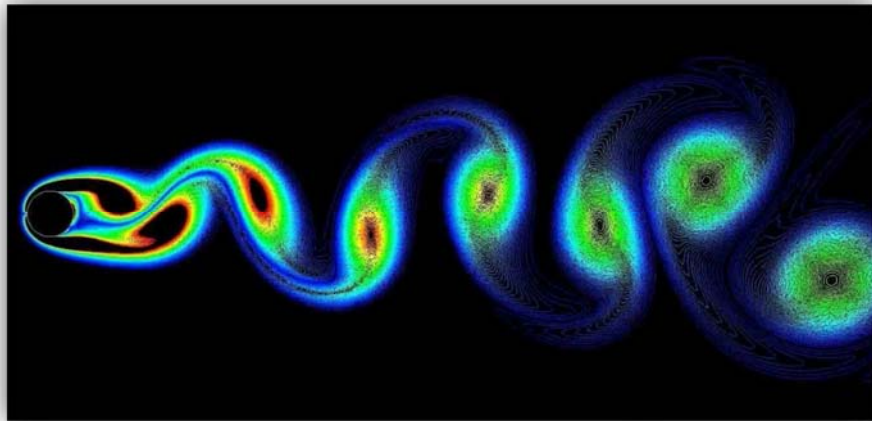




ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ



**ΤΑΛΑΝΤΩΤΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΔΙΠΛΗΣ
ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΣΕ ΠΕΡΙΟΔΙΚΕΣ ΚΑΙ
ΤΥΡΒΩΔΕΙΣ ΡΟΕΣ**

Διπλωματική Εργασία

των

ΒΑΪΤΣΗ ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΥ

ΡΑΠΤΗ ΝΙΚΟΛΑΟΥ

ΤΖΙΑΝΝΗ ΟΡΕΣΤΗ-ΕΥΑΓΓΕΛΟΥ

Επιβλέπων

ΣΤΑΠΟΥΝΤΖΗΣ ΕΡΡΙΚΟΣ

Βόλος, Μάρτιος 2017

© 2017 Βαΐτσης Κωνσταντίνος, Ράπτης Νικόλαος, Τζιάννης Ορέστης-Ευάγγελος

Η έγκριση της Διπλωματικής Εργασίας από το Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών της Πολυτεχνικής Σχολής του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας δεν υποδηλώνει αποδοχή των απόψεων των συγγραφέων (Ν. 5343/32 αρ. 202 παρ. 2).

Εγκρίθηκε από τα Μέλη της Τριμελούς Εξεταστικής Επιτροπής:

Πρώτος Εξεταστής: Δρ. Ερρίκος Σταπουντζής (επιβλέπων)

Αναπληρωτής Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο
Θεσσαλίας

Δεύτερος Εξεταστής: Δρ. Αναστάσιος Σταματέλλος,

Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

Τρίτος Εξεταστής: Δρ. Σπυρίδων Καραμάνος,

Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Θα θέλαμε και από τη θέση αυτή, να ευχαριστήσουμε τον κ. Ερρίκο Σταπουντζή, επιβλέποντα καθηγητή μας, για την βοήθεια του στην εκπόνηση αυτής της διπλωματικής και την διόρθωση της. Επιπλέον τον ευχαριστούμε για την άριστη συμπεριφορά του απέναντι μας, καθώς και για την καθοδήγηση που μας προσέφερε κατά τη διάρκεια της επίβλεψης της εργασίας μας.

Επίσης, ευχαριστούμε τον κ. Σπύρο Καραμάνο και τον κ. Αναστάσιο Σταματέλλο για την προσεκτική ανάγνωση της εργασίας μας και την τιμή που μας κάνουν με τη συμμετοχή τους, στη διόρθωσή της.

Στη συνέχεια, οφείλουμε να ευχαριστήσουμε τον κ. Κωνσταντίνο Παπαδημητρίου που μας παραχώρησε τον απαραίτητο εξοπλισμό για τις μετρήσεις στην αεροσήραγγα στο εργαστήριο Ρευστομηχανικής και Στροβιλομηχανών και τον υποψήφιο διδάκτορα Κωνσταντίνο Αργύρη για την πολύτιμη βοήθειά του στο υπολογιστικό πακέτο Matlab που χρησιμοποιήθηκε.

Τέλος, αφιερώνουμε αυτή την διπλωματική εργασία στους γονείς μας και τα αδέρφια μας, για την ανοχή, την υλική και ψυχολογική υποστήριξη, που δείχνουν κατά τη διάρκεια των σπουδών μας σε αυτούς τους δύσκολους, οικονομικά και κοινωνικά, καιρούς.

Περίληψη

Στην παρούσα διπλωματική εργασία μελετήθηκε η επίδραση της ροής αέρα σε μοντέλο διπλής αεροτομής αυτοκινήτου, το οποίο τοποθετήθηκε σε αεροσήραγγα, υπό την επίδραση τριών ροϊκών πεδίων. Συγκεκριμένα τα πειράματα πραγματοποιήθηκαν σε στρωτή (laminar) και τυρβώδη (turbulent) ροή καθώς και σε πεδίο δινών von Karman, σε διάφορες ταχύτητες αέρα. Έγιναν μετρήσεις για τον υπολογισμό της κάθετης δύναμης που παράγει η αεροτομή σε κάθε ροϊκό πεδίο με τη βοήθεια αναλογικής ζυγαριάς και της κατακόρυφης επιτάχυνσης που δέχεται η αεροτομή με τη χρήση επιταχυνσιόμετρου (accelerometer). Επίσης πραγματοποιήθηκαν πειράματα απόσβεσης επαγόμενων ταλαντώσεων, με την ταυτόχρονη επίδραση των παραπάνω συνθηκών ροής. Στη συνέχεια με τη βοήθεια υπολογιστικών προγραμμάτων (Labview, Matlab) έγινε η επεξεργασία των δεδομένων με σκοπό την εύρεση των συχνοτήτων ταλάντωσης της πτέρυγας και τον υπολογισμό των ρυθμών απόσβεσης των ταλαντώσεων. Τέλος με το υπολογιστικό πακέτο Ansys έγινε η προσομοίωση των πειραμάτων όπου η αεροτομή βρίσκεται σε πεδίο δινών von Karman, με σκοπό την οπτικοποίηση της ροής, τον υπολογισμό του συντελεστή άωσης και της μέσης άωσης της πτέρυγας.

Κατάλογος Συμβόλων

- Αριθμός Reynolds, $Re = \frac{VL}{\nu}$
- V ή U_∞ στιγμιαία ταχύτητα (m/s)
- α γωνία προσβολής αεροτομής (rad)
- T περίοδος (s)
- D διάμετρος (m)
- ρ πυκνότητα (kg/m^3)
- ν κινηματικό ιξώδες (m^2/s)
- S εμβαδό επιφάνειας της πτέρυγας (m^2)
- L άνωση (N)
- C_L συντελεστής άνωσης (αδιάστατος)
- Αριθμός Mach, $M = \frac{V}{a}$
- a ταχύτητα ήχου στο ρευστό μέσο (m/s)
- f συχνότητα (Hz)
- Αριθμός Strouhal, $St = \frac{fL}{V}$
- ω γωνιακή ή κυκλική συχνότητα (rad/s)
- k σταθερά ελατηρίου (N/m)
- F_a δύναμη απόσβεσης (N)
- c συντελεστής απόσβεσης της διάταξης (kg/s)
- m μάζα (kg)
- ω_n φυσική ιδιοσυχνότητα (rad/s)
- ζ μέτρο απόσβεσης (αδιάστατο)
- ω_d ιδιοσυχνότητα με απόσβεση (rad/s)
- T_d περίοδος με απόσβεση (s)
- Λ λόγος λογαριθμικής μείωσης (αδιάστατος)
- P πίεση σε Pa
- R ακτίνα (m)

Περιεχόμενα

Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή	1
Κεφάλαιο 2: Βιβλιογραφική Ανασκόπηση	3
2.1 Ιστορική αναφορά στην εξέλιξη της αεροδυναμικής μελέτης για οχήματα	3
2.2 Σύγχρονες αεροδυναμικές διατάξεις	6
2.3 Βασικές αρχές της αεροδυναμικής	14
2.3.1 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομών NACA.....	14
2.3.2. Παραγωγή κάθετης δύναμης από πτέρυγα.....	17
2.3.3 Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση	18
2.3.3.1. Επίδραση της γωνίας προσβολής (α)	18
2.3.3.2. Επίδραση της ταχύτητας (V).....	19
2.3.3.3. Επίδραση της πυκνότητας του ρευστού (ρ).....	19
2.3.3.4. Επίδραση του εμβαδού της επιφάνειας της πτέρυγας (S)	19
2.3.3.5. Επίδραση του σχήματος της αεροτομής.....	20
2.3.3.6 Το φαινόμενο αποκόλλησης της ροής	21
2.3.4 Υπολογισμός άνωσης και συντελεστή άνωσης.....	22
2.3.5 Είδη ροής.....	24
2.3.5.1 Ιδανική / Πραγματική ροή.....	24
2.3.5.2 Συμπιεστή / Ασυμπίεστη ροή.....	24
2.3.5.3 Στρωτή / Τυρβώδης ροή.....	25
2.3.6 Αδιάστατοι αριθμοί.....	26
2.3.6.1 Αριθμός Reynolds	26
2.3.6.2 Αριθμός Strouhal	27
2.3.7 Ροή ρευστού γύρω από κύλινδρο	28
2.4 Βασικές αρχές θεωρίας ταλαντώσεων.....	31
2.4.1 Μεγέθη των ταλαντώσεων	31
2.4.2 Μηχανικό μοντέλο - Εξίσωση κίνησης	33
2.4.3 Ελεύθερη ταλάντωση	34
2.4.4 Τύποι αποσβέσεων	34
2.4.5 Η μέθοδος της λογαριθμικής μείωσης.....	36
2.4.6 Μετασχηματισμός Fourier	36
2.4.7 Παράδειγμα μετασχηματισμού Fourier στο Matlab.....	37

Κεφάλαιο 3: Πειραματική Διάταξη και Μεθοδολογία Μετρήσεων	39
3.1 Αεροσήραγγα	39
3.1.1 Συλλέκτης-Εισαγωγή αέρα.....	39
3.1.2 Τμήμα δοκιμών.....	39
3.1.3 Φουσητήρας.....	40
3.1.4 Διαχύτης	41
3.1.5 Αδρανειακή βάση.....	41
3.1.6 Παραγωγή Τύρβης.....	42
3.1.7 Βαθμονόμηση αεροσήραγγας.....	42
3.2 Αεροτομή.....	43
3.2.1 Τρόπος στήριξης αεροτομής	44
3.3 Κύλινδρος	45
3.4 Μετρητικά όργανα πειραμάτων	46
3.4.1 Θερμό ανεμόμετρο χειρός.....	46
3.4.2 Ζυγαριά.....	46
3.4.3 Επιταχυνσιόμετρο	48
3.4.4 Ενισχυτής σήματος.....	49
3.4.5 Σύστημα λήψης και αποθήκευσης δεδομένων	49
3.5 Μεθοδολογία μετρήσεων	50
3.6 Επεξεργασία δεδομένων.....	53
Κεφάλαιο 4: Αποτελέσματα και Συμπεράσματα Μετρήσεων.....	55
4.1 Ταχύτητες αέρα πειραμάτων	55
4.2 Αριθμός Reynolds.....	56
4.3 Αποτελέσματα μετρήσεων κάθετης δύναμης	57
4.4 Αποτελέσματα μέτρησης κάθετης δύναμης σε περιοδική ροή μέσω επεξεργασίας βίντεο	59
Κεφάλαιο 5: Δυναμικά Φορτία	61
5.1 Ταλαντώσεις σε στρωτή ροή.....	61
5.2 Ταλαντώσεις σε τυρβώδη ροή	65
5.3 Ταλαντώσεις σε απόρρευμα δινών von Karman	68
5.3.1 Ταχύτητα αέρα στα 6 m/s.....	68
5.3.2 Ταχύτητα αέρα στα 13 m/s.....	76
5.4 Συγκριτικά διαγράμματα επιτάχυνσης για διάφορα είδη ροής	85

Κεφάλαιο 6: Αποσβέσεις Ταλαντώσεων.....	88
6.1 Αρχικό βάρος 0,3 kg για τη χαμηλή ταχύτητα	88
6.1.1 Παράμετροι ταλάντωσης χωρίς ροή με 0,3 kg αρχική διέγερση.....	90
6.1.2 Παράμετροι ταλάντωσης σε στρωτή ροή με 0,3 kg αρχική διέγερση	91
6.1.3 Παράμετροι ταλάντωσης σε τυρβώδης ροή με 0,3 kg αρχική διέγερση.....	93
6.2 Αρχικό βάρος 0,5 kg για τη χαμηλή ταχύτητα	94
6.2.1 Χωρίς ροή με αρχική διέγερση 0,5 kg	96
6.2.2 Παράμετροι ταλάντωσης σε στρωτή ροή με 0,5 kg αρχική διέγερση	97
6.2.3 Παράμετροι ταλάντωσης σε τυρβώδης ροή με 0,5 kg αρχική διέγερση.....	99
6.3 Αρχικό βάρος 1 kg για τη χαμηλή ταχύτητα	100
6.3.1 Παράμετροι ταλάντωσης χωρίς ροή με 1 kg αρχική διέγερση	102
6.3.2 Παράμετροι ταλάντωσης σε στρωτή ροή με 1 kg αρχική διέγερση	103
6.3.3 Παράμετροι ταλάντωσης σε τυρβώδης ροή με 1 kg αρχική διέγερση.....	104
6.4 Σύγκριση αποτελεσμάτων για διαφορετικές ταχύτητες ροής.....	109
Κεφάλαιο 7: Υπολογιστική Μελέτη με ANSYS FLUENT	115
7.1 Περιγραφή του προβλήματος.....	115
7.1.1 Μέθοδος επίλυσης.....	115
7.1.2 Χαρακτηριστικά γεωμετρίας	115
7.1.3 Χαρακτηριστικά πλέγματος.....	117
7.1.4 Συνοριακές συνθήκες	120
7.1.5 Παράμετροι επίλυσης	121
7.2 Αποτελέσματα.....	121
7.2.1 Θέση κυλίνδρου $y=0$ cm:.....	121
7.2.2 Θέση κυλίνδρου 6cm:	125
7.2.3 Θέση κυλίνδρου 12cm:	128
7.2.4 Θέση κυλίνδρου $y= -6$ cm:.....	131
7.2.5 Θέση κυλίνδρου $y= -12$ cm:.....	134
7.3 Σύγκριση αποτελεσμάτων.....	137
Κεφάλαιο 8: Συμπεράσματα.....	138
Παράρτημα Α.....	141
Παράρτημα Β.....	142
Βιβλιογραφία.....	144

Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή

Η εκμετάλλευση της αιολικής ενέργειας, μέσω του αεροδυναμικού σχεδιασμού και τη χρήση αεροδυναμικών εξαρτημάτων, αποτελεί έναν από τους μεγαλύτερους στόχους των αυτοκινητοβιομηχανιών τις τελευταίες δεκαετίες. Σχεδιάζοντας και χρησιμοποιώντας κατάλληλα εξαρτήματα, εξασφαλίζουμε μεγαλύτερες αποδόσεις τόσο σε ταχύτητα όσο και σε κατανάλωση καυσίμου σε όλων των ειδών τα οχήματα.

Τα βασικότερα πλεονεκτήματα του αεροδυναμικού σχεδιασμού στα αυτοκίνητα είναι η μείωση της οπισθέλκουσας δύναμης και η δημιουργία πρόσφυσης στους τροχούς, που έχουν ως αποτέλεσμα λιγότερη κατανάλωση καυσίμου και μεγαλύτερη σταθερότητα στο οδόστρωμα αντίστοιχα.

Η ανάλυση των δυνάμεων του αέρα που ασκούνται σε ένα όχημα καθώς αυτό κινείται μπορούν να αναλυθούν σε δύο βασικές κατηγορίες: στις δυνάμεις αντίστασης που ασκούνται αντίθετα στη φορά κίνησης του οχήματος και στις δυνάμεις που ασκούνται κάθετα στη φορά κίνησης του οχήματος. Ιδανικά θα θέλαμε όσο το δυνατόν μικρότερες οπισθέλκουσες, και ικανοποιητικά μεγάλες κάθετες δυνάμεις.

Ωστόσο, οι δύο αυτές δυνάμεις δεν μπορούν να συνυπάρχουν για όλους τους τύπους οχημάτων, καθώς οι αεροδυναμικοί μηχανισμοί αυξάνουν και τις δύο ταυτόχρονα. Συνεπώς είναι απαραίτητος ένας σωστός αεροδυναμικός σχεδιασμός που διατηρεί μια αναλογία μεταξύ των δύο, έχοντας ως κύριο κριτήριο το λειτουργικό σκοπό του εκάστοτε οχήματος.

Οι βασικότεροι παράγοντες που καθορίζουν τις εν λόγω δυνάμεις είναι η ταχύτητα του αέρα, καθώς και το είδος του ροϊκού πεδίου. Η μελέτη της ακριβούς επίδρασής τους είναι ένα ζήτημα μείζονος σημασίας για τις αυτοκινητοβιομηχανίες, οι οποίες δαπανούν σημαντικό ποσοστό του κεφαλαίου τους προς αυτή τη κατεύθυνση.

Η παρούσα διπλωματική εργασία εξετάζει την συμπεριφορά μίας διπλής αεροτομής σε διάφορες ταχύτητες και είδη ροής. Η μέθοδος που ακολουθήθηκε για τη μελέτη της αεροτομής ήταν πειράματα στο εργαστήριο σε αεροσήραγγα μικρής κλίμακας και


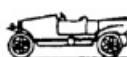












υπολογιστική μελέτη χρησιμοποιώντας γνωστό υπολογιστικό πρόγραμμα. Ο σκοπός της συγκεκριμένης διπλωματικής εργασίας είναι να ληφθούν αποτελέσματα για τις επιταχύνσεις που δέχεται το μοντέλο από τον αέρα σε συνθήκες στρωτής, τυρβώδους και περιοδικής ροής.

Κεφάλαιο 2: Βιβλιογραφική Ανασκόπηση

2.1 Ιστορική αναφορά στην εξέλιξη της αεροδυναμικής μελέτης για οχήματα

Η αεροδυναμική και η τεχνολογία των οχημάτων συνενώθηκαν πολύ αργά. Η σύνθεση των δύο έγινε επιτυχής μόνο μετά από διαρκείς δοκιμές. Αυτό είναι εκπληκτικό δεδομένου ότι στις γειτονικές εφαρμογές της τεχνολογίας μεταφορών, της ναυτικής αρχιτεκτονικής, και της αεροναυτικής η συνεργασία με τους μηχανικούς ρευστών αποδείχθηκε πολύ καρποφόρα. Φυσικά, οι σχεδιαστές των πλοίων και των αεροπλάνων ήταν σε καλύτερη θέση καθώς βρήκαν τα πρωτότυπά τους στη φύση (ψάρια και πουλιά). Από αυτές τις φυσικές μορφές πήραν πολλά ουσιαστικά χαρακτηριστικά γνωρίσματα. Το αυτοκίνητο δεν είχε κανένα τέτοιο πρωτότυπο. Ως εκ τούτου οι σχεδιαστές του προσπάθησαν να δανειστούν τις μορφές από τα πλοία και τα αεροπλάνα, οι οποίες εμφανίστηκαν προοδευτικά. Πολύ σύντομα αυτό αποδείχθηκε λανθασμένη προσέγγιση. Μόνο όταν ξέφυγαν μακριά από αυτά τα αταίριαστα πρωτότυπα οι σχεδιαστές αεροδυναμικής έκαναν μια σημαντική ανακάλυψη στον τομέα της αυτοκίνησης.

Κατά τη διάρκεια των δύο πρώτων από τις συνολικές τέσσερις περιόδους που παρουσιάζονται στην επόμενη εικόνα, η αεροδυναμική εξέλιξη έγινε από άτομα, τα περισσότερα από τα οποία προέρχονταν έξω από το χώρο της αυτοκινητοβιομηχανίας. Προσπάθησαν να μεταφέρουν τις βασικές αρχές από την αεροδυναμική αεροσκαφών στα αυτοκίνητα. Αργότερα, κατά τη διάρκεια των υπόλοιπων δύο περιόδων που παρουσιάζονται στην εικόνα, η ευθύνη της αεροδυναμικής οχημάτων αναλήφθηκε από τις κατασκευάστριες εταιρείες αυτοκινήτων και ενσωματώθηκε στην εξέλιξη των προϊόντων.

Basic shapes	1900 to 1925	 Torpedo	 Boat tail	 Air ship
	Streamlined cars	1921 to 1923	 Rumpler	 Bugatti
1922 to 1939		 Jaray		
1934 to 1939		 Kamm	 Schlör	
Since 1955		 Citroën	 NSU-Ro 80	
Detail optimization	Since 1974	 VW-Scirocco I	 VW-Golf I	
	Since 1983	 Audi 100 III	 Ford Sierra	

Εικόνα 2.1: Τα κύρια στάδια σχεδιασμού των αυτοκινήτων κατά τον 20ο αιώνα

Όπως διακρίνεται και παραπάνω, οι προσπάθειες της τότε εποχής αφορούσαν αποκλειστικά στην δημιουργία περισσότερο αεροδυναμικών σχημάτων.

Με την εξέλιξη της τεχνολογίας όμως ήρθε και η επιθυμία της περαιτέρω εκμετάλλευσης των αεροδυναμικών δυνάμεων και των οφελών που αυτές έχουν. Έτσι εισήλθαν στο χώρο της αυτοκινητοβιομηχανίας αεροδυναμικές διατάξεις οι οποίες έχουν πολλαπλά οφέλη, τόσο στην οδηγική συμπεριφορά όσο και στην εξοικονόμηση καυσίμου. Όπως βλέπουμε και στις Εικόνες 2.2 και 2.3, ο σχεδιασμός έχει εξελιχθεί σε μεγάλο βαθμό, μέσα από βαθιά ερευνητική διαδικασία και από λεπτομερειακή ανάλυση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς κάθε πτυχής του αυτοκινήτου, με αποτέλεσμα τη χρήση περίπλοκων πλέον σχημάτων σε διάφορες διατάξεις.



Εικόνα 2.2: Όχημα τύπου Formula του 1960



Εικόνα 2.3: Όχημα τύπου Formula1 του 2016

Η γνώση των παραμέτρων της αεροδυναμικής που σχετίζονται με το αυτοκίνητο θεωρείται αναγκαία προκειμένου να βελτιώσουμε τους ακόλουθους σημαντικούς τομείς επιδόσεων:

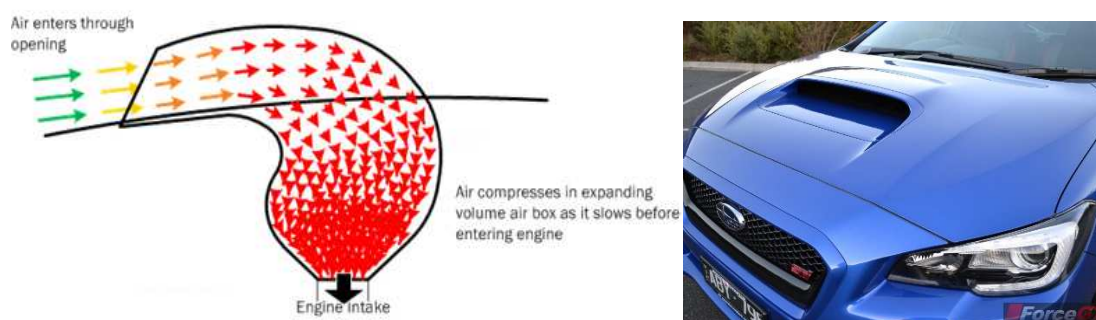
1. Οικονομία καυσίμου
2. Υψηλές ταχύτητες.
3. Σταθερότητα χειρισμών στις υψηλές ταχύτητες.
4. Σταθερότητα στους πλευρικούς ανέμους.
5. Ψύξη μηχανής και φρένων.
6. Μειωμένοι θόρυβοι αέρος.

2.2 Σύγχρονες αεροδυναμικές διατάξεις

Για την επίτευξη των παραπάνω, εισήχθησαν στην αυτοκινητοβιομηχανία οι παρακάτω κύριες αεροδυναμικές διατάξεις:

1. Αεραγωγός καπό (hood scoop)

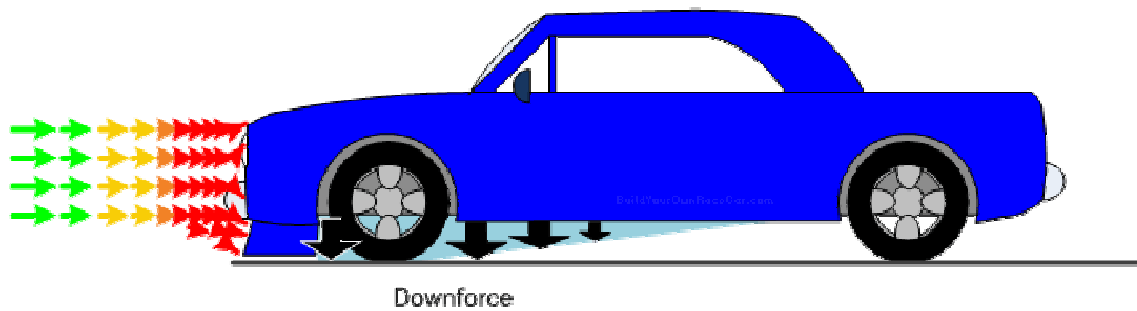
Η διάταξη αυτή δημιουργεί το φαινόμενο της υπερσυμπίεσης (supercharging) σε ένα κινητήρα εσωτερικής καύσης. Είναι ένα υπερυψωμένο εξάρτημα στο καπό ενός μηχανοκίνητου οχήματος που επιτρέπει τη ροή του αέρα να εισάγεται απευθείας το χώρο του κινητήρα. Η κύρια λειτουργία του είναι να επιτρέπει την άμεση ροή του αέρα στο διαμέρισμα του κινητήρα για λόγους ψύξης ή να αυξάνει την πίεση στην εισαγωγή του αέρα μιας μηχανής εσωτερικής καύσης με στόχο την αύξηση ιπποδύναμης.



Εικόνα 2.4: Γράφημα λειτουργίας αεραγωγού καπό (αριστερά) και αεραγωγός καπό σε Subaru wrx sti (δεξιά)

2. Εμπρόσθια αεροτομή (front air dam)

Μια εμπρόσθια αεροτομή χρησιμοποιείται για την παρεμπόδιση του αέρα από το να ρέει κάτω από ένα όχημα. Αυτό επιτυγχάνεται με τη δημιουργία ενός "φράγματος" κατά μήκος του εμπρός μέρους του οχήματος που εκτείνεται κοντά στο δρόμο. Αυτό δημιουργεί μια περιοχή κενού ή χαμηλής πίεσης κάτω από το αυτοκίνητο, όπως φαίνεται στο διάγραμμα παρακάτω. Αυτή η περιοχή χαμηλής πίεσης, σε συνδυασμό με τις υψηλότερες πιέσεις στο μπροστινό και επάνω μέρος του οχήματος, παράγει κάθετη δύναμη (downforce) στο εμπρός μέρος του οχήματος.



Εικόνα 2.5: Γράφημα λειτουργίας εμπρόσθιας αεροτομής

3. Μαρσπιέ (Side skirt)

Το μαρσπιέ χωρίζει το κάτω μέρος του αυτοκινήτου σε δύο μέρη: το κάτω μέρος του αμαξώματος, περιοχή χαμηλής πίεσης και υψηλής ταχύτητας αέρα και το πλάι του αυτοκινήτου, η οποία είναι μια περιοχή με σχετικά υψηλότερη πίεση. Χωρίς το συγκεκριμένο εξάρτημα, ο αέρας από την πλευρά του αυτοκινήτου θα σπεύσει στο κάτω τμήμα του αμαξώματος, λόγω διαφοράς πίεσης, προκαλώντας μείωση της κάθετης δύναμης. Στα σπορ αυτοκίνητα, είναι ένας πολύ καλός τρόπος για να βελτιώσουμε τα επίπεδα κάθετης δύναμης.



Εικόνα 2.6: Μαρσπιέ από Mercedes-Benz SL-Class (R231)

4. Διαχύτης (diffuser)

Ο διαχύτης χρησιμοποιείται για να παράγει κάθετη δύναμη στο πίσω μέρος του οχήματος μέσω του φαινομένου Βεντούρι (Venturi effect). Ο αέρα στο κάτω μέρος του οχήματος έχει υψηλή ταχύτητα και χαμηλή πίεση, λόγω του μικρού χώρου κίνησής του. Ο διαχύτης στο πίσω μέρος του αυτοκινήτου λειτουργεί ως θάλαμος εκτόνωσης, με αποτέλεσμα να μειωθεί η ταχύτητα του αέρα και να αυξηθεί η πίεση του. Η διαφορά πίεσης πάνω και κάτω του αυτοκινήτου αυξάνει την κάθετη δύναμη όπως επίσης και η αύξηση της πίεσης πίσω από το αυτοκίνητο μειώνει την οπισθέλκουσα λόγω διαφοράς πίεσης μπροστά και πίσω από το όχημα (pressure drag).



Εικόνα 2.7: Διαχύτης από Ferrari 458 Italia

5. Vortex generators (γεννήτρια στροβιλισμού)

Μια γεννήτρια στροβιλισμού είναι μια αεροδυναμική διάταξη, που αποτελείται από πολλά μικρά πτερύγια τα οποία τοποθετούνται συνήθως στο πίσω μέρος της οροφής του αυτοκινήτου. Όταν το όχημα είναι σε κίνηση, η διάταξη αυτή δημιουργεί δίνες, οι οποίες “συμπαράσφουρν” τη ροή του αέρα εντός της αποκολλημένης περιοχής του οριακού στρώματος, καθυστερώντας έτσι την αποκόλλησή του.



Εικόνα 2.8: Vortex Generators από Mitsubishi Evo X

6. Spoiler (αεροτομή)

Το Spoiler τοποθετείται στην πάνω άκρη του πίσω μέρους ενός αυτοκινήτου. Πολλά αυτοκίνητα παρουσιάζουν απότομη κλίση από την οροφή στην άκρη της “ουράς” με αποτέλεσμα την αποκόλληση της ροής. Η ροή εκεί γίνεται τυρβώδης και δημιουργείται μια ζώνη χαμηλής πίεσης, αυξάνοντας την οπισθέλκουσα και προκαλώντας αστάθεια. Προσθέτοντας ένα spoiler θα μπορούσε να θεωρηθεί ότι κάνει τον αέρα να “δει” μια πιο ήπια κλίση από την οροφή προς την ουρά, η οποία βοηθά στην καθυστέρηση αποκόλλησης της ροής. Επίσης η υψηλότερη πίεση μπροστά από την αεροτομή μπορεί

να βοηθήσει στη μείωση της άνωσης στο πίσω μέρος του αυτοκινήτου και να αυξήσει γενικά τη σταθερότητα στις υψηλές ταχύτητες.

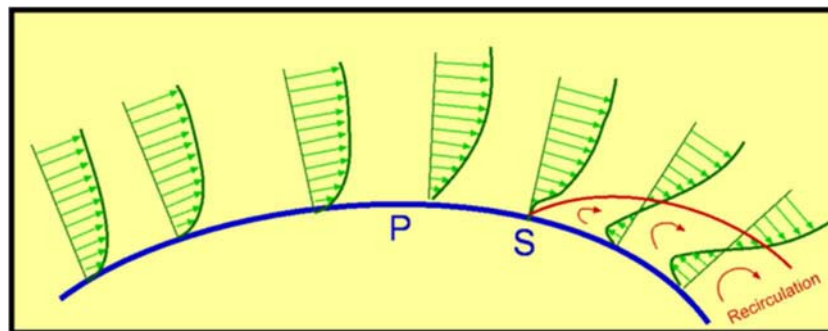


Εικόνα 2.9: Spoiler από BMW M3 (E92)

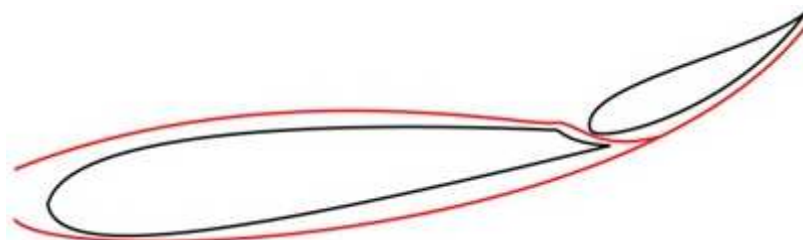
7. Rear Wing (Οπίσθια αεροτομή)

Πιθανώς η πιο δημοφιλής μορφή αεροδυναμικής διάταξης είναι η οπίσθια αεροτομή. Είναι παρόμοιες με τα φτερά των αεροπλάνων. Ο σκοπός τους όμως στα οχήματα δεν είναι η δημιουργία άνωσης, αλλά ενός συνδυασμού δυνάμεων, οι οποίες πιέζουν το όχημα κάθετα στο δρόμο, αυξάνοντας την σταθερότητά του ιδιαίτερα στις υψηλές ταχύτητες. Η αεροτομή παράγει κάθετη δύναμη, χρησιμοποιώντας την διαφορά πίεσης του αέρα μεταξύ της άνω και κάτω επιφάνειας. Αυτή η διαφορά πίεσης προκύπτει από τον τρόπο που ο αέρας ρέει γύρω από το σχήμα της πτέρυγας. Η διάταξη αυτή μπορεί να είναι πολύ αποδοτική, δημιουργώντας μεγάλη κάθετη δύναμη και ταυτόχρονα μικρή απώλεια σε οπισθέλκουσα (drag). Τα Spoiler δεν είναι τόσο αποδοτικά, αλλά λόγω της πρακτικότητας και της απλότητάς τους χρησιμοποιούνται από πολλές αυτοκινητοβιομηχανίες.

Στον μηχανοκίνητο αθλητισμό και σε σπορ αυτοκίνητα χρησιμοποιούνται και αεροτομές με περισσότερα από ένα στοιχεία (multi-element wings), με συνηθέστερη την διπλή διάταξη. Συγκρίνοντας μια μονή και μια διπλή αεροτομή που παράγουν την ίδια κάθετη δύναμη, παρατηρείται ότι η δεύτερη έχει μειωμένη αεροδυναμική αντίσταση. Αυτό οφείλεται στην αύξηση της κυκλοφορίας και στην βελτίωση της κλίσης πίεσης στην πτέρυγα. Το κύριο (κάτω) στοιχείο της αεροτομής είναι σε γωνία προσβολής, η οποία θα προκαλούσε την αποκόλληση του οριακού στρώματος εν απουσία του βοηθητικού πτερυγίου. Καθώς όμως έχουμε επιτάχυνση της ροής του αέρα γύρω από την ακμή προσβολής του επάνω πτερυγίου, περιορίζεται το φαινόμενο της επιβράδυνσης της ροής κοντά στην ακμή φυγής της κάτω πτέρυγας, πράγμα που καθυστερεί την αποκόλληση του οριακού της στρώματος και συνεπώς αυξάνει την κάθετη δύναμη που παράγει.



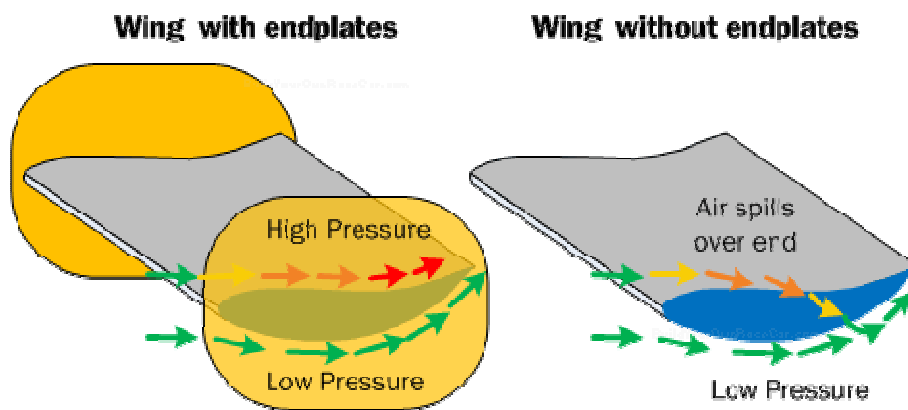
Εικόνα 2.10: Αναστροφή ροής σε μονή πτέρυγα



Εικόνα 2.11: Ροή σε διπλή αεροτομή

Οι αεροτομές μπορεί να συνοδεύονται και από ακραίες πλάκες (endplates), για να εμποδίζουν τη διαφυγή του αέρα υψηλής πίεσης προς την κάτω πλευρά της αεροτομής που έχουμε χαμηλότερη πίεση. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα τη μείωση των δυνάμεων

ακροπτερυγίου (wingtip vortices) αυξάνοντας περαιτέρω την κάθετη δύναμη και μειώνοντας την οπισθέλκουσα.



Εικόνα 2.12: Ο ρόλος των endplates



Εικόνα 2.13: Οπίσθια αεροτομή με endplates από μονοθέσιο τύπου Formula 1

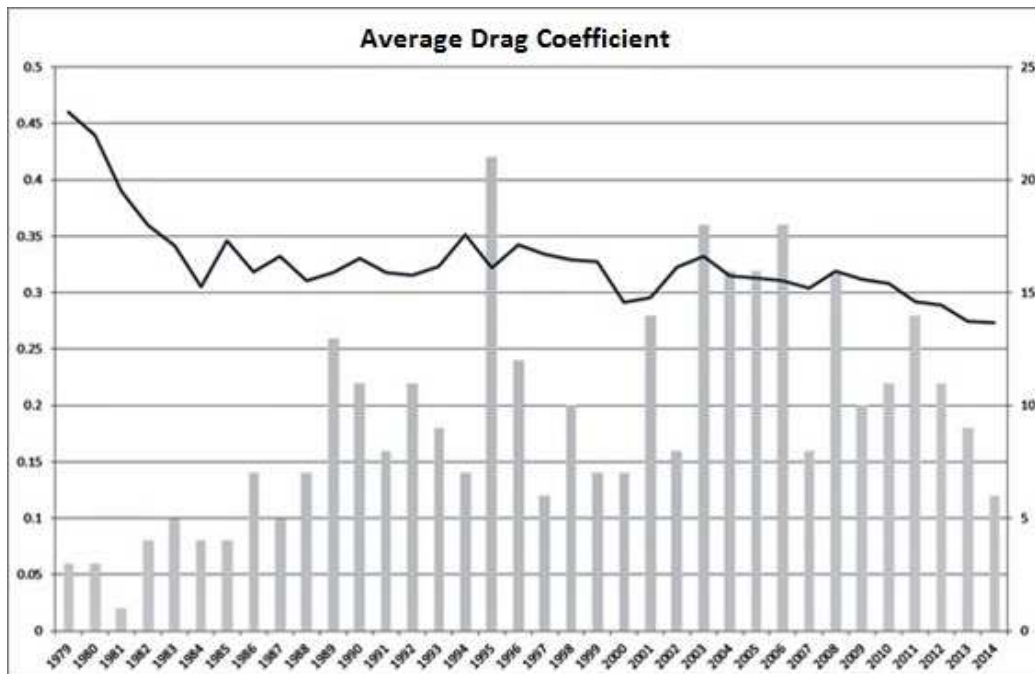
8. Adaptive aerodynamics

Πλέον ορισμένα σπορ αυτοκίνητα διαθέτουν ρυθμιζόμενες αεροδυναμικές διατάξεις (spoiler, εμπρόςθια και οπίσθια αεροτομή), οι οποίες προσαρμόζονται ανάλογα με το είδος οδήγησης (σπορ, οικονομικό) και την ταχύτητα του οχήματος.



Εικόνα 2.14: Υδραυλικά κινούμενο spoiler από Bugatti Veyron

Στη συνέχεια, από την εικόνα που ακολουθεί, ακολουθώντας τη μπλε γραμμή μπορούμε να δούμε τη μείωση του μέσου συντελεστή αντίστασης με την πάροδο των χρόνων.



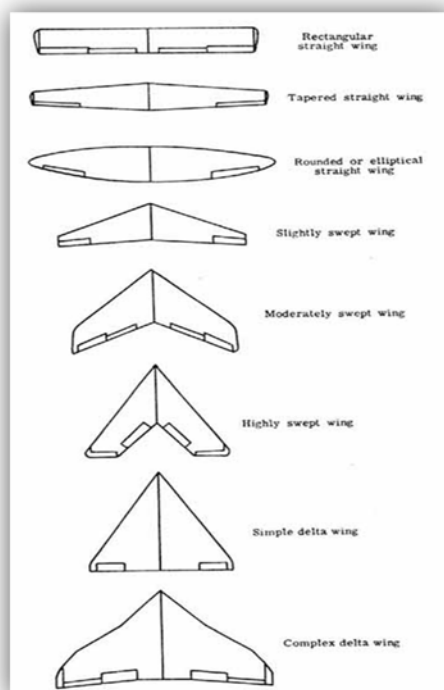
Διάγραμμα 2.1: Μέσος συντελεστής αντίστασης οχημάτων στην πάροδο του χρόνου

2.3 Βασικές αρχές της αεροδυναμικής

Αεροδυναμική ονομάζεται το κομμάτι της ρευστομηχανικής το οποίο ασχολείται με την μελέτη της ροής γύρω από σώματα αεροδυναμικής μορφής καθώς και με τις δυνάμεις που αναπτύσσονται πάνω σε αυτά. Αεροδυναμικής μορφής θεωρούνται τα στερεά σώματα τα οποία έχουν την μικρότερη διάσταση, σε σχέση με τις υπόλοιπες, στην πλευρά που είναι κάθετη στη ροή του αέρα. Τα σώματα αυτά είναι σχεδιασμένα με τρόπο τέτοιο ώστε να αποφεύγεται κατά το δυνατόν το φαινόμενο αποκόλλησης της ροής το οποίο θα αναλυθεί σε επόμενη παράγραφο.

2.3.1 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά αεροτομών NACA

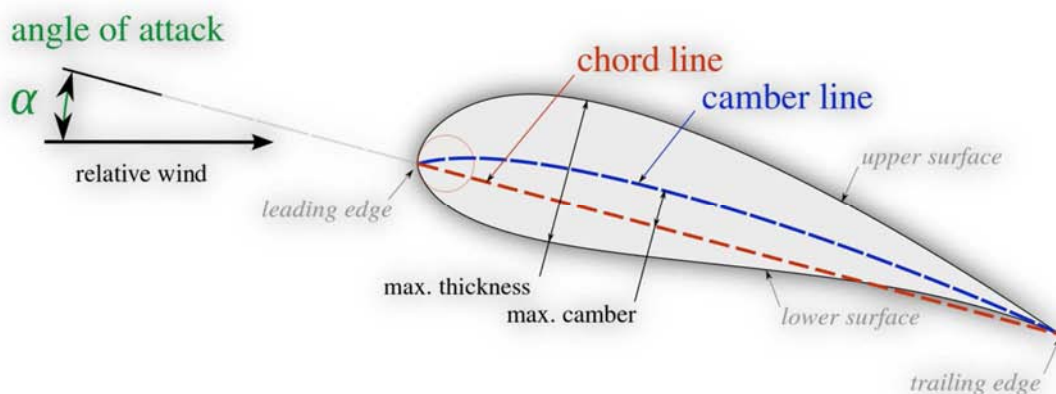
Οι πτέρυγες αποτελούν το φορέα εφαρμογής της άνωσης και της οπισθέλκουσας. Ανάλογα λοιπόν με τα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους η πτέρυγα παίρνει διάφορες μορφές, τόσο ως προς την κάτοψη όσο και ως προς την κατεύθυνση πτήσης ή όπως λέγεται την αεροτομή της. Στην Εικόνα 2.15 φαίνονται οι διάφορες κατόψεις πτερύγων που δείχνουν την εξέλιξη τους ανάλογα με την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, ξεκινώντας από την ορθογωνική κάτοψη πτέρυγας των αδερφών Wright φτάνοντας μέχρι πτέρυγες τύπου δέλτα των σύγχρονων υπερηχητικών αεροσκαφών.



Εικόνα 2.15: Η εξέλιξη πτερύγων αεροσκαφών

Τα βασικά χαρακτηριστικά μιας πτέρυγας και της αεροτομής της τα οποία είναι τα εξής:

- **Χείλος Προσβολής (Leading Edge):** Ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο προσκρούει ο αέρας και από το οποίο ξεκινά η μέση γραμμή της.
- **Ακμή διαφυγής (Trailing Edge):** Ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο καταλήγει η μέση γραμμή της.
- **Χορδή (Chord):** Ονομάζεται το ευθύγραμμο τμήμα τα άκρα της μέσης γραμμής, δηλαδή το χείλος προσβολής και το χείλος διαφυγής
- **Μέση γραμμή καμπυλότητας (Mean Camber Line):** Είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που απέχουν ίση απόσταση ανάμεσα στην πάνω και στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής. Σε συμμετρικές αεροτομές η μέση γραμμή καμπυλότητας ταυτίζεται με την χορδή.
- **Πάχος αεροτομής(Thickness t):** Είναι η συνάρτηση που καθορίζει την κατανομή πάχους σε όλο το μήκος της μέσης γραμμής της αεροτομής.



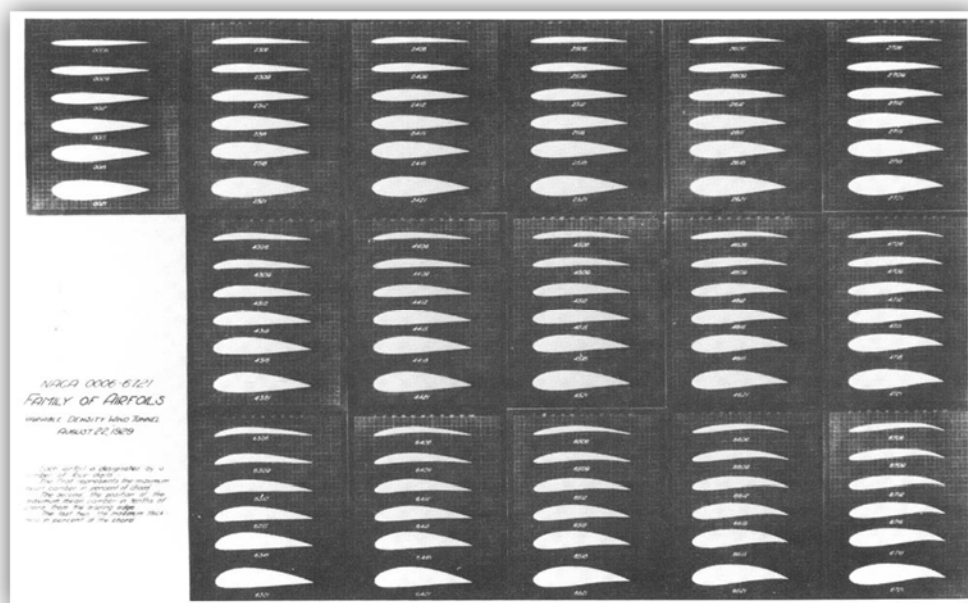
Εικόνα 2.26: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά μίας αεροτομής NACA

Μία αεροτομή συντίθεται από την άνω επιφάνεια (πλευρά υποπίεσης) και την κάτω επιφάνεια (πλευρά υπερπίεσης). Μια οικογένεια αεροτομών βασίζεται σε ένα μικρό αριθμό παραμέτρων, με την μεταβολή των οποίων υπολογίζονται διαφορετικές συντεταγμένες των δύο επιφανειών της αεροτομής. Κάποιες από τις κύριες

παραμέτρους, που χρησιμοποιούνται για την κατασκευή διαφόρων οικογενειών αεροτομών είναι οι εξής:

- Μέγιστο πάχος (maximum thickness)
- Μέγιστη καμπυλότητα σε σχέση με τη χορδή (maximum camber)
- Θέση του μέγιστου πάχους (position of max thickness)
- Θέση της μέγιστης καμπυλότητας (position of maximum camber)
- Ακτίνα καμπυλότητας του χείλους προσβολής (nose radius)

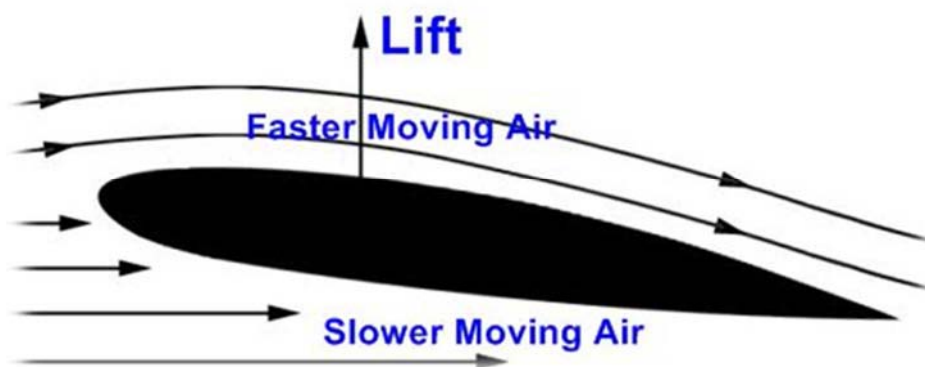
Οι αεροτομές NACA κατασκευάζονται με βάση μία κατανομή μέσης γραμμής και μία κατανομή πάχους. Η μέση γραμμή δημιουργεί την κύρτωση της αεροτομής. Η τελική αεροτομή προκύπτει, εάν στη μέση γραμμή τοποθετηθούν κύκλοι με ακτίνα τη κατανομή πάχους στο συγκεκριμένο σημείο. Η περιβάλλουσα των κύκλων αποτελεί την τελική αεροτομή.



Εικόνα 2.37: Οικογένειες αεροτομών NACA

2.3.2. Παραγωγή κάθετης δύναμης από πτέρυγα

Για να κατανοήσουμε πως λειτουργεί μία πτέρυγα αυτοκινήτου θα πρέπει να αναλύσουμε την αεροδυναμική μίας κανονικής πτέρυγας. Ότι στοιχεία προκύψουν θα είναι αρνητικά για την περίπτωση των πτερυγών σε αυτοκίνητα.

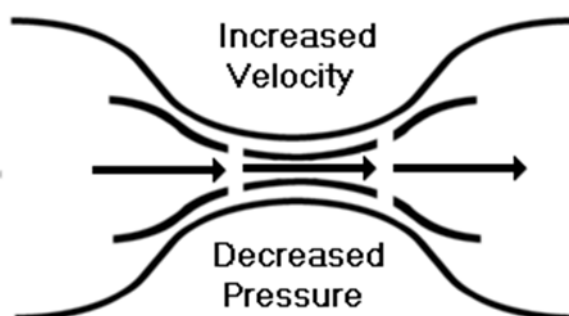


Εικόνα 2.48: Ροή γύρω από πτέρυγα

Από την εικόνα 2.18, μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι εξαιτίας του σχήματος και της γωνίας προσβολής της πτέρυγας, ο αέρας αναγκάζεται να κινηθεί με μεγαλύτερη ταχύτητα στο επάνω μέρος της πτέρυγας σε σχέση με το κάτω μέρος της. Αυτή η διαφορά ταχύτητας προκαλεί, λόγω του νόμου του Bernoulli, χαμηλή πίεση στο επάνω μέρος της πτέρυγας και υψηλή πίεση στο κάτω μέρος της πτέρυγας. Ο νόμος Bernoulli ορίζεται ως εξής :

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = constant$$

όπου P είναι η πίεση, ρ είναι η πυκνότητα του ρευστού και V η ταχύτητά του.



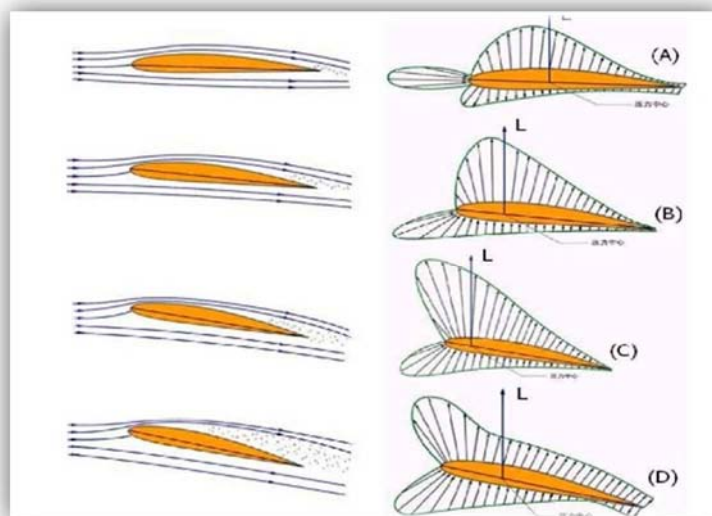
Εικόνα 2.59: Σχηματική επεξήγηση νόμου Bernoulli

Εξαιτίας των διαφορών της πίεσεως στο επάνω και στο κάτω μέρος της αεροτομής, δημιουργείται η δύναμη της άνωσης η οποία τείνει να μετατοπίσει την πτέρυγα προς τα επάνω. Παράλληλα, δημιουργείται και η δύναμη της οπισθέλκουσας η οποία προκαλεί αντίσταση στην πτέρυγα καθώς αυτή κινείται μέσα στο ρευστό. Η οπισθέλκουσα σε μία πτέρυγα είναι συνήθως αρκετά μικρότερη από την άνωση που δημιουργείται, παρόλα ταύτα η μείωση της αποτελεί βασικό στόχο του αεροδυναμικού σχεδιασμού.

2.3.3 Παράγοντες που επηρεάζουν την άνωση

2.3.3.1. Επίδραση της γωνίας προσβολής (α)

Γωνία προσβολής (Angle of Attack) ονομάζεται η γωνία που σχηματίζει η χορδή της αεροτομής με διεύθυνση της σχετικής ροής του ρευστού.



Εικόνα 2.20: Άνωση σε διάφορες γωνίες προσβολής

Όπως φαίνεται και στην Εικόνα 2.20, η αύξηση της γωνίας προσβολής προκαλεί καμπύλωση των γραμμών ροής στο προσήνεμο μέρος της άνω επιφάνειας της αεροτομής. Η άνω επιφάνεια επαφής μεγαλώνει, η ταχύτητα ροής αυξάνεται εις βάρος της πίεσης η οποία μειώνεται. Παράλληλα οι γραμμές ροής στο κάτω μέρος της αεροτομής πλαταίνουν, η ταχύτητα της ροής μειώνεται και η πίεση αυξάνεται. Κατ’

επέκταση αυτό συνεπάγεται αύξηση της δυναμικής άνωσης. Το φαινόμενο αυτό δεν συνεχίζεται επ' άπειρον, γιατί πάνω από μια ορισμένη γωνία προσβολής (τυπικά γύρω στις 15 με 20 μοίρες ανάλογα με την αεροτομή) επέρχεται αποκόλληση του οριακού στρώματος στην άνω πλευρά της αεροτομής κοντά στην ακμή προσβολής. Η αποκόλληση του οριακού στρώματος έχει ως αποτέλεσμα την μείωση της άνωσης και την αύξηση της αντίστασης. Το φαινόμενο λέγεται stall. Η μέγιστη δυνατή άνωση παρατηρείται κατά συνέπεια λίγο πριν την εμφάνιση του stall. Το φαινόμενο της αποκόλλησης ροής θα αναπτυχθεί περαιτέρω σε επόμενο κεφάλαιο.

