



Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο  
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ  
ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ – ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ

# ΔΟΚΙΜΕΣ ΣΤΗΝ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑ ΣΕ ΠΤΕΡΥΓΙΟ ΚΑΙ ΔΡΟΜΕΑ ΑΝΕΜΟΓΕΝΝΗΤΡΙΑΣ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ Γ. Π. ΜΗΤΑΝΙΔΗ

ΕΠ. ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΣΠΥΡΙΔΩΝ ΒΟΥΤΣΙΝΑΣ

ΑΝ. ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ Ε.Μ.Π.



ΜΗΤΑΝΙΔΗΣ ΓΕΩΡΓΙΟΣ

ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΟΣ

ΜΗΧΑΝΙΚΟΣ ΕΕΜΜ

ΑΡ. ΜΗΤΡΩΟΥ:

02103021

ΑΘΗΝΑ, ΜΑΡΤΙΟΣ 2010

## ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Αυτή η διπλωματική είναι αποκύημα έντονης προσπάθειας ενός και κάτι παραπάνω έτους, το οποίο ομολογώ υπήρξε και το πλέον επικοινωνιακό όσον αφορά την σταδιοδρομία μου ως νέος μηχανικός. Γι' αυτό και για πολλούς άλλους λόγους το ελάχιστον που θα μπορούσα να κάνω για να αποτιμήσω τον φόρο τιμής είναι να ευχαριστήσω όσους συνέβαλαν στο πέρας αυτής της εργασίας. Πρώτον από όλους έχω την υποχρέωση και την ανάγκη να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου, κ. Σ. Βουτσινά ο οποίος με περισσή υπομονή και όρεξη άκουγε τα προβλήματά μου και βοηθούσε όταν αυτό του ήταν δυνατό στην επίλυσή τους και που εξ αρχής αλλά και έως τέλους με στήριζε, πίστευε σε εμένα κάτι που ήταν πολύ σημαντικό στην ψυχολογία μου. Δεύτερον έχω την ανάγκη να ευχαριστήσω έναν άνθρωπο που έχει προσφέρει και έχει να προσφέρει ακόμη περισσότερα στο εργαστήριο αεροδυναμικής αφού η ακαδημαϊκή του σταδιοδρομία μόλις αρχίζει. Σε μένα αλλά και πολλούς άλλους συναδέλφους, διπλωματικούς και διδακτορικούς, έχει δώσει κομμάτι από την ψυχή του και δεν είναι τυχαίο ότι είναι σε όλους γνωστούς του και αγνώστους πλέον αγαπητός. Αυτός είναι ο Β. ο Ριζιώτης μελλοντικός λέκτορας του ΕΜΠ στο τμήμα των μηχανολόγων, στον τομέα των ρευστών. Επιπλέον, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον διδάκτορα Μ. Μανωλέσο, ο οποίος με την υπευθυνότητά, την τακτικότητά αλλά και το πνεύμα του, από το λίγο χρονικό διάστημα που έτυχε να εργαστούμε μαζί και να συνεργαστούμε - το κομμάτι του διδακτορικού του και της διπλωματικής μου συνέπεσαν - μου δίδαξε πολλά για αυτό που ονομάζουμε πειραματική ρευστομηχανική και δη μετρήσεις στην αεροσήραγγα δοκιμών. Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω και τον ηλεκτρολόγο μηχανικό Π. Παπαδόπουλο, εργατικό δυναμικό του ΚΑΠΕ (Κέντρο Ανανεώσιμων Πηγών Ενέργειας) στο τμήμα των ανανεώσιμων πηγών ενέργειας, στον τομέα της αιολικής ενέργειας, χωρίς την βοήθεια του οποίου ομολογώ ότι οι ηλεκτρικές μετρήσεις δεν θα είχαν καν επιτευχθεί, καθώς και το ίδιο το ΚΑΠΕ που εξ αρχής αλλά και έως τέλους προσέφερε πολλά για την αποπεράτωση του παρόντος έργου. Ευχαριστώ, επίσης, την αγαπημένη μου ξαδέλφη Νατάσα για την πολύτιμη βοήθεια της και τους δικούς μου για την υπομονή τους στις «γκρίνιες» μου. Πριν κλείσω την παράγραφο αυτή, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον πτυχιούχο της τεχνικής σχολής περιβαλλοντικής μηχανικής της Κοζάνης, Γ. Αλεξόπουλο, ο οποίος με περισσό φιλότιμο ανέχτηκε να με βοηθήσει στα πρώιμα στάδια της διπλωματικής όπου τα προβλήματα δεν είχαν ποτέ τέλος αλλά και όλα τα παιδιά που περάσαμε ώρες μαζί στο εργαστήριο, που με βοήθησαν με το πνεύμα τους, την αγάπη τους και την συμπαράσταση τους, ώστε να μπορώ να ομολογήσω ότι εκτός από γνώση απέκτησα και καλούς φίλους.



## ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα εργασία αποτελεί προσπάθεια εξοικείωσης του σπουδαστή με το περιβάλλον της αεροσήραγγας μετρήσεων του εργαστηρίου αεροδυναμικής και χωρίζεται σε δύο βασικά μέρη. Το πρώτο μέρος αποτελεί την μελέτη των αεροδυναμικών συντελεστών  $C_L$  και  $C_D$  μιας βελτιστοποιημένης αεροτομής σχεδιασμένης από το εργαστήριο. Παλαιότερα, η ίδια αεροτομή είχε μελετηθεί σε  $0.8 \times 10^6$  αριθμό Reynolds, ενώ κατά την διάρκεια του παρόντος εγχειρήματος μελετάται σε αριθμό Reynolds  $1.2 \times 10^6$ . Το δεύτερο μέρος αποτελεί την εγκατάσταση και λειτουργία πειραματικών μετρήσεων επί δρομέα Α/Γ. Χρησιμοποιήθηκε δρομέας μικρού μεγέθους, ο οποίος θέτει σε κίνηση πειραματικό όχημα -το αιολικό αυτοκίνητο- σχεδιασμένο για τους διεθνείς αγώνες αιολικής ενέργειας από την συνεργασία του εργαστηρίου με το πανεπιστήμιο Πατρών και το ΚΑΠΕ. Ο δρομέας μελετήθηκε ως προς την ισχύ, των ώση και τους αντίστοιχους συντελεστές  $C_P$  και  $C_T$ . Σημειωτέον, ότι κοινός παρονομαστής και των δύο φάσεων της διπλωματικής είναι το γεγονός ότι ο δρομέας του δεύτερου μέρους χρησιμοποιεί την αεροτομή του πρώτου.

### ΜΕΛΕΤΗ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΩΝ ΣΕ ΒΕΛΤΙΣΤΟΠΟΙΗΜΕΝΗ ΑΕΡΟΤΟΜΗ

Για την διεκπεραίωση του εγχειρήματος αυτού χρησιμοποιείται πτέρυγα μήκους όσο το ύψος της Α' θέσεως δοκιμών της αεροσήραγγας (~1.40 m) ώστε να εκτείνεται από την οροφή έως το δάπεδο του τμήματος δοκιμών με σκοπό την απαλοιφή τρισδιάστατων φαινομένων. Η μελέτη γίνεται σε σταθερές συνθήκες ροής για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης. Η ταχύτητα μελέτης της αεροτομής είναι τα  $1.2 \times 10^6$  αριθμός Reynolds.

Το πείραμα χωρίζεται σε τρία όμοια σκέλη. Τον υπολογισμό  $C_L$ ,  $C_D$  και  $C_M$  της αεροτομής, τον υπολογισμό  $C_L$ ,  $C_D$  και  $C_M$  της αεροτομής με επιβαλλόμενη αποκόλληση της ροής στο 1% της χορδής από ταινία ολίσθησης πάχους 0.4 mm και τον υπολογισμό  $C_L$ ,  $C_D$  και  $C_M$  της αεροτομής με επιβαλλόμενη αποκόλληση της ροής στο 1% της χορδής από ταινία ολίσθησης πάχους 0.205 mm.

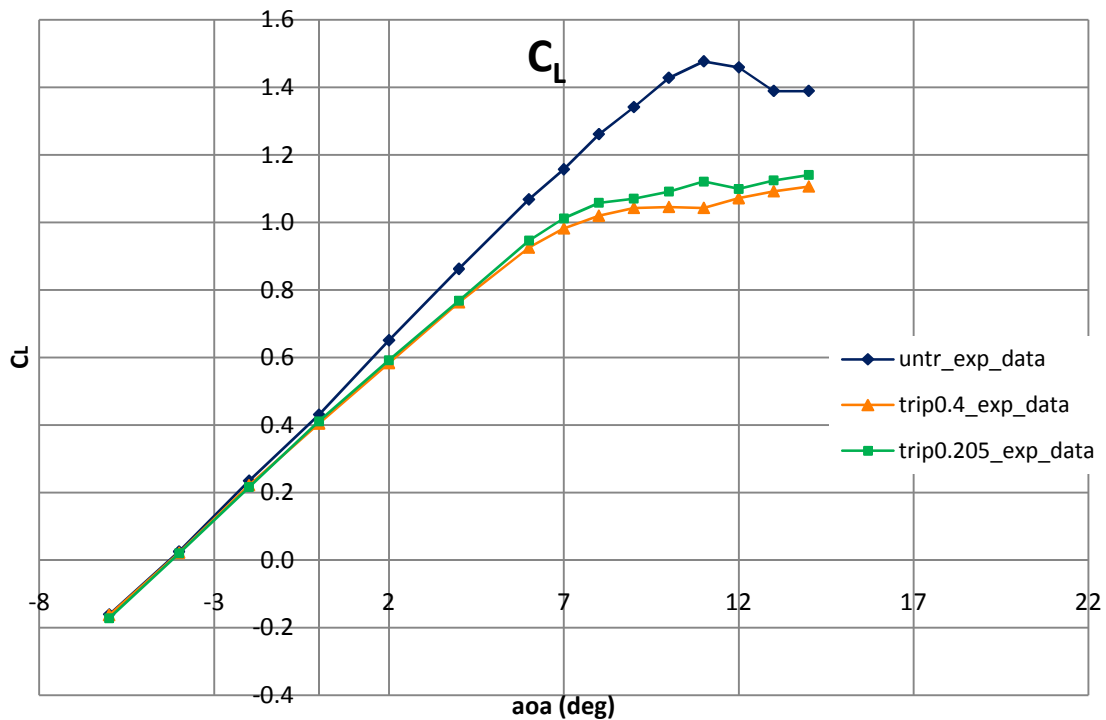
Για τον υπολογισμό του συντελεστή άνωσης  $C_L$ , λαμβάνουμε μετρήσεις στατικής πίεσης από 62 οπές πίεσης κατά μήκος αεροτομής της πτέρυγας τις οποίες και αφαιρούμε από την στατική πίεση της επ' άπειρον ταχύτητας για να λάβουμε την διαφορά πίεσης ως ένδειξη σε μανόμετρο και έπειτα μέσω καλωδίου BNC σε αναλογοψηφιακή κάρτα συνδεδεμένη στον υπολογιστή ως χρονοσειρά. Στατική και ολική πίεση της επ' άπειρον ταχύτητας λαμβάνουμε μέσω ενός σωλήνα Pitot που έχουμε τοποθετήσει σε επαρκή απόσταση εμπρός του δοκιμίου. Από τις διαφορές αυτές πίεσης υπολογίζουμε τους συντελεστές πίεσης κατά μήκος της αεροτομής σύμφωνα με την σχέση

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

όπου την δυναμική πίεση την λαμβάνουμε ως σήμα κατευθείαν από το μανόμετρο ως διαφορά ολικής και στατικής πίεσης του Pitot. Βάσει αυτού του μεγέθους σχεδιάζουμε για κάθε μία γωνία πρόσπτωσης τα διαγράμματα συντελεστή πίεσης προς χορδή τα οποία φαίνονται αναλυτικά στο κυρίως κείμενο. Τον συντελεστή άνωσης τον υπολογίζουμε από τους συντελεστές πίεσης σύμφωνα με την σχέση

$$C_L = \frac{1}{c} \oint_s (-C_P)(\vec{n} \cdot \vec{e}_y) ds$$

και τον υπολογίζουμε για ένα εύρος γωνιών πρόσπτωσης από  $-6^\circ$  έως  $16^\circ$  με σκοπό την χάραξη της καμπύλης του συντελεστή άνωσης προς γωνία πρόσπτωσης.



Σχήμα 1 Περιεκτικό γράφημα καμπύλης συντελεστή άνωσης ως προς γωνία πρόσπτωσης για τα πειραματικά αποτελέσματα λείας επιφάνειας χείλους προσβολής, επιβαλλομένης τραχύτητας στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας ολίσθησης πάχους 0.4 mm και 0.205 mm

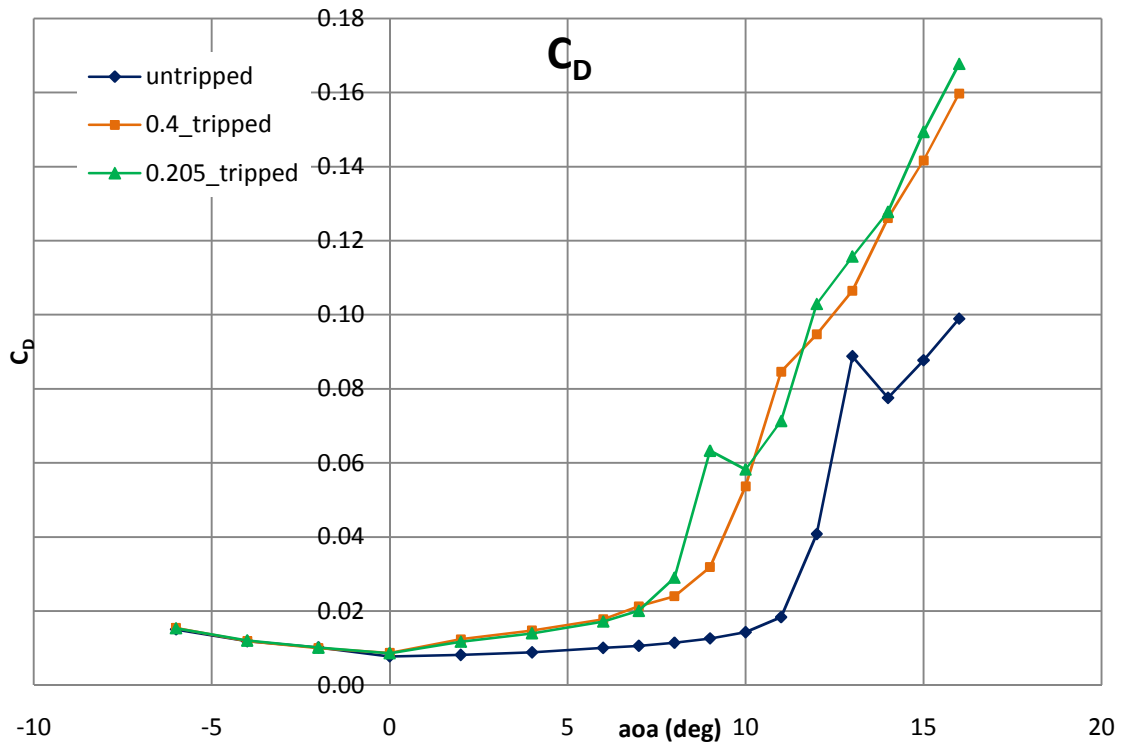
Για τον υπολογισμό του συντελεστή αντίστασης της αεροτομής τοποθετούμε όπισθεν του δοκιμίου μία «κτένα» 28 σωλήνων μέτρησης ολικής πίεσης σε μία θέση της πτέρυγας με σκοπό να καταγράψουμε το έλλειμμα της ταχύτητας του ομόρρου όπισθεν της αεροτομής. Τα σήματα ολικής πίεσης λαμβάνουμε από ένα ψηφιακό μεταλλάκτη πίεσης ο οποίος δίνει σήμα σε αναλογοψηφιακή κάρτα συνδεδεμένη στον υπολογιστή. Αναφορά στην μέτρηση της ολικής έχουμε πάλι από τον Pitot στην αδιατάρακτη ροή. Εκτός της ολικής πίεσης στην «κτένα» μετράμε και στατική πίεση στις δύο ακριανές θέσεις του οργάνου. Ο συντελεστής πίεσης του ομόρρου υπολογίζεται ως

$$C_{P_w} = \frac{P_{0,w} - P_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2}$$

Και ο συντελεστής πίεσης της στατικής πίεσης του ομόρρου  $C_{P_{w,st}}$  αντιστοίχως αν στον αριθμητή του παραπάνω κλάσματος βάλουμε τις αντίστοιχες στατικές πιέσεις, οπότε ο συντελεστής αντίστασης υπολογίζεται ως

$$C_{D_w} = \frac{1}{c} \int_y (2\sqrt{(C_{P_w} - C_{P_{w,st}})} - (C_{P_w} - C_{P_{w,st}}) - C_{P_w}) dy$$

και τον υπολογίζουμε για ένα εύρος γωνιών πρόσπτωσης από  $-6^{\circ}$  έως  $16^{\circ}$  με σκοπό την χάραξη της καμπύλης του συντελεστή άνωσης προς γωνία πρόσπτωσης.



Σχήμα 2 Περιεκτικό γράφημα καμπύλης συντελεστή αντίστασης ως προς γωνία πρόσπτωσης για τα πειραματικά αποτελέσματα λείας επιφάνειας χείλους προσβολής, επιβαλλομένης τραχύτητας στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας ολίσθησης πάχους 0.4 mm και 0.205 mm

Για τον υπολογισμό του συντελεστή ροπής χρησιμοποιούμε τα παραπάνω δεδομένα χρησιμοποιώντας τον εξής τύπο υπολογισμού

$$C_M = \oint_s (C_p \times \vec{r}) \cdot \vec{e}_z ds$$

Στα πειραματικά δεδομένα γίνονται διορθώσεις λόγω κλειστής σήραγγας δοκιμών και λόγω των τοιχωμάτων στένωσης του τμήματος όπου γίνονται οι μετρήσεις, καθώς και διορθώσεις επί της γωνίας μηδενικής άνωσης. Τέλος, χρησιμοποιούμε και τον κώδικα του εργαστηρίου FOIL2W για να συγκρίνουμε τα πειραματικά αποτελέσματα που βρίσκουμε με αντίστοιχα θεωρητικά.

#### ΜΕΛΕΤΗ ΙΣΧΥΟΣ ΚΑΙ ΩΣΗΣ ΣΕ ΔΡΟΜΕΑ Α/Γ

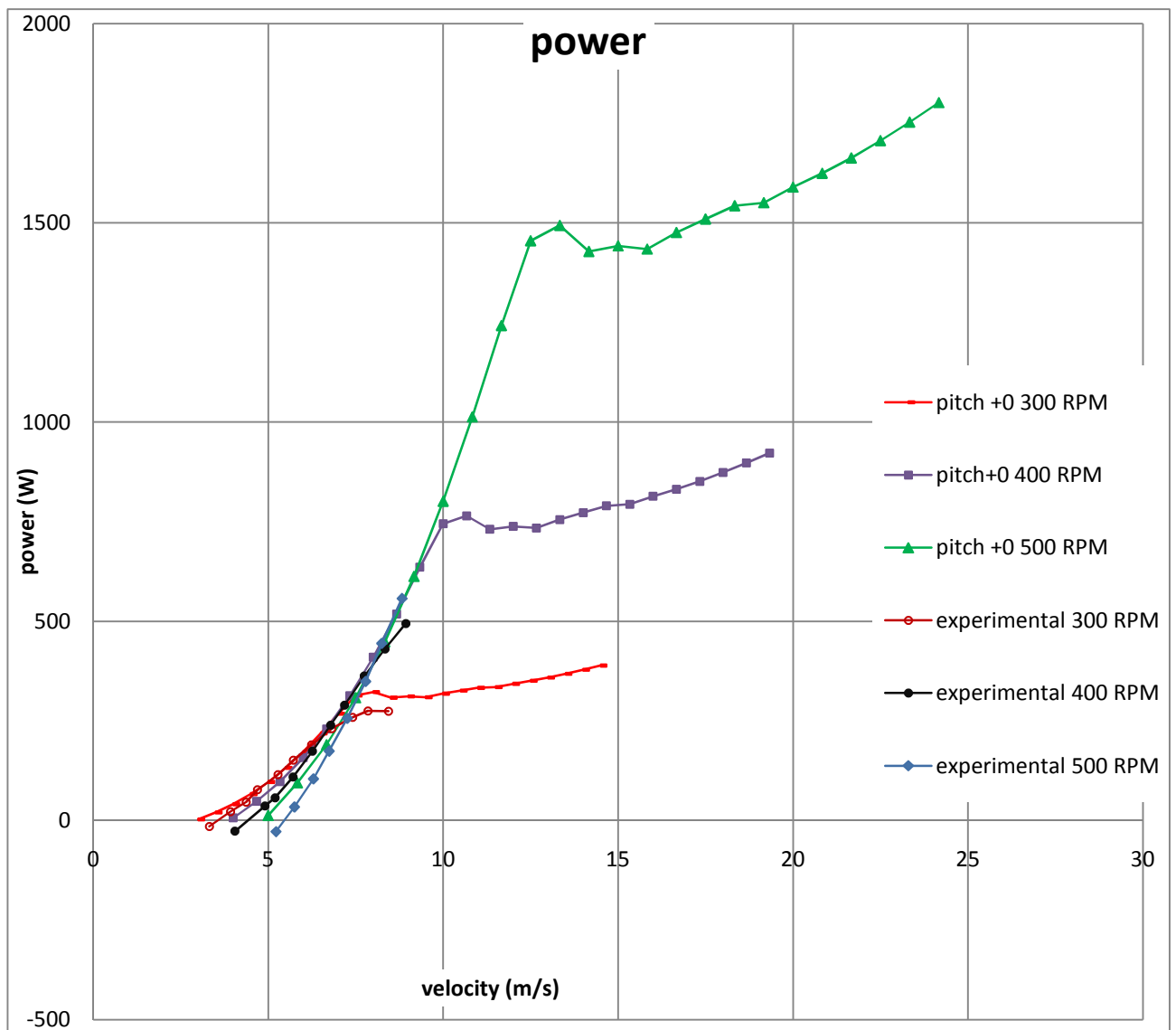
Για την διεκπεραίωση του εγχειρήματος αυτού χρησιμοποιείται δρομέας μικρού μεγέθους σχεδιασμένος να κινεί το αιολικό αυτοκίνητο (βλέπε κυρίως κείμενο). Τα πειράματα γίνονται στην Γ' θέση δοκιμών της αεροσήραγγας. Ο δρομέας τίθεται παράλληλα με την ροή του αέρα στο κέντρο του τμήματος δοκιμών, ενώ για τις μετρήσεις στηρίζεται σε ζυγό μέτρησης τριών δυνάμεων τριών ροπών. Για την στήριξη έχει κατασκευαστεί σιδηρούν ικρίωμα με ικανότητα εκτροπής σε γωνία πλαγιολίσθησης (YAW). Για την πέδηση του δρομέα χρησιμοποιείται κινητήρας Σ.Ρ. με έλεγχο στροφών. Οι μετρήσεις γίνονται σε εύρος ταχυτήτων περιστροφής του δρομέα από 300 έως 500 RPM.

Για την μέτρηση της ισχύος, έχουμε εγκαταστήσει πίνακα μείωσης της τάσης του κινητήρα και μετατροπής του ρεύματος του κινητήρα σε τάση. Ο πίνακας μέσω καλωδίων BNC συνδέεται σε αναλογοψηφιακή κάρτα και αυτή με την σειρά της στον υπολογιστή. Η ισχύς υπολογίζεται βάσει της γνωστής σχέσης  $P = VI$ , ενώ ο συντελεστής ισχύος  $C_p$  χρήσει της σχέσεως

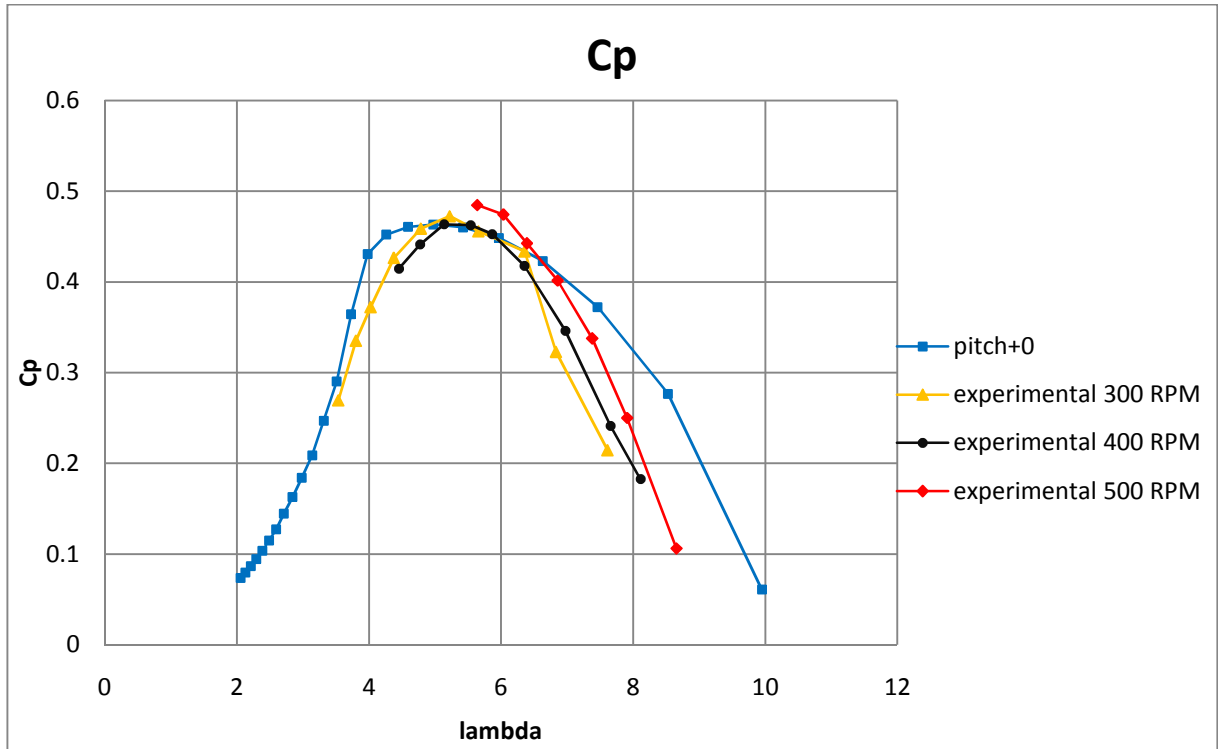
$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho U^3 A}$$

Για την μέτρηση της ταχύτητας χρησιμοποιείται σωλήνας Pitot σε επαρκές σημείο εμπροσθεν του δρομέα και η διαφορά στατικής από ολική πίεση που δίνει αυτός μετρείται σε μανόμετρο συνδεδεμένο μέσω BNC καλωδίου με αναλογοψηφιακή κάρτα και αυτή με τον υπολογιστή. Η ταχύτητα υπολογίζεται από την γνωστή σχέση  $U = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$ , όπου q η μετρούμενη από το μανόμετρο δυναμική πίεση της αδιατάρακτης ροής. Χρήσει αυτής της ταχύτητας υπολογίζουμε και την αδιάστατη ταχύτητα ακροπτερυγίου σύμφωνα με την σχέση  $\lambda = \frac{\omega \cdot R_{tip}}{U}$ .

Το διάγραμμα της ισχύος των πειραματικών και θεωρητικών δεδομένων αλλά και του συντελεστή  $C_p$  φαίνεται παρακάτω για κάθε μία ταχύτητα περιστροφής.



Σχήμα 3 Περιεκτικό διάγραμμα καμπύλης ισχύος προς ταχύτητα αέρα



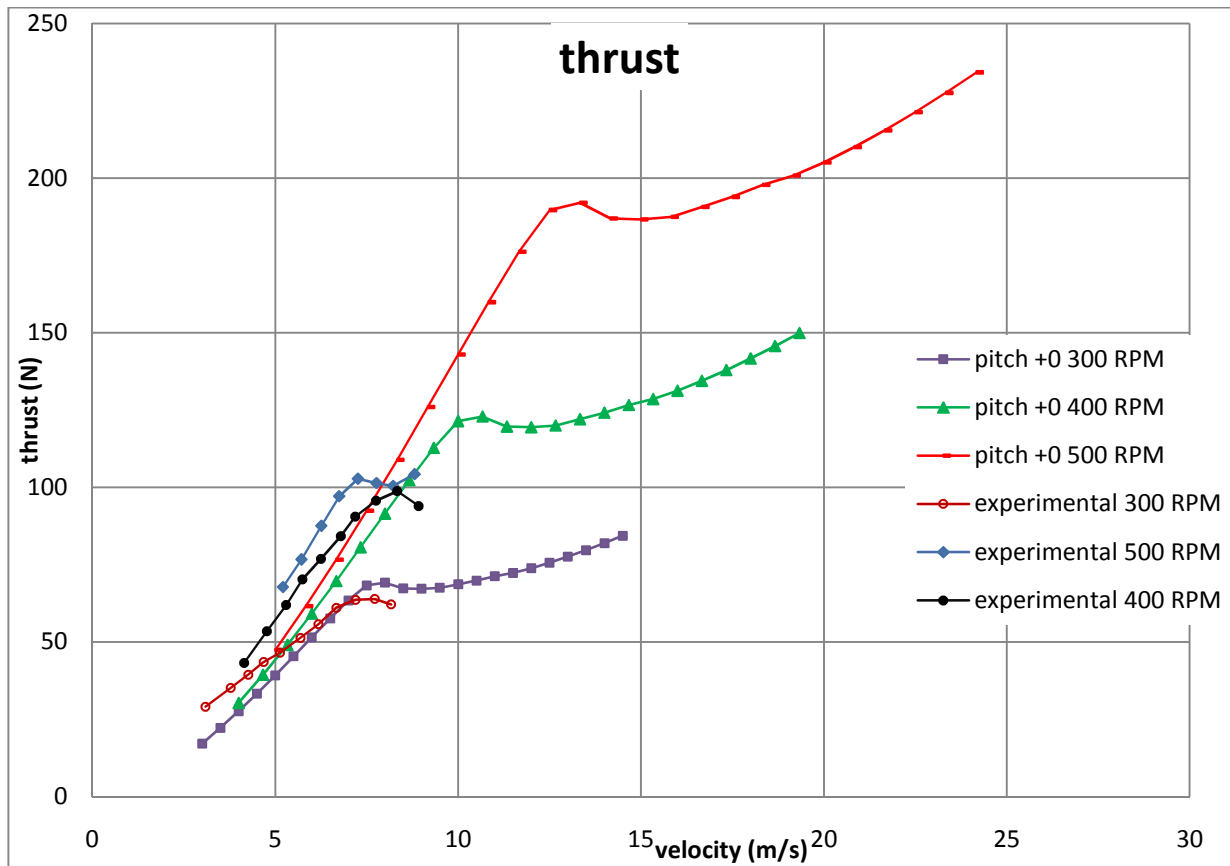
Σχήμα 4 Καμπύλη συντελεστή ισχύος  $C_p$  ως προς την αδιάστατη ταχύτητα ακροπτερυγίου  $\lambda$

Για την μέτρηση της ώσης χρησιμοποιούμε τον ζυγό μέτρησης τριών δυνάμεων τριών ροπών (multi-component force plate) τον οποίο χρησιμοποιούμε για την μέτρηση αρχικώς της αντίστασης όλου του υπόλοιπου μηχανισμού και έπειτα του συνόλου της ώσης συν την αντίσταση από την οποία και αφαιρούμε την αντίσταση για τον υπολογισμό της ώσης. Ο συντελεστής ώσης  $C_T$  υπολογίζεται βάσει της σχέσεως

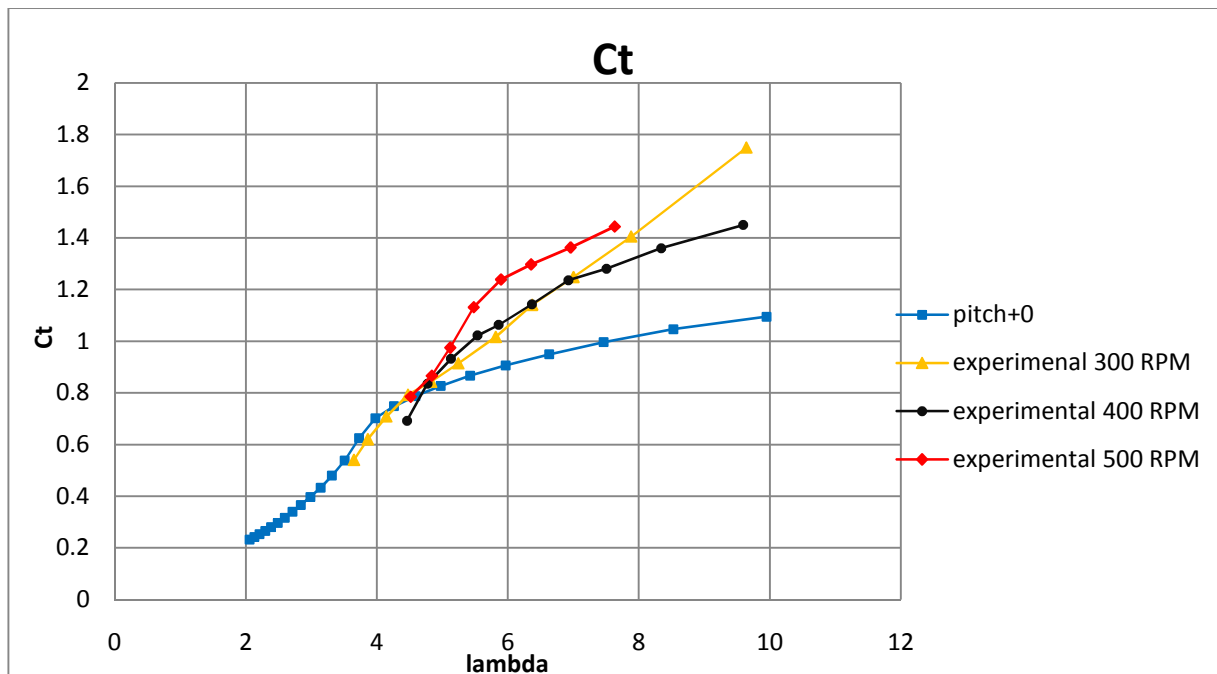
$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}$$

Το διάγραμμα της ώσης των πειραματικών και θεωρητικών δεδομένων αλλά και του συντελεστή  $C_T$  φαίνεται παρακάτω για κάθε μία ταχύτητα περιστροφής.





Σχήμα 5 Περιεκτικό διάγραμμα ώσης προς ταχύτητα αέρα για διάφορες ταχύτητες περιστροφής



Σχήμα 6 Περιεκτική καμπύλη συντελεστή ώσης  $C_T$  ως προς την αδιάστατη ταχύτητα ακροπτερυγίου  $\lambda$

Τα θεωρητικά αποτελέσματα υπολογίζονται χρήσει του κώδικα GAST του εργαστηρίου, ενώ γίνονται και διορθώσεις στις μετρήσεις κατά Glauert.

## ABSTRACT

The current project constitutes of an attempt to familiarise the student with the environment of wind tunnel testing and takes part in the laboratory of Aerodynamics of the National Technical University of Athens (NTUA). It consists of two main parts. The first part constitutes of the measurement, as for the aerodynamic coefficients  $C_L$  and  $C_D$ , of an optimised airfoil constructed in the laboratory. Former testing had been made for a  $0.8 \times 10^6$  Reynolds number, while during this project there was tested for a Reynolds number of  $1.2 \times 10^6$ . The second part constitutes of installation and operation of experimental measurements upon a wind turbine rotor. The used rotor was of short figure constructed by the cooperation of the laboratory with the University of Patras and the CRES and aimed to move an experimental vehicle -the wind car- in the international wind race. The rotor had been measured as for the power, the thrust and the corresponding coefficients  $C_p$  and  $C_T$ . Common nexus between the two parts is the fact that the rotor of the second part had been constructed using the measured airfoil of the first part.

### MEASUREMENT OF AERODYNAMIC COEFFICIENTS ON AIRFOIL

The test is implemented using a wing of sufficient height ( $\sim 1.40$  m) in order to eliminate the 3-D effects. Therefore, the wing extends from roof to the top of the No A test section of wind tunnel. The test takes part under conditions of steady state airflow for various angles of attack for a Reynolds number of  $1.2 \times 10^6$ .

The experiment separates into three similar smaller parts. The estimate of  $C_L$ ,  $C_D$  and  $C_M$  of the airfoil, the estimate of  $C_L$ ,  $C_D$  and  $C_M$  of the airfoil tripped at 1% of chord using tape of 0.4 mm width and the estimate of  $C_L$ ,  $C_D$  and  $C_M$  of the airfoil tripped at 1% of chord using tape of 0.205 mm width.

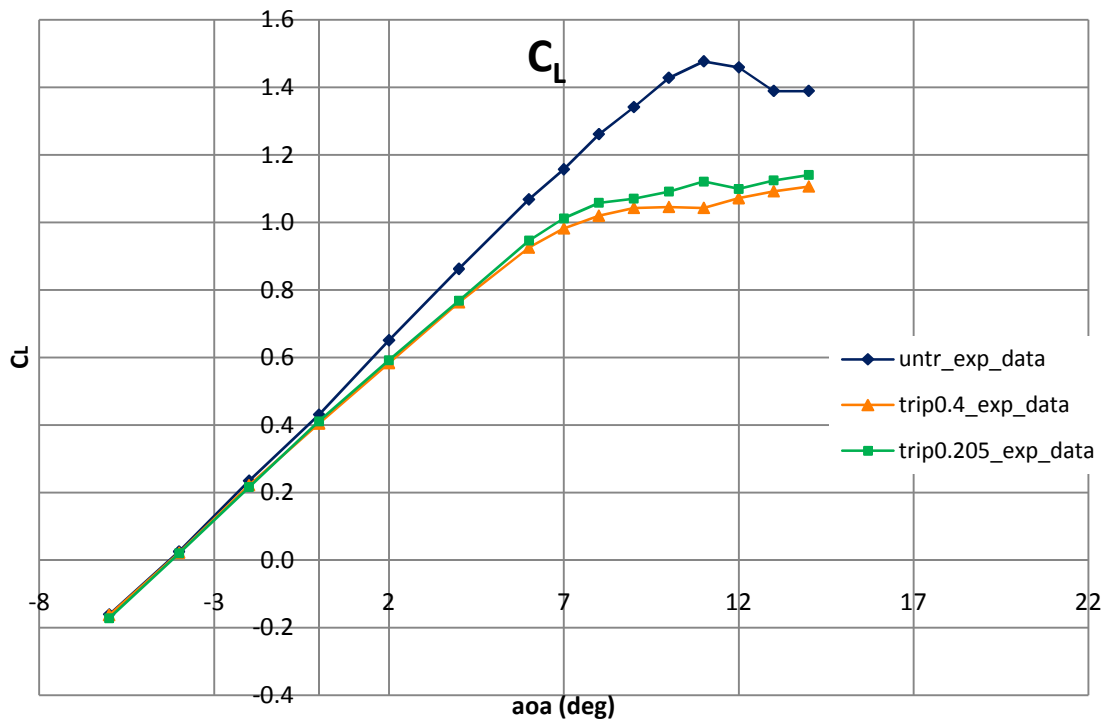
For the estimate of lift coefficient  $C_L$ , we receive measurement of static pressure from 62 pressure taps along an airfoil at the centre of the wing which we subtract from the static pressure of infinite velocity through a manometer which via a BNC cable sends the analogue signal to an A/D card and afterwards to the PC. Static and total pressure of infinite velocity is measured via a Pitot tube at sufficient distance ahead of the model. The pressure coefficient is estimated via the following equation

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

The dynamic pressure is measured directly at the manometer as subtraction of the static from the total pressure of Pitot tube. Using this figure we draw the pressure coefficient versus chord curves, which are demonstrated analytically in the main text. The lift coefficient  $C_L$  is estimated through the pressure coefficients via the following equation

$$C_L = \frac{1}{c} \oint_s (-C_p)(\vec{\eta} \cdot \vec{e}_y) ds$$

We estimate it, moreover, for a range of angles of attack from  $-6^\circ$  to  $16^\circ$  in order to draw the curve of lift coefficient versus angle of attack.



Graph 1 All- inclusive graph of lift coefficient curve versus angle of attack of the experimental results of airfoil, airfoil tripped at 1% of chord using tripping tape of 0.4 mm width and airfoil tripped at 1% of chord using tripping tape of 0.205 mm width

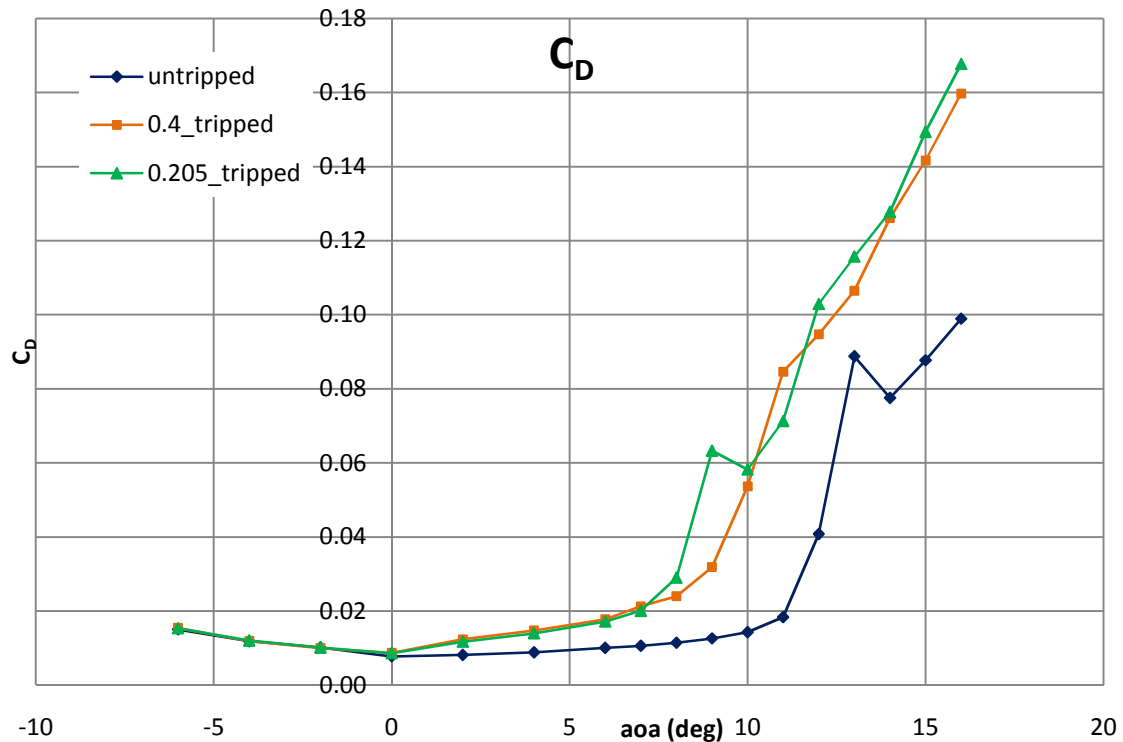
For the estimate of drag coefficient, a wake rake of 28 total pressure tubes have been set up behind the model in a position to determine the wake velocity deficit. The total pressure signals are sent through a digital pressure transducer via an A/D card to the PC. Reference point to the total pressure measurement is still used the static pressure of undisturbed airflow from the Pitot tube. The pressure coefficient of wake is estimated as

$$C_{P_w} = \frac{P_{0,w} - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

The static pressure coefficient is estimated correspondingly should we set the static pressures instead of the total ones at the numerator of the ratio. Thus, the drag coefficient is estimated as

$$C_{D_w} = \frac{1}{c} \int_y (2\sqrt{(C_{P_w} - C_{P_w,st})} - (C_{P_w} - C_{P_w,st}) - C_{P_w}) dy$$

It is, moreover, estimated for a range of angles of attack from  $-6^\circ$  to  $16^\circ$  in order to draw the curve of drag coefficient versus angle of attack.



Graph 2 All- inclusive graph of drag coefficient curve versus angle of attack of the experimental results of airfoil, airfoil tripped at 1% of chord using tripping tape of 0.4 mm width and airfoil tripped at 1% of chord using tripping tape of 0.205 mm width

For the estimate of moment coefficient we use the previous data using the following equation

$$C_M = \oint_s (C_p \times \vec{r}) \cdot \vec{e}_z ds$$

The experimental data are being corrected due to closed wind tunnel section, due to blockage effect and as for the zero lift angle of attack. Last but not least, we run a program code of the laboratory named FOIL2W to compare the computational results with these from the experimental test.

#### MEASUREMENT OF POWER AND THRUST ON WIND TURBINE ROTOR

The test is implemented using a rotor of short figure design to move the wind car. The test takes part in the No C test section of wind tunnel. The rotor is installed against the airflow approximately at the centre of the section while, at the same time, is based on a load pad measuring three forces, three moments. For the girderage of rotor there have been constructed an iron gantry capable of rotating at yaw angle. For the break of rotor there is used a DC motor with revolution control. The test is run for a range of rotational speed from 300 to 500 RPM.

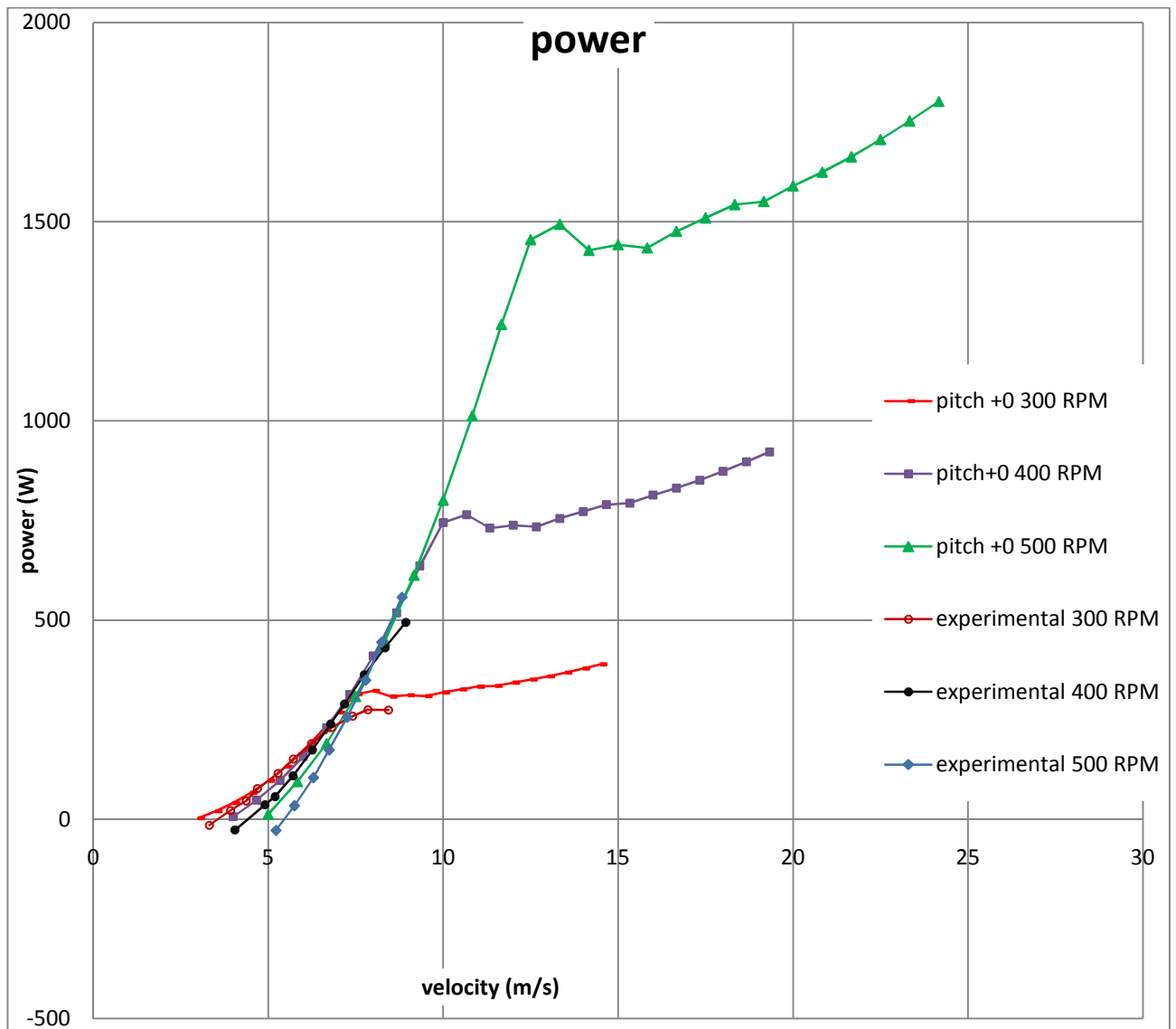
For the measurement of power, there have been installed an electrical box capable of reducing the voltage of motor and converting the current running through motor into voltage. The box through BNC cables sends the signals to an A/D card and thereafter to the PC. The power is estimated via the known relation  $P = VI$ , while the power coefficient via the equation

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho U^3 A}$$

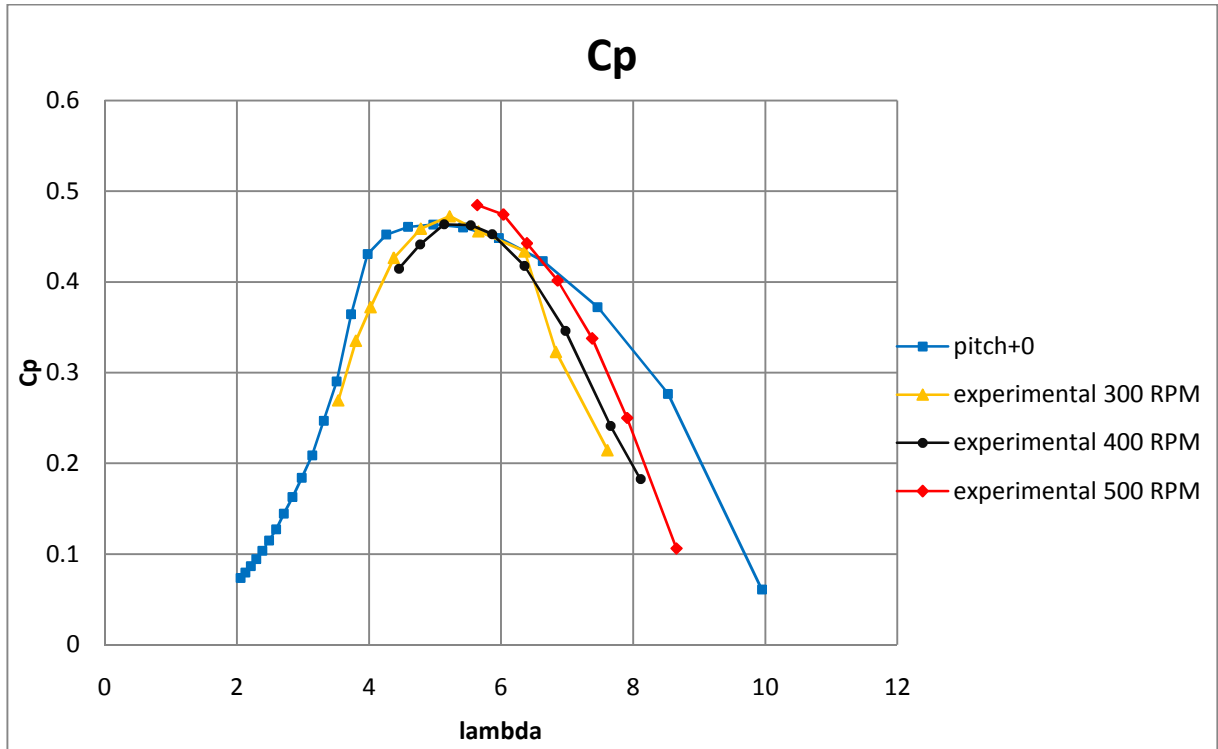
For the measurement of infinite velocity we use a Pitot tube at a sufficient distance ahead of the model and the subtraction of static from total pressure is measured in a manometer connected via a BNC cable with

an A/D card and afterwards is sent to the PC. The velocity is estimated via the known relation  $U = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}$ , where q is the measured through the manometer dynamic pressure of undisturbed airflow. Using the same velocity we estimate the non-dimensional tip-blade velocity according to the relation  $\lambda = \frac{\omega \cdot R_{tip}}{U}$ .

The graph of power of experimental and computational data as well as the graph of power coefficient is shown below for a various rotational speed.



Graph 3 All-inclusive graph of power curves versus air velocity

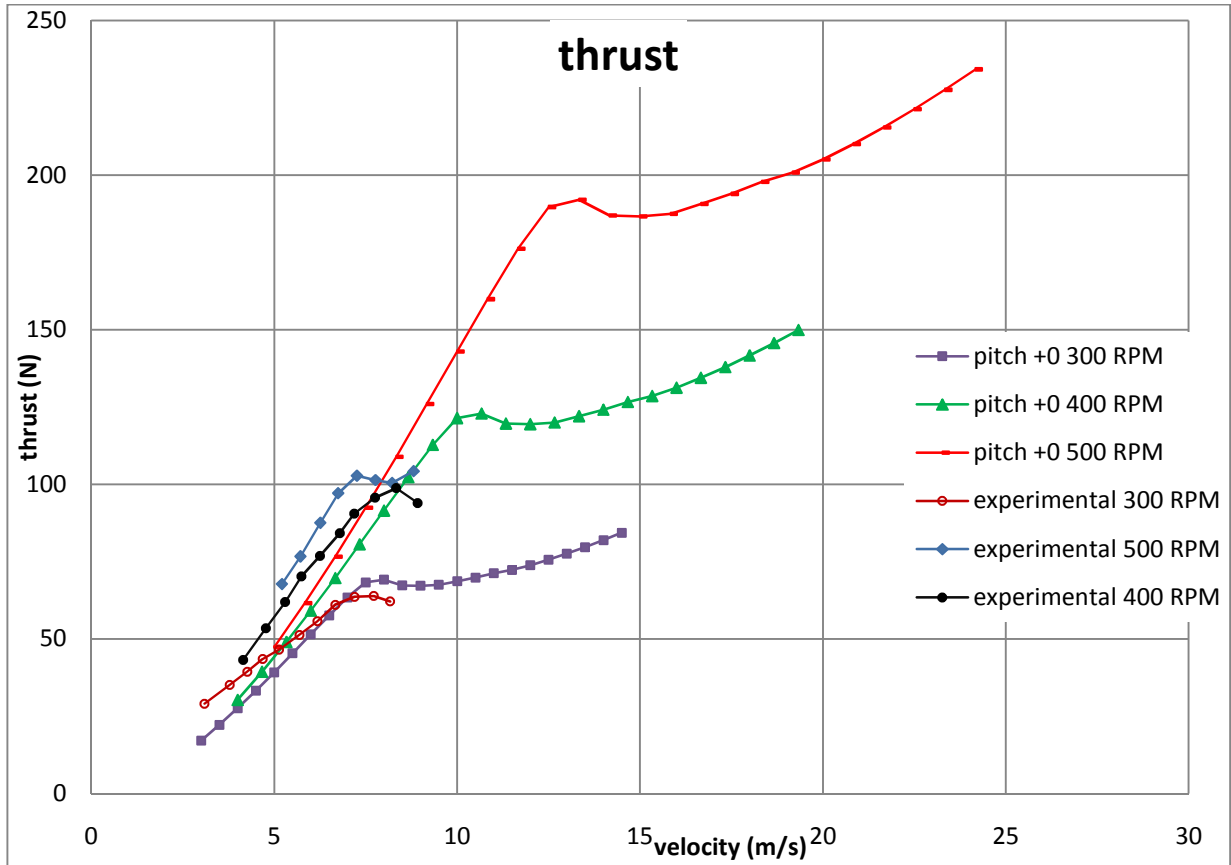


Graph 4 All-inclusive graph of power coefficient  $C_p$  versus non-dimensional blade-tip velocity  $\lambda$

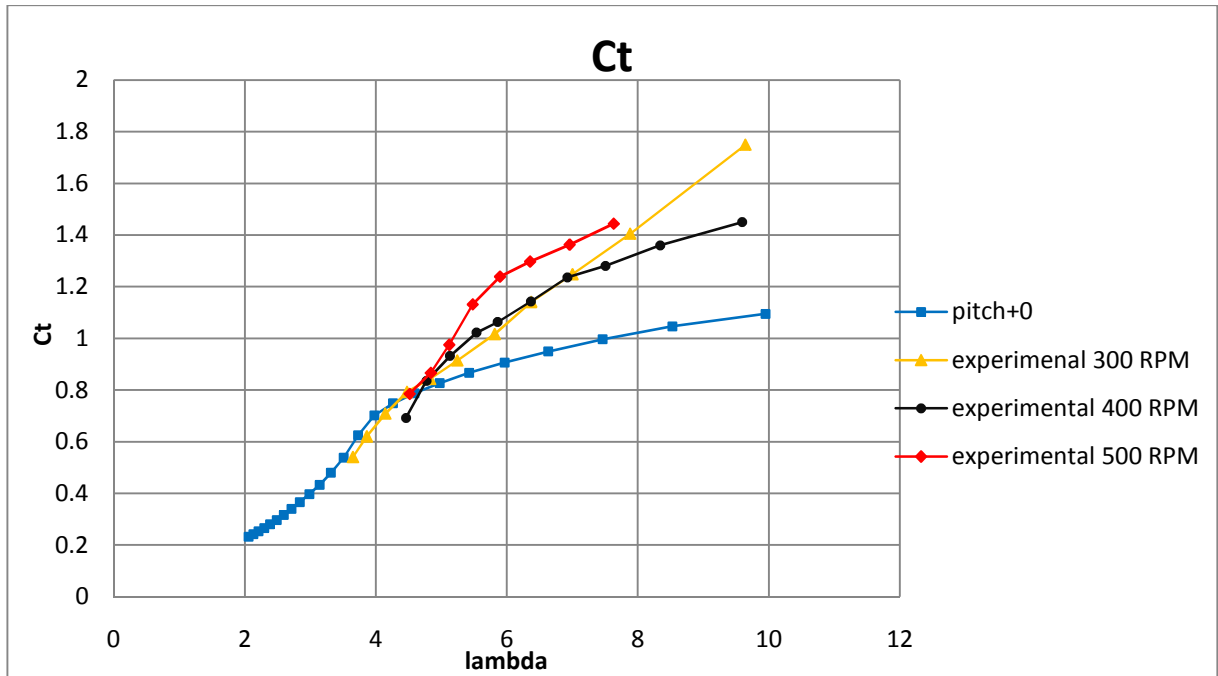
For the measurement of thrust there is used the load pad measuring three forces, three moments (multi-component force plate) which is used firstly for the measurement of the drag of the rest of the construction and afterwards for the measurement of the total of drag plus thrust of the rotor which the previously measured drag is abstracted from for the estimate of net thrust. The thrust coefficient is estimated as

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}$$

The graph of thrust of experimental and computational data as well as the graph of thrust coefficient is shown below for a various rotational speed.



Graph 5 All-inclusive graph of thrust curves versus air velocity



Graph 6 All-inclusive graph of thrust coefficient  $C_T$  versus non-dimensional blade-tip velocity  $\lambda$

The theoretical results are computed using the GAST program code of the laboratory, while at the same time, there have been corrections upon measurements using the Glauert correction model.

