

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ
ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ



ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

**Πειραματική και Υπολογιστική Μελέτη της Ασταθούς Άνωσης σε Ζεύγος Πτερόγων
Υπερεντατικής Διάταξης και Ελέγχου Ανεμογεννητριών.**

Παπαγεωργίου Γεώργιος

**Επιβλέπων Καθηγητής:
Σταπουντζής Ερρίκος, Δρ. Μηχανολόγος Μηχανικός
Αναπληρωτής Καθηγητής**

Υπεβλήθη για την εκπλήρωση μέρους των απαιτήσεων για την απόκτηση του Διπλώματος
Μηχανολόγου Μηχανικού

Βόλος 2015



**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ
ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗ & ΚΕΝΤΡΟ ΠΛΗΡΟΦΟΡΗΣΗΣ
ΕΙΔΙΚΗ ΣΥΛΛΟΓΗ «ΓΚΡΙΖΑ ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ»**

Αριθ. Εισ.: 14022/1
Ημερ. Εισ.: 07-03-2017
Δωρεά: Συγγραφέας
Ταξιθετικός Κωδικός: ΠΤ – ΜΜ
2015
ΠΑΠ

© 2015 Παπαγεωργίου Γεώργιος

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

Τα Μέλη της Τριμελούς Εξεταστική Επιτροπής

Πρώτος Εξεταστής
(Επιβλέπων)

Δρ. Σταπουντζής Ερρίκος
Αναπληρωτής Καθηγητής,
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών
Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

Δεύτερος Εξεταστής

Δρ. Σταματέλλος Τάσος Καθηγητής,
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών
Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

Τρίτος Εξεταστής

Δρ. Πελεκάσης Νίκος Καθηγητής,
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών,
Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

Ευχαριστίες

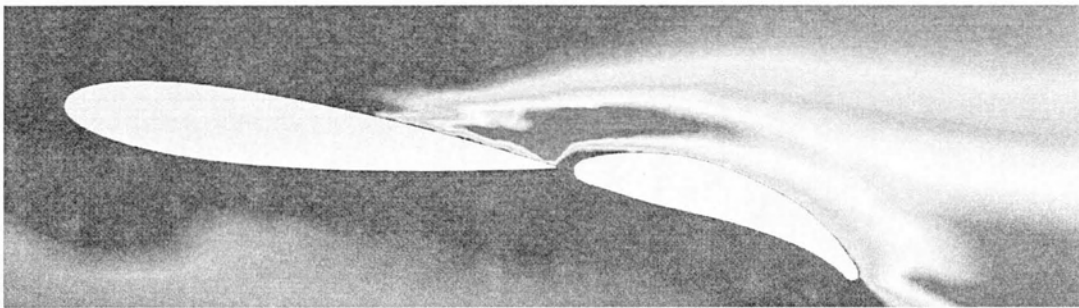
Πρώτα απ' όλα θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή της διπλωματικής εργασίας μου, κύριο Ερρίκο Σταπουντζή για την πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγηση του καθ' όλη την διάρκεια της δουλειάς μου. Επίσης, είμαι ευγνώμων στα υπόλοιπα μέλη της εξεταστικής επιτροπής της διπλωματικής εργασίας μου, τους κύριους Τ. Σταματέλλο και Ν. Πελεκάση, για την προσεκτική ανάγνωση της εργασίας μου και για τις πολύτιμες υποδείξεις τους. Ακόμα, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους Αθανάσιο Μπάρλα μετα-διδακτορικό ερευνητή του προγράμματος Marie Sklodowska-Curie και τον Αχιλλέα Μπουλαμάτση υποψήφιο διδάκτορα για την πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγηση τους στο υπολογιστικό πρόγραμμα Ansys. Τέλος, θέλω να ευχαριστήσω τους γονείς μου Σόνια και Αντώνη, τον αδερφό μου Δημήτρη, την Αγγελική και τους φίλους μου που με στήριξαν και με στηρίζουν καθ' όλη την διάρκεια των σπουδών μου.

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ
ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ



ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Πειραματική και Υπολογιστική Μελέτη της Ασταθούς Άνωσης σε Ζεύγος Πτερύγων Υπερεντατικής Διάταξης και Ελέγχου Ανεμογεννητριών.



Παπαγεωργίου Γεώργιος

Επιβλέπων Καθηγητής:
Σταπουντζής Ερρίκος, Δρ. Μηχανολόγος Μηχανικός
Αναπληρωτής Καθηγητής

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία εξετάζει την αλληλεπίδραση που έχουν δύο πτέρυγες στην αύξηση ή τη μείωση της ασταθούς άνωσης, η μία από τις δύο αεροτομές είναι η κύρια αεροτομή NACA 0015 και η άλλη είναι μικρότερη σε χορδή και λαμβάνεται ως flap.

Στη παρούσα διπλωματική εργασία παρουσιάζονται πειραματικά αποτελέσματα που προέκυψαν από μετρήσεις στην αεροσήραγγα, της Σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας, στην οποία τοποθετήθηκαν οι δύο αεροτομές, η μία ακριβώς πίσω από την άλλη. Για σειρά πειραμάτων, η δεύτερη αεροτομή, δηλαδή το flap, εκτελούσε περιοδική ημιτονοειδή κίνηση με συχνότητες κίνησης 10Hz, 12.5Hz, 15Hz και 20Hz για διάφορο εύρος γωνιών για τρεις γωνίες προσβολής τη κύριας αεροτομής: 0° , 5° και 7.5° . Μετρήσεις έγιναν πρώτα σε στρωτή ροή με έντασης τύρβης 0.96% μόνο για την περίπτωση όπου η γωνία προσβολής ήταν 0° και στη συνέχεια σε μέτρια τυρβώδη ροή με ένταση τύρβης 4.8% για όλες τις γωνίες προσβολής.

Για άλλο αριθμό πειραμάτων, το flap εκτελούσε μη-περιοδική κίνηση η οποία κίνηση είχε άμεση σχέση με το πεδίο ροής το οποίο ήταν τυρβώδες πάλι με ένταση τύρβης 4.8%. Δημιουργήθηκε σύστημα το οποίο εκλάμβανε το σήμα της τύρβης και το έστελνε στο flap με διαφορά φάσης 0° ή με διαφορά φάσης 180° ώστε να παρατηρηθούν οι διαφορές στην ασταθή άνωση σε γωνίες προσβολής: 0° , 5° και 7.5° και για εύρος ταχύτητας από 12.5m/s μέχρι 8m/s. Παρατίθενται ακόμα διαγράμματα τα οποία αφορούν την στατιστική ανάλυση των αποτελεσμάτων και για τις δύο περιπτώσεις πειραμάτων όπως κατανομές PDF και Gauss, συντελεστές αυτοσυσχέτισης και διαγράμματα power και amplitude spectral density.

Το αντικείμενο της εργασίας αυτής είναι εμπνευσμένο από την ανάγκη ύπαρξης ελέγχου ροής στις ανεμογεννήτριες με σκοπό να αποφευχθούν φαινόμενα κόπωσης αλλά και να επιτευχθεί αύξηση της απόδοσης των ανεμογεννητριών. Ο κύριος στόχος της εργασίας αυτής είναι να δοθούν ενδείξεις για το πως επηρεάζει την διακύμανση της ασταθούς άνωσης L_{RMS} το είδος της κίνησης του flap και αν αυτή η κίνηση συμβάλει στη μείωση ή στην αύξηση του L_{RMS} .

Τέλος γίνεται σύγκριση των πειραματικών αποτελεσμάτων με αποτελέσματα που προήλθαν από υπολογιστική μελέτη και πιο συγκεκριμένα από το υπολογιστικό πρόγραμμα ANSYS CFX.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1. Εισαγωγή.....	10
2. Βιβλιογραφική Ανασκόπηση	12
2.1 Έλεγχος Ροής Ανεμογεννητριών.....	12
2.1.1 Active Flow Control (ACF)	14
2.1.2 Συσκευές Έλεγχου Ροής.....	16
2.1.3 Traditional Trailing Edge-Flaps (TTEF)	18
2.1.4 Nontraditional Trailing Edge-Flaps	19
2.1.5 Έρευνες και Μελέτες για την Τεχνολογία ATEG	20
2.2 Περιγραφή του Πεδίου Ροής.....	22
2.2.1 Στατιστική Ανάλυση της Τύρβης	22
2.2.2 Περιγραφή Οριακού Στρώματος των Πτερύγων	25
3. Πειραματική Διάταξη	29
3.1 Εισαγωγή	29
3.2 Αεροσήραγγα	29
3.2.1 Βαθμονόμηση αεροσήραγγας.....	31
3.3 Παραγωγή Τύρβης.....	32
3.4 Αεροτομή - Flap.....	32
3.5 Τρόπος στήριξης και ταλάντωσης του flap.....	33
3.5.1 Μεγάφωνο.....	33
3.5.2 Σύστημα Σύνδεσης flap και Μεγαφώνου.....	33
3.6 Μετρητικά Όργανα και συσκευές.	34
3.7 Ανεμόμετρο Θερμού σύρματος (Hot-Wire)	34
3.7.1 Βαθμονόμηση Hot-Wire.	35
3.8 Σύστημα λήψης και αποθήκευσης μετρήσεων.	37
3.9 Πιεζοηλεκτρικός Αισθητήρας Δύναμης.	38
3.10 Παλμογράφος.	38
3.11 Ενισχυτής Σήματος Αισθητήρα Δύναμης.	39
3.12 Γεννήτρια συχνοτήτων - Ενισχυτής Σήματος Γεννήτριας συχνοτήτων.....	39
3.13 Καπνογόνο.	40
3.14 Μεθοδολογία Μετρήσεων.	40
3.15 Επεξεργασία δεδομένων	42
3.16 Γραφική Αναπαράσταση των κατηγοριών των Πειραμάτων.....	43
4. Αποτελέσματα – Σχολιασμός.....	46
4.1 Εισαγωγή	46
4.2 Αριθμός Reynolds	48
4.3 Ένταση Τύρβης Στρωτής και Τυρβώδης Ροής.....	48
4.4 Αποτελέσματα Μετρήσεων για τη NACA 0015.....	50
4.4.1 Μεταβολή Ασταθούς Άνωσης	50
4.4.2 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Δύναμης	51
4.4.3 Power - Amplitude spectral density Δύναμης	53

4.5 Αποτελέσματα Μετρήσεων Ταχύτητας για τη NACA 0015 με ημιτο-νοειδή κίνηση flap.	57
4.5.1 Μεταβολή Έντασης Τύρβης στο Απόρευμα	58
4.5.2 Μεταβολή Ταχύτητας στο Απόρευμα του flap	59
4.5.3 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Ταχύτητας	61
4.5.4 Power - Amplitude spectral density Ταχύτητας	64
4.5.5 Correlation Coefficient Ταχύτητας	68
4.6 Αποτελέσματα Μετρήσεων Ασταθούς Άνωσης για τη NACA 0015 με ημιτονοειδή κίνηση flap	70
4.6.1 Μεταβολή Ασταθούς Άνωσης	70
4.6.2 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Δύναμης	72
4.6.3 Power - Amplitude spectral density Δύναμης	75
4.7 Αποτελέσματα Μετρήσεων για τη NACA 0015 με κίνηση flap από Feedback	83
4.7.1 Μεταβολή Ασταθούς Άνωσης	85
4.7.2 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Δύναμης	89
4.7.3 Power - Amplitude spectral density Δύναμης	92
5. Συμπεράσματα	103
6. Υπολογιστική Μελέτη	105
6.1 Εισαγωγή	105
6.2 Περιγραφή Χαρακτηριστικών του Προβλήματος για Επίλυση με το CFX	105
6.2.1 Μεθοδολογία Μετρήσεων	105
6.2.2 Γεωμετρία Προβλήματος - Χαρακτηριστικά Πλέγματος	106
6.3 Αποτελέσματα – Σχολιασμός	113
6.3.1 Στατικές Μετρήσεις – Χωρίς το Flap	113
6.3.2 Στατικές Μετρήσεις – Με τοποθετημένο το Flap ακίνητο σε διάφορες γωνίες	114
6.3.3 Ταχύτητα με ημιτονοειδή ροή – Ημιτονοειδής Κίνηση Flap	116
6.3.4 Ταχύτητα με Τυρβώδη ροή από τα πειράματα στην αεροσήραγγα – Ίδια Κίνηση Flap - Feedback	120
6.3.5 Ταχύτητα με Τυρβώδη ροή από τα πειράματα στην αεροσήραγγα - Ημιτονοειδής κίνηση flap.	122
6.4 Συμπεράσματα Υπολογιστικής Μελέτης	123
7. Σύγκριση Πειραματικών και Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων	125
7.1 Εισαγωγή	125
7.2 Τυρβώδης Ροή – Ημιτονοειδής κίνηση Flap	125
7.2 Κίνηση Flap εξαρτώμενη από την Τυρβώδη Ροή	126
8. Βιβλιογραφία	128

Πίνακας Συμβόλων

L_{RMS} : Μέση τετραγωνική τιμή άνωσης
 CL_{RMS} : Μέση τετραγωνική τιμή συντελεστή άνωσης
 U_{RMS} : Μέση τετραγωνική τιμή ταχύτητας
 U_{mean} : Μέση τιμή ταχύτητας
 Re : Αριθμός Reynolds αεροτομής
 $Re_{Flap+Airfoil}$: Αριθμός Reynolds αεροτομής και flap μαζί
 U_{∞} : Ταχύτητα αναφοράς
 $C / C_{Airfoil}$: Χορδή αεροτομής
 ν : Κινηματικό ιξώδες
 C_{flap} : Χορδή flap
 I : Ένταση τύρβης
 K : Kurtosis
 S : Skewness
 α_0 : εύρος γωνίας flap
 F_{RMS} : Κανονικοποιημένη τιμή της L_{RMS}
 F_x : Οπισθέλκουσα δύναμη
 F_y : Δύναμη άνωσης

Ακρωνύμια

RMS: Root Mean Square
ACF: Active Flow Control
TTEF: Traditional Trailing-Edge Flaps
TEF: Trailing-Edge Flaps
ATEG: Adaptive Trailing Edge Geometry
PDF: Probability Density Function
NACA: National Advisory Committee for Aeronautics
PSD: Power Spectral Density

1. Εισαγωγή

Η εκμετάλλευση της αιολικής ενέργειας μέσω των ανεμογεννητριών αποτελεί εδώ και αρκετά χρόνια μια πολύ σπουδαία, από οικονομική και περιβαλλοντική σκοπιά, εφαρμογή της αεροδυναμικής, και όχι μόνο τεχνολογίας. Στις μέρες μας η αιολική ενέργεια είναι η γρηγορότερα αναπτυσσόμενη ενέργεια στον κόσμο και συναντά αύξηση 30% περίπου κάθε χρόνο τα τελευταία 10 χρόνια.

Το μέγεθος των ανεμογεννητριών έχει αρχίσει και αυξάνεται σταδιακά τα τελευταία χρόνια. Ανεμογεννήτριες που φτάνουν ακόμα και τα 120m σε διάμετρο έχουν αρχίσει να βρίσκουν εφαρμογή. Με την πρόθεση να μειωθεί το κόστος ανά kWh, οι νέες τάσεις και τεχνολογικές βελτιώσεις έχουν γίνει πρωταρχικός στόχος της έρευνας και της ανάπτυξης γύρω από τον κλάδο των ανεμογεννητριών.

Η ανάλυση των δυνάμεων που ασκούνται στις ανεμογεννήτριες χωρίζεται σε δύο βασικές κατηγορίες: τις τελικές δυνάμεις και τις δυνάμεις κόπωσης. Η τελευταία κατηγορία δυνάμεων είναι ο κύριος παράγοντας που επηρεάζει τον σχεδιασμό των πτερυγίων των ανεμογεννητριών. Η μείωση των δυνάμεων κόπωσης μπορεί να έχει πολύ σημαντικό αποτέλεσμα στη μείωση του κόστους, επηρεάζοντας έτσι και την απαίτηση σε υλικά, το κόστος συντήρησης και την αξιοπιστία του συστήματος. Για τη σωστή λειτουργία των ανεμογεννητριών, για την επίτευξη βέλτιστου αποτελέσματος στην παραγωγή ισχύος αλλά και για την αποτροπή αστοχιών μέθοδοι οι οποίοι είτε θα συντελούν στον έλεγχο τη ροής είτε θα πετυχαίνουν αύξηση της απόδοσης είτε θα αποτρέπουν δυσλειτουργίες οι οποίες θα μπορούσαν να έχουν καταστροφικά αποτελέσματα στις πτέρυγες και στην ανεμογεννήτρια ήταν αναγκαίο να αναπτυχθούν.

Οι μέθοδοι για τον έλεγχο ροής και για τη μείωση των δυνάμεων που καταπονούν τις ανεμογεννήτριες είναι δύο: ο **παθητικός** και ο **ενεργητικός** έλεγχος ροής. Στις μέρες μας εξελιγμένες μέθοδοι ενεργητικού ελέγχου ροής βρίσκονται υπό έρευνα από διάφορα ερευνητικά προγράμματα. Αυτές οι μέθοδοι εστιάζουν σε πιο γρήγορο και λεπτομερή έλεγχο δυνάμεων. Οι νέες μέθοδοι που αναπτύσσονται προδιαθέτουν την ύπαρξη καινοτόμων υλικών και αισθητήρων οι οποίοι είναι ικανοί να μεταβάλουν τις αεροδυναμικές ιδιότητες των πτερυγίων με τη βοήθεια ενεργοποιητών. Αυτές οι μέθοδοι χαρακτηρίζονται ως έξυπνες μέθοδοι ελέγχου ροής. Στόχος αυτών των νέων τεχνολογιών είναι η μείωση των διακυμάνσεων των δυνάμεων που καταπονούν τις ανεμογεννήτριες με έναν πιο εξελιγμένο τρόπο από ότι επιτυγχάνουν οι συμβατικές μέθοδοι. Αυτές οι μέθοδοι ερευνώνται και μελετώνται από πολλά ερευνητικά κέντρα ανεμογεννητριών σε όλο τον κόσμο όπως από το Dutch Technology Foundation STW, το πρόγραμμα 'ADAPWING' στη Δανία, το ερευνητικό κέντρο DUWIND στην Ολλανδία και από το Sandia National Labs στις ΗΠΑ.

Ακόμα κατά την λειτουργία της ανεμογεννήτριας, τα πτερύγια διέρχονται περιοδικά από περιοχές όπου η ροή είναι διαταραγμένη δηλαδή ροή με υπολογίσιμη ένταση τύρβης. Το περιοδικό αυτό φαινόμενο εκτιμάται ότι επιδρά δυσμενώς στην φόρτιση της πτέρυγας, την παραγωγή ισχύος, την και στη δημιουργία θορύβου, αυτό το είδος προβλήματος καθιστά επίσης αναγκαία την ανάπτυξη σύγχρονης τεχνολογίας ελέγχου ροής. Η τύρβη λοιπόν είναι ένας πολύ σημαντικός παράγοντας που επηρεάζει την λειτουργία των ανεμογεννητριών

Η παρούσα διπλωματική εργασία εξετάζει τον έλεγχο ροής που μπορεί να επιτευχθεί από μια συσκευή ταλαντευόμενης πτέρυγας, όπου από εδώ και στο εξής θα ονομάζεται flap, σε τυρβώδες πεδίο ροής, καθώς έχει αποδειχθεί ότι ο έλεγχος ροής με τη συγκεκριμένη μέθοδο έχει πολύ σημαντικά οφέλη σε διάφορες εφαρμογές με πολύ σημαντική αυτή του έλεγχου ροής στις ανεμογεννήτριες.

2. Βιβλιογραφική Ανασκόπηση

2.1 Έλεγχος Ροής Ανεμογεννητριών

Η μεγάλη ανάγκη για την αιολική ενέργεια έχει οδηγήσει τα τελευταία χρόνια στη ραγδαία αύξηση του κλάδου και έχει σαν αποτέλεσμα τη μεγάλη άνοδο της ισχύς των ανεμογεννητριών και κατά συνέπεια τη μεγάλη αύξηση του μεγέθους τους. Σήμερα οι ανεμογεννήτριες μπορούν να φτάσουν σε ισχύ μέχρι και τα 8MW ενώ η διάμετρος τους μπορεί να αγγίξει τα 120 m. Με τις συμβατικές μεθόδους ελέγχου ροής, ο έλεγχος ροής σε ανεμογεννήτριες μικρών διαστάσεων ήταν επαρκής. Όπως είναι φυσικό όμως λόγω του πολύ μεγάλου μεγέθους και βάρους των ανεμογεννητριών σήμερα είναι πολύ δύσκολο να γίνει έλεγχος ροής με τις μεθόδους του παρελθόντος. Οι σύγχρονες ανεμογεννήτριες πλέον βασίζονται σε πιο εξελιγμένους τρόπους για τον έλεγχο ροής οι οποίοι χαρακτηρίζονται πιο ασφαλείς και υπόσχονται τη βέλτιστη λειτουργία των ανεμογεννητριών σε οποιοσδήποτε ατμοσφαιρικές συνθήκες.

Όπως προαναφέρθηκε ο έλεγχος ροής των ανεμογεννητριών χωρίζεται σε δύο κατηγορίες: τον παθητικό και τον ενεργητικό έλεγχο (**passive and active control**).

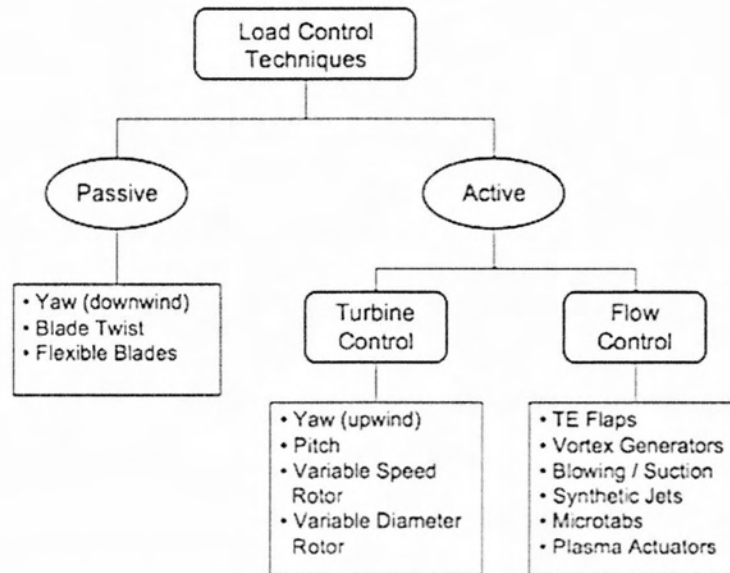
Passive Control

Ο παθητικός έλεγχος ροής επιτυγχάνεται όταν οι μεταβολές στην ταχύτητα του ανέμου εξουδετερώνονται μέσω της παθητικής προσαρμογής των πτερυγίων. Οι τεχνικές που εντάσσονται στην κατηγορία του παθητικού ελέγχου βελτιώνουν την απόδοση της ανεμογεννήτριας και μειώνουν τα φορτία που ασκούνται χωρίς να δαπανηθεί εξωτερική ενέργεια. Παράδειγμα παθητικού ελέγχου αποτελεί η κίνηση των πτερυγίων στον κάθετο άξονα (yaw axis) και η ελαστική παραμόρφωση της πτέρυγας (aeroelastic blade twist).

Active Control

Ο ενεργητικός έλεγχος απαιτεί εξωτερική ενέργεια ή βοηθητική ισχύ. Για αυτό το λόγο ήταν ανάγκη να γίνουν μελέτες σε βάθος ώστε το τελικό προϊόν ενέργειας που θα δώσει η ανεμογεννήτρια να είναι μεγαλύτερο της αρχικής ενέργειας που απαιτείται αλλά και δε θα αυξανόντουσαν τα κόστη λειτουργίας. Το είδος αυτού του ελέγχου βασίζει τη λειτουργία του στην προσαρμογή των δυνάμεων που καταπονούν την πτέρυγα ρυθμίζοντας τις αεροδυναμικές ιδιότητες των πτερυγίων, αλλάζοντας για παράδειγμα την γωνία προσβολής ή τον συντελεστή άνωσης με τη χρησιμοποίηση κατάλληλων αισθητήρων. Περισσότερες τεχνικές θα αναφερθούν στη συνέχεια του κεφαλαίου. Το

παρακάτω διάγραμμα δείχνει τι βασικές κατηγορίες ελέγχου της ροής αλλά και μερικά παραδείγματα ελέγχου ροής.



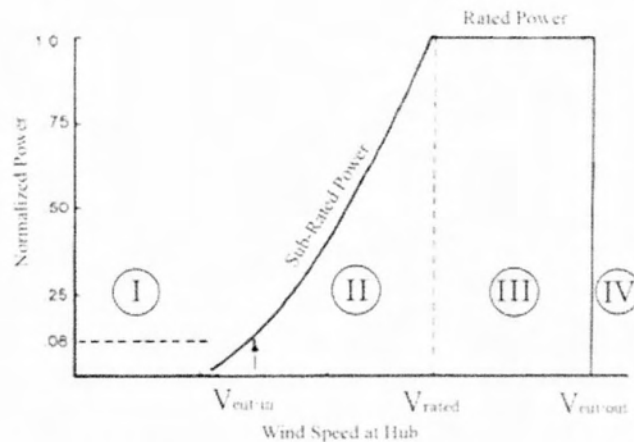
Εικόνα 2.1 Κατηγορίες ελέγχου ροής.

Ο στόχος του έλεγχου ροής στις ανεμογεννήτριες είναι να φέρει σε ισορροπία τρία κύρια σημεία:

1. Μείωση της ροπής και των δυνάμεων λόγω περιστροφικής κίνησης.
2. Μείωση της κόπωσης και ως συνέπεια αύξηση της ζωής των πτερυγίων και των υλικών της ανεμογεννήτριας τα οποία καταπονούνται λόγω της συχνής αλλαγής κατεύθυνσης του ανέμου, λόγω της τύρβης αλλά και λόγω της έναρξης και σταματιμού της λειτουργίας της ανεμογεννήτριας.
3. Αύξηση παραγωγής ενέργειας.

Το δεύτερο σημείο είναι άμεσα συνδεδεμένο με τις δυνάμεις που καταπονούν την ανεμογεννήτρια κατά τη διάρκεια της λειτουργία της. Οι δυνάμεις αυτές μπορούν να χωριστούν σε δύο βασικές κατηγορίες: αεροδυναμικές και δομικές. Τα δύο είδη δυνάμεων σχετίζονται μεταξύ τους και ονομάζονται αεροελαστικές δυνάμεις. Οι σχετικές ταχύτητες γύρω από την πτέρυγα προκαλούν αεροδυναμικά φορτία. Τα περισσότερα από τα φορτία αυτά εμφανίζονται σε περιοδική βάση αλλά υπάρχουν και στοχαστικά φορτία που καταπονούν τις πτέρυγες. Επιπρόσθετα με τις δύο βασικές κατηγορίες δυνάμεων, οι δυνάμεις βαρύτητας μπορεί να έχουν κάποια επίδραση προκαλώντας περιοδικά φορτία στις πτέρυγες. Για τη μείωση των φορτίων που καταπονούν τις πτέρυγες, οι τεχνολογίες ελέγχου ροής θα πρέπει να είναι ικανές να μειώσουν τις διακυμάνσεις των αεροδυναμικών δυνάμεων ή να συντελούν στην απόσβεση των δομικών φορτίων.

Ο άμεσος στόχος της στρατηγικής έλεγχου ροής εξαρτάται από την περιοχή στην οποία λειτουργεί η ανεμογεννήτρια και καθορίζεται από την ταχύτητα του ανέμου. Η παρακάτω εικόνα παρουσιάζει τις τέσσερις περιοχές λειτουργίας των ανεμογεννητριών.



Εικόνα 2.2 Περιοχές λειτουργίας της ανεμογεννήτριας.

Στην περιοχή I, ο άνεμος είναι πολύς ασθενής για να παραχθεί ενέργεια. Στην περιοχή II (sub-rated power) η ανεμογεννήτρια λειτουργεί κάτω από την ονομαστική ταχύτητα. Το θεωρητικό σχήμα της καμπύλης αυτής αντικατοπτρίζει το βασικό νόμος της παραγωγής ενέργειας, όπου η ισχύς είναι ανάλογη με τον κύβο της ταχύτητας του ανέμου. Στην περιοχή III, η ενέργεια που παράγει η ανεμογεννήτρια είναι η ιδανική και αποτελεί και στόχος του ενεργητικού ελέγχου ροής είναι η πάντα αυτή η περιοχή. Στην περιοχή IV η ταχύτητα είναι πολύ ισχυρή, η ενέργεια είναι τόσο μεγάλη που θα μπορούσε να καταστεί επιβλαβής για την γεννήτρια, οπότε παύετε η λειτουργία της.

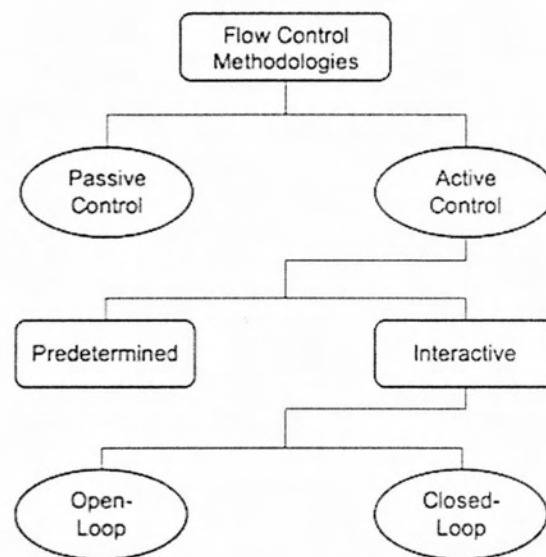
2.1.1 Active Flow Control (ACF)

Ο έλεγχος ροής του ανέμου είναι ένας τομέας της αεροδυναμικής ο οποίος απασχολεί και ερευνάται από ένα μεγάλο αριθμό κλάδων της μηχανικής εκτός των ανεμογεννητριών. Τομείς όπως αυτός της κατασκευής και μελέτης επανδρωμένων και μη αεροπλάνων, ελικοφόρων και αεριοστροβίλων δείχνουν συνεχές ενδιαφέρον για τα πιθανά πλεονεκτήματα που μπορούν να αποκομίσουν από τον ενεργητικό έλεγχο ροής.

Γενικά, ο σκοπός των τεχνολογιών ενεργητικού ελέγχου είναι να καθυστερήσουν ή να επισπεύσουν τη μετάδοση από τη στρωτή ροή στην τυρβώδη και να ενισχύσουν ή να μειώσουν την τύρβη. Επακόλουθα αποτελέσματα αυτού του φαινομένου μπορεί να είναι ή μείωση της οπισθέλκουσας, αύξηση της άνωσης, αύξηση της αναμιξημότητας, ενίσχυση της μετάδοσης θερμότητας ακόμα και μείωση του θορύβου. Αυτά τα αποτελέσματα δεν είναι

απαραίτητα να συμβούν ταυτόχρονα αλλά πιθανότερα το ένα αποτέλεσμα να λειτουργήσει ανασταλτικά για κάποιο άλλο.

Όπως ειπώθηκε προηγουμένως, οι μέθοδοι ελέγχου της ροής χωρίζονται σε ενεργητικό και παθητικό έλεγχο. Κάποιες ενεργητικές τεχνικές είναι η αλλαγή γεωμετρίας για το χειρισμό της κλίσης της πίεσης, η χρήση κατασκευών που προκαλούν δίνες και η χρήση των Gurney flaps στην ακμή φυγής. Επίσης, η μέθοδος του ενεργητικού ελέγχου χωρίζεται σε δύο κατηγορίες: τον προκαθορισμένο (predetermined) και τον διαδραστικό (interactive) ο οποίος με τη σειρά της χωρίζεται σε λειτουργία ανοιχτού και κλειστού βρόχου.



Εικόνα 2.3 Ανάλυση ελέγχου ροής.

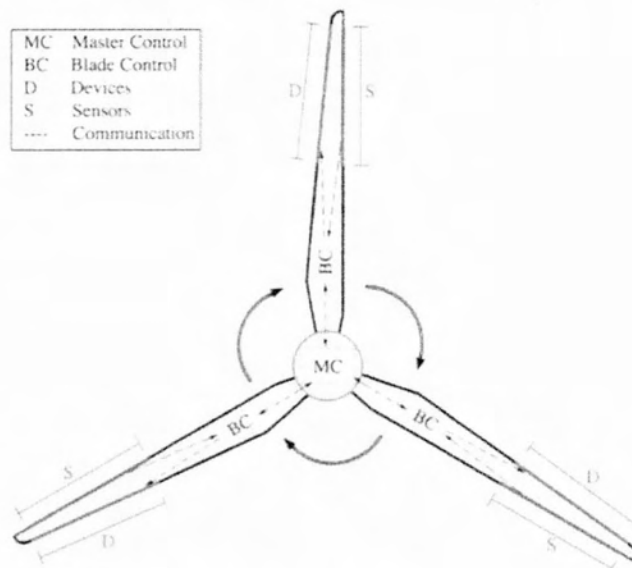
Ο προκαθορισμένος (predetermined) έλεγχος εισάγει σταθερές ή μη σταθερές εισροές ενέργειας χωρίς να μεριμνά για το είδος ροής του ανέμου. Για αυτό το λόγο δεν είναι απαραίτητοι αισθητήρες, αυτή τεχνολογία ελέγχου θα λειτουργεί συνέχεια χωρίς να ενδιαφέρει η ταχύτητα του ανέμου και η γωνία προσβολής.

Αντίθετα, ο διαδραστικός έλεγχος ροής περιέχει έναν ενεργοποιητή, έναν ελεγκτή και έναν αισθητήρα. Το σύστημα αυτό μπορεί να λειτουργήσει είτε σε ανοιχτό είτε κλειστό βρόχο. Στον ανοιχτό βρόχο η κατασκευή που χρησιμοποιείται δεν ενδιαφέρεται για το αν το τελικό αποτέλεσμα το οποίο παράγεται είναι το επιθυμητό, στον κλειστό βρόχο όμως μέσω συστήματος ανατροφοδότησης (feedback) είναι δυνατή η σύγκριση του πραγματικού αποτελέσματος με το επιθυμητό και σε περίπτωση που δεν είναι να πραγματοποιείται μείωση του λάθους. Οι κατασκευές της κατηγορίας του διαδραστικού ελέγχου μέσω του αισθητήρα που διαθέτουν έχουν την επιλογή να ξεκινούν και να σταματούν αυτόματα την λειτουργία τους όταν αυτό καταστεί επιθυμητό ή όχι, αντίθετα οι τεχνολογίες προκαθορισμένου (predetermined) ελέγχου λειτουργούν συνεχόμενα ακόμα και αν δεν είναι απαραίτητη η λειτουργία τους σπαταλώντας έτσι άσκοπα ενέργεια. Τα συστήματα κλειστού τύπου θα ήταν πιο ιδανικά για την χρησιμοποίησή τους σε

ανεμογεννήτριες με βασικά πλεονεκτήματα τη χαμηλή κατανάλωση ενέργειας και την ασφάλεια.

Active Flow Control (ACF) Ανεμογεννητριών

Ο κύριος σκοπός των σύγχρονων συστημάτων ενεργητικού ελέγχου στις ανεμογεννήτριες είναι να μετριάσουν τα υπερβολικά φορτία που προκαλούνται από τον άνεμο που μπορεί να έχουν αρνητικό αντίκτυπο στη λειτουργία του. Πιθανά οφέλη από αυτή τη μέθοδο είναι η αύξηση της άνωσης ακόμα και σε χαμηλές ταχύτητες ανέμου, η αύξηση της ενέργειας που λαμβάνεται, ενίσχυση της αεροδυναμικής επίδοσης και μείωσης του θορύβου, οι πτέρυγες μπορούν να δουλέψουν με μεγαλύτερους συντελεστές άνωσης αποτρέποντας παράλληλα την πτέρυγα να φτάσει σε κατάσταση stall, ενώ τέλος με αυτές τις συσκευές είναι η εφικτή η χρησιμοποίηση μεγαλύτερης διαμέτρου πτερυγίων γεγονός που θα σημάνει μεγαλύτερα ενεργειακά οφέλη. Για την επίτευξη αυτών των στόχων είναι απαραίτητη η χρήση σύγχρονων μέσων όπως για παράδειγμα χρήση πιεζοηλεκτρικών αισθητήρων. Η παρακάτω εικόνα δείχνει τα κύρια συστήματα που διαθέτουν οι ACF συσκευές, όπως ενεργοποιητές, ελεγκτές και αισθητήρες.



Εικόνα 2.4 Λειτουργικά μέρη των ACF.

2.1.2 Συσκευές Έλεγχου Ροής

Σε αυτό το υποκεφάλαιο θα γίνει απλή αναφορά στις συσκευές που χρησιμοποιούνται σήμερα και θα γίνει μια πιο εκτενής αναφορά στη συσκευή με την οποία σχετίζεται η παρούσα διπλωματική: τα flaps ή (trailing-edge flaps, TEF). Οι συσκευές οι οποίες χρησιμοποιούνται για ενεργητικό έλεγχο ροής στις ανεμογεννήτριες είναι δεκαπέντε και είναι οι εξής:

1. Traditional Trailing-Edge Flaps
2. Nontraditional Trailing-Edge Flaps
3. Microtabs-Gurney Flaps

4. Miniature Trailing-Edge Effectors
5. Microflaps
6. Active Stall Strips
7. Vortex Generators
8. Blowing and Suction
9. Circulation Control
10. Plasma Actuators
11. Vortex Generator Jets
12. High-Frequency Micro Vortex Generators
13. Synthetic Jets
14. Active Flexible Wall
15. Shape Change Airfoil

Οι συσκευές αυτές διαφέρουν μεταξύ τους και μηχανικά στον τρόπο λειτουργία τους και στην αεροδυναμική τους συμπεριφορά. Σε μια προσπάθεια για σύγκριση τους θα επισημανθούν κάποια χαρακτηριστικά τους βάσει τεσσάρων κατηγοριών.

1^η Κατηγορία

Η πρώτη ομάδα κατηγοριοποιεί τις συσκευές ως γεωμετρικές (G) ή ρευστομηχανικές (F). Οι γεωμετρικές συσκευές μετακινούν ένα μέρος της γεωμετρίας τους με αποτέλεσμα να υπάρχει αλλαγή στην ροή ενώ οι δεύτερες αλλάζουν τη ροή προσθέτοντας ή αφαιρώντας αέρα στην εξωτερική ροή. Ακόμα υπάρχουν και οι πλάσμα συσκευές (P) οι οποίες χρησιμοποιούν ηλεκτρικό πεδίο για να αλλάξουν τη γεωμετρία τους.

2^η Κατηγορία

Η δεύτερη κατηγορία περιγράφει την περιοχή που βρίσκεται η συσκευή, δηλαδή είτε κοντά στην ακμή φυγής (TE) είτε στην μέση της χορδής (MC) είτε στην αρχή της χορδής (LE).

3^η Κατηγορία

Οι συσκευές σε αυτήν τη κατηγορία χαρακτηρίζονται με (I) αν συντελούν στην αύξηση της άνωσης και με (D) αν συντελούν στη μείωση της. Ακόμα υπάρχουν συσκευές οι οποίες αποτρέπουν καθυστερούν την κατάσταση stall, αποτέλεσμα της αύξησης της άνωσης, και χαρακτηρίζονται με (DS).

4^η Κατηγορία

Στην τελευταία κατηγορία οι συσκευές χωρίζονται ανάλογα με το αν χρησιμοποιούνται σε σταθερές ή μη συνθήκες δηλαδή steady (S) ή Unsteady (U).

Ο παρακάτω πίνακας δείχνει τον τρόπο με τον οποίο κατηγοριοποιούνται οι συσκευές ανάλογα με τις 4 κατηγορίες.

	Devices	Geometric (G)	Leading Edge (LE)	Inc. Lift (I)	Steady (S)
		Fluidic (F)	Trailing Edge (TE)	Dec Lift (D)	Unsteady (U)
		Plasma (P)	Mid- Chord (MC)	Delay Stall (DS)	
1	Traditional Trailing-Edge Flaps	G	TE	I / D	S
2	Nontraditional Trailing-Edge Flaps	G	TE	I / D	S / U
3	Microtabs - Gurney Flaps	G	TE	I / D	S / U
4	Miniature Trailing-Edge Effectors	G	TE	I / D	S / U
5	Microflaps	G	TE	I / D	S / U
6	Active Stall Strips	G	LE	D	S
7	Vortex Generators	G	LE	DS	S
8	Blowing and Suction	F	LE / TE	DS	S / U
9	Circulation Control	F	TE	I / D	S
10	Plasma Actuators	P	LE	DS	S
11	Vortex Generator Jets	F	LE	DS	S / U
12	High-Frequency Micro Vortex Generators	G	LE	DS	U
13	Synthetic Jets	G / F	LE	DS	U
14	Active Flexible Wall	G	LE	DS	U
15	Shape Change Airfoil	G	MC	I	S / U

Πίνακας 1. Συσκευές ενεργητικού ελέγχου ροής.

Κάποια χαρακτηριστικά που πρέπει να ικανοποιούν οι ACF συσκευές είναι τα εξής:

- Πρέπει να είναι μικρές σε μέγεθος.
- Πρέπει να έχουν γρήγορη ταχύτητα ενεργοποίησης.
- Οι απαιτήσεις τους σε ενέργεια πρέπει να είναι χαμηλές και μικρότερες από την ενέργεια που κερδίζουν ώστε η χρήση τους να είναι συμφέρουσα.
- Πρέπει να είναι αξιόπιστες και ανεξάρτητες έτσι ώστε αν αστοχήσουν η λειτουργία της ανεμογεννήτριας να μη σταματήσει.
- Πρέπει να είναι ανθεκτικές και να αντέχουν σε οποιοσδήποτε ατμοσφαιρικές συνθήκες.

2.1.3 Traditional Trailing Edge-Flaps (TTEF)

Τα παραδοσιακά TEF χρησιμοποιούνται αρκετό καιρό στον τομέα των ανεμογεννητριών για τη παύση της λειτουργίας αυτών (aerodynamic brake) αλλά και για το έλεγχο φορτίων στις πτέρυγες. Τα TTEF μπορούν να χωριστούν σε δύο κατηγορίες ανάλογα με τη στρεπτική τους ακαμψία. Σε μια στρεπτικά άκαμπτη πτέρυγα, εκτροπή του flap προς την επιφάνεια πίεσης (pressure surface) έχει σαν αποτέλεσμα την αύξηση των αεροδυναμικών ιδιοτήτων της αεροτομής ενώ εκτροπή του flap στην αντίθετη κατεύθυνση θα επέφερε τα αντίθετα αποτελέσματα. Σε μία στρεπτικά εύκαμπτη πτέρυγα, εκτροπή του flap

προς την επιφάνεια πίεσης δημιουργεί pitching moment (η ροπή που ασκείται στην αεροτομή από τις αεροδυναμικές δυνάμεις αν θεωρηθεί ότι οι δυνάμεις είναι συγκεντρωμένες όχι στο κέντρο πίεσης αλλά στο αεροδυναμικό κέντρο) το οποίο στρέφει τη ακμή προσβολής της πτέρυγας στην επιφάνεια πίεσης μειώνοντας έτσι την γωνία προσβολής και επακόλουθα την δύναμη άωσης. Εκτροπή του flap στην αντίθετη κατεύθυνση θα έχει σαν αποτέλεσμα στροφή της ακμής προσβολής στην επιφάνεια αναρρόφησης (suction surface) δηλαδή αύξηση της γωνίας προσβολής και της δύναμης άωσης.

Τα TTEF θα μπορούσαν να θεωρηθούν ως ιδανική λύση για το έλεγχο ροής λόγω της μεγάλης επιτυχίας που είχαν στον έλεγχο των αεροσκαφών, όμως υπάρχουν αρκετές αμφιβολίες για την αποτελεσματικότητά τους εξαιτίας του μεγάλου τους μέγεθος, του μεγάλου βάρους, της περίπλοκης συνδεσιμότητας, της αργής αντίδρασης αλλά και του ήχου που προκαλούν λόγω των κενών ανάμεσα στην πτέρυγα και στο flap .

Τα παραδοσιακά flaps όπως αναφέρθηκε χρησιμοποιούνται για την αυξομείωση των αεροδυναμικών δυνάμεων αλλά λειτουργούν μόνο σε steady συνθήκες.

2.1.4 Nontraditional Trailing Edge-Flaps

Τα Nontraditional Trailing Edge-Flaps χρησιμοποιούν νέες τεχνολογίες όπως πιεζοηλεκτρική τεχνολογία και νέα υλικά που ονομάζονται 'έξυπνα'. Ενώ τα παραδοσιακά flaps τείνουν να είναι βαριά, αργά και να καλύπτουν μεγάλο ποσοστό της χορδής τα μη παραδοσιακά flaps χαρακτηρίζονται από γρήγορο χρόνο ενεργοποίησης, είναι ελαφριά και κατέχουν μικρότερο ποσοστό της χορδής.

Τα μη παραδοσιακά flaps όμοια με τα TTEF χρησιμοποιούνται για τη ρύθμιση των αεροδυναμικών φορτίων, όμως λειτουργούν και σε steady και unsteady συνθήκες.

Τα Nontraditional Trailing Edge-Flaps χωρίζονται σε τρεις κατηγορίες:

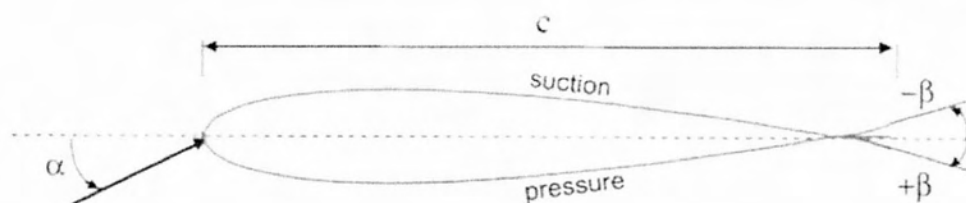
- Compact Trailing-Edge Flaps
- Adaptive Trailing Edge Geometry (ATEG)
- Adaptive Compliant Wing

Compact Trailing-Edge Flaps

Αναπτύχθηκε κάτω από την αιγίδα του προγράμματος ADASYS. Στη τεχνολογία αυτή χρησιμοποιούνται πιεζοηλεκτρικοί ενεργοποιητές οι οποίοι είναι τοποθετημένοι στο εσωτερικό της πτέρυγας μέσω των οποίων το flap εκτρέπει την πορεία του. Αυτή η τεχνολογία βοηθάει στη μείωση των ταλαντώσεων καθώς μετρήσεις έδειξαν ότι αυτό μπορεί να επιτευχθεί σε βαθμό 50% με 90%.

Adaptive Trailing Edge Geometry (ATEG)

Αυτό το είδος flap εξωτερικά δεν εμφανίζει σημάδια διαχωρισμού flap και κύριας αεροτομής. Για την ταλάντευση του flap χρησιμοποιούνται πιεζοηλεκτρικοί ενεργοποιητές οι οποίοι επαφίενται στην κύρια πτέρυγα. Το flap αυτό έχει την δυνατότητα να ταλαντεύεται γρήγορα και ανεξάρτητα από το άνοιγμα της πτέρυγα. Το εύρος γωνιών δ του flap είναι από -3° μέχρι $+1.8^\circ$.



Εικόνα 2.5 Οι επιφάνειες suction και pressure.

Και σε αυτή περίπτωση κλίση του flap στην επιφάνεια πίεσης έχει σαν αποτέλεσμα την αύξηση της καμπύλης άνωσης ενώ αυτή μειώνεται όταν το flap κατευθύνεται προς την suction επιφάνεια.

Adaptive Compliant Wing

Η τρίτη συσκευή αναπτύχθηκε από την FlexSys, Inc. και τα U.S. Air Force Research Laboratories. Το είδος flap αυτό είναι παρόμοιο με το σύστημα ATEG με τη διαφορά τους να βρίσκεται στο εσωτερικό μηχανισμό ενεργοποίησης. Σε αυτήν την περίπτωση χρησιμοποιείται συμβατικός ηλεκτρομηχανικός ενεργοποιητής για την παραμόρφωση μάζας η οποία παίρνει τη μορφή flap. Το εύρος γωνιών αυτού του flap είναι από $+10^\circ$ μέχρι -10° με ταχύτητα που φτάνει μέχρι και τις 20 deg/sec. Μετρήσεις σε αεροσήραγγα έδειξαν ότι ο συντελεστής άνωσης μπορεί αυξηθεί από 0.1 μέχρι 1.1 χωρίς σημαντική αλλαγή στην οπισθέλκουσα δύναμη.

2.1.5 Έρευνες και Μελέτες για την Τεχνολογία ATEG

Αρκετές υπολογιστικές και πειραματικές μελέτες έχουν γίνει για την ανάπτυξη της τεχνολογίας ATEG με σκοπό να χρησιμοποιηθεί για τον έλεγχο ροής στις ανεμογεννήτριες.

Αναλυτικές μελέτες που διεξήχθησαν στο ερευνητικό κέντρο Risoe National Laboratory – DTU έδειξαν ότι σημαντική μείωση το Root Mean Square της ασταθούς άνωσης είναι πιθανή με τη χρήση ενός flap ενεργητικού ελέγχου.

Μελέτες σε δύο διαστάσεις έγιναν επίσης από τους Buhl, Guanna και Bak και έδειξαν ότι μια συσκευή ATEG μπορεί να μειώσει το Standard Deviation της δύναμης άνωσης μιας αεροτομής που προκλήθηκε από μία απότομη αλλαγή στη ταχύτητα ανέμου σε τυρβώδες πεδίο ροής με ένταση 10%. (Buhl, 2005)

Από παρόμοια πειράματα που έγιναν από τους Anderson, Gaunna, Bak και Buhl διαπιστώθηκε ότι η ροπή της πτέρυγας μειώθηκε κατά 60% με τη χρήση ATEG μήκους 7 m σε πτέρυγα με μήκος 33 m. (Andersen, 2005)

Το 2006 οι Bak, Gaunna, Anderson, Buhl, Hansen Clemmensen και Moeller έκαναν μετρήσεις σε αεροσήραγγα στην αεροτομή Risoe-B1-18^{40,41} με 16.4% μέγιστο πάχος, μήκος χορδής 0.66 m εφοδιασμένη με ATEG μήκους 1.9 m. Η ταχύτητα της ροής στα πειράματα ήταν 40 m/s και ο αριθμός $Re = 1.66 \times 10^6$. Τα αποτελέσματα σε Steady συνθήκες έδειξαν ότι η κίνηση του ATEG προς την επιφάνεια πίεσης σε μια γωνία $\delta = 1.5^\circ$ είχε σαν αποτέλεσμα να δημιουργηθεί διαφορά στο συντελεστή άνωσης $\Delta C_L = +0.036$ ενώ η κίνηση του flap στην αντίθετη κατεύθυνση από γωνία $\delta = -2.5^\circ$ είχε αποτέλεσμα $\Delta C_L = -0.066$. Το μέτρο της οπισθέλκουσας δύναμης έμεινε σχεδόν ανέπαφο. Τα αποτελέσματα απέδειξαν την ικανότητα των ATEG να μειώνουν τη διακύμανση της άνωσης μέχρι και κατά 80%. (Bak, 2007)

Πειράματα ώστε να εξεταστεί η ικανότητα των ATEG έγιναν και στο DUWIND και συγκεκριμένα από τους Barlas T.K. και van Kuik. Σκοπός αυτών των πειραμάτων ήταν να αποδείξουν ότι οι ταλαντώσεις σε τυρβώδες πεδίο μπορούν να μειωθούν με τη χρήση συσκευών ATEG. Μια ανεμογεννήτρια σε μικρή κλίμακα χρησιμοποιήθηκε (μήκος πτέρυγας = 90 cm, μήκος χορδής = 12 cm) για πειράματα τύπου Closed loop σε ανεμογεννήτρια. Τα αποτελέσματα έδειξαν μείωση των ταλαντώσεων στο ελεύθερο άκρο της πτέρυγας μέχρι και 60-95%. (Barlas, 2010)

Εκτός από τις μετρήσεις για κινούμενο μόνο το flap, πειράματα και υπολογιστικές μελέτες έγιναν και για την περίπτωση που μαζί με το flap κινούταν και η αεροτομή με περιοδική κίνηση.

Ο Trolborg μελέτησε τη στατική και δυναμική συμπεριφορά μίας 2-D αεροτομής εφοδιασμένη με διαφορετικού μεγέθους συσκευές ATEGs. Οι μελέτες αυτές έδειξαν ότι ένα ταλαντευόμενο ATEG σε επαλληλία με μια κινούμενη πτέρυγα μπορεί να μειώσει σημαντικά το πλάτος της ασταθούς άνωσης. (Trolborg, 2005)

Οι Feszty, Gillies και Vezza το 2004 έκαναν αριθμητικές προσομοιώσεις για το πώς ένα ταλαντευόμενο flap επηρεάζει το pitching moment της αεροτομής NACA 0012 της οποίας η κίνηση περιγράφεται από την εξίσωση $a(t) = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t$ σε μειωμένη συχνότητα $k = 0.173$ για αριθμό $Re = 1.463 \times 10^6$ και με μήκος χορδής 15% της χορδής της αεροτομής. Ανακάλυψαν ότι η ανεπιθύμητη nose-down pitching moment μειωνόταν όταν η κίνηση του flap ακολουθούσε περιοδική κίνηση $\delta(t) = \delta_{\max} [1 - \cos(t/t_d)]$. Το βέλτιστο αποτέλεσμα βρέθηκε στη θέση $\delta_{\max} =$

20° ή στο 80% του α_{\max} με την περίοδο του flap t_d να είναι το 1/3 από αυτή της αεροτομής (Feszty, 2004.)

Οι Krzysiak και Narkiewicz το 2006 μέτρησαν τα ασταθή αεροδυναμικά φορτία σε αεροσήραγγα για την αεροτομή NACA 0012 με μήκος flap 22.6% της χορδής της αεροτομής σε μειωμένη συχνότητα $k < 0.042$ και αριθμό Mach 0.4. Η αεροτομή εκτελούσε περιοδική κίνηση γύρω από άξονα που βρισκόταν σε απόσταση 35% της χορδής της αεροτομής από την ακμή προσβολής. Το εύρος γωνιών της αεροτομής ήταν από $\alpha_{\max} = -4^\circ$ μέχρι 15° . Το flap εκτελούσε αρμονική κίνηση για διάφορα εύρη γωνιών όπως $\delta_{\max} = \pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$ και $\pm 15^\circ$ αλλά με διαφορετική συχνότητα από αυτήν της αεροτομής. Τα αποτελέσματα έδειξαν ότι υπάρχει μεγάλη σχέση στη διαφορά φάσης του flap και της αεροτομής. Όταν η γωνία του flap και της αεροτομής αυξανόντουσαν ταυτόχρονα παρατηρούταν αύξηση στο συντελεστή άνωσης ενώ αντίθετα στην ταυτόχρονη μείωση τους παρατηρούταν δραστική μείωση του συντελεστή. Ακόμα τα πειράματα τους ήρθα σε συμφωνία με τις υπολογιστικές τους μελέτες. (Krzysiak, 2006)

Οι Gerontakos και Lee το 2006 και 2007 ερεύνησαν το αντίκτυπο που προκαλεί η κίνηση του flap στην άνωση και στο pitching moment της αεροτομής NACA 0015 η οποία εκτελούσε περιοδική κίνηση $\alpha(t) = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t$ με μειωμένη συχνότητα $k = 0.1$ και αριθμό $Re = 1.85 \times 10^5$. Η κίνηση του flap ήταν ίδια με αυτή των Feszty, Gillies και Vezza το 2014 με τη διαφορά ότι στα ακρότατα σημεία το flap παρέμενε ακίνητο για ελάχιστο χρόνο. Μετρήσεις έγιναν για εύρος του flap $\delta_{\max} = \pm 7.5^\circ$, $\pm 15^\circ$ και διάρκεια κίνησης $t_d = 0.35\%$ και $0.50\%(1/f)$. Τα αποτελέσματα τους έδειξαν α) ότι όσο μεγαλύτερο ήταν το δ_{\max} τόσο πιο αποτελεσματική ήταν η μείωση του $C_{m,\min}$ και β) ότι η τιμή του $CL_{,\max}$ επηρεαζόταν από την διάρκεια κίνησης του flap t_d . (Gerontakos, 2007)

Το συμπέρασμα που αντλείται από τις παραπάνω υπολογιστικές και πειραματικές μελέτες είναι ότι η χρήση ATEG είναι συμφέρουσα και ωφελεί αποτελεσματικά την λειτουργία της ανεμογεννήτριας μειώνοντας τις ταλαντώσεις, τις διακυμάνσεις των δυνάμεων και πολύ σημαντικό στοιχείο ακόμα είναι ότι συντελεί στην αύξηση ζωής των υλικών της ανεμογεννήτριας και στην απόδοσης τους.

2.2 Περιγραφή του Πεδίου Ροής

2.2.1 Στατιστική Ανάλυση της Τύρβης

Η στατιστική θεωρία της τύρβης είναι ένα τεράστιο σε έκταση θέμα, που έλκει την καταγωγή της στην θεωρία του Kolmogorov (1941). Η θεωρία του Kolmogorov προβλέπει σωστά τα γενικά χαρακτηριστικά της τύρβης, με την έννοια ότι τα αποτελέσματα της έχουν επαληθευθεί από πειραματικές μετρήσεις. Η θεωρία του Kolmogorov δεν κάνει χρήση των εξισώσεων Navier-Stokes, αλλά μεταχειρίζεται μόνο μερικές απλές στατιστικές παραδοχές και αναλύσεις των μεγεθών του προβλήματος της τύρβης, βασιζόμενες και στην διασταλτική ανάλυση.

Η στατιστική θεωρία της τύρβης παρουσιάζει ενδιαφέρον σαν επιστημονική θεωρία, αλλά και για πολλές πρακτικές εφαρμογές, όπως γεωφυσικές και περιβαλλοντολογικές ροές. Παρουσιάζει επίσης ενδιαφέρον σαν εργαλείο για την μοντελοποίηση της τύρβης στην μέθοδο προσομοίωσης μεγάλων δινών (large eddy simulation). Στο υποκεφάλαιο αυτό δίνεται μόνο μια εισαγωγή στην στατιστική θεωρία της τύρβης και κάποιοι βασικοί ορισμοί.

Θεωρούμε ότι οι διακυμάνσεις των μεγεθών της ροής χαρακτηρίζονται από την παρουσία τόσων πολλών διαφορετικών κλιμάκων στον χώρο, ώστε να μπορούν να θεωρηθούν σαν «τυχαίες», παρά το γεγονός ότι ικανοποιούν τις εξισώσεις κίνησης. Θεωρούμε κατά συνέπεια ότι επαναλήψεις του ίδιου πειράματος οδηγούν σε διαφορετικά μεγέθη ροής κάθε φορά.

Βασικό στην στατιστική θεωρία είναι η παρατήρηση ότι, ενώ τα στιγμιαία χαρακτηριστικά της τύρβης επηρεάζονται από τυχαία συμβάντα και είναι διαφορετικά σε επαναλήψεις του ίδιου πειράματος, τα μέσα χαρακτηριστικά είναι ταυτόσημα σε επαναλήψεις του ίδιου πειράματος. Παρ' ότι δεν υπάρχει μαθηματική απόδειξη της παρατήρησης, αυτής, τα πειράματα την επιβεβαιώνουν, και είναι γενικά παραδεκτή.

Η τυρβώδης ροή λέγεται ομοιογενής εάν τα μέσα μεγέθη της ροής δεν εξαρτώνται από την θέση στην οποία βρισκόμαστε. Ισοδύναμα μπορούμε να πούμε ότι η τυρβώδης ροή λέγεται **ομοιογενής** εάν τα μέσα μεγέθη της ροής παραμένουν αναλλοίωτα σε παράλληλες μετατοπίσεις των αξόνων του συστήματος αναφοράς. Ακόμα η τυρβώδης ροή λέγεται **ισοτροπική**, εάν σε κάθε σημείο τα μέσα μεγέθη της ροής παραμένουν αναλλοίωτα σε οποιαδήποτε περιστροφή η κατοπτρισμό των αξόνων του συστήματος αναφοράς. Άμεση συνέπεια της ισοτροπίας είναι ότι η μέση ταχύτητα είναι μηδέν. Η ομοιογενής και ισοτροπική τύρβη είναι μια εξιδανικευμένη έννοια. Υπάρχουν περιπτώσεις όπου η τύρβη προσεγγίζει αυτές τις ιδιότητες όπως π.χ. η τύρβη που δημιουργείται όταν σύρουμε στο νερό ένα πολύ λεπτό κόσκινο. Υπάρχει φυσικά η περίπτωση η ροή να έχει μερικές μόνο από αυτές τις ιδιότητες, π.χ. να είναι ομοιογενής και ισοτροπική στις κατευθύνσεις x , y μόνο. Αυτό συμβαίνει για παράδειγμα σε ροή ανάμεσα σε δύο παράλληλες πλάκες, όπου η ροή είναι ομοιογενής και ισοτροπική σε επίπεδα παράλληλα προς τις πλάκες.

Ορισμοί

Autocorrelation

Μια από τις πιο χρήσιμες στατιστικές έννοιες για την κατανόηση της τύρβης είναι η αυτοσυσχέτιση που ορίζεται ως η μέση τιμή του γινομένου της τυχαίας μεταβλητής υπολογισμένη σε δύο χρόνους $u(t)u(t')$. Η σημασία της αυτοσυσχέτισης έγκειται στο γεγονός ότι δείχνει την "μνήμη" της διαδικασίας, δηλαδή, ο χρόνος κατά τον οποίο μια διαδικασία συσχετίζεται με τον εαυτό της. Για παράδειγμα η αυτοσυσχέτιση ενός ημιτονοειδούς σήματος είναι απλά ένα συνημίτονο. Από την άλλη μια στατική τυχαία διαδικασία όπως αυτή που

απεικονίζεται στην εικόνα 2.6 θα χάσει τελικά όλη τη συσχέτιση και θα προσεγγίσει το μηδέν ύστερα από επαρκή χρόνο. Με άλλα λόγια, έχει μια «πεπερασμένη μνήμη» και «ξεχνάει» πώς ήταν.



Εικόνα 2.6 Correlation Coefficient.

Power spectral density

Το Power spectral density ενός σήματος είναι μια συνάρτηση η οποία δίνει την δύναμη ενός σήματος ως προς τη συχνότητα το σήματος.

Probability Density Function (PDF)

Η Probability Density Function μιας τυχαίας μεταβλητής u εκφράζει την πιθανότητα να βρεθεί μια συγκεκριμένη τιμή μεταξύ του εύρους ορισμού της μεταβλητής. Η πιθανότητα μιας συνάρτησης υποδηλώνεται ως $P(u)$ και ισχύει:

$$\int_{-\infty}^{+\infty} P(u) du = 1$$

Μεγάλη σημασία για την περιγραφή της τύρβης έχουν και οι ροπές της PDF. Η πρώτη ροπή δίνεται από την εξίσωση:

$$\langle u \rangle = \int_{-\infty}^{+\infty} uP(u) du$$

Η δεύτερη ροπή από τον τύπο:

$$\sigma^2 = \int_{-\infty}^{+\infty} (u')^2 P(u') du' = \overline{(u')^2}, u' = u - \bar{u}$$

Η Τρίτη ροπή της ονομάζεται Skewness.

Skewness

Ο όρος Skewness εκφράζει το μέτρο της ασυμμετρίας μιας συνάρτησης και δίνεται από τον τύπο:

$$S(u) = \frac{\langle u^3 \rangle}{\langle u^2 \rangle^{3/2}}$$

Kurtosis

Ο όρος Kurtosis αντιπροσωπεύει την απόκλιση της PDF από τη κατανομή Gauss και αποτελεί την τέταρτη ροπή.

$$F(u) = \frac{\langle u^4 \rangle}{\langle u^2 \rangle^2}$$

Κατανομή Gauss

Μια από τις πιο σημαντικές συναρτήσεις πιθανότητας στην τύρβη είναι η κατανομή Gauss ή η κανονική κατανομή.

Από πειράματα που έχουν γίνει από τους Hideaki Mouri, Masanori Takaoka, Akihiro Hori και Yoshihide Kawashima το 2008 μελετήθηκε πειραματικά η συνάρτηση πυκνότητας πιθανότητας (PDF) των διακυμάνσεων της ταχύτητας. Διαπιστώθηκε ότι σε μικρές αποστάσεις από το πλέγμα, όπου η τύρβη είναι ακόμα υπό ανάπτυξη, το PDF είναι sub-Gaussian. Σε μεσαίες αποστάσεις, όπου η τύρβη έχει αναπτυχθεί πλήρως, το PDF ακολουθεί κατανομή Gauss. Σε μεγάλες αποστάσεις, όπου η αναταραχή έχει αποσυντεθεί, η κατανομή PDF είναι super-Gaussian.

Στην παρούσα διπλωματική εργασία η στατιστική ανάλυση χρησιμοποιείται για την περιγραφή της τύρβης. Στα επόμενα κεφάλαια παρατίθενται διαγράμματα PDF, Gauss, τιμές Skewness και Kurtosis τα οποία δίνουν στοιχεία για το είδος της ροής και την ποιότητα της τύρβης. Ακόμα παρουσιάζονται συντελεστές αυτοσυσχέτισης υποδηλώνουν και αυτά στοιχεία για την τύρβη και τη ροή. Επίσης, χρησιμοποιήθηκαν οι τιμές RMS που περιγράφουν τις διακυμάνσεις της άνωσης ή της ταχύτητας, όσο πιο μικρή η τιμή RMS τόσο πιο μικρή είναι και η διακύμανση της ποσότητας που μετράται. Τιμές RMS και mean χρησιμοποιήθηκαν τέλος για την καταγραφή της έντασης της τύρβης.