2.3.3.2. Επίδραση της ταχύτητας (V)

Η αύξηση της ταχύτητας προκαλεί αύξηση της άνωσης. Πειραματικά δεδομένα δείχνουν ότι ο διπλασιασμός της τιμής της ταχύτητας συνεπάγεται τετραπλασιασμό της τιμής της άνωσης. Εν ολίγοις η τιμή της άνωσης είναι ευθέως ανάλογη με το τετράγωνο της ταχύτητας.

2.3.3.3. Επίδραση της πυκνότητας του ρευστού (ρ)

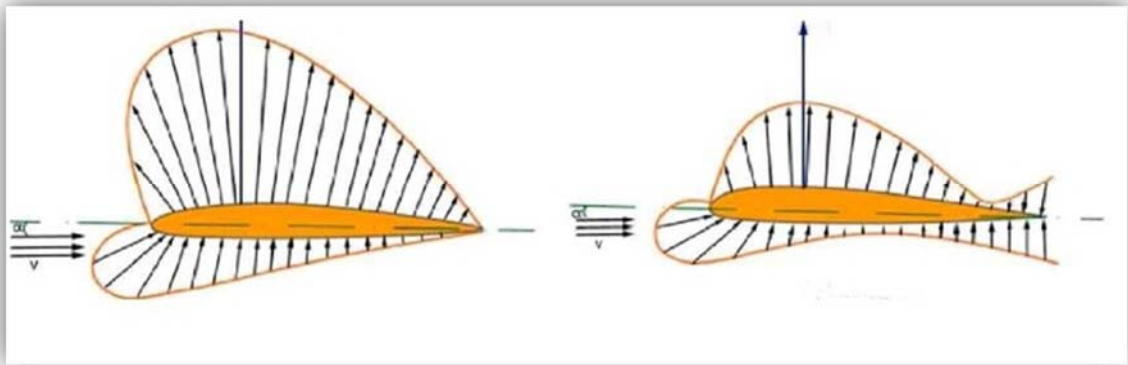
Η αύξηση της πυκνότητας του ρευστού μέσου προκαλεί αύξηση της άνωσης. Πειραματικά δεδομένα δείχνουν ότι ο διπλασιασμός της τιμής της πυκνότητας του ρευστού μέσα στο οποίο κινείται η πτέρυγα συνεπάγεται διπλασιασμό της άνωσης. Με άλλα λόγια η άνωση είναι ευθέως ανάλογη με την πυκνότητα του ρευστού μέσου.

2.3.3.4. Επίδραση του εμβαδού της επιφάνειας της πτέρυγας (S)

Όσο μεγαλύτερο εμβαδόν έχει η αεροπτέρυγα, τόσο μεγαλύτερη επιφάνεια θα έχει στην άνω πλευρά για την δημιουργία υποπίεσης. Το ίδιο ισχύει και για την κάτω επιφάνεια της αεροπτέρυγας για την δημιουργία υπερπίεσης. Εφόσον η άνωση είναι στην ουσία η διαφορά των πιέσεων των δύο επιφανειών, αύξηση του εμβαδού προκαλεί ανάλογη αύξηση στην τιμή της άνωσης.

2.3.3.5. Επίδραση του σχήματος της αεροτομής

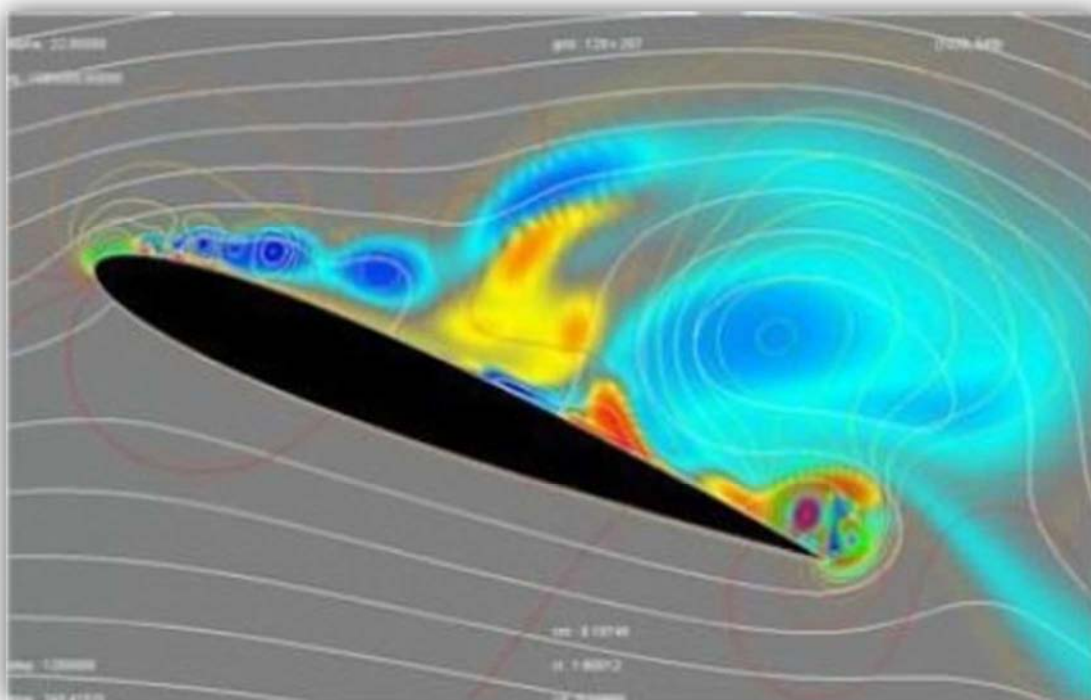
Η τιμή της άνωσης διαφέρει ανάλογα με το σχήμα της αεροτομής. Παραδείγματος χάριν, συγκρίνοντας μία αμφίκυρτη αεροτομή (biconvex) με μία αεροτομή κυρτή μόνο στην επάνω επιφάνεια (flat-convex) ίδιου πάχους, μήκους, χορδής και γωνίας προσβολής, παρατηρούνται τα εξής:



Εικόνα 2.21: Κατανομή πίεσης ανάμεσα σε αεροτομές με κυρτή ή επίπεδη την κάτω επιφάνεια

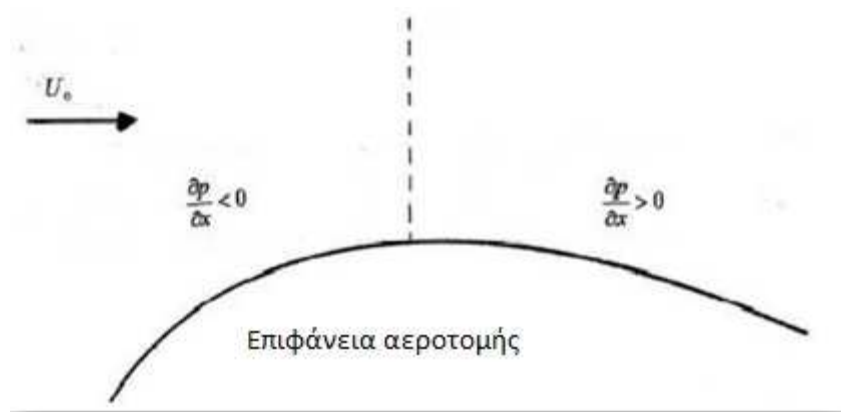
Επειδή η κυρτότητα της επάνω επιφάνειας της flat-convex αεροτομής είναι μεγαλύτερη, οι γραμμές ροής συμπιέζονται, η τοπική ταχύτητα ροής μεγαλώνει περισσότερο σε σχέση με την biconvex και η πίεση μειώνεται (Εικόνα 2.21). Παράλληλα οι γραμμές ροής στην κάτω επιφάνεια πλαταίνουν με την πίεση να αυξάνεται εις βάρος της ταχύτητας. Για τον λόγο αυτό οι αεροτομές με επίπεδη την κάτω επιφάνεια δημιουργούν μεγαλύτερη άνωση συγκριτικά με τις αμφίκυρτες αεροτομές.

2.3.3.6 Το φαινόμενο αποκόλλησης της ροής



Εικόνα 2.22: Αποκόλληση ροής σε αεροπτερυγία

Σε ροή πάνω από καμπυλωμένη επιφάνεια το οριακό στρώμα αναπτύσσεται υπό την επίδραση εξωτερικής κλίσης πίεσης. Στην περιοχή μέχρι το σημείο μεγίστου πλάτους η εξωτερική ροή επιταχύνεται και κατά συνέπεια από τον νόμο του Bernoulli η κλίση πίεσης είναι αρνητική (Εικόνα 2.23). Αρνητική κλίση πίεσης λέγεται «ευνοϊκή» γιατί προκαλεί δυνάμεις σε κατεύθυνση παράλληλη προς το τοίχωμα που βοηθούν τα σωματίδια του ρευστού να υπερνικήσουν την τριβή στο τοίχωμα. Αντίθετα στην περιοχή μετά το σημείο μεγίστου πάχους η κλίση πίεσης γίνεται θετική, γιατί η εξωτερική ροή επιβραδύνεται. Θετική κλίση πίεσης λέγεται «δυσμενής» γιατί προκαλεί δυνάμεις σε κατεύθυνση παράλληλη προς το τοίχωμα που αντιτίθενται στην κίνηση των σωματιδίων του ρευστού.



Εικόνα 2.23: Σημείο μέγιστου πλάτους και κλίσεις πίεσης

Η επίδραση της δυσμενούς κλίσης πίεσης γίνεται κατ' εξοχήν αισθητή στα σωματίδια του ρευστού που βρίσκονται κοντά στην επιφάνεια, αφού αυτά έχουν μικρότερη ταχύτητα, και κατά συνέπεια μικρότερη αδράνεια. Συνεχής μείωση της ταχύτητας παράλληλα προς την επιφάνεια έχει σαν αποτέλεσμα η τελευταία να γίνει συγκρίσιμη με την συνιστώσα της ταχύτητας κάθετα προς την επιφάνεια. Τότε τα σωματίδια που βρίσκονται κοντά στην επιφάνεια κινούνται ανοδικά προς την εξωτερική ροή. Το φαινόμενο λέγεται αποκόλληση του οριακού στρώματος. Τα σωματίδια που αποκολλούνται από την επιφάνεια έχουν σημαντική στροβιλότητα την οποία και διατηρούν όταν μπουν στην εξωτερική ροή (λόγω διατήρησης της στροφορμής). Η αποκόλληση του οριακού στρώματος μεταφέρει στροβιλότητα σε περιοχή που η ροή ήταν αστρόβιλη. Η αποκόλληση οριακού στρώματος συνοδεύεται από αύξηση της αντίστασης και μείωση της δυναμικής άνωσης. Είναι κατά συνέπεια ανεπιθύμητο φαινόμενο.

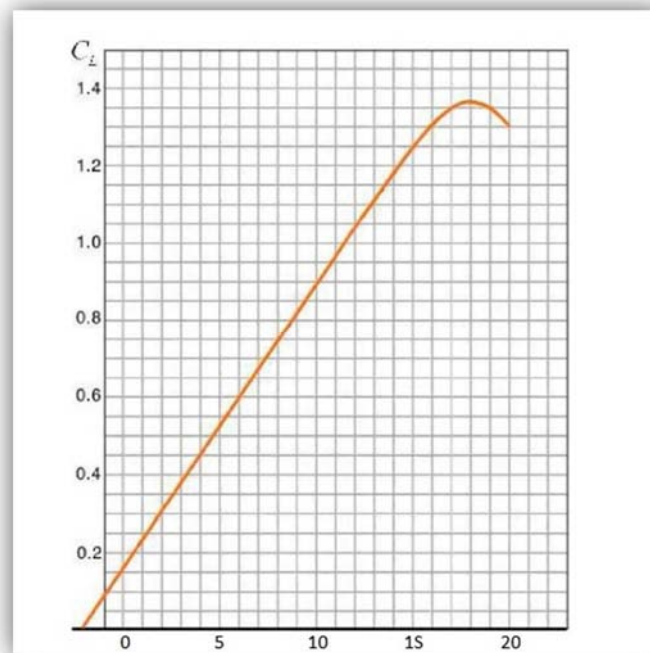
2.3.4 Υπολογισμός άνωσης και συντελεστή άνωσης.

Σύμφωνα με την παραπάνω ανάλυση, η άνωση (L) εξαρτάται από την γωνία προσβολής (α), την ταχύτητα (U_∞^2), την πυκνότητα του ρευστού μέσου (ρ), το εμβαδόν της πτέρυγας (S) καθώς και το σχήμα της αεροτομής. Από το σύνολο αυτών των παρατηρήσεων καταλήγουμε στον εξής τύπο:

$$L = \frac{C_L \rho S U_\infty^2}{2}$$

όπου C_L είναι ο συντελεστής άνωσης

Ο συντελεστής άνωσης (C_L) είναι ένας αδιάστατος πειραματικά μετρήσιμος συντελεστής ο οποίος αναπαριστά μονοσήμαντα το μέγεθος της επίδρασης της γωνίας προσβολής (α) και του σχήματος της εκάστοτε αεροτομής στην άνωση. Αν υποθέσουμε ότι ένα αεροσκάφος δεν αλλάζει αεροτομή κατά τη διάρκεια της πτήσης, ο συντελεστής άνωσης θα έχει να κάνει μόνο με την γωνία προσβολής. Στο παρακάτω διάγραμμα παρουσιάζεται ο συντελεστής άνωσης ως προς τη γωνία προσβολής.



Διάγραμμα 2.2: Τυπική καμπύλη συντελεστή άνωσης

- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης (*zero lift angle of attack*): Είναι η γωνία προσβολής στην οποία εμφανίζεται μηδενική άνωση. Εξαρτάται κυρίως από την κυρτότητα μιας και όσο πιο ασύμμετρη είναι μια αεροτομή τόσο η γωνία απομακρύνεται από το μηδέν.
- Η κρίσιμη γωνία προσβολής (*critical angle of attack*): Είναι η γωνία στην οποία εμφανίζεται η μέγιστη τιμή της άνωσης.

2.3.5 Είδη ροής

2.3.5.1 Ιδανική / Πραγματική ροή

Ιδανική χαρακτηρίζεται η ροή που μεταξύ των μορίων της και των τοιχωμάτων των στερεών ορίων που την περιορίζουν, δεν ασκούνται τριβές. Τα ρευστά που την πραγματοποιούν ονομάζονται Ιδανικά Ρευστά, δεν έχουν ιξώδες, και είναι υποθετικά ρευστά. Πραγματική λέγεται η ροή που μεταξύ των μορίων της και των τοιχωμάτων που περιορίζουν αυτή, ασκούνται τριβές και διατμητικές τάσεις. Τα ρευστά που την πραγματοποιούν λέγονται Πραγματικά Ρευστά, είναι αυτά που βρίσκονται στη φύση και έχουν ιξώδες (ιξώδη ρευστά).

2.3.5.2 Συμπίεστη / Ασυμπίεστη ροή

Η ροή του αέρα είναι ασυμπίεστη ή συμπίεστη ανάλογα με την τιμή του αριθμού Mach (M) που ορίζεται ως εξής:

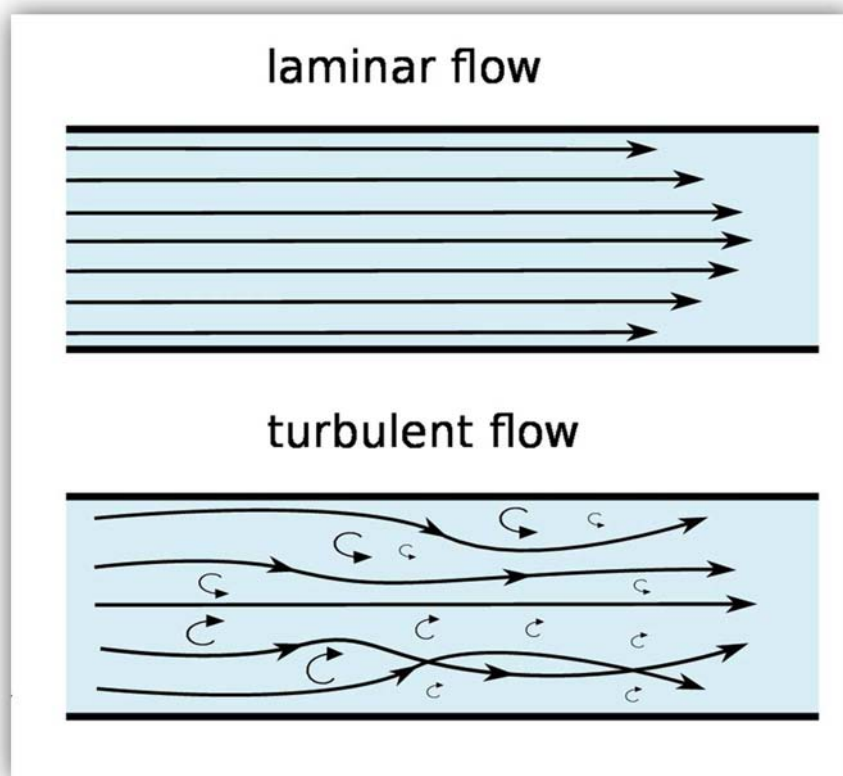
$$M = \frac{V}{\alpha}$$

Όπου:

- V είναι η σχετική ταχύτητα του ρευστού μέσου με το σώμα που εκτίθεται στη ροή
- α είναι η ταχύτητα του ήχου στο ρευστό μέσο. Για τον αέρα στο επίπεδο της θάλασσας η ταχύτητα του ήχου είναι 1225 Km/h ή 340,3 m/s.

Ασυμπίεστη χαρακτηρίζεται η ροή, όταν η πυκνότητα του αέρα παραμένει σταθερή. Ο αέρας μπορεί να θεωρηθεί ασυμπίεστος για περιθώριο ταχυτήτων μέχρι 0,4 M. Στην περίπτωση αυτή μιλάμε για Ασυμπίεστη Αεροδυναμική ή Αεροδυναμική μικρών υποηχητικών ταχυτήτων. Συμπίεστη χαρακτηρίζεται η ροή κατά την οποία μεταβάλλεται η τιμή της πυκνότητας του αέρα. Ο αέρας λαμβάνεται υποχρεωτικά συμπίεστος για ταχύτητες μεγαλύτερες από 0.4 M. Την περιοχή αυτή ταχυτήτων μελετάει η Συμπίεστη Αεροδυναμική.

2.3.5.3 Στρωτή / Τυρβώδης ροή



Εικόνα 2.24: Αναπαράσταση γραμμών ροής για στρωτή και τυρβώδη ροή

Η ροή, ανεξαρτήτως αν είναι συμπιεστή ή όχι, μπορεί να διακριθεί σε στρωτή και τυρβώδης ανάλογα με το μοτίβο των γραμμών ροής. Στρωτή ροή υπάρχει όταν το ρευστό ρέει παράλληλα με τα τοιχώματα του μέσου που το περικλείει και οι γραμμές ροής είναι παράλληλες μεταξύ τους. Στην κατάσταση τυρβώδους ή στροβιλώδους ροής, οι γραμμές ροής έχουν την μορφή ακανόνιστων καμπυλών που (σε διδιάστατη προβολή) τέμνουν συνεχώς η μία την άλλη δίνοντας την εικόνα ροής με στροβιλισμούς. Το διάγραμμα ροής (Εικόνα 2.24) είναι ένας γραφικός τρόπος αναπαράστασης της ροής από τον οποίο φαίνεται το μοτίβο των γραμμών ροής και κατ' επέκταση το είδος της ροής σε διαφορετικά σημεία του χώρου παρατήρησης.

Στην τυρβώδη ροή, οι μεταβλητές του πεδίου ροής ενός ρευστού, πίεση και ταχύτητα, μεταβάλλονται απότομα και τυχαία για κάθε σημείο του χώρου που καταλαμβάνει το πεδίο ροής και κατά τη χρονική εξέλιξη του φαινομένου. Επίσης εμφανίζονται ασταθείς δίνες οι οποίες αλληλεπιδρούν μεταξύ τους. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την

αυξημένη δυσκολία στην ανάλυση. Η γνώση του είδους της ροής που έχουμε αποτελεί σημαντικό παράγοντα για τον αεροδυναμικό σχεδιασμό, καθώς η δύναμη της άνωσης, η οπισθέλκουσα και η αποκόλληση της ροής επηρεάζονται σε μεγάλο βαθμό από το είδος της ροής. Η ροή είναι πιθανόν να μεταβεί από στρωτή σε τυρβώδη και πάω στην πτέρυγα, λόγω της γεωμετρίας ή της επιφάνειάς της. Επιπλέον, αν η ροή ακολουθεί το σχήμα της πτέρυγας χαρακτηρίζεται ως προσκολλημένη ροή, ενώ αν σε κάποιο σημείο σταματήσει να ακολουθεί τη γεωμετρία της αεροτομής τότε ονομάζεται αποκολλημένη ροή. Η αποκολλημένη ροή αυξάνει σημαντικά την οπισθέλκουσα δύναμη.

2.3.6 Αδιάστατοι αριθμοί

2.3.6.1 Αριθμός Reynolds

Στην μηχανική των ρευστών, ο αριθμός Reynolds (Re) είναι ένας αδιάστατος αριθμός ο οποίος δίνει το μέτρο της αναλογίας των αδρανειακών δυνάμεων σε σχέση με τις ιξώδεις δυνάμεις και κατά συνέπεια ποσοτικοποιεί τη σχετική σημασία αυτών των δύο τύπων δυνάμεων για δεδομένες συνθήκες ροής. Η έννοια εισήχθη από τον George Gabriel Stokes το 1851, αλλά ο αριθμός Reynolds πήρε το όνομα του από τον Osborne Reynolds, ο οποίος διέδωσε τη χρήση του το 1883. Ο αριθμός Reynolds μπορεί να οριστεί για έναν αριθμό διαφορετικών καταστάσεων όπου ένα ρευστό είναι σε σχετική κίνηση με μία επιφάνεια. Ο ορισμός περιλαμβάνει τις ιδιότητες του ρευστού μέσου, όπως η πυκνότητα και το ιξώδες του, την ταχύτητα και μία χαρακτηριστική διάσταση. Η διάσταση αυτή αποτελεί θέμα σύμβασης και επιλέγεται με βάση τη γεωμετρία της επιφάνειας γύρω από την οποία υπάρχει ανάγκη να μελετηθεί η ροή. Γενικά, ο αριθμός Reynolds ορίζεται ως εξής:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{V L}{\nu}$$

Όπου ρ είναι η πυκνότητα του ρευστού, L είναι η χαρακτηριστική διάσταση του σώματος, η οποία στη περίπτωση της ροής γύρω από μία πτέρυγα είναι συνήθως το μήκος της χορδής της αεροτομής c , V είναι η ταχύτητα της ροής, μ το δυναμικό (ή απόλυτο) ιξώδες του ρευστού και ν το κινηματικό ιξώδες του ρευστού. Όπως φαίνεται από φυσικής πλευράς, ο αριθμός Reynolds εκφράζει ένα μέτρο μεταξύ των

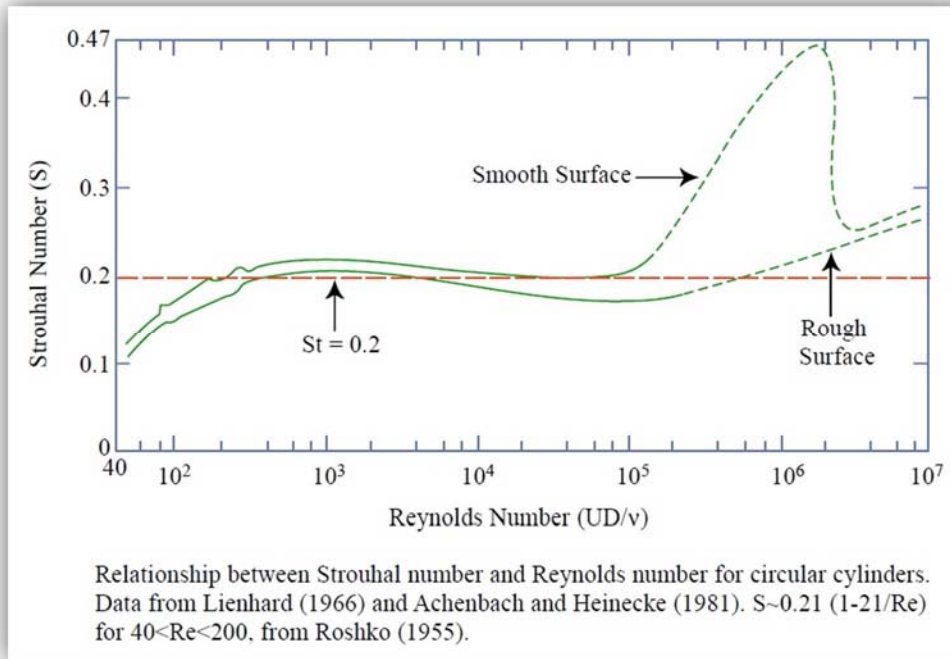
αδρανειακών δυνάμεων και των δυνάμεων συνεκτικότητας. Έτσι, μικροί αριθμοί Reynolds σημαίνουν ροή στην οποία υπερέχουν οι δυνάμεις συνεκτικότητας, ενώ μεγάλοι αριθμοί Reynolds συνεπάγονται ροή στην οποία υπερέχουν οι αδρανειακές δυνάμεις. Η πρώτη περίπτωση (Re πολύ μικρό) συμβαίνει όταν μελετάμε σώματα πολύ μικρών διαστάσεων, μικρών ταχυτήτων ή περιπτώσεις όπου το ρευστό έχει μεγάλο κινηματικό ιξώδες, όπως π.χ. στην περίπτωση φιλμ ελαίου μεταξύ του στροφέα και του εδράνου ενός περιστρεφόμενου άξονα (έρπουσα ροή). Ιδιαίτερη σπουδαιότητα όμως έχει η δεύτερη περίπτωση των μεγάλων αριθμών Reynolds, η οποία έχει πολλές τεχνικές εφαρμογές, ιδιαίτερα σε προβλήματα τεχνικής της πτήσης ενός αεροπλάνου, και τούτο διότι αυτή συμβαίνει σε ρευστά με πολύ μικρό κινηματικό ιξώδες ν (νερό και αέρα) και σε σώματα που οι διαστάσεις τους και οι ταχύτητες τους είναι μεγάλες. Αναφέρεται ότι η επίδραση του αριθμού Reynolds στη ροή γύρω από σώματα είναι καθοριστική για τη μορφή της ροής γύρω από αυτά. Από διάφορα πειράματα που έχουν πραγματοποιηθεί, έχει διαπιστωθεί ότι αύξηση του αριθμού Reynolds προκαλεί μετάπτωση της ροής από στρωτή σε τυρβώδη.

2.3.6.2 Αριθμός Strouhal

Ο αριθμός Strouhal είναι ένας αδιάστατος αριθμός ο οποίος περιγράφει τους μηχανισμούς ταλάντωσης της ροής. Ο αριθμός απέκτησε το όνομα του από τον Τσέχο φυσικό, Vincenc Strouhal. Ο αριθμός Strouhal υπολογίζεται ως εξής:

$$St = \frac{fL}{V}$$

, όπου f είναι η συχνότητα εκροής δινών πίσω από ένα σώμα σε ροή, L είναι η χαρακτηριστική διάσταση του σώματος και V είναι η ταχύτητα ροής. Ιδιαίτερη προσοχή δίνεται στη συμπεριφορά του αριθμού Strouhal σε σχέση με τον αριθμό Reynolds της ροής γύρω από ένα σώμα. Στην παρούσα διπλωματική εργασία, η εκροή δινών προκύπτει για ροή γύρω από κύλινδρο. Σε αυτή την περίπτωση η συσχέτιση του αριθμού Strouhal και του αριθμού Reynolds είναι γνωστή και προκύπτει από διαγράμματα ή και από αναλυτικές σχέσεις. Στο διάγραμμα που ακολουθεί παρουσιάζεται αυτή η συσχέτιση.



Διάγραμμα 2.3: Συσχέτιση των αριθμών Strouhal και Reynolds για κύλινδρο

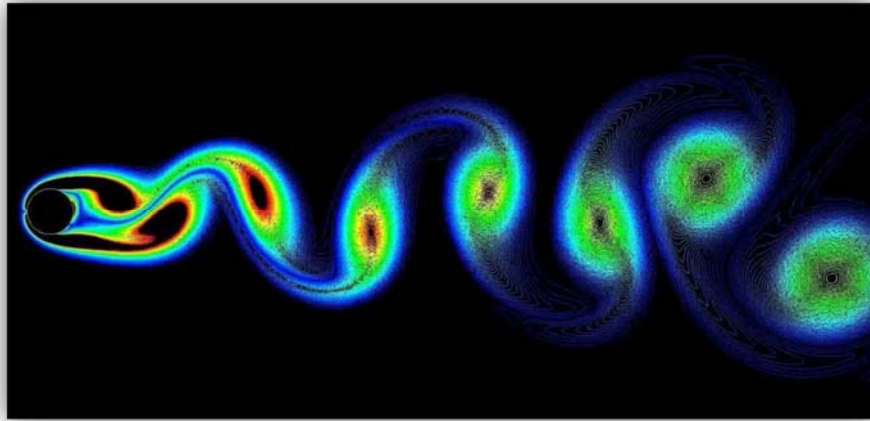
Επιπλέον, μία αναλυτική μαθηματική σχέση μέσω της οποίας είναι δυνατόν να υπολογιστεί ο αριθμός Strouhal εφόσον γνωρίζουμε τον αριθμό Reynolds για ροή ρευστού γύρω από κύλινδρο είναι η εξής:

$$St = 0.1776 + \frac{2.2023}{\sqrt{Re}}$$

,όπου ο αριθμός Reynolds κυμαίνεται σε μια περιοχή τιμών $5000 \leq Re \leq 2 * 10^5$

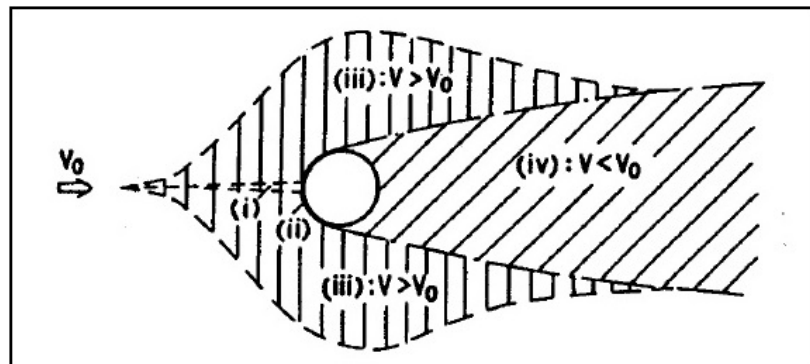
2.3.7 Ροή ρευστού γύρω από κύλινδρο

Όταν ένα ρευστό ρέει κατά μήκος ενός σταθερού σώματος ή αντίστοιχα όταν ένα σώμα κινείται μέσα σε ένα ήρεμο ρευστό, μια περιοχή διαταραγμένης ροής σχηματίζεται σχεδόν πάντα γύρω από το σώμα. Η έκταση της περιοχής της διαταραγμένης ροής εξαρτάται από το σχήμα, τον προσανατολισμό, το μέγεθος του σώματος καθώς και την ταχύτητα του ρευστού.



Εικόνα 2.25: Οπτική απεικόνιση ροής γύρω από κύλινδρο

Η διαταραγμένη ροή χαρακτηρίζεται από μεταβολή της τοπικής ταχύτητας με την διεύθυνση και τον χρόνο. Η τοπική μέση ταχύτητα μπορεί να είναι μεγαλύτερη, ίση ή και μικρότερη της μέσης ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος. Η Εικόνα 2.26 παρουσιάζει την υποδιαίρεση του πεδίου της διαταραγμένης ροής σε τέσσερις περιοχές.



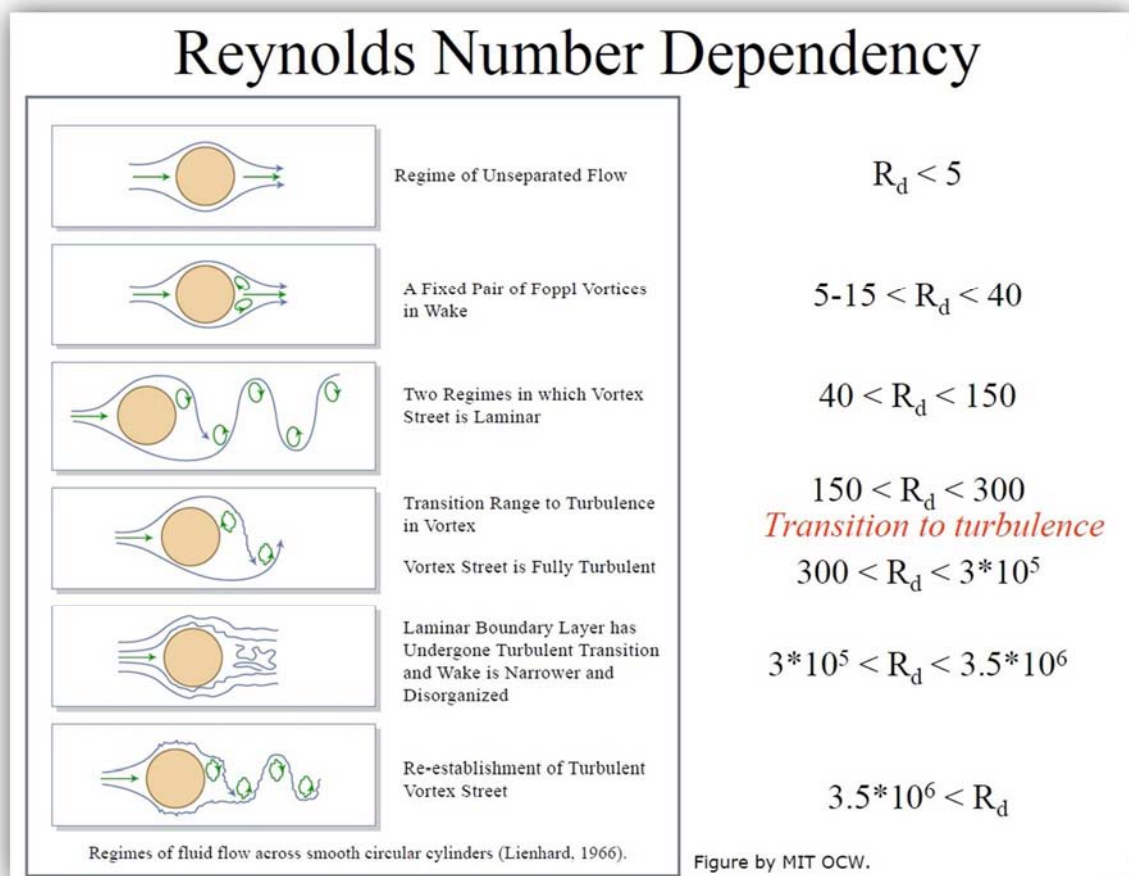
Εικόνα 2.26: Μέσες περιοχές διαταραγμένης ροής

όπου:

- i. Μια στενή περιοχή επιβράδυνσης του ρευστού
- ii. Οριακά στρώματα προσκολλημένα στην επιφάνεια του κυλίνδρου
- iii. Πλευρική ροή
- iv. Πλατιά περιοχή αποκολλημένης ροής η οποία ονομάζεται ολκός ή απόρευμα.

Ο Reynolds ανακάλυψε ότι η μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή λαμβάνει χώρα μέσα σε μια περιοχή αριθμών Reynolds. Ο μικρότερος και ο μεγαλύτερος αριθμός

αυτής της μεταβατικής περιοχής καλούνται κρίσιμοι αριθμοί Reynolds. Ο Rayleigh επέκτεινε τη χρήση του αριθμού Reynolds σε ροή γύρω από σφαίρες και κυλίνδρους. Η αλληλουχία σε μεταβατικές καταστάσεις στις περιοχές της διαταραγμένης ροής αποτελεί χαρακτηριστικό γνώρισμα της ροής γύρω από μη αεροδυναμικά σώματα το οποίο επισημάνθηκε από τον Dryden (1941) και μελετήθηκε από τους Roshko και Fiszdon (1969).

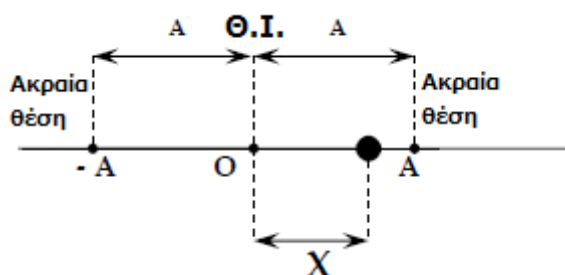


Εικόνα 2.67: Αλληλουχία μεταβατικών καταστάσεων της περιοχής του απορεύματος

Στα πειράματα που διεξήχθησαν στο πλαίσιο αυτής της διπλωματικής εργασίας, και όσον αφορά την ροή αέρα γύρω από κύλινδρο, ο αριθμός Reynolds κυμαίνεται στην περιοχή τιμών $\sim 10^4$, γεγονός το οποίο συνεπάγεται εκροή τυρβωδών δινών στο απόρρευμα του κυλίνδρου.

2.4 Βασικές αρχές θεωρίας ταλαντώσεων

Ταλάντωση λέγεται κάθε περιοδική κίνηση ενός σώματος κατά την οποία το σώμα κινείται παλινδρομικά μεταξύ δύο ακραίων θέσεων (π.χ. εκκρεμές, σώμα κρεμασμένο από ελατήριο). Μεταξύ των δύο αυτών ακραίων θέσεων υπάρχει μια θέση στην οποία αν σταματήσουμε το σώμα, αυτό θα ακινητοποιηθεί μόνιμα. Η θέση αυτή λέγεται θέση ισορροπίας (Θ.Ι.) του ταλαντωτή και στη θέση αυτή η συνισταμένη των δυνάμεων θα είναι ίση με μηδέν ($\Sigma F=0$).



Εικόνα 2.78: Γραμμική ταλάντωση

Γραμμική χαρακτηρίζεται η ταλάντωση όπου η κίνηση του ταλαντωτή είναι ευθύγραμμη (π.χ. σώμα δεμένο στην ελεύθερη άκρη ελατηρίου).

2.4.1 Μεγέθη των ταλαντώσεων

Παρακάτω αναφέρονται τα σημαντικότερα μεγέθη που αφορούν τις ταλαντώσεις και χρησιμοποιήθηκαν στην παρούσα εργασία:

- **Περίοδος**

Περίοδος (T) ενός περιοδικού φαινομένου είναι ο χρόνος που απαιτείται για μια πλήρη επανάληψη του φαινομένου. Αν σε χρόνο t γίνονται N επαναλήψεις του φαινομένου, τότε η περίοδος είναι ίση με το πηλίκο : $T = \frac{t}{N}$

Μονάδα μέτρησης της περιόδου είναι το 1 sec.

- **Συχνότητα**

Συχνότητα (f) ενός περιοδικού φαινομένου είναι το πηλίκο του αριθμού N των επαναλήψεων του φαινομένου σε ορισμένο χρόνο t, προς το χρόνο t. Δηλαδή:

$$f = \frac{N}{t}$$

Μονάδα μέτρησης της συχνότητας είναι το 1 Hz ή 1 s⁻¹.

Από τον ορισμό τους, τα μεγέθη περίοδος και συχνότητα είναι αντίστροφα και συνδέονται με την σχέση:

$$f = \frac{1}{T}$$

- **Γωνιακή συχνότητα**

Η γωνιακή (ή κυκλική) συχνότητα (ω) είναι ένα μέγεθος που αναφέρεται σε όλα τα περιοδικά φαινόμενα και δίνεται από την σχέση :

$$\omega = \frac{2\pi}{T} = 2\pi f$$

Η γωνιακή συχνότητα είναι ίση με το μέτρο της γωνιακής ταχύτητας στην ομαλή κυκλική κίνηση και εκφράζει τον αριθμό των επαναλήψεων ενός φαινομένου σε χρόνο 2π sec.

Μονάδα μέτρησης της συχνότητας είναι το 1 rad/sec.

- **Απομάκρυνση**

Απομάκρυνση (x) ονομάζουμε την αλγεβρική τιμή της μετατόπισης του σώματος από τη θέση ισορροπίας του.

- **Πλάτος**

Πλάτος (A) ονομάζουμε τη μέγιστη τιμή της απομάκρυνσης του σώματος.

2.4.2 Μηχανικό μοντέλο - Εξίσωση κίνησης

Η ταλαντωτική συμπεριφορά πολλών μηχανικών συστημάτων μπορεί να περιγραφεί με αρκετή ακρίβεια από το μοντέλο ενός βαθμού ελευθερίας. Σύμφωνα με το μοντέλο αυτό όλη η μάζα του συστήματος θεωρείται ότι είναι συγκεντρωμένη στο στοιχείο μάζας m , το οποίο είναι απολύτως στερεό. Το σύστημά μας αποτελείται από ελατήριο αμελητέας μάζας και αποσβεστήρα, ο οποίος αντιπροσωπεύει τις δυνάμεις απόσβεσης οι οποίες εμφανίζονται κατά τη διάρκεια της ταλάντωσης. Οι δυνάμεις αυτές οφείλονται σε εσωτερικές τριβές της διάταξης, ατέλειες του ελατηρίου καθώς και σε αεροδυναμικές αντιστάσεις.

Στα περισσότερα συστήματα, σύμφωνα με τον δεύτερο θερμοδυναμικό νόμο υπάρχει μια συνεχής και αναπόφευκτη μετατροπή ενέργειας που απελευθερώνεται ως θερμότητα στο περιβάλλον. Ως εκ τούτου, όλες οι ταλαντώσεις τείνουν να φθίνουν με την πάροδο του χρόνου (φθίνουσες ταλαντώσεις), εκτός αν υπάρχει μια πηγή που προσφέρει ενέργεια στο σύστημα σε αξιοποιήσιμη μορφή.

- Η δύναμη του ελατηρίου δίνεται από τη σχέση:

$$F=kx$$

- Η δύναμη της απόσβεσης δίνεται από τη σχέση:

$$F_{\alpha}=c\dot{x}$$

όπου η σταθερά c ονομάζεται συντελεστής απόσβεσης της διάταξης.

Μονάδα μέτρησης της σταθεράς c είναι το 1kg/sec.

Με την εφαρμογή του δεύτερου νόμου κίνησης του Νεύτωνα για την μάζα m , προκύπτει η εξίσωση κίνησης του σώματος:

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = f(t)$$

με αρχικές συνθήκες: $x(0)=x_0$ και $\dot{x}(0)=v_0$

2.4.3 Ελεύθερη ταλάντωση

Όταν δεν εξασκείται εξωτερική φόρτιση στον εξεταζόμενο ταλαντωτή ($f(t)=0$), η ταλάντωση χαρακτηρίζεται ως ελεύθερη.

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = 0$$

Διαιρώντας με m την γενική εξίσωση κίνησης καταλήγουμε στη σχέση:

$$\ddot{x} + 2\zeta\omega_n\dot{x} + \omega_n^2x = 0$$

όπου οι σταθερές

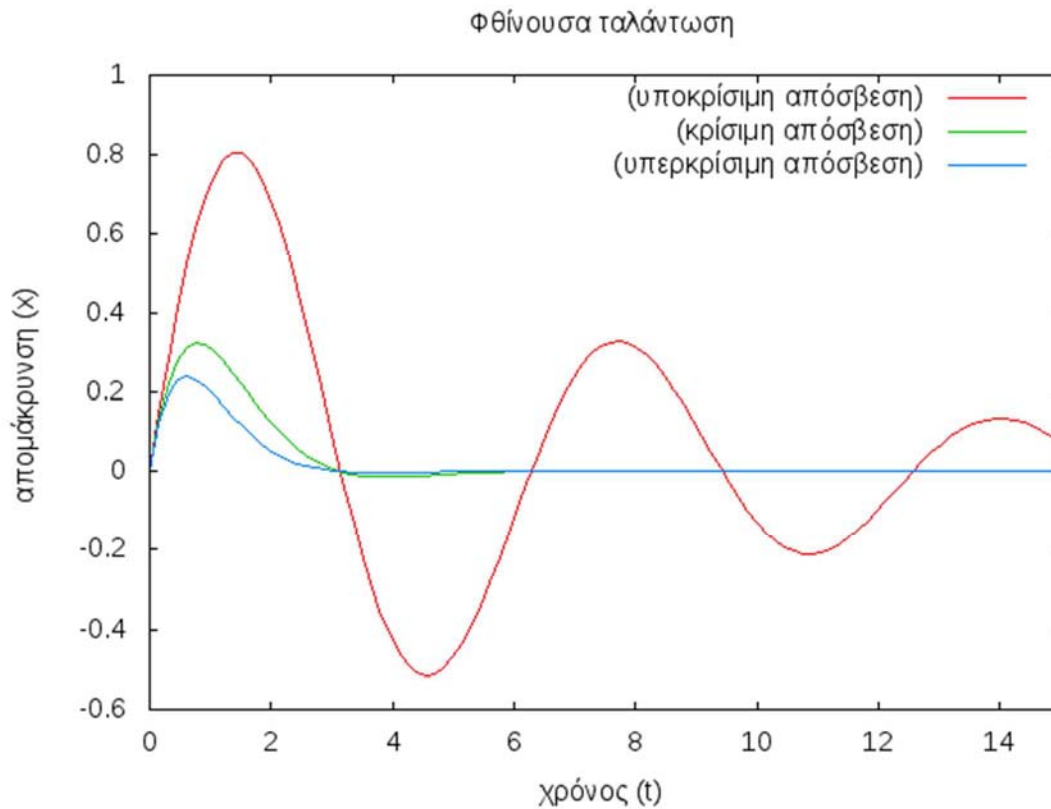
$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \text{και} \quad \zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}}$$

ονομάζονται **ιδιοσυχνότητα** και **μέτρο απόσβεσης** του συστήματος, αντίστοιχα.

2.4.4 Τύποι αποσβέσεων

Διακρίνονται τρεις περιπτώσεις αποσβέσεων:

1. Υπερκρίσιμη Απόσβεση ($\zeta > 1$) : Η απόκριση του συστήματος φθίνει εκθετικά χωρίς ταλάντωση.
2. Κρίσιμη Απόσβεση ($\zeta = 1$) : Η απόκριση του συστήματος φθίνει πάλι εκθετικά χωρίς ταλάντωση.
3. Υποκρίσιμη Απόσβεση ($0 \leq \zeta < 1$) : Το πλάτος της ταλάντωσης είναι φθίνουσα συνάρτηση του χρόνου.
4. Αρνητική Απόσβεση ($\zeta < 0$) : Το εύρος της ταλάντωσης αυξάνεται εκθετικά και θεωρητικά απειρίζεται.



Διάγραμμα 2.4: Οι τρεις περιπτώσεις φθίνουσας ταλάντωσης

Στην περίπτωση της υποκρίσιμης απόσβεσης ορίζουμε τα εξής μεγέθη:

- **Εκθέτης απόσβεσης του ταλαντωτή:**

$$\delta = \zeta \omega_n = \frac{c}{2m}$$

- **Ιδιοσυχνότητα με απόσβεση:**

$$\omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2}$$

Ο ρυθμός μείωσης του εύρους ταλάντωσης -ο οποίος καθορίζεται πλήρως από την τιμή του εκθέτη απόσβεσης δ - όσο και η περίοδος της ταλάντωσης

$$T_d = 2\pi / \omega_d$$

δεν εξαρτώνται από τις αρχικές συνθήκες, αλλά μόνον από τα τεχνικά χαρακτηριστικά του συστήματος.

2.4.5 Η μέθοδος της λογαριθμικής μείωσης

Ο λόγος των μετατοπίσεων -συνήθως επιλέγονται οι μέγιστες τιμές- μεταξύ δύο χρονικών στιγμών απέχουν χρόνο ίσο με την ιδιοπερίοδο, δηλαδή $t_2=t_1+T_d$, είναι:

$$\frac{x_{1max}}{x_{2max}} = e^{\delta T_d}$$

Επομένως υπολογισμός της **λογαριθμικής μείωσης**, που ορίζεται από τη σχέση

$$\Lambda = \ln \frac{x_1}{x_2} = \delta T_d$$

οδηγεί στον υπολογισμό του εκθέτη απόσβεσης και κατόπιν του μέτρου απόσβεσης μέσω της σχέσης:

$$\Lambda = \delta T_d = \zeta \omega_n \frac{2\pi}{\omega_n \sqrt{1-\zeta^2}} \Rightarrow \Lambda = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

η οποία δίνει τελικά

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

2.4.6 Μετασχηματισμός Fourier

Τόσο κατά τον αναλυτικό, όσο και κατά τον πειραματικό προσδιορισμό της απόκρισης δυναμικών συστημάτων, είναι συχνά χρήσιμη η εφαρμογή κατάλληλων ολοκληρωματικών μετασχηματισμών. Οι μετασχηματισμοί αυτοί έχουν τη γενική μορφή

$$F(\omega) = \int_a^b f(t)w(\omega, t)dt$$

και με δεδομένη την συνάρτηση $f(t)$ προσδιορίζουν μία νέα συνάρτηση $F(\omega)$. Τέτοιοι μετασχηματισμοί είναι χρήσιμοι στην επίλυση μαθηματικών προβλημάτων που περιγράφονται από γραμμικές διαφορικές εξισώσεις με σταθερούς συντελεστές. Συγκεκριμένα, η εφαρμογή τέτοιων μετασχηματισμών σε μερικές διαφορικές εξισώσεις μειώνει κατά μία τις ανεξάρτητες μεταβλητές του προβλήματος. Παρόμοια, μετατρέπει την επίλυση προβλημάτων που περιγράφονται με κανονικές διαφορικές εξισώσεις σε επίλυση αλγεβρικών εξισώσεων. Μεταξύ όλων των ολοκληρωματικών

μετασχηματισμών κεντρικό ρόλο στη θεωρία των ταλαντώσεων κατέχει ο μετασχηματισμός Fourier, ο οποίος ορίζεται από τη σχέση

$$F(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t)e^{i\omega t} d\omega$$

Επειδή ο αναλυτικός υπολογισμός του μετασχηματισμού Fourier μιας συνάρτησης είναι συχνά δύσκολος, χρησιμοποιούμε αριθμητικές μεθόδους. Αρκετά χρήσιμο εργαλείο είναι ο διακριτός μετασχηματισμός Fourier, όπου η τιμή της εξεταζόμενης συνάρτησης, έστω $f(t)$, υπολογίζεται σε ένα πεπερασμένο αριθμό τιμών N , με χρονικό διάστημα Δt . Έτσι αν οριστεί ο χρόνος

$$t_m = m \Delta t$$

η αντίστοιχη τιμή της συνάρτησης συμβολίζεται με

$$f_m = f(t_m).$$

Επιπλέον αν η συνολική διάρκεια της μέτρησης είναι

$$T = N \Delta t$$

και οριστεί η συχνότητα

$$\Omega = 2\pi / T$$

είναι φανερό ότι ο ορισμός οδηγεί στην προσεγγιστική σχέση

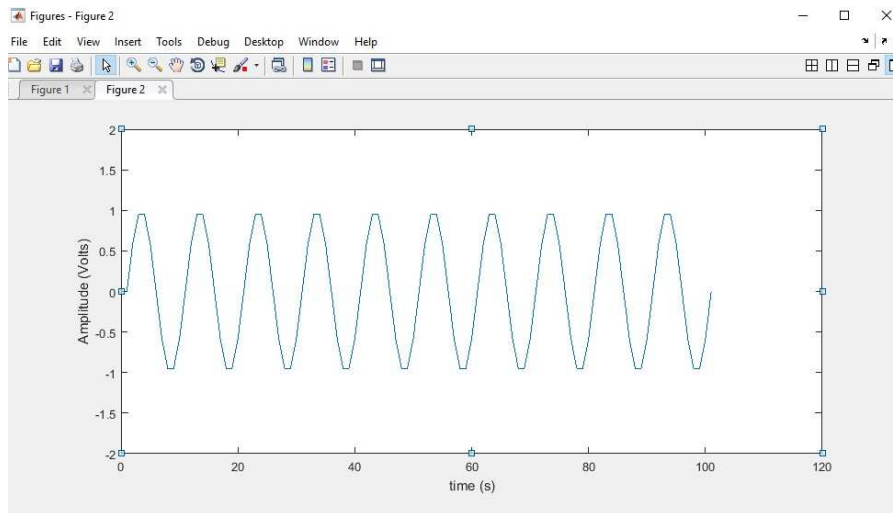
$$F_n = \Delta t \sum_{m=1}^N f_m e^{-2i\pi mn/N}$$

Φυσικά οι παραπάνω μετασχηματισμοί εκτελούνται μέσω προγραμμάτων Η/Υ, με τον τρόπο χρήσης τους να παρουσιάζεται στο επόμενο κεφάλαιο.

2.4.7 Παράδειγμα μετασχηματισμού Fourier στο Matlab

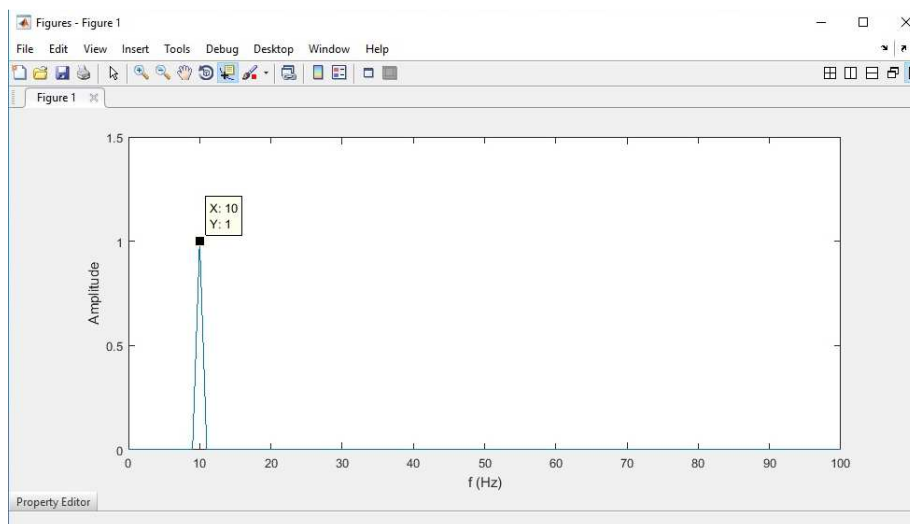
Έστω ότι έχουμε ένα δεδομένα ημιτονοειδές σήμα πλάτους 1 και συχνότητας 10 Hz.

