκριμένο σημείο.

Όλα τα παραπάνω στοιχεία συνδέονται με τον σωλήνα πίεσης μέσω ενός εύκαμπτου σωλήνα διαμέτρου 8mm. Στο Σχήμα 8.3 παρουσιάζεται ένα απλό σχέδιο που δείχνει όλα τα επιμέρους στοιχεία του πνευματικού συστήματος σε σειρά, για την καλύτερη κατανόηση της εγκατάστασης και τον σκοπό των επιμέρους στοιχείων που αναφέρθηκε προηγουμένως. Το σχέδιο αυτό είναι μία απεικόνιση της διάταξης του συστήματος, δείχνοντας την πορεία της ροής από την πτέρυγα μέχρι την αντλία κενού.



Σχήμα 8.3 Σκαρίφημα πνευματικού συστήματος

Κατά την διενέργεια του πειράματος στην αεροσύραγγα, τα στοιχεία του πνευματικού συστήματος διαμορφώθηκαν κατάλληλα στο εργαστηριακό περιβάλλον γύρω από την αεροσύραγγα και τον αεροδυναμικό ζυγό, διατηρώντας την ίδια σειρά όπως στο σχέδιο. Η διαμόρφωση αυτή φαίνεται στο Σχήμα 8.4 και 8.5. Πιο συγκεκριμένα ο ρυθμιστής πίεσης,η βαλβίδα και το μανομέτρο είναι

συνδεδεμένα άμεσα μεταξύ τους για την αποφυγή επιπλέον συνδέσεων μέσω σπειρωμάτων που χαλάνε την στεγανοποιήση του συστήματος. (Σχήμα 8.5). Στο πάνω αριστερά μέρος του Σχήματος 8.4 διακρίνεται ο αεροδυναμικός ζυγός και η αρχή του σωλήνα πίεσης που συνδέεται με τον εύκαμπτο διάφανο σωλήνα διαμέτρου 8mm.



Σχήμα 8.4 Πνευματικό σύστημα γύρω από την αεροσύραγγα



Σχήμα 8.5 Στοχεία πνευματικού συστήματος

## 8.2. ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗ ΤΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ

Για την καλύτερη οπτικοποίηση της γεωμετρίας και των μετατροπών που έχουν γίνει στην πτέρυγα το Σχήμα 8.6 δείχνει δύο τομές της πτέρυγας και στις δύο διευθύνσης. Έτσι γίνεται ξεκάθαρος ο τρόπος που ο σωλήνας πίεσης εισέρχεται στο εσωτερικό κούφιο κομμάτι της πτέρυγας και καταλήγει σε μία βάση που βρίσκεται σχεδόν στο απέναντι τοίχωμα. Ένα μεγάλο κομμάτι αυτής της διάταξης αποτελεί και η στεγανοποίηση. Η σιλικονούχα μεμβράνη είναι τοποθετηθεί με ειδική κόλλα επάνω στην επιφάνεια της πτέρυγας, η οποία είναι κατασκευασμένη από αλουμίνιο. Ταυτόχρονα ο σωλήνας πίεσης στο σημείο σύνδεσης του με την πτέρυγα έχει επενδυθεί με ειδική κόλλα κατάλληλη για συνθήκες υποπίεσης ώστε να περιοριστούν στο

ελάχιστο δυνατό σημείο οι διαρροές αέρα. Όσο μεγαλύτερες είναι αυτές οι διαρροές, τόση περισσότερη πίεση "χάνεται" από το εσωτερικό της πτέρυγας και δεν μπορούν οι κοιλότητες να φτάσουν στο επιθυμητό βάθος.



Σχήμα 8.6 Τομή της πτέρυγας σε δύο επίπεδα

Το συνολικό μήκος του σωλήνα είναι μεγάλο καθώς πρέπει να διαπερνά το τοίχωμα της αεροσύρραγας και ολόκληρη την διάταξη του αεροδυναμικού ζυγού, όπως παρουσιάστηκε προηγουμένως. Ο σωλήνας πίεσης πέρα από την λειτουργία του στην μεταβολή της πίεσης στο εσωτερικό της πτέρυγας αποτελεί και το μοναδικό στήριγμα της σε όλη την κατασκευή. Γι'αυτό το λόγο είναι υπεύθυνος και για δύο ακόμη πολύ σημαντικές διεργασίες. Πρώτον μέσω του σωλήνα πραγματοποιείται η περιστροφή στην πτέρυγα, η μεταβολή δηλαδή της γωνίας προσβολής κατά την εκτέλεση του πειράματος. Όπως δείχθηκε η κίνηση του μοτέρ περιστρέφει τον αεροδυναμικό ζυγό, η περιστροφή του μεταφέρεται στον σωλήνα και τελικά ο σωλήνας περιστρέφει την πτέρυγα. Δεύτερον οι δυνάμεις που δημιουργούνται από την πτέρυγα λόγω της ροής κατά τη διάρκεια του πειράματος μεταφέρονται άμεσα στον σωλήνα πίεσης που είναι υπεύθυνος για την στήριξη της. Εκείνος όπως δείχθηκε διαπερνά τον αεροδυναμικό ζυγό χωρίς να τον ακουμπά σε κανένα σημείο. Οι δυνάμεις όμως που λαμβάνει από την πτέρυγα τον ωθούν να ακουμπήσει τον ζυγό και να μεταφέρει στις 5 δυναμοκυψέλες τα φορτία αυτά. Η διάταξη του αεροδυναμικού ζυγού – σωλήνα πίεσης φαίνεται όπως είναι στερεωμένη πάνω στην αεροσύραγγα στο Σχήμα 8.7



Σχήμα 8.7 Διάταξη αεροδυναμικού ζυγού -σωλήνα πίεσης

## 8.3. ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΒΑΘΟΥΣ ΚΟΙΛΟΤΗΤΩΝ

Αυτή η ενότητα της διπλωματικής εργασίας θα ασχοληθεί με λεπτομέρεια με την διαδικασία μέτρησης του βάθους των κοιλοτήτων της πτέρυγας. Για τον προσδιορισμό του βάθους χρησιμοποιήθηκε ένα μικρόμετρο, στερεωμένο πάνω σε μία βάση.

Η διαδικασία μέτρησης περιλαμβάνει την αποτύπωση του βάθους των κοιλοτήτων για διάφορα επίπεδα υποπίεσης, όπως αυτά διαβάζονται από την ένδειξη του μανομέτρου. Η διακύμανση της υποπίεσης ξεκινάει από 0 bar αλλά με ανοιχτή την αντλία κενού, κάτι που όπως φαίνεται στις μετρήσεις δημιουργεί βάθος στις κοιλότητες. Αυτό συμβαίνει λόγω των αναπόφευκτων απωλειών αέρα που υπάρχουν στο σύστημα, και έτσι παρότι η ένδειξη είναι 0 bar στο μανόμετρο, η αντλία κενού για να τις αντισταθμίσει δημιουργεί τοπική υποπίεση εντός της πτέρυγας, άρα και βάθος στις κοιλότητες τοπική υποπίεση εντός της πτέρυγας, άρα και βάθος στις κοιλότητες ίναι ο bar στο μανόμετρο, η αντλία κενού για να τις αντισταθμίσει δημιουργεί τοπική υποπίεση εντός της πτέρυγας, άρα και βάθος στις κοιλότητες που εξετάζονται είναι τα -0.08bar και από -0.1bar έως -0.8 bar με βήμα 0.1. Είναι σημαντικό να τονιστεί ότι δεν πάρθηκαν μετρήσεις σε όλες τις κοιλότητες αλλά σε ένα δείγμα 10 κοιλοτήτων, οι οποίες φαίνονται αριθμημένες στο Σχήμα 8.8. Αυτός ο αριθμός δείγματος είναι αρκετός για μία αντιπροσωπευτική απεικόνιση της συμπεριφοράς του συνόλου των κοιλοτήτων στην επιφάνεια της πτέρυγας.