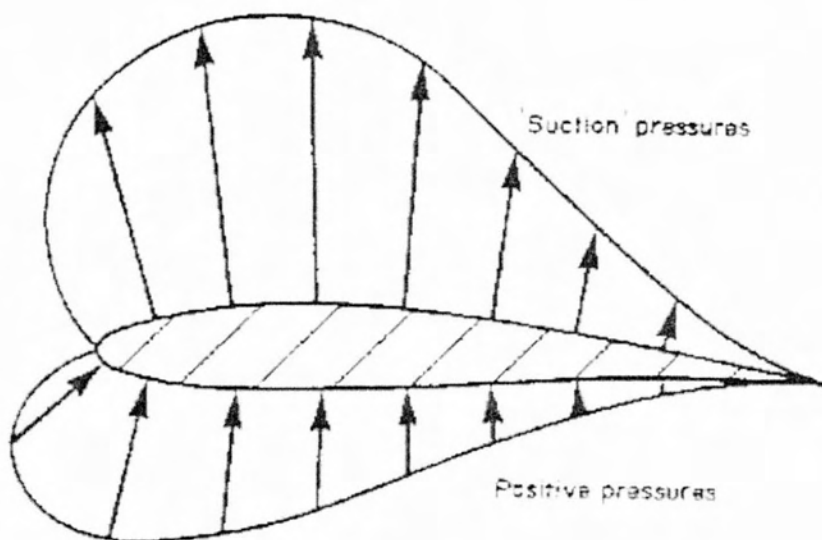
2.2.2 Περιγραφή Οριακού Στρώματος των Πτερύγων

Στην επιφάνεια μιας πτέρυγας που βρίσκεται σε ένα ροϊκό πεδίο εμφανίζονται οριακά στρώματα και ελεύθερα διατμητικά στρώματα στον απόρο. Το οριακό

στρώμα έχει μηδενικό πάχος στην ακμή προσβολής και αυξάνει σε πάχος καθώς αναπτύσσεται στην επιφάνεια της πτέρυγας μέχρι την ακμή φυγής.

Ο αριθμός Reynolds για μια πτέρυγα είναι: $Re_c = \rho u c / \mu$, όπου c το μήκος χορδής. Όταν $Re < 10^3$ το οριακό στρώμα είναι στρωτό, και δεν γίνεται μετάβαση σε τυρβώδες. Για $Re > 10^6$ το οριακό στρώμα είναι σχεδόν παντού τυρβώδες ενώ για $10^3 < Re < 10^6$ σημαντική επίδραση στις δυνάμεις που αναπτύσσονται έχουν και το στρωτό και το τυρβώδες τμήμα καθώς και η μεταβατική περιοχή. Η άνωση και η οπισθέλκουσα σε μια αεροτομή επηρεάζονται σημαντικά από τα χαρακτηριστικά του οριακού στρώματος. Ο Schmitz το 1930 σε πειράματα που έκανε με την N60 αεροτομή παρατήρησε πως όταν κυριαρχεί το τυρβώδες οριακό στρώμα ο λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσας είναι σημαντικά μεγαλύτερος απ' ό,τι για στρωτό. Τα συμπεράσματα του Schmitz επιβεβαιώθηκαν αργότερα και από τους Abbott, Riegels, Althaus και McMaster.

Κάτω από ορισμένες συνθήκες που εξαρτώνται κυρίως από τη γωνία προσβολής, τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της αεροτομής και το ποσοστό τύρβης του ανέμου μπροστά από την πτέρυγα μπορεί να γίνει αποκόλληση του οριακού στρώματος. Η αποκόλληση συμβαίνει γιατί στη διεύθυνση της ροής υπάρχει αύξηση της στατικής πίεσης με αποτέλεσμα την μείωση της κινητικής ενέργειας του ρευστού και την σταδιακή επιβράδυνση του. Η ταχύτητα του ρευστού συνδέεται με την στατική πίεση σύμφωνα με τον νόμο του Bernoulli. Η κατανομή της πίεσης σε πτέρυγα:

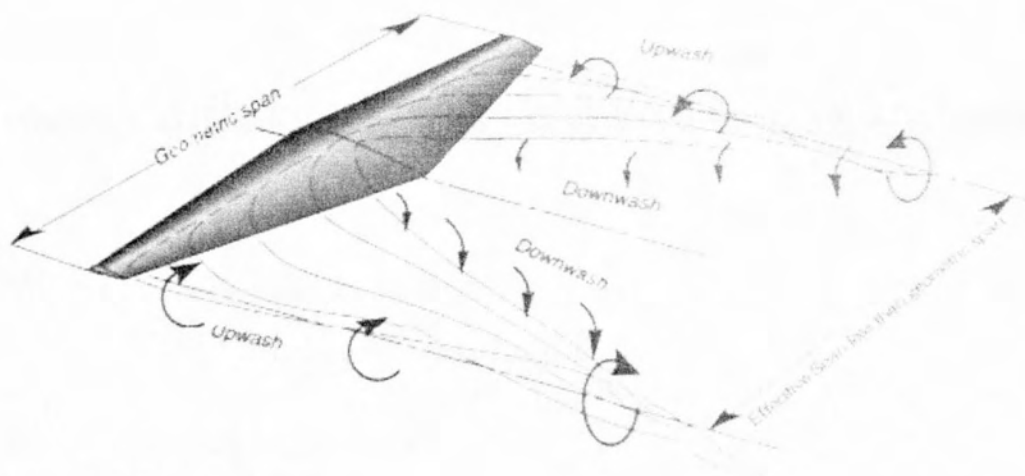


Εικόνα 2.7 Κατανομή πίεσης.

Το κάτω μέρος του οριακού στρώματος επιβραδύνεται έως η ταχύτητα του να μηδενιστεί και να αντιστραφεί, κάτι που συμβαίνει πιο εύκολα στο στρωτό οριακό στρώμα απ' ό,τι στο τυρβώδες γιατί στην τύρβη υπάρχει έντονη μεταφορά ορμής από τα άκρα του οριακού στρώματος στο ρευστό κοντά στην

επιφάνεια, γι αυτό έχει βρεθεί πειραματικά πως μια σχετική τραχύτητα είναι ευεργετική ειδικά όταν $Re < 10^5$. Όταν γίνεται αποκόλληση αλλάζει δραματικά το ενεργό σχήμα της αεροτομής, δηλαδή η ροή εκτός του ρευστού συμπεριφέρεται σαν το σχήμα του αντικειμένου να είναι το οριακό στρώμα χάνοντας η αεροτομή το αεροδυναμικό της σχήμα, με αποτέλεσμα τη μεγάλη μείωση της άνωσης και την αύξηση της αντίστασης. Για αριθμούς Re μεταξύ 10^4 - 10^5 και για συγκεκριμένη γωνία προσβολής παρατηρήθηκε ότι το αποκολλημένο οριακό στρώμα αφού μεταβεί σε τυρβώδες μπορεί να προσκολληθεί και πάλι στην επιφάνεια. Το φαινόμενο αυτό ονομάζεται *Laminar Separation Bubble* και όταν συμβαίνει παρουσιάζεται μεγάλη αύξηση της οπισθέλκουσας και μείωση της άνωσης

Στον άπορο μιας αεροτομής υπάρχει εκροή στροβιλότητας και ελεύθερων διατμητικών στρωμάτων. Σε μια τρισδιάστατη πτέρυγα η εκροή στροβιλότητας μεταβάλλεται κατά το μήκος της, λόγω της τάσης, στα πλευρικά τμήματα της πτέρυγας, το ρευστό με μεγαλύτερη πίεση από το κάτω μέρος να περάσει στο επάνω μέρος όπου επικρατεί μικρότερη πίεση. Η κυκλοφορία σε μια πτέρυγα φαίνεται στην εικόνα:



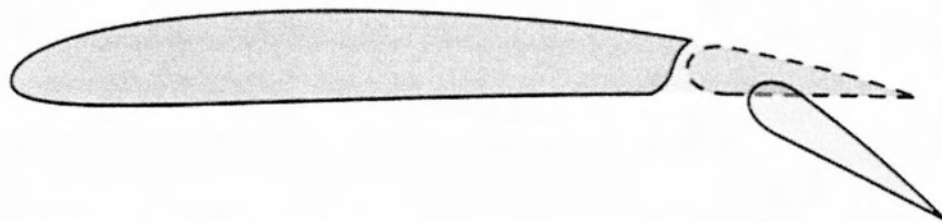
Εικόνα 2.8 Η ροή σε μια πτέρυγα.

Οι δίνες που σχηματίζονται στο οριακό στρώμα μεταφέρονται με τη ροή κατά μήκος της πτέρυγας, προκαλώντας αντίθετα κινούμενα κύματα πίεσης καθώς απομακρύνονται από την ακμή φυγής. Οι Yang και Lin το 1995 και 2000 σε δοκιμές με την αεροτομή NACA0025 διαπίστωσαν πως οι δίνες του απορεύματος αλληλεπιδρούν με τις δίνες που εκρέουν από την πτέρυγα ενισχύοντας τις στην περίπτωση που οι χαρακτηριστικές συχνότητες τους βρίσκονται κοντά. Εάν η ροή είναι αποκολλημένη υπάρχει συνεχής εκροή δινών, γνωστές ως δίνες von Karman, με μια συγκεκριμένη συχνότητα η οποία εξαρτάται κυρίως από τη γεωμετρία της αεροτομής, τον αριθμό Reynolds και τη γωνία προσβολής. Η εκροή δινών von Karman διαταράσσει την κατανομή πίεσης

με περιοδικό τρόπο προκαλώντας κραδασμούς ειδικά όταν η συχνότητα τους βρίσκεται κοντά σε κάποια ιδιοσυνχρότητα της πτέρυγας

Για να τον έλεγχο της ροή σε μια πτέρυγα γίνεται συχνά χρήση εξαρτημάτων και μηχανισμών γνωστά ως High-lift device's, με πιο διαδεδομένα τα flaps που τοποθετούνται στον απόρου της πτέρυγας. Τα πρώτα flap που δοκιμάστηκαν στο Ηνωμένο Βασίλειο το 1913 και 1914, αν και ποτέ δεν τοποθετήθηκαν σε κάποιο αεροσκάφος, ήταν της μορφής plain flap. Το 1916 η εταιρία Fairey Aviation Company χρησιμοποίησε πρώτη Flap σε αεροσκάφος, αφού πριν είχε κάνει μια σειρά βελτιώσεων στο σχεδιασμό τους. Τα Flap αυτής της μορφής αυξάνουν κυρίως της οπισθέλκουσα και λιγότερο την άνωση, ενώ ανάλογα τη θέση τους προκαλούν αλλαγή στην κατεύθυνση του αεροπλάνου στρέφοντας τη μύτη του προς τα πάνω ή κάτω. Χρησιμοποιήθηκαν ευρέως όταν καθιερώθηκε σαν πολεμικό αεροσκάφος το μονοπλάνο. Ο λόγος ότι με την χρήση flap μπορεί να αυξηθεί η οπισθέλκουσα γνωστό ως αερόφρενο και ακόμη επειδή η μονή πτέρυγα δεν παράγει επαρκή άνωση κατά την προσγείωση/απογείωση με την χρήση flap αυξάνεται η επιφάνεια και αλλάζει η γεωμετρία του φτερού αυξάνοντας έτσι την άνωση. Το πρώτο ευρέως διαδεδομένο αεροπλάνο που χρησιμοποιούσε flap ήταν το βρετανικό Miles Magister / Hawk Major που προπολεμικά χρησιμοποιούνταν για την εκπαίδευση πιλότων. Ο πιο διαδεδομένος τύπος Flap είναι της μορφής Slotted flap με κύριο χαρακτηριστικό του ότι υπάρχει απόσταση μεταξύ flap και πτέρυγας ώστε αέρας από το κάτω μέρος της πτέρυγας να διοχετεύεται και να επιταχύνεται λόγω της μικρότερης πίεσης που επικρατεί στο επάνω μέρος. Με αυτό τον τρόπο το οριακό στρώμα στο επάνω μέρος τροφοδοτείται με ρευστό μεγάλης ταχύτητας αποφεύγοντας έτσι την επιβράδυνση του και τελικά την αποκόλληση.

Στη φύση υπάρχουν πολλά παραδείγματα όπου τα φτερά πουλιών έχουν ανάλογη συμπεριφορά με αυτή ενός flap. Χαρακτηριστικό παράδειγμα είναι το γεράκι που αλλάζει προσανατολισμό στα φτερά της ουράς του ώστε να λειτουργούν ανάλογα μ ένα flap. Ένας ακόμη τρόπος με τον οποίο βελτιώνεται η αεροδυναμική τους συμπεριφορά είναι χάρη στα κενά μεταξύ των φτερών τους που το κάθε μεμονωμένο φτερό λειτουργεί σαν flap για το μπροστά του. Μια ακόμη περίπτωση στη φύση είναι κάποια κολεόπτερα των οποίων τα φτερά τους είναι ελαστικά στο πίσω μέρος του συμπεριφέρονται ως flap δίνοντας μεγάλη ευελιξία και ικανότητα αιώρησης.

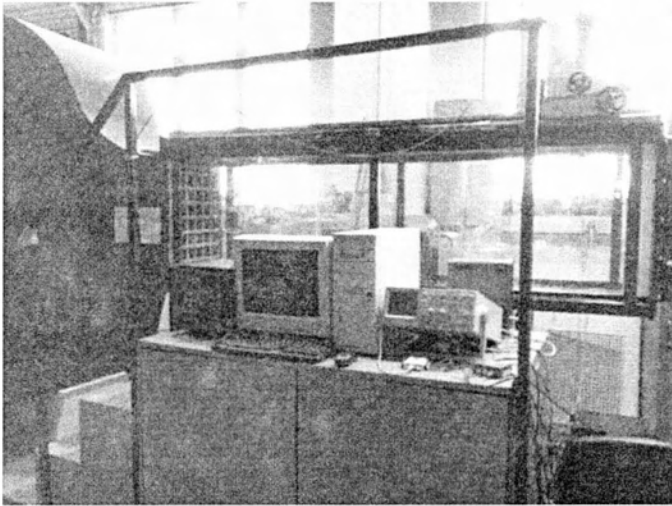


Εικόνα 2.9 Τύπος flap Slotted flap.

3. Πειραματική Διάταξη

3.1 Εισαγωγή

Στο κεφάλαιο αυτό θα γίνει περιγραφή της πειραματικής διάταξης και ανάλυση των χαρακτηριστικών των εξαρτημάτων που χρησιμοποιήθηκαν για την διεξαγωγή των πειραμάτων.



Εικόνα 3.1 Ο χώρος των πειραμάτων.

3.2 Αεροσήραγγα

Η αεροσήραγγα του εργαστηρίου Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών του Τ.Μ.Μ. είναι ανοιχτού τύπου και αποτελείται από το συλλέκτη, το τμήμα δοκιμών, το τμήμα του ανεμιστήρα και το διαχύτη.

Φυσητήρας

Η αναρρόφηση του αέρα γίνεται από έναν ανεμιστήρα τεσσάρων περυγίων του οποίου η συχνότητα περιστροφής ρυθμίζεται από έναν inverter μάρκας Toshiba VF-SXN που φτάνει μέχρι τα 57Hz. Η Αεροσήραγγα μπορεί να επιτύχει ταχύτητες μέχρι 22m/s. Κατά τη διεξαγωγή του πειράματος η μέγιστη ταχύτητα που μετρήθηκε ήταν 15.5m/s που αντιστοιχεί στο 50Hz.

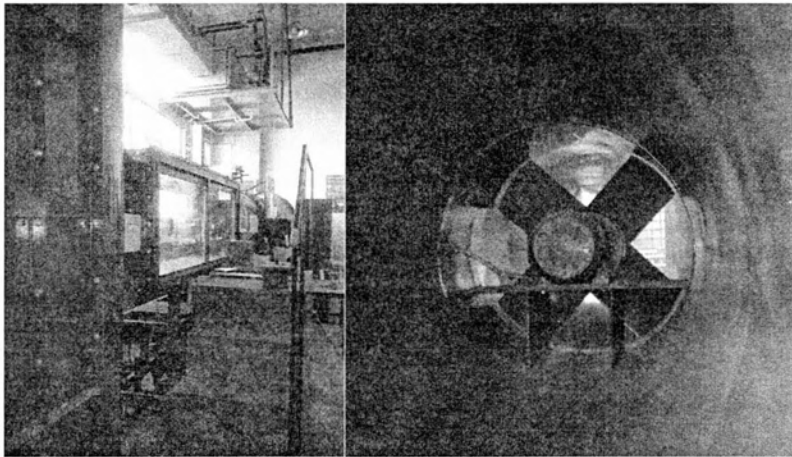
Τμήμα Δοκιμών

Το τμήμα όπου γίνονται οι μετρήσεις έχει διαστάσεις 300cm x 50cm x 70cm και αποτελείται από μεταλλικό πλαίσιο καλυμμένο με πλέξιγκλας υψηλής αντοχής.

Στο επάνω μέρος υπάρχει σύστημα με οδοντώσεις και γρανάζια στο οποίο στηρίζονται τα μετρητικά όργανα και δίνει τη δυνατότητα στην εύκολη διεξαγωγή των μετρήσεων.

Συλλέκτης-Εισαγωγή Αέρα

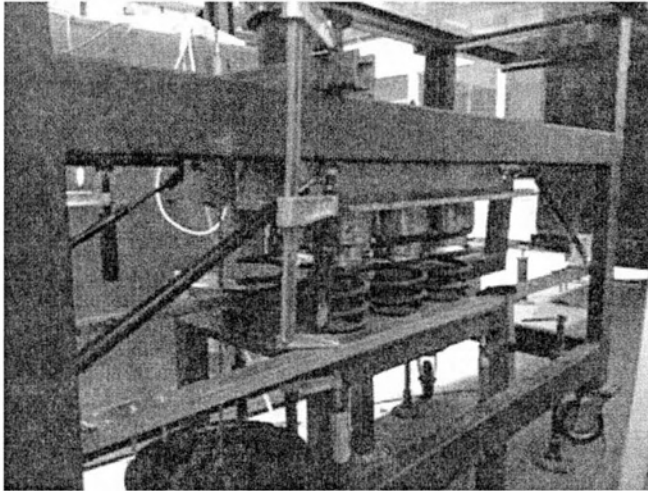
Η εισαγωγή αέρα γίνεται από συλλέκτη ορθογώνιας διατομής. Ο συλλέκτης είναι μειούμενης ορθογωνικής διατομής (110cm x 234 cm) η οποία στο τέλος έχει τις διαστάσεις της διατομής του χώρου δοκιμών. Μπροστά στην εισαγωγή υπάρχει το φίλτρο εξομάλυνσης της ροής, που περιλαμβάνει περίπου 66000 κυψέλες διαστάσεων 8x70mm και είναι κατασκευασμένο από κράμα αλουμινίου. Μετά το φίλτρο εξομάλυνσης έχουν τοποθετηθεί τρεις σειρές πλεγμάτων με σκοπό την επίτευξη ομοιομορφίας της ροής και της μείωσης της τύρβης.



Εικόνες 3.2, 3.3 Χώρος δοκιμών και ο ανεμιστήρας της αεροσήραγγας.

Αδρανειακή Βάση

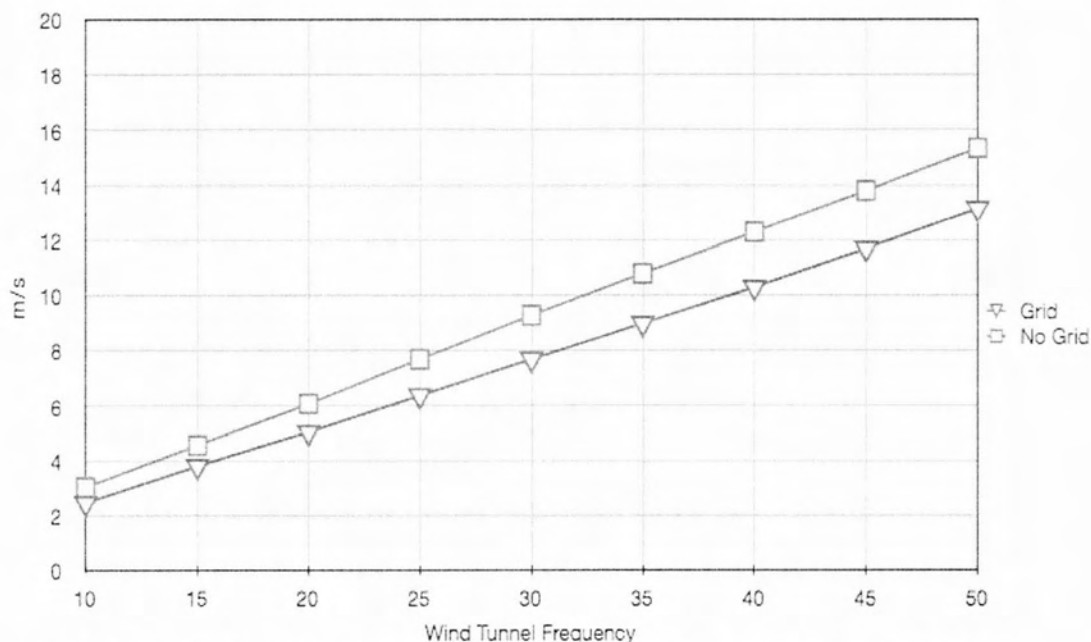
Με σκοπό να μην περάσουν στις μετρήσεις κραδασμοί και ταλαντώσεις από το περιβάλλον κατασκευάστηκε κατάλληλη βάση που αδρανειακά “φιλτράρει” κραδασμούς που προέρχονται από εξωτερική πηγή. Η βάση αποτελείται από μεταλλικό πλαίσιο στο οποίο έχουν ηλεκτροσυγκολληθεί ελατήρια πάνω στα οποία έχουν συγκολληθεί μεταλλικά βάρη και κοιλοδοκοί σχηματίζοντας επίπεδη επιφάνεια πάνω στην οποία μπορεί να τοποθετηθεί η βάση της αεροτομής. Παρατηρήθηκε ότι η βάση ταλαντευόταν από εξωτερικούς παράγοντες επηρεάζοντας έτσι τα αποτελέσματα των μετρήσεων. Για αυτό το λόγω κρίθηκε σκόπιμη η τοποθέτηση τεσσάρων αποσβεστήρων.



Εικόνα 3.4 Η αδρανειακή βάση και οι αποσβεστήρες.

3.2.1 Βαθμονόμηση αεροσήραγγας

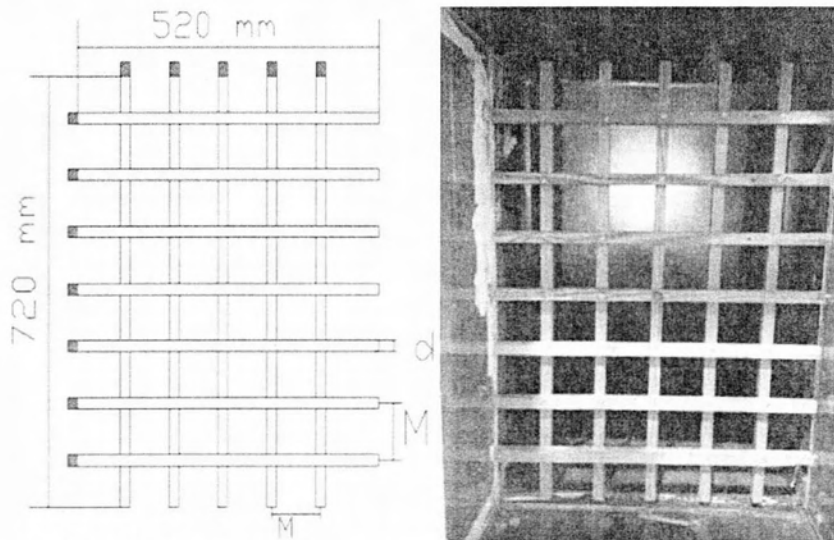
Η βαθμονόμηση της αεροσήραγγας έγινε με τη χρήση θερμό-ανεμόμετρου μεγάλης ευαισθησίας. Το θερμό-ανεμόμετρο ήταν τοποθετημένο σε ένα συγκεκριμένο σημείο μπροστά από την αεροτομή και μετρούσε τη μέση ταχύτητα του αέρα. Ακολούθησε η αύξηση των στροφών της αεροσήραγγας μέσω του inverter της αεροσήραγγας από τα 10 Hz μέχρι τα 50 Hz με βήμα 5 Hz. Σε κάθε διαφορετική συχνότητα σημειωνόταν η ταχύτητα από το ανεμόμετρο και η συχνότητα του inverter της αεροσήραγγας. Οι μετρήσεις έγιναν στην αρχή χωρίς το πλέγμα στην αεροσήραγγα και μετά με αυτό στην αεροσήραγγα. Τα αποτελέσματα που πήραμε για στρωτή και τυρβώδης ροή φαίνονται στο παρακάτω διάγραμμα.



Διάγραμμα 3.1 Η κατανομή της ταχύτητας με πλέγμα και χωρίς στην αεροσήραγγα.

3.3 Παραγωγή Τύρβης

Για την παραγωγή τύρβης χρησιμοποιήθηκε ξύλινο πλέγμα το οποίο βιδώθηκε με 6 συνολικά ξυλόβιδες στο πλέξιγκλας. Στο πλαίσιο σχηματίζονται συνολικά 48 τετράγωνα διαστάσεων 7,2 X 7,2 το κάθε ένα και είναι κατασκευασμένο από ξύλο τετραγωνικής διατομής πάχους. Η θέση όπου τοποθετήθηκε είναι περίπου 1.7m από το εξεταζόμενο μοντέλο και λόγω των διαστάσεων του μπορεί να θεωρηθεί ότι παράγει ομογενή ομοιόμορφη τύρβη.

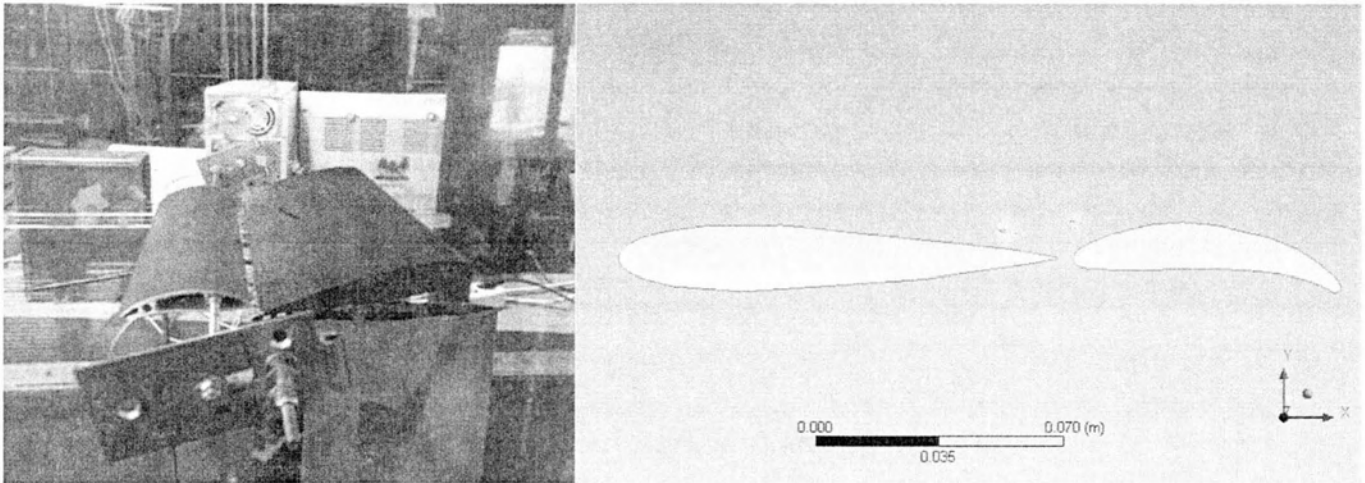


Εικόνα 3.5. Το πλέγμα που χρησιμοποιήθηκε για της παραγωγή τύρβης.

Στο επόμενο κεφάλαιο παρουσιάζεται η ένταση τύρβης που προκαλεί το πλέγμα για κάθε διαφορετική ταχύτητα στην αεροσήραγα.

3.4 Αεροτομή - Flap

Η πτέρυγα που μελετήθηκε είναι συμμετρική και πιο συγκεκριμένα είναι η αεροτομή NACA 0015. Οι διαστάσεις της είναι 30cm βάθος, 12.5cm μήκος χορδής και μέγιστο πάχος 2cm. Είναι κατασκευασμένη από ξύλο σχετικά χαμηλής τραχύτητας. Στο μέσο της έχει βιδωμένη βάση από μπρούτζο η οποία έχει κατάλληλα διαμορφωμένη υποδοχή για τον πιεζοηλεκτρικό αισθητήρα δύναμης. Το flap είναι κατασκευασμένο από αλουμίνιο και η λείανση του είναι πολύ καλής ποιότητας, έχει μήκος χορδής 6.5cm, βάθος 30cm και μέγιστο πάχος 1cm.



Εικόνα 3.6α, 3.6β Η αεροτομή NACA 0015 μαζί με το flap.

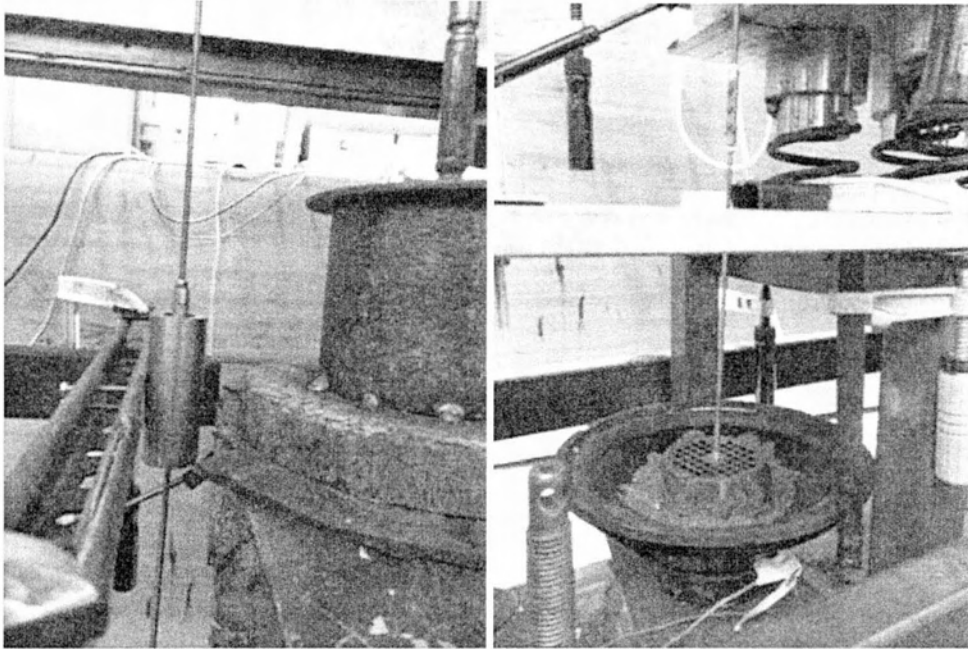
3.5 Τρόπος στήριξης και ταλάντωσης του flap

3.5.1 Μεγάφωνο

Η κίνηση του flap ήταν επιτυχής με τη χρήση ενός μεγαφώνου. Το μεγάφωνο που χρησιμοποιήθηκε είχε διάμετρο 20cm, ισχύ 320W και αντίσταση 8 Ohm. Το μεγάφωνο τοποθετήθηκε πάνω σε μια μεγάλη μεταλλική βάση ώστε να είναι σταθερό και ακίνητο.

3.5.2 Σύστημα Σύνδεσης flap και Μεγαφώνου

Πάνω στο μεγάφωνο κολλήθηκε μια μεταλλική κυκλική πλάκα. Στο κέντρο της πλάκας τοποθετήθηκε μια ντίζα M5 τριάντα εκατοστών. Με τη βοήθεια ενός παξιμαδιού M5 μεγάλου πλάτους μια δεύτερη ντίζα συνδέθηκε με την πρώτη. Στο μέσο της δεύτερης ντίζας τοποθετήθηκε ένας μεταλλικός κύλινδρος μήκους δέκα εκατοστών, εξωτερικής διαμέτρου δέκα χιλιοστών και με εσωτερική διαμήκης τρύπα M5. Ακόμα κατασκευάστηκε στο μηχανουργείο της σχολής κύλινδρος μήκους είκοσι εκατοστών με εσωτερική διαμήκης τρύπα τριών εκατοστών. Στο εσωτερικού του κυλίνδρου αυτού τοποθετήθηκαν δύο ρουλεμάν με εσωτερική και εξωτερική διάμετρο ένα και τρία εκατοστά αντίστοιχα. Ο μεγάλος κύλινδρος στηρίχθηκε στο πλαίσιο της αεροσήραγγας και μέσα από αυτόν πέρασε ο μικρότερος κύλινδρος ο οποίος εφαπτόταν με τα δύο ρουλεμάν καθ' όλη την κίνηση της ντίζας. Με αυτό το μηχανισμό περιορίστηκαν στο ελάχιστο οι ταλαντώσεις της αεροσήραγγας και ήταν δυνατή η επίτευξη μόνο εγκάρσιας κίνησης. Τέλος με τη χρήση μιας τρίτης ντίζας η οποία είχε 90 μοίρες γωνία και μίας άρθρωσης rod end επιτεύχθηκε η σύνδεση του μεγαφώνου και του flap. Με αυτό τον τρόπο το flap ακολουθούσε τη κίνηση του μεγαφώνου επιτρέποντας του να κάνει ταλαντώσεις σε γωνίες μέχρι και $\pm 25^\circ$.



Εικόνες 3.6, 3.7 Οι δύο κύλινδροι και το μεγάφωνο με τις δύο ντίζες.

3.6 Μετρητικά Όργανα και συσκευές.

Τα μετρητικά όργανα και συσκευές που χρησιμοποιήθηκαν και θα παρουσιαστούν στη συνέχεια είναι τα εξής:

- Ανεμόμετρο Θερμού σύρματος (Hot-Wire).
- Σύστημα λήψης και αποθήκευσης μετρήσεων.
- Πιεζοηλεκτρικός Αισθητήρας.
- Παλμογράφος.
- Ενισχυτής Σήματος Αισθητήρα δύναμης.
- Γεννήτρια Συχνοτήτων.
- Ενισχυτής Σήματος Γεννήτριας Συχνοτήτων
- Καπνογόνο

3.7 Ανεμόμετρο Θερμού σύρματος (Hot-Wire)

Για την μέτρηση της ταχύτητας του ανέμου της ροής του απορεύματος χρησιμοποιήθηκε θερμόνημα. Το χαρακτηριστικό που το καθιστά ιδανικό για μέτρηση ταχύτητας σε τυρβώδη ροές είναι η μεγάλη ευαισθησία και η άμεση απόκριση στις μεταβολές ταχύτητας του ανέμου.

Η ανεμομετρία με θερμόνημα στηρίζεται στη μεταβολή της ηλεκτρικής αντίστασης του θερμόνηματος με την μεταβολή της θερμοκρασίας του. Τα βασικά υποσυστήματα είναι ο αισθητήρας που αποτελείται από ένα πολύ λεπτό νήμα από πλατίνα και βολφράμιο και τον ενισχυτή ο οποίος δίνει στιγμιαία τάση και διατηρεί υψηλή την θερμοκρασία του νήματος περίπου ίση με 180 C. Η

αντίσταση λειτουργίας του θερμονήματος συνδέεται με την αντίσταση όταν αυτό είναι κρύο με τον τύπο $R_{op} = (R_{cold}-1) \times 1,7$ όπου R_{cold} η αντίσταση του θερμονήματος όταν είναι κρύο.

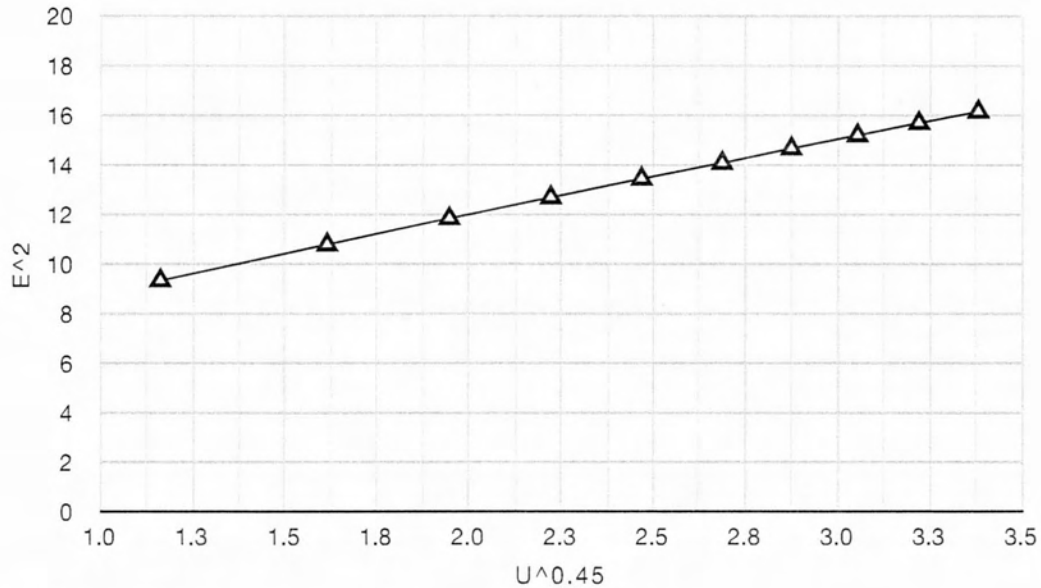
Η θέση που τοποθετήθηκε το θερμόνημα είναι όπως φαίνεται στην εικόνα 3.9, 15cm από την ακμή φυγής της πτέρυγας.

3.7.1 Βαθμονόμηση Hot-Wire.

Το τελευταίο βήμα που χρειάζεται για να λειτουργήσει σωστά και με ακρίβεια το Hot-Wire είναι η βαθμονόμηση του με τη βοήθεια ενός θερμό-ανεμόμετρου. Η διαδικασία προβλέπει την τοποθέτηση των δύο αισθητήρων κοντά και παράλληλα στη ροή. Το θερμό-ανεμόμετρο τοποθετείται μπροστά από την πτέρυγα και ο αισθητήρας του Hot-Wire πίσω και πάνω από το μοντέλο. Ακολουθεί η αύξηση των στροφών της αεροσήραγγας μέσω του inverter της από τα 5 Hz μέχρι τα 50 Hz με βήμα 5 Hz. Με αυτόν τον τρόπο σε κάθε διαφορετική συχνότητα της αεροσήραγγας παίρνουμε μια τιμή U σε m/s από το θερμό-ανεμόμετρο και μία E (mean) σε Volts από το Hot-Wire. Αυτή πρέπει να είναι η απαραίτητη τάση που απαιτείται να δώσει ο ενισχυτής ώστε να κρατηθεί σταθερή η θερμοκρασία του νήματος σταθερή καθώς αυτό ψύχεται από τη ροή του αέρα. Ο νόμος που περιγράφει την παραπάνω πρόταση είναι ο νόμος του King και εκφράζεται από την μαθηματική έκφραση $E^2 = A + BV^{0.45}$. Η βαθμονόμηση τελειώνει με τον υπολογισμό των A και B . Από τη διαδικασία βαθμονόμησης που εφαρμόστηκε στο εργαστήριο πήραμε τα παρακάτω στοιχεία:

Hz	U (m/s)	NO GRID		
		$U^{0.45}$	E (Volts)	E^2
50	15	3.3825254	-4.01998	16.1602392004
45	13.45	3.2205128	-3.96208	15.6980779264
40	11.95	3.0536240	-3.8997	15.20766009
35	10.45	2.8747649	-3.83089	14.6757181921
30	9	2.6878754	-3.75248	14.0811061504
25	7.45	2.4687114	-3.667	13.446889
20	5.9	2.2227131	-3.56303	12.6951827809
15	4.4	1.9478419	-3.44186	11.8464002596
10	2.9	1.6146526	-3.28485	10.7902395225
5	1.4	1.1634765	-3.05758	9.3487954564

Πίνακας 2 Βαθμονόμηση του θερμονήματος.

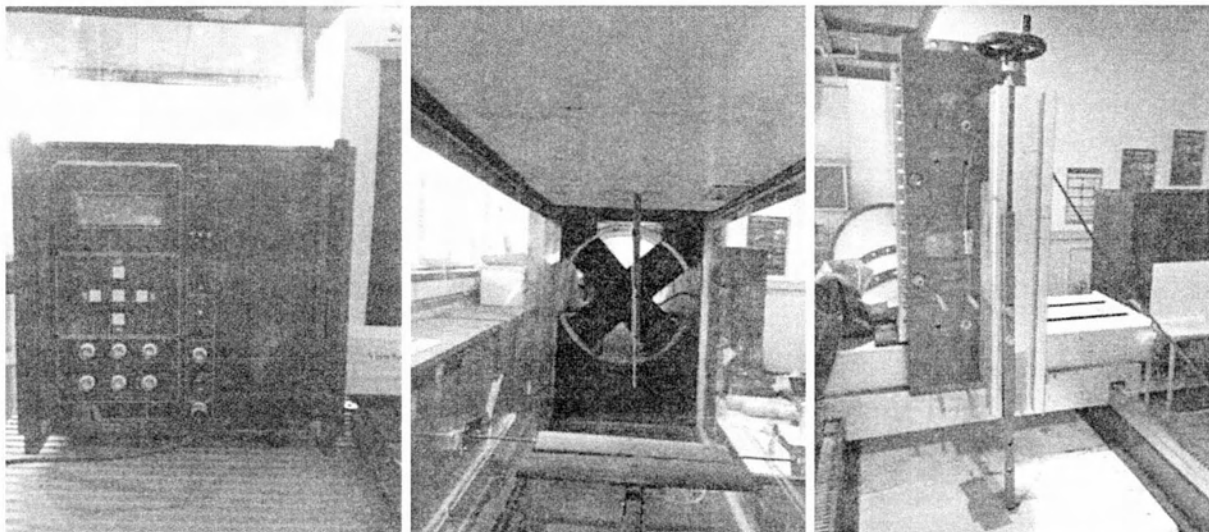


Διάγραμμα 3.2 Ο νόμος του King.

Έπειτα με τη χρήση προγράμματος υπολογίστηκαν τα A και B.

A 3.0665 $V = 0.45 \sqrt{\frac{E^2 + A}{B}}$
B 5.8402

Στις μετέπειτα μετρήσεις της ταχύτητας με το Hot-Wire η μετατροπή των Volts σε m/s ήταν δυνατή με το παραπάνω τύπο. Κάθε σημείο της χρονοσειράς της ταχύτητας μετατρέποταν με τον παραπάνω τύπο σε m/s και στη συνέχεια υπολογιζόντουσαν ποσότητες όπως Rms, StDev και Mean.



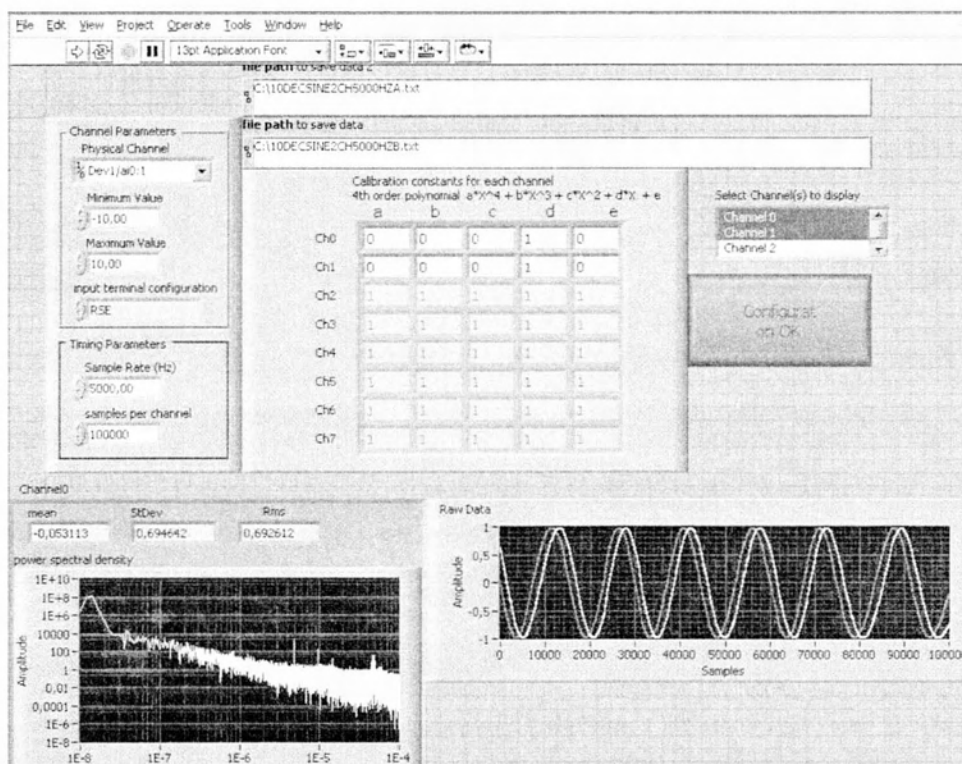
Εικόνες 3.8, 3.9, 3.10. Ο Ενισχυτής του Hot-Wire. Το Hot-Wire πίσω από το Φλαπ. Το σύστημα γραναζιών κίνησης του αισθητήρα.

3.8 Σύστημα λήψης και αποθήκευσης μετρήσεων.

Για τη λήψη και την αποθήκευση των αποτελεσμάτων χρησιμοποιήθηκε ένας κοινός επιτραπέζιος υπολογιστής με προσαρμοσμένη εξωτερική 8-κάναλι κάρτα ανάκτησης και ψηφιοποίησης δεδομένων NI USB6009 της National Instruments, ο οποίος λειτουργούσε στο προγραμματιστικό περιβάλλον LabVIEW 8, της ίδιας εταιρίας. Το LabVIEW, είχε προγραμματισθεί να συλλέγει δεδομένα από την κάρτα για όσο χρονικό διάστημα επιθυμεί ο χρήστης, με συχνότητα δειγματοληψίας της επιλογής του. Επίσης, το LabVIEW δίνει τη μέση τιμή, την Root Mean Square και τη Standard Deviation. Αναπαριστά ακόμα διαγραμματικά το Power Spectral Density και τη χρονοσειρά του σήματος. Η δειγματοληψία που επιλέχθηκε ήταν σταθερή για όλες τις μετρήσεις. Η συχνότητα δειγματοληψίας ορίστηκε στα 5000Hz για και το samples per channel 200.000. Τέλος μέσω του προγράμματος αυτού ήταν δυνατή η λήψη δυο σημάτων όπου αυτό ήταν απαραίτητο.



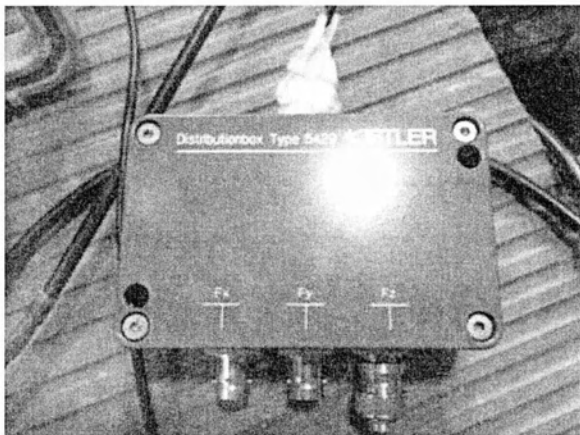
Εικόνα 3.11 Η κάρτα ψηφιοποίησης και ανάκτησης δεδομένων NI USB6009.



Εικόνα 3.12 Το περιβάλλον του LabVIEW.

3.9 Πιεζοηλεκτρικός Αισθητήρας Δύναμης.

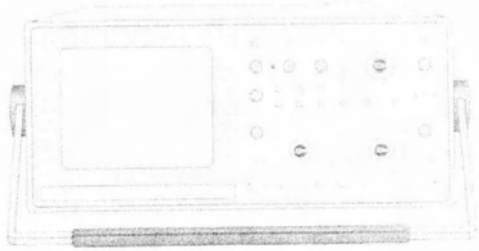
Για να μετρηθούν οι μεταβολές στην άνωση της πτέρυγας χρησιμοποιήθηκε πιεζοηλεκτρικός αισθητήρας της εταιρίας Kistler. Ο αισθητήρας έχει στο εσωτερικό του πιεζοηλεκτρικό κρύσταλλο δηλαδή έχει την ιδιότητα όταν ασκείτε εξωτερική δύναμη να εμφανίζεται στον κρύσταλλο ηλεκτρικό φορτίο. Είναι σχήματος κυκλικού δίσκου και ανιχνεύσει μεταβολές δύναμης κατά τις x , y , z διευθύνσεις αν και στα πλαίσια του πειράματος εξετάστηκε μόνο η z διεύθυνση. Ο αισθητήρας συνδέεται μέσω ομοαξονικού καλωδίου με τον Kistler Distribution Box για να μετατραπεί το ηλεκτρικό φορτίο σε διαφορά δυναμικού (Volt).



Εικόνα 3.13 Kistler Distribution Box.

3.10 Παλμογράφος.

Για την οπτική παρατήρηση των σημάτων τάσης κατά τη διεξαγωγή των πειραμάτων χρησιμοποιήθηκε αναλογικός παλμογράφος. Τα σήματα προβάλλονταν στην οθόνη του παλμογράφου ως δισδιάστατη γραφική απεικόνιση, στον κάθετο άξονα η τάση και στον οριζόντιο ο χρόνος. Στις περιπτώσεις που τα σήματα ήταν περιοδικά υπήρχε η δυνατότητα να ρυθμιστεί στην ίδια συχνότητα ο ρυθμός ανανέωσης για να εμφανίζονται ως σταθερή εικόνα, επίσης έδινε τη δυνατότητα αλλαγής βαθμονόμησης του κάθετου άξονα ώστε να προβάλλεται σωστά στην οθόνη το σήμα. Από την κυματομορφή που απεικονίζεται στην οθόνη μπορούν να υπολογιστούν το σχήμα, το πλάτος, η συχνότητα και κάθε άλλη δυνατή πληροφορία για το σήμα. Ακόμα μπορούν να προβληθούν ταυτόχρονα δυο σήματα κάτι που χρησιμοποιήθηκε για να ελεγχθεί η διαφορά φάσης του σήματος που πηγαίνει στο μεγάφωνο για την κίνηση του flap με το σήμα της ασταθούς άνωσης.



Εικόνα 3.14 Ο παλμογράφος.

3.11 Ενισχυτής Σήματος Αισθητήρα Δύναμης.

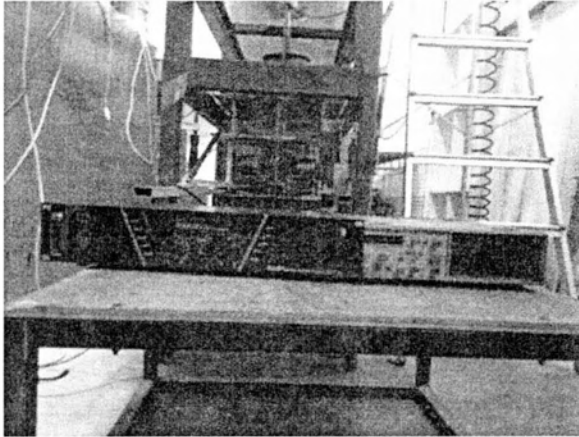
Αφού ο αισθητήρας λάμβανε το σήμα σε Volts και πριν αυτό σταλθεί στην κάρτα του υπολογιστή χρειαζόταν ενίσχυση. Αυτό ισχύει γιατί το σήμα είναι πολύ ασθενές και λόγω των απωλειών μέσα στο σύρμα θα έφτανε στην κάρτα πολύ αδύναμο. Ο ενισχυτής σήματος που χρησιμοποιήθηκε είναι τύπου Kistler 5011 ισχύος 12VA.



Εικόνα 3.15 Kistler Charge Amplifier.

3.12 Γεννήτρια συχνοτήτων - Ενισχυτής Σήματος Γεννήτριας συχνοτήτων.

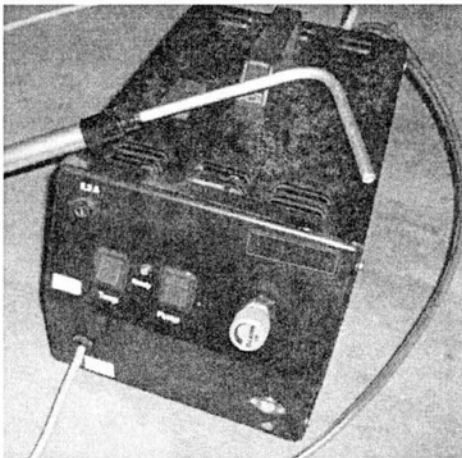
Για τον έλεγχο της κίνησης του flap χρησιμοποιήθηκε γεννήτρια συχνοτήτων. Η γεννήτρια αυτή έστειλε ημιτονοειδές σήμα σε ενισχυτή σήματος ο οποίος με τη σειρά του ήταν συνδεδεμένος με το μεγάφωνο που έδινε κίνηση στο flap.



Εικόνα 3.16 Γεννήτρια συχνοτήτων και ενισχυτής σήματος.

3.13 Καπνογόνο.

Πέρα από τις μετρήσεις ασταθούς άνωσης και ταχύτητας έγινε ακόμα και Flow Visualization με σκοπό να εξετασθεί η αποκόλληση της ροής. Για να γίνει απεικόνιση της ροής χρησιμοποιήθηκε καπνογόνο της εταιρίας SP ΤΕΚΝΙΚ. Η συσκευή τροφοδοτούσε τη ροή με λευκό καπνό μέσω ενός ακροφύσιου σε κατάλληλες θέσεις ώστε να προσθέτει μικρές αλλοιώσεις. Η παραγωγή του καπνού γίνεται με μια ηλεκτρική αντίσταση που θερμαίνει παραφινέλαιο και μέσω μιας αντλίας στέλνεται στη ροή, επίσης υπάρχει και η δυνατότητα ρύθμιση της πυκνότητας του καπνού.



Εικόνα 3.17 Συσκευή παραγωγής καπνού.

3.14 Μεθοδολογία Μετρήσεων.

Όλες οι μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν στην αεροσήραγγα αφορούν την μέτρηση της ταχύτητας της ροής και της ασταθούς άνωσης. Πριν αρχίσει οποιαδήποτε μέτρηση έπρεπε πρώτα να γίνει έλεγχος της ταχύτητας στην αεροσήραγγα και η βαθμονόμηση της στα δύο είδη ροών δηλαδή στο τυρβώδες και στο στρωτό πεδίο ροής.

Σε πρώτη φάση μετρήθηκε η ασταθής άνωση μόνο της αεροτομής NACA 0015 στα δύο είδη ροών: α) τυρβώδη ροή και β) στρωτή ροή σε 5 διαφορετικές γωνίες προσβολής: 0° , 5° , 10° , 17° , 40° , με στόχο να γίνει μια πρώτη σύγκριση με τη βιβλιογραφία. Στη συνέχεια έγινε η τοποθέτηση του flap μέσα στην αεροσήραγγα ακριβώς πίσω από την ακμή φυγής της αεροτομής, και του μεγαφώνου κάτω από την αεροσήραγγα σε σημείο ώστε να μην έρχεται σε επαφή με το σκελετό της αεροσήραγγας.

Έπειτα ακολούθησε η τοποθέτηση και η ρύθμιση του ανεμόμετρου του Hot-Wire σε στρωτή ροή πριν αρχίσουν οι νέες μετρήσεις. Το Hot Wire τοποθετήθηκε περίπου μια χορδή πίσω από το flap δηλαδή στα 15 cm. Η ταχύτητα αναφοράς U_0 της αεροσήραγγας ορίστηκε στα 12.5 m/s και για τα δύο είδη ροών στα οποία έγιναν μετρήσεις, δηλαδή: στη τυρβώδη ροή η συχνότητα αναφοράς της αεροσήραγγας ορίστηκε στα 50Hz και στη στρωτή ροή στα 43.5Hz. Ακολούθησε μέτρηση της ταχύτητας με το Hot-Wire σε τυρβώδη ροή και στρωτή ροή από τα 50Hz μέχρι τα 30Hz με βήμα 5 με σκοπό την εύρεση του ποσοστού της τύρβης στο συγκεκριμένο είδος ροής.

Με τη βοήθεια της γεννήτριας συχνοτήτων και του ενισχυτή σήματος το flap πραγματοποιούσε ημιτονοειδή κίνηση μέσω της ταλαντευόμενης κίνησης που πραγματοποιούσε ταυτόχρονα και το μεγάφωνο. Μετρήθηκε ταυτόχρονα η ασταθής άνωση και η ταχύτητα της ροής μέσω του Hot-Wire σε τέσσερις διαφορετικές συχνότητες κίνησης του flap : 20Hz, 15Hz, 12.5Hz και 10Hz αλλά και για ακίνητο flap. Οι μετρήσεις για τις 0° γωνίας προσβολής της αεροτομής έγιναν και για τα δύο είδη ροών

Μετρήσεις έγιναν και για διαφορετική γωνία προσβολής της αεροτομής και πιο συγκεκριμένα στις γωνίες 5° και 7.5° αλλά με τη διαφορά ότι έγινε μέτρηση μόνο της ασταθούς άνωσης και μόνο σε τυρβώδη ροή, η ταχύτητα στο απόρευμα του flap δυστυχώς δεν ήταν δυνατό να μετρηθεί λόγω αστοχίας του Hot-Wire. Οι συχνότητες που χρησιμοποιήθηκαν για την ημιτονοειδή κίνηση του flap στις μετρήσεις για γωνία προσβολής της αεροτομής 5° και 7.5° είναι πάλι: 20Hz, 15Hz, 12.5Hz και 10Hz, στην περίπτωση των μετρήσεων για ακίνητο flap το flap ήταν τοποθετημένο στις 0° . Όλες οι μετρήσεις αυτής της κατηγορίας έγιναν σε σταθερή συχνότητα αεροσήραγγας στα 50Hz.

Μια δεύτερη κατηγορία μετρήσεων αποτελεί αυτή στην οποία το flap δεν είχε σταθερή ημιτονοειδή κίνηση αλλά εξαρτιόταν από την ίδια τη ροή μέσα στην αεροσήραγγα. Η επίτευξη της σύνδεσης μεταξύ κίνησης flap και της ροής ήταν επιτυχής μέσω του Kistler Amplifier ο οποίος λάμβανε το σήμα που προκαλούσε η ροή και το έστελνε στο μεγάφωνο το οποίο με τη σειρά προκαλούσε τη μη περιοδική κίνηση του flap, το σύστημα αυτό ονομάστηκε feedback. Αξίζει να σημειωθεί ότι η επίτευξη του feedback ήταν δυνατή μόνο στην περίπτωση της τυρβώδους ροής καθώς το ασθενές σήμα της ασταθής άνωσης στην στρωτή ροή δεν ήταν ικανό να προκαλέσει κίνηση στο flap. Οι μετρήσεις στην κατηγορία μετρήσεων feedback έγιναν σε τρεις διαφορετικές γωνίες προσβολής για την αεροτομή οι οποίες ήταν 0° , 5° και 7.5° , ενώ η αρχική θέση του flap ήταν στις 0° . Εκτός από την γωνία προσβολής της αεροτομής άλλαζε επίσης και η συχνότητα

της λειτουργίας της αεροσήραγγας η οποία κυμαινόταν από τα 50Hz μέχρι τα 30 Hz με βήμα 5Hz. Ακριβώς οι ίδιες μετρήσεις επαναλήφθηκαν με τη διαφορά ότι αυτήν τη φορά έγινε αλλαγή στους πόλους του μεγαφώνου οπότε γινόταν αλλαγή στη διαφορά φάσης των δύο σημάτων. Τέλος, μετρήσεις έγιναν και στις τρεις διαφορετικές γωνιές προσβολής της αεροτομής για κάθε ταχύτητα της αεροσήραγγας με ακίνητο το flap με σκοπό να γίνει σύγκριση με τις παραπάνω μετρήσεις.

Το τέλος των μετρήσεων ακολούθησε το flow visualization το οποίο έγινε με τη χρήση καπνού και τη βιντεοσκόπηση της ροής στη στρωτή ροή.

3.15 Επεξεργασία δεδομένων

Μέσω του προγράμματος N.I. LabVIEW ήταν δυνατή η λήψη των αρχείων σε μορφή txt για τη μετέπειτα επεξεργασία τους σε άλλα προγράμματα. Στο πρόγραμμα N.I. LabVIEW έγινε επίσης και η ρύθμιση της δειγματοληψίας με το sample να ορίζεται στα 5000 Hz και το samples per channel στα 200.000 παίρνοντας με αυτόν τον τρόπο 200.000 σημεία σε δειγματοληψία 40 δευτερολέπτων με κάθε σημείο να απέχει από το επόμενο 0.0005 sec.

Τα είδη των txt αρχείων που ελήφθησαν ήταν τρία: στο πρώτο αναγραφόταν μόνο η διακύμανση της άνωσης σε N, στο δεύτερο καταγραφόταν η άνωση σε N σε μία στήλη και σε μία δεύτερη η διακύμανση της ταχύτητας σε Volts, ενώ τέλος στον τρίτο τύπο txt καταγραφόντουσαν και σε δύο στήλες η δύναμη άνωση σε N με τη διαφορά τους να βρίσκεται στο γεγονός ότι η δεύτερη στήλη αποτελούσε το σήμα που στελνόταν στο μεγάφωνο για την κίνηση του flap στην κατηγορία μετρήσεων feedback.

Από την επεξεργασία των δεδομένων υπολογίστηκαν οι στατιστικές τιμές Mean, Standard Deviation και Root Mean Square της διακύμανσης (RMS) και στη συνέχεια έγιναν διαγράμματα όπου έδειχναν την μεταβολή τους για κάθε διαφορετική περίπτωση. Επίσης κατασκευάστηκαν διαγράμματα τα οποία δείχνουν την μεταβολή της έντασης της τύρβης, της άνωσης και της ταχύτητας ανάλογα με την ταχύτητα της αεροσήραγγας, της συχνότητας κίνησης του flap αλλά και το είδος ροής.

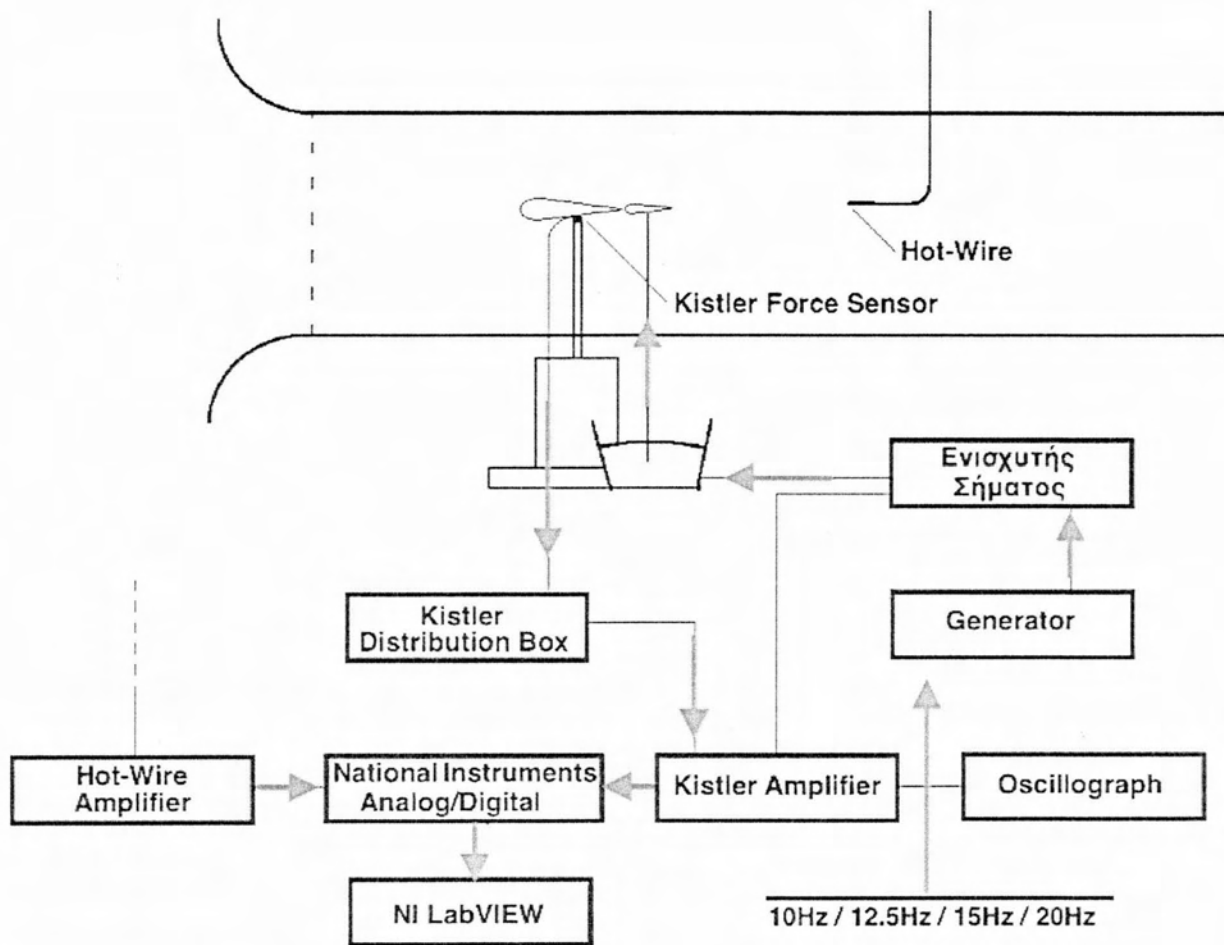
Από επεξεργασία των χρονοσειρών υπολογίστηκαν ακόμα το correlation coefficient άνωσης και ταχύτητας, η probability density function άνωσης και ταχύτητας, η κατανομή Gauss άνωσης και ταχύτητας καθώς και τα power και amplitude spectral density άνωσης και ταχύτητας. Τα προγράμματα που χρησιμοποιήθηκαν για την επεξεργασία των δεδομένων είναι τα εξής: Microsoft Excel, Numbers και Origin, ενώ χρησιμοποιήθηκε και η Fortran για τον υπολογισμό του correlation coefficient και των κατανομών Gauss και PDF.