Η απόκριση του σήματος έχει την παρακάτω μορφή:



Διάγραμμα 2.5: Ημιτονοειδής απόκριση

Ο αντίστοιχος μετασχηματισμός Fourier μας δίνει το επόμενο διάγραμμα:



Διάγραμμα 2.6: FFT του ημιτονοειδούς σήματος

Κεφάλαιο 3: Πειραματική Διάταξη και Μεθοδολογία Μετρήσεων

Στο κεφάλαιο αυτό θα αναλυθούν τα χαρακτηριστικά και τα εργαλεία που χρησιμοποιήθηκαν για να πραγματοποιηθούν τα πειράματα αυτής της μελέτης.

3.1 Αεροσήραγγα

Η αεροσήραγγα που χρησιμοποιείται από το εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών είναι ανοικτού τύπου και λειτουργεί με αναρρόφηση. Αποτελείται από το συλλέκτη, το τμήμα δοκιμών, το τμήμα του ανεμιστήρα και το διαχύτη. Πιο αναλυτικά έχουμε:

3.1.1 Συλλέκτης-Εισαγωγή αέρα

Η εισαγωγή του αέρα πραγματοποιείται από συλλέκτη ορθογώνιας διατομής. Ο συλλέκτης είναι μειούμενης διατομής η οποία καταλήγει στις διαστάσεις της διατομής του χώρου δοκιμών. Μπροστά στην εισαγωγή υπάρχει κυψελοειδές πλέγμα honeycomb από αλουμίνιο, με σκοπό την εξομάλυνση της ροής, το οποίο περιλαμβάνει περίπου 66000 κυψέλες διαστάσεων 8X70mm. Μετά το κυψελοειδές πλέγμα είναι τοποθετημένες άλλες τρεις σειρές πλεγμάτων για την εξομάλυνση της ροής και τη μείωση της τύρβης.

3.1.2 Τμήμα δοκιμών

Το τμήμα δοκιμών είναι το κυρίως τμήμα της αεροσήραγγας μέσα στο οποίο γίνονται οι μετρήσεις. Έχει διαστάσεις 50cmX70cmX300cm και αποτελείται από μεταλλικό πλαίσιο που καλύπτεται από πλεξιγκλάς πάχους 20mm υψηλής αντοχής. Στο επάνω μέρος υπάρχουν μία σειρά από ξύλινα πάνελ που διευκολύνουν την επαφή με τον εσωτερικό χώρο της αεροσήραγγας καθώς και σύστημα με οδοντώσεις και γρανάζια στο οποίο στηρίζονται τα μετρητικά όργανα.



Εικόνα 3.1: Το τμήμα δοκιμών της αεροσήραγγας

3.1.3 Φυσητήρας

Ανάμεσα στο τμήμα δοκιμών και το διαχύτη βρίσκεται ο φυσητήρας ο οποίος εδράζεται στον ηλεκτροκινητήρα και φέρει τέσσερα μεταλλικά πτερύγια στερεωμένα στον άξονα του ρότορα. Ο ηλεκτροκινητήρας είναι ασύγχρονος τριφασικός, ονομαστικής ισχύος 7.5 kW, τροφοδοτούμενος από τριφασικό ρεύμα 380 Volts μέσω του μετατροπέα της συχνότητας του ρεύματος (Inverter). Ο inverter τύπου Toshiba VF-SXN μπορεί να φτάσει μέχρι τα 57Hz. Με αυτό τον τρόπο μπορεί να επιτευχθεί ταχύτητα αέρα 22 m/s. Τα πειράματα πραγματοποιήθηκαν σε συχνότητα του inverter έως και 50 Hz και η ταχύτητα που μετρήθηκε ήταν 14,85 m/s. Τέλος, ο ηλεκτροκινητήρας είναι στερεωμένος στο εσωτερικό της αεροσήραγγας μέσω τριών μεταλλικών ορθογωνικών ελασμάτων σχήματος αεροτομής, που βρίσκονται πίσω από τον ανεμιστήρα, όπως διακρίνεται και στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 3.2: Ο φυσητήρας της αεροσήραγγας

3.1.4 Διαχύτης

Τέλος υπάρχει ο διαχύτης του οποίου σκοπός είναι η μείωση της ταχύτητας αέρα με αύξηση της διατομής ώστε να ελαττώνονται οι απώλειες τριβής, να γίνεται ομαλή ανάκτησης πίεσης μέχρι την ατμοσφαιρική και με κατάλληλη κλίση να αποτρέπεται η αποκόλληση του οριακού στρώματος.

3.1.5 Αδρανειακή βάση

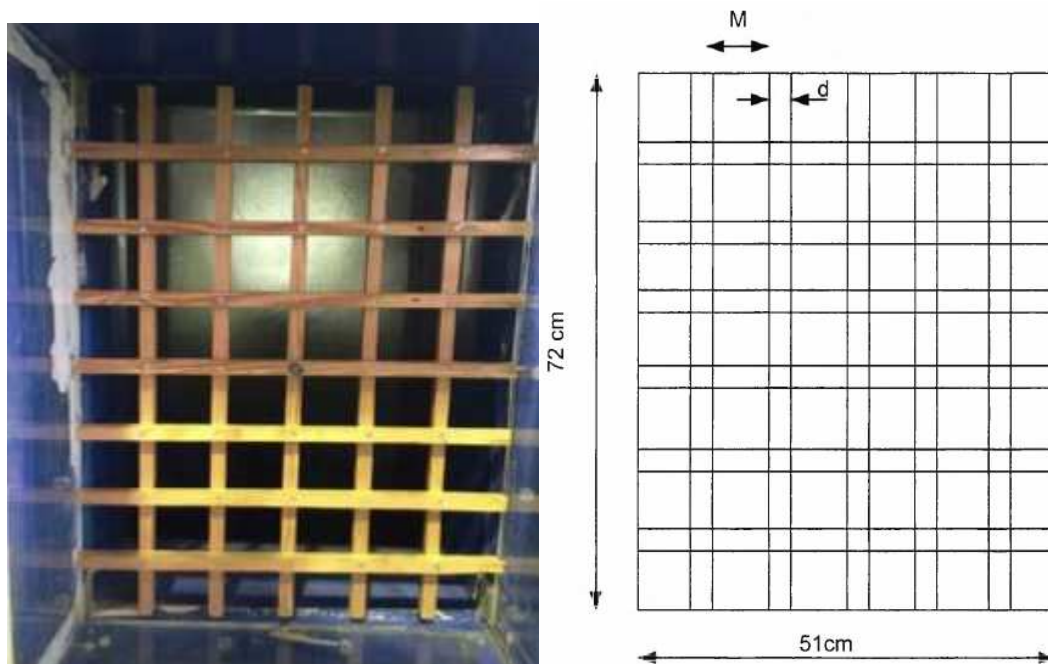
Στο κάτω μέρος της αεροσήραγγας υπάρχει κατάλληλη βάση για την απορρόφηση των κραδασμών που μπορεί να παράγονται από το περιβάλλον, με σκοπό να μην περνάνε στις μετρήσεις οι επιδράσεις των διάφορων ταλαντώσεων που παράγονται. Η βάση αποτελείται από ένα μεταλλικό πλαίσιο στο οποίο έχουν συγκολληθεί ελατήρια πάνω στα οποία είναι συγκολλημένα μεταλλικά βάρη και κοιλοδοκοί που σχηματίζουν επίπεδη επιφάνεια. Πάνω στο σύστημα αυτό μπορούν να τοποθετηθούν οι βάσεις της αεροτομής. Έχουν τοποθετηθεί και τέσσερις αποσβεστήρες καθώς η βάση ταλαντευόταν και επηρέαζε τα αποτελέσματα.



Εικόνα 3.3: Η αδρανειακή βάση της αεροσήραγγας

3.1.6 Παραγωγή Τύρβης

Για την παραγωγή τυρβώδους ροής στα πειράματα χρησιμοποιήθηκε ένα ξύλινο πλαίσιο στην είσοδο της ροής. Στο πλαίσιο αυτό υπάρχουν 48 τετράγωνα διαστάσεων 7.2cmX7.2cm το καθένα και είναι κατασκευασμένο από ξύλο τετραγωνικής διατομή πλευράς 1.8cm. Συνεπώς το χαρακτηριστικό μέγεθος του πλέγματος (M) είναι 9 cm.

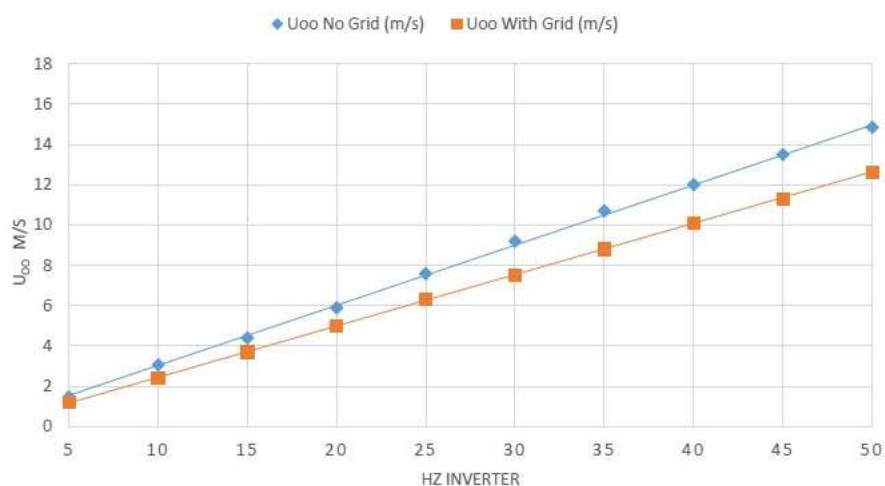


Εικόνα 3.4: Πλέγμα παραγωγής τυρβώδους ροής

3.1.7 Βαθμονόμηση αεροσήραγγας

Η βαθμονόμηση της αεροσήραγγας πραγματοποιήθηκε με θερμό ανεμόμετρο μεγάλης ευαισθησίας. Το θερμό ανεμόμετρο ήταν τοποθετημένο τρεις χορδές απόσταση μπροστά από την αεροτομή και κατέγραφε τη μέση ταχύτητα αέρα. Αυξανόταν σταδιακά η ταχύτητα περιστροφής του ανεμιστήρα με βήμα 5Hz, ξεκινώντας από τα 5Hz μέχρι τα 50Hz. Σε κάθε βήμα καταγραφόταν η ταχύτητα του αέρα και η αντίστοιχη συχνότητα. Οι μετρήσεις πραγματοποιήθηκαν χωρίς και με πλέγμα για την παραγωγή τυρβώδους ροής. Τα αποτελέσματα φαίνονται στο παρακάτω διάγραμμα:

ΒΑΘΜΟΝΟΜΗΣΗ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑΣ



Διάγραμμα 3.1: Αποτελέσματα βαθμονόμησης αεροσήραγγας

3.2 Αεροτομή

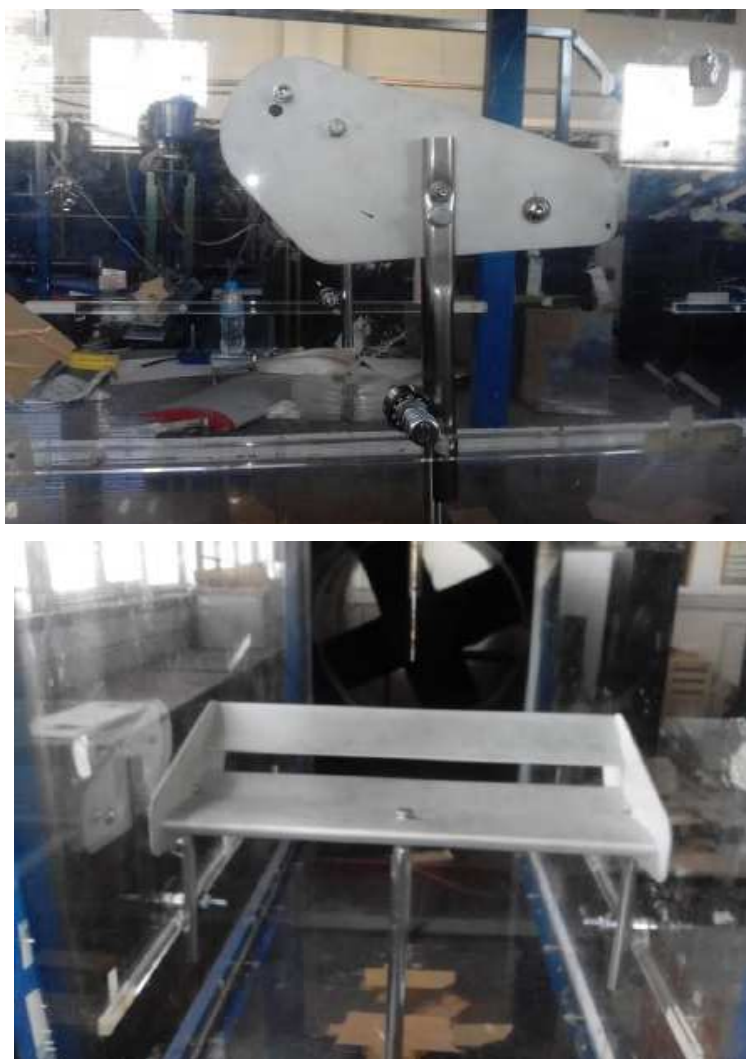
Η αεροτομή που χρησιμοποιήθηκε για τα πειράματα είναι μια εμπορική αεροτομή αυτοκινήτου που αποτελείται από δύο στοιχεία και 2 end plates. Και τα δύο πτερύγια που χρησιμοποιήθηκαν είναι ασύμμετρες αεροτομές με καμπυλότητα. Η σταθερή πτέρυγα είναι κατασκευασμένη από αλουμίνιο με λείανση πολύ καλής ποιότητας. Έχει χορδή $c_1=13.7$ cm και είναι τοποθετημένη μόνιμα με γωνία προσβολής $\alpha=0^\circ$. Στο κέντρο της έχει γίνει μία τρύπα όπου περνάει μία βίδα 8mm για την στήριξη της σε μία ράβδο από ανοξείδωτο χάλυβα. Η κινητή πτέρυγα είναι κι αυτή κατασκευασμένη από αλουμίνιο και η λείανσή της είναι πολύ καλής ποιότητας. Η χορδή της είναι $c_2=6.5$ cm και έχει τη δυνατότητα να τοποθετηθεί σε δύο γωνίες προσβολής, μία στις $\alpha_{1κπ}=18^\circ$ και η δεύτερη στις $\alpha_{2κπ}=37^\circ$. Στην παρούσα εργασία η κινητή πτέρυγα τοποθετήθηκε σε γωνία προσβολής $\alpha_{κπ}=37^\circ$. Το εκπέτασμα των δυο στοιχείων (πτερυγών) είναι 45.8 cm και το πάχος των end plates 2mm το καθένα.



Εικόνα 3.5: Η αεροτομή των πειραμάτων

3.2.1 Τρόπος στήριξης αεροτομής

Η αεροτομή στηρίχθηκε στην αεροσήραγγα μέσω της σταθερής πτέρυγας και ενός σωλήνα διατομής 2 cm από ανοξείδωτο χάλυβα. Στο κέντρο της πτέρυγας έγινε μία τρύπα, όπου βιδώθηκε ο χαλύβδινος σωλήνας. Έπειτα ο σωλήνας βιδώθηκε στη βάση της ζυγαριάς (διαμέσου οπής στο κάτω μέρος της αεροσήραγγας) που χρησιμοποιήθηκε για την καταγραφή του downforce που παράγαγε η αεροτομή. Για να μην επηρεαστούν τα αποτελέσματα από την οπισθέλκουσα δύναμη που παράγεται από την αεροτομή, κατασκευάστηκαν 2 αντιστάσεις για την κίνηση της αεροτομής προς τα πίσω. Κόπηκαν 2 λεπτοί σωλήνες από χάλυβα και βιδώθηκαν στο πλαϊνό μέρος της αεροτομής. Έπειτα έγιναν 2 τρύπες στο πλεξιγκλάς της αεροσήραγγας όπου βιδώθηκαν 2 βίδες 8 mm, πάνω στις οποίες στηρίχτηκαν 2 ρουλεμάν πάχους 1,5 cm για να επιτρέπουν την ελεύθερη κίνηση της αεροτομής πάνω κάτω.



Εικόνα 3.6: Ο τρόπος στήριξης της αεροτομής

3.3 Κύλινδρος

Για τη δημιουργία δινών στη αεροσήραγγα χρησιμοποιήθηκε ένας κύλινδρος από PVC εξωτερικής διαμέτρου $d_o=12$ cm και πλάτους $L=48$ cm (σχεδόν όσο το πλάτος της αεροσήραγγας). Ο κύλινδρος τοποθετήθηκε με τις βάσεις του να είναι παράλληλες με τη ροή του αέρα και σε απόσταση 117 cm από την πτέρυγα. Για την στήριξή του ανοίχτηκαν δύο αντιδιαμετρικές οπές στη μέση του εκπετάσματός του, απ' όπου πέρασε χαλύβδινη ράβδος με εξωτερικό σπείρωμα και ακινητοποιήθηκε με τη βοήθεια φλαντζών και παξιμαδιών. Η άλλη μεριά της ράβδου στηρίχτηκε σε μηχανισμό προσαρμοσμένο επάνω από την αεροσήραγγα, ο οποίος επιτρέπει την ακριβή μετατόπιση της εκάστοτε προσαρμοσμένης διάταξης και στις τρεις διευθύνσεις.



Εικόνα 3.7: Ο κύλινδρος για τη δημιουργία δινών

3.4 Μετρητικά όργανα πειραμάτων

Τα βασικά όργανα που χρησιμοποιήθηκαν για τη διεξαγωγή των πειραμάτων και τη μέτρηση των απαραίτητων μεγεθών, ήταν τα εξής:

- Θερμό ανεμόμετρο χειρός
- Ζυγαριά
- Επιταχυνσιόμετρο
- Ενισχυτής σήματος
- Σύστημα λήψης και αποθήκευσης δεδομένων

3.4.1 Θερμό ανεμόμετρο χειρός

Για τη μέτρηση της ταχύτητας του αέρα σε κανονικές συνθήκες και για τη βαθμονόμηση της αεροσήραγγας χρησιμοποιήθηκε θερμό ανεμόμετρο υψηλής ευαισθησίας. Το θερμό ανεμόμετρο τοποθετούνταν σε απόσταση 3 χορδών μπροστά από την αεροτομή για να μην επηρεάζεται από αυτή και να μετρά την ταχύτητα που παράγει η αεροσήραγγα. Στην περίπτωση της τυρβώδους ροής λαμβανόταν η μέγιστη και ελάχιστη τιμή της ταχύτητας και καταγραφόταν η μέση τιμή τους, ως η ταχύτητα της αεροσήραγγας για τυρβώδη ροή.

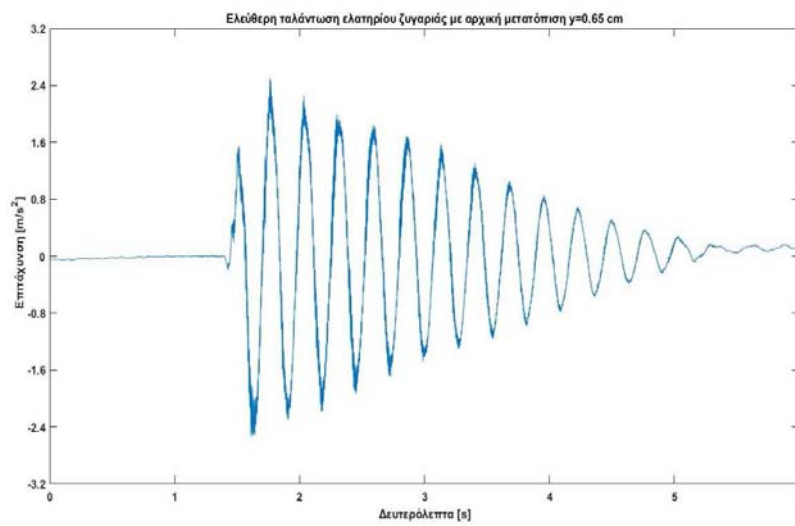
3.4.2 Ζυγαριά

Για τη μέτρηση της κάθετης δύναμης (downforce) που παράγει η αεροτομή λόγω της ροής του αέρα, χρησιμοποιήθηκε αναλογική ζυγαριά. Η ζυγαριά είχε εύρος από 0 έως 4 κιλά. Μετά τη στήριξη της αεροτομής πάνω στη ζυγαριά η ένδειξη έμεινε στα 2,06 κιλά, με αποτέλεσμα σε κάθε μέτρηση να αφαιρείται η τιμή αυτή από την εκάστοτε ένδειξη της ζυγαριάς. Η συναρμογή της αεροτομής με τη ζυγαριά έγινε μέσω ειδικής διαμόρφωσης του δίσκου δείγματος. Συγκεκριμένα, η μεταλλική ράβδος που στηρίζει την πτέρυγα συνδέθηκε μέσω κοχλιών στο δίσκο δείγματος της ζυγαριάς.

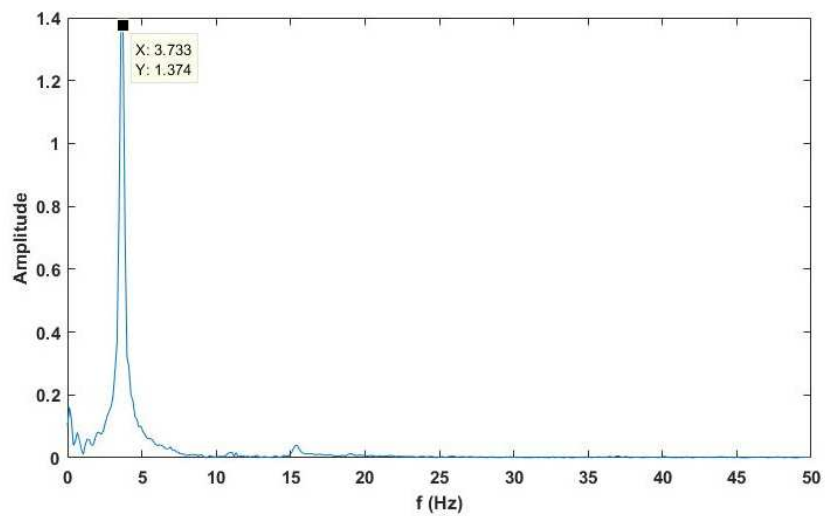
Επίσης υπολογίστηκε η ιδιοσυχνότητα της ζυγαριάς μέσω πειράματος ελεύθερης ταλάντωσης με αρχική μετατόπιση $y_0=0.65$ cm, η οποία είχε τιμή 3,7 Hz.



Εικόνα 3.8: Η ζυγαριά των πειραμάτων



Εικόνα 3.9: Διάγραμμα επιτάχυνσης ελεύθερης ταλάντωσης



Εικόνα 3.10: Διάγραμμα μετασχηματισμού Fourier της επιτάχυνσης

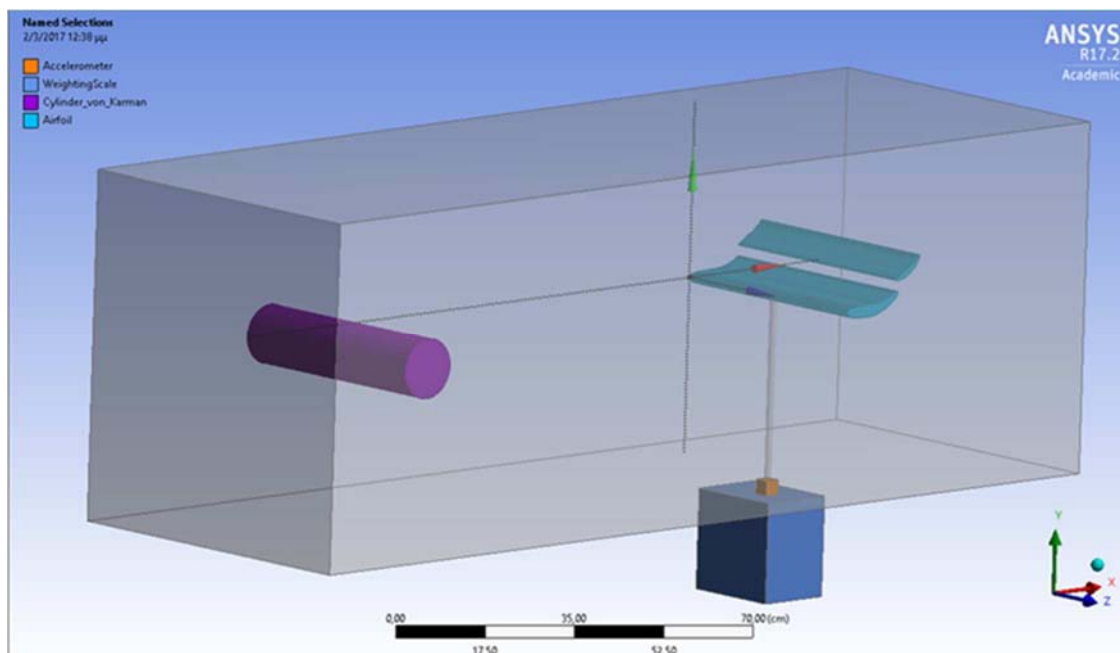
3.4.3 Επιταχυνσιόμετρο

Για την μέτρηση της επιτάχυνσης της αεροτομής στην κατακόρυφη διεύθυνση χρησιμοποιήθηκε πιεζοηλεκτρικό επιταχυνσιόμετρο Kistler Type: 8632C10T. Η ευαισθησία του οργάνου σύμφωνα με την κατασκευάστρια εταιρία είναι 496 mV/g.



Εικόνα 3.11: Επιταχυνσιόμετρο Kistler

Με ειδική κόλλα προσαρμόστηκε στη βάση του σωλήνα στήριξης της πτέρυγας (κάτω από τον χώρο δοκιμών της αεροσήραγγας), ο οποίος ταλαντώνεται μαζί με την πτέρυγα.



Εικόνα 3.12: Θέση στήριξης επιταχυνσιόμετρου

3.4.4 Ενισχυτής σήματος

Επειδή το επιταχυνσιόμετρο παράγει ασθενές ηλεκτρικό σήμα, συνδέεται μέσω ελαφρού καλωδίου με ενισχυτή σήματος Kistler Type: 5134. Μέσω αυτού ρυθμίζεται η ενίσχυση (gain), ώστε να διευκολύνεται τελικά η ανάγνωση και επεξεργασία του σήματος.



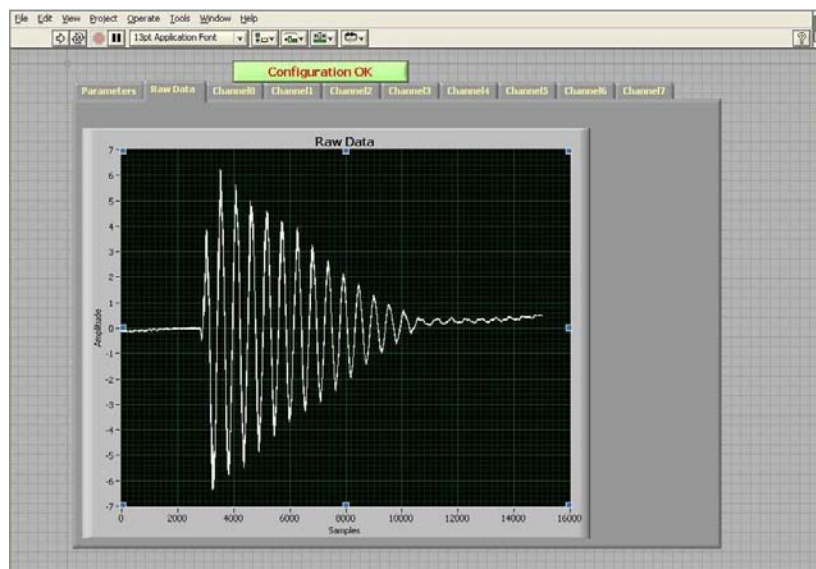
Εικόνα 3.13: Ενισχυτής σήματος Kistler

3.4.5 Σύστημα λήψης και αποθήκευσης δεδομένων

Για τη καταγραφή και αποθήκευση των μετρήσεων των πειραμάτων χρησιμοποιήθηκε ένας σταθερός υπολογιστής στον οποίο προσαρμόστηκε μία εξωτερική 8-κάναλη κάρτα ανάκτησης και ψηφιοποίησης δεδομένων. Η κάρτα που χρησιμοποιήθηκε ήταν η NI USB 6009 της National Instruments και το πρόγραμμα για την καταγραφή και αποθήκευση ήταν το LabView 8 της ίδιας εταιρείας. Το πρόγραμμα LabView είναι προγραμματισμένο έτσι ώστε να καταγράφει δεδομένα για όση ώρα επιθυμεί ο χρήστης και με όποια συχνότητα αυτός επιθυμεί, και να δίνει τιμές όπως τη μέση τιμή, την RMS τιμή και την τυπική απόκλιση. Επίσης αναπαριστά διαγραμματικά το Power Spectral Density και τη χρονοσειρά του σήματος. Ο χρόνος δειγματοληψίας και ο αριθμός των δειγμάτων προσαρμόζονται κατάλληλα ανάλογα με τις ανάγκες κάθε μεμονωμένου πειράματος και αναφέρονται ξεχωριστά στην αρχή κάθε πειράματος.



Εικόνα 814: Κάρτα NI USB 6009



Εικόνα 3.15: Η χρονοσειρά απόσβεσης της ταλάντωσης μέσω του LabView 8

3.5 Μεθοδολογία μετρήσεων

Οι μετρήσεις, που πραγματοποιήθηκαν στην αεροσήραγγα του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών, έγιναν για τον καθορισμό των παρακάτω τριών μεγεθών:

1. Της κάθετης δύναμης που παράγει η αεροτομή
2. Της επιτάχυνσης που δέχεται το σύστημα αεροτομή-ζυγαριά
3. Της απόσβεσης που δημιουργεί η ροή στην ταλάντωση του συστήματος

Φυσικά, πριν αρχίσουν τα πειράματα, πραγματοποιήθηκε βαθμονόμηση της αεροσήραγγας, για την εξασφάλιση όσο το δυνατόν ακριβέστερων μετρήσεων.

Παρακάτω παρουσιάζονται αναλυτικά ο τρόπος εκτέλεσης και οι παράμετροι κάθε πειράματος.

1. Μέτρηση κάθετης δύναμης που παράγει η αεροτομή (downforce)

Για την μέτρηση της κάθετης δύναμης που παράγει η αεροτομή, επιβάλλουμε κάθε φορά διαφορετική ταχύτητα και είδος ροής και διαβάζουμε την ένδειξη της ζυγαριάς ή παίρνουμε την μέση τιμή αυτής (σε ασταθείς μετρήσεις).

Τα είδη ροής είναι δύο, στρωτή και τυρβώδη ροή. Για την δημιουργία τύρβης χρησιμοποιήθηκε το τετραγωνικό πλαίσιο (grid) που παρουσιάστηκε στο Κεφάλαιο 2.

Για την επιβολή διαφορετικής ταχύτητας ροής αέρα στην αεροσήραγγα, καθορίζουμε κάθε φορά τη συχνότητα λειτουργίας (Hz) του Inverter, ο οποίος καθορίζει και την ταχύτητα περιστροφής του ανεμιστήρα. Η συχνότητα του Inverter τέθηκε από 15 έως 50 Hz με βήμα κάθε φορά 5 Hz.

2. Μέτρηση επιτάχυνσης που δέχεται το σύστημα αεροτομή-ζυγαριά

Για την μέτρηση της επιτάχυνσης, τοποθετήθηκε στη βάση στήριξης της αεροτομής το επιταχυνσιόμετρο με τέτοιο τρόπο, ώστε να μετρά την επιτάχυνση στην κατακόρυφη διεύθυνση. Η ενίσχυση (Gain) του σήματος του επιταχυνσιόμετρου ρυθμίστηκε στην τιμή 50 μέσω του ενισχυτή σήματος. Για τη στρωτή ροή τα πειράματα έγιναν για τις συχνότητες inverter 21.5, 32.5 και 43 Hz και για την τυρβώδη ροή για τις συχνότητες 25, 37.5 και 50 Hz που αντιστοιχούν σε ταχύτητες αέρα 6, 10 και 13 m/s αντίστοιχα και για τα δύο είδη ροών.

Εκτός από μετρήσεις σε στρωτή και τυρβώδη ροή, διεξήχθησαν μετρήσεις και με την αεροτομή να βρίσκεται στο απόρευμα ενός κυλίνδρου. Για το σκοπό αυτό τοποθετήθηκε σε απόσταση 117 cm από το μέσο της αεροτομής, κύλινδρος εξωτερικής διαμέτρου $d_0=12$ cm και πλάτους $L=48$ cm (σχεδόν όσο το πλάτος της αεροσήραγγας). Τοποθετήθηκε με τις βάσεις του να είναι παράλληλες στη ροή του αέρα και αρχικό σημείο ($y=0$) στην κατακόρυφη διεύθυνση θεωρήθηκε το σημείο όπου το κέντρο του

κυλίνδρου είναι στο ίδιο οριζόντιο επίπεδο με το αεροδυναμικό κέντρο της σταθερής (κάτω) πτέρυγας της αεροτομής.

Επιλέχθηκαν δύο συχνότητες inverter, 21.5 και 43 Hz, δηλαδή ταχύτητες 6 και 13 m/s. Για να εξεταστεί η επίδραση του απορεύματος στην επιτάχυνση του συστήματος πτέρυγας-ζυγαριάς ανάλογα με τη κατακόρυφη θέση του κυλίνδρου, τα πειράματα διεξήχθησαν με τον κύλινδρο να τοποθετείται (σε κάθε πείραμα) σε διαδοχικές κατακόρυφες θέσεις από $y = -12$ cm έως $y = +12$ cm με βήμα 2 cm. Στα συγκεκριμένα πειράματα, η ενίσχυση (Gain) του σήματος του επιταχυνσιόμετρου ρυθμίστηκε στην τιμή 20 μέσω του ενισχυτή σήματος, σε αντίθεση με τα υπόλοιπα πειράματα, όπου η ενίσχυση τέθηκε στην τιμή 50.

Επίσης μετρήθηκε και η μέση κάθετη δύναμη που παράγει η αεροτομή σε κάθε θέση του κυλίνδρου και στην εκάστοτε ταχύτητα αέρα, μέσω της ένδειξης της ζυγαριάς.

3. Υπολογισμός της απόσβεσης που δημιουργεί η ροή στην ταλάντωση του συστήματος

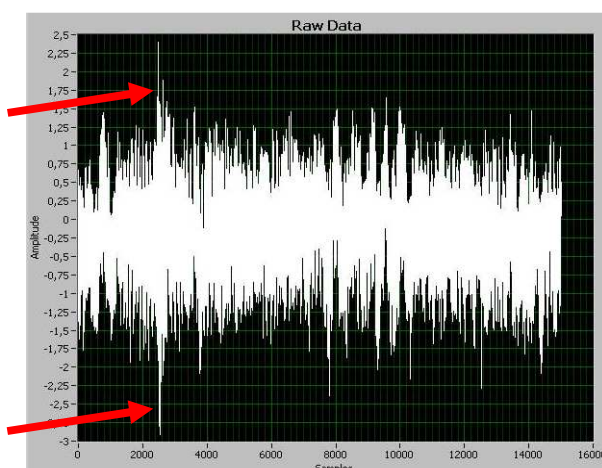
Για τον υπολογισμό της απόσβεσης που προκαλεί η ροή στο ταλαντευόμενο σύστημα πτέρυγας-ζυγαριάς, αναγκάζουμε το σύστημα σε ταλάντωση δίνοντας του μια αρχική μετατόπιση. Ο τρόπος με τον οποίο πραγματοποιείται η αρχική αυτή μετατόπιση, είναι με βάρη τα οποία τοποθετούνται στο ταλαντευόμενο σύστημα και συγκεκριμένα στη βάση στήριξης της πτέρυγας (που βρίσκεται εκτός του θαλάμου δοκιμών), τα οποία εν συνεχεία αφαιρούνταν ακαριαία από τη διάταξη. Έτσι το σύστημα εκτελούσε ταλάντωση με υποκρίσιμη απόσβεση. Τα βάρη που χρησιμοποιήθηκαν ήταν 0.3, 0.5 και 1 Kg. Αυτά καθόριζαν την αρχική μετατόπιση η οποία ήταν κάθε φορά ίση με 0.208, 0.32 και 0,65 cm αντίστοιχα.

Τα πειράματα έγιναν αρχικά χωρίς την ύπαρξη ροής αέρα στην αεροσήραγγα, έπειτα σε στρωτή ροή με ταχύτητες αέρα 6 και 10 m/s (21.5 & 32.5 Hz αντίστοιχα) και τέλος σε τυρβώδη ροή με ταχύτητες αέρα 6 και 10 m/s (25 & 37.5 Hz αντίστοιχα). Η ενίσχυση του σήματος του επιταχυνσιόμετρου ρυθμίστηκε στην τιμή 50 μέσω του ενισχυτή σήματος.

Επίσης αναγκάζοντας το σύστημα σε εξαναγκασμένη ταλάντωση (χωρίς την ύπαρξη ροής αέρα), βρίσκουμε την ιδιοσυχνότητα του συστήματος αεροτομής-ζυγαριάς, για

να έχουμε ένα μέτρο σύγκρισης με την ιδιοσυχνότητα του συστήματος με την ύπαρξη ροής.

Τέλος, πραγματοποιήθηκαν πειράματα με εξωτερικούς κραδασμούς και θορύβους του περιβάλλοντος για να ελέγξουμε την επίδραση τυχόν εξωτερικών ανεπιθύμητων παρεμβολών στις μετρήσεις. Για διάφορες ταχύτητες αέρα στην αεροσήραγγα καθώς και με απουσία ροής, μετρήθηκε η επιτάχυνση που δέχεται η αεροτομή καθώς περπατούσαν άτομα δίπλα στην αεροσήραγγα και καθώς έφεταν βάρη 1 και 8 Kg από ύψος 0,5 m και σε απόσταση 2 m από το τμήμα δοκιμών. Τα αποτελέσματα έδειξαν ότι στην χειρότερη περίπτωση εξωτερικής διαταραχής, η ακρίβεια των μετρήσεων ήταν της τάξης των $\pm 1 \text{ Volt} \approx \pm 0,39 \text{ m/s}^2$ (λαμβάνοντας υπόψιν τα χαρακτηριστικά του συγκεκριμένου πειράματος).



Εικόνα 3.16: Επίδραση πτώσης βάρους 8 Kg με ταχύτητα ροής στην αεροσήραγγα 13 m/s

3.6 Επεξεργασία δεδομένων

Η λήψη των μετρήσεων από τα πειράματα που πραγματοποιήθηκαν ήταν δυνατή μέσω του προγράμματος LabView. Οι μετρήσεις αποθηκεύονταν στον υπολογιστή σε μορφή .txt, παρέχοντας τη δυνατότητα να γίνει επεξεργασία τους από άλλα προγράμματα.

Ο ακριβής αριθμός δειγμάτων και ο αντίστοιχος χρόνος δειγματοληψίας διέφεραν ανάλογα με το είδος και το χαρακτηριστική διάρκεια του εκάστοτε πειράματος. Γι' αυτό το λόγο θα γίνεται ειδική αναφορά αυτών των παραμέτρων στην αρχή κάθε κεφαλαίου.

Η μορφή των αρχείων txt. ήταν η ίδια για όλες τις μετρήσεις. Σε κάθε αρχείο αναγραφόταν η διακύμανση της επιτάχυνσης, εκφρασμένη σε volt, και εμφανίζονταν σε μία στήλη. Πριν από οποιαδήποτε επεξεργασία οι τιμές μετατράπηκαν σε m/s^2 , λαμβάνοντας υπόψιν την ευαισθησία (sensitivity) του επιταχυνσιόμετρου και την ενίσχυση από τον ενισχυτή σήματος. Έπειτα οι τιμές εισάγονταν στο λογισμικό MATLAB, με σκοπό να σχεδιαστούν τα εκάστοτε διαγράμματα επιτάχυνσης-χρόνου, και να γίνει μετασχηματισμός Fourier για τον υπολογισμό των ιδιοσυχνοτήτων της ταλάντωσης. Ο εν λόγω μετασχηματισμός έγινε με τη μέθοδο Fast Fourier Transform (FFT), η οποία εκτελέστηκε στο λογισμικό MATLAB με τη μορφή υπορουτίνας (subroutine). Η μορφή της παρουσιάζεται στο Παράρτημα Β. Επίσης, στο αρχείο .txt του Labview 8 αναγραφόταν η τυπική απόκλιση των μετρήσεων για κάθε πείραμα.

Κεφάλαιο 4: Αποτελέσματα και Συμπεράσματα

Μετρήσεων

Στο παρόν κεφάλαιο πραγματοποιείται η παρουσίαση, ο σχολιασμός και η σύγκριση με βιβλιογραφικά δεδομένα, όπου είναι εφικτό, των αποτελεσμάτων των πειραμάτων που πραγματοποιήθηκαν για την κάθετη δύναμη που παράγει η αεροτομή.

Βασικός στόχος των πειραμάτων και των αποτελεσμάτων τους είναι να δειχθεί το πόσο η αύξηση της ταχύτητας με την οποία χτυπά ο αέρας την αεροτομή αυξάνει την κάθετη δύναμη που παράγει αυτή στις περιπτώσεις της στρωτής και τυρβώδους ροής.

4.1 Ταχύτητες αέρα πειραμάτων

Οι μετρήσεις του συγκεκριμένου πειράματος έγιναν για ένα εύρος ταχυτήτων της αεροσήραγγας που αντιστοιχεί σε μεταβολή της συχνότητας του inverter από 15 Hz έως 50 Hz με βήμα 5 Hz. Από τη βαθμονόμηση της αεροσήραγγας γνωρίζουμε τη σχέση μεταξύ των Hz του inverter και της ταχύτητας του αέρα (U_{∞}) στην αεροσήραγγα, η οποία και παρουσιάζεται στον επόμενο πίνακα.

	<u>Στρωτή ροή</u>	<u>Τυρβώδης ροή</u>
Hz	U_{∞} (m/s)	U_{∞} (m/s)
15	4,4	3,7
20	5,9	5
25	7,6	6,3
30	9,2	7,5
35	10,7	8,8
40	12	10,1
45	13,5	11,3
50	14,85	12,6

Πίνακας 4.1: Συσχέτιση Hz με U_{∞}

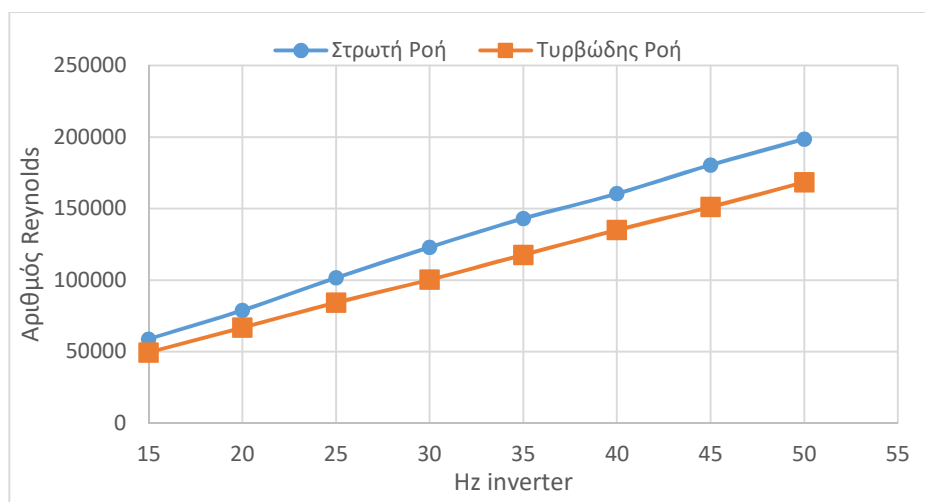
4.2 Αριθμός Reynolds

Πριν ξεκινήσουμε με τη μελέτη των αποτελεσμάτων από τα πειράματα που διεξήχθησαν, πρέπει να γνωρίζουμε τις συνθήκες με τις οποίες αυτά πραγματοποιήθηκαν. Μια σημαντική πληροφορία για τον τομέα της ρευστοδυναμικής είναι ο αριθμός Reynolds με τον οποίο διεξάγονται τα πειράματα. Λαμβάνοντας υπόψη τις διαστάσεις των χορδών από τις πτέρυγες, τις συνθήκες του αέρα που επικρατούσε κατά τη διεξαγωγή των πειραμάτων και το εύρος της ταχύτητας του αέρα της αεροσήραγγας πήραμε τις παρακάτω τιμές του αριθμού Reynolds για στρωτή και τυρβώδη ροή:

Hz	<u>Στρωτή ροή</u>	<u>Τυρβώδης ροή</u>
	Re	Re
15	58822	49464
20	78875	66843
25	101602	84222
30	122991	100265
35	143044	117644
40	160424	135023
45	180477	151066
50	198524	168445

Πίνακας 4.2: Συσχέτιση Hz και αριθμού Reynolds

απ' όπου προκύπτει και το παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 4.1: Αριθμός Reynolds σε κάθε Hz του inverter του φουσητήρα

Ο αριθμός Reynolds για την κάθε περίπτωση υπολογιζόταν από τον τύπο:

$$Re = \frac{U_{\infty} C}{\nu}$$

όπου U_{∞} είναι η εκάστοτε ταχύτητα του αέρα, $C = 20.2$ cm το άθροισμα των χορδών των πτερύγων και ν είναι το κινηματικό ιξώδες του αέρα στους 20 °C, δηλαδή τη θερμοκρασία όπου διεξήχθησαν τα πειράματα, που ισούται με $15,11 \cdot 10^{-6}$ m²/s. Το διάγραμμα είναι σχεδιασμένο με τον αριθμό των Hz του inverter, καθώς έχουμε διαφορετικές τιμές στην ταχύτητα του αέρα για τυρβώδης και στρωτή ροή. Από το διάγραμμα μπορούμε να δούμε πως βρισκόμαστε γενικά στην κατηγορία προβλημάτων χαμηλού αριθμού Reynolds καθώς η μέγιστη τιμή για τη στρωτή ροή είναι περίπου $Re = 200000 < 500000$ ($\approx Re_c$ για ροή σε επίπεδη πλάκα).

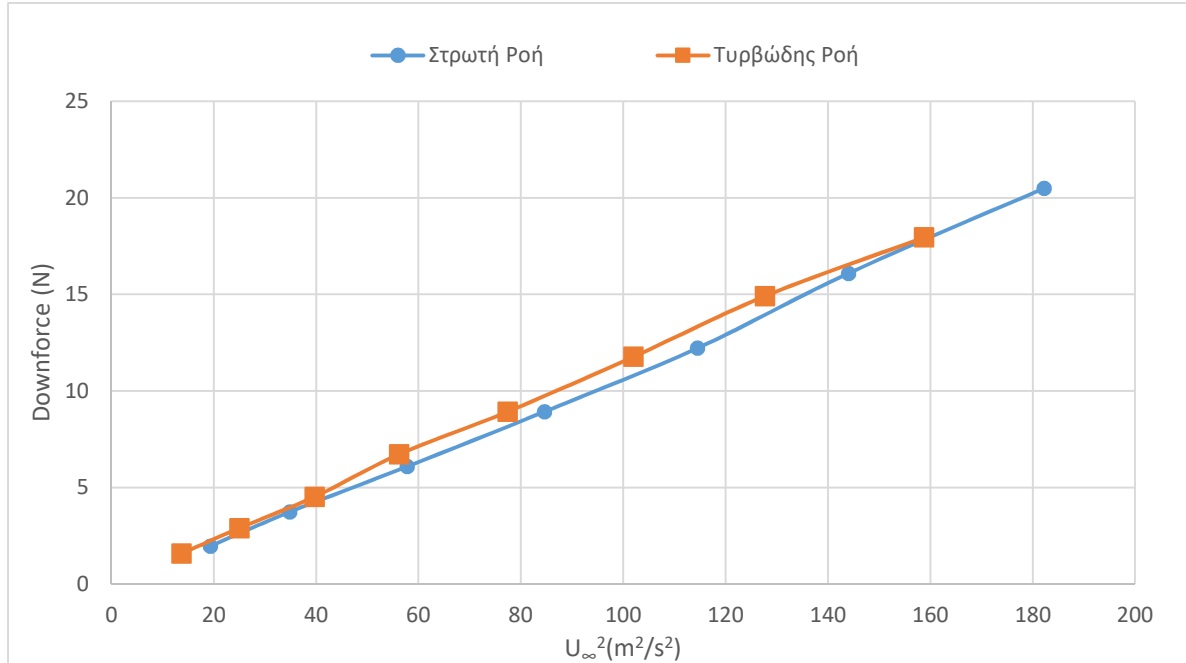
4.3 Αποτελέσματα μετρήσεων κάθετης δύναμης

Από την μέτρηση της κάθετης δύναμης για την αεροτομή σε στρωτή ροή και τυρβώδης ροή πήραμε τα εξής αποτελέσματα:

Στρωτή ροή		Τυρβώδης ροή	
U_{∞} (m/s)	Κάθετη δύναμη (N)	U_{∞} (m/s)	Κάθετη δύναμη (N)
4,4	1,96	3,7	1,57
5,9	3,73	5,0	2,89
7,6	6,08	6,3	4,51
9,2	8,93	7,5	6,72
10,7	12,21	8,8	8,93
12,0	16,09	10,1	11,77
13,5	20,50	11,3	14,91
		12,6	17,95

Πίνακας 4.3: Κάθετη δύναμη αεροτομής συναρτήσει του είδους και της ταχύτητας ροής

Παρατηρούμε ότι η κάθετη δύναμη αυξάνεται καθώς αυξάνεται η ταχύτητα του αέρα. Έτσι τις μέγιστες τιμές κάθετης δύναμης τις παίρνουμε στη μέγιστη ταχύτητα αέρα. Από τις τιμές που καταγράψαμε μπορούμε να σχεδιάσουμε το διάγραμμα Downforce – U_{∞}^2 :

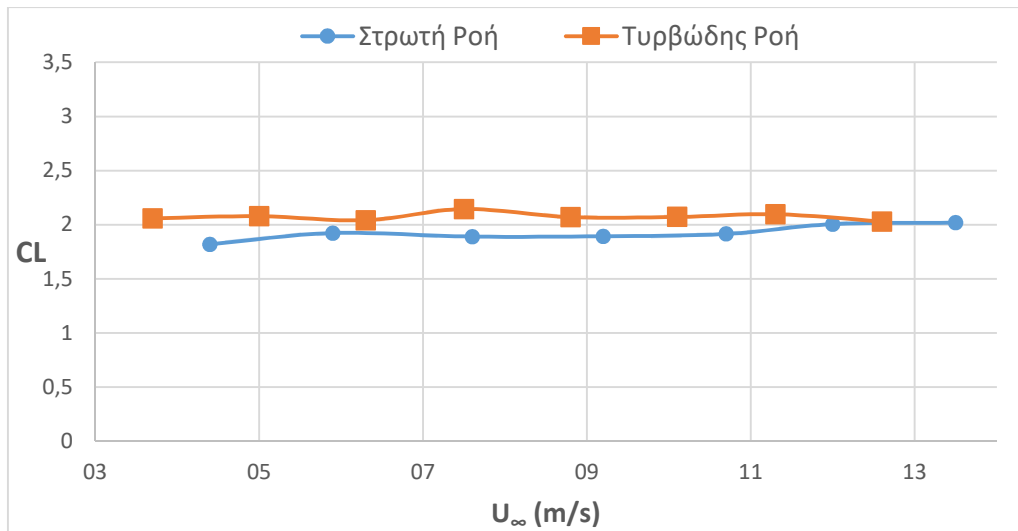


Διάγραμμα 4.2: Κάθετη δύναμη συναρτήσει του τετραγώνου της ταχύτητας ροής

Στο παραπάνω διάγραμμα μπορούμε να δούμε τη μεταβολή της κάθετης δύναμης (downforce) που παράγει η αεροτομή συναρτήσει του τετραγώνου της ταχύτητας του αέρα. Μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι η συμπεριφορά των καμπυλών είναι σχεδόν γραμμική και ότι επαληθεύουν την καμπύλη που δίνεται από τη σχέση:

$$L = \frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 C_L S$$

όπου L είναι η άνωση της αεροτομής και στην περίπτωση μας η κάθετη δύναμη (downforce), ρ είναι η πυκνότητα του αέρα στους 20 °C, C_L είναι ο συντελεστής άνωσης της αεροτομής και S είναι η επιφάνεια επιρροής της αεροτομής. Αφού στην περίπτωση μας ικανοποιείται η παραπάνω σχέση μπορούμε να υπολογίσουμε τον συντελεστή άνωσης για την αεροτομή, αφού $\rho_{\text{air}} = 1,204 \text{ Kg/m}^3$ και $S = C \cdot b = (c_1 + c_2) \cdot b = (13,7 + 6,5) \cdot 45,8 = 0,09251 \text{ m}^2$. Έτσι κατασκευάζουμε το διάγραμμα της μεταβολής του συντελεστή άνωσης με την ταχύτητα του αέρα ($C_L - U_{\infty}$).