## **ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ**

### **Κεφάλαιο 1 ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΚΗ ΕΠΙΣΚΟΠΗΣΗ**

#### **1.1 ΕΣΑΓΩΓΗ**

#### **1.2 ΓΕΝΙΚΑ ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΠΕΡΙ ΤΗΣ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗΣ ΜΕΤΡΗΣΗΣ ΔΙΑΔΙΑΣΤΑΤΩΝ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ**

#### **1.3 ΓΕΝΙΚΑ ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΠΕΡΙ ΤΩΝ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΔΡΟΜΕΑ Α/Γ**

#### **1.4 ΣΤΟΧΟΣ ΤΗΣ ΠΑΡΟΥΣΗΣ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗΣ**

### **Κεφάλαιο 2 ΤΕΧΝΙΚΗ ΥΠΟΣΤΗΡΙΞΗ – ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ – ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ**

#### **2.1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ**

#### **2.2 Η ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΣΗΡΑΓΓΑ**

#### **2.3 ΔΙΑΤΑΞΗ ΜΕΤΡΗΣΗΣ ΤΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ**

##### **2.2.1 ΠΕΡΙ ΤΗΣ ΔΙΑΤΑΞΗΣ**

##### **2.2.2 ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΙ ΣΤΗΡΙΞΗΣ ΚΑΙ ΜΕΤΑΚΙΝΗΣΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ**

##### **2.2.3 ΠΕΡΙ ΜΕΤΡΗΤΙΚΩΝ ΟΡΓΑΝΩΝ**

##### **2.2.4 ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ**

##### **2.2.5 ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑΣ ΚΑΙ ΣΥΛΛΟΓΗΣ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ - ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΕΙΣ**

#### **1.4 ΔΙΑΤΑΞΗ ΜΕΤΡΗΣΗΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΔΡΟΜΕΑ**

##### **1.4.1 ΣΤΗΡΙΞΗ ΤΟΥ ΔΡΟΜΕΑ: ΙΚΡΙΩΜΑ ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΜΕΤΑΚΙΝΗΣΗΣ ΓΩΝΙΑΣ YAW**

##### **1.4.2 ΠΕΔΗΣΗ ΔΡΟΜΕΑ: ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ Σ.Ρ.: ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΣΤΑΘΕΡΩΝ ΣΤΡΟΦΩΝ**

##### **1.4.3 ΟΡΓΑΝΑ ΤΩΝ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ ΚΑΙ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ**

##### **1.4.4 ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑΣ ΚΑΙ ΣΥΛΛΟΓΗΣ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ - ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΕΙΣ**

### **Κεφάλαιο 3 ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΩΝ ΠΡΟΤΥΠΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ**

#### **3.1 ΠΕΡΙ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ**

#### **3.2 ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΤΡΑΧΥΤΗΤΑΣ ΧΕΙΛΟΥΣ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ – ΤΕΧΝΟΓΝΩΣΙΑ**

#### **3.3 ΔΙΟΡΘΩΣΕΙΣ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ ΚΑΙ ΘΕΩΡΗΤΙΚΑ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΑ ΜΟΝΤΕΛΑ**

##### **3.3.1 ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ**

##### **3.3.2 ΘΕΩΡΗΤΙΚΟΙ ΥΟΛΟΓΙΣΜΟΙ**

##### **3.3.3 Η ΓΩΝΙΑ ΜΗΔΕΝΙΚΗΣ ΑΝΩΣΗΣ**

#### **3.4 ΠΑΡΟΥΣΙΑΣΗ ΤΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ – ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ**

#### **3.5 ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΜΕ TRIP TARE – ΠΑΡΟΥΣΙΑΣΗ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ - ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ**

#### **3.6 ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΤΟΥ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΟΥ ΣΦΑΛΜΑΤΟΣ**

#### **3.7 ΤΕΛΙΚΑ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ – ΕΠΕΞΗΓΗΣΕΙΣ – ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΟΥ ΣΦΑΛΜΑΤΟΣ ΣΤΙΣ ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ**

#### **3.8 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ**

### **Κεφάλαιο 4 ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΕΞΑΓΩΓΗ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΙΣΧΥΟΣ ΚΑΙ ΩΣΗΣ ΜΙΚΡΟΥ ΜΕΓΕΘΟΥΣ ΑΝΕΜΟΓΕΝΝΗΤΡΙΑΣ**

#### **4.1 ΜΕΡΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗΣ ΔΙΑΤΑΞΗΣ**

##### **4.1.1 ΑΝΑΛΥΣΗ ΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΤΗΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ ΣΕ ΓΩΝΙΑ YAW**

##### **4.1.2 ΚΙΝΗΤΗΡΙΟΣ ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ – ΠΕΔΗ: ΕΚΛΟΓΗ**

##### **4.1.3 ΣΦΑΛΜΑ ΜΕΤΡΗΤΙΚΩΝ ΟΡΓΑΝΩΝ ΚΑΙ ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑ ΤΩΝ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ**

#### **4.2 ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ ΚΑΙ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΑ ΔΕΔΟΜΕΝΑ**

##### **4.2.1 ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑΣ ΓΙΑ ΔΡΟΜΕΑ Α/Γ**

##### **4.2.2 ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΑ ΔΕΔΟΜΕΝΑ, ΘΕΩΡΗΤΙΚΗ ΠΡΟΒΛΕΨΗ ΤΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ**

#### **4.3 ΠΑΡΟΥΣΙΑΣΗ ΤΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ – ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΕΣ**

#### **4.4 ΑΝΑΛΥΣΗ ΚΑΙ ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ ΤΟΥ ΠΕΙΡΑΜΑΤΟΣ**

Παράρτημα

Βιβλιογραφία





# Κεφάλαιο 1 ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΚΗ ΕΠΙΣΚΟΠΗΣΗ

## 1.1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η αιολική ενέργεια είναι μια φυσική και ανανεώσιμη μορφή ενέργειας η οποία ανταποκρίνεται με επιτυχία στις απαιτήσεις που επιβάλλει στον τρόπο παραγωγής ενέργειας η σύγχρονη πραγματικότητα. Η παραγωγή ενέργειας από τον άνεμο δεν απαιτεί κατανάλωση καυσίμου και συνεπώς δεν ρυπαίνει το περιβάλλον. Η λειτουργία των συστημάτων εκμετάλλευσης της αιολικής ενέργειας είναι σχετικά απλή και ασφαλής και τόσο ο σχεδιασμός, όσο και η κατασκευή τους δεν παρουσιάζουν μεγάλα τεχνολογικά προβλήματα.

Το εγχείρημα του αιολικού αυτοκινήτου ήταν μία πρωτοποριακή εργασία που έγινε από το Κέντρο Ανανεώσιμων Πηγών Ενέργειας, το Πανεπιστήμιο Πατρών και το Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο σε κοινή συνεργασία, με τις προδιαγραφές να τρέξει στους αγώνες που διοργανώνονται σε ευρωπαϊκή ημερίδα από εταιρίες – πωλητές αιολικής ενέργειας. Το συγκεκριμένο όχημα που κατασκευάστηκε δεν απέδωσε τα αναμενόμενα και το ερώτημα ήταν πλέον αν έγινε κάτι λάθος στην σχεδίαση της πτερωτής ή σε κάτι άλλο. Το ερώτημα περί της απόδοσης της πτερωτής της συγκεκριμένης μικρών διαστάσεων Α/Γ είναι και η πραγματεία της παρούσης εργασίας. Η δε αεροσήραγγα που παρέχει το Εργαστήριο Αεροδυναμικής του ΕΜΠ προτείνεται και κρίνεται ως το καταλληλότερο μέσον για τέτοιες πειραματικές μετρήσεις.



1.1.1 Το Αιολικό Αυτοκίνητο  
*The Wind Car*

Πριν την μέτρηση των χαρακτηριστικών της εν λόγω πτερωτής, έγινε προσπάθεια μέτρησης των αεροδυναμικών συντελεστών μίας εκ των δύο αεροτομών που χρησιμοποιήθηκαν στην κατασκευή της πτερωτής. Για την συγκεκριμένη αεροτομή λόγος γίνεται στο αντίστοιχο κεφάλαιο. Η μέτρηση της έγινε σε σχετικά μέσο αριθμό Reynolds που μπορεί να απαντηθεί στην χορδή μιας αεροτομής περιστρεφόμενης έλικας όπως αυτής μιας πτερωτής Α/Γ, καθώς επίσης και σε διάφορες προσομοιώσεις εξωτερικών

συνθηκών. Τέλειας προσαρμοσμένης ροής και τυρβώδους ροής με ελεγχόμενη μετάβαση της ροής σε διαφορετικά σημεία κατά μήκος της αεροτομής.

## 1.2 ΓΕΝΙΚΑ ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΠΕΡΙ ΤΗΣ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗΣ ΜΕΤΡΗΣΗΣ ΔΙΔΙΑΣΤΑΤΩΝ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ

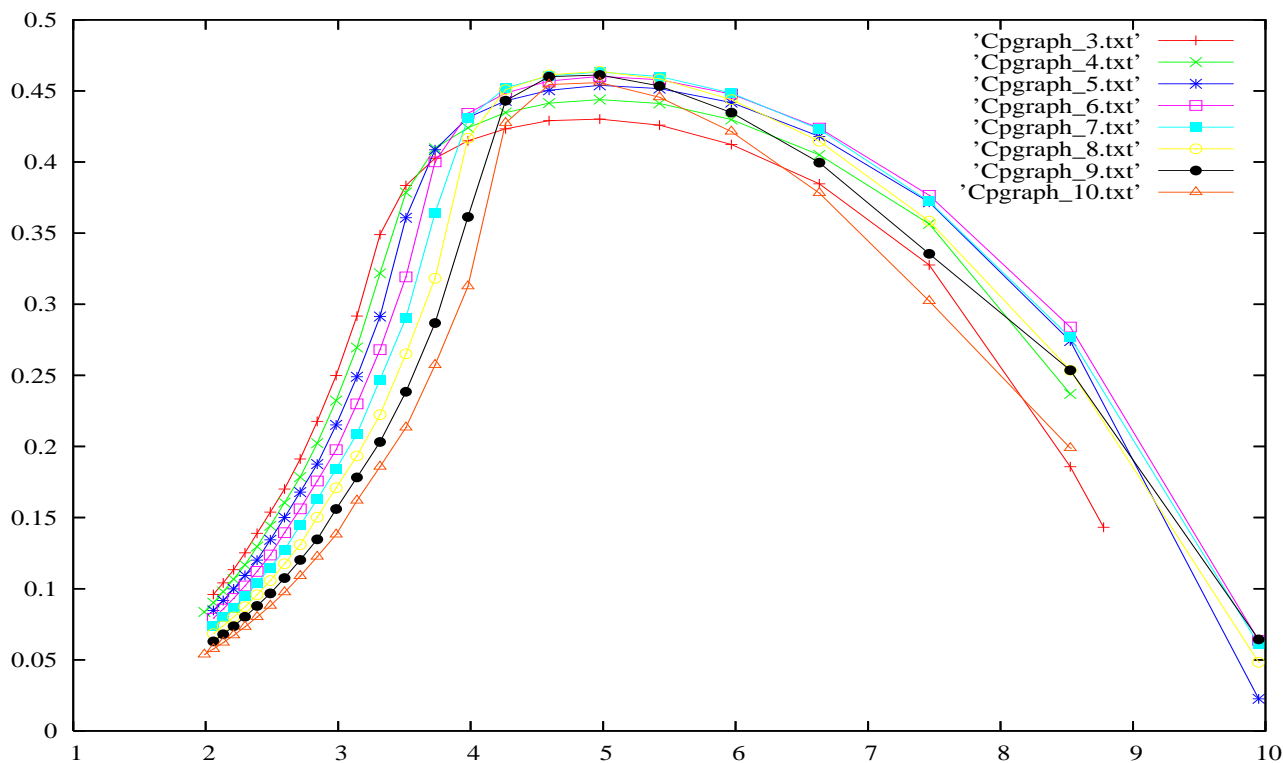
Η πειραματική διερεύνηση του πεδίου πιέσεων γύρω από πτέρυγες και αεροτομές σε αεροσήραγγες έχει αποτελέσει στο παρελθόν αντικείμενο εκτενούς μελέτης. Η αναγκαιότητα της ύπαρξης πειραματικών δεδομένων προέκυψε από την ολοένα και ευρύτερη χρησιμοποίηση της αιολικής ενέργειας σε τεχνολογικές εφαρμογές (ανεμογεννήτριες) και την αλματώδη ανάπτυξη της αεροναυπηγικής. Ωστόσο, το αντικείμενο της έρευνας έχει πλήθος παραμέτρων και, κατά συνέπεια, παρέχει την δυνατότητα προσέγγισης του από διαφορετικές πλευρές, μία από τις οποίες αυτή η εργασία πραγματεύεται.

Οι μέχρι σήμερα μετρήσεις πτερύγων σε αεροσήραγγες περιλαμβάνουν υπολογισμούς των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών τους σε στατικές συνθήκες, όπως και η παρούσα εργασία, και για ικανοποιητικό πλήθος αεροτομών. Παρ' όλα αυτά, υπάρχει έλλειψη πειραματικών δεδομένων σε δυναμικές συνθήκες, όπου έχουν μελετηθεί ελάχιστες αεροτομές. Ειδικότερα για ανεμογεννήτριες οριζοντίου άξονα (ΑΓΟΑ), χρησιμοποιήθηκαν, αρχικά, αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων της σειράς 44, ενώ αργότερα έγινε χρήση και της σειράς 63, τεσσάρων ή και πέντε ψηφίων. Η πειραματική διερεύνηση και των δύο προαναφερθέντων κατηγοριών περιορίστηκε στον προσδιορισμό των στατικών χαρακτηριστικών τους. Αντίθετα, η NACA0012, η οποία χρησιμοποιείται κυρίως σε ανεμογεννήτριες κατακόρυφου άξονα, είναι ουσιαστικά η μόνη αεροτομή της οποίας η αεροδυναμική συμπεριφορά έχει εξετασθεί τόσο σε στατικές όσο και σε δυναμικές συνθήκες. Αναφορικά, τώρα, με τους αριθμούς Reynolds στους οποίους διεξάγονται, κατά κανόνα, οι μετρήσεις, οι τιμές τους υπαγορεύονται από τις γενικότερες προδιαγραφές της εκάστοτε εφαρμογής στην οποία αναφέρεται η μελέτη. Για τις ΑΓΟΑ και τις αεροναυπηγικές εφαρμογές, οι τιμές του αριθμού Reynolds επιβάλλεται να είναι υψηλές, για τον λόγο αυτό κινούνται, συνήθως, στο διάστημα από 1.0e6 έως 3.0e6. Τούτο, όμως, δεν σημαίνει ότι δεν έχουν πραγματοποιηθεί μετρήσεις και σε χαμηλότερους αριθμούς Re προκειμένου να ερμηνευτούν τα μεταβατικά φαινόμενα που λαμβάνουν χώρα εκεί. Πάντως, ο αριθμός Reynolds καθορίζεται, κάθε φορά, από τις δυνατότητες της πειραματικής εγκατάστασης και την γεωμετρία του προτύπου (χορδή).

## 1.3 ΓΕΝΙΚΑ ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΠΕΡΙ ΤΩΝ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΔΡΟΜΕΑ Α/Γ

Ο βαθμός απόδοσης μιας ανεμογεννήτριας μπορεί γενικά να παρουσιασθεί ως συνάρτηση της αλλαγής στην ισχύ, την ροπή και την ώση με την ταχύτητα του ανέμου. Η ισχύς καθορίζεται από το ποσό της ενέργειας που δεσμεύει η πτερωτή, η αναπτυσσόμενη ροπή καθορίζει το μέγεθος του κιβωτίου ταχυτήτων καθώς επίσης και την εκλογή της γεννήτριας που κινείται από τον δρομέα και η ώση του δρομέα παίζει σημαντικό ρόλο στην κατασκευή του πύργου τοποθέτησης της ανεμογεννήτριας. Είναι δε σύνηθες να εκφράζεται η απόδοση μέσω αδιάστατων τιμών, το οποίο καταδεικνύει την απόδοση της ανεμογεννήτριας ανεξαρτήτως των συνθηκών λειτουργίας της μηχανής. Έτσι, συνήθως, ως χαρακτηριστικές καμπύλες απόδοσης μιας ανεμογεννήτριας χρησιμοποιούνται η χάραξη των καμπυλών ισχύος, ροπής και ώσης συναρτήσει του κλάσματος της ταχύτητας περιστροφής στην κορυφή της πτερωτής.

Η συνήθης μέθοδος παρουσίασης της απόδοσης ισχύος είναι μέσω του διαγράμματος  $C_p - \lambda$  (ένα τυπικό τέτοιο διάγραμμα για διάφορες γωνίες pitch είναι και το διάγραμμα που βγαίνει από υπολογιστικά δεδομένα της εν λόγω ανεμογεννήτριας και που παρουσιάζεται στο σχήμα 1.3.1). Ο συντελεστής ροπής προέρχεται από τον συντελεστή ισχύος διαιρώντας επιπλέον με την ταχύτητα περιστροφής στην κορυφή και έτσι δεν προσδίδει καινούρια πληροφορία για την απόδοση της μηχανής. Η αρχή της χάραξης καμπυλών  $C_q - \lambda$  είναι για λόγους εκτίμησης της ροπής σε περιπτώσεις όπου ο δρομέας συνδέεται με κιβώτιο ταχυτήτων και γεννήτρια. Η δύναμη της ώσης στον δρομέα ασκείται αυτούσια στον πύργο που στηρίζει την ανεμογεννήτρια και ως εκ τούτου επηρεάζει σημαντικά τον σχεδιασμό της κατασκευής του.



1.3.1 Τυπικό Διάγραμμα  $C_p - \lambda$   
Typical  $C_p - \lambda$  curve

Στην παρούσα εργασία επικεντρωθήκαμε στην πειραματική χάραξη των καμπυλών  $C_p - \lambda$  και  $C_T - \lambda$ , οι οποίες και θα μας έδιναν μια χαρακτηριστική της απόδοσης του δρομέα καθώς και των φορτίων που αυτός μεταφέρει και που έχουν άμεση σχέση με την κινητική ενέργεια και επομένως και την μέγιστη ταχύτητα του αεροπλανοφόρου. Σημασία δόθηκε επίσης και στις αυτές καμπύλες καθώς έχουμε αλλαγή της γωνίας ( $\gamma_{aw}$ ) προσανατολισμού του δρομέα στην κατεύθυνση του ανέμου, πράγμα που μας ενδιαφέρει καθώς προσομοιώνει τις πραγματικές συνθήκες λειτουργίας του δρομέα επί του οχήματος. Η μελέτη που πραγματεύεται η παρούσα εργασία ασφαλώς είναι προκαταρκτικής φύσεως και στα πλαίσια εξοικείωσης του εργαστηρίου με την μέτρηση εν γένει χαρακτηριστικών ανεμογεννητριών. Μια περαιτέρω σκέψη θα ενέκλειε και την περίπτωση προσομοίωσης καταστάσεων πέδησης της ανεμογεννήτριας, πράγμα που σε φυσικές συνθήκες λειτουργίας του αεροπλανοφόρου συνίστατο κατά την πέδηση των τροχών, ο άξονας των οποίων συνδεόταν απ' ευθείας με τον άξονα του δρομέα.

#### 1.4 ΣΤΟΧΟΣ ΤΗΣ ΠΑΡΟΥΣΗΣ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗΣ

Στόχος της παρούσης διπλωματικής ήταν να μελετηθεί από αεροδυναμική σκοπιά η ανταγωνιστικότητα του αεροπλανοφόρου και μάλιστα από την σκοπιά της αεροδυναμικής ενέργειας η εξακρίβωση ή όχι της τήρησης των προδιαγραφών για τις οποίες κατασκευάστηκε. Μαζί με αυτό και για λόγους πληρότητας μελετήθηκε και η συμπεριφορά της μιας εκ των δύο αεροτομών βάσει των οποίων κατασκευάστηκαν τα πτερύγια του εν λόγω δρομέα σε υψηλούς αριθμούς Reynolds, λογικούς για την περίπτωση εφαρμογής τους σε αεροπλανοφόρους. Το εγχείρημα δεν ήταν κάτι πρωτοποριακό, αλλά ήταν κάτι που δεν είχε ξαναγίνει λόγω δυσκολιών που θα αναφέρουμε στην πορεία και τις οποίες ξεπεράσαμε κάποιες μεν, άλλες δε κατανοήσαμε την φύση τους ώστε σε μελλοντικό εγχείρημα να μην υφίστανται.

## Κεφάλαιο 2 ΤΕΧΝΙΚΗ ΥΠΟΣΤΗΡΙΞΗ – ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ – ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ

### 2.1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η σημασία της πειραματικής ρευστομηχανικής, σύμφωνα με πολλούς επιστήμονες και αεροδυναμιστές, δύσκολα θα καμφθεί ακόμη και με την περαιτέρω ανάπτυξη των υπολογιστικών μεθόδων, της αξιοπιστίας

τους και της ταχύτητας εξαγωγής των αποτελεσμάτων τους. Ο γερμανός χημικός Liebig επί του θέματος «Η ανάπτυξη των ιδεών στην επιστήμη της Φυσικής» είχε πει χαρακτηριστικά στην Βασιλική Ακαδημία Επιστημών του Μονάχου, το 1966.

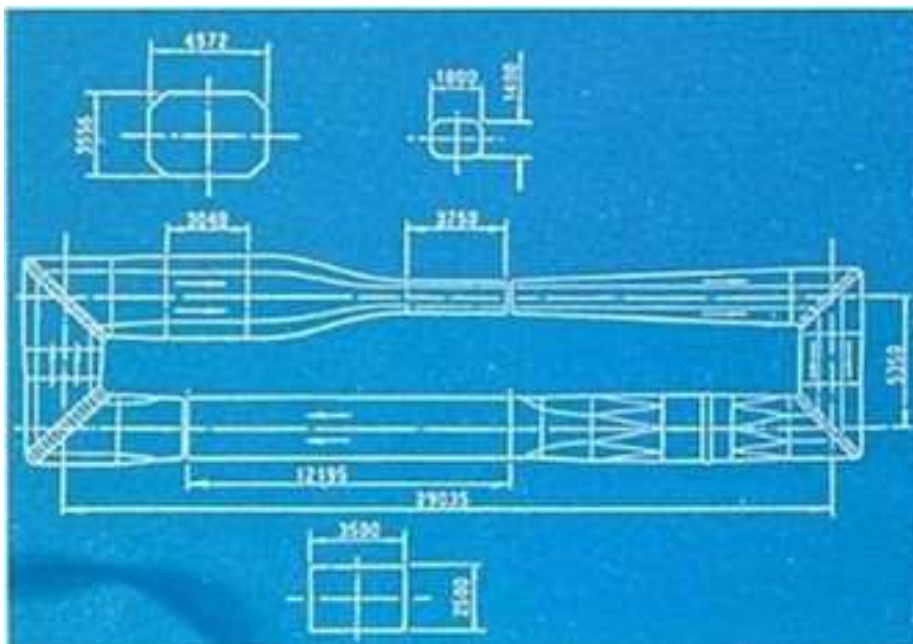
«Δεν μπορούμε να έχουμε καμία γενική θεωρητική πρόταση εκτός μέσω επαγωγής και η επαγωγή μπορεί μόνο να στηριχθεί σε αισθητές παρατηρήσεις... Ως εκ τούτου, η αρχή της αιτιολόγησης δεν εξαρτάται μόνο από τις αρχές της λογικής, προφανώς... Οι πρώτες επεξηγήσεις δεν μπορούν, προφανώς, να είναι ούτε οριστικές ούτε περιοριστικές, και μπορούν να αλλάξουν αναλογικά καθώς τα γεγονότα ευκρινώς εξακριβώνονται και καθώς το άγνωστο που ανήκει στην ιδέα ανακαλύπτεται και ενσωματώνεται σε αυτήν. Οι πρώιμες επεξηγήσεις μπορεί να είναι λοιπόν μόνο σχετικώς λάθος και το άγνωστο μπορεί να είναι τόσο πιο αληθές όσο τα θέματα της ιδέας είναι πιο κατανοητά, αιτιοκρατικά και ευκρινή...»

Η ρευστομηχανική, ως κλάδος της Φυσικής επιστήμης, προοδεύει μέσω της στενής συνεργασίας θεωρητικής και πειραματικής ανάλυσης, η μία εξαρτώμενη από την άλλη. Πολλοί των πρωτοπόρων μηχανικών και επιστημόνων το είχαν αντιληφθεί και γι' αυτό ήταν το ίδιο καλοί πειραματιστές και θεωρητικοί, χαρακτηριστικά παραδείγματα των οποίων ο Reynolds και ο Prandtl. Κανένας όγκος θεωρητικής γνώσης από μόνος του δεν θα μας είχε οδηγήσει στην σπουδαία συμβολή του πειράματος στην φυσική της γραμμικής και τυρβώδους ροής και στην ιδέα του οριακού στρώματος.

Εάν, όμως, θα πρέπει να ενασχοληθούμε με το πείραμα θα πρέπει κατ' αρχήν να προμηθευτούμε τα κατάλληλα εργαλεία, δηλαδή τα όργανα και τις μεθόδους εξαγωγής των μετρήσεων από αυτά, καθώς επίσης και την φυσική λειτουργία τους.

## 2.2 Η ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΣΗΡΑΓΓΑ

Για την εκπόνηση των μετρήσεων σε αεροδυναμική σήραγγα χρησιμοποιήθηκαν οι εγκαταστάσεις του Εργαστηρίου Αεροδυναμικής του Εθνικού Μετσοβίου Πολυτεχνείου. Η εν λόγω σήραγγα είναι κλειστού κυκλώματος με συνολικό μήκος περίπου 32 m και τρία διακριτά τμήματα (θέσεις) δοκιμών.



2.2.1 Σκαρίφημα της Αεροσήραγγας του Εργαστηρίου Αεροδυναμικής και Αεροναυπηγικής, Ναυπηγικής, Υδραυλικών Μηχανών και Περιβάλλοντος του ΕΜΠ  
*Blueprint of the windtunnel in the Laboratory of Aerodynamics and Aeronautics, Naval Technology, Hydraulic Machines and the Environment of NTUA*

**Θέση Δοκιμών Νο Α΄.** Έχει διατομή  $2.36 \text{ m}^2$ , είναι οκταγωνική με κύριες διαστάσεις  $1.80\text{m} \times 1.40\text{m}$ , μήκους  $3.75\text{m}$ , με μέγιστη αναπτυσσόμενη ταχύτητα αέρα  $68 \text{ m/s}$ . Τμήμα κατάλληλο κυρίως για δοκιμές σε πρότυπα πτερυγίων, μοντέλων αεροσκαφών, αξονοσυμμετρικών σωμάτων κλπ. Το τμήμα αυτό είναι εφοδιασμένο με ζυγό 6 συνιστωσών για μέτρηση αεροδυναμικών φορτίων εύρους  $+5\text{kN}$  έως  $-1\text{kN}$  ( $\sim +500\text{kp}$  έως  $-100\text{kp}$ ) πάνω σε μοντέλα. Σε αυτό το τμήμα έλαβε χώρα η πρώτη σειρά μετρήσεων, οι δοκιμές των αεροδυναμικών συντελεστών του μοντέλου της αεροτομής. Φωτογραφία του εν λόγω τμήματος υπάρχει παρακάτω.



2.2.2 Θέση δοκιμών Νο Α΄  
No A Test Section

**Θέση Δοκιμών Νο Β΄.** Έχει διατομή  $8.75 \text{ m}^2$ , είναι τετραγωνική  $3.50\text{m} \times 2.50\text{m}$ , μήκους  $10.8\text{m}$ , με μέγιστη αναπτυσσόμενη ταχύτητα αέρα  $18 \text{ m/s}$ . Τμήμα κατάλληλο για εφαρμοσμένη έρευνα Βιομηχανικής Αεροδυναμικής, μελέτες περιβάλλοντος, επιλογή θέσης εγκατάστασης Ανεμοκινητήρων και Ανεμιστήρων αντιπαγετικής προστασίας κλπ. Φέρει περιστρεφόμενη τράπεζα (turntable).

**Θέση Δοκιμών Νο Γ΄.** Έχει διατομή  $15.8 \text{ m}^2$ , είναι οκταγωνική με κύριες διαστάσεις  $4.70\text{m} \times 3.70\text{m}$ , μήκους  $4.0 \text{ m}$ , με μέγιστη αναπτυσσόμενη ταχύτητα αέρα  $12 \text{ m/s}$ . Τμήμα κατάλληλο για αεροδυναμικές μελέτες πάνω σε έλικες, ανεμοκινητήρες, σε ανεμιστήρες αντιπαγετικής προστασίας, σε μοντέλα ελικοπτέρων κλπ. Σε αυτό το τμήμα δοκιμών έγινε η δεύτερα σειρά μετρήσεων δοκιμής του μικρών διαστάσεων δρομέα Α/Γ. Φωτογραφία του τρίτου αυτού τμήματος δοκιμών φαίνεται κάτωθι.



### 2.2.3 Θέση δοκιμών Νο Γ' No C Test Section

Η απόσταση των δύο κατακόρυφων κεντρικών αξόνων της Αεροδυναμικής Σήραγγας είναι 29.035 m και των δύο οριζοντίων κεντρικών αξόνων 5.305 m. Ο σκελετός είναι κατασκευασμένος από στιβαρό μέταλλο άκαμπτο που στηρίζεται σε τσιμεντένιους δοκούς που δένουν στο ίδιο το εργαστήριο. Αυτές τις τσιμεντένιες δοκούς χρησιμοποιήσαμε για την στήριξη του ικρίωματος του δρομέα του αιολικού αυτοκινήτου στο δεύτερο μέρος των πειραμάτων. Τα υπόλοιπα μέρη της σήραγγας είναι κατά βάση και αυτά μεταλλικής κατασκευής εκτός από τα δάπεδα των θέσεων δοκιμών που είναι ξύλινα για λόγους χρηστικότητας.

Για την δημιουργία της ροής εντός της σήραγγας χρησιμοποιείται ανεμιστήρας διαμέτρου 3.5 m με 7 πτερύγια από ξύλο. Μετά τον ανεμιστήρα κατά την διεύθυνση της ροής του αέρα υπάρχουν οδηγία πτερύγια, τα οποία κατά βάση δεσμεύουν τυχόν περιττά σωματίδια της ροής και δεύτερον εξομαλύνουν την ροή από τυρβώδη φαινόμενα. Οδηγία πτερύγια με πρόβλεψη για ψυκτικό κύκλωμα υπάρχουν σε όλες τις θέσεις όπου η διεύθυνση της ροής μεταβάλλεται. Σε κατάλληλες θέσεις κατά μήκος της σήραγγας έχουν τοποθετηθεί επιπλέον φορητές δικτυωτές διατομές των οποίων κύριος ρόλος είναι η εξομάλυνση της ροής. Τέλος, στο τμήμα που μελετήσαμε τους αεροδυναμικούς συντελεστές της αεροτομής (θέση δοκιμών Νο Α'), χρησιμοποιείται ένα στένεμα της διατομής περί του 3:1, το οποίο εκτός από την επιτάχυνση, επιφέρει και εξομάλυνση της ροής του αέρα, το οποίο και μας μειώνει τα φαινόμενα τύρβης ή χαοτικής κατάστασης.

Ο ανεμιστήρας παίρνει κίνηση από ηλεκτροκινητήρα που ευρίσκεται εκτός της περιοχής της σήραγγας και έχει άξονα κάθετο στον άξονα περιστροφής του ανεμιστήρα. Ο ηλεκτροκινητήρας είναι τύπου Thuristor Controlled, έχει ισχύ 350 PS ή 257.5 kW και ρυθμιζόμενες στροφές με ανώτατο όριο 1500 RPM.

## 2.3 ΔΙΑΤΑΞΗ ΜΕΤΡΗΣΗΣ ΤΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

### 2.3.1 ΠΕΡΙ ΤΗΣ ΔΙΑΤΑΞΗΣ

Στο κεφάλαιο αυτό περιγράφονται αναλυτικά τα επιμέρους τμήματα της πειραματικής διάταξης της μέτρησης της αεροτομής στην αεροσήραγγα εκτός του πτερυγίου και των χαρακτηριστικών του. Εν γένει, η διάταξη είχε ως εξής. Κατακόρυφη πτέρυγα σταθερής αεροτομής που κάλυπτε όλο το ύψος της Νο Α' θέσης δοκιμών της αεροσήραγγας (τοίχο σε τοίχο) η οποία στηριζότο μέσω ενός άξονα σε έδρανα πάνω και κάτω της σήραγγας και σταθεροποιούσε την γωνία πρόσπτωσης της με έναν μηχανισμό περιστροφής της που είχε και την ιδιότητα να «κλειδώνει» την γωνία πρόσπτωσης σε συγκεκριμένες μοίρες. Πίσω από την πτέρυγα, τοποθετείται μια σειρά (κτένα, rake) από σωλήνες Pitot ολικής πίεσης που μετράνε την ολική πίεση στον ομόρρου (wake) της αεροτομής χρήσει κάθετων στην ροή οπών και στατική σε συγκεκριμένα σημεία των

οποίων λόγος θα γίνει παρακάτω. Φωτογραφία της γενικής διάταξης φαίνεται στην εικόνα 2.3.1.1 από κάτω.



2.3.1.1 Διάταξη του όλου μηχανισμού του πειράματος  
*Arrangement of the whole experimental hardware*

Χαρακτηριστικό είναι ότι το συγκεκριμένο πείραμα καθώς και η διάταξή του δεν ήταν κάτι το καινούριο, είχε ξαναγίνει και τα χαρακτηριστικά της πτέρυγας είχαν ξαναμετρηθεί πλην όμως για χαμηλότερες ταχύτητες αέρα. Παλαιότερες ικανοποιητικές μετρήσεις είχαν πραγματοποιηθεί σε αριθμό Reynolds 0.8e6 και χαμηλότερα, το εγχείρημα του να φτάσουμε σε λογικούς αριθμούς Reynolds ( κοντά στο 2e6 Re δεν επετεύχθη ποτέ αν και μια πρώτη του προσέγγιση αναλύεται στην παρούσα εργασία). Αυτές όμως οι μετρήσεις πέραν της αξίας τους ως κάτι το καινούριο δεν παρείχαν ουσιαστική πληροφορία περί της αεροτομής που κατασκευάστηκε στο ΕΜΠ για τον λόγο ότι ποτέ δεν θα λειτουργήσει πτερόγιο Α/Γ ή αεροσκάφους σε τέτοιες μικρές ταχύτητες. Το δε εγχείρημα της μέτρησης σε πραγματικούς αριθμούς Reynolds εκτός του ότι τελικά δεν επετεύχθη, επιφύλασσε και περισσότερες εκπλήξεις, οι οποίες κατάφεραν να μας προσφέρουν τεχνογνωσία περί του σχετικά απλού αλλά όχι προφανούς αντικειμένου.

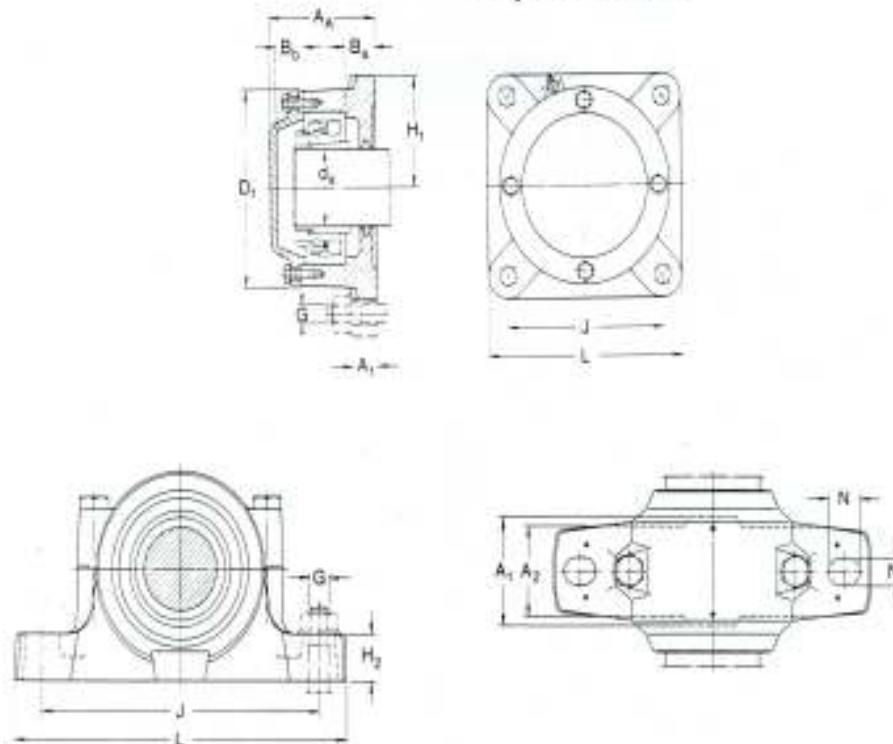
Κατ' αρχήν, η ίδια η σήραγγα με τον παλαιότερο κινητήρα αλλά και λόγω ακαθαρσιών της δεν προδιεγράφετο για μελέτη της ροής πέραν του 0.8e6 αριθμού Reynolds. Ο καθαρισμός της καθώς και η εγκατάσταση καινούριου κινητήρα συνέβαλαν ώστε να ξεπεραστεί αυτό το πρόβλημα.

Κατά δεύτερον, τα μέχρι τότε πειράματα γίνονταν με συγκεκριμένη διάταξη που δεν μπορούσε να υποστηρίξει ένα εγχείρημα όπως το εν λόγω. Περί του μηχανισμού, όμως στήριξης λόγος θα γίνει παρακάτω.

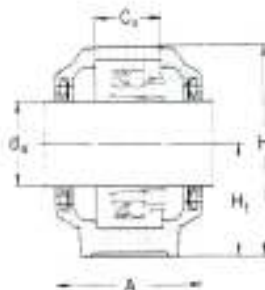
Ωστόσο, τα περισσότερα της στήριξης της πτέρυγας στην σήραγγα παρέμειναν ίδια κατά την διάρκεια του πειράματος. Μελέτη δε και σχεδίαση των κατασκευών αυτών, δηλαδή των εδράσεων κυρίως έγιναν σε παλαιότερες διπλωματικές εργασίες. Σχέδιο αυτών φαίνεται στο σχήμα 2.3.1.2.



### Έδρανο Δαπέδου



### Έδρανο Οροφής



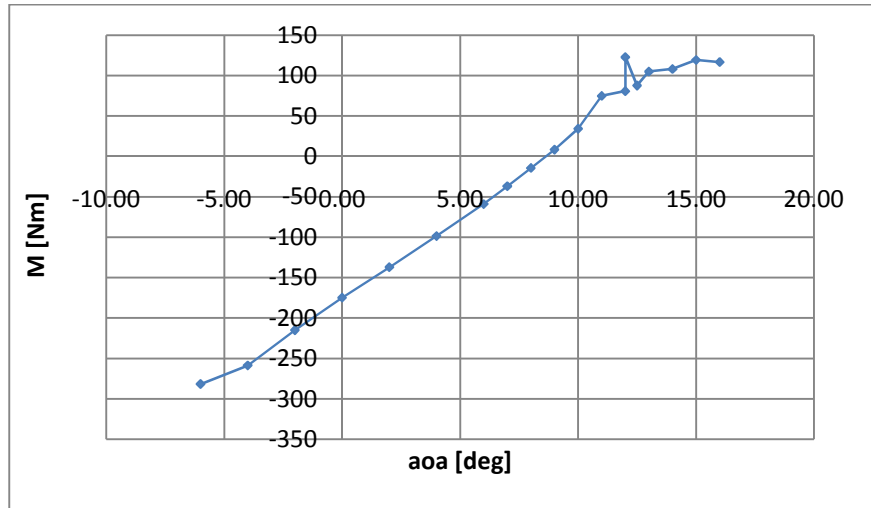
2.3.1.2 Σχέδιο εδράνων  
Bearing design

### 2.3.2 ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΣΤΗΡΙΞΗΣ ΚΑΙ ΜΕΤΑΚΙΝΗΣΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ

Όπως είπαμε και ανωτέρω, τα μέχρι τότε πειράματα γίνονταν με έναν μηχανισμό στήριξης παλαιότερο που κατά την χρήση του σε μεγαλύτερους αριθμούς  $Re$  των  $0.8e6$ , εμφάνισε τα εξής προβλήματα:

- Ταλάντωση της πτέρυγας γύρω από την γωνία πρόσπτωσης, ώστε να μην μπορούμε να καθορίσουμε την ακριβή της θέση.
- Ελαστικές και πλαστικές παραμορφώσεις κατά την έναρξη και το τέλος κάθε πειραματικής ακολουθίας με αποτέλεσμα την κόπωση και εν τέλει την αστοχία του μηχανισμού που μας ανάγκασε σε απόσυρση και αλλαγή του.

Σκαρίφημα και φωτογραφία του παλιότερου μηχανισμού στήριξης και κίνησης της πτέρυγας φαίνονται στα σχήματα 2.3.2.3 και 2.3.2.4. Το πρόβλημα των βραχιόνων αλλαγής της γωνίας πρόσπτωσης ήταν ότι κατά την ανάπτυξη μεγάλης επ' άπειρον ταχύτητας δεν στήριζαν την πτέρυγα έτσι ώστε να ταλαντώνεται και να μην κρατάει σταθερή την γωνία πρόσπτωσης της, κάτι που θέλαμε να γνωρίζουμε ακριβώς με σφάλμα μικρότερο της  $0.5^\circ$ . Το θέμα, λοιπόν, της σχεδίασης του βραχίονα ξαναμελετήθηκε και σχεδιάστηκε εκ νέου.



2.3.2.1 Διάγραμμα στρεπτικής ροπής ως προς την γωνία πρόσπτωσης για 60m/s επ' άπειρον ταχύτητα αέρα  
*Stress diagram versus angle of attack for 60 m/s infinite velocity*

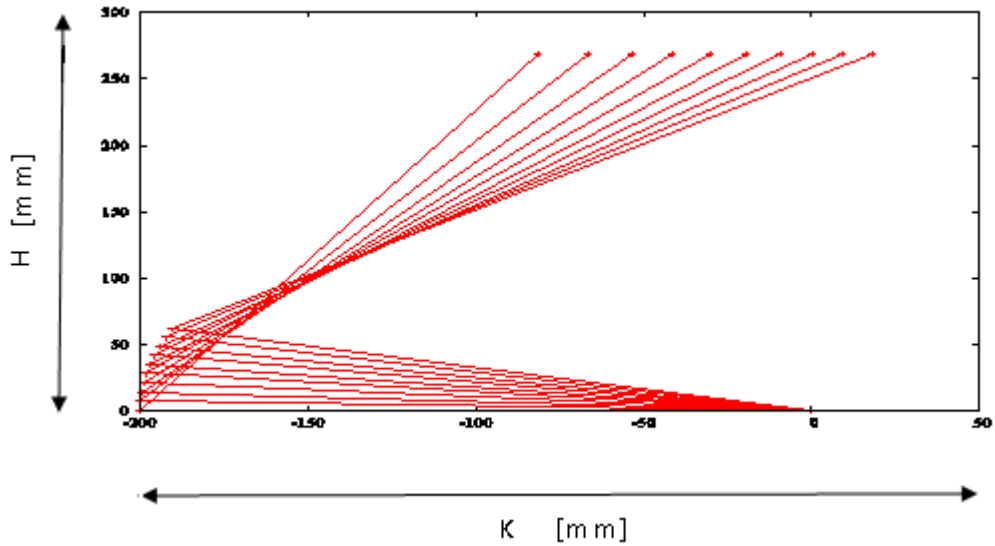
Τα φορτία κατά προσέγγιση υπολογίστηκαν βάσει παλαιότερων πειραματικών αποτελεσμάτων στην ίδια πτέρυγα. Χρησιμοποιήθηκαν συντελεστές άνωσης και ροπής εξαγόμενοι από πειράματα στην πτέρυγα καθώς και υπολογιστικές προσεγγίσεις στον 0.8e6 αριθμό Reynolds, με επ' άπειρον ταχύτητα αυτήν για Re 2e6 (περίπου 60 m/s). Από τα αποτελέσματα που φαίνονται και στο διάγραμμα 2.3.2.1, βγάλαμε το συμπέρασμα ότι θα χρειαστούμε μια κατασκευή πιο στιβαρή που θα μπορεί να παραλάβει φορτία περίπου στα 25 κιλά και πάνω, τα οποία και εμφανίζονται κατά το διάγραμμα για αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης, χρησιμοποιώντας συντελεστή ασφαλείας την επ' άπειρον ταχύτητα ως 60m/s (~2.3e6 Re number). Ο μηχανισμός αυτός, που καταλήξαμε ότι συμφέρει να μοιάζει σε διάταξη με τον προηγούμενο, αποτελείτο από έναν ατέρμονα κοχλία που έδινε κίνηση μέσω ενός τιμονιού σε δύο βραχίονες οι οποίοι συνδέονταν με τον άξονα της πτέρυγας μέσω ενός στιβαρού βραχίονα που έδενε στον άξονα με σφικτή συναρμογή και φυτευτούς κοχλίες. Ο μηχανισμός είχε συγκεκριμένους περιορισμούς να μπορεί να παραλαμβάνει το φορτίο στρέψης που υπολογίσαμε, να επιτρέπει την περιστροφή της πτέρυγας γύρω στις 90<sup>0</sup> τουλάχιστον, να μπορεί να λύνεται και να δένεται σχετικά απλά και γρήγορα και να είναι όσο το δυνατόν οικονομικότερος. Ο καινούριος μηχανισμός μπορεί να φανεί στις φωτογραφίες 2.3.2.5 και 2.3.2.6. Ο βραχίονας που παραλαμβάνει την κίνηση από τον ατέρμονα θέλαμε να επιτρέπει την κίνηση πάνω και κάτω του επιπέδου της κατασκευής και αυτό για λόγους τοποθέτησης. Η κινητική του μηχανισμού αναλύθηκε σύμφωνα με τις εξής εξισώσεις κίνησης:

$$\begin{aligned}
 x_{1,43} &= -l_1 \cos \vartheta_1 + l_2 \cos \vartheta_2 \cos \vartheta_3 \sin \vartheta_1 - l_2 \cos \vartheta_1 \cos \vartheta_3 \sin \vartheta_2 - dx \\
 x_{2,43} &= l_2 \cos \vartheta_1 \cos \vartheta_2 \cos \vartheta_3 + l_1 \sin \vartheta_1 + l_2 \cos \vartheta_3 \sin \vartheta_1 \sin \vartheta_2 - H \quad , \\
 x_{3,43} &= l_2 \sin \vartheta_3 - D
 \end{aligned}$$

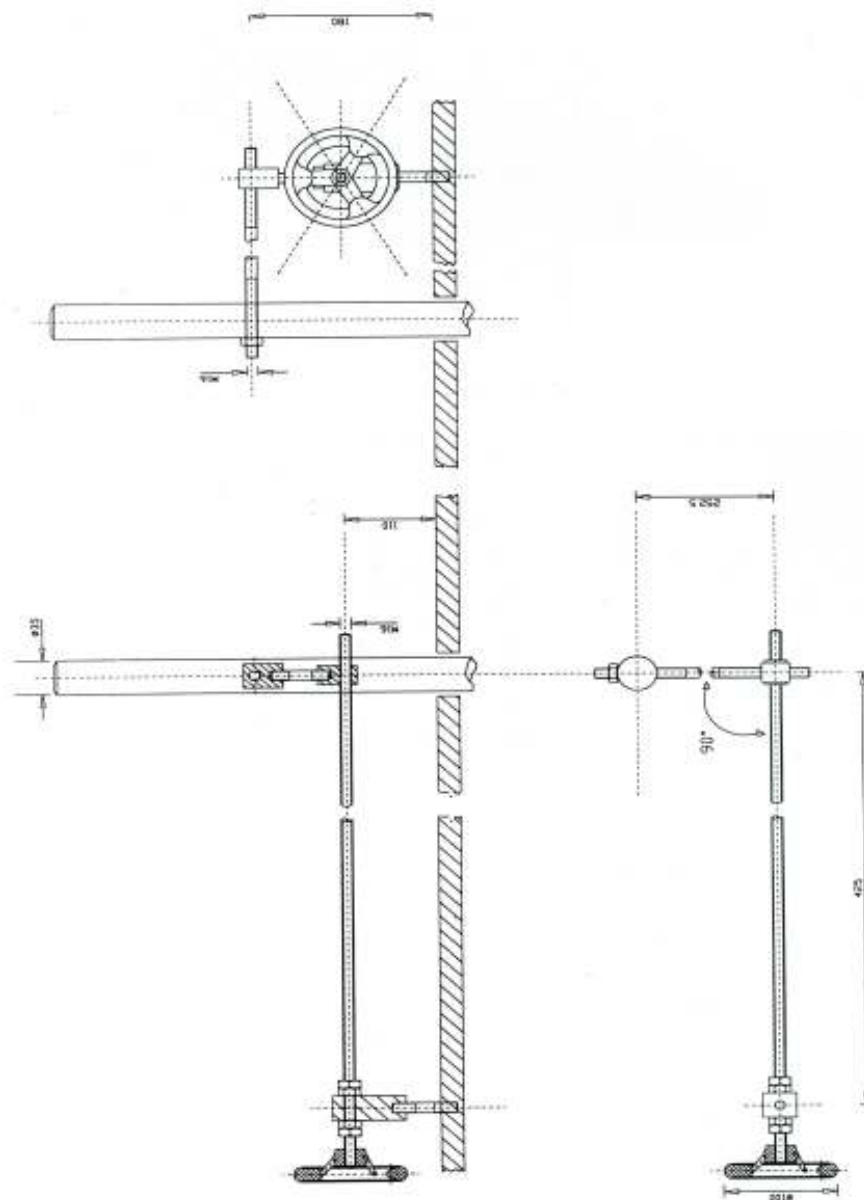
όπου οι γωνίες, τα σημεία και τα μήκη φαίνονται και στις φωτογραφίες του μηχανισμού. Χρησιμοποιώντας δε την γραμμική θεώρηση ότι  $\frac{\partial \vec{x}}{\partial \vec{\vartheta}} \cdot \dot{\vec{\vartheta}} = -\dot{\vec{x}}$ , όπου το μείον μπαίνει για λόγους προσήμανσης, μπορούμε λόγω της γραμμικότητας της εξίσωσης, να την επιλύσουμε αναλυτικά χρήσει του τριδιαγώνιου πίνακα LU.

Βάζοντας τις εξισώσεις σε πρόγραμμα υπολογισμού των δυνατών κινήσεων ώστε να καταλήξουμε στην εκλογή του μήκους κάθε βραχίονα, μας έβγαλε το εξής διάγραμμα κίνησης που μας δείχνει και τον

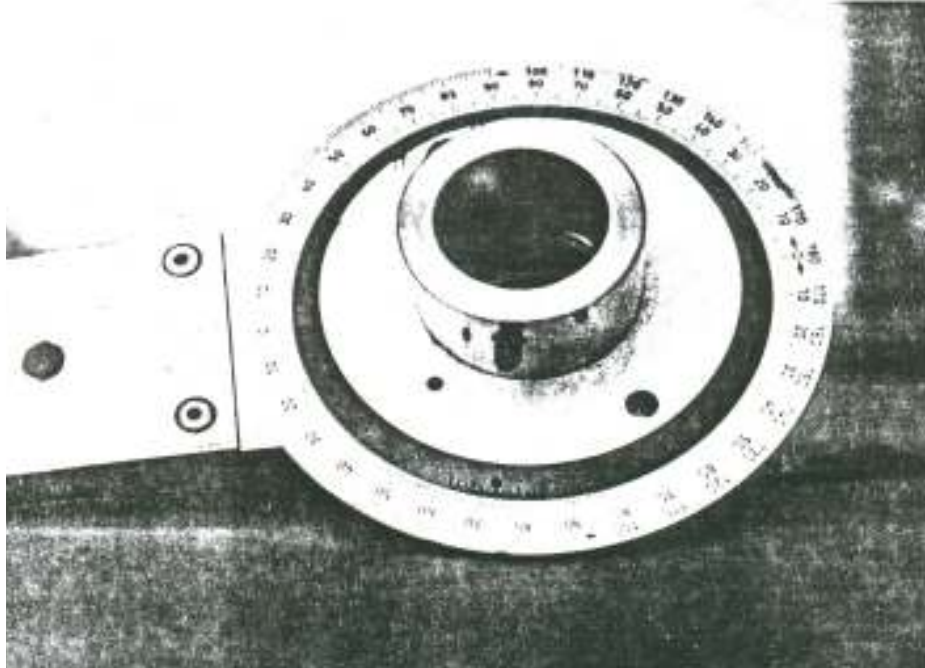
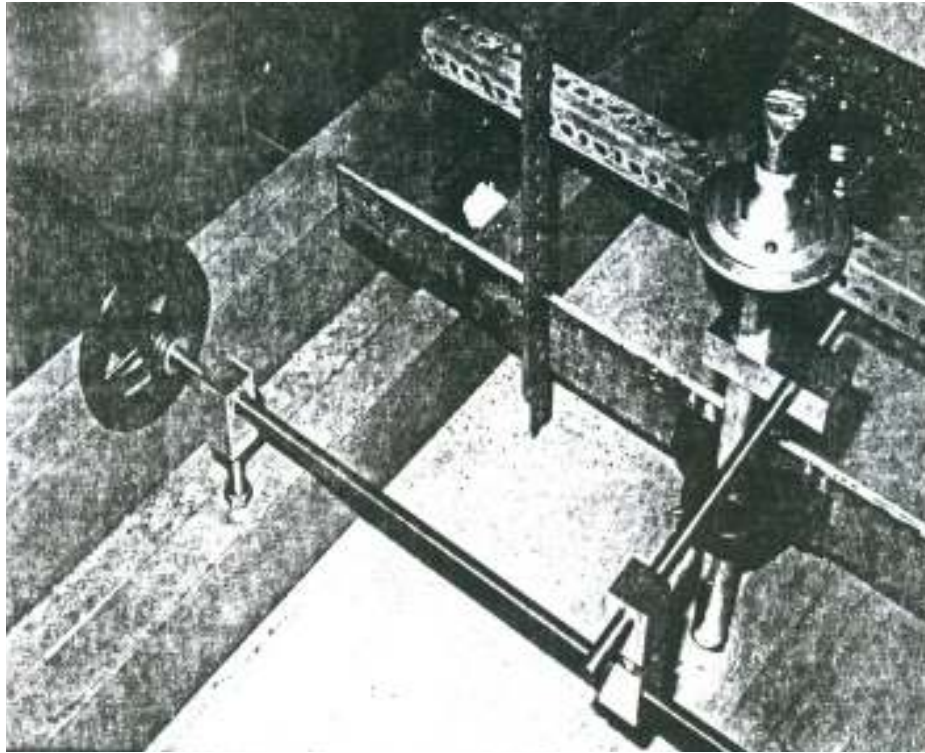
περιορισμό λόγω κατασκευής της κλίσης της γωνίας πρόσπτωσης. Το διάγραμμα φαίνεται καθαρά από κάτω, τα μήκη δε  $K$  και  $H$  που εικονίζονται είναι οι δύο περιορισμοί της κίνησης λόγω της γεωμετρικής διάταξης που είχαμε από παλαιότερα και είναι ο κατά πλάτος λόγω των θέσεων επί του σκελετού της αεροσήραγγας όπου θα έδενε ο ατέρμονας και ο καθ' ύψος λόγω της σταθερής απόστασης άξονα και οπών όπου θα έδενε ο ατέρμονας, περιορισμοί αντιστοίχως.



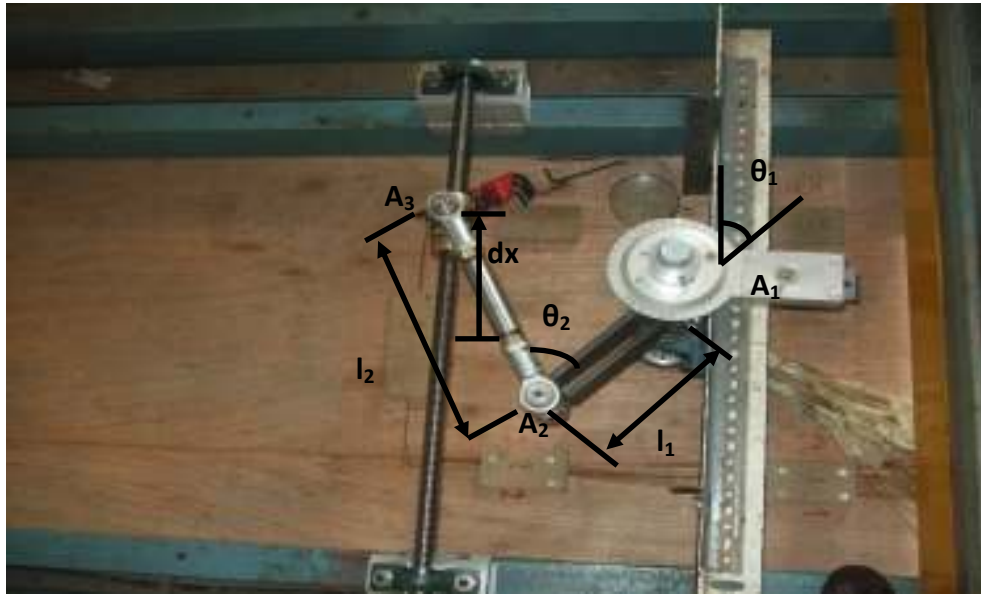
2.3.2.2 Διάγραμμα κίνησης μηχανισμού υποστήριξης και αλλαγής γωνίας πρόσπτωσης στην πτέρυγα  
*Motion Diagram of support mechanism for purpose of changing the angle of attack of the fin*



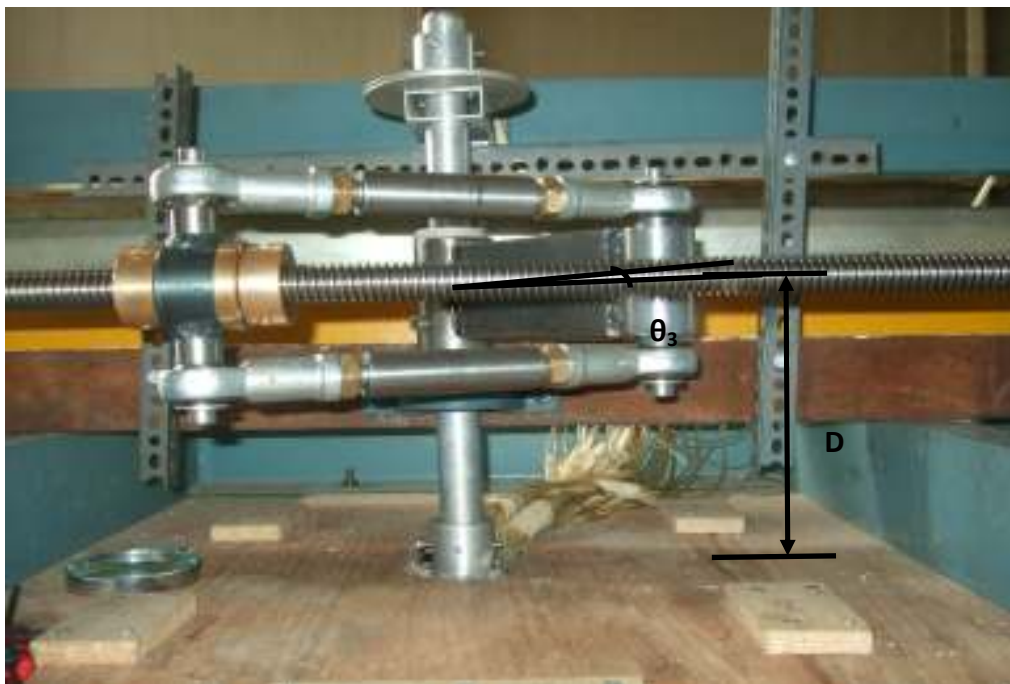
2.3.2.3 Σκαρίφημα του παλαιότερου μηχανισμού στήριξης και μετακίνησης της γωνίας πρόσπτωσης της πτέρυγας  
 Sketch of the older support mechanism also used to rotate the angle of attack of the fin



2.3.2.4 Φωτογραφία του παλαιότερου μηχανισμού στήριξης της πτέρυγας και του μοιρογνωμονίου ελέγχου της αλλαγής γωνίας πρόσπτωσης  
*Photograph of the older support mechanism and the control protractor of the change in the angle of attack*



2.3.2.5 Κάτοψη – Φωτογραφία του καινούριου μηχανισμού στήριξης όπως σχεδιάστηκε, τοποθετήθηκε και χρησιμοποιήθηκε  
 Elevation – Photography of the new support mechanism designed, installed and used



2.3.2.6 Πρόσοψη – Φωτογραφία του μηχανισμού στήριξης όπου διακρίνονται καθαρά οι δύο βραχίονες του που του δίνουν την ικανότητα να παραλαμβάνει και κατακόρυφους τζόγους  
 Plan – Photography of the new support mechanism where can be discerned the double arm that enables the tolerance of vertical back-lash

### 2.3.3 ΠΕΡΙ ΜΕΤΡΗΤΙΚΩΝ ΟΡΓΑΝΩΝ

Το βασικό μετρητικό όργανο είναι ο μετατροπέας πίεσης (pressure transducer), ο οποίος βρίσκεται ενσωματωμένος στον περιστροφικό διακόπτη πολλαπλής εισόδου (Scanivalve) εκτός του πτερυγίου. Η αρχή λειτουργίας του στηρίζεται στην μετατροπή της πίεσης που εφαρμόζεται στο αισθητήριό του, σε μία παραμόρφωση ανάλογη της ασκούμενης πίεσης. Η εν λόγω παραμόρφωση αλλάζει τις ηλεκτρικές σταθερές του αισθητηρίου παράγοντας ηλεκτρικό σήμα. Ο μετατροπέας περιλαμβάνει μία διάταξη συγκέντρωσης δύναμης και ένα ηλεκτρικό στοιχείο μετάδοσης, για την παραγωγή του απαιτούμενου σήματος. Τα είδη των μετατροπέων ποικίλουν, ανάλογα με το σύστημα μετάδοσης – μετατροπής που χρησιμοποιούν και το είδος της πίεσης που μετράνε.

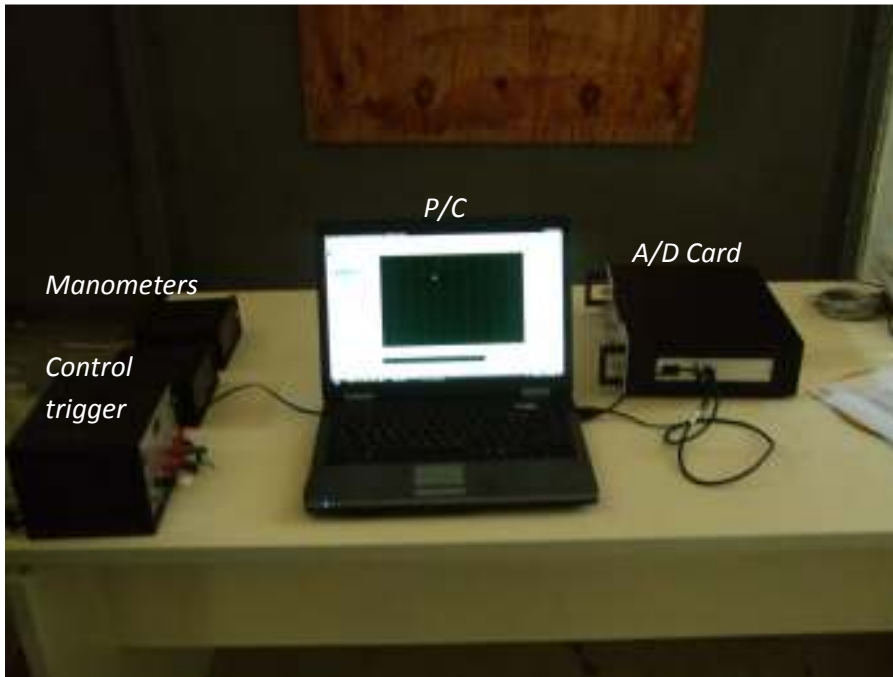
Στις ανάγκες της συγκεκριμένης μελέτης ανταποκρίνονται καλύτερα ένας διαφορικός πιεζοηλεκτρικός μετατροπέας, τύπου PDRCR22A, της εταιρίας SCANIVALVE CORP. Η προτίμηση του ανάμεσα στις υπόλοιπες τεχνολογίες μέτρησης πιέσεων (μικρόφωνα πίεσης, αισθητήρες, strain gauges) βασίστηκε κυρίως στην ικανότητα να μετράει την δυναμική πίεση εξίσου καλά τόσο σε στατικές όσο και σε μη μόνιμες συνθήκες. Το εύρος λειτουργίας του είναι τα  $\pm 1\text{psid}$ , η ευαισθησία του  $17.5 \pm 2.5\text{mV}$  και η τάση διέγερσης του 12 Volts. Επιπλέον, ορισμένα χαρακτηριστικά του, όπως η γραμμικότητα και η υστέρηση ( $\pm 0.05\%$ ) σε συνδυασμό με το μικρό μέγεθος και την δυνατότητα λειτουργίας του σε μεγάλο εύρος θερμοκρασιών (-40 έως 100°C), τον καθιστούν ιδανικό για εφαρμογές σε αεροσήραγγες, όπου το πεδίο είναι έντονα δυναμικής φύσης.