Πρέπει να σημειωθεί ότι οι μετρήσεις για κάθε συνδυασμό γωνίας αεροτομής και flap σε κάθε κατηγορία μετρήσεων (feedback, γεννήτρια συχνοτήτων κλπ.) ήταν επαναληπτικές και όχι μοναδικές. Με αυτό τον τρόπο εξασφαλίστηκε μεγαλύτερη βεβαιότητα για σωστή μέτρηση αλλά και αποφεύχθηκε όσο ήταν δυνατόν το ποσοστό λάθους της μέτρησης που προκαλούνταν από εξωτερικούς παράγοντες όπως για παράδειγμα η μη σταθερή διέλευση των οχημάτων γύρω από τον χώρο του πανεπιστημίου όπου βρίσκεται η αεροσήραγγα που αναπόφευκτα επηρέαζαν τις μετρήσεις. Πρέπει να σημειωθεί ακόμα ότι στα διαγράμματα της μεταβολής του RMS χρησιμοποιήθηκε ο μέσος όρος των RMS όλων των μετρήσεων που σχετίζονται με τη συγκεκριμένη μέτρηση.

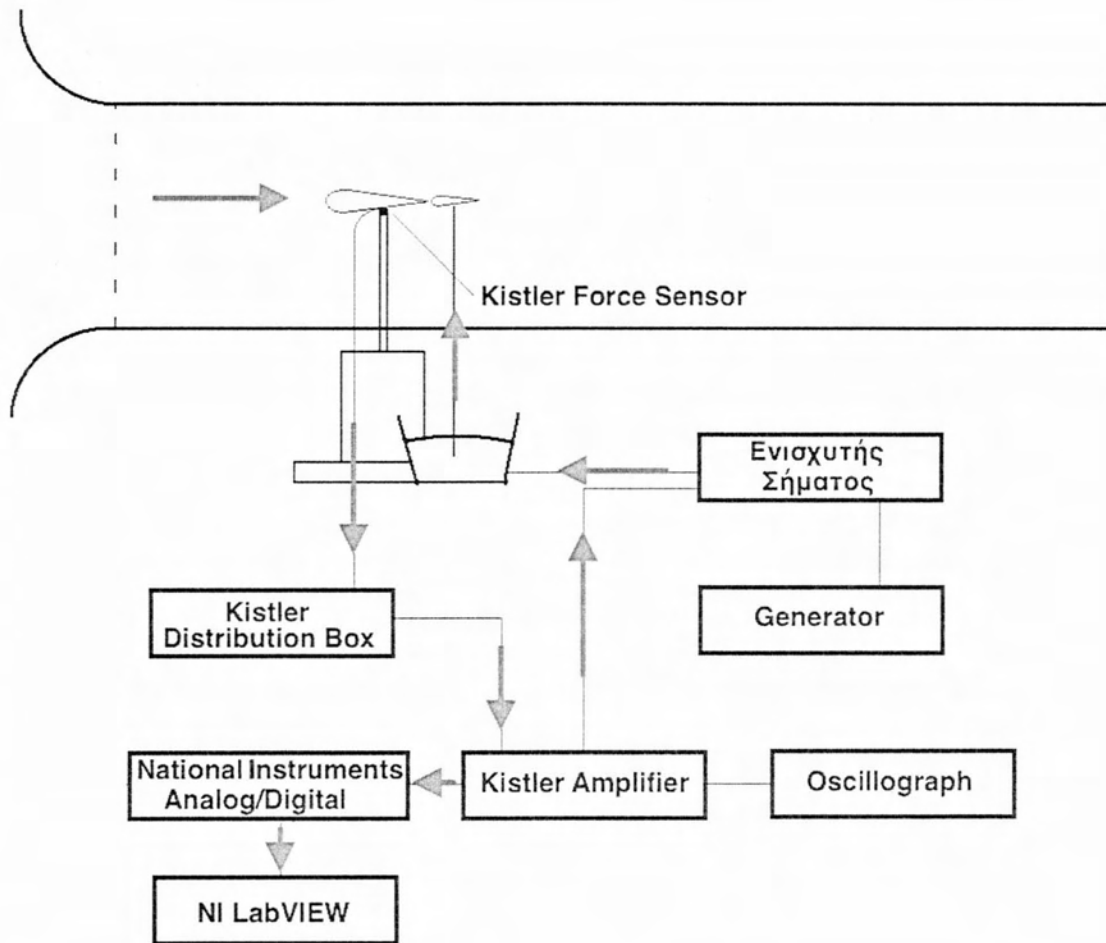
Στο επόμενο κεφάλαιο γίνεται λεπτομερής παρουσίαση όλων των διαγραμμάτων που αναφέρθηκαν πιο πάνω.

3.16 Γραφική Αναπαράσταση των κατηγοριών των Πειραμάτων.

Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως τα πειράματα χωρίστηκαν σε δύο βασικές κατηγορίες με βάση την κίνηση που κάνει το flap: α) ημιτονοειδή κίνηση για διάφορες τιμές συχνότητας της γεννήτριας συχνοτήτων και β) μη περιοδική κίνηση που εξαρτάται άμεσα από την ροή. Η πρώτη κατηγορία ονομάστηκε Generator ενώ η δεύτερη Feedback. Παρακάτω παρουσιάζονται ο τρόπος που λειτουργούν τα δύο αυτά συστήματα.



Εικόνα 3.18 Κατηγορία πειραμάτων Generator



Εικόνα 3.19. Κατηγορία πειραμάτων Feedback

4. Αποτελέσματα – Σχολιασμός

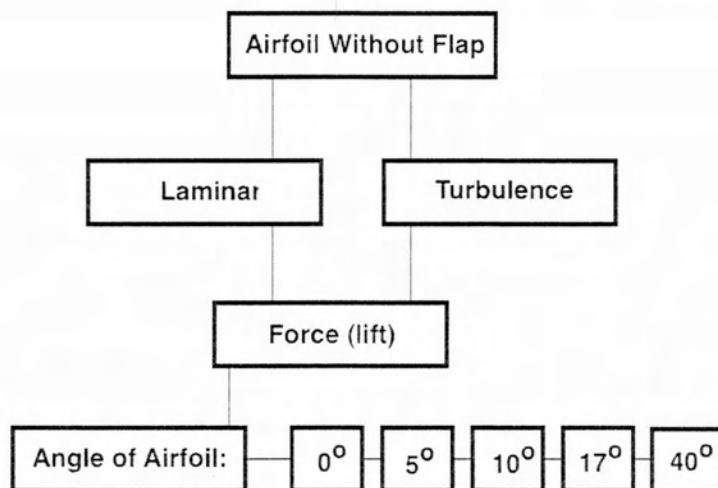
4.1 Εισαγωγή

Σε αυτό το κεφάλαιο γίνεται η παρουσίαση, ο σχολιασμός και η σύγκριση με τη βιβλιογραφία, όπου είναι δυνατό, των αποτελεσμάτων των πειραμάτων και αφορά την μελέτη της ασταθούς άνωσης της αεροτομής και του flap και της ταχύτητας στο απόρευμα του flap.

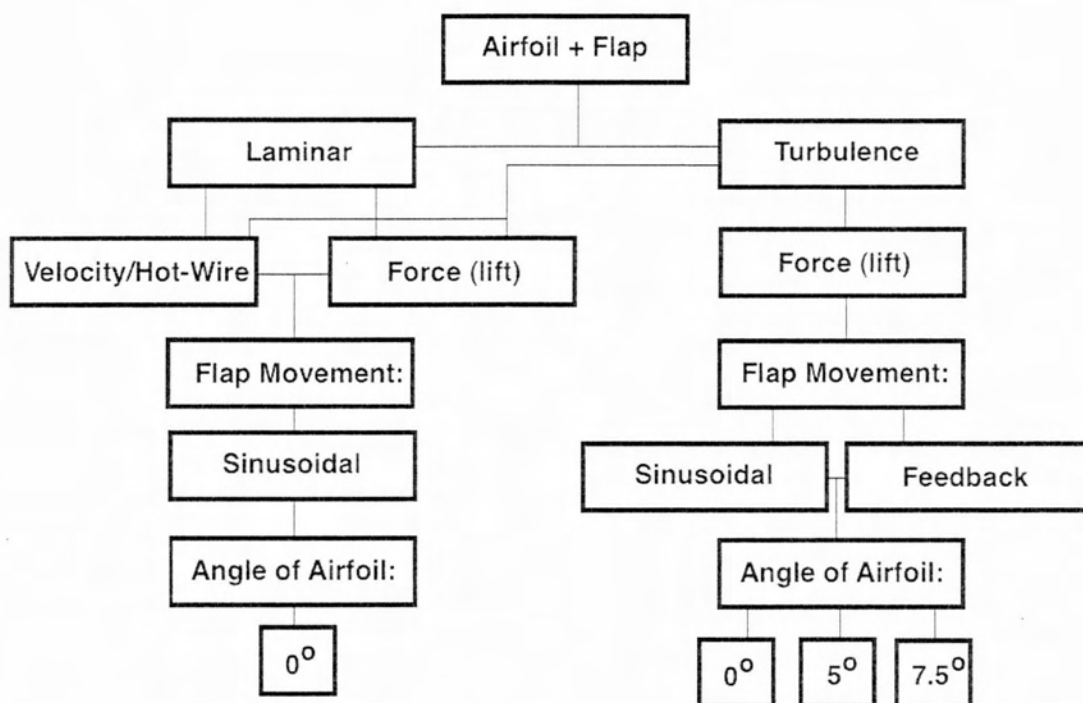
Κύριος στόχος των αποτελεσμάτων είναι να δοθεί μια ένδειξη για το πως η κίνηση του flap επηρεάζει την ασταθή άνωση και συντελεί ή όχι στην αύξηση ή στην μείωση της. Από τα διαγράμματα που σχετίζονται με την ταχύτητα μπορούν να βγουν χρήσιμα συμπεράσματα για το είδος της ροής που επικρατεί στο απόρευμα του flap. Οι μετρήσεις των πειραμάτων αφορούν δύο είδη ροής: τη στρωτή ροή και τη τυρβώδη ροή, με ίδια μέση ταχύτητα ροής 12m/s, και επικεντρώνονται κυρίως στη δεύτερη.

Τα κύρια πειράματα μπορούν να χωριστούν σε 2 κύριες φάσεις. Στη πρώτη φάση ανήκουν οι μετρήσεις στις οποίες το flap εκτελεί ημιτονοειδή κίνηση με συχνότητες κίνησης 0Hz, 10Hz, 12.5Hz, 15Hz και 20Hz για ταχύτητα ροής 12.5 m/s. Στη δεύτερη κύρια φάση ανήκουν τα πειράματα στα οποία το flap κάνει μη περιοδική κίνηση. Οι μετρήσεις στη δεύτερη φάση διεξήχθησαν με τη συχνότητα αεροσήραγγας να κυμαίνεται από 50Hz μέχρι 30Hz με βήμα 5Hz. Σε αυτή τη φάση η κίνηση του flap χωρίζεται σε δύο κατηγορίες: η πρώτη έχει ονομαστεί PHASE και πήρε το όνομα της από το γεγονός ότι το σήμα που παίρνει ο ενισχυτής σήματος από τη τυρβώδη ροή είναι σε φάση με αυτό που στέλνει στο μεγάφωνο, η δεύτερη κατηγορία κίνησης ονομάστηκε 180 λόγω του ότι το σήμα στον ενισχυτή και αυτό που στέλνεται στο μεγάφωνο είναι σε 180° φάση.

Σχηματική Απεικόνιση Πειραμάτων



Εικόνα 4.1, Α-μέρος πειραμάτων



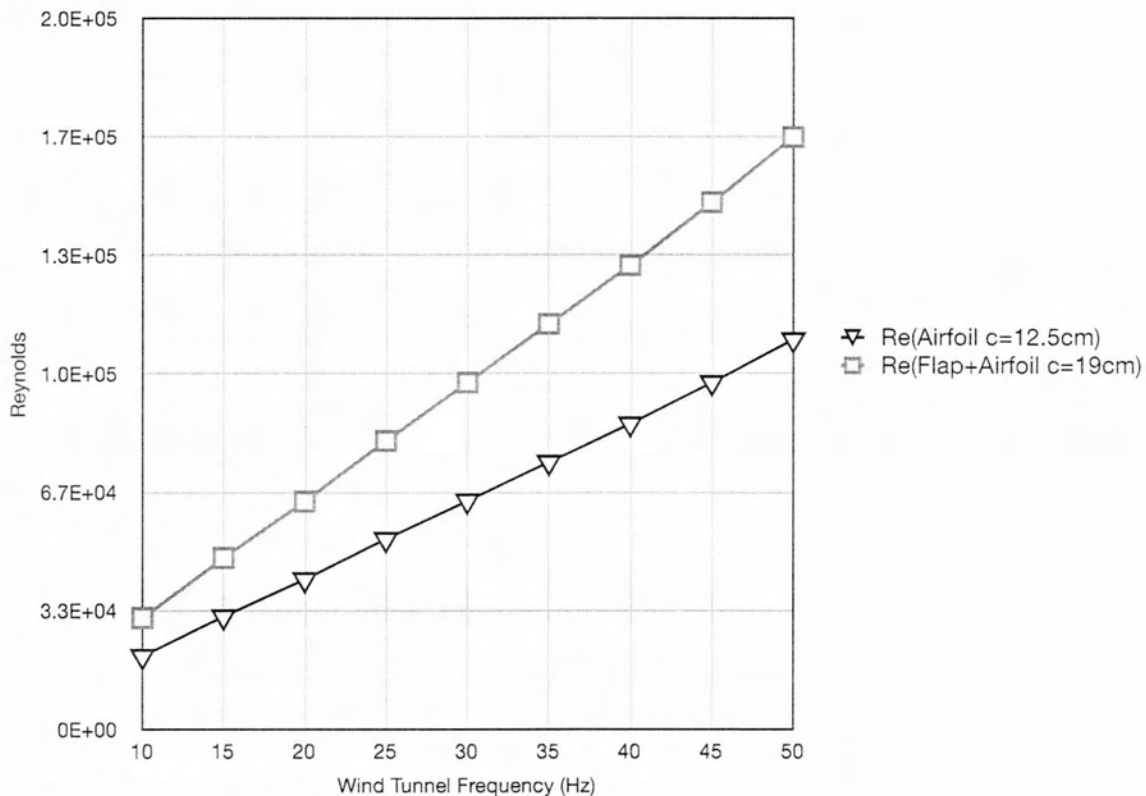
Εικόνα 4.1, Β-μέρος πειραμάτων

Εύρος γωνιών

Το flap κατά τη διάρκεια της πρώτης φάσης των πειραμάτων εκτελούσε περιοδική κίνηση και το εύρος γωνιών του flap εξαρτιόταν από τη συχνότητα κίνησης του, για συχνότητα 20Hz το εύρος γωνίας ήταν $\delta_{\max} = \pm 2^\circ$, στα 15Hz το εύρος ήταν $\delta_{\max} = \pm 3.07^\circ$, για συχνότητα 12.5Hz το εύρος ήταν $\delta_{\max} = \pm 6.6^\circ$ ενώ τέλος για συχνότητα 10Hz το εύρος μεγάλωνε κατά πολύ και έφτανε $\delta_{\max} = \pm 25.384^\circ$. Στη δεύτερη φάση των πειραμάτων στα 50 Hz το flap είχε εύρος γωνίας $\delta_{\max} = \pm 4.1^\circ$ και μειωνόταν σταδιακά μέχρι τις $\pm 2.04^\circ$ στα 30Hz.

4.2 Αριθμός Reynolds

Πριν ξεκινήσει η παρατήρηση των αποτελεσμάτων πρέπει πρώτα να γίνουν γνωστές οι συνθήκες στις οποίες έγιναν τα πειράματα. Μια πολύ σημαντική πληροφορία για τη ρευστομηχανική και την αεροδυναμική είναι ο αριθμός Reynolds. Λαμβάνοντας υπόψη τις διαστάσεις της αεροτομής και το εύρος ταχύτητας της αεροσήραγγας κατασκευάστηκε το παρακάτω διάγραμμα που παρουσιάζει το εύρος του αριθμού Reynolds.



Διάγραμμα 4.2.1 Αριθμός Reynolds.

Από το διάγραμμα καταλαβαίνουμε ότι βρισκόμαστε στην κατηγορία των προβλημάτων χαμηλού αριθμού Reynolds καθώς για συχνότητα αεροσήραγγας 50 Hz ο αριθμός Reynolds είναι $Re_{Airfoil} = U * c / \nu = 109,583$. Με τη προσθήκη του flap παρατηρούμε μια μικρή αύξηση του αριθμού Reynolds: $Re_{Flap+Airfoil} = U_{\infty} * (C_{Airfoil} + C_{flap}) / \nu = 166,567$, όπως είναι λογικό παραμένοντας πάντα σε χαμηλά επίπεδα.

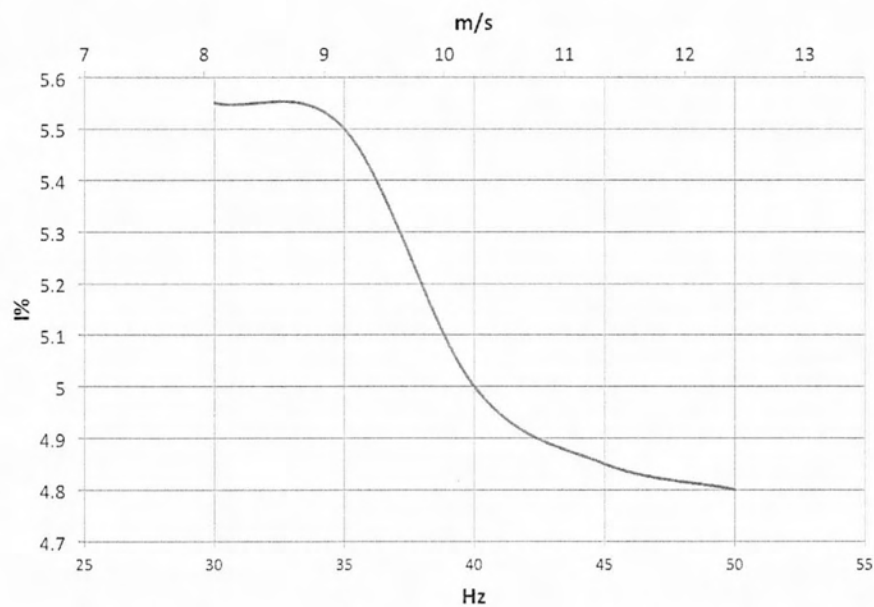
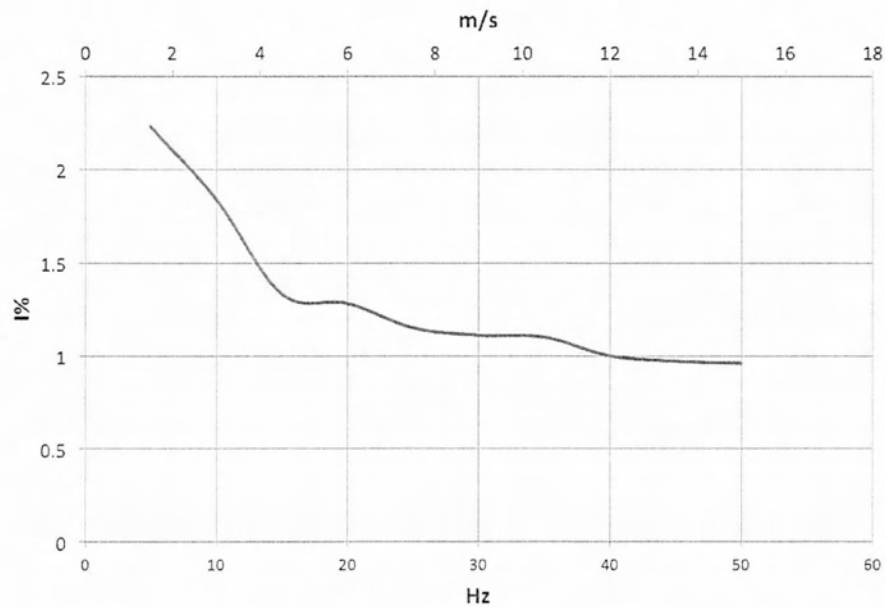
4.3 Ένταση Τύρβης Στρωτής και Τυρβώδης Ροής

Μια άλλη πληροφορία που πρέπει να γίνει γνωστή πριν αρχίσει η μελέτη των αποτελεσμάτων είναι η ένταση τύρβης της ροής στην οποία έγιναν τα πειράματα. Όπως αναφέρθηκε πιο πάνω δύο ήταν τα είδη ροών στα οποία έγιναν μετρήσεις: στρωτή και τυρβώδης ροή (με τη χρήση πλέγματος). Τα παρακάτω διαγράμματα (4.3.1 και 4.3.2) κάνουν μια αναλυτική παρουσίαση της

έντασης της τύρβης για κάθε ταχύτητα της αεροσήραγγας και για κάθε είδος ροής.

Η ένταση της τύρβης δίνεται από τον εξής τύπο:

$$I = \frac{U_{RMS}}{U_{mean}}$$



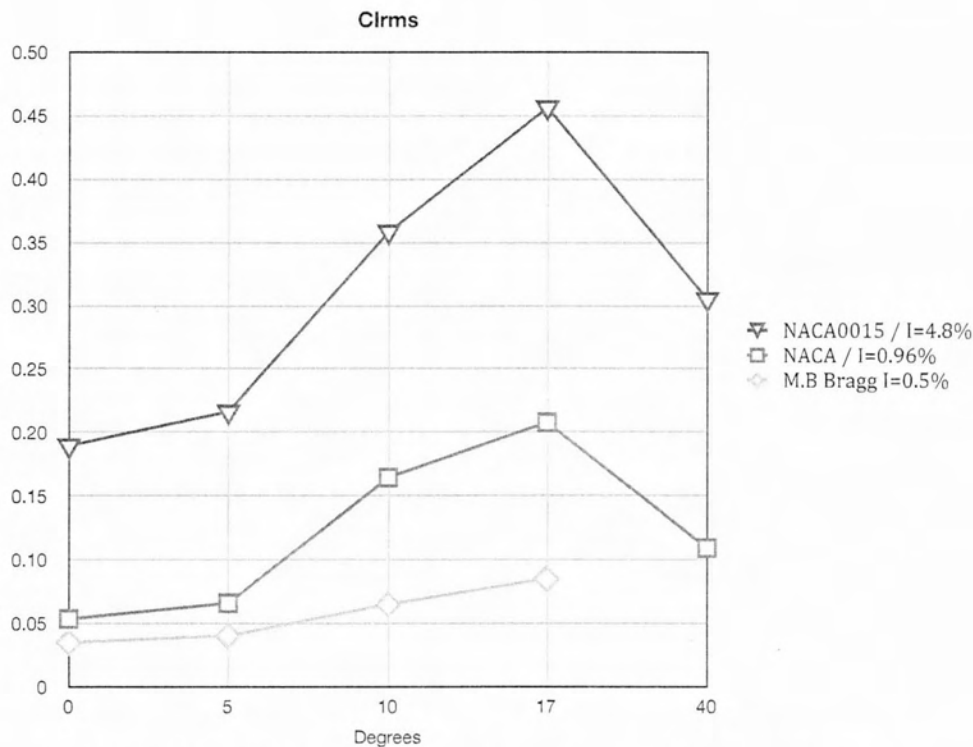
Διαγράμματα 4.3.1,4.3.2 Μεταβολή Έντασης Τύρβης για στρωτή και τυρβώδη ροή αντίστοιχα.

Για τη στρωτή ροή η ένταση τύρβης θεωρείται χαμηλή στα 50 Hz συχνότητα της αεροσήραγγας και είναι ίση με 0.96%. Αντίθετα στη ροή με το πλέγμα τοποθετημένο στα 50 Hz αεροσήραγγας η ένταση τύρβης χαρακτηρίζεται ως μέτρια 4.8% και στα 30 Hz πάλι ως μέτρια 5.55%.

4.4 Αποτελέσματα Μετρήσεων για τη NACA 0015

Μετρήσεις έγιναν και πριν την τοποθέτηση του flap ώστε να μετρηθεί η ασταθής άνωση της αεροτομής NACA 0015 σε 5 διαφορετικές γωνίες: στις 0° 5° 10° 17° και 40° ώστε να γίνει μια πρώτη σύγκριση με τη βιβλιογραφία.

4.4.1 Μεταβολή Ασταθούς Άνωσης



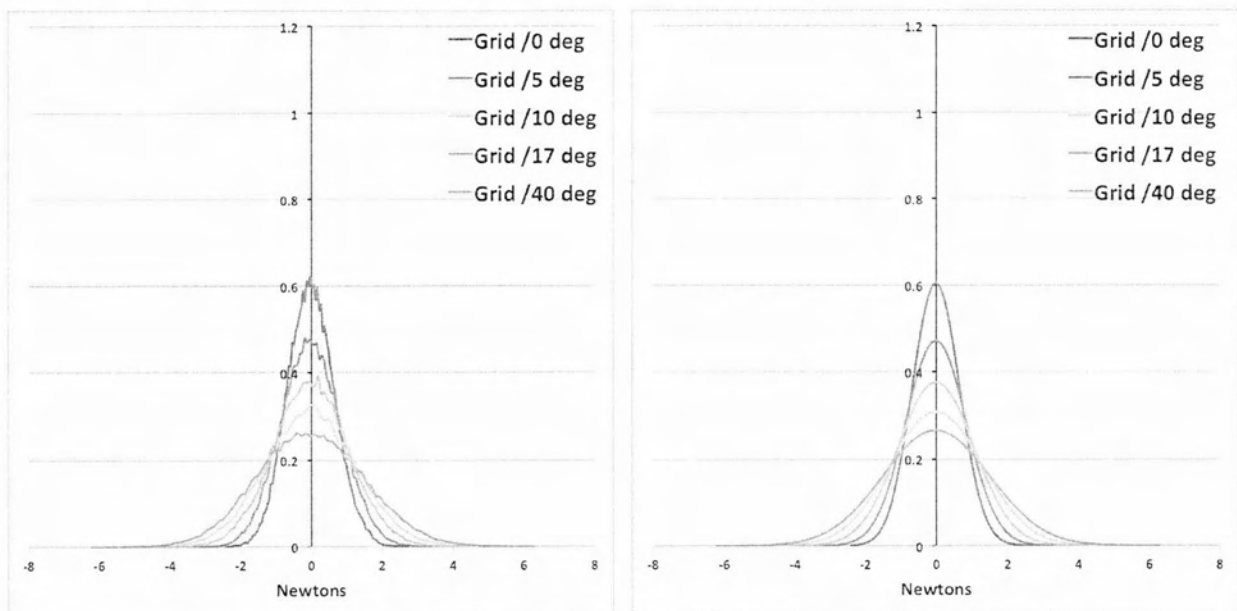
Διάγραμμα 4.4.1.1. Μεταβολή $C_{L,Rms}$ ανάλογα με τη γωνία προσβολής της πτέρυγας.

Στο παραπάνω διάγραμμα 4.4.1.1 φαίνεται η μεταβολή του συντελεστή άνωσης RMS ανάλογα με τη γωνία της αεροτομής σε τυρβώδη ροή και σε στρωτή ροή. Παρατηρείται ότι και για τα δύο είδη ροών υπάρχει αύξηση του συντελεστή άνωσης μέχρι τις 17° . Από τις 0° στις 5° και για τις δύο τις ροές είναι φανερό ότι ο συντελεστής άνωσης έχει αμελητέα αύξηση κάτι που επιβεβαιώνεται και από τα πειράματα που έκαναν οι M.B. Bragg, A.P. Broeren, and L.A. Blumenthal για τη συμμετρική αεροτομή NACA 0012 σε στρωτή ροή. Στις 10° και 17° ο συντελεστής αυξάνεται απότομα και στις 40° υποχωρεί. Γενικά τα πειράματα στην αεροτομή NACA 0015 και στην NACA 0012 παρουσιάζουν ομοιότητες στην κλίση του συντελεστή άνωσης, η διαφορά τους όμως βρίσκεται στο μέγεθος του συντελεστή καθώς στα πειράματα για τη NACA 0012 ο συντελεστής $C_{L,Rms}$ έχει χαμηλότερο μέγεθος. Γενικά, η διαφορά των δύο αεροτομών στις αεροδυναμικές ιδιότητες τους είναι πολύ μικρή και δεν δικαιολογεί τη διαφορά αυτή στις καμπύλες $C_{L,Rms}$. Η διαφορά αυτή μπορεί να οφείλεται είτε στην διαφορά της έντασης τύρβης που είναι 0.5% είτε στον αριθμό Re οποίος για τα

πειράματα στη NACA 0012 είναι μια τάξη μικρότερος είτε σε εξωτερικούς παράγοντες που επηρέασαν τις μετρήσεις. Το σημαντικό είναι όμως ότι επιβεβαιώνεται η κλίση της καμπύλης.

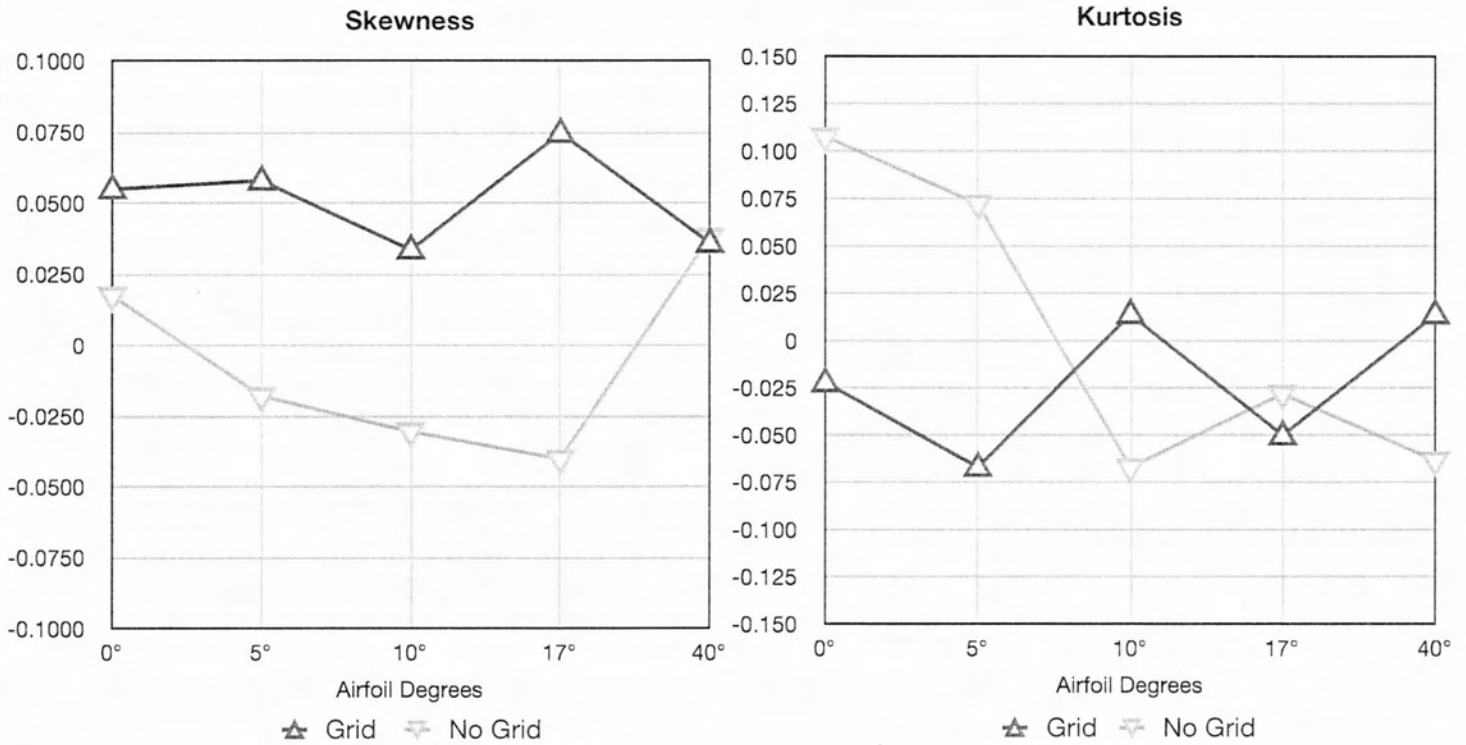
4.4.2 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Δύναμης

Στα παρόν υποκεφάλαιο παρατίθενται διαγράμματα Probability Density Function PDF και Gauss της άνωσης, από τα οποία θα μπορέσουμε να αντλήσουμε χρήσιμα συμπεράσματα. Τα διαγράμματα PDF χρησιμοποιούνται αντί της χρονοσειράς καθώς δίνουν ακριβώς την ίδια πληροφορία για το εύρος των τιμών. Θα γίνει σύγκριση επίσης με το αντίστοιχο διάγραμμα Gauss ώστε να γίνουν αντιληπτά τα χαρακτηριστικά της τύρβης. Ακόμα θα αναφερθούν και οι ποσότητες kurtosis (K) και Skewness (S) ώστε να δοθεί μια καλύτερη εκτίμηση για τις κατανομές.

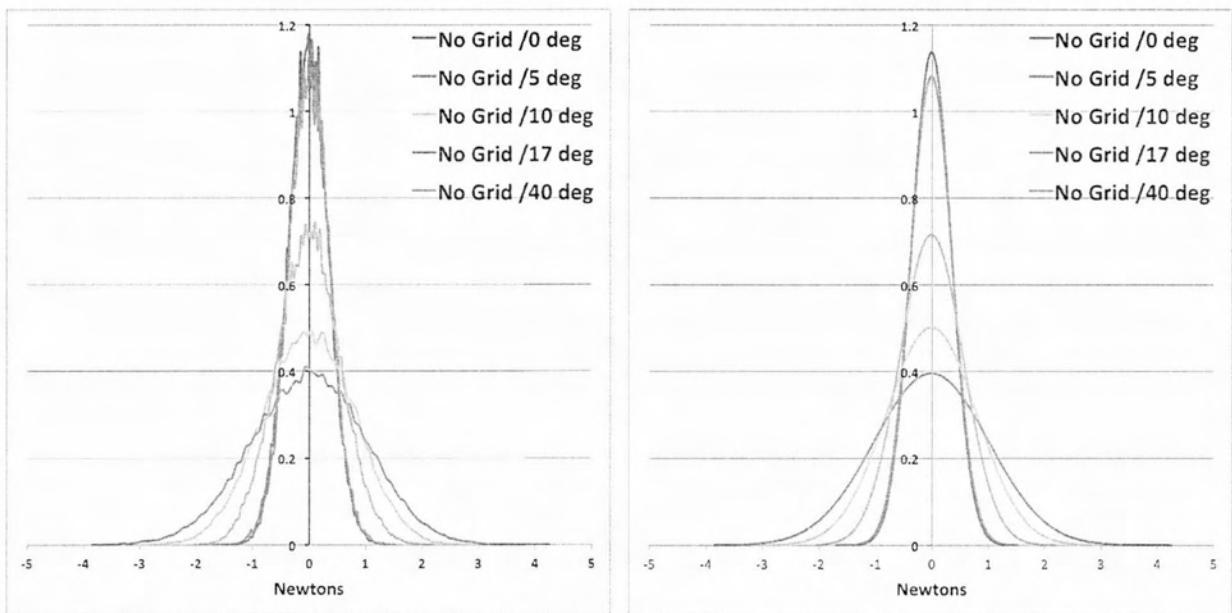


Διαγράμματα 4.4.2.1, 4.4.2.2 Κατανομές PDF και Gauss για την αεροτομή στις $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 17^\circ$ και 40° σε τυρβώδες πεδίο.

Το πρώτο πράγμα που καταλαβαίνουμε από τη σύγκριση των δύο παραπάνω διαγραμμάτων είναι ότι για κάθε γωνία προσβολής της αεροτομής τα διαγράμματα PDF και Gauss σχεδόν ταυτίζονται. Αυτό το στοιχείο μας οδηγεί στο συμπέρασμα ότι η τύρβη, στη συγκεκριμένη περίπτωση τύρβη έντασης 4.8%, που διαταράσσει την αεροτομή έχει αναπτυχθεί πλήρως και είναι ομοιογενής, όποτε η άνωση επηρεάζεται πλήρως από την τύρβη. Όλες οι καμπύλες είναι συμμετρικές καθώς το Skewness για όλες τις γωνιές υπολογίστηκε πολύ κοντά στο 0. Επίσης, η τιμή kurtosis για όλες τις τιμές υπολογίστηκε πολύ κοντά στο 0 γεγονός που υποδηλώνει ότι οι κατανομές τείνουν να είναι ταυτόσημες με τις Gauss κατανομές.



Διαγράμματα 4.4, 4.4 Τιμές Skewness και Kurtosis



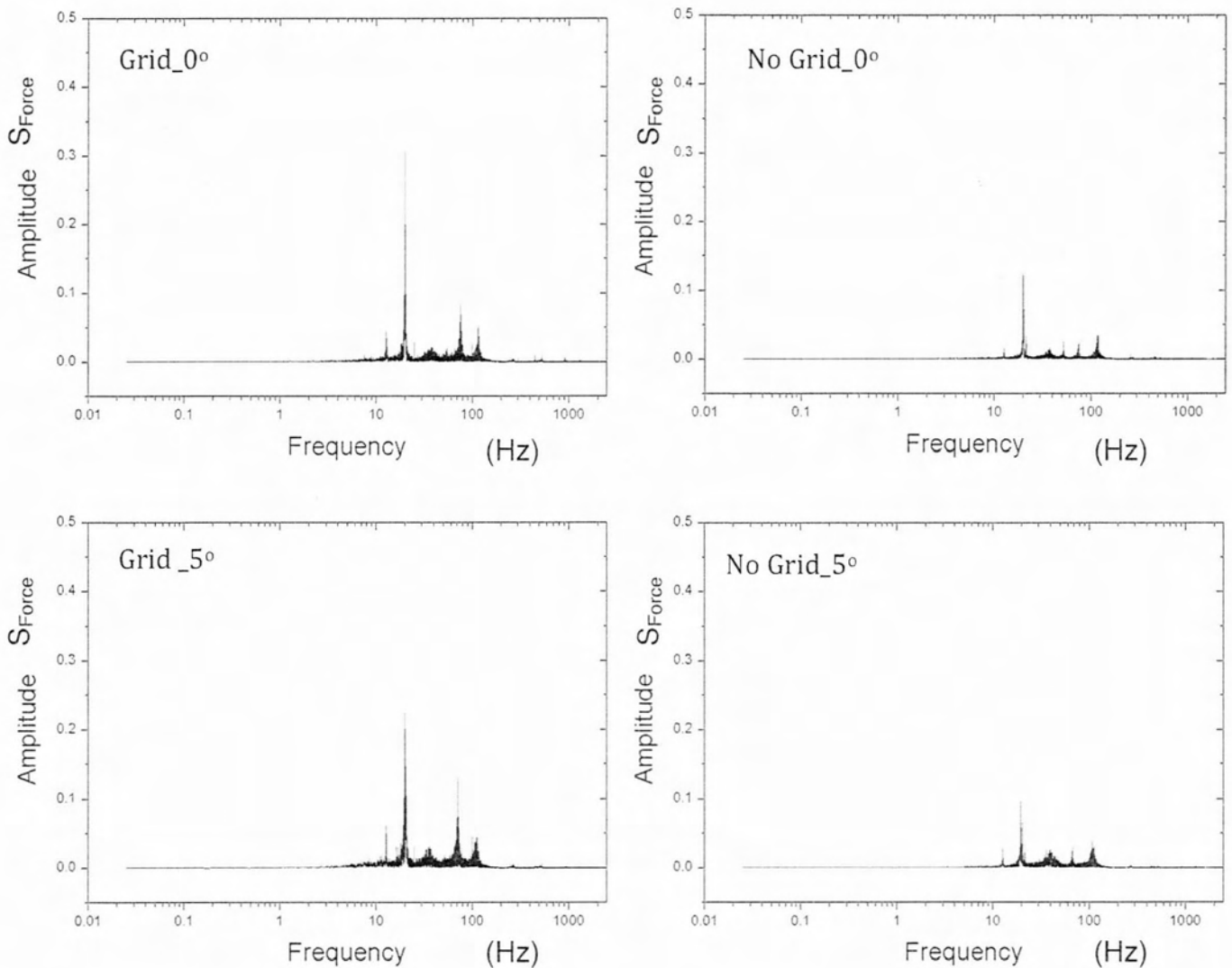
Διαγράμματα 4.4.2.3, 4.4.2.4 Κατανομές PDF και Gauss για την αεροτομή στις 0°, 5°, 10°, 17° και 40° σε στρωτή ροή.

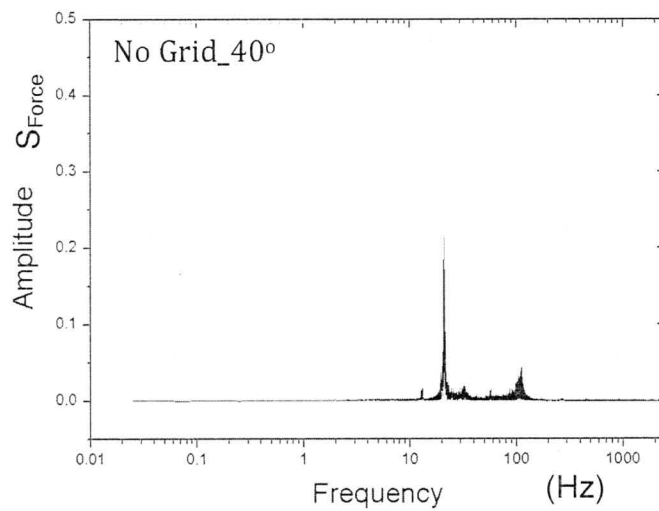
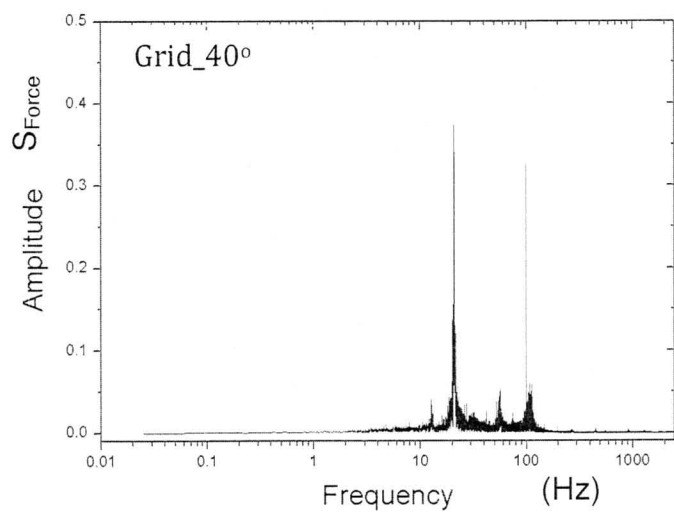
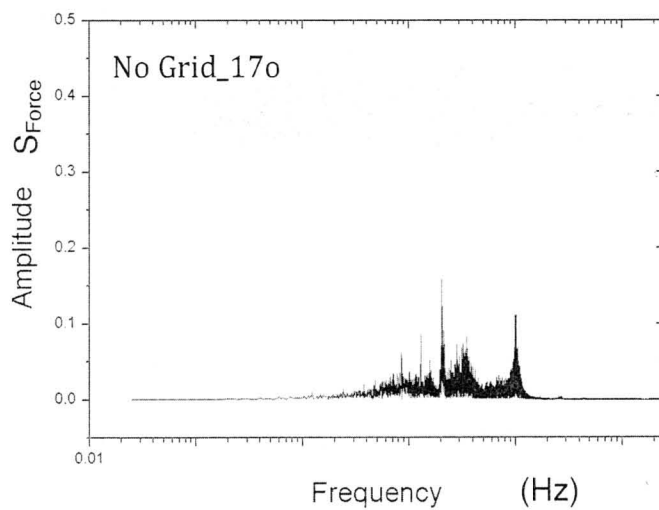
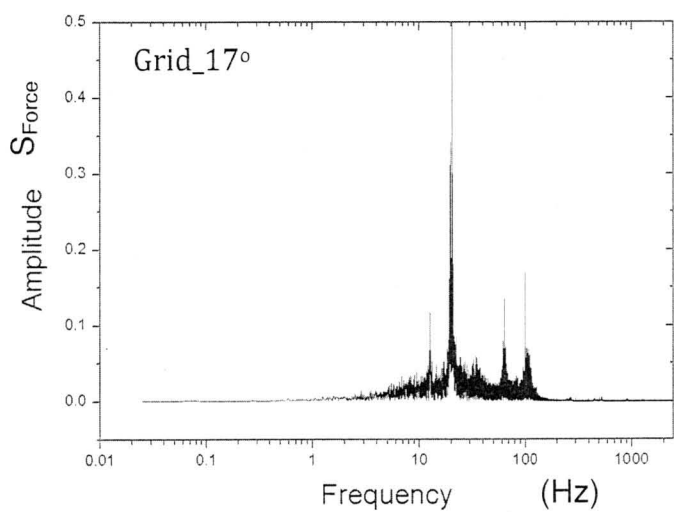
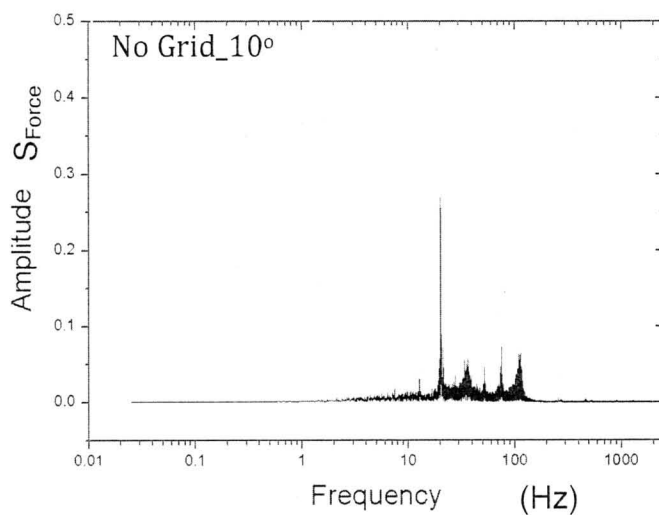
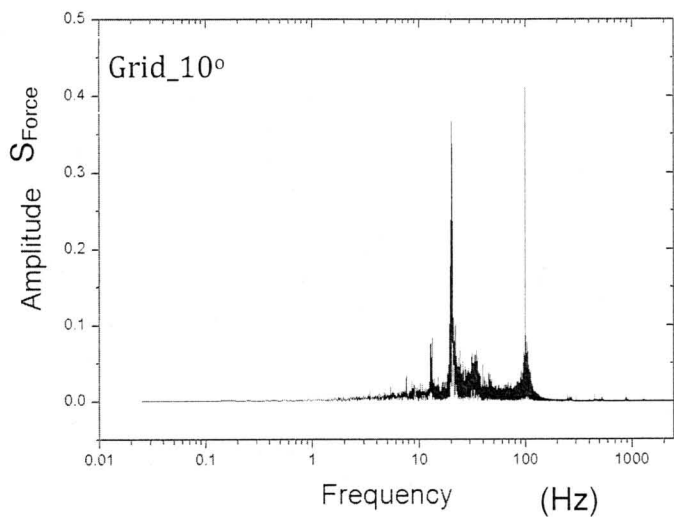
Οι κατανομές πιθανότητας για τη στρωτή ροή διαφέρουν με αυτές στην τυρβώδη ροή. Παρατηρείται όμως ότι οι κατανομές PDF και Gauss σχεδόν ταυτίζονται. Οι τιμές Skewness υπολογίστηκαν όλες πολύ κοντά στο 0 οπότε οι κατανομές είναι πολύ κοντά σε συμμετρική μορφή. Από τον υπολογισμό της τιμής Kurtosis διαπιστώνουμε ότι για τις 0° και 5° η τιμή K είναι θετική λίγο πιο πάνω από το 0 όμως οπότε η κατανομή πλησιάζει να γίνει super-Gaussian. Αυτό

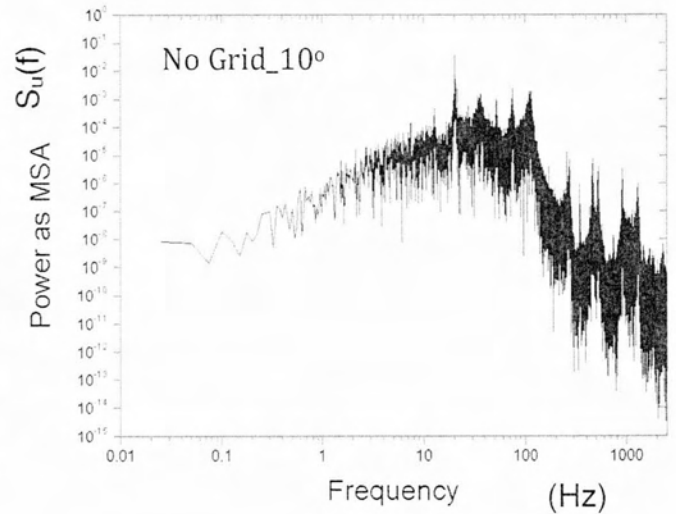
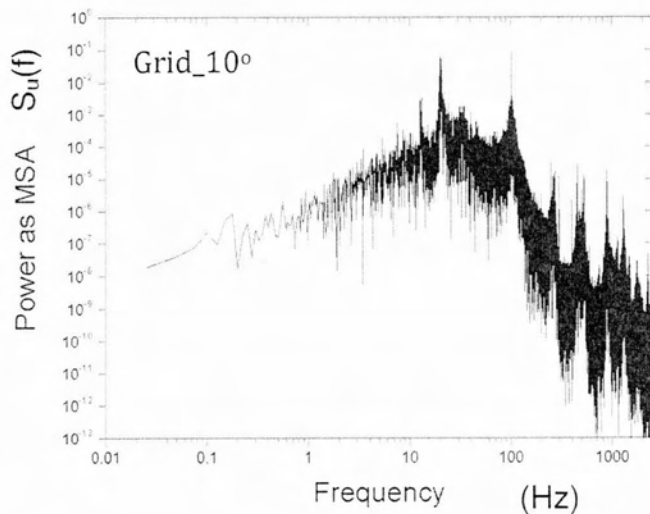
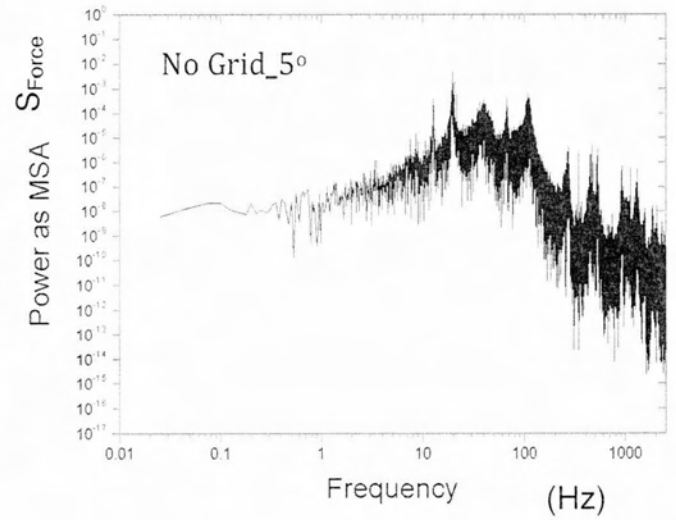
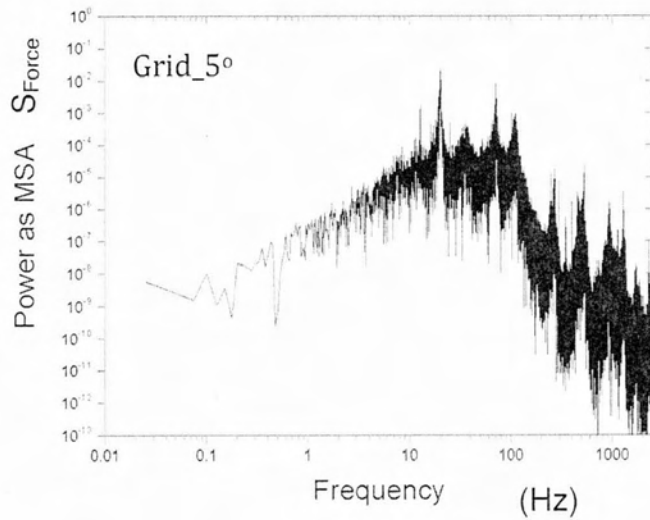
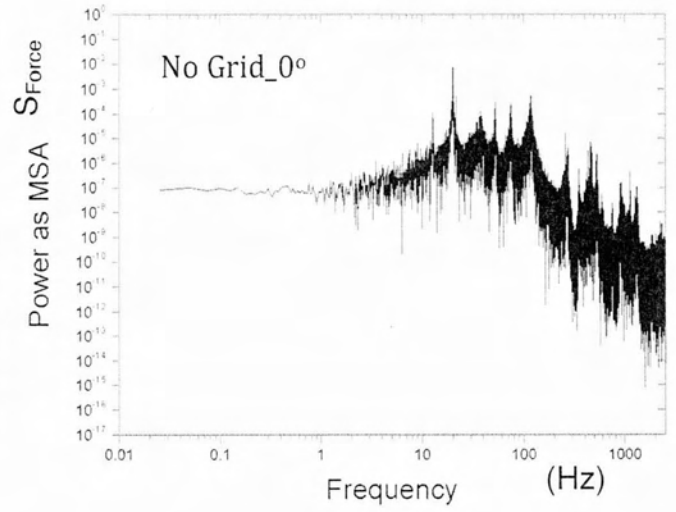
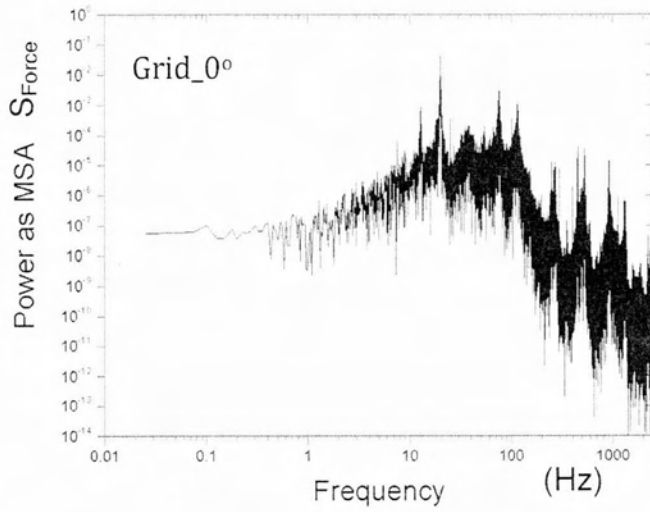
ισχύει γιατί η ροή είναι στρωτή και όχι τυρβώδης. Στις υπόλοιπες γωνίες παρ' ότι η ροή είναι στρωτή οι δίνες πάνω στην πτέρυγα δημιουργούν Gaussian κατανομές

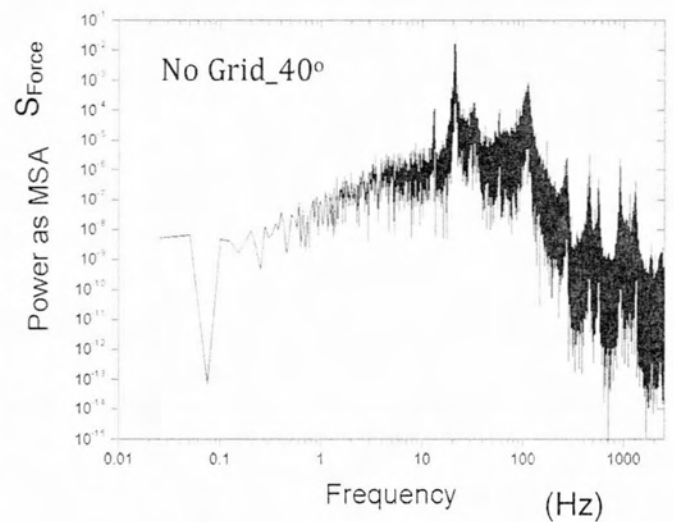
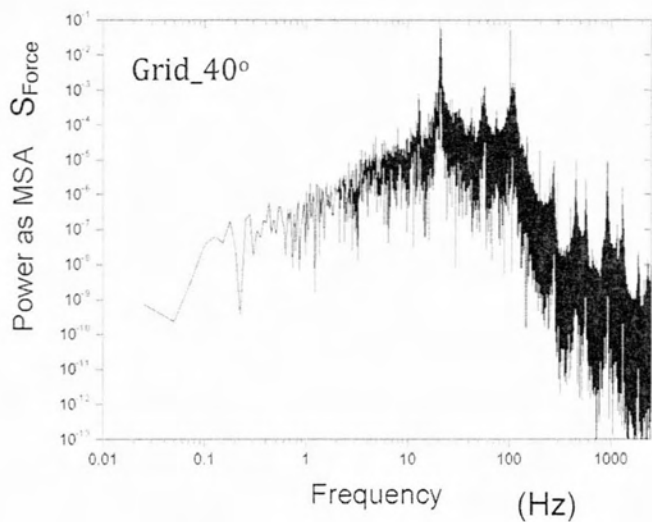
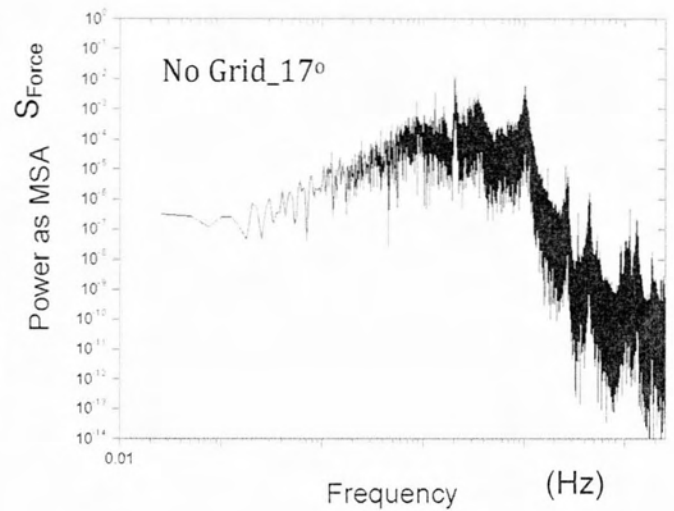
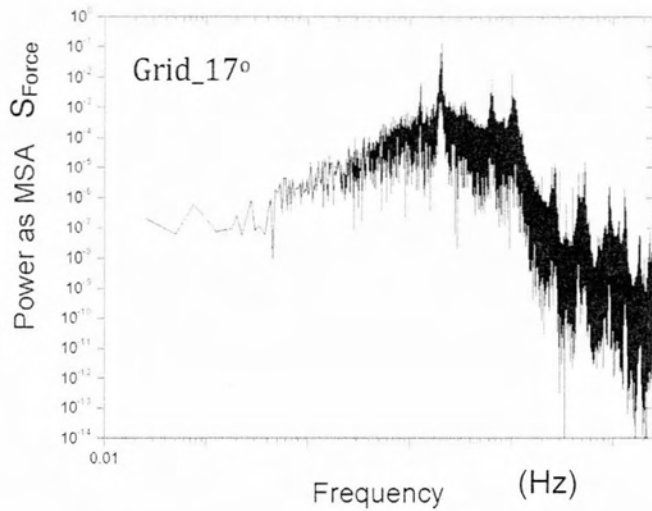
4.4.3 Power - Amplitude spectral density Δύναμης

Πριν προχωρήσουμε στην μελέτη και σχολιασμό των διαγραμμάτων φασμάτων Power και Amplitude της ασταθής άνωσης υπενθυμίζεται ότι η μεγαλύτερη τιμή του φάσματος της άνωσης ονομάζεται 1^η αρμονική. Πολλές φορές την 1^η αρμονική ακολουθεί η 2^η που τις περισσότερες φορές έχει την διπλάσια συχνότητα της πρώτης και συνήθως μικρότερη τιμή. Εκτός από την 2^η αρμονική, είναι πολύ πιθανό να ακολουθούν και άλλες αρμονικές.









Στην αριστερή λίστα των φασμάτων βρίσκονται τα Power και Amplitude Spectral τα οποία αναφέρονται στις μετρήσεις με το πλέγμα τοποθετημένο ενώ στη δεξιά στήλη σε μετρήσεις χωρίς το πλέγμα. Σε όλες τις γωνίες προσβολής παρατηρείται ότι η μεγαλύτερη κορυφή του φάσματος είναι υψηλότερη όταν το grid είναι τοποθετημένο. Σε όλες τις περιπτώσεις όμως η κορυφή του φάσματος, βρίσκεται σχεδόν παντού στα 20Hz γεγονός που οδηγεί στο συμπέρασμα ότι πρόκειται για σημαντικό εσωτερικό θόρυβο που προκαλείται από άγνωστο παράγοντα, και θα μπορούσε να είναι ακόμα και η στήριξη της αεροτομής.

Για την περίπτωση που το πλέγμα είναι τοποθετημένο στις 0° παρατηρούνται πολλές μικρές κορυφές, με τις κυριότερες να βρίσκονται στα 12Hz, στα 80Hz και στα 100Hz. Στις 5° συναντάμε τις ίδιες αρμονικές στα ίδια σημεία με αυτές στις 0° με τη διαφορά ότι αυτή τη φορά είναι πιο έντονες. Στις 10° γωνία προσβολής η κορυφή βρίσκεται στα 100Hz η δεύτερη μεγαλύτερη βρίσκεται στα 20Hz. Στις 17° η κορυφή επιστρέφει στα 20Hz ενώ σημαντικές κορυφές βρίσκονται και στα 100Hz, στα 80Hz και στα 12Hz. Τέλος στις μετρήσεις με το πλέγμα τοποθετημένο, στις 40° η μεγαλύτερη κορυφή βρίσκεται στα 20Hz αλλά στα 100Hz βρίσκεται εξίσου μια μεγάλη αρμονική. Στην περίπτωση της στρωτής

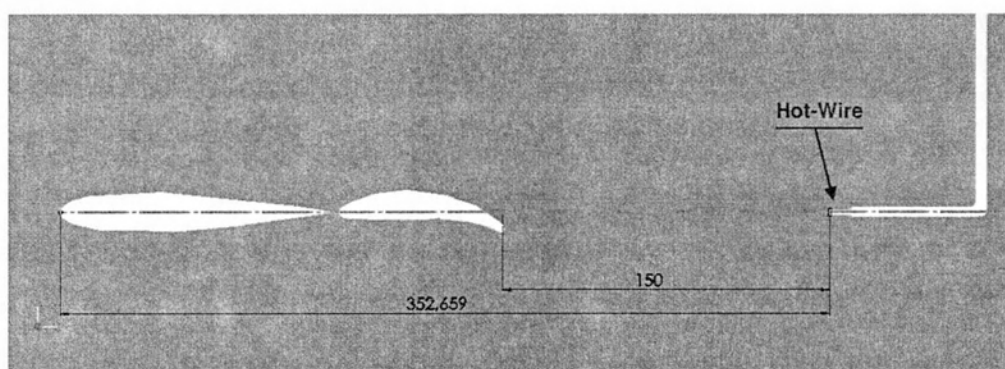
ροής, όπως προαναφέρθηκε, η 1^η αρμονική για όλες τις γωνίες προσβολής βρίσκεται στα 20Hz. Σημαντικές άλλες αρμονικές συναντάμε επίσης στα 100Hz, στα 80Hz και στα 12Hz.

Και για τα δύο είδη ροών παρατηρούμε ότι στις 17° το φάσμα έχει πολλές διακυμάνσεις και αυτό συνδέεται με το γεγονός ότι στις 17° καταγράφηκε η μεγαλύτερη τιμή της L_{RMS} . Η γενική εικόνα των φασμάτων μπορεί να είναι ότι πρόκειται για πολύ 'θορυβώδη' αποτελέσματα δηλαδή οι συνθήκες μέτρησης μπορεί να μην ήταν ιδανικές, όμως μας επιτρέπουν να πάρουμε μία καλή εικόνα για την μεταβολή της ασταθούς άνωσης.

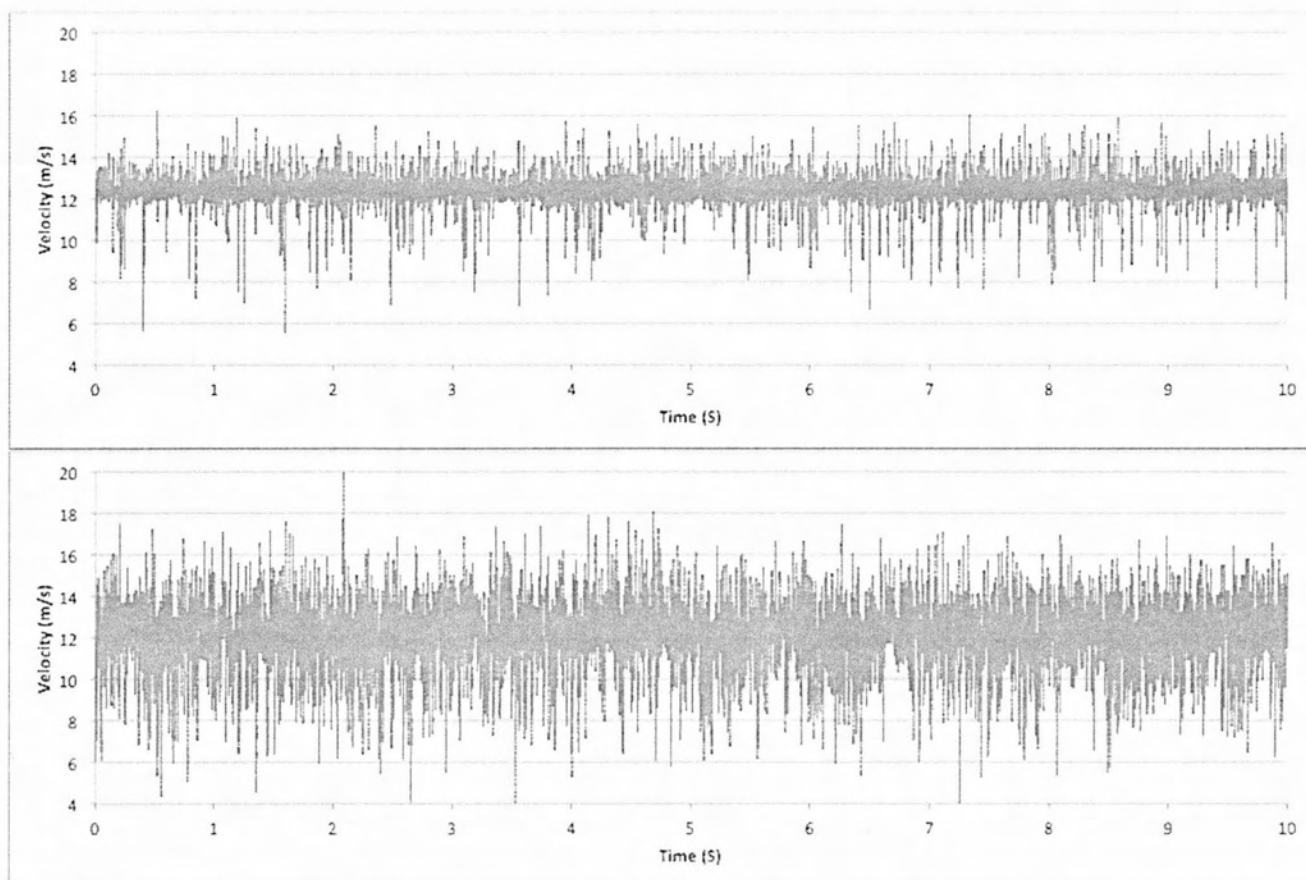
Από τα διαγράμματα Power Spectral Density, τα οποία είναι σε λογαριθμική κλίμακα, γίνεται φανερό ότι προβλέπεται η θεωρία ανάλυσης του Kolmogorov για τη τυρβώδη ροή η οποία προβλέπει κλίση φάσματος $-5/3$ για τη διάσπαση της ροής.