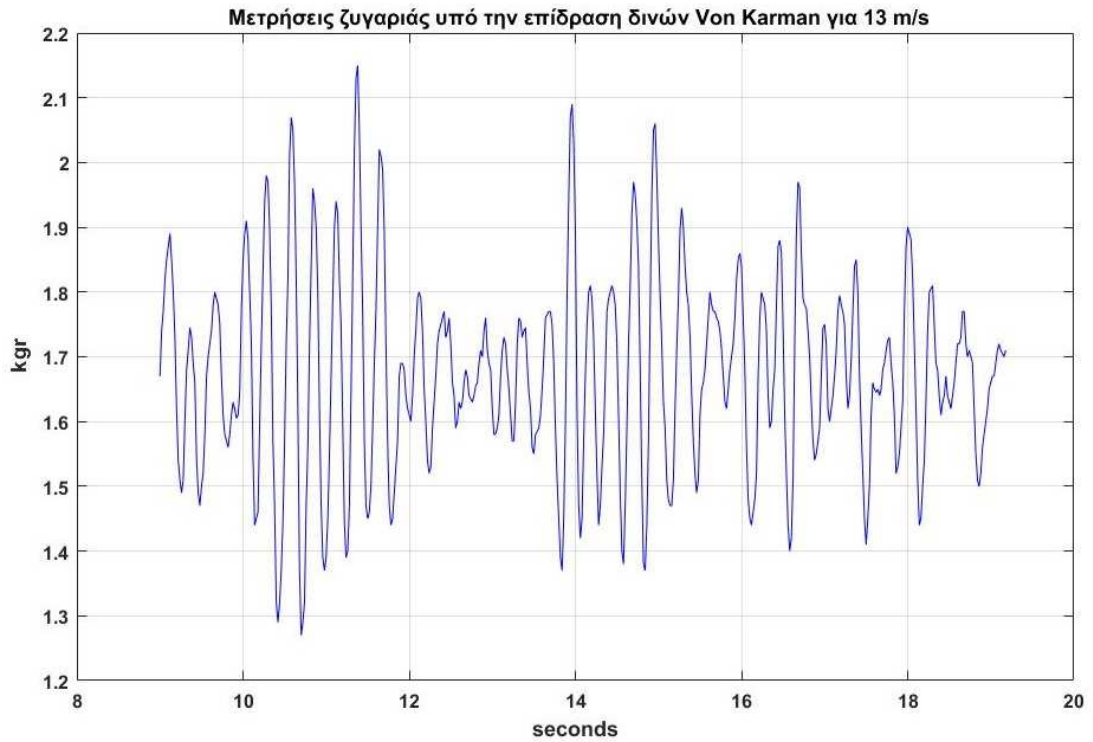


Διάγραμμα 4.3: Συντελεστής άνωσης συναρτήσει της ταχύτητας ροής

Παρατηρούμε ότι ο συντελεστής άνωσης παραμένει σχεδόν σταθερός σε διάφορες ταχύτητες αέρα, όπως ήταν αναμενόμενο από τη βιβλιογραφία, και βρίσκεται κοντά στην τιμή 2.

4.4 Αποτελέσματα μέτρησης κάθετης δύναμης σε περιοδική ροή μέσω επεξεργασίας βίντεο

Τα αποτελέσματα προέκυψαν από την ανάλυση του βίντεο το οποίο λήφθηκε κατά την διάρκεια του πειράματος με την αεροτομή να βρίσκεται στο απόρρευμα του κυλίνδρου. Η ταχύτητα αέρα ήταν 13 m/s και ο κύλινδρος ήταν στη θέση $y=0$ cm. Με την βοήθεια του προγράμματος IrfanView 64 το βίντεο αναλύθηκε σε μια σειρά στιγμιότυπων από τα οποία προήλθαν τα αποτελέσματα της ενδείξεως της ζυγαριάς. Το βίντεο έχει συνολική διάρκεια 19.22 δευτερόλεπτα, κάθε ένα από τα οποία αναλύθηκε σε 50 στιγμιότυπα, δημιουργώντας συνολικά 961 στιγμιότυπα (frames). Στο Διάγραμμα 4.4 παρουσιάζονται τα στιγμιότυπα χρονικής διάρκειας 10 sec.



Διάγραμμα 4.4: Κάθετη δύναμη συναρτήσει του χρόνου

Από το διάγραμμα προκύπτει ότι η μέση τιμή των μετρήσεων είναι 1.675 Kg ,
δηλαδή 16,43 N και η τυπική απόκλιση των μετρήσεων είναι 1,5 N.

Κεφάλαιο 5: Δυναμικά Φορτία

Στο παρόν κεφάλαιο πραγματοποιείται η παρουσίαση, ο σχολιασμός και η σύγκριση με βιβλιογραφικά δεδομένα, όπου είναι εφικτό, των αποτελεσμάτων των πειραμάτων που πραγματοποιήθηκαν για την επιτάχυνση που δέχεται η αεροτομή υπό την επίδραση τριών διαφορετικών ειδών ροής σε αυτή, καθώς επίσης και για διάφορες ταχύτητες αέρα για την εκάστοτε διάταξη.

Βασικός στόχος των πειραμάτων και των αποτελεσμάτων τους είναι να δειχθεί η κυματομορφή της επιτάχυνσης που δέχεται η αεροτομή κατά την ταλάντωσή της, καθώς επίσης και να υπολογισθούν οι αντίστοιχες συχνότητες της ταλάντωσης στις διάφορες μορφές ροής.

Τα πειράματα μπορούν να χωριστούν σε τρία βασικά μέρη. Πρώτη εξετάζεται η επίδραση στρωτής ροής πάνω στην αεροτομή, έπειτα η τυρβώδης ροή, και τέλος η επίδραση δινών von Karman σε στρωτό ροϊκό πεδίο. Για κάθε μία από τις παραπάνω διατάξεις, οι δοκιμές έγιναν για 3 διαφορετικές ταχύτητες αέρα. Σε όλες τις διατάξεις ακολουθείται η ίδια μεθοδολογία, μετρώντας την κατακόρυφη επιτάχυνση σε διαδοχικές χρονικές στιγμές, συγκρίνοντάς την για τις διαφορετικές ταχύτητες, και υπολογίζοντας τις αντίστοιχες συχνότητες κάθε φορά.

5.1 Ταλαντώσεις σε στρωτή ροή

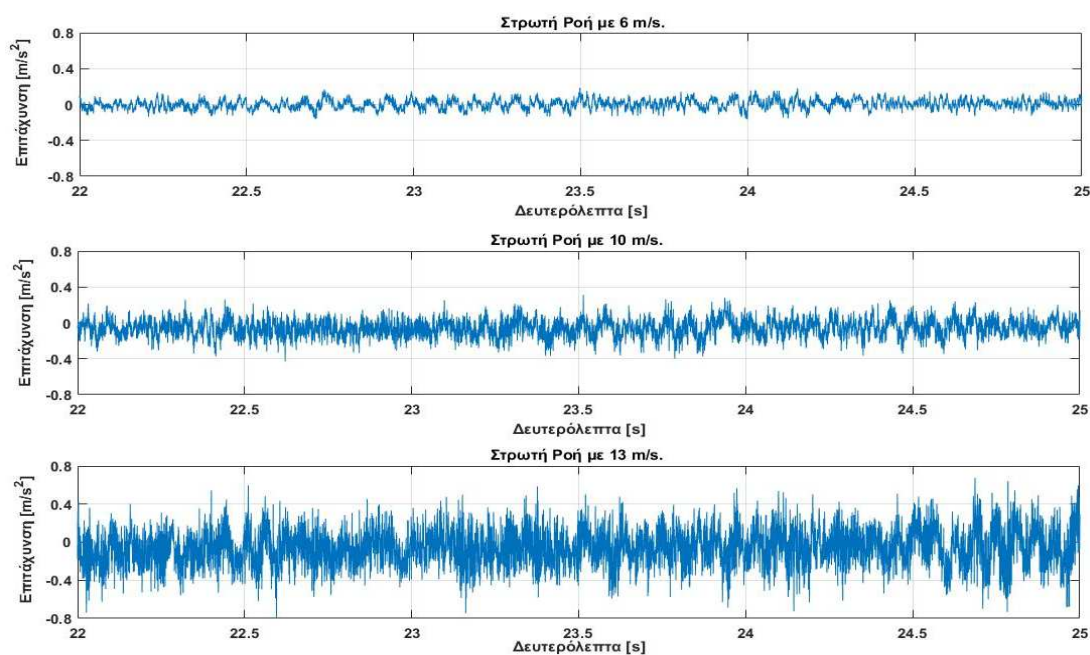
Στην παρούσα παράγραφο γίνεται αναφορά στη παρουσίαση και το σχολιασμό των αποτελεσμάτων της κατακόρυφης επιτάχυνσης που δέχεται η αεροτομή υπό την επίδραση στρωτού ροϊκού πεδίου αέρα στην αεροσήραγγα για τρεις διαφορετικές ταχύτητες: 6 m/s , 10 m/s , και 13 m/s .

Τα αποτελέσματα των μετρήσεων της κατακόρυφης επιτάχυνσης παρουσιάζονται στο Διάγραμμα 5.1 που ακολουθεί. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι η διάρκεια των πειραμάτων στρωτής ροής καθορίστηκε στα 60 sec. Η συχνότητα λήψης των μετρήσεων της επιτάχυνσης είναι καθορισμένη στις 2000 μετρήσεις ανά δευτερόλεπτο, γεγονός το

οποίο σημαίνει ότι οι συνολικές μετρήσεις επιτάχυνσης στην διάρκεια του πειράματος ανέρχονται στις 120000.

Για λόγους οπτικής ευκρίνειας της κυματομορφής της επιτάχυνσης, στο Διάγραμμα 5.1 επιλέχθηκε να παρουσιαστεί ένα τμήμα του συνολικού πειράματος, διάρκειας 3 sec το οποίο περιλαμβάνει 6000 μετρήσεις κατακόρυφης επιτάχυνσης, για κάθε μία από τις 3 διαφορετικές ταχύτητες αέρα.

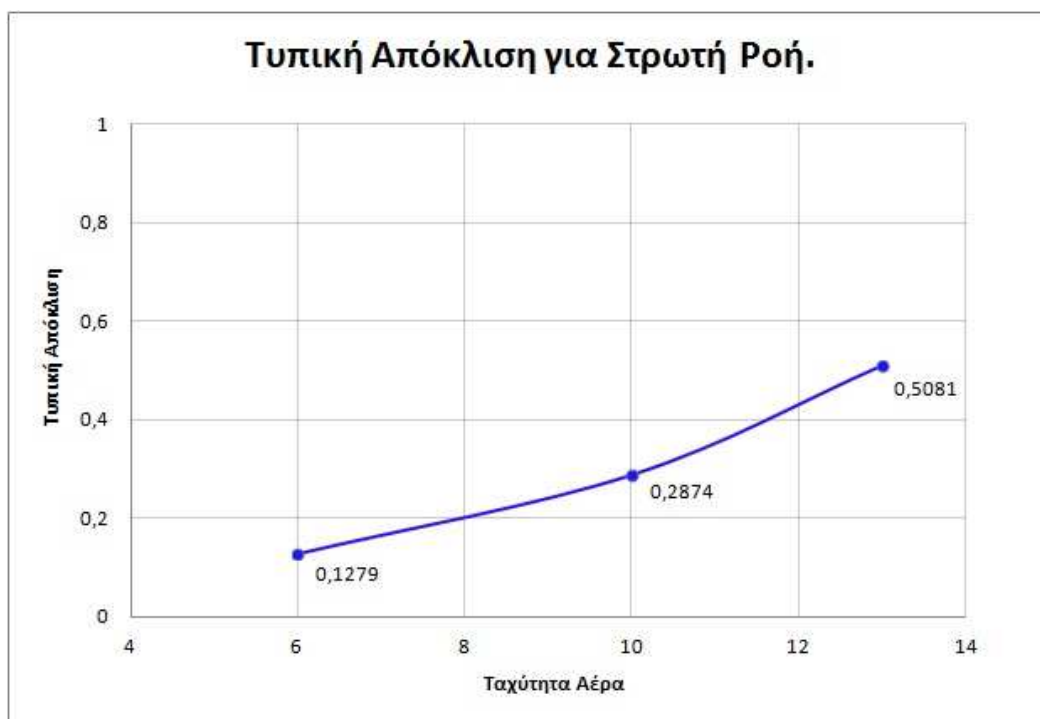
Τα αποτελέσματα των μετρήσεων που παρουσιάζονται στο Διάγραμμα 5.1 επιλέχθηκαν τυχαία από το σύνολο των μετρήσεων που πάρθηκαν στα πλαίσια του πειράματος και αφορούν τις μετρήσεις που καταγράφηκαν από το εικοστό δεύτερο έως το εικοστό πέμπτο δευτερόλεπτο της διάρκειας του πειράματος.



Διάγραμμα 5.1: Κυματομορφές κατακόρυφης επιτάχυνσης υπό την επίδραση στρωτού ροϊκού πεδίου σε 3 διαφορετικές ταχύτητες αέρα

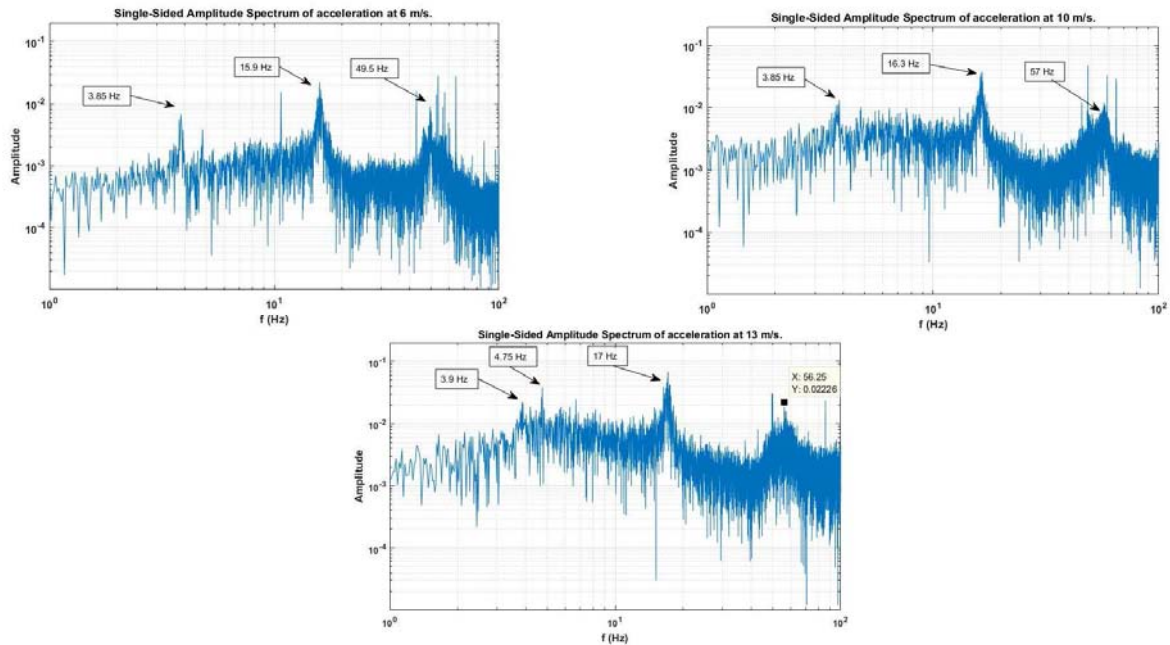
Στο Διάγραμμα 5.2 που ακολουθεί παρουσιάζονται συνοπτικά η συμπεριφορά της τυπικής απόκλισης της κυματομορφής της κατακόρυφης επιτάχυνσης που δέχεται η αεροτομή υπό την επίδραση στρωτής ροής, σε τρεις διαφορετικές ταχύτητες αέρα.

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι οι τιμές της τυπικής απόκλισης προήλθαν από το σύνολο των μετρήσεων που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια αυτού του πειράματος, οι οποίες διαφέρουν από τις μετρήσεις που παρουσιάστηκαν στο διαγραμμα που προηγήθηκε, και οι οποίες αθροίζονται στις 120000 σε διάστημα 60 δευτερολέπτων.



Διάγραμμα 5.2: Συμπεριφορά τυπικής απόκλισης των μετρήσεων συναρτήσει της ταχύτητας αέρα σε στρωτό ροϊκό πεδίο

Από το Διάγραμμα 5.2 παρατηρούμε ότι με την αύξηση της ταχύτητας του αέρα στην αεροσήραγγα έχουμε και αύξηση της απόκλισης των μετρήσεων της επιτάχυνσης που δέχεται η αεροτομή, γεγονός το οποίο αναμέναμε καθώς και από το Διάγραμμα 5.1 βλέπουμε ότι με την αύξηση της ταχύτητας του αέρα αυξάνεται το εύρος επιτάχυνσης. Ειδικά, διαπιστώνουμε ότι ο διπλασιασμός της ταχύτητας του αέρα έχει ως αποτέλεσμα τον τετραπλασιασμό της απόκλισης της επιτάχυνσης. Στην συνέχεια εξετάζουμε τις μετρήσεις στο πεδίο της συχνότητας μέσω του μετασχηματισμού Fast Fourier Transform (FFT). Ο μετασχηματισμός έγινε με το υπολογιστικό πακέτο MATLAB, και τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Διάγραμμα 5.3



Διάγραμμα 5.3: Αποτελέσματα μετασχηματισμού Fourier για στρωτή ροή αέρα

Από το Διάγραμμα 5.3_στο οποίο φαίνονται τα φάσματα συχνοτήτων των μετρήσεων όπως προκύπτουν από τον μετασχηματισμό Fourier, παρατηρούμε ότι και για τις 3 διαφορετικές ταχύτητες αέρα οι συχνότητες με την μεγαλύτερη συνεισφορά και συνεπώς οι κυριότερες, κυμαίνονται στην περιοχή των 16 Hz. Επίσης παρατηρούμε ότι στις 3 διαφορετικές τιμές ταχύτητας αέρα, υπάρχει ένα εύρος συχνοτήτων οι οποίες διεγείρονται. Το εύρος αυτών των συχνοτήτων βρίσκεται στην περιοχή των 55 Hz.

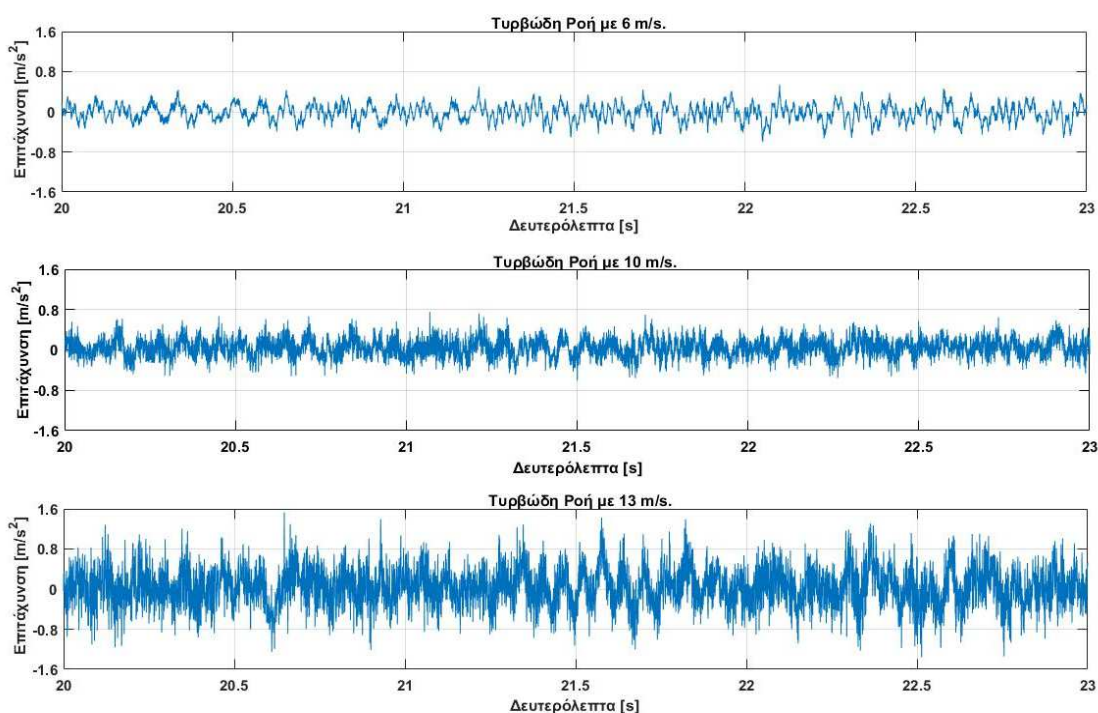
Στον πίνακα που ακολουθεί παρουσιάζονται συνοπτικά οι συχνότητες των κυματομορφών της επιτάχυνσης της αεροτομής υπό την επίδραση στρωτής ροής, σε τρεις διαφορετικές ταχύτητες ροής αέρα. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται κατά τη φθίνουσα τιμή του Amplitude, το οποίο και εκφράζει τη συνεισφορά της κάθε συχνότητας στην τελική κυματομορφή της επιτάχυνσης. Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι οι συχνότητες οι οποίες συνοψίζονται στον πίνακα προήλθαν από το σύνολο των μετρήσεων που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια αυτού του πειράματος, και οι οποίες αθροίζονται στις 120000 σε διάστημα 60 δευτερολέπτων.

Ταχύτητα	6 m/s	10 m/s	13 m/s
F (Hz)	15.9	16.3	17
Amplitude	0.0221	0.0221	0.06758

Πίνακας 5.1: Κύριες συχνότητες της κυματομορφής της επιτάχυνσης

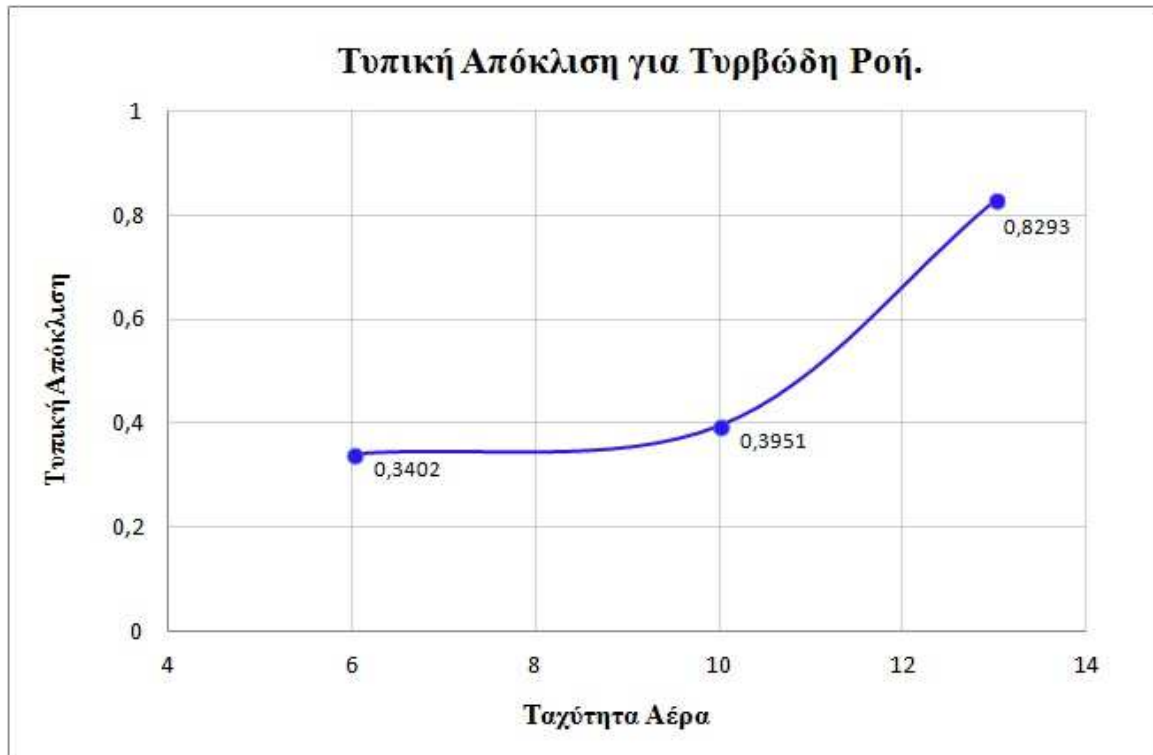
5.2 Ταλαντώσεις σε τυρβώδη ροή

Με τη χρήση κατάλληλου πλέγματος επιτυγχάνεται η δημιουργία τυρβώδους ροής στην αεροσήραγγα για τρεις διαφορετικές ταχύτητες: 6 m/s , 10 m/s , και 13 m/s . Τα αποτελέσματα των μετρήσεων της κατακόρυφης επιτάχυνσης είναι τα εξής:



Διάγραμμα 5.4: Κυματομορφές κατακόρυφης επιτάχυνσης υπό την επίδραση τυρβώδους ροϊκού πεδίου σε 3 διαφορετικές ταχύτητες αέρα

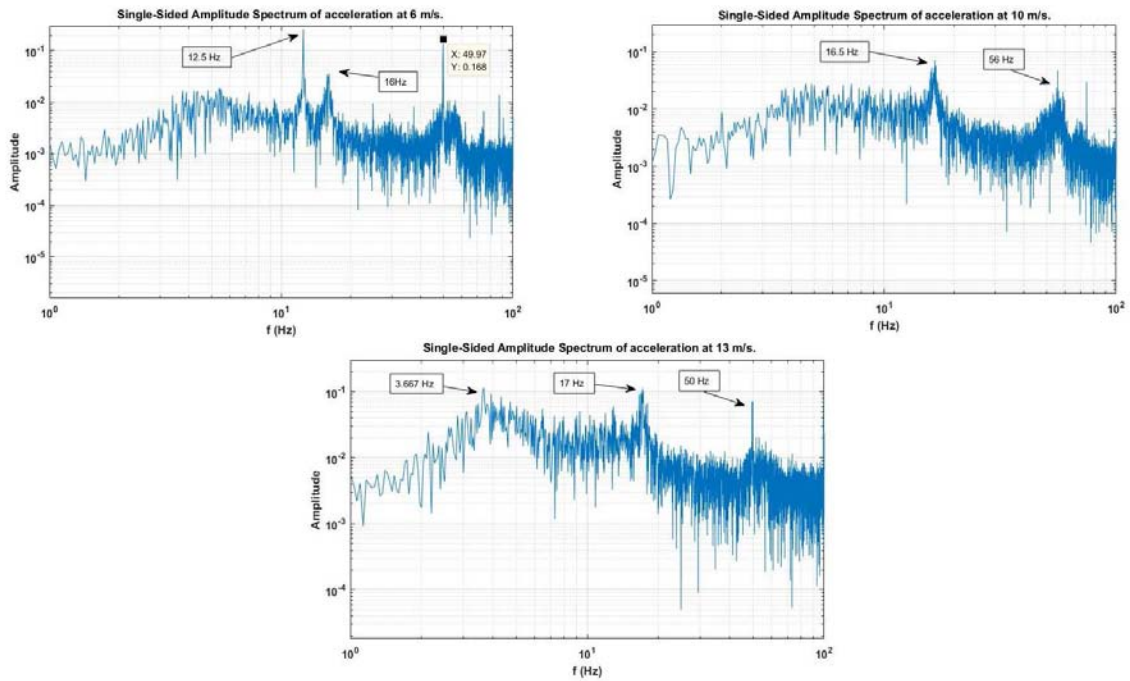
Από το Διάγραμμα 5.4 παρατηρούμε ότι με την αύξηση της μέσης ταχύτητας αέρα εμφανίζεται και αύξηση στο εύρος τιμών επιταχύνσεων πάνω στην πτέρυγα, κάτι που περιμέναμε εξ' αρχής, καθώς δημιουργείται όλο και πιο έντονη τύρβη.



Διάγραμμα 5.5: Συμπεριφορά τυπικής απόκλισης των μετρήσεων συναρτήσει της ταχύτητας αέρα σε τυρβώδες ροϊκό πεδίο

Από το Διάγραμμα 5.5 παρατηρούμε ότι η τυπική απόκλιση αυξάνεται με αύξηση της ταχύτητας του αέρα. Ειδικότερα, για μετάβαση από την ταχύτητα των 6 m/s στα 10 m/s η απόκλιση των μετρήσεων αυξάνεται σε μικρό βαθμό, ενώ στην ταχύτητα των 13 m/s η απόκλιση των μετρήσεων είναι η διπλάσια της αντίστοιχης για 10 m/s . Η σημαντική αυτή αύξηση της απόκλισης οφείλεται στο γεγονός ότι για ταχύτητα 13 m/s διεγείρονται συχνότητες της τάξης των 3.667 Hz όπως φαίνεται και στο Διάγραμμα 5.6 που ακολουθεί, οι οποίες προσεγγίζουν την ιδιοσυχνότητα της ζυγαριάς μας, η οποία υπολογίζεται στο Κεφάλαιο 6 και ισούται με 3.7 Hz . Το γεγονός αυτό προκαλεί συντονισμό της επιτάχυνσης της πτέρυγας και της ζυγαριάς με αποτέλεσμα έντονη ταλαντωτική συμπεριφορά των μετρήσεων και απότομη αύξηση της απόκλισης τους από την μέση τιμή.

Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα φάσματα συχνοτήτων των μετρήσεων για τις 3 διαφορετικές ταχύτητες, όπως προκύπτουν μέσω του μετασχηματισμού Fast Fourier Transform (FFT).



Διάγραμμα 5.6: Αποτελέσματα μετασχηματισμού Fourier για τυρβώδη ροή

Παρατηρούμε ότι για όλες τις ταχύτητες η πρώτη και μεγαλύτερη σε ισχύ συχνότητα εμφανίζεται στην περιοχή των 16 Hz περίπου. Η δεύτερη συχνότητα που εμφανίζεται και στα 3 διαγράμματα είναι στην περιοχή των 50 Hz περίπου, και ομοίως με την πρώτη, έχει ισχυρή επίδραση μόνο στη χαμηλή ταχύτητα.

Επίσης η εμφάνιση εντονότερης τύρβης στην υψηλή ταχύτητα ροής διεγείρει πολλές υψηλές συχνότητες όπως φαίνεται στο 3^ο διάγραμμα της παραπάνω γραφικής παράστασης.

Ταχύτητα	6 m/s	10 m/s	13 m/s
F (Hz)	16	16.5	17
Amplitude	0.03604	0.07308	0.1125

Πίνακας 5.2: Κύριες συχνότητες της κυματομορφής της επιτάχυνσης

5.3 Ταλαντώσεις σε απόρρευμα δινών von Karman

Με την κατασκευή κατάλληλης πειραματικής διάταξης, όπως παρουσιάστηκε στο Κεφάλαιο 3, επιτυγχάνεται η δημιουργία δινών Von Karman. Σε αυτήν την παράγραφο παρουσιάζεται η συμπεριφορά της κατακόρυφης επιτάχυνσης που δέχεται η πτέρυγα υπό την επίδραση αυτού του ροϊκού πεδίου για 2 διαφορετικές ταχύτητες αέρα. Στον πίνακα που ακολουθεί υπολογίζεται ο αδιάστατος αριθμός Reynolds με χαρακτηριστικό μήκος την διάμετρο του κυλίνδρου, καθώς και ο αριθμός Strouhal σύμφωνα με τον τύπο που αναφέρεται στη παράγραφο 2.3.6.2.

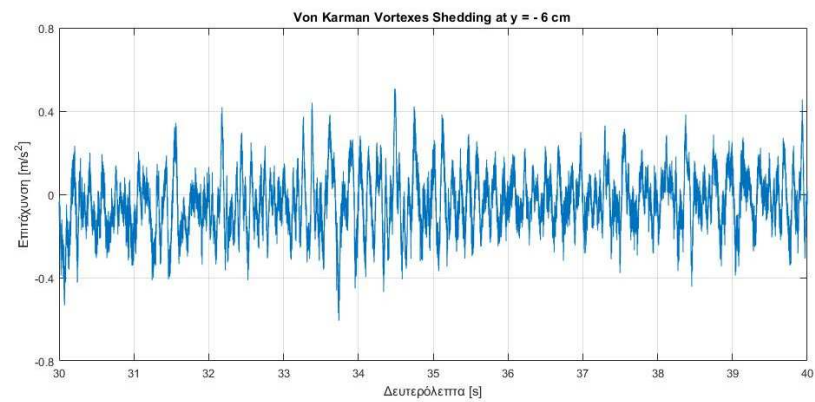
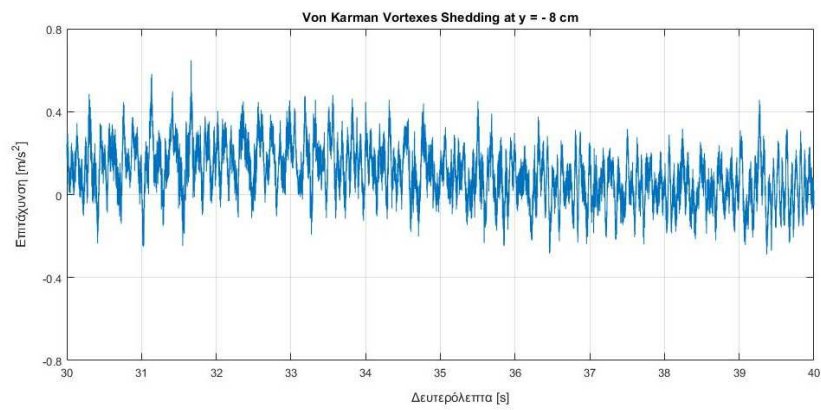
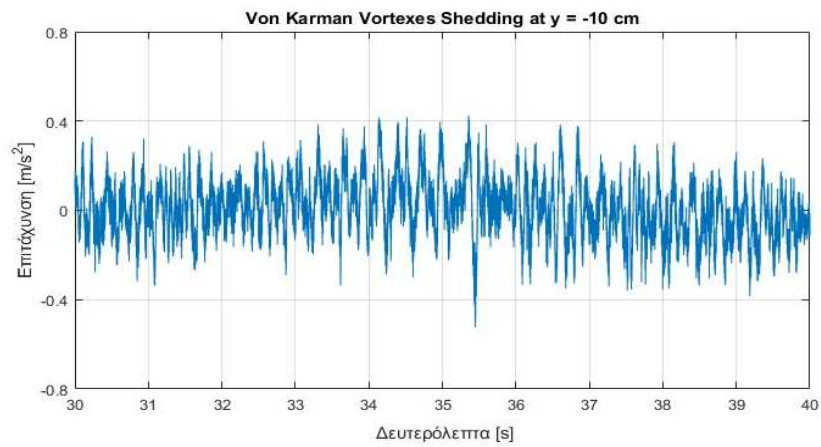
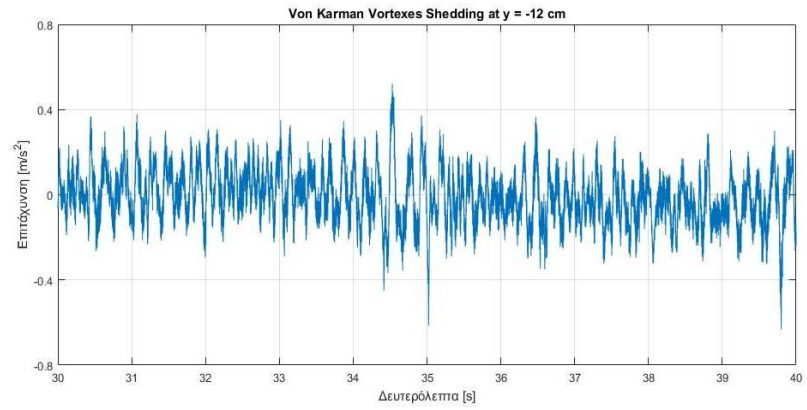
Ταχύτητα	Re	St
6 m/s	47651	0.1877
13 m/s	103243	0.1845

Πίνακας 5.3: Αδιάστατοι αριθμοί Reynolds και Strouhal.

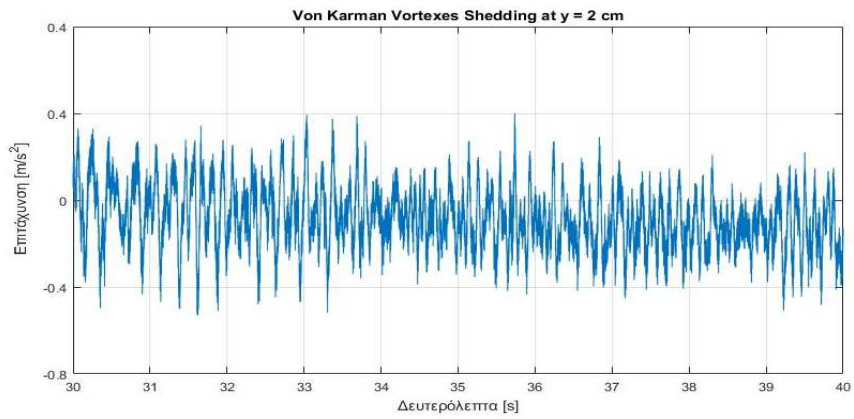
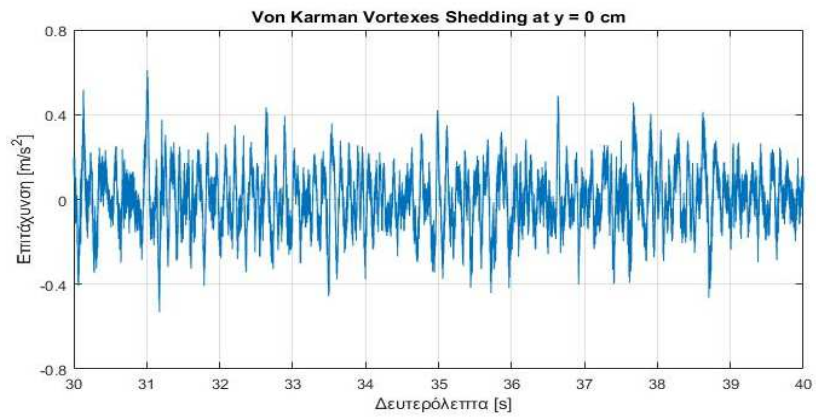
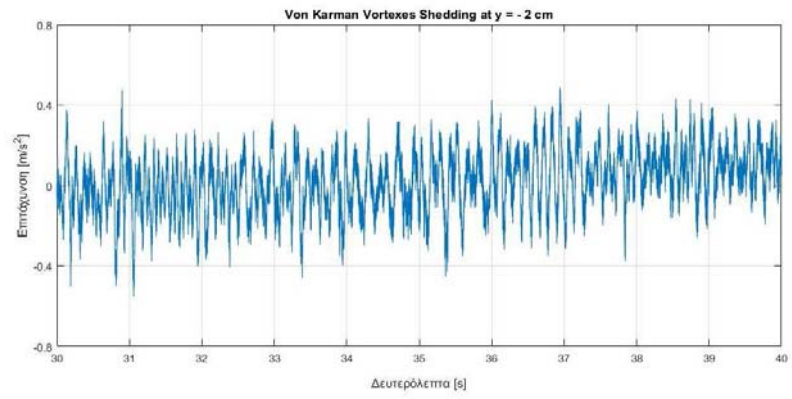
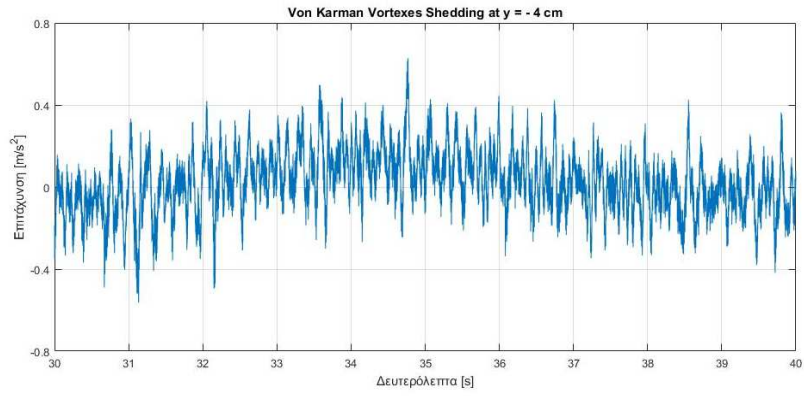
Χρησιμοποιώντας τον ορισμό του αδιάστατου αριθμού Strouhal για τις δύο διαφορετικές ταχύτητες αέρα, προκύπτει ότι η συχνότητα von Karman για ταχύτητα 6 m/s κυμαίνεται στην περιοχή των 9 Hz και για ταχύτητα 13 m/s κυμαίνεται στην περιοχή των 20 Hz.

5.3.1 Ταχύτητα αέρα στα 6 m/s.

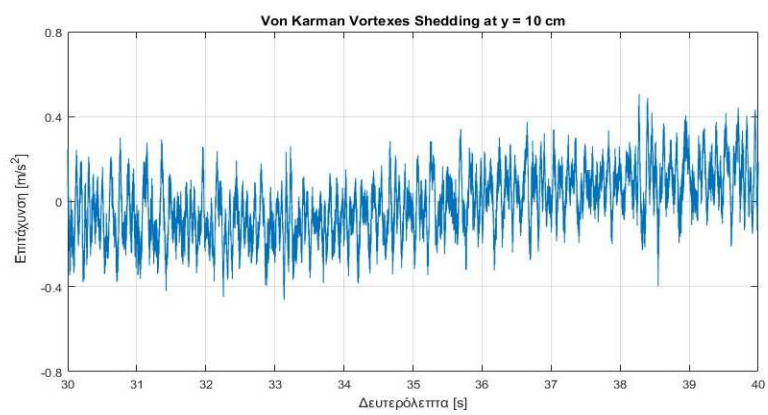
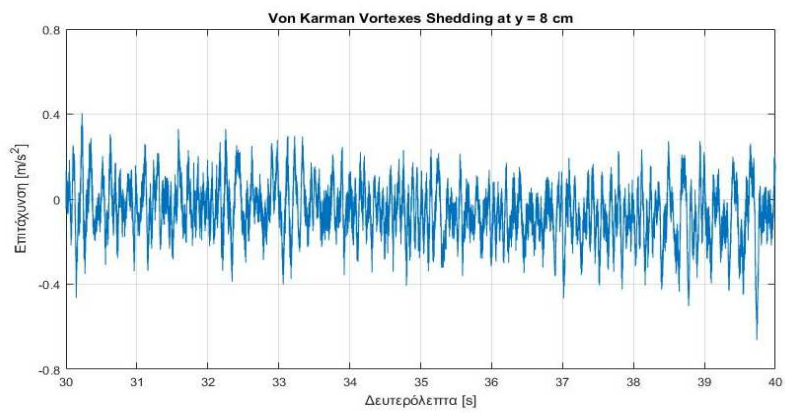
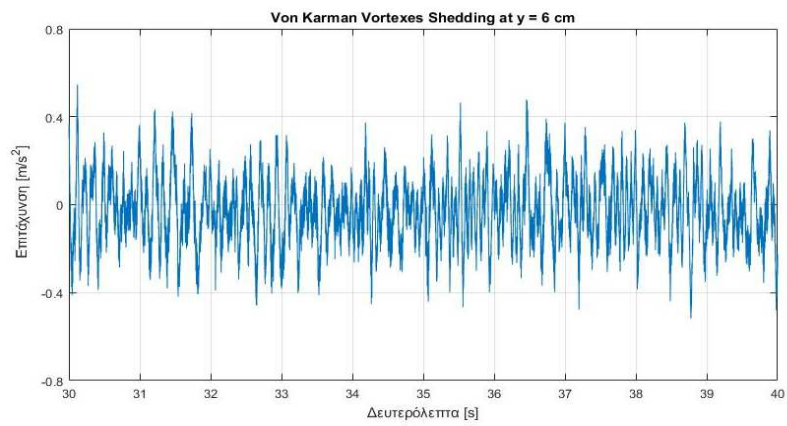
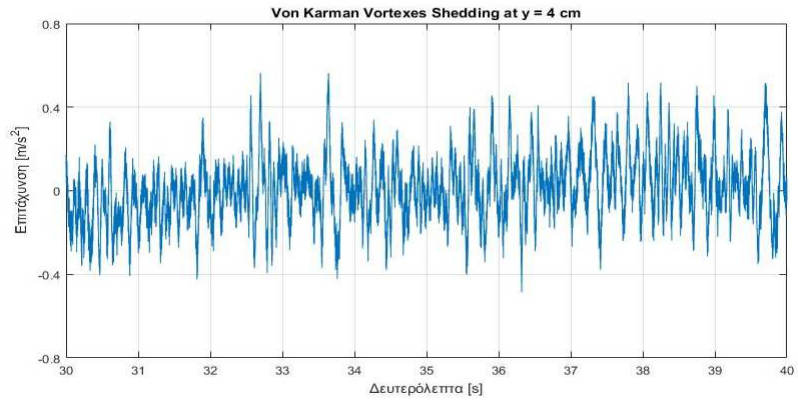
Στην συνέχεια παρουσιάζονται οι κυματομορφές των μετρήσεων της κατακόρυφης επιτάχυνσης, όπως αυτές προέκυψαν κατά την διάρκεια των πειραμάτων, για 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου. Για λόγους οπτικής ευκρίνειας επιλέχθηκε να παρουσιαστεί ένα τμήμα του συνολικού πειράματος, διάρκειας 10 δευτερολέπτων το οποίο περιλαμβάνει 20000 μετρήσεις, για κάθε μία από τις 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου. Τα αποτελέσματα που παρουσιάζονται επιλέχθηκαν τυχαία από το σύνολο των μετρήσεων που πάρθηκαν στα πλαίσια του πειράματος και αφορούν τις μετρήσεις που καταγράφηκαν από το τριακοστό έως το τεσσαρακοστό δευτερόλεπτο της διάρκειας του πειράματος.



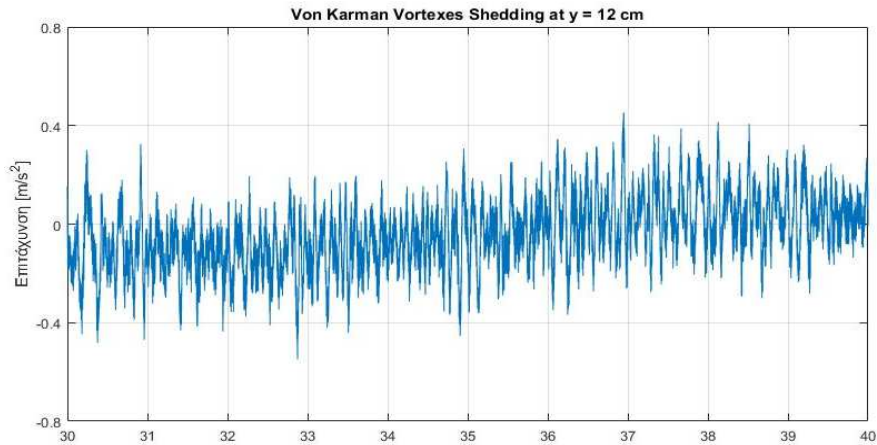
Διάγραμμα 5.7, 5.8, 5.9, 5.10: Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -12, -10, -8, -6$ cm



Διάγραμμα 5.11, 5.12, 5.13, 5.14: Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -4, -2, 0, 2$ cm

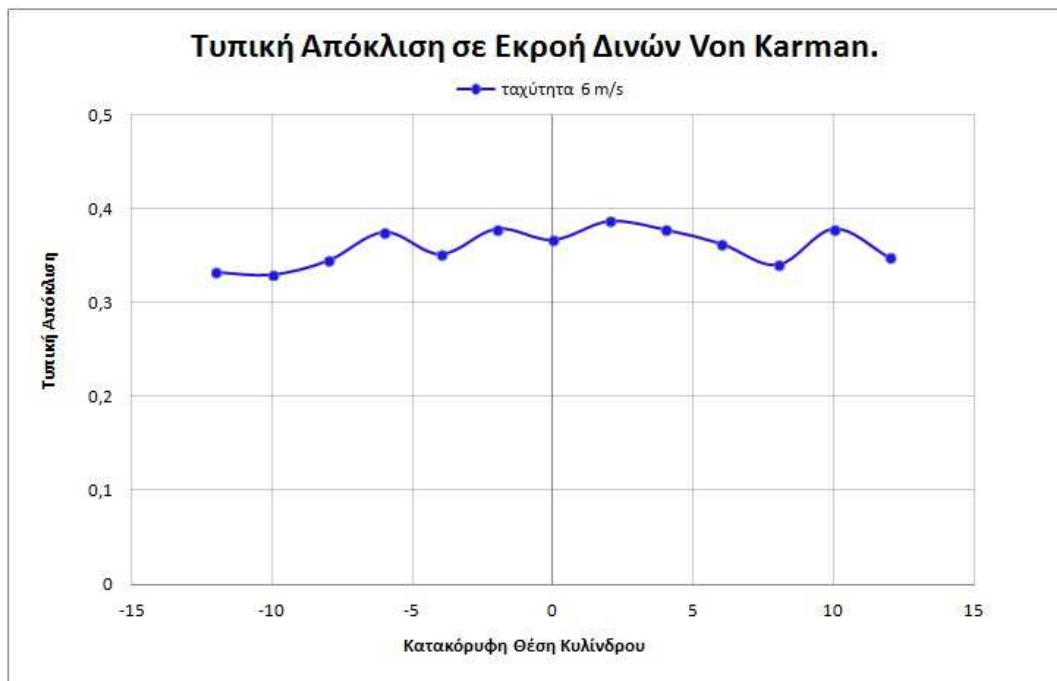


Διάγραμμα 5.15, 5.16, 5.17, 5.18: Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = 4, 6, 8, 10$ cm



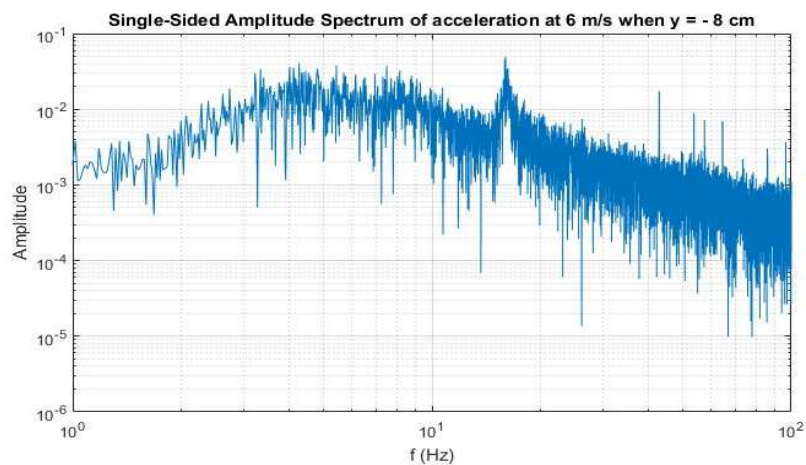
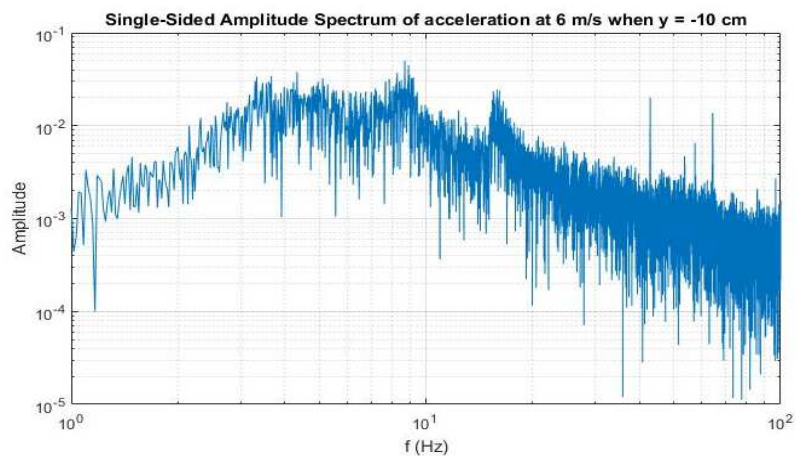
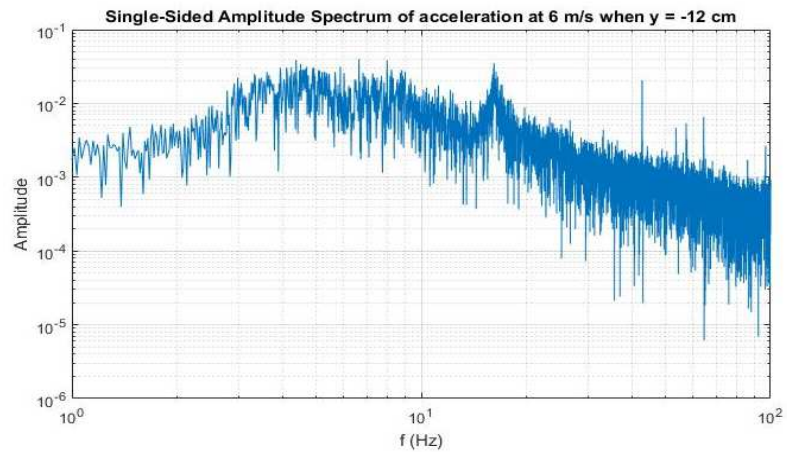
Διάγραμμα 5.19: Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y=12\text{ cm}$

Στο Διάγραμμα 5.20 που ακολουθεί παρουσιάζεται η τυπική απόκλιση της επιτάχυνσης συναρτήσει της κατακόρυφης θέσης του κυλίνδρου. Στα πλαίσια του πειράματος πραγματοποιήθηκαν δοκιμές και μετρήσεις επιτάχυνσης για 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου, και όπως προκύπτει από το διάγραμμα η τυπική απόκλιση δεν μεταβάλλεται σε σημαντικό βαθμό και επομένως θα μπορούσαμε να πούμε ότι σε μικρές ταχύτητες δεν επηρεάζεται από την θέση του κυλίνδρου.

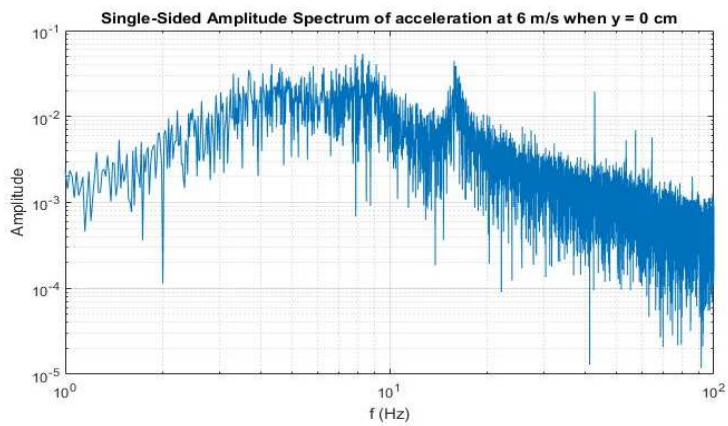
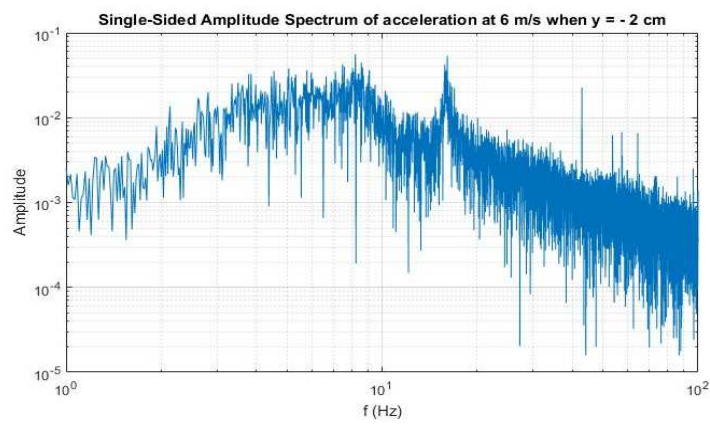
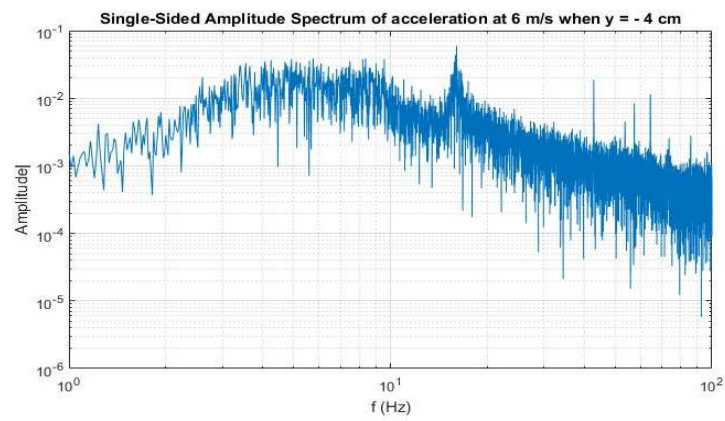
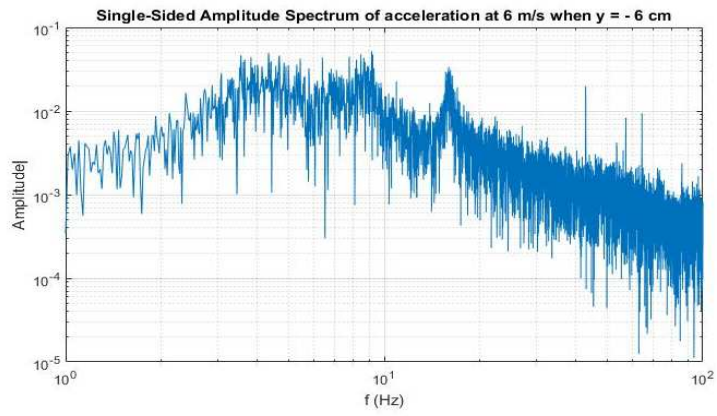


Διάγραμμα 5.20: Συμπεριφορά τυπικής απόκλισης των μετρήσεων συναρτήσει της κατακόρυφης θέσης του κυλίνδρου σε δίνες Von Karman.