Ο μετατροπέας τοποθετείται μέσα στον περιστροφικό μετρητή πιέσεων (Scanivalve), ο οποίος με την σειρά του συνδέεται με την πτέρυγα ή το rake, την σειρά σωλήνων Pitot που βρίσκονται παράλληλα στην ροή, ακριβώς από πίσω από τον ομόρρου της πτέρυγας και για το οποίο όργανο λόγος θα γίνει εκτενέστερος παρακάτω. Το Scanivalve είναι ουσιαστικά ένας μηχανικός διακόπτης, ικανός να αντιστοιχεί διαδοχικά από ένα σύνολο πιέσεων μία κάθε φορά στον μεταλλάκτη. Ο τελευταίος είναι προσαρμοσμένος όσο το δυνατόν πλησιέστερα στην βαλβίδα προκειμένου να ελαχιστοποιηθεί ο όγκος του αερίου που υπόκειται στις αλλαγές της πίεσης. Το μοντέλο 48J9 (σχήμα 2.3.3.2) που χρησιμοποιήθηκε, διαθέτει 48 διαφράγματα ολικής πίεσης και ένα κεντρικό που χρησιμοποιείται ως αναφορά και συνδέεται με την στατική πίεση στην αδιατάρακτη ροή. Από αυτά, τα 28 συνδέονται με τις θέσεις μέτρησης των πιέσεων στο rake, ένα συνδέεται με την ολική πίεση του σωλήνα Pitot για τον υπολογισμό της αδιατάρακτης ροής, άλλα δύο με την στατική πίεση αμφότερα του rake και τέλος τρία συνδέονται με σωλήνες πίεσης που έρχονται από την πτέρυγα. Για την επεξεργασία των μετρήσεων λόγος θα γίνει σε επόμενο κεφάλαιο. Η αλλαγή της θέσης μέτρησης γίνεται με την σκανδάλη της μονάδας ελέγχου (Control Unit), η οποία, άλλωστε, διαθέτει και ψηφιακή ένδειξη της επιλεγόμενης οπής και διακόπτη για την επαναφορά του επιλογέα στην αρχική του θέση.

Το παραγόμενο, από τον μετατροπέα, ηλεκτρικό σήμα μεταφέρεται στον ενισχυτή, ο οποίος για λόγους καλύτερης συμβατότητας είναι της ίδιας εταιρίας και έχει ρυθμιστεί σε εύρος  $\pm 1\text{psid}$ . Το καλώδιο μετάδοσης είναι όσο γίνεται μικρότερου μήκους για να αποφευχθεί παραμόρφωση του σήματος, το οποίο τελικά διοχετεύεται στην εξωτερική κάρτα αναλογοψηφιακής μετατροπής η οποία με θύρα USB συνδέεται με τον υπολογιστή. Η κάρτα συλλογής σήματος είναι της εταιρίας National Instruments και έχει μέγιστο εύρος βαθμονόμησης τα 1108 dPs, είναι δε το μοντέλο NI USB 6251 M series DAQ device.

Δεύτερο βασικό όργανο μέτρησης είναι ο ανιχνευτής πιέσεων (Pressure Scanner) ο οποίος σαρώνει αυτόματα την πίεση στις διάφορες θέσεις της επιφάνειας της πτέρυγας και ως εκ τούτου μας δίνει την κατανομή της πίεσης στις διάφορες θέσεις της αεροτομής. Ο ανιχνευτής πιέσεων είναι της εταιρίας Furness Control το μοντέλο FCS421 και έχει 60 θέσεις σύνδεσης λήψης στατικής πίεσης και μία λήψη ολικής με την οποία και συνδέεται με τον σωλήνα Pitot που έχουμε «αρκετά» μπροστά από την πτέρυγα για την μέτρηση των χαρακτηριστικών (ολική και στατική πίεση) της αδιατάρακτης ροής. Από αυτές τις 60 θέσεις μετράμε στις 59 θέσεις την στατική πίεση γύρω από την πτέρυγα και σε μία όπως προαναφέραμε την ολική από τον σωλήνα Pitot. Για την μέτρηση της πίεσης που διανέμει ο σαρωτής χρησιμοποιήσαμε δύο ψηφιακά μανόμετρα τύπου FC016 digital manometre, της εταιρίας Furness Control Limited, τα οποία ήταν το καθένα εύρους  $\pm 1999\text{Pa}$  και  $\pm 1999\text{mmH}_2\text{O}$  αντιστοίχως. Καθώς φαίνεται, το εύρος μας περιόριζε στην πίεση

όπου μπορούσαμε να μετρήσουμε, αλλά χρησιμοποιώντας σε μετρήσεις  $2e6$  Reynolds number το μανόμετρο εύρους  $\pm 1999mmH_2O$  αντιληφθήκαμε ότι εμφάνιζε προβλήματα ακρίβειας με αποτέλεσμα να χρησιμοποιήσουμε στις περισσότερες σειρές μετρήσεων το μικρότερου εύρους μανόμετρο και να χρησιμοποιήσουμε το συγκεκριμένο μόνο σε περιπτώσεις όπου θα ξεπερνούσαμε τα όρια του πρώτου, δηλαδή σε μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης. Το μανόμετρο έπαιρνε με την εναλλαγή της σάρωσης κάθε φορά την διαφορική πίεση ανάμεσα στην πίεση που διένεμε ο σαρωτής και την στατική πίεση από τον σωλήνα Pitot. Με την χρήση του ανιχνευτή και κατάλληλη τροποποίηση στο λογισμικό συλλογής των δεδομένων, καταφέραμε να αυτοματοποιήσουμε την μέτρηση της αεροτομής αλλά όχι και των πιέσεων του ομόρρου της, το όλον των μετρήσεων του οποίου γινόταν από το προαναφερθέν και παλαιότερο, αλλά και πιο αξιόπιστο όργανο.



### 2.3.3.1 Διάταξη λήψης μετρήσεων *Arrangement of the measurement instrumentation*

Η όλη διάταξη λήψης με έμφαση στην αναλογοψηφιακή κάρτα, στην σκανδάλη της Scanivalve και στα ψηφιακά μανόμετρα φαίνεται στην άνωθι εικόνα. Η εικόνα δείχνει την διάταξη που είχαμε στο γραφείο όπου και ευρίσκετο και ο υπολογιστής, το κυρίως διάμεσο ανάμεσα στις λήψεις των μετρήσεων και του πειραματιστή. Τα όργανα του ανιχνευτή πιέσεων της εταιρίας Furness Control και ο μετατροπέας πιέσεων της Scanivalve μαζί με τον ενισχυτή ευρίσκοντο επί της σήραγγας και δεν φαίνονται στην παρούσα φωτογραφία.

Η μέτρηση της πίεσης γενικά σε κάθε είδους μετατροπέα πίεσης, διέπεται από την εξίσωση

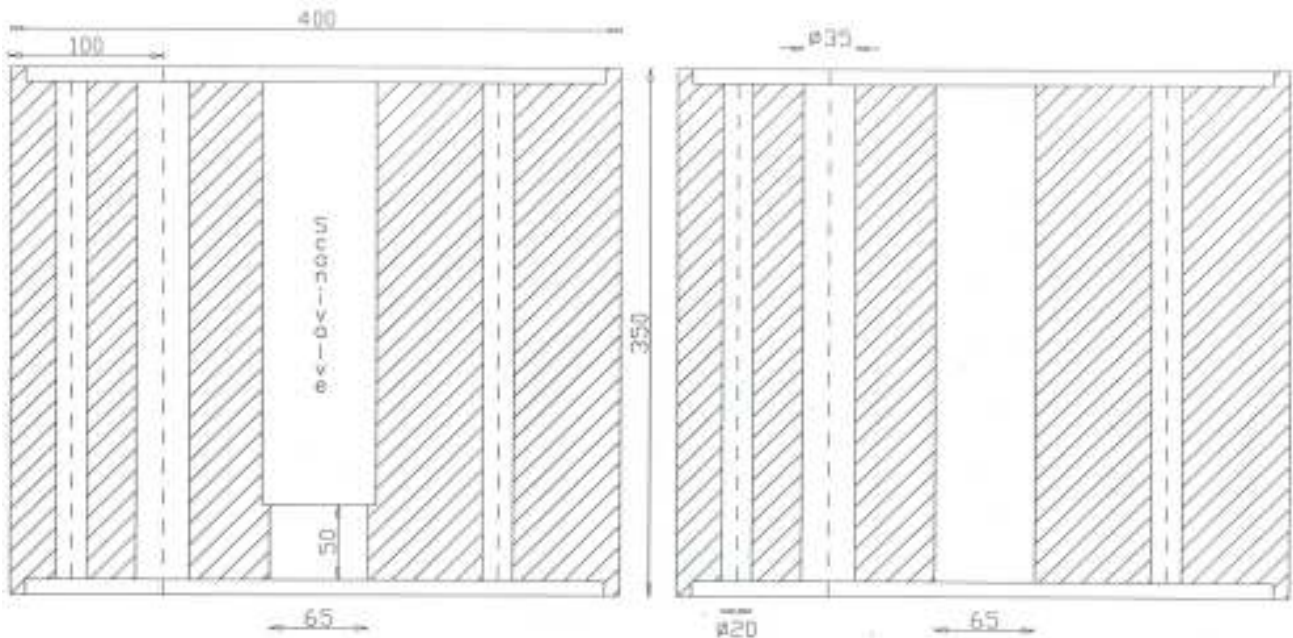
$$H_0 = \frac{u^2}{2g} + \frac{p}{\rho g} + (z - z_0), \text{ όπου } z_0 \text{ μία στάθμη αναφοράς και } H_0 \text{ το ολικό ύψος (αντίστοιχο της ολικής}$$

πίεσης  $p_0 = \rho g H_0$ ). Ο όρος  $p/\rho g$  εκφράζει, σε μέτρα στήλης του ρευστού, την στατική πίεση και ο όρος  $u^2/2g$  την δυναμική πίεση. Διακρίνουμε δύο περιπτώσεις μέτρησης της στατικής πίεσης  $p$ : όταν το ρευστό είναι ακίνητο και όταν κινείται. Στην πρώτη περίπτωση η μέτρηση είναι απλή, ενώ αντίθετα στην δεύτερη υπεισέρχονται δυσκολίες που πηγάζουν από το ότι εισάγεται και ο όρος της δυναμικής πίεσης, ο οποίος είναι πηγή σφάλματος τόσο μεγαλύτερου, όσο μεγαλύτερος είναι ο λόγος της δυναμικής προς την στατική πίεση. Επίσης η τύρβη είναι δυνατό να επηρεάσει την ορθή μέτρηση της στατικής πίεσης. Για την μέτρηση



της στατικής πίεσης σε σώματα που βρίσκονται μέσα στην ροή, όπως η πτέρυγα, είναι αρκετή η διάνοιξη μιας μικρής οπής. Η γεωμετρία της οπής έχει ασήμαντη επίδραση στην μέτρηση της πίεσης, σημαντική όμως επίδραση έχει η τυχόν ύπαρξη ανωμαλιών επιφανείας στην περιοχή της οπής. Το σφάλμα της μέτρησης είναι τόσο πιο μεγάλο όσο μεγαλύτερος είναι ο λόγος  $\frac{u^2/2g}{p}$ , όπου  $p$  η μετρούμενη στατική πίεση και  $u$  η μέση ταχύτητα της ροής.

Για την μέτρηση της ολικής πίεσης του ρευστού χρησιμοποιήσαμε σωλήνα Pitot. Αυτός έχει ως περιορισμό να «κοιτάζει» όσο γίνεται προς την ροή το ανοικτό του άκρο, καθώς επίσης και να είναι όσο πιο ευθύ το τμήμα του που βρίσκεται μέσα στην ροή, με σκοπό να περιορίζει τις διαταραχές στην ροή στο εσωτερικό του. Διακρίνουμε λοιπόν τα πρωτογενή μετρητικά όργανα που χρησιμοποιήθηκαν σε σωλήνες Pitot στο rake για την μέτρηση της απώλειας πίεσης λόγω του ομόρρου της ταχύτητας πίσω από την αεροτομή και σε οπές μέτρησης στατικής πίεσης είτε εκτός (σε αντίστοιχους ή τους ίδιους τους σωλήνες Pitot) είτε επάνω στην πτέρυγα. Παρακάτω παρατίθεται σκαρίφημα του μεταλλάκτη πιέσεων που χρησιμοποιήσαμε.



2.3.3.2 Σκαρίφημα του μεταλλάκτη πιέσεων  
Sketch of the Pressure Transducer

#### 2.3.4 ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ

Το λογισμικό που χρησιμοποιήσαμε για την λήψη και επεξεργασία των πειραματικών δεδομένων ήταν ένα λογισμικό που παρέιχτο μαζί με την αγορά της κάρτας αναλογοψηφιακού σήματος της National Instruments και που ονομαζόταν SIGNAL EXPRESS. Το λογισμικό παρέιχε την δυνατότητα να δημιουργήσεις προσωπικό λογισμικό λήψης ανάλυσης και παρουσίασης των σημάτων. Στην παρούσα εργασία, λαμβάναμε τα σήματα σε χρονοσειρές των 200 Hz πλήθους σημάτων που ποικίλει ανάλογα με την διασπορά των μετρήσεων. Αφού σώζαμε τα αρχεία σε μορφή ASCII, μετά μπορούσαμε να τα χρησιμοποιήσουμε όπως θέλαμε. Το βασικό του λογισμικού ήταν ότι μπορούσαμε να εποπτεύσουμε το όλον της χρονοσειράς μετά την λήψη και την αποθήκευσή της, καθώς επίσης και να εποπτεύσουμε και τον μέσο όρο της, στατική τιμή που τελικά χρησιμοποιούσαμε για την επεξεργασία των μετρήσεων. Εδώ να επισημάνουμε ότι ο μέσος όρος κρίνεται η καταλληλότερη στατιστική παράμετρος για την εξαγωγή της πραγματικής πίεσης από μετρήσεις σε σωλήνες Pitot και οπές στατικής πίεσης.

Για τις παρούσες μετρήσεις δημιουργήσαμε δύο υπολογιστικά περιβάλλοντα για την λήψη, μετατροπή σε ψηφιακά και ανάλυση των αναλογικών σημάτων. Το ένα το χρησιμοποιούσαμε για την λήψη των σημάτων από την Scanivalve και ήταν προσαρμοσμένο ώστε να λαμβάνει τα σήματα μόνο και όταν ο χρήστης το επιθυμούσε ένα κάθε φορά. Στο άλλο, είχαμε εγκαταστήσει αυτοματοποιημένο λογισμικό λήψης ώστε, καθώς και ο σαρωτής με συγκεκριμένο χρονικό βήμα και σειρά έπαιρνε τις μετρήσεις από κάθε ένα κανάλι του, έτσι και το λογισμικό να λαμβάνει κάθε συγκεκριμένη χρονική στιγμή σήμα και για συγκεκριμένη χρονική περίοδο, ώστε να μπορεί ο χρήστης με την έναρξη, αφού έχει συγχρονίσει τον πομπό με τον δέκτη, να μπορεί να παίρνει αυτομάτως έναν αριθμό μετρήσεων (χρονοσειρών).

### 2.3.5 ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑΣ ΚΑΙ ΣΥΛΛΟΓΗΣ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ – ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΕΙΣ

Η στατική πίεση του σωλήνα Pitot συνδέεται, ταυτόχρονα, με το κεντρικό διάφραγμα πίεσης της Scanivalve αλλά και με την μία είσοδο του ψηφιακού μανομέτρου στην θέση – (μείον), ώστε να παίρνει την αναφορική πίεση για τον υπολογισμό της διαφοράς που μετράει το μανόμετρο και το δίνει με την μορφή τάσης στην κάρτα. Ο διαφορικός μεταλλάκτης δίνει την πίεση για τις 28 θέσεις του rake, από τις άλλες 3 οπές που δεν συνδέονται στην Pressure Scanner γύρω από την αεροτομή και για την ολική του Pitot και μέσω του Pressure Scanner και του μανομέτρου παίρνουμε τις άλλες 59 πιέσεις από τις οπές γύρω από την αεροτομή. Ο συντελεστής πίεσης  $C_p$  δίνεται από την σχέση:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

Στον αριθμητή είναι η διαφορά της στατικής πίεσης κάθε θέσης από την ονομαστική στατική πίεση στο άπειρο και στον παρονομαστή είναι η δυναμική πίεση στο άπειρο. Τον αριθμητή τον παίρνουμε απ' ευθείας μέσω της Scanivalve και του μανομέτρου, ενώ τον παρονομαστή μπορούμε να τον υπολογίσουμε ως διαφορά της στατικής από την ολική πίεση στο άπειρο (σωλήνας Pitot).

Οι λοιποί αεροδυναμικοί συντελεστές άνωσης, αντίστασης και ροπής υπολογίζονται με κατάλληλη ολοκλήρωση των συντελεστών πίεσης στην επιφάνεια του πτερυγίου. Πιο συγκεκριμένα, ο συντελεστής άνωσης ισούται με το ολοκλήρωμα της κάθετης στην επιφάνεια, δύναμης, σύμφωνα με την σχέση:

$$C_L = \frac{1}{c} \oint_s (-C_p)(\vec{n} \cdot \vec{e}_y) ds$$

όπου,  $s$  είναι η επιφάνεια της αεροτομής,  $\vec{n}$  το μοναδιαίο κάθετο διάνυσμα στην επιφάνεια της αεροτομής και  $\vec{e}_y$  το μοναδιαίο κάθετο διάνυσμα στον απόλυτο άξονα συντεταγμένων που καθορίζεται από τις γραμμές ροής στο εσωτερικό της σήραγγας. Όπου θεωρούμε άξονα κάθετο στο  $\vec{e}_y$  τον άξονα της κατεύθυνσης της ροής ο οποίος θεωρείται προσεγγιστικά ότι είναι για κάθε στοιχείο αέρα ο ίδιος και ακολουθεί τον προσανατολισμό των τοιχωμάτων της σήραγγας.

Ο συντελεστής αντίστασης δίνεται με βάση τα στοιχεία του rake που μας δίνει ολικές πιέσεις στον ομόρροο της πτέρυγας. Υποθέτοντας ότι έχουμε διδιάστατη ροή σε ανοικτό αγωγό, ο συντελεστής αντίστασης του ομόρρου (wake drag coefficient,  $C_{Dw}$ ) υπολογίζεται από την σχέση των Rae και Pope, ως:

$$C_{Dw} = \frac{2}{c} \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} \sqrt{\frac{P_0(y) - P(y)}{q_\infty}} \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{P_0(y) - P(y)}{q_\infty}} \right) dy,$$

όπου  $y$  είναι η γραμμή που σχηματίζει το ίχνος της ταχύτητας στον ομόρροο της αεροτομής,  $P$  και  $P_0$  είναι η κατά μήκος του wake στατική και ολική πίεση αντιστοίχως και  $q_\infty$  είναι η δυναμική επ' άπειρον ταχύτητα  $\frac{1}{2} \rho U_\infty^2$ . Στην δικιά μας περίπτωση, όμως, όπου έχουμε κλειστό αγωγό, που σημαίνει ότι δεν έχουμε εξισορρόπηση της στατικής πίεσης εμπρός και πίσω της αεροτομής, ο τύπος υπολογισμού του συντελεστή αντίστασης βγαίνει από την εξίσωση διατήρησης της ορμής (βλ. παράρτημα 1) η οποία γράφεται:

$$D = -\int_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{V} \cdot dS - \int_S (p \cdot \vec{n}) \cdot \vec{e}_x \cdot dS$$

Όπου  $\rho$  είναι η πυκνότητα του αέρα,  $V$  η ταχύτητα του αέρα σε κάθε θέση, το  $S$  αντιστοιχεί στις επιφάνειες του όγκου ελέγχου και το διάνυσμα  $e_x$  το μοναδιαίο διάνυσμα κατά την κατεύθυνση του  $x$  όπου ευρίσκεται και η οπισθέλκουσα. Στην παραπάνω εξίσωση αποσιωπείται ο όρος του βάρους ως αμελητέος, αφού μιλάμε για αέρα καθώς και συνυπολογίζεται καταχρηστικά και ο όρος της πίεσης που δεν υφίσταται για ελεύθερες αεροτομές και για σήραγγες ανοικτού αγωγού, όπως φαίνεται και στο παράρτημα 1. Αυτήν την εξίσωση χρησιμοποιήσαμε εμείς για την εξαγωγή του συντελεστή αντίστασης για λόγους που αναπτύσσονται στο παράρτημα 1.

Η εξίσωση χρησιμοποιώντας τους συντελεστές πίεσης που υπολογίζουμε από τις μετρήσεις γράφεται:

$$C_{Dw} = \frac{1}{c} \int_y (2\sqrt{(C_{Pw} - C_{Pw,st})} - (C_{Pw} - C_{Pw,st}) - C_{Pw}) dy$$

όπου όλοι οι συντελεστές είναι πλήρως μετρήσιμοι. Ο δε συντελεστής πίεσης του wake υπολογίζεται με παρόμοιο τρόπο με τον συντελεστή πίεσης που υπολογίζουμε γύρω από την αεροτομή.

$$C_{Pw} = \frac{P_{0,w} - P_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2}$$

Και βέβαια αντίστοιχα και ο συντελεστής στατικής πίεσης του wake, απλά χρησιμοποιώντας τις στατικές και όχι τις ολικές πιέσεις του wake. Η δυναμική πίεση στην επ' άπειρον ταχύτητα που εμφανίζεται σε όλους τους συντελεστές πίεσης υπολογίζεται εύκολα ως η διαφορά ολικής από στατική στην θέση του Pitot.

Τέλος ο συντελεστής ροπής μπορεί να υπολογιστεί από την σχέση:

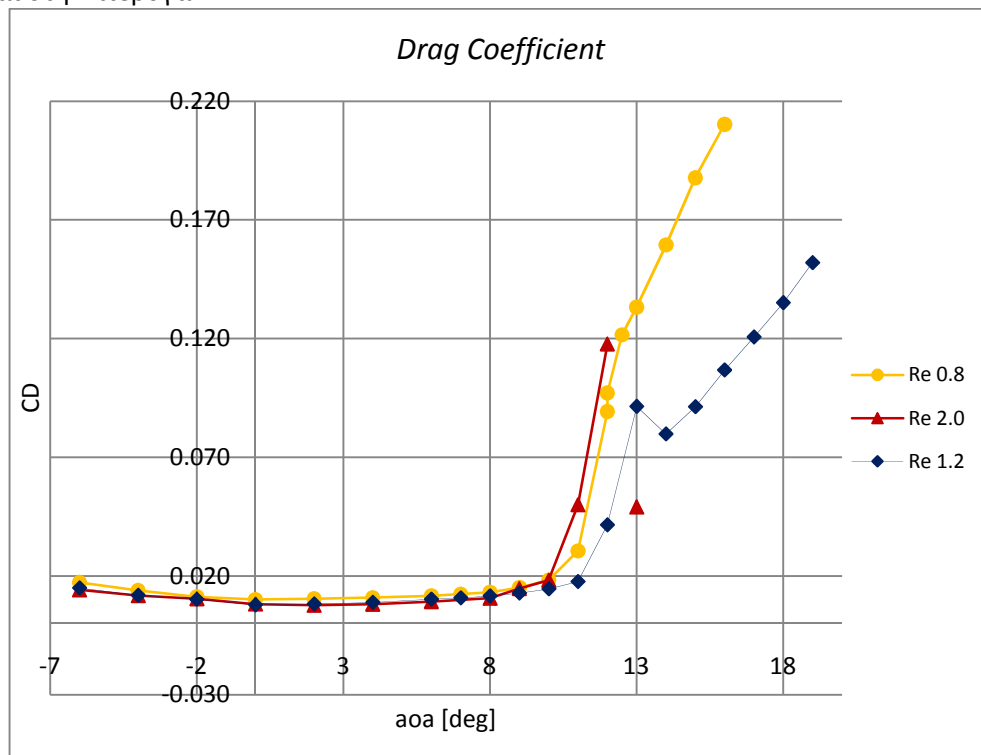
$$C_M = \oint_s (C_P \times \vec{r}) \cdot \vec{e}_z ds$$

όπου, το  $\vec{r}$  είναι το διάνυσμα που έχει πέρασ κάποιο σημείο επί της επιφάνειας της αεροτομής και αρχή το σημείο που είναι στο  $\frac{1}{4}$  της χορδής, όπου και θεωρούμε ότι έχουμε το αεροδυναμικό κέντρο, και  $\vec{e}_z$  είναι το μοναδιαίο διάνυσμα κάθετο στο επίπεδο της αεροτομής.

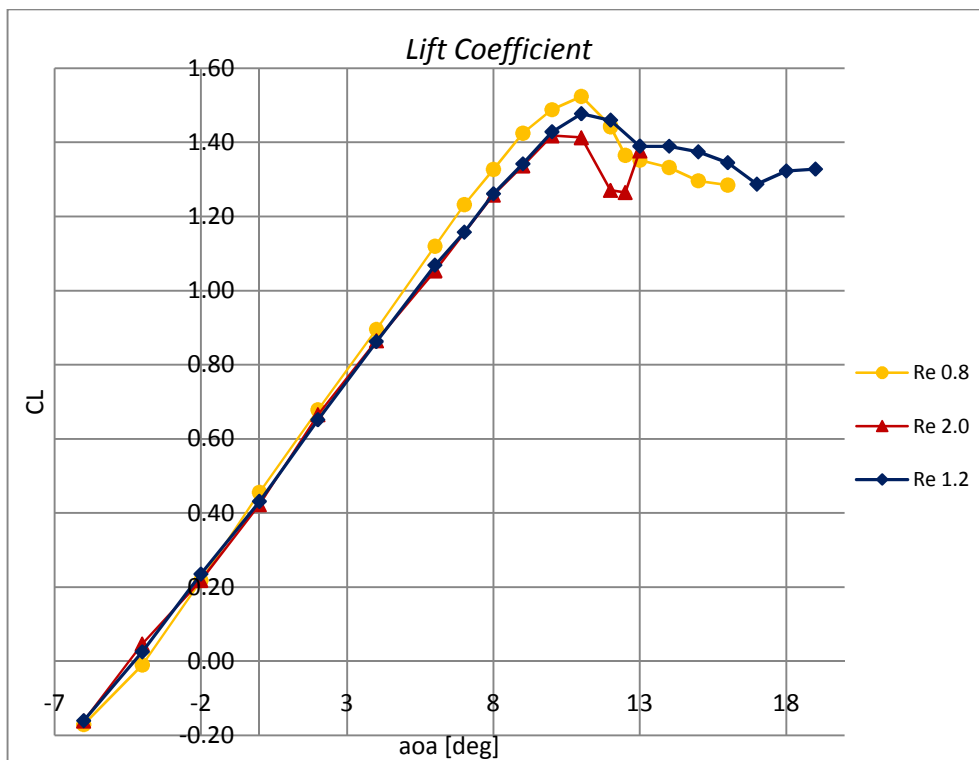
Πιο συγκεκριμένα, για τον υπολογισμό των συντελεστών πίεσης, έχοντας πάρει μια μέτρηση πριν την εκκίνηση του ανεμιστήρα της σήραγγας για την βαθμονόμηση του εκάστοτε οργάνου, και μια μετά το πέρασ των πειραμάτων, θεωρούσαμε ότι σε κάθε χρονική στιγμή όπου και διεξήγοντο οι μετρήσεις η εξίσωση της βαθμονόμησης του οργάνου μεταξύ πέρατος και αρχής ήταν γραμμική, οπότε και με γραμμική παρεμβολή βρίσκαμε το σφάλμα βαθμονόμησης κάθε στιγμή και το αφαιρούσαμε από όλες τις μετρούμενες πιέσεις και την ολική του Pitot. Την τελευταία δε διορθωμένη από το σφάλμα βαθμονόμησης την παρεμβάλαμε γραμμικά επίσης για όλες τις χρονικές στιγμές κάθε μίας μέτρησης αφού παίρναμε μετρήσεις της κατά την αρχή και το πέρασ του πειράματος. Για να βρούμε τον συντελεστή πίεσης, απλά διαιρούσαμε τις μετρούμενες διαφορές που έδινε το μανόμετρο σε κάθε θέση της αεροτομής προς την υπολογισθείσα από γραμμική παρεμβολή αντίστοιχη δυναμική πίεση της επ' άπειρον ροής που παίρναμε από την μέτρηση του Pitot. Όπως φαίνεται δεν χρειαζόταν μετατροπή των τάσεων σε πιέσεις αν και για θέμα εποπτείας τις υπολογίζαμε και αυτές, και αυτό διότι η αντιστοίχιση μεταξύ πίεσης και εξαγόμενης τάσης είναι σε αυτά τα όργανα αναλογική οπότε και μέσω της διαίρεσης ο σταθερός πολλαπλασιαστής εξαλειφόταν. Η ολοκλήρωση των συντελεστών δε αυτών για τον υπολογισμό του τελικού συντελεστή άνωσης αλλά και αντίστασης έγινε με την μέθοδο του τραpezίου. Όπως φαίνεται και από τα διαγράμματα των συντελεστών πίεσης επί της αεροτομής παρακάτω, καθώς επίσης και στην καμπύλη της αεροτομής, όπου φαίνεται η διάρθρωση των οπών πίεσης επί της αεροτομής, δεν είχε γίνει σχεδιασμός για εγκατάσταση μετρητικών οπών στο χείλος εκφυγής, πράγμα που σημαίνει ότι σε εκείνο το σημείο δεν είχαμε πειραματική μέτρηση. Αυτό κατά την ολοκλήρωση ισοδυναμούσε σε μειωμένο συντελεστή άνωσης, αλλά κρίθηκε ικανοποιητικός δεδομένου ότι και στις πραγματικές αεροτομές, το χείλος εκφυγής είναι τέτοιο, ώστε να ακολουθεί μικρότερη κινητή αεροτομή (flap).

Με την ίδια λογική, για τους συντελεστές πίεσης στο rake καθώς επίσης και για τους συντελεστές πίεσης στα τρία σημεία που δεν συνδέονταν με τον ανιχνευτή πιέσεων της Furness Control, παρεμβάλαμε γραμμικά το σφάλμα βαθμονόμησης του οργάνου, την ολική πίεση από τον Pitot και την στατική μετρούμενη πίεση από τα δύο ακρότατα σημεία κατά την απόλυτη διαμήκη σάρωση του rake, αφού αφαιρούσαμε από τις μετρούμενες πιέσεις το σφάλμα βαθμονόμησης, έπειτα επιτελούσαμε την ίδια διαδικασία. Την δε στατική πίεση την χρησιμοποιούσαμε για τον υπολογισμό του συντελεστή  $C_{p,w,st}$ . Η διαφορά εδώ, ήταν ότι τον υπολογισμό του συντελεστή αντίστασης σύμφωνα με τον τύπο που περιγράψαμε πιο πάνω, δεν τον υπολογίζαμε σύμφωνα με τους συντελεστές πίεσης βάσει της προαναφερθείσας διαδικασίας και αυτό γιατί λόγω διαφόρων αλλαγών στις συνθήκες, λόγω αλλαγής στην θερμοκρασία, οπότε και την πυκνότητα, λόγω διαταραχής στις γραμμές ροής που δεν έχουν να κάνουν με την αεροτομή, λόγω μη ικανοποιητικής απόστασης του σωλήνα Pitot, λόγω αλληλεπίδρασης των σωληνών του rake, δεν επιτυγχάναμε ικανοποιητική ομαλότητα στις μετρήσεις του συντελεστή πίεσης του ομόρρου, κάτι που είναι απαραίτητο για τον σωστό υπολογισμό του  $C_{D,w}$ . Αυτό το επιτυγχάναμε χρησιμοποιώντας τους διορθωμένους (smooth) συντελεστές πίεσης, είτε δυναμικής είτε στατικής, οι οποίοι υπολογίζονταν ως η αντίστοιχη μέτρηση προς τον μέσο όρο του συνόλου των μετρήσεων των συντελεστών στο rake. Αυτές είναι και οι διορθωμένες μετρήσεις που παρουσιάζονται στα διαγράμματα παρακάτω.

Για την πιστοποίηση του πειράματος κατ' αρχήν πρέπει να ελέγξουμε την ομοιομορφία της ροής. Η δυναμική πίεση  $q_\infty$  της αδιατάρακτης ροής και επομένως η ταχύτητα  $U_\infty$ , επηρεάζεται κυρίως από την μεταβολή της παροχής μάζας του αέρα, την ανάπτυξη του οριακού στρώματος στα τοιχώματα του τμήματος δοκιμών και την επαγόμενη ταχύτητα στην είσοδο της διατομής από την πτέρυγα. Ο πρώτος παράγοντας αφορά, κατά βάση, την σταθερότητα των στροφών του κινητήρα της σήραγγας, η οποία κρίνεται ικανοποιητική. Αφετέρου, η εμφάνιση του οριακού στρώματος έχει ως συνέπεια την αύξηση της δυναμικής πίεσης (λόγω συνέχειας) κατά την διεύθυνση της ροής με την ταυτόχρονη μείωση της στατικής πίεσης (λόγω διατήρησης της ολικής πίεσης εκτός του οριακού στρώματος). Τέλος, η προσδεδεμένη κυκλοφορία γύρω από την πτέρυγα έχει διαπιστωθεί ότι επάγει σε κάθε σημείο του πεδίου ροής, στην περιοχή της εισόδου του τμήματος μετρήσεων, μία ταχύτητα ανάλογη με το μέτρο και το πρόσημο της άνωσης που αναπτύσσεται στην πτέρυγα.

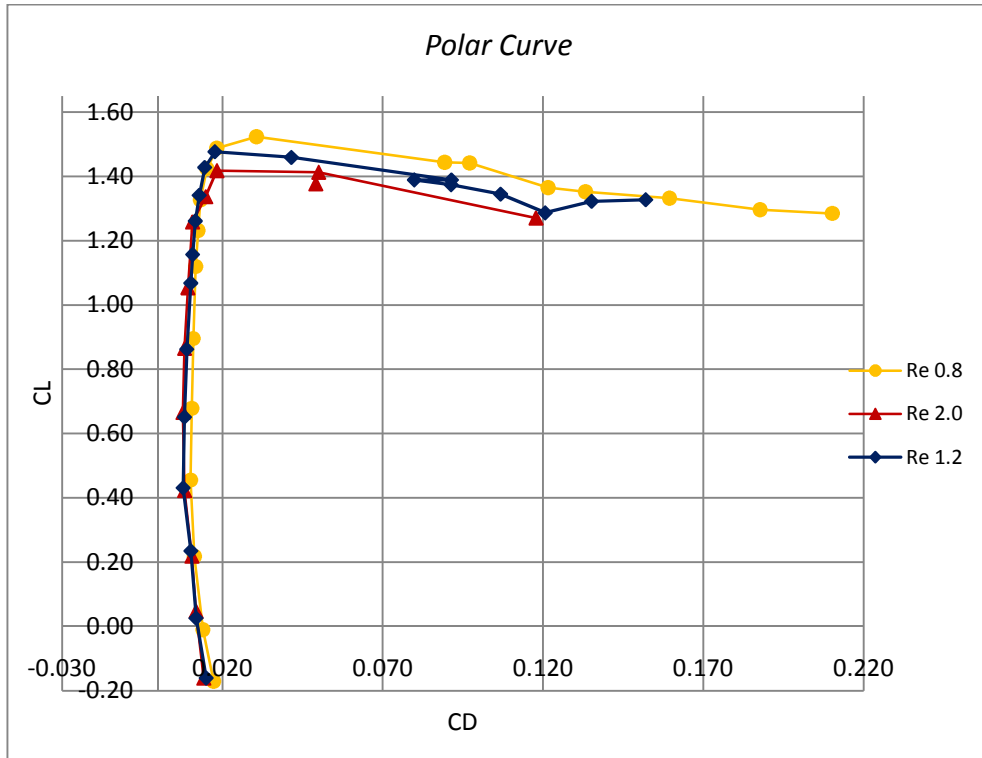


2.3.5.1 Διάγραμμα συντελεστή αντίστασης  $C_D$  προς γωνία πρόσπτωσης  
Curve of drag coefficient  $C_D$  versus angle of attack

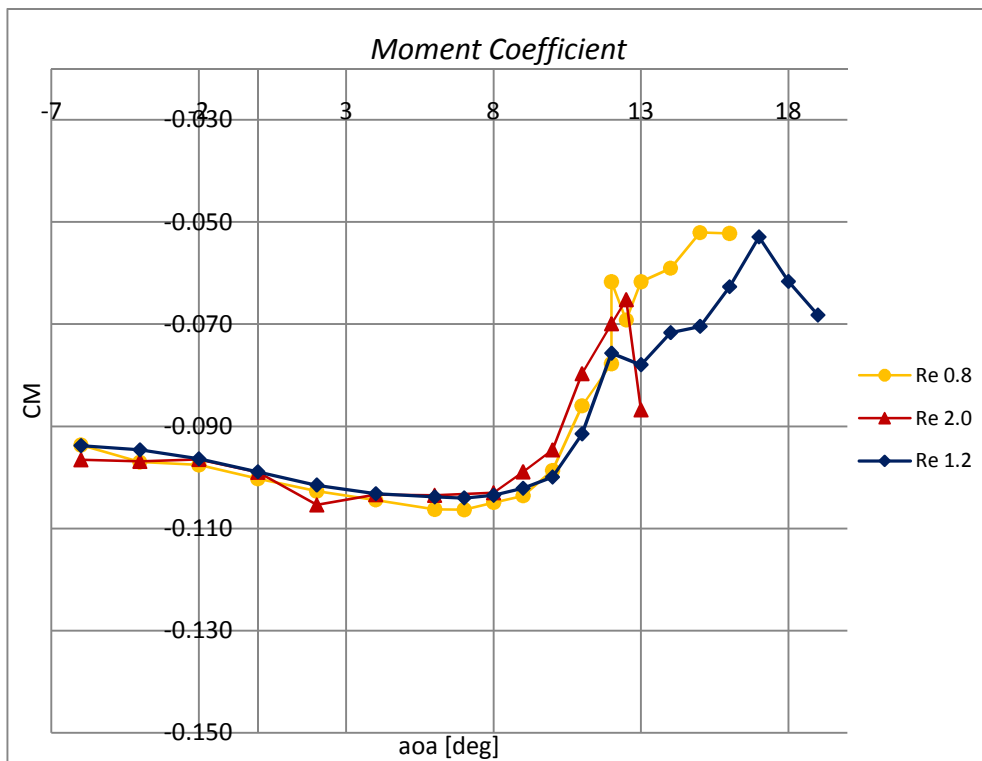


2.3.5.2 Διάγραμμα συντελεστή άνωσης  $C_L$  προς γωνία πρόσπτωσης  
Curve of lift coefficient  $C_L$  versus angle of attack

Για την πιστοποίηση της ομοιομορφίας στην ροή υπήρξαν παλαιότερες μελέτες επί του πεδίου της σήραγγας οι οποίες πιστοποιούσαν την ομοιομορφία της ροής χρήσει σωλήνων Pitot σε διάφορες θέσεις καθ' ύψος και κατά πλάτος μιας διατομής. Θεωρούμε δε ότι ο σωλήνας Pitot που τοποθετούμε και εμείς για την μέτρηση της επ' άπειρον ταχύτητας είναι επαρκώς μακριά του μοντέλου (~1.5 -2 μέτρα), ώστε να μην έχουμε επαγωγή ταχύτητας λόγω της άνωσης που εμφανίζεται στην πτέρυγα. Όσο αφορά δε το επίπεδο της τύρβης, μπορούμε να πούμε ότι ο πραγματικός αριθμός Reynolds, όπου διεξάγονται οι μετρήσεις, είναι ελαφρώς μεγαλύτερος του μετρούμενου. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι ο αριθμός Re που υπολογίζεται με βάση τα στοιχεία της ροής δεν εμπεριέχει έναν συντελεστή τύρβης, τάξης μεγέθους μονάδας, ο οποίος ανάγει τις μετρήσεις σε συνθήκες μηδενικής τύρβης. Έχει διαπιστωθεί ότι η παρουσία τύρβης στην επ' άπειρο ροή επηρεάζει την μετάβαση του στρωτού οριακού στρώματος στην επιφάνεια του πτερυγίου σε τυρβώδες και την συμπεριφορά της αεροτομής κατά την απώλεια στήριξης. Για την μέτρηση του επιπέδου της τύρβης στο εσωτερικό των δοκιμών της αεροσήραγγας έχουν γίνει νύξεις για χρήση οργάνων hotwire, ικανά να μετρήσουν το στρωτό ή τυρβώδες της ροής σε διάφορες θέσεις μετρώντας το διάνυσμα της ταχύτητας του αέρα.



2.3.5.3 Πολική καμπύλη της αεροτομής  
Polar curve of the airfoil



2.3.5.4 Διάγραμμα συντελεστή ροπής  $C_M$  προς γωνία πρόσπτωσης  
Curve of moment coefficient  $C_M$  versus angle of attack

Στην παρούσα εργασία έγιναν μετρήσεις παρόμοιες της παρούσης σε διάφορους αριθμούς  $Re$ , η σύγκριση των οποίων μας δίνει στοιχεία για το επίπεδο της τύρβης στο εσωτερικό. Σύμφωνα με την θεωρία, η αύξηση της επ' άπειρον ταχύτητας, οπότε και του αριθμού Reynolds, επιφέρει ελαφρά αύξηση του μεγίστου συντελεστή άνωσης και μεταφορά σε μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης του φαινομένου απώλειας στήριξης, οπότε και ελαφρά αύξηση της κλίσης της καμπύλης των  $C_L - \alpha_{0a}$ . Αυτό συμβαίνει λόγω μείωσης του πάχους του οριακού στρώματος και επομένως κράτυνση του συντελεστή άνωσης σε μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης. Εμείς μετρήσαμε, όπως είχε κατ' αρχήν προγραμματισθεί, την αεροτομή σε αριθμό Reynolds  $2e6$ , και είχαμε παλαιότερες μετρήσεις επί της αυτής πτέρυγας σε αριθμό Reynolds στο  $0.8e6$ . Οι καμπύλες  $C_L - \alpha_{0a}$ ,  $C_D - \alpha_{0a}$  και  $C_M - \alpha_{0a}$  που φαίνονται από πάνω δείχνουν τα διαγράμματα όπως σχεδιάστηκαν από τις καθαρές μετρήσεις σε αριθμό Reynolds  $2e6$ ,  $1.2e6$  και  $0.8e6$  που είχαν γίνει παλαιότερα. Ένα συμπέρασμα που μπορούμε να εξάγουμε από τα διαγράμματα αυτά είναι ότι η καμπύλη του συντελεστή άνωσης καθώς και η πολική καμπύλη δεν αλλάζουν σημαντικά από την μια μέτρηση στην άλλη, ωστόσο, σε γωνίες πρόσπτωσης  $11^\circ - 13^\circ$ , βλέπουμε μια ασυνήθιστη απώλεια στήριξης στον αριθμό  $Re$   $2e6$ , η οποία εμφανίζεται ως ασυνήθιστο τοπικό μέγιστο στην καμπύλη  $C_D - \alpha_{0a}$  για τις μετρήσεις σε  $Re$   $1.2e6$ . Προφανώς, πριν προτρέξουμε σε πιθανώς εσφαλμένα συμπεράσματα, ας πούμε ότι οι μετρήσεις στον αριθμό Reynolds  $0.8e6$  έγιναν σε τελείως άλλη χρονική στιγμή, οπότε με διαφορετικές συνθήκες περιβάλλοντος (θερμοκρασία, υγρασία) καθώς επίσης και ανάμεσα στις παρούσες δύο μετρήσεις μπορεί να έχουμε λόγω σφάλματος διαφορετική γωνία μηδενικής άνωσης, το οποίο μας διαφοροποιεί όλες τις καμπύλες κυρίως μεταφέροντας τις παράλληλα κατά τον άξονα των γωνιών πρόσπτωσης ( $\alpha_{0a}$ ) αλλά όχι σημαντικά την πολική η οποία είναι χαρακτηριστική για την σύγκριση μετρήσεων. Στην πολική, λοιπόν, μπορούμε να δούμε ότι αυξάνοντας τον αριθμό Reynolds, για τις δύο τελευταίες σειρές μετρήσεων ( $1.2e6$  και  $0.8e6$ ) δεν αυξάνεται όπως αναμενόταν ο μέγιστος συντελεστής άνωσης, αλλά παραμένει χαμηλός, ο δε συντελεστής αντίστασης αυξάνεται τοπικά στις γωνίες από  $11^\circ - 13^\circ$  και μετά έχουμε πτώση και παρόλο που δεν συνεχίστηκαν οι μετρήσεις για τον  $Re$   $2e6$ , εικάζουμε ότι θα είναι χαμηλότερος από τον αντίστοιχο σε  $Re$   $1.2e6$ . Συγκρίνοντας δε με τις παλαιότερες μετρήσεις σε  $Re$   $0.8e6$ , παρατηρούμε ότι ενώ ο συντελεστής άνωσης έχει μεγαλύτερο μέγιστο από τα άλλα δύο διαγράμματα και ως εκ τούτου και μεγαλύτερη γωνία κλίσης στην καμπύλη του συντελεστή άνωσης, δεν κρατύνει το μέγιστο για μεγαλύτερη γωνία πρόσπτωσης πέραν της  $11^\circ$ , κάτι που αναμενόταν λόγω του χαμηλού αριθμού Reynolds, ωστόσο, και πέραν των  $11^\circ$ , όπου έχουμε απώλεια στήριξης, αυτή ενώ δεν είναι απότομη, αλλά κινείται σε ρυθμό αντίστοιχο των άλλων μετρήσεων, ο συντελεστής αντίστασης αυξάνει και μάλιστα πολύ, κάτι που σημαίνει ότι τον αυξημένο ομόρρου, που μπορούμε να δούμε και στα διαγράμματα  $C_{p,w} - \gamma$  (rake), που δεν παρατίθενται εδώ για λόγους σύμπτυξης, δημιουργεί η κακή ποιότητα της ροής που είχαμε εκείνο τον καιρό διότι προηγείται του καθαρισμού που έγινε στην σήραγγα. Όμως, η κακή ποιότητα της ροής θα σήμαινε ότι σε όλο το φάσμα των γωνιών πρόσπτωσης θα είχαμε χαμηλότερο συντελεστή άνωσης/ υψηλότερο συντελεστή αντίστασης στην παλαιά μέτρηση σε σχέση με τις σύγχρονες κάτι που δεν συμβαίνει. Η εξήγηση του σφάλματος αυτού, μια πρόγνωση του οποίου φαίνεται στην παρούσα ανάλυση, γίνεται σε κατώτερο κεφάλαιο, στο τέλος του παρόντος μέρους της διπλωματικής. Συνοπτικά να πούμε ότι τελικά έχουμε σε επιλεκτικές γωνίες πρόσπτωσης σφάλμα λόγω τρισδιάστατων φαινομένων στην ροή επί της πτέρυγας.

Η αποφυγή τρισδιάστατων φαινομένων στην ροή τελικά δεν ήταν επιτυχής, αλλά σε μικρές γωνίες πρόσπτωσης, όπως θα εξηγηθεί, ήταν ικανοποιητική, οπότε και έχουμε σχετικά ορθά αποτελέσματα. Για την διασφάλιση του διδιάστατου της ροής χρησιμοποιήσαμε την τεχνική wall to wall. Η πτέρυγα δηλαδή που χρησιμοποιήσαμε ήταν μία που εφαιπτόταν, όπως φαίνεται και στις φωτογραφίες στα τοιχώματα της αεροσήραγγας. Αργότερα όμως, θέλοντας να διαπιστώσουμε το σφάλμα στα διαγράμματα, χρησιμοποιήσαμε μια μέθοδο οπτικοποίησης της ροής στην οποία αλείφοντας με συγκεκριμένο υλικό την πτέρυγα μπορέσαμε να δούμε τις γραμμές ροής επί της επιφάνειάς της καθώς επίσης και τα σημεία και το σχήμα τους στο τρισδιάστατο επίπεδο όπου επιτελείται η αποκόλληση της ροής (separation point). Το υλικό που χρησιμοποιήσαμε ήταν ένα διάλυμα διοξειδίου του τιτανίου σε λάδι μηχανής. Το διάλυμα δε αυτό έχει τον χαρακτήρα ότι εύκολα παρασύρεται με αποτέλεσμα να αφήνει να σχηματιστούν επί της επιφάνειας του μοντέλου οι γραμμές ροής και τα διάφορα χαρακτηριστικά σημεία μετάβασης της ροής (transition &

separation points). Νύξη περί της μεθόδου καθώς και ανάλυση της διαδικασίας και των αποτελεσμάτων γίνεται σε κατώτερο κεφάλαιο.

## 2.4 ΔΙΑΤΑΞΗ ΜΕΤΡΗΣΗΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΔΡΟΜΕΑ

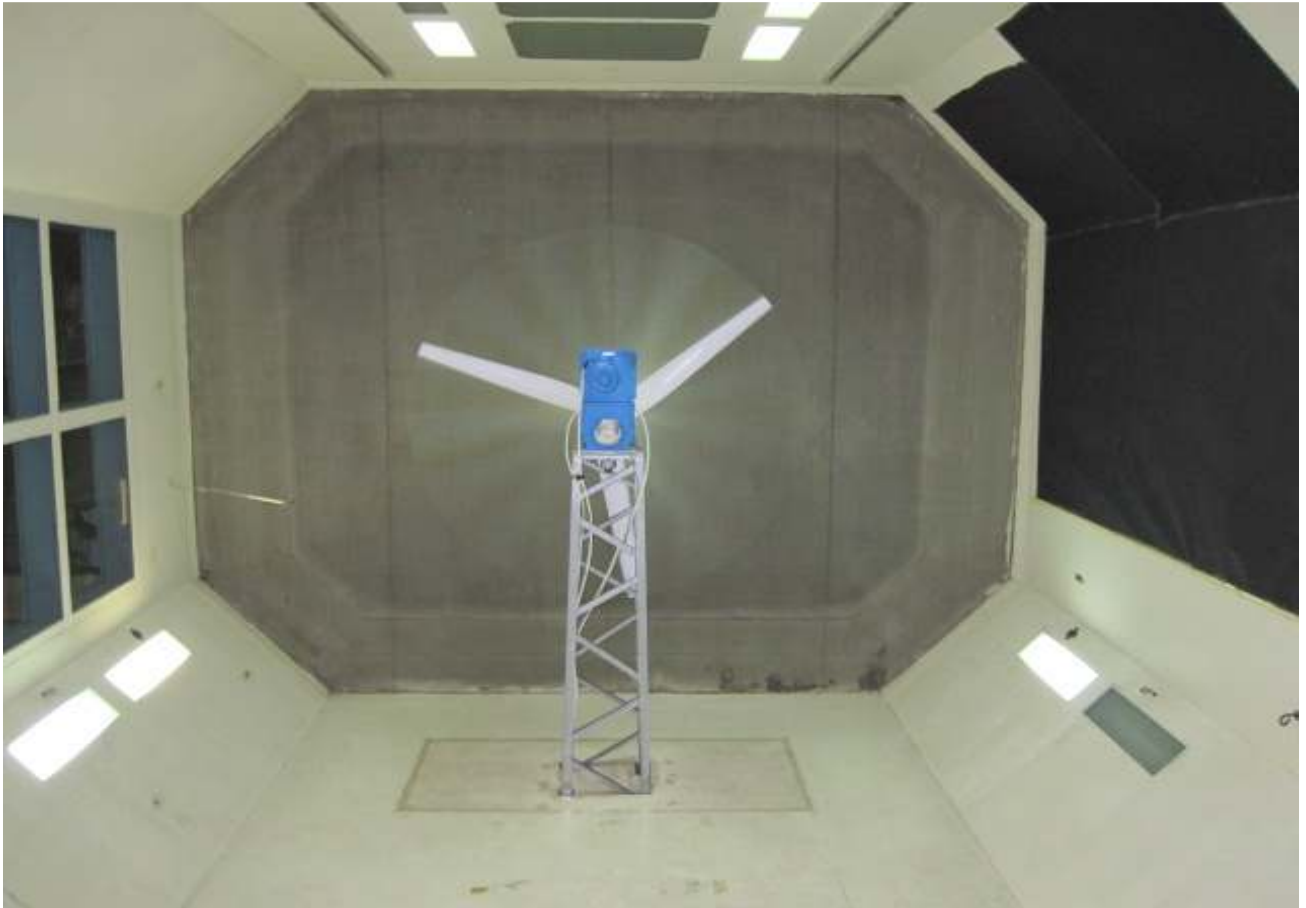
Για την μέτρηση των καμπυλών  $C_p$  και  $C_T$  της Α/Γ έπρεπε να μπορούμε να μετρήσουμε για συγκεκριμένη αδιάστατη ταχύτητα ακροπερυγίου  $\lambda = \frac{\omega \cdot R_{tip}}{U}$ , τους συντελεστές ισχύος  $C_p$  και ώσης  $C_T$ , πράγμα που σημαίνει ότι ουσιαστικά θα έπρεπε να γνωρίζουμε για διάφορες ταχύτητες περιστροφής και ανέμου την αντίστοιχη ισχύ και την αντίστοιχη ώση που θα έβγαζε η Α/Γ. Αυτό το εγχείρημα είχε κατ' αρχήν μία καίρια δυσκολία, την επίτευξη σταθερών στροφών περιστροφής κατά την διάρκεια των μετρήσεων και μάλιστα γνωστών ώστε γνωρίζοντας την ταχύτητα του ανέμου να μπορούμε να υπολογίσουμε τον αριθμό  $\lambda$ . Οι συντελεστές ώσης και ισχύος υπολογίζονται από τους εξής γνωστούς από την αιολική ενέργεια τύπους:

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho U^3 A}$$

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho U^2 A}$$

Το δε θέμα να κρατάς σταθερές τις στροφές για διάφορες ταχύτητες ανέμου που επιτυγχάνονται στην αεροδυναμική σήραγγα του εργαστηρίου και να τις γνωρίζεις ταυτόχρονα επιλύθηκε με την χρήση ενός κινητήρα συνεχούς ρεύματος με PID έλεγχο. Για την μέτρηση της ισχύος χρησιμοποιήσαμε δύο τρόπους. Πρώτον, χρήσει του ηλεκτρικού ρεύματος που παράγεται από την Α/Γ μετρώντας από τον πίνακα του κινητήρα το ρεύμα που χρησιμοποιεί ο κινητήρας και την τάση που δίνουν οι ακροδέκτες του και από την γνωστή σχέση:  $P = VI$ , μπορούμε να γνωρίζουμε την ηλεκτρική ισχύ η οποία βέβαια άμα την διαιρέσεις και με τον βαθμό απόδοσης της Α/Γ μας δίνει την μηχανική και καθαρή ισχύ της Α/Γ την οποία και ζητάμε. Δεύτερον, χρήσει του ζυγού μέτρησης τριών δυνάμεων και τριών ροπών του εργαστηρίου αεροδυναμικής, τον οποίο και τοποθετούμε εκτός της σήραγγας και μάλιστα κάτω του όλου μηχανισμού στήριξης και τον οποίο στερεώνουμε στο άκαμπτο τμήμα της κατασκευής που δένεται στις τσιμεντένιες δοκούς της αεροσήραγγας. Ο ζυγός αυτός μετράει την ροπή που δημιουργεί ο δρομέας αλλά και την ώση. Ξέροντας και τις στροφές που γυρίζει κάθε φορά ο δρομέας, μπορούμε να βρούμε κατ' ευθείαν την ισχύ που προσδίδει η Α/Γ μέσω της γνωστής σχέσης:  $P = M\Omega$ , όπου  $M$  η ροπή και  $\Omega$  οι στροφές. Ακολουθούν φωτογραφίες, καθώς και σκαρίφημα της κατασκευής.

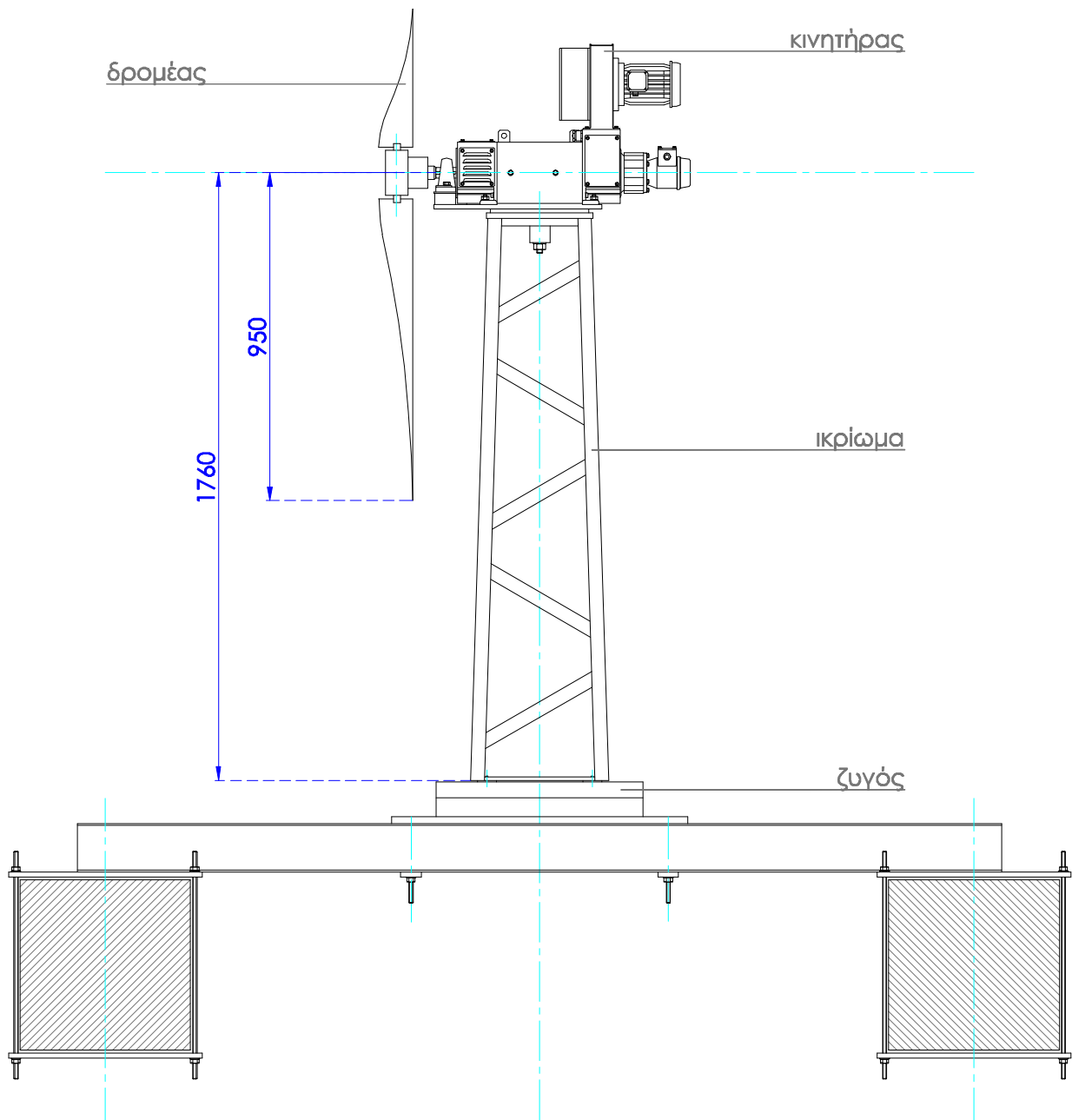




*2.4.1 Οπίσθια φωτογραφία του μοντέλου του δρομέα εν κινήσει  
Back photo of the rotor model in move*



*2.4.2 Πλάγια όψη του κριώματος άνευ πτερυγίων  
Side view of the tower without the blades*



2.4.3 Σκαρίφημα του όλου μοντέλου  
Sketch of the whole model

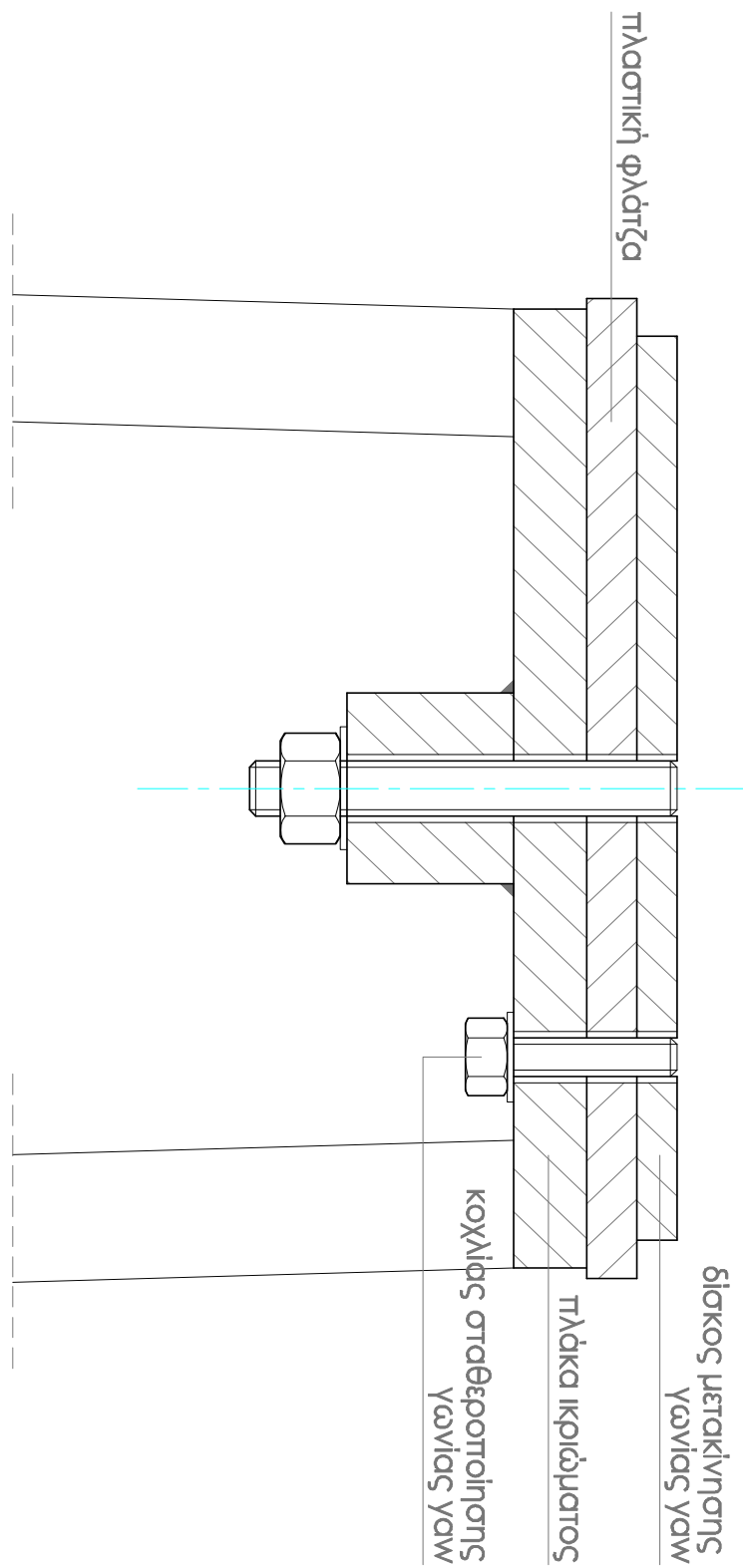
#### 2.4.1 ΣΤΗΡΙΞΗ ΤΟΥ ΔΡΟΜΕΑ: ΙΚΡΙΩΜΑ ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ ΜΕΤΑΚΙΝΗΣΗΣ ΓΩΝΙΑΣ YAW

Το ερώτημα της διεξαγωγής πειραμάτων για την εξαγωγή των χαρακτηριστικών καμπυλών της Α/Γ ενείχε κατ' αρχήν δύο ερωτήσεις. Πρώτον, πως θα την στηρίζαμε αυτήν καθ' αυτήν ώστε το σήμα μας να ήταν όσο το δυνατόν απαλλαγμένο από δονήσεις που δημιουργεί η ίδια η σήραγγα και κατά δεύτερον, πως θα μπορούσαμε να την ζυγοσταθμίσουμε και ως προς την ροή στην σήραγγα αλλά και το κάθε πτερύγιο μεταξύ του σε συγκεκριμένη γωνία βήματος (pitch), ώστε να είναι ζυγοσταθμισμένο και αεροδυναμικά.