Η σχολαστική και με ακρίβεια μέτρηση του βάθους των κοιλοτήτων σε όλο το εύρος των υποπιέσεων που αναφέρθηκε, έχει ως στόχο να κατανοηθεί σε βάθος ο τρόπος που οι κοιλότητες αντιδρούν στις αλλαγές της πίεσης του εσωτερικού της πτέρυγας. Όλες οι μετρήσεις που έγιναν παρουσιάζονται σε μορφή πίνακα στον Πίνακα 3. Η μέτρηση είναι σε χιλιοστά (mm) και έχει τον τίτλο "Μέσο βάθος κοιλότητας" γιατί αναφέρεται στον μέσο όρο δύο επαναληπτικών μετρήσεων που έγιναν στην κάθε κοιλότητα με σκοπό την καλύτερη εκτίμηση του αποτελέσματος της μέτρησης. Στις διπλανές στήλες υπολογίζονται οι αβεβαιότητες των μετρήσεων τόσο σε χιλιοστά (mm) όσο και σε ποσοστό.

\*Η ένδειξη 0.01 στην στήλη της αναρρόφησης αναφέρεται στην περίπτωση όπου η αντλία κενού είναι σε λειτουργία αλλά ο ρυθμιστής πίεσης είναι σε τελείως ανοικτή κατάσταση και η ένδειξη του μανομέτρου είναι 0bar.

Αναρρόφηση (bar)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 1	Αβεβαιότητα Μέτρησης 1 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 1 (±%)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 2	Αβεβαιότητα Μέτρησης 2 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 2 (±%)
0,01	0,90	0,05	5,6%	0,98	0,06	6,3%
0,08	1,18	0,06	5,2%	1,25	0,05	4,0%
0,10	1,30	0,09	6,7%	1,40	0,05	3,6%
0,20	1,50	0,05	3,3%	1,53	0,06	4,0%
0,30	1,65	0,05	3,0%	1,73	0,06	3,5%
0,40	1,80	0,05	2,8%	1,88	0,06	3,3%
0,50	1,93	0,06	3,2%	2,03	0,06	3,0%
0,60	2,03	0,06	3,0%	2,13	0,06	2,9%
0,70	2,15	0,05	2,3%	2,23	0,06	2,8%
0,80	2,28	0,06	2,7%	2,33	0,06	2,6%

Πίνακας 3. Μετρήσεις βάθους κοιλοτήτων

Αναρρόφηση (bar)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 3	Αβεβαιότητα Μέτρησης 3 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 3 (±%)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 4	Αβεβαιότητα Μέτρησης 4 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 4 (±%)
0,01	0,95	0,09	9,1%	0,90	0,05	5,6%
0,08	1,23	0,06	5,0%	1,10	0,05	4,5%
0,10	1,35	0,09	6,4%	1,28	0,06	4,8%
0,20	1,53	0,06	4,0%	1,45	0,05	3,4%
0,30	1,73	0,06	3,5%	1,63	0,06	3,8%
0,40	1,88	0,06	3,3%	1,78	0,06	3,4%
0,50	2,00	0,05	2,5%	1,93	0,06	3,2%
0,60	2,10	0,05	2,4%	2,03	0,06	3,0%
0,70	2,20	0,05	2,3%	2,13	0,06	2,9%
0,80	2,30	0,05	2,2%	2,23	0,06	2,8%

Αναρρόφη <del>σ</del> η (bar)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 5	Αβεβαιότητα Μέτρησης 5 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 5 (±%)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 6	Αβεβαιότητα Μέτρησης 6 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 6 (±%)
0,01	1,05	0,09	8,2%	0,93	0,06	6,6%
0,08	1,33	0,12	8,8%	1,18	0,06	5,2%
0,10	1,45	0,15	10,3%	1,30	0,05	3,8%
0,20	1,63	0,12	7,2%	1,45	0,05	3,4%
0,30	1,88	0,06	3,3%	1,60	0,05	3,1%
0,40	1,98	0,12	5,9%	1,80	0,09	4,8%
0,50	2,13	0,12	5,5%	1,93	0,06	3,2%
0,60	2,28	0,12	5,2%	2,03	0,06	3,0%
0,70	2,38	0,12	4,9%	2,13	0,06	2,9%
0,80	2,48	0,12	4,7%	2,23	0,06	2,8%

Αναρρόφηση (bar)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 7	Αβεβαιότητα Μέτρησης 7 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 7 (±%)	Μέσο Βάθος Κοιλότητας 8	Αβεβαιότητα Μέτρησης 8 (±mm)	Αβεβαιότητα Μέτρησης 8 (±%)
0,01	0,93	0,06	6,6%	0,98	0,06	6,3%
0,08	1,20	0,05	4,2%	1,23	0,06	5,0%
0,10	1,33	0,06	4,6%	1,38	0,06	4,5%
0,20	1,48	0,06	4,2%	1,53	0,06	4,0%
0,30	1,68	0,06	3,7%	1,68	0,06	3,7%
0,40	1,85	0,05	2,7%	1,83	0,06	3,4%
0,50	1,98	0,06	3,1%	1,98	0,06	3,1%
0,60	2,10	0,05	2,4%	2,08	0,06	3,0%
0,70	2,20	0,05	2,3%	2,18	0,06	2,8%
0,80	2,30	0,05	2,2%	2,28	0,06	2,7%

Αναρρόφηση	Μέσο Βάθος	Αβεβαιότητα	Αβεβαιότητα	Μέσο Βάθος	Αβεβαιότητα	Αβεβαιότητα
(he area)	Kou) órmana 0	Μέτρησης 9	Μέτρησης 9	Κοιλότητας	Μέτρησης 10	Μέτρησης 10
(Dar)	Kotkorifras 9	(±mm)	(±%)	10	(±mm)	(±%)
0,01	0,95	0,05	5,3%	0,95	0,09	9,1%
0,08	1,18	0,06	5,2%	1,18	0,06	5,2%
0,10	1,30	0,05	3,8%	1,33	0,06	4,6%
0,20	1,48	0,06	4,2%	1,48	0,06	4,2%
0,30	1,63	0,06	3,8%	1,68	0,06	3,7%
0,40	1,78	0,06	3,4%	1,83	0,06	3,4%
0,50	1,90	0,05	2,6%	1,93	0,06	3,2%
0,60	2,00	0,05	2,5%	2,03	0,06	3,0%
0,70	2,10	0,05	2,4%	2,13	0,06	2,9%
0,80	2,23	0,06	2,8%	2,23	0,06	2,8%