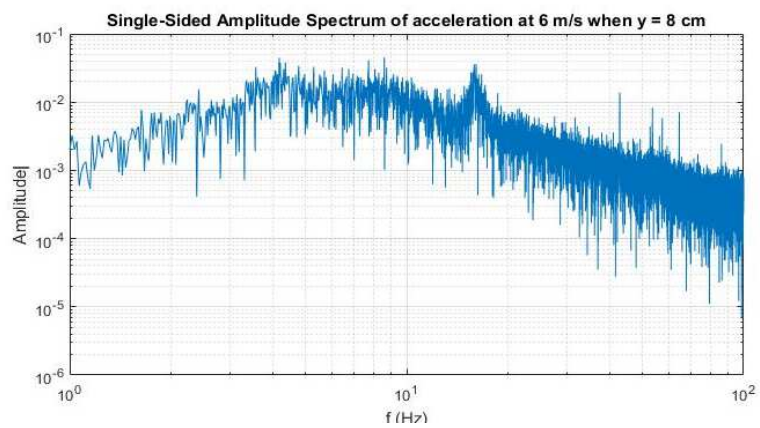
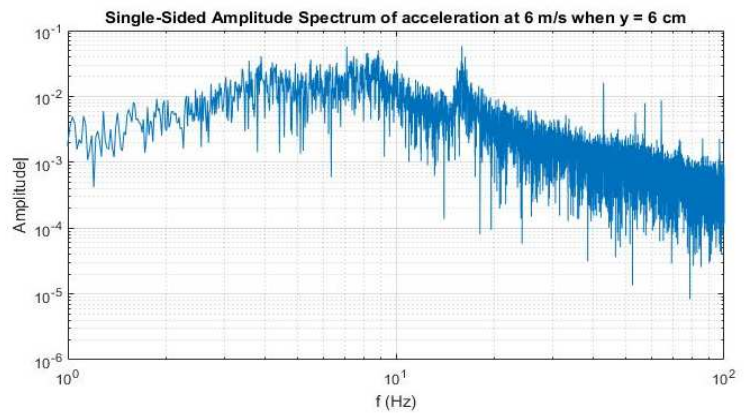
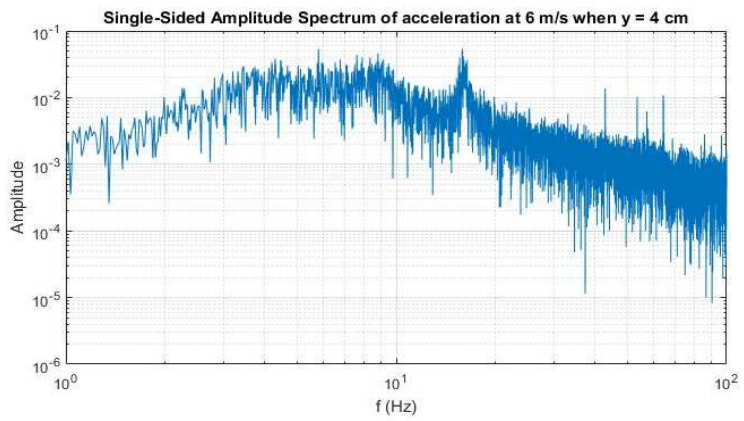
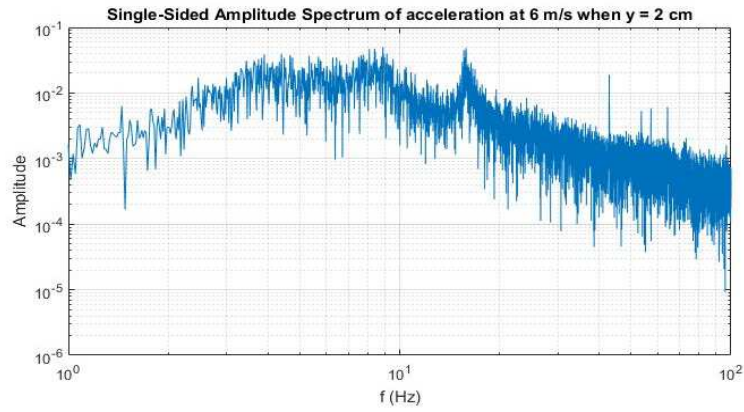
Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα φάσματα συχνοτήτων των μετρήσεων για τις 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου, όπως προκύπτουν μέσω του μετασχηματισμού Fast Fourier Transform (FFT).



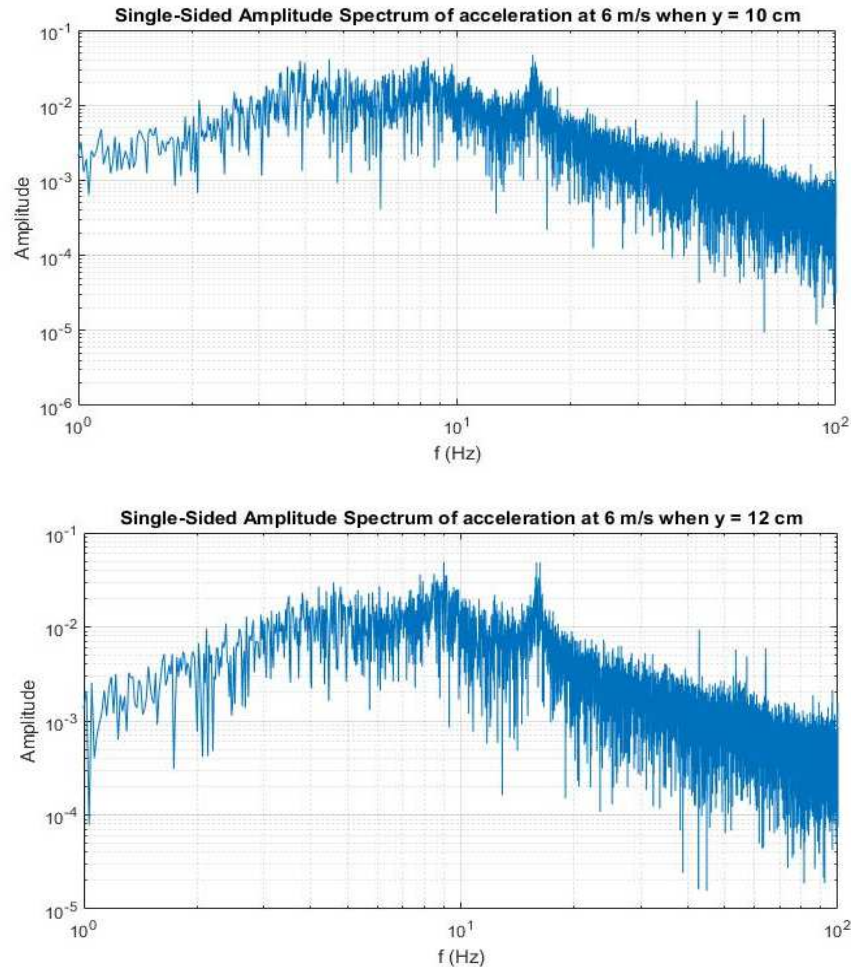
Διάγραμμα 5.21, 5.22, 5.23: Φάσμα συχνοτήτων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -12, -10, -8$ cm



Διάγραμμα 5.24, 5.25, 5.26, 5.27: Φάσμα συχνοτήτων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -6, -4, -2, 0$ cm



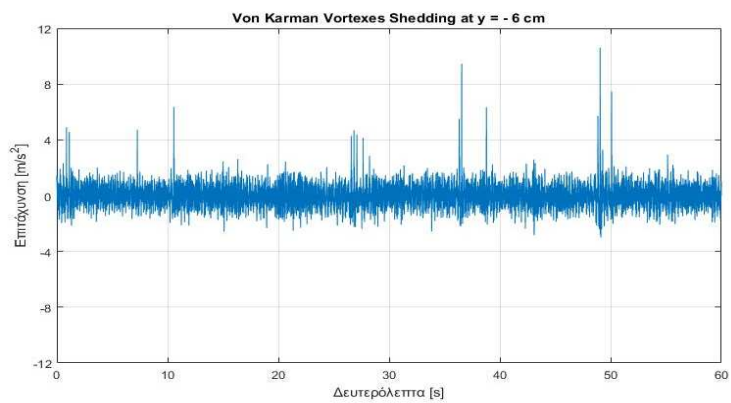
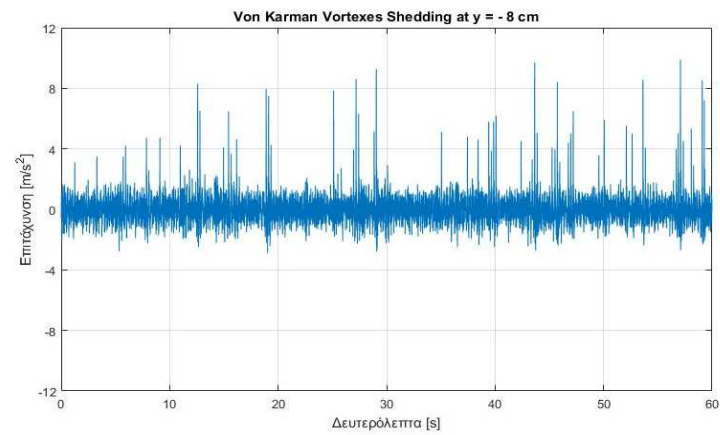
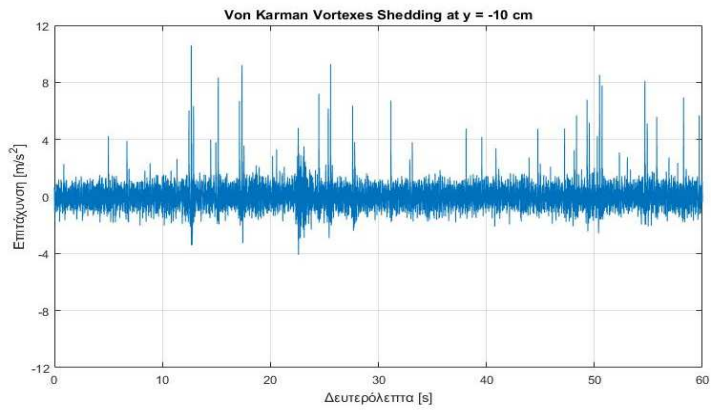
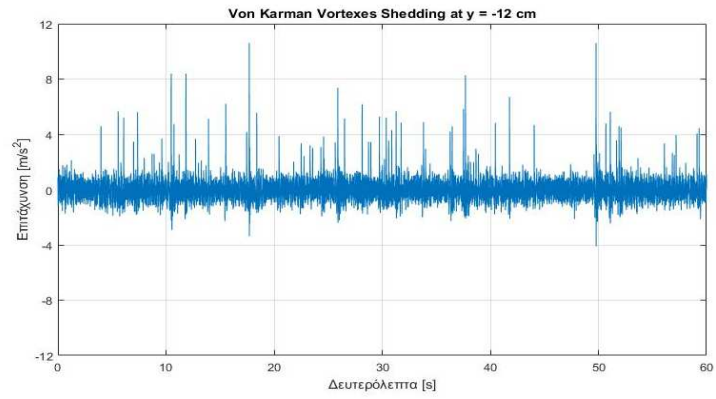
Διάγραμμα 5.28, 5.29, 5.30, 5.31: Φάσμα συχνοτήτων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = 2, 4, 6, 8$ cm



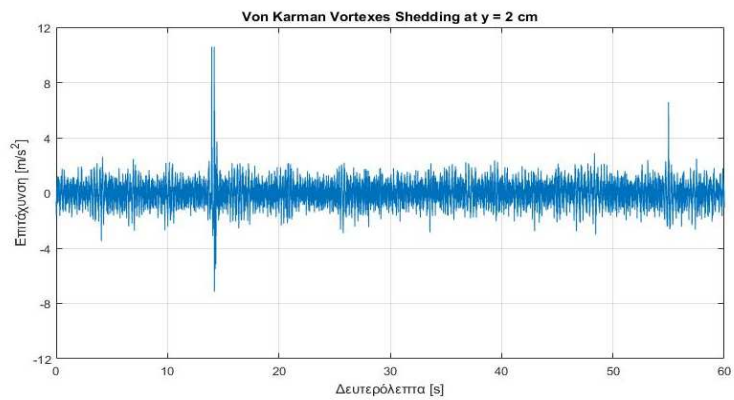
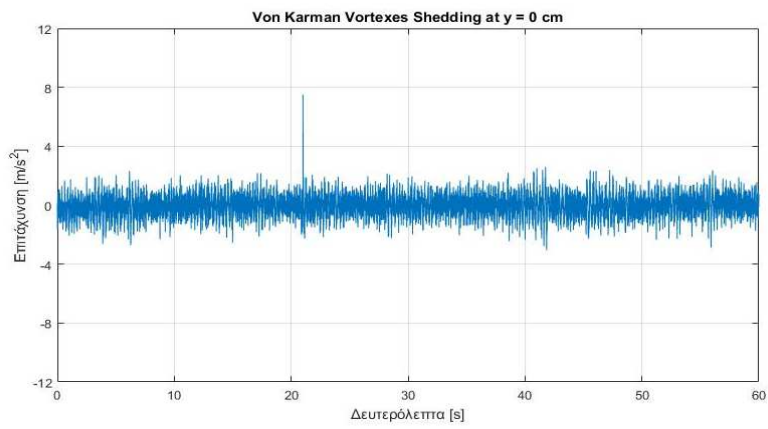
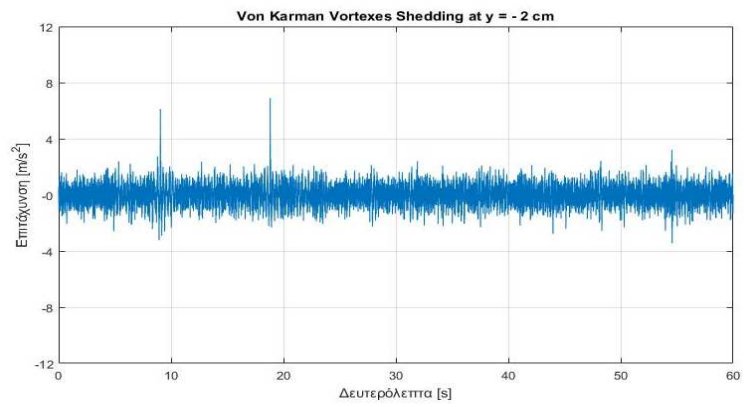
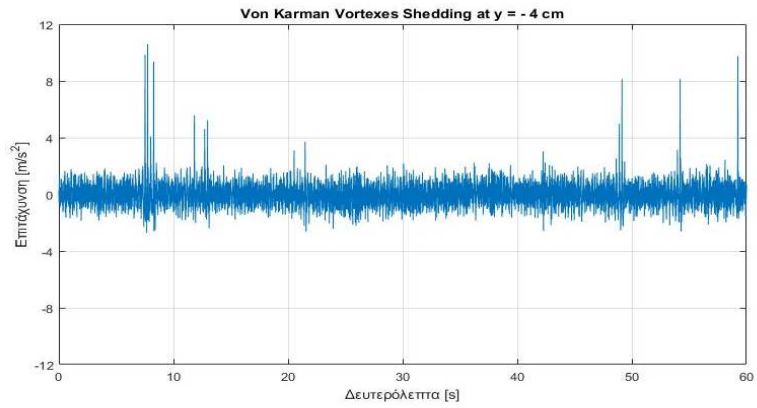
Διάγραμμα 5.32, 5.33: Φάσμα συχνοτήτων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = 10, 12$ cm

5.3.2 Ταχύτητα αέρα στα 13 m/s.

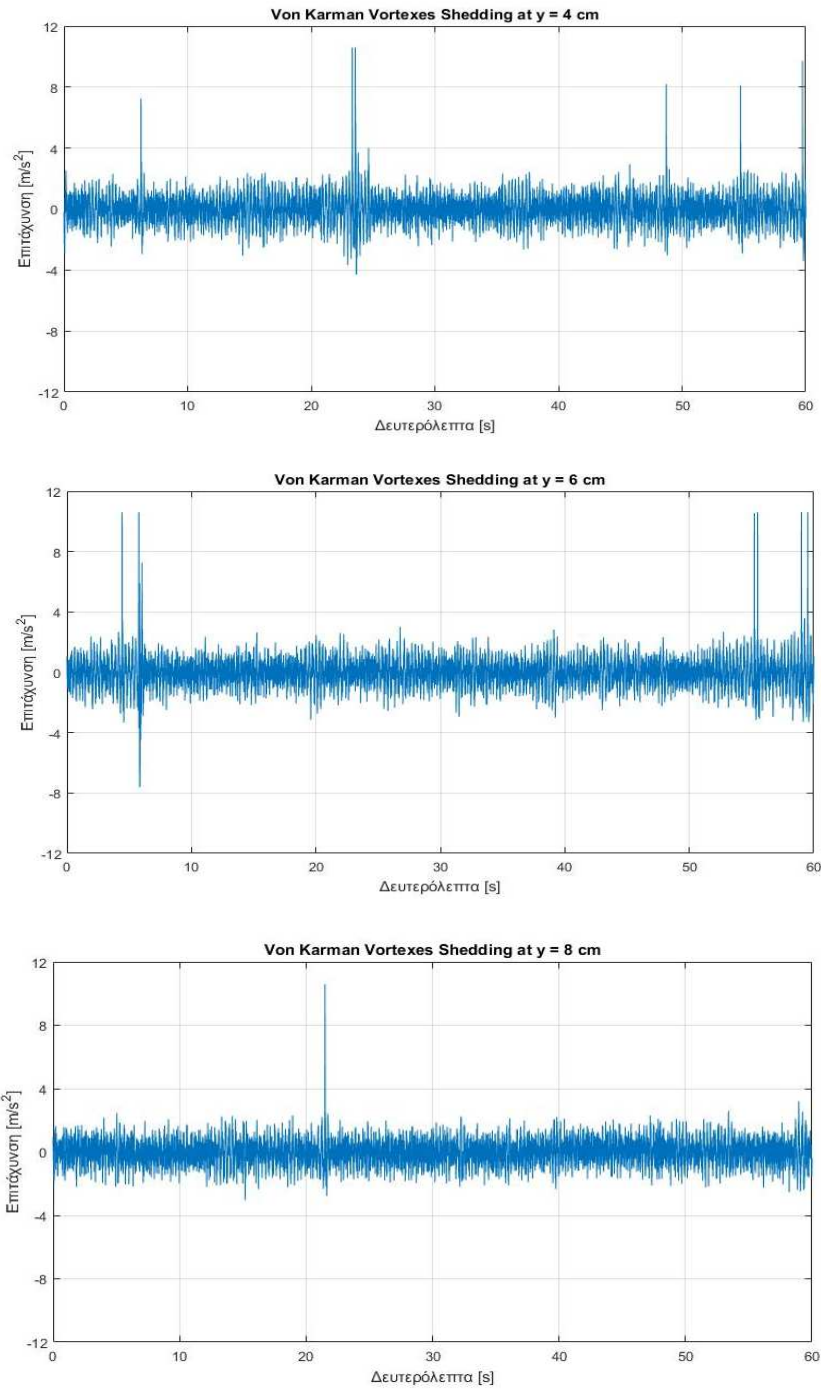
Σε αυτή η παράγραφο παρουσιάζονται οι κυματομορφές των μετρήσεων της κατακόρυφης επιτάχυνσης, όπως αυτές προέκυψαν από τα πειράματα, και πάλι για 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου. Στα διαγράμματα παρουσιάζεται το σύνολο των μετρήσεων που πραγματοποιήθηκαν, οι οποίες ανέρχονται σε 120000 σε διάστημα 60 δευτερολέπτων, για κάθε μία από τις 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου.



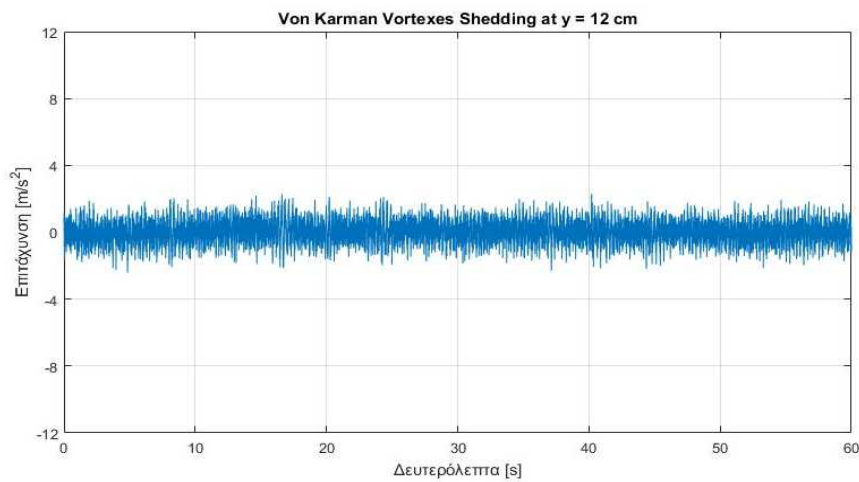
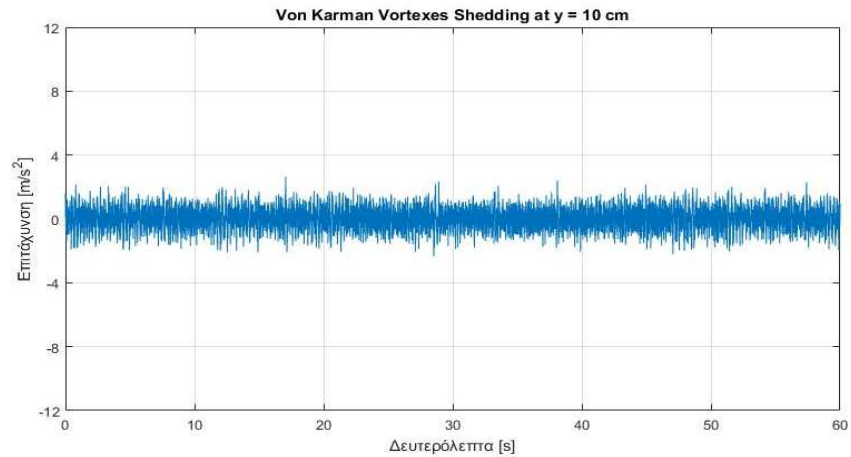
Διαγράμματα 5.34, 5.35, 5.36, 5.37: Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -12, -10, -8, -6$ cm



Διαγράμματα 5.38, 5.39, 5.40, 5.41: Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -4, -2, 0, 2$ cm

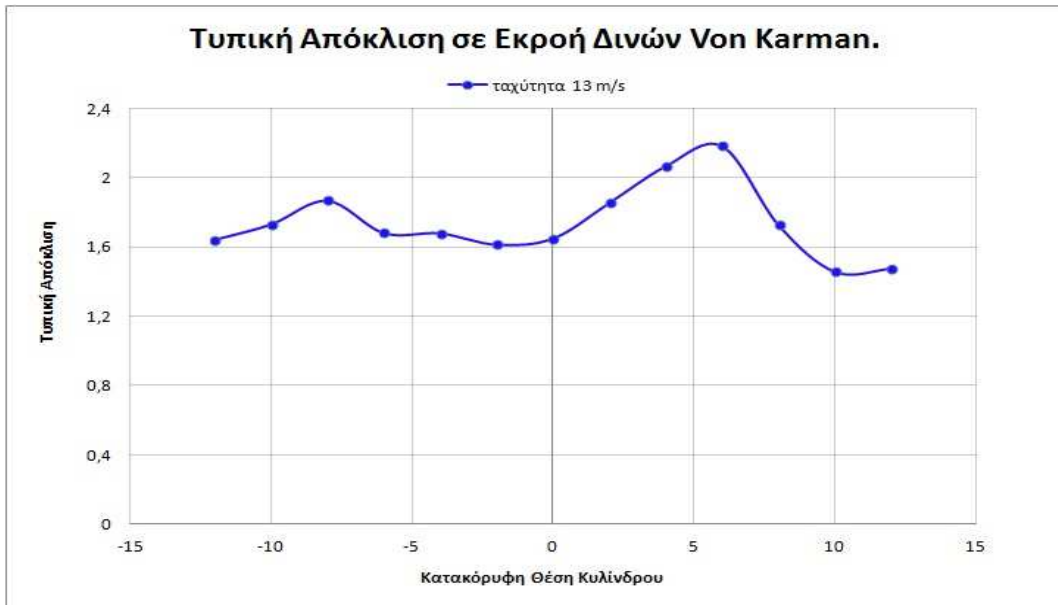


Διαγράμματα 5.42, 5.43, 5.44 Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = 4, 6, 8 \text{ cm}$



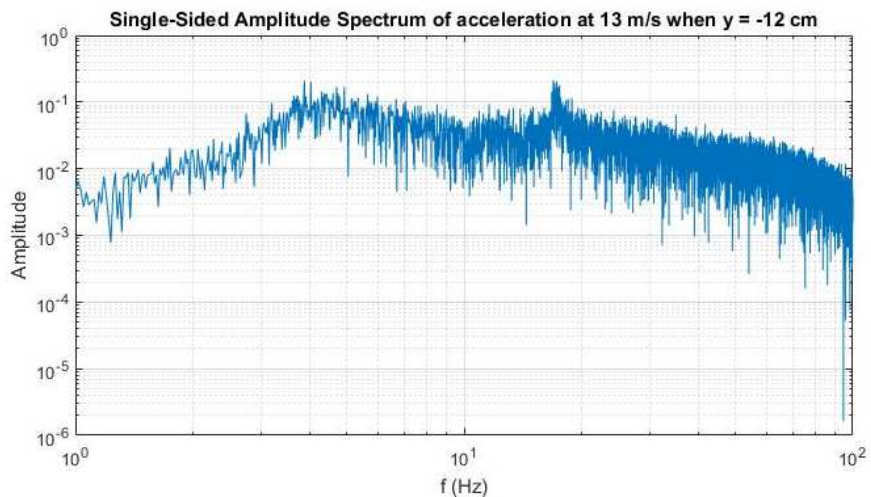
Διαγράμματα 5.45, 5.46: Επιτάχυνση σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = 10, 12$ cm

Στο Διάγραμμα 5.47 που ακολουθεί παρουσιάζεται η τυπική απόκλιση της επιτάχυνσης συναρτήσει της κατακόρυφης θέσης του κυλίνδρου. Στα πλαίσια του πειράματος πραγματοποιήθηκαν δοκιμές και μετρήσεις επιτάχυνσης για 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου, και όπως φαίνεται από το διάγραμμα η τυπική απόκλιση των μετρήσεων παρουσιάζει μέγιστη τιμή όταν το κέντρο του κυλίνδρου βρίσκεται στα 6 εκατοστά άνωθεν της ακμής προσβολής της πτέρυγας, ενώ αντίστοιχα η τυπική απόκλιση παρουσιάζει ελάχιστη τιμή όταν το κέντρο του κυλίνδρου βρίσκεται στα 10 εκατοστά άνωθεν της ακμής προσβολής της πτέρυγας.

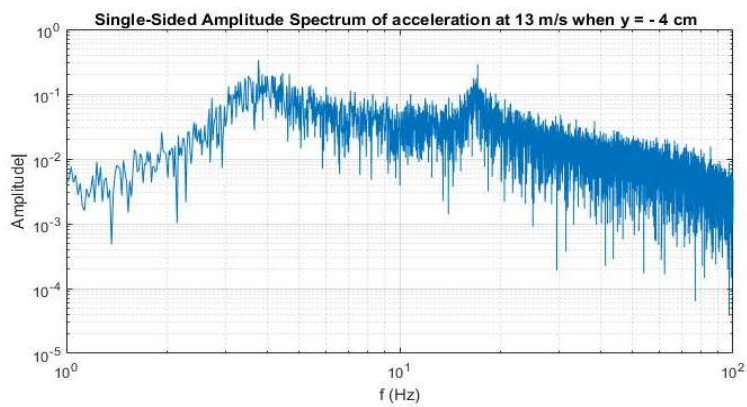
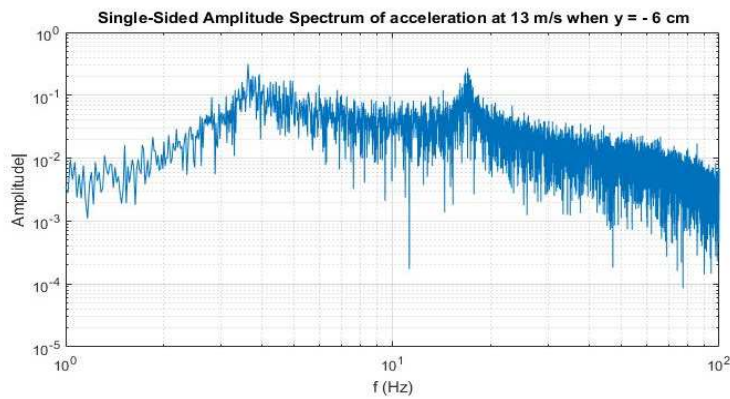
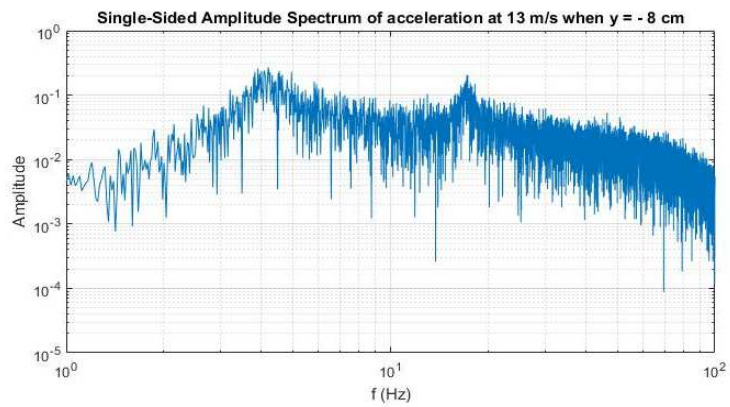
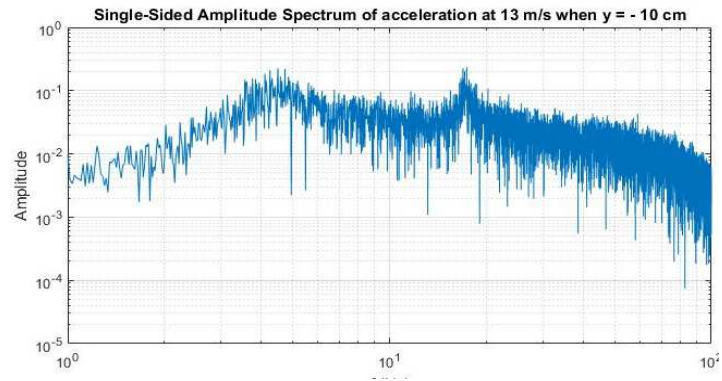


Διάγραμμα 5.47 Συμπεριφορά τυπικής απόκλισης των μετρήσεων συναρτήσει της ταχύτητας αέρα σε απόρρευμα δινών Von Karman

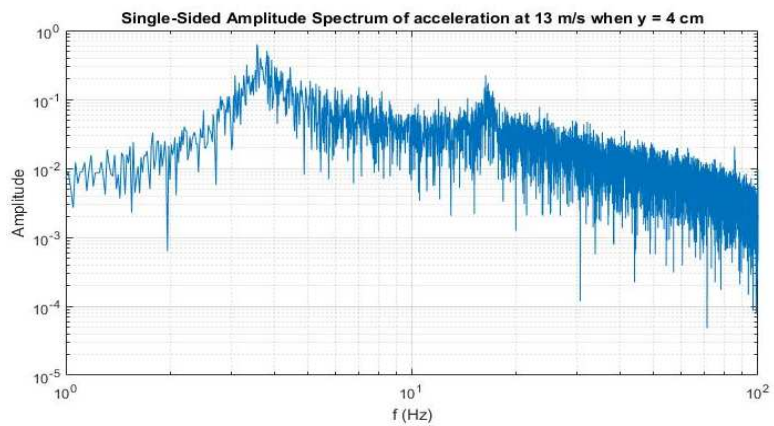
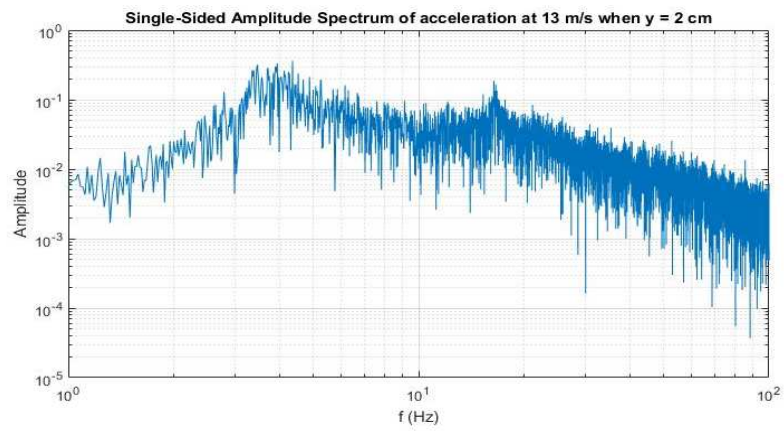
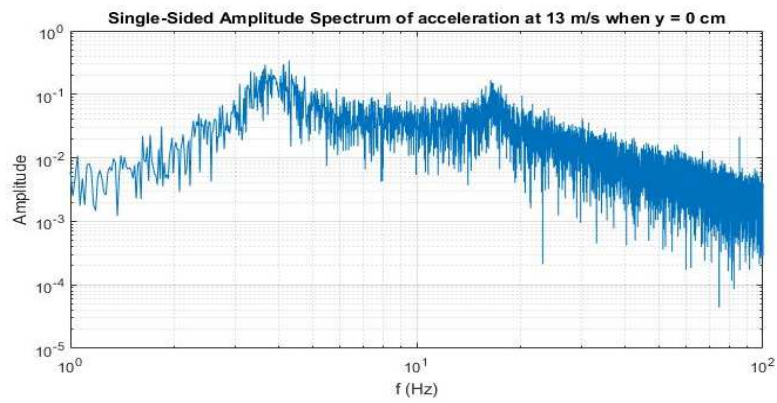
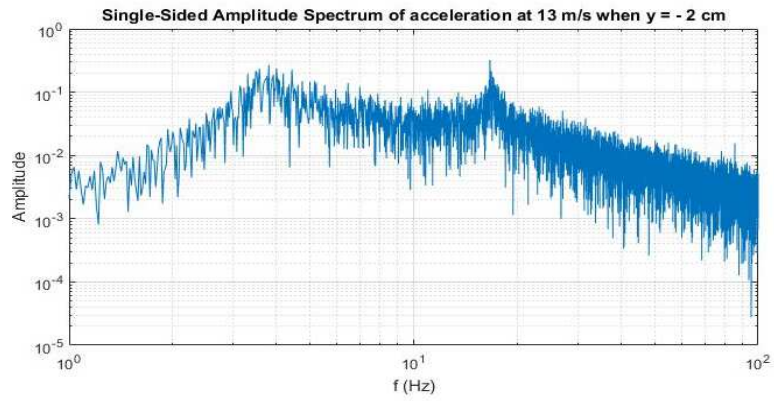
Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα φάσματα συχνοτήτων των μετρήσεων για τις 13 διαφορετικές κατακόρυφες θέσεις του κυλίνδρου, όπως προκύπτουν μέσω του μετασχηματισμού Fast Fourier Transform (FFT).



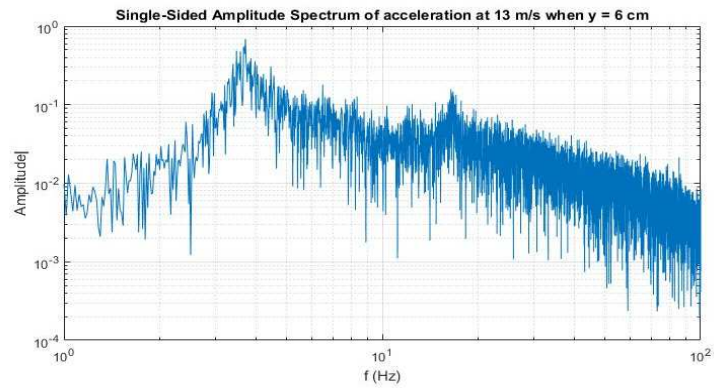
Διάγραμμα 5.48: Φάσμα συχνοτήτων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -12 \text{ cm}$



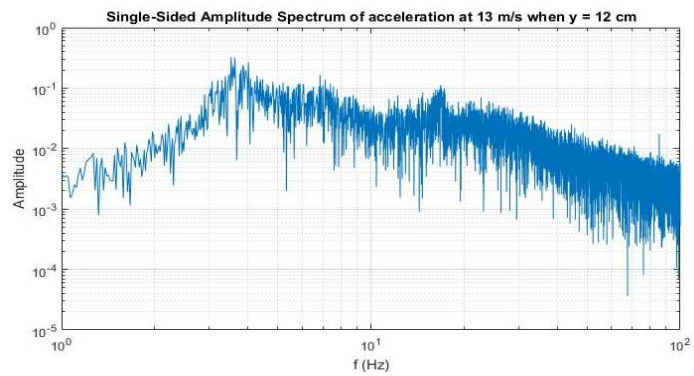
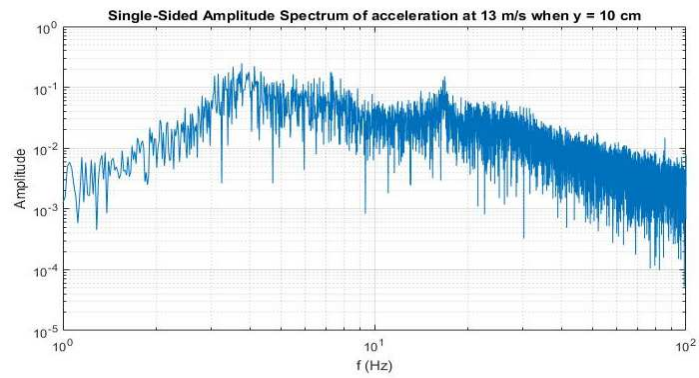
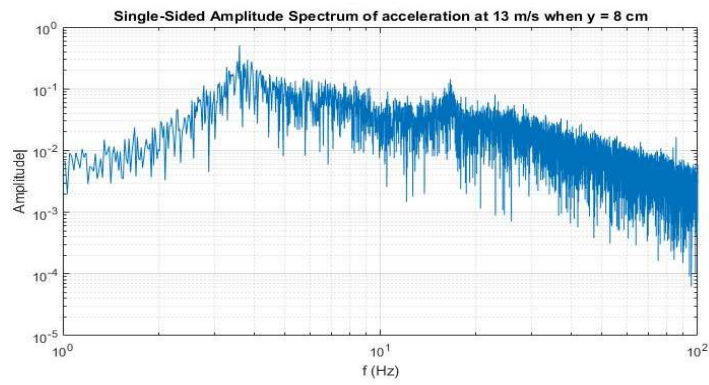
Διαγράμματα 5.49, 5.50, 5.51, 5.52: Φάσμα συχνότητων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -10, -8, -6, -4$ cm



Διαγράμματα 5.53, 5.54, 5.55, 5.56: Φάσμα συχνοτήτων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y = -2, 0, 2, 4$ cm



Διαγράμματα 5.56, 5.57, 5.58, 5.59

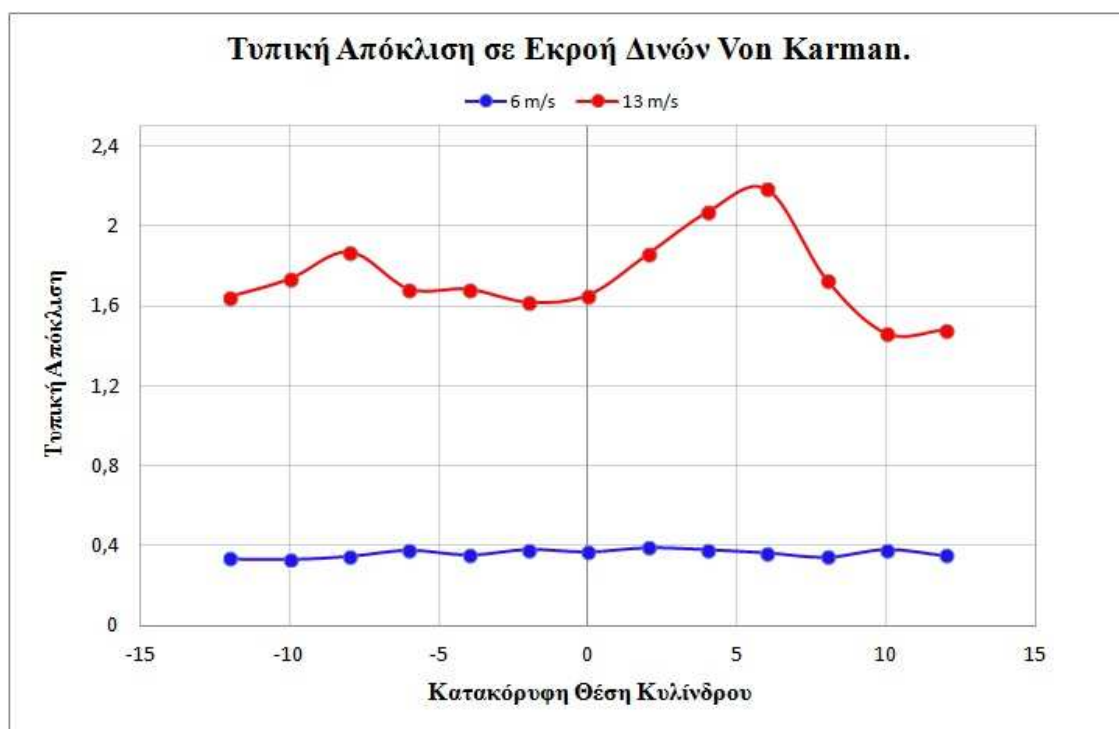


Διαγράμματα 5.57, 5.58, 5.59, 5.60: Φάσμα συχνοτήτων σε απόρρευμα δινών von Karman για $y=6, 8, 10, 12$ cm

5.4 Συγκριτικά διαγράμματα επιτάχυνσης για διάφορα είδη ροής

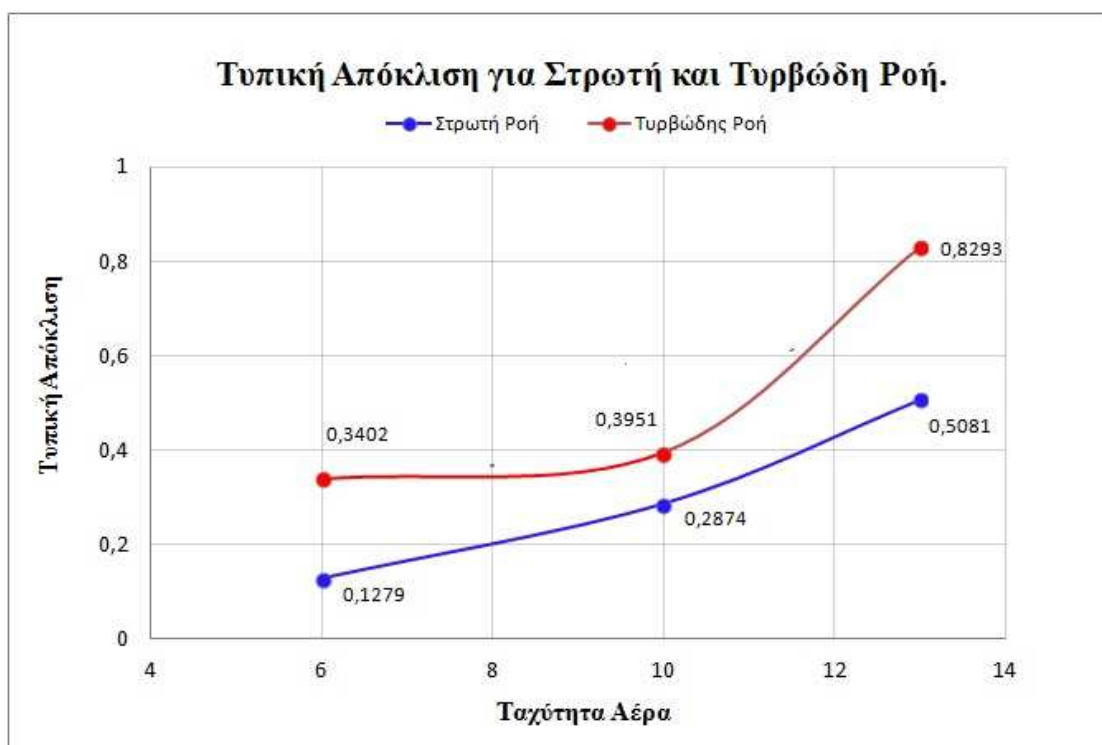
Στο Διάγραμμα 5.61 που ακολουθεί παρουσιάζονται συγκριτικά οι τυπικές αποκλίσεις των μετρήσεων της επιτάχυνσης, υπό την επίδραση δινών Von Karman και συναρτήσει της κατακόρυφης θέσης του κυλίνδρου.

Παρατηρείται σαφώς ότι η τυπική απόκλιση σε κάθε θέση για την ταχύτητα των 6 m/s είναι μικρότερη από την αντίστοιχη στην ταχύτητα των 13m/s, γεγονός το οποίο είναι λογικό αφού με αύξηση της ταχύτητας αυξάνεται η τύρβη που δημιουργείται η οποία με την σειρά της προκαλεί φαινόμενα αστάθειας στη ροή. Επίσης μπορούμε να πούμε ότι η τυπική απόκλιση για την χαμηλή ταχύτητα αέρα παραμένει περίπου σταθερή με τιμή πολύ κοντά στο 0,4. Αντίθετα για την τυπική απόκλιση των μετρήσεων στην υψηλή ταχύτητα αέρα δεν μπορούμε να πούμε ότι παραμένει σχεδόν σταθερή και συνεπώς έχει μια συγκεκριμένη τιμή, αφού όπως φαίνεται και στο διάγραμμα οι τιμές της από σημείο σε σημείο παρουσιάζουν αρκετά σημαντικές διαφορές.



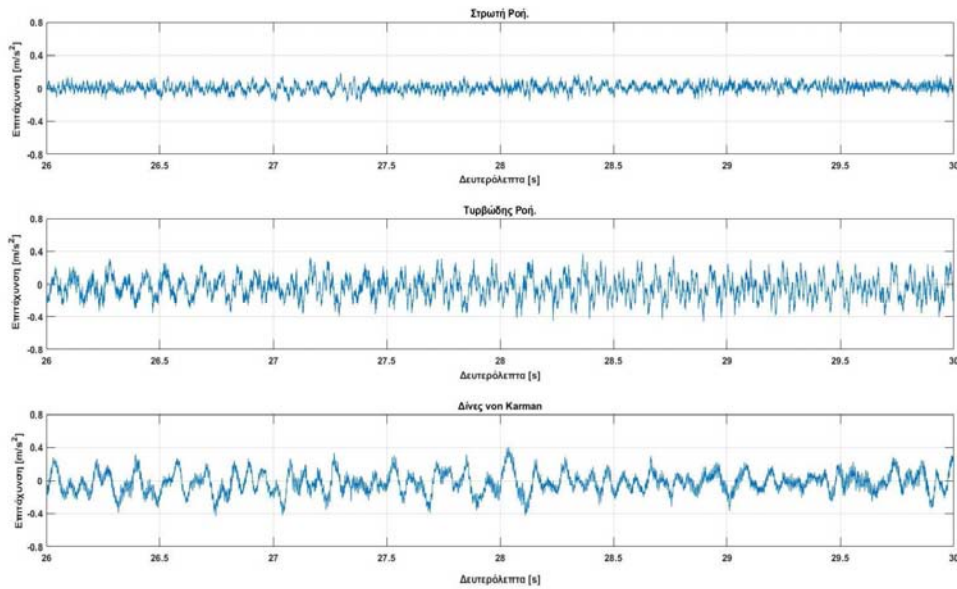
Διάγραμμα 5.61 Συμπεριφορά τυπικής απόκλισης των μετρήσεων συναρτήσει της ταχύτητας αέρα σε απόρρευμα δινών Von Karman

Στο Διάγραμμα 5.62 που ακολουθεί συνοψίζονται συγκριτικά οι τυπικές αποκλίσεις των μετρήσεων της επιτάχυνσης, υπό την επίδραση στρωτής και τυρβώδους ροής αέρα. Όπως παρατηρούμε η τυπική απόκλιση και για τις τρεις διαφορετικές ταχύτητες αέρα στην τυρβώδη ροή είναι μεγαλύτερες από τις αντίστοιχες τιμές της τυπικής απόκλισης για στρωτή ροή, γεγονός το εξηγείται αφού με η τυρβώδης ροή είναι πιο ασταθής από την στρωτή, γεγονός το οποίο δημιουργεί με την σειρά του μεγαλύτερες «αναταράξεις» στη πτέρυγα. Επιπλέον, διαπιστώνουμε ότι η διαφορά της τυπικής απόκλισης ανάμεσα στα δύο είδη ροής μειώνεται για ταχύτητα αέρα 10 m/s σε σχέση με την τιμή της διαφοράς για ταχύτητα 6 m/s, ενώ αυξάνεται και πάλι για ταχύτητα αέρα στα 13m/s.

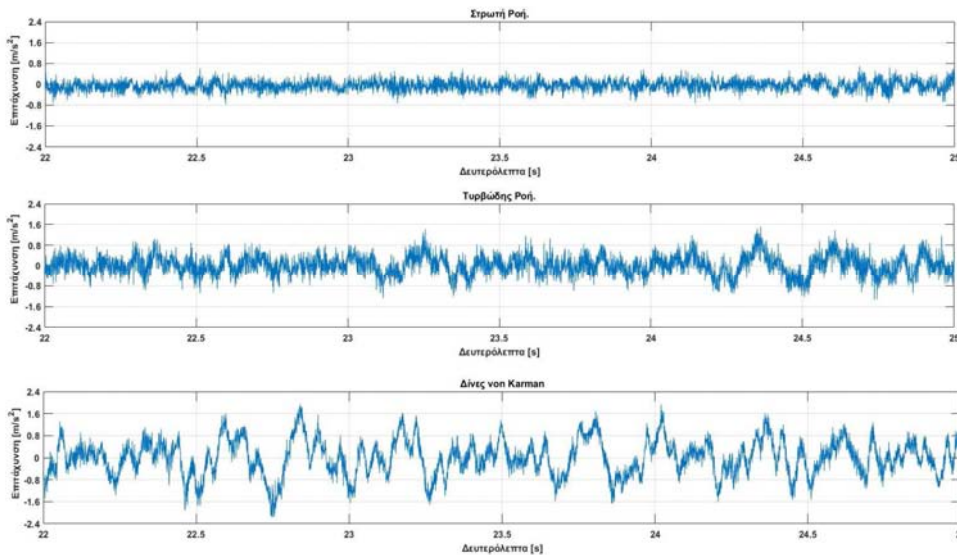


Διάγραμμα 5.62: Συμπεριφορά τυπικής απόκλισης των μετρήσεων συναρτήσει της ταχύτητας αέρα σε τυρβώδες ροϊκό πεδίο.

Στη συνέχεια ακολουθούν δύο συγκριτικά διαγράμματα στα οποία φαίνεται η κυματομορφή της κατακόρυφης επιτάχυνσης σε στρωτή και τυρβώδη ροή καθώς και σε απόρρευμα δινών von Karman (θέση $y=0$) για μέση ταχύτητα αέρα 6 m/s και 13 m/s αντίστοιχα.



Διάγραμμα 5.63 Κυματομορφές κατακόρυφης επιτάχυνσης υπό την επίδραση των τριών ροϊκών πεδίων σε ταχύτητα αέρα 6 m/s.



Διάγραμμα 5.64 Κυματομορφές κατακόρυφης επιτάχυνσης υπό την επίδραση των τριών ροϊκών πεδίων σε ταχύτητα αέρα 13 m/s.

Κεφάλαιο 6: Αποσβέσεις Ταλαντώσεων

Σε αυτό το κεφάλαιο θα μελετηθεί και θα σχολιασθεί η επίδραση της ροής σε αποσβενύμενη ταλάντωση της αεροτομής, η οποία επιτυγχάνεται μέσω αρχικής μετατόπισής της.

Βασικός στόχος των πειραμάτων και των αποτελεσμάτων τους είναι να δειχθεί ο ρυθμός απόσβεσης της ταλάντωσης της αεροτομής με αφετηρία τρεις αρχικές θέσεις διαφορετικές από τη θέση ισορροπίας της, καθώς επίσης και να υπολογισθούν οι αντίστοιχοι χρόνοι απόσβεσης στις τρεις πειραματικές διατάξεις.