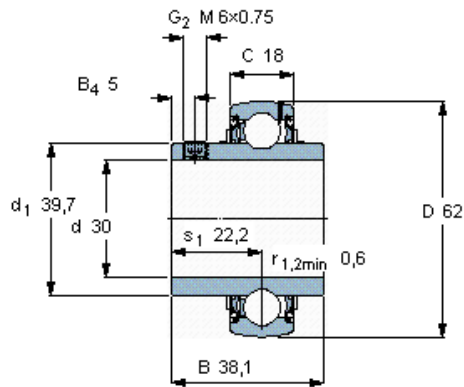
Ως προς το ερώτημα της απαλλαγής από τυχόν δονήσεις αλλά και μηχανικό θόρυβο εν γένει της σήραγγας στο δοκίμιό μας, αποφασίσαμε να στηρίξουμε το όλον κατασκεύασμα εκτός της σήραγγας και

μάλιστα στις δύο τσιμεντένιες δοκούς όπου στηρίζεται και η ίδια η σήραγγα και που πρακτικά έχουν άπειρη δυσκαμψία. Επί των τσιμεντένιων δοκών περνούν επάνω και κάτω μεταλλικές επιφάνειες από σίδηρο που πατούν σε φλάντζες από λάστιχο για να μην φθείρεται η επιφάνειά τους και οι οποίες συσφίγγονται μεταξύ τους με κοχλίες M14. Η δε μία εκ των δύο επιφανειών είναι κολλημένη με την κάθε μία δοκό διατομής I (ιώτα) οι οποίες γεφυρώνουν τις δύο κάθετες στον άξονα της σήραγγας δοκούς και επί αυτών στηρίζεται βάση όπου και δένεται με τέσσερις κοχλίες M12 ο ζυγός. Το δε ελεύθερο τμήμα αυτού το οποίο και παίρνει τις παραμορφώσεις του ικρίωματος δένεται με την βάση του ικρίωματος (πύργου στήριξης) σε τέσσερα σημεία με πλαστικές ροδέλες για να μην φθαρεί η επιφάνεια του ζυγού που είναι από αλουμίνιο ερχόμενη σε επαφή με την σιδηρά κατασκευή του ικρίωματος. Η κατασκευή που εκτείνεται κάτω από το δάπεδο του τμήματος δοκιμών φαίνεται και στην φωτογραφία 2.4.1.5 και την φωτογραφία 2.4.1.6, όπου φαίνεται καθαρότερα και η πλάκα και κατασκευή του ζυγού μετρήσεων τριών δυνάμεων-τριών ροπών (load pad) που χρησιμοποιήσαμε. Το ικρίωμα κατασκευάστηκε ως δικτύωμα ύψους 1760 mm ώστε να στηρίζει τον άξονα του δρομέα κοντά στο κέντρο της αεροσήραγγας όπου και εικάζουμε ότι έχουμε και τις καλύτερες συνθήκες αέρα (μικρότερο ποσοστό τύρβης, πιο ομοιόμορφη ροή) και φέρει ράβδους υπό γωνία 45° οι οποίες συγκολλούνται στα δύο από τα τέσσερα πόδια όπως φαίνεται στο σκαρίφημα και την φωτογραφία. Η διάταξη φαίνεται καλύτερα και στις φωτογραφίες καθώς και στο σκαρίφημα. Έχει τετραγωνική βάση και κορυφή 400x400 mm<sup>2</sup> και 300x300 mm<sup>2</sup> αντιστοίχως και επί της κορυφαίας αυτής πλάκας τοποθετείται πλαστική πλάκα κολλημένη με την κορυφή του ικρίωματος. Η πλαστική αλλά και η σιδερένια πλάκα όπου στηρίζεται φέρουν τοξωτό αυλάκι όπου δένεται μέσω κοχλιών σύσφιξης δίσκος βαθμονομημένος με αμυχές για την τοποθέτηση σε γωνία πλαγιολίσθησης του κινητήρα με τον δρομέα. Το αυτό φαίνεται και στο σχήμα 2.4.1.1. Ο δίσκος είναι κολλημένος σε ορθογώνια πλάκα 420x280 mm<sup>2</sup> που φέρει οπές για τους κοχλίες στήριξης του κινητήρα και του εδράνου. Η κορυφαία πλάκα του ικρίωματος, η πλαστική φλάντζα από πάνω της καθώς και ο κυκλικός δίσκος όπου προσκολλάται η πλάκα στήριξης του κινητήρα και του εδράνου συνδέονται μεταξύ τους στο κέντρο τους με κοχλία M20 ασφαλισμένο με ροδέλα και περικόχλιο στο κάτω μέρος τους. Ο κοχλίας λειτουργεί ως άρθρωση που επιτρέπει την περιστροφή γύρω από τον άξονά του, του δίσκου μαζί με την πλάκα στήριξης σε σχέση με την πλαστική φλάντζα μαζί με την κορυφή του ικρίωματος.

Ο κινητήρας που χρησιμοποιήθηκε δένεται με σφήνα με τον άξονα που δένεται στην φλάντζα της πλήμνης (hub) του δρομέα και σε συγκεκριμένες θέσεις σε ειδική βάση στην κορυφή του ικρίωματος. Ο συγκεκριμένος κινητήρας δεν μπορεί να παραλάβει από τον κατασκευαστή αξονικές φορτίσεις αλλά μπορούσε να παραλάβει καμπτικές έως και της τάξης των 10<sup>4</sup> N λόγω της στήριξής του σε ελεύθερο έδρανο στο εμπρόσθιο μέρος που «βλέπει» τον δρομέα και σε σταθερό στο πίσω. Γι' αυτόν τον λόγο, βάλαμε ένα έδρανο απλό της σειράς βαθείας αυλάκος της SKF και μάλιστα το YAR 206-2F του οποίου σκαρίφημα φαίνεται παρακάτω και το οποίο υπολογίσαμε να λαμβάνει τις φορτίσεις με κατάλληλο συντελεστή ασφαλείας – οι υπολογισμοί φαίνονται στο παράρτημα 2. Ο άξονας έπρεπε να κατασκευαστεί όσο το δυνατόν βραχύτερος ώστε να μην δημιουργεί λόγω των φορτίσεων πρόβλημα λυγισμού γιατί αυτό θα έθετε τον δρομέα σε γωνία tilter με τον αέρα της σήραγγας. Επίσης, καθώς τα πτερύγια στρίβουν σε γωνία pitch υπήρχε ο φόβος να προσκρούουν στην πλάκα όπου στηρίζεται το έδρανο. Τέλος, η πλήμνη του δρομέα (hub) δενόταν εκ κατασκευής από το αιολικό αυτοκίνητο με 6 κοχλίες σε έναν αδρανειακό κύλινδρο ο οποίος και ξανακατασκευάστηκε να ομοιάζει στον πρωταρχικό. Η προέκταση του άξονα και η σύνδεση του καθώς και το έδρανο παραλαβής των αξονικών φορτίσεων φαίνονται και στην φωτογραφία 2.4.1.3. Η πλήμνη του δρομέα με τους 6 περιφερειακούς κοχλίες σύνδεσης και τον κεντρικό κοχλία σύνδεσης με τον υπόλοιπο άξονα καθώς και η στερέωση των πτερύγων με φυτευτούς κοχλίες και ασφάλιση με περικόχλιο απλό και περικόχλιο ασφαλείας φαίνονται στο σχήμα 2.4.1.4. Το ικρίωμα κατασκευάστηκε, παρ' όλο που δεν χρησιμοποιήθηκε τελικά, έχοντας την δυνατότητα να στρέψει την κορυφή και έδρα του κινητήρα και του εδράνου ως προς την βάση του. Με αυτόν τον τρόπο μπορούμε να μελετήσουμε τον δρομέα και σε γωνία πλαγιολίσθησης (yaw) η οποία βέβαια στις αιολικές μηχανές θέλουμε πάντα να είναι μηδενική και εν μέρει με έλεγχο το επιτυγχάνουμε, στο συγκεκριμένο όμως όχημα όπου ανήκει και ο δρομέας είναι αναπόφευκτη. Η μελέτη του δρομέα σε γωνία πλαγιολίσθησης μη μηδενική είναι ασφαλώς περιπλοκότερη από την μελέτη της ροής σε συνθήκες οριζόντιας ροής.



2.4.1.1 Σκαρίφημα της τομής του μηχανισμού περιστροφής σε γωνία yaw  
 Sketch of the cut of the rotation mechanism of yaw angle



**Hexagonal key size [mm]**  
3

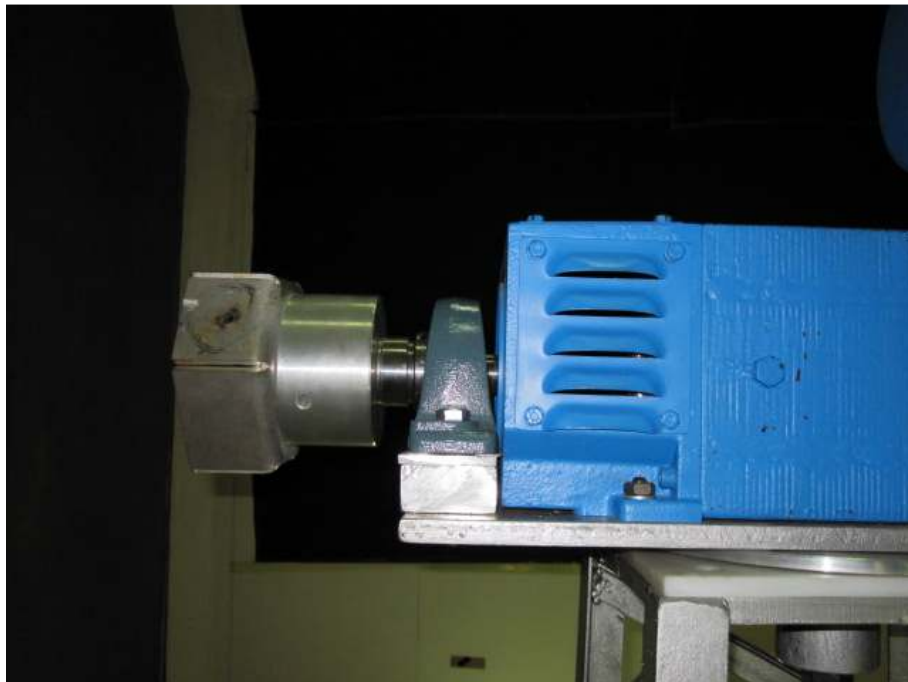
**Rec. tightening torque [Nm]**  
4

**Appropriate rubber seating ring**  
RIS 206 A

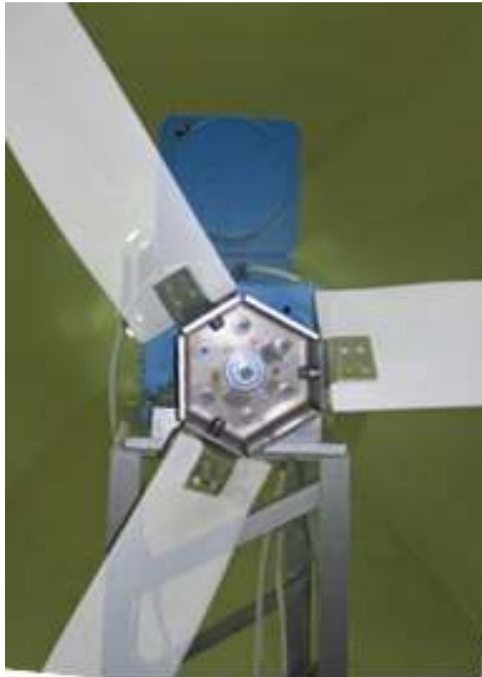
**Calculation factor**  
 $f_0$  14

#### 2.4.1.2 Σκαρίφημα του εδράνου ολίσθησης Sketch of the roller bearing

Οι δυνάμεις που καταπονούν το ικρίωμα αλλά και την στήριξη της πλάκας όπου στηρίζεται ο κινητήρας λόγω του σιβαρού της κατασκευής δεν κρίθηκαν κατάλληλες προς μελέτη εκτός ορισμένων τμημάτων της κατασκευής. Αυτή η πλάκα αφού τεθεί σε γωνία πλαγιολίσθησης στερεώνεται στην υπόλοιπη κατασκευή χρήσει τριών κοχλιών M14 κατά την μελέτη οριζόντιας ροής αέρα και χρήσει δύο κοχλιών σε μελέτη πλαγιολίσθησης. Αυτοί οι κοχλίες συσφίγγονται με ικανή ροπή ώστε να μένει η κατασκευή στην κάθε θέση άκαμπτη. Στο Παράρτημα 3 υπολογίζεται η διάρκεια ζωής του κοχλία σύσφιξης καθώς και η ροπή σύσφιξης του.



#### 2.4.1.3 Φωτογραφία του άξονα, του εδράνου και της πλήμνης του δρομέα Photo of shaft, roller bearing and hub of the rotor



2.4.1.4 Φωτογραφία της πλήμνης του δρομέα εν κινήσει  
Photo of the hub of rotor in rotation



2.4.1.5 Φωτογραφία της κατασκευής όπως εκτείνεται κάτω του πατώματος του τμήματος δοκιμών, όπου φαίνονται οι ράβδοι που στηρίζουν το ικρίωμα στις τσιμεντένιες δοκούς και ο ζυγός  
Photo of the construction under the floor of the test section, we can see the bars supporting the tower upon the beams of cement and the load pad



2.4.1.6 Φωτογραφία όπου φαίνεται ο ζυγός μέτρησης τριών δυνάμεων τριών ροπών του εργαστηρίου αεροδυναμικής  
*Photo where we can see the multi-component force plate*

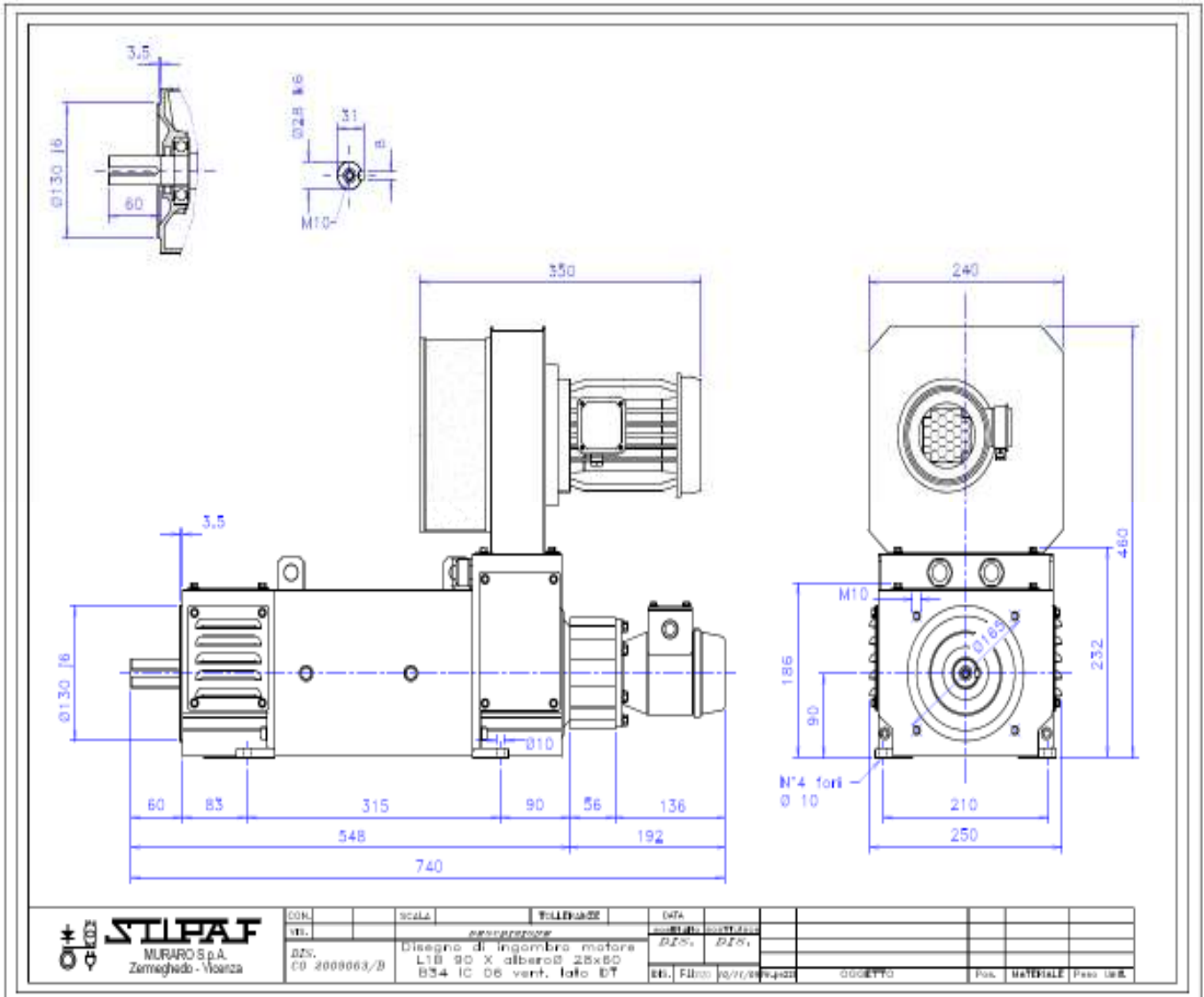


2.4.1.7 Φωτογραφία όπου φαίνεται ο δίσκος περιστροφής και βαθμονόμησης της γωνίας yaw, καθώς και οι κοχλίες σταθεροποίησης της θέσης γωνίας yaw  
*Photo where we can see the rotation and calibration disc of the yaw angle, and the screws that stabilise the position of yaw angle*



### 2.4.2 ΠΕΔΗΣΗ ΔΡΟΜΕΑ: ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ Σ.Ρ.: ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΚΑΙ ΕΛΕΓΧΟΣ ΣΤΑΘΕΡΩΝ ΣΤΡΟΦΩΝ

Ο κινητήρας που χρησιμοποιήσαμε ήταν της εταιρίας STIPAF και τύπου L1B 90 X με προσαρμοσμένες διαστάσεις άξονα 28 X 60 και ψύξη με αέρα τύπου B34 IC 06 της ίδιας εταιρίας. Το σχέδιο του κινητήρα ακολουθεί παρακάτω υπό κλίμακα.



2.4.2.1 Σχέδιο του κινητήρα  
Design of the motor

Ο L1B 90 X είναι διπολικός κινητήρας συνεχούς ρεύματος ξένης διέγερσης με μήκος άξονα 90 mm ο οποίος για τις ανάγκες μας κατατμήθηκε σε μήκος 60 mm. Έχει ονομαστικά χαρακτηριστικά τα εξής:

- Τάση 330/220 Volts με ρεύμα 4.4/1.51 Amps
- Στροφές 400 RPM
- Ισχύς 0.97 kW
- Με ροπή στα 23 Nm

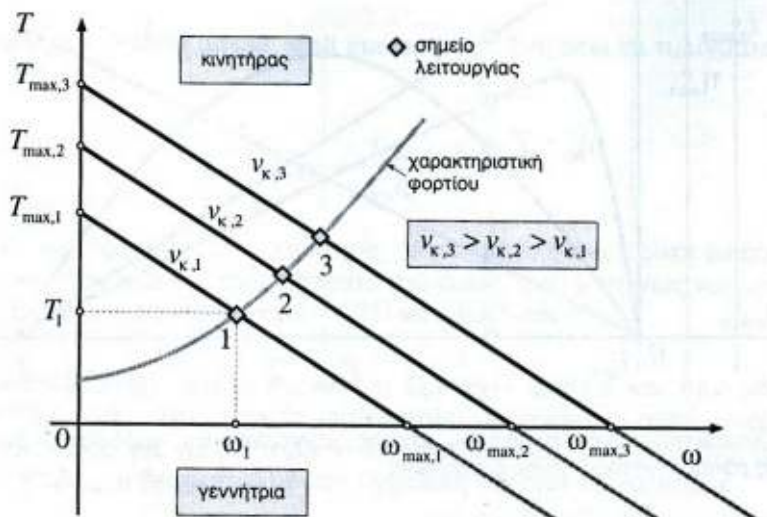
Ο κινητήρας πάνω από τον κυρίως κινητήρα που φαίνεται στο σχέδιο ανήκει στο σύστημα ψύξης του, το οποίο είναι υποχρεωτικό σε περίπτωση κινητήρα ΣΡ που δουλεύει σε χαμηλές στροφές, όπως ο συγκεκριμένος. Προφανώς, από αεροδυναμικής άποψης ο ανεμιστήρας καταστρέφει την ανάπτυξη του

ομόρρου στο οπίσθιο μέρος της Α/Γ. Ήταν, όμως, αναγκαίο κακό να τον έχουμε επειδή οι κινητήρες που λειτουργούν σε χαμηλές στροφές με έλεγχο thyristor control ανεβάζουν μεγάλη θερμοκρασία στα τυλίγματα αλλά και χωρίς να λειτουργεί ένας κινητήρας ξένης διέγερσης ανεβάζει θερμοκρασία στα τυλίγματα της διέγερσης. Η ιδέα να χρησιμοποιήσουμε κινητήρα που κινείται σε μεγαλύτερες στροφές και να παρεμβάλλουμε μειωτήρα ασφαλώς κρίνεται κατά πολύ πιο ασύμφορη οικονομικά της υπάρχουσας, η οποία τελικά φάνηκε ικανοποιητική για τον συγκεκριμένο μικρού μεγέθους δρομέα που μετρήσαμε. Η κατασκευή από την εταιρία είναι να τοποθετείται ο κινητήρας που στρέφει τον ανεμιστήρα (το κουβούκλιο εμπρός του κινητήρα στο σχέδιο) προσανατολισμένος προς τον ελεύθερο άξονα κάτι που σε εμάς ήτανε μη ανεκτό, διότι θα επηρέαζε τον ομόρρου του δρομέα και οπότε θα χαλούσε τα αεροδυναμικά του χαρακτηριστικά. Η ψύξη γίνεται με έναν τριφασικό κινητήρα 230/400 V, 50 Hz, 2800 rpm, τύπου EFF2 (MEC) ο οποίος κινεί έναν φυγόκεντρο ανεμιστήρα που διοχετεύει το ρεύμα αέρα ψύξης προς τον πυρήνα του κινητήρα και βγαίνει από τα πλαϊνά παράθυρα στο εμπρόσθιο μέρος όπως φαίνεται και στο σχέδιο.

Η όλη ιδέα της χρήσης του ηλεκτροκινητήρα ήταν η εξής. Στην αρχή όπου δεν λειτουργούμε την αεροσήραγγα η ηλεκτρική μηχανή θα μπορούσε να λειτουργήσει στο πρώτο τεταρτημόριο ως κινητήρας και καθώς αυξάνουμε την ταχύτητα του ανέμου (αέρα) αυτό θα αλλάζει μέχρι να δημιουργεί ο αέρας στον δρομέα ροπή που θα τείνει να αυξήσει την γωνιακή ταχύτητά του, οπότε και τις στροφές. Σε αυτήν την περίπτωση ο κινητήρας θα έπρεπε να έχει σύστημα ελέγχου των στροφών και μάλιστα ακριβές και οπότε θα λειτουργεί στο τέταρτο τεταρτημόριο ως πέδη. Για την ακρίβεια και την επίτευξη του ελέγχου χρησιμοποιήσαμε κινητήρα σταθερού ρεύματος. Ο έλεγχος των στροφών σε έναν κινητήρα συνεχούς ρεύματος μπορεί να γίνει με τρεις τρόπους

1. Με ρύθμιση της τάσης των ακροδεκτών του κινητήρα  $v_k$
2. Με ρύθμιση του ρεύματος διέγερσης  $i_f$  ( $R_f$ ) και
3. Με ρύθμιση της αντίστασης τυλιγμάτων δρομέα (τυμπάνου)  $R_a$  ( $R_{a,e}$ ).

Στην δική μας περίπτωση η ρύθμιση έγινε με ρύθμιση της τάσης του κινητήρα. Ένα από τα πλέον βασικά χαρακτηριστικά του κινητήρα Σ.Ρ. είναι η μαγνητική αποσύζευξη των πεδίων διέγερσης και τυμπάνου. Δηλαδή, λόγω κατασκευής οι μαγνητικές ροές των δύο προαναφερθέντων τυλιγμάτων δεν εμπλέκονται μεταξύ τους. Έτσι στην περίπτωση λειτουργίας με σταθερή ροή, η παραγόμενη ροπή είναι απευθείας ανάλογη του ρεύματος τυμπάνου. Λόγω δε της μικρής σταθεράς χρόνου του τυλιγματος τυμπάνου (σε σχέση με την αντίστοιχη της διέγερσης), η δυναμική απόκριση είναι αρκετά υψηλή, με αποτέλεσμα την ταχεία προσαρμογή του κινητήρα στις απαιτήσεις του φορτίου. Το σχήμα 2.4.2.2 απεικονίζει μία οικογένεια χαρακτηριστικών κινητήρα ροπής – στροφών για διάφορες τάσεις λειτουργίας. Το εκάστοτε σημείο λειτουργίας ορίζεται από την τομή μιας χαρακτηριστικής του κινητήρα (για κάποια τάση) με αυτήν του φορτίου. Αύξηση της τάσης  $v_k$  οδηγεί σε αύξηση των στροφών λειτουργίας και φυσικά και της αποδιδόμενης ροπής.



2.4.2.2 Χαρακτηριστικές ροπής – στροφών και φορτίου με έλεγχο σταθερής τάσης  
*Characteristic curves of torque – rotations and load with steady voltage control*

Γενικά η ρύθμιση στροφών μέσω μεταβολής της τάσης επιτρέπει μία ομαλή μεταβολή στροφών από μηδέν έως τις ονομαστικές στροφές και όχι πέραν από αυτές. Οι ονομαστικές στροφές είναι αυτές που επιτυγχάνονται με την ονομαστική τάση λειτουργίας του κινητήρα.

Η ρύθμιση της τάσης επιτυγχάνεται με τους εξής τρόπους

1. Με συσσωρευτή ή σταθεροποιημένο τροφοδοτικό (regulated power supply) και ροοστάτη. Το τροφοδοτικό μετατρέπει την εναλλασσόμενη τάση του δικτύου σε συνεχή και σταθερή τάση.
2. Με καταμητές (ψαλιδιστές, choppers) ή ηλεκτρικές διατάξεις SCR (Silicon Controlled Rectifiers). Στους καταμητές, τους οποίους και χρησιμοποιήσαμε στην παρούσα εργασία, η παραγόμενη τάση είναι μια σειρά ορθογωνικών παλμών, των οποίων το πλάτος είναι μεταβαλλόμενο και καθορίζει την μέση τάση που τροφοδοτεί τον κινητήρα. Οι ορθογωνικοί παλμοί της τάσης ήταν και το σημαντικότερο πρόβλημά μας στην μέτρηση της τάσης αλλά και του ρεύματος, το οποίο είναι και αυτό σχεδόν ανάλογο της τάσης, οπότε και αυτό σήματος ορθογωνικών παλμών. Οι ορθογωνικοί παλμοί είναι μεγάλου πλάτους και για αυτόν τον λόγο δύσκολο να μετρηθούν με κοινή αναλογοψηφιακή κάρτα όπως αυτή που χρησιμοποιήσαμε στην πρώτη σειρά μετρήσεων της αεροτομής. Περισσότερες πληροφορίες παρέχονται στο κεφάλαιο 4.
3. Με την διάταξη Ward – Leonard. Αυτή είναι μία παλαιότερη μέθοδος, όπου ένας τριφασικός επαγωγικός κινητήρας οδηγεί μία γεννήτρια συνεχούς ρεύματος με ξένη διέγερση που με την σειρά της τροφοδοτεί τον κινητήρα. Μεταβάλλοντας το πεδίο της γεννήτριας, μεταβάλλεται ομαλά η τάση της και οι στροφές του κινητήρα ΣΡ.

Εμείς όπως αναφέραμε χρησιμοποιήσαμε για τον έλεγχο των στροφών καταμητή (chopper). Οι διατάξεις αυτές τροφοδοτούνται από συνεχή τάση μεταβλητού μέτρου από συσσωρευτές ή ανορθωτές σταθερής τάσης όπως και αυτός που χρησιμοποιήσαμε. Υπάρχουν διάφορων κατηγοριών ανορθωτές. Για την δική μας χρήση κατάλληλος ήταν ανορθωτής κατηγορίας E, ο οποίος λειτουργεί σε όλα τα τεταρτημόρια.

Ένα σημαντικό πλεονέκτημα των καταμητών είναι ότι η απώλεια ισχύος του είναι μικρή σε σχέση με την απώλεια ισχύος σε έναν ροοστάτη. Επίσης, οι απώλειες είναι μικρότερες από αυτές των γραμμικών ενισχυτών και είναι σημαντικά φθηνότεροι. Τα κυριότερα μειονεκτήματά τους είναι η παραγωγή ηλεκτρικού θορύβου και η ελαφρά μειωμένη απόδοση των κινητήρων λόγω των παλμικών τάσεων.

Ο PID έλεγχος που χρησιμοποιήσαμε είναι έλεγχος κλειστού βρόχου ο οποίος χρησιμοποιεί αισθητήρα ταχύτητας περιστροφής μία ταχογεννήτρια της ίδιας εταιρίας (ROTEX ELECTROMECCANICA) τύπου FDB 60 με τάση ανά στροφές 0.06 RPM, μέγιστες μετρούμενες στροφές 5000RPM και μέγιστο ρεύμα 0.070 Amp. Ο

έλεγχος αυτός κρατάει σταθερή την τάση του κινητήρα, όπως προαναφέρθηκε, και αλλάζει το ρεύμα ανάλογα με την στρεπτική ροπή που δέχεται από τον αέρα. Έχει δε ανώτατο όριο στροφών και ροπής που μπορεί να παραλάβει τις ονομαστικές. Εμείς επειδή θέλαμε να τρέξουμε τον κινητήρα και σε μεγαλύτερες των ονομαστικών στροφές, αλλάξαμε στον ελεγκτή το κατώφλι της ονομαστικής ροπής που θα λάμβανε και το μειώσαμε αμυδρά τόσο ώστε να καταφέρουμε να εξασφαλίσουμε να στρέφεται έως και με 600 RPM. Αυτό με την ασφάλεια ότι μένει σταθερό το ανώτατο όριο ισχύος στην οποία μπορεί να λειτουργεί ο κινητήρας, το ονομαστικό (0.97 kW). Ούτως ή άλλως είχαμε υπολογίσει στον δρομέα με θεωρητικούς υπολογισμούς ότι στην ταχύτητα ανέμου που μπορούσαμε να τον ελέγξουμε στην αεροσήραγγα του ΕΜΠ η ανώτερη στρεπτική ροπή που δέχεται ο δρομέας εμφανιζόταν στα 400 RPM όπου λειτουργούμε τον κινητήρα στα ονομαστικά του χαρακτηριστικά και είναι της τάξης των 17 Nm. Ο πίνακας ελέγχου έγινε από την εταιρία TDE MACNO με κατατμητή μετατροπέα θυρίστορ (thyristor converter) της σειράς CTRD και τύπου CS6621.

#### 2.4.3 ΟΡΓΑΝΑ ΤΩΝ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ ΚΑΙ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ

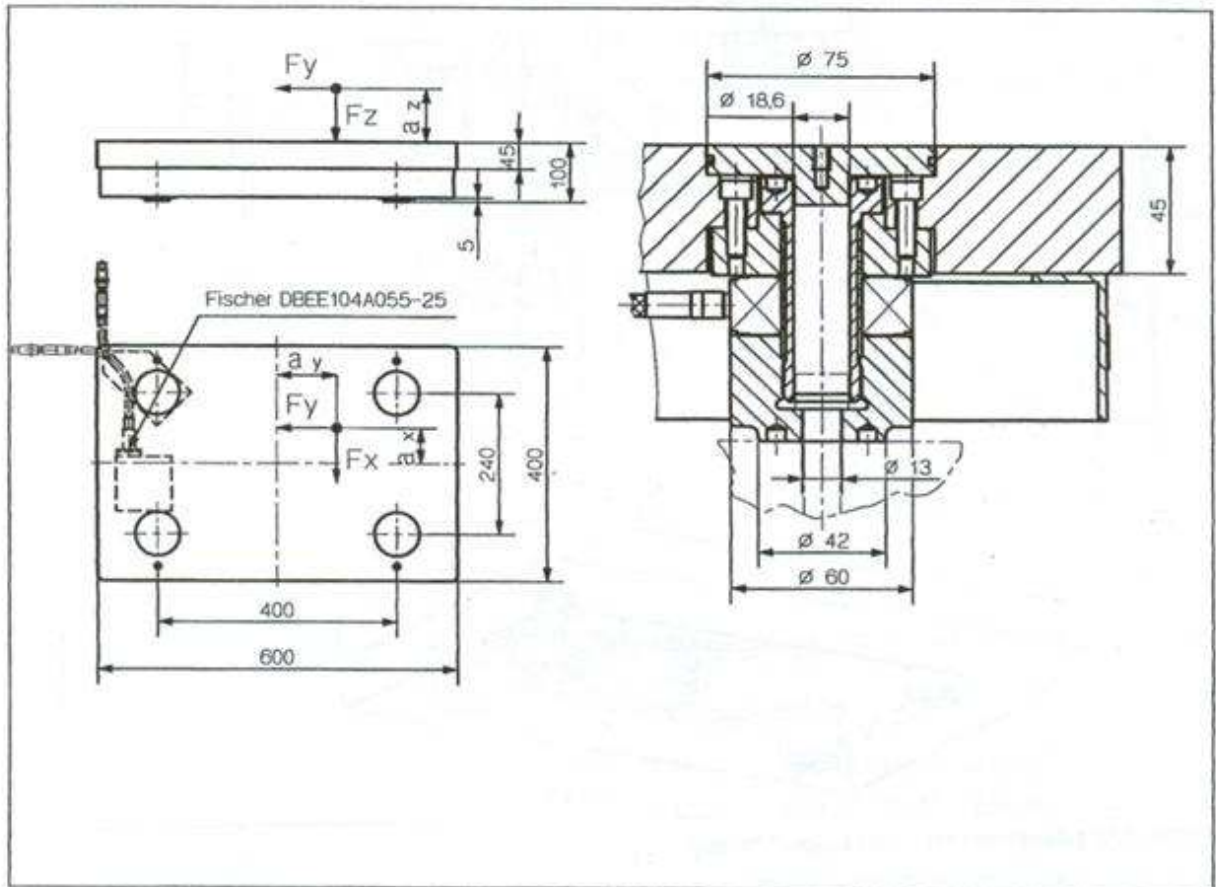
Για την μέτρηση του δρομέα χρησιμοποιήσαμε όπως προαναφέραμε για την καταγραφή της ώσης ένα ζυγό μέτρησης τριών δυνάμεων τριών ροπών (Multicomponent Force Plate) της εταιρίας Kistler τύπου 9253B12 ο οποίος συνδέεται με έναν ενισχυτή (Multi-channel Charge Amplifier for the Multicomponent Force Plate) της ίδιας εταιρίας τύπου 5070A και συνοδεύεται με το αντίστοιχο λογισμικό λήψης των μετρήσεων (Dyknoware) τύπου 2825A.

Ο ζυγός έχει τέσσερις αισθητήρες παραμόρφωσης (strain gauges) στις θέσεις που φαίνονται και στο σχέδιο 2.4.3.1. Το σχέδιο περιέχει και το σκαρίφημα του ζυγού τύπου 9253B11 που είναι σε όλες τις διαστάσεις, εκτός από το εσωτερικό σπείρωμα μετακίνησης της φλάντζας που σκεπάζει την οπή στήριξης του ζυγού από το κάτω μέρος, ίδιο. Επίσης στο σχέδιο φαίνονται και οι θέσεις των οπών που μπορεί να βιδωθεί η επάνω πλάκα του ζυγού. Στο ίδιο σχέδιο, όπου φαίνεται ο ζυγός τύπου 9253B11, φαίνεται και το σκαρίφημα στήριξης της κάτω πλάκας του ζυγού η οποία πρέπει να μένει αμετακίνητη για να λαμβάνουμε σωστές μετρήσεις. Στην περίπτωση μας οι δοκοί που στηρίζονταν στις τιμμεντένιες δοκούς της σήραγγας που είχαν διατομή I (ιώτα) ήταν ανεπαρκείς στην εγκάρσια κατεύθυνση (άξονας x του ζυγού, κάθετος κατά μήκος άξονας στην ροή του αέρα) ως προς την δυσκαμψία και είχαν ελαστικότητα η οποία μας επηρέαζε την μέτρηση και μάλιστα στον αυτό άξονα. Συνέπεια ότι δεν μπορούσαμε να μετρήσουμε ασφαλώς την στρεπτική τάση του δρομέα που θα μας έδινε την καθαρή ισχύ (απαλλαγμένη από τους μηχανικούς και ηλεκτρικούς βαθμούς απόδοσης). Στο μέλλον οι συγκεκριμένες δοκοί θα μπορούσαν να αντικατασταθούν ώστε να μπορούμε να μετρήσουμε την ροπή με κοιλοδοκούς. Ο ζυγός έχει εύρος μέτρησης των φορτίων στην κατεύθυνση x και y -10 : 10 kN και στην κατεύθυνση z -20 : 20 kN. Η ώση που είχαμε υπολογίσει ότι θα μπορούσαμε να μετρήσουμε στον δρομέα ήταν μέχρι της τάξεως των 200 N στην συγκεκριμένη εφαρμογή. Σε μετέπειτα στάδιο, όπου θα μπορούσαμε να βάλλουμε τον δρομέα στο κάτω τμήμα η ώση που θα παίρναμε υπολογίζεται μέχρι και 300 N. Οπότε το συγκεκριμένο εύρος του ζυγού μας καλύπτει. Εξάλλου και ως προς τον κατακόρυφο (άξονας του βάρους) άξονα τα φορτία που στηρίζονται επί του ζυγού δεν ξεπερνούν το εύρος αντοχής των αισθητήρων. Η δε υπερφόρτωση των αισθητήρων του ζυγού λαμβάνει χώρα μετά τα 15 kN, όριο που δεν ξεπερνάμε στο παρόν πείραμα.

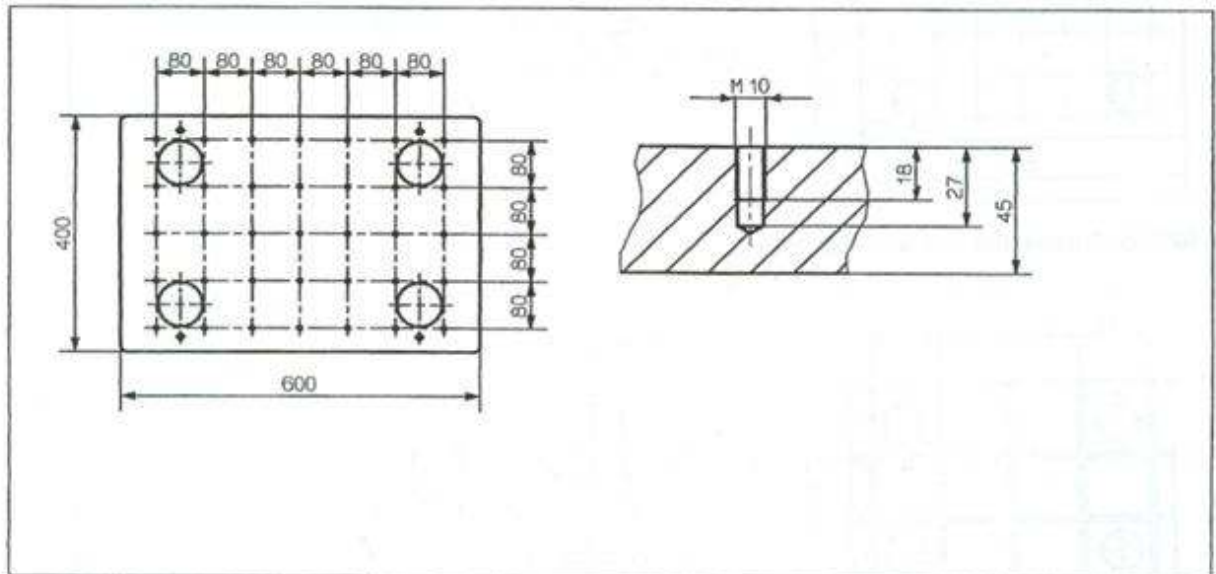
Ο ενισχυτής έρχεται μαζί με τον ζυγό και ενισχύει το σήμα του καθώς και λειτουργεί και ως αναλογοψηφιακή κάρτα καθώς το μετατρέπει και σε ψηφιακό. Έχει 8 κανάλια αναλογοψηφιακής μετατροπής που αντιστοιχούν στα 8 μετρούμενα μεγέθη όπως φαίνονται και στο σχήμα 2.4.3.2. Τα υπόλοιπα μεγέθη υπολογίζονται από το λογισμικό Dyknoware που συνοδεύει τον ενισχυτή βάσει των τιμών των αποστάσεων a και b, όπως φαίνονται στο σχήμα τα οποία μεγέθη και μένουν σταθερά, έχουν δε σχέση με τον ζυγό που χρησιμοποιεί ο χρήστης. Άλλα χαρακτηριστικά του ενισχυτή είναι το εύρος μέτρησης σήματος του  $\pm 600\ 000$  pC και το συστηματικό σφάλμα (drift) που είναι μικρότερο των 0.05 pC/s. Φέρει οθόνη αλλά συνδέεται και με τον υπολογιστή από όπου και ρυθμίζονται τα χαρακτηριστικά της μέτρησης που θέλουμε.

### Dimensions

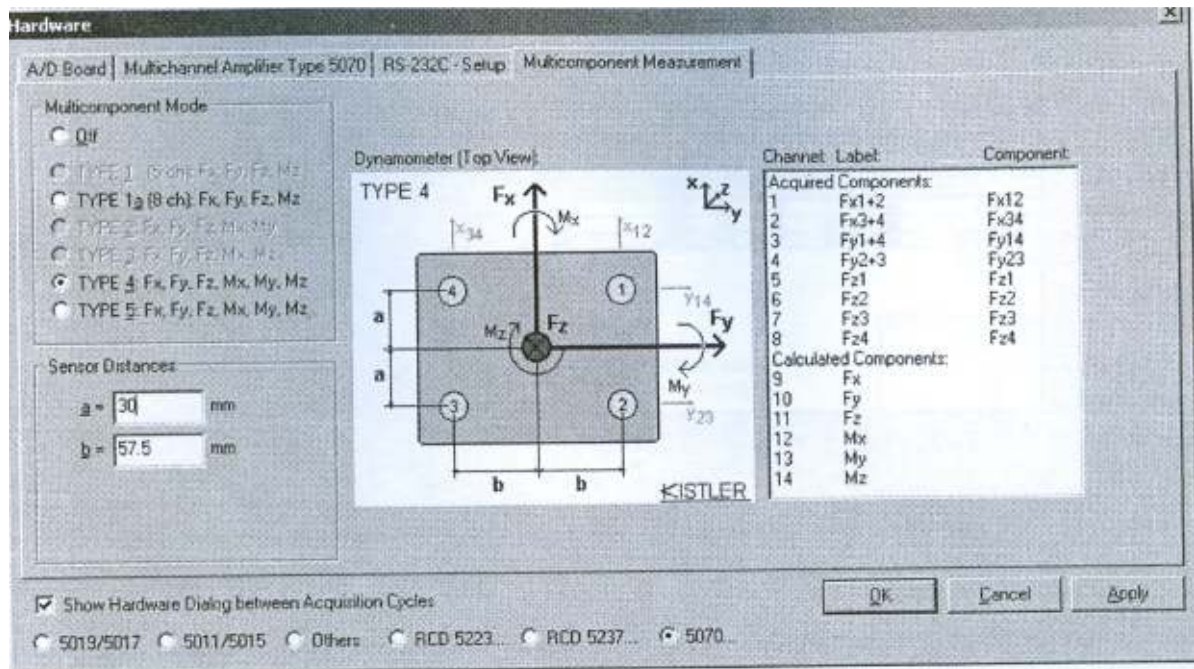
Type 9253B11 (aluminium top plate, smooth)



Type 9253B12 (aluminium top plate with tapped holes)



2.4.3.1 Σκαρίφημα ζυγού  
Load pad Sketch



2.4.3.2 Λογισμικό Dynoware όπου φαίνονται και οι αισθητήρες του ζυγού  
*Dynoware software where we can see the sensors of load pad*

Το λογισμικό (Dynoware) φέρει την δυνατότητα καταγραφής του σήματος κάθε ενός των 8 καναλιών του ενισχυτή, οπότε και της καταγραφής του καθαρού σήματος που λαμβάνουμε από τους αισθητήρες του ζυγού. Επίσης έχει και την δυνατότητα παρουσίασης και των 6 δυνάμεων και ροπών που ενδιαφέρεται να μετρήσει ο χρήστης. Εμείς χρησιμοποιήσαμε την δεύτερη επιλογή ως πιο εύχρηστη εφόσον μας κάλυπτε στις μετρήσεις μας.

Επίσης για την μέτρηση του ρεύματος και της τάσης της μηχανής χρησιμοποιήσαμε ένα πίνακα ενίσχυσης του σήματος που μας το προμήθευσε το Κ.Α.Π.Ε. (Κέντρο Ανανεώσιμων Πηγών Ενέργειας). Τον πίνακα χρησιμοποιήσαμε για να είναι το αναλογικό σήμα που παίρνουμε από τις συσκευές εύκολο στην ανάγνωση από υπολογιστή και στην επεξεργασία. Επειδή τα ρεύματα αυτά και οι τάσεις που είχαμε ήταν πολύ μεγάλες για εισαγωγή σε αναλογοψηφιακές κάρτες μετατροπής με λογικό μέγιστο εύρος ανάγνωσης σήματος -10 : 10 Volts, αυτός ο βοηθητικός πίνακας τα μείωνε. Αυτός ο πίνακας έπαιρνε το σήμα κατευθείαν από τις συνδέσεις του κινητήρα, της διέγερσης και της ταχογεννήτριας στον πίνακα ελέγχου του ίδιου του κινητήρα όπως φαίνεται παρακάτω στο σχήμα 2.4.3.3 που ακολουθεί το οποίο δείχνει τον πίνακα ελέγχου του κινητήρα με τις συνδέσεις του των καλωδίων που πηγαίνουν στον κινητήρα, τον ανεμιστήρα, την διέγερση και την ταχογεννήτρια καθώς και τα καλώδια καταγραφής των τάσεων και του ρεύματος που μετρούσαμε.



2.4.3.3 *Ο πίνακας ελέγχου του κινητήρα όπου φαίνονται οι συνδέσεις από όπου παίρναμε το σήμα του ρεύματος και της τάσης του κινητήρα, της τάσης της διέγερσης καθώς και της τάσης της ταχογεννήτριας για την μέτρηση της ταχύτητας περιστροφής του δρομέα*  
*The motor control box whence we were getting the signal of the current and the voltage of the DC motor, the excitation voltage and the voltage of the tachogenerator for the measurement of the rotor rotational speed*

Με την χρήση του πίνακα μετατροπής της τάσης και των ρευμάτων είχαμε τις εξής μετατροπές στο σήμα που παίρναμε από τον πίνακα.

1. Το ρεύμα που πήγαινε στον κινητήρα το λαμβάναμε ως τάση με αναλογία 1 Volt/Amp.
2. Την τάση που «σήκωνε» η ταχογεννήτρια την μετρούσαμε υποδιαιρεμένη με 50 Volt/Volt και οπότε δεδομένου ότι η ταχογεννήτρια έβγαζε 0.06 Volt/RPM ξέραμε ότι η τάση που βλέπαμε έπρεπε να πολλαπλασιαστεί με 0.8333333 RPM/Volt για να έχουμε την ταχύτητα περιστροφής του δρομέα.
3. Την τάση που «σήκωνε» η διέγερση του κινητήρα την μετρούσαμε υποδιαιρεμένη με 80 Volt/Volt. Η τάση της διέγερσης έμενε πάντοτε σταθερή και ανεξάρτητη του ρεύματος και της τάσης του κινητήρα ή της τάσης της ταχογεννήτριας που είχε σχέση με τις στροφές του κινητήρα και άρα και του δρομέα.
4. Την τάση που «σήκωνε» ο κινητήρας υποδιαιρεμένη με 100 Volt/Volt.

Τα σήματα ήταν προσαρμοσμένα για μέτρηση από αναλογοψηφιακή κάρτα A/D εύρους -5 : 5 Volt και συχνότητας λήψης σήματος 1Hz.

Το σήμα της διέγερσης το μετρήσαμε μόνον αρχικά με έναν παλμογράφο που μας παρείχε το Κ.Α.Π.Ε. ενώ την τάση της ταχογεννήτριας την μετρούσαμε με ψηφιακό πολύμετρο του εργαστηρίου τύπου YF-3200 με χαρακτηριστικά 3200 COUNT W/BARGRAPH που φαίνεται και στην φωτογραφία (σχήμα 2.4.3.3). Το

ρεύμα το μετρούσαμε από το καλώδιο του ρεύματος που πήγαινε στον κινητήρα με επαγωγή. Το σήμα δε και του ρεύματος και της τάσης του κινητήρα τα λαμβάναμε στον υπολογιστή μέσω μιας φορητής αναλογοψηφιακής κάρτας 2 καναλιών με θύρα USB για να συνδέεται εξωτερικά με φορητό υπολογιστή που μας παρείχε επίσης το Κ.Α.Π.Ε. για τις μετρήσεις. Η κάρτα αυτή φέρεται με λογισμικό προβολής και επεξεργασίας των σημάτων και λογισμικό καταγραφής τους.

Τέλος, για τον έλεγχο της ροής του αέρα στην αεροσήραγγα χρησιμοποιήσαμε έναν σωλήνα Pitot που ευρίσκετο σε μήκος περίπου μισού πτερυγίου (0.6 m) πέραν του ακροπτερυγίου και εμπρός της πλήμνης του δρομέα και που η οπή μέτρησής του απείχε μισό (500 mm) μέτρο από την σήτα του τμήματος δοκιμών No Β' της αεροσήραγγας. Η στατική και ολική πίεση του σωλήνα Pitot συνδέονταν αντιστοίχως στο μείον (-) και στο συν (+) του μανόμετρου τύπου FC016 digital manometer, της εταιρίας Furness Control Limited με εύρος λήψης  $\pm 200$  Pa. Το μανόμετρο το συνδέαμε σε αναλογοψηφιακή κάρτα του εργαστηρίου της εταιρίας National Instruments και που έχει μέγιστο εύρος βαθμονόμησης τα 1108 dPs, είναι δε το μοντέλο NI USB 6251 M series DAQ device. Η κάρτα αυτή συνοδεύεται από το λογισμικό LABVIEW Signal Express το οποίο και χρησιμοποιούσαμε για την καταγραφή της χρονοσειράς της δυναμικής πίεσης και τον υπολογισμό του μέσου όρου της ώστε να μπορούμε να υπολογίσουμε γνωρίζοντας και την θερμοκρασία κάθε στιγμή στο τμήμα δοκιμών μέσω ενός θερμομέτρου την ταχύτητα του αέρα στο άπειρο (της αδιατάρακτης ροής).

#### 2.4.4 ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑΣ ΚΑΙ ΣΥΛΛΟΓΗΣ ΔΕΔΟΜΕΝΩΝ – ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΕΙΣ

Ο ζυγός μέτρησης τριών δυνάμεων και τριών ροπών δίνει την δυνατότητα στον χρήστη αφού κάνει μηδενισμό στο όργανο στην θέση όπου επιθυμεί (reset) να μετράει προς όλες τις κατευθύνσεις τις δυνάμεις και τις ροπές του δοκιμίου που έχει κανείς στερεώσει. Έχει βέβαια ένα μειονέκτημα και αυτό είναι ότι δεν μπορεί να πάρει ακριβή μέτρηση χωρίς μηδενισμό εξ αρχής στην θέση όπου ο χρήστης επιθυμεί. Δηλαδή, έπρεπε να μηδενίζουμε το όργανο σε κάθε σειρά μετρήσεων, οπότε και να σταματούμε οποιαδήποτε λειτουργία κατά τον μηδενισμό (calibration) του οργάνου, αφού δεν μπορεί να κρατήσει παλαιότερο μηδενισμό εφόσον σταματήσει την λήψη δεδομένων. Η μέτρηση της δύναμης κατά τον άξονα του δρομέα και άξονα παράλληλο στην ροή του αέρα στην σήραγγα μας δίνει την ώση του δρομέα καθώς και την αντίσταση της υπόλοιπης κατασκευής (κινητήρας-ανεμιστήρας, ικρίωμα). Πιστοποιήσαμε την μέτρηση του ζυγού με χρήση διαφόρων βαρών και χρήσει ιδιόχειρων βαρούλκων τα οποία έβαζαν φορτίο και ροπή αντιστοίχως με γνωστά βάρη. Μετρήσαμε την αντίσταση της υπόλοιπης κατασκευής εκτός του δρομέα στις ταχύτητες του αέρα που θα τρέχαμε και τον δρομέα. Επειδή η ταχύτητα του αέρα ήταν το μόνο μέγεθος που επηρέαζε βασικά την εξαγωγή των συντελεστών ώσης και ισχύος διότι είναι υψωμένο στο τετράγωνο και στον κύβο αντιστοίχως για τον κάθε συντελεστή, δεν αφαιρέσαμε την αντίσταση που βρήκαμε αυτή καθαυτή όσον και αν τα μεγέθη της ταχύτητας και της πυκνότητας του αέρα (θερμοκρασίας) προσπαθήσαμε να συμπίπτουν με αυτά της πραγματικής σειράς μετρήσεων, αλλά καθορίσαμε τον συντελεστή αντίστασης του όλου μηχανισμού, ο οποίος έπρεπε να μένει σχετικά σταθερός με την ταχύτητα του αέρα, και από αυτόν με τις συνθήκες της κάθε σειράς πειραμάτων του δρομέα καθορίσαμε και την πραγματική αντίσταση του μηχανισμού την οποία και αφαιρέσαμε από την μετρούμενη ώση. Ο συντελεστής αντίστασης υπολογίζεται έχοντας μετρήσει το φορτίο της αντίστασης κατά τα γνωστά ως

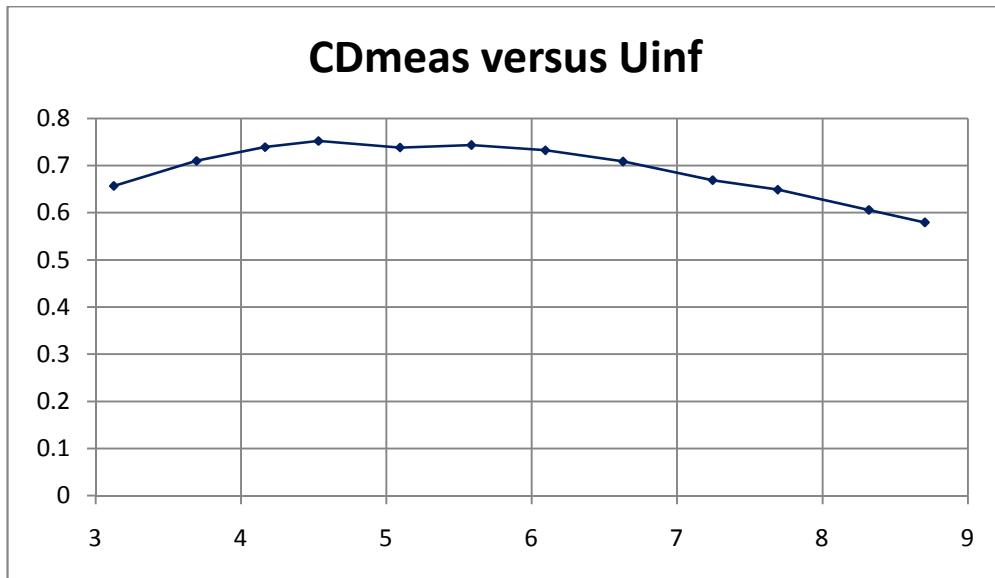
$$C_D \cdot A = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U^2} \text{ με } \rho \text{ την πυκνότητα του αέρα που υπολογίζεται από την θερμοκρασία μέσα στο τμήμα}$$

δοκιμών ως  $\rho = \frac{P_{atm}}{R \cdot (273.15 + \theta)}$ , όπου  $P_{atm} = 101325$  Pa η πίεση του ατμοσφαιρικού αέρα, R η σταθερά

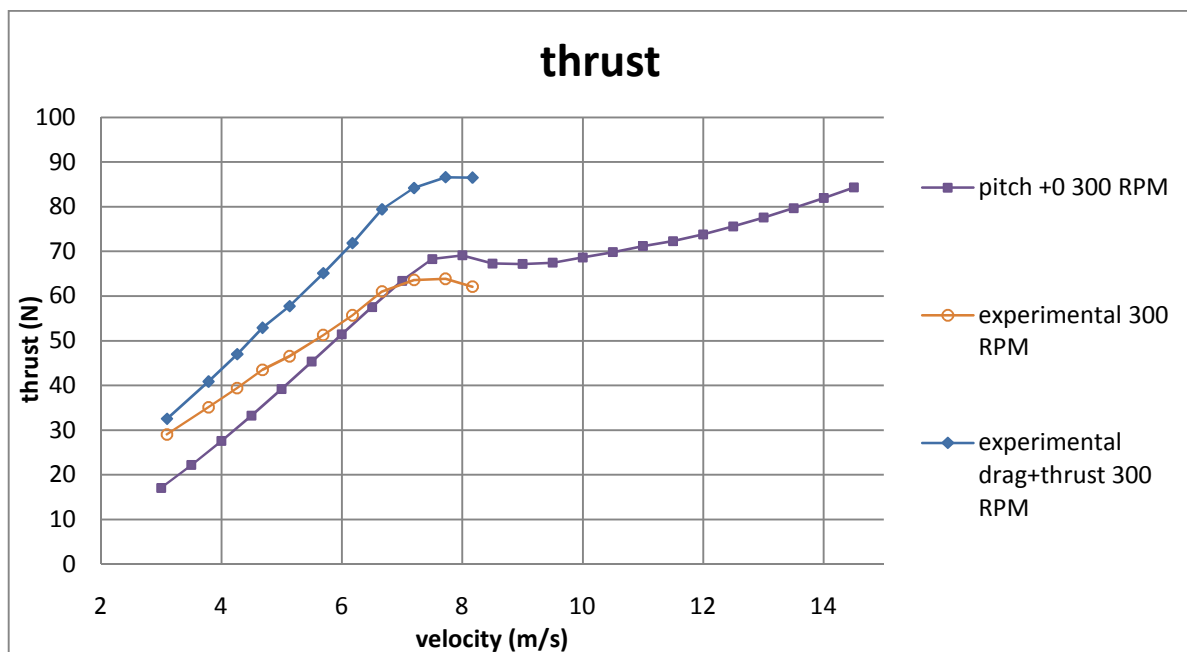
των αερίων ως 287.058 J/kgK για τον ξηρό αέρα και  $\theta$  η θερμοκρασία που μετράμε σε  $^{\circ}\text{C}$ . Ο συντελεστής αντίστασης αυτός είναι πολλαπλασιασμένος επί την επιφάνεια της κατασκευής που έρχεται σε επαφή με τον ρεόμενο αέρα αλλά μένει πάντοτε σταθερή και οπότε την συνυπολογίζουμε στον συντελεστή αντίστασης. Ο συντελεστής αντίστασης που υπολογίσαμε τελικά δεν μένει σταθερός πλήρως αλλά είναι απολύτως λογικός σε σχέση με την θεωρία διότι αλλάζει σε μικρό βαθμό και αυτό στις ακραίες ταχύτητες, παρουσιάζει δε τοπικό μέγιστο για ταχύτητα 4 m/s. Από κάτω παρουσιάζεται το διάγραμμα συντελεστή



αντίστασης προς ταχύτητα του μηχανισμού καθώς και μια καμπύλη ώσης στα 300 RPM όπου φαίνεται η ώση μαζί με την οπισθέλκουσα του μηχανισμού για τα πειραματικά δεδομένα, η ώση έχοντας αφαιρέσει την οπισθέλκουσα που εκτιμούμε του μηχανισμού και η αντίστοιχη καμπύλη που βγαίνει από τα θεωρητικά, υπολογιστικά δεδομένα.