4.5 Αποτελέσματα Μετρήσεων Ταχύτητας για τη NACA 0015 με ημιτο-νοειδή κίνηση flap.

Στο παρόν υποκεφάλαιο γίνεται παρουσίαση των μετρήσεων και σχολιασμός των αποτελεσμάτων που αφορούν τις μετρήσεις της ταχύτητας στο απόρευμα του flap οι οποίες έγιναν με τη χρήση Hot-Wire, τοποθετημένο περίπου 15 cm πίσω από το flap για γωνία προσβολής της αεροτομής 0°. Οι μετρήσεις αυτές μας δίνουν χρήσιμες πληροφορίες για την κίνηση του flap αλλά και πως η επηρεάζει την ροή στο απόρευμα το flap. Επίσης γίνεται στατιστική ανάλυση της ταχύτητας ροής και παρατίθενται διαγράμματα όπου δείχνουν τη μεταβολή της ταχύτητας και της έντασης της τύρβης. Παρατίθενται ακόμα φάσματα ταχύτητας, κατανομές PDF και Gauss και τέλος συντελεστές αυτό-συσχέτισης. Στην εικόνα 4.5.1 φαίνεται η ακριβής θέση στην οποία το Hot-Wire μετρούσε την ταχύτητα. Επίσης, στις εικόνες 4.5.2 και 4.5.3 παρουσιάζονται δύο χρονοσειρές που μετρήθηκαν στην αεροσήραγγα, η μια σε τυρβώδη και η άλλη σε στρωτή ροή.



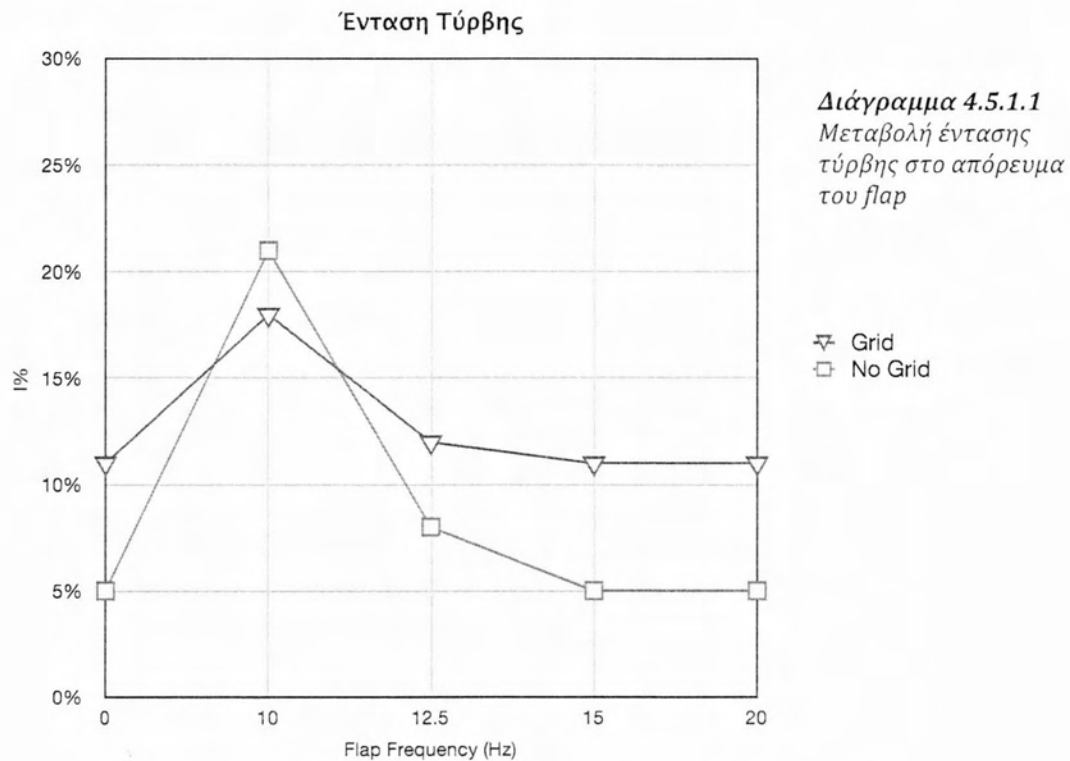
Εικόνα 4.5.1 Μεταβολή έντασης τύρβης στο απόρευμα του flap



Εικόνες 4.5.2, 4.5.3 Time records στρωτής και τυρβώδης ροής αντίστοιχα.

4.5.1 Μεταβολή Έντασης Τύρβης στο Απόρευμα

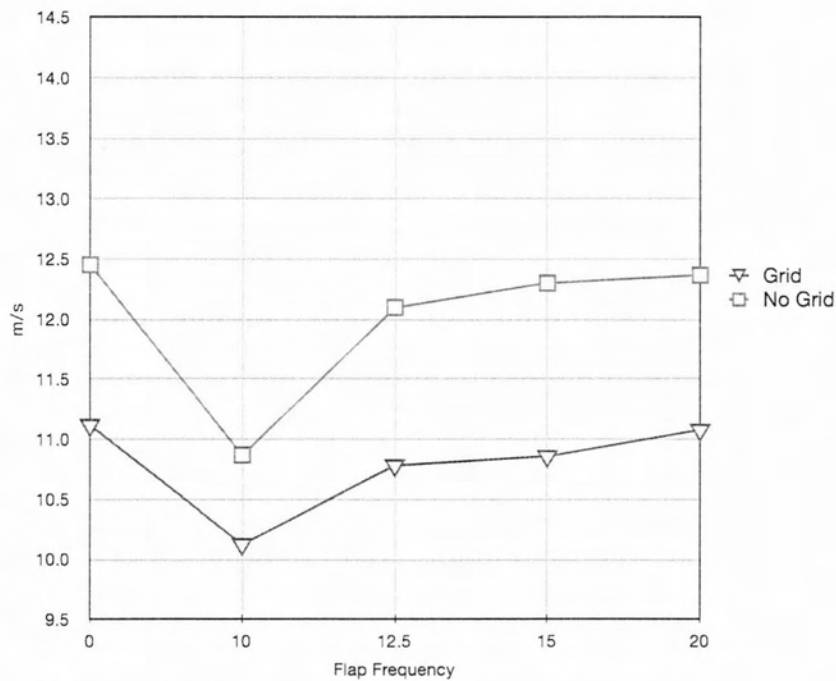
Το flap αρχικά ήταν ακίνητο και μετά κινούταν με συχνότητες 20Hz, 15 Hz, 12.5Hz και 10Hz. Οι δίνες που προκαλούνται από την κίνηση του flap επηρεάζουν την εκροή στροβιλότητας, το οριακό στρώμα και την κατανομή πιέσεων στην πτέρυγα. Οι μεταβολές αυτές συνδέονται άμεσα με τη συχνότητα κίνησης του flap. Με τη μέτρηση των δινών στο απόρευμα παίρνουμε μια ιδέα για την ένταση τους και για το αν υπερκαλύπτονται ή όχι από την τύρβη που δημιουργείται από το πλέγμα.



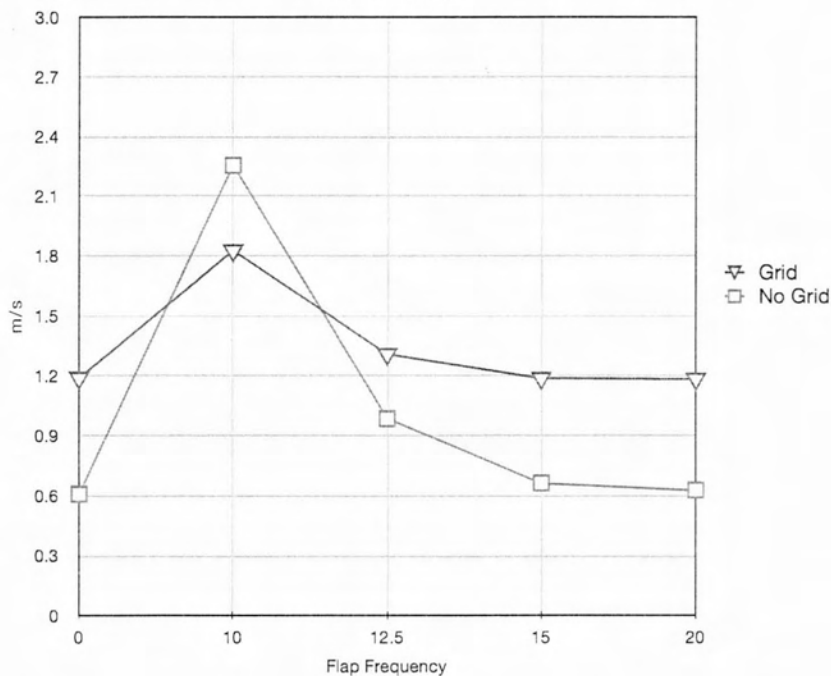
Στο παραπάνω διάγραμμα παρατηρούμε ότι η ένταση της τύρβης στο απόρευμα του flap επηρεάζεται σημαντικά για όλες τις περιπτώσεις κίνησης του flap. Ακόμα και για ακίνητο το flap (μη-συμμετρικό) παρατηρείται μεγάλη αύξηση της έντασης της τύρβης η οποία φτάνει για τη στρωτή ροή το 5% και για τη τυρβώδη ροή το 11%. Όταν το flap κινείται με συχνότητες 12.5Hz, 15Hz και 20Hz η κατάσταση είναι σχεδόν ίδια καθώς το εύρος γωνιών δεν ξεπερνά τις $\pm 6^\circ$. Σε αυτές τις συχνότητες παρατηρούμε ότι η ροή δεν 'ξεχνά' την είδη υπάρχουσα τύρβη και για αυτό στη τυρβώδη ροή η ένταση της τύρβης είναι πάντα μεγαλύτερη και κοντά στο 11%. Για συχνότητα κίνησης στα 10Hz από την άλλη πλευρά παρατηρείται μια μεγάλη αύξηση της έντασης τύρβης και αυτό οφείλεται στην πολύ μεγάλη κλίση που παίρνει το flap που φτάνει μέχρι τις $\pm 25^\circ$ σε εύρος. Οι δίνες είναι τόσο έντονες σε εκείνο το σημείο, όπου η προϋπάρχουσα τύρβη υπερκαλύπτεται και αυτό φαίνεται στο ότι στη ροή χωρίς το πλέγμα, η ένταση φτάνει το 21% ενώ με το πλέγμα τοποθετημένο φτάνει το 18%.

4.5.2 Μεταβολή Ταχύτητας στο Απόρευμα του flap

Στα επόμενα δύο διαγράμματα βλέπουμε την μεταβολή του Standard Deviation και της μέσης ταχύτητας στο απόρευμα. Τα συμπεράσματα που λαμβάνουμε είναι ίδια με αυτά για την ένταση τύρβης στο απόρευμα.



Διάγραμμα 4.5.2.1
Μεταβολή μέσης ταχύτητας στο απόρευμα του φλαπ στις 0° στα δύο είδη ροής



Διάγραμμα 4.5.2.2.
Μεταβολή U_{stden} στο απόρευμα του φλαπ στις 0° στα δύο είδη ροής.

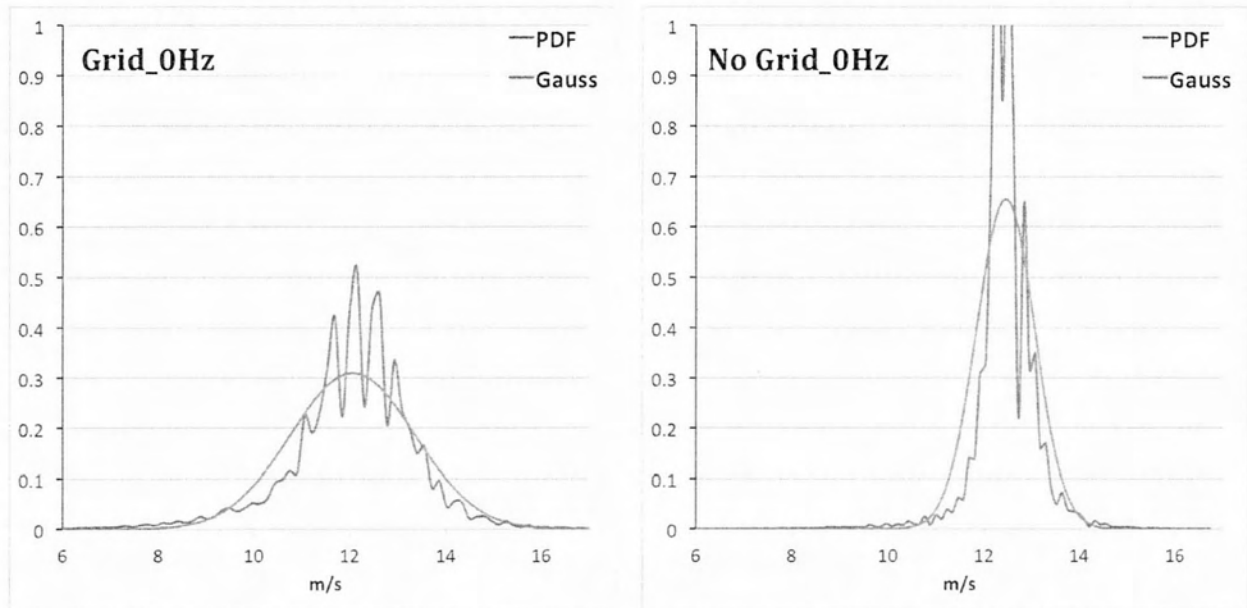
Παρατηρούμε ότι έντονη δημιουργία δινών στα 10Hz μειώνει την μέση ταχύτητα στο απόρευμα, αυτό όμως συνεπάγεται με μεγάλη αύξηση της έντασης τύρβης. Στις επόμενες όμως συχνότητες κίνησης του flap παρατηρείται πώση της ταχύτητας.

Στην επόμενη ενότητα θα εξετασθεί πόσο οι δίνες που προκαλούνται από την κίνηση του flap επηρεάζουν την ασταθή άνωση της αεροτομής.

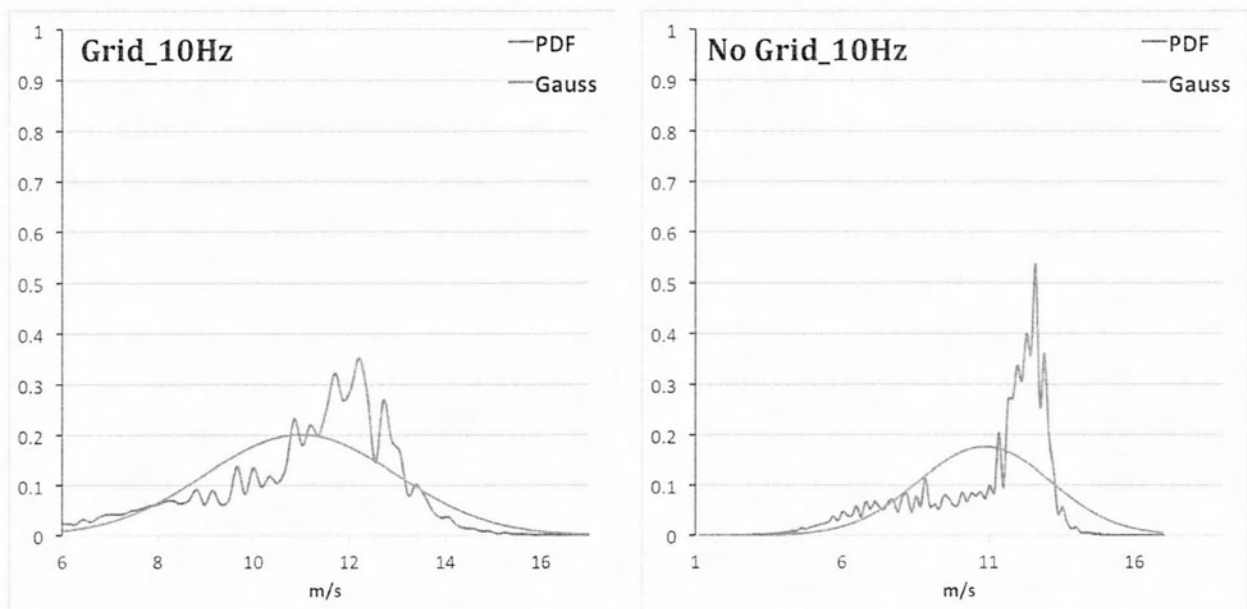
4.5.3 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Ταχύτητας

Μεγάλη σημασία έχει να ελεγχθούν οι κατανομές πιθανότητας και για την ταχύτητα στο απόρρευμα της ροής και να γίνει σύγκριση με τις κατανομές Gauss γεγονός που θα αποφέρει χρήσιμα συμπεράσματα για τα χαρακτηριστικά της τύρβης στο συγκεκριμένο σημείο.

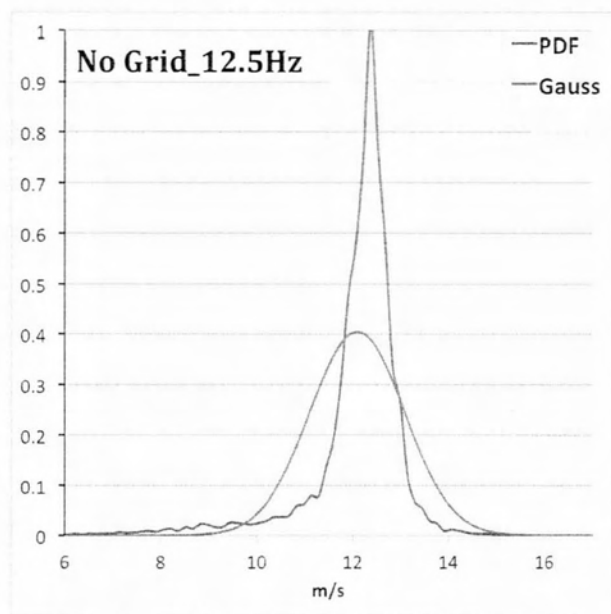
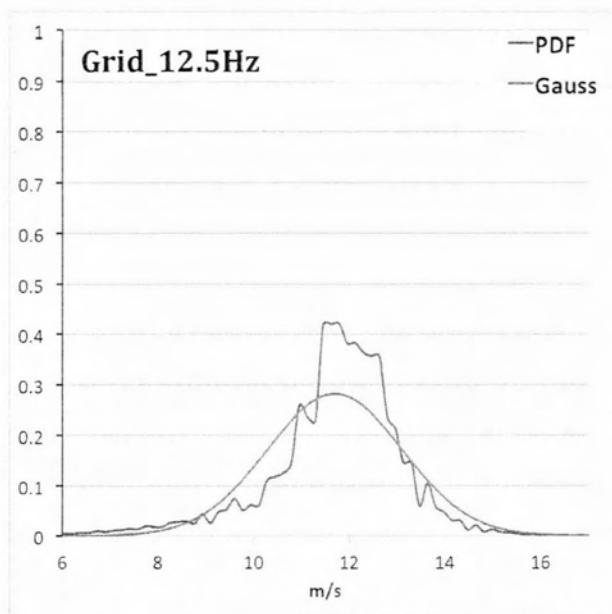
Από μια πρώτη ματιά βγαίνει το συμπέρασμα ότι οι κατανομές PDF δεν προσεγγίζουν τις κατανομές Gauss.



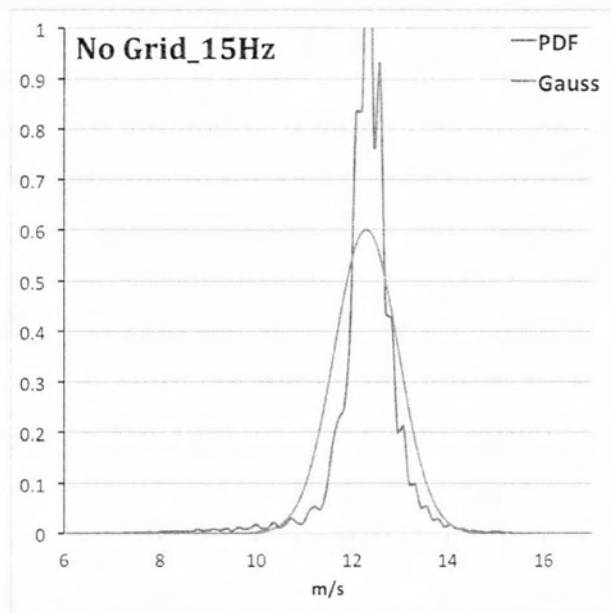
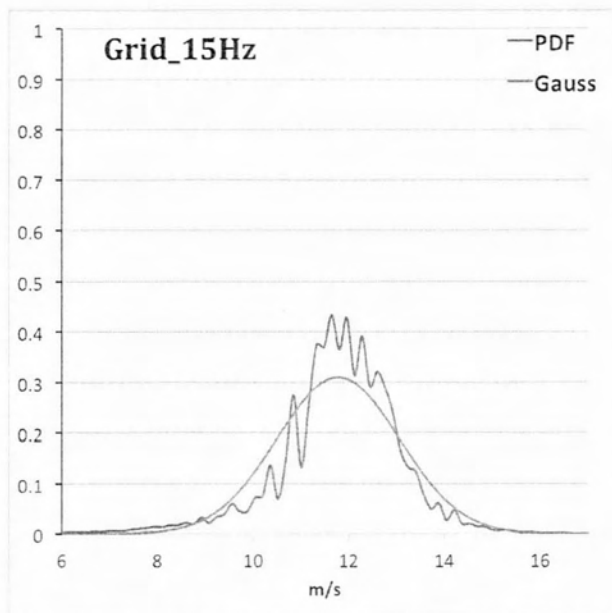
Διαγράμματα 4.5.3.1, 4.5.3.2 Κατανομές PDF και Gauss για ακίνητο flap σε τυρβώδη και στρωτή ροή για ακίνητο το flap.



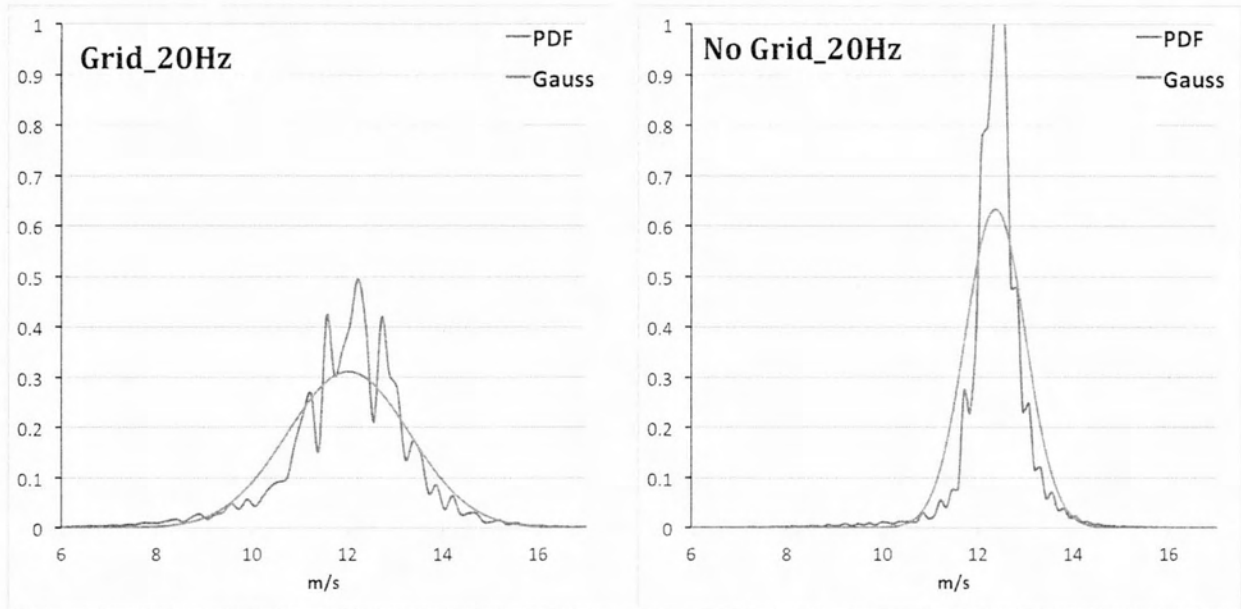
Διαγράμματα 4.5.3.3, 4.5.3.4 Κατανομές PDF και Gauss για ακίνητο flap σε τυρβώδη και στρωτή ροή για κίνηση flap στα 10Hz.



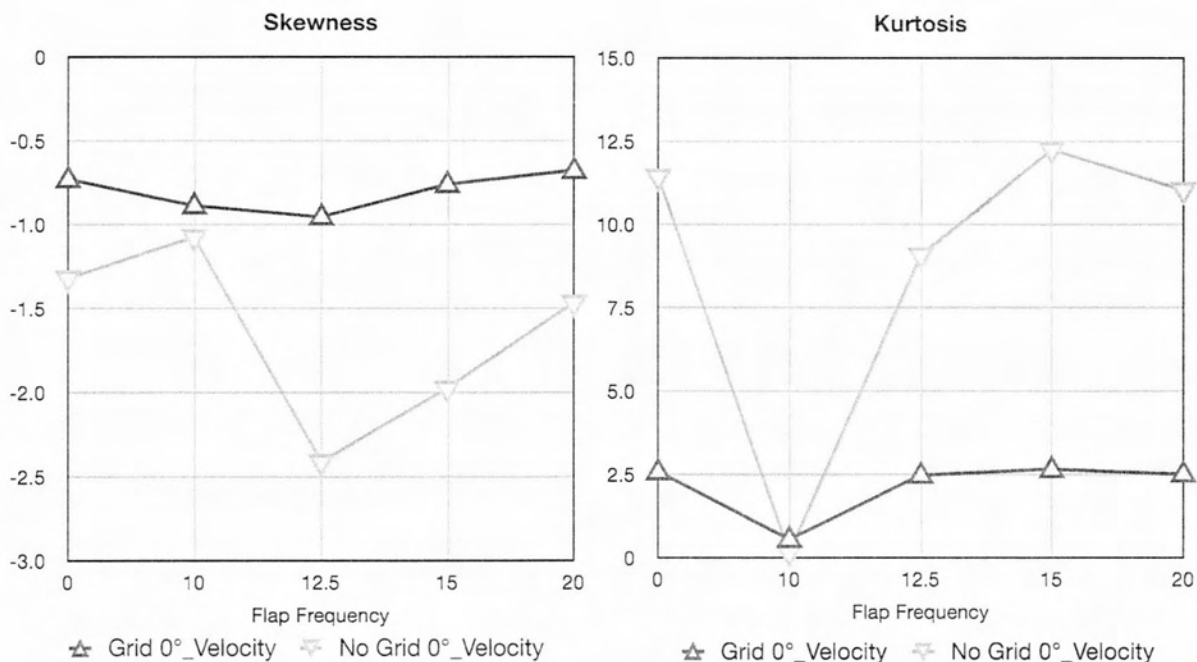
Διαγράμματα 4.5.3.5, 4.5.3.6 Κατανομές PDF και Gauss για ακίνητο flap σε τυρβώδη και στρωτή ροή για κίνηση flap στα 12.5Hz.



Διαγράμματα 4.5.3.7, 4.5.3.8 Κατανομές PDF και Gauss για ακίνητο flap σε τυρβώδη και στρωτή ροή για κίνηση flap στα 15Hz.



Διαγράμματα 4.5.3.9, 4.5.3.10 Κατανομές PDF και Gauss για ακίνητο flap σε τυρβώδη και στρωτή ροή για κίνηση flap στα 20Hz.



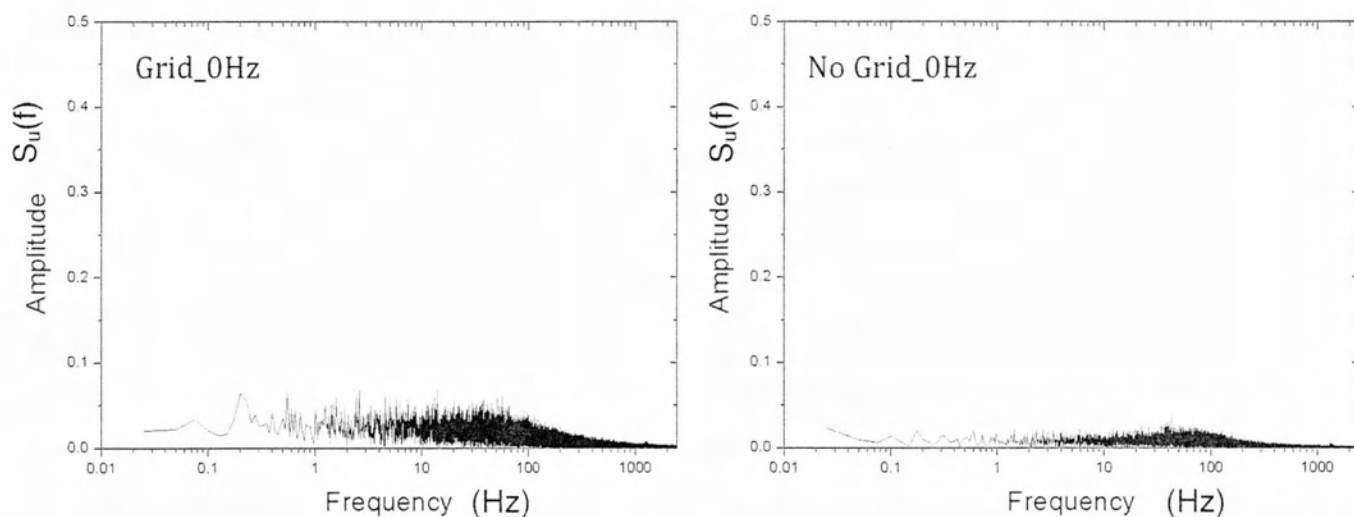
Διαγράμματα 4.4, 4.4 Τιμές Skewness και Kurtosis

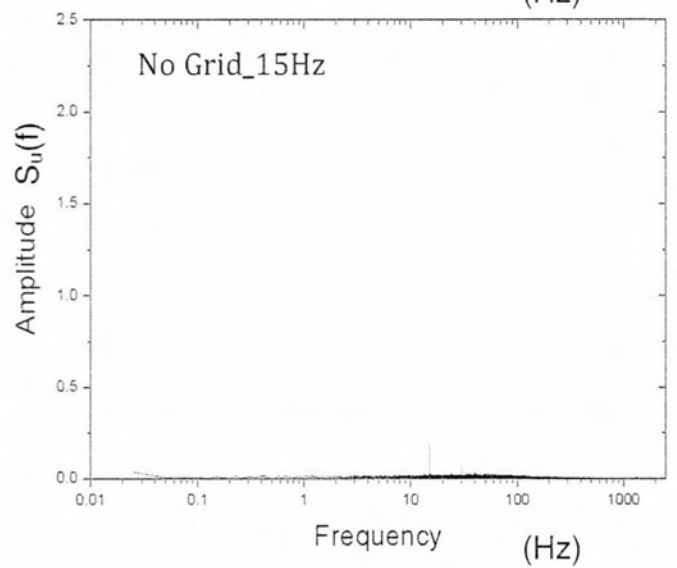
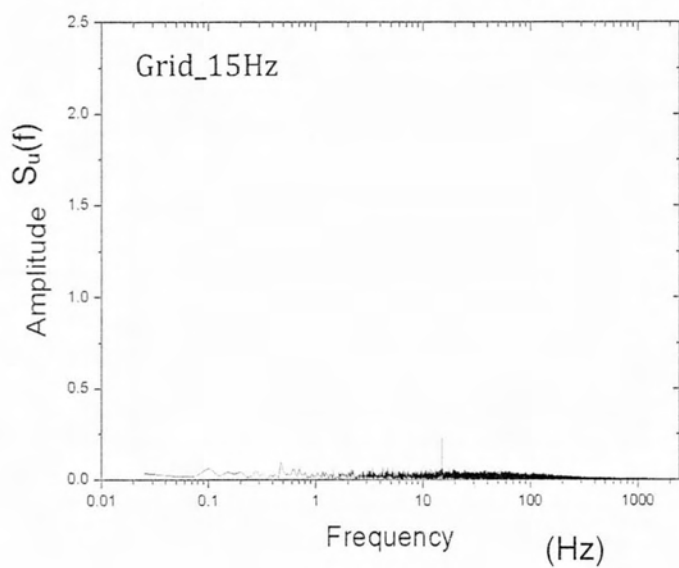
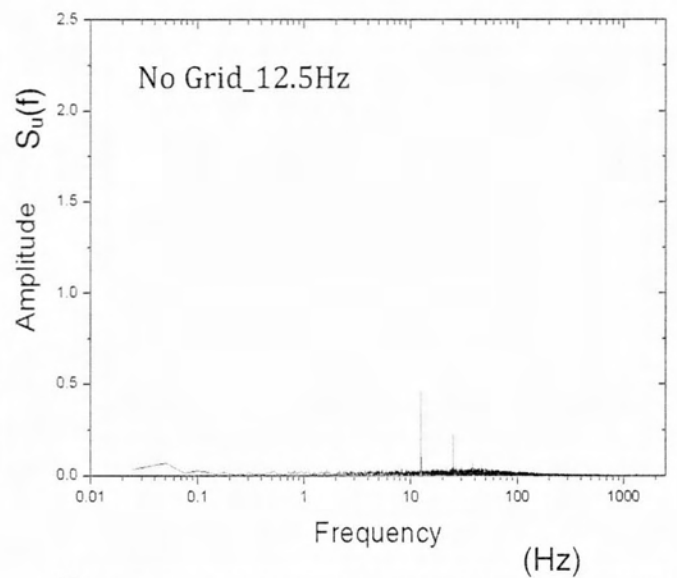
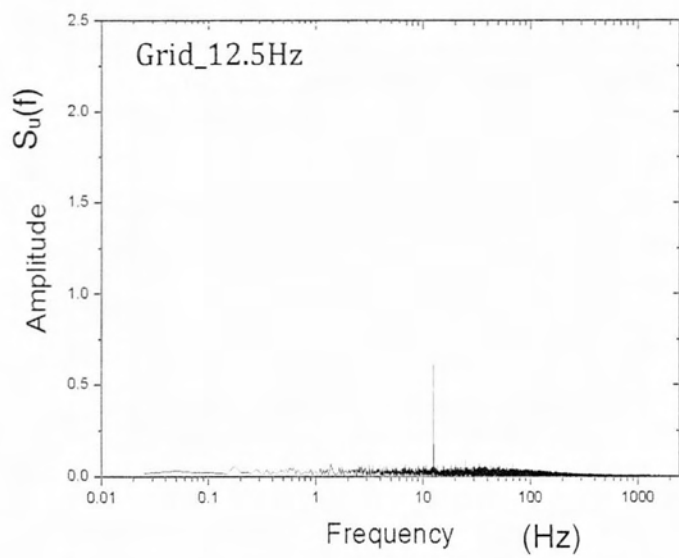
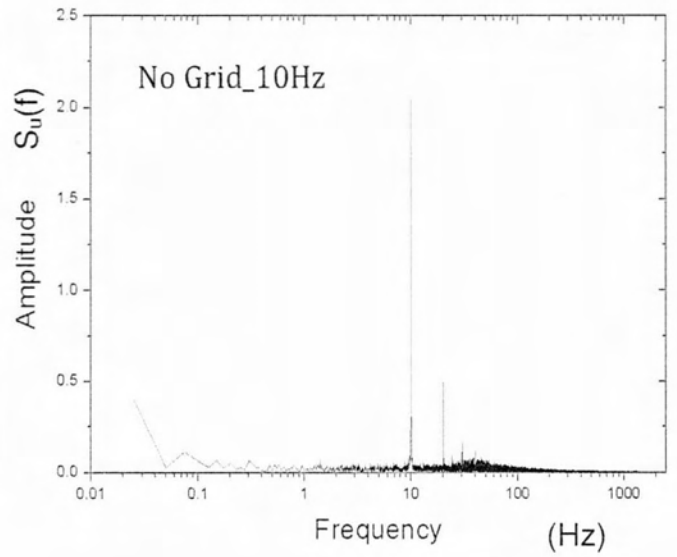
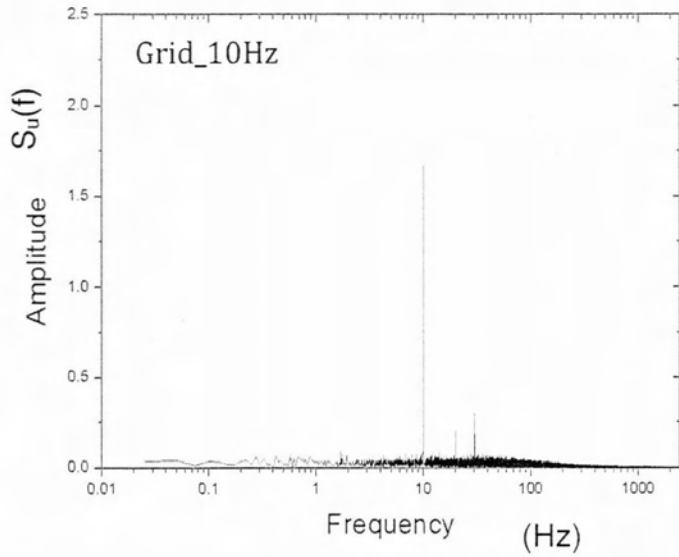
Οι τιμές Skewness που υπολογίστηκαν για τα δύο είδη ροής μας δείχνουν ότι στην περίπτωση της τυρβώδης ροής η κατανομή της ροής στο απόρευμα είναι σχετικά κοντά σε συμμετρική μορφή καθώς οι τιμές S υπολογίστηκαν κοντά στο μηδέν και πιο συγκεκριμένα μεταξύ -0.67 και -0.94 γεγονός που υποδηλώνει ότι οι κατανομές έχουν μια μικρή κλίση προς την ανατολική πλευρά. Στην περίπτωση όπου δεν έχει τοποθετηθεί το πλέγμα στην αεροσήραγγα το εύρος της ταχύτητας έχει μειωθεί αρκετά σε σχέση με το εύρος στην περίπτωση της τύρβης. Οι τιμές S κυμάνθηκαν μεταξύ -1.07 και -2.4 δηλαδή οι κατανομές

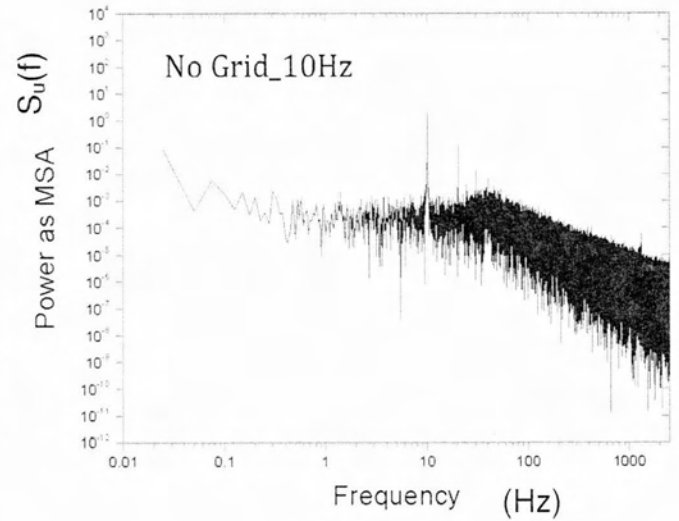
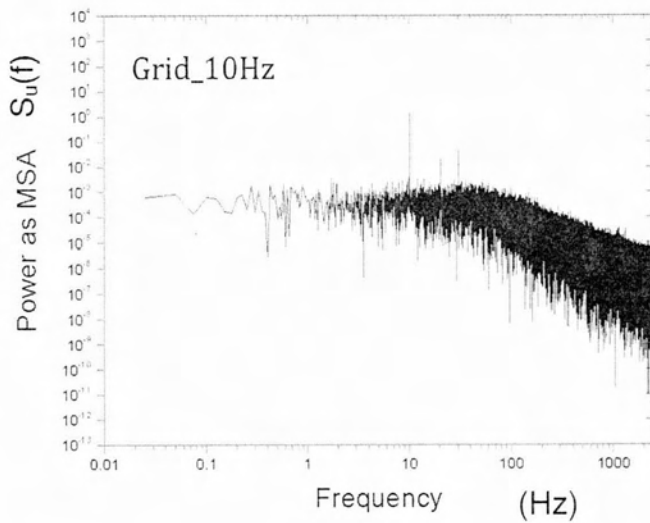
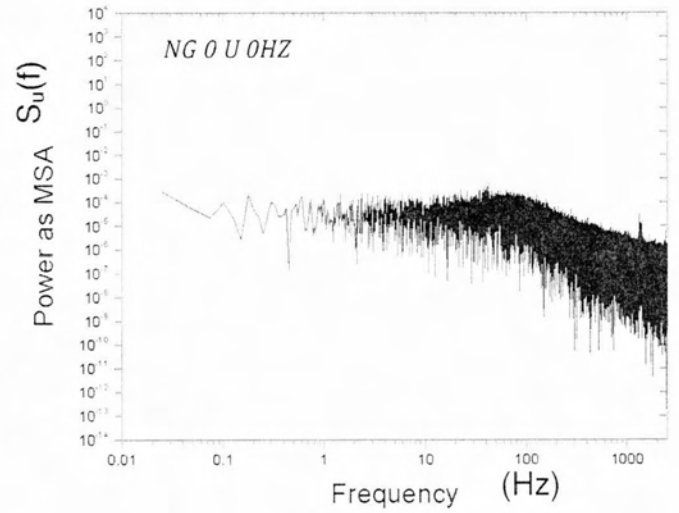
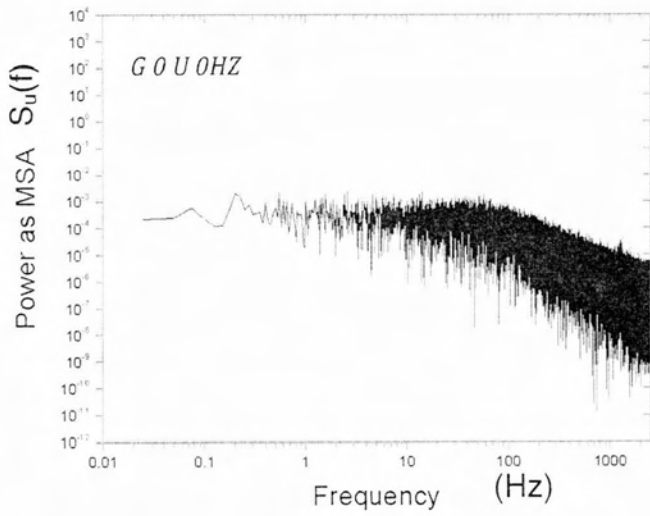
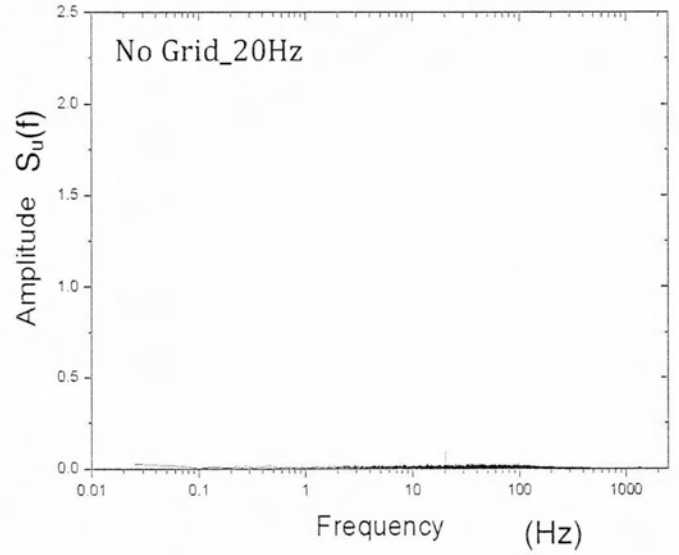
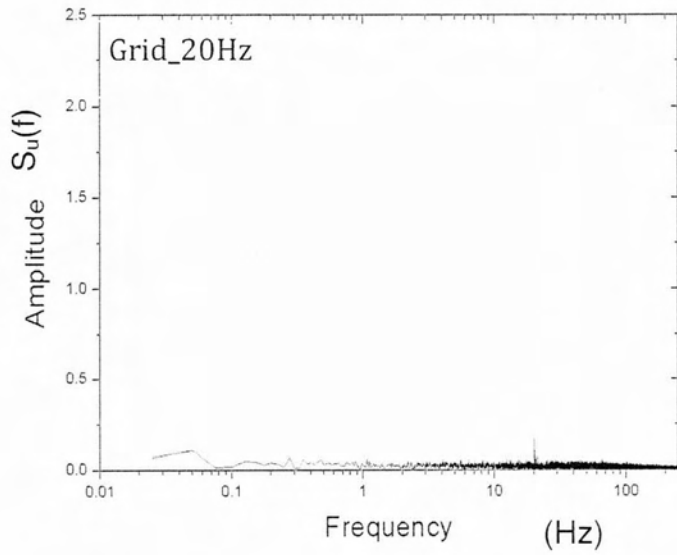
τείνουν ακόμα πιο πολύ στην ανατολική πλευρά. Οι υπολογισμοί για τις τιμές Kurtosis έδειξαν ότι κατανομές χαρακτηρίζονται ως super-Gaussian και έχουν μεγάλη απόκλιση από την Gauss κατανομή. Το εύρος των τιμών K για τη στρωτή ροή ήταν μεταξύ 9 και 11.5 ενώ για τη τυρβώδη ροή μεταξύ 2.4 και 2.6 εξαιρουμένης της περίπτωσης που το flap κινούταν με 10Hz όπου οι τιμές ήταν 0.17 και 0.57 αντίστοιχα. Το γεγονός αυτό υποδεικνύει ότι η ροή είναι πιο κοντά στα χαρακτηριστικά της Gauss κατανομής στη συγκεκριμένη περίπτωση κίνησης του flap.

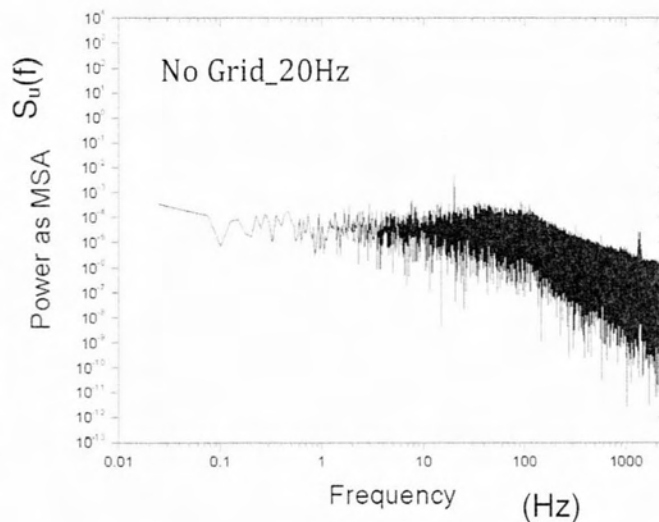
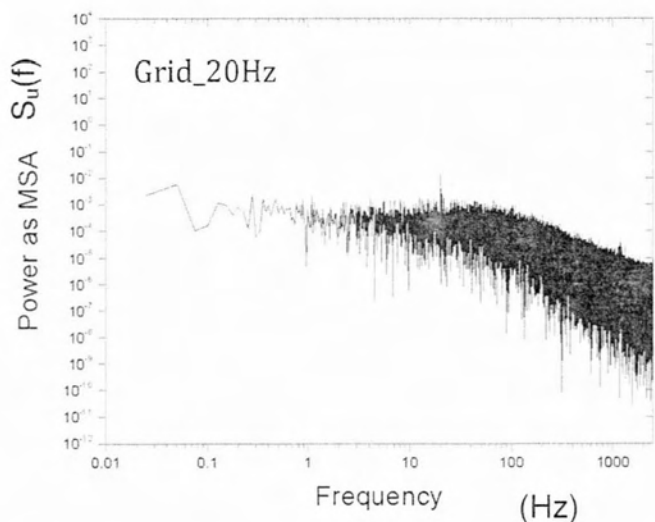
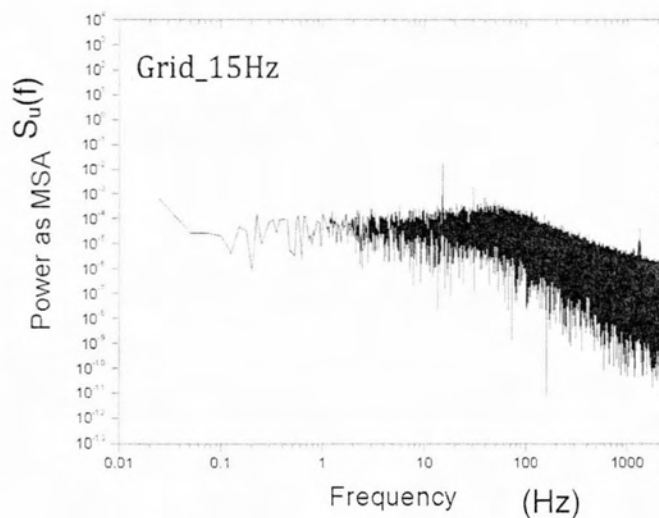
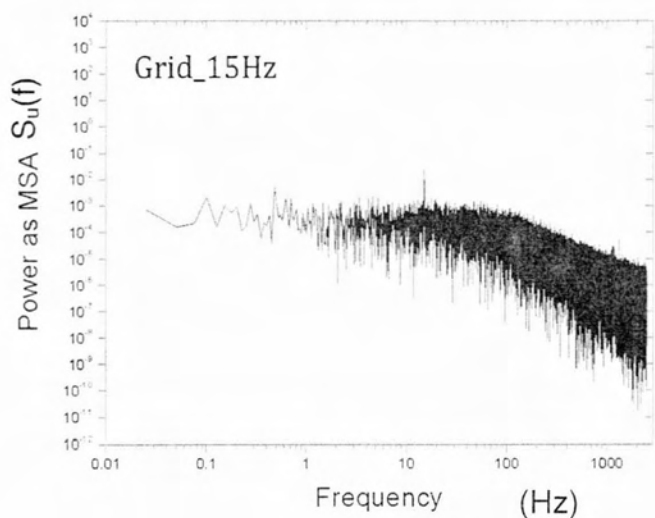
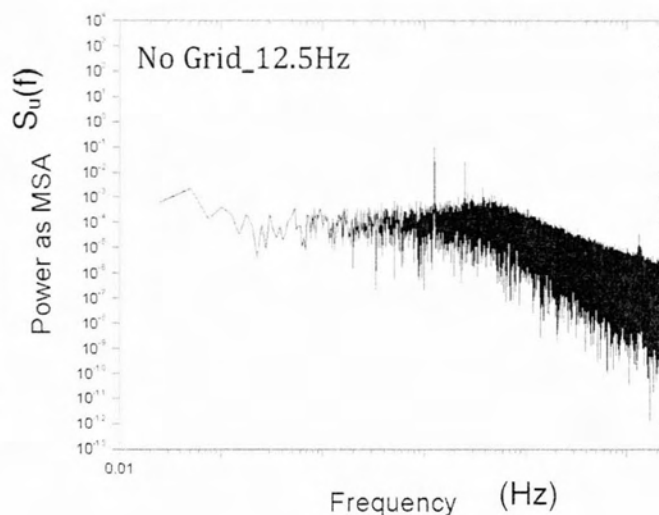
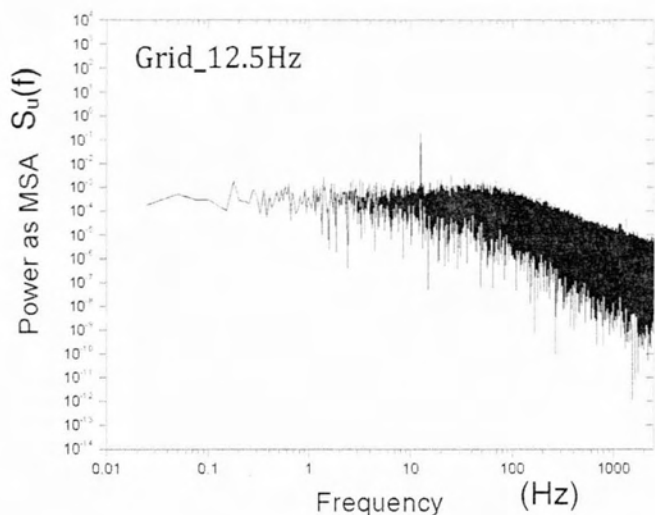
4.5.4 Power - Amplitude spectral density Ταχύτητας

Για μια πιο ολοκληρωμένη εικόνα για την μελέτη των τιμών των ταχυτήτων στο απόρευμα του flap έγινε επεξεργασία της χρονοσειράς της ταχύτητας στο Origin με σκοπό να παραχθούν τα φάσματα των ταχυτήτων. Παρακάτω παραθέτουμε τα διαγράμματα των αντίστοιχων φασμάτων των ταχυτήτων στο απόρευμα πίσω από το flap για στρωτή και τυρβώδη ροή στις 0° γωνία προσβολής για την αεροτομή.









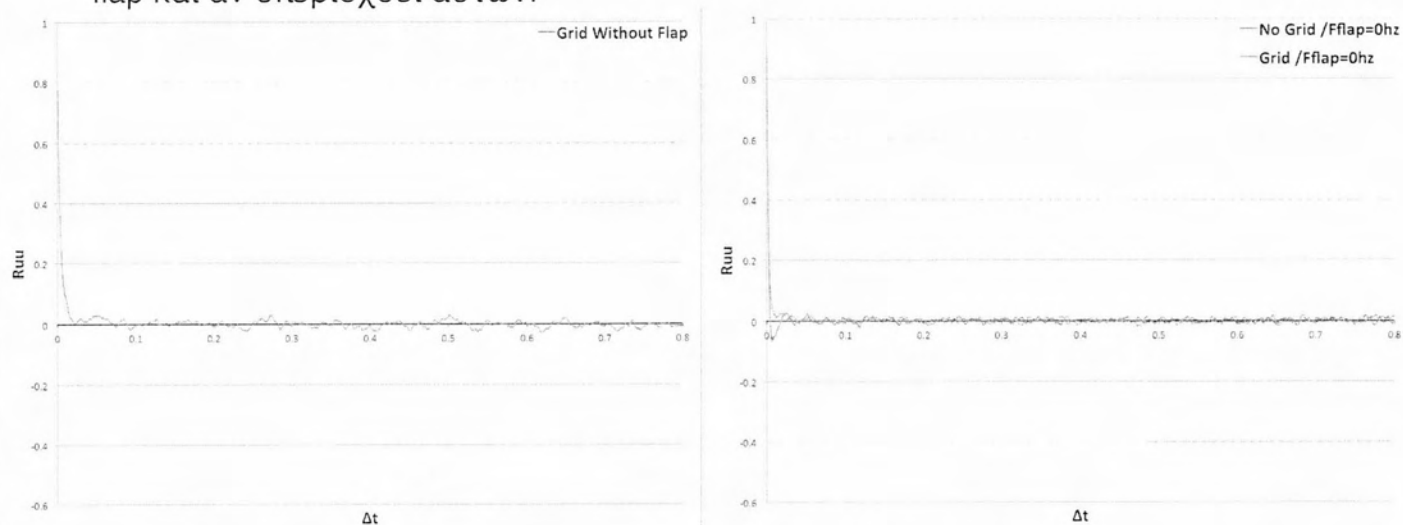
Πριν προχωρήσουμε σε πιο λεπτομερή παρουσίαση των φασμάτων ταχύτητας υπενθυμίζεται ότι η πρώτη κορυφή ονομάζεται 1^η αρμονική η οποία θα εμφανίζεται στη συχνότητα ταλάντωσης του flap, η δεύτερη αρμονική ακολουθεί πολύ συχνά στη διπλάσια συχνότητα από αυτή της πρώτης και οι

επόμενες αρμονικές πάει λέγοντας. Από μια γενική εικόνα στα φάσματα παρατηρούμε ότι όντως η πρώτη αρμονική συναντάται στη συχνότητα ταλάντευσης του flap. Για 0° γωνία προσβολής, παρατηρούμε ότι δεν υπάρχει ξεκάθαρη αρμονική καθώς το flap ήταν ακίνητο και το Hot-Wire ανίχνευε μόνο την μεσαίου μεγέθους τύρβη (4.8%) για την τυρβώδη ροή, την πολύ ασθενή τύρβη (0.96%) για την στρωτή ροή, και τις ασθενείς δίνες που προκαλούσε η αεροτομή με το ακίνητο flap. Για συχνότητα κίνησης του flap 10Hz και για τα δύο είδη ροής οι δίνες που προκλήθηκαν από την κίνηση του flap ήταν τόσο έντονες που φαίνεται και από την τιμή της κορυφής της 1^{ης} αρμονικής που βρίσκεται φυσικά στα 10Hz, ακολουθούν οι 2^η και 3^η αρμονική στα 20Hz και στα 40Hz αντίστοιχα. Για τις συχνότητες κίνησης του flap 20Hz, 15Hz και 12.5Hz ή πρώτη αρμονική βρίσκεται πάντα στην αντίστοιχη συχνότητα με τη δεύτερη να ακολουθεί στην διπλάσια συχνότητα ή να μην υπάρχει καθόλου.

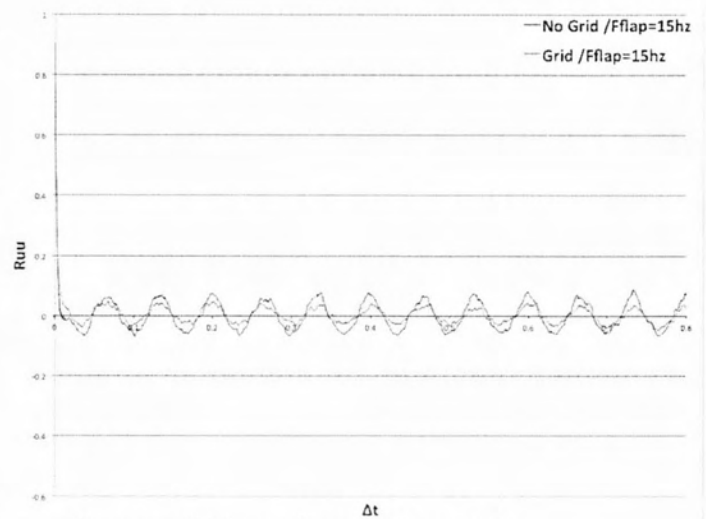
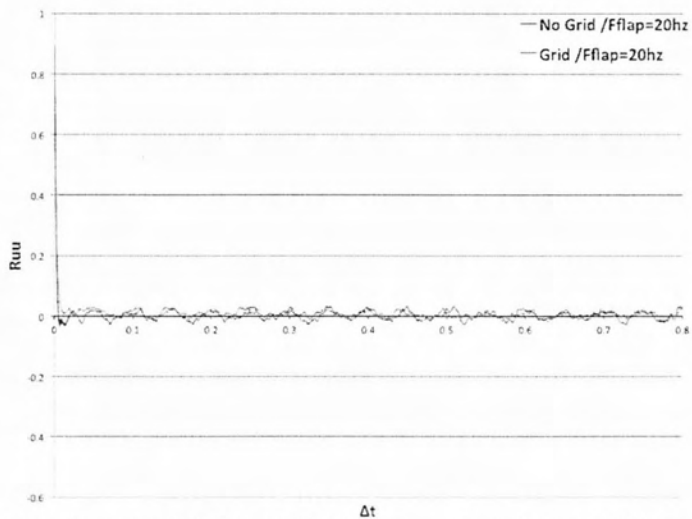
Από τα διαγράμματα Power Spectral Density, τα οποία είναι σε λογαριθμική κλίμακα, γίνεται φανερό ότι προβλέπεται η θεωρία ανάλυσης του Kolmogorov για τη τυρβώδη ροή η οποία προβλέπει κλίση φάσματος $-5/3$ για τη διάσπαση της ροής.

4.5.5 Correlation Coefficient Ταχύτητας

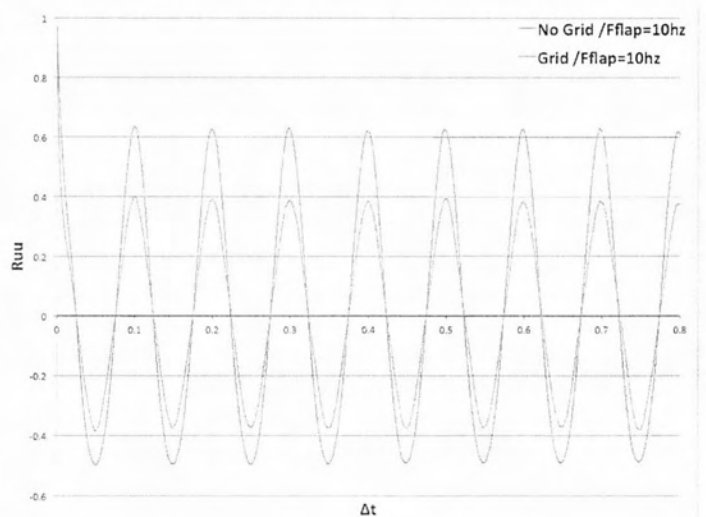
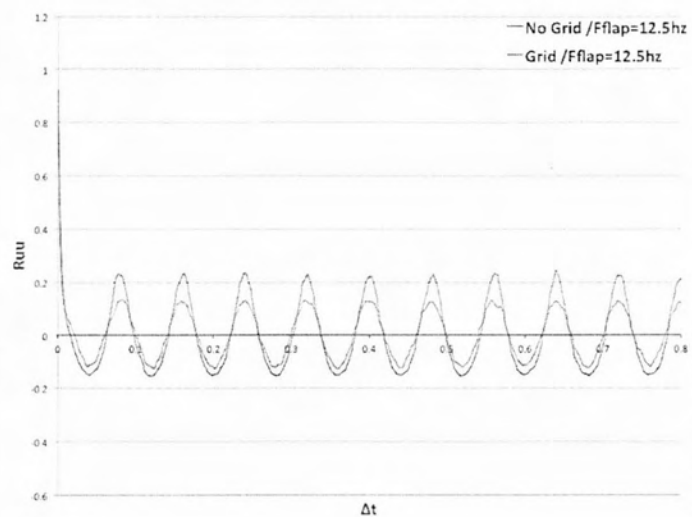
Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, ο συντελεστής αυτοσυσχέτισης δείχνει την ικανότητα μνήμης μιας διαδικασίας. Στα παρακάτω διαγράμματα γίνεται μια σύγκριση μεταξύ του correlation coefficient της στρωτής και της τυρβώδης ροής. Όπως έχει ειπωθεί η αυτοσυσχέτιση ενός ημιτονοειδούς σήματος θα είναι ένα συνημίτονο. Στην προκειμένη περίπτωση έχει ενδιαφέρον να φανεί πως η τύρβη επηρεάζει τις δίνες που δημιουργούνται από την ημιτονοειδή κίνηση του flap και αν υπερσχύει αυτών.



Διαγράμματα 4.5.5.1 Correlation Coefficient για της περίπτωση όπου δεν έχει τοποθετηθεί το flap και για την περίπτωση όπου το flap είναι ακίνητο.



Διαγράμματα 4.5.5.2, 4.5.5.3 Σύγκριση Correlation Coefficient στρωτής και τυρβώδης ροής για 15Hz και 20Hz.



Διαγράμματα 4.5.5.4, 4.5.5.5 Σύγκριση Correlation Coefficient στρωτής και τυρβώδης ροής για 12.5Hz και 10Hz.

Από τα παραπάνω τέσσερα διαγράμματα γίνεται αντιληπτό ότι από την στιγμή που δεν έχουμε τυχαία διαδικασία η συσχέτιση δεν χάνεται και οπότε σε καμία περίπτωση δεν προσεγγίζεται το 0. Πριν την τοποθέτηση του flap (όπου το σημείο μέτρησης της ταχύτητας ήταν πάνω από την αεροτομή) αλλά και στην περίπτωση όπου είναι ακίνητο (από εδώ και πέρα οι μετρήσεις γίνονται στο απόρευμα) παρατηρούνται τιμές της συσχέτισης πολύ κοντά στο 0 χωρίς όμως να προσεγγίζεται, σε αυτό το γεγονός συντελεί η περιοδικότητα που προκαλείται από τις μηχανικές ταλαντώσεις αλλά και οι ατέλειες της αεροσήραγγας. Στην περίπτωση κίνησης του flap με 20Hz παρατηρείται το απόρευμα επηρεάζεται σχεδόν αποκλειστικά από την τύρβη και στα δύο είδη ροής και για αυτό παρατηρείται ότι η συσχέτιση παίρνει τιμές κοντά στο 0. Για κίνηση flap με συχνότητα 15Hz και 12.5Hz το σήμα από τη ημιτονοειδή κίνηση γίνεται πιο αισθητό με αυτό της στρωτής ροής να είναι πιο δυνατό καθώς η έντασης της τύρβης στη στρωτή ροή δεν ξεπερνά το 1%. Παρατηρούμε από τα συνημίτονα στα διαγράμματα ότι μια περίοδος κύματος διαρκεί χρόνο ίσο με $1/f$ όπου f η επιβαλλόμενη συχνότητα. Στην τελευταία περίπτωση των 10Hz φαίνεται καθαρά ότι η τύρβη έχει μικρή επίδραση στην ένταση των δινών. Μια

περίοδος διαρκεί 0.1 sec όσο δηλαδή 1/10Hz. Ισχύει και εδώ ότι η τύρβη έχει μικρότερη επίδραση στη ροή.