Η ανάλυση των παραπάνω δεδομένων οδήγησε στη παραγωγή δύο διαγραμμάτων που θα δώσουν μία οπτική αναπαράσταση των μετρήσεων και των περαιτέρω υπολογισμών. Το πρώτο διάγραμμα στο Σχήμα 8.9 παρουσιάζει όλες τις μετρήσεις του βάθους και για τις 10 κοιλότητες. Ο οριζόντιος άξονας αντιπροσωπεύει τις μεταβολές της πίεσης μετρούμενες σε bar και ο κατακόρυφος άξονας το βάθος της κάθε κοιλότητας σε χιλιοστά (mm). Παρά το γεγονός ότι δεν γίνονται ξεκάθαρα τα σημεία της κάθε μέτρησης, το συμπέρασμα που λαμβάνεται από αυτό το διάγραμμα είναι η συνέπεια των μετρήσεων, καθώς όλες βρίσκονται μέσα στα πλαίσια της αβεβαιότητας. Ξεχωρίζουν οι μετρήσεις της κοιλότητας 5, που είναι όλες αισθητά μεγαλύτερες από τις υπόλοιπες και αγγίζουν οριακά το πάνω όριο των αβεβαιοτήτων. Αυτό μπορεί να οφείλεται τόσο στο σημείο της κοιλότητας, που βρίσκεται πολύ κεντρικά όσο και σε κάποιο ανθρώπινο – μετρητικό λάθος. Συγκεντρωτικά οι μετρήσεις είναι ικανοποιητικές και μπορούν να εξάγουν το συμπέρασμα πως υπάρχει μία ομοιόμορφη παραμόρφωση της μεμβράνης επικάλυψης και οι κοιλότητες μπορούν να θεωρηθούν ίδιου μεγέθους σε όλη την επιφάνεια.





Το δεύτερο διάγραμμα στο Σχήμα 8.10 εστιάζει στις μετρήσεις των δύο πρώτων κοιλοτήτων και τις παρουσιάζει μαζί με τις αβεβαιότητες τους. Αυτή η συγκεκριμένη προσέγγιση επιλέχθηκε για την σαφήνεια των αποτελεσμάτων και την καλύτερη κατανόηση τους από τον αναγνώστη. Περιορίζοντας το διάγραμμα μόνο σε δύο κοιλότητες, η απεικόνιση των δεδομένων είναι πιο διαχειρίσιμη, επιτρέποντας την ευκολότερη ανάγνωση τους. Στο διάγραμμα φαίνεται η σχέση μεταξύ του βάθους της κοιλότητας και των αβεβαιοτήτων του και της μεταβολής της πίεσης. Αν είχαν συμπεριληφθεί στο διάγραμμα οι αβεβαιότητες και των δέκα κοιλοτήτων όπως είναι προφανές θα περιπλέκονταν η εμφάνιση και δε θα ήταν διακριτά τα διαστήματα αβεβαιότητας της κάθε μέτρησης. Έγινε η εξέταση του εύρους των αβεβαιοτήτων για τις μετρήσεις όλων των κοιλοτήτων και επιβεβαιώθηκε πως βρίσκονται όλες μέσα σε αυτό το εύρος, με τις μετρήσεις μόνο της κοιλότητας 5 να βρίσκονται κοντά στο πάνω όριο.



Σχήμα 8.10 Διάγραμμα βάθους και αβεβαιότητας κοιλοτήτων 1 και 2

# 9. ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΑ ΚΑΙ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ

Σε συνέχεια της παραπάνω διαδικασίας γίνεται η επιλογή των βημάτων αναρρόφησης που θα χρησιμοποιηθούν στην πειραματική διαδικασία. Σύμφωνα με τις μετρήσεις του Πίνακα 3 και το διάγραμμα του Σχήματος 8.9, στην πειραματική διαδικασία αποφασίστηκε να υπολογιστούν οι αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές για τέσσερα διαφορετικά βάθη. Στον Πίνακα 4 φαίνονται τα βάθη με την αντίστοιχη υποπίεση που δείχνει το μανόμετρο. Υπενθυμίζεται πως η ένδειξη 0.01bar αντιστοιχή σε αντλία κενού με λειτουργία και ανοιχτό ρυθμιστή πίεσης.

ANAPPOΦHΣH (bar)	BAΘΟΣ ΚΟΙΛΟΤΗΤΑΣ (mm)
0	0
0.01	1
0.2	1.5
0.5	2
0.8	2.3

Πίνακας 4. Βήματα μετρήσεων στην πειραματική διαδικασία

Πριν την παρουσίαση των αποτελεσμάτων θα σημειωθούν οι εξισώσεις υπολογισμών όλων των αεροδυναμικών μεγεθών (άντωση, αντίσταση, ροπές, αεροδυναμικοί συντελεστές) και θα επεξηγηθούν όλες οι παράμετροι που τις απαρτίζουν.

#### 9.1. ΕΞΙΣΩΣΕΙΣ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΥ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΜΕΓΕΘΩΝ

Ο τρόπος που λειτουργούν οι δυναμοκυψέλες και η διαδικασία υπολογισμού των δυνάμεων που δέχονται αναφέρθηκε σύντομα στην Ενότητα 7.2. Έχοντας ως βάση αυτήν την μέθοδο υπολογισμού θα παρουσιαστεί ο τρόπος υπολογισμού των αεροδυναμικών μεγεθών της άντωσης, της αντίστασης και της ροπής πρόνευσης.

Αρχικά στο Σχήμα 9.1 παρουσιάζεται σε κάτοψη η πτέρυγα με τις δυνάμεις της άντωσης και της οπισθέλκουσας και εισάγονται δύο γωνίες. Η θ<sub>cell</sub> αντιστοιχεί στην γωνία την οποία το μοτέρ περιστροφής των δυναμοκυψελών βρίσκεται στο μέσο του, άρα σε εκείνη την γωνία οι δυναμοκυψέλες μπορούν να κινηθούν προς οποιδήποτε κατεύθυνση 20 μοίρες. Η γωνία φ<sub>ref</sub> αντιπροσωπεύει την γωνία σε σχέση με την θ<sub>cell</sub> που βρίσκονται οι δυναμοκυψέλες για μηδενική γωνία προσβολής της πτέρυγας. Κατά τη διάρκεια του πειράματος μας αυτή η γωνία είναι σταθερή, διότι η διάταξη πτέρυγας, σωλήνα πίεσης και αεροδυναμικού ζυγού δεν αποσυναρμολογήθηκε από την αεροσύραγγα όπως δείχθηκε στο Σχήμα 8.4. Σε περίπτωση που αποσυναρμολογηθεί θα πρέπει η γωνία φ<sub>ref</sub> να επαναπροσδιοριστεί.