1.4.4.1 Διάγραμμα του συντελεστή αντίστασης επί την επιφάνεια της κατασκευής άνευ των πτερυγίων  
Curve of the drag coefficient multiplied by the surface of the construction without the blades



1.4.4.2 Καμπύλη ώσης ως προς ταχύτητα  
Thrust versus velocity curve

Βέβαια, εν κινήσει λόγω της θεωρίας δίσκου ενέργειας η ταχύτητα που «βλέπει» ο μηχανισμός όπισθεν του δρομέα είναι μικρότερη αυτής που βλέπει εμπρός ο δρομέας καθώς και ο δρομέας λόγω της ώσης «βλέπει» μια ταχύτητα μεγαλύτερη από αυτή που μετράει το μανόμετρο στην επ' άπειρον ροή. Σε μια

πρώτη προσέγγιση όμως όπου θέλαμε ταχύτητα ώστε να εκβάλλουμε συμπεράσματα για το διάγραμμα της ώσης προς την ταχύτητα και του συντελεστή ώσης προς την αδιάστατη ταχύτητα ακροπτερυγίου δεν εμβαθύνουμε περισσότερο στο θέμα αυτό. Όσο δε για την ταχύτητα που βλέπει ο δρομέας λόγος για την διόρθωση της γίνεται στο κεφάλαιο 5.

Η πιστοποίηση της ταχύτητας της επ' άπειρον ροής έγινε με μέτρηση της ταχύτητας στο τμήμα δοκιμών του δρομέα και στο τμήμα δοκιμών της αεροτομής στις ίδιες στροφές λειτουργίας της αεροσήραγγας. Βάσει της εξίσωσης της συνέχειας με ίδιες στροφές λειτουργίας της αεροσήραγγας θα είχαμε σταθερή παροχή αέρα στο εσωτερικό. Η πιστοποίηση έγινε σε διαφορετικά χρονικά διαστήματα όπου δεν είχαμε τοποθετήσει στο τμήμα δοκιμών τον δρομέα που θα μας αλλοίωνε την ομοιομορφία της ροής στο τμήμα δοκιμών της αεροτομής. Γνωρίζοντας τις διαστάσεις της αεροσήραγγας και μετρώντας μέσω της δυναμικής πίεσης (σωλήνας Pitot) την ταχύτητα του αέρα μπορούμε να μετρήσουμε την παροχή του και να διασταυρώσουμε αν είναι η ίδια. Η παροχή υπολογίζεται ως  $\dot{Q} = U \cdot A$ , όπου  $\dot{Q}$  η παροχή,  $U$  η ταχύτητα που μετράμε μέσω της δυναμικής πίεσης που μας δίνει το μανόμετρο  $q = \frac{1}{2} \rho U^2 \Rightarrow U = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}}$  και  $A$  η επιφάνεια του κάθε τμήματος κάθε φορά.

Αφού βγάλαμε τις πρώτες μετρήσεις στις 300 RPM η καμπύλη της ώσης (thrust) ήταν λογική όχι όμως και η καμπύλη της ισχύος. Αυτήν την μετρούσαμε μηχανικά μέσω της στρεπτικής ροπής που υπολόγιζε ο ζυγός στην βάση του και βάσει της γνωστής σχέσεως  $P = M\Omega$ , όπου  $M$  η στρεπτική ροπή και  $\Omega$  η γωνιακή ταχύτητα σε rad/sec. Η σκέψη ήταν ότι η στρεπτική ροπή που δημιουργεί ο αέρας στον δρομέα τείνει να επιταχύνει την περιστροφική κίνηση του δρομέα. Ο κινητήρας αντισταθμίζει αυτήν την ροπή ηλεκτρικά επιστρέφοντας στο δίκτυο ρεύμα ώστε να κρατήσει σταθερές τις στροφές. Αυτό το ρεύμα δημιουργεί μια αντιηλεκτρεγερτική ροπή που τείνει να στρέψει ανάποδα όλον τον μηχανισμό. Αυτή η αντιηλεκτρεγερτική ροπή μετράται από τον ζυγό στην βάση του ικριώματος. Η σκέψη αυτή εξακριβώθηκε και από το εργαστήριο ηλεκτρικών μηχανών του τμήματος Ηλεκτρολόγων Μηχανικών και Μηχανικών Η/Υ του Ε.Μ.Π. στο οποίο μετράται η ροπή αυτή των εδράνων της ηλεκτρικής μηχανής για τον καθορισμό της μηχανικής ισχύος των μηχανών. Η καμπύλη του συντελεστή ισχύος εν παραδείγματι έδειχνε ένα μέγιστο κοντά στο όριο του Betz (~59%) που ισχύει μόνο για βέλτιστο δρομέα σε ιδανικές συνθήκες. Το γεγονός ότι δεν μετρούσαμε σωστά την ροπή και άρα και την ισχύ διαπιστώθηκε και στην σειρά πειραμάτων στις 400 RPM, όπου υπολογίζαμε ακόμη και αρνητική ροπή σε κάποια σημεία και όχι σε χαμηλές ταχύτητες αέρα. Προφανώς, τα διαγράμματα της ώσης βγαίνουν λογικά κάτι που σήμαινε ότι λάθος υπήρχε στην ροπή αφού η ισχύ υπολογίζεται διαφορετικά και από την σχέση  $P = T V_s$ , όπου  $T$  η ώση και  $V_s$  η ταχύτητα του αέρα που περνάει στο εσωτερικό του δρομέα και την οποία δεν μπορούμε να μετρήσουμε επακριβώς. Εξ αρχής δε στην μελέτη σε διάφορα φορτία του ζυγού είχαμε διαπιστώσει ότι η δυσκαμψία των δοκών στην φορά όπου ασκείται η ροπή που μας ενδιαφέρει δεν ήταν πρακτικά άπειρη. Αυτό ήταν και ο λόγος γιατί δεν είχαμε σωστή μέτρηση στην ροπή.

Πριν το στήσιμο και την διεξαγωγή των πειραμάτων υπήρξε ένα άλλο θέμα. Έπρεπε να βρούμε την μηδενική γωνία βήματος (pitch) και επίσης να στερεώσουμε όλα τα πτερύγια στην ίδια γωνία βήματος ώστε να μην έχουμε αεροδυναμικές ταλαντώσεις. Αυτό επιτεύχθηκε χρήσει ενός χωροστάτη λέιζερ ο οποίος τοποθετήθηκε ώστε να στέλνει κάθετη στο δάπεδο του τμήματος δοκιμών γραμμή λέιζερ. Επίσης, κρεμώντας ένα νήμα της στάθμης από την πλήμνη του δρομέα καθορίσαμε ώστε να περνάει το λέιζερ από την γραμμή του νήματος και μετά χαράξαμε στον τοίχο την γραμμή αυτή ώστε όταν θα βάζαμε τα πτερύγια και δεν θα είχαμε το νήμα της στάθμης θα μπορούσαμε μέσω της γραμμής στον τοίχο να ξέραμε την κατακόρυφο με την οποία πρέπει να παραλληλιστεί η χορδή του καθενός ακροπτερυγίου των τριών πτερυγίων του δρομέα. Εκεί είχαμε την μηδενική γωνία βήματος (pitch), για οποιαδήποτε μετατόπιση στην γωνία αρκούσε να γυρνούσαμε τον χωροστάτη σε γωνία ως προς τον άξονα του πτερυγίου αντίστοιχη και να στερεώναμε την πτέρυγα ούτως ώστε η χορδή καθενός ακροπτερυγίου να γίνεται συνευθειακή της γραμμής λέιζερ του χωροστάτη. Το συνευθειακό όλων των χορδών διεπιστώθηκε στα πειράματα και από το πλάτος του σήματος του φορτίου της ώσης το οποίο ήταν λογικό.

Η ζυγοστάθμιση του δρομέα σε σχέση με τις γραμμές ροής του αέρα στο εσωτερικό της αεροσήραγγας έγινε και αυτή χρήση του ίδιου χωροστάτη λέιζερ. Πριν την εγκατάσταση της κατασκευής, είχαμε χαράξει γραμμή στο πάτωμα της σήραγγας ισαπέχουσα εκατέρωθεν των τοίχων της ώστε υπό συνθήκες συνθήκες λειτουργίας να είναι συνευθειακή των γραμμών ροής της σήραγγας και μάλιστα να ανήκει στο μέσο επίπεδο του τμήματος δοκιμών. Στην εγκατάσταση δε της πλάκας που πατούσε επί του ζυγού προσέξαμε ώστε η γραμμή αυτή επί του πατώματος και η μέση γραμμή της πλάκας να είναι συνευθειακές.

Η συχνότητα λήψης των μετρήσεων που χρησιμοποιήσαμε για τις δοκιμές του δρομέα ήταν 60 Hz επειδή η συχνότητα περάσματος πτερυγίου σε ταχύτητα περιστροφής του τριπτέρυγου δρομέα τα 300 RPM είναι 30 Hz και σε ταχύτητα περιστροφής 500 RPM είναι 50 Hz και χρησιμοποιούμε τον εμπειρικό τύπο  $f = 2f_s$ , όπου  $f_s$  η συχνότητα περάσματος πτερυγίων, αλλά και στην περίπτωση όπου τρέχουμε τον δρομέα με ταχύτητα περιστροφής τα 500 RPM, είναι πάντοτε  $f > f_s$ . Τόσο μεγάλη δειγματοληψία δεν χρειαζόταν ουσιαστικά στην περίπτωση μας διότι στις χρονοσειρές μετρούσαμε μόνο τον μέσον όρο και εφόσον το δείγμα μας έχει σημεία πλήθους άνω των 20, θεωρητικά τείνει ικανοποιητικά στην κανονική κατανομή και

οπότε ο μέσος όρος υπολογίζεται από τον γνωστό τύπο  $\bar{x} = \sum \frac{x_i}{N}$ . Την εφαρμόσαμε, ωστόσο, μήπως σε περεταίρω στάδιο θελήσουμε να μελετήσουμε το φάσμα συχνοτήτων του σήματος.

Πιστοποίηση των ηλεκτρικών σημάτων μπορούσαμε να κάνουμε απευθείας από την μέτρηση επί του πίνακα με το πολύμετρο του εργαστηρίου. Ωστόσο, τα παλμικά σήματα στην τάση και το ρεύμα του κινητήρα δημιουργούσαν ηλεκτρικό θόρυβο στην κάρτα που χρησιμοποιούσαμε και χρειάστηκε να χρησιμοποιήσουμε άλλη κάρτα καθώς και άλλο πρόγραμμα καταγραφής του σήματος, αυτά που προμηθευτήκαμε από το Κ.Α.Π.Ε.

## Κεφάλαιο 3 ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΩΝ ΠΡΟΤΥΠΗΣ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

### 3.1 ΠΕΡΙ ΑΕΡΟΤΟΜΗΣ

Η εν λόγω αεροτομή σχεδιάστηκε και κατασκευάστηκε κατά την διάρκεια ατελούς διδακτορικής διατριβής που επιτελείτο στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του ΕΜΠ υπό την επίβλεψη του αυτού διδάσκοντα. Η αεροτομή έχει τα εξής χαρακτηριστικά.

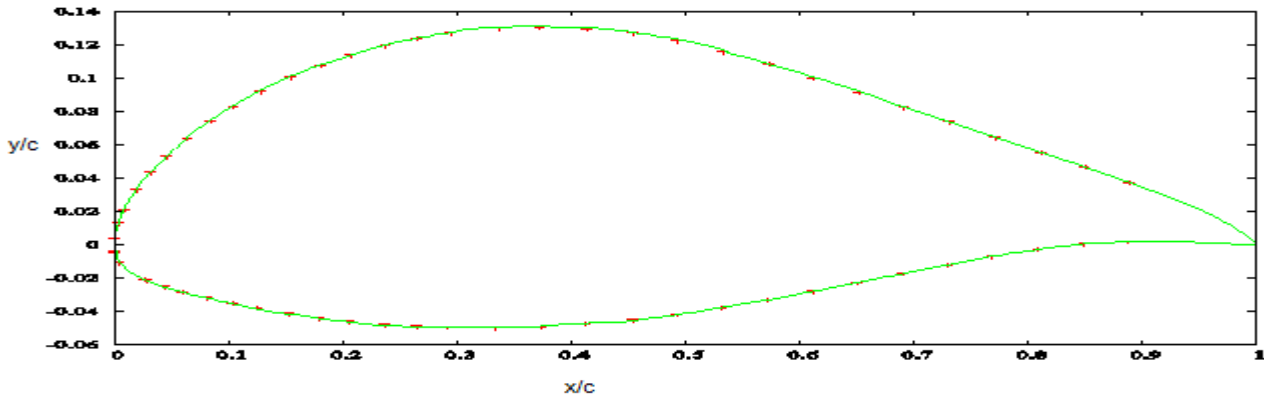
- Πάχος προς χορδή (thickness / chord, t/c) 0.18
- Χορδή (chord) 0.6 m

καθώς επίσης και χαρακτηριστική κράτυνση του μέγιστου συντελεστή άνωσης για ευρύ φάσμα των γωνιών πρόσπτωσης, πριν την εμφάνιση αποκόλλησης της ροής. Το βασικό ζητούμενο στην αεροδυναμική σχεδίαση πτερυγίων δρομέα αφορά στην βελτίωση της παραγόμενης ισχύος όταν η ροή σε μικρό ή μεγάλο τμήμα του πτερυγίου είναι αποκολλημένη. Έτσι, διερευνώνται διάφορες τεχνικές ελέγχου του οριακού στρώματος (ενεργητικές ή παθητικές) ώστε να επιτυγχάνεται μείωση ή και ακύρωση της αποκόλλησης, οπότε και βελτιώνονται τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών. Παράλληλα, προτείνονται πτερύγια των οποίων οι αεροτομές είναι σχεδιασμένες στην λογική «χαμηλής αντίστασης» (low drag), όπως το πτερύγιο η αεροτομή του οποίου μελετήθηκε. Οι αεροτομές αυτού του τύπου αποκολλώνται σε σχετικά μικρές γωνίες πρόσπτωσης αλλά κρατούν προσδεδεμένη την φυσαλίδα ανακυκλοφορίας πάνω τους, με τέτοιον τρόπο ώστε να καθυστερεί σημαντικά το καθεστώς πλήρους αποκόλλησης. Ως αποτέλεσμα, ο συνδυασμός των τιμών που λαμβάνουν οι αεροδυναμικοί συντελεστές στο εύρος γωνιών πρόσπτωσης λειτουργίας είναι επικερδής αναφορικά με την παραγωγή ενέργειας.

Η αεροτομή είχε εξοπλιστεί με 62 οπές πίεσης γύρω από την περιοχή της νοητής κεντρικής γραμμής. Οι οπές είχαν τοποθετηθεί έτσι ώστε να μοντελοποιούν την αεροτομή σε όλη της την επιφάνεια εκτός του χείλους εκφυγής όπου και λόγω της έλλειψης οπών πίεσης δεν είχαμε πληροφορία για την κατανομή της

πίεσης και ως εκ τούτου κατά την ολοκλήρωση των πειραματικών δεδομένων βρήκαμε εκ των προτέρων χαμηλότερο συντελεστή άνωσης του αναμενόμενου.

Η τοποθέτηση των οπών μέτρησης πίεσης (pressure taps) βασίστηκε πάνω στα θεωρητικά υπολογιστικά μοντέλα, ώστε να ήταν επαρκή σε αριθμό για την προβολή της κατανομής των πιέσεων. Παρακάτω φαίνονται οι μοναδιαίες θέσεις των οπών πίεσης γύρω από την αεροτομή



3.1.1 Οπές πίεσης επί της αεροτομής  
Pressure taps around the airfoil

Όπου με γραμμή φαίνεται η αεροτομή κατά το όλον και με κουκίδες οι θέσεις επί της χορδής των οπών.

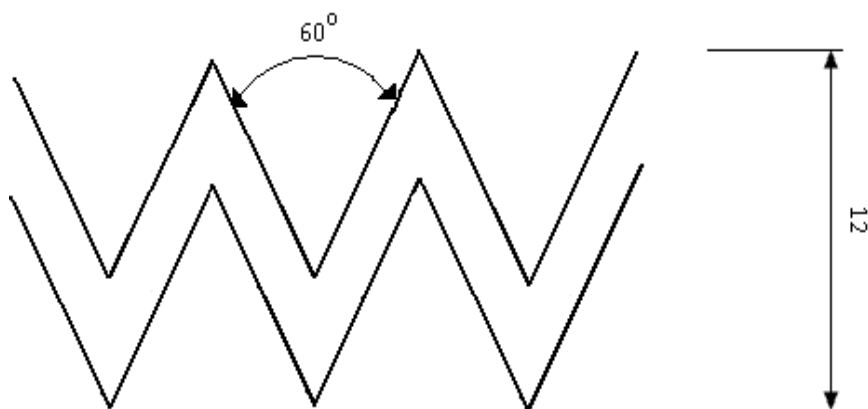
### 3.2 ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΤΗΣ ΤΡΑΧΥΤΗΤΑΣ ΧΕΙΛΟΥΣ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ – ΤΕΧΝΟΓΝΩΣΙΑ

Η τραχύτητα του χείλους πρόσπτωσης (leading edge roughness) μοντελοποιείται με διαφόρων γεωμετριών μάντες που προσκολλώνται επί ακριβώς του χείλους πρόσπτωσης από την μεριά της υποπίεσης ή και από τις δύο μεριές, γεγονός που μοντελοποιεί πραγματικές ακαθαρσίες, έντομα ή σκόνη που επικάθονται στα πτερύγια των ανεμογεννητριών. Το σε ποια μεριά προσκολλάται κάθε φορά ο μάντας ολίσθησης (tripping tape ή εν συντομία trip tape) παίζει καθοριστικό ρόλο στο σημείο επί της αεροτομής όπου θα δημιουργηθεί και το σημείο μεταβατικής αποκόλλησης (transition point). Στην παρούσα διπλωματική, δύο είδη trip tape χρησιμοποιήθηκαν:

- 60° zigzag tape πάχους 0.4 mm
- 60° zigzag tape πάχους 0.205 mm

Χαρακτηριστικά, τα δύο αυτά trip tapes φαίνονται στις εικόνες 3.2.2 και 3.2.3 και ήταν και τα δύο της εταιρίας Hansjörg Streifeneder με χαρακτηριστικά παρόμοια. Οι δε μετρήσεις που έγιναν με καθένα από αυτά ήταν ως εξής:

- Τοποθέτηση στο 1% της χορδής ( $x/c = 0.01$ ) στην πλευρά της υποπίεσης (suction side), μάντας ολίσθησης με χαρακτηριστικά που φαίνονται στο σχήμα:



3.2.1 Σκαρίφημα ταινίας ολίσθησης  
Sketch of trip tape

*Πάχος 0.4 mm*

- ii. Τοποθέτηση στο 1% της χορδής ( $x/c = 0.01$ ) στην πλευρά της υποπίεσης (suction side), μάντας ολίσθησης με χαρακτηριστικά όπως τα του ανωτέρω σχήματος εκτός του ότι με πάχος *0.205 mm*.



*3.2.2 Ιμάντας ολίσθησης ύψους 0.4 mm  
Zigzag tripping tape of height 0.4 mm*



*3.2.3 Ιμάντας ολίσθησης ύψους 0.205 mm  
Zigzag tripping tape of height 0.205 m*

### 3.3 ΔΙΟΡΘΩΣΕΙΣ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ ΚΑΙ ΘΕΩΡΗΤΙΚΑ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΑ ΜΟΝΤΕΛΑ

#### 3.3.1 ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ

Η πειραματική προσομοίωση της αεροτομής δεν μπορεί να ανταποκρίνεται απόλυτα στην πραγματικότητα όσο καλοσχεδιασμένο και εάν είναι το πείραμα. Τούτο οφείλεται κύρια σε δύο αιτίες:

- την δυναμική κλίση της στατικής πίεσης που εμφανίζεται στις αεροσήραγγες, ως αποτέλεσμα της ανάπτυξης οριακών στρωμάτων στα τοιχώματά τους, και
- την παρουσία των ίδιων των τοιχωμάτων της αεροσήραγγας που επιβάλλουν δυνάμεις εξωτερικού χαρακτήρα στη ροή.

Σχετικά με τις επιπτώσεις των τοιχωμάτων στη ροή, έχει προταθεί μεγάλος αριθμός διορθώσεων των πειραματικών μετρήσεων που πηγάζουν είτε από θεωρητική ανάλυση είτε από εμπειρική πληροφορία. Η εν λόγω χρησιμοποιηθείσα διόρθωση περιορίζεται για ροές και διατάξεις που ομοιάζουν της εξεταζόμενης, αφού κάτι διαφορετικό ξεφεύγει του παρόντος. Απασχολεί, λοιπόν, η περίπτωση αεροσήραγγων υποηχητικής ροής, κλειστού τμήματος δοκιμών που επιπλέον οι συνθήκες του πειράματος εξασφαλίζουν μονιμότητα και δισδιάστατο πεδίο ροής αναφορικά πάντα σε ροή γύρω από αεροτομή<sup>1</sup>. Για μία πλήρη επισκόπηση ή για μεθόδους διόρθωσης σε διαφορετικές περιπτώσεις μπορεί κανείς να παραπέμψει σε ειδικότερες αναφορές (Rae and Pope, 1984), (Garner et al., 1966).

Για την διόρθωση καμπυλότητας γραμμών ροής, χρησιμοποιήθηκαν οι εξής διορθώσεις:

$$\Delta a_{sc} = \frac{\pi}{96} \left( \frac{c}{h} \right)^2 (c_l + 4c_m) ,$$

$$\Delta c_{l,sc} = -\frac{\pi^2}{48} \left( \frac{c}{h} \right)^2 c_l ,$$

$$\Delta c_{m,sc} = \frac{\pi^2}{192} \left( \frac{c}{h} \right)^2 c_l ,$$

όπου οι συντελεστές  $c_l$ ,  $c_m$  αναφέρονται ως προς τα ονομαστικά μεγέθη, και οι μεταβολές των γωνιών πρόσπτωσης δίνουν αποτελέσματα σε ακτίνια και όχι σε μοίρες. Αυτοί οι διορθωτικοί συντελεστές είναι και οι πρακτικά εφαρμόσιμοι στην εκτίμηση της διόρθωσης λόγω αλλαγής της καμπύλωσης των γραμμών ροής σε κλειστές σήραγγες για την περίπτωση των αεροτομών.

Η άλλη βασική επίδραση των τοιχωμάτων στην ροή έχει να κάνει με την στένωση που δημιουργούν το μετρούμενο πρότυπο και ο ομόρρους του, αφού καταλαμβάνουν σημαντικό όγκο στην περιοχή του καναλιού από όπου διαπερνά το κυρίως ρεύμα της ροής. Ως εκ τούτου οι γραμμές ροής τροποποιούνται – συμπιέζονται συγκρινόμενες με τις αντίστοιχες μίας ροής απουσία τοιχωμάτων, ακόμη και σε πολύ μικρές γωνίες πρόσπτωσης των αεροδυναμικών διατάξεων.

Συνήθως, για την εκτίμηση της μεταβολής της ταχύτητας ορίζεται ο «συντελεστής στένωσης» (blockage factor)

$$\varepsilon_b = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb}$$

<sup>1</sup> Υποτίθεται ότι δεν αναπτύσσονται τρισδιάστατοι μηχανισμοί, πράγμα που δεν συμβαίνει τελικά στο εν λόγω εγχείρημα. Θεωρούμε, παρά ταύτα, όμως πως οι δινοσωλήνες που εκφεύγουν των ακροπερυγίων είναι τοσούτοι και σχετίζονται με την γωνία πρόσπτωσης, οπότε και με την διάμετρο της τρύπας που τους προκαλεί, ώστε να μην χρήζουν διορθωτικών συντελεστών σχετικών με το κατώρρευμα ή την μεταβλητότητα των γωνιών πρόσπτωσης κατά το εκτέτασμα. Για περισσότερη επεξήγηση και ανάλυση στην παράγραφο περί της εγκυρότητας των αποτελεσμάτων.

ως άθροισμα των δύο επιμέρους επιρροών λόγω στένωσης (εκτοπίσματος και ομόρρου) που εκφράζει τον λόγο της ταχύτητας λόγω στένωσης προς την ονομαστική ταχύτητα  $\Delta U_b/U$ . Οι επιπτώσεις στένωσης θα πρέπει να αναφερθεί ότι είναι συνάρτηση του πάχους, της κατανομής πάχους και του μεγέθους του μετρούμενου προτύπου και όχι της καμπυλότητας του.

Η διόρθωση εκτοπίσματος προκύπτει (Glauert, 1933), (Allen and Vincenti, 1944) ως:

$$\varepsilon_{sb} = \Lambda \frac{\pi^2}{48} \left( \frac{c}{h} \right)^2,$$

όπου ο συντελεστής  $\Lambda$  υπολογίζεται αναλυτικά συναρτήσει της γεωμετρίας της αεροτομής και της επιφάνειας κατανομής πίεσης. Στο παρόν χρησιμοποιείται μία πρακτική σχέση όπως έχει προκύψει για χρήση σε αεροτομές συγκεκριμένων οικογενειών (Bjorck, 1995a)

$$\Lambda = 1.75 \frac{t}{c} + 1.875 \left( \frac{t}{c} \right)^2.$$

Σχετική με τον υπολογισμό του συντελεστή σε μη γωνία μηδενικής άνωσης μεθοδολογία, που συνδυάζει τις απλές μεθόδους υπολογισμού του συντελεστή εκτοπίσματος με πιο πεπλεγμένες, έδειξε ότι ο συντελεστής αυξάνει κατά ένα ποσοστό ανάλογο της γωνίας πρόπτωσης στο τετράγωνο βάσει της σχέσης:

$$\varepsilon_{sb}(a) = \varepsilon_{sb} \left[ 1 + 1.1\beta \left( \frac{c}{t} \right) a^2 \right],$$

όπου  $\varepsilon_{sb}$  ο συντελεστής στένωσης εκτοπίσματος για γωνία μηδενικής άνωσης. Ο δε συντελεστής  $\beta$  σχετίζεται με την συμπίεστικότητα της ροής και εκφράζεται συναρτήσει του αριθμού Mach μέσω της σχέσης  $\beta = \sqrt{1 - M^2}$ .

Για τον υπολογισμό του διορθωτικού συντελεστή του ομόρρου χρησιμοποιήσαμε την πλέον αποδοτική αλλά και γενική έκφραση που προκύπτει (Allen and Vincenti, 1994):

$$\varepsilon_{wb} = \frac{1}{4} \left( \frac{c}{h} \right) \frac{1 + 0.4M^2}{\beta^2} c_d,$$

στην έκφραση ο συντελεστής αντίστασης  $c_d$  αναφέρεται στην τιμή που προκύπτει βάσει των ονομαστικών χαρακτηριστικών.

Για λόγους πληρότητας, ευθύς αμέσως παρατίθενται στην τελική τους μορφή συνοπτικά όλες οι εκφράσεις που χρησιμοποιήθηκαν για τις διορθώσεις και που συνδέουν τις διορθωμένες τιμές με τις μη διορθωμένες:

$$\begin{aligned} c_{l,cor} &= c_{l,un} (1 + \Delta c_{l,sc} - 2\varepsilon_b), \\ c_{d,cor} &= c_{d,un} (1 - 2\varepsilon_b - \varepsilon_{sb}), \\ c_{m,cor} &= c_{m,un} (1 - 2\varepsilon_b) + \Delta c_{m,sc}, \\ c_{p,cor} &= c_{p,un} + \varepsilon_b (2 - 2c_{p,un}) \end{aligned}$$

Οι προαναφερθείσες μεθοδολογίες που υιοθετήθηκαν για την διόρθωση βασίζονται σε συνδυασμό απλοϊκών προσεγγίσεων των πειραματικών διατάξεων και εμπειρικής πληροφορίας. Αυτή η πληροφορία δεν είναι ασήμαντη αφού το προς εξέταση αντικείμενο – δηλαδή η ροή γύρω από δισδιάστατη αεροτομή – έχει απασχολήσει κατ' επανάληψιν τεράστιο αριθμό ερευνητών. Έτσι η συσσώρευση πληροφορίας είναι αρκετά μεγάλη. Παρ' όλα αυτά όμως, το πρόβλημα της ροής γύρω από αεροτομή δεν έχει επιλυθεί πλήρως. Ειδικότερα, πολλά ερωτήματα υπάρχουν σχετικά με το αναπτυσσόμενο πεδίο ροής στις περιπτώσεις

έντονης αποκόλλησης αλλά και στις περιπτώσεις που οι διαστάσεις της διάταξης είναι πολύ μεγάλες συγκρινόμενες με τις διαστάσεις της σήραγγας.

Στα εύρη γωνιών που εμφανίζεται έντονη αποκόλληση της ροής, με δεδομένο ότι υπάρχουν ερωτήματα σχετικά με την εξέλιξη των φυσικών μηχανισμών, δεν είναι σαφής ο τρόπος με τον οποίο θα αναπαρασταθεί ικανοποιητικά η πειραματική διάταξη. Έτσι, σε αυτές τις περιπτώσεις οι διάφορες εκφράσεις διόρθωσης των παραμέτρων της ροής και των αεροδυναμικών συντελεστών δεν μπορεί να θεωρούνται αξιόπιστες.

### 3.3.2 ΘΕΩΡΗΤΙΚΟΙ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΙ

Για την πλήρη εποπτεία των πειραματικών μετρήσεων, είναι αναγκαίο να συγκρίνουμε αυτές και με αντίστοιχα αποτελέσματα από θεωρητικά μοντέλα ώστε να εποπτεύσουμε τυχόν λάθη και να επαληθεύσουμε το ορθόν των πειραμάτων. Τα θεωρητικά μοντέλα που χρησιμοποιούμε, προσπαθούμε όσο γίνεται να ομοιάζουν στην πειραματική διάταξη και τις μετρήσεις καθώς επίσης και να περιέχουν τον μικρότερο συντελεστή αριθμητικού λάθους και εν γένει τον μικρότερο δυνατό αριθμό παραδοχών. Την δε θεωρητική ανάλυση μας την δίνει η υπολογιστική ρευστομηχανική και έγκειται στην μοντελοποίηση θεωρητικών μοντέλων από κώδικες χρησιμοποιώντας αριθμητικούς υπολογισμούς σε περιβάλλον ηλεκτρονικού υπολογιστή.

Για την σύγκριση των πειραματικών μετρήσεων με υπολογιστικά αποτελέσματα από θεωρητικά μοντέλα, χρησιμοποιήσαμε τον κώδικα FOIL2W, ένα υπολογιστικό μοντέλο που υπολογίζει αλληλεπίδραση συνεκτικής με μη συνεκτικής ροής διπλού ομόρρου, πρόγραμμα που είχε αναπτυχθεί στο εργαστήριο αεροδυναμικής. Το FOIL2W χρησιμοποιεί για την διεξαγωγή των αποτελεσμάτων αριθμητική επίλυση της μεθόδου των πλαισίων. Ως είσοδο βάλαμε τα δεδομένα του πειράματος, δηλαδή ταχύτητα αέρα στο άπειρο αριθμού Mach 0.091 και αριθμού Reynolds 1.2e6, ο οποίος μπορεί να υπολογιστεί με ικανοποιητική ακρίβεια, εάν το επίπεδο της τύρβης της επ' άπειρον ροής διατηρείται σε χαμηλά επίπεδα της τάξεως του

$\sim 1 - 2\%$ , από τον τύπο  $Re = \frac{U_\infty \cdot c}{\nu}$ . Η κινηματική συνεκτικότητα  $\nu$  του αέρα στους 22°C προκύπτει από

διαγράμματα ως  $\nu = 1.56e-5 \text{ m}^2/\text{s}$ . Το  $c$  είναι η χορδή (0.6 m) και το  $U_\infty$  η επ' άπειρον ταχύτητα του αέρα. Για δε την υπολογιστική προσομοίωση της ροής χρήσει του trip tape ως επιπλέον είσοδο στο πρόγραμμα βάλαμε και τον περιορισμό να έχουμε εξαναγκασμένη μετάβατική ροή από στρωτή σε τυρβώδη (transition point) στο 1% της χορδής ( $x/c = 0.01$ ).

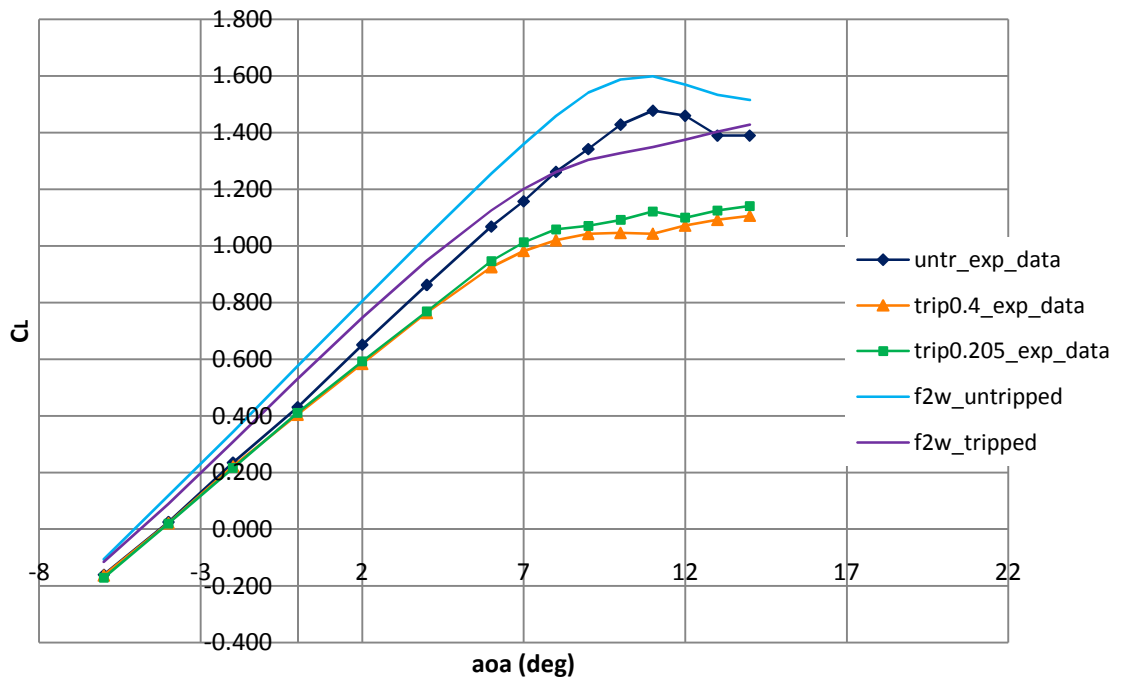
Κατά τον υπολογισμό του συντελεστή αντίστασης (βλ. Παράρτημα 1) χρησιμοποιούμε τα εξαγόμενα από τον κώδικα αποτελέσματα, όμως για τον υπολογισμό του συντελεστή άνωσης και ροπής είχαμε ένα πρόβλημα. Τα πειραματικά δεδομένα δίνουν μετρήσεις επί της αεροτομής μέχρι περίπου το 0.9c δηλαδή το 90% της χορδής. Αυτό σημαίνει ότι ο συντελεστής άνωσης και ροπής που υπολογίζουμε από τις πειραματικές μετρήσεις είναι ολίγον χαμηλότερος του πραγματικού, όπως αναφέραμε και σε παραπάνω κεφάλαιο. Για την πλήρη σύγκριση, λοιπόν, των πειραματικών με τα υπολογιστικά δεδομένα, χρησιμοποιήσαμε όχι τον εξαγόμενο συντελεστή άνωσης και ροπής του προγράμματος, αλλά την εξαγόμενη κατανομή των συντελεστών πίεσης που υπολόγιζε ο κώδικας και απ' αυτήν χρησιμοποιήσαμε δεδομένα μέχρι το 90% της χορδής. Απ' αυτά με τον ανάλογο τύπο χρήσει του τραπεζίου, όπως και στα πειραματικά δεδομένα, υπολογίσαμε τους αντίστοιχους συντελεστές.

### 3.3.3 Η ΓΩΝΙΑ ΜΗΔΕΝΙΚΗΣ ΑΝΩΣΗΣ

Κατά την έναρξη των πειραματικών μετρήσεων, βασικό είναι η τοποθέτηση και ο προσδιορισμός στο μοντέλο της γωνίας μηδενικής άνωσης, δηλαδή της γωνίας όπου το ολοκλήρωμα των πιέσεων γύρω από την αεροτομή είναι μηδέν. Αυτό το βρίσκουμε χαράσσοντας μια γραμμή στο πάτωμα του τομέα της σήραγγας, όπου πραγματοποιούμε τις μετρήσεις, η οποία να είναι παράλληλη με τις γραμμές ροής του αέρα. Έπειτα, προσπαθούμε να ευθυγραμίσουμε την χορδή της αεροτομής να είναι όσο γίνεται παράλληλη με την εν λόγω γραμμή. Προφανώς, λάθη, κυρίως οπτικά αλλά και λανθασμένης σύλληψης της διεύθυνσης των γραμμών ροής του ρεύματος αέρα, μπορούν να συμβούν κατά την ευθυγράμμιση. Για την άρση των λαθών, δεχόμαστε ότι στο γραμμικό μέρος της καμπύλης  $C_L - \alpha_{oa}$ , τα υπολογιστικά με τα πειραματικά δεδομένα πρέπει να συμπίπτουν. Έτσι, τυχόν μετατόπιση που μπορεί να έχει η μία καμπύλη σε σχέση με την άλλη στο



αυτό διάγραμμα, θεωρούμε ότι συμβαίνει λόγω λάθους μέτρησης της γωνίας μηδενικής άνωσης. Σημειωτέον, ότι η μετατόπιση που είπαμε ανωτέρω μπορεί να συμβαίνει και λόγω υπολογιστικού σφάλματος στα θεωρητικά μοντέλα, την δε μετατόπιση την εξαλείφουμε και για οπτικούς λόγους, για να μπορούμε να συγκρίνουμε τα υπολογιστικά με τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα.



3.3.3.1 Περιεκτικό γράφημα καμπύλης συντελεστή άνωσης ως προς γωνία πρόσπτωσης για τα πειραματικά αποτελέσματα λείας επιφάνειας χείλους προσβολής, επιβαλλομένης τραχύτητας στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας ολίσθησης πάχους 0.4 mm και 0.205 mm και για τα αντίστοιχα θεωρητικά αποτελέσματα  
*All – inclusive graph of lift coefficient curve versus angle of attack of the experimental results of clear airfoil, tripped at the 1% of chord using tripping tape 0.4 mm and 0.205 mm width and of the corresponding computed results*

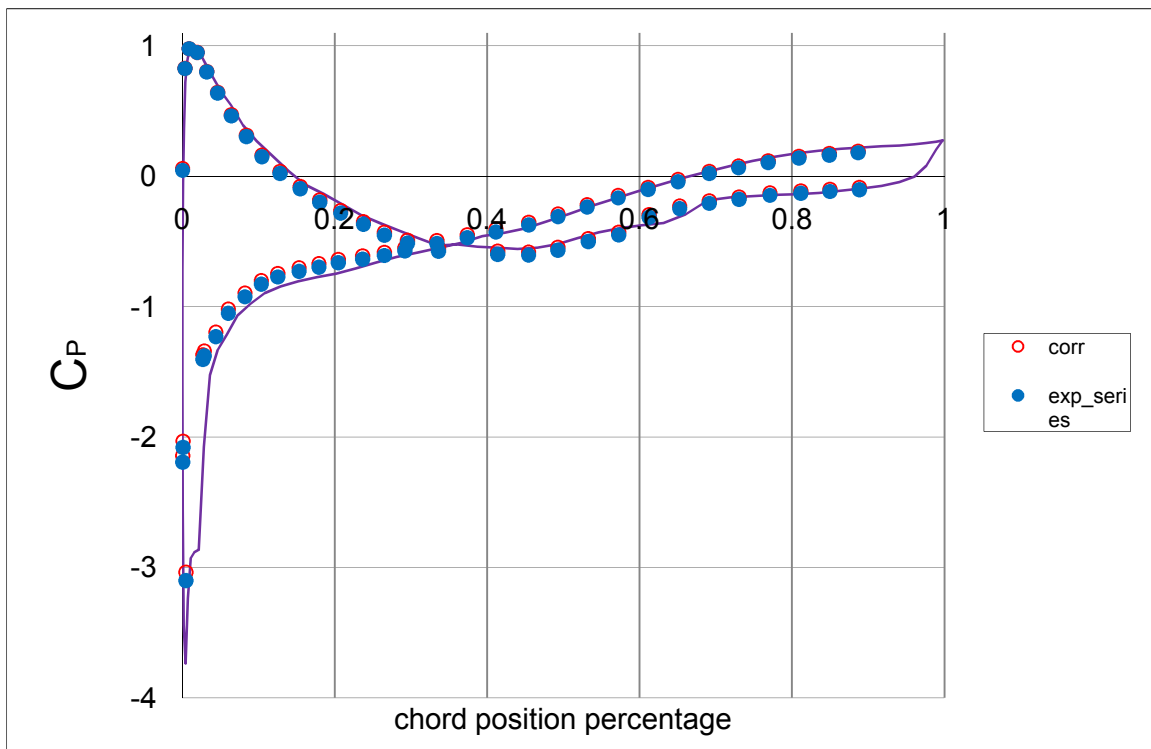
Στο παραπάνω διάγραμμα βλέπουμε καθαρά την μετατόπιση στον άξονα των γωνιών πρόσπτωσης που εμφανίζεται ανάμεσα στο διάγραμμα των υπολογιστικών δεδομένων και των αντίστοιχων πειραματικών μετρήσεων. Με πιο ανοιχτό χρώμα φαίνεται η καμπύλη των υπολογιστικών δεδομένων για λείο χείλος προσβολής και με πιο κλειστό η καμπύλη των υπολογιστικών δεδομένων για τραχεία περιοχή στο μέρος της υποπίεσης στο 1% του χείλους προσβολής. Με ρόμβο φαίνονται τα πειραματικά δεδομένα που μετρήσαμε για λεία αεροτομή, με τετράγωνο τα αντίστοιχα για μέτρηση με ταινία ολίσθησης ύψους 0.205 mm και με τρίγωνο τα αντίστοιχα ταινίας ύψους 0.4 mm.

Αν κάνουμε την αντιστοίχιση των καμπυλών μεταξύ των θεωρητικών και των πειραματικών αποτελεσμάτων μπορούμε να διακρίνουμε ότι παρ' όλο που και οι τρεις σειρές πειραματικών μετρήσεων έλαβαν χώρα βάσει της ίδιας γωνίας μηδενικής άνωσης που ορίσαμε κατ' αρχήν, ωστόσο, και οι τρεις καμπύλες μπορούμε να δούμε ότι έχουν διαφορετική μετατόπιση με τα αντίστοιχα της κάθε μίας υπολογιστικά δεδομένα. Αυτό συμβαίνει διότι εκτός του πειραματικού λάθους στον προσδιορισμό της

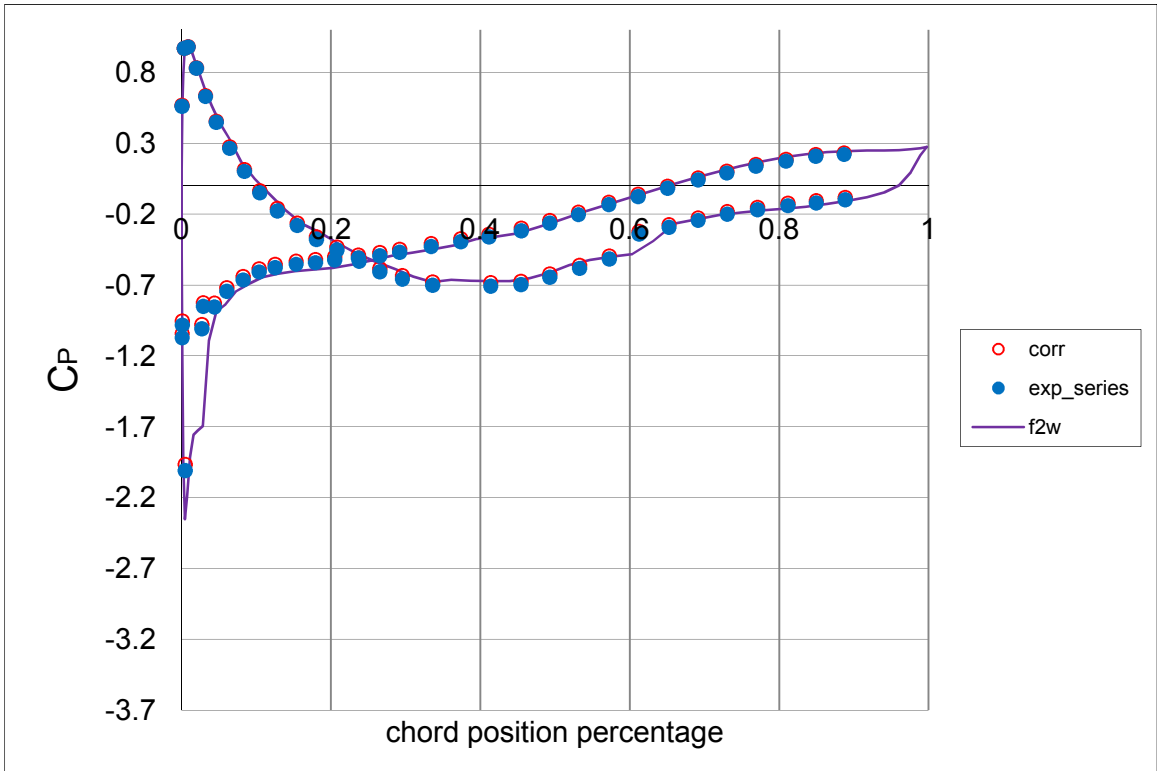
γωνίας μηδενικής άνωσης, έχουμε όπως είπαμε και αριθμητικά λάθη που προκαλούνται από την ακρίβεια των υπολογισμών αλλά και από την αδυναμία στους κώδικες να μοντελοποιήσουμε πλήρως το φαινόμενο, επί παραδείγματι, δεν μπορούμε να καθορίσουμε το ποσοστό τύρβης κατά την μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη στο σημείο όπου προσκολλούμε τις διάφορες ταινίες ολίσθησης της ροής.

### 3.4 ΠΑΡΟΥΣΙΑΣΗ ΤΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ – ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ

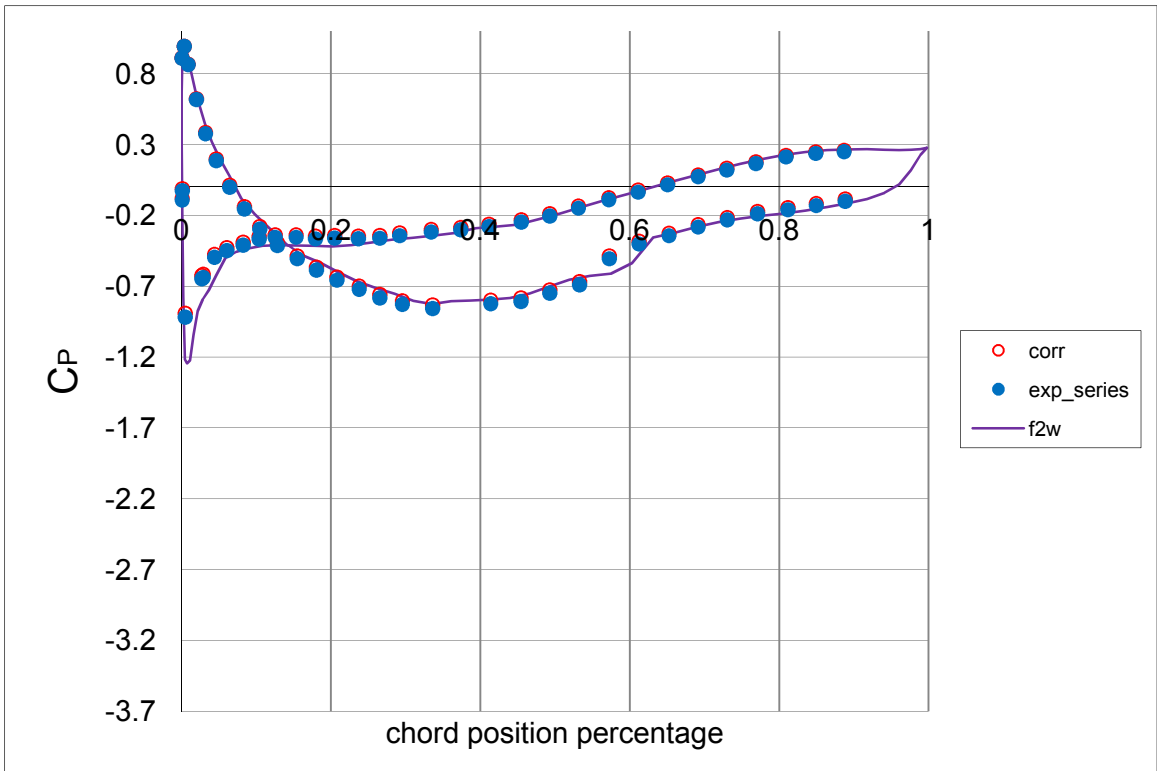
Τα αποτελέσματα που είχαμε με την όπως παρουσιάστηκε επεξεργασία των πειραματικών δεδομένων, παρουσιάζονται κατά τα γνωστά σε διαγράμματα  $C_p - x/c$  για την κατανομή του συντελεστή πίεσης γύρω από την αεροτομή και σε  $C_{p,w} - \gamma$  για την κατανομή του συντελεστή πίεσης όπως εμφανίζεται κατά μήκος του ομόρρου για κάθε μία γωνία πρόσπτωσης. Στα διαγράμματα αυτά απεικονίζονται τα μετρημένα από τα πειράματα δεδομένα με σκούρες τελείες, τα διορθωμένα πειραματικά αποτελέσματα με κύκλους και τα υπολογιστικά δεδομένα, λαμβάνοντας υπ' όψιν και την μετατόπιση στην γωνία μηδενικής άνωσης, όπου μπορούσαν να υπολογιστούν με τους υπάρχοντες κώδικες (μόνο για την κατανομή του συντελεστή πίεσης γύρω από την χορδή) με σκούρα καμπύλη. Σημειωτέον, ότι η γωνία μηδενικής άνωσης για κάθε σειρά πειραμάτων δεν είναι η ίδια, όπως εξηγήθηκε, με αποτέλεσμα και η σύγκριση να μην γίνεται με υπολογιστικά αποτελέσματα των γωνιών που φαίνονται παρακάτω αλλά με αυτά που βγαίνουν από τις γωνίες έχοντας υπολογίσει την μετατόπιση κατά τον άξονα των γωνιών πρόσπτωσης στο διάγραμμα  $C_l - \alpha_{oa}$ . Τα διαγράμματα ωστόσο τα παρουσιάζουμε ως αυτά των γωνιών πρόσπτωσης που μετρήθηκαν αρχικά, χάριν των αρχικών πειραματικών αποτελεσμάτων, όπως έγιναν πριν τις περαιτέρω τροποποιήσεις. Βέβαια, να πούμε ότι η παρουσίαση των διαγραμμάτων  $C_l - \alpha_{oa}$ ,  $C_D - \alpha_{oa}$  και  $C_M - \alpha_{oa}$ , έγιναν στον άξονα των μετατοπισμένων γωνιών πρόσπτωσης θεωρώντας ότι πιθανότερη είναι η ύπαρξη σφάλματος λόγω του ανθρώπινου παράγοντα κατά την αρχική στα πειράματα θεώρηση της γωνίας μηδενικής άνωσης.



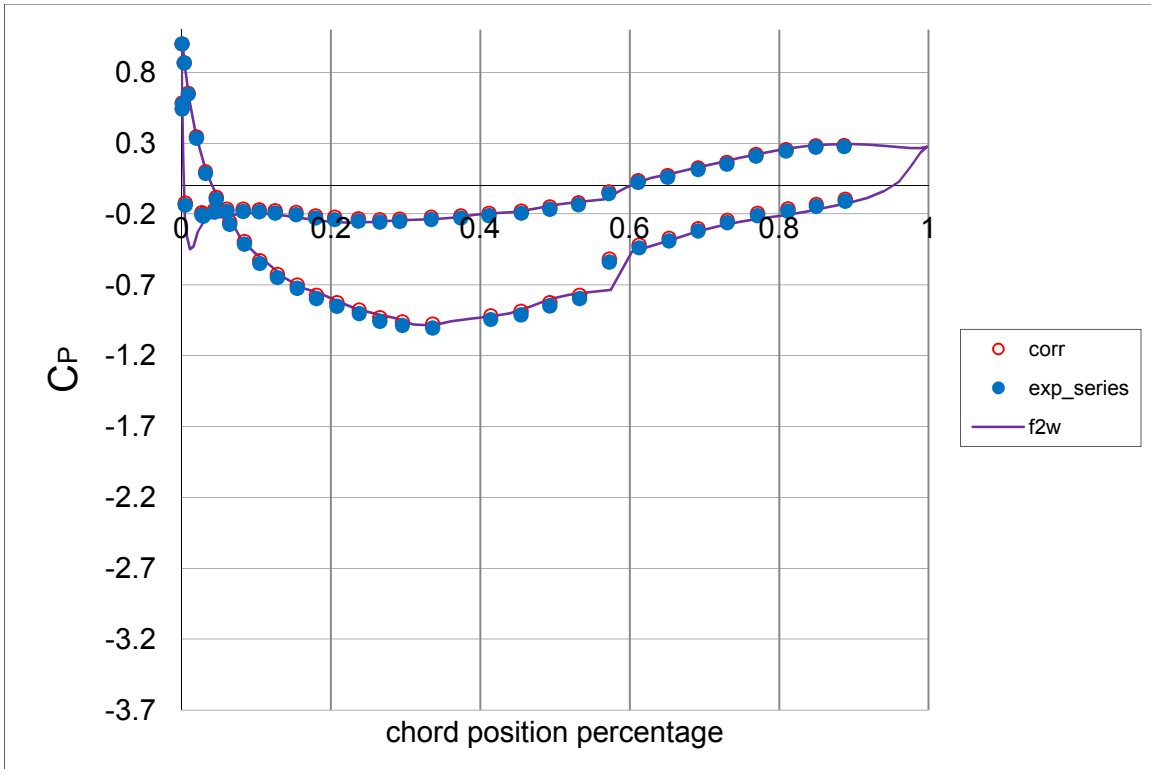
3.4.1 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-6^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-6^\circ$  angle of attack



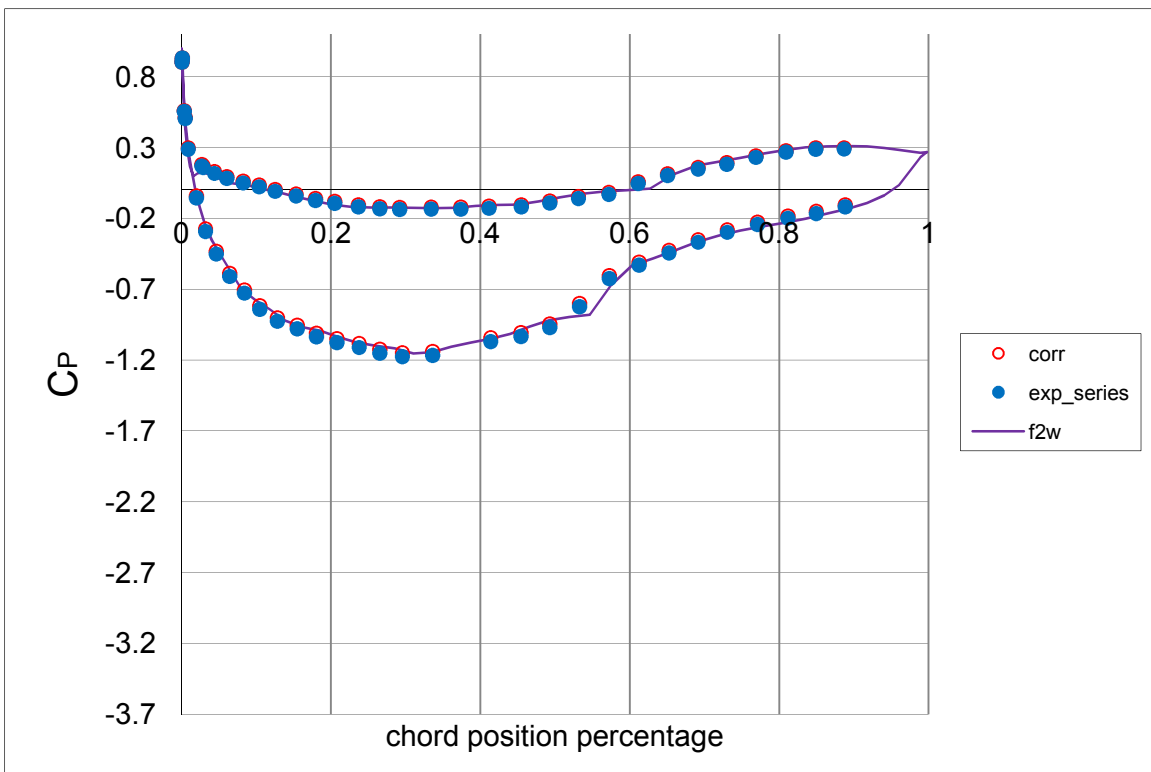
3.4.2 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-4^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-4^\circ$  angle of attack



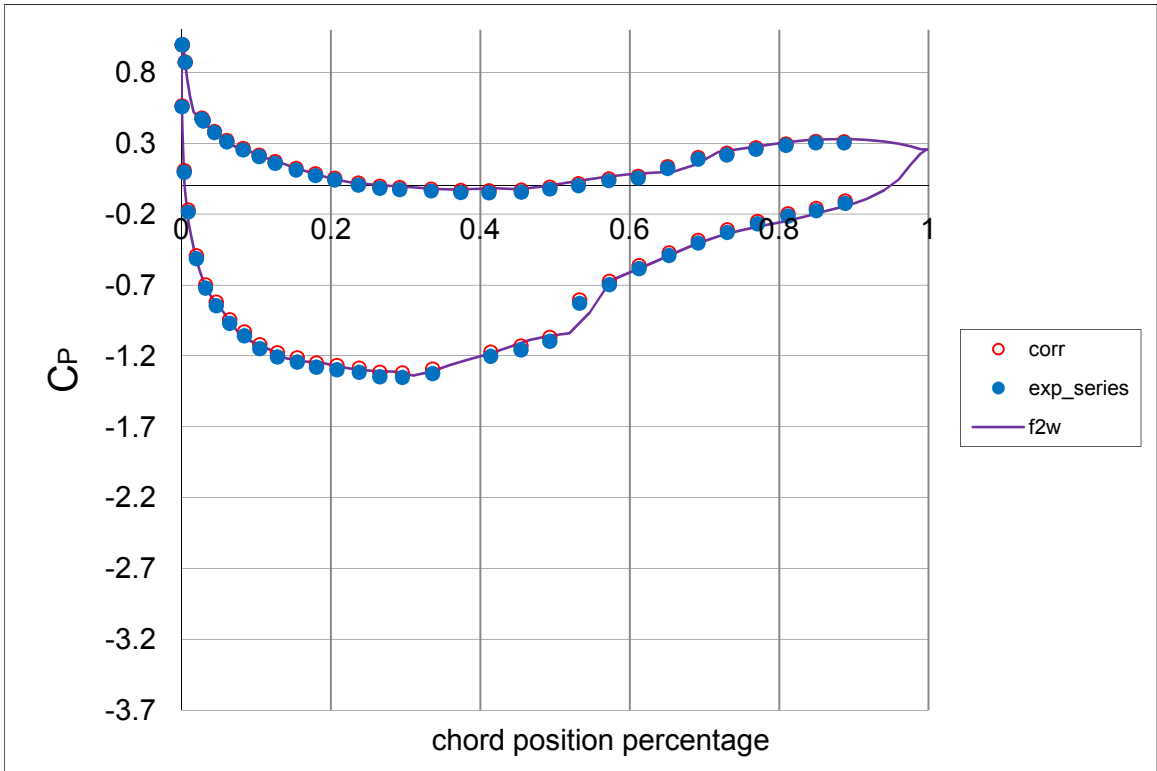
3.4.3 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-2^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-2^\circ$  angle of attack



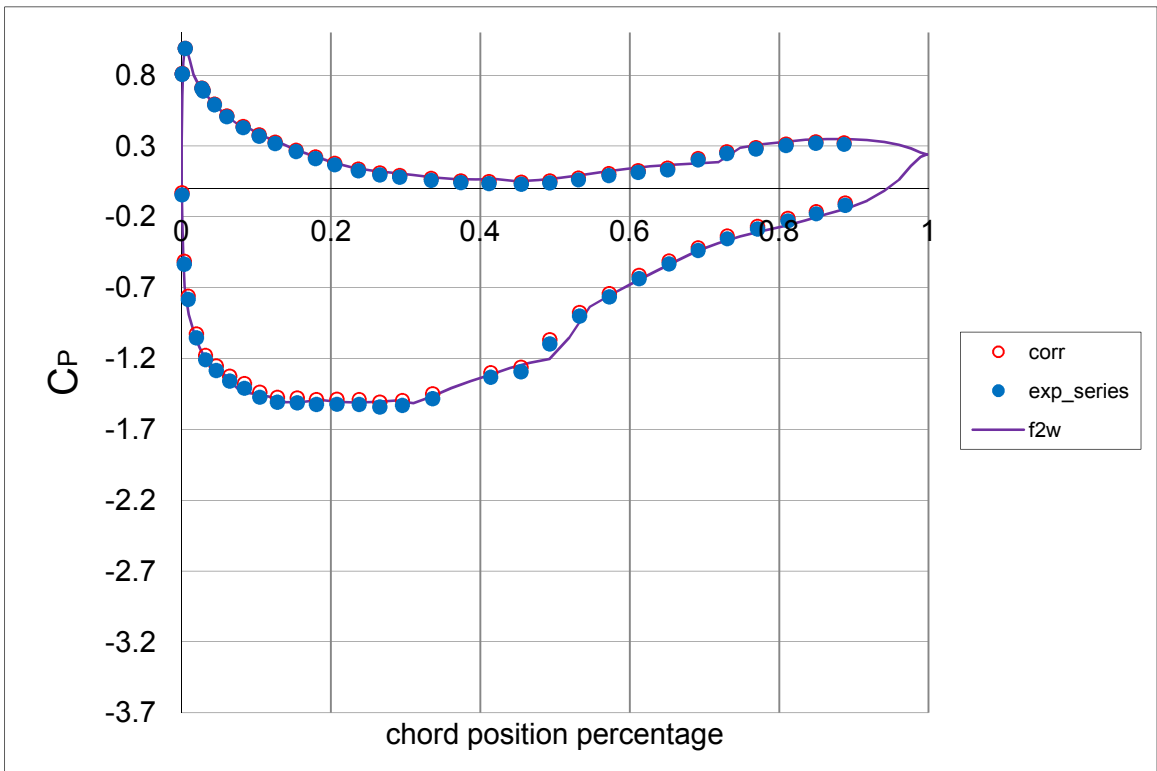
3.4.4 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $0^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $0^\circ$  angle of attack