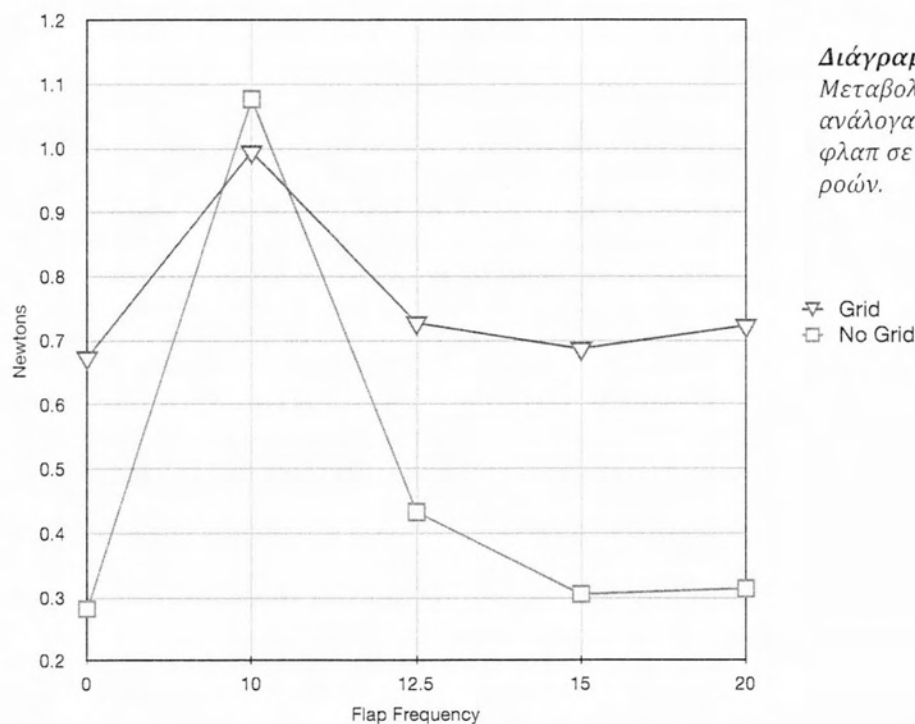
4.6 Αποτελέσματα Μετρήσεων Ασταθούς Άνωσης για τη NACA 0015 με ημιτονοειδή κίνηση flap

Όπως προαναφέρθηκε και πιο πάνω οι δίνες από την κίνηση του flap επηρεάζουν το οριακό στρώμα, την κατανομή πιέσεων στην πτέρυγα και κατά συνέπεια της αεροδυναμικές ιδιότητες της πτέρυγας. Σε αυτή την ενότητα θα εξετασθεί αν η περιοδική ημιτονοειδής κίνηση του flap συντελεί στην μείωση της ασταθούς άνωσης ή την ενισχύει.

4.6.1 Μεταβολή Ασταθούς Άνωσης

Τα πειράματα ξεκίνησαν με μετρήσεις και για στρωτή και για τυρβώδη ροή για γωνία προσβολής 0° ενώ για τις 5° και για τις 7.5° γωνία προσβολής της αεροτομής έγιναν μετρήσεις μόνο σε τυρβώδες πεδίο ροής.

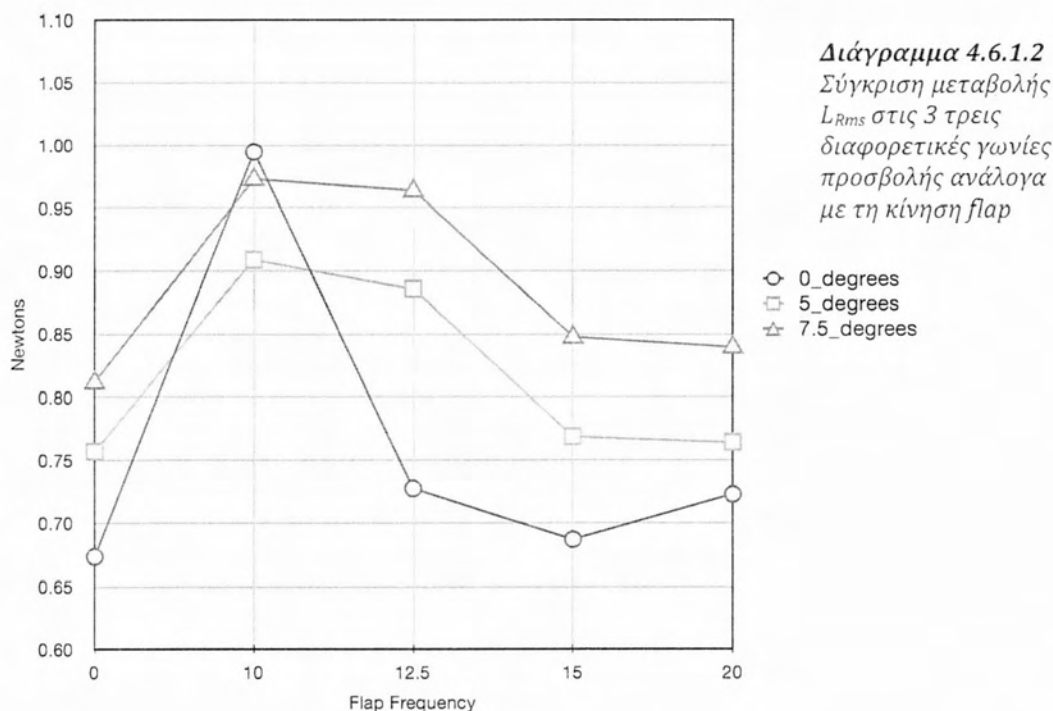
Το πρώτο διάγραμμα αυτής της υποενότητας αναφέρεται στη μεταβολή του L_{RMS} ανάλογα με τη συχνότητα κίνησης του flap στις 0° γωνία προσβολής για την αεροτομή σε στρωτή και τυρβώδη ροή.



Διάγραμμα 4.6.1.1
Μεταβολή L_{RMS}
ανάλογα με τη κίνηση
φλαπ σε δύο είδη
ροών.

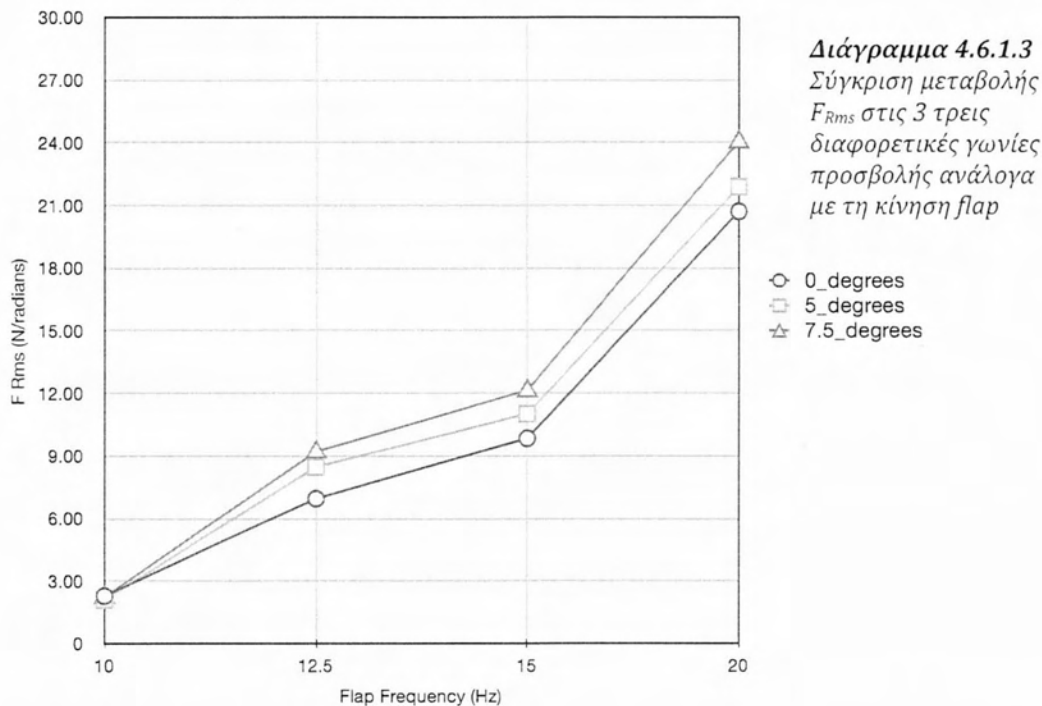
Το πρώτο στοιχείο που γίνεται αντιληπτό είναι ότι τα αποτελέσματα για την ασταθή άνωση έχουν άμεση σχέση με αυτά της ταχύτητας καθώς επηρεάζονται από τις δίνες που δημιουργούνται. Ξεκινώντας τις μετρήσεις με ακίνητο flap και

στις δύο ροές διαπιστώθηκε μεγάλη διαφορά στο L_{RMS} και για την τυρβώδη ροή και για την στρωτή. Το L_{RMS} στην τύρβη μετρήθηκε 0.674N ενώ για τη στρωτή ροή 0.282N. Όπως ήταν φυσικό καταγράφηκε μια μικρή αύξηση της τιμής με τη τοποθέτηση του flap (0.64N και 0.26N αντίστοιχα πριν την τοποθέτηση του flap). Στη συνέχεια για τις μετρήσεις στα 20Hz, στα 15Hz, και στα 12.5Hz παρατηρήθηκαν μικρές διαφορές στη τυρβώδη ροή. Πιο αναλυτικά στην τυρβώδη ροή και για συχνότητα κίνησης του flap 20Hz το L_{RMS} κατέγραψε αύξηση 7.3% σε σχέση με το L_{RMS} του ακίνητου flap. Για 15Hz και 12.5Hz συχνότητα κίνησης του flap η διαφορά αυτή ήταν 2% και 8% αύξηση αντίστοιχα. Τέλος, για την τυρβώδη ροή, για συχνότητα κίνησης flap 10Hz συναντάμε τις ίδιες μεταβολές με αυτές που παρατηρήθηκαν στα διαγράμματα ταχύτητας και έντασης τύρβης στο απόρευμα και πιο συγκεκριμένα υπήρχε αύξηση του L_{RMS} κατά 47.7%. Στην στρωτή ροή από την άλλη, η αύξηση για συχνότητα κίνησης flap 20Hz καταγράφηκε αύξηση του L_{RMS} σε σχέση με το ακίνητο flap κατά 11.2%, για συχνότητα 15Hz αύξηση 8.3%, για συχνότητα 12.5% αύξηση 53.5% ενώ τέλος για συχνότητα κίνησης 10Hz καταγράφηκε ραγδαία αύξηση 281.55%.



Σχεδόν ίδια πορεία ακολουθεί και η ασταθής άνωση για γωνίες προσβολής 5° και 7.5°. Όπως ήταν φυσικό η ασταθής άνωση αυξάνεται λόγω της αλλαγής γωνίας προσβολής. Όταν το flap κινείται με συχνότητα 10Hz οι δίνες είναι τόσες έντονες που επηρεάζουν κατά πολύ και την άνωση της πτέρυγας και στις τρεις γωνίες και πιο συγκεκριμένα προκαλούν 20% αύξηση του L_{RMS} στις 5° και 14% στις 7.5°. Η άνωση όμως επηρεάζεται περισσότερο στις 0° γωνίας προσβολής γιατί σε εκείνο το σημείο η κίνηση του flap επηρεάζει άμεσα το οριακό στρώμα της ροής πάνω στην αεροτομή. Αντίθετα, στις 5° και 7.5° η ροή φτάνει στο flap κάπως διαταραγμένη. Στα 20Hz και 15Hz καταγράφηκε πολύ μικρή αύξηση του L_{RMS} κατά 1.66% και 0.73% στις 7.5° γωνία προσβολής και αμελητέα αύξηση 0.96% και 1.55 αντίστοιχα στις 5°. Τέλος, στις 12.5Hz υπήρξε αύξηση κατά 12.9% στις 7.5° και αύξηση κατά 17% στις 5°.

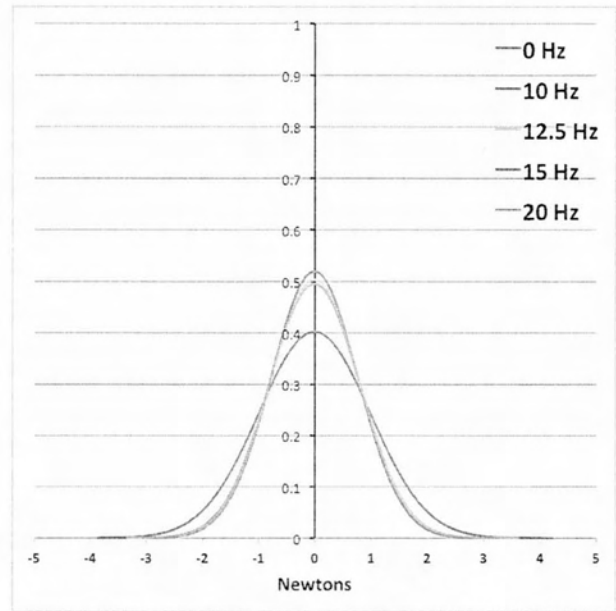
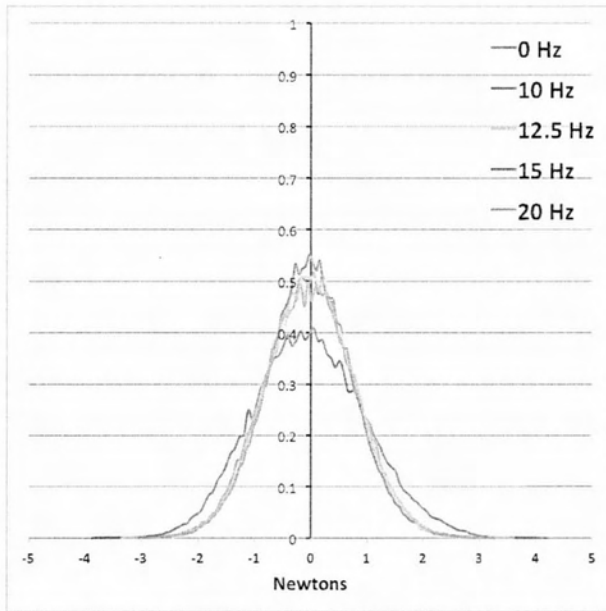
Το διάγραμμα 4.6.1.3 δείχνει τη μεταβολή του F_{RMS} το οποίο δίνεται από τον τύπο $F_{RMS} = L_{RMS}/a_0$ και συμβολίζει τη μεταβολή του L_{RMS} ως προς την γωνία α_0 που κάνει το flap.



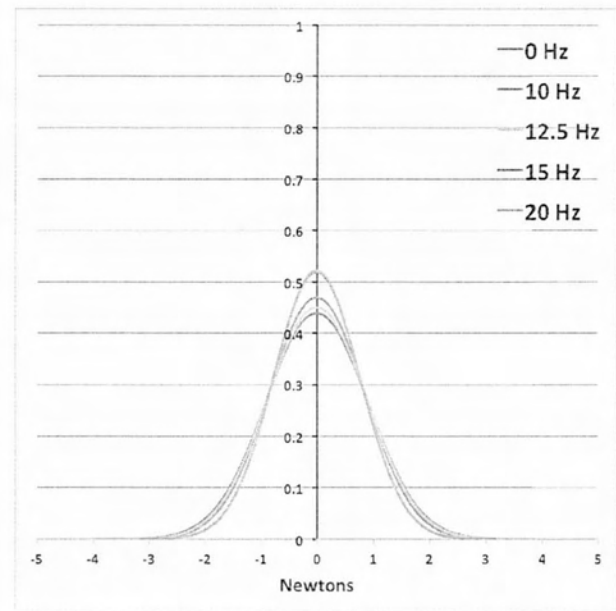
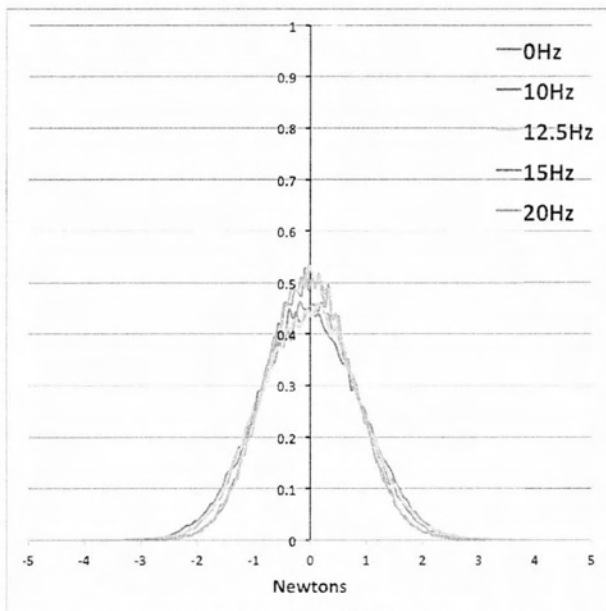
Από το διάγραμμα διαπιστώνεται ότι αναλογικά στα 20Hz η μεταβολή του F_{RMS} είναι αρκετά μεγαλύτερη από ότι στα 10Hz. Γεγονός που μας βοηθάει να καταλάβουμε ότι το εύρος της γωνίας του flap δεν επηρεάζει γραμμικά την μεταβολή του L_{RMS} .

4.6.2 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Δύναμης

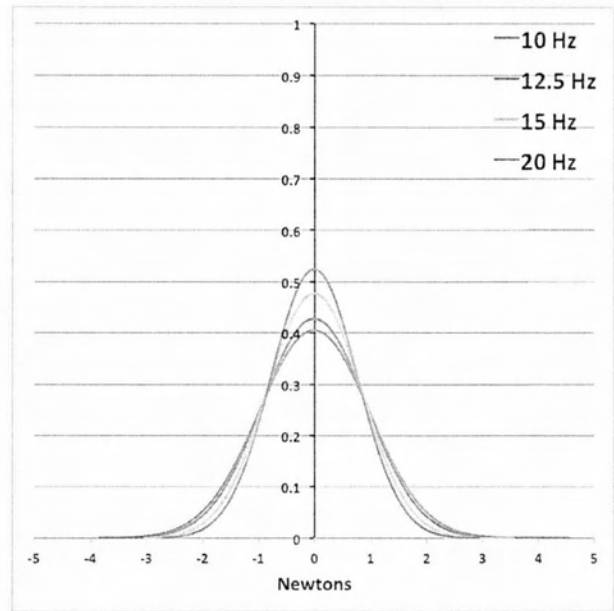
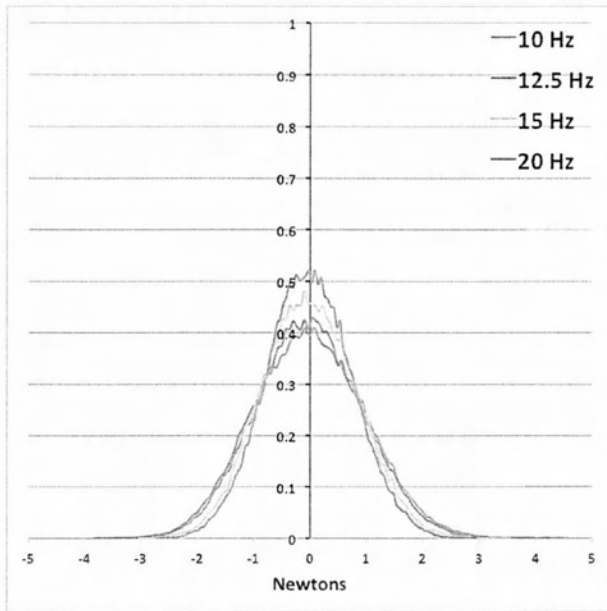
Μεγάλη σημασία έχει επίσης και σε αυτήν την υποενότητα να ελεγχθούν οι κατανομές πιθανότητας της ασταθούς άνωσης και να γίνει σύγκριση με τις κατανομές Gauss ώστε να γίνουν γνωστά και εδώ χαρακτηριστικά της τύρβης.



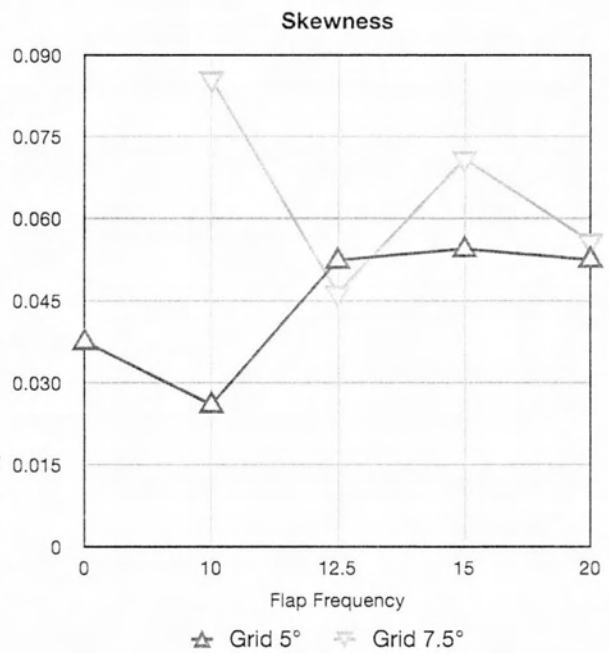
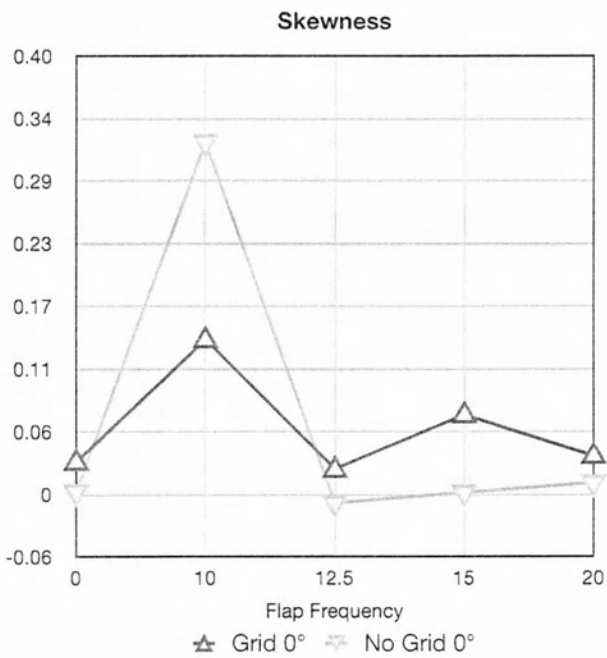
Διαγράμματα 4.6.2.1, 4.6.2.2. Κατανομές PDF και Gauss για τις μετρήσεις στις 0°



Διαγράμματα 4.6.2.3, 4.6.2.4 Κατανομές PDF και Gauss για τις μετρήσεις στις 5°

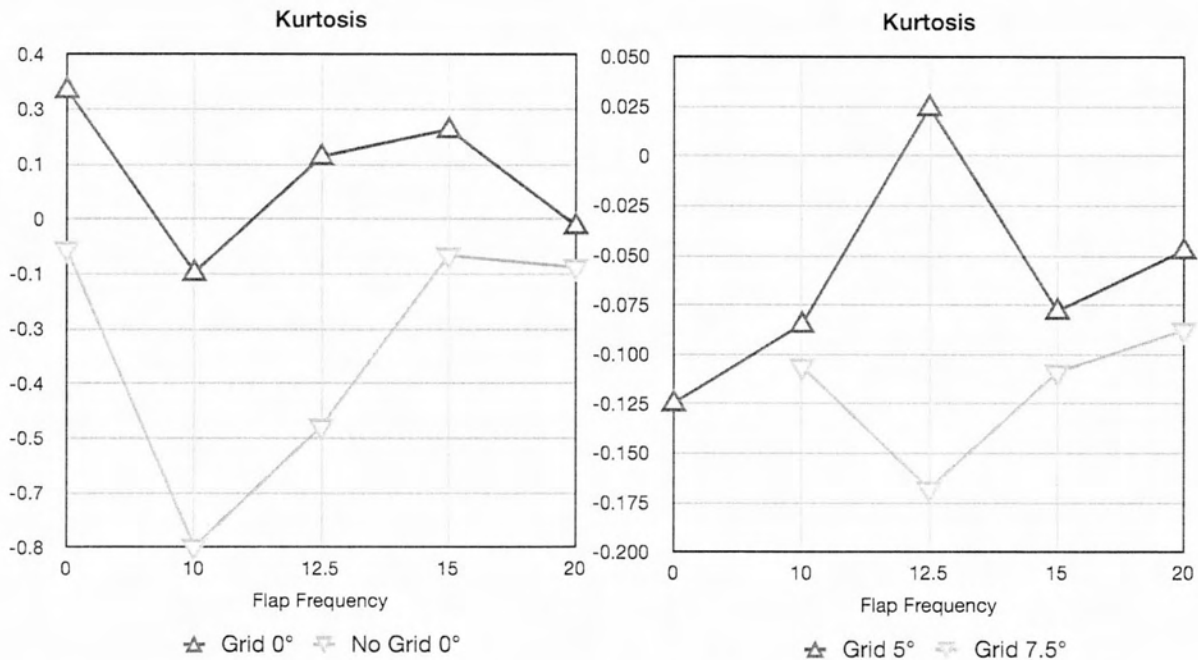


Διαγράμματα 4.6.2.5, 4.6.2.6. Κατανομές PDF και Gauss για τις μετρήσεις στις 7.5°



Διαγράμματα 4.6, 4.6 Τιμές Skewness για τις γωνίες προσβολής της αεροτομής 0°, 5° και 7.5°

Διαγράμματα 4.6, 4.6 Τιμές Skewness για τις γωνίες προσβολής της αεροτομής 0°, 5° και 7.5°

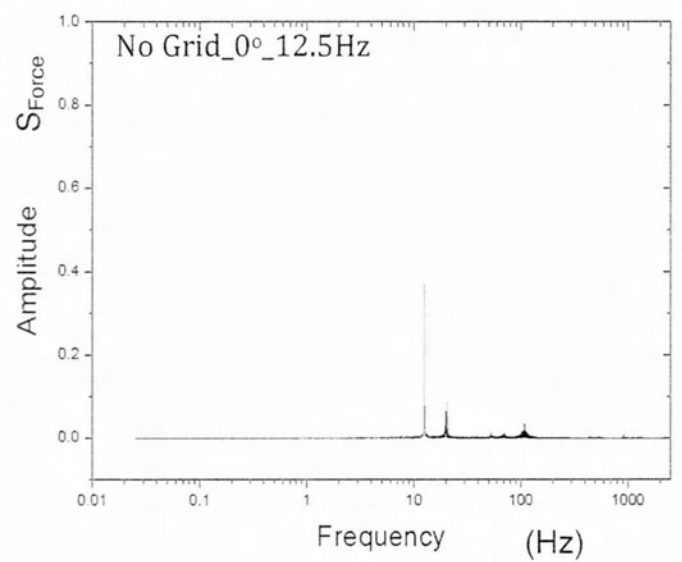
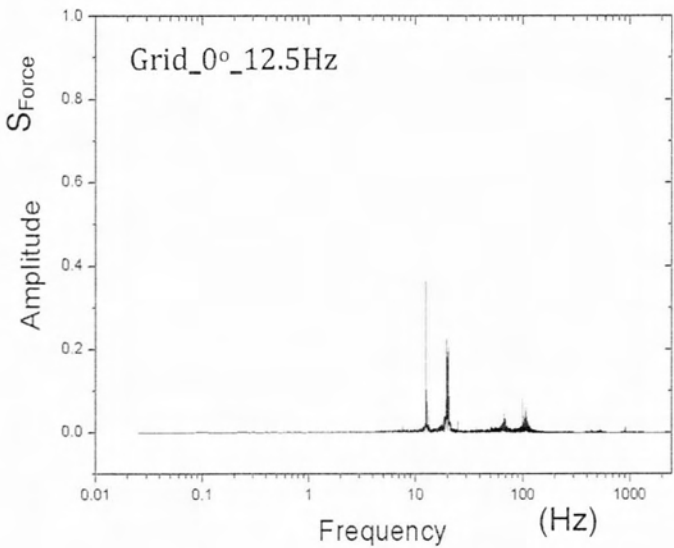
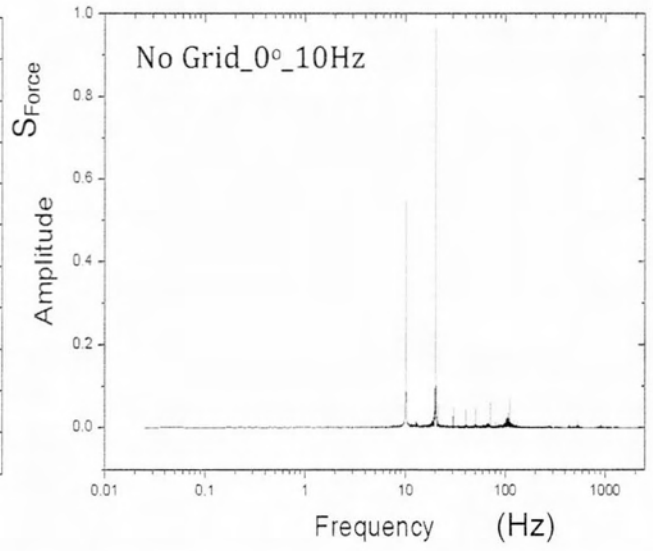
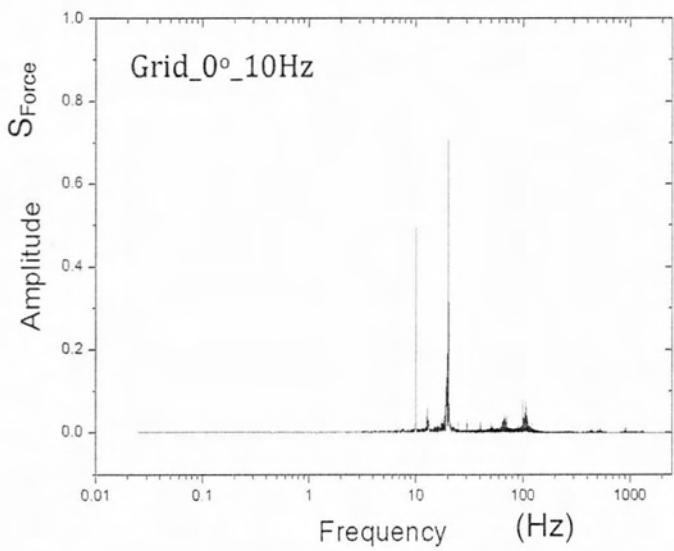
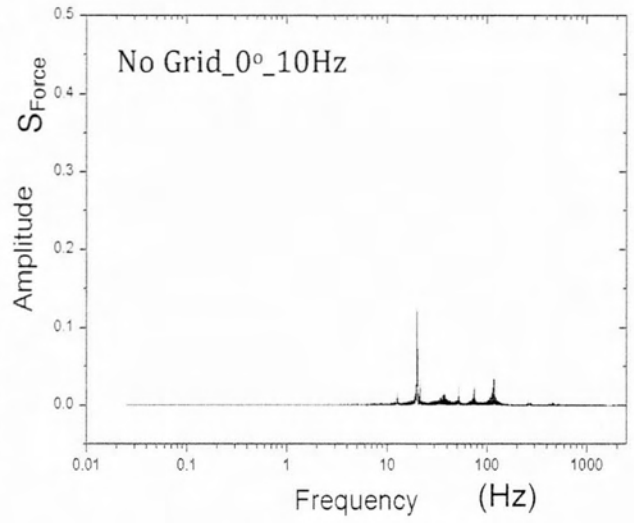
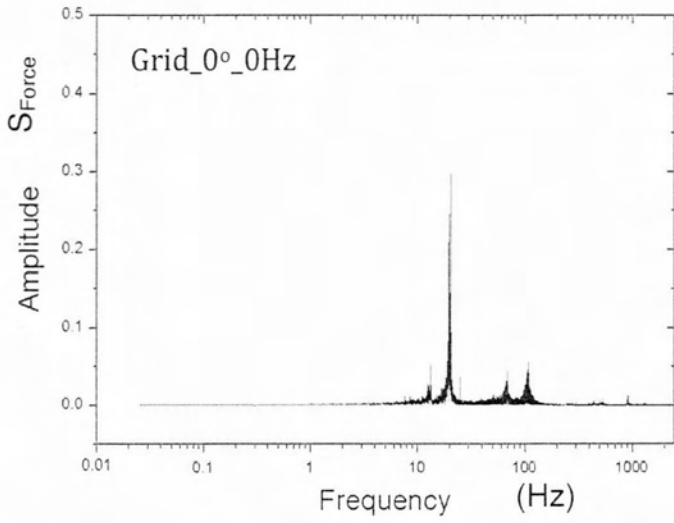


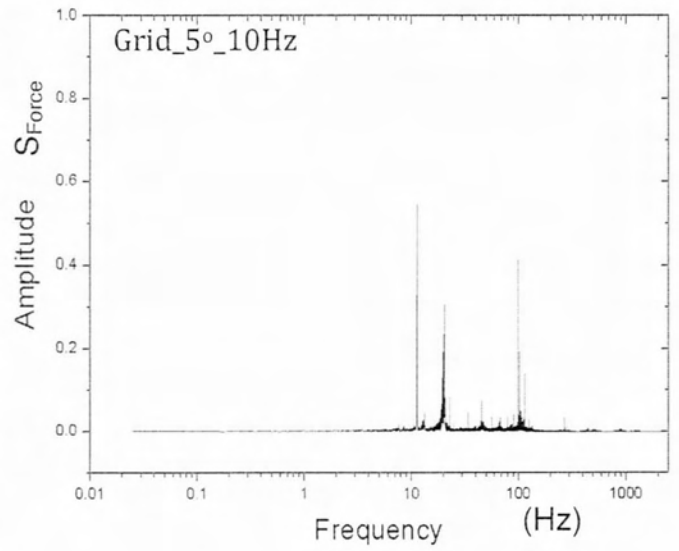
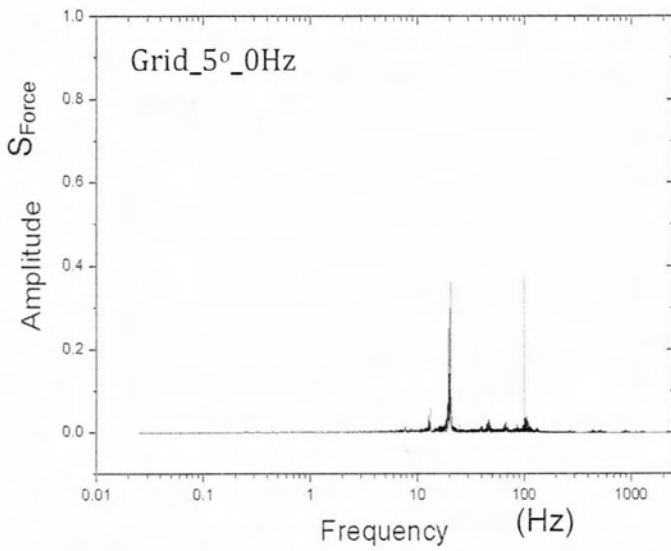
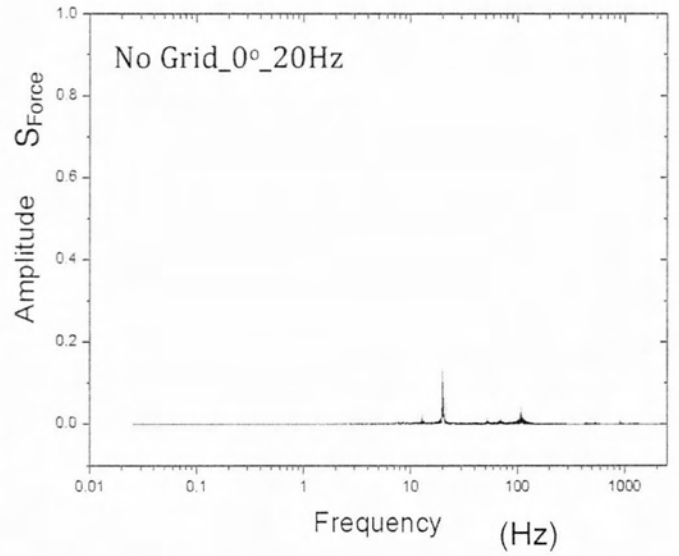
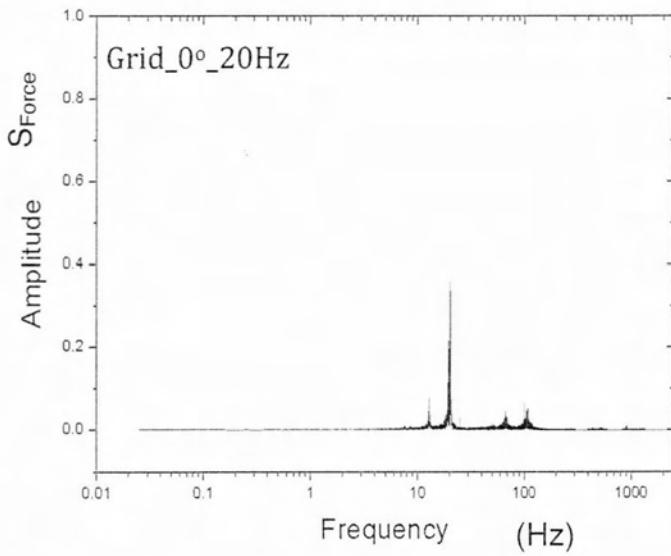
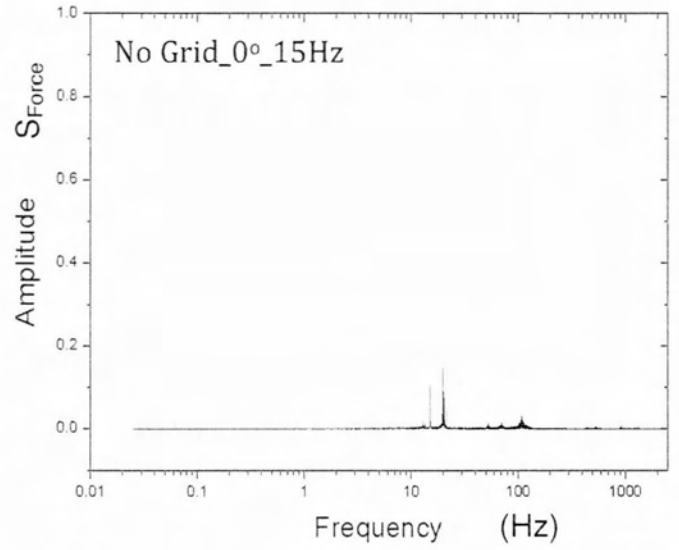
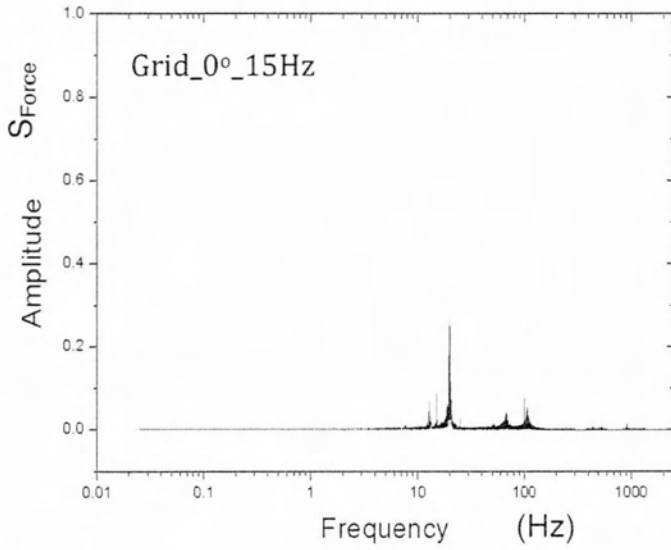
Διαγράμματα 4.6, 4.6 Τιμές Kurtosis για τις γωνίες προσβολής της αεροτομής 0°, 5° και 7.5°

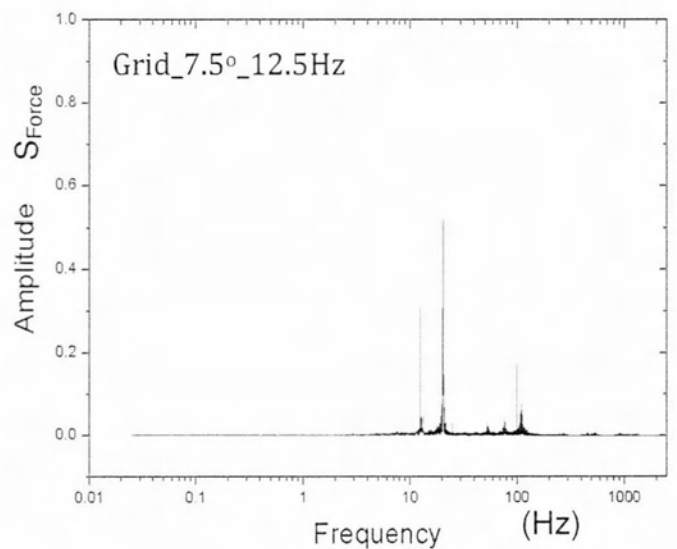
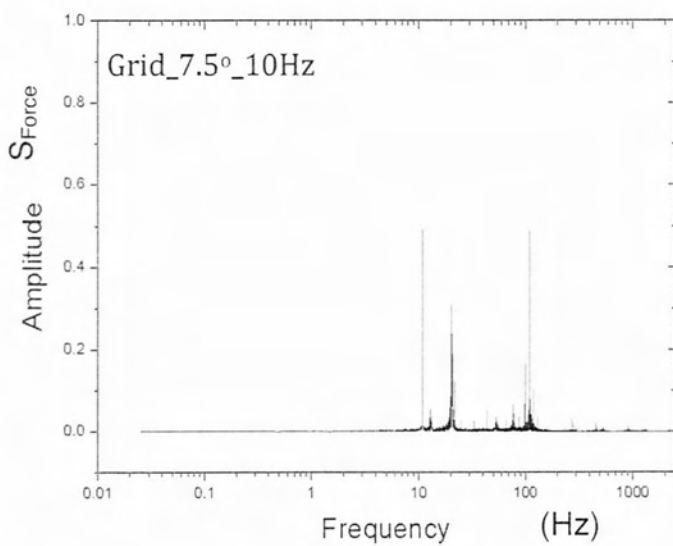
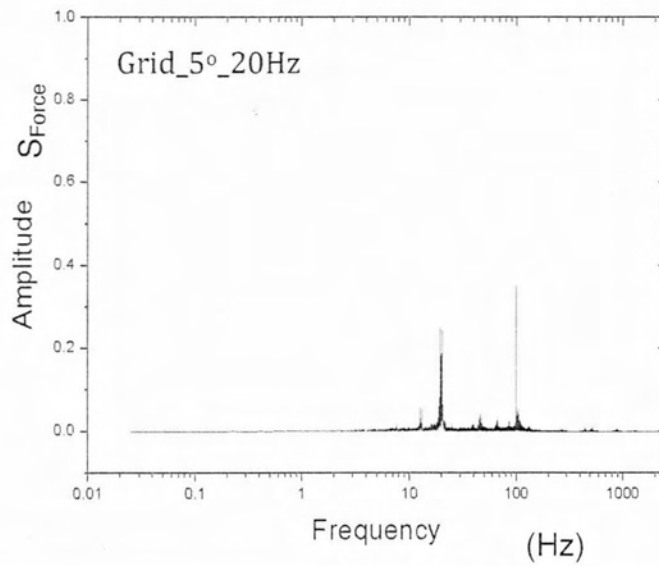
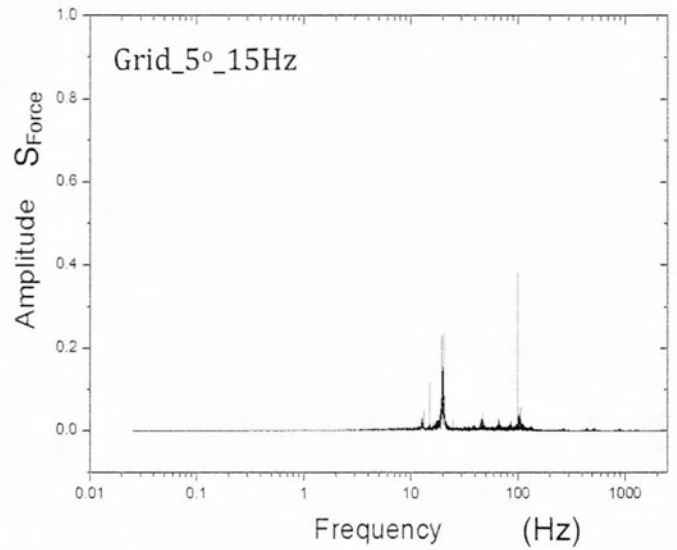
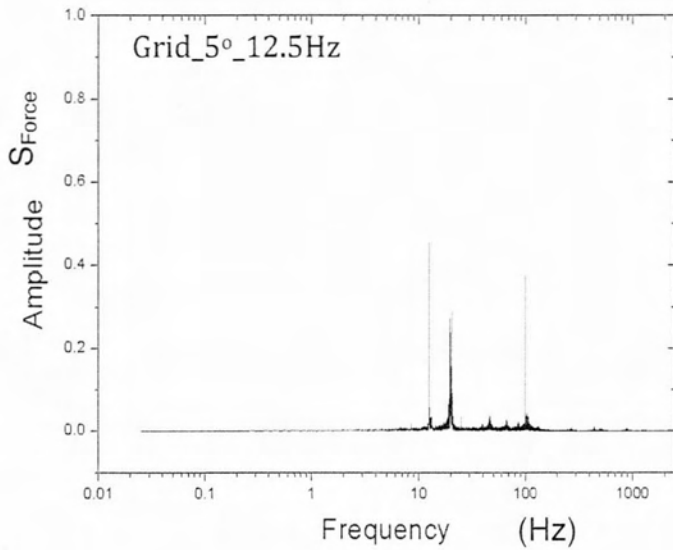
Από την παρατήρηση των παραπάνω έξι διαγραμμάτων διαπιστώνουμε ότι το εύρος των δυνάμεων δεν διαφοροποιείται πολύ με την κίνηση του flap εκτός από την περίπτωση που το flap εκτελούσε κίνηση με συχνότητα 10Hz, στην οποία περίπτωση το εύρος της δύναμης μεγαλώνει. Ακόμα από τον υπολογισμό των τιμών Skewness, οι οποίες τιμές υπολογίστηκαν πολύ κοντά στο 0, διαπιστώνεται ότι οι κατανομές έχουν συμμετρική μορφή. Επίσης οι τιμές Kurtosis υποδεικνύουν ότι οι κατανομές PDF προσεγγίζουν σε πολύ καλό βαθμό τις αντίστοιχες Gauss κατανομές. Το γεγονός αυτό μας δείχνει ότι και στις τρεις γωνίες προσβολής στη τυρβώδη ροή η άνωση επηρεάζεται περισσότερο από τη Gaussian τύρβη παρά από την κίνηση του flap με εξαίρεση την περίπτωση κίνησης του flap με 10Hz.

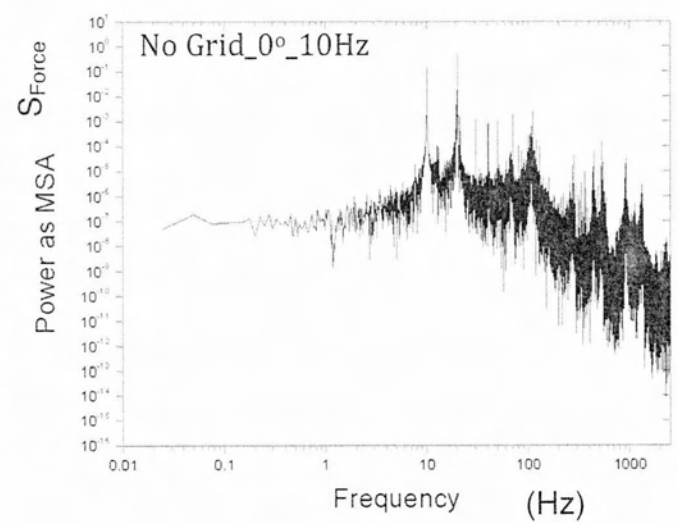
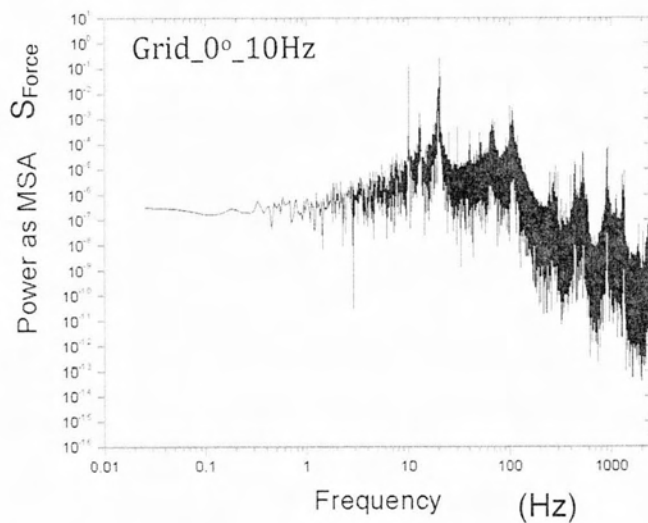
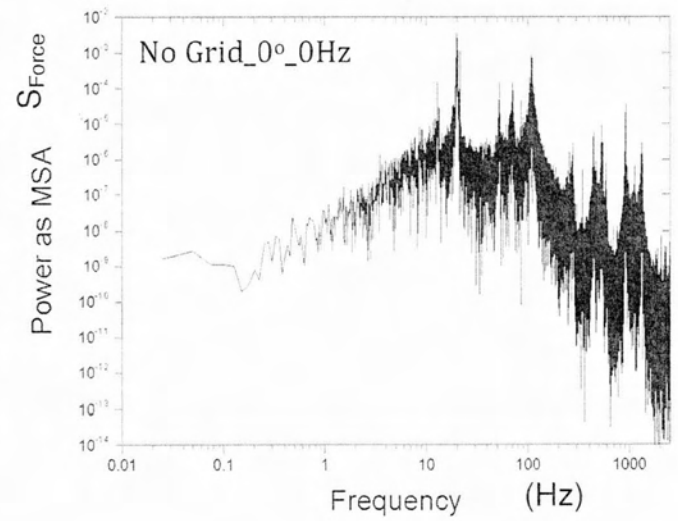
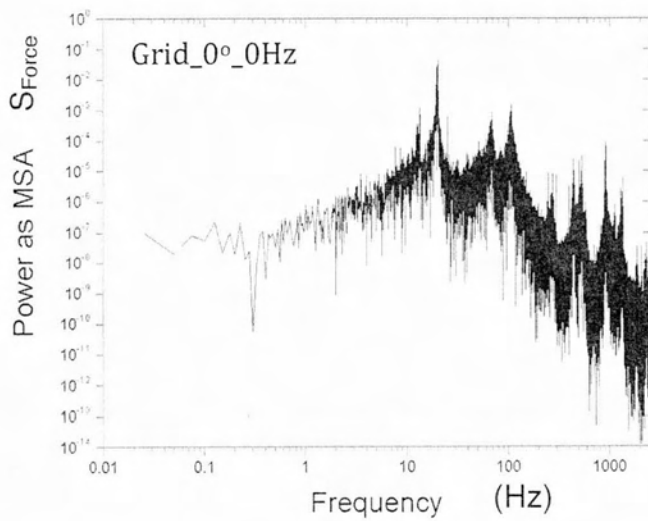
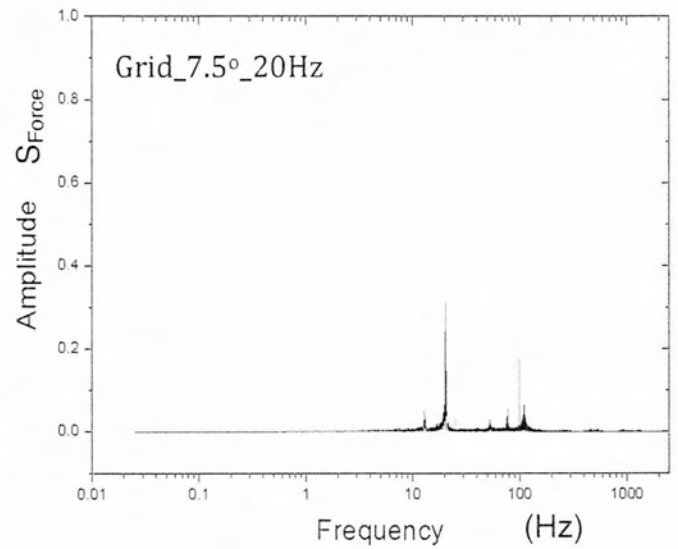
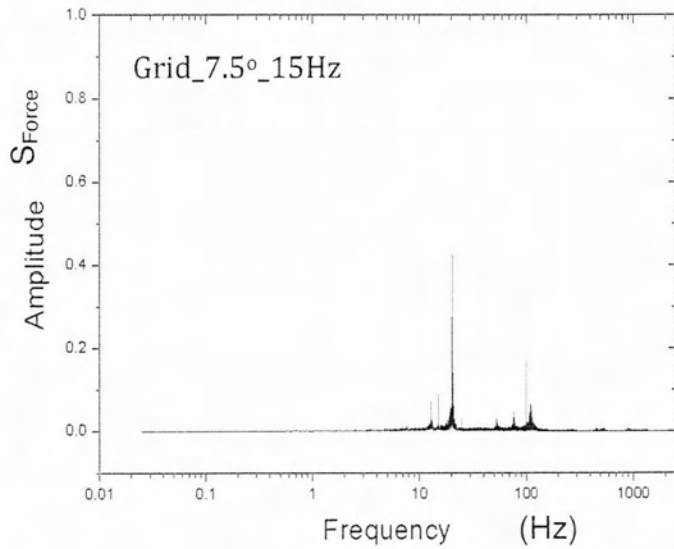
4.6.3 Power - Amplitude spectral density Δύναμης

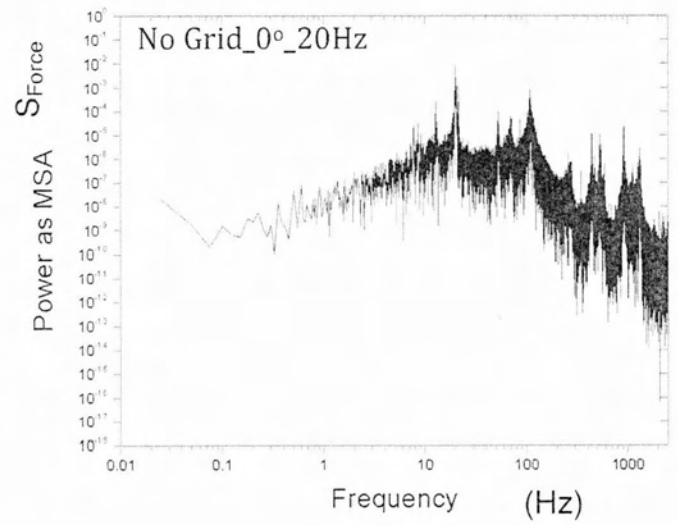
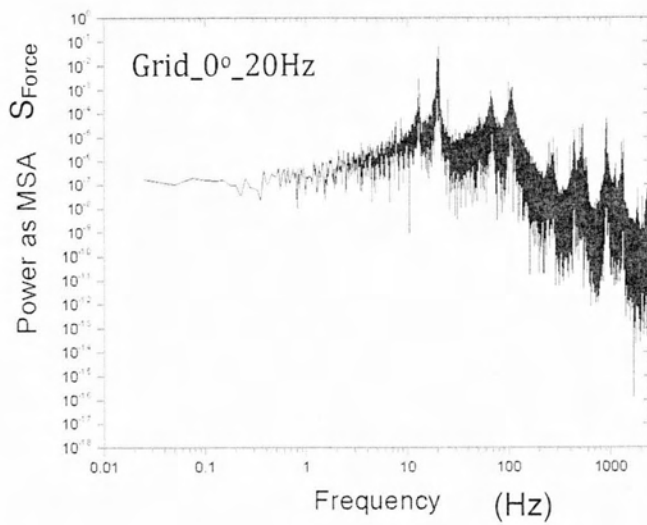
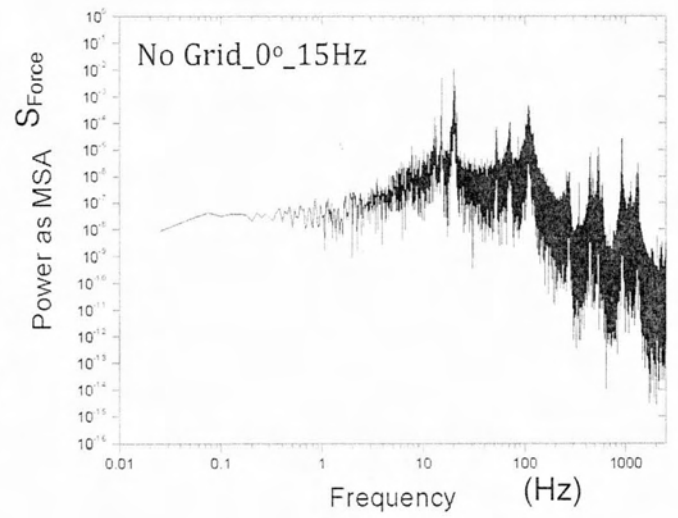
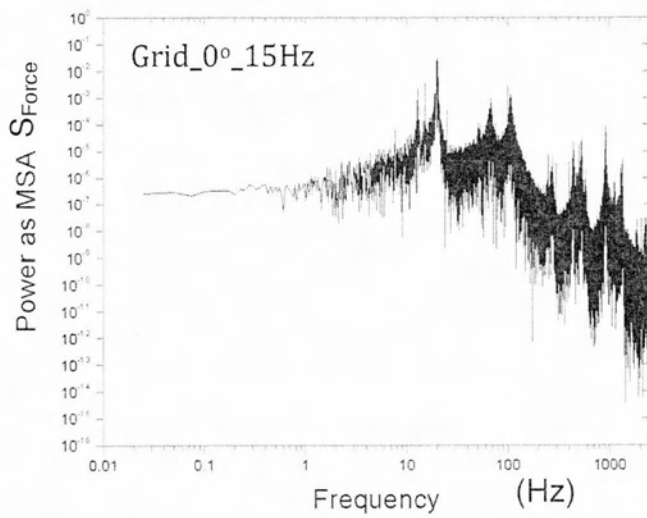
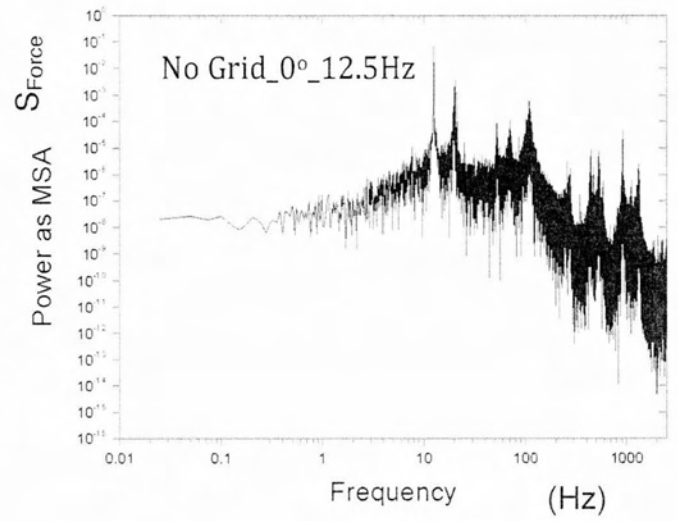
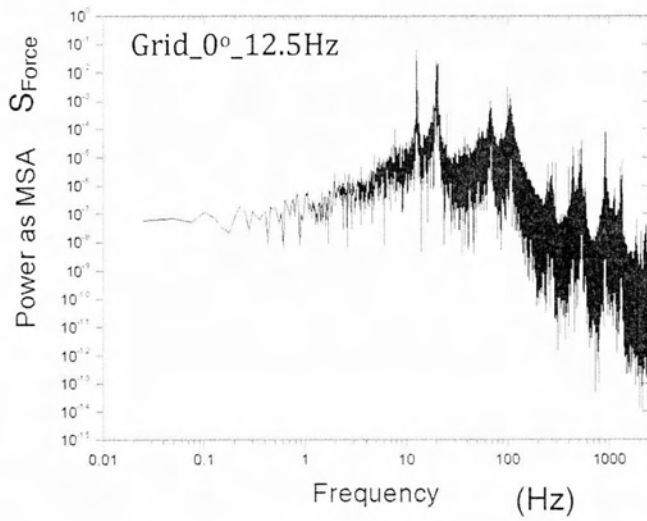
Παρόμοια με την ταχύτητα έτσι και για την άνωση έγινε επεξεργασία της χρονοσειράς της ταχύτητας στο Origin με σκοπό να παραχθούν τα φάσματα άνωσης. Η κλίμακα των διαγραμμάτων που έγιναν είναι λογαριθμική. Στον άξονα x βλέπουμε την συχνότητα της ταλάντωσης, ενώ στον άξονα y αναπαρίσταται η τιμή ταχύτητας. Έτσι μπορούμε να δούμε αν η μέγιστη τιμή της άνωσης εμφανίζεται στην συχνότητα της επιβαλλόμενης ταλάντωσης. Παρακάτω παρατίθενται τα διαγράμματα των φασμάτων της δύναμης άνωσης. Στην αριστερή στήλη παρατίθενται τα διαγράμματα φάσματος της άνωσης για μετρήσεις με το πλέγμα τοποθετημένο και στην δεξιά χωρίς αυτό. Τα φάσματα αφορούν μετρήσεις που έγιναν για γωνία προσβολής 0°, 5° και 7.5°.