 $θ_{cell} = 45 μοίρες$   $φ_{ref} = 14 μοίρες$ 



Σχήμα 9.1 Αεροδυναμικές δυνάμεις και γωνίες αναφοράς

Οι γκρι γραμμές είναι διαγώνιες και σχηματίζουν την θcell με τις δυνάμεις άντωσης και αντίστασης, ενώ οι κόκκινες γραμμές δείχνουτην την αρχική γωνία των δυναμοκυψελών.

Στο Σχήμα 9.2 φαίνεται γραφικά η ανάλυση των δυνάμεων της άντωσης (L) και της αντίστασης (D) στους άξονες των δυναμοκυψελών, βήμα που αποσκοπεί στον υπολογισμό των εξισώσεων υπολογισμού τους από τις ενδείξεις των δυναμοκυψελών. Επιπλέον φαίνεται η φορά περιστροφής της πτέρυγας για αύξηση της γωνίας προσβολής "α" αλλά και η γωνία που χρησιμοποιείται για την ανάλυση των αεροδυναμικών δυνάμεων "θ<sub>cell</sub> + φ<sub>ref</sub> – α"



Σχήμα 9.2 Ανάλυση δυνάμεων στους άξονες των δυναμοκυψελών

Εξαγωγή εξισώσεων υπολογισμού δυνάμεων:

Ισορροπία ροπών γύρω από τον άξονα δυναμοκυψελών 2-4 σύμφωνα με την μεθοδολογία του Σχήματος 7.4 και των εξισώσεων 7.1 – 7.2, οδηγεί στην Εξ. 9.1 και παρουσιάζεται γραφικά και στο Σχήμα 9.3

$$\Sigma M_0 = -L_{24} * x_a - D_{24} * x_a + F_2 * z + F_4 * z = 0$$
  
=>  $L * \sin(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) + D * \cos(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) = \frac{(F_2 + F_4)}{x_a} * z$ (9.1)



Σχήμα 9.3 Ισορροπία ροπών για άξονα δυναμοκυψελών 2-4

Ισορροπία ροπών γύρω από τον άξονα των δυναμοκυψελών 1-3 οδηγεί στην Εξ. 9.2 και παρουσιάζεται γραφικά στο Σχήμα 9.4. Υποθέτουμε ότι η L<sub>13</sub> είναι μεγαλύτερη από την D<sub>13</sub>

$$\Sigma M_0 = D_{13} * x_a - L_{13} * x_a + F_1 * y + F_3 * y = 0$$
  
=>  $L * \cos(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) - D * \sin(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) = \frac{(F_1 + F_3)}{x_a} * y (9.2)$ 



Σχήμα 9.4 Ισορροπία ροπών για άξονα δυναμοκυψελών 1-3

Μελετώντας και την περίπτωση που η D13 είναι μεγαλύτερη της L13, η φορά των δυνάμεων των δυναμοκυψελών αλλάζει και καταλήγει στην Εξ. 9.3:

$$\Sigma M_0 = -D_{13} * x_a + L_{13} * x_a + F_1 * y + F_3 * y = 0$$
  
=>  $-L * \cos(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) + D * \sin(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) = \frac{(F_1 + F_3)}{x_a} * y (9.3)$ 

Αντικαθιστώντας μέσα στις Εξ. 9.2 και 9.3 την Εξ. 9.1 και κάνοντας τους απαραίτους τριγωνομετρικούς μετασχηματισμούς, το τελικό σετ εξισώσεων της άντωσης και της οπισθέλκουσας δίνονται από τις παρακάτω εξισώσεις.

$$L = \frac{(F_2 + F_4)}{x_a} * z * \sin(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) + \frac{(-F_1 + F_3)}{x_a} * y * \cos(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a)$$
(9.4)

$$D = \frac{(F_2 + F_4)}{x_a} * y * \cos(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a) - \frac{(-F_1 + F_3)}{x_a} * y * \cos(\theta_{cell} + \varphi_{ref} - a)$$
(9.5)

Όσον αφορά την ροπή πρόνευσης όπως αναλύθηκε στο Σχήμα 7.5 και με την Εξ. 7.3 η εξίσωση υπολογισμού της είναι:

$$M = F_5 * R - h(Lcosa + Dsina) (9.6)$$

Με R την απόσταση της δυναμοκυψέλης 5 με το κέντρο του σωλήνα πίεσης.

Οι παραπάνω εξισώσεις υπολογισμών περιέχουν διάφορες αποστάσεις και γωνίες οι οποίες φαίνονται στα Σχήματα 9.3 και 9.4. Οι τιμές αυτών των μεγεθών είναι σταθερές και σημειώνονται όλες στον Πίνακα 5.

Πίνακας 5. Σταθερά μεγέθη εξισώσεων υπολογισμού

θcell (°)	φref(°)	z(m)	y(m)	xα(m)	h(m)	R(m)
45	14	0.09	0.09	0.28	0.008	0.32

Μαζί με τα νέα αυτά μεγέθη συνοψίζονται στον Πίνακα 6 και μεγέθη που έχουν αναφερθεί σε προηγούμενες ενότητες και θα χρησιμοποιηθούν σε υπολογισμούς.

Πίνακας 6. Σταθερά μεγέθη της πειραματικής διαδικασίας

b(cm)	c(cm)	$S(m^2)$	V <sub>tunnel</sub> (m/s)	$v(m^2/s)$	Re
20	16	0.032	17.3	1,51*10 <sup>-5</sup>	183,777

#### 9.2. ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ

Στόχος των αποτελεσμάτων είναι να υπολογιστούν οι δυνάμεις της άντωσης και της οπισθέλκουσας για τα 5 συνολικά βάθη των κοιλοτήτων και για γωνίες προσβολής της πτέρυγας από 0 έως 20 μοίρες. Τα βάθη των κοιλοτήτων φαίνονται στον Πίνακα 4 παραπάνω και το βήμα μεταβολής της γωνίας είναι ανά 2 μοίρες από 0 έως 20. Οι μετρήσεις στην αεροσύραγγα έγιναν διατηρώντας σταθερή την γωνία προσβολής και ταυτόχρονα μεταβάλλοντας την αναρρόφηση στο εσωτερικό της πτέρυγας. Οι ενδείξεις των δυναμοκυψελών λήφθηκαν από το λογισμικό LabView.

Στους Πίνακες 7-11 που ακολουθούν παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των μετρήσεων δείχνοντας την αναρρόφηση, την γωνία προσβολής, την άντωση, την αντίσταση και την ροπή πρόνευσης.