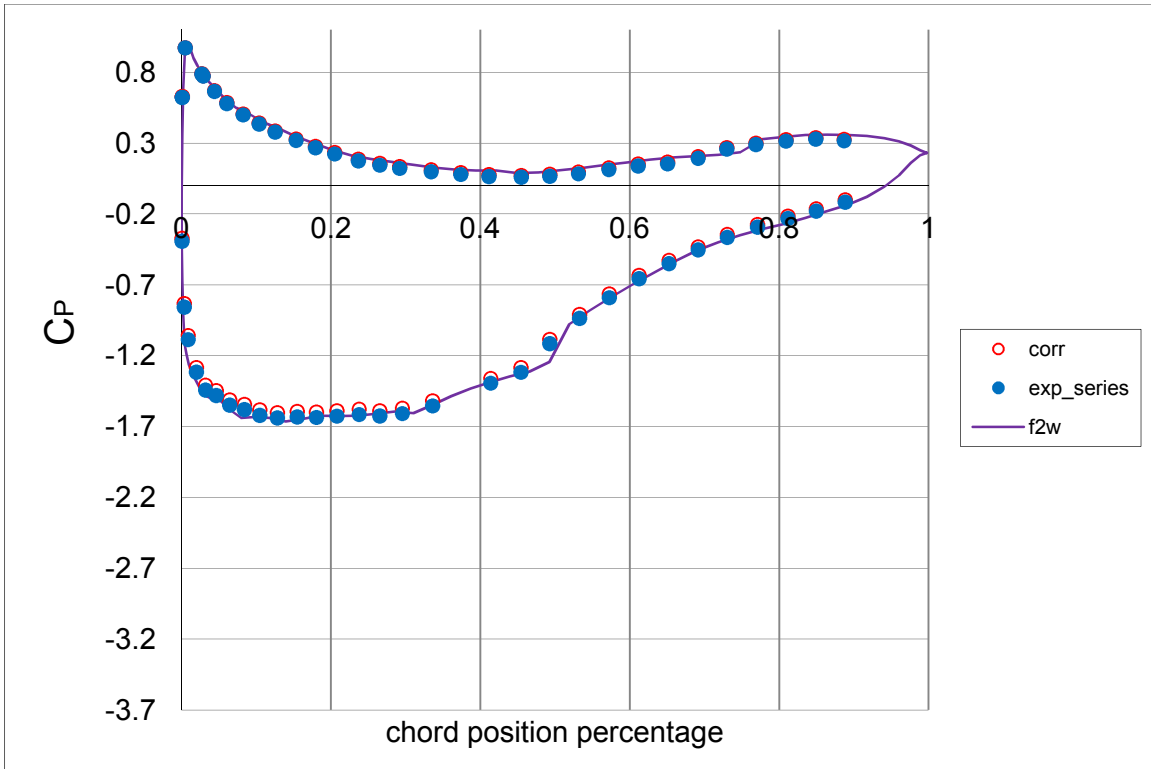
3.4.5 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $2^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $2^\circ$  angle of attack



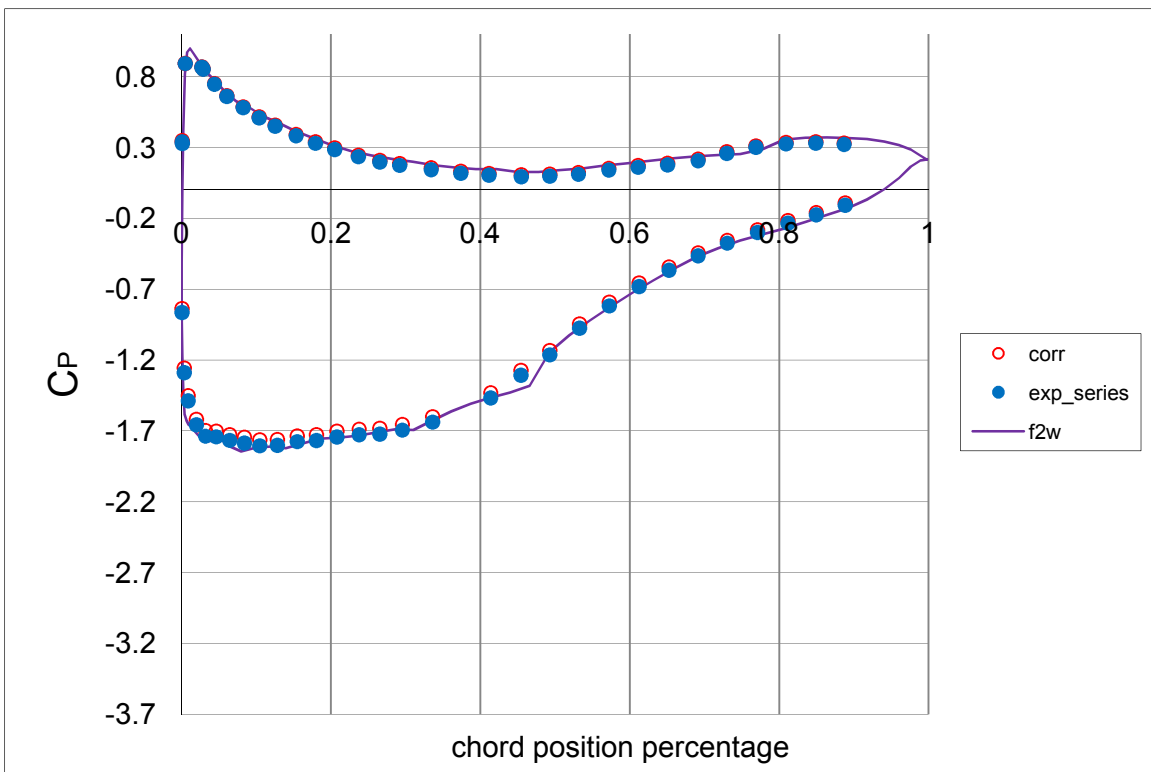
3.4.6 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $4^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $4^\circ$  angle of attack



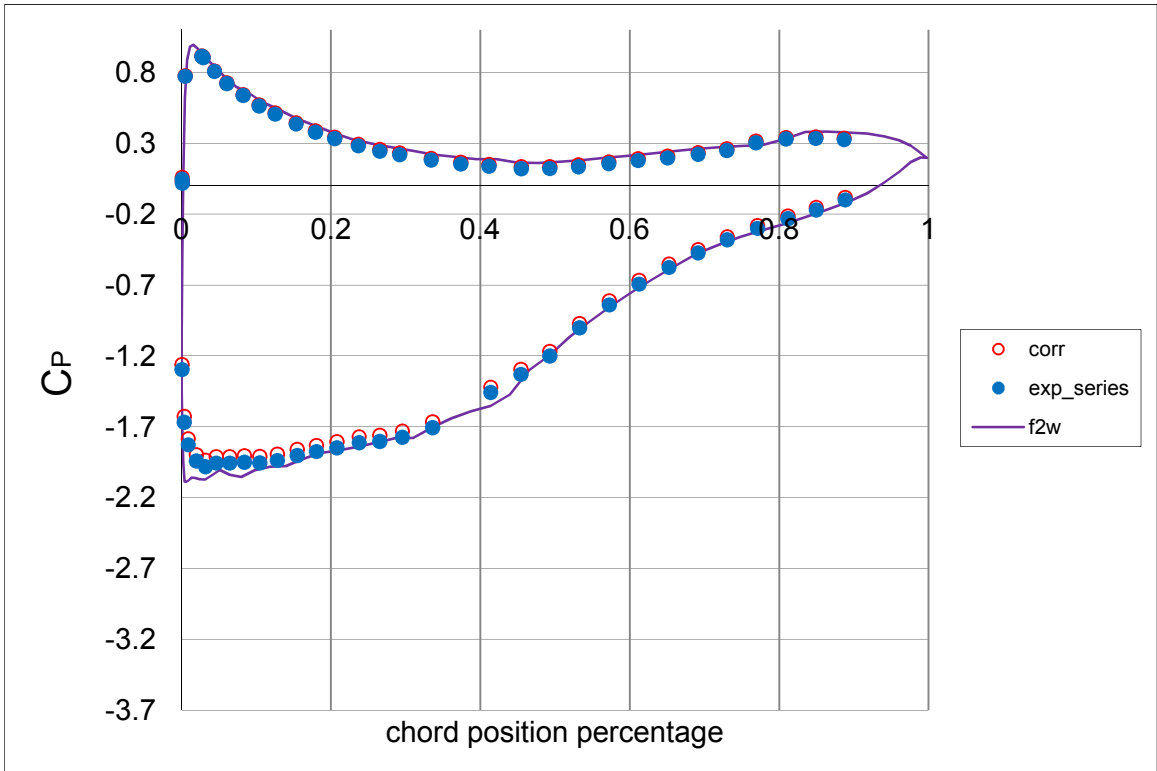
3.4.7 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $6^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $6^\circ$  angle of attack



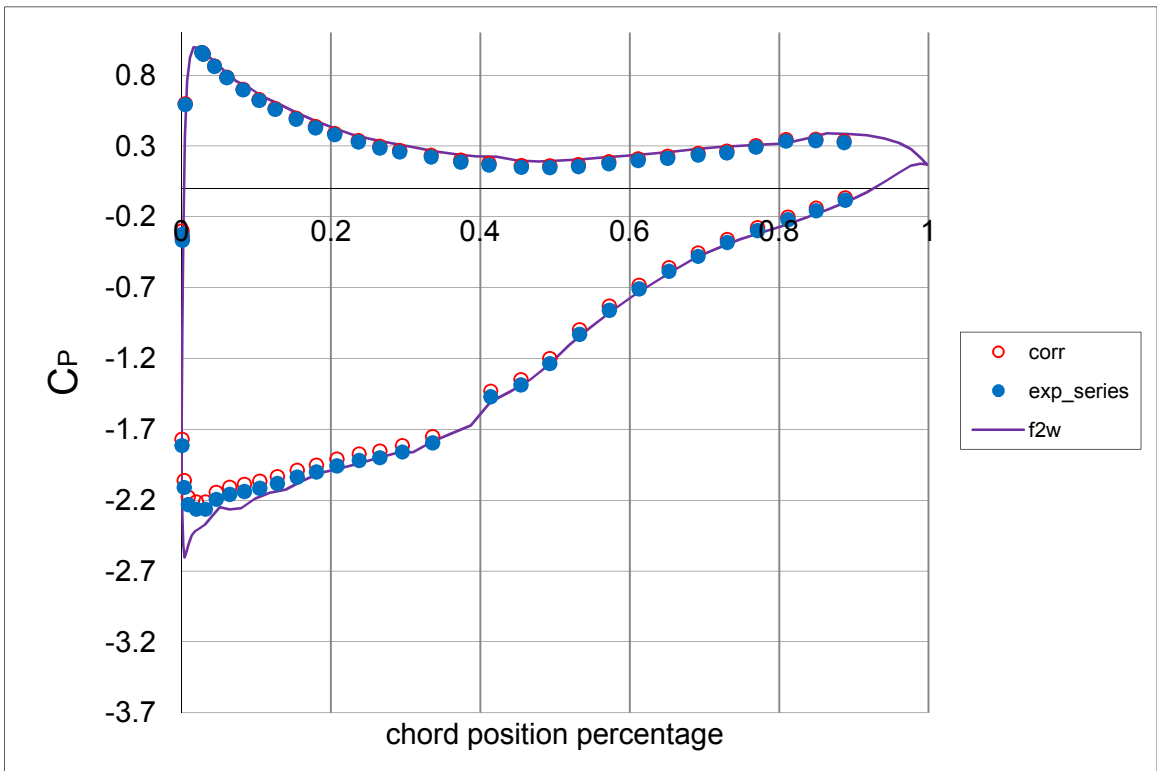
3.4.8 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $7^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $7^\circ$  angle of attack



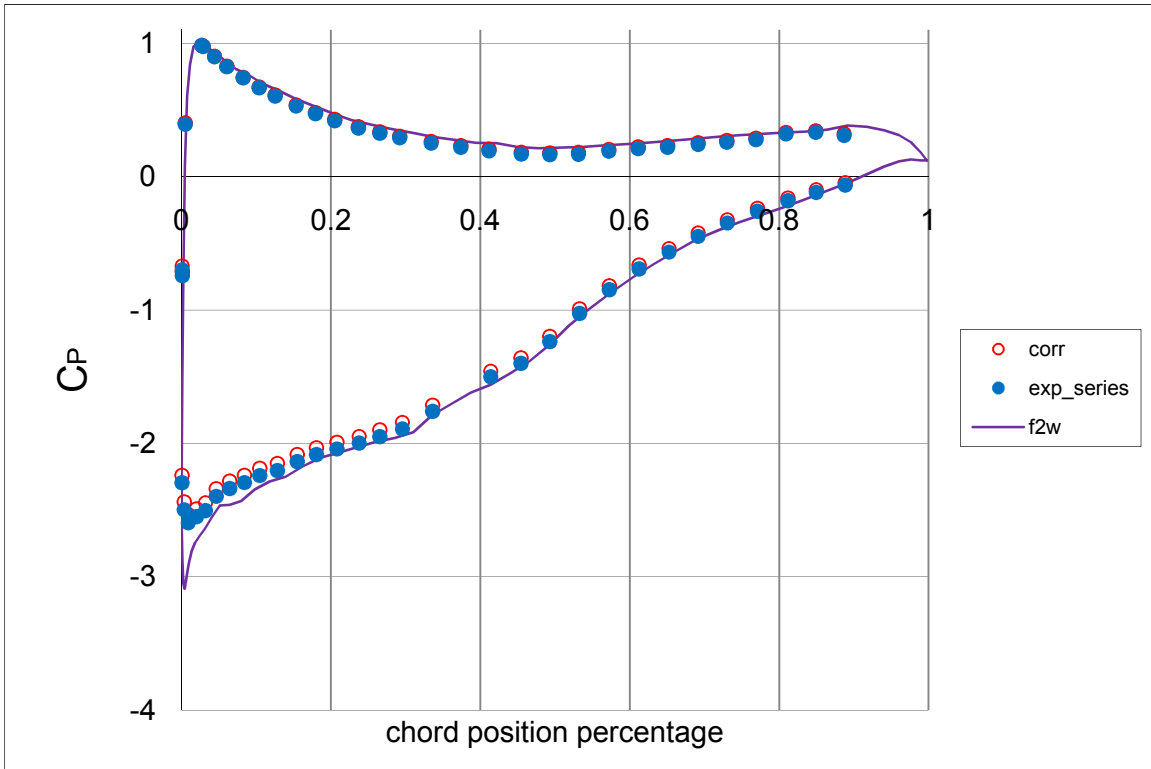
3.4.9 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $8^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $8^\circ$  angle of attack



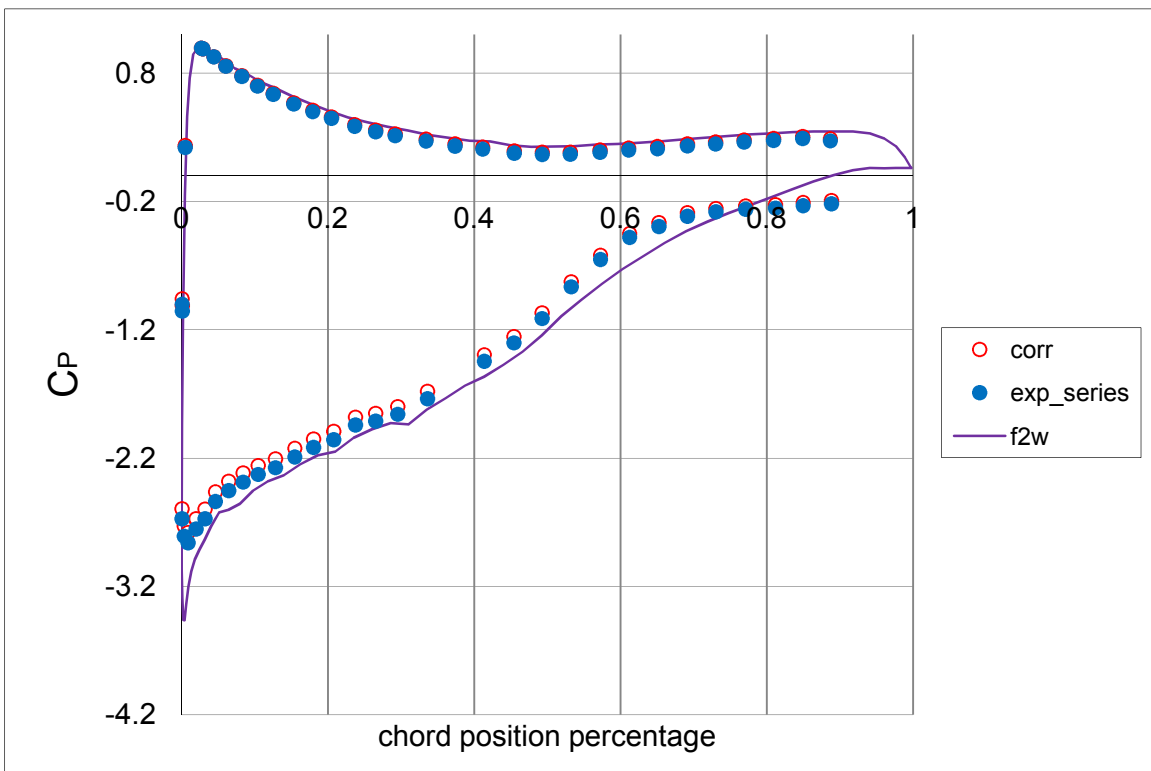
3.4.10 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $9^\circ$  angle of attack



3.4.11 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $10^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $10^\circ$  angle of attack

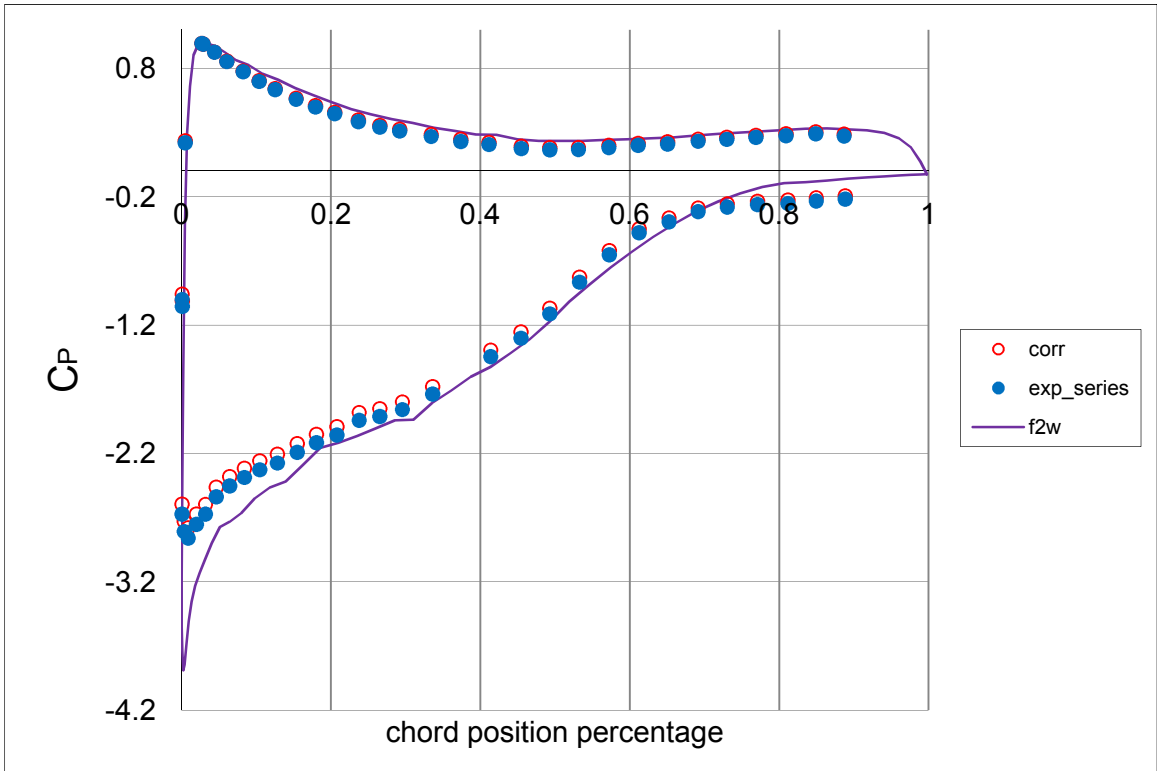


3.4.12 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $11^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $11^\circ$  angle of attack

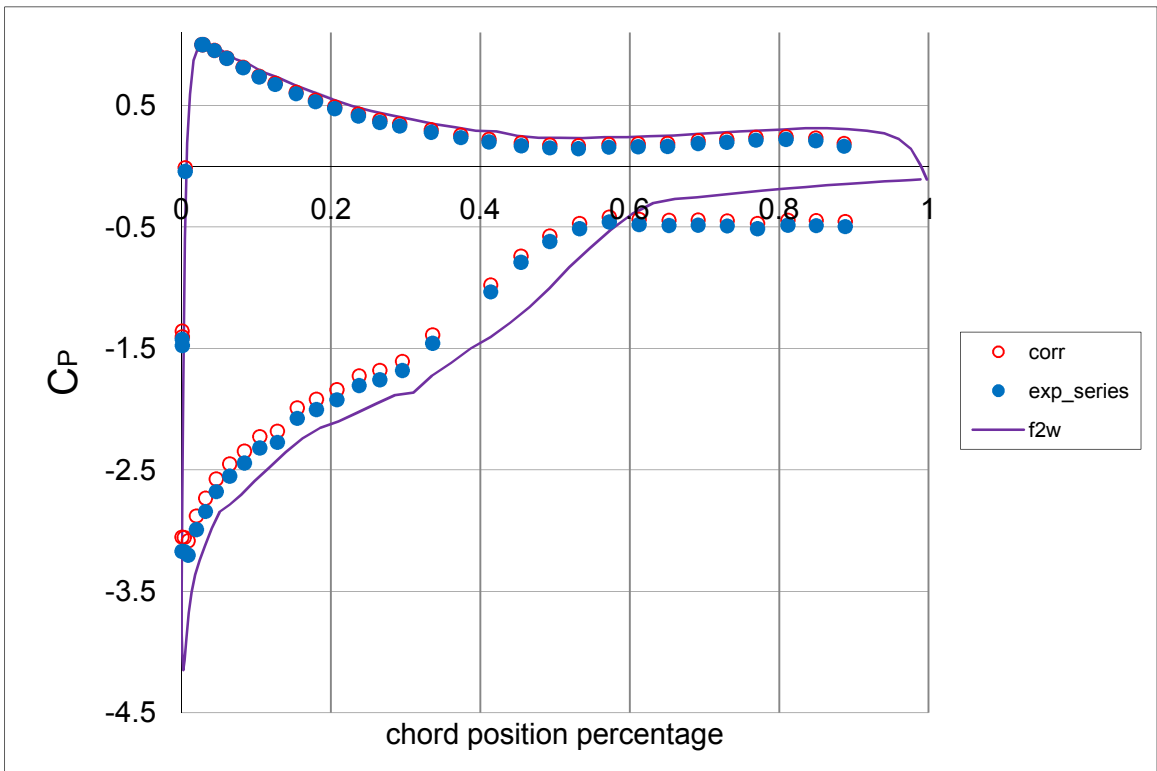


3.4.13 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $12^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $12^\circ$  angle of attack

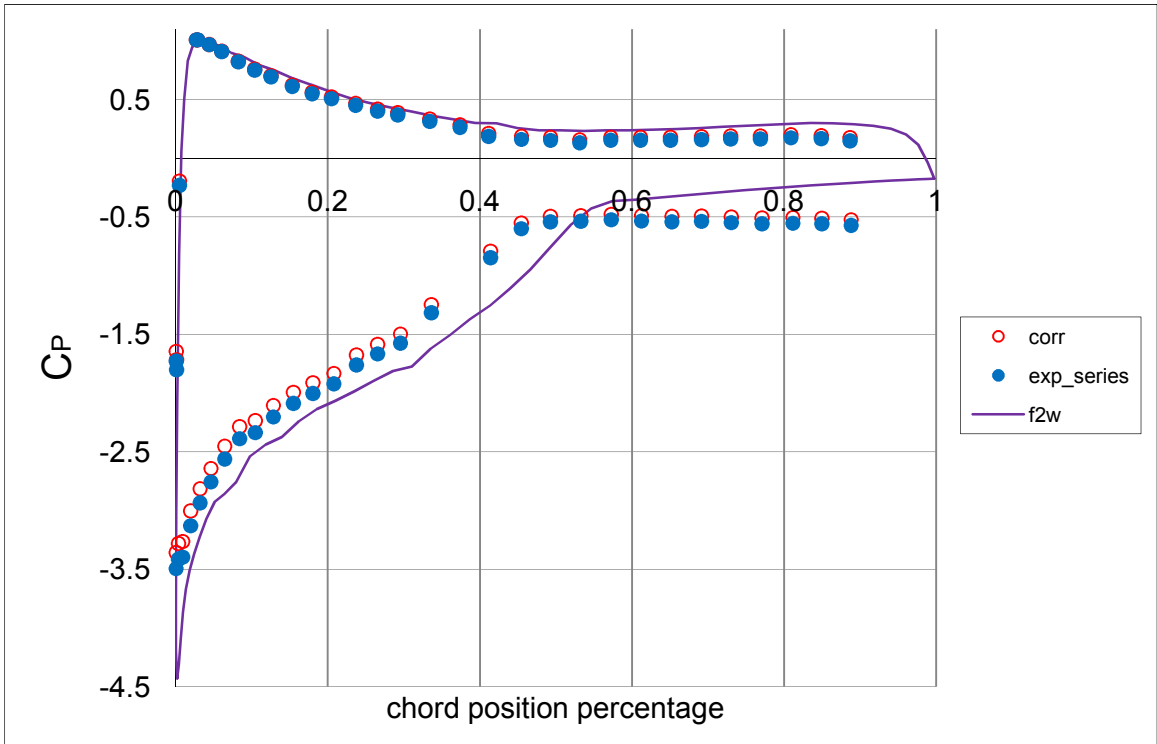




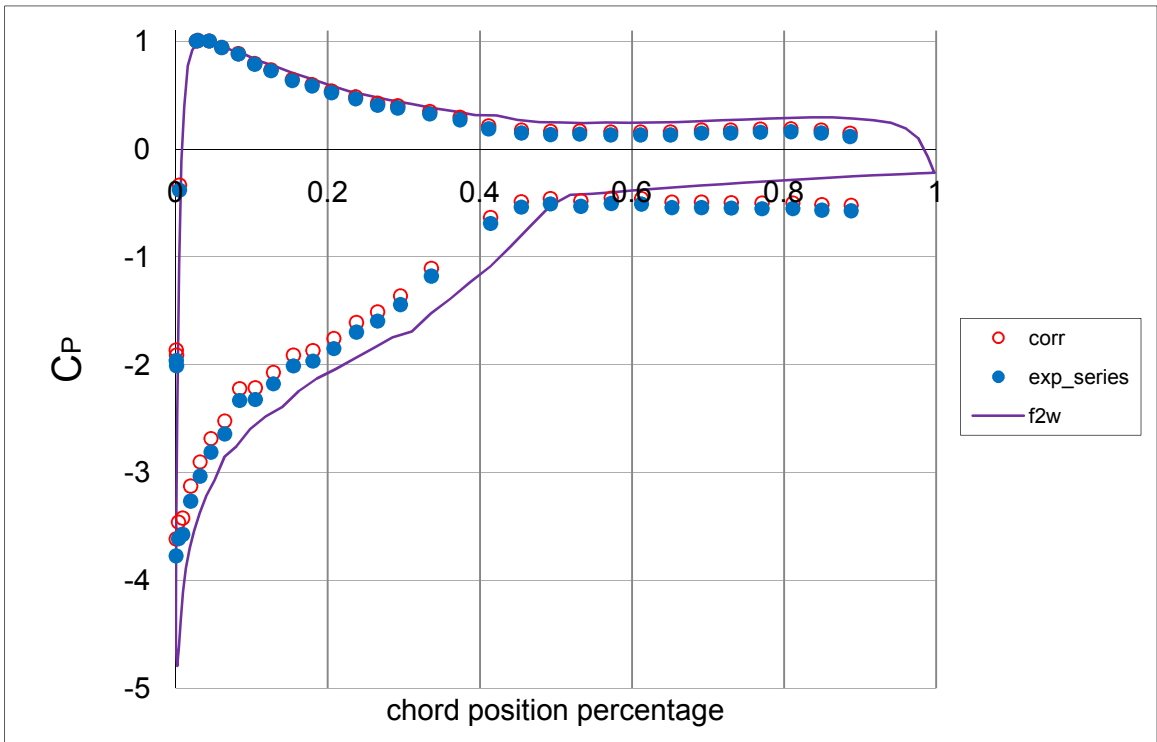
3.4.14 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $13^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $13^\circ$  angle of attack



3.4.15 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $14^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $14^\circ$  angle of attack

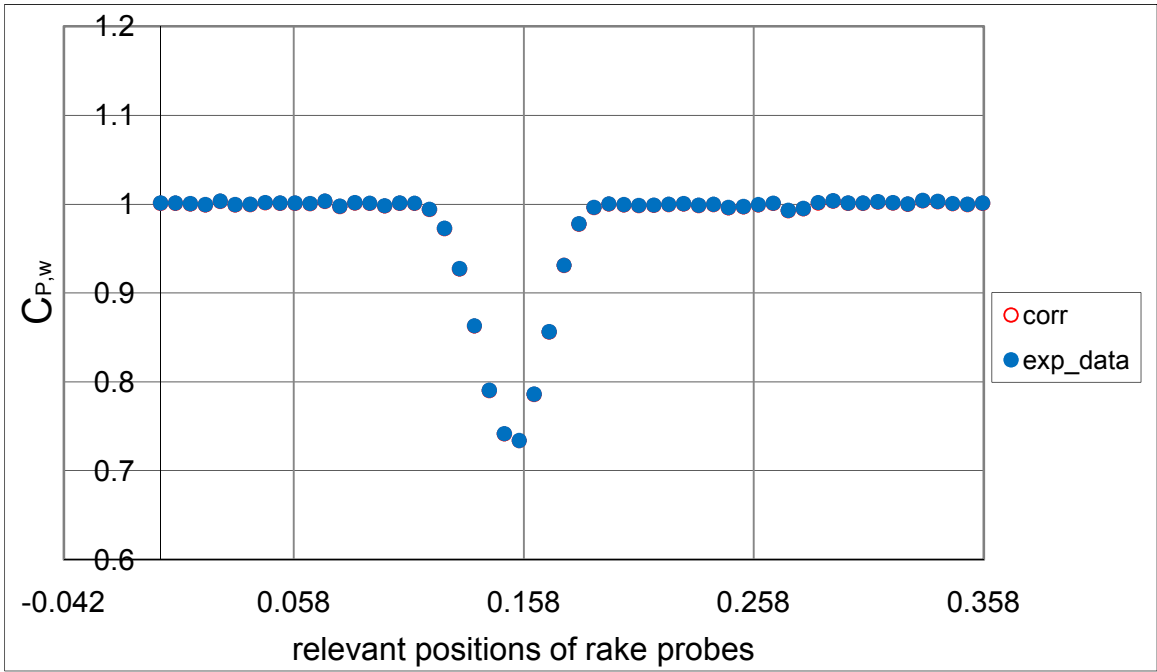


3.4.16 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $15^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $15^\circ$  angle of attack

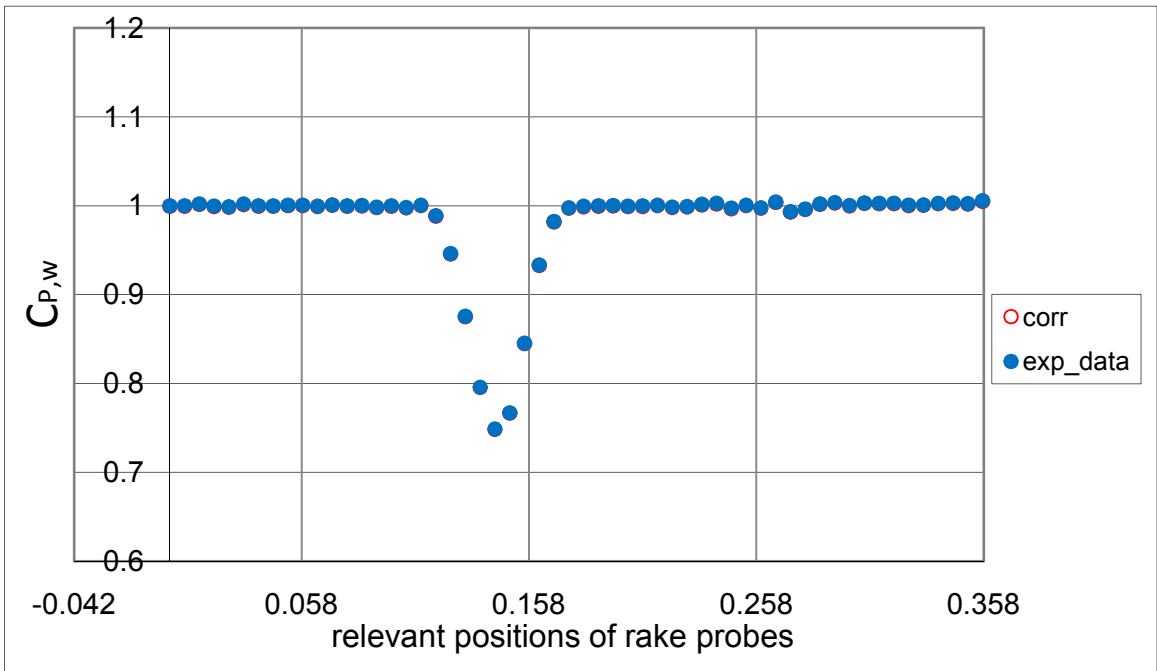


3.4.17 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $16^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $16^\circ$  angle of attack

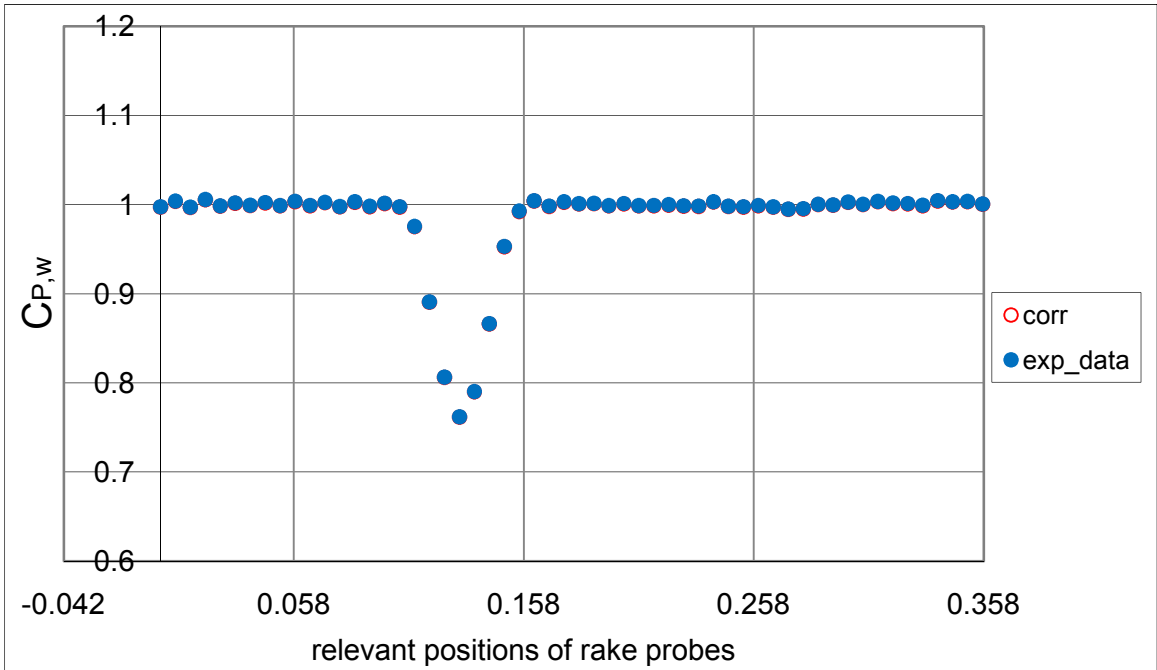
Τα διαγράμματα της κατανομής του συντελεστή πίεσης κατά μήκος του rake που μας δίνουν και τον συντελεστή αντίστασης για την πρώτη σειρά πειραματικών μετρήσεων με λεία αεροτομή παρουσιάζονται από κάτω, όπου με σκούρες τελείες παρουσιάζονται αυτούσιες οι πειραματικές μετρήσεις και με πιο ανοιχτές τελείες παρουσιάζονται οι αντίστοιχες διορθωμένες.



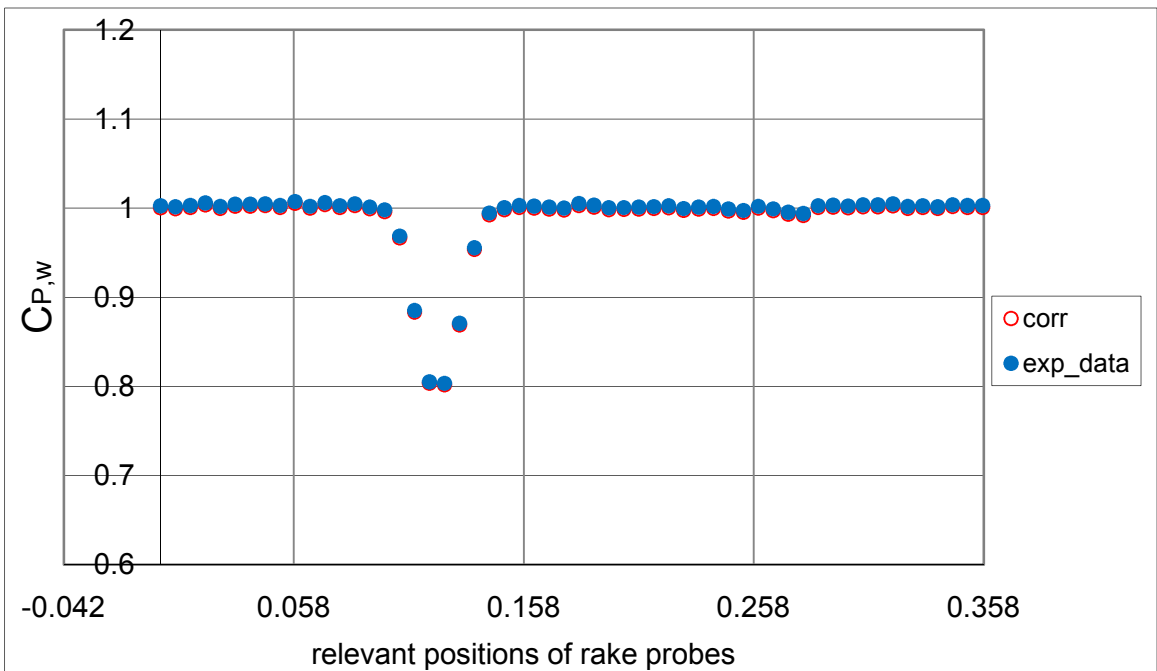
3.4.18 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-6^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-6^\circ$  angle of attack



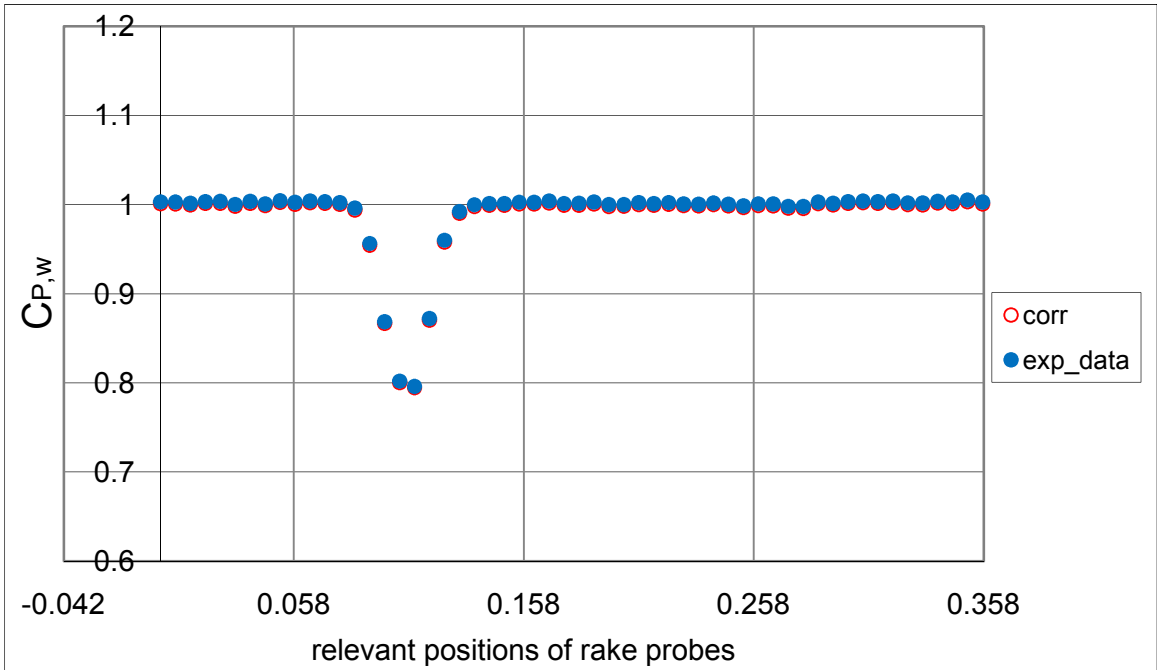
3.4.19 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-4^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-4^\circ$  angle of attack



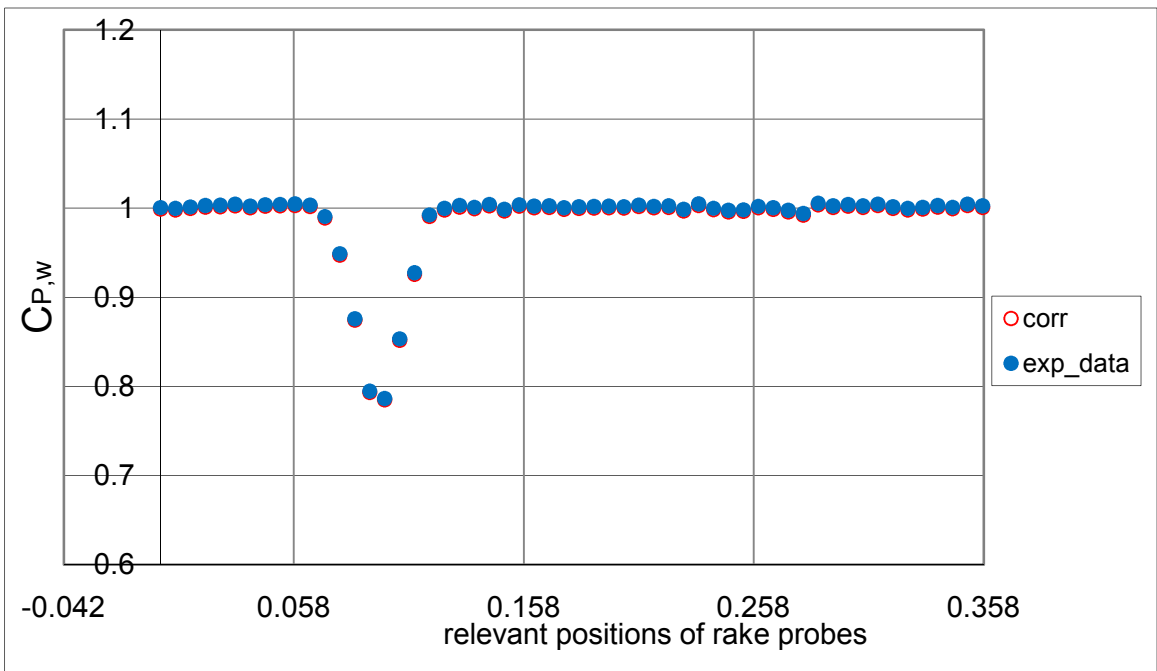
3.4.20 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-2^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-2^\circ$  angle of attack



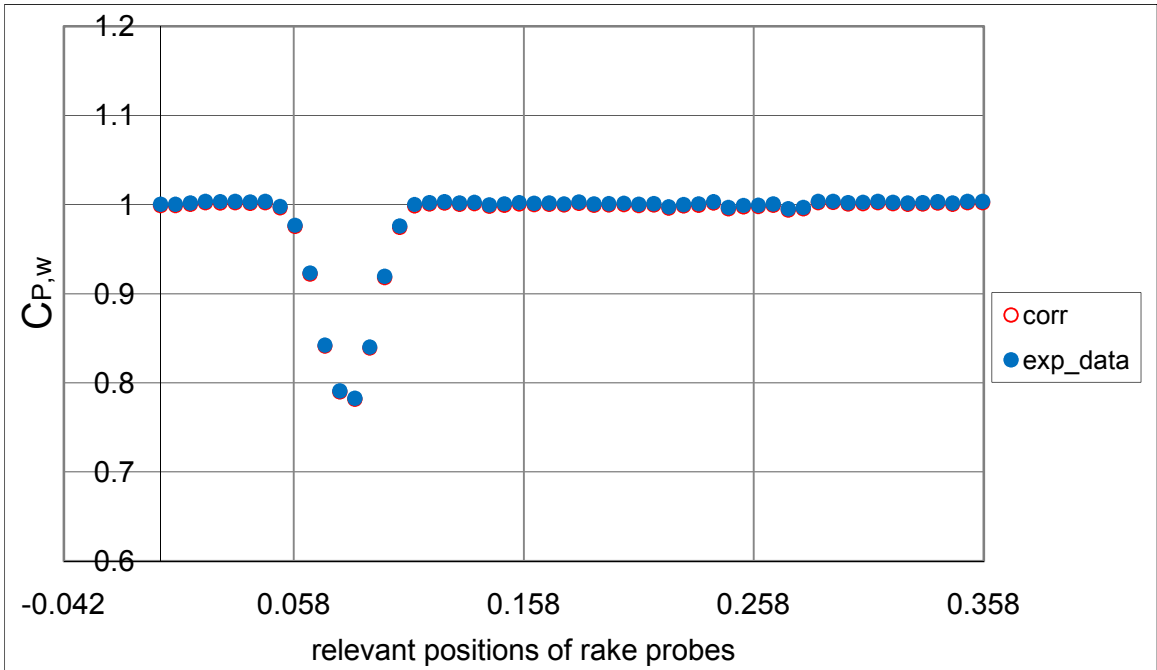
3.4.21 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $0^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $0^\circ$  angle of attack



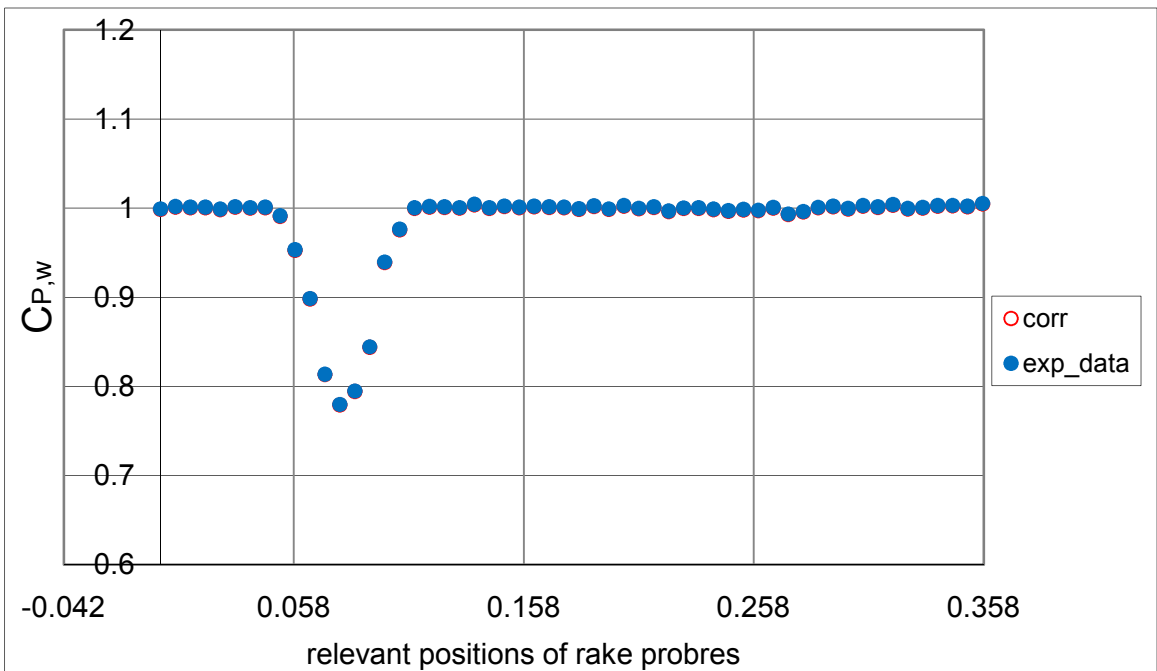
3.4.22 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $2^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $2^\circ$  angle of attack



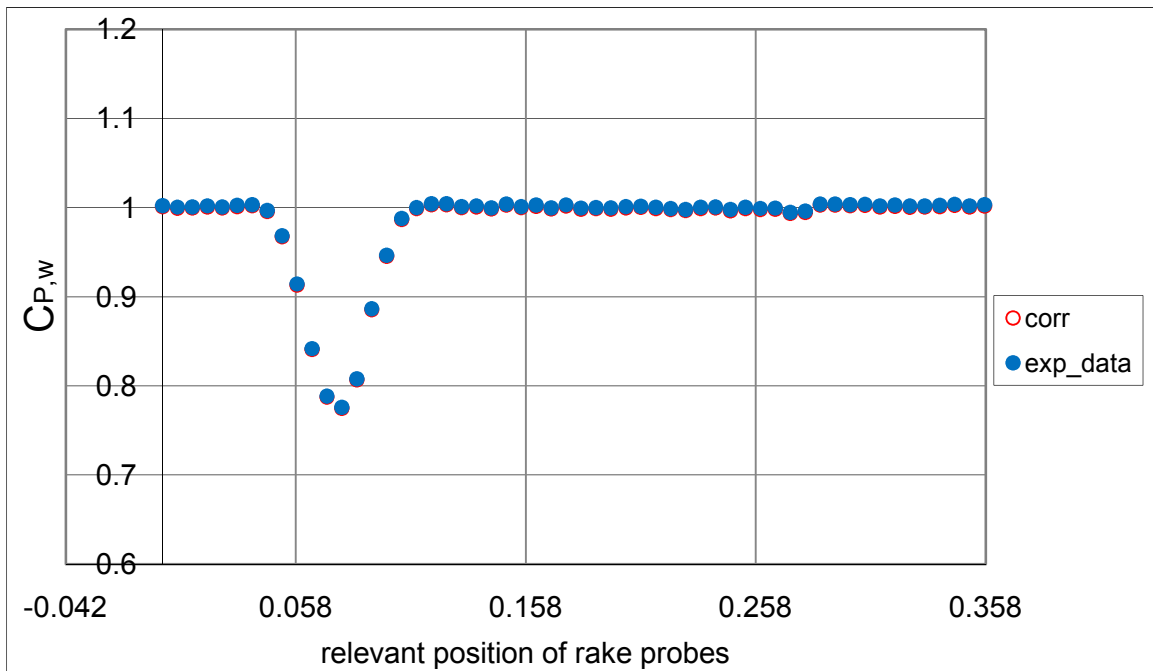
3.4.23 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $4^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $4^\circ$  angle of attack



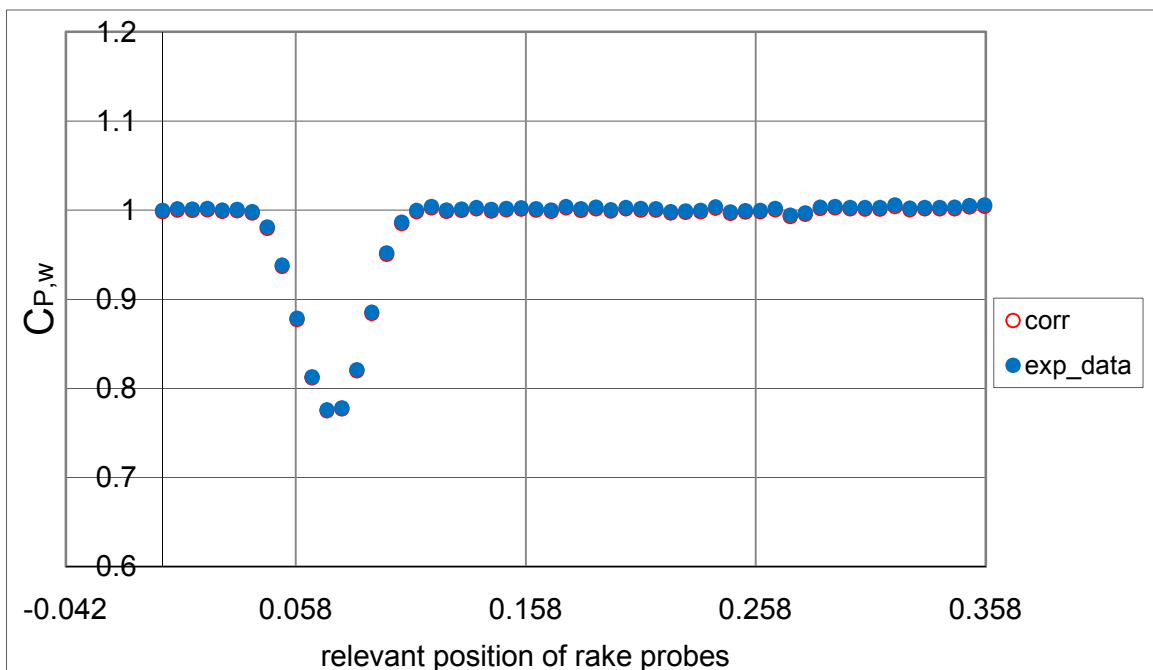
3.4.24 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $6^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $6^\circ$  angle of attack



3.4.25 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $7^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $7^\circ$  angle of attack

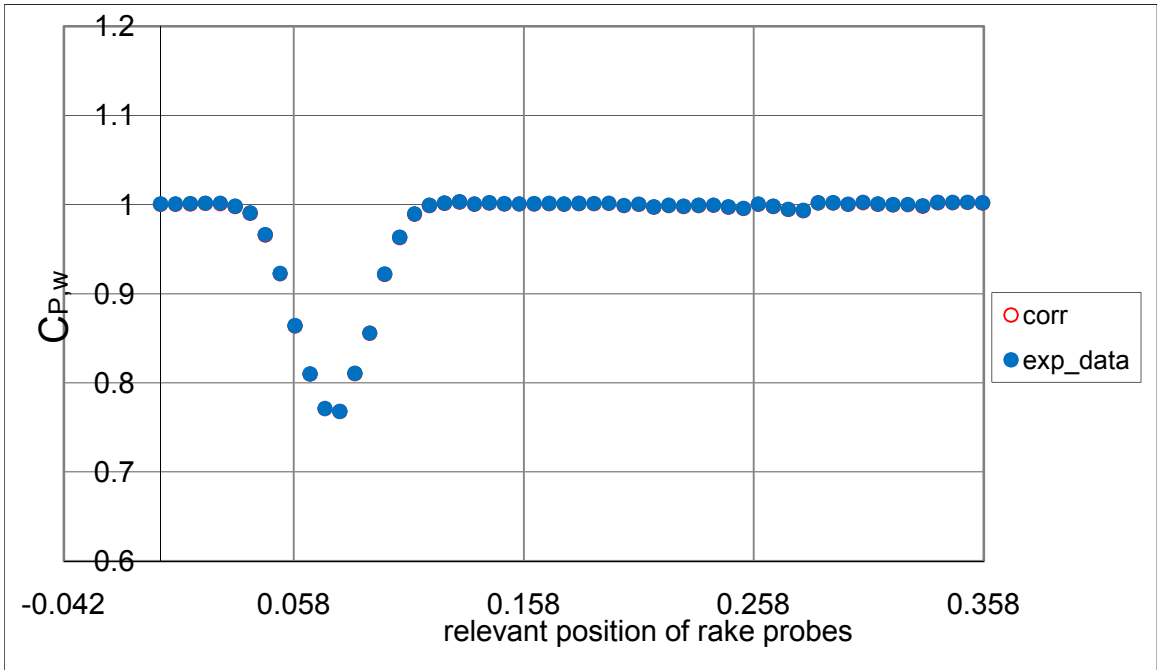


3.4.26 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $8^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $8^\circ$  angle of attack

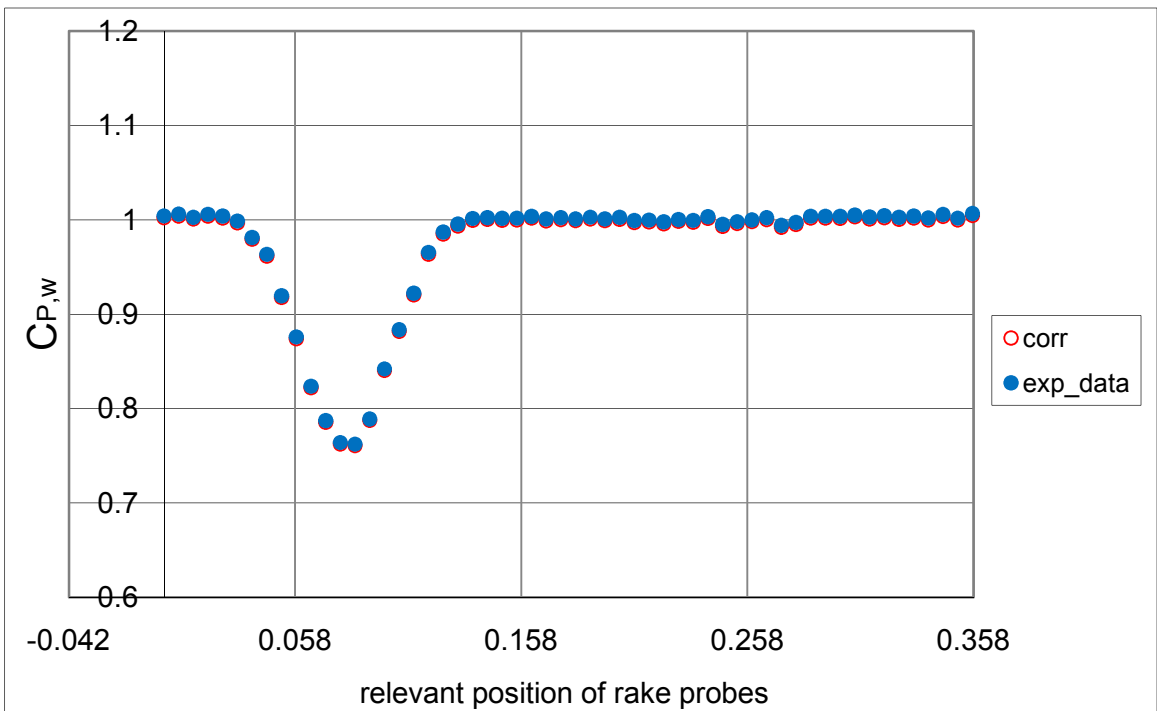


3.4.27 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $9^\circ$  angle of attack