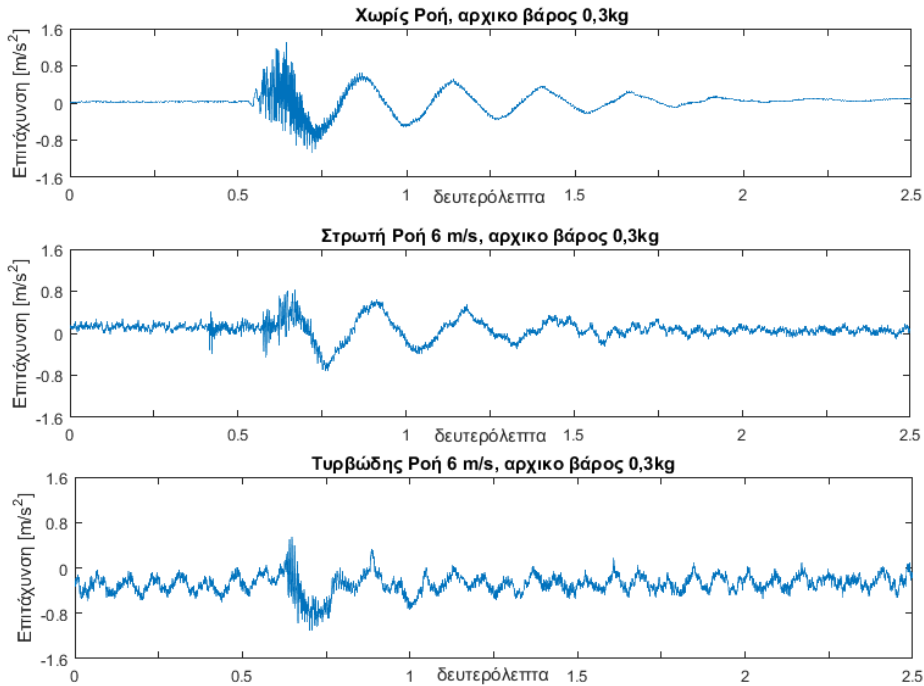
Οι δοκιμές πραγματοποιήθηκαν με τη χρήση τριών βαρών: 0,3kg, 0,5kg και 1kg. Σε κάθε δοκιμή τοποθετούνταν το εκάστοτε βάρος πάνω στη ζυγαριά, μετατοπίζοντας με ανάλογο τρόπο το σημείο ισορροπίας της αεροτομής. Στη συνέχεια εφαρμόστηκαν δύο ροϊκά πεδία στρωτής και τυρβώδους ροής, και η μέτρηση ξεκίνησε από τη στιγμή της απομάκρυνσης του βάρους από την ζυγαριά. Με αυτό τον τρόπο το σύστημα εκτελούσε αποσβενύμενη ταλάντωση με αρχική μετατόπιση.

Σε όλες τις μετρήσεις του παρόντος κεφαλαίου το μέγεθος της δειγματοληψίας ήταν 15000 δείγματα (samples), χρονικής απόστασης 0,5 millisecond μεταξύ τους. Ωστόσο σε κάθε υποενότητα παρουσιάζεται μόνο ο απαραίτητος αριθμός δειγμάτων στα γραφήματα για καλύτερη οπτικοποίηση.

6.1 Αρχικό βάρος 0,3 kg για τη χαμηλή ταχύτητα

Χρησιμοποιώντας βάρος 0,3 kg, ταχύτητα αέρα 6 m/s σε στρωτή και τυρβώδη ροή, οι μετρήσεις της κάθετης επιτάχυνσης παρουσιάζονται παρακάτω.

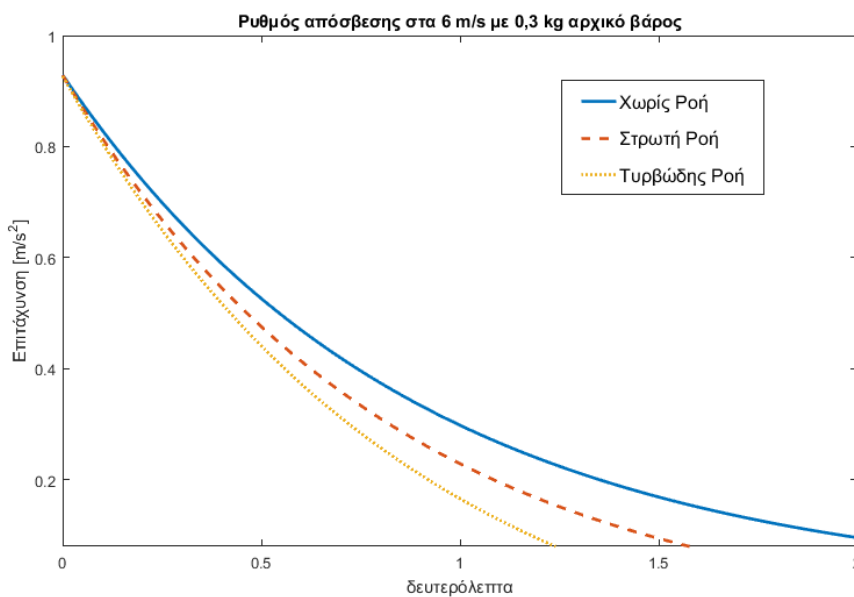
Σημειώνεται ότι στο επόμενο διάγραμμα εμφανίζεται και η επιτάχυνση για την ίδια διάταξη χωρίς ροή, για να γίνει πιο κατανοητή η σύγκριση.



Διάγραμμα 6.9 Επιταχύνσεις με αρχικό βάρος 0,3 κιλών στα τρία είδη ροής

Παρατηρούμε ότι η απόλυτη τιμή της επιτάχυνσης για το πρώτο μέγιστο της εκάστοτε γραφικής παράστασης είναι ίδιο και στα 3 πειράματα και ίσο με 0.8 m/s^2 . Επίσης είναι φανερό ότι η ύπαρξη ροής επιταχύνει την απόσβεση του συστήματος, ενώ η ύπαρξη τύρβης στη ροή ενισχύει ακόμα περισσότερο την απόσβεση.

Συγκεκριμένα, ο ακριβής ρυθμός απόσβεσης δίνεται στο παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 6.10 Γραμμές απόσβεσης πλάτους ταλάντωσης στα 0,3 κιλά στη χαμηλή ταχύτητα 6 m/s

Οι παραπάνω ευθείες, οι οποίες σχεδιάστηκαν με exponential curve fitting με τη βοήθεια MATLAB, περιγράφουν τη μείωση του πλάτους ταλάντωσης για κάθε διαφορετική διάταξη, και έχουν τη μορφή:

$$Y = a * \exp(b * X)$$

Όπου X,Y οι άξονες του διαγράμματος και

$$\alpha = 4.1, \quad \beta = -1.1366 \text{ για } No \text{ Flow (χωρίς ροή)}$$

$$\alpha = 4.6, \quad \beta = -1.2138 \text{ για } Laminar \text{ (στρωτή)}$$

$$\alpha = 4.9, \quad \beta = -1.137 \text{ για } Turbulent \text{ (τυρβώδης)}$$

Παρατηρούμε και εδώ την αύξηση της σταθεράς α για τα διαδοχικά πειράματα.

6.1.1 Παράμετροι ταλάντωσης χωρίς ροή με 0,3 kg αρχική διέγερση

Στη συνέχεια υπολογίζουμε τις σταθερές ζ (μέτρο απόσβεσης) και ω_n (ιδιοσυχνότητα με απόσβεση) της αποσβενύμενης ταλάντωσης για την περίπτωση χωρίς ροή. Για τον υπολογισμό του ζ, θα χρησιμοποιήσουμε τη **Μέθοδο της Λογαριθμικής Μείωσης**, καθώς έχουμε υποαπόσβεση όπως φαίνεται και στα διαγράμματα επιτάχυνσης. Η συγκεκριμένη μέθοδος υπολογίζει τον λόγο Λ:

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i, ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση χωρίς ροή θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{-1,61}{-1,193} = \ln(1.349) = 0.2994 \quad \eta$$

$$\Lambda = \ln \frac{-1,193}{-0,895} = \ln \frac{1,519}{1,14} = \ln(1.332) = 0.2867 \quad \eta$$

$$\Lambda = \ln \frac{1,14}{0,855} = \ln(1.333) = 0.2874$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,29.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ :

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{No\ Flow, 0,3kg} = 0.046$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0,2715} = 23.14\ Hz$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα.

Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{No\ Flow, 0,3kg}^2}} = \frac{23.14}{0.9989} = 23.16\ Hz$$

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς:

$$k = m * \omega_n^2 = 2.06 * 536.48 = 1104.94 \frac{kg}{s^2}$$

6.1.2 Παράμετροι ταλάντωσης σε στρωτή ροή με 0,3 kg αρχική διέγερση

Σε αυτή την ενότητα θα γίνει ο ίδιος υπολογισμός των ζ και ω , με τη διαφορά ότι τώρα θα έχουμε επιπλέον στρωτή ροή πάνω από την αεροτομή.

Για τον υπολογισμό του ζ , εφαρμόζουμε ξανά τη **Μέθοδο της Λογαριθμικής Μείωσης**, η οποία δίνει Λ :

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i , ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση με στρωτή ροή θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{-1,424}{-0,754} = \ln(1.888) = 0.6357 \quad \eta$$

$$\Lambda = \ln \frac{-0,754}{-0,395} = \ln(1.908) = 0.6465 \quad \eta$$

$$\Lambda = \frac{1}{2} \ln \frac{1,386}{0.335} = \frac{1}{2} \ln(4.137) = 0.710$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,66.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ :

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{Laminar,0,3kg} = 0.104$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0.276} = 22.76 \text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα. Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{Laminar,0,3kg}^2}} = \frac{22.76}{0.9945} = 22.89 \text{ Hz}$$

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την «νέα» σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς, η οποία ουσιαστικά δείχνει πως επιδρά η ροή στη δυσκαμψία του ελατηρίου του ταλαντωτή:

$$k = m * \omega_n^2 = 2,44 * 523.96 = 1278.46 \frac{kg}{s^2}$$

Να σημειωθεί ότι στον παραπάνω τύπο η μάζα m αποτελεί το άθροισμα της μάζας της αεροτομής και της επίδρασης της ροής σε αυτή, μετρούμενη σε μάζα.

6.1.3 Παράμετροι ταλάντωσης σε τυρβώδης ροή με 0,3 kg αρχική διέγερση

Σε αυτή την ενότητα γίνεται ο ίδιος υπολογισμός των ζ και ω , εφαρμόζοντας τυρβώδη ροή πάνω στην αεροτομή.

Για τον υπολογισμό του ζ , εφαρμόζουμε ξανά τη **Μέθοδο της Λογαριθμικής Μείωσης**, η οποία δίνει Λ :

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i , ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση με τυρβώδη ροή θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{-2.775}{-2.301} = \ln(1.988) = 0.687 \quad \acute{\eta}$$

$$\Lambda = \frac{1}{2} \ln \frac{-2.869}{-0.714} = \frac{1}{2} \ln(4.018) = 0.695 \quad \acute{\eta}$$

$$\Lambda = \ln \frac{1.495}{0.772} = \ln(1.936) = 0.660$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,68.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ :

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{Turbulent,0,3kg} = 0.108$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0,2635} = 23.84 \text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα. Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{Turbulent,0,3kg}^2}} = \frac{23.84}{0.9942} = 23.98 \text{ Hz}$$

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την «νέα» σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς, η οποία ουσιαστικά δείχνει πως επιδρά η ροή στη δυσκαμψία του ελατηρίου του ταλαντωτή:

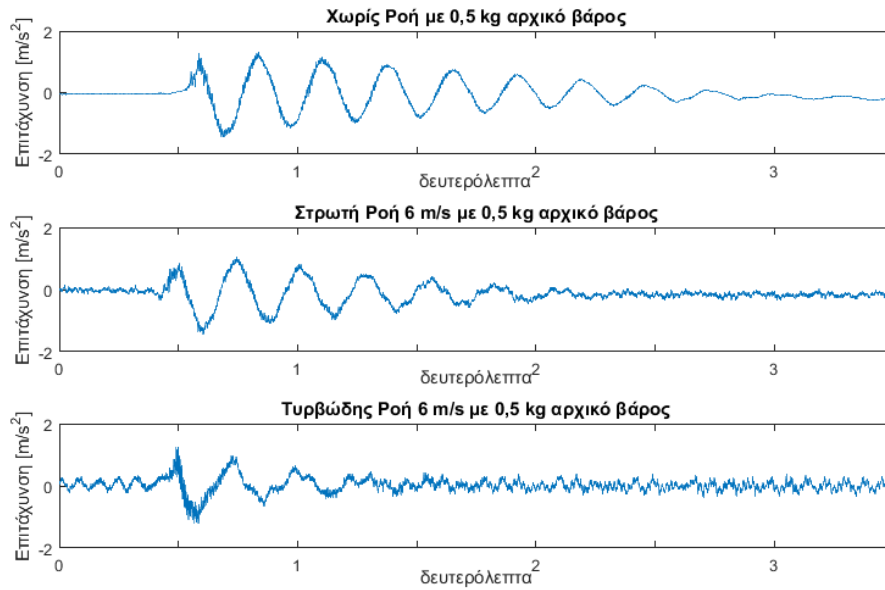
$$k = m * \omega_n^2 = 2.48 * 575.04 = 1426.09 \frac{kg}{s^2}$$

Όμοια με την περίπτωση της στρωτής ροής προηγουμένως, το m περιγράφει την ισοδύναμη μάζα του πειράματος.

6.2 Αρχικό βάρος 0,5 kg για τη χαμηλή ταχύτητα

Χρησιμοποιώντας βάρος 0,5 kg, και ταχύτητα αέρα 6 m/s , οι μετρήσεις της κάθετης επιτάχυνσης ήταν οι εξής:

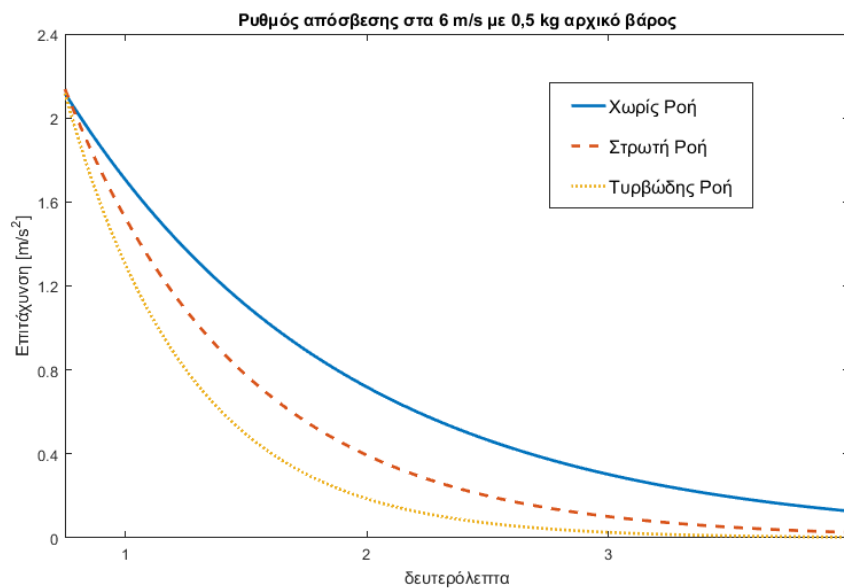
Σημειώνεται ότι στο παραπάνω διάγραμμα εμφανίζεται και η επιτάχυνση για την ίδια διάταξη χωρίς ροή, για να γίνει πιο κατανοητή η σύγκριση.



Διάγραμμα 6.11 Επιταχύνσεις με αρχική διέγερση 0,5 κιλών στα τρία είδη ροής

Παρατηρούμε ότι η απόλυτη τιμή της επιτάχυνσης για το πρώτο μέγιστο της εκάστοτε γραφικής παράστασης είναι ίδιο και στα 3 πειράματα και ίσο με 1.6 m/s^2 . Επίσης είναι φανερό ότι η ύπαρξη ροής επιταχύνει την απόσβεση του συστήματος, ενώ η ύπαρξη τύρβης στη ροή ενισχύει ακόμα περισσότερο την απόσβεση, όπως ακριβώς και στην περίπτωση των 0,3 κιλών.

Συγκεκριμένα, ο ακριβής ρυθμός απόσβεσης δίνεται στο παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 6.12 Γραμμές απόσβεσης πλάτους ταλάντωσης στα 0,5 κιλά στη χαμηλή ταχύτητα 6 m/s

Οι παραπάνω ευθείες περιγράφουν τη μείωση του πλάτους ταλάντωσης για κάθε διαφορετική διάταξη, και έχουν τη μορφή:

$$Y = a * \exp(b * X)$$

Όπου X,Y οι άξονες του διαγράμματος και

$$\alpha = 7.072, \quad \beta = -0.8642 \quad \text{για } No \text{ Flow (χωρίς ροή)}$$

$$\alpha = 7.492, \quad \beta = -1.3524 \quad \text{για } Laminar \text{ (στρωτή)}$$

$$\alpha = 8.6, \quad \beta = -1.9414 \quad \text{για } Turbulent \text{ (τυρβώδης)}$$

Παρατηρούμε και εδώ την αύξηση της σταθεράς a για τα διαδοχικά πειράματα.

6.2.1 Χωρίς ροή με αρχική διέγερση 0,5 kg

Χρησιμοποιώντας ξανά τη **Μέθοδο της Λογαριθμικής Μείωσης**, ομοίως με το πείραμα των 0,3 κιλών, έχουμε λόγο Λ :

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i , ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση χωρίς ροή θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{-3,138}{-2,583} = \ln(1.214) = 0.1939 \quad \acute{\eta}$$

$$\Lambda = \ln \frac{-2,583}{-2,236} = \ln(1.155) = 0.1442 \quad \acute{\eta}$$

$$\Lambda = \frac{1}{4} \ln \frac{-2,583}{-1,266} = \frac{1}{4} \ln(2.04) = 0.1782$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σχεδόν σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,17.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ:

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{No\ Flow, 0.5kg} = 0.027$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0.275} = 22.83\text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα.

Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{No\ Flow, 0.5kg}^2}} = \frac{22.83}{0.9996} = 22.84\text{ Hz}$$

Παρατηρούμε ότι σχεδόν συμπίπτει με τη φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση που βρήκαμε για τα 0,3 κιλά, το οποίο είναι λογικό καθώς η ποσότητα ω_n είναι ιδιότητα του συστήματος και δεν εξαρτάται από τις αρχικές συνθήκες της φόρτισης.

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε τη σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς:

$$k = m * \omega_n^2 = 2.06 * 521.66 = 1074.6 \frac{kg}{s^2}$$

6.2.2 Παράμετροι ταλάντωσης σε στρωτή ροή με 0,5 kg αρχική διέγερση

Χρησιμοποιώντας ξανά τη **Μέθοδο της Λογαριθμικής Μείωσης**, ομοίως με το πείραμα των 0,3 κιλών, έχουμε λόγο Λ :

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i , ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση της στρωτής ροής θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{-2.919}{-2.107} = \ln(1.385) = 0.3259 \quad \eta$$

$$\Lambda = \frac{1}{4} \ln \frac{2.624}{0.549} = \frac{1}{4} \ln(4.7795) = 0.391 \quad \eta$$

$$\Lambda = \frac{1}{3} \ln \frac{-2,107}{-0.796} = \frac{1}{3} \ln(2.6469) = 0.3244$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σχεδόν σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,35.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ :

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{Laminar, 0.5kg} = 0.056$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0.272} = 23.1 \text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρίεται από το γράφημα.

Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{Laminar, 0.5kg}^2}} = \frac{23.1}{0.9985} = 23.14 \text{ Hz}$$

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την «νέα» σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς, η οποία ουσιαστικά δείχνει πως επιδρά η ροή στη δυσκαμψία του ελατηρίου του ταλαντωτή:

$$k = m * \omega_n^2 = 2.44 * 535.45 = 1306.49 \frac{kg}{s^2}$$

Να σημειωθεί ότι στον παραπάνω τύπο η μάζα m αποτελεί το άθροισμα της μάζας της αεροτομής και της επίδρασης της ροής σε αυτή, μετρούμενη σε μάζα.

6.2.3 Παράμετροι ταλάντωσης σε τυρβώδης ροή με 0,5 kg αρχική διέγερση

Με την ίδια μέθοδο, έχουμε λόγο Λ :

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i , ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση της τυρβώδους ροής θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{3.136}{2.036} = \ln(1.54) = 0.432 \quad \text{ή}$$

$$\Lambda = \ln \frac{-2.109}{-1.376} = \ln(1.532) = 0.427 \quad \text{ή}$$

$$\Lambda = \frac{1}{2} \ln \frac{3.136}{1.364} = \frac{1}{2} \ln(2.29) = 0.416$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σχεδόν σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,42.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ :

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{Turbulent, 0.5kg} = 0.067$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0.2825} = 22.24 \text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα. Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{Turbulent,0.5kg}^2}} = \frac{22.24}{0.9978} = 22.29 \text{ Hz}$$

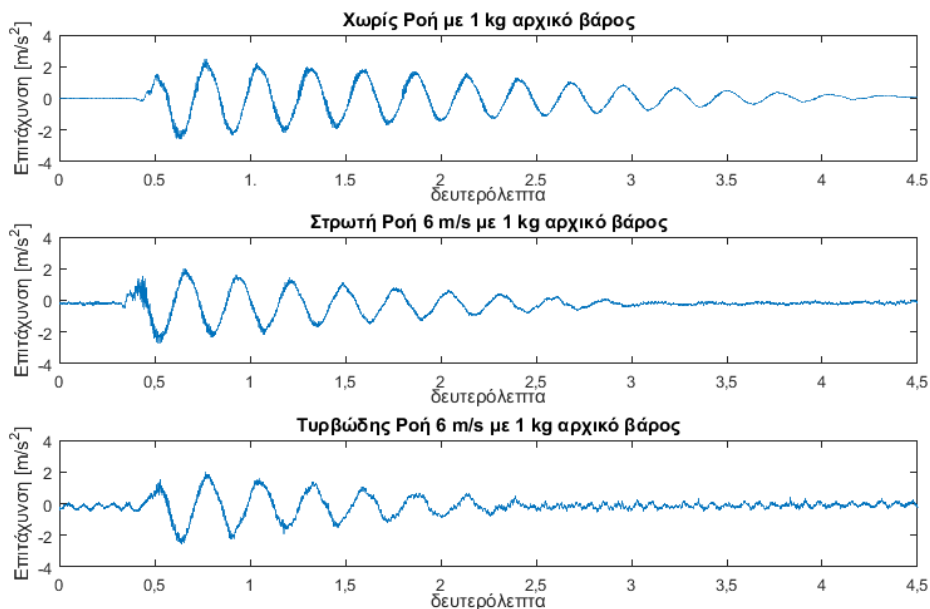
Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την «νέα» σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς, η οποία ουσιαστικά δείχνει πως επιδρά η ροή στη δυσκαμψία του ελατηρίου του ταλαντωτή:

$$k = m * \omega_n^2 = 2.48 * 496.84 = 1232.16 \frac{kg}{s^2}$$

Όμοια με την περίπτωση της στρωτής ροής προηγουμένως, το m περιγράφει την ισοδύναμη μάζα του πειράματος.

6.3 Αρχικό βάρος 1 kg για τη χαμηλή ταχύτητα

Χρησιμοποιώντας βάρος 1 kg, και ταχύτητα αέρα 6 m/s , οι μετρήσεις της κάθετης επιτάχυνσης ήταν οι εξής:

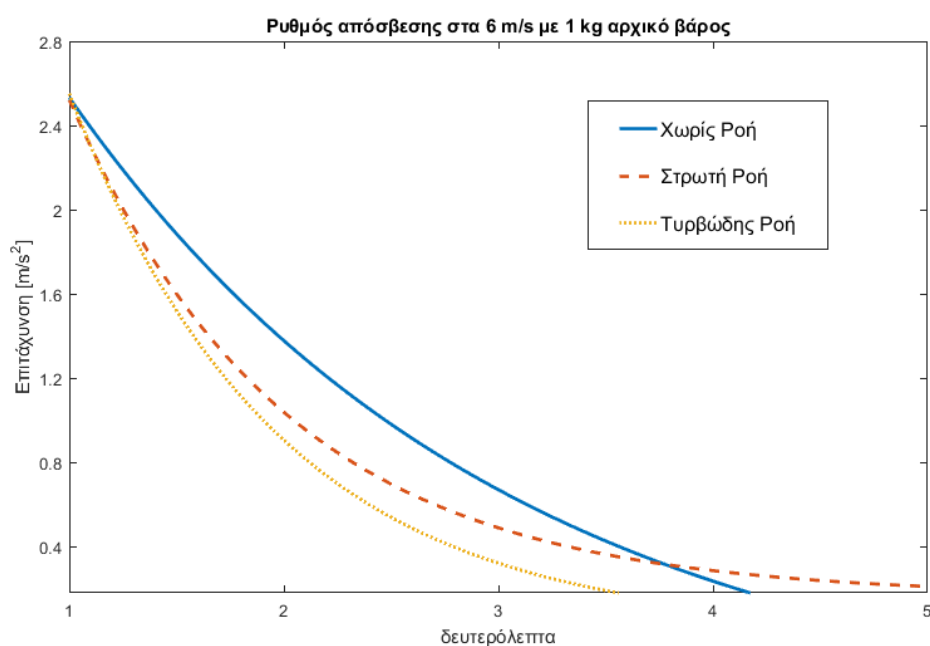


Διάγραμμα 6.13 Επιταχύνσεις με αρχική διέγερση 1 κιλού στα τρία είδη ροής

Σημειώνεται ότι στο παραπάνω διάγραμμα εμφανίζεται και η επιτάχυνση για την ίδια διάταξη χωρίς ροή, για να γίνει πιο κατανοητή η σύγκριση.

Παρατηρούμε ότι η απόλυτη τιμή της επιτάχυνσης για το πρώτο μέγιστο της εκάστοτε γραφικής παράστασης είναι ίδιο και στα 3 πειράματα και ίσο με $2,8 \text{ m/s}^2$. Επίσης είναι φανερό ότι η ύπαρξη ροής επιταχύνει την απόσβεση του συστήματος, ενώ η ύπαρξη τύρβης στη ροή ενισχύει ακόμα περισσότερο την απόσβεση, όπως ακριβώς και στις άλλες δύο περιπτώσεις.

Συγκεκριμένα, ο ακριβής ρυθμός απόσβεσης δίνεται στο παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 6.14 Γραμμές απόσβεσης πλάτους ταλάντωσης στο 1 κιλό στη χαμηλή ταχύτητα 6 m/s

Οι παραπάνω ευθείες περιγράφουν τη μείωση του πλάτους ταλάντωσης για κάθε διαφορετική διάταξη, και έχουν τη μορφή:

$$Y = a * \exp(b * X)$$

Όπου X,Y οι άξονες του διαγράμματος και

$$\alpha = 9.529, \quad \beta = -0.4892 \quad \text{για } No \text{ Flow (χωρίς ροή)}$$

$$\alpha = 9.681, \quad \beta = -0.994 \quad \text{για } Laminar \text{ (στρωτή)}$$

$$\alpha = 10.71, \quad \beta = -1.0362 \quad \text{για } Turbulent \text{ (τυρβώδης)}$$

Παρατηρούμε και εδώ την αύξηση της σταθεράς α για τα διαδοχικά πειράματα.

6.3.1 Παράμετροι ταλάντωσης χωρίς ροή με 1 kg αρχική διέγερση

Χρησιμοποιώντας ξανά τη **Μέθοδο της Λογαριθμικής Μείωσης**, ομοίως με τα προηγούμενα, έχουμε λόγο Λ :

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i , ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση χωρίς ροή θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{4.982}{4.216} = \ln(1.181) = 0.167 \text{ ή}$$

$$\Lambda = \ln \frac{-4.222}{-3.688} = \ln(1.144) = 0.1352 \text{ ή}$$

$$\Lambda = \frac{1}{5} \ln \frac{-5.475}{-2.921} = \frac{1}{5} \ln(1.87) = 0.1256 \text{ ή}$$

$$\Lambda = \frac{1}{4} \ln \frac{-3.55}{-1.951} = \frac{1}{4} \ln(1.819) = 0.1496$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σχεδόν σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,144.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ :

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{No\ Flow, 1kg} = 0.023$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0.275} = 22.83 \text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα. Στην περίπτωση του 1kg, η περίοδος είναι ίδια με αυτή του 0,5kg, και ίση με 0,275 sec.

Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{No\ Flow, 1kg}^2}} = \frac{22.83}{0.9997} = 22.84 \text{ Hz}$$

Παρατηρούμε ότι είναι ακριβώς ίδια με τη φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση που βρήκαμε για τα 0,5 κιλά, το οποίο είναι λογικό καθώς η ποσότητα ω_n είναι ιδιότητα του συστήματος και δεν εξαρτάται από τις αρχικές συνθήκες της φόρτισης.

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς:

$$k = m * \omega_n^2 = 2.06 * 521.66 = 1074.63 \frac{kg}{s^2}$$

6.3.2 Παράμετροι ταλάντωσης σε στρωτή ροή με 1 kg αρχική διέγερση

Χρησιμοποιώντας ξανά τη **Μέθοδο της Λογαριθμικής Μείωσης**, έχουμε λόγο Λ :

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i , ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση της στρωτής ροής θα είναι:

$$\delta = \ln \frac{5.069}{4.064} = \ln(1.247) = 0.2207 \quad \text{ή}$$

$$\delta = \ln \frac{-5.712}{-4.393} = \ln(1.3) = 0.2623 \quad \text{ή}$$

$$\delta = \frac{1}{2} \ln \frac{4.175}{2.770} = \frac{1}{2} \ln(1.507) = 0.205$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σχεδόν σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,23.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ:

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{Laminar,1kg} = 0.037$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0.2775} = 22.83 \text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα.

Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{Laminar,1kg}^2}} = \frac{22.64}{0.9993} = 22.85 \text{ Hz}$$

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την «νέα» σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς, η οποία ουσιαστικά δείχνει πως επιδρά η ροή στη δυσκαμψία του ελατηρίου του ταλαντωτή:

$$k = m * \omega_n^2 = 2.44 * 522.12 = 1273.97 \frac{kg}{s^2}$$

Να σημειωθεί ότι στον παραπάνω τύπο η μάζα m αποτελεί το άθροισμα της μάζας της αεροτομής και της επίδρασης της ροής σε αυτή, μετρούμενη σε μάζα.

6.3.3 Παράμετροι ταλάντωσης σε τυρβώδης ροή με 1 kg αρχική διέγερση

Με την ίδια μέθοδο, έχουμε λόγο Λ:

$$\Lambda = \ln \frac{x_i}{x_{i+1}} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$$

Όπου x_i η μέτρηση στο τοπικό μέγιστο i, ο οποίος θα πρέπει να είναι ο ίδιος για οποιαδήποτε δύο διαδοχικά σημεία.

Άρα για την περίπτωση της τυρβώδους ροής θα είναι:

$$\Lambda = \ln \frac{-4.794}{-3.909} = \ln(1,226) = 0.204 \text{ ή}$$

$$\Lambda = \frac{1}{3} \ln \frac{-4.141}{-2.074} = \frac{1}{3} \ln(1.996) = 0.230 \text{ ή}$$

$$\Lambda = \ln \frac{-2.676}{-2.090} = \ln(1.280) = 0.247 \text{ ή}$$

$$\Lambda = \frac{1}{4} \ln \frac{-4.141}{-1.339} = \frac{1}{4} \ln(3.092) = 0.2822$$

Παρατηρούμε ότι ο λόγος Λ παραμένει σχεδόν σταθερός για διάφορα διαδοχικά τοπικά μέγιστα ή και ελάχιστα, και είναι ίσος με 0,24.

Επομένως μπορούμε να λύσουμε ως προς ζ :

$$\zeta = \frac{\Lambda}{\sqrt{4\pi^2 + \Lambda^2}}$$

Προκύπτει:

$$\zeta_{Turbulent,1kg} = 0.038$$

Και η αποσβενύμενη φυσική συχνότητα είναι:

$$\omega_d = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{0.2735} = 22.97 \text{ Hz}$$

Όπου T η περίοδος της ταλάντωσης όπως μετρείται από το γράφημα. Συνεπώς η φυσική συχνότητα χωρίς απόσβεση είναι:

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta_{Turbulent,1kg}^2}} = \frac{22.97}{0.9993} = 22.99 \text{ Hz}$$

Επίσης από τη φυσική συχνότητα ω_n , μπορούμε να υπολογίσουμε την «νέα» σταθερά k του ελατηρίου της ζυγαριάς, η οποία ουσιαστικά δείχνει πως επιδρά η ροή στη δυσκαμψία του ελατηρίου του ταλαντωτή:

$$k = m * \omega_n^2 = 2.48 * 528.54 = 1310.77 \frac{kg}{s^2}$$

Όμοια με την περίπτωση της στρωτής ροής προηγουμένως, το m περιγράφει την ισοδύναμη μάζα του πειράματος.

Τα παραπάνω δεδομένα για τη μελέτη των αποσβέσεων στη χαμηλή ταχύτητα συνοψίζονται στους παρακάτω πίνακες:

Χωρίς Ροή	0,3 kg	0,5 kg	1 kg
Σταθερά Λ	0.29	0.17	0.144
Συχνότητα ω_n	23.16	22.84	22,84
Συχνότητα ω_d	23.14	22.83	22.83
Σταθερά ζ	0.046	0.027	0.023
K ελατηρίου	1104.64	1074.6	1074.63

Στροπή Ροή	0,3 kg	0,5 kg	1 kg
Σταθερά Λ	0.66	0.35	0.23
Συχνότητα ω_n	22.95	23.14	22.85
Συχνότητα ω_d	22.76	23.1	22.83
Σταθερά ζ	0.12	0.056	0.037
K ελατηρίου	1278.46	1306.49	1273.97

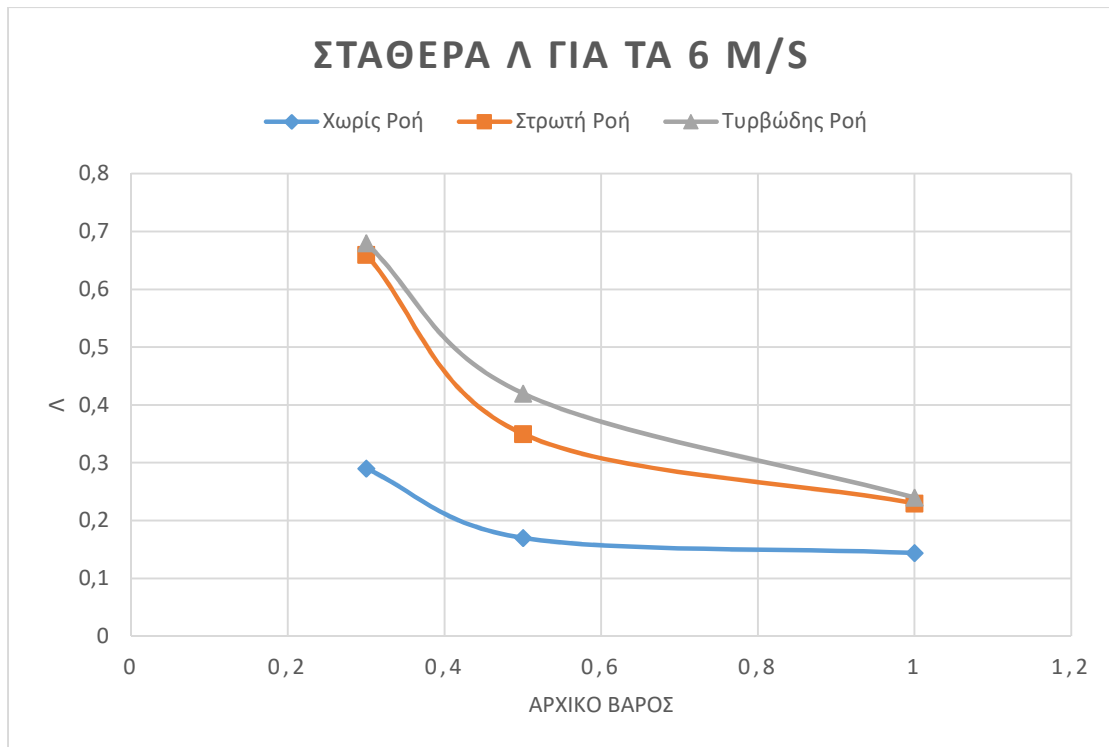
Τυρβώδης Ροή	0,3 kg	0,5 kg	1 kg
Σταθερά Λ	0.68	0.42	0.24
Συχνότητα ω_n	24.05	22.29	22.99
Συχνότητα ω_d	23.84	22.24	22.97
Σταθερά ζ	0.13	0.067	0.038
K ελατηρίου	1426.09	1232.16	1310.77

Πίνακας 6.1 Τελικά αποτελέσματα για όλες τις αρχικές διεγέρσεις στην ταχύτητα των 6 m/s

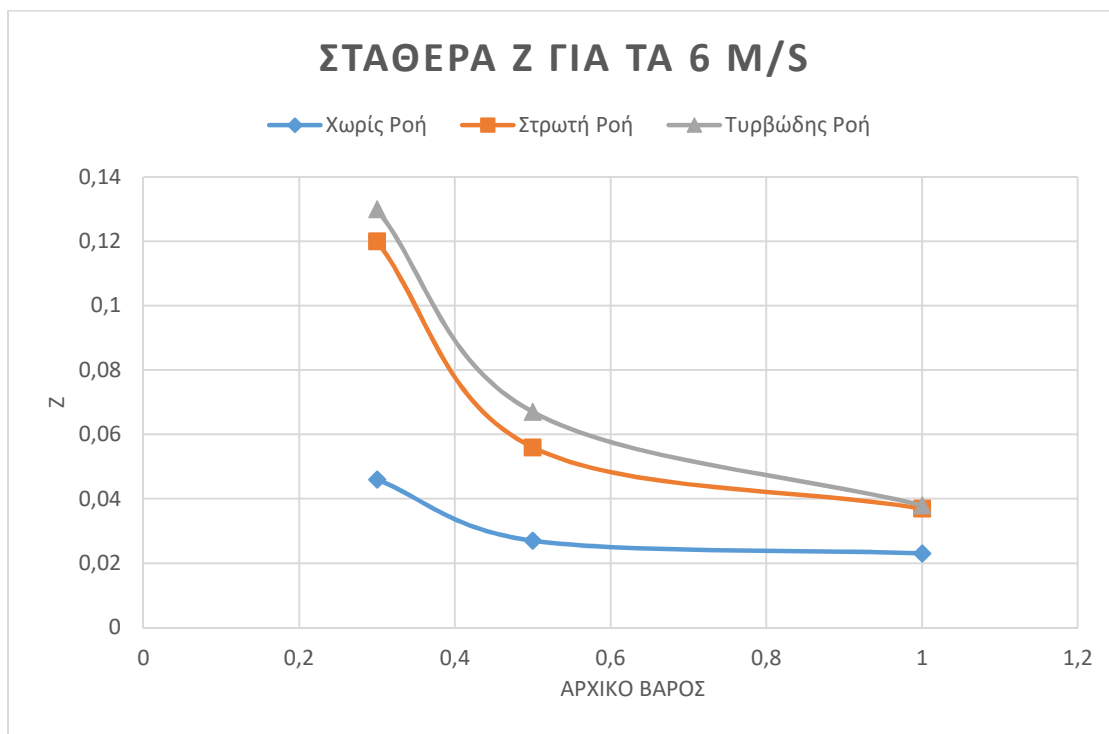
Αξίζει να σημειωθεί ότι η σταθερά K του ελατηρίου όπως προκύπτει από τις μετρήσεις του πειράματος της ιδιοσυχνότητας είναι:

$$k = 1319.4 \frac{kg}{s^2}$$

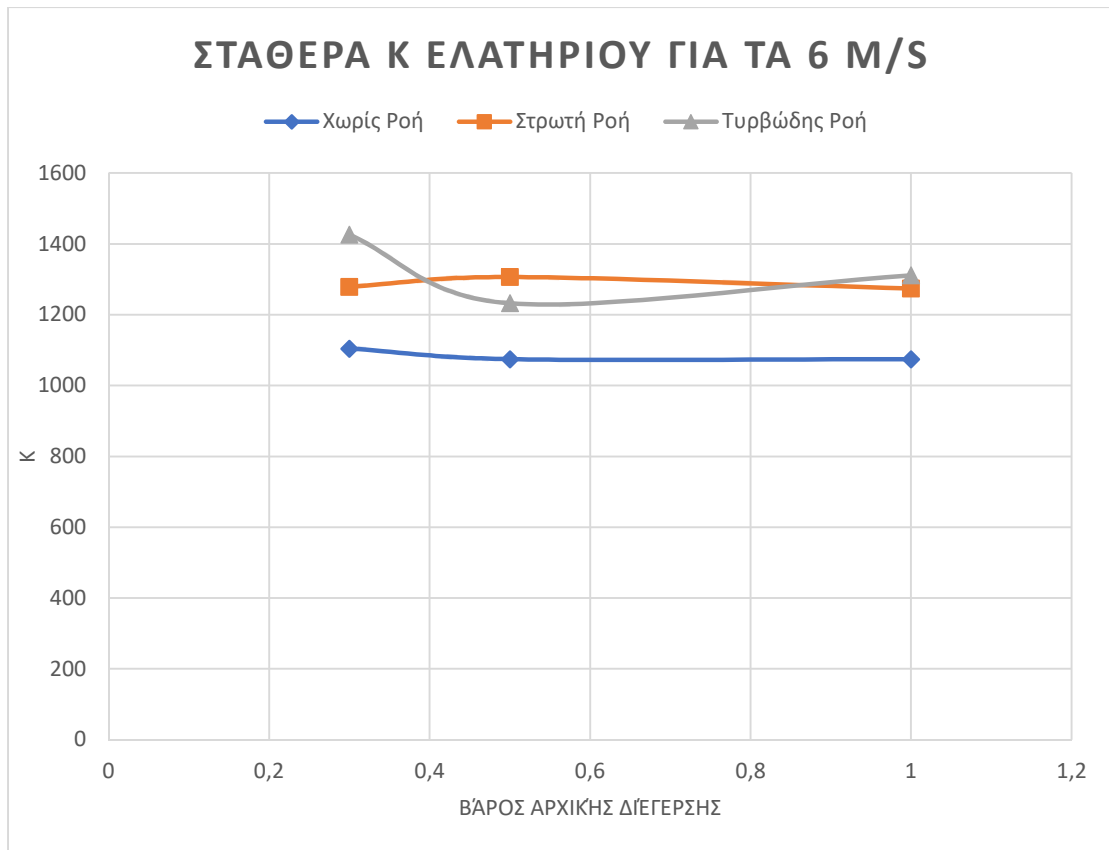
Παρακάτω παρουσιάζονται σχηματικά τα δεδομένα:



Διάγραμμα 6.15 Παράμετρος Λ για όλες τις διεγέρσεις σε ταχύτητα 6 m/s



Διάγραμμα 6.16 Παράμετρος ζ για όλες τις διεγέρσεις σε ταχύτητα 6 m/s



Διάγραμμα 6..17 Σταθερά ελατηρίου k για όλες τις διεγέρσεις σε ταχύτητα 6 m/s

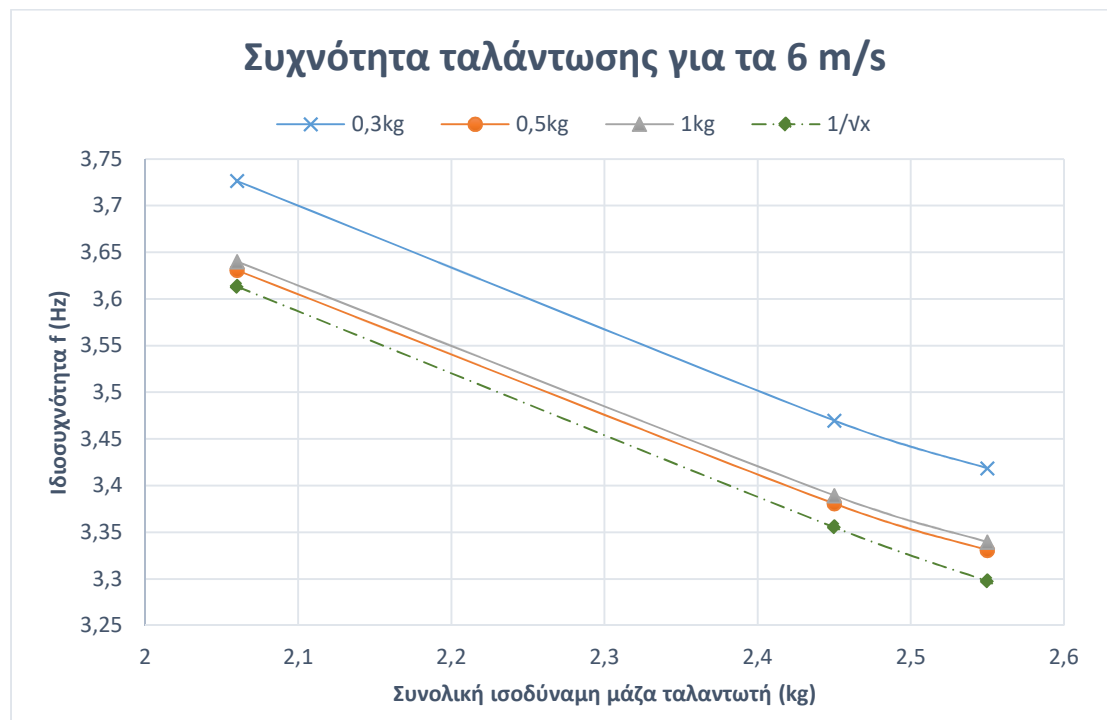
Στη συνέχεια σχεδιάζεται το διάγραμμα συχνότητας f της ταλάντωσης, ορίζοντας:

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}$$

Επίσης πρέπει να σημειωθεί ότι ορίζεται ως συνολική ισοδύναμη μάζα ταλαντωτή το άθροισμα της μάζας της αεροτομής και της επιπλέον μάζας που μετριέται στη ζυγαριά κατά τη ροή αέρα μέσης ταχύτητας 6m/s, που ισούται με 0,41 kg στη στρωτή ροή και με 0,46 kg στην τυρβώδη.

Δηλαδή θεωρούμε ότι το ροϊκό πεδίο «προσθέτει» μια επιπλέον μάζα στο σύστημα λόγω της άνωσης που προκαλεί σε αυτό. Η διακεκομμένη γραμμή πάνω στο διάγραμμα είναι καμπύλη ανάλογη της $1/\sqrt{x}$, και παρατηρούμε ότι έχει ίδια συμπεριφορά με τις γραφικές παραστάσεις των πειραμάτων.

Το διάγραμμα συχνότητας είναι:



Διάγραμμα 6.18 Συχνότητα f ταλάντωσης σε σχέση με την ισοδύναμη μάζα ταλαντωτή

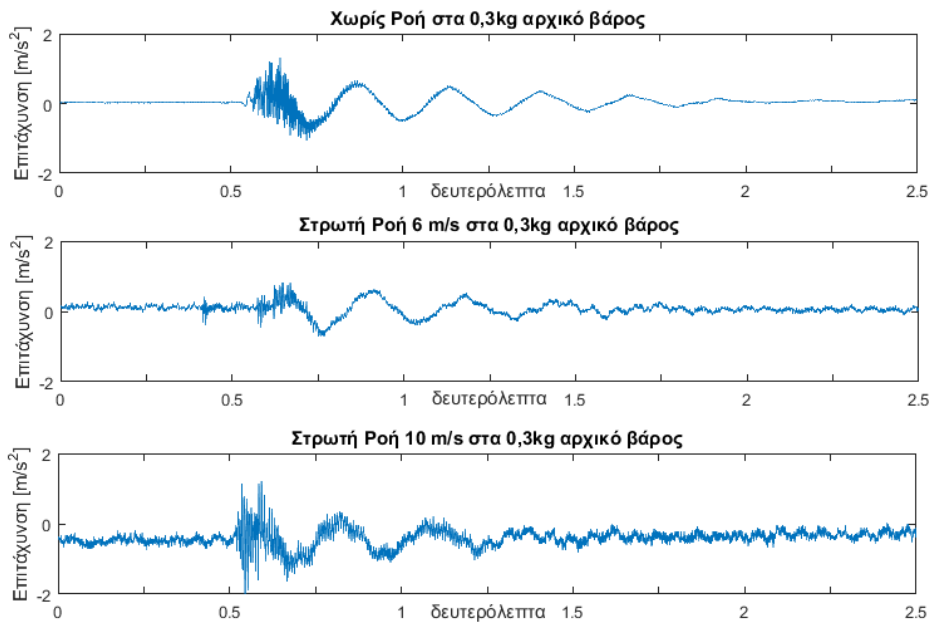
Παρατηρούμε ότι όσο η ισοδύναμη μάζα του ταλαντωτή αυξάνεται, η αντίστοιχη συχνότητα ταλάντωσης μειώνεται όπως θα περίμενε κανείς, καθώς η επιπρόσθετη μάζα «καθυστερεί» την ταλάντωση μεγαλώνοντας την περίοδό της.

Αξίζει να σημειωθεί ότι η μέγιστη f βρέθηκε ίση με την ιδιοσυχνότητα του συστήματος στο πείραμα που παρουσιάζεται στην παράγραφο 3.4.2, με τιμή $f = 3,7$ Hz.

6.4 Σύγκριση αποτελεσμάτων για διαφορετικές ταχύτητες ροής

Τα παραπάνω πειράματα πραγματοποιήθηκαν και για υψηλότερη ταχύτητα αέρα 10 m/s, με όλες τις άλλες παραμέτρους να μένουν ως έχουν. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον έχουν οι συγκριτικές γραφικές παραστάσεις απόσβεσης για τα ίδια αρχικά κιλά διέγερσης σε σχέση με τις δύο ταχύτητες αέρα.

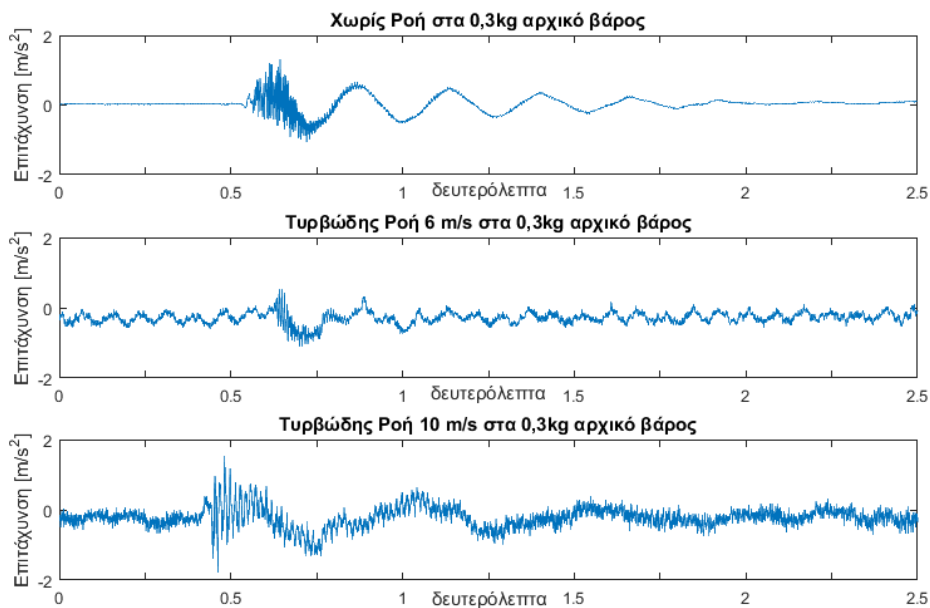
A) Για τα 0,3 κιλά σε στρωτή ροή έχουμε:



Διάγραμμα 6.19 Επιταχύνσεις για διάφορες ταχύτητες στρωτής ροής με αρχική διέγερση 0,3 κιλών

Παρατηρούμε ότι στην περίπτωση της στρωτής ροής, η περίοδος της ταλάντωσης παραμένει σταθερή, ανεξαρτήτως της ταχύτητας του αέρα, ενώ ο ρυθμός απόσβεσης αυξάνεται ελάχιστα για υψηλότερη ταχύτητα ροής, όπως είναι λογικό.

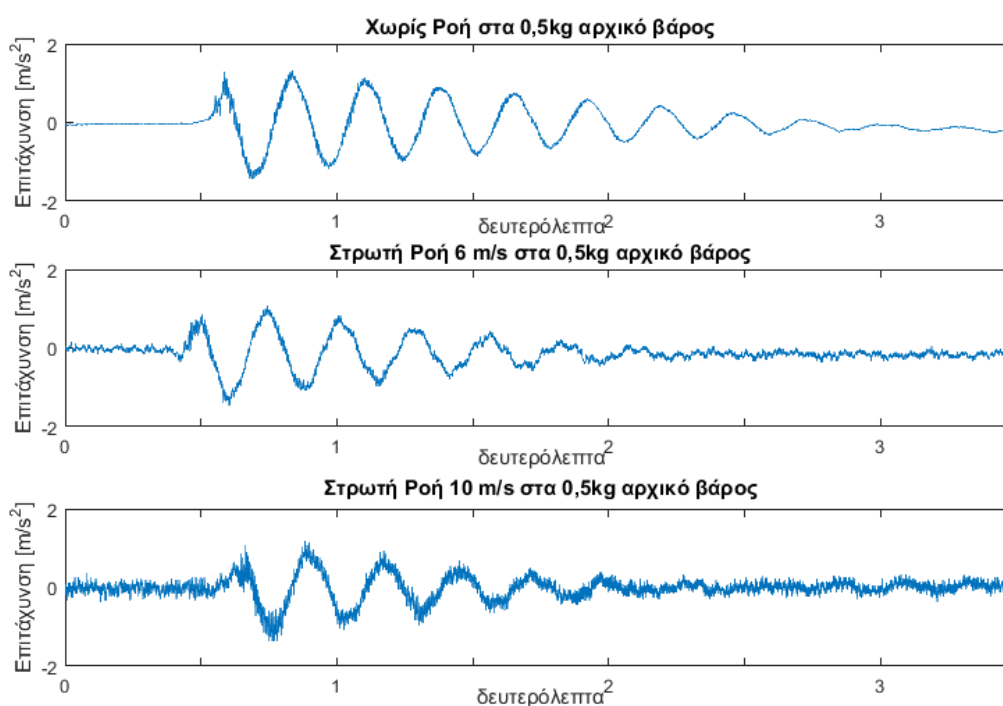
Ενώ σε τυρβώδη ροή:



Διάγραμμα 6.20 Επιταχύνσεις για διάφορες ταχύτητες τυρβώδους ροής με αρχική διέγερση 0,3 κιλών

Στην τυρβώδη ροή αντιθέτως, παρατηρούμε μεγάλη αύξηση της περιόδου ταλάντωσης ενώ αυξάνεται η ταχύτητα. Επίσης φαίνεται ότι η χαμηλή ταχύτητα τυρβώδους αέρα είναι πιο αποτελεσματική στην απόσβεση της ταλάντωσης σε σχέση με την υψηλότερη. Το ίδιο φαινόμενο παρατηρείται και παρακάτω στην περίπτωση των 0,5 κιλών.