Αναρρόφηση P (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	Άντωση (Ν)	Αντίσταση (N)	Ροπή πρόνευσης (N/m)
0	0	0	0,419	0,239	-0,0028
0	0	2	0,826	0,259	0,0155
0	0	4	1,197	0,302	0,0244
0	0	6	1,636	0,377	0,0335
0	0	8	2,175	0,475	0,0369
0	0	10	2,730	0,632	0,0391
0	0	12	3,129	0,814	0,0402
0	0	14	3,605	1,048	0,0537
0	0	16	3,983	1,282	0,0642
0	0	18	4,302	1,517	0,0769
0	0	20	3,773	1,694	0,0063

Πίνακας 7. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για μηδενικό βάθος κοιλοτήτων

Πίνακας 8. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 1mm

Αναρρόφηση Ρ (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	Άντωση (N)	Αντίσταση (N)	Ροπή πρόνευσης (N/m)
0.01	1	0	0,396	0,240	-0,0022
0.01	1	2	0,794	0,261	0,0177

0.01	1	4	1,173	0,304	0,0257
0.01	1	6	1,604	0,354	0,0293
0.01	1	8	2,144	0,471	0,0386
0.01	1	10	2,709	0,629	0,0404
0.01	1	12	3,125	0,815	0,0409
0.01	1	14	3,562	1,033	0,0555
0.01	1	16	3,926	1,262	0,0650
0.01	1	18	4,242	1,500	0,0763
0.01	1	20	4,013	1,987	0,0132

Πίνακας 9. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 1.5mm

Αναρρόφηση Ρ (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	Άντωση (N)	Αντίσταση (N)	Ροπή πρόνευσης (N/m)
0.2	1.5	0	0,328	0,251	-0,001
0.2	1.5	2	0,737	0,269	0,019
0.2	1.5	4	1,122	0,308	0,027
0.2	1.5	6	1,555	0,358	0,030
0.2	1.5	8	2,100	0,473	0,039
0.2	1.5	10	2,665	0,624	0,041
0.2	1.5	12	3,076	0,807	0,041
0.2	1.5	14	3,490	1,013	0,058
0.2	1.5	16	3,797	1,225	0,066
0.2	1.5	18	4,106	1,465	0,072
0.2	1.5	20	3,913	1,958	0,025

Αναρρόφηση Ρ (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	Άντωση (N)	Αντίσταση (N)	Ροπή πρόνευσης (N/m)
0.5	2	0	0,309	0,257	0,000
0.5	2	2	0,712	0,273	0,020
0.5	2	4	1,090	0,310	0,027
0.5	2	6	1,529	0,360	0,030
0.5	2	8	2,084	0,476	0,039
0.5	2	10	2,645	0,623	0,040
0.5	2	12	3,040	0,801	0,041
0.5	2	14	3,435	0,999	0,058
0.5	2	16	3,726	1,208	0,064
0.5	2	18	4,057	1,462	0,068
0.5	2	20	3,645	1,910	0,057

Πίνακας 10. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 2mm

Πίνακας 11. Αποτελέσματα δυνάμεων και ροπής για βάθος 2.3mm

Αναρρόφηση Ρ (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	Άντωση (N)	Αντίσταση (N)	Ροπή πρόνευσης (N/m)
0.8	2.3	0	0,302	0,259	0,000
0.8	2.3	2	0,699	0,277	0,020
0.8	2.3	4	1,084	0,313	0,027
0.8	2.3	6	1,519	0,361	0,030
0.8	2.3	8	2,066	0,474	0,039
0.8	2.3	10	2,629	0,622	0,040
0.8	2.3	12	3,035	0,802	0,041
0.8	2.3	14	3,409	0,992	0,058
0.8	2.3	16	3,699	1,204	0,063

0.8	2.3	18	3,998	1,444	0,067
0.8	2.3	20	3,526	1,893	0,070

Από τα δεδομένα των παραπάνω πινάκων μπορεί να αναλυθεί και να συζητηθεί η συμπεριφορά των δυνάμεων, όμως μετατρέποντας τις δυνάμεις σε αδιάστατους συντελεστές η ανάλυση είναι προτιμότερη γιατί δεν εξαρτώνται από το μετρητικό σύστημα που χρησιμοποιήθηκε και η κλίμακα των τιμών που παίρνουν κάνει ευκολότερη την κατανόηση της συμπεριφοράς των μεγεθών διαγραμματικά. Ακολουθούν στους Πίνακες 12-16 τα ίδια στάδια αυτή τη φορά με τους αδιάστατους συντελεστές CL, CD και CM και στη συνέχεια τα διαγράμματα που περιγράφουν την συμπεριφορά των μεγεθών.

Αναρρόφηση Ρ (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	CL	Cd	Cl/Cd	См
0	0	0	0,07	0,04	1,75	0,003
0	0	2	0,14	0,04	3,19	0,017
0	0	4	0,20	0,05	3,96	0,026
0	0	6	0,28	0,06	4,34	0,036
0	0	8	0,37	0,08	4,58	0,039
0	0	10	0,47	0,11	4,32	0,042
0	0	12	0,54	0,14	3,85	0,043
0	0	14	0,62	0,18	3,44	0,057
0	0	16	0,68	0,22	3,11	0,069
0	0	18	0,74	0,26	2,84	0,082
0	0	20	0,65	0,29	2,23	0,007

Πίνακας 12. Αδιάστατοι συντελεστές για μηδενικό βάθος κοιλότητας

Αναρρόφηση P (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	CL	Cd	Cl/Cd	См
0.01	1	0	0,07	0,04	1,65	-0,002
0.01	1	2	0,14	0,04	3,04	0,019
0.01	1	4	0,20	0,05	3,86	0,028
0.01	1	6	0,27	0,06	4,52	0,031
0.01	1	8	0,37	0,08	4,55	0,041
0.01	1	10	0,46	0,11	4,31	0,043
0.01	1	12	0,53	0,14	3,83	0,044
0.01	1	14	0,61	0,18	3,45	0,059
0.01	1	16	0,67	0,22	3,11	0,070
0.01	1	18	0,73	0,26	2,83	0,082
0.01	1	20	0,69	0,34	2,02	0,014

Πίνακας 13. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 1mm

Πίνακας 14. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 1.5mm

Αναρρόφηση (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	CL	CD	C <sub>L</sub> /C <sub>D</sub>	См
0.2	1.5	0	0,06	0,04	1,31	-0,001
0.2	1.5	2	0,13	0,05	2,74	0,021
0.2	1.5	4	0,19	0,05	3,65	0,029
0.2	1.5	6	0,27	0,06	4,35	0,033
0.2	1.5	8	0,36	0,08	4,44	0,042
0.2	1.5	10	0,46	0,11	4,27	0,044
0.2	1.5	12	0,53	0,14	3,81	0,044
0.2	1.5	14	0,60	0,17	3,44	0,062
0.2	1.5	16	0,65	0,21	3,10	0,071

0.2	1.5	18	0,70	0,25	2,80	0,077
0.2	1.5	20	0,67	0,34	2,00	0,026

Πίνακας 15. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 2mm

Αναρρόφηση Ρ (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	CL	CD	C <sub>L</sub> /C <sub>D</sub>	См
0.5	2	0	0,05	0,04	1,20	-0,001
0.5	2	2	0,12	0,05	2,61	0,021
0.5	2	4	0,19	0,05	3,52	0,029
0.5	2	6	0,26	0,06	4,24	0,032
0.5	2	8	0,36	0,08	4,38	0,042
0.5	2	10	0,45	0,11	4,24	0,043
0.5	2	12	0,52	0,14	3,80	0,044
0.5	2	14	0,59	0,17	3,44	0,062
0.5	2	16	0,64	0,21	3,08	0,069
0.5	2	18	0,69	0,25	2,77	0,073
0.5	2	20	0,62	0,33	1,91	0,061