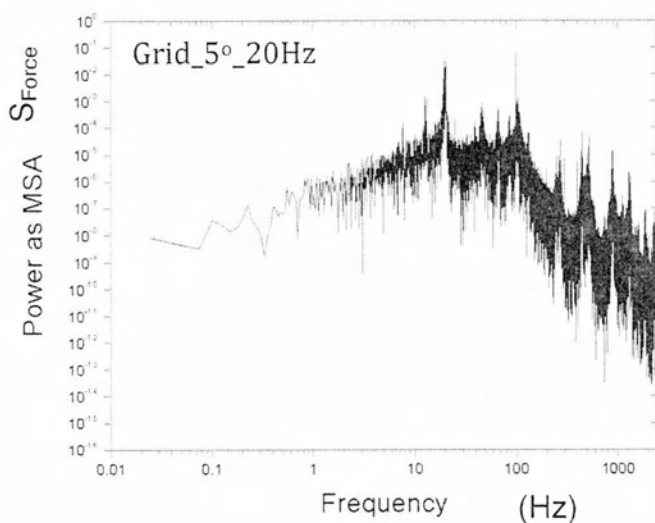
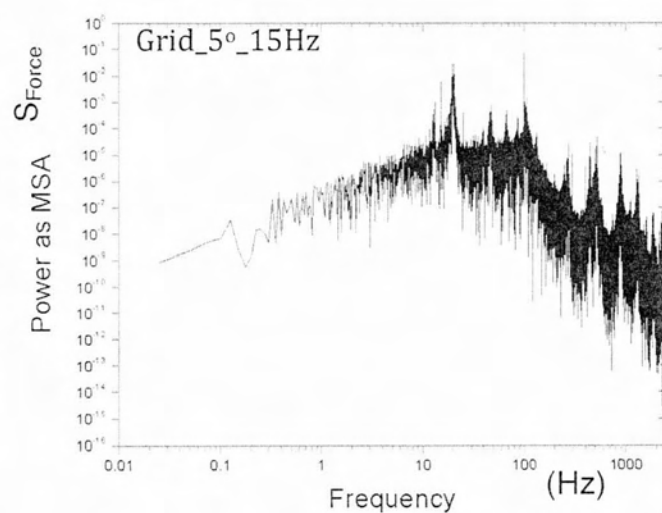
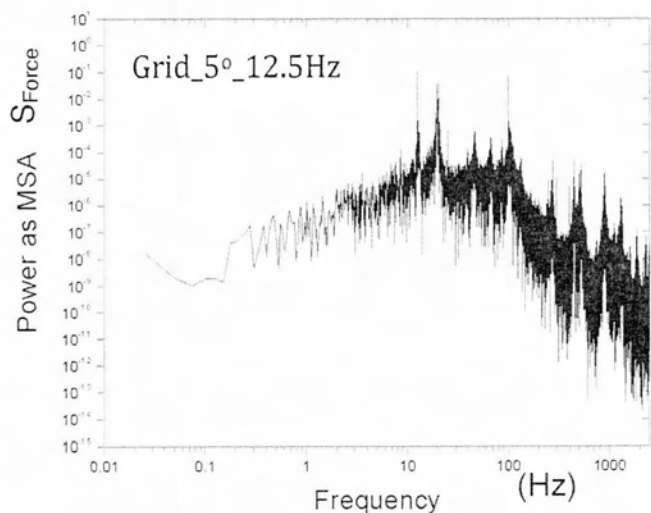
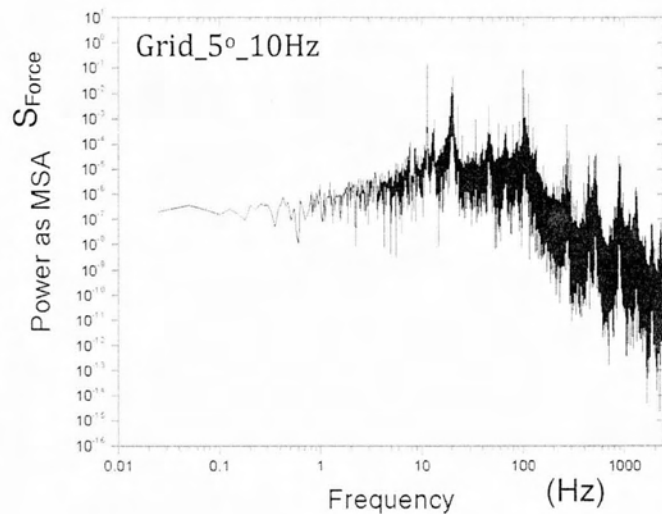
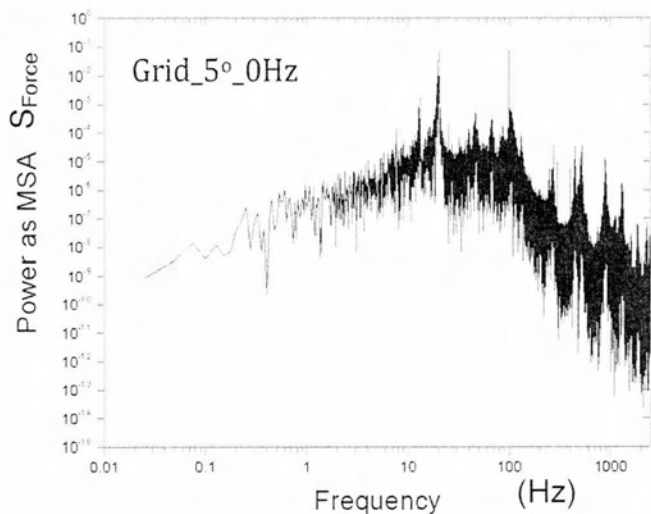


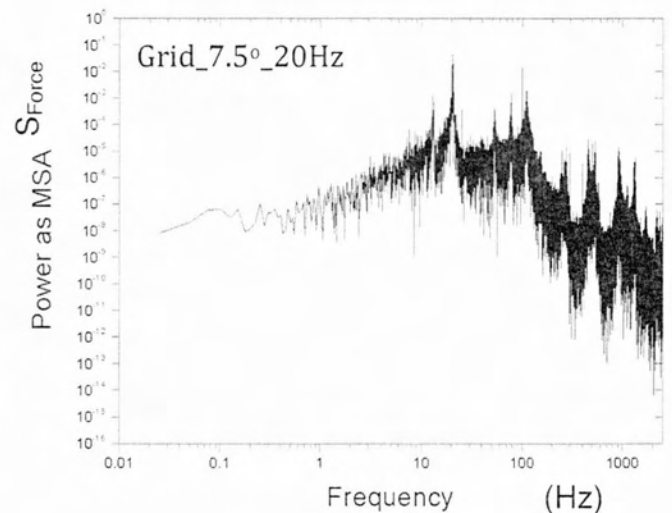
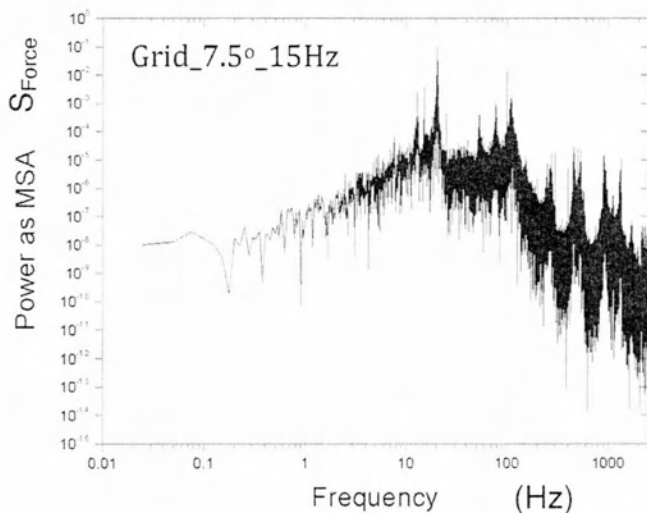
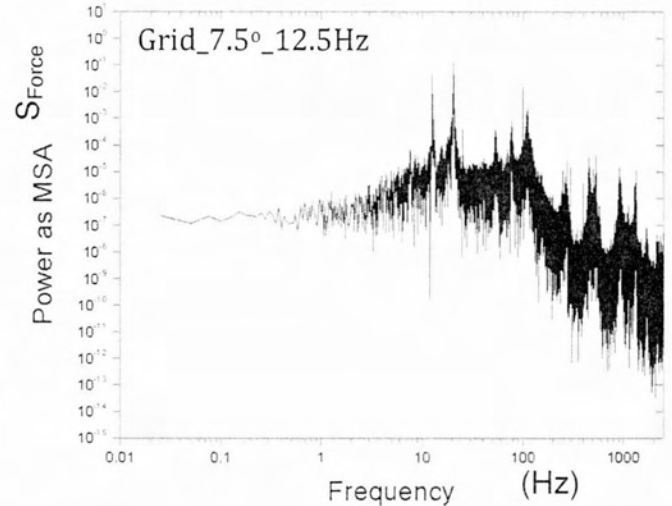
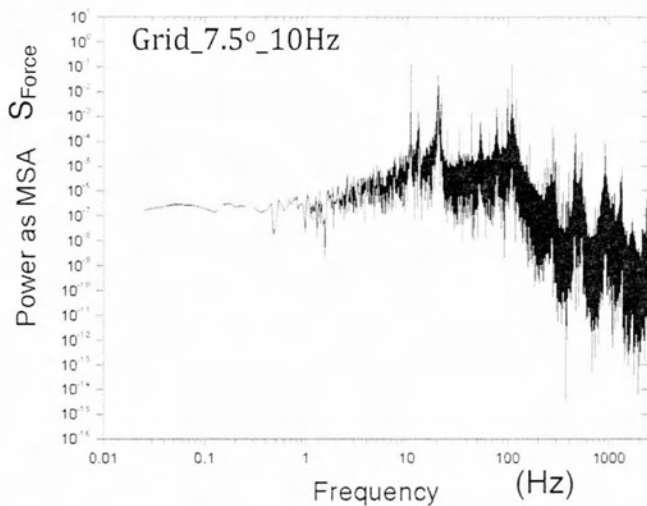












Μια πρώτη γενική σημαντική παρατήρηση που μπορεί να γίνει για τα παραπάνω φάσματα είναι ότι στη συχνότητα των 20Hz σε όλα τα διαγράμματα υπάρχει μια σημαντική κορυφή που τις περισσότερες φορές είναι και η μεγαλύτερη. Αυτό έρχεται σε συμφωνία με τα φάσματα των μετρήσεων που έγιναν χωρίς να είναι τοποθετημένο το flap. Άρα επιβεβαιώνεται το συμπέρασμα ότι υπάρχει ένα σημαντικός εσωτερικός θόρυβος που προκαλείται από μηχανικές ταλαντώσεις.

Ξεκινώντας το σχολιασμό από τις 0° γωνία προσβολής, διαπιστώνουμε ότι με την τοποθέτηση του flap υπήρξε μια άνοδος στις τιμές των κορυφών κάτι που συνοδεύεται και με μικρή αύξηση της τιμής του L_{RMS} . Στα 10Hz κίνησης του flap, όπου υπενθυμίζεται οι δίνες είναι πολύ μεγάλες, παρατηρούμε ότι η άνοση στη συγκεκριμένη περίπτωση επηρεάζεται ιδιαίτερα από τις περιοδικές δίνες που σχηματίζονται, διότι σχηματίζεται μια μεγάλη κορυφή στα 10 Hz, και κατά συνέπεια υπάρχει μια μεγάλη αύξηση του L_{RMS} και για τα δύο είδη ροών. Συναντώνται ακόμα πολλές δευτερεύουσες αρμονικές στα 40Hz, 60Hz, 80Hz και 100Hz. Όταν το flap κινούταν με συχνότητα 12.5Hz ή επίδραση της κίνησης του flap ήταν σημαντική αλλά μικρότερη σε σχέση με τη προηγούμενη περίπτωση και για τις δύο ροές. Αρμονικές βρίσκονται στα 12.5Hz, στα 20Hz,

στα 60Hz, στα 80Hz και στα 100Hz. Στα 15 Hz και 20 Hz φαίνεται ότι η επιρροή του flap είναι μικρή και υπερσχύει η κορυφή στα 20Hz, αρμονικές συναντάμε στα 12.5Hz, στα 15Hz, στα 20Hz, στα 60Hz, στα 80Hz και στα 100Hz και για τις δύο ροές στην πρώτη περίπτωση κίνησης του flap ενώ στη δεύτερη περίπτωση συναντάμε αρμονικές στα 12.5Hz, στα 20Hz, στα 60Hz, στα 80Hz και στα 100Hz. Εκτός από την κορυφή στα 20Hz στον άξονα x, στον ίδιο άξονα συναντάμε για κάθε συχνότητα κίνησης του flap μικρότερες κορυφές στα 12.5Hz στα 60Hz και στα 80Hz και στα 100Hz που πιθανώς έχουν να κάνουν με εσωτερικές πηγές θορύβου.

Όταν η γωνία προσβολής αυξάνεται στις 5°, παρατηρούνται κάποιες αλλαγές. Κατ' αρχάς και σε αυτήν την περίπτωση συναντάται μια σημαντική αρμονική στα 20Hz ενώ ταυτόχρονα εμφανίζεται μία δεύτερη αρμονική, σταθερή για όλες τις συχνότητες κίνησης του flap, στα 100Hz που σημαίνει ότι η αύξηση της γωνίας της πτέρυγας ενίσχυσε ένα σημαντικό 'θόρυβο'. Άλλοι, όχι τόσο δυνατοί 'θόρυβοι' εμφανίζονται στον x άξονα των φασμάτων στα 12.5Hz, στα 40Hz, στα 60Hz και στα 80Hz. Όταν το flap εκτελούσε περιοδική κίνηση με συχνότητα 10Hz το φάσμα εμφανίζεται πολύ θορυβώδες πέρα από τους κύριους θόρυβους που προαναφέρθηκαν, φαίνεται ακόμα ότι η κίνηση του flap έχει πολύ μεγάλη επίδραση στην αύξηση της άνωσης με την αρμονική στα 10Hz να είναι η μεγαλύτερη. Στα 12.5Hz κίνησης του flap, η δύναμη άνωσης επηρεάζεται επίσης από την κίνησή του flap καθώς η μεγαλύτερη κορυφή εμφανίζεται στα 12.5Hz. Για κίνηση flap με 15Hz και 20Hz επίδραση του flap ήταν μικρότερη.

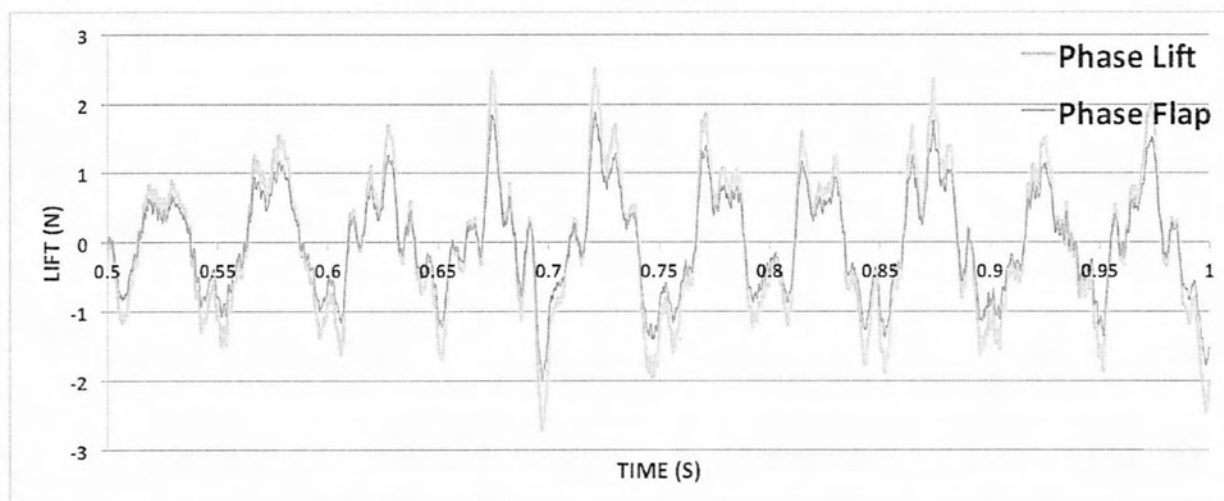
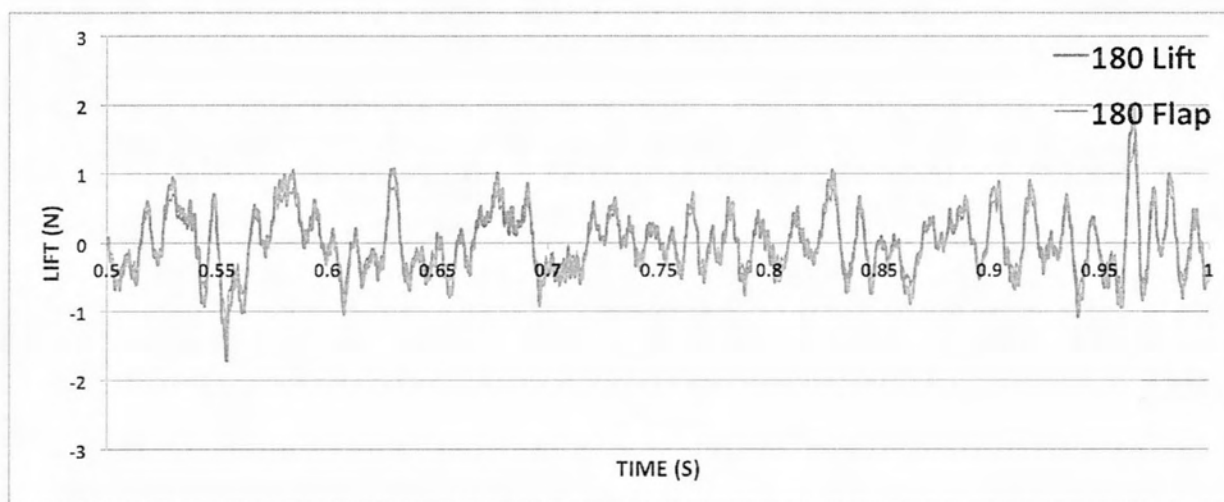
Στις 7.5° γωνία προσβολής της κύριας αεροτομής, συναντάται πάλι ο κύριος εσωτερικός θόρυβος στα 20Hz. Για κινούμενο flap με 10Hz το φάσμα φαίνεται πολύ θορυβώδες, με κύριες αρμονικές στα 10Hz, στα 20Hz, στα 12.5Hz, στα 60Hz, στα 80Hz και στα 100Hz. Στα 12.5Hz κίνησης flap, οι κύριες αρμονικές είναι στα 12.5Hz, στα 20Hz, στα 60Hz, στα 80Hz και στα 100Hz. Ενώ για κίνηση flap με συχνότητα 15Hz και 20Hz, οι κύριες αρμονικές συναντώνται στα 12.5Hz, στα 15Hz, στα 60Hz, στα 80Hz και στα 100Hz και για τη δεύτερη περίπτωση στα 12.5Hz, στα 20Hz, στα 60Hz, στα 80Hz και στα 100Hz.

Από τα διαγράμματα Power Spectral Density, τα οποία είναι σε λογαριθμική κλίμακα, γίνεται φανερό ότι προβλέπεται η θεωρία ανάλυσης του Kolmogorov για τη τυρβώδη ροή η οποία προβλέπει κλίση φάσματος $-5/3$ για τη διάσπαση της ροής.

4.7 Αποτελέσματα Μετρήσεων για τη NACA 0015 με κίνηση flap από Feedback

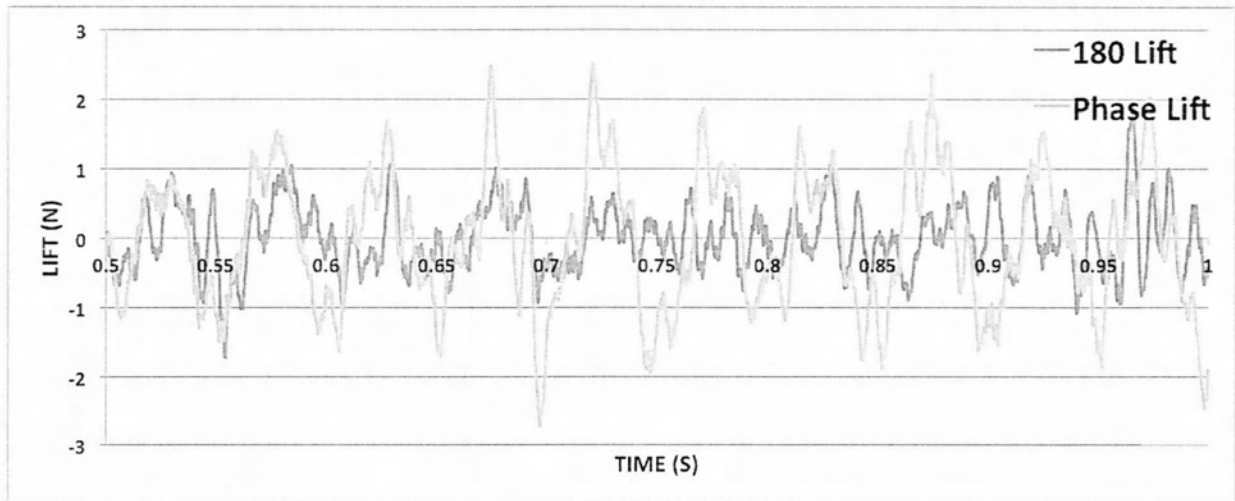
Στην υποενότητα αυτή εξετάζεται η δεύτερη φάση των πειραμάτων η οποία ονομάστηκε feedback. Σε αυτή την περίπτωση το flap δεν κάνει περιοδική κίνηση αλλά 'τυχαία' και μη περιοδική. Το μέσο εύρος κίνησης είναι $\pm 4.1^\circ$ για

συχνότητα 50Hz στην αεροσήραγγα και πέφτει μέχρι τα $\pm 2.04^\circ$ για συχνότητα αεροσήραγγας στα 30Hz. Όπως έχει προαναφερθεί το σύστημα feedback επιτεύχθηκε μέσω του ενισχυτή σήματος Kistler. Ουσιαστικά ο αισθητήρας ανίχνευσε την δύναμη άνωσης και τις διακυμάνσεις αυτής και έστειλε το σήμα μέσω του ενισχυτή στο μεγάφωνο. Η αλλαγή στην πολικότητα του μεγαφώνου επέτρεψε και την αλλαγή στη διαφορά φάσης των δύο σημάτων. Εξετάστηκαν δύο κατηγορίες σημάτων, στην πρώτη το σήμα της άνωσης και το σήμα της κίνησης του flap είχαν μηδενική φάση (αυτή η κατηγορία ονομάστηκε PHASE) και στη δεύτερη είχαν 180° (αυτή η κατηγορία ονομάστηκε 180). Οι εικόνες 4.7.1 και 4.7.2 δείχνει τα time record της άνωσης για 0.5 δευτερόλεπτο αλλά και του σήματος το οποίο στελνόταν στο μεγάφωνο ελαφρώς μειωμένο.



Εικόνες 4.7.1, 4.7.2 Time record διακύμανσης άνωσης για τις περιπτώσεις 180° και PHASE

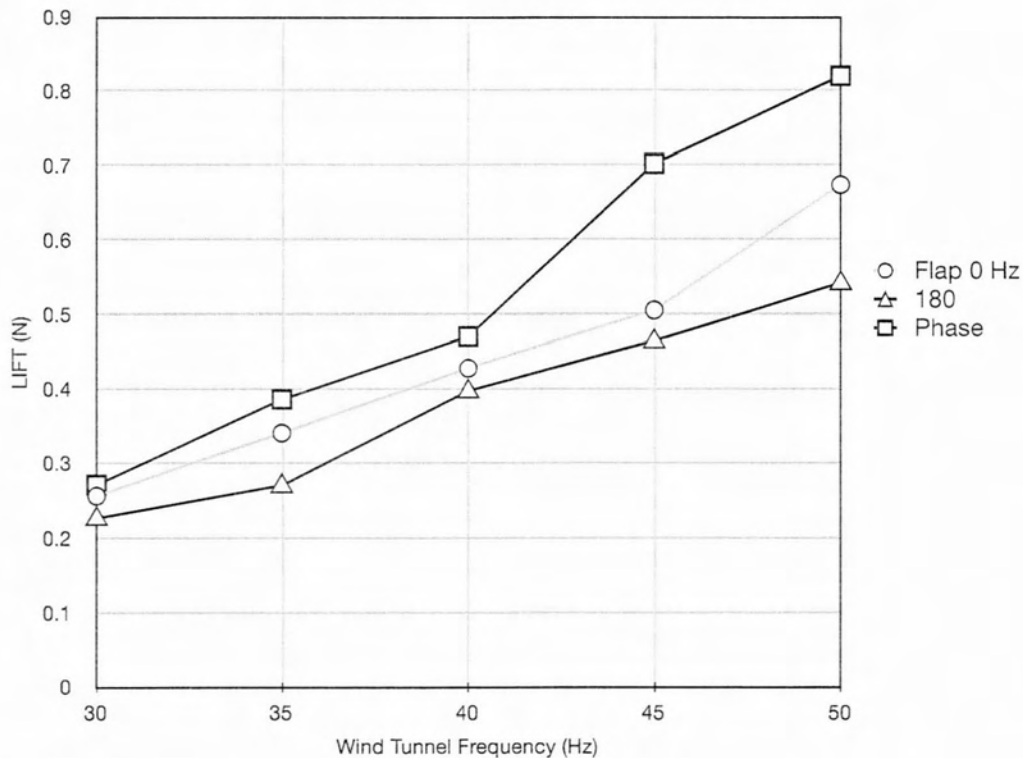
Η εικόνα 4.7.3 παρουσιάζει δύο time record για δύο κατηγορίες μετρήσεων η μία PHASE και η άλλη 180.



Εικόνες 4.7.3 Time record διακύμανσης άνωσης για τις περιπτώσεις 180° και PHASE

4.7.1 Μεταβολή Ασταθούς Άνωσης

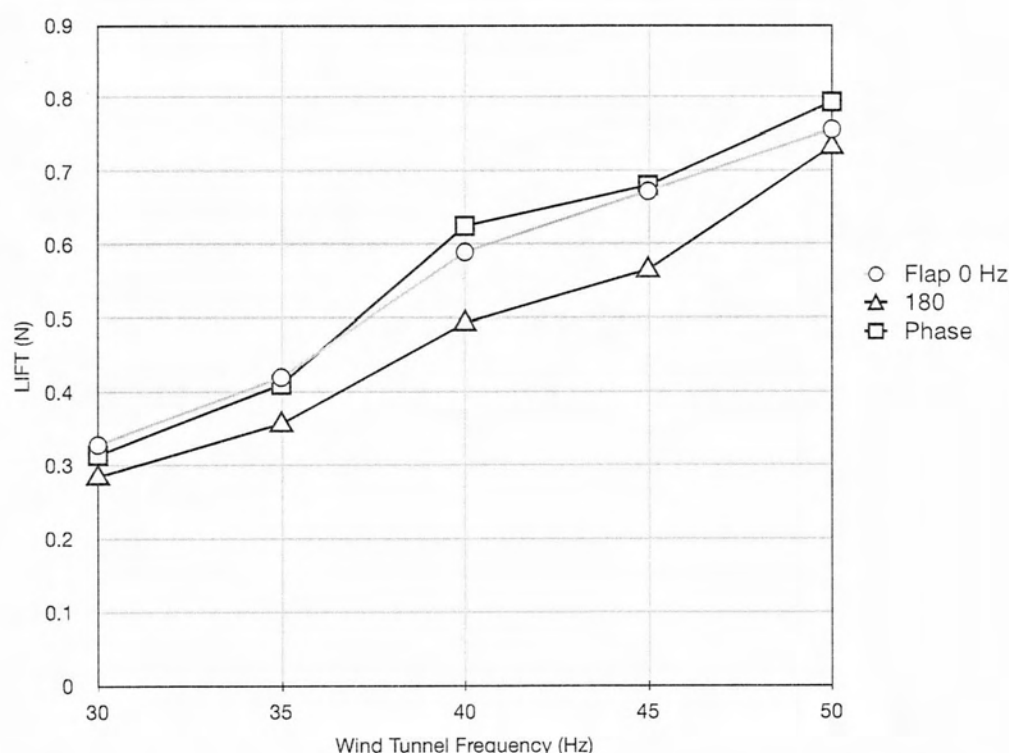
Παρακάτω ακολουθούν τα διαγράμματα τα οποία δείχνουν την μεταβολή της ασταθούς άνωσης για 0° , 5° , 7.5° γωνία προσβολής της κύριας αεροτομής. Γίνεται σύγκριση μεταξύ των μετρήσεων 180 (διαφορά φάσης στα δύο σήματα 180°) και Phase (διαφορά φάσης στα δύο σήματα 0°) και σημειώνεται η διαφορά αυτών με τις μετρήσεις στις οποίες το flap μένει ακίνητο.



Διάγραμμα 4.7.1.1 Μεταβολή ασταθούς άνωσης σε κίνηση flap με feedback στις 0°

Από μια πρώτη ανάλυση του παραπάνω διαγράμματος βγαίνει το συμπέρασμα ότι ο τρόπος με τον οποίο είναι συνδεδεμένο το μεγάφωνο με τον ενισχυτή

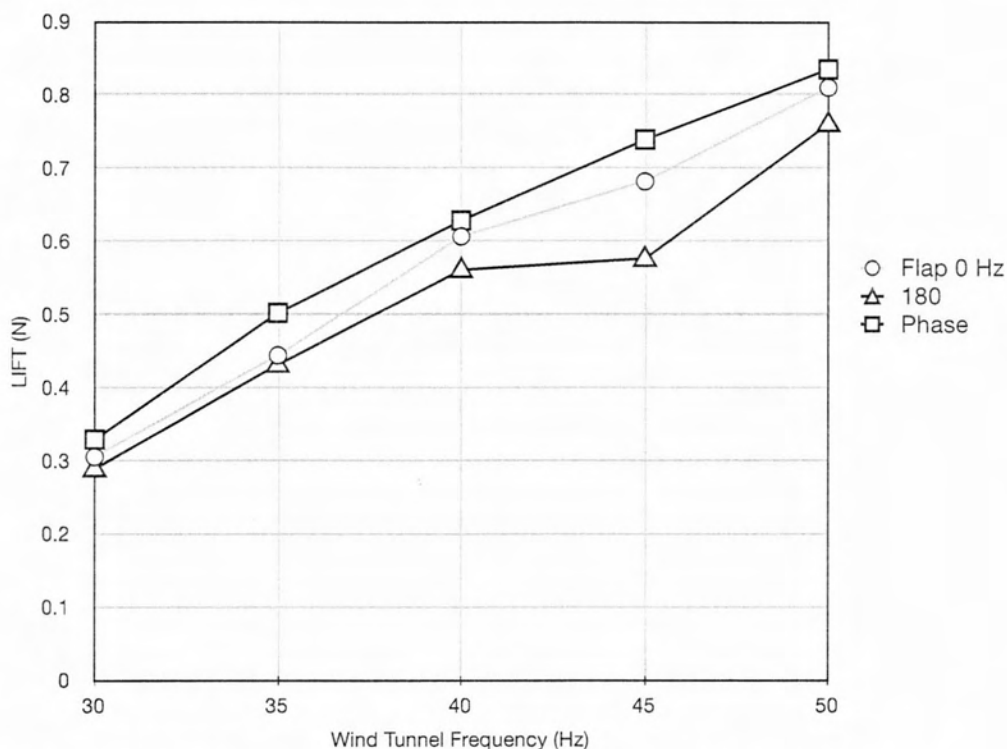
σήματος της γεννήτριας συχνοτήτων (πολικότητα) ή διαφορετικά η διαφορά φάσης με την οποία φτάνει το σήμα στον ίδιο ενισχυτή παίζει πολύ σημαντικό ρόλο στην αύξηση ή στην μείωση των διακυμάνσεων της ροής. Αρχικά, για συχνότητα 50Hz στην αεροσήραγγα το L_{RMS} μετρήθηκε 0.673N. Όταν η διαφορά φάσης του σήματος που παίρναμε από την τύρβη με αυτό που στελνόταν στο flap ήταν 180° τότε το L_{RMS} μειώθηκε στα 0.541N (19.6% μείωση). Αντίθετα όταν δεν υπήρχε διαφορά φάσης στα δύο σήματα τότε το L_{RMS} αυξήθηκε στα 0.82N (22% αύξηση). Για συχνότητα αεροσήραγγας στα 45Hz το L_{RMS} για ακίνητο flap μετρήθηκε 0.505 N. Για διαφορά φάσης 180° παρατηρήθηκε περίπου 8% μείωση της ασταθούς άνωσης ενώ στη μέτρηση χωρίς διαφορά φάσης παρατηρήθηκε 38.9% αύξηση. Για συχνότητες 40Hz, 35Hz και 30Hz η ασταθής άνωση μετρήθηκε 0.427N, 0.34N και 0.255N αντίστοιχα. Όταν η διαφορά φάσης ήταν 180° καταγράφηκε μείωση της διακύμανσης της άνωσης κατά 7%, 20% και 11.6% αντίστοιχα ενώ όταν τα δύο σήματα ήταν σε φάση τότε παρατηρήθηκε, σε συμφωνία με τις δύο προηγούμενες συχνότητες της αεροσήραγγας, αύξηση της τιμής κατά 10%, 13% και 5.76% αντίστοιχα. Οπότε, διαπιστώνεται μια πολύ σημαντική διαφορά στις μετρήσεις η οποία έχει να κάνει με τη διαφορά φάσης των δύο σημάτων.



Διάγραμμα 4.7.1.2 Μεταβολή ασταθούς άνωσης σε κίνηση flap με feedback στις 5°

Από το παραπάνω διάγραμμα καταλαβαίνει πάλι κανείς ότι υπάρχουν διαφορές και πάλι στις μετρήσεις ανάλογα με την διαφορά φάσης των δυο σημάτων και για γωνία προσβολής 5° . Αυτή την φορά παρατηρείται μικρότερη αύξηση της ασταθούς άνωσης για τις μετρήσεις όπου τα δύο σήματα ήταν σε φάση και μια πιο σταθερή μείωση των διακυμάνσεων όταν υπήρχε 180° διαφορά στα σήματα. Στα 50Hz της αεροσήραγγας είχαμε αύξηση του L_{RMS} κατά 4.9% και μείωση κατά 3% αντίστοιχα, στα 45Hz αμελητέα αύξηση 1.15% και σημαντική μείωση 16%,

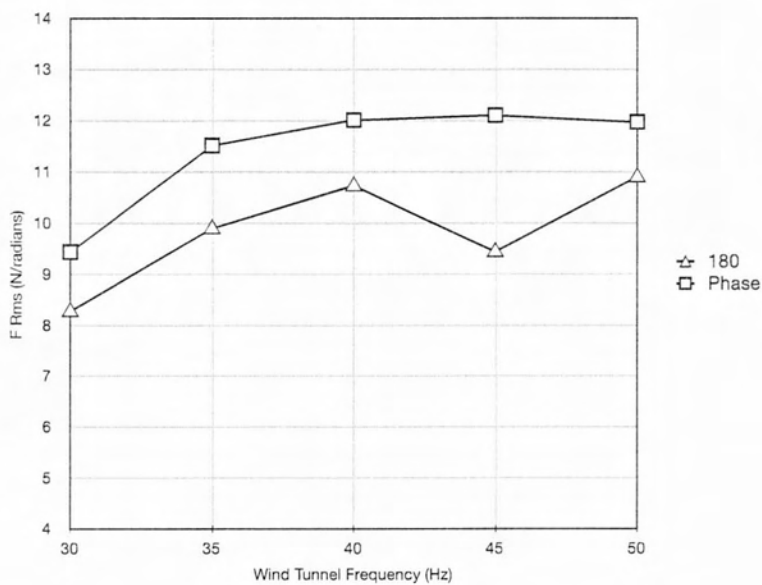
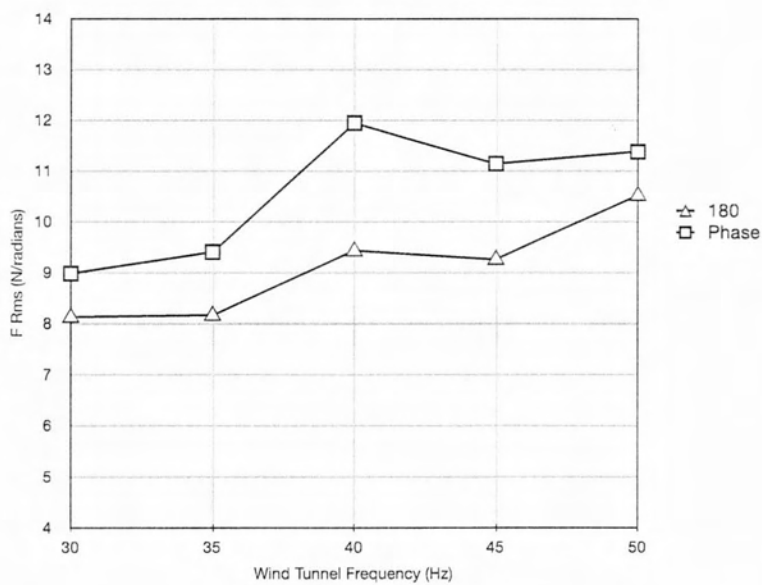
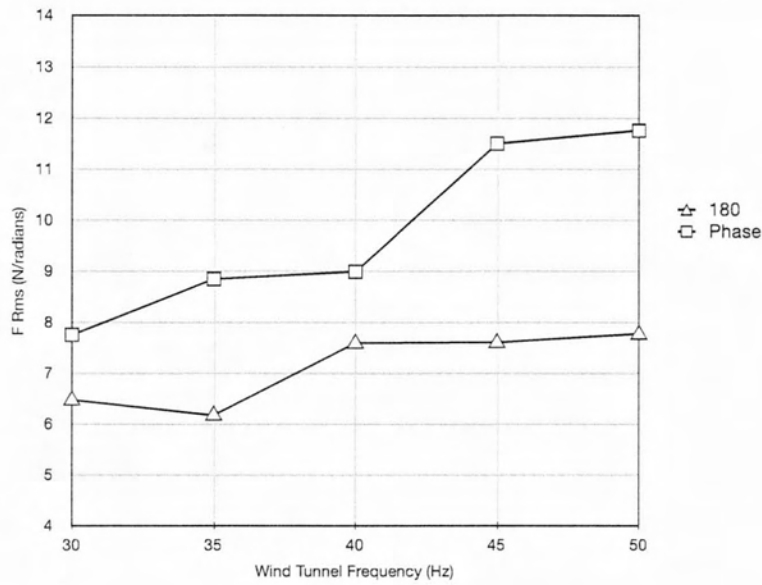
στα 40Hz αύξηση 6% όταν ήταν σε φάση και μείωση L_{RMS} κατά 16% πάλι όταν η διαφορά φάσης ήταν 180° . Στα 35Hz και 30Hz της αεροσήραγγας παρατηρήθηκε μείωση του L_{RMS} κατά 2.3% και 4.3% αντίστοιχα στην πρώτη περίπτωση μετρήσεων και αύξηση του L_{RMS} κατά 15.2% και 13.5% αντίστοιχα στη δεύτερη περίπτωση μετρήσεων.



Διάγραμμα 4.7.1.3 Μεταβολή ασταθούς άνωσης σε κίνηση flap με feedback στις 7.5°

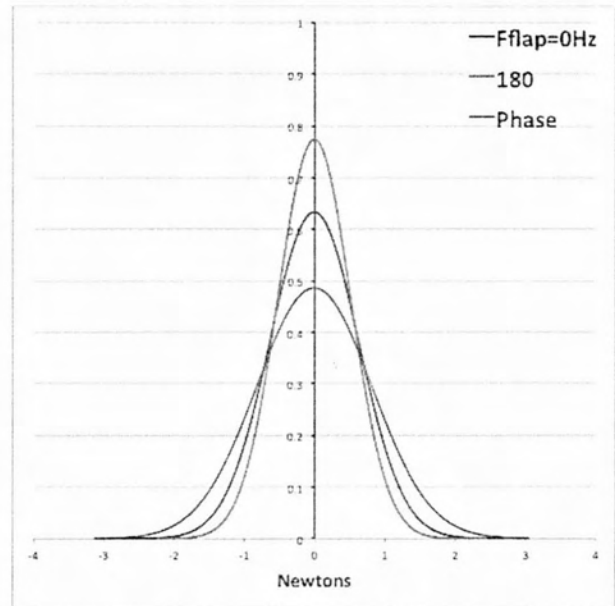
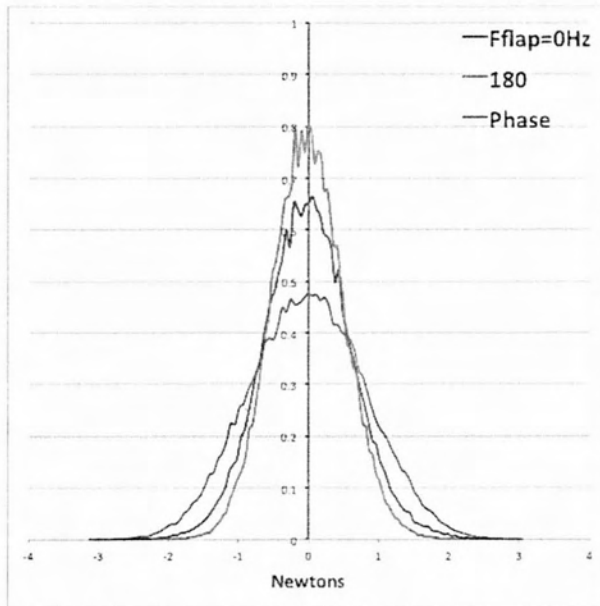
Τέλος, οι διαφορές στις μετρήσεις μειώνονται όταν η γωνία προσβολής αυξηθεί στις 7.5° . Στη μέγιστη ταχύτητα της αεροσήραγγας παρατηρούμε αύξηση του L_{RMS} της άνωσης για διαφορά φάσης 0° κατά 3% και για διαφορετική φάση των δύο σημάτων μείωση κατά 11%. Για τις υπόλοιπες ταχύτητες η εικόνα των μετρήσεων είναι ίδια με τη γενική εικόνα που έχει σχηματιστεί από τα προηγούμενα δύο διαγράμματα. Όταν τα δύο σήματα ήταν σε φάση, στα 45Hz της αεροσήραγγας καταγράφηκε αύξηση του L_{RMS} κατά 8.38%, στα 40Hz αύξηση κατά 3.6%, στα 35Hz 13% ενώ στα 30Hz αύξηση κατά 7.78%. Από την άλλη πλευρά, όταν υπήρχε διαφορά στη φάση κατά 180° παρατηρούταν μείωση στη διακύμανση της άνωσης, πιο αναλυτικά, στα 45Hz της αεροσήραγγας μετρήθηκε μείωση 15.5%, στα 40H μείωση 7.5%, στα 35Hz μείωση 2.9% και τέλος στα 30Hz της αεροσήραγγας μετρήθηκε μείωση 5.4%

Τα διαγράμματα 4.7.1.4, 4.7.1.5 και 4.7.1.6 μας δείχνουν τη μεταβολή του F_{RMS} ανάλογα με την ταχύτητα της αεροσήραγγας. Παρατηρούμε σε γενικές γραμμές ότι αναλογικά σε κάθε διαφορετική συχνότητα, δηλαδή για κάθε διαφορετικό εύρος γωνιών, η μεταβολή είναι σταθερή και για την περίπτωση Phase και για της περίπτωση 180 και για τις τρεις γωνίες προσβολής 0° , 5° και 7.5° .

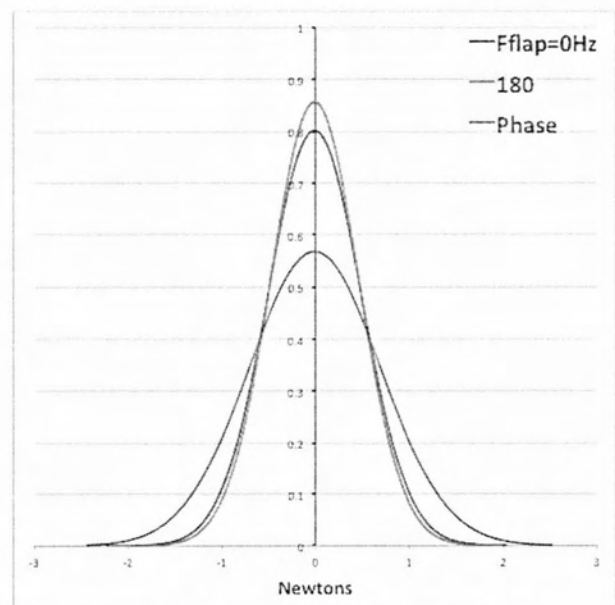
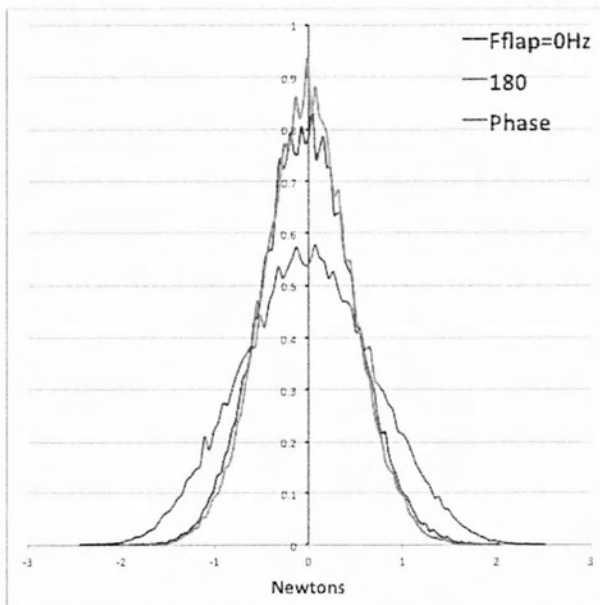


4.7.2 Probability Density Function-Κατανομή Gauss Δύναμης

Σε αυτήν την υποενότητα παρατίθενται οι κατανομές PDF και Gauss για όλες τις περιπτώσεις μετρήσεων για συχνότητα ταχύτητας 50Hz και 45Hz. Οι ροπές Skewness και Kurtosis μας δίνουν στοιχεία για τα χαρακτηριστικά των κατανομών. Ακόμα, από μια πρώτη παρατήρηση των παρακάτω διαγραμμάτων διαπιστώνουμε ταύτιση των κατανομών PDF και των κανονικών κατανομών γεγονός ότι η άνωση επηρεάζεται άμεσα από τη ομογενή και πλήρως ανεπτυγμένη τυρβώδη ροή.

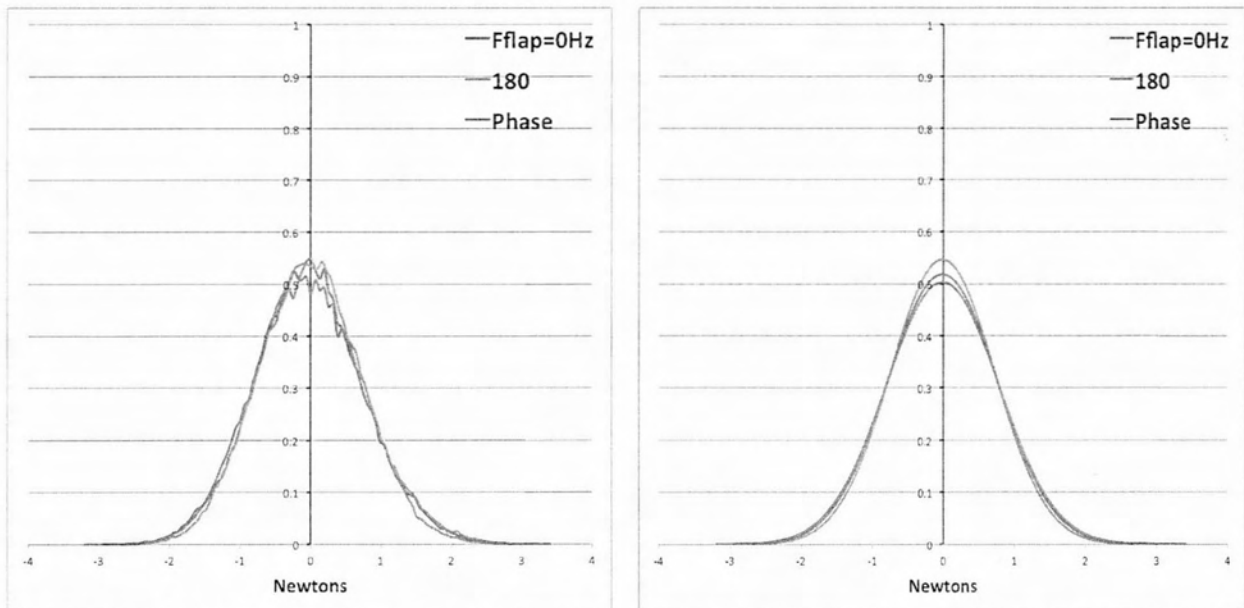


Διαγράμματα 4.7.2.1, 4.7.2.2 Σύγκριση κατανομών PDF και Gauss για τις περιπτώσεις Phase, 180°, και ακίνητου flap για μετρήσεις στις 0° και 50Hz αεροσήραγγας.

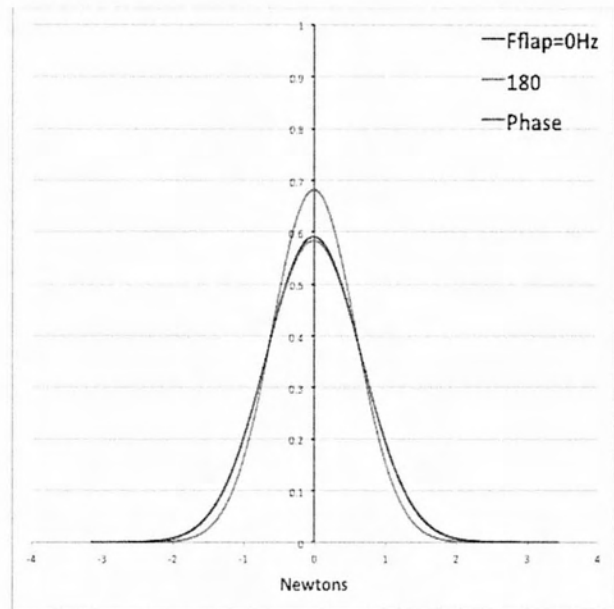
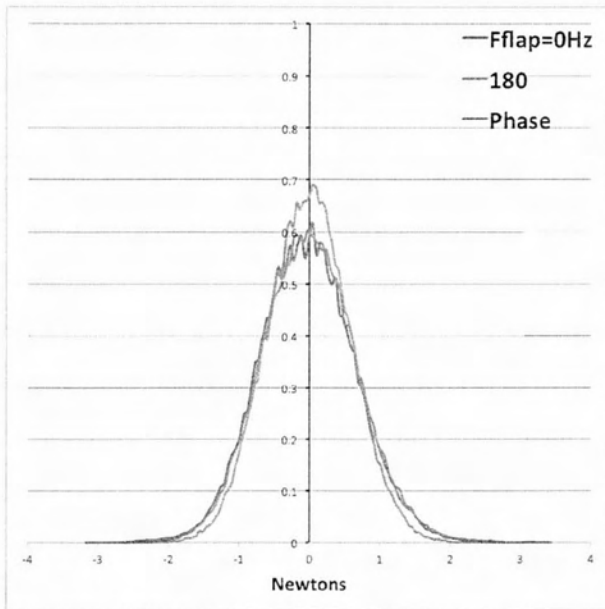


Διαγράμματα 4.7.2.3, 4.7.2.4 Σύγκριση κατανομών PDF και Gauss για τις περιπτώσεις Phase, 180°, και ακίνητου flap για μετρήσεις στις 0° και 45Hz αεροσήραγγας.

Από τα παραπάνω διαγράμματα διαπιστώνουμε ότι το εύρος των τιμών δύναμης επηρεάζεται αρκετά από την επιλογή του σήματος που θα σταλθεί για την κίνηση του flap. Αρχικά στο διάγραμμα 4.7.2.1 παρατηρούμε ότι όταν το flap κινείται με σήμα το οποίο δεν έχει διαφορά φάσης με το σήμα που καταγράφεται από τον αισθητήρα, το εύρος της άνωσης αυξάνεται αρκετά. Αντίθετα όταν υπάρχει διαφορά φάσης 180° το εύρος μειώνεται μειώνοντας έτσι και τη διακύμανση της άνωσης. Οι ίδιες παρατηρήσεις γίνονται και για το διάγραμμα 4.7.2.3. Οι τιμές Skewness και για τα δύο είδη σημάτων που στέλνονταν στο flap υπολογίστηκαν πολύ κοντά στο 0 δείχνοντας έτσι ότι πρόκειται για συμμετρική κατανομή. Ακόμα, οι τιμές Kurtosis για την περίπτωση όπου δεν υπάρχει διαφορά φάσης βρέθηκαν αρνητικές αλλά σχετικά κοντά στο 0, υποδεικνύοντας ότι οι κατανομές PDF για 50Hz και 45Hz χαρακτηρίζονται ως sub-Gaussian κατανομές. Στις περιπτώσεις όπου τα δύο σήματα είναι σε φάση 180° και όπου το flap είναι ακίνητο οι κατανομές PDF χαρακτηρίζονται ως Gaussian καθώς οι τιμές Kurtosis βρέθηκαν πολύ κοντά στο μηδέν.

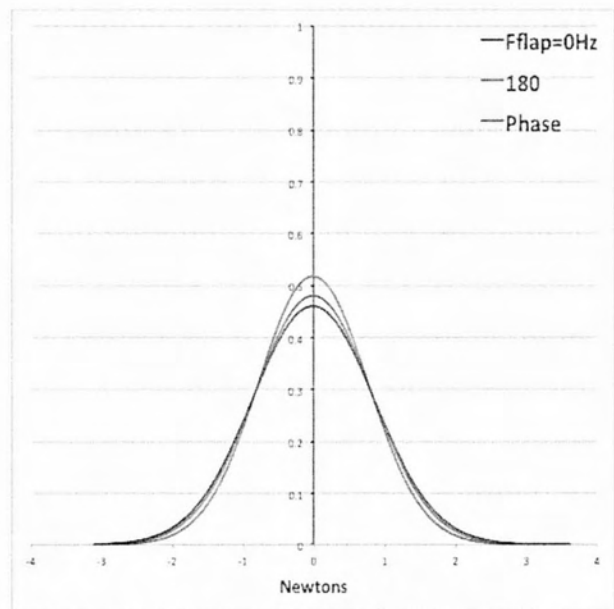
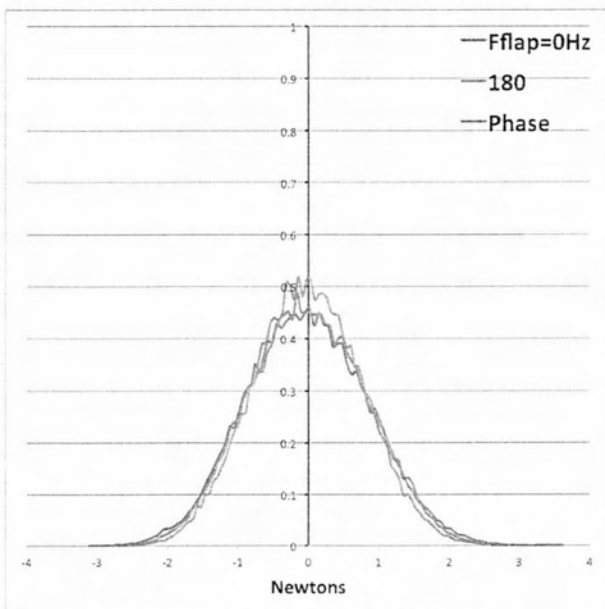


Διαγράμματα 4.7.2.5, 4.7.2.6 Σύγκριση κατανομών PDF και Gauss για τις περιπτώσεις Phase, 180° , και ακίνητου flap για μετρήσεις στις 5^ο και 50Hz αεροσήραγγας.

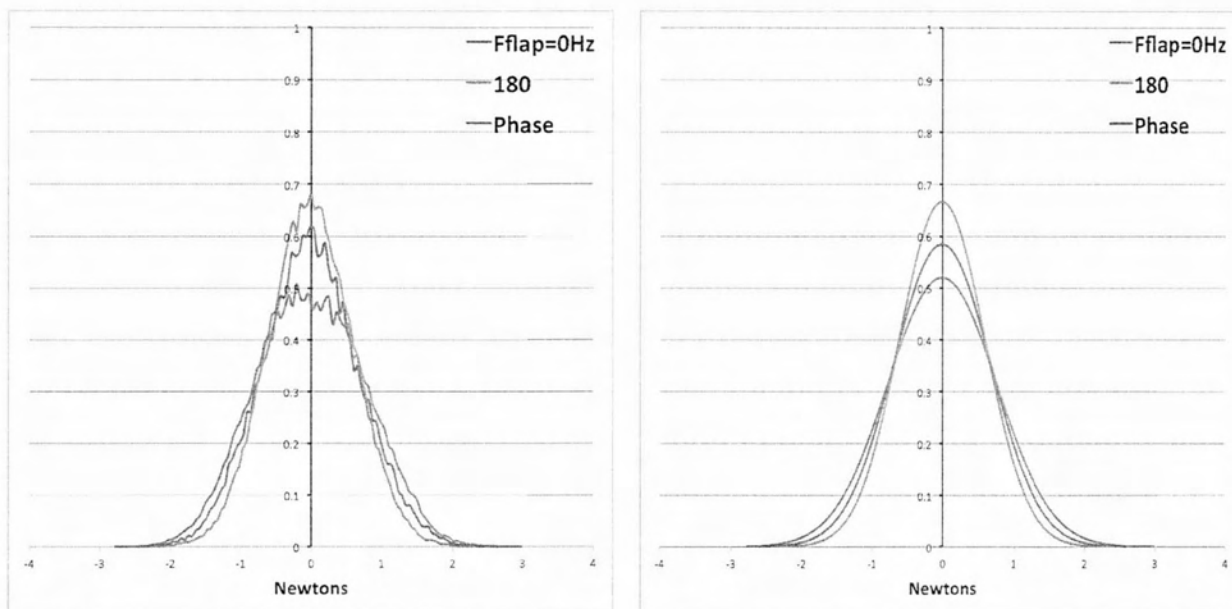


Διαγράμματα 4.7.2.7, 4.7.2.8 Σύγκριση κατανομών PDF και Gauss για τις περιπτώσεις Phase, 180°, και ακίνητου flap για μετρήσεις στις 5° και 45Hz αεροσήραγγας.

Στην περίπτωση όπου η γωνιά προσβολής αυξάνεται στις 5° η συμμετρία παραμένει χαρακτηριστικό των κατανομών καθώς οι τιμές Skewness υπολογίστηκαν όλες πολύ κοντά στο 0. Οι τιμές Kurtosis δείχνουν ότι και στις τρεις περιπτώσεις οι κατανομές προσεγγίζουν τις Gaussian κατανομές. Επίσης, από την παρατήρηση των διαγραμμάτων 1 και 3 διαπιστώνουμε ότι διαφορά στο εύρος των τιμών προκαλεί μόνο η περίπτωση όπου το σήμα έχει διαφορά φάσης 180° και όταν η συχνότητα αεροσήραγγας στις είναι στα 45Hz, κάτι που έρχεται σε συμφωνία με τα διαγράμματα μεταβολής του L_{RMS} .



Διαγράμματα 4.7.2.9, 4.7.2.10 Σύγκριση κατανομών PDF και Gauss για τις περιπτώσεις Phase, 180°, και ακίνητου flap για μετρήσεις στις 7.5° και 50Hz αεροσήραγγας.

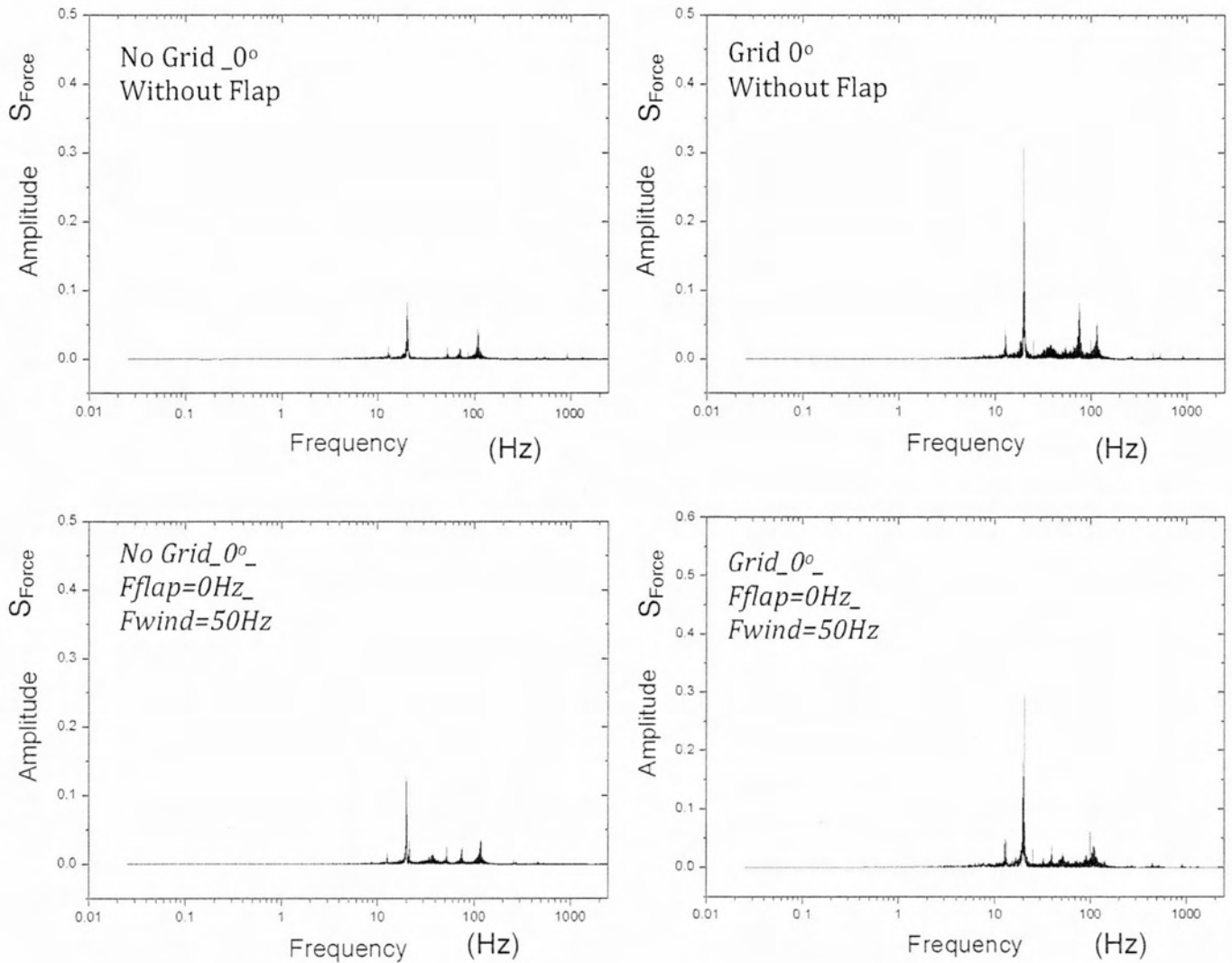


Διαγράμματα 4.7.2.11, 4.7.2.12 Σύγκριση κατανομών PDF και Gauss για τις περιπτώσεις Phase, 180°, και ακίνητου flap για μετρήσεις στις 7.5° και 45Hz αεροσήραγγας.

Όταν η γωνία προσβολής αυξάνεται στις 7.5° οι διαφορές που συναντάμε με την περίπτωση των 5° είναι πολύ λίγες. Πρώτα από όλα, οι κατανομές είναι συμμετρικές κάτι που υποδηλώνουν οι πολύ χαμηλές τιμές Skewness. Οι τιμές Kurtosis που υπολογίστηκαν έδειξαν ότι όλες οι κατανομές για τις 7.5° και για τις δύο ταχύτητες που παρουσιάζονται προσεγγίζουν Gaussian κατανομές. Και σε αυτή την περίπτωση μόνο στα 45Hz βλέπουμε μείωση των διακυμάνσεων της άνωσης για την περίπτωση διαφορά φάσης 180°.

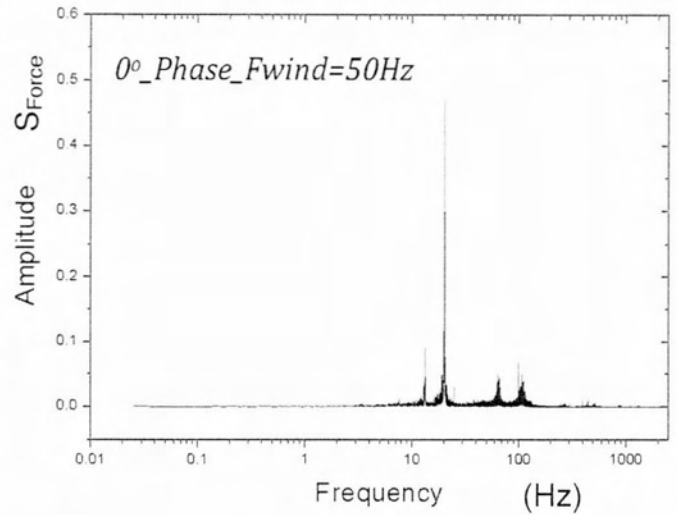
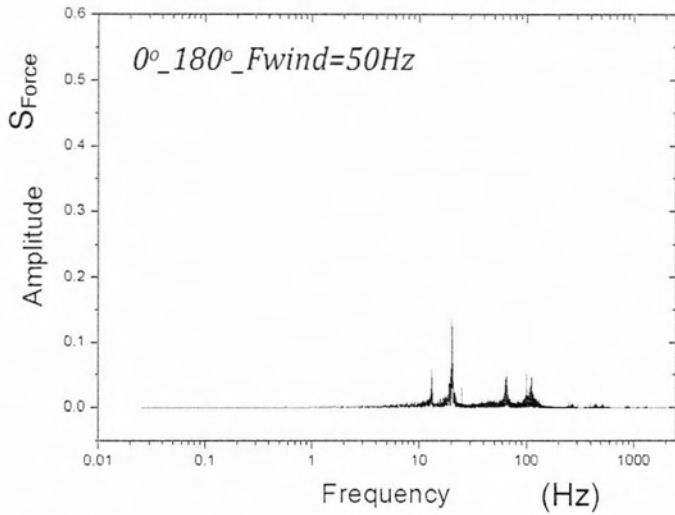
4.7.3 Power - Amplitude spectral density Δύναμης

Σε αυτή την υποενότητα θα παρουσιαστούν τα διαγράμματα Power Spectral Density και Amplitude Spectral Density ώστε να δοθεί μια πιο καθαρή εικόνα για την μεταβολή της ασταθούς άνωσης όταν το σήμα που στέλνεται στο flap είναι σε φάση με αυτό που καταγράφεται από την τύρβη και όταν δεν είναι. Αρχικά γίνεται παράθεση και των φασμάτων των περιπτώσεων: όπου δεν έχει τοποθετηθεί το flap σε τυρβώδη και σε στρωτή ροή, έχει τοποθετηθεί και μένει ακίνητο και σε τυρβώδη ροή και σε στρωτή ροή για ταχύτητα αεροσήραγγας 50Hz, ώστε να γίνει καλύτερα αντιληπτός ο εσωτερικός θόρυβος αλλά και πως το flap επηρεάζει τη ροή.

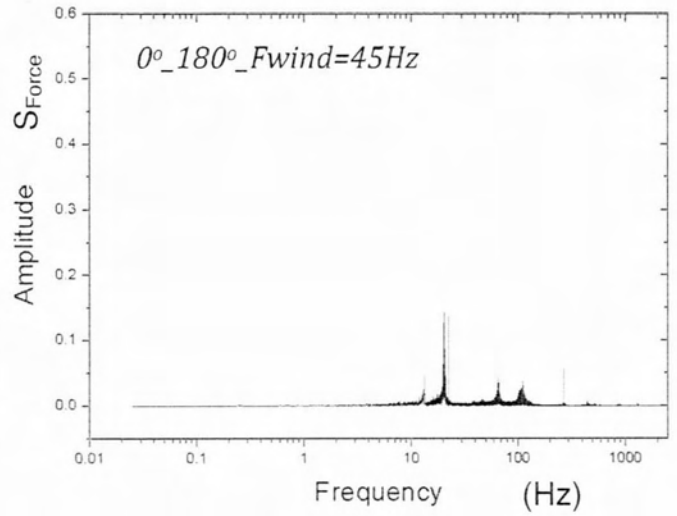
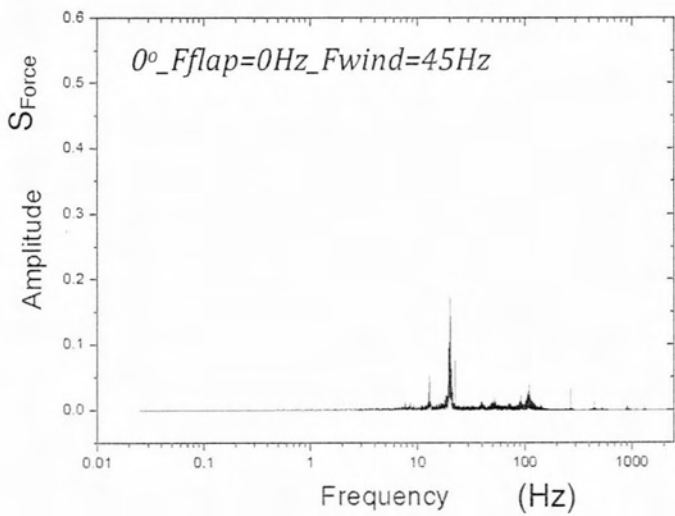


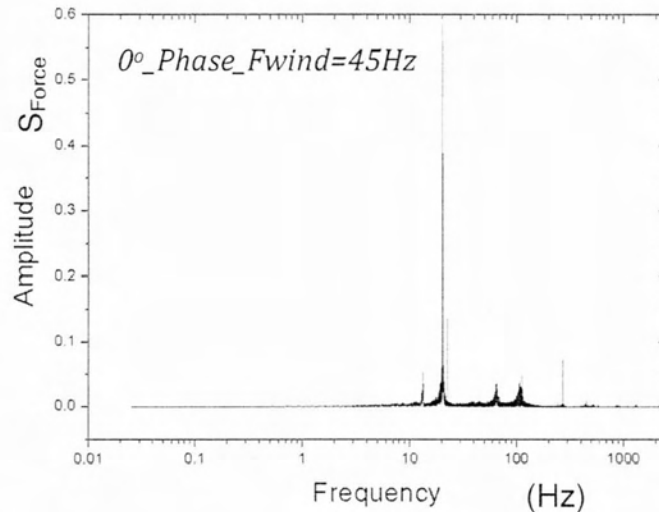
Παρατηρούμε από τα πρώτα τέσσερα διαγράμματα ότι υπάρχουν κάποιες σημαντικές κορυφές στον x άξονα και κάποιες άλλες όχι τόσο μεγάλες που όμως μπορούν να αυξηθούν ανάλογα με το είδος της ροής. Ο μεγαλύτερος θόρυβος εντοπίζεται στα 20Hz και ο αμέσως επόμενος πιο σημαντικός στα 100Hz, ακόμα συναντιούνται στα 12Hz, στα 60Hz και στα 80Hz. Είναι φανερό ότι η τοποθέτηση του flap και η αύξηση του ποσοστού της τύρβης αυξάνουν αυτούς τους θορύβους κάτι που συνοδεύεται και με ανάλογη αύξηση του L_{RMS} .