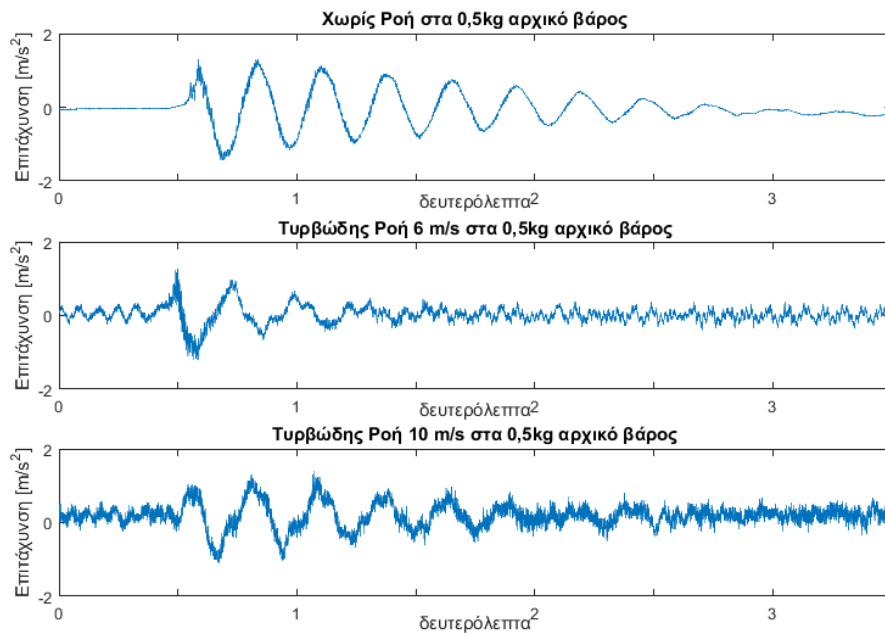
B) Για τα 0,5 κιλά σε στρωτή ροή έχουμε:



Διάγραμμα 6.21 Επιταχύνσεις για διάφορες ταχύτητες στρωτής ροής με αρχική διέγερση 0,5 κιλών

Παρατηρούμε ότι η αύξηση της ταχύτητας δεν δείχνει να έχει μεγάλη επιρροή στη μορφή του διαγράμματος, καθώς ο ρυθμός απόσβεσης παραμένει σχεδόν ίδιος τόσο στα 6 όσο και στα 10 m/s.

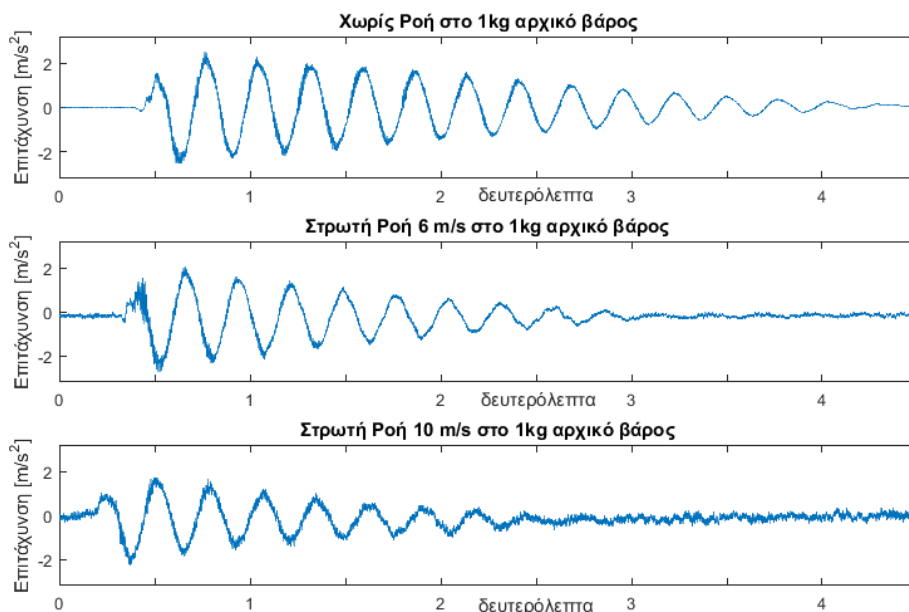
Στην περίπτωση της τυρβώδους ροής στα 0,5 κιλά:



Διάγραμμα 6.22 Επιταχύνσεις για διάφορες ταχύτητες τυρβώδους ροής με αρχική διέγερση 0,5 κιλών

Όπως και στην περίπτωση τύρβης στα 0,3 κιλά, έτσι και εδώ παρατηρούμε ότι η απόσβεση είναι γρηγορότερη στη χαμηλή ταχύτητα ροής, ενώ η περίοδος ταλάντωσης παραμένει σταθερή.

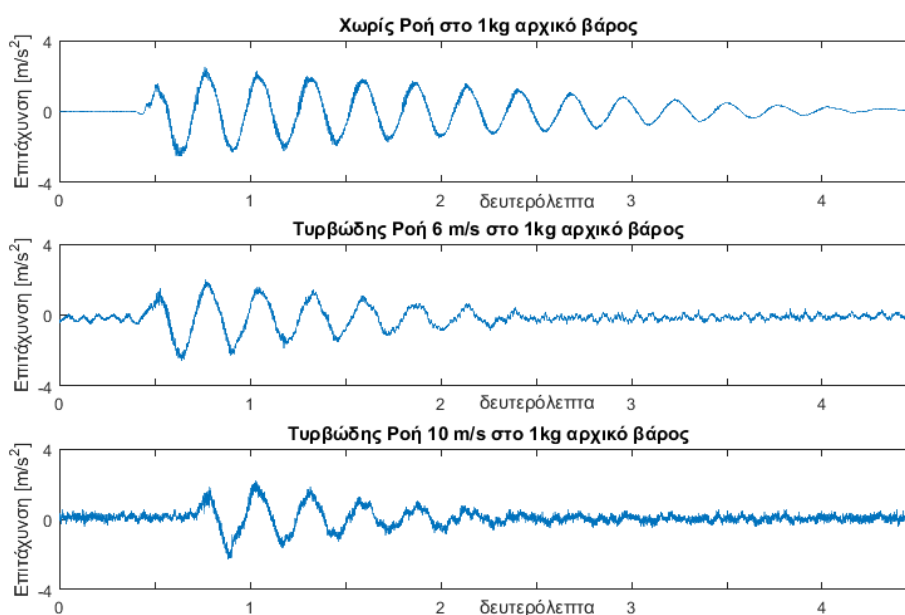
Γ) Για το 1 κιλό σε στρωτή ροή έχουμε:



Διάγραμμα 6.23 Επιταχύνσεις για διάφορες ταχύτητες στρωτής ροής με αρχική διέγερση 1 κιλού

Όπως και στις άλλες δύο περιπτώσεις στρωτής ροής για τα 0,3 και 0,5 κιλά, έτσι και εδώ παρατηρούμε ότι η περίοδος ταλάντωσης παραμένει σταθερή, ενώ οι ρυθμοί απόσβεσης για τις δύο ταχύτητες αέρα παραμένουν σχεδόν ίδιοι.

Στην τυρβώδη ροή για το 1 κιλό:



Διάγραμμα 6.24 Επιταχύνσεις για διάφορες ταχύτητες τυρβώδους ροής με αρχική διέγερση 1 κιλού

Σε αυτή την περίπτωση η περίοδος ταλάντωσης μένει σταθερή αντίθετα με την περίπτωση των 0,3 κιλών. Ο ρυθμός απόσβεσης επίσης αυξάνεται σημαντικά με τη μετάβαση από χαμηλή σε υψηλή ταχύτητα ροής.

Η ιδιαιτερότητα της περιόδου ταλάντωσης στην περίπτωση τυρβώδους ροής 10 m/s στο πείραμα των 0,3 κιλών πιθανότατα οφείλεται στο ότι το βάρος της αρχικής διέγερσης είναι πολύ μικρό σε σχέση με τη μάζα του ταλαντωτή, η οποία μετριέται στα 2,06 κιλά. Έτσι τα δυναμικά φορτία που προσδίδει στο σύστημα είναι ίδιας σημαντικότητας με αυτά που προσδίδει η τύρβη, με αποτέλεσμα να μην υπάρχει συνέπεια με τα αποτελέσματα των ισχυρότερων αρχικών διεγέρσεων.

Επίσης ιδιαίτερο ενδιαφέρον προκαλεί η απότομη απόσβεση στην τυρβώδη ροή 6 m/s σε σχέση με τα 10 m/s. Το φαινόμενο αυτό παρατηρείται τόσο στα 0,3 όσο και στα 0,5 κιλά, ενώ δεν εμφανίζεται στο 1 κιλό. Στην περίπτωση του 1 κιλού, τα δυναμικά φορτία

που αυτό προκαλεί είναι πολύ μεγαλύτερα αυτών που προέρχονται από την τύρβη, και έτσι παρατηρείται μία ομαλή τάση στα αποτελέσματα. Οι πιθανές αιτίες της «ασυνέπειας» στις περιπτώσεις των 0,3 και 0,5 κιλών είναι είτε ότι αυτά είναι πολύ μικρά σε σχέση με τη μάζα του συστήματος, οπότε η τύρβη τα επικαλύπτει, είτε ότι σε αυτές τις περιπτώσεις διεγείρονται συγκεκριμένες ιδιοσυχνότητες οι οποίες βοηθούν στην «καθυστέρηση» της απόσβεσης.

Κεφάλαιο 7: Υπολογιστική Μελέτη με ANSYS

FLUENT

Στο παρόν κεφάλαιο θα γίνει προσομοίωση του ροϊκού πεδίου στα πειράματα δινών von Karman, χρησιμοποιώντας ένα σύγχρονο υπολογιστικό μοντέλο. Προκειμένου να πραγματοποιηθεί η υπολογιστική μελέτη του μοντέλου, χρησιμοποιήθηκε το ANSYS FLUENT για την προσομοίωση της ροής στις συνθήκες που θέλουμε. Πιο συγκεκριμένα, θα μελετηθεί η επίδραση του αέρα στην κάθετη δύναμη της αεροτομής και στον συντελεστή άνωσης σε συνθήκες στρωτής ροής για τις διάφορες θέσεις του κυλίνδρου. Επίσης θα περιγραφεί η διαδικασία που ακολουθήθηκε για τον σχεδιασμό του μοντέλου και του υπολογιστικού χώρου, οι παράμετροι και μέθοδοι επίλυσης του προβλήματος καθώς και το πώς κατασκευάστηκε το πλέγμα.

7.1 Περιγραφή του προβλήματος

7.1.1 Μέθοδος επίλυσης

Οι μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν με το υπολογιστικό πρόγραμμα ANSYS FLUENT, αφορούσαν τη μέτρηση της κάθετης δύναμης της αεροτομής και του συντελεστή άνωσής της. Ως ροές εισόδου στο σύστημα επιλέχθηκαν :

A) Στρωτή ροή 6 m/s

B) Στρωτή ροή 13 m/s

Η προσομοίωση πραγματοποιήθηκε για το δισδιάστατο μοντέλο της αεροτομής.

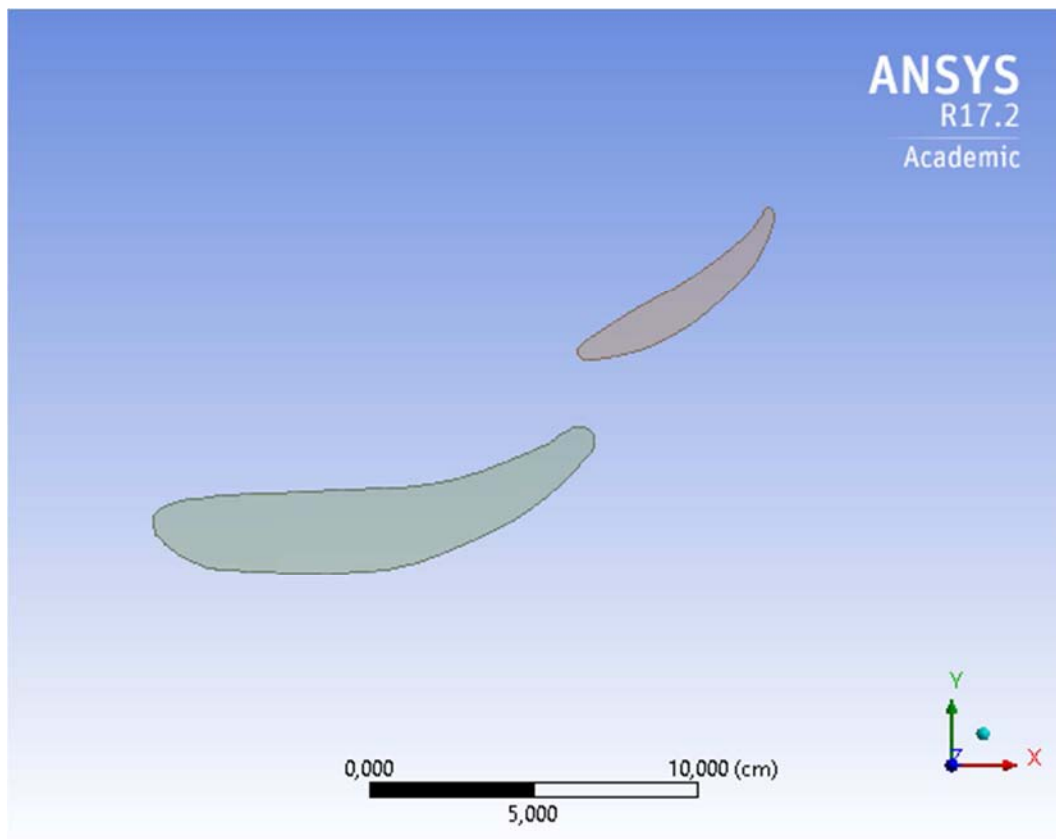
7.1.2 Χαρακτηριστικά γεωμετρίας

Οι γεωμετρία της αεροτομής είναι αυτή που χρησιμοποιήθηκε και στα πειράματα. Η χορδή της κάτω πτέρυγας είναι $c_1=13.7\text{cm}$ και της άνω πτέρυγας $c_2=6.5\text{cm}$. Λόγω συμμετρίας στη διεύθυνση του εκπετάσματος, η γεωμετρία του μοντέλου είναι δύο διαστάσεων, γίνεται δηλαδή μελέτη μια λεπτής «φέτας» της αεροτομής. Τα αποτελέσματα που προκύπτουν μπορούν να γενικευθούν για όλη τη έκταση της αεροτομής χωρίς σφάλμα.

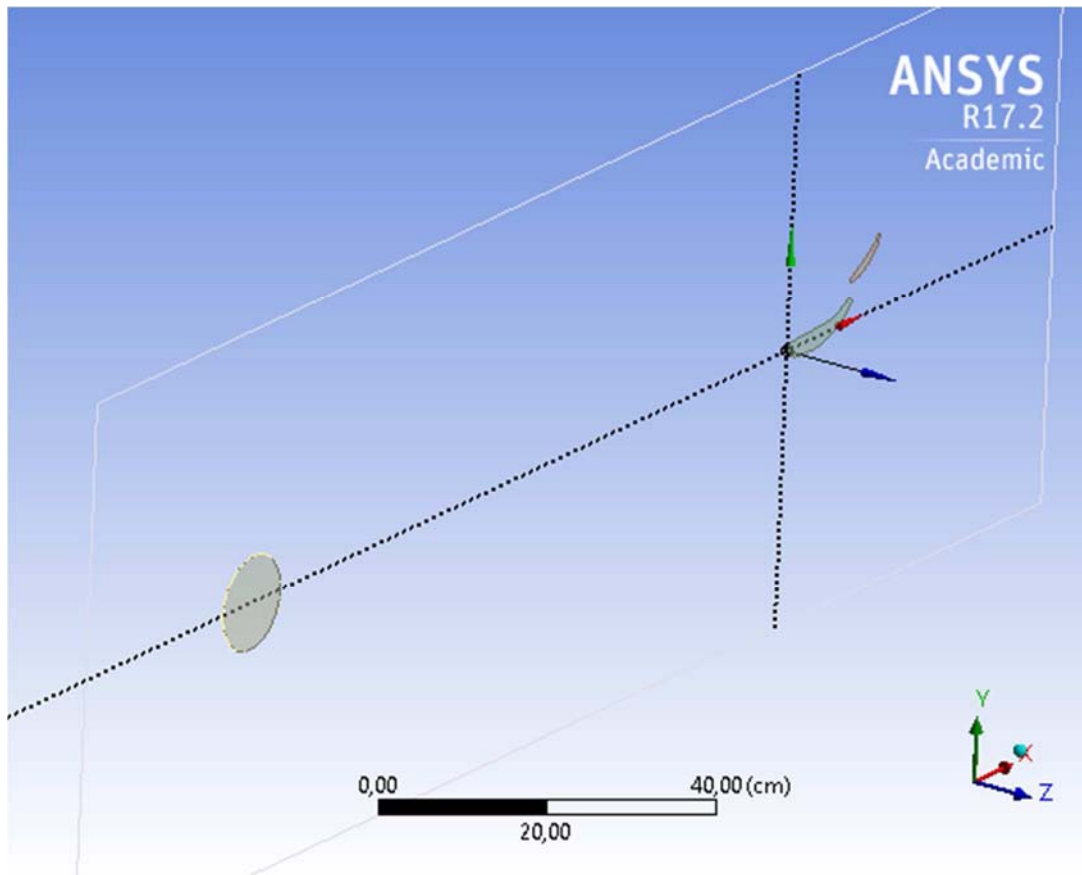
Σε απόσταση 112 cm από την ακμή προσβολής της κάτω πτέρυγας, τοποθετείται κύλινδρος εξωτερικής διαμέτρου 12 cm, κάθετα στη διεύθυνση ροής, και παράλληλα στην αεροτομή. Το κατακόρυφο ύψος του κυλίνδρου είναι μία από τις παραμέτρους που αλλάζουμε με σκοπό να δούμε πως αυτό επιδρά πάνω στο ροϊκό πεδίο και την αεροτομή. Τα ύψη που επιλέξαμε είναι:

- 1) $y=0$ cm (το κέντρο του κυλίνδρου είναι στο ίδιο ύψος με το αεροδυναμικό κέντρο της κάτω αεροτομής)
- 2) $y=\pm 6$ cm (αντίστοιχα πάνω και κάτω από το αεροδυναμικό κέντρο της κάτω αεροτομής)
- 3) $y=\pm 12$ cm (αντίστοιχα πάνω και κάτω από το αεροδυναμικό κέντρο της κάτω αεροτομής)

Παρακάτω εμφανίζεται η ακριβής διάταξη:



Εικόνα 7.1: Πλάγια τομή της διπλής πτέρυγας



Εικόνα 7.2: Διδιάστατος χώρος που εκτελέστηκε η προσομοίωση

Ο χώρος του πεδίου ταχύτητας σχεδιάστηκε με διαστάσεις 200x70 cm, με σκοπό να πλησιάζει όσο το δυνατόν περισσότερο τις πραγματικές διαστάσεις της αεροσύραγγας στην οποία έγιναν τα πειράματα. Υπενθυμίζεται ξανά ότι το πάχος του πεδίου είναι αμελητέο λόγω συμμετρίας της λύσης.

7.1.3 Χαρακτηριστικά πλέγματος

Το πλέγμα (mesh) επιλέχθηκε αρκετά πυκνό, για μεγαλύτερη ακρίβεια στα αποτελέσματα. Πιο συγκεκριμένα, οι παράμετροι εμφανίζονται στον παρακάτω πίνακα:

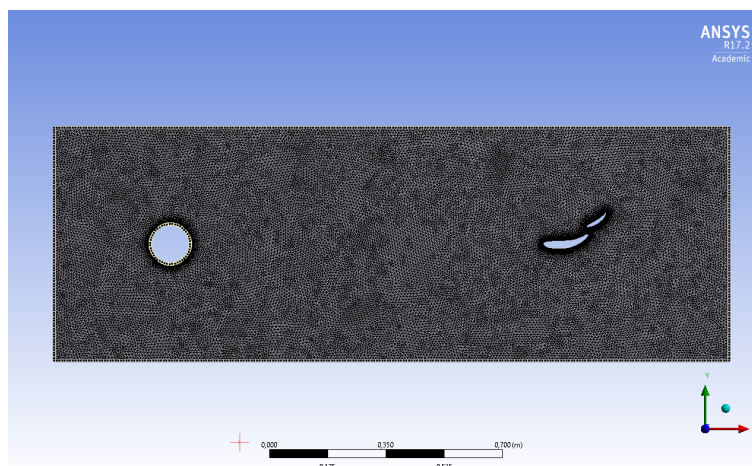
Model (A3) > Mesh	
Object Name	Mesh
State	Solved
Display	
Display Style	Body Color
Defaults	
Physics Preference	CFD

Solver Preference	Fluent
Relevance	0
Export Format	Standard
Shape Checking	CFD
Target Skewness	Program Controlled
Element Midside Nodes	Dropped
Sizing	
Size Function	Curvature
Use Uniform Size Function For Sheets	No
Relevance Center	Fine
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	High
Span Angle Center	Fine
Curvature Normal Angle	Default (18,0 °)
Min Size	Default (3,1286e-004 m)
Max Face Size	8,e-003 m
Growth Rate	Default (1,20)
Automatic Mesh Based Defeaturing	On
Defeature Size	Default (1,5643e-004 m)
Minimum Edge Length	1,9834e-004 m
Inflation	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Smooth Transition
Transition Ratio	0,272
Maximum Layers	2
Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre
View Advanced Options	No
Assembly Meshing	
Method	None
Advanced	
Number of CPUs for Parallel Part Meshing	Program Controlled
Straight Sided Elements	
Number of Retries	0
Rigid Body Behavior	Dimensionally Reduced
Mesh Morphing	Disabled
Triangle Surface Mesher	Program Controlled
Topology Checking	No
Use Sheet Thickness for Pinch	No
Pinch Tolerance	Default (2,8158e-004 m)
Generate Pinch on Refresh	No
Sheet Loop Removal	No
Statistics	
Nodes	30419
Elements	56626
Mesh Metric	None

Στις περιοχές γύρω από τον κύλινδρο και την αεροτομή, έγινε ακόμα μεγαλύτερη πύκνωση του πλέγματος, καθώς αυτές είναι κρίσιμες περιοχές για τον υπολογισμό του συντελεστή άνωσης. Συγκεκριμένα, οι επιπλέον αυτές παράμετροι εισάγονται στον παρακάτω πίνακα:

Model (A3) > Mesh > Mesh Controls			
Object Name	All Triangles Method	Edge Sizing	Inflation
State		Fully Defined	
Scope			
Scoping Method		Geometry Selection	
Geometry	1 Body	92 Edges	1 Face
Definition			
Suppressed		No	
Method	Triangles		
Element Midside Nodes	Use Global Setting		
Type	Element Size		
Element Size	1,e-003 m		
Boundary Scoping Method			Geometry Selection
Boundary			92 Edges
Inflation Option			First Layer Thickness
First Layer Height			1,e-003 m
Maximum Layers			40
Growth Rate			2,5
Inflation Algorithm			Pre
Advanced			
Size Function		Uniform	
Behavior		Soft	
Growth Rate		Default (1,20)	
Bias Type		No Bias	

Το τελικό πλέγμα για το οποίο πραγματοποιήθηκαν οι υπολογισμοί είναι το εξής:



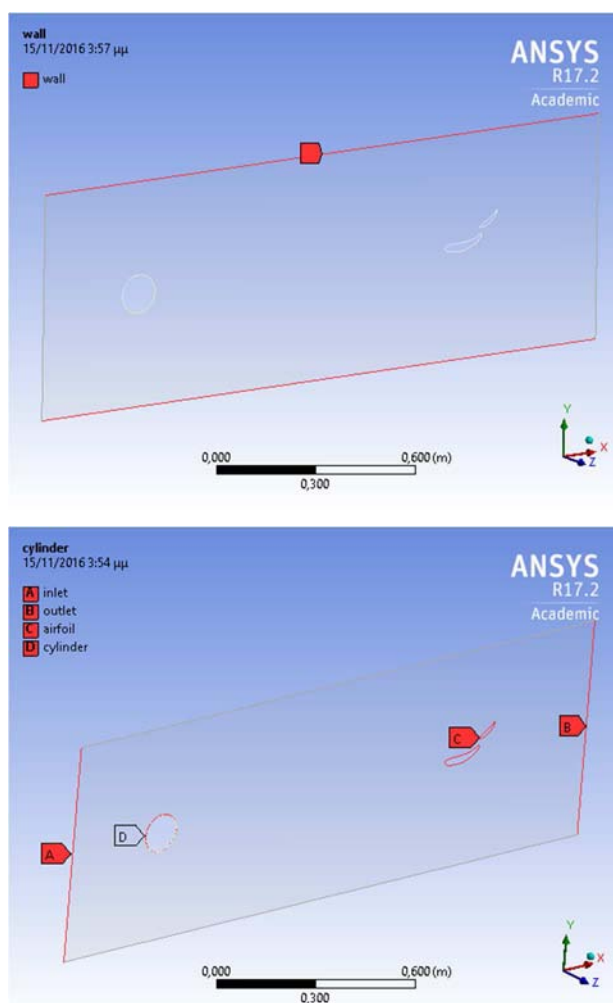
Εικόνα 7.3:Το τελικό πλέγμα που προέκυψε από τις παραπάνω ρυθμίσεις

7.1.4 Συνοριακές συνθήκες

Σε αυτό το κεφάλαιο θα αναλύσουμε τα χαρακτηριστικά των συνοριακών συνθηκών που χρησιμοποιήθηκαν στο υπολογιστικό πρόβλημα. Οι συνοριακές συνθήκες που χρησιμοποιήθηκαν ήταν οι εξής:

- Inlet: Ως inlet χαρακτηρίστηκε η επιφάνεια εισόδου του αέρα στο πείραμα
- Outlet: Είναι η επιφάνεια εξόδου της ροής πίσω από τη διπλή αεροτομή
- Airfoil: Το μοντέλο της διπλής αεροτομής
- Cylinder: Ο κύλινδρος μπροστά από την αεροτομή
- Wall: Οι οριζόντιες επιφάνειες πάνω και κάτω, οι οποίες είναι τοιχώματα με μηδενική ταχύτητα στην επιφάνειά τους.

Οι εν λόγω επιφάνειες παρουσιάζονται στα παρακάτω σχήματα:



Εικόνα 7.4: Οι συνοριακές συνθήκες

7.1.5 Παράμετροι επίλυσης

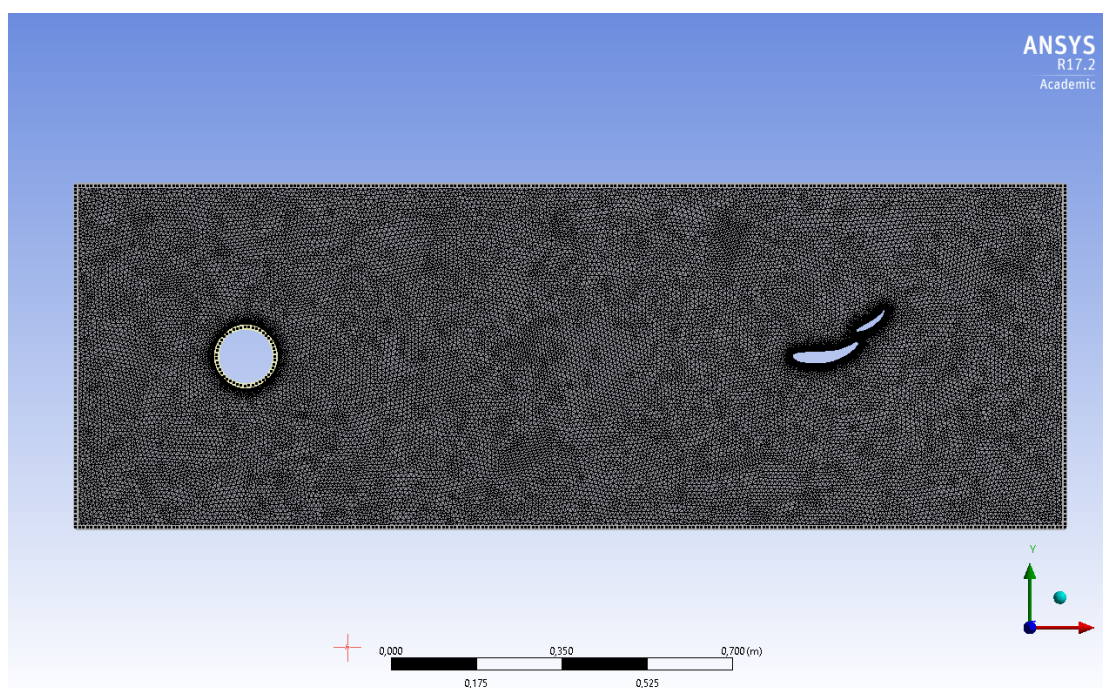
Κατά την επίλυση εφαρμόστηκε στρωτή ροή ταχύτητας 6 και 13 m/s, σε μεταβατική ροή καθώς το φαινόμενο των δινών von Karman είναι περιοδικό. Ο χρόνος που «έτρεξε» η προσομοίωση ήταν 1,5 δευτερόλεπτα, με χρονικό βήμα 0,01 sec, εκτελώντας 30 επαναλήψεις για κάθε χρονικό βήμα. Έτσι οι συνολικές επαναλήψεις που εκτελέστηκαν ήταν 4500. Το ρευστό της προσομοίωσης ήταν ο αέρας πυκνότητας $\rho=1.225$ kg ανά κυβικό μέτρο και ιξώδους $\mu=1.7894e-05$ kg/m-s.

Το αριθμητικό σχήμα πεπερασμένων διαφορών κατά την επίλυση ήταν άρρητο δεύτερης τάξης (Second Order Implicit).

7.2 Αποτελέσματα

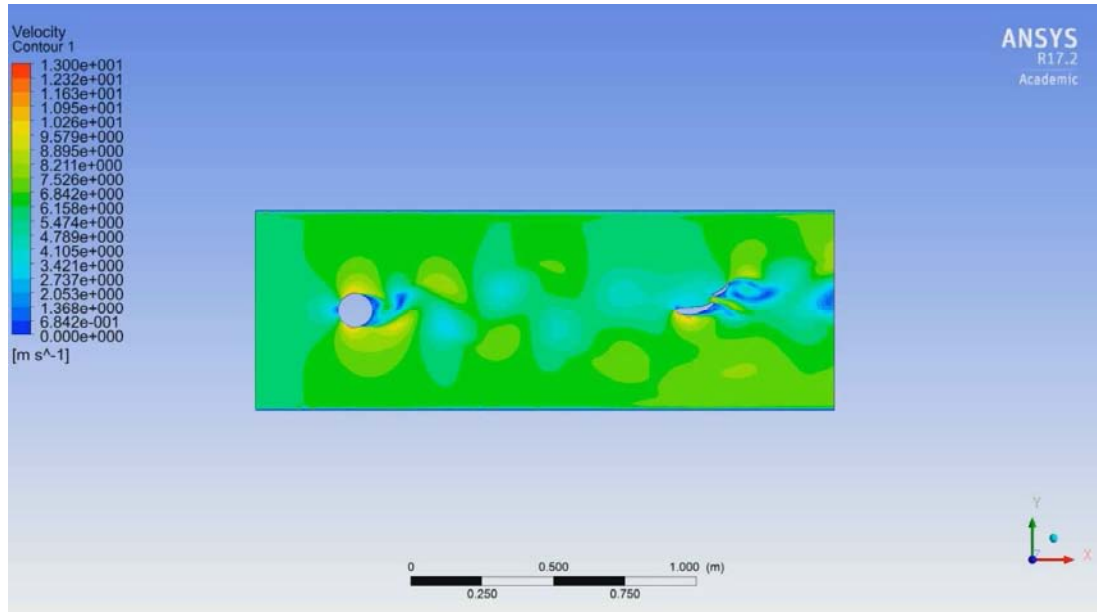
7.2.1 Θέση κυλίνδρου $y=0$ cm:

Το κέντρο του κυλίνδρου βρίσκεται στην ίδια ευθεία με το αεροδυναμικό κέντρο της κάτω πτέρυγας, όπως φαίνεται στο παρακάτω πλέγμα:



Εικόνα 7.5: Πλέγμα για θέση κυλίνδρου $y=0$ cm

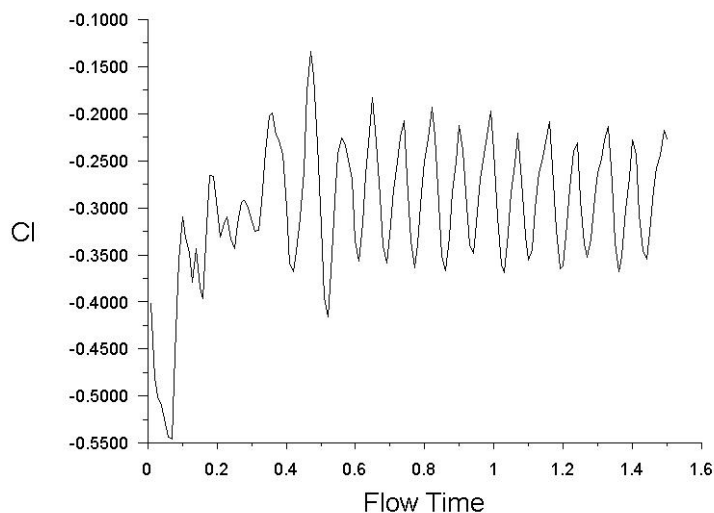
Για ταχύτητα 6 m/s, τα αποτελέσματα εμφανίζονται στις επόμενες εικόνες:



Εικόνα 7.6: Ισοψείς καμπύλες ταχύτητας για $y=0$ cm, $u=6$ m/s

Στις πράσινες περιοχές η ταχύτητα του αέρα είναι περίπου 6 m/s, όσο και η ταχύτητα εισόδου, οι κίτρινες περιοχές υποδηλώνουν υψηλότερη ταχύτητα, της τάξης των 10 m/s, και οι μπλε περιοχές καλύπτουν τις περιοχές πολύ χαμηλής, ή και μηδενικής ταχύτητας. Βλέπουμε καθαρά τις δίνες von Karman, καθώς η εναλλαγή κίτρινου - μπλέ σκιαγραφεί ένα μοτίβο ροής.

Επίσης για τη χρονική διάρκεια της προσομοίωσης, σχεδιάζεται το διάγραμμα συντελεστή άνωσης C_L – χρόνου, το οποίο είναι το εξής:



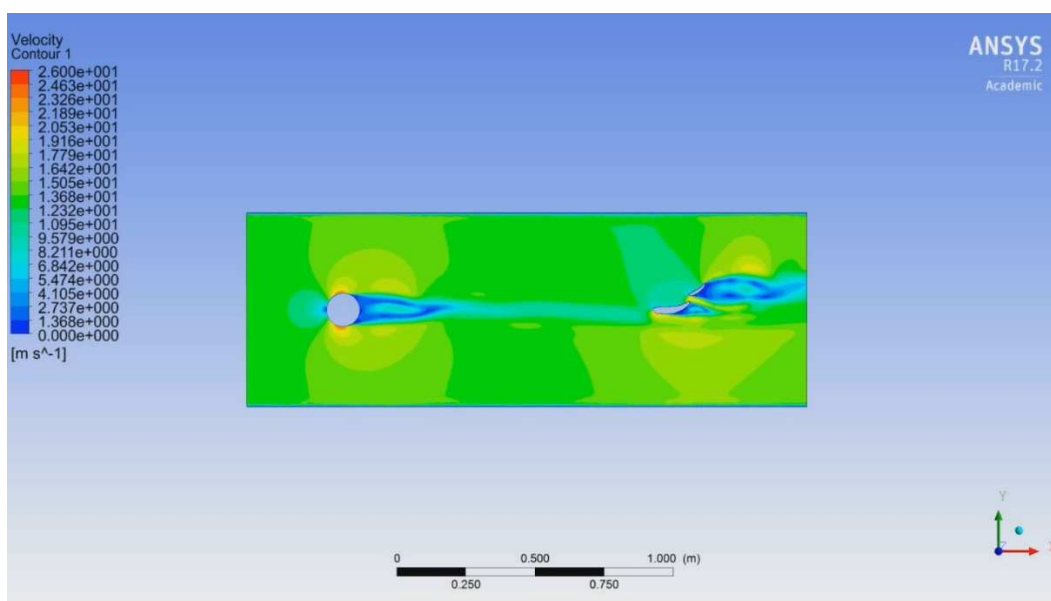
Διάγραμμα 7.1: Συντελεστής άνωσης για $y=0\text{ cm}$ και $u=6\text{ m/s}$

Παρατηρούμε ότι για το πρώτο μισό δευτερόλεπτο η πτέρυγα διανύει μια μεταβατική κατάσταση, ώσπου να σταθεροποιηθεί για το υπόλοιπο της προσομοίωσης, στο οποίο παρατηρούμε μια περιοδική ταλάντωση του C_L με σταθερό περίπου πλάτος. Αυτή η διακύμανση είναι η περιοδική επίδραση των δινών στην άνωση που δέχεται η αεροτομή.

Η μέση τιμή άνωσης της πτέρυγας δίνεται επίσης από το πρόγραμμα και είναι ίση με:

$$L = -5.0065\text{ N}$$

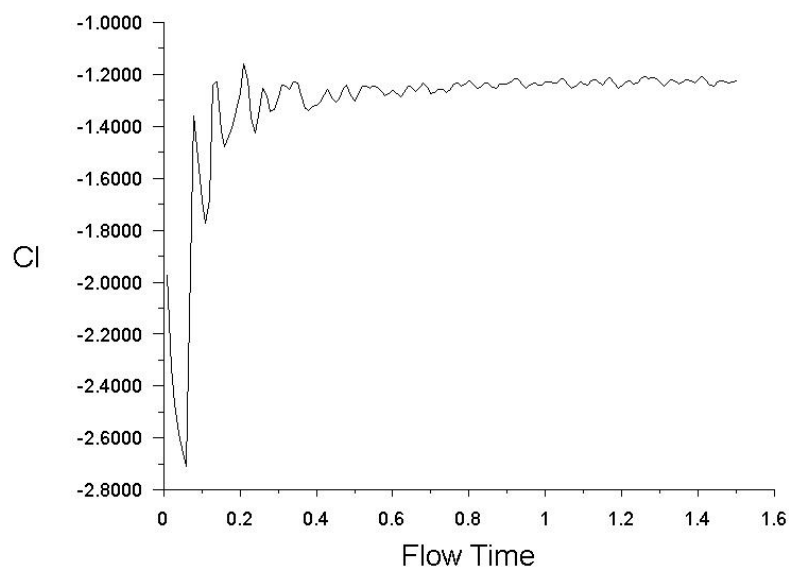
Για την ταχύτητα 13 m/s , τα αποτελέσματα ήταν:



Εικόνα 7.7: Ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας για $y=0\text{ cm}$, $u=13\text{ m/s}$

Στις πράσινες περιοχές η ταχύτητα του αέρα είναι περίπου 13 m/s, όσο και η ταχύτητα εισόδου, οι κίτρινες περιοχές υποδηλώνουν υψηλότερη ταχύτητα, της τάξης των 20 m/s, και οι μπλε περιοχές καλύπτουν τις περιοχές πολύ χαμηλής, ή και μηδενικής ταχύτητας. Βλέπουμε ότι η μεγάλη ταχύτητα εισόδου δεν επιτρέπει το σχηματισμό δινών, αντίθετα έχουμε ένα σταθερό οριακό στρώμα πίσω από τον κύλινδρο.

Επίσης για τη χρονική διάρκεια της προσομοίωσης, σχεδιάζεται το διάγραμμα συντελεστή άνωσης C_L – χρόνου, το οποίο είναι το εξής:



Διάγραμμα 7.2: Συντελεστής άνωσης για $\gamma=0$ cm και $u=13$ m/s

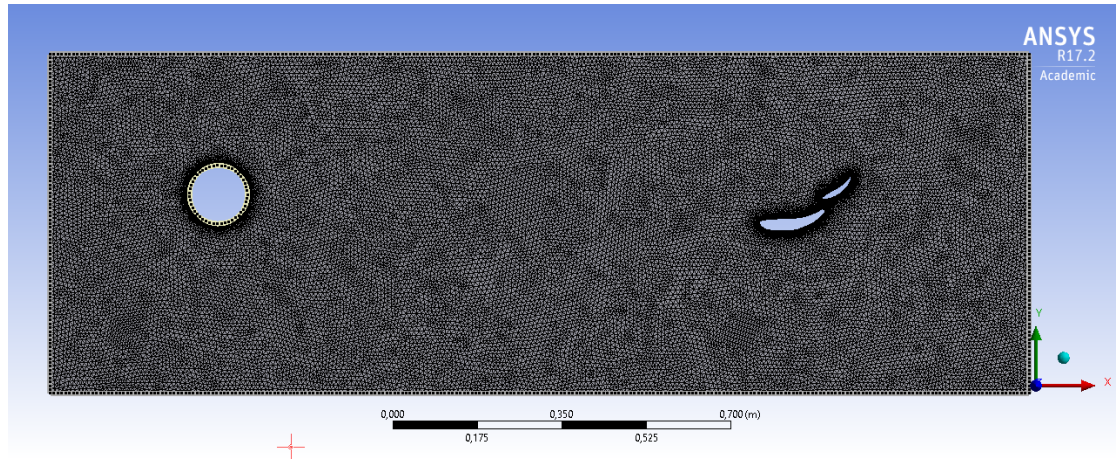
Παρατηρούμε ότι ο συντελεστής άνωσης συγκλίνει σε μια σταθερή τιμή, το οποίο είναι λογικό καθώς δεν εμφανίζονται ισχυρές δίνες von Karman.

Η μέση τιμή άνωσης της πτέρυγας δίνεται επίσης από το πρόγραμμα και είναι ίση με:

$$L = -27.0530 N$$

7.2.2 Θέση κυλίνδρου 6cm:

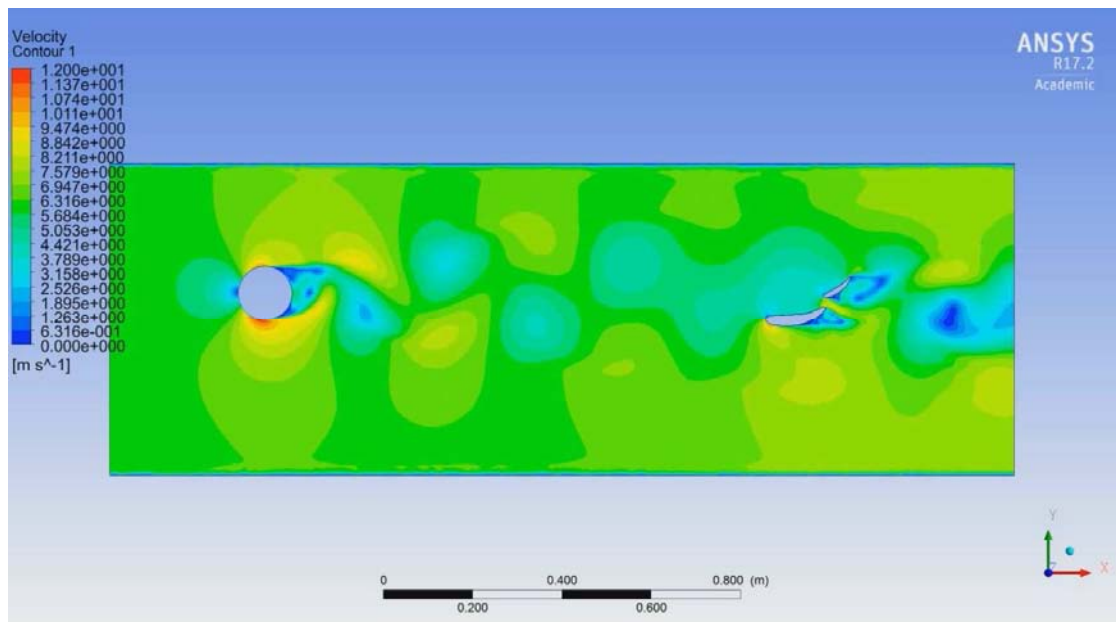
Το συγκεκριμένο πείραμα είναι το ίδιο με το προηγούμενο, με μόνη διαφορά ότι ο κύλινδρος έχει μετακινηθεί 6 εκατοστά προς τα πάνω:



Εικόνα 7.8: Πλέγμα για θέση κυλίνδρου $y=6$ cm

Οι προσομοιώσεις έγιναν ξανά για τις δύο ταχύτητες των 6 και 13m/s αντίστοιχα, και τα αποτελέσματα παρουσιάζονται παρακάτω.

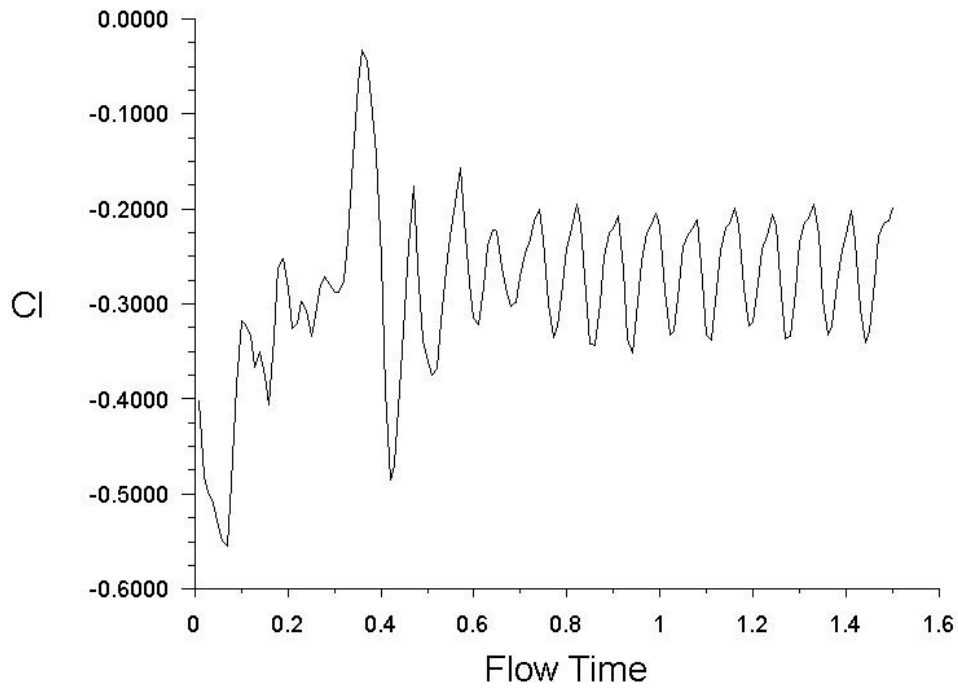
Για τα 6m/s:



Εικόνα 7.9: Ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας για $y=6$ cm, $u=6$ m/s

Παρατηρούμε και πάλι τη χαρακτηριστική μορφή των δινών πίσω από τον κύλινδρο, καθώς και την ταχύτητα του αέρα σε κάθε αντίστοιχα χρωματισμένη περιοχή.

Και το γράφημα του δείκτη C_L :



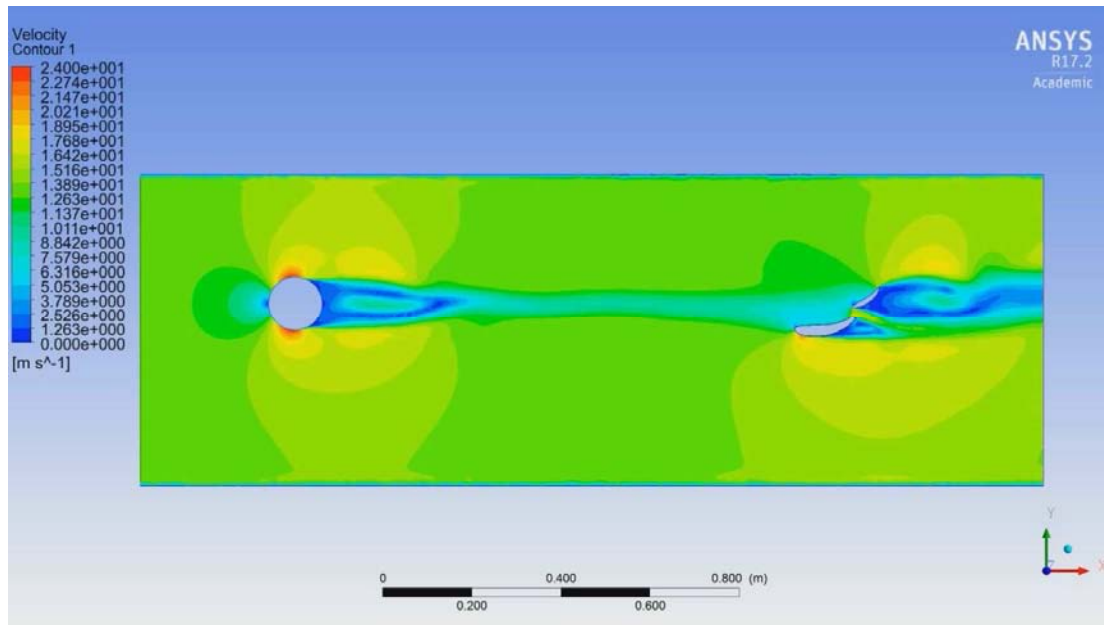
Διάγραμμα 7.3: Συντελεστής άνωσης για $\gamma=6\text{ cm}$ και $u=6\text{ m/s}$

Ξανά, στο πρώτο μισό δευτερόλεπτο η πτέρυγα διανύει μια μεταβατική κατάσταση, ώσπου να σταθεροποιηθεί για το υπόλοιπο της προσομοίωσης, στο οποίο παρατηρούμε μια περιοδική ταλάντωση του C_L με σταθερό περίπου πλάτος. Αυτή η διακύμανση είναι η περιοδική επίδραση των δινών στην άνωση που δέχεται η αεροτομή.

Η μέση τιμή άνωσης της πτέρυγας δίνεται επίσης από το πρόγραμμα και είναι ίση με:

$$L = -4.3899\text{ N}$$

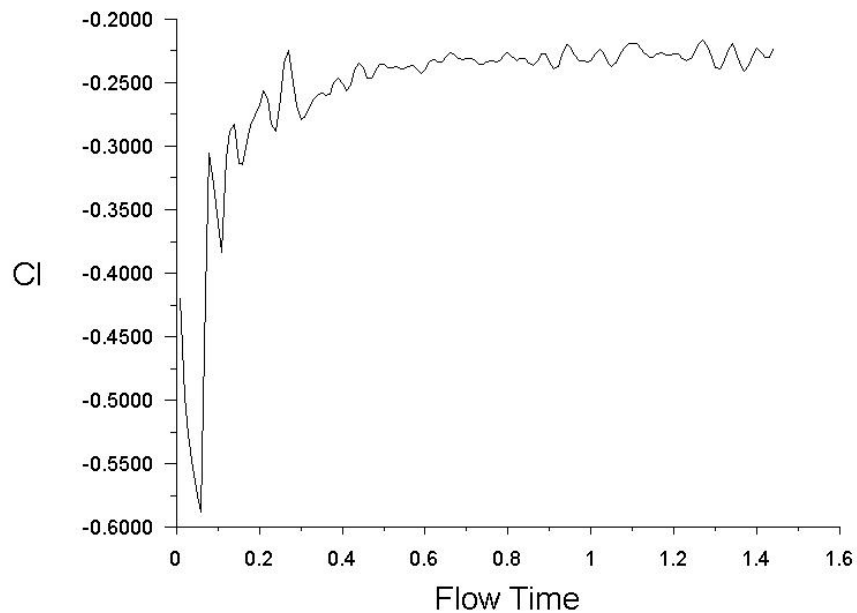
Αντίστοιχα για τα 13 m/s:



Εικόνα 7.10: Ισοψείς καμπύλες ταχύτητας για $\gamma=6$ cm, $u=13$ m/s

Και πάλι το οριακό στρώμα φαίνεται να έχει σταθεροποιηθεί και δεν σχηματίζονται δίνες λόγω της υψηλής ταχύτητας.

Το διάγραμμα C_L σε αυτή την περίπτωση είναι:



Διάγραμμα 7.4: Συντελεστής άνωσης για $\gamma=6$ cm και $u=13$ m/s

Η τιμή του συντελεστή άνωσης δείχνει να συγκλίνει και πάλι, αλλά αυτή τη φορά υπάρχει μεγάλη διαφορά στην τιμή του σε σχέση με την περίπτωση που ο κύλινδρος ήταν στο μέσο της κάτω πτέρυγας. Το αποτέλεσμα αυτό δεν θα έπρεπε να μας εκπλήσσει, διότι το απόρρευμα του κυλίνδρου μειώνει αισθητά τη μέση ταχύτητα του αέρα λίγο πριν την αεροτομή, με αποτέλεσμα να μειώνεται και ο συντελεστής άνωσης.

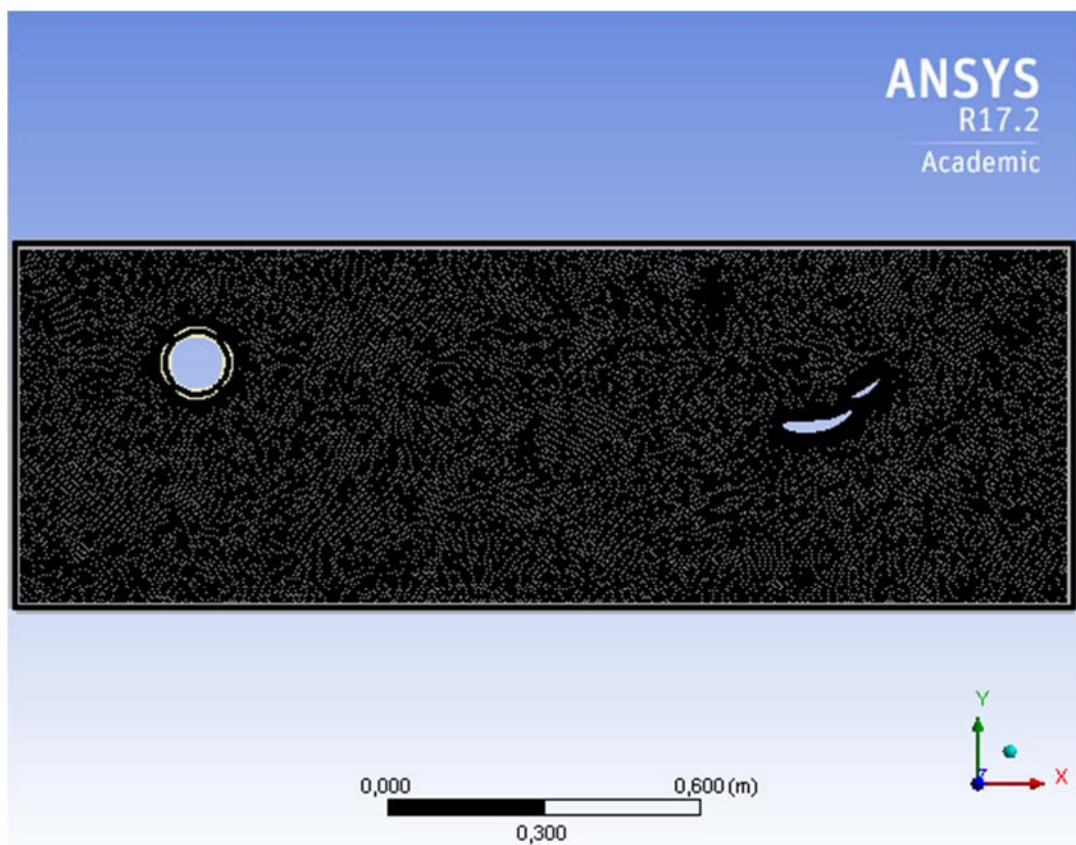
Η μέση τιμή άνωσης της πτέρυγας δίνεται επίσης από το πρόγραμμα και είναι ίση με:

$$L = -24.5185 \text{ N}$$

Παρατηρούμε ότι είναι λίγο μικρότερη από την προηγούμενη περίπτωση των 0 cm.