Πίνακας 16. Αδιάστατοι συντελεστές για βάθος 2.3mm

Αναρρόφηση Ρ (bar)	Βάθος κοιλότητας (mm)	Γωνία προσβολής α	CL	Cd	Cl/Cd	См
0.8	2.3	0	0,05	0,04	1,17	0,000
0.8	2.3	2	0,12	0,05	2,53	0,021
0.8	2.3	4	0,19	0,05	3,46	0,029
0.8	2.3	6	0,26	0,06	4,21	0,032

0.8	2.3	8	0,35	0,08	4,36	0,042
0.8	2.3	10	0,45	0,11	4,23	0,043
0.8	2.3	12	0,52	0,14	3,79	0,044
0.8	2.3	14	0,58	0,17	3,44	0,062
0.8	2.3	16	0,63	0,21	3,07	0,068
0.8	2.3	18	0,68	0,25	2,77	0,072
0.8	2.3	20	0,60	0,32	1,86	0,075

Η γραφική αναπαράσταση των παραπάνω πινάκων θα προσδώσει μία πιο ευανάγνωση και ευκατανόητη παρουσίαση της συμπεριφοράς των αδιάστατων συντελεστών σε συνάρτηση με την γωνία προσβολής α, για κάθε βήμα αναρρόφησης.



Σχήμα 9.5<br/>α Διάγραμμα CL vs α



Σχήμα 9.5<br/>b Διάγραμμα  $C_L$  vs α (15-18°)

Από τα διαγράμματα του Σχήματος 9.5 παρατηρείται μία μείωση της άντωσης για όλες τις γωνίες προσβολής που εξετάστηκαν. Πιο συγκεκριμένα μέχρι τις 14 μοίρες η μέγιστη μείωση άντωσης για d = 2.3 είναι 5.4%, ενώ σε μεγαλύτερες γωνίες που φαίνονται στο Σχήμα 9.5b φτάνει μέχρι και το 7% στις 18 μοίρες.

Η γωνία απώλειας στήριξης βρίσκεται στις 18 μοίρες και φαίνεται πως δεν μεταβάλλεται από την ύπαρξη των κοιλοτήτων.



Σχήμα 9.6a Διάγραμμα CD vs α

Από το διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή C<sub>D</sub>, παρατηρείται μείωση της αντίστασης για γωνίες προσβολής από 6 μοίρες και πάνω. Οι μεγαλύτερες τιμές μείωσης συναντώνται στις γωνίες προσβολής α = 6, 14 και 16 μοίρες. Συγκεκριμένα για τις γωνίες ενδιαφέροντος 14 με 16 μοίρες η μείωση του συντελεστή αντίστασης φαίνεται στο διάγραμμα 9.6b.

Στους Πίνακες 17-19 φαίνονται οι ποσοστιαίες μειώσεις για αυτές τις γωνίες προσβολής και τα διάφορα επίπεδα αναρρόφησης σε σχέση με τις τιμές της μηδενικής αναρρόφησης.



Σχήμα 9.6<br/>b Διάγραμμα  $C_D$  vs α (14-16°)

Πίνακας 17. Ποσοστιαίες τιμές μείωσης αντίστασης για α = 6 °

$\alpha = 6^{\circ}$					
d = 1	-6.02%				
d = 1.5	-5.14%				
d = 2	-4.47%				
d = 2.3	-4.4%				

Πίνακας 18. Ποσοστιαίες τιμές μείωσης αντίστασης για α = 14 °

$\alpha = 14$ °				
d = 1	-1.42%			
d = 1.5	-3.35%			
d = 2	-4.71%			
---------	--------			
d = 2.3	-5.35%			

Πίνακας 19. Ποσοστιαίες τιμές μείωσης αντίστασης για α = 16 °

$\alpha = 16^{\circ}$	
d = 1	-1.56%
d = 1.5	-4.44%
d = 2	-5.79%
d = 2.3	-6.09%

Σημειώνεται πως για γωνία προσβολής α = 6° την καλύτερη συμπεριφορά παρουσιάζουν οι κοιλότητες με το μικρότερο βάθος καθώς εκεί εμφανίζεται η μεγαλύτερη μείωση της αντίστασης. Αντίθετα για γωνία α = 16° με αύξηση του βάθους των κοιλοτήτων η αντίσταση μειώνεται όλο και περισσότερο με μέγιστη μείωση το 6.09% για αναρρόφηση 0.8bar – βάθος 2.3mm.

Αφού αναλύθηκαν τα αποτελέσματα των μετρήσεων και παρουσιάστηκαν οι μεταβολές της άντωσης και της αντίστασης μεμονωμένα, στη συνέχεια φαίνεται το διάγραμμα του λόγου των αδιάστατων συντελεστών άντωσης και αντίστασης C<sub>L</sub>/C<sub>D</sub>. Όπως αναφέρθηκε και στην Ενότητα 2 που έγινε η εισαγωγή αυτών των μεγεθών, ο δείκτης που χαρακτηρίζει την αεροδυναμική απόδοση ενός συστήματος και στην προκειμένη περίπτωση την πτέρυγα, είναι ο λόγος άντωσης προς οπισθέλκουσα.



Σχήμα 9.7 Διάγραμμα  $C_L/C_D$  vs α

Στο διάγραμμα του Σχήματος 9.7 φαίνεται καθαρά πως για γωνίες προσβολής μικρότερες των 12 μοιρών η δημιουργία των κοιλοτήτων δεν εξυπηρετεί την βελτίωση της αεροδυναμικής απόδοσης του συστήματος. Από 12 έως 18 μοίρες υπάρχει μία σύγκλιση του λόγου για όλα τα βάθη των κοιλοτήτων. Πιο συγκεκριμένα η καταλληλότερη γωνία προσβολής φαίνεται να είναι η α=14°, στην οποία έχουμε οριακά μεγαλύτερο λόγο σε τιμή βέβαια μικρότερη του 1%.

Τέλος θα γίνει λόγος, σύντομα, και για τις τιμές του συντελεστή ροπής πρόνευσης και τον τρόπο που αυτός μεταβάλλεται από την ύπαρξη των κοιλοτήτων στην επιφάνεια της πτέρυγας. Οι μεταβολές αυτές φαίνονται στο διάγραμμα του Σχήματος 9.8a και 9.8b



Σχήμα 9.8a Διάγραμμα C<sub>M</sub> vs α

Η δημιουργία των κοιλοτήτων δεν μειώνει την ασκούμενη στην πτέρυγα ροπή πρόνευσης για το μεγαλύτερο φάσμα των γωνιών προσβολής. Για α=18° όμως και βάθος κοιλότητας 2 και 2.3mm σημειώνεται μία πολύ σημαντική μείωση της ροπής πρόνευσης 11.25% και 13% αντίστοιχα. Η μείωση αυτή φαίνεται ξεκάθαρα στο διάγραμμα του Σχήματος 9.8b το οποίο είναι εστιασμένο στις γωνίες προσβολής ενδιαφέροντος (16-18 °).