Εξετάζοντας τα δύο παρακάτω φάσματα παρατηρούμε ότι στην περίπτωση που δεν υπάρχει φάση στα δύο σήματα, η μη περιοδική του flap μειώνει ελάχιστα τους δύο 'θορύβους' στα 80Hz και 100Hz αλλά αυξάνει σημαντικά αυτόν στα 20Hz, κάτι που όπως είδαμε συνοδεύεται και από αύξηση των διακυμάνσεων της άνωσης. Στην αντίθετη περίπτωση που υπάρχει διαφορά φάσης 180° στα δύο σήματα, η κίνηση του flap αποσβένει όλους τους θορύβους και έτσι μειώνεται η ασταθής άνωση.



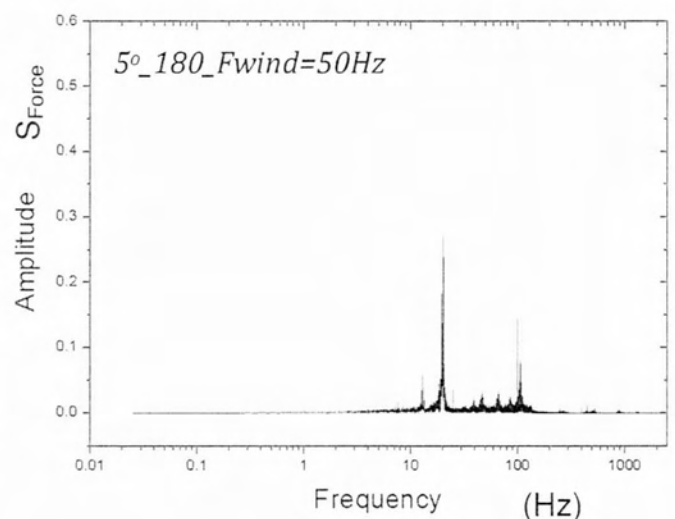
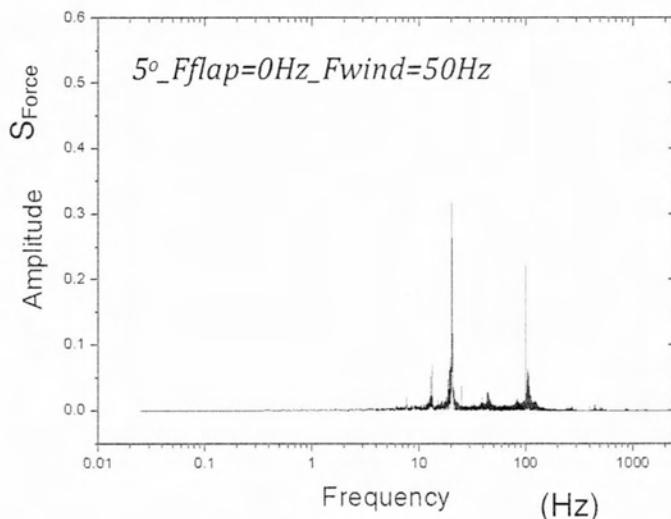
Όταν η ταχύτητα της αεροσέραγγας μειώνεται στα 45Hz, παρατηρούμε ότι δεν υπάρχει μεγάλες διαφορές στην περίπτωση που το flap είναι ακίνητο και με αυτήν της διαφοράς 180°, με τη μόνη διαφορά να βρίσκεται στο γεγονός ότι η δεύτερη ενισχύει κάπως τις δευτερεύουσες αρμονικές. Στην περίπτωση όμως που δεν υπάρχει διαφορά στη φάση των σημάτων, ο κορυφή στα 20Hz αυξάνεται ραγδαία, δηλαδή γίνεται ενίσχυση των διαταραχών και κατά συνέπεια αύξηση της ασταθούς άνωσης..

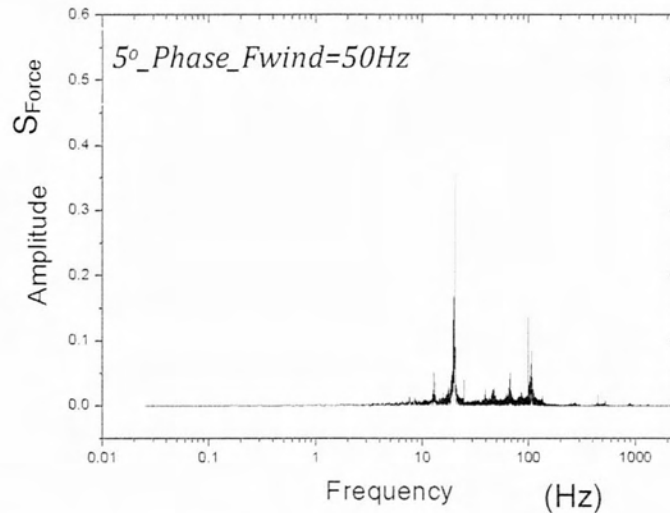




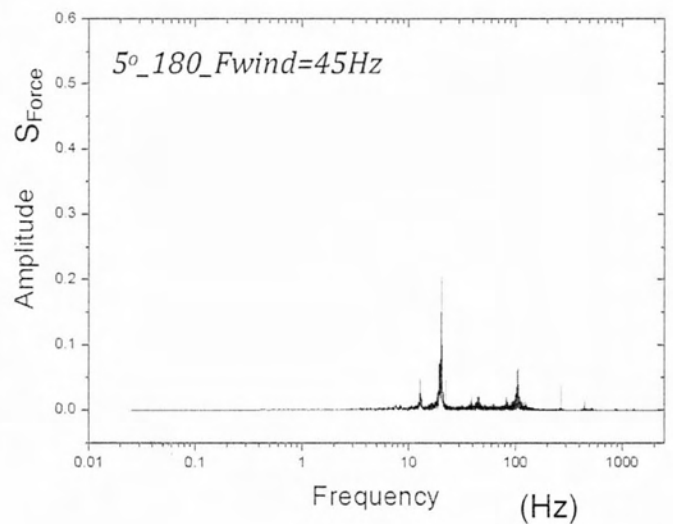
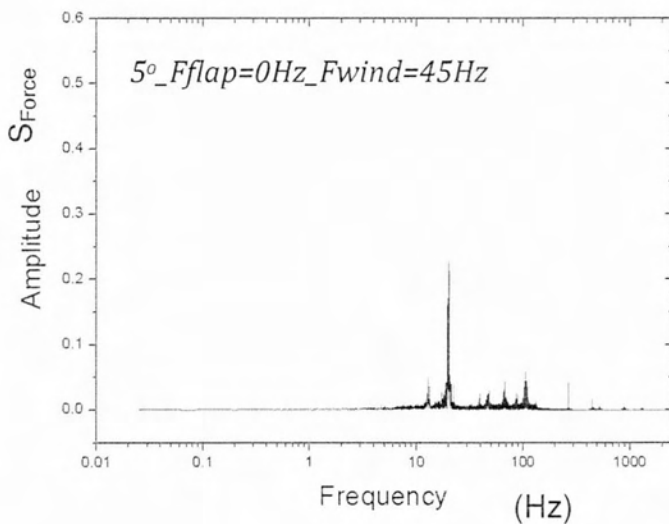
Παρατηρώντας τα επόμενα έξι διαγράμματα , για γωνία προσβολής 5° της αεροτομής παρατηρούμε κάποιες ομοιότητες με τα φάσματα της περίπτωσης που η αεροτομή είχε 5° γωνία προσβολής και το flap έκανε περιοδική κίνηση. Η ομοιότητα είναι ότι αυξάνεται ο 'θόρυβος' στα 20Hz και ενισχύεται κατά πολύ ο 'θόρυβος' στα 100Hz σε σχέση με διαγράμματα για τις 0° .

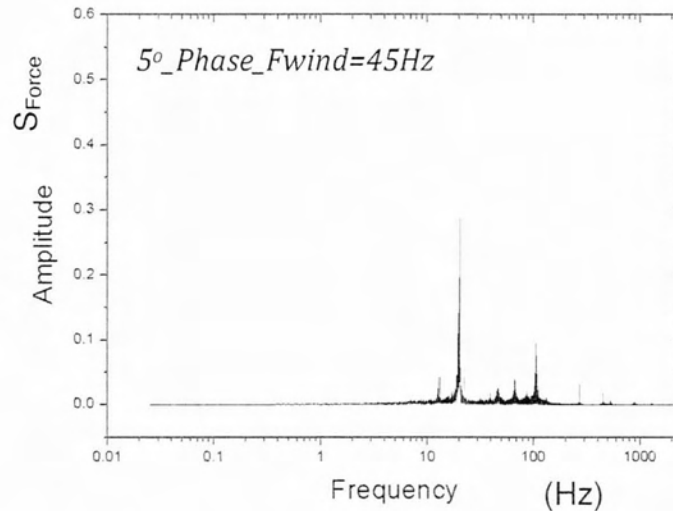
Για συχνότητα αεροσήραγγας 50Hz, και όταν υπάρχει 180° διαφορά φάσης βλέπουμε ότι σε αυτήν την περίπτωση υπάρχει μικρή μείωση της κορυφής στα 20Hz και επίσης υπάρχει μείωση του 'θορύβου' στα 100Hz. Όταν τα δύο σήματα είναι ίδια βλέπουμε ότι το γεγονός αυτό έχει επίσης μικρή επίδραση στην κορυφή στα 20Hz και επιφέρει μικρή αύξηση της.



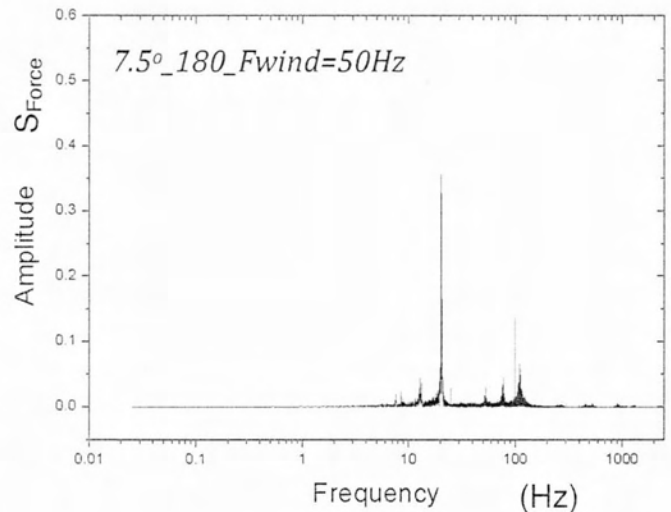
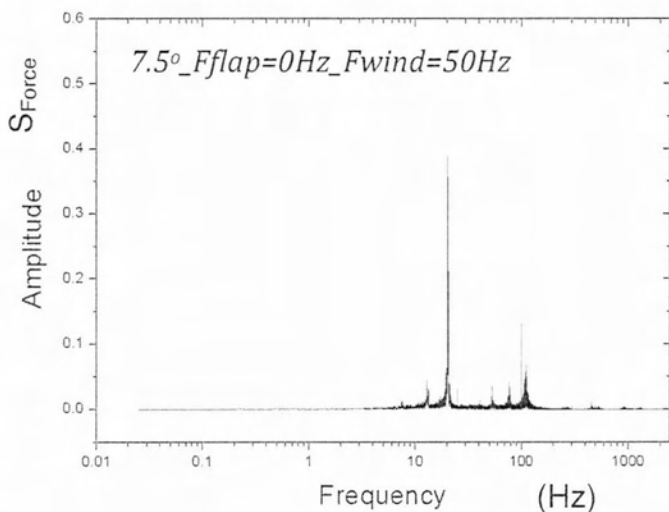


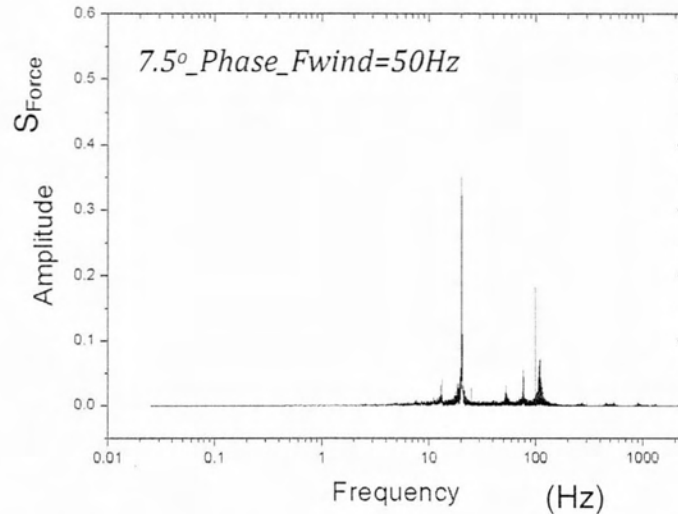
Στην περίπτωση όπου η ταχύτητα πέφτει στα 45Hz δεν υπάρχουν μεγάλες διαφορές με αυτή στα 50Hz της αεροσήραγγας. Πρώτα από όλα όμως παρατηρούμε ότι υπάρχει μείωση του πλάτους και των δύο μεγαλύτερων κορυφών στα 20Hz και στα 100Hz. Στην περίπτωση όπου τα σήματα δεν είναι σε συμφωνία παρατηρείται μία μικρή μείωση του πλάτους της κορυφής στα 20Hz σε σχέση με το ακίνητο flap και επίσης συμβάλει στην απόσβεση των δευτερευόντων αρμονικών. Στην αντίθετη περίπτωση, όταν τα σήματα είναι σε συμφωνία παρατηρείται αύξηση του πλάτους της κορυφής στα 20Hz σε σχέση με την περίπτωση που είναι ακίνητο το flap και γενικά μια μικρή αύξηση των δευτερευόντων αρμονικών όπως στα 60Hz και στα 80Hz. Η αρμονική στα 12Hz μένει σταθερή και στις τρεις περιπτώσεις.



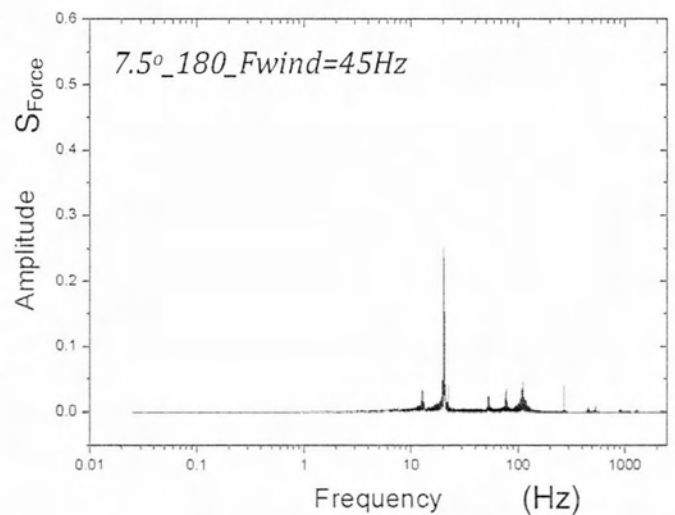
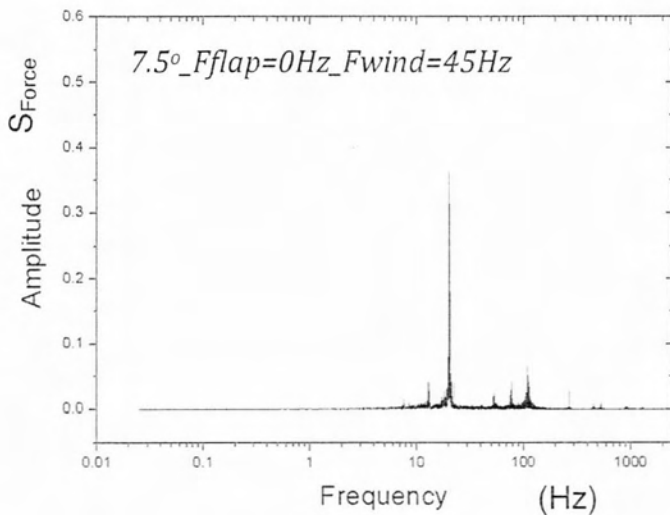


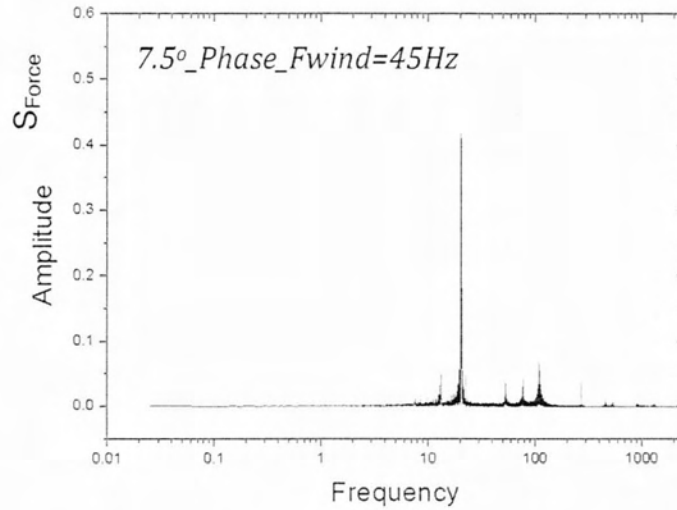
Στην τελευταία περίπτωση μετρήσεων, στις 7.5° γωνία προσβολής της αεροτομής παρατηρούμε αύξηση του πλάτος της κορυφής μόνο στα 20Hz. Στην περίπτωση που το flap είναι ακίνητο παρατηρούμε πολλές αρμονικές με τις κυριότερες να είναι στα 20Hz και στα 100Hz και τις δευτερεύοντες στα 60Hz, στα 80Hz και στα 12Hz. Παρατηρούμε ακόμα για συχνότητα αεροσήραγγας 50Hz και στην περίπτωση όπου στέλνουμε σήμα στο flap με φάση 180° ότι το πλάτος στα 20Hz μειώνεται ελάχιστα. Ελάχιστη μείωση στην ίδια κορυφή καταγράφεται και στην περίπτωση όπου τα σήματα έχουν την ίδια φάση μόνο που στην προκειμένη περίπτωση αυξάνεται ο 'θόρυβος' στα 100Hz.



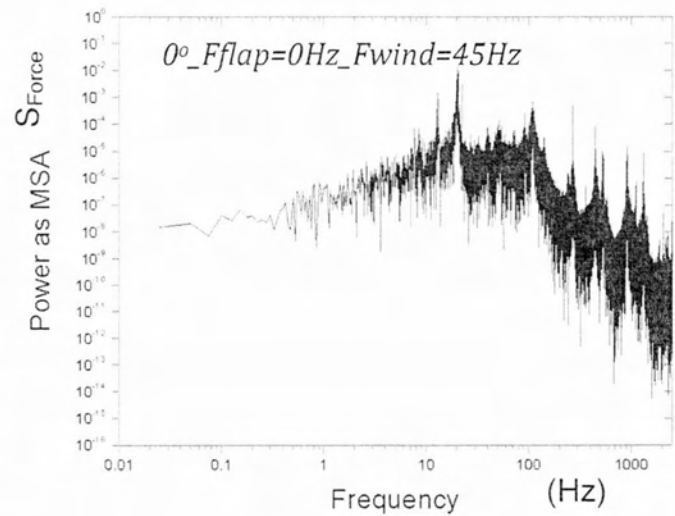
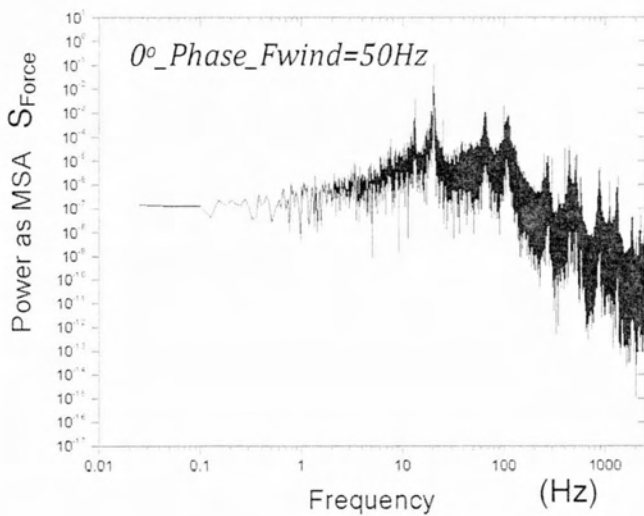
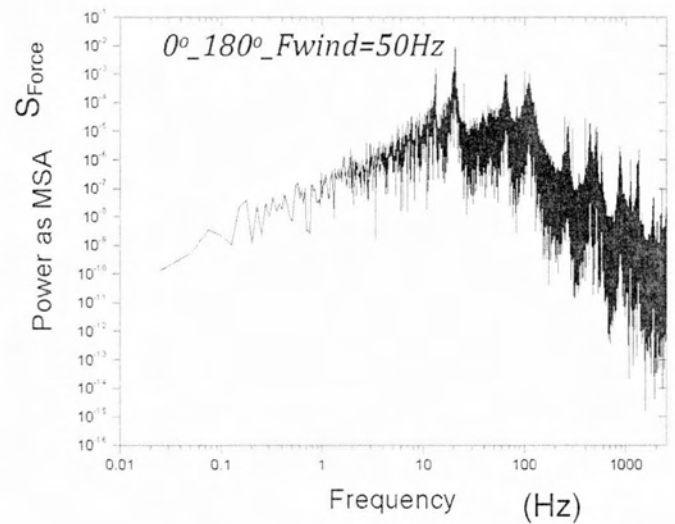
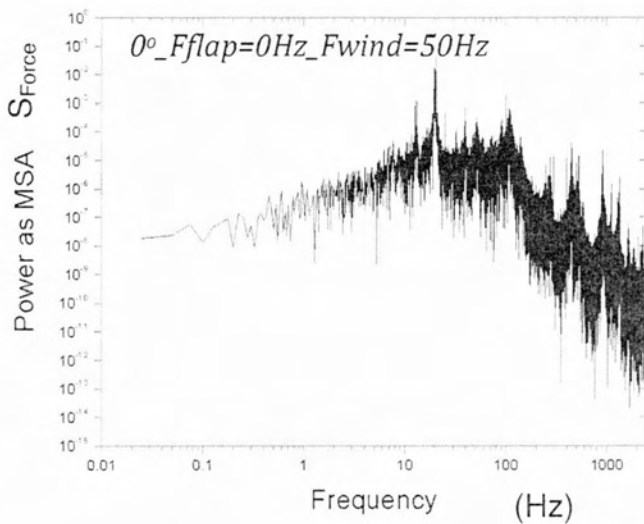


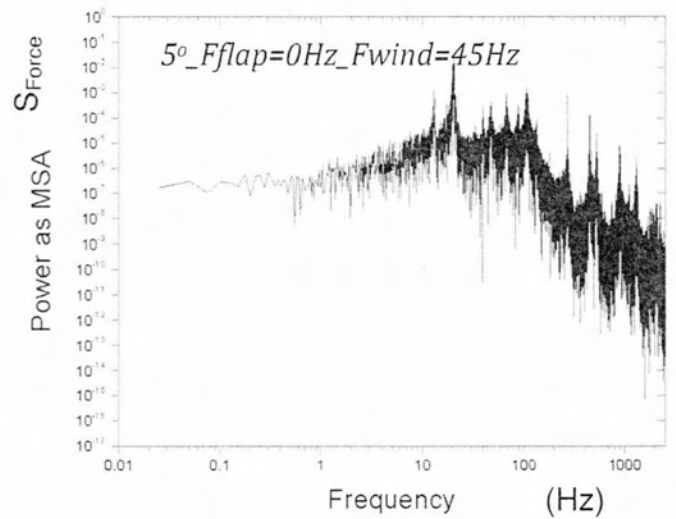
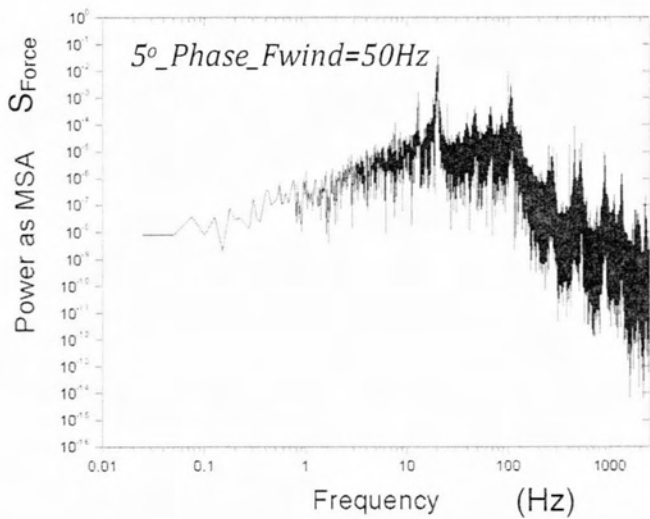
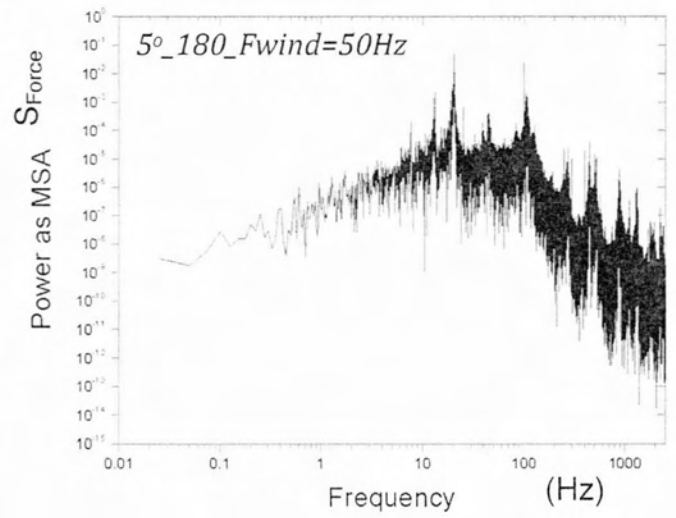
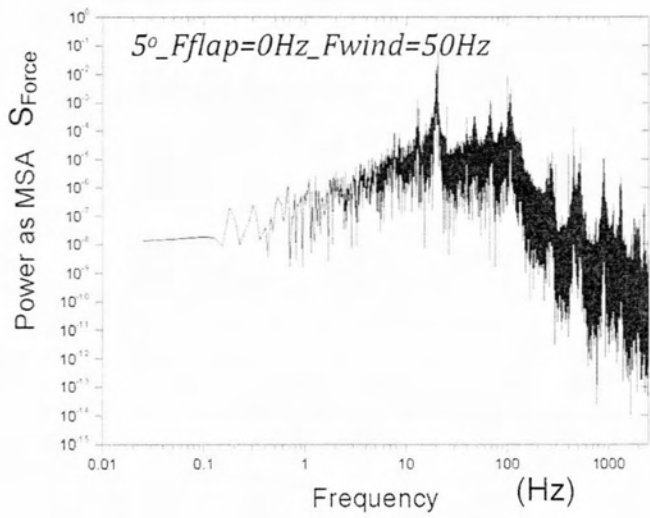
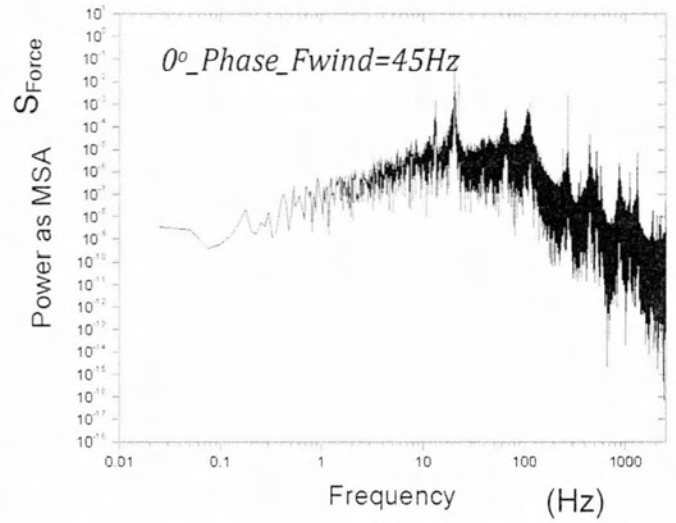
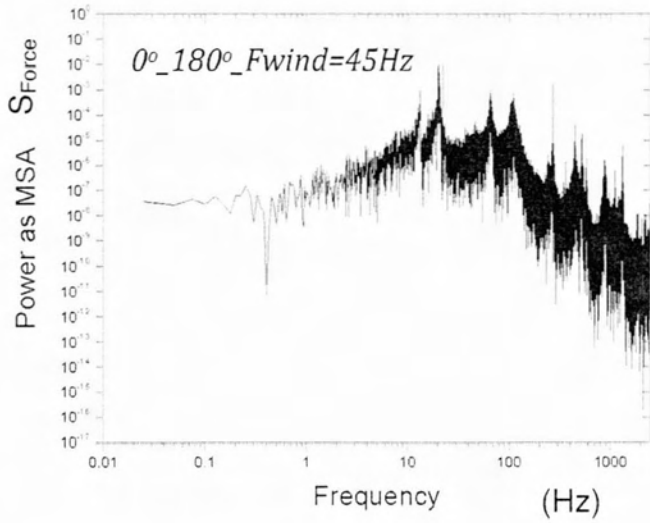
Ακόμα, όταν η ταχύτητα μειώνεται στα 45Hz, διαπιστώνουμε μείωση του πλάτους στα 100Hz ενώ η κορυφή στα 20Hz παραμένει σχετικά αναλλοίωτη. Όταν τα δύο σήματα έχουν φάση καταγράφεται σχετικά καλή μείωση του πλάτους στα 20Hz ενώ οι κορυφές στα 12Hz, στα 60Hz, στα 80Hz, στα 100Hz και στα 400Hz παραμένουν ίδιες σε σχέση με την περίπτωση του ακίνητου flap. Τέλος, όταν τα σήματα έχουν την ίδια φάση καταγράφεται το αντίθετο αποτέλεσμα δηλαδή αύξηση του πλάτους στα 20Hz και μη μεταβολές στα 12Hz, στα 60Hz, στα 80Hz, στα 100Hz και στα 400Hz. Όλες οι μειώσεις ή αυξήσεις στα πλάτη των κορυφών στα 20Hz ή στα 100Hz μεταφράζεται πάντα και σε αντίστοιχη μείωση ή αύξηση στις διαταραχές της άνωσης.

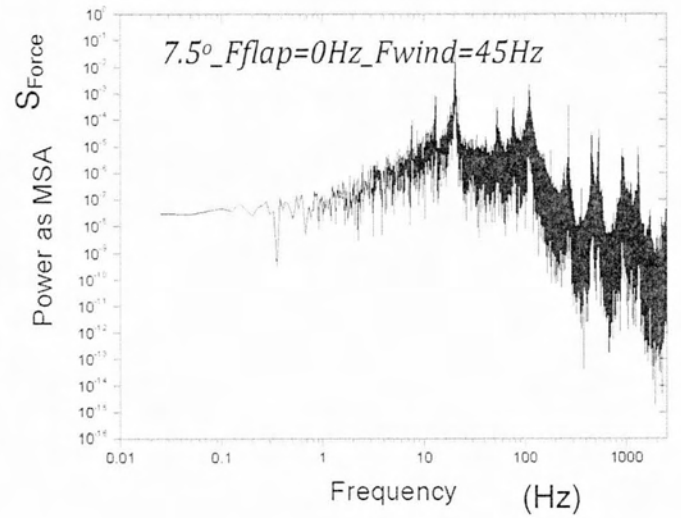
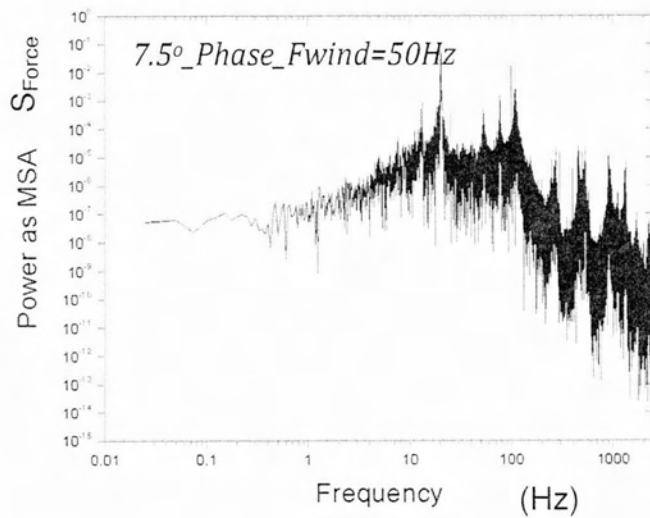
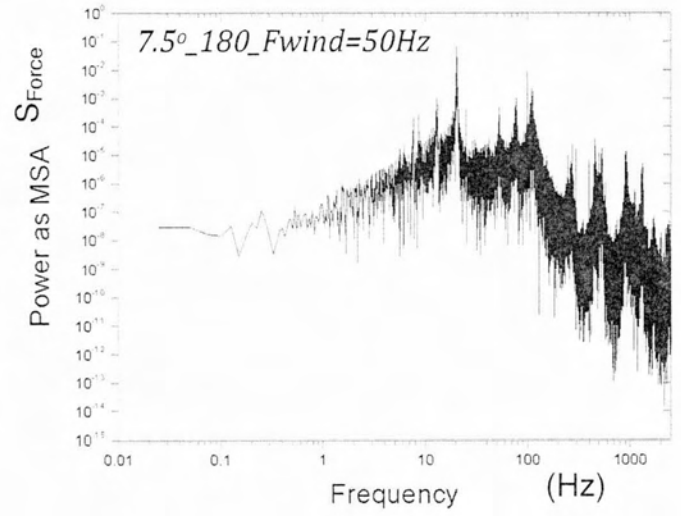
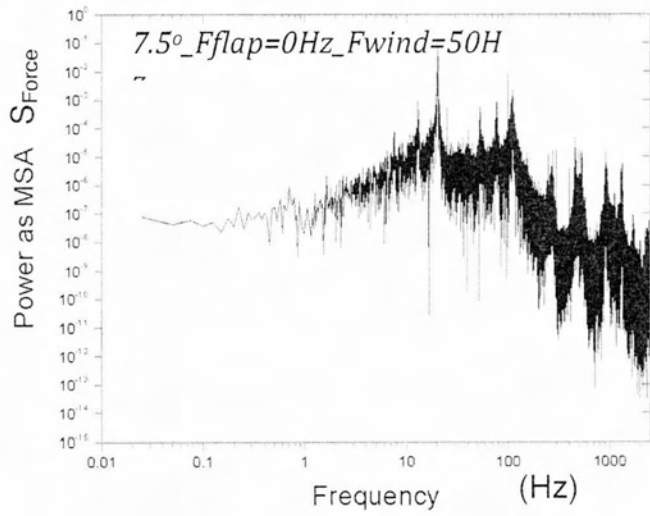
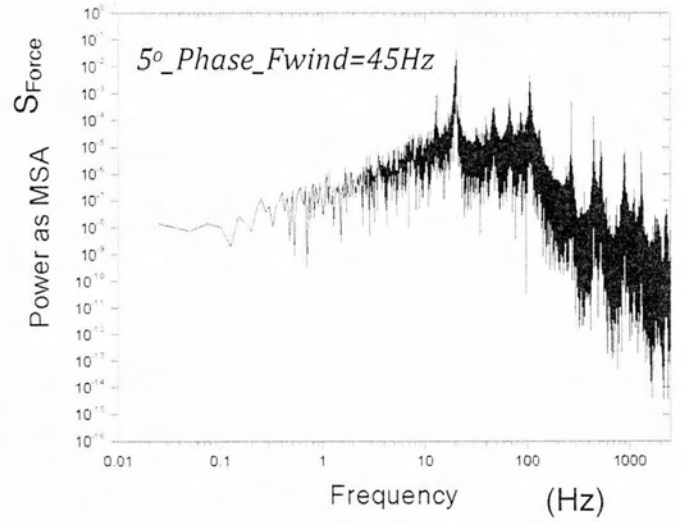
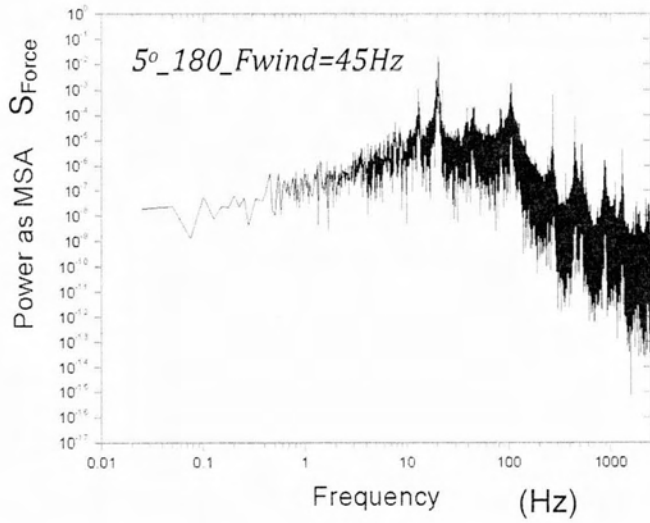


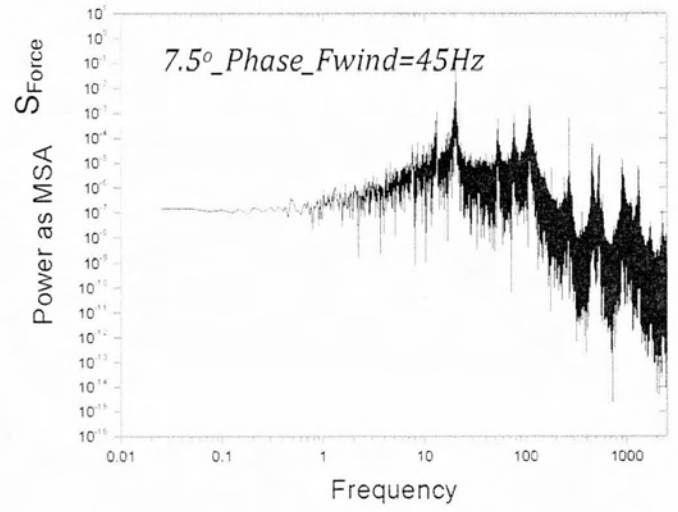
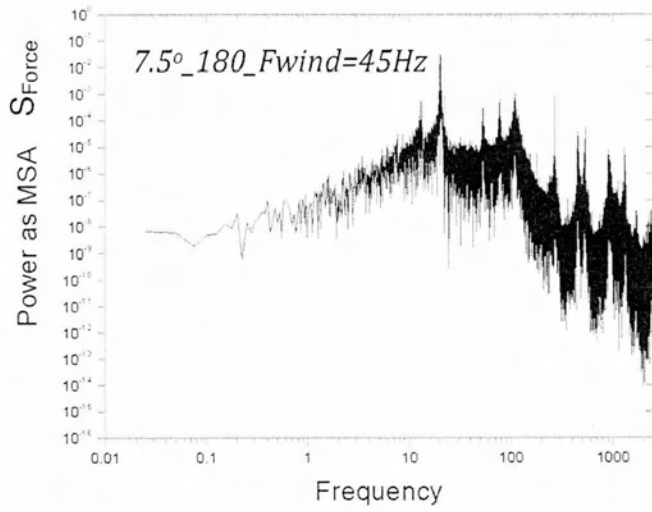


Από τα παρακάτω διαγράμματα Power Spectral Density, τα οποία είναι σε λογαριθμική κλίμακα, γίνεται φανερό ότι προβλέπεται η θεωρία ανάλυσης του Kolmogorov για τη τυρβώδη ροή η οποία προβλέπει κλίση φάσματος $-5/3$ για τη διάσπαση της ροής.









5. Συμπεράσματα

Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, οι κύριες μετρήσεις στην αεροσήραγγα χωρίζονται σε δύο φάσεις. Στη πρώτη φάση ανήκουν οι μετρήσεις στις οποίες το flap εκτελεί περιοδική ημιτονοειδή κίνηση με συχνότητες κίνησης 10Hz, 12.5Hz, 15Hz, 20Hz σε τρεις γωνίες προσβολής της κύριας αεροτομής. Το εύρος κίνησης του flap ήταν $\pm 25.38^\circ$, $\pm 6.6^\circ$, $\pm 3.7^\circ$ και $\pm 2^\circ$ αντίστοιχα. Στόχος των πειραμάτων σε αυτήν φάση ήταν να δειχθεί πώς η ημιτονοειδή κίνηση του flap επηρεάζει την ταχύτητα στο απόρευμα, την ένταση της τύρβης στο απόρευμα αλλά το πιο σημαντικό αν επηρεάζει καθόλου την διακύμανση της ασταθούς άνωσης του ζεύγους αεροτομών.

Η δεύτερη φάση των μετρήσεων περιλαμβάνει μετρήσεις στις οποίες το flap δεν εκτελεί περιοδική κίνηση αλλά μέσω μιας διάταξης, η οποία ονομάστηκε feedback, το σήμα της ασταθούς άνωσης που λαμβάνει ο αισθητήρας περνάει στο flap και το κινεί. Λόγω του ότι στη στρωτή ροή το σήμα ασταθούς άνωσης που λάμβανε ο αισθητήρας ήταν πολύ ασθενές και δεν ήταν δυνατό να κινήσει το flap, μετρήσεις έγιναν μόνο για ροή με τοποθετημένο το πλέγμα. Το flap δεχόταν δύο είδη σημάτων, το πρώτο ήταν στην ίδια φάση με σήμα που λάμβανε ο αισθητήρας ενώ το δεύτερο είχε 180° φάση. Το εύρος κίνησης του flap ήταν $\pm 4^\circ$ για συχνότητα αεροσήραγγας 50Hz και έπεφτε στις $\pm 2.04^\circ$ για 30Hz συχνότητα αεροσήραγγας. Οι μετρήσεις έγιναν για γωνίες προσβολής 0° , 5° και 7.5° και στόχος των μετρήσεων ήταν καθαρά να δειχθεί αν η 'τυχαία' κίνηση του flap έχει αποτέλεσμα στη μείωση της ασταθούς άνωσης.

Το γενικό συμπέρασμα που αποκομίζουμε από τα αποτελέσματα, δηλαδή από διαγράμματα μεταβολής L_{RMS} , U_{RMS} , τις κατανομές PDF, φάσματα ταχυτήτων και δυνάμεων, είναι ότι στη μείωση ή στην αύξηση της ασταθούς άνωσης σε τυρβώδες πεδίο καθοριστικό ρόλο φαίνεται πως διαδραματίζει το είδος της κίνησης του flap και όχι τόσο το εύρος γωνιών που εκτελεί το flap.

Η ημιτονοειδής κίνηση του flap είχε αρνητικό αντίκτυπο στη δύναμη άνωσης της πτέρυγας προκαλώντας σε γενικές γραμμές αύξηση των διαταραχών. Οι διαταραχές που επηρέαζαν την αεροτομή ήταν 'τυχαίες' και εξαρτώμενες από την τύρβη. Οι δίνες που σχηματίζονταν δημιουργούσαν ημιτονοειδές περιοδικές αλλαγές στην κατανομή πίεσης πάνω στην αεροτομή, οπότε δεν ήταν δυνατόν να γίνει απόσβεση των διαταραχών αλλά αντίθετα συνέβαινε ενίσχυση τους με αποτέλεσμα να παρατηρείται αύξηση της ασταθούς άνωσης. Στα διαγράμματα μεταβολής του L_{RMS} παρατηρήθηκε αύξηση σχεδόν σε όλες τις περιπτώσεις των δυνάμεων άνωσης, στις κατανομές PDF καταγράφηκε αύξηση των διακυμάνσεων της άνωσης και στα φάσματα δύναμης παρατηρήθηκε ενίσχυση των διαταραχών.

Η μη-περιοδική κίνηση του flap στη δεύτερη φάση των μετρήσεων, υπέδειξε ότι ανάλογα με το σήμα που δεχόταν το flap επηρεαζόντουσαν ανάλογα και οι

αεροδυναμικές ιδιότητες της αεροτομής σε σχέση με όταν το flap ήταν ακίνητο. Στην πρώτη περίπτωση όπου το flap δεχόταν σήμα χωρίς διαφορά φάσης με αυτό που κατέγραφε ο αισθητήρας η ασταθής άνωση αυξανόταν σε σημαντικό βαθμό. Τα διαγράμματα υπέδειξαν σημαντική άνοδο στο L_{RMS} , από τις κατανομές PDF παρατηρήθηκε αύξηση του εύρους δυνάμεων ενώ από τα φάσματα καταγράφηκε ενίσχυση των διαταραχών σε κρίσιμες συχνότητες. Στην περίπτωση αυτή, οι διαταραχές που προκαλεί το flap ενισχύουν κατά πολύ τις διαταραχές στην αεροτομή οι οποίες προέρχονται από τη ροή με αποτέλεσμα αυτό το φαινόμενο να λειτουργεί αρνητικά για την ασταθή άνωση.

Στην αντίθετη περίπτωση, όταν το σήμα έφτανε με διαφορά φάσης 180° η συμπεριφορά της αεροτομής κατέγραφε σημαντική αλλαγή σε σχέση με τη προηγούμενη περίπτωση. Στα διαγράμματα μεταβολής του L_{RMS} σημειώθηκε σημαντική μείωση τις διακυμάνσης άνωσης, στις κατανομές PDF παρατηρήσαμε σημαντική μείωση στο εύρος των τιμών αλλά και από τα φάσματα δυνάμεων είδαμε ότι πραγματοποιήθηκε απόσβεση διαταραχών και εσωτερικών 'θορύβων'. Αυτή τη φορά οι διαταραχές από την κίνηση του flap λειτούργησαν σχεδόν αποσβεστικά και μείωναν σημαντικά την ασταθή άνωση.

Τα αποτελέσματα των μετρήσεων αυτής της εργασίας υποδεικνύουν ότι μπορεί να υπάρξει μείωση των διακυμάνσεων της ασταθούς άνωσης γεγονός που έρχεται σε συμφωνία με τα αποτελέσματα που αναφέρθηκαν στο κεφάλαιο 2 και έδειχναν μείωση του L_{RMS} επίσης.

Η ημιτονοειδής κίνηση του flap θα μπορούσε να είναι υπό όρους ωφέλιμη και να συνέβαλε στη μείωση της ασταθούς άνωσης. Μια τέτοια περίπτωση θα ήταν οι διαταραχές και κατ' επέκταση η ροή να ακολουθούν και αυτές ημιτονοειδή κίνηση ή μια δεύτερη περίπτωση να ταλαντεύονταν ταυτόχρονα και η αεροτομή όπως στην περίπτωση των πειραμάτων που αναφέρθηκαν στο κεφάλαιο 2.

Αυτή είναι η πρώτη φορά που πραγματοποιείται κίνηση flap με feedback από την τύρβη. Περαιτέρω μελέτες και μετρήσεις θα μπορούσαν να υποδείξουν ιδανική διαφορά φάσης ανάμεσα στα δύο σήματα ,γεγονός που θα οδηγούσε στην βέλτιστη μείωση των διακυμάνσεων και στη μείωση των αρνητικών επιπτώσεων των διακυμάνσεων στην αεροτομή. Το σύστημα feedback θα μπορούσε να βρει εφαρμογή στον έλεγχο ροής ανεμογεννητριών ως μια τεχνολογία Nontraditional Trailing-Edge Flap. Η συσκευή αυτή θα μπορούσε με αισθητήρες να ανιχνεύει την τύρβη στη ροή και να ενεργοποιεί την κίνηση του flap με σκοπό να επιτευχθεί μείωση της κόπωσης των πτερύγων αλλά και ίσως πιθανή αύξηση της απόδοσης των ανεμογεννητριών. Φυσικά εντατικές μελέτες θα ήταν αναγκαίο να διεξαχθούν ώστε το σύστημα αυτό να καθίσταται και συμφέρον για τη λειτουργία της ανεμογεννήτριας.

6. Υπολογιστική Μελέτη

6.1 Εισαγωγή

Στα προηγούμενα κεφάλαια εξετάστηκε η αλληλεπίδραση των δύο πτερύγων σε πραγματικές συνθήκες μέσα στην αεροσήραγγα του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών του πανεπιστημίου Θεσσαλίας. Στο παρόν κεφάλαιο γίνεται η μελέτη της αλληλεπίδρασης των δύο πτερύγων με τη χρήση σύγχρονου υπολογιστικού μοντέλου. Το μοντέλο που χρησιμοποιήθηκε αποκλειστικά ήταν το βιομηχανικής κλίμακας υπολογιστικό πακέτο CFX της Ansys. Πιο συγκεκριμένα μελετάται η επίδραση που έχει η σχετική θέση του flap ως προς την κύρια αεροτομή και η κίνηση του flap στις αεροδυναμικές ιδιότητες της αεροτομής NACA 0015 σε δύο διαστάσεις (2-D). Σε αυτό το κεφάλαιο παρουσιάζονται ακόμα η μέθοδος επίλυσης, γίνεται αναφορά στη μεθοδολογία που ακολουθήθηκε για την κατασκευή του πλέγματος αλλά και των παραμέτρων που επηρέασαν την τελική μορφή του. Επίσης αναφέρονται οι συνοριακές συνθήκες που επιβλήθηκαν, οι παράμετροι της ροής και η διαδικασία επίλυσης του προβλήματος.

6.2 Περιγραφή Χαρακτηριστικών του Προβλήματος για Επίλυση με το CFX

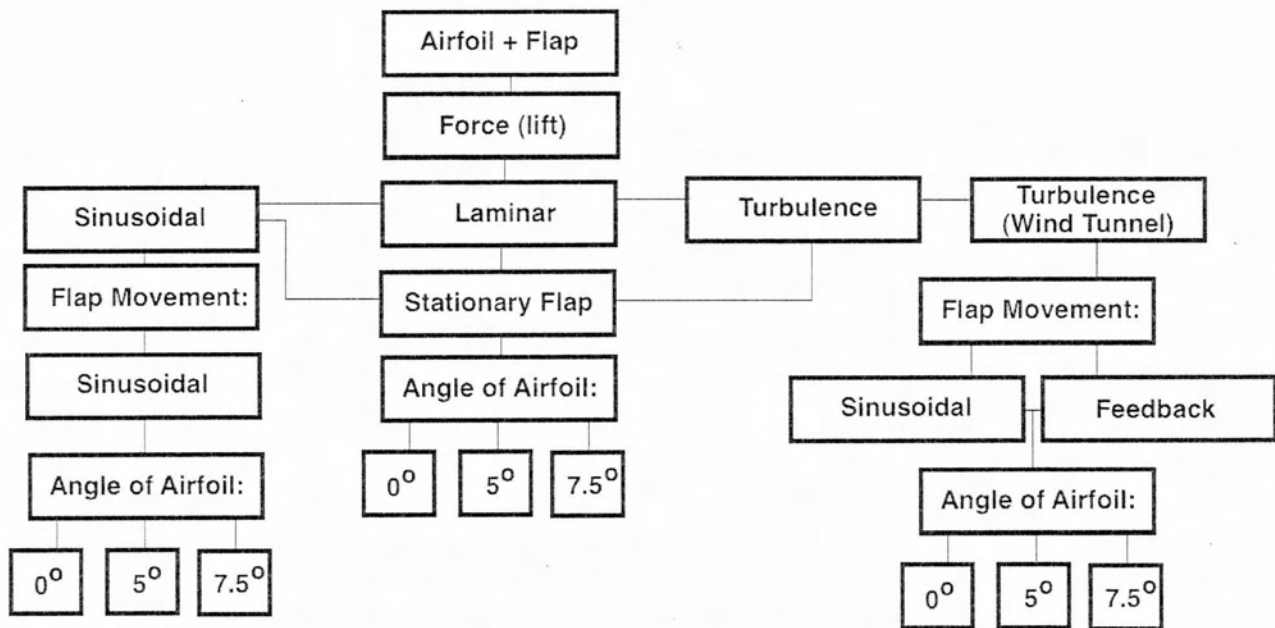
6.2.1 Μεθοδολογία Μετρήσεων

Όλες οι μετρήσεις που έγιναν με το υπολογιστικό πρόγραμμα CFX αφορούν την μέτρηση της δύναμης άνωσης της κύριας αεροτομής NACA 0015. Τα είδη των ροών που επιλέχθηκαν για τις μετρήσεις ήταν τέσσερα και πιο συγκεκριμένα: α) στρωτή ροή με ένταση τύρβης 1%, β) τυρβώδης ροή με ένταση τύρβης 5% (προεπιλογή από το CFX), γ) ημιτονοειδής ροή με ένταση τύρβης 7% και δ) τυρβώδης ροή με ένταση τύρβης 5.1% η οποία όμως είναι ίδια με αυτή που μετρήθηκε στα πειράματα στην αεροσήραγγα. Η εξίσωση της ημιτονοειδούς ροής δίνεται από τον τύπο $U = 11.44 * (1 + 0.1 * \sin(2 * \pi * f))$ όπου το f ήταν σταθερό στα 15Hz και 11.44m/s είναι η μέση τιμή της ταχύτητας που μετρήθηκε με το Hot-Wire με τοποθετημένο το πλέγμα και για 50Hz συχνότητα της αεροσήραγγας.

Η μέτρηση της άνωσης ξεκίνησε με τοποθετημένη να είναι μόνο η κύρια αεροτομή χωρίς το flap, σε γωνίες προσβολής: 0°, 5°, 10° 17° και 40° και στα τέσσερα είδη ροής που περιγράφηκαν. Στη συνέχεια έγινε η τοποθέτηση του flap και έγινε μέτρηση της άνωσης για ακίνητο το flap στις γωνίες -15°, -10°, 0°, 10°, και 15° και για γωνίες προσβολής της κύριας αεροτομής 0°, 5° και 7.5°. Οι μετρήσεις αυτές έγιναν και στα πρώτα τρία είδη ροής που περιγράφηκαν.

Στη συνέχεια ακολούθησαν μετρήσεις της άνωσης για την περίπτωση την οποία η ροή είναι ημιτονοειδής και το flap εκτελεί επίσης ημιτονοειδή κίνηση για συχνότητα κίνησης 15Hz και εξίσωση κίνησης $A = 4 * (\pi / 180) * \sin(2 * \pi * f * t + \Phi)$. Σε αυτή την περίπτωση μετρήσεων μεταβλητή ήταν η διαφορά φάσης Φ των δύο σημάτων και έγιναν μετρήσεις για τις εξής φάσεις: 0° , $\pi/4$, $\pi/2$, $3\pi/4$, π , $5\pi/4$, $6\pi/4$ και $7\pi/4$ για γωνίες προσβολής 0° , 5° και 7.5° .

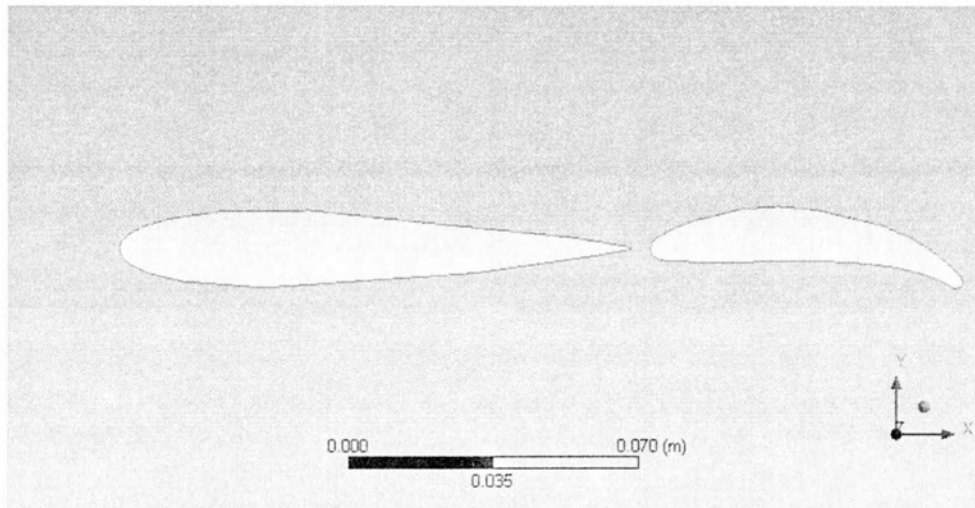
Έπειτα, το προφίλ της ταχύτητας επιλέχθηκε να είναι τυρβώδες και ίδιο με αυτό που μετρήθηκε στην αεροσήραγγα. Το σύστημα feedback δημιουργήθηκε και στον υπολογιστή καθώς ήταν δυνατό να μεταδοθεί το σήμα της ροής και στη κίνηση του flap. Στην προκειμένη περίπτωση όμως οι διακυμάνσεις στην κίνηση του flap είναι ίδιες με τις διακυμάνσεις της ταχύτητας και όχι με αυτές της άνωσης όπως συνέβη στα πειράματα στην αεροσήραγγα. Σε αυτήν την περίπτωση οι διαφορές φάσεις που επιλέχθηκαν ήταν μόνο δύο και πιο συγκεκριμένα 0° και 180° . Ο πίνακας 6.1 παρουσιάζει γραφικά τις μετρήσεις που διεξήχθησαν στο πρόγραμμα Ansys CFX



Πίνακας 6.1 Γραφική παράσταση των μετρήσεων που πραγματοποιήθηκαν στο CFX

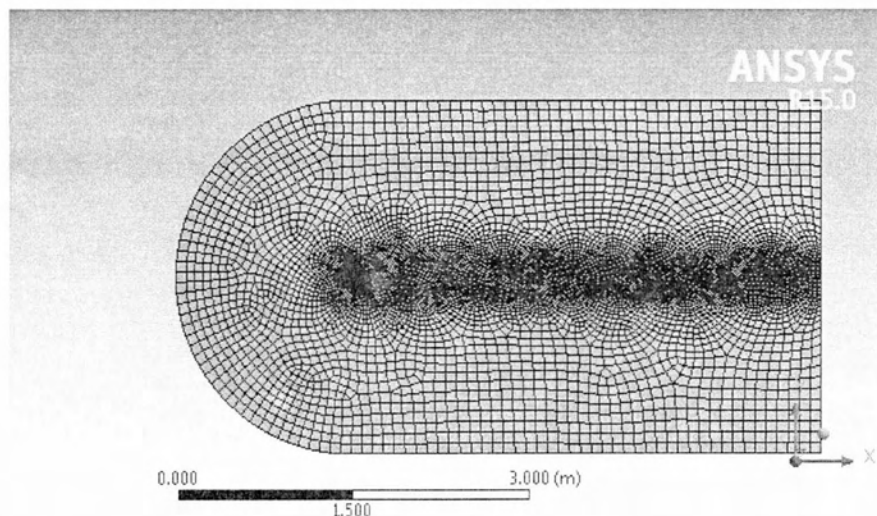
6.2.2 Γεωμετρία Προβλήματος - Χαρακτηριστικά Πλέγματος

Οι γεωμετρίες των δύο αεροτομών είναι ακριβώς ίδιες με αυτές που χρησιμοποιήθηκαν και στα πειράματα στην αεροσήραγγα. Πιο συγκεκριμένα χρησιμοποιήθηκε αεροτομή NACA 0015 χορδής 12.5 cm και μέγιστου πάχους 2 cm και flap χορδής 6.5 cm και μέγιστου πάχους 1 cm. Το πάχος της αεροτομής (span) επιλέχθηκε στα 10mm. Οι δύο αεροτομές σχεδιάστηκαν στο σχεδιαστικό πρόγραμμα Solidworks και έπειτα μεταφέρθηκαν στο CFX.



Εικόνα 6.1 Αεροτομή NACA 0015 και flap.

Στη συνέχεια ακολούθησε η δημιουργία και η πύκνωση του πλέγματος (mesh). Για μεγαλύτερη ακρίβεια αποτελεσμάτων κοντά στην αεροτομή χρησιμοποιήθηκε τοπική πύκνωση από το αρχή της αεροτομής μέχρι το τέλος του υπολογιστικού χώρου (Computational Domain). Από μελέτη της βιβλιογραφίας διαπιστώθηκε ότι η καλύτερη γεωμετρία για Computational Domain αποτελεί η συνένωση ημικυκλίου με κέντρο το αεροδυναμικό κέντρο της αεροτομής και ενός ορθογωνίου, όπως φαίνεται και στο σχήμα 6.2.2.2.



Εικόνα 6.2 Το συνολικό πλέγμα και η τοπική πύκνωση γύρω από την αεροτομή και στο απόρευμα αυτής.

Τα χαρακτηριστικά του πλέγματος είναι τα εξής:

Details of 'Mesh'

Physics Preference: CFD

Solver Preference: CFX

Sizing

Relevance Center: Fine

Initial Size Seed: *Active Assembly*
Smoothing: *High*
Transition: *Slow*
Span Angle Center: *Fine*
Curvature Normal Angle: *Default (18.0°)*
Min Size: *8.e-003m*
Max Face Size: *Default (0.315260m)*
Max Size: *Default (0.630530m)*
Growth Rate: *Default (1.2)*
Minimum Edge Length: *5.4279e-004m*
Inflation
Inflation Option: *Smooth Transition*
Transition Ratio: *0.272*
Maximum Layers: *5*
Growth Rate: *1.2*
Collision Avoidance: *Layer Compression*
Fix First Layer: *No*
Gap Factor: *0.5*
Maximum Height over Base: *1*
Growth Rate Type: *Geometric*
Maximum Angle: *140.0°*
Fillet Ration: *1*
Use Post Smoothing: *Yes*
Smoothing Iterations: *5*

Sweep Method

Scoping Method: *Geometry Selection*
Geometry : *1 Body*
Suppressed: *No*
Method: *Sweep*
Element Middle Nodes: *Use Global Setting*
Src/Trg Selection: *Manual Source*
Source: *1 Face*
Target: *Program Controlled*
Free Face Mesh Type: *Quad/Tri*
Type: *Number of Divisions*
Sweep Num Divs: *1*

Body Sizing

Scoping Method: *Geometry Selection*
Geometry: *1 Body*
Suppressed: *No*
Type: *Body of Influence*
Bodies Of Influence: *2 Bodies*
Element Size: *9.e-003m*
Growth Rate: *1.2*
Local Min Size: *Default (8.e-003m)*

Edge Sizing**Scoping Method:** *Geometry Selection***Geometry:** *2 Edges***Suppressed:** *No***Type:** *Number of Divisions***Number of Divisions:** *500***Behavior:** *Soft***Curvature Normal Angle:** *Default***Growth Rate:** *Default***Bias Type:** *No Bias***Local Min Size:** *Default (0m)***Edge Sizing 2****Scoping Method:** *Geometry Selection***Geometry:** *2 Edges***Suppressed:** *No***Type:** *Number of Divisions***Number of Divisions:** *300***Behavior:** *Soft***Curvature Normal Angle:** *Default***Growth Rate:** *Default***Bias Type:** *No Bias***Local Min Size:** *Default (0m)*Παράμετροι Επίλυσης

Οι παρακάτω πίνακες παρουσιάζουν όλες τις παραμέτρους των προβλημάτων. Οι παράμετροι αλλάζουν ανάλογα με τις συνθήκες του προβλήματος οι οποίες χωρίζονται σε steady και unsteady συνθήκες. Στις unsteady συνθήκες ανήκουν τα προβλήματα στα οποία το flap κινείται, η ροή είναι ημιτονοειδής και τυρβώδης, στις steady συνθήκες ανήκουν μόνο τα προβλήματα με στρωτή ροή.

Μέσω της επιλογής Analysis Type δίνεται η δυνατότητα το πρόγραμμα να πραγματοποιεί μετρήσεις για τις unsteady συνθήκες κάθε 0.05 sec για συνολικό χρόνο 2 sec δηλαδή 41 χρονικές στιγμές.

Analysis Type	Steady	Unsteady
External Solver C.	None	None
Analysis Type	Steady State	Transient
Time Duration	-	Total time (2s)
Time Steps	-	Time Steps (0.05s)
Initial Time	-	

Default Domain	Steady	Unsteady
	Basic Settings	
Domain Type	Fluid	Fluid Domain

Coordinate Frame	Domain Coord 0	Coord 0
Material	Air Ideal Gas	Air Ideal Gas
Morphology	Continuous Fluid	Continuous Fluid
Pressure	1	1
Buoyancy Model	Non Buoyant	Non Buoyant
Domain Motion	Stationary	Stationary
Mesh Deformation Displacement	None	Regions of Mot Previous Mesh
Fluid Modes		
Heat Transfer	Total Energy	Isothermal
Turbulence Opt.	Shear Stress Tr.	K-epsilon
Turbulence Wall Combustion	Automatic None	Scalable None
Thermal Radiation	None	None
Initialization		
Domain Initialization		TRUE
Velocity Type	-	Cartesian
Cart. Vel. Comp.	-	Automatic With V.
Static Pressure	-	Automatic With V. (0)
Turbulence	-	Medium 5%

Οι παρακάτω τέσσερις πίνακες παρουσιάζουν τις συνοριακές συνθήκες του ων προβλημάτων.