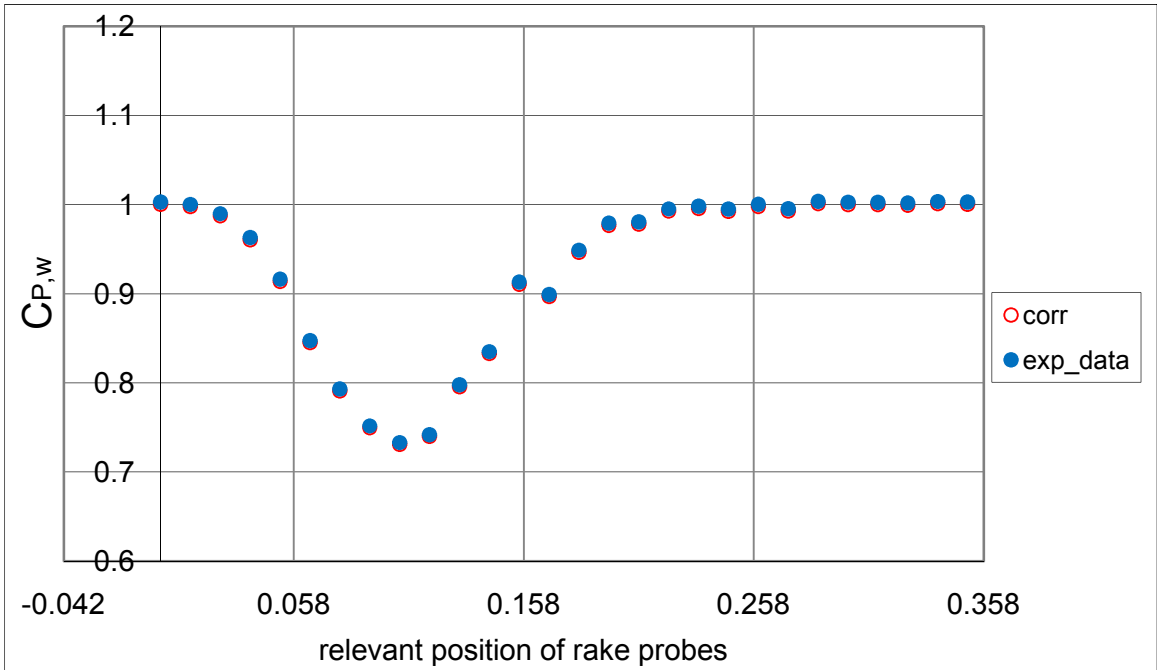




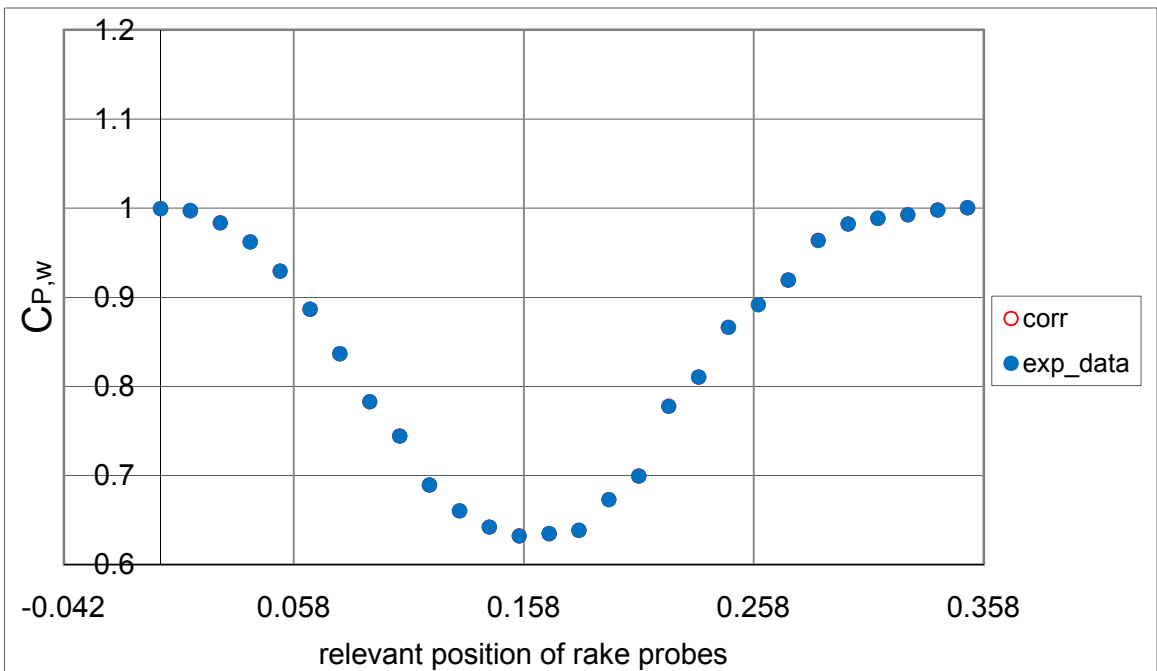
3.4.28 Διάγραμμα  $C_{P,W}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $10^\circ$   
 $C_{P,W}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $10^\circ$  angle of attack



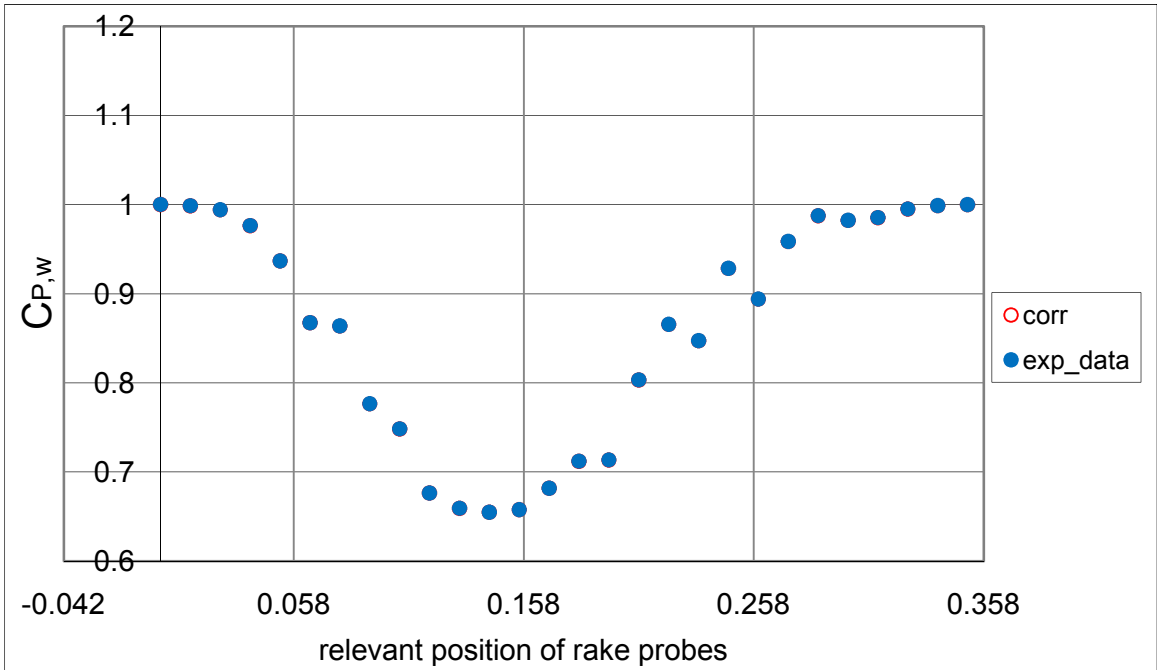
3.4.29 Διάγραμμα  $C_{P,W}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $11^\circ$   
 $C_{P,W}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $11^\circ$  angle of attack



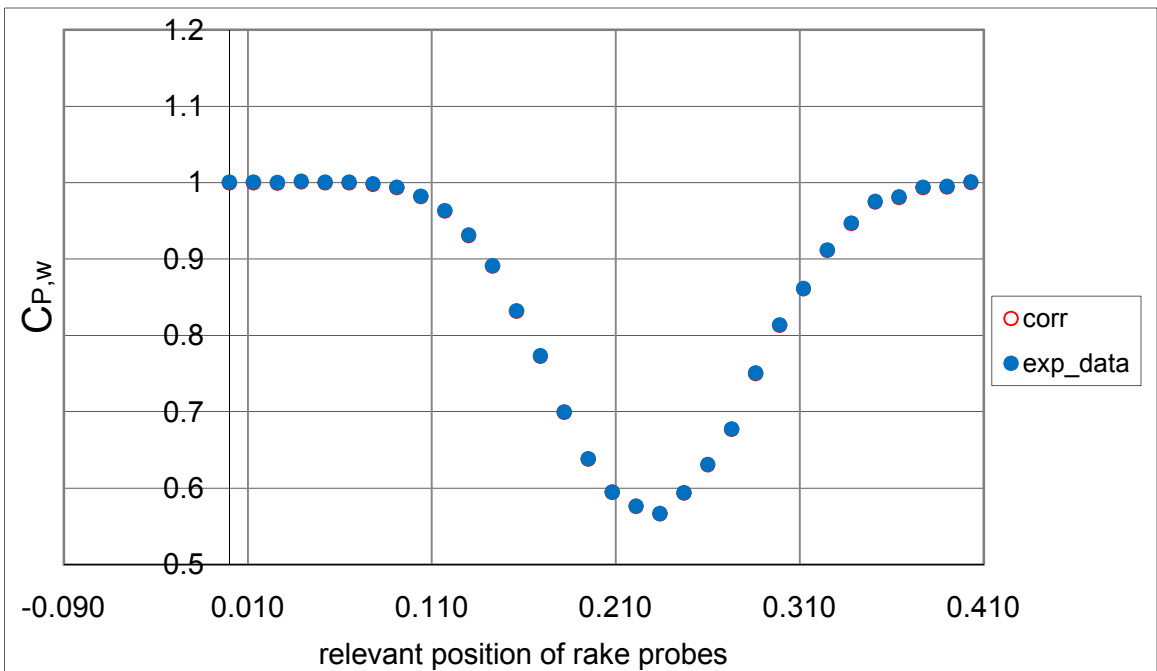
3.4.30 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $12^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $12^\circ$  angle of attack



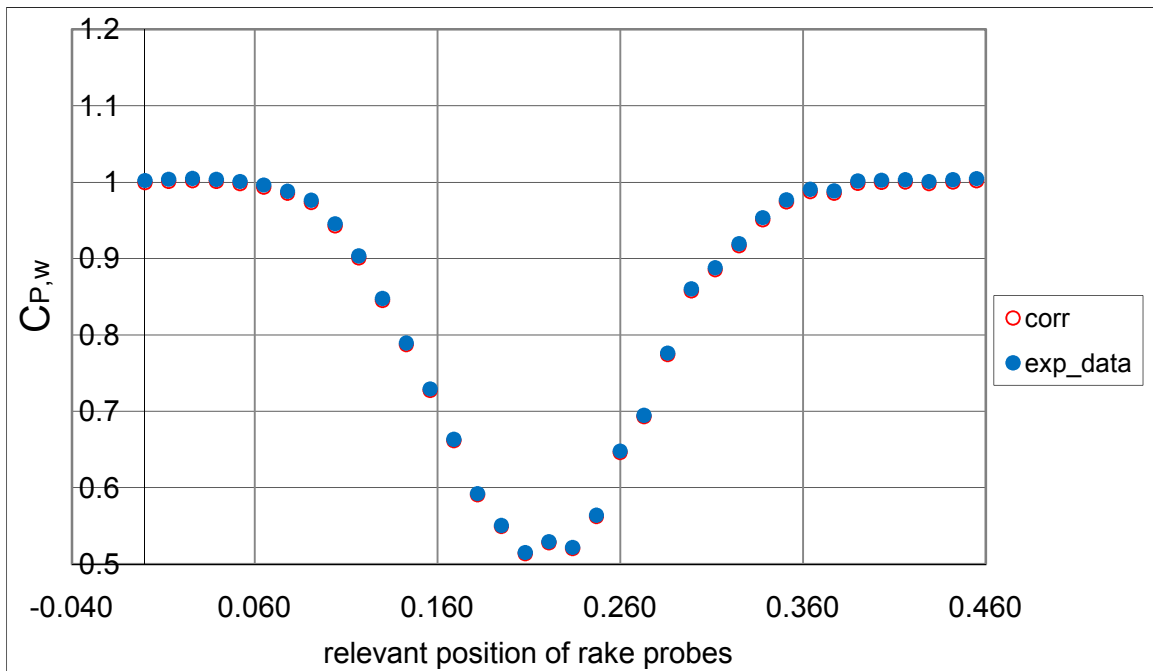
3.4.31 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $13^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $13^\circ$  angle of attack



3.4.32 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $14^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $14^\circ$  angle of attack



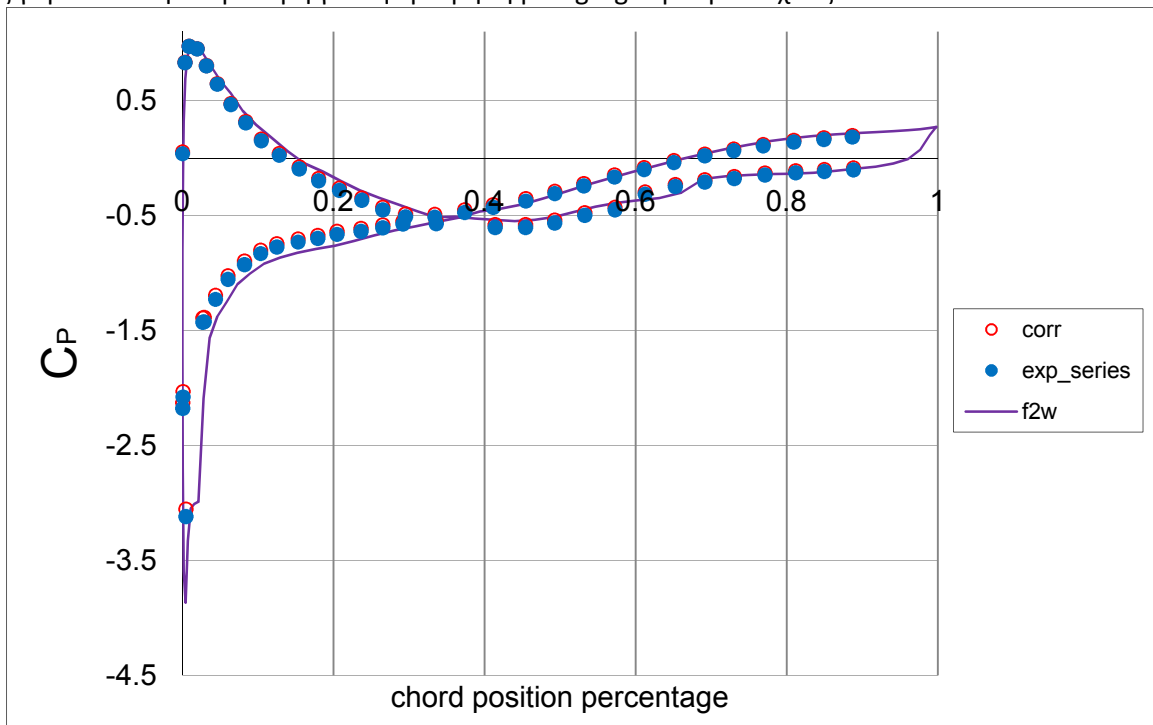
3.4.33 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $15^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $15^\circ$  angle of attack



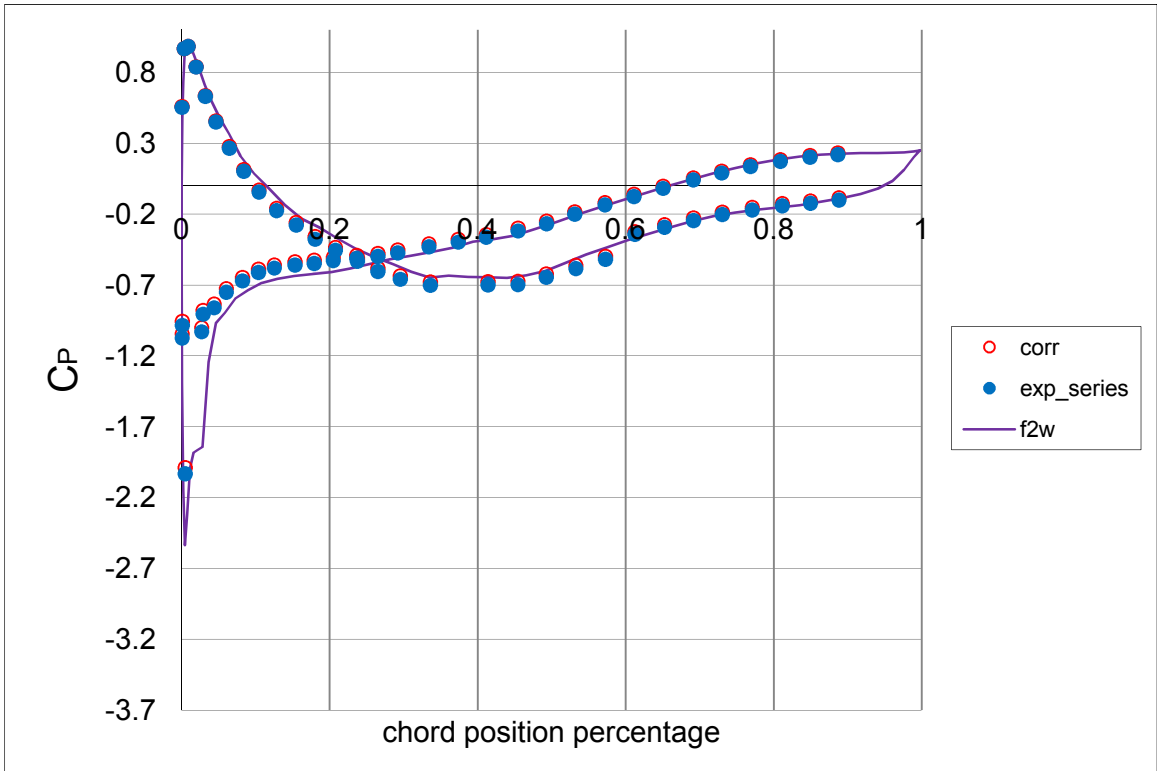
3.4.34 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $16^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $16^\circ$  angle of attack

### 3.5 ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΜΕ TRIP TAPE – ΠΑΡΟΥΣΙΑΣΗ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ – ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ

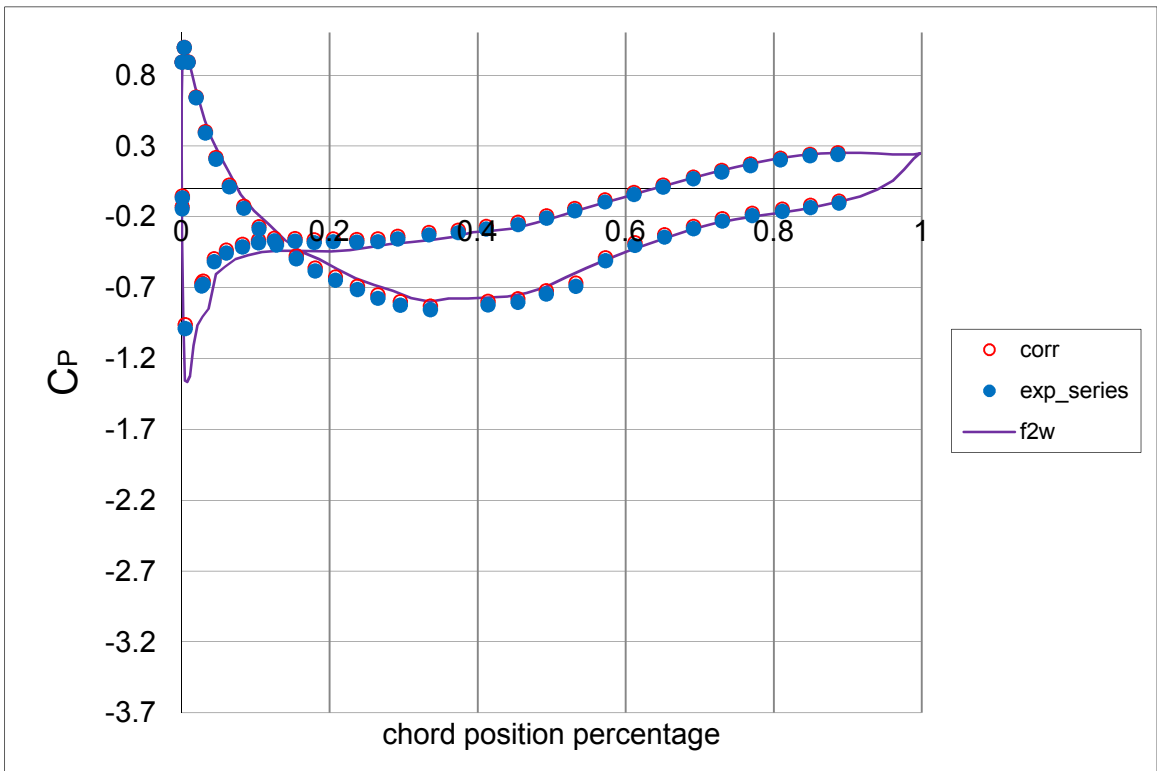
Στην ίδια φιλοσοφία με τα παραπάνω διαγράμματα παρουσιάζομε και τα διαγράμματα των πειραμάτων που έγιναν με χρήση της ταινίας ολίσθησης. Κατ' αρχήν παρουσιάζομε την κατανομή των συντελεστών πίεσης γύρω από την αεροτομή για την μέτρηση με zigzag trip tape πάχους 0.4 mm.



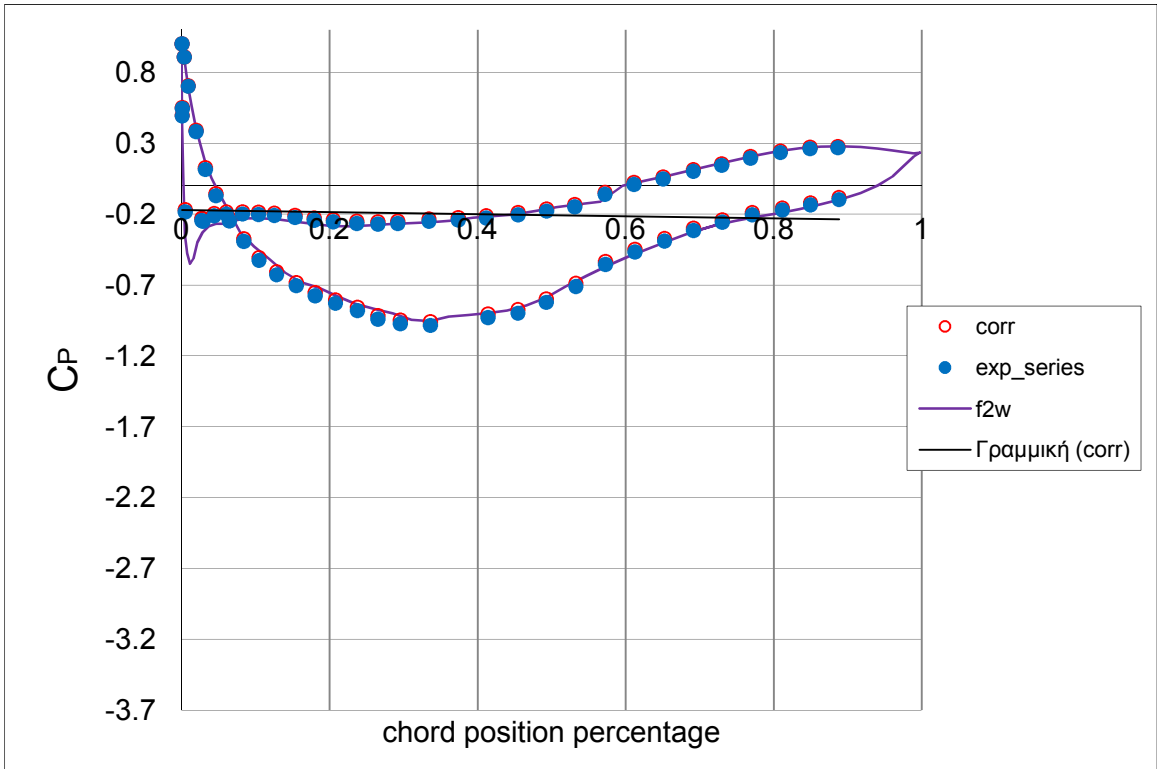
3.5.1 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-6^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-6^\circ$  angle of attack



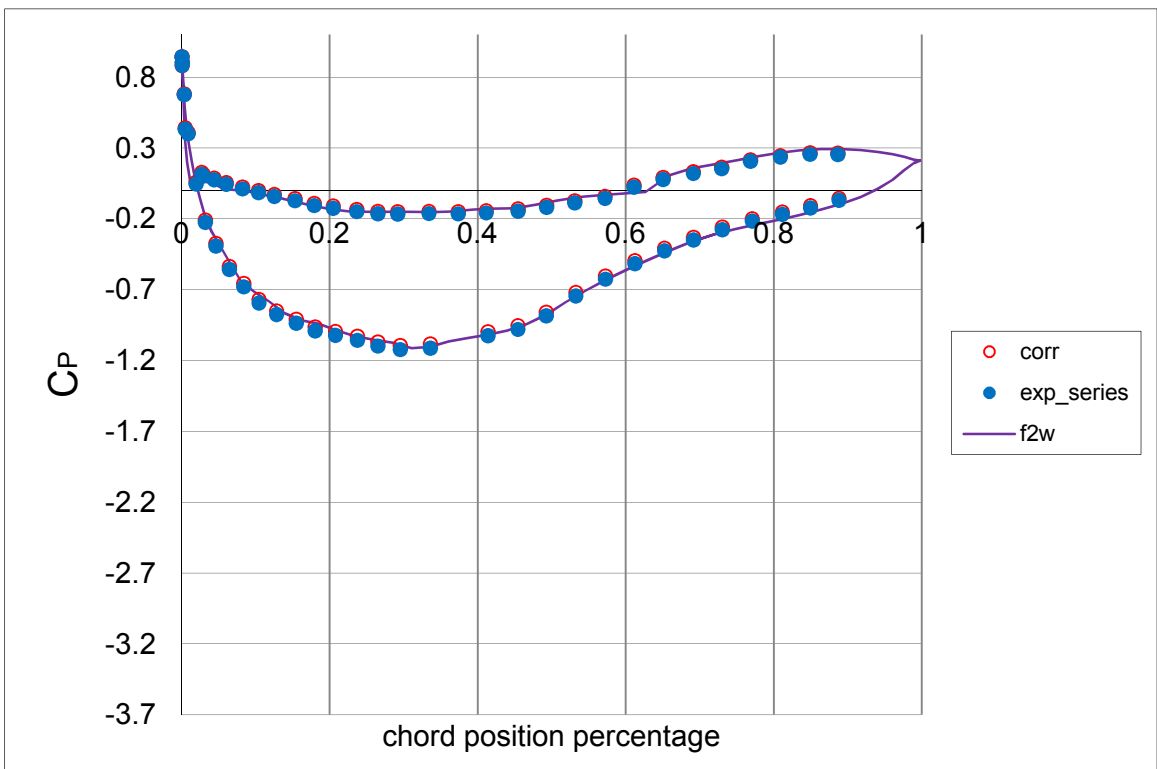
3.5.2 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-4^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-4^\circ$  angle of attack



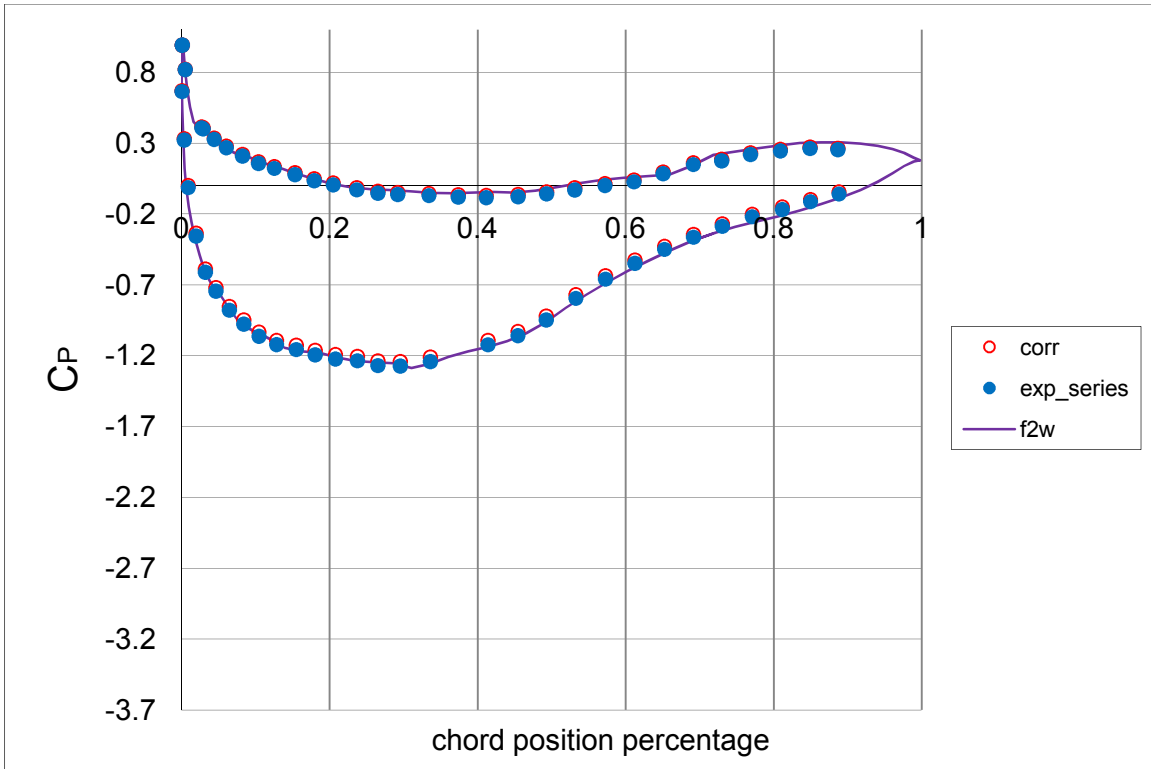
3.5.3 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-2^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-2^\circ$  angle of attack



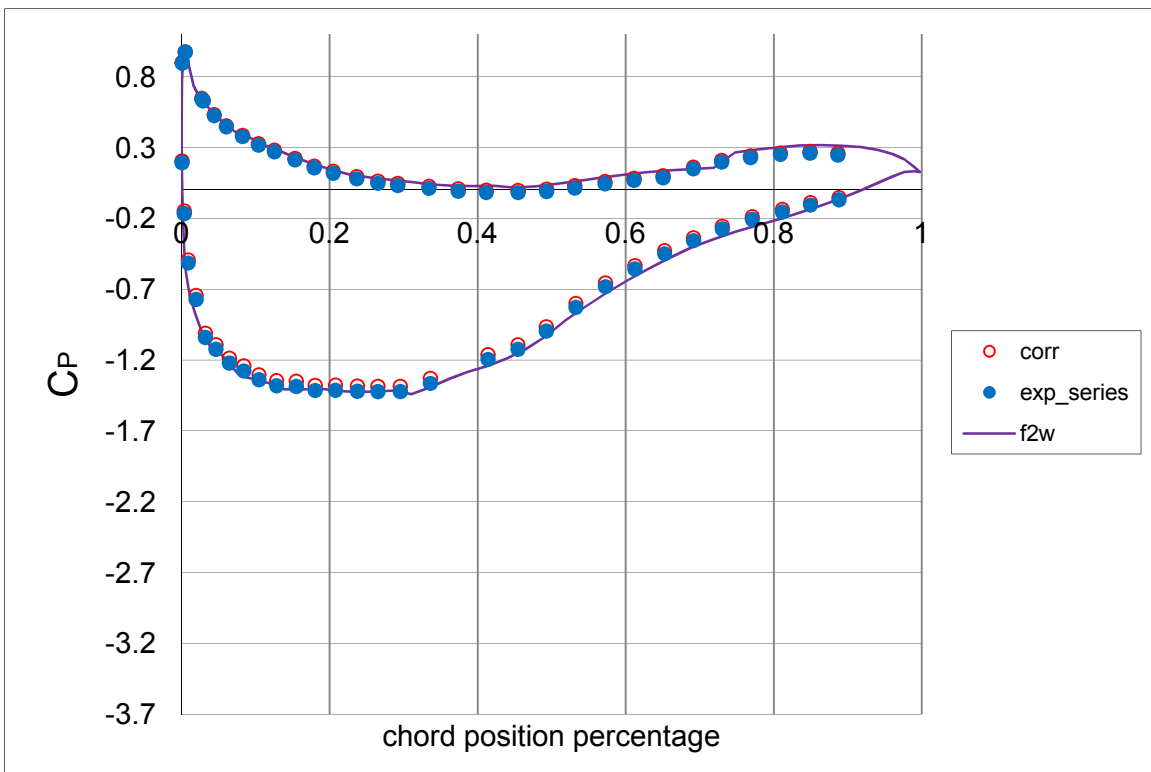
3.5.4 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $0^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $0^\circ$  angle of attack



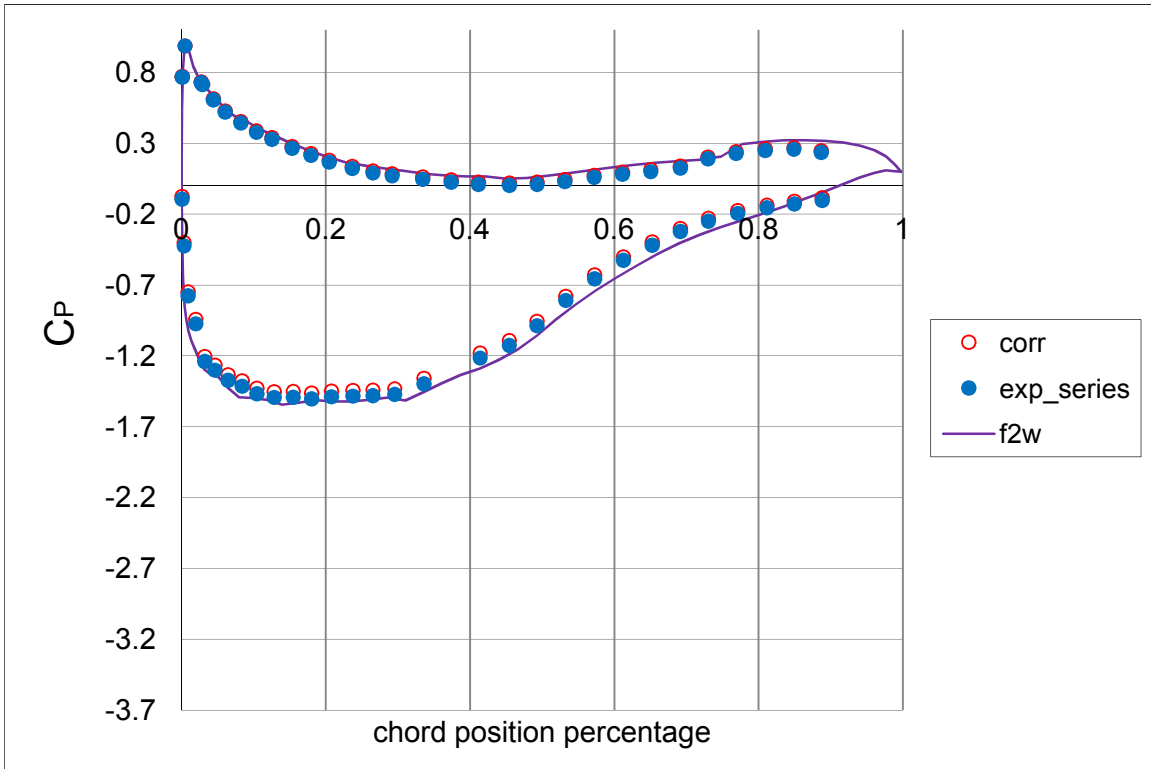
3.5.5 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $2^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $2^\circ$  angle of attack



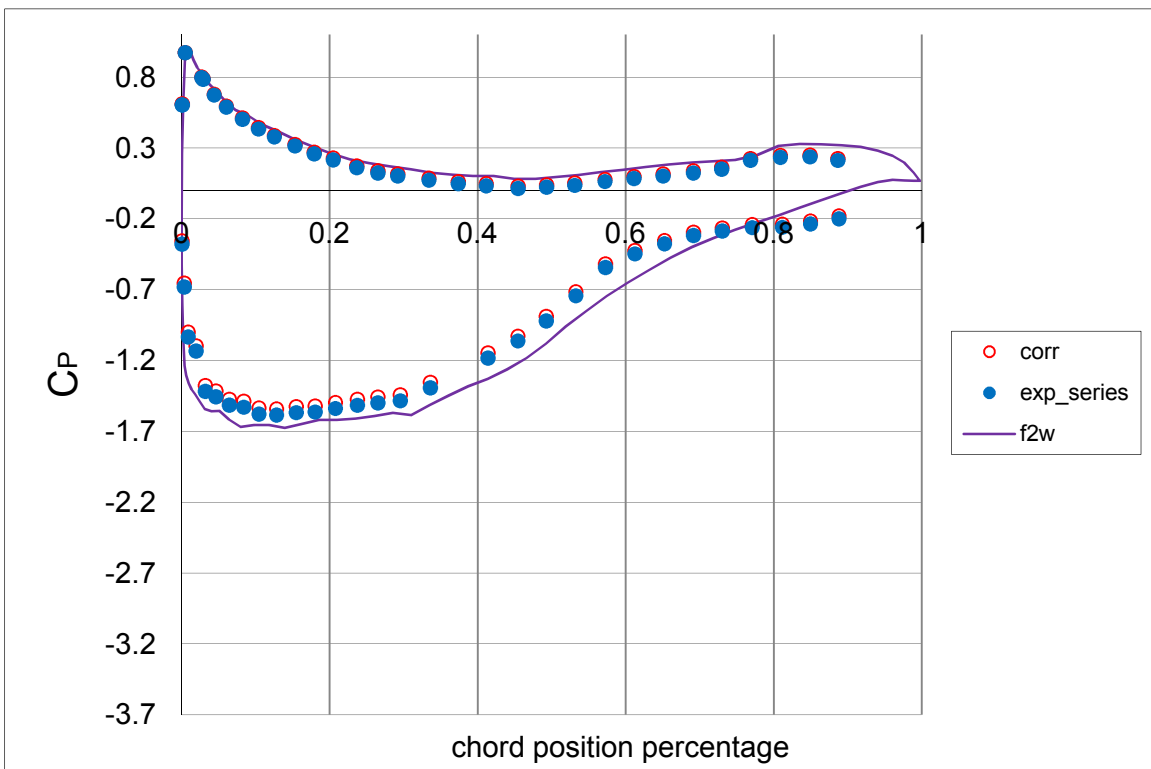
3.5.6 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $4^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $4^\circ$  angle of attack



3.5.7 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $6^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $6^\circ$  angle of attack

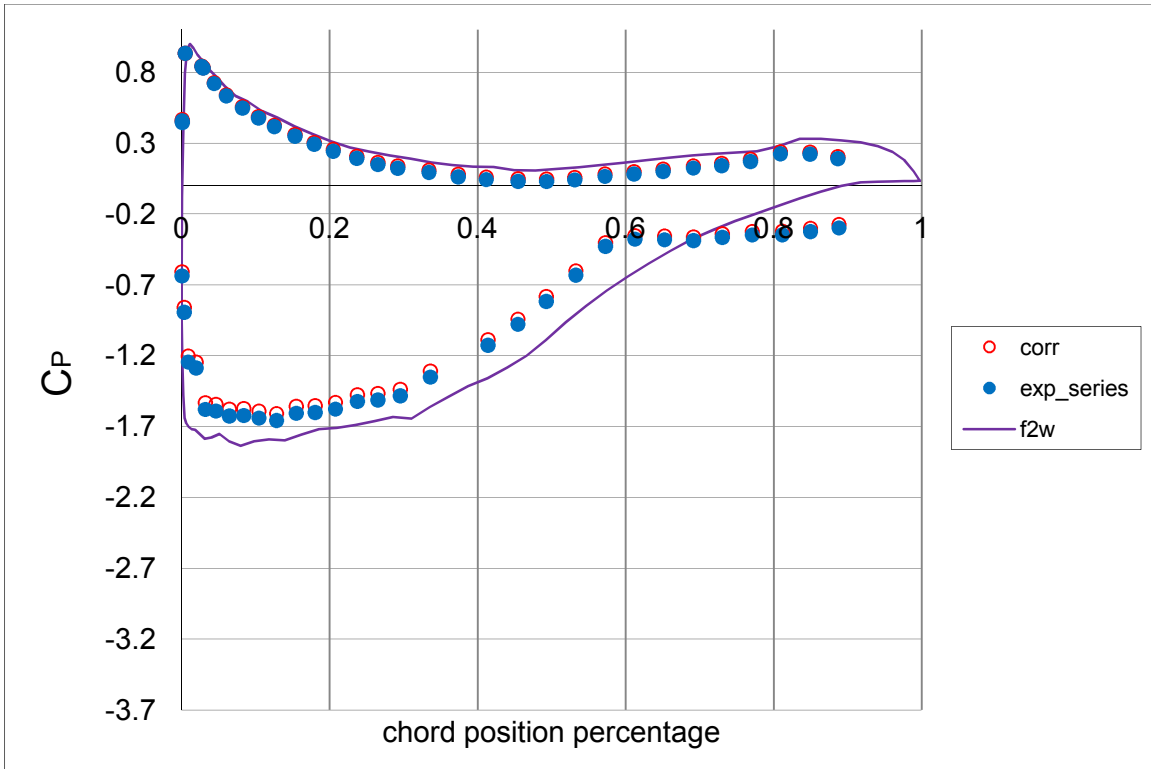


3.5.8 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $7^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $7^\circ$  angle of attack

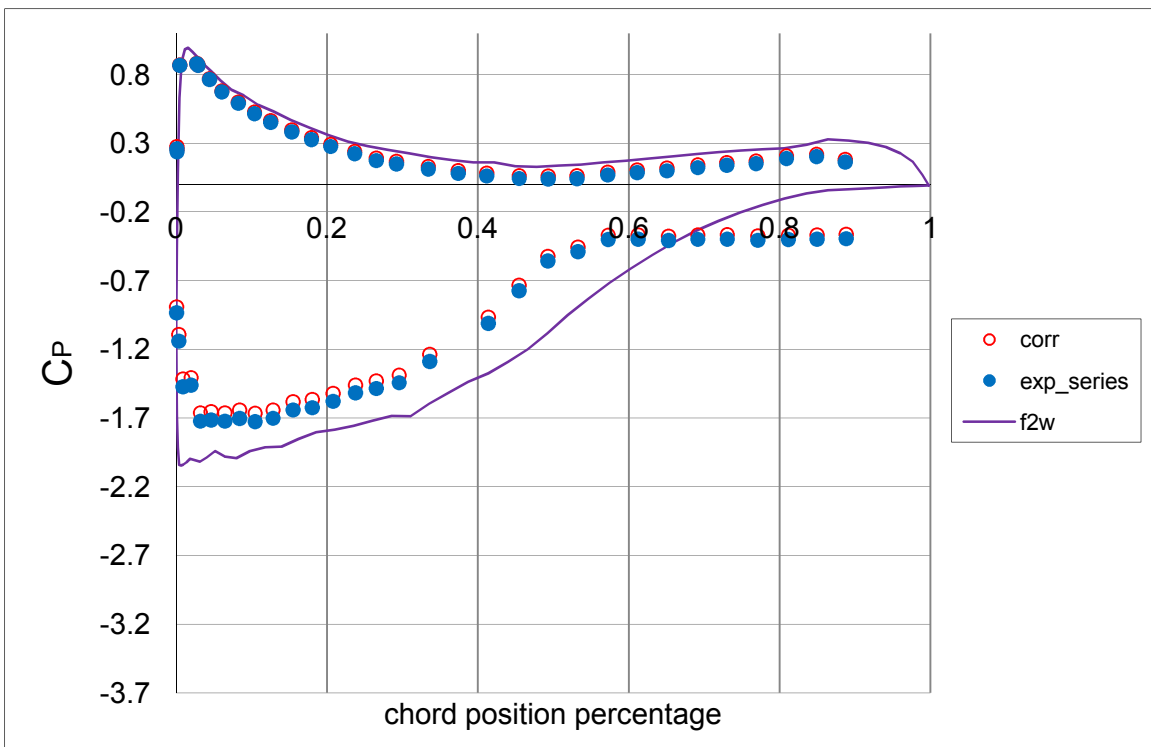


3.5.9 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $8^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $8^\circ$  angle of attack

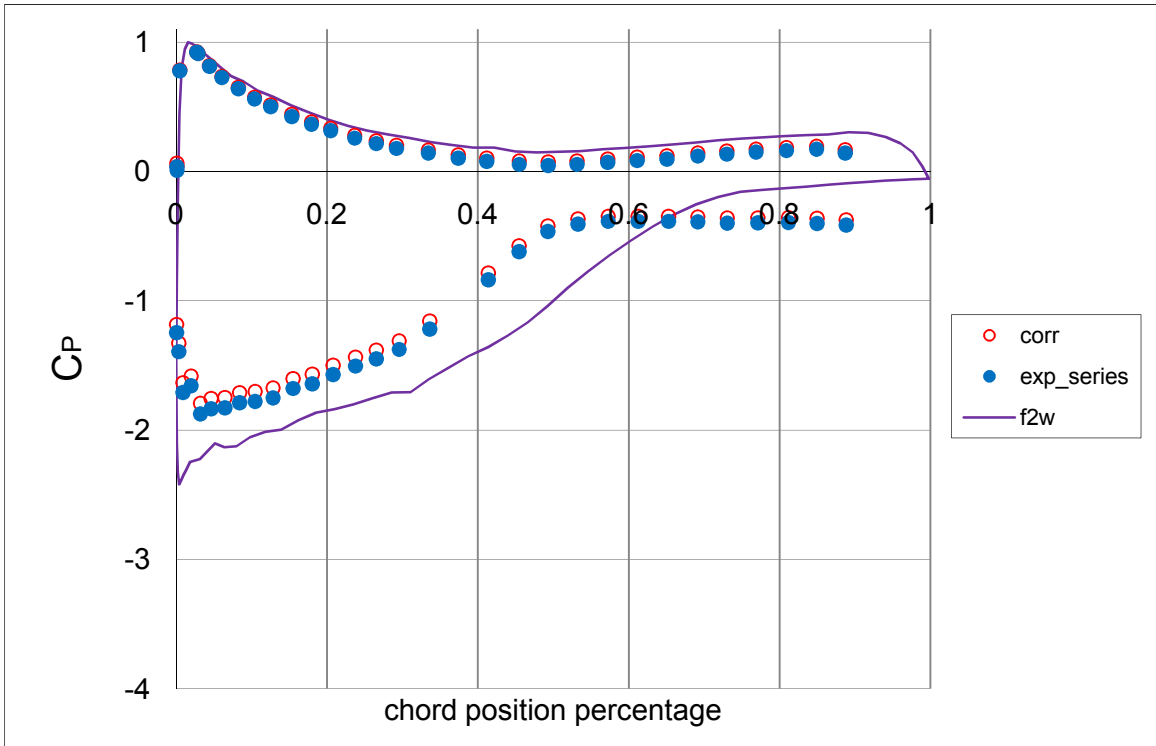




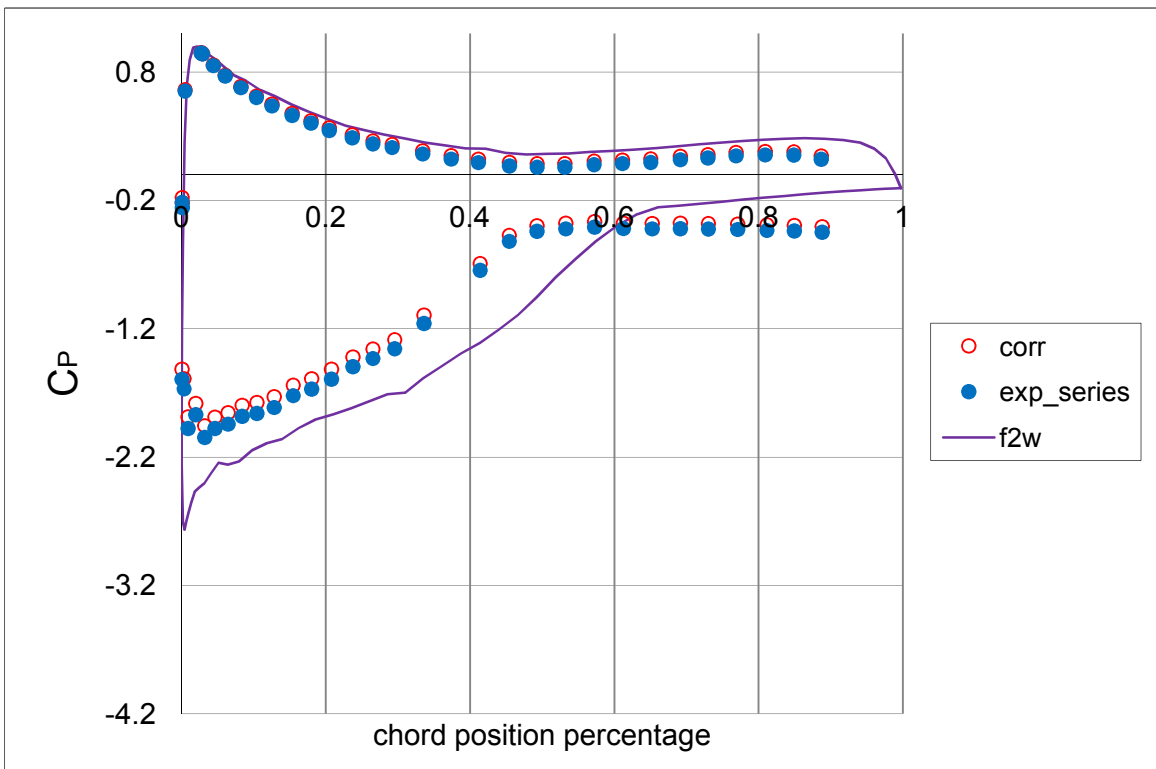
3.5.10 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $9^\circ$  angle of attack



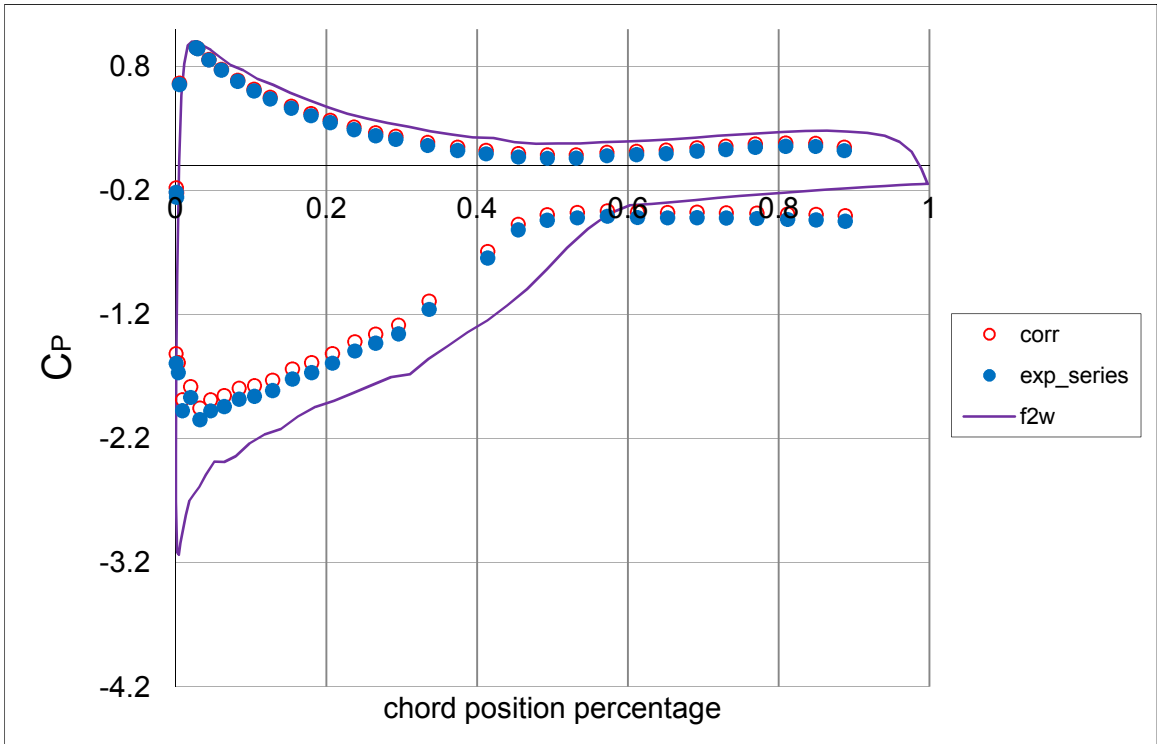
3.5.11 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $10^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $10^\circ$  angle of attack



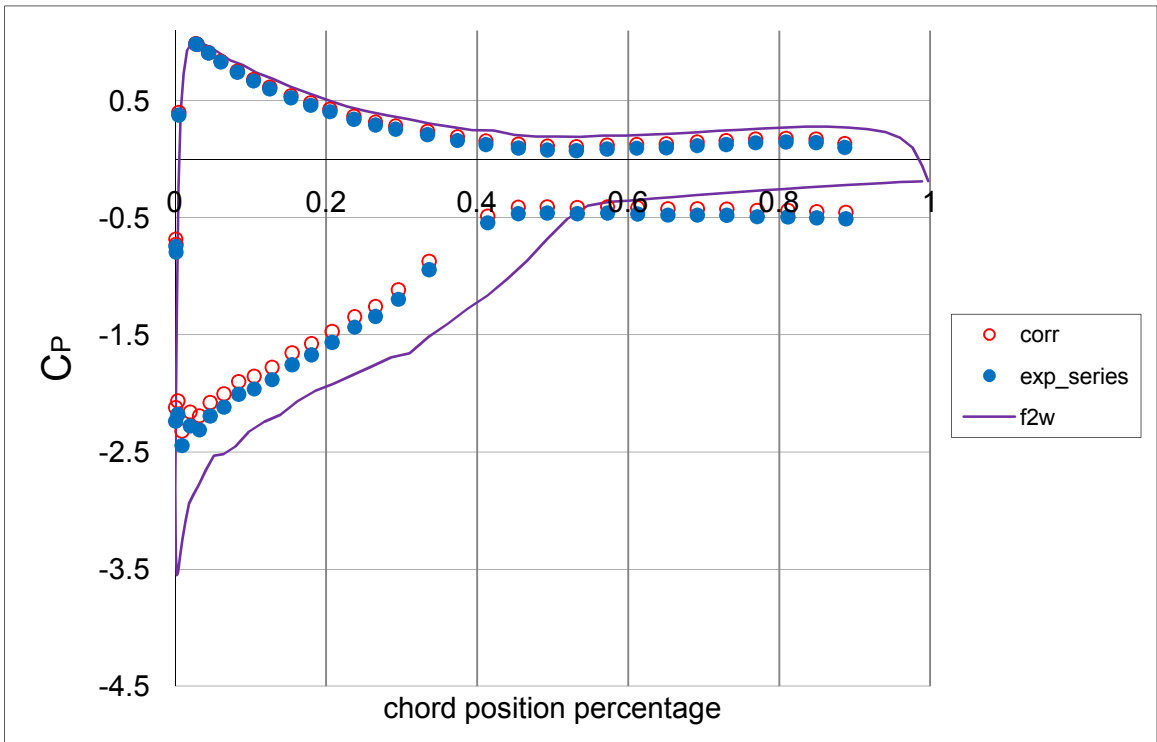
3.5.12 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $11^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $11^\circ$  angle of attack



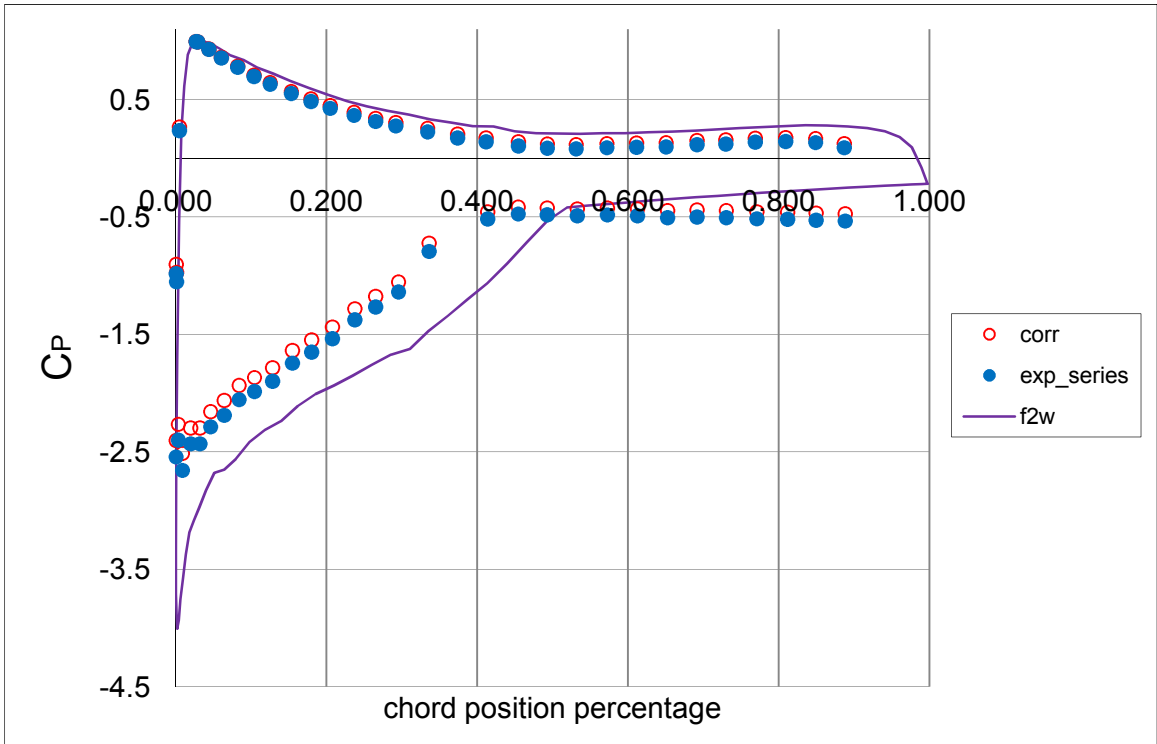
3.5.13 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $12^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $12^\circ$  angle of attack



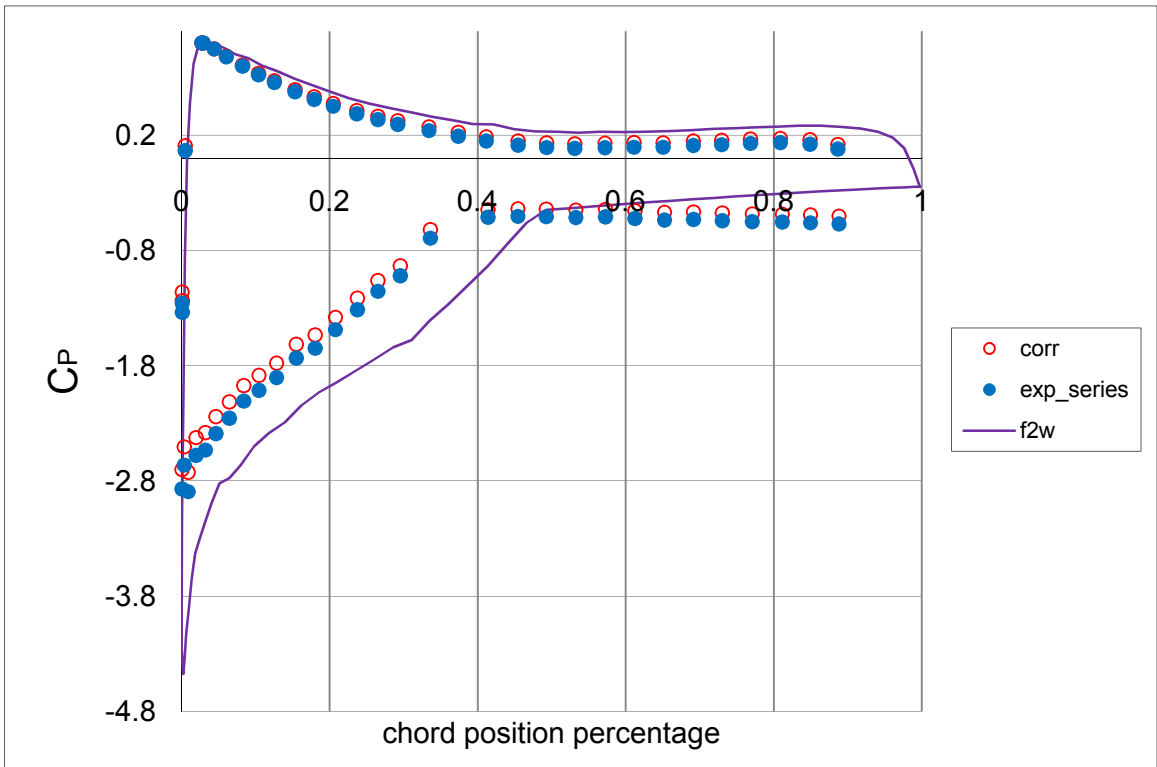
3.5.14 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $13^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $13^\circ$  angle of attack



3.5.15 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $14^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $14^\circ$  angle of attack

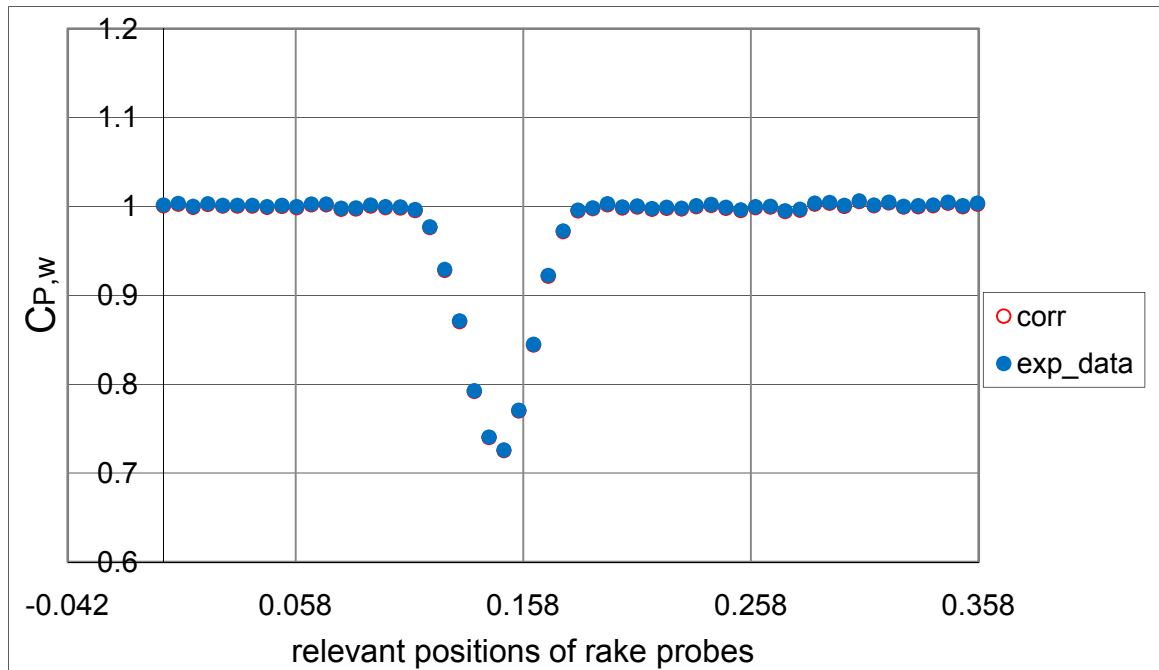


3.5.16 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $15^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $15^\circ$  angle of attack

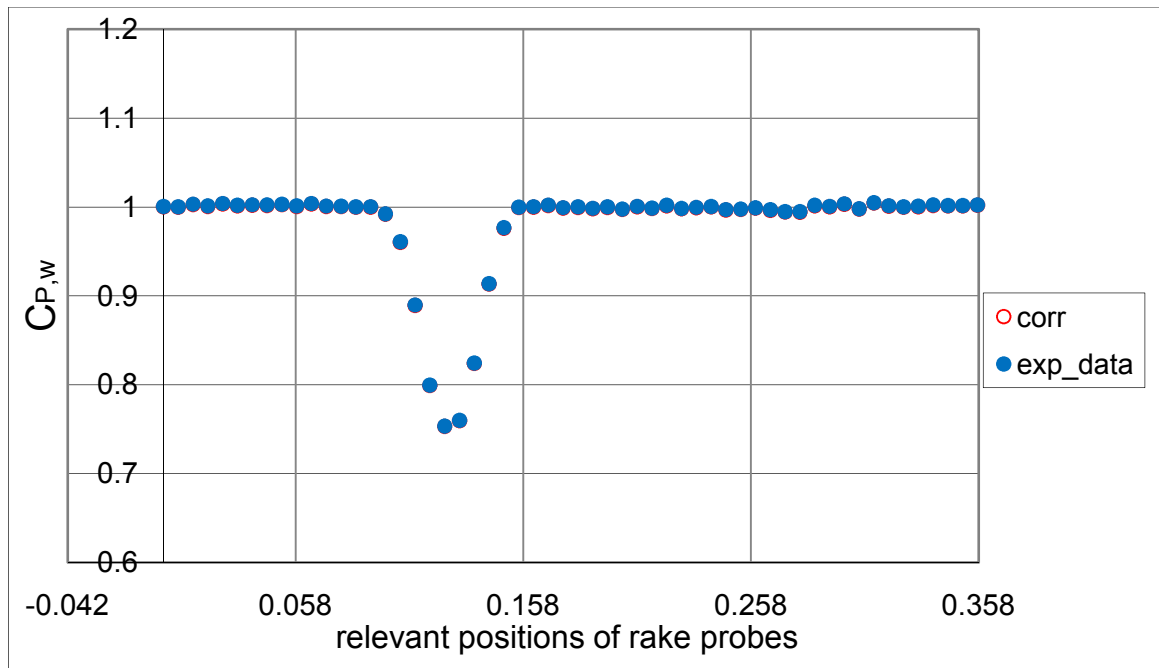


3.5.17 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $16^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $16^\circ$  angle of attack

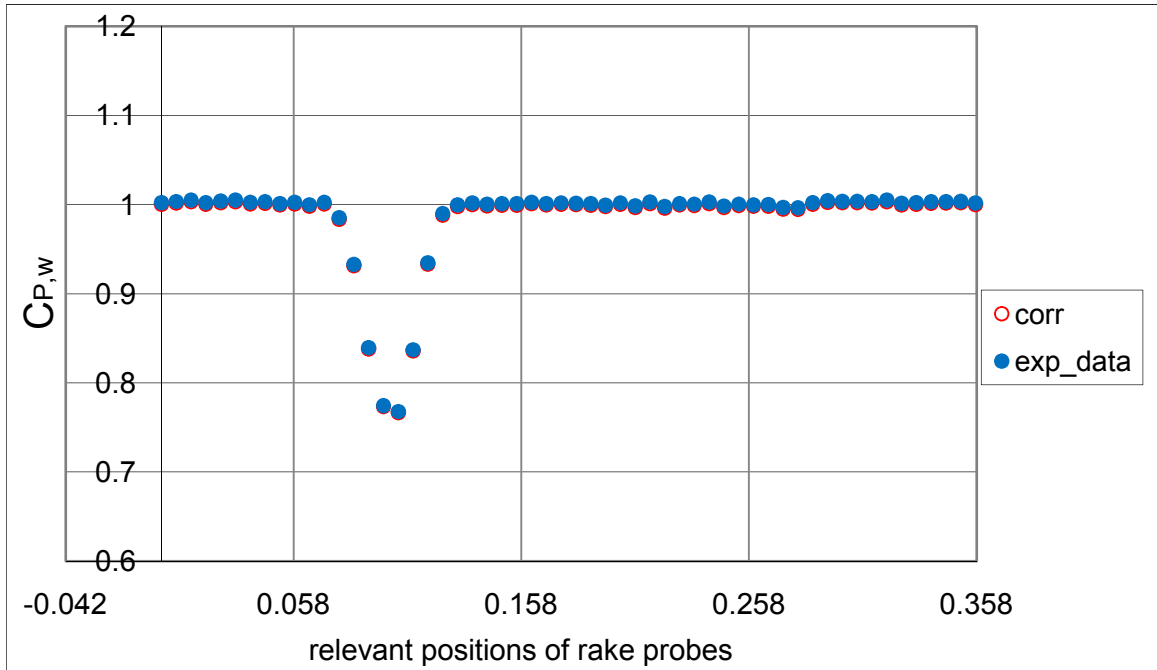
Κατόπιν, παρουσιάζομε και τα αντίστοιχα διαγράμματα για την κατανομή του συντελεστή πίεσης κατά μήκος του ομόρρου που μετρήσαμε με το rake για την ίδια σειρά πειραματικών μετρήσεων.