Σχήμα 9.8b Διάγραμμα C<sub>M</sub> vs α (16-18 °)

# 9.3. ΑΞΙΟΛΟΓΗΣΗ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ

Ο στόχος της δημιουργίας όλης της διάταξης πτέρυγας – αεροδυναμικού ζυγού και του πνευματικού συστήματος – κοιλοτήτων είναι η βελτίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών της πτέρυγας και η καθυστέρηση του φαινομένου της απώλειας στήριξης. Τα αποτελέσματα που λήφθηκαν έχουν επιθυμητά αλλά και μη επιθυμητά στοιχεία. Η μείωση της οπισθέλκουσας με ενεργοποιημένες τις κοιλότητας είναι πολύ σημαντική, ειδικά το γεγονός ότι οι μεγαλύτερες τιμές μείωσης εμφανίζονται στις γωνίες α = 16° και 18°. Αυτές είναι οι γωνίες με τις μεγαλύτερες τιμές άντωσης λίγο πριν την απώλεια στήριξης, γωνίες δηλαδή λειτουργίας της πτέρυγας κατά την

πτήση. Επιπλέον σε αυτές τις γωνίες σημειώνεται και μείωση της φόρτισης της πτέρυγας από τα φορτία της ροπής πρόνευσης, εξαιτίας των κοιλοτήτων.

Από την άλλη η πτώση της άντωσης με την δημιουργία του κοιλοτήτων δεν είναι ιδανική. Σύμφωνα, όμως, με την μικρή βιβλιογραφία που υπάρχει και συζητήθηκε στην Ενότητα 5, κάτι τέτοιο δεν είναι πρωτοφανές, καθώς υπάρχουν μελέτες που έδειξαν μείωση της άντωσης με συνολική βελτίωση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς. Το αρνητικό είναι ότι ο συνολικός λόγος CL/CD δεν βελτιώνεται αισθητά για καμία γωνία προσβολής και κανένα βάθος των κοιλοτήτων, όμως έχει ενδιαφέρον ότι οι καλύτερες τιμές του λόγου εμφανίζονται σε επιθυμητές γωνίες προσβολής α=14° και 16°.

Τα αποτελέσματα που παρουσιάστηκαν έχουν εξαχθεί απευθείας από τις εξισώσεις υπολογισμών που αναφέρθηκαν, χωρίς κάποια επιπλέον επεξεργασία. Αυτός είναι και ο βασικός λόγος που δυνητικά θα μπορούσαν να παρουσιάσουν καλύτερη συμπεριφορά, πιο κοντά στην επιθυμητή. Η επεξεργασία που δεν έχει γίνει, αφορά την βαθμονόμηση του αεροδυναμικού ζυγού, καθώς έχει προκύψει να είναι μία πιο περίπλοκη από το αναμενόμενο διαδικασία και βρίσκεται σε εξέλιξη. Ακόμη, ένας παράγοντας που ίσως επηρεάζει τις παρούσες μετρήσεις είναι η επίδραση που έχει το μικρό κομμάτι του σωλήνα πίεσης (περίπου 4cm) το οποίο συγκρατεί την πτέρυγα μέσα στην αεροσύραγγα. Είναι πιθανό αυτό το κομμάτι του σωλήνα να προσδίδει στα αποτελέσματα ένα μικρό μέρος επιπρόσθετης αντίστασης.

### 10. ΣΥΝΟΨΗ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Στο κεφάλαιο αυτό πραγματοποιείται μία σύντομη ανακεφαλαίωση και αναφορά στις μελλοντικές ενέργειες και κινήσεις που μπορούν να γίνουν για την περαιτέρω ανάπτυξη της παρούσας διπλωματικής εργασίας.

### 10.1. ΑΝΑΚΕΦΑΛΑΙΩΣΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία έχει ως στόχο να εξετάσει πειραματικά την επίδραση ενός πλέγματος κοιλοτήτων στην επιφάνεια μίας πτέρυγας, στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά αυτής. Για την πραγματοποίηση αυτού του πειράματος έχει κατασκευαστεί ένα σύστημα πτέρυγας – αεροδυναμικού ζυγού – πνευματικού συστήματος. Αυτά τα τρία βασικά στοιχεία της πειραματικής διάταξης λειτουργούν ανεξάρτητα, όμως συνδέονται μεταξύ τους με τον σωλήνα πίεσης, ο οποίος είναι υπεύθυνος για την στήριξη της πτέρυγας εντός της αεροσύραγγας, την μεταφορά των δυνάμεων από την πτέρυγα στον αεροδυναμικό ζυγό και για την δημιουργία υποπίεσης στο εσωτερικό της πτέρυγας με στόχο την πραγματοποίηση των κοιλοτήτων.

Οι λεπτομέρειες σχετικά με τον τύπο της πτέρυγας (αεροτομή NACA 0018) και επιπρόσθετα γεωμετρικά χαρακτηρικά αναφέρονται στο κεφάλαιο 6. Επιπλέον αναλύεται η διάταξη του πλέγματος των οπών που έχει μορφοποίηση την πτέρυγα και καταγράφονται οι πιο σημαντικές του διαστάσεις. Στη συνέχεια, στο κεφάλαιο 7 η εργασία προχωρά στην παρουσίαση της κατασκευής του αεροδυναμικού ζυγού και πως εκείνος συνδέεται με τα υπόλοιπα συστήματα της διάταξης. Η μέτρηση των δυνάμεων που δέχεται γίνεται με την βοήθεια 5 δυναμοκυψελών. Ακολουθεί, λοιπόν, η ανάλυση του τρόπου με τον οποίο οι δυναμοκυψέλες δέχονται τις δυνάμεις και πως οι ενδείξεις τους μπορούν να μετατραπούν στις δυνάμεις που δέχεται η πτέρυγα. Ακόμη, γίνεται λόγος για τον σωλήνα πίεσης, το στοιχείο της κατασκευής που ενώνει την πτέρυγα με τον αεροδυναμικό ζυγό. Πέρα από αυτές τις δύο κατασκευές ο σωλήνας πίεσης ενώνεται άμεσα και

με το πνευματικό σύστημα που περιγράφεται στο κεφάλαιο 8. Ο τρόπος λειτουργίας του και τα στοιχεία που το απαρτίζουν αναφέρονται διεξοδικά και ακολουθούνται από τον υπολογισμό του βάθους των κοιλοτήτων για διαφορετικές τιμές υποπίεσης στο εσωτερικό της πτέρυγας. Η διαδικασία υπολογισμού του βάθους συνέβαλλε στο να προσδιοριστούν τα σημεία που θα μελετηθούν κατά τη διάρκεια του πειράματος. Τα πέντε αυτά βήματα χαρακτηρίζονται από το βάθος των κοιλοτήτων (0mm,1mm,1.5mm,2mm,2.3mm). Σε κάθε βάθος λήφθηκαν μετρήσεις για γωνίες προσβολής της πτέρυγας από 0 έως 20 μοίρες με βήμα 2 μοιρών. Όλα αυτά τα αποτελέσματα τόσο σε μορφή καθαρών δυνάμεων, τόσο και σε μορφή αδιάστατων συντελεστών παρουσιάστηκαν στο κεφάλαιο 9. Τέλος, έγινε μία αξιολόγηση των αποτελέσματων αυτών και συζητήθηκαν τρόποι βελτίωσης τους.