Inlet: χρησιμοποιήθηκε η συνοριακή συνθήκη εισόδου Inlet. Για κάθε είδος ροής χρησιμοποιήθηκαν διαφορετικές συνοριακές συνθήκες. Για στρωτή ροή στην επιλογή turbulence επιλέχθηκε η εντολή Low 1% και η ταχύτητα της ροής 11.44 m/s για τη U κατεύθυνση της ροής και 0 m/s για τις V και W. Για την τυρβώδη ροή επιλέχθηκε η εντολή medium turbulence 5% και ακριβώς οι ίδιες ταχύτητες με την παραπάνω περίπτωση. Στην περίπτωση της ημιτονοειδούς ροής η επιλογή για την τύρβη ήταν πάλι: medium turbulence 5%, και το προφίλ της ταχύτητας δινόταν με expression (μέση ταχύτητα 11.44 m/s). Στην τελευταία περίπτωση επιλέχθηκε η εντολή medium turbulence 5% στην επιλογή τύρβης. Για την περιγραφή της ταχύτητας δημιουργήθηκε function η οποία διάβαζε από αρχείο txt το χρόνο και την ταχύτητα για κάθε χρονικό σημείο από τις 41 χρονικές στιγμές. Το txt αρχείο όπως προαναφέρθηκε περιείχε τις μετρήσεις στην αεροσήραγγα της σχολής για τυρβώδη ροή 4.8% και μέση ταχύτητα 11.44 m/s. Πρέπει να σημειωθεί σε αυτό το σημείο ότι επειδή η συχνότητα δειγματοληψίας διαφέρει ανάμεσα στα πειράματα και στο CFX, ήταν αναγκαία η δημιουργία ενός txt αρχείου στις ανάγκες του CFX. Για αυτό το λόγο, από τα 4001 σημεία που αντιστοιχούν μέχρι τα 2 sec, στη μέτρηση με το Hot-Wire,

προέκυψε txt με 41 σημεία τα οποία όμως διατηρούσαν τον ίδιο βαθμό τύρβης και τα χαρακτηριστικά της τύρβης.

Inlet	Steady	Unsteady
Flow Regime	Subsonic	Subsonic
Mesh Motion	-	Stationary
Mash and Momentum	Cart. Vel. Compon	Cart. Vel. Compon
Heat Transfer	Static Temperature	-

Symmetry: αποτελεί την συνοριακή συνθήκη συμμετρίας για το ζεύγος των δύο πλευρικών επιφανειών. Χρησιμοποιήθηκε η συνοριακή συνθήκη sym

Symmetry	Steady	Unsteady
Mesh Motion	-	Unspecified

Free: Αποτελεί την ελεύθερη επιφάνεια του ρευστού. Χρησιμοποιήθηκε η συνοριακή συνθήκη opening.

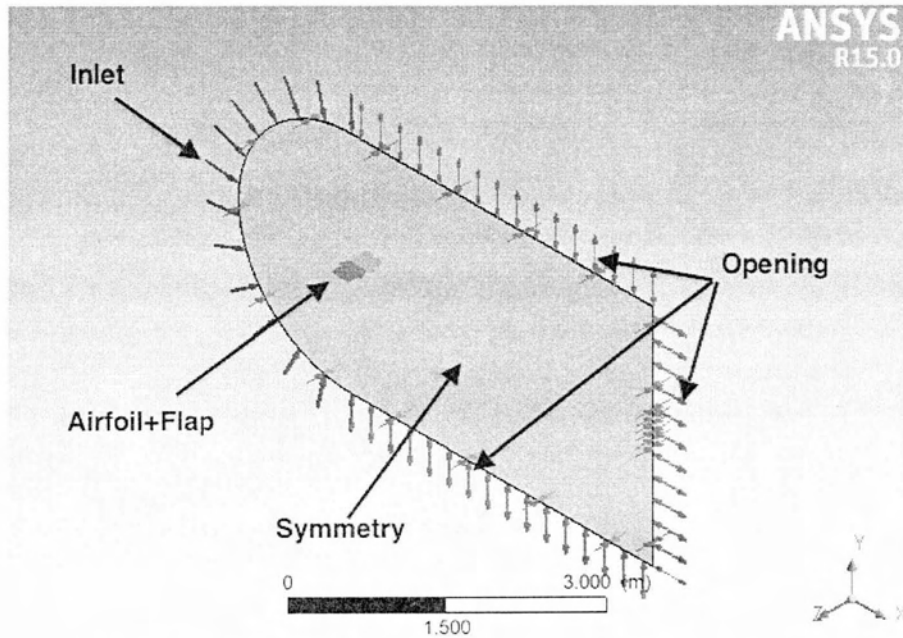
Free	Steady	Unsteady
Flow Regime	Subsonic	Subsonic
Mesh Motion		Stationary
Mash and Momentum	Entrainment (0Pa)	Entrainment (0Pa)
Turbulence	Zero Grad.	Zero Grad.
Heat Transfer	Opening Temp.	-

Airfoil	Steady	Unsteady
Boundary Type	Wall	Wall
Mesh Motion	Stationary	Stationary
Mash and Momentum Opt.	No Slip Wall	No Slip Wall
Mash and Momentum Wall	-	Mesh Motion
Wall Roughness	Smooth Wall	Smooth Wall

Για τις σειρές μετρήσεων στις οποίες το flap εκτελούσε κίνηση η κίνηση δυνόταν με τον ίδιο τρόπο που περιγράφηκε πιο πάνω για την περιγραφή της ταχύτητας. Για την ημιτονοειδή κίνηση δημιουργήθηκε expression για την κίνηση του flap το οποίο περιγράφεται αναλυτικότερα πιο κάτω ενώ για την περίπτωση της μη περιοδικής κίνησης του flap δημιουργήθηκε function η οποία διάβαζε από txt αρχείο χρόνο και radians για 41 σημεία.

Flap	Steady	Unsteady
Boundary Type	Wall	Wall
Mesh Motion	Stationary	Specified Location

Location	-	Cartesian Components
X Comp	-	Newx
Y Comp	-	Newy
Z Comp	-	Newz
Mash and Momentum Opt.	No Slip Wall	No Slip Wall
Mash and Momentum Wall	-	Mesh Motion
Wall Roughness	Smooth Wall	Smooth Wall



Εικόνα 6.3 Ο υπολογιστικός χώρος και τα σύνορα του προβλήματος.

Output Control	Steady	Unsteady
Transient Results	-	-->New
Options	-	Standard
File Compression	-	Default
Output Frequency	-	Every Timestep

Solver Control	Steady	Unsteady
Advection Scheme	High Resolution	High Resolution
Transient Scheme	-	Second Order
Timestep Initialization	-	Automatic
Turbulence Numerics	First Order	First Order
Convergence MIN It.	1	1
Convergence MAX It.	100	10
Timescale Control	Auto Timescale	Coefficient

Length Scale Option	Conservative	Loops
Timescale Factor	1	-
Residual Type	RMS	RMS
Residual Target	0.00001	0.00001

Ο παρακάτω πίνακας παρουσιάζει τα expressions που χρησιμοποιήθηκαν. Τα expressions newx, newy και newz αποτελούν τις εξισώσεις περιστροφής του flap. Τα rotx, roty και rotz αντιστοιχούν στο σημείο από το οποίο γίνεται η περιστροφή το flap. Τα Fx και Fy υπολογίζουν τις δυνάμεις οπισθέλκουσας και άνωσης αντίστοιχα. Για την περιγραφή της ταχύτητας χρησιμοποιείται είτε η expression Uprofile (για ημιτονοειδή ροή) είτε η function Turb. Αντίστοιχα για την κίνηση του flap χρησιμοποιείται είτε το alpha (για ημιτονοειδή ροή) είτε η function Aturb.

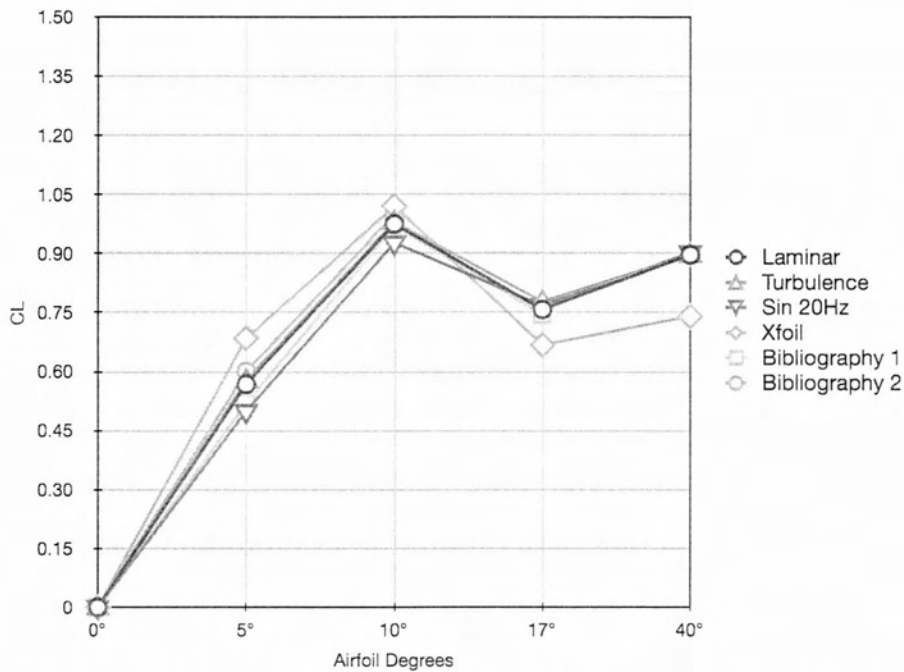
Expressions

alpha	amp*sin(omega*t)
amp	4*(pi/180)
newx	((Initial X-rotx)*cos(alpha))+((Initial Y-roty)*sin(alpha))+rotx
newy	-((Initial X-rotx)*sin(alpha))+((Initial Y-roty)*cos(alpha))+roty
newz	Initial Z
omega	90[rad/s]
rotx	0.12552[m]
roty	0.13146[m]
rotz	0[m]
Fx	force_x()@Airfoil
Fy	force_y()@Airfoil
Uo	11.44m/s
Uprofile	Uo*(1+0.1*sin(omega*t))
Turb	U_turb(t)
Aturb	A_pi(t)

6.3 Αποτελέσματα – Σχολιασμός

6.3.1 Στατικές Μετρήσεις – Χωρίς το Flap

Οι μετρήσεις στο Ansys CFX ξεκίνησαν με την μέτρηση της μέσης άνωσης σε πέντε γωνίες προσβολής: 0°, 5°, 10°, 17° και 40° σε στρωτή, τυρβώδη και ημιτονοειδή ροή. Έπειτα, γίνεται η μετατροπή της άνωσης σε συντελεστή άνωσης C_L και γίνεται σύγκριση της καμπύλης C_L / α_0 των μετρήσεων στο Ansys με την καμπύλη C_L / α_0 που δίνει το πρόγραμμα Xfoil για την αεροτομή NACA 0015 και για αριθμό Reynolds 95,000. Στο παρακάτω διάγραμμα γίνεται επίσης σύγκριση του συντελεστή άνωσης με αποτελέσματα που προέκυψαν από άλλα πειράματα και μετρήσεις.



Διάγραμμα 6.3.1 Μεταβολή του συντελεστή άνωσης για γωνίες προσβολής 0°, 5°, 10°, 17° και 40°

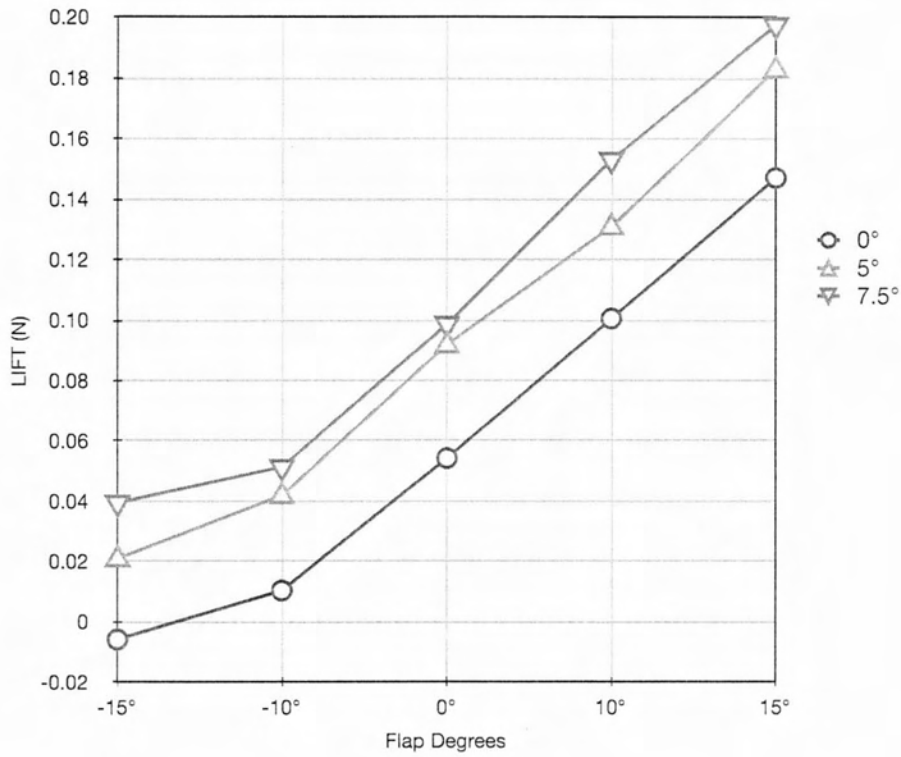
Το διάγραμμα 6.3.1 δείχνει ότι τα αποτελέσματα από το Ansys CFX και αυτά από τη βιβλιογραφία και το Xfoil ταιριάζουν στις περισσότερες περιπτώσεις σε ικανοποιητικό βαθμό.

6.3.2 Στατικές Μετρήσεις – Με τοποθετημένο το Flap ακίνητο σε διάφορες γωνίες

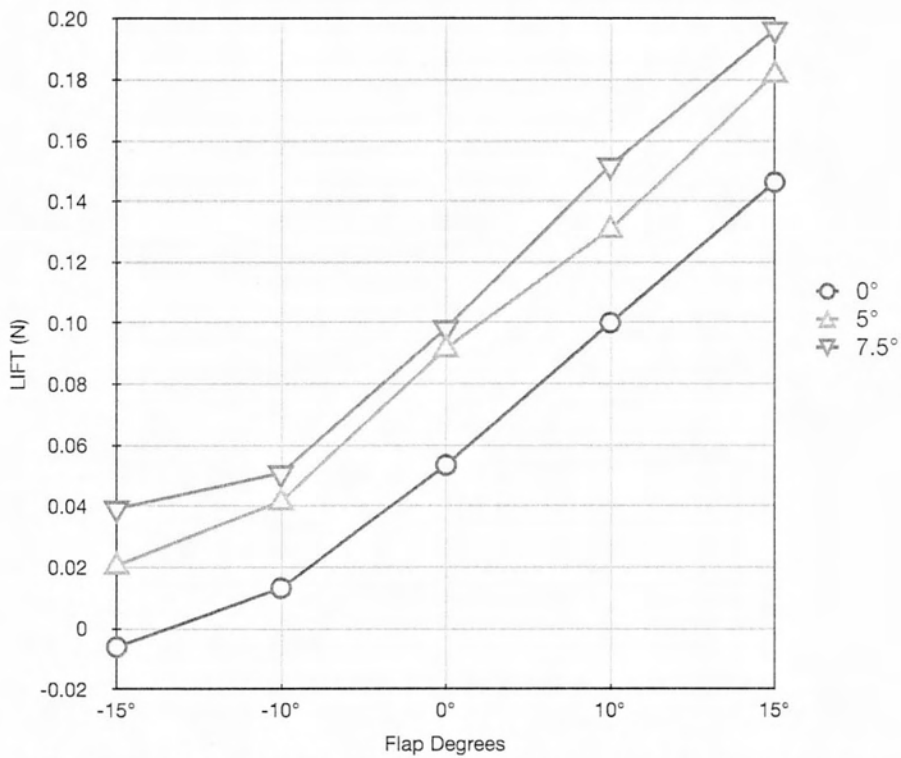
Για την επόμενη σειρά μετρήσεων τοποθετήθηκε το flap 3 mm πίσω από την ακμή φυγής της αεροτομής με σκοπό να μετρηθεί η μέση άνωση. Μετρήσεις έγιναν σε στρωτή, τυρβώδη ροή και ημιτονοειδή ροή σε τρεις γωνίες προσβολής της αεροτομής: 0°, 5° και 7.5° και για πέντε γωνίες προσβολής του flap: -15°, -10°, 0°, 10° και 15°.

¹Bibliography 1: <http://rsta.royalsocietypublishing.org/content/371/1985/20120299>

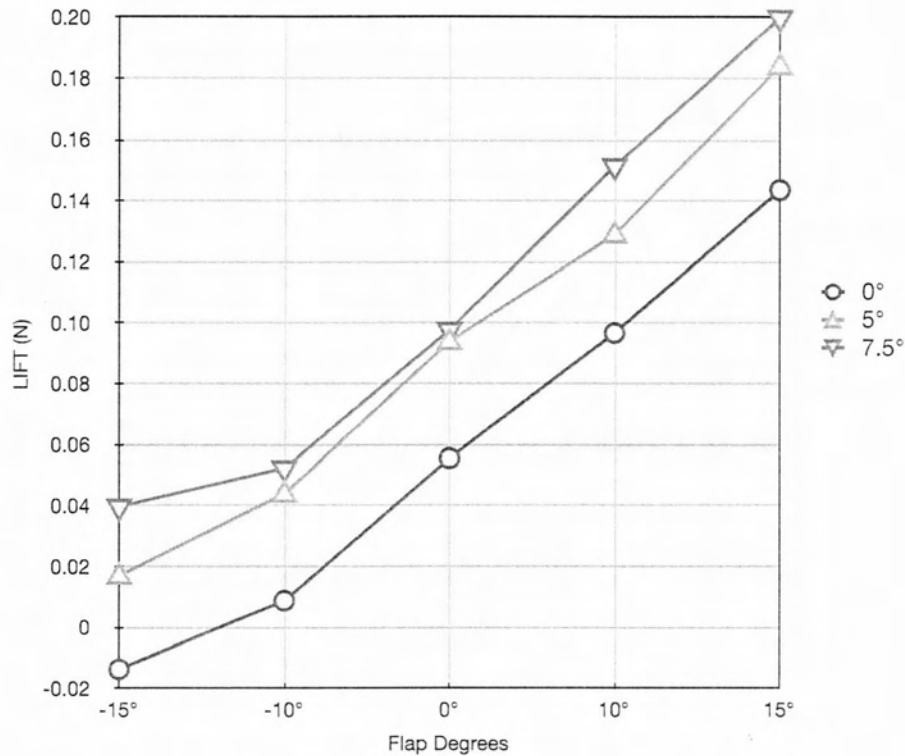
²Bibliography 2: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0015-il>



Διάγραμμα 6.3.2 Μεταβολή μέσης άνωσης ανάλογα με τη γωνία flap και αεροτομής για ημιτονοειδή ροή



Διάγραμμα 6.3.3 Μεταβολή μέσης άνωσης ανάλογα με τη γωνία flap και αεροτομής για τυρβώδη ροή

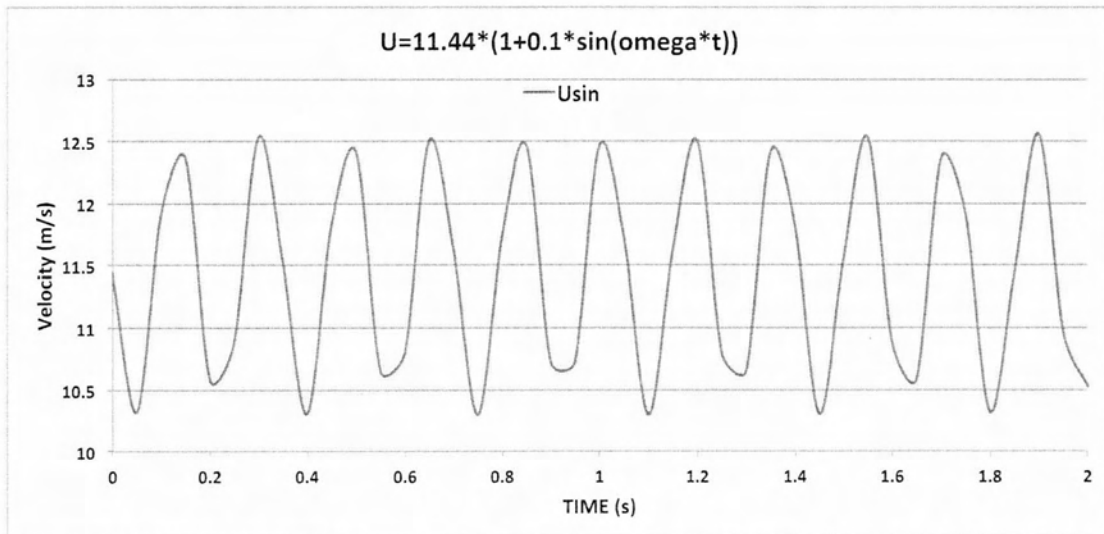


Διάγραμμα 6.3.4 Μεταβολή μέσης άνωσης ανάλογα με τη γωνία flap και αεροτομής για στρωτή ροή

Παρατηρώντας τα παραπάνω διαγράμματα (6.3.2, 6.3.3 και 6.3.4) διαπιστώνεται ότι οι διαφορές στα τρία διαγράμματα είναι αμελητέες. Η μέση άνωση παραμένει σταθερή για κάθε περίπτωση γωνίας flap και αεροτομής ανάλογα με το είδος της ροής. Όπως είναι φυσιολογικό υπάρχει πολύ σημαντική αύξηση της μέσης άνωσης όταν το flap βρίσκεται στις 10° και στις 15°. Επίσης φυσιολογική είναι και η μεγάλη μείωση της άνωσης όταν αυτό βρίσκεται στις -10° και -15°.

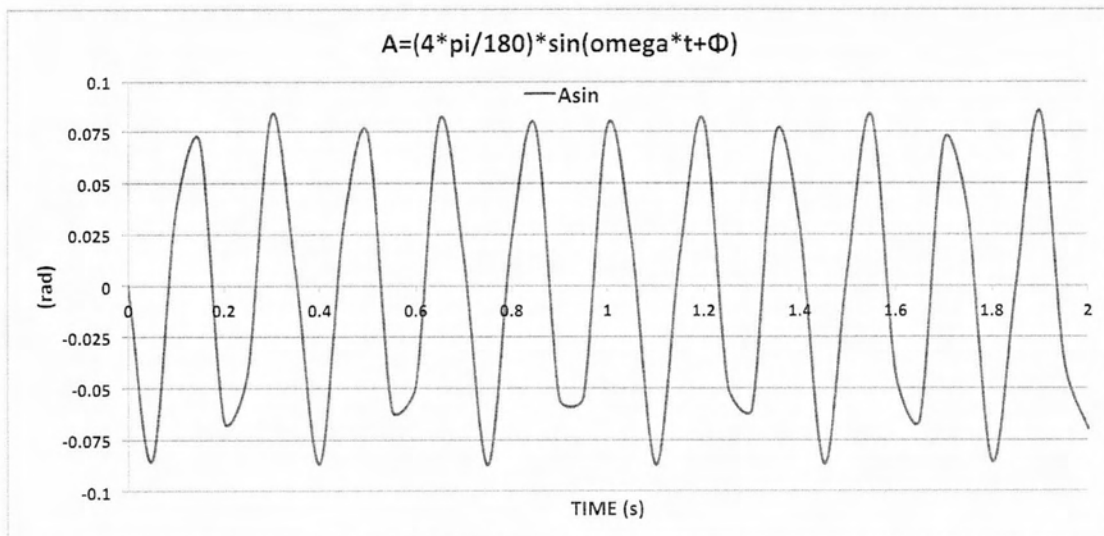
6.3.3 Ταχύτητα με ημιτονοειδή ροή – Ημιτονοειδής Κίνηση Flap

Σε αυτήν την κατηγορία μετρήσεων η ροή είναι ημιτονοειδής αλλά ταυτόχρονα το flap εκτελεί ημιτονοειδή κίνηση με την ίδια συχνότητα 15Hz. Η εξίσωση που περιγράφει τη ροή είναι η εξής: $U = 11.44 * (1 + 0.1 * \sin(2 * \pi * f * t))$ όπου f είναι 15Hz και παρουσιάζεται στο διάγραμμα 6.3.5



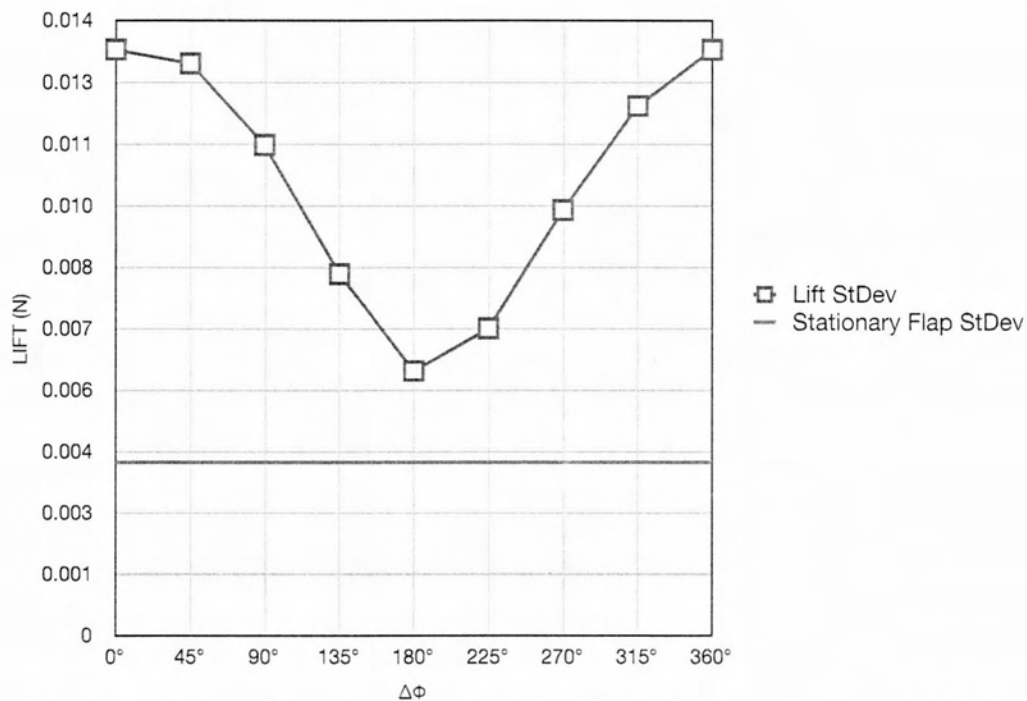
Διάγραμμα 6.3.5 Ημιτονοειδής ροή συχνότητας 15 HZ για χρονική περίοδο μέχρι 2 sec με βήμα 0.05 sec

Η κίνηση του flap περιγράφεται από την εξής εξίσωση: $A = 4 * (\pi / 180) * \sin(2 * \pi * f * t + \Phi)$ και φαίνεται στο διάγραμμα 6.3.6



Διάγραμμα 6.3.6 Ημιτονοειδής κίνηση του flap για χρονική περίοδο μέχρι 2 sec με βήμα 0.05 sec

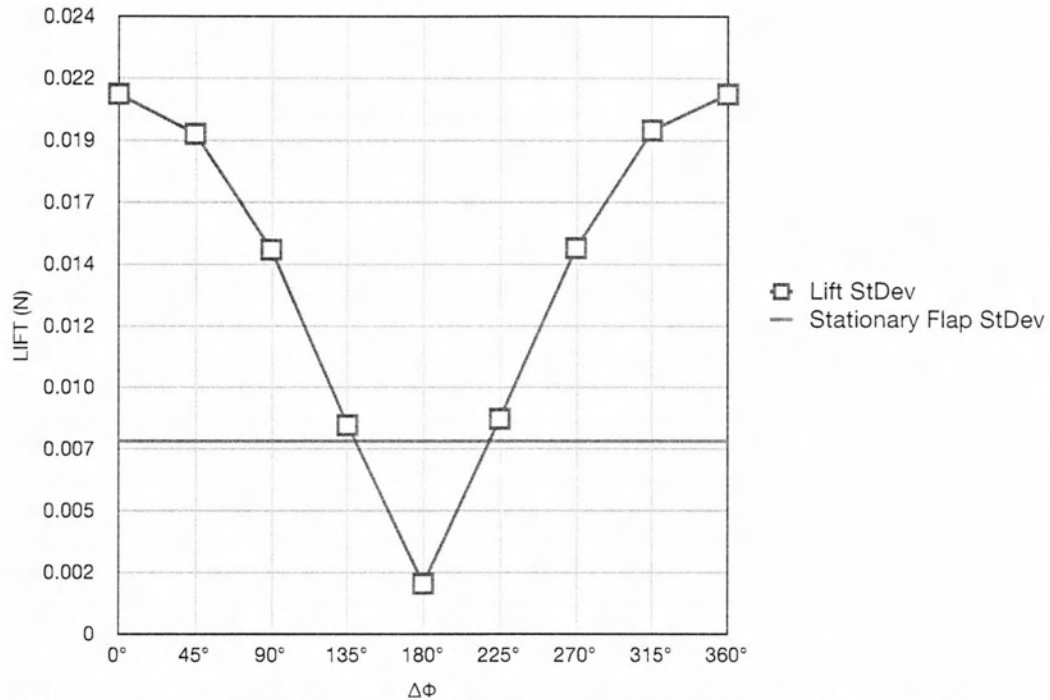
Μετρήσεις έγιναν για γωνίες προσβολής 0° , 5° και 7.5° της αεροτομής και διαφορά φάσης ανάμεσα στη ροή και στην κίνηση του flap: 0 , $\pi/4$, $\pi/2$, $3\pi/4$, π , $5\pi/4$, $6\pi/4$ και $7\pi/4$.



Διάγραμμα 6.3.7 Μεταβολή των διακυμάνσεων άνωσης ανάλογα με τη διαφορά φάσης μεταξύ ροής και σήματος flap σε γωνία προσβολής 0°

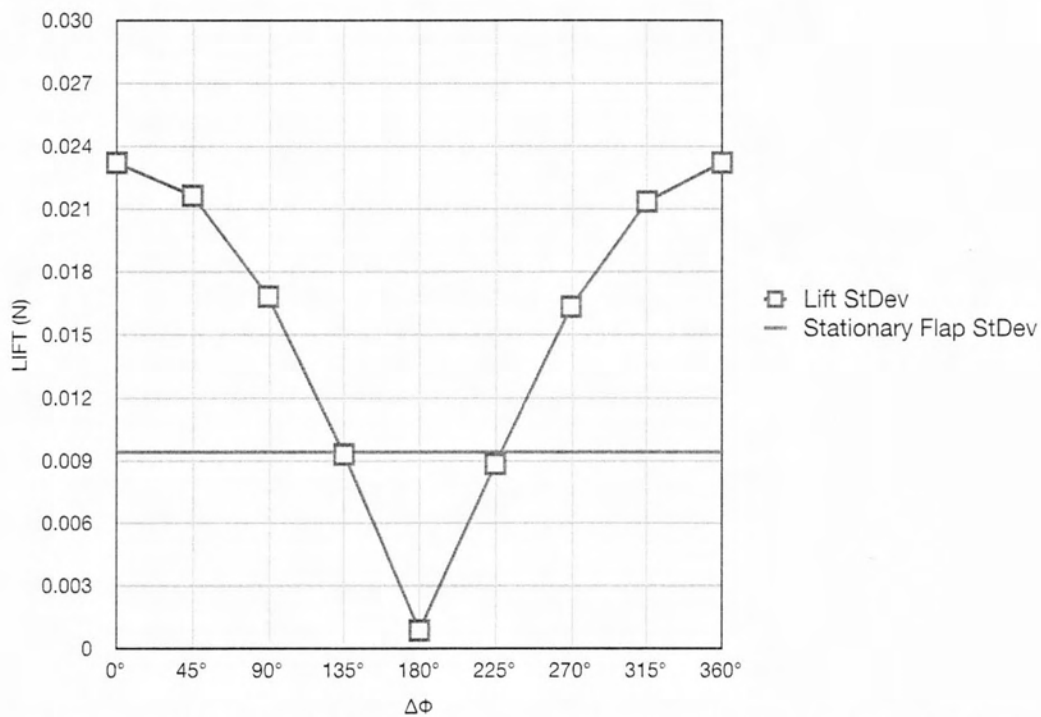
Παρατηρώντας το διάγραμμα 6.3.7 εύκολα διαπιστώνεται ότι η διαφορά φάσης στα δύο σήματα έχει σημαντικό ρόλο στην αύξηση ή στη μείωση των διακυμάνσεων της άνωσης. Όταν η διαφορά φάσης είναι μηδενική η περιοδική κίνηση του flap ενισχύει τις διαταραχές πάνω στην αεροτομή με αποτέλεσμα να προκαλείται αύξηση των διακυμάνσεων. Αντίθετα, όταν η διαφορά φάσης είναι 180° υπάρχει μείωση των διαταραχών σε σχέση με την προηγούμενη περίπτωση όμως εξακολουθεί να υπάρχει αύξηση τους σε σχέση με την περίπτωση στην οποία το flap είναι ακίνητο (κόκκινη ευθεία στο διάγραμμα 6.3.6). Στις ενδιάμεσες περιπτώσεις όπου η διαφορά φάσης είναι 45°, 90°, 135°, 225°, 270° και 315° η τιμή της τυπικής απόκλισης (standard deviation) βρίσκεται μεταξύ των τιμών της τυπικής απόκλισης των περιπτώσεων 0° και 180°.

Από μια πρώτη ανάλυση του διαγράμματος 6.3.8 για την περίπτωση όπου η γωνία προσβολής είναι 5° διαπιστώνεται τα αποτελέσματα ταιριάζουν σε σημαντικό βαθμό με αυτά της περίπτωσης γωνία προσβολής 0°. Οι διακυμάνσεις στην περίπτωση διαφοράς φάσης 0° αυξάνονται αρκετά σε σχέση με την περίπτωση όπου το flap είναι ακίνητο και πιο συγκεκριμένα καταγράφεται άνοδος της τυπικής απόκλισης κατά 64%. Αντίθετα, όταν η διαφορά φάσης είναι 180° η τυπική απόκλιση μειώνεται κατά 75% σε σχέση με το την τυπική απόκλιση του ακίνητου flap.



Διάγραμμα 6.3.8 Μεταβολή των διακυμάνσεων άνωσης ανάλογα με τη διαφορά φάσης μεταξύ ροής και σήματος flap σε γωνία προσβολής 5°

Ακριβώς στα ίδια συμπεράσματα καταλήγουμε παρατηρώντας το διάγραμμα 6.3.9 για την περίπτωση γωνία προσβολής 7.5°. Στην περίπτωση μηδενικής φάσης στα δύο σήματα υπάρχει άνοδος της τυπικής απόκλισης κατά 60% σε σχέση με το ακίνητο flap ενώ στην αντίθετη περίπτωση, στις 180° διαφορά φάσης, καταγράφεται 90% μείωση της τυπικής απόκλισης.



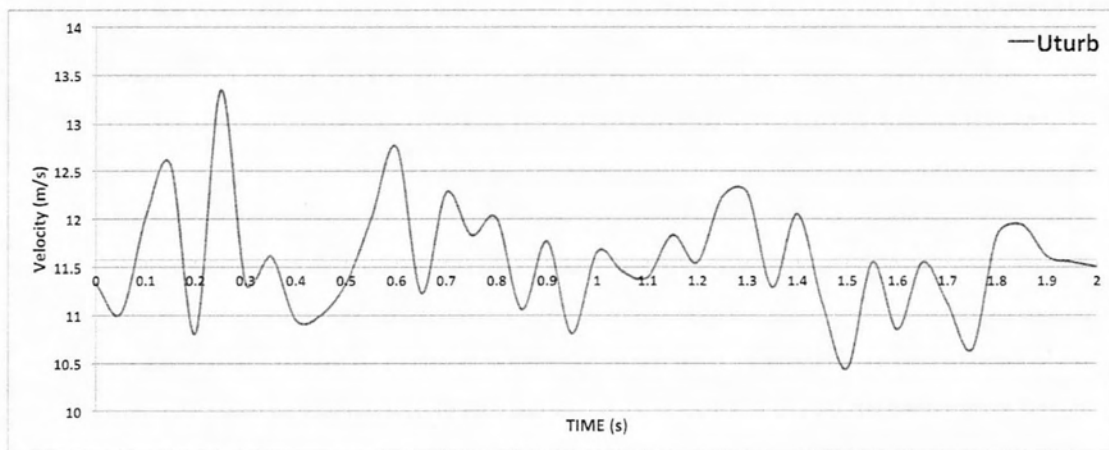
Διάγραμμα 6.3.9 Μεταβολή των διακυμάνσεων άνωσης ανάλογα με τη διαφορά φάσης μεταξύ ροής και σήματος flap σε γωνία προσβολής 7.5°

6.3.4 Ταχύτητα με Τυρβώδη ροή από τα πειράματα στην αεροσήραγγα – Ίδια Κίνηση Flap - Feedback

Σε αυτή τη φάση μετρήσεων η ροή είναι τυρβώδης και η κίνηση του flap είναι ανάλογη. Μετρήσεις έγιναν για γωνίες προσβολής 0° , 5° και 7.5° .

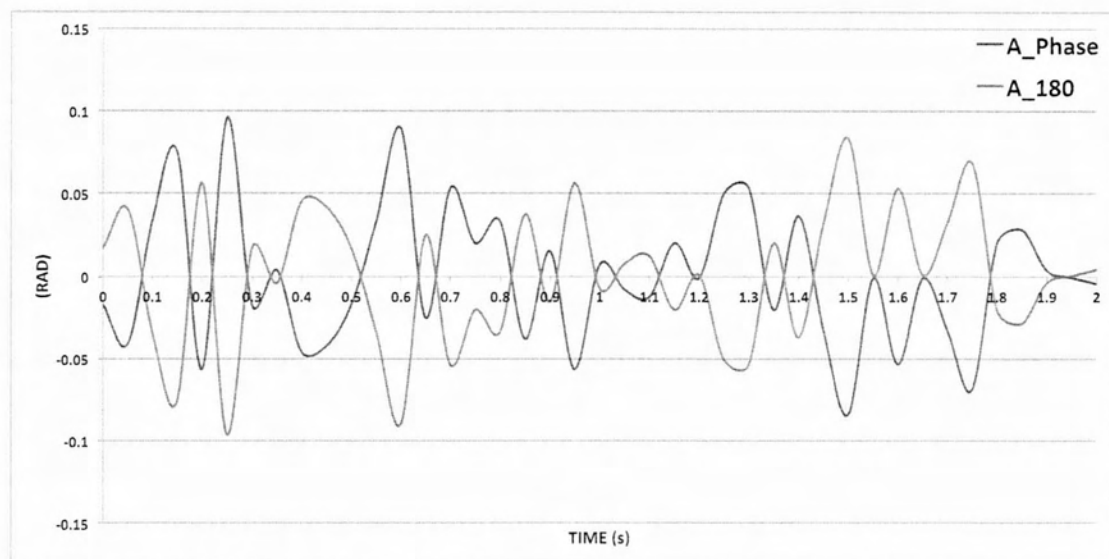
Όπως αναφέρθηκε στην ενότητα 6.2 για τη δημιουργία τυρβώδης ροής επεξεργάστηκε αρχείο txt που περιγράφει τυρβώδη ροή με 4001 σημεία και διάρκειας 2 sec ώστε να μετατραπεί σε txt αρχείο με 41 σημεία το οποίο περιγράφει τύρβη με σχεδόν ίδια ένταση τύρβης.

Το προφίλ της ροής περιγράφεται στο παρακάτω διάγραμμα:



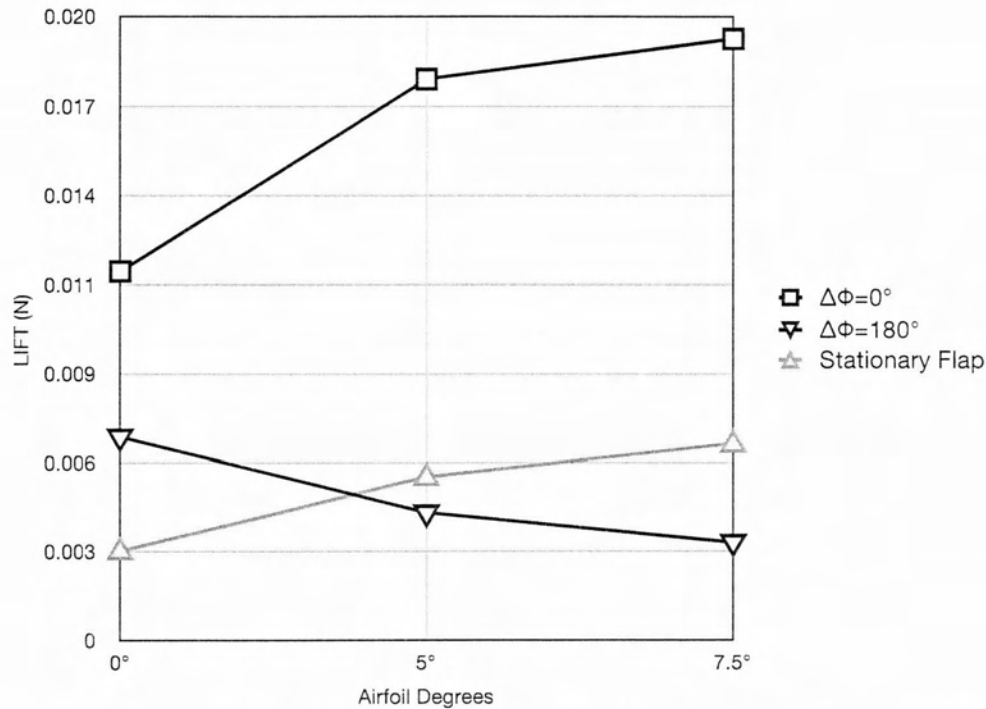
Διάγραμμα 6.3.10 Το προφίλ της ταχύτητας

Για να δημιουργηθεί ένα νέο σύστημα feedback (παρόμοιο με αυτό στα πειράματα στην αεροσήραγγα) κρίθηκε απαραίτητο η κίνηση του flap να είναι παρόμοια με το προφίλ της ταχύτητας (και όχι με την ασταθή άνοση όπως συνέβη με τα πειράματα στην αεροσήραγγα) όπως παρουσιάζεται στο παρακάτω διάγραμμα 6.3.11 σε radians με διαφορά φάσης π και 0° από το σήμα της ταχύτητας.



Διάγραμμα 6.3.11 Η κίνηση του flap

Στο διάγραμμα 6.3.12 παρατίθενται οι αλλαγές στην τυπική απόκλιση ανάλογα με τρεις γωνίες προσβολής: 0° , 5° και 7.5° και τη διαφορά φάσης. Στις 0° παρατηρούμε αύξηση της τυπικής απόκλισης σε σχέση με την τυπική απόκλιση του ακίνητου flap και για την περίπτωση όπου η διαφορά φάσης είναι 0° , στην οποία καταγράφεται αύξηση της τυπικής απόκλισης κατά 300% ενώ για διαφορά φάσης 180° καταγράφηκε επίσης αύξηση της τυπικής απόκλισης κατά 130%. Στις 5° καταγράφεται αύξηση της τυπικής απόκλισης για μηδενική διαφορά φάσης κατά 240% ενώ μείωση της κατά 20% στην αντίθετη περίπτωση. Τέλος, τα ίδια αποτελέσματα καταγράφονται και στην περίπτωση των 7.5° . Για μηδενική διαφορά φάσης καταγράφεται αύξηση των διακυμάνσεων κατά 205% και για διαφορά φάσης 180° μείωση κατά 50%.

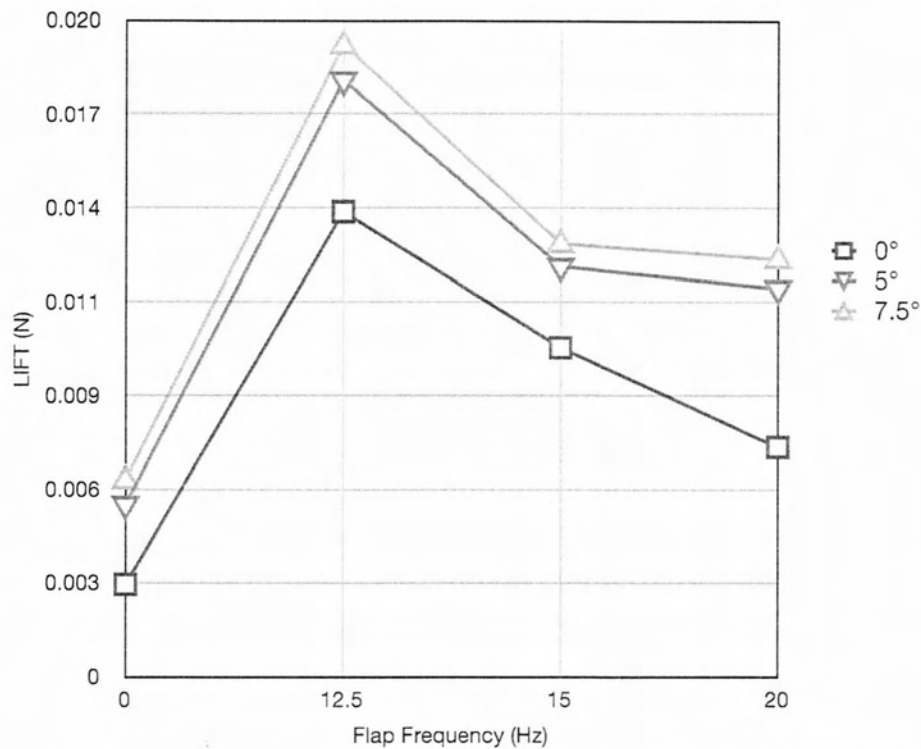


Διάγραμμα 6.3.12 Μεταβολή της τυπικής απόκλισης ανάλογα με τη γωνία προσβολής και τη διαφορά φάσης

6.3.5 Ταχύτητα με Τυρβώδη ροή από τα πειράματα στην αεροσήραγγα - Ημιτονοειδής κίνηση flap.

Για αυτή την υποενότητα, οι μετρήσεις έγιναν με ροή που περιγράφεται από την παραπάνω τυρβώδη ροή, διάγραμμα 6.3.9, της αεροσήραγγας και η κίνηση του flap ήταν ημιτονοειδής με συχνότητες κίνησης 12.5Hz, 15Hz και 20Hz για εύρος γωνιών του flap $\pm 5^\circ, \pm 4^\circ$ και $\pm 2^\circ$ αντίστοιχα και για τρεις γωνίες προσβολής της αεροτομής: $0^\circ, 5^\circ$ και 7.5° . Οι μετρήσεις αυτές διεξήχθησαν με σκοπό να γίνει άμεση σύγκριση με τα αποτελέσματα από την αεροσήραγγα.

Τα αποτελέσματα αυτής της περίπτωσης στο διάγραμμα 6.3.13 δείχνουν ότι η ημιτονοειδής κίνηση του flap δεν συντελεί για καμμία συχνότητα κίνησης flap στην μείωση των διακυμάνσεων. Αντίθετα και για τις τρεις συχνότητες κίνησης υπάρχει αύξηση των διακυμάνσεων της άνωσης και για τις τρεις γωνίες προσβολής.



Διάγραμμα 6.3.13 Μεταβολή της τυπικής απόκλισης ανάλογα με τη γωνία προσβολής και τη συχνότητα κίνησης

6.4 Συμπεράσματα Υπολογιστικής Μελέτης

Όπως και στην περίπτωση της πειραματικής μελέτης έτσι και σε στην υπολογιστική μελέτη έγιναν μετρήσεις της άνωσης της κύριας αεροτομής χωρίς να είναι τοποθετημένο το flap, με τοποθετημένο το flap και με το flap να εκτελεί ημιτονοειδή κίνηση και κίνηση εξαρτημένη από την τύρβη. Οι γωνίες προσβολής της κύριας αεροτομής για τις δύο τελευταίες περιπτώσεις μετρήσεων ήταν 0° , 5° και 7.5° και μεταβλητή ήταν η διαφορά φάσης του σήματος της ροής και σήματος κίνησης του flap.

Το γενικό συμπέρασμα που αποκομίζουμε από τα αποτελέσματα είναι ότι στην επίτευξη της αύξησης ή της μείωσης της ασταθούς άνωσης η διαφορά φάσης στα δύο σήματα διαδραματίζει καθοριστικό ρόλο διαδραματίζει η διαφορά φάσης μεταξύ το σήματος κίνησης του flap και της ροής (υποενότητες 6.3.3 και 6.3.4). Όταν η ροή είναι τυρβώδης, και στην περίπτωση της ημιτονοειδούς κίνησης flap και στην περίπτωση όπου η κίνηση του flap εξαρτάται από την τυρβώδη ροή όταν η διαφορά φάσης στα δύο σήματα είναι μηδενική τότε παρατηρείται μεγάλη αύξηση των διακυμάνσεων της ασταθούς άνωσης που όπως έχει αναφερθεί καταπονούν σημαντικά την πτέρυγα. Στην αντίθετη περίπτωση, όταν η διαφορά φάσης είναι 180° παρατηρείται σημαντική μείωση των διακυμάνσεων, σε σχέση με τις διακυμάνσεις που δημιουργούνται όταν το flap είναι ακίνητο, για γωνίες προσβολής της αεροτομής 5° και 7.5° . Στην περίπτωση όπου η γωνία προσβολής είναι 0° η κίνηση του flap με διαφορά

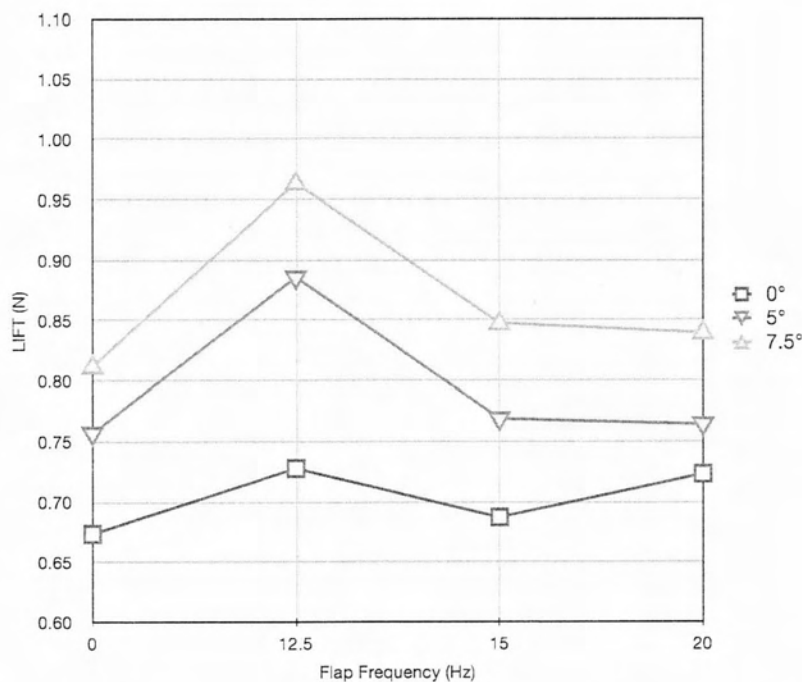
φάσης 180° δεν σημειώνεται όφελος στη μείωση της ασταθούς άνωσης καθώς η διακυμάνσεις αυξάνονταν αλλά σε μικρό ποσοστό όπως φαίνεται και στα διαγράμματα 6.3.6 και 6.3.11.

7. Σύγκριση Πειραματικών και Υπολογιστικών Αποτελεσμάτων

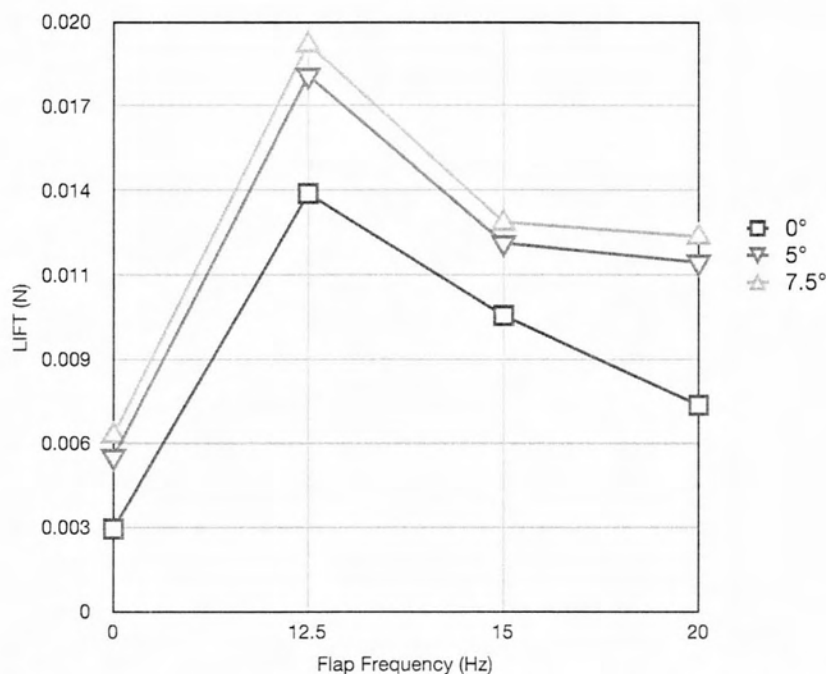
7.1 Εισαγωγή

Ο σκοπός αυτού το κεφαλαίου είναι να γίνει σύγκριση μεταξύ των υπολογιστικών και των πειραματικών αποτελεσμάτων. Περισσότερη σημασία έχει να γίνει ποιοτική σύγκριση και όχι ακριβή σύγκριση των αποτελεσμάτων καθώς διεξήχθησαν υπό διαφορετικές συνθήκες. Οι ατμοσφαιρικές συνθήκες ήταν όμοιες και στις δύο περιπτώσεις, η διαφορά των δύο μελετών έγκειται στο γεγονός ότι στην περίπτωση των πειραμάτων μελετάται τρισδιάστατο πρόβλημα ενώ στην υπολογιστική μελέτη δισδιάστατο πρόβλημα. Θα μπορούσε βέβαια να γίνει αδιαστασιοποίηση των αποτελεσμάτων όμως η ύπαρξη εσωτερικών μηχανικών ταλαντώσεων στην περίπτωση των πειραμάτων στην αεροσήραγγα θα δημιουργούσε αποκλίσεις στα αποτελέσματα. Σε αυτό το κεφάλαιο θα γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων μόνο για τη περίπτωση όπου η ροή είναι τυρβώδης και η κίνηση του flap είναι ημιτονοειδής και παρόμοια με αυτήν του σήματος της τύρβης.

7.2 Τυρβώδης Ροή – Ημιτονοειδής κίνηση Flap



Διάγραμμα 7.1 Μεταβολή της τυπικής απόκλισης ανάλογα με τη γωνία προσβολής και τη συχνότητα κίνησης για πειράματα που έγιναν στην αεροσήραγγα



Διάγραμμα 7.2 Μεταβολή της τυπικής απόκλισης ανάλογα με τη γωνία προσβολής και τη συχνότητα κίνησης για μετρήσεις στο Ansys CFX

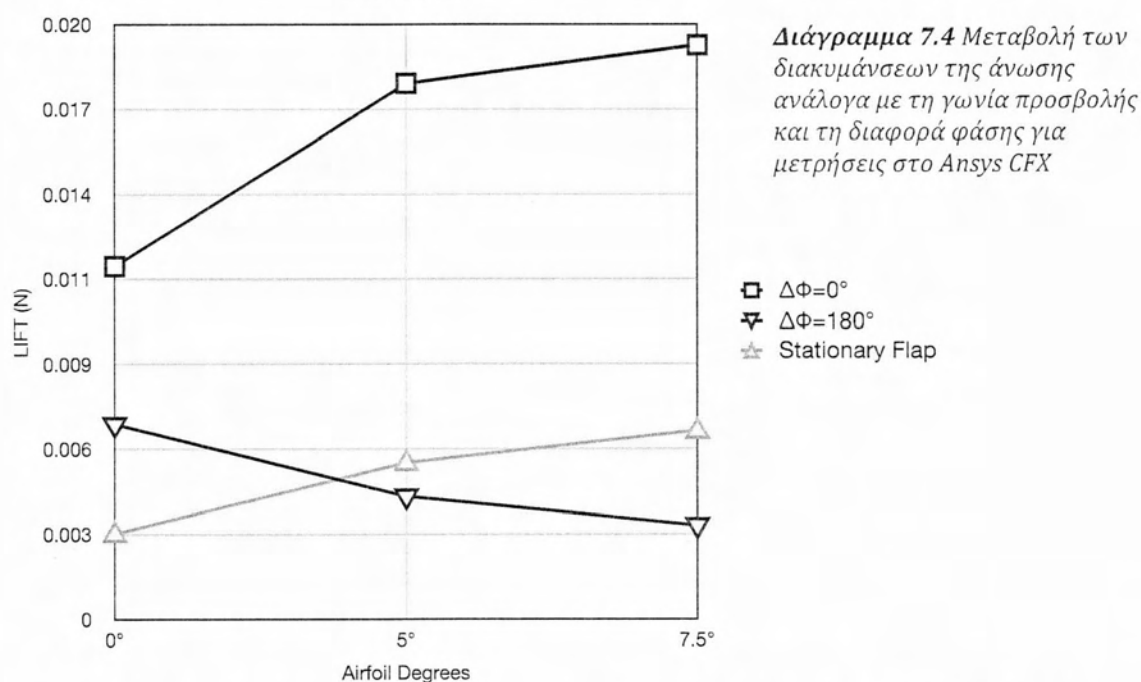
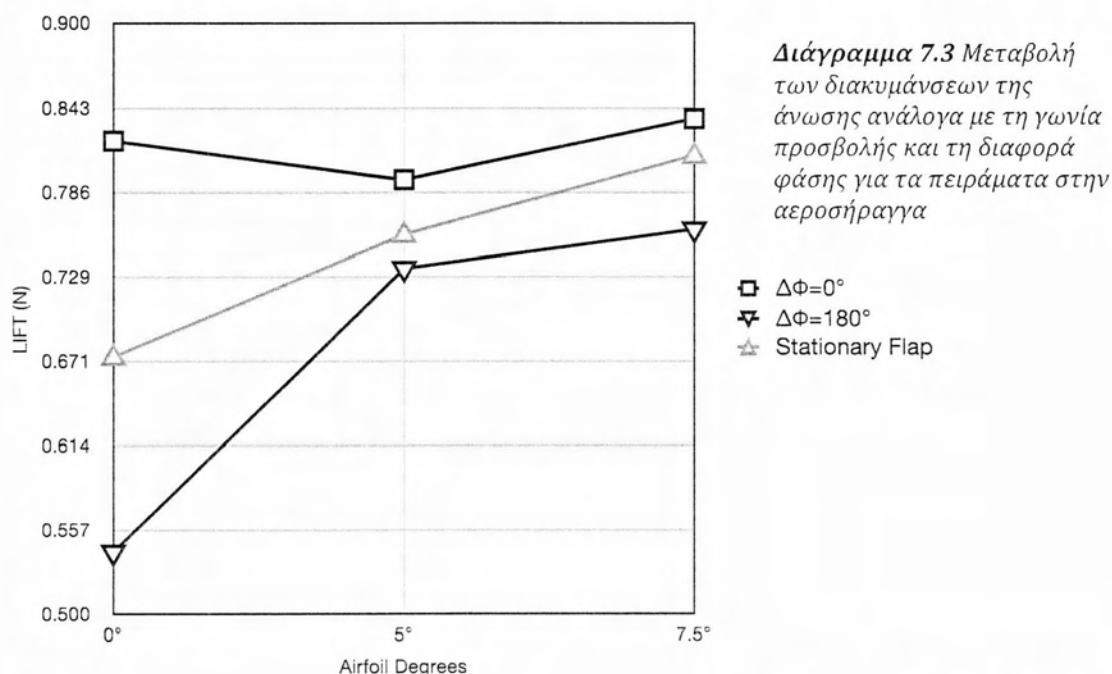
Στην περίπτωση όπου το flap κινείται με ημιτονοειδή κίνηση παρατηρούμε ότι υπάρχει ικανοποιητική ταύτιση στην κλίση των αποτελεσμάτων. Όταν η κίνηση του flap έχει συχνότητα 12.5Hz σημειώνεται η μεγαλύτερη αύξηση στις διακυμάνσεις της δύναμης και για τις τρεις γωνίες προσβολής. Ακολουθεί σημαντική πτώση της τυπικής απόκλισης για συχνότητα 15Hz σε σχέση με την προηγούμενη περίπτωση πάλι και για τις τρεις γωνίες προσβολής και μικρότερη πτώση όταν η συχνότητα κίνησης είναι 20Hz όταν η γωνία προσβολής είναι 5° και 7.5°. Η ημιτονοειδής κίνηση επιδρά αρνητικά και ενισχύει τις διαταραχές πάνω στην αεροτομή προκαλώντας την αύξηση της ασταθούς άνωσης και αυτό επιβεβαιώνεται και από την υπολογιστική και την πειραματική μελέτη.

7.2 Κίνηση Flap εξαρτώμενη από την Τυρβώδη Ροή

Στην περίπτωση όπου η κίνηση του flap εξαρτάται από την τυρβώδη ροή τα πράγματα διαφέρουν. Σε αυτό το σημείο πρέπει να ξανά σημειωθεί ότι στην πειραματική μελέτη η κίνηση του flap δεχόταν feedback από την άνωση ενώ στην υπολογιστική μελέτη έπαιρνε feedback από την ταχύτητα. Μια σύγκριση της υπολογιστικής και της πειραματικής μελέτης θα ήταν πολύ χρήσιμη για αυτήν την περίπτωση παρ' όλο οι συνθήκες κίνησης δεν ήταν απόλυτα ίδιες.

Από τα διαγράμματα 7.3 και 7.4 διαπιστώνεται ότι όταν η διαφορά φάσης των σημάτων κίνησης flap και ροής είναι μηδενική τότε υπάρχει μεγάλη αύξηση της τυπικής απόκλισης δηλαδή των διακυμάνσεων της άνωσης, για όλες τις γωνίες προσβολής, γεγονός που επηρεάζει αρνητικά την πτέρυγα. Από την άλλη πλευρά όταν η διαφορά φάσης είναι 180° στις περισσότερες περιπτώσεις η ασταθής άνωση μειώνεται. Η πειραματική μελέτη υπέδειξε ότι αυτό συμβαίνει και για τις τρεις γωνίες προσβολής και σε μεγαλύτερο βαθμό στην περίπτωση

όπου η γωνία προσβολής είναι 0° και λιγότερο για γωνία 7.5° . Αντίθετα, δεν υπήρχε επιβεβαίωση αυτού το αποτελέσματος από την υπολογιστική μελέτη. Η τελευταία υπέδειξε ότι η μεγαλύτερη μείωση ασταθούς άνωσης επιτυγχάνεται στις 7.5° και παράλληλα ότι στις 0° δεν επιτυγχάνεται μείωση αλλά μικρή αύξηση καθιστώντας μη ωφέλιμη τη κίνηση του flap.



Η συμπεριφορά αυτή ίσως να οφείλεται στις διαφορετικές συνθήκες κίνησης όπως ειπώθηκε. Το γενικό συμπέρασμα είναι όμως ότι η διαφορά φάση στα σήματα κίνησης και ροής επηρεάζει άμεσα τις διακυμάνσεις της άνωσης και αυτό επιβεβαιώνεται και από τις δύο μελέτες που πραγματοποιήθηκαν.

8. Βιβλιογραφία

- Andersen, P. G. (2005). Potential Load Reduction Using Airfoils With Variable Trailing Edge Geometry. *Journal of Solar Energy Engineering* , 127, 503-516.
- Bak, C. G. (2007, January). Wind Tunnel Test on Wind Turbine Airfoil with Adaptive Trailing Edge Geometry. *AIAA Paper* .
- Barlas, T. a. (2007). State of the Art and Prospectives of Smart Rotor Control for Wind Turbines. *Journal of Physics* .
- Buhl, T. G. (2005). Potential Load Reduction Using Airfoils with Variable Trailing Edge Geometry. *Journal of Solar Energy Engineering* , 127, 503-516.
- Feszty, D. G. (2004.). Alleviation of airfoil dynamic stall moments via trailing-edge-flap flow control. *AIAA Journal* , 42 (1), 17-25.
- George, W. K. (2003). Lectures in Turbulence for the 21st Century . London.
- Gerontakos, P. L. (2007). Trailing-edge flap control of dynamic pitching moment. *AIAA Journal* , 45, 1688–1694.
- Hideaki, M. M. (2002). Probability Density Function of Turbulent Velocity Fluctuation. *Fluid Dynamics* , 65.
- Krzysiak, A. N. (2006). Aerodynamic loads on airfoil with trailing-edge flap pitching with different frequencies. *Journal of Aircraft* , 43 (2), 407-418.
- M.B. Bragg, A. B. (2005). Iced-Airfoil Aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences* , 41 (5), 323–362.
- Mckeough, P. J. (1980). Effect of mean loading on the fluctuating loads induced on aerofoils by a turbulent stream. *Aeronautical Quarterly* , 31, σσ. 56-69.
- Scott J. Johnson, C. “. (2008). *Active Load Control Techniques for Wind Turbines*. SANDIA REPORT, Sandia National Laboratories.
- Troldborg, N. (2005). Computational Study of the Riso-B1-18 airfoil with a Hinged Flap Providing Variable Trailing Edge Geometry. *Wind Engineering* , 29 (2), 89-113.

Zhou Y., M. M. (2010). Fluid forces on a very low Reynolds number airfoil and their prediction. *International Journal of Heat and Fluid Flow* .



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ
ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗ



004000125701