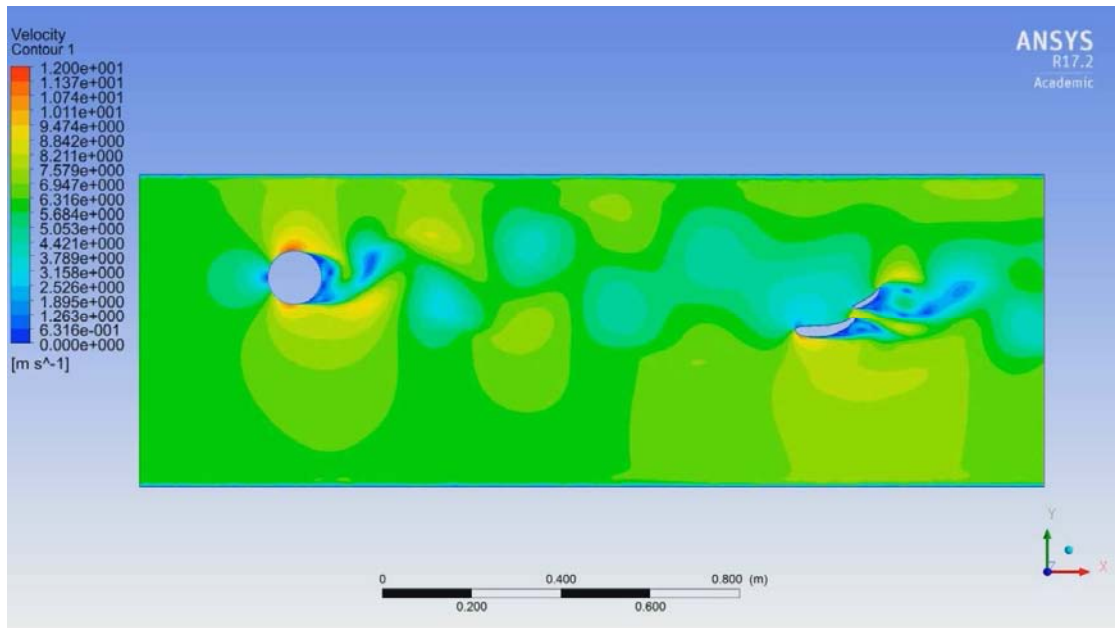
7.2.3 Θέση κυλίνδρου 12cm:

Μετατοπίζοντας τον κύλινδρο ακόμα 6 εκατοστά προς τα πάνω, και ξανατρέχοντας την προσομοίωση, έχουμε:

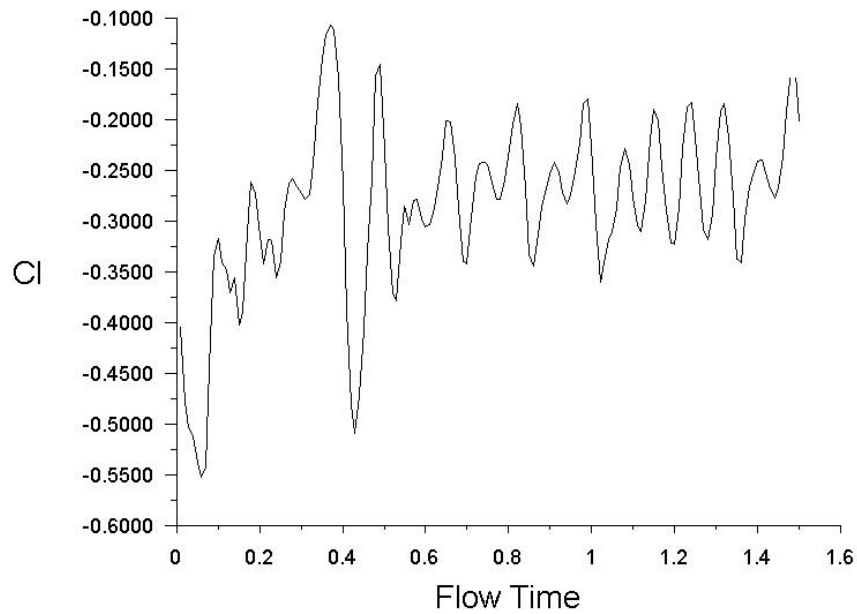


Εικόνα 7.11: Πλέγμα για $y=12 \text{ cm}$

Για τα 6m/s, το νομογράφημα και ο συντελεστής άνωσης είναι:



Εικόνα 7.12: Ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας για $\gamma=12\text{ cm}$, $u=6\text{ m/s}$

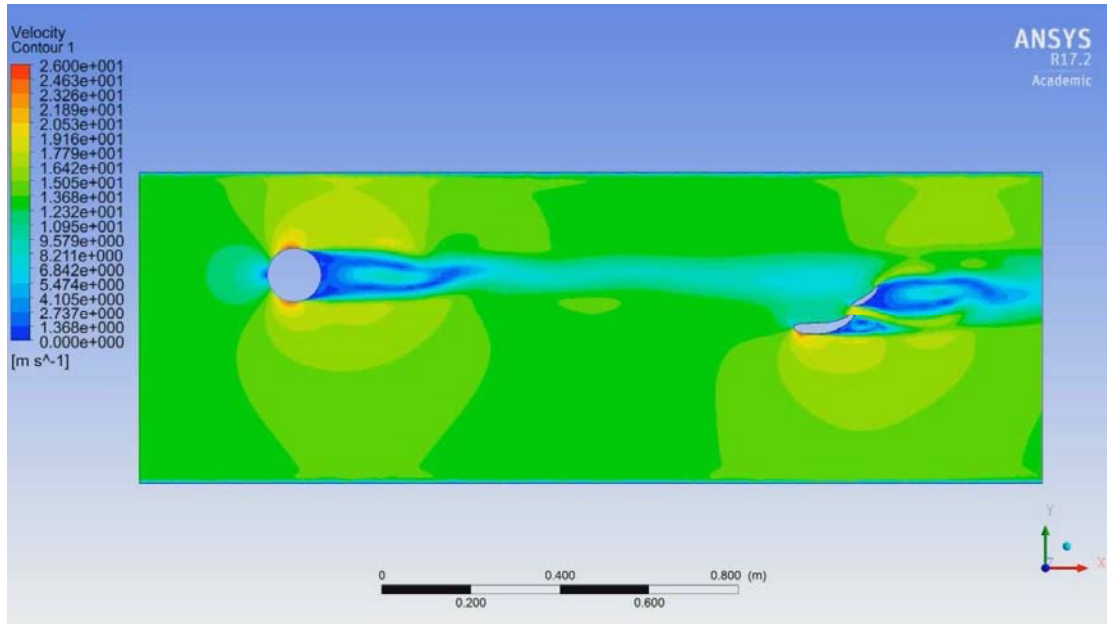


Διάγραμμα 7.5: Συντελεστής άνωσης για $\gamma=12\text{ cm}$ και $u=6\text{ m/s}$

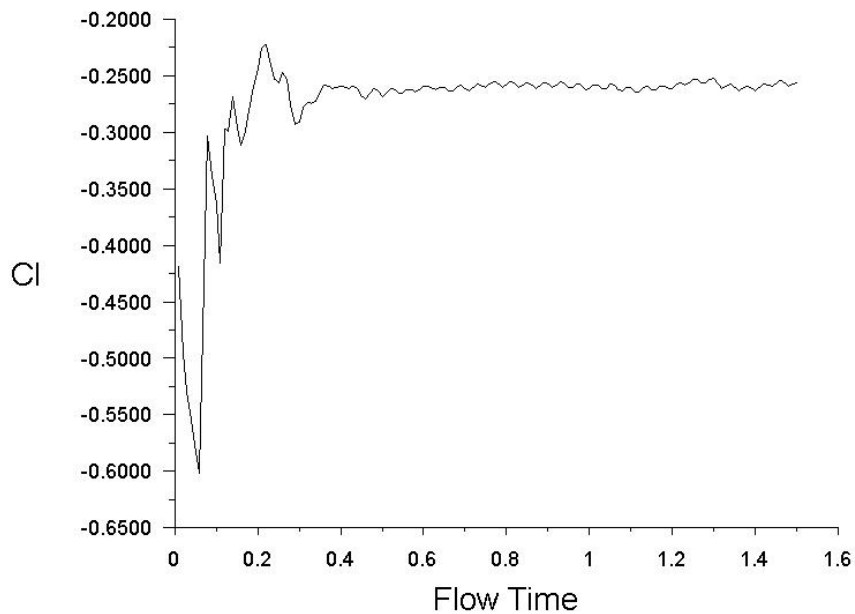
Παρατηρούμε και εδώ την ταλάντωση του συντελεστή γύρω από μια μέση τιμή, το οποίο οφείλεται στις δίνες που παράγει ο κύλινδρος. Η μέση τιμή άνωσης που δίνει η προσομοίωση είναι:

$$L = -4.7709 \text{ N}$$

Ενώ για τα 13m/s:



Εικόνα 7.13: Ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας για $\gamma=12 \text{ cm}$, $u=13 \text{ m/s}$



Διάγραμμα 7.6: Συντελεστής άνωσης για $\gamma=12 \text{ cm}$ και $u=13 \text{ m/s}$

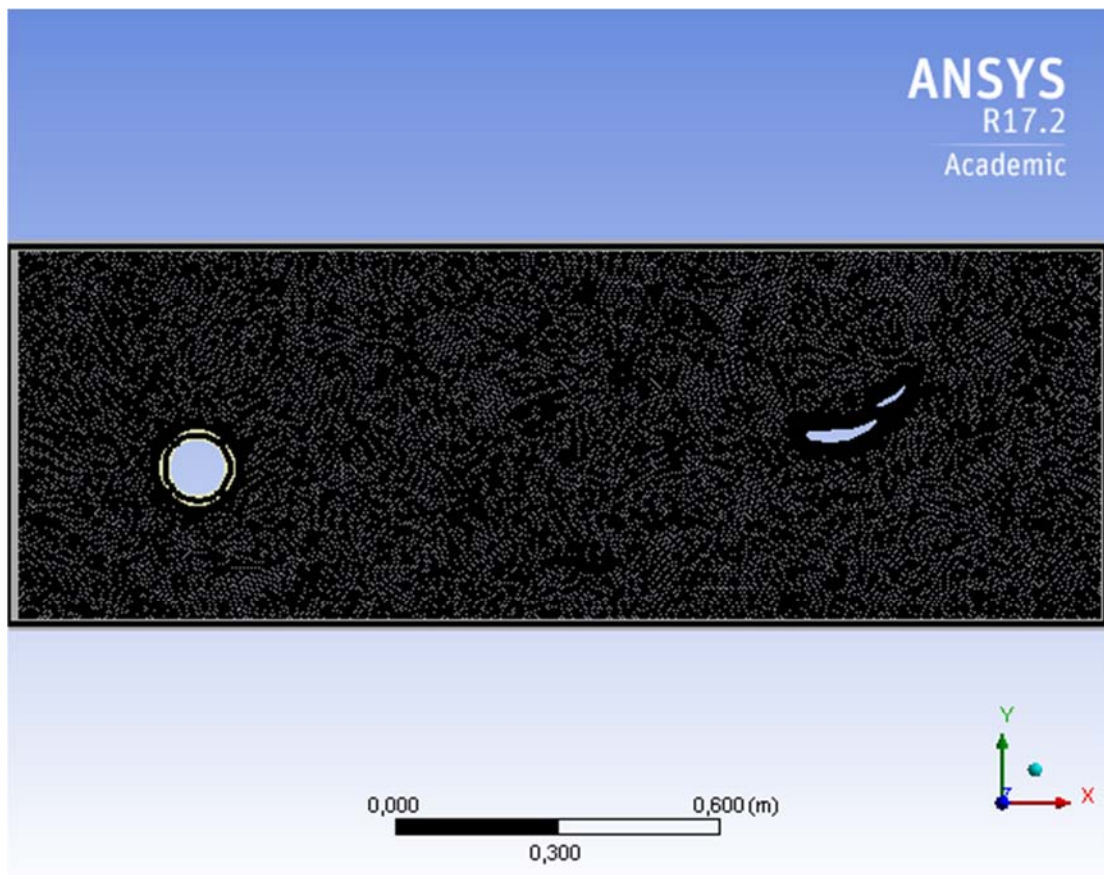
Λόγω του σταθερού οριακού στρώματος, ο συντελεστής άνωσης παραμένει σταθερός όπως και σε όλες τις άλλες περιπτώσεις ταχύτητας 13m/s.

Επίσης, η μέση άνωση δίνεται ίση με:

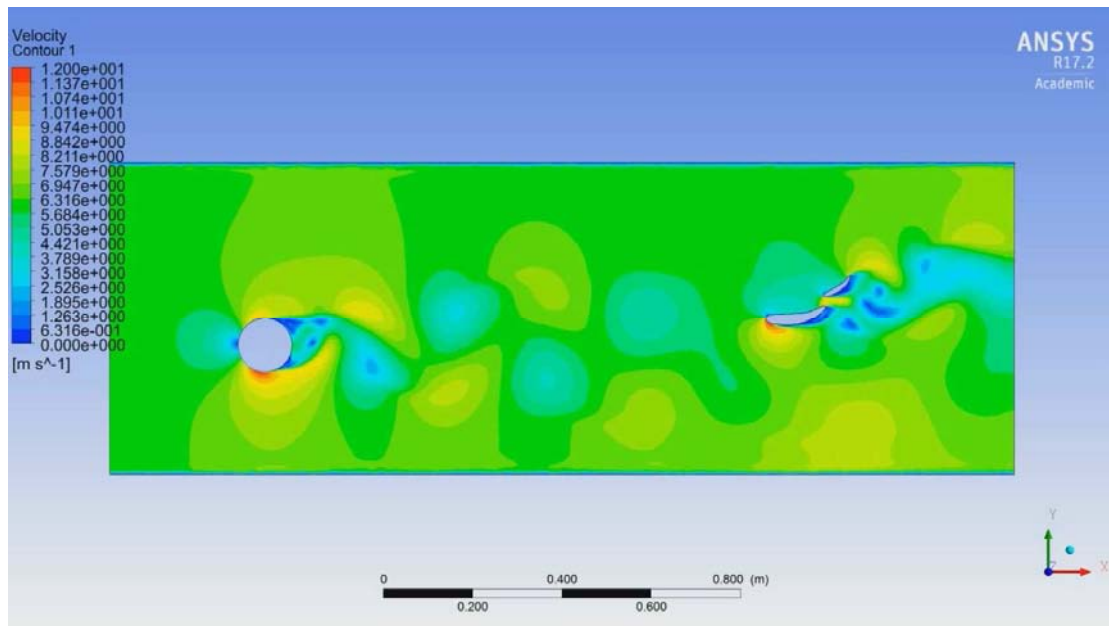
$$L = -26.4969 \text{ N}$$

7.2.4 Θέση κυλίνδρου $y = -6\text{cm}$:

Μετακινώντας τον κύλινδρο 6 εκατοστά κάτω από την οριζόντια ευθεία που ορίζεται από το κέντρο της κάτω αεροτομής, το πλέγμα και το νομογράφημα ταχύτητας για τα 6m/s θα είναι:

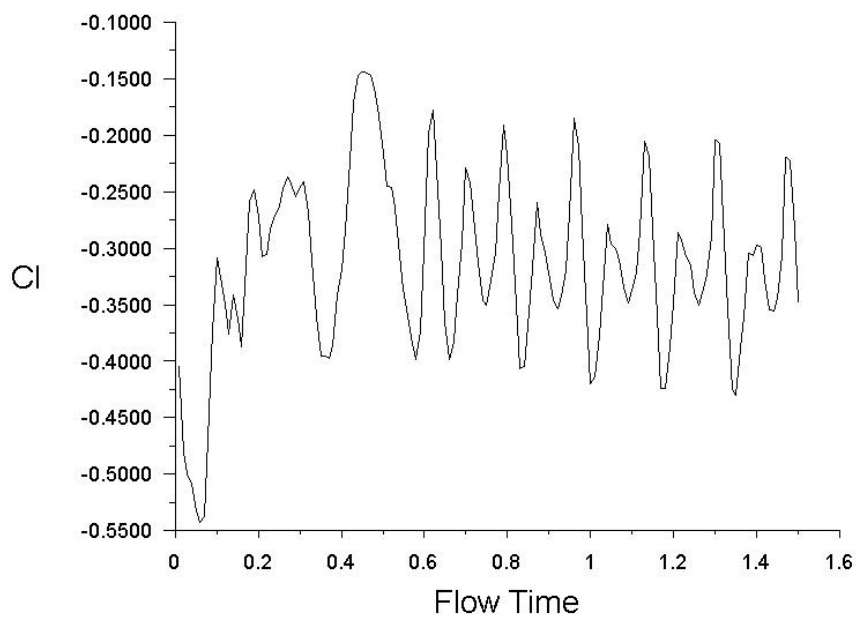


Εικόνα 7.14: Πλέγμα για $y = -6 \text{ cm}$



Εικόνα 7.15: Ισοψείς καμπύλες ταχύτητας για $y=-6 \text{ cm}$, $u=6 \text{ m/s}$

Το γράφημα του συντελεστή C_L :

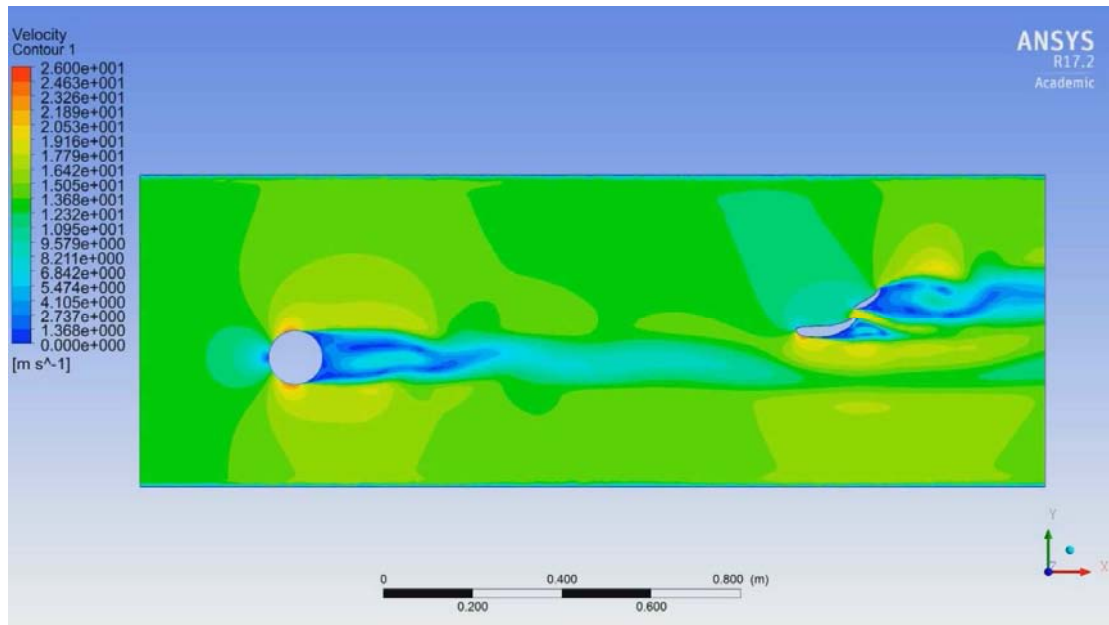


Διάγραμμα 7.7: Συντελεστής άνωσης για $z=-6 \text{ cm}$ και $u=6 \text{ m/s}$

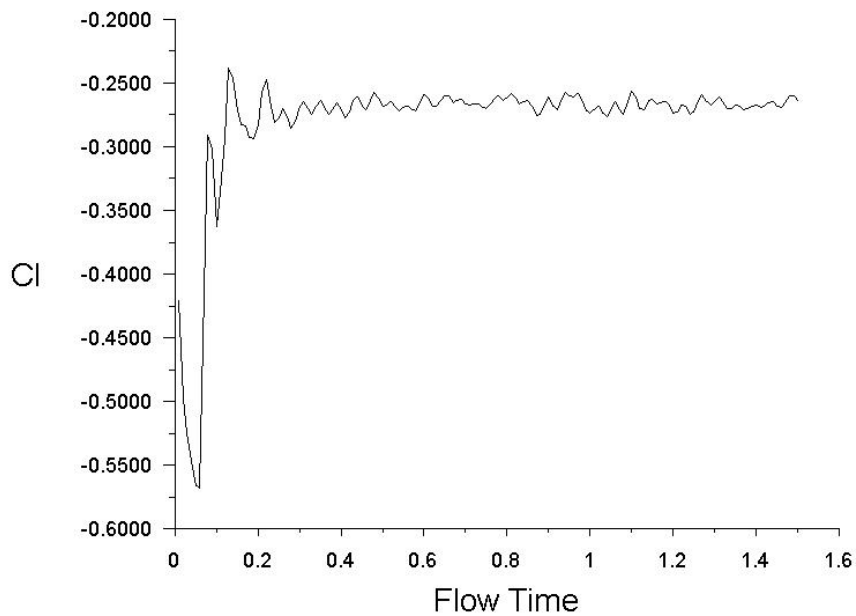
Επίσης, η μέση άνωση δίνεται ίση με:

$$L = -7.6685 \text{ N}$$

Στην ταχύτητα των 13m/s τα αποτελέσματα ήταν:



Εικόνα 7.16: Ισοψείς καμπύλες ταχύτητας για $y=-6\text{ cm}$, $u=13\text{ m/s}$



Διάγραμμα 7.8: Συντελεστής άνωσης για $y=-6\text{ cm}$ και $u=13\text{ m/s}$

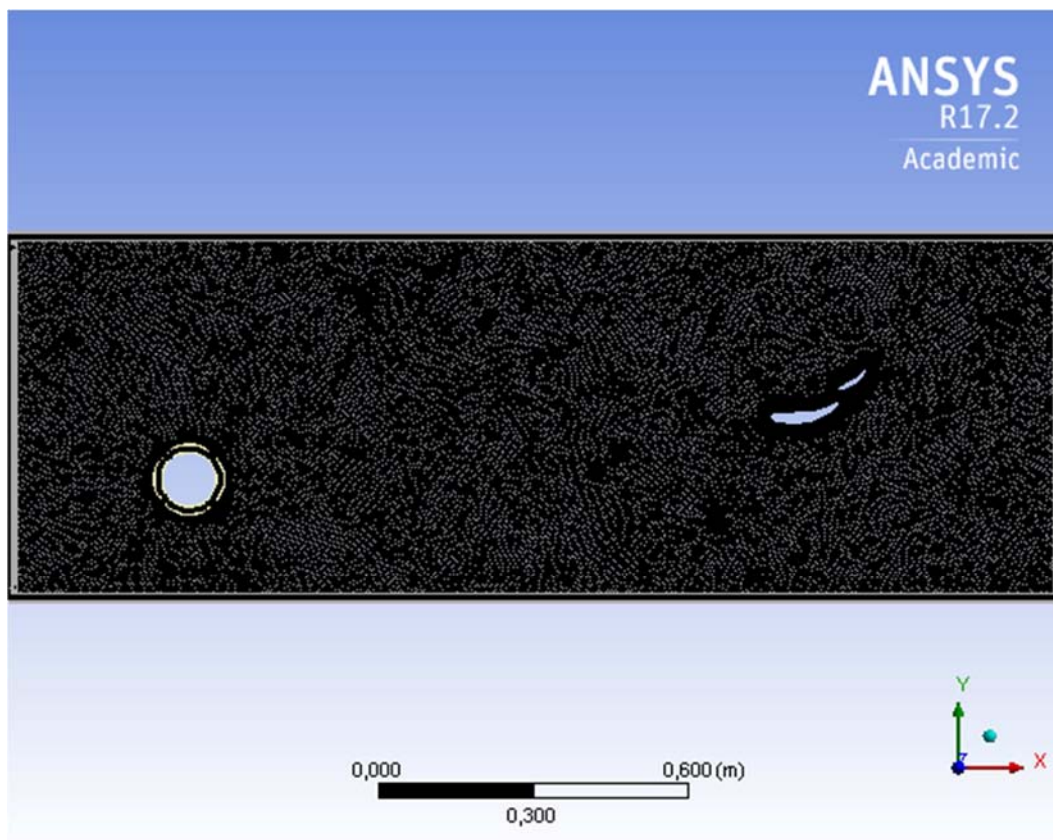
Επίσης, η μέση άνωση δίνεται ίση με:

$$L = -27.3029\text{ N}$$

Παρατηρούμε την ίδια τάση με τα υπόλοιπα πειράματα. Ο συντελεστής άνωσης της πτέρυγας ταλαντώνεται γύρω από την τιμή 0,3 για την χαμηλή ταχύτητα, ενώ όταν αυτή αυξηθεί, το C_L αποκτά μια σταθερή τιμή χωρίς μεγάλη διακύμανση.

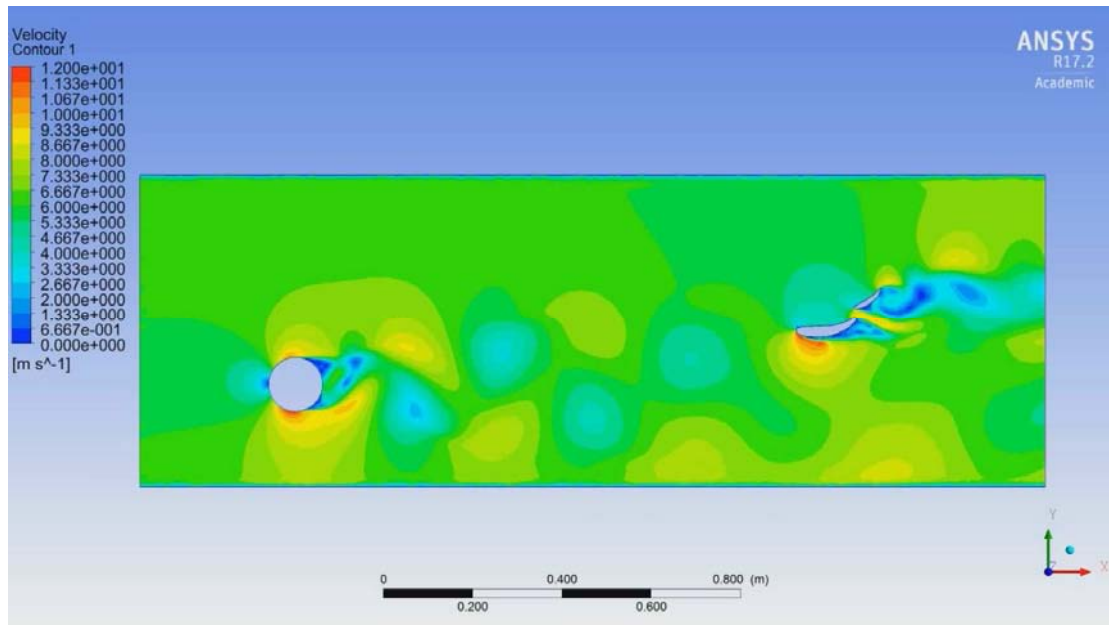
7.2.5 Θέση κυλίνδρου $y = -12\text{cm}$:

Τέλος, μετατοπίζοντας τον οριζόντιο κύλινδρο ακόμα 6 εκατοστά προς τα κάτω, έχουμε:

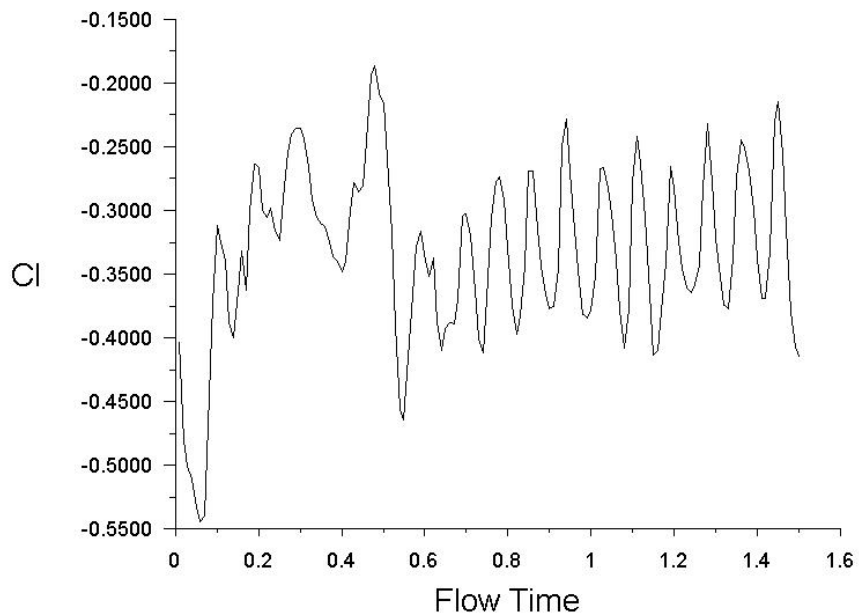


Εικόνα 7.17: Πλέγμα για $y = -12\text{ cm}$

Στην ταχύτητα των 6 m/s, το νομογράφημα και ο συντελεστής άνωσης είναι:



Εικόνα 7.18: Ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας για $y=-12\text{ cm}$, $u=6\text{ m/s}$

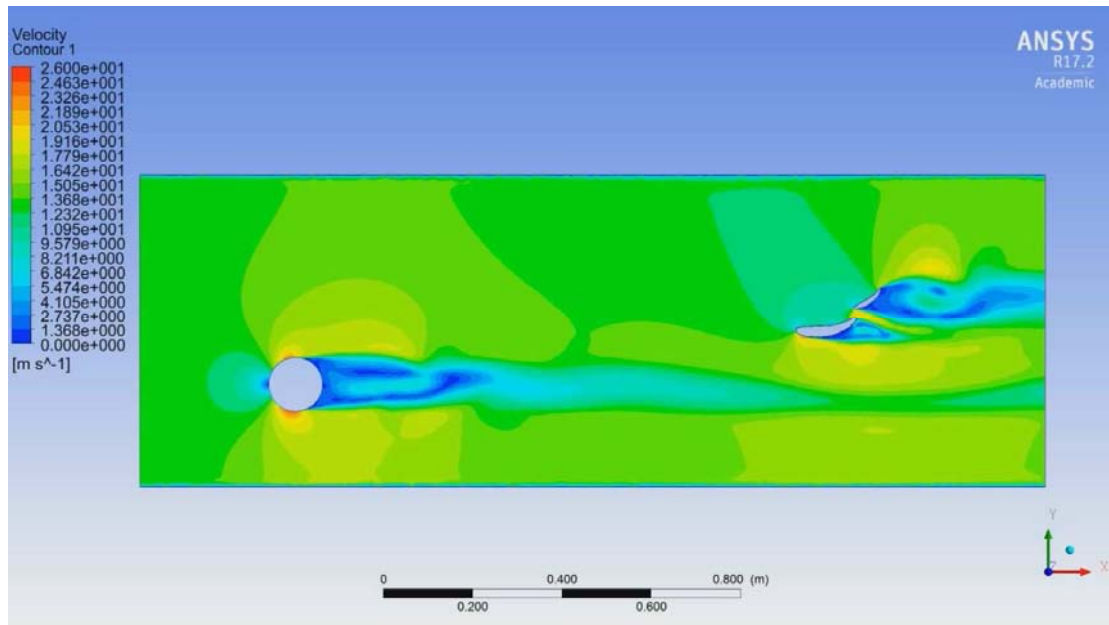


Διάγραμμα 7.9: Συντελεστής άνωσης για $y=-12\text{ cm}$ και $u=6\text{ m/s}$

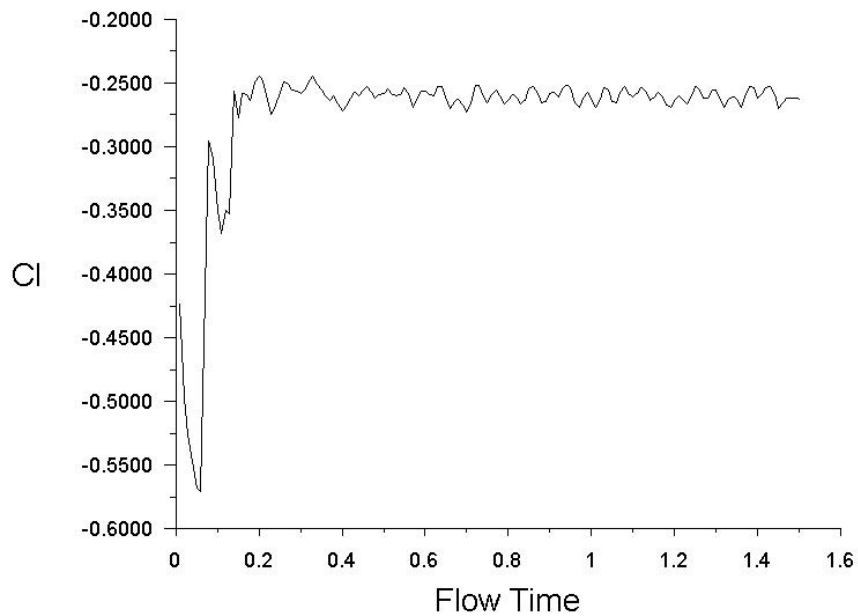
Επίσης, η μέση άνωση δίνεται ίση με:

$$L = -9.1390\text{ N}$$

Τα αντίστοιχα αποτελέσματα για τα 13 m/s:



Εικόνα 7.19: Ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας για $y=-12\text{ cm}$, $u=13\text{ m/s}$



Διάγραμμα 7.10: Συντελεστής άνωσης για $y=-12\text{ cm}$ και $u=13\text{ m/s}$

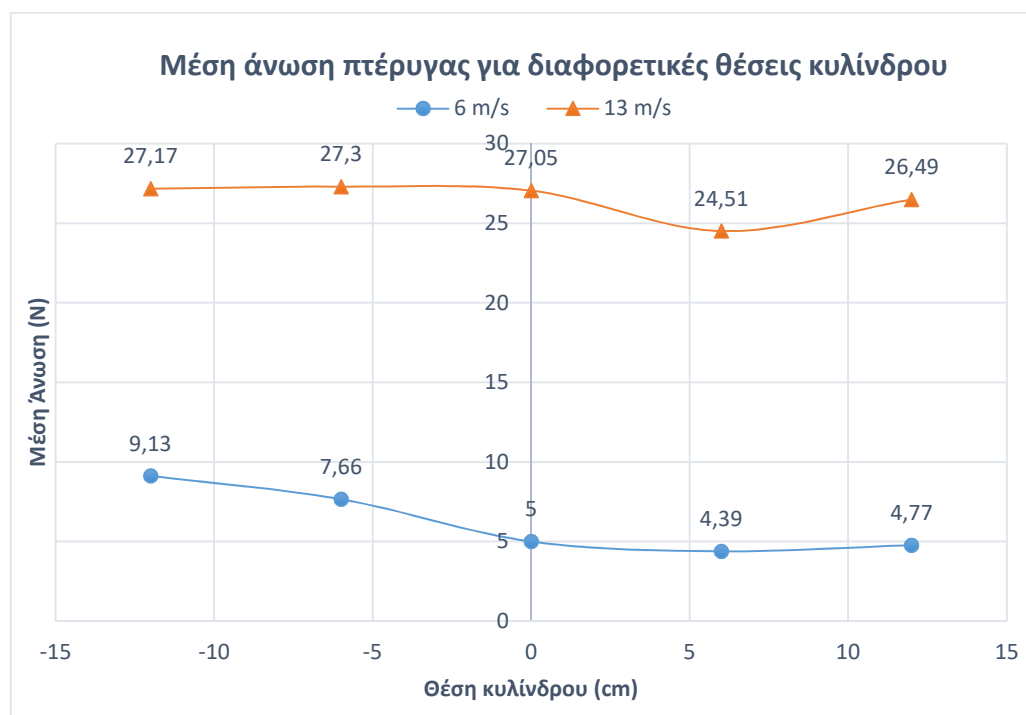
Επίσης, η μέση άνωση δίνεται ίση με:

$$L = -27.1725\text{ N}$$

Και σε αυτή την περίπτωση τα αποτελέσματα συμφωνούν με τα προηγούμενα τόσο για τη χαμηλή όσο και την υψηλή ταχύτητα.

7.3 Σύγκριση αποτελεσμάτων

Παρακάτω συνοψίζονται τα αποτελέσματα όλων των προσομοιώσεων και συγκρίνονται με τα πειραματικά.



Διάγραμμα 7.11 Συγκριτικό διάγραμμα μέσης άνωσης

Ενδεικτικά, η μέση άνωση που μετρήθηκε στο πείραμα παραγωγής δινών von Karman σε ταχύτητα αέρα 13 m/s και θέση κυλίνδρου 0 cm ήταν 16,4 Newton [βλ. κεφ. 3], το οποίο είναι αρκετά μικρότερο από την άνωση που έδωσε η προσομοίωση. Αυτό πιθανότατα οφείλεται στο ότι η ροή δεν ήταν 100% στρωτή στο πείραμα, και κατά συνέπεια η τύρβη που εμφανίστηκε μείωσε τη μέση κινητική ενέργεια του αέρα, «ρίχνοντας» αντίστοιχα και την άνωση. Επίσης, οι παραπάνω διαφορές εμφανίζονται λόγω της αναπόφευκτης απόκλισης των συνθηκών της προσομοίωσης από το πραγματικό πείραμα. Συγκεκριμένα, το μοντέλο δεν προέβλεψε την ύπαρξη οριακών στρωμάτων, τρισδιάστατης γεωμετρίας και τραχύτητας επιφανειών, με αποτέλεσμα να παρατηρείται σημαντική απόκλιση από τις πειραματικές μετρήσεις.

Κεφάλαιο 8: Συμπεράσματα

Σε αυτό το κεφάλαιο θα συνοψιστούν τα συμπεράσματα των κεφαλαίων 4,5,6 και 7 με σκοπό τη διευκόλυνση του αναγνώστη.

Στο κεφάλαιο 4 έγινε η μέτρηση της κάθετης δύναμης που προκαλεί η αεροτομή. Παρατηρήθηκε η γραμμική εξάρτηση της άνωσης με το τετράγωνο της ταχύτητας και η σταθερή τιμή του συντελεστή άνωσης C_L , επαληθεύοντας έτσι τη μαθηματική σχέση που συνδέει την ταχύτητα ροής με τη δύναμη που παράγεται στο αεροδυναμικό σώμα. Τα δύο είδη ροής που μελετήθηκαν ήταν η στρωτή και η τυρβώδης ροή.

Στο 5^ο κεφάλαιο μετρούνται οι επιταχύνσεις της διπλής αεροτομής υπό την επίδραση στρωτής, τυρβώδους και περιοδικής ροής, σε τρεις ταχύτητες αέρα η καθεμία. Σχεδιάστηκαν οι κυματομορφές των δεδομένων, και μετά από επεξεργασία Fast Fourier Transform (FFT) στο πρόγραμμα Matlab, έγινε εξαγωγή των κυριότερων συχνοτήτων της ταλάντωσης.

Με μια πρώτη ματιά παρατηρούμε ότι η αύξηση της ταχύτητας αέρα προκαλεί όλο και μεγαλύτερες αναταραχές στη συμπεριφορά της επιτάχυνσης της πτέρυγας, δηλαδή αυξάνεται η τυπική απόκλιση και το εύρος των μετρήσεων. Αυτό παρατηρείται και στα τρία είδη ροής. Σε ό,τι αφορά τις ιδιοσυχνότητες, και στις τρεις ταχύτητες στρωτής ροής εμφανίζονται δύο συχνότητες στις περιοχές των 16 και 55 Hz αντίστοιχα, ενώ στην τύρβη η δεύτερη συχνότητα έχει μετατοπιστεί στην περιοχή των 50 Hz, με την πρώτη να μένει ως έχει. Στο κομμάτι των μετρήσεων περιοδικής ροής von Karman, εμφανίζονται συχνότητες στην περιοχή των 16 Hz, ενώ δεν φαίνεται να εμφανίζονται υψηλότερες συχνότητες. Αντίθετα εμφανίζονται επιπλέον κορυφές στην περιοχή των 8 Hz στη χαμηλή ταχύτητα των 6 m/s, και 2,7 Hz στην υψηλή ταχύτητα των 13 m/s, χωρίς αυτές να επηρεάζονται ιδιαίτερα από τη θέση του κυλίνδρου. Επίσης, παρατηρείται ότι στην ταχύτητα των 6 m/s, η τυρβώδης και η περιοδική ροή αυξάνουν περίπου κατά τον ίδιο βαθμό το εύρος των τιμών σε σχέση με τη στρωτή ροή, ενώ στην υψηλή ταχύτητα των 13 m/s, η περιοδική ροή προκαλεί τη μεγαλύτερη αύξηση εύρους από τις άλλες δύο ροές. Τέλος, η τυρβώδης και η περιοδική ροή προκαλούν την ίδια περίπου τυπική απόκλιση των επιταχύνσεων στη χαμηλή ταχύτητα, ενώ εμφανίζεται σημαντική διαφοροποίηση όσο αυξάνεται η ταχύτητα, με την τυπική απόκλιση της

περιοδικής ροής να γίνεται τελικά διπλάσια της τυρβώδους στην ταχύτητα των 13 m/s. Για την εξακρίβωση των αποτελεσμάτων υπολογίστηκε ο αριθμός Strouhal για τις δύο ταχύτητες περιοδικής ροής, και βρέθηκε ίσος με 0,18, το οποίο αντιστοιχεί σε συχνότητα δινών 8,5 Hz στη χαμηλή και 18 Hz στην υψηλή ταχύτητα. Οι συγκεκριμένες συχνότητες εμφανίζονται καθαρά και στα διαγράμματα ανάλυσης Fourier, προκύπτει δηλαδή ότι το περιοδικό πεδίο ροής επηρεάζει άμεσα την ιδιοσυχνότητα του ταλαντωτή.

Στο κεφάλαιο 6, τα πειράματα των αποσβέσεων έγιναν σε τρεις διαφορετικές συνθήκες: απόσβεση χωρίς ροή αέρα, απόσβεση με στρωτό και τυρβώδες ροϊκό πεδίο. Ο μικρότερος ρυθμός απόσβεσης παρατηρήθηκε στα πειράματα χωρίς ροή, όπως είναι φυσικό, ενώ η περίπτωση τυρβώδους ροής παρουσίασε γρηγορότερη απόσβεση από τη στρωτή. Αυτό παρατηρήθηκε σε όλους τους πειραματικούς συνδυασμούς ανεξαρτήτως της αρχικής απομάκρυνσης ή της ταχύτητας αέρα. Επίσης φάνηκε ότι η αύξηση της ταχύτητας προκαλεί γρηγορότερη απόσβεση για το ίδιο είδος ροής και αρχικής απομάκρυνσης, εκτός από τις περιπτώσεις τυρβώδους ροής με αρχικά βάρη απομάκρυνσης τα 0,3 και 0,5 κιλά. Σε αυτές τις περιπτώσεις παρατηρήθηκε ότι η μεγαλύτερη ταχύτητα τυρβώδους αέρα 10 m/s παρατείνει την διαδικασία απόσβεσης της ταλάντωσης σε σχέση με τη μικρότερη ταχύτητα 6 m/s, άλλα όχι σε βαθμό που να ξεπερνά το χρόνο απόσβεσης του πειράματος ελλείψει ροής. Αυτή η ιδιαιτερότητα είναι αξιοσημείωτη, και πιθανότατα οφείλεται στη διέγερση συγκεκριμένων συχνοτήτων από τη ροή, που ενίσχυσαν την ταλάντωση αντί να την καταπιέσουν.

Επίσης παρατηρήθηκε ότι για δεδομένη ταχύτητα αέρα 6 m/s, η ύπαρξη στρωτής ροής μειώνει τη συχνότητα της ταλάντωσης της απόσβεσης κατά περίπου 7%, ενώ η τυρβώδης ροή στην ίδια ταχύτητα μειώνει τη συχνότητα ακόμα περισσότερο κατά 8,3%.

Στο 7^ο κεφάλαιο έγινε η προσομοίωση των πειραμάτων περιοδικής ροής με δίνες von Karman μέσω του υπολογιστικού πακέτου Ansys, σχεδιάστηκαν οι ισοϋψείς καμπύλες ταχύτητας αέρα, και υπολογίστηκαν οι συντελεστές άνωσης της πτέρυγας και η μέση άνωση που αυτή δέχεται. Για τις θέσεις κυλίνδρου $y=0, 6, 12$ cm δεν παρατηρήθηκε σημαντική διακύμανση στον συντελεστή άνωσης και στη μέση άνωση της πτέρυγας, τόσο για τη χαμηλή όσο και την υψηλή ταχύτητα. Στις θέσεις $y= -6, -12$ cm, παρατηρήθηκε σταδιακή αύξηση του συντελεστή άνωσης και της μέσης άνωσης για τη

χαμηλή ταχύτητα, ενώ στην υψηλή ταχύτητα οι δύο παράμετροι δεν παρουσίασαν σημαντική μεταβολή.

Όπως φαίνεται και στις ισοϋψείς καμπύλες για την ταχύτητα των 13 m/s, ο μεγάλος αριθμός Reynolds δεν επιτρέπει τη δημιουργία δινών, και δημιουργείται ένα σταθερό οριακό στρώμα πίσω από τον κύλινδρο, με συνέπεια να εμφανίζονται σχεδόν σταθερές τιμές συντελεστή C_L στα εκάστοτε διαγράμματα. Το φαινόμενο αυτό επιβεβαιώνεται μέσω της ανάλυσης Fourier του Κεφαλαίου 5 στην οποία παρατηρήθηκε ότι η προβλεπόμενη από Strouhal συχνότητα των 8 Hz εμφανίζεται μόνο στη χαμηλή ταχύτητα 6 m/s.

Παράρτημα Α

Μέθοδος εγκατάστασης και εκτέλεσης πειραμάτων με το ANSYS CFX

Για τις προσομοιώσεις της αεροτομής και των ροϊκών συνθηκών στις οποίες αυτή εξετάστηκε χρησιμοποιήθηκε το υπολογιστικό πρόγραμμα ANSYS CFX 17.2, το οποίο αποτελεί αυθεντικό αντίγραφο στα πλαίσια του ακαδημαϊκού τους προγράμματος της εκδότριας εταιρίας.

Για τη λήψη του προγράμματος, επισκεπτόμαστε την ιστοσελίδα της εταιρίας: <http://www.ansys.com/products/academic/ansys-student>, και στην περιοχή FREE DOWNLOADS επιλέγουμε το αρχείο ANSYS Student 17.2 download for Windows. Στη συνέχεια γίνεται η λήψη του λογισμικού.

Αφού κατεβάσουμε την εφαρμογή αποσυμπιέζουμε το αρχείο που έχουμε και εκτελούμε το πρόγραμμα setup.exe. Επιλέγουμε το Install ANSYS, Inc. Products και ακολουθούμε την διαδικασία εγκατάστασης επιλέγοντας Accept όπου μας ζητηθεί.

Μετά την εγκατάσταση του προγράμματος, αντιγράφουμε το αρχείο license file με όνομα `-ansys_student_<yyyymmdd>.lic` και το περνάμε στο φάκελο Licensing που βρίσκεται στα αρχεία εφαρμογών του υπολογιστή και στο φάκελο ANSYS. Το συγκεκριμένο αρχείο license έχει περιορισμένη χρονική ισχύ από τη στιγμή της πρώτης ενεργοποίησης.

Με το που ολοκληρώσουμε αυτή την διαδικασία μπορούμε να τρέξουμε το πρόγραμμα ANSYS. Για να μην έχουμε θέματα συμβατότητας με το πρόγραμμα τα αρχεία θα πρέπει πάντα να αποθηκεύονται πάντα σε λατινικούς χαρακτήρες και να αποθηκεύονται στο φάκελο CFX που βρίσκεται στο `C:\Χρήστες\UserName\.cfx\17.2`.

Παράρτημα Β

Σε αυτό το παράρτημα αναφέρεται η μεθοδολογία που χρησιμοποιήθηκε στο πρόγραμμα Matlab με σκοπό την επίτευξη του μετασχηματισμού Fourier (Fast Fourier Transform). Ο κώδικας είναι:

```
Fs = 2000;      % Sampling frequency
T = 1/Fs;      % Sampling period
L = 60000;     % Length of signal (samples)
t = (0: L-1)*T; % time vector (1000=1sec)
%figure
Y1 = fft(Data_1); % Data_1: δεδομένα εισόδου 1
P21 = abs(Y1/L);

P11 = P21(1: L/2+1);
P11(2: end-1) = 2*P11(2:end-1);
f = Fs*(0:(L/2))/L;

subplot(3,1,1)
plot(f, P11)
title('Single-Sided Amplitude Spectrum of X(t)')
label('f (Hz)')
ylabel('|P11(f)|')
Y2 = fft(Data_2); % Data_2: δεδομένα εισόδου 2
P22 = abs(Y2/L);
P12 = P22(1:L/2+1);
P12(2:end-1) = 2*P12(2:end-1);
f = Fs*(0:(L/2))/L;

subplot(3,1,2)
plot(f,P12)
title('Single-Sided Amplitude Spectrum of X(t)')
xlabel('f (Hz)')
ylabel('|P12(f)|')
Y3 = fft(Data_3); % Data_3: δεδομένα εισόδου 3
P23 = abs(Y3/L);
P13 = P23(1:L/2+1);
P13(2:end-1) = 2*P13(2:end-1);
f = Fs*(0:(L/2))/L;
subplot(3,1,3)
plot(f,P13)
title('Single-Sided Amplitude Spectrum of X(t)')
xlabel('f (Hz)')
ylabel('|P13(f)|')
```

Οι μεταβλητές που αποτελούν τα δεδομένα που πρόκειται να μετασχηματιστούν ορίζονται ως:

- Data_1
- Data_2
- Data_3

και αποτελούνται από μία στήλη με μία τιμή σε κάθε κελί. Ο συγκεκριμένος κώδικας είναι σχεδιασμένος να διαβάζει τρεις διαφορετικές στήλες δεδομένων, μία για κάθε διαφορετικό πείραμα, να τα μετασχηματίζει μέσω της εντολής $Y_i = \text{fft}(\text{Data}_i)$, και να τα παρουσιάζει τα αποτελέσματα σε ένα συνδυαστικό γράφημα τριών διαγραμμάτων, με σκοπό την ευκολότερη σύγκριση μεταξύ τους.

Άλλες παράμετροι που πρέπει να προσδιορισθούν από τον χρήστη είναι οι:

- F_s : συχνότητα δειγματοληψίας (δείγματα ανά δευτερόλεπτο)
- L : μήκος σήματος (αριθμός συνολικών δειγμάτων)

Βιβλιογραφία

- [1] Σ. Τσαγγάρης, Μηχανική των Ρευστών, Αθήνα: Εκδόσεις Συμεών, 2005.
- [2] Η. Τόλη , "Ασταθής Αεροδυναμική Φόρτιση Πτέρυγας σε Περιοδική και Τυρβώδη Ροή," ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ, Βόλος, 2009.
- [3] Σ. Νατσιάβας, Ταλαντώσεις Μηχανικών Συστημάτων, Θεσσαλονίκη: Εκδόσεις ΖΗΤΗ, 2001.
- [4] Γ. Μπεργελές, Η Αεροδυναμική του Υποχηρικού Αεροσκάφους & η Μηχανική της Πτήσης, Αθήνα: Εκδόσεις Συμεών, 2009.
- [5] Κ. Γεωργάκης. [Online]. Available: www.g-physics.com.
- [6] J. ZAYA, "Aerodynamic Optimization of Ground Vehicles with the Use of Fluent's Adjoint Solver," CHALMERS UNIVERSITY OF TECHNOLOGY, Göteborg, Sweden, 2013.
- [7] D. White, "ANSYS Fluent contributes to winning super-mileage car design.," *ANSYS ADVANTAGE*, pp. 31-33, 2012.
- [8] F. P. Ștefan Bordei, "AERODYNAMIC RESULTS FOR A NOTCHBACK RACE CAR," University of Galati, 2011.
- [9] P. K. a. S. R. Soumya Kanta Das, "Alterations of Formula 3 Race Car Diffuser Geometry for Optimised Downforce," VIT University, Vellore PESIT Engineering College, Bangalore IGDTUW, IP University., Delhi, 2013.
- [10] A. M. O. Smith, "High- Lift Aerodynamics," Mc Donnell Douglas, Long Beach, California, 1975.
- [11] Mustofa, "AN EXPERIMENTAL STUDY OF THE AERODYNAMICS," University of South Australia.
- [12] L. MARSHALL, "Applied Computational Fluid Mechanics," *Fluent News*, Summer 2006.
- [13] J. Katz, "Aerodynamics of Race Cars," Department of Aerospace Engineering, San Diego State University, San Diego, California, 2006.
- [14] L. Dumas, "CFD-based Optimization for Automotive Aerodynamics," Universit´e Pierre et Marie Curie, Paris, 2008.

- [15] E. Corporation, "Turbulence Modeling using CFD," 2014.
- [16] A. S. M. A.-O. Chung Sun Lee, "Calculation and Optimization of the Aerodynamic Drag of an Open-Wheel Race Car," Department of Mechanical Engineering, School of Engineering, Taylor's University, Malaysia, 2013.
- [17] C. Casiraghi, "Race Car Aerodynamics," KTH - Royal Institute of Technology, Stockholm.
- [18] D. Caridi, "INDUSTRIAL CFD SIMULATION," UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II, NAPOLI, 2008.
- [19] J. D. BADENHORST, "Design, Simulation and Optimisation of an Active Aerodynamics Package," Monash University, Monash Wind Tunnel, Mechanical Engineering. , Melbourne, 2006.
- [20] Α. Παπαϊωάννου, Μηχανική των Ρευστών Τόμος 1, Αθήνα: Εκδόσεις Κοράλι, 2002.