## 10.2. ΜΕΛΛΟΝΤΙΚΗ ΕΠΕΚΤΑΣΗ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Η άμεση μελλοντική επέκταση της εργασίας συμπεριλαμβάνει την ολοκλήρωση της διαδικασίας της βαθμονόμησης του αεροδυναμικού ζυγού, που δεν αναφέρεται στην παρούσα εργασία. Με την ολοκλήρωση της υπάρχει μεγάλη πιθανότητα τα αποτελέσματα των μετρήσεων που παρουσιάστηκαν να παρουσιάσουν σημαντική βελτίωση. Επιπλέον θα ήταν χρήσιμο να υπολογιστεί η πιθανή επιβάρυνση στα αποτελέσματα των μετρήσεων που προκαλείται από το κομμάτι του σωλήνα πίεσης που βρίσκεται στο εσωτερικό της αεροσύραγγας κατά τη διενέργεια του πειράματος.

Σε μεταγεννέστερο στάδιο το πείραμα θα μπορούσε να εξελιχθεί, ταλαντώνοντας τις κοιλότητες με διάφορες συχνότητες και μελετώντας την απόκριση του συστήματος. Παράλληλα κάνοντας και μία υπολογιστική μελέτη πάνω στο ίδιο μοντέλο πτέρυγας και επιβεβαιώνοντας τα αποτελέσματα της, από τα ήδη γνωστά της πειραματικής διαδικασίας, θα μπορούσε να εκτιμηθεί η ιδανική θέση του πλέγματος κοιλοτήτων πάνω στην πτέρυγα και να χαρακτηριστούν πλήρως τα ιδανικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά του. Έτσι θα βελτιστοποιηθεί στο μέγιστο η αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης.

#### ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- 1. APA. ANDERSON (2016) Fundamentals of aerodynamics (6<sup>th</sup> edition) McGraw-Hill Education
- 2. James F. Marchman (2004) Aerodynamics and Aircraft Perfomance
- 3. Arnold M. Kuethe, Chuen-Yen Chow (1997) Foundations of Aerodynamics
- 4. Sighard F. Hoerner (1965) Fluid Dynamic Drag
- 5. Sadraey, M., & Müller, D. (2009). Drag force and drag coefficient. *M. Sadraey, Aircraft Performance Analysis. VDM Verlag Dr. Müller.*
- Boyun Guo, Ali Ghalambor (2005) Natural Gas Engineering Handbook Chapter 11: Transportation
- 7. Snorri Gudmundsson (2013) Genaral Aviaton Aircraft Design: Applied Methods and Procedures
- David Greenblatt, Israel J. Wygnaski, Christopher L. Rumsey (2010) Encyclopedia of Aerospace Engineering
- Αντωνιάδης, Ι. (2015). Δυναμική και Έλεγχος Πτήσης. ΣΥΝΔΕΣΜΟΣ ΕΛΛΗΝΙΚΩΝ ΑΚΑΔΗΜΑΪΚΩΝ ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΩΝ.
- 10. Schlichting, H., Gersten, K. (2000). Boundary-Layer Theory. Springer.
- 11. Uruba, Vaclav & Knob, Martin. (2009). Dynamics of a Boundary Layer Separation.
- Kalsi, A., & Balani, N. (2016). Fluid dynamics: Laminar and turbulent flow. In Physics for the Anaesthetic Viva (pp. 27-28). Cambridge: Cambridge University Press.
- 13. Gad-el-hak M (2000) Control Flow: Passive, Active and Reactive Flow Management
- Mohsen Jahanmiri (2010) Active Flow Control: A Review, Divison of Fluid Dynamics Department of Applied Mechanics Chalmers University of Technology, Sweden

- 15. Kiknadze, G.I.; Krasnov, Y.K.; Chushkin, Y.V. (1984) Investigation of the Enhancement of Heat Transfer Due to Self-Organization of Ordered Dynamic Twisted Heat-Carrier Structures on a Heat-Transfer Surface; Technical Report 50.05/59; I. V. Kurchatov Institute of Atomic Energy: Moscow, Russia
- 16. Kiknadze, GI, Gachechiladze, IA, & Barnaveli, TT, Jr. (2012) "The Mechanisms of the Phenomenon of Tornado-Like Jets Self-Organization in the Flow Along the Dimples on the Initially Flat Surface." *Proceedings of the ASME 2012 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. Volume 7: Fluids and Heat Transfer, Parts A, B, C, and D.* Houston, Texas, USA. November 9–15, pp. 3017-3026.
- Nesselrooij, M.V., Veldhuis, L.L., Oudheusden, B.W., & Schrijer, F.F. (2016). Drag reduction by means of dimpled surfaces in turbulent boundary layers. *Experiments in Fluids*, 57, 1-14.
- C.M.J. Tay, B.C. Khoo, and Y.T. Chew (2015) Mechanics of drag reduction by shallow dimples in channel flow. Physics of Fluids, Publisher: AIP Publishing LLC. 27(3).
- O.W. van Campenhout, M. van Nesselrooij, L.L.M. Veldhuis, B.W. van Oudheusden, and F.F.J. Schrijer (2018) An experimental investigation into the flow mechanics of dimpled surfaces in turbulent boundary layers. In 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting.
- Deepanshu Srivastav (2012) Flow Control over Airfoils using Different Shaped Dimples, International Conference on Fluid Dynamics and Thermodynamics Technologies
- Mustak, R., Uddin, M. N., & Mashud, M. (2015, November). Effect of different shaped dimples on airfoils. In Proceedings of the 3rd International Conference on Mechanical Engineering and Renewable Energy (pp. 26-29).

- 22. Rubiat Mustak, Md. Harun-Or-Rashid Molla (2017) Improvement of Aerodynamic Characteristics of an Airfoil by Surface Modification. American Journal of Engineering Research (AJER) Volume-6, Issue-3, pp-07-14
- Manojkumar, K., Manivannan, P., & Eusebious, T. (2014). Experimental Study-Flow Characteristics of Dimpled Wing. *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, 3(4), 2018-2022.
- Saraf, Amit & Singh, Mahendra & Chouhan, T. S. (2017). Effect of Dimple on Aerodynamic Behaviour of Airfoil. International Journal of Engineering and Technology. 9. 2268-2277. 10.21817/ijet/2017/v9i3/1709030335.
- 25. Livya, E., Anitha, G., & Valli, P. (2015). Aerodynamic analysis of dimple effect on aircraft wing. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, *9*(2), 350-353
- 26. Rajasai, B., Tej, R., & Srinath, S. (2015, October). Aerodynamic effects of dimples on aircraft wing. In Intl. Conf. On Advances in Mechanical, Aeronautical and Production Techniques-MAPT.
- 27. Φ. Φιλίππου (2020). Έλεγχος ροής σε πτέρυγα με ενεργή μορφοποίηση της επιφάνειας.
  Πανεπιστήμιο Πατρών Τμήμα Μηγανολόγων και Αεροναυπηγών