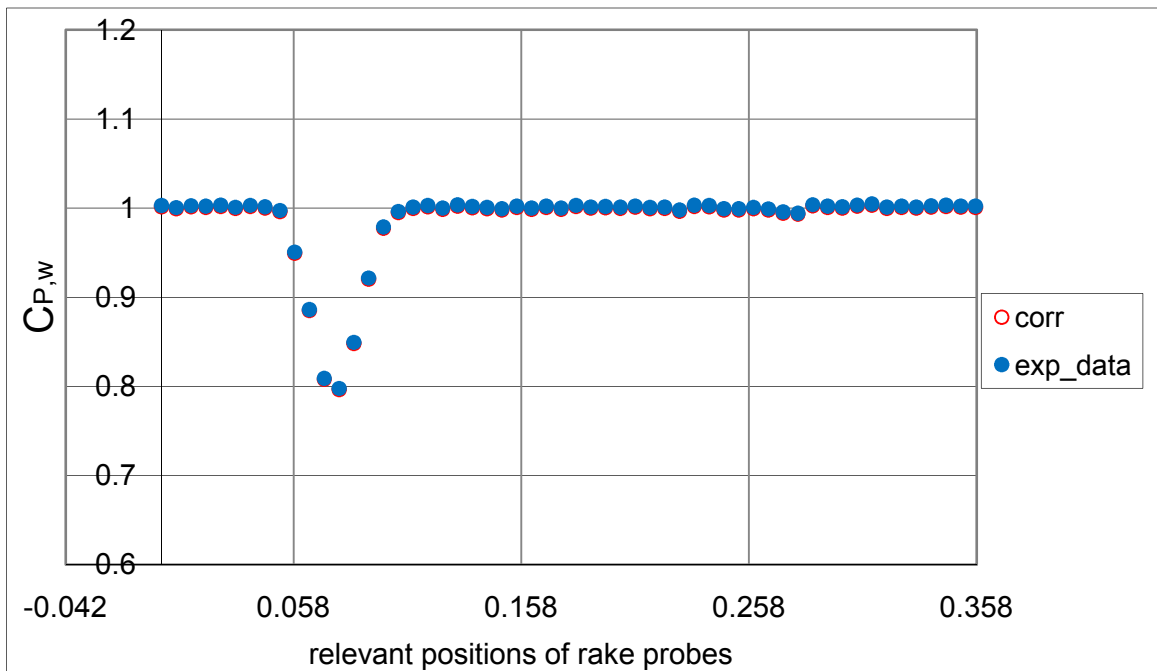
3.5.18 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-6^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-6^\circ$  angle of attack



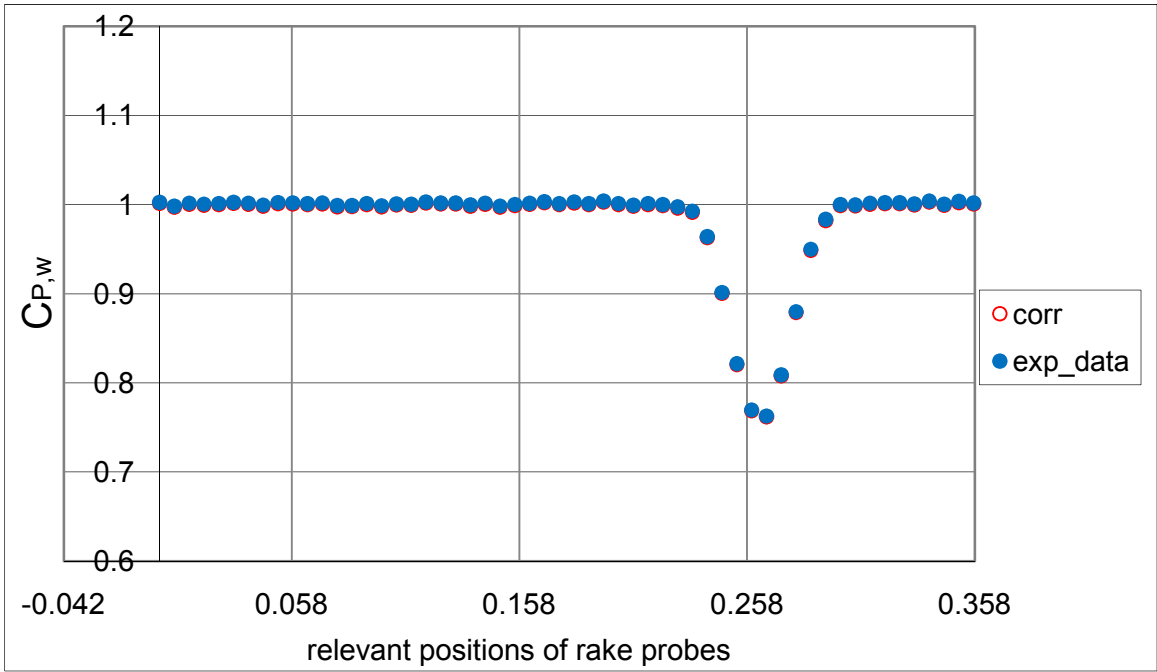
3.5.19 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-4^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-4^\circ$  angle of attack



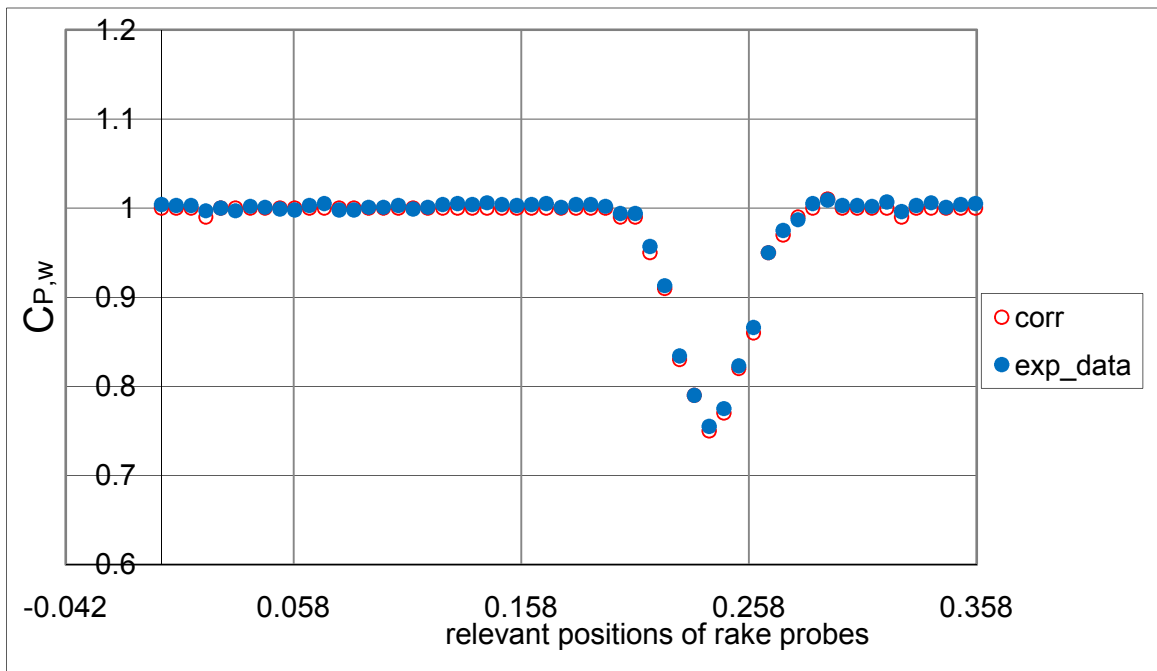
3.5.20 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-2^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-2^\circ$  angle of attack



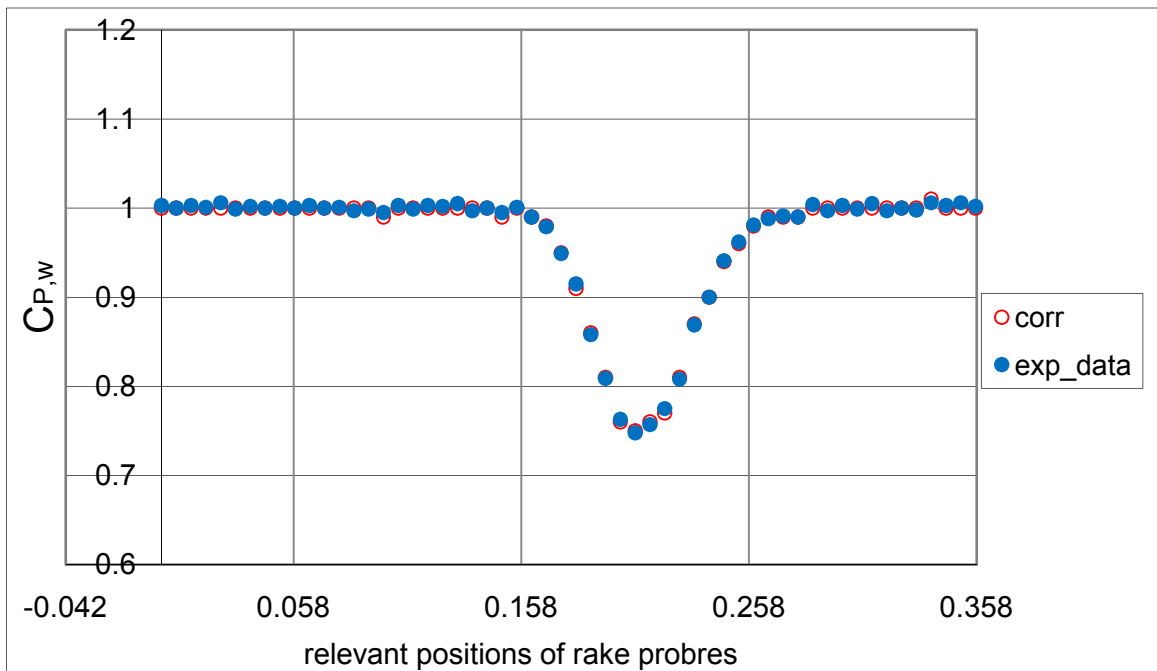
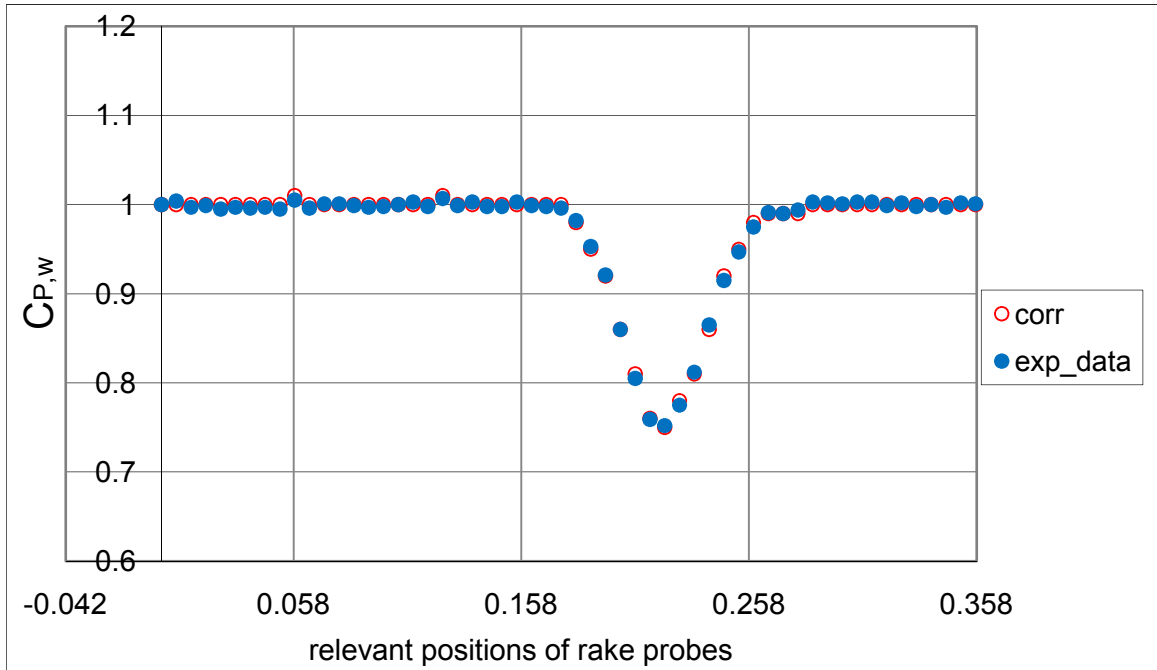
3.5.21 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $0^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $0^\circ$  angle of attack



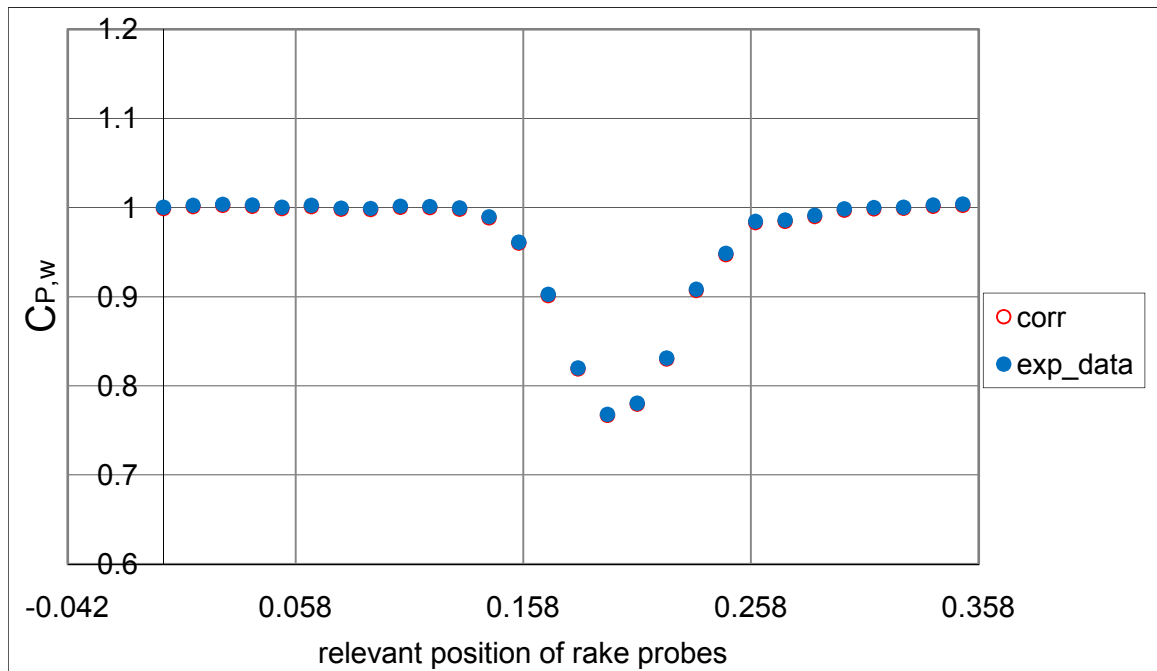
3.5.22 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $2^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $2^\circ$  angle of attack



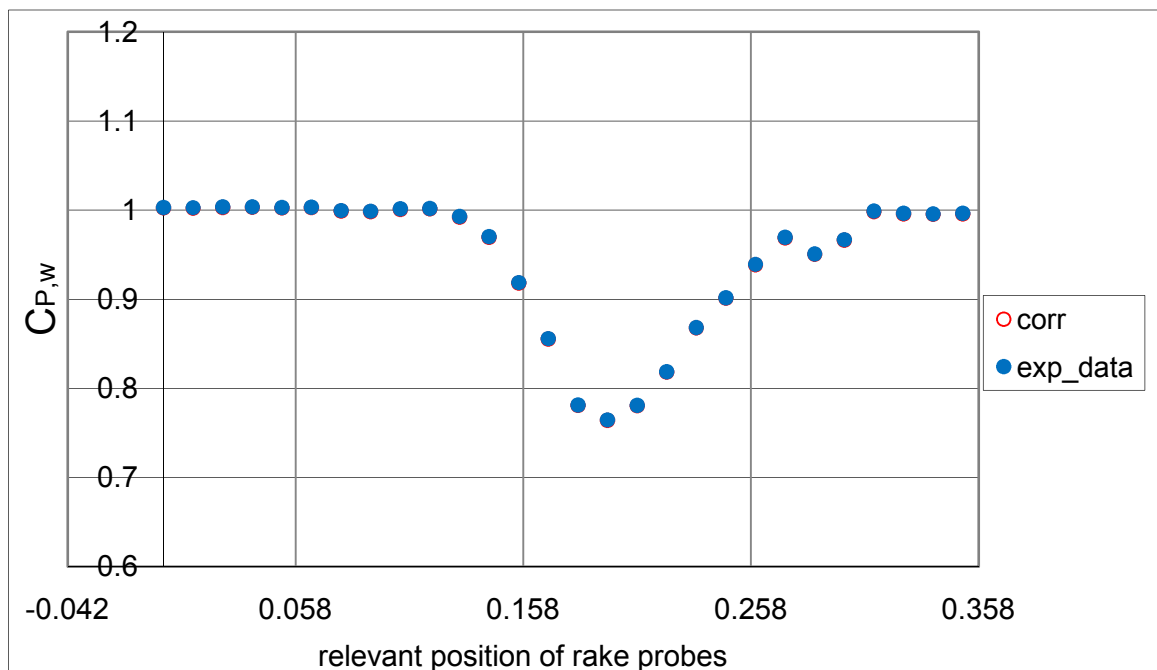
3.5.23 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $4^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $4^\circ$  angle of attack



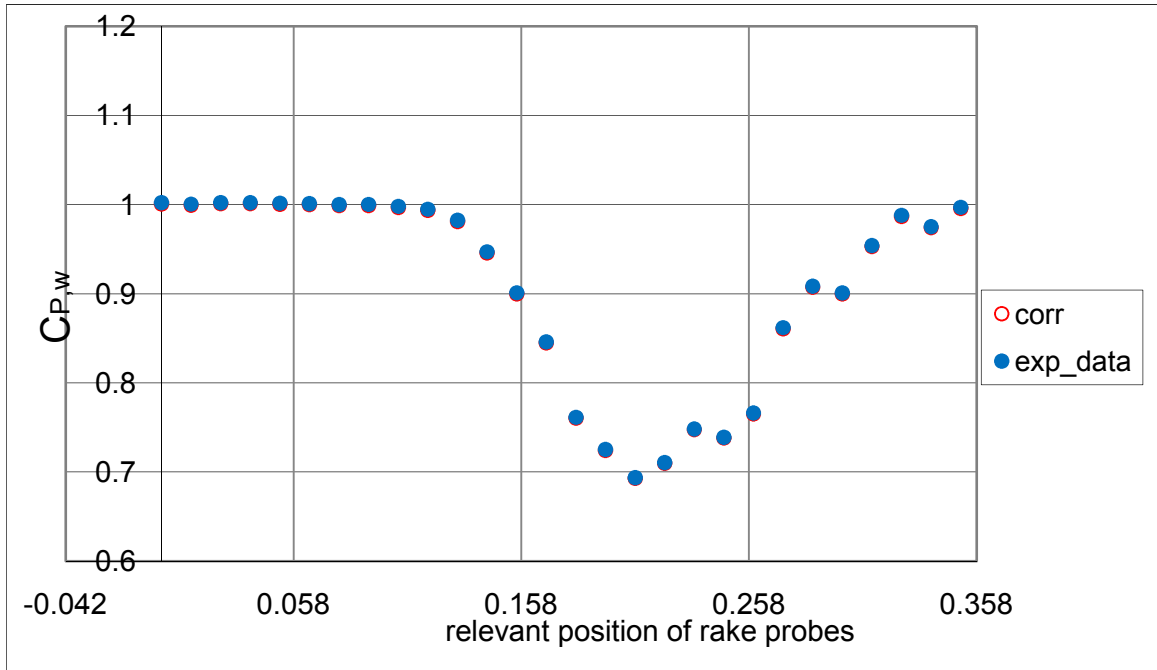




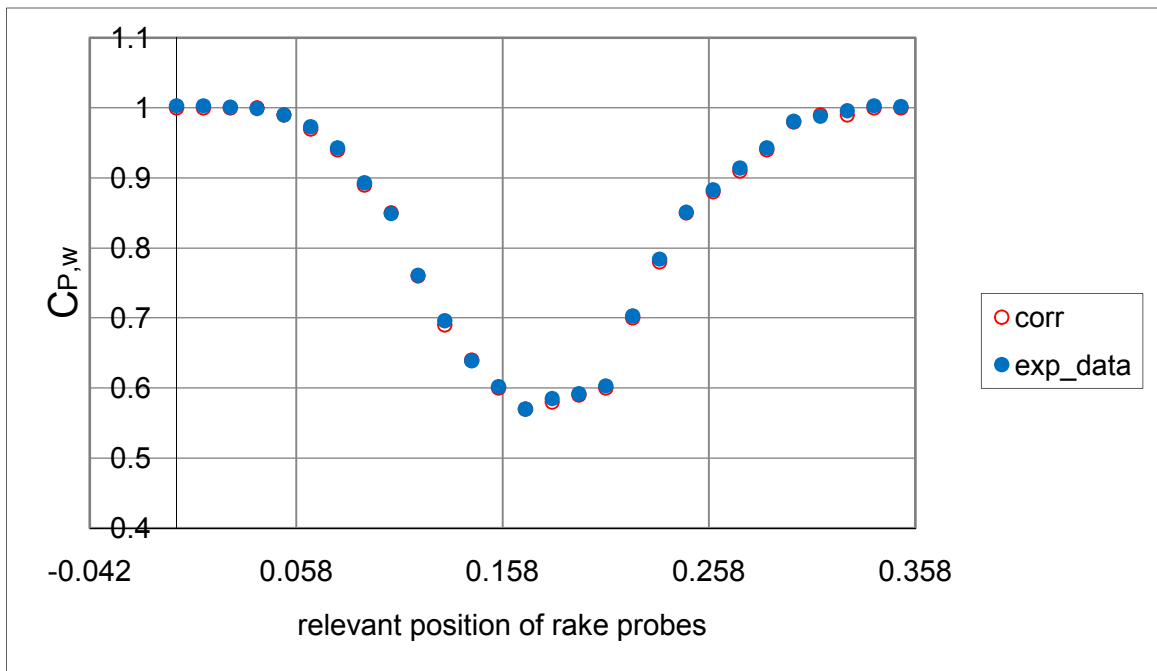
3.5.26 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $8^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $8^\circ$  angle of attack



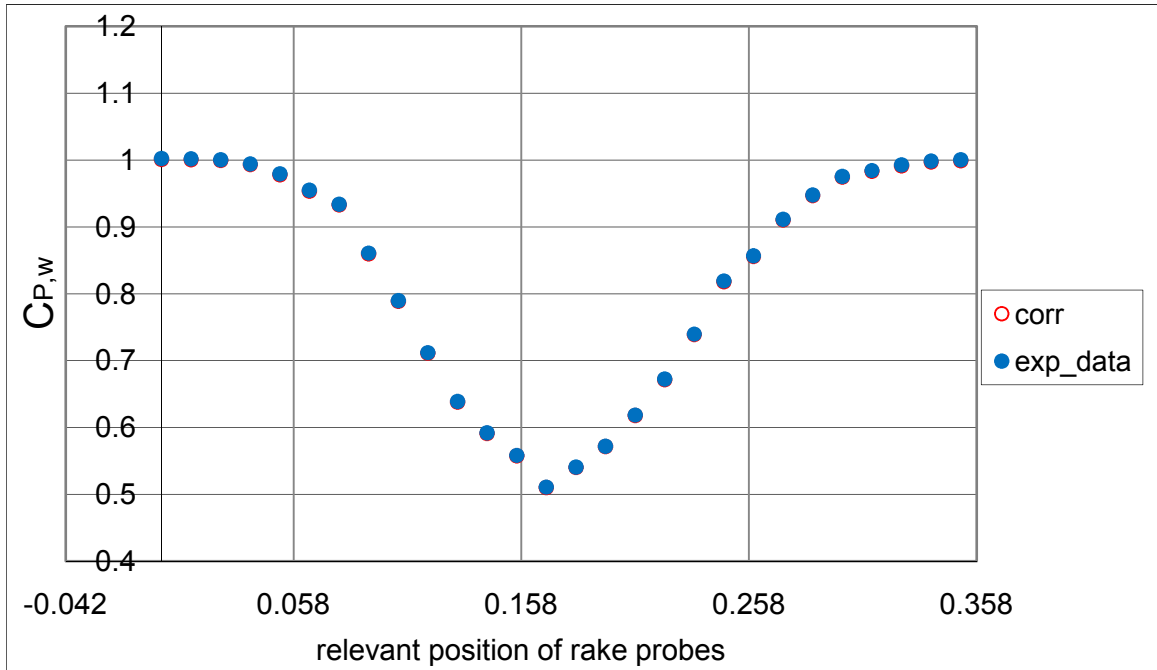
3.5.27 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $9^\circ$  angle of attack



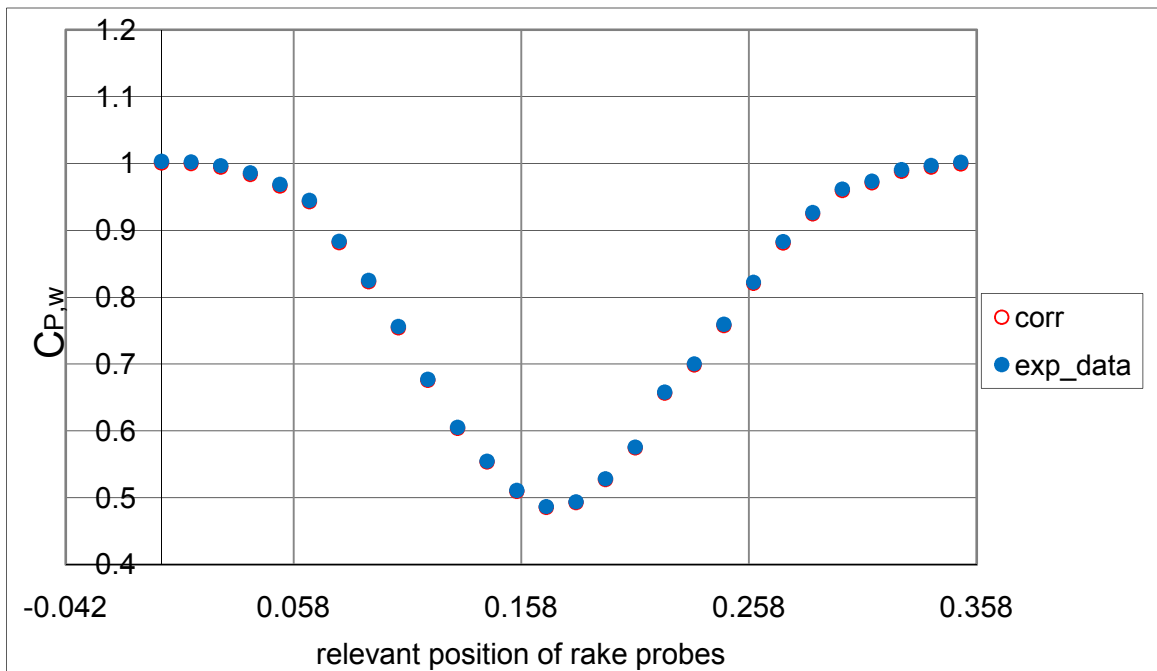
3.5.28 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $10^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $10^\circ$  angle of attack



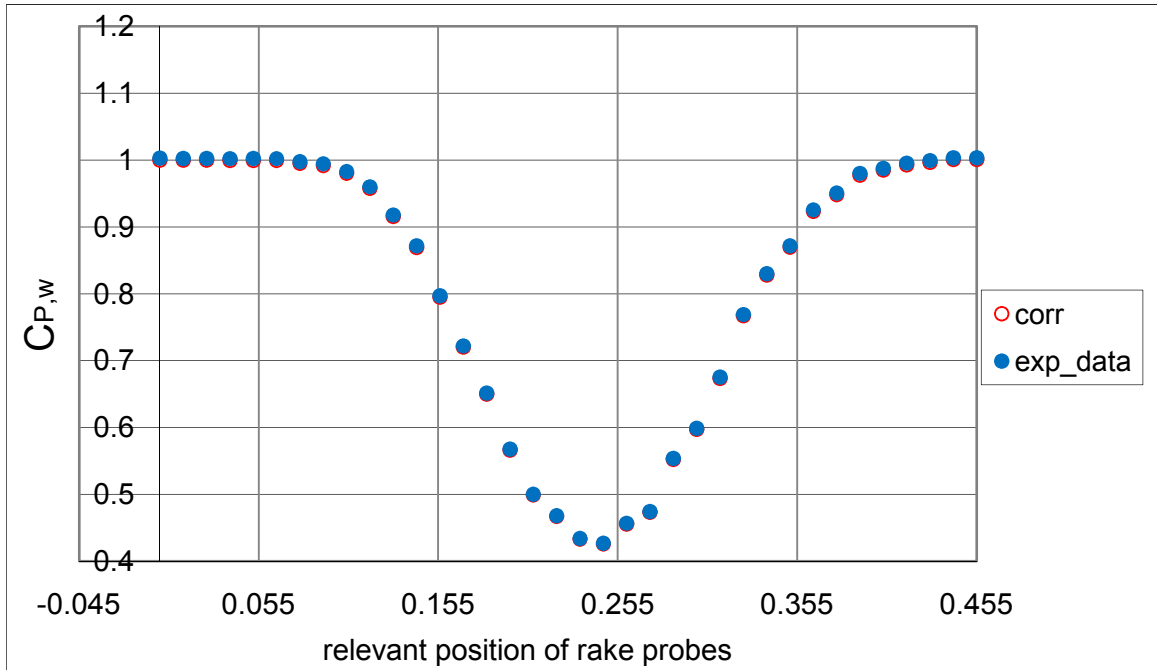
3.5.29 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $11^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $11^\circ$  angle of attack



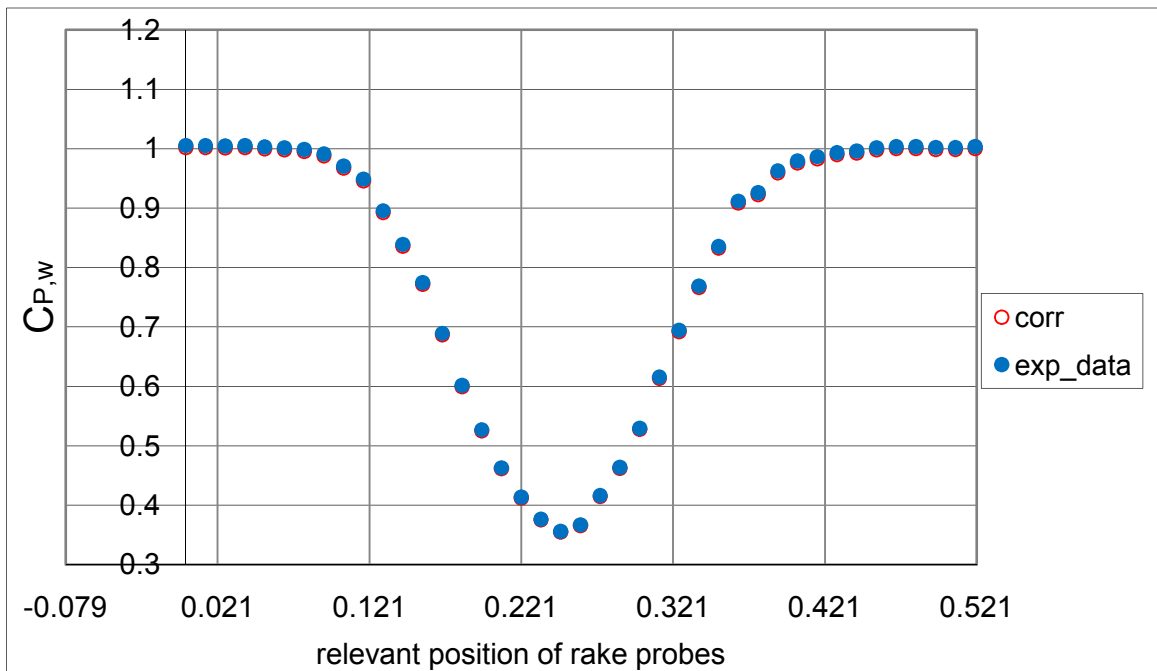
3.5.30 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $12^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $12^\circ$  angle of attack



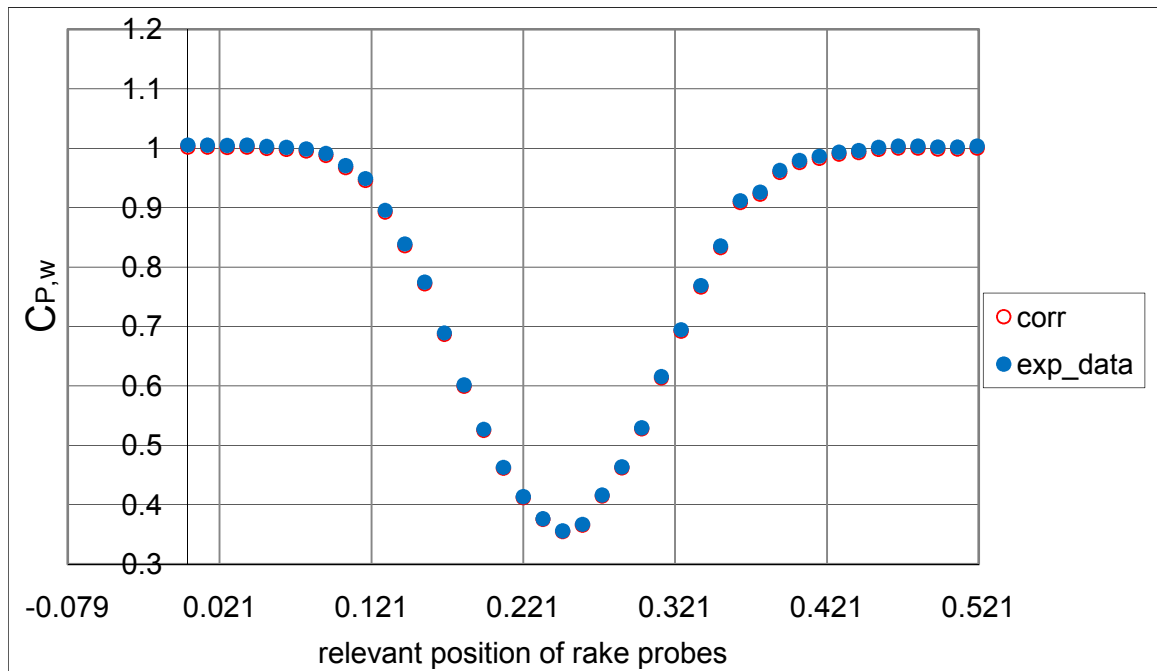
3.5.31 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $13^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $13^\circ$  angle of attack



3.5.32 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $14^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $14^\circ$  angle of attack



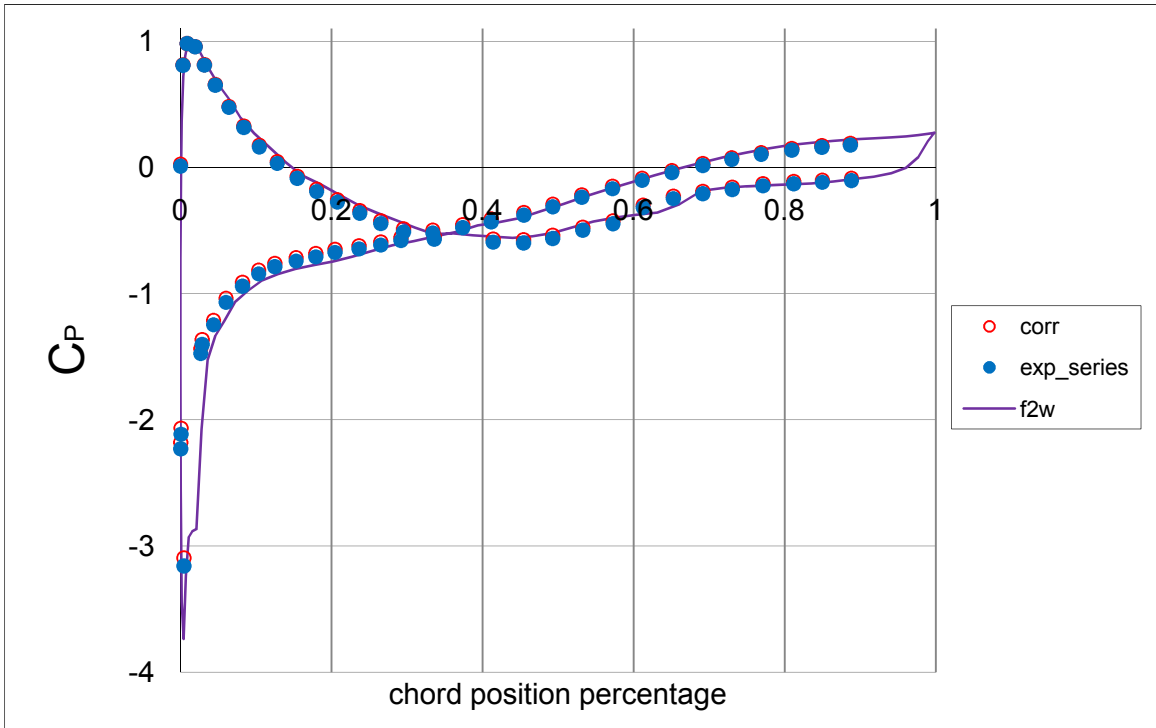
3.5.33 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $15^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $15^\circ$  angle of attack



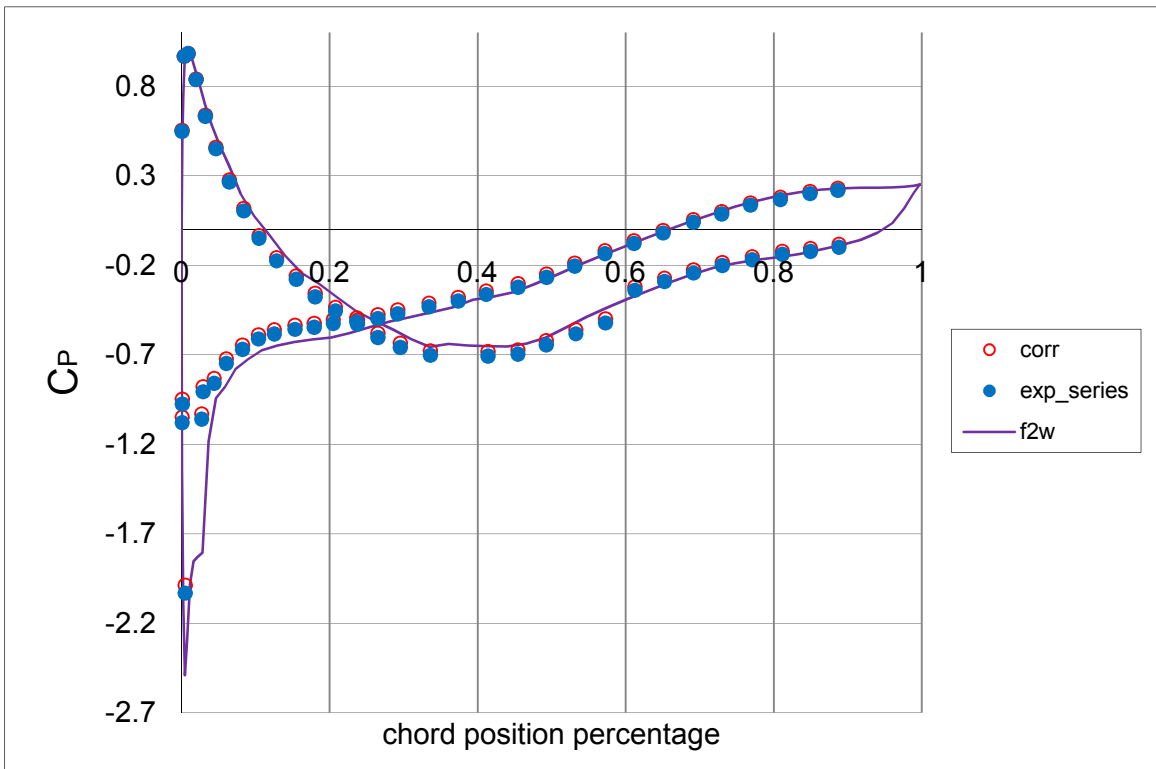
3.5.34 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωλήνων του rake για γωνία πρόσπτωσης  $16^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $16^\circ$  angle of attack

Να πούμε εδώ ότι το «σκαλοπάτι» που εμφανίζεται στο 1% της χορδής στις από τις πειραματικές μετρήσεις και από τους θεωρητικούς υπολογισμούς κατανομές του συντελεστή πίεσης επί της αεροτομής, και στις δύο σειρές μετρήσεων όπου επιβάλλουμε ολίσθηση στην ροή, καταδεικνύει ακριβώς το σημείο μετάβασης της ροής από στρωτή σε τυρβώδη (transition point) και είναι χαρακτηριστικό του πειράματος που κάνουμε. Η δε σπή μέτρησης αριθμού 42 στους πειραματικούς υπολογισμούς είναι εκείνη που επικαλύπτεται οριακά από την ταινία και γι' αυτό στα διαγράμματα μπορεί να εμφανίζεται σαν ένας τείνων προς την μηδενική τιμή συντελεστή πίεσης. Δεν κρίθηκε, ωστόσο, σοβαρή η απώλεια πίεσης που μπορεί να μετράει στους γενικότερους υπολογισμούς και αυτό γιατί δεν επηρέαζε σημαντικά τους συντελεστές άνωσης και ροπής.

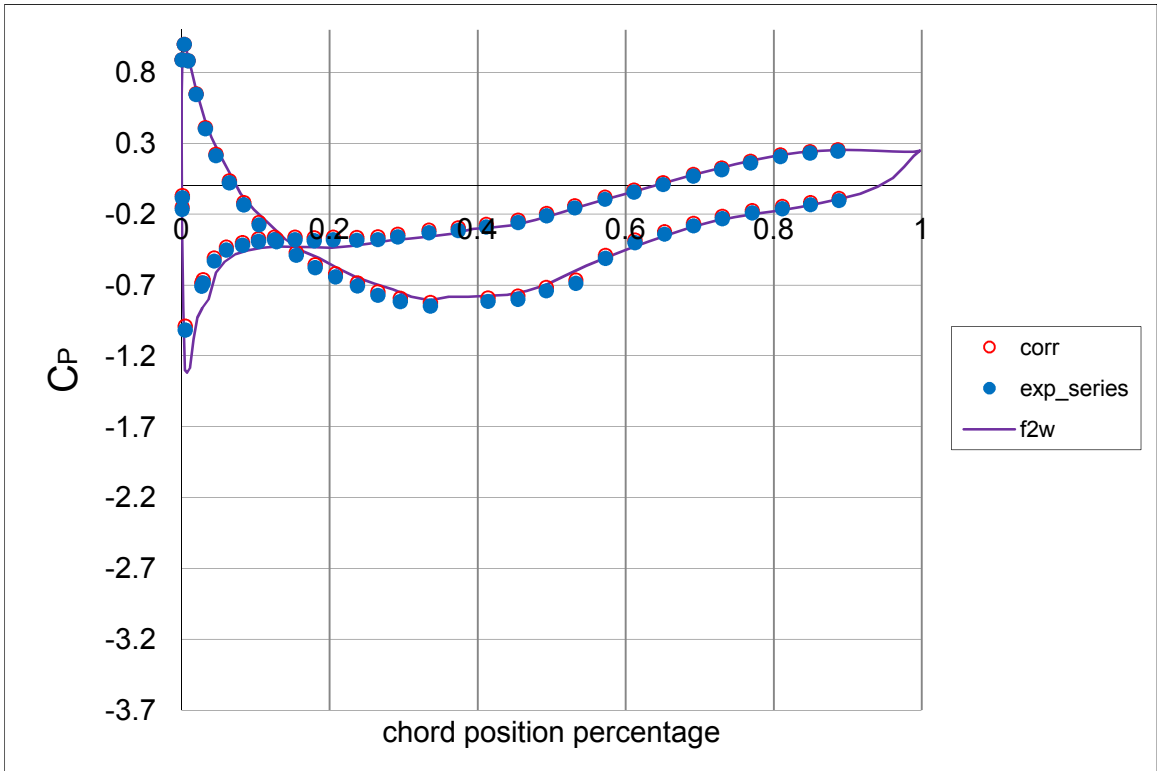
Κατά δεύτερον, παρουσιάζομε τα αποτελέσματα που έχουμε από την σειρά των πειραματικών μετρήσεων που έγιναν με χρήση του zigzag trip tape πάχους 0.205 mm. Στην ίδια λογική, αρχικά τις κατανομές του συντελεστή πίεσης επί της αεροτομής.



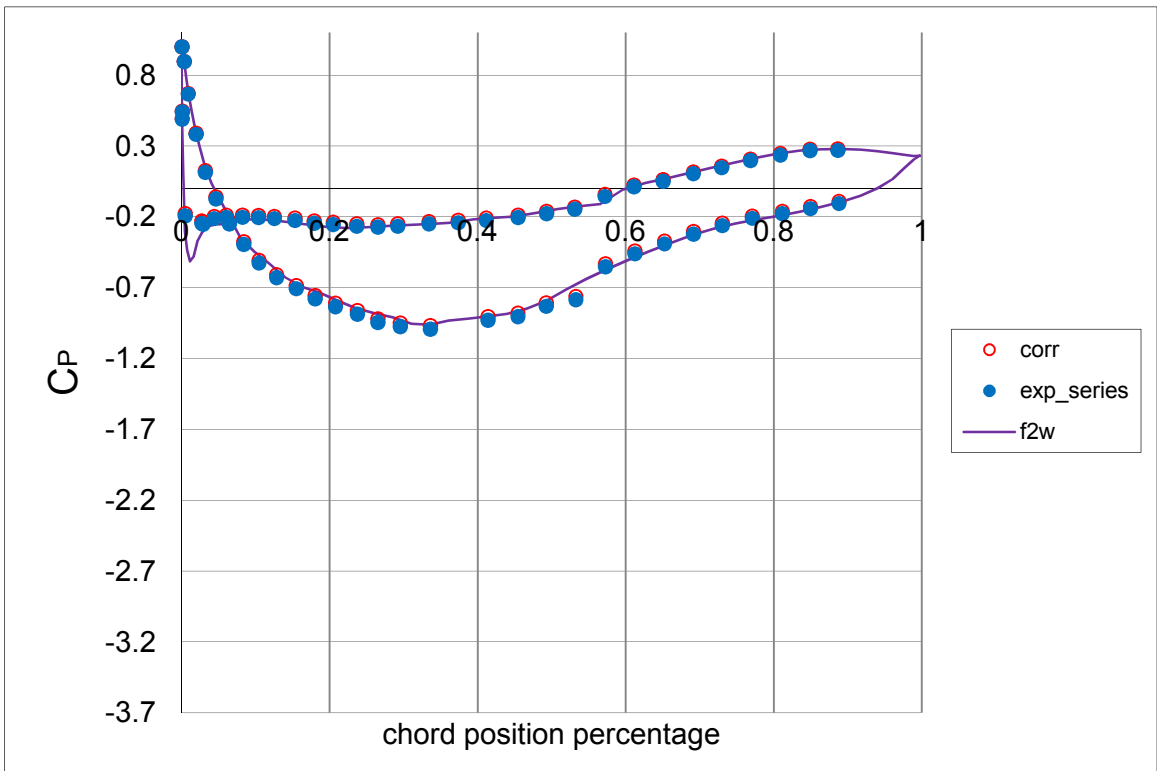
3.5.35 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-6^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-6^\circ$  angle of attack



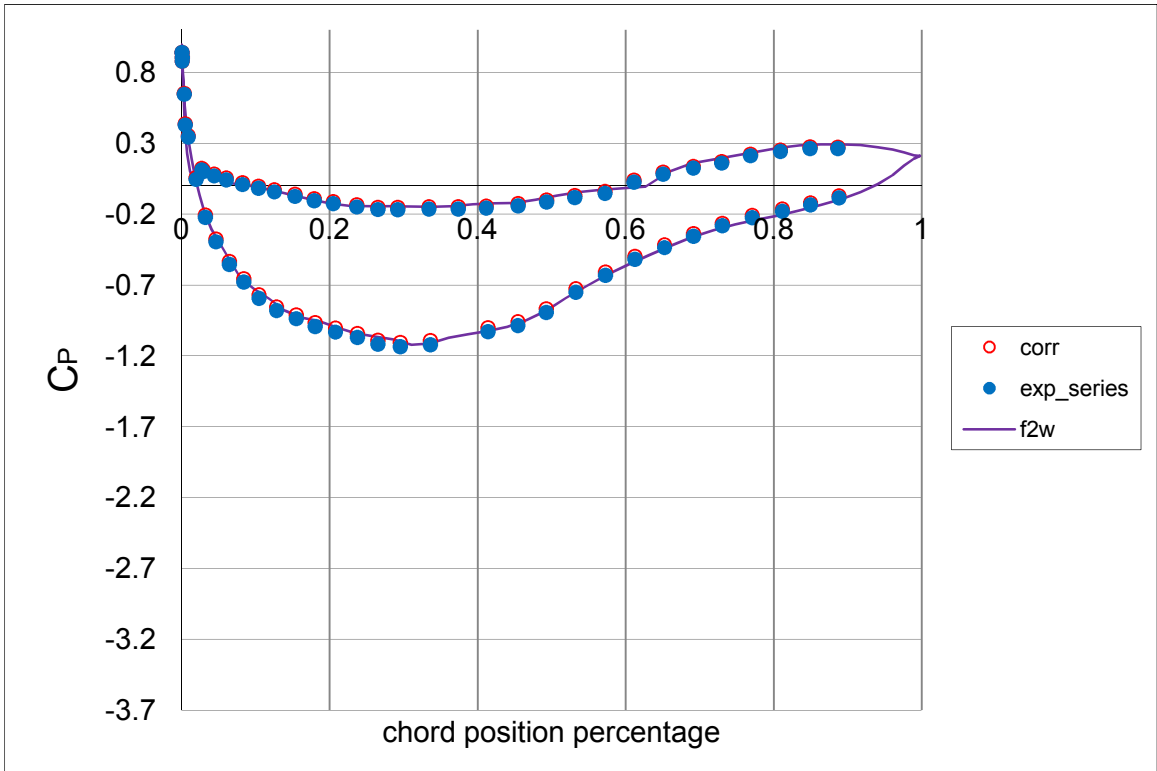
3.5.36 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-4^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-4^\circ$  angle of attack



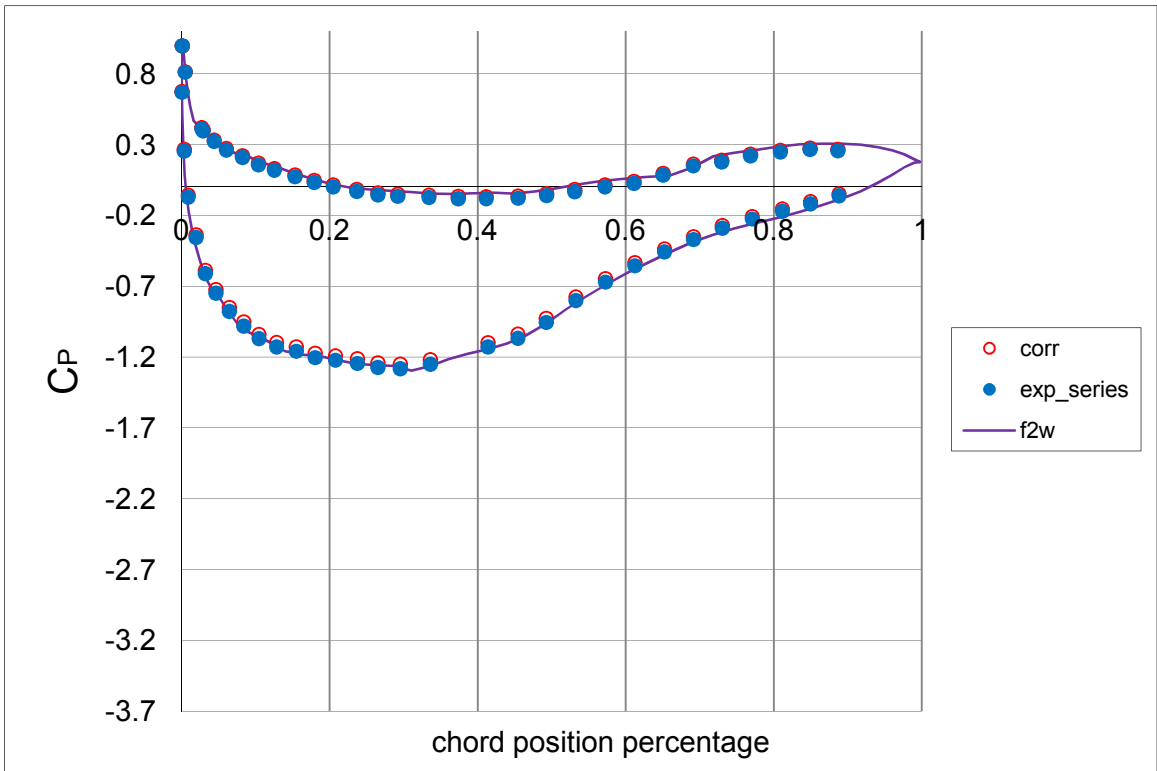
3.5.37 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $-2^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $-2^\circ$  angle of attack



3.5.38 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $0^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $0^\circ$  angle of attack

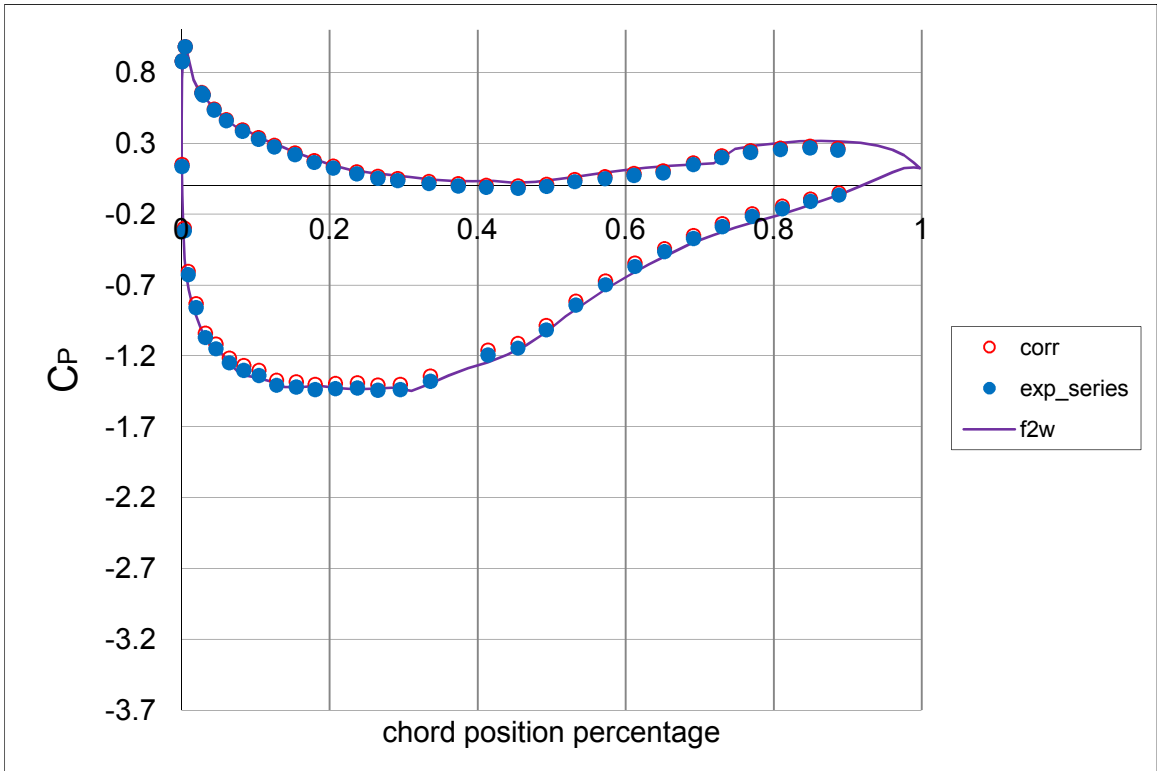


3.5.39 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $2^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $2^\circ$  angle of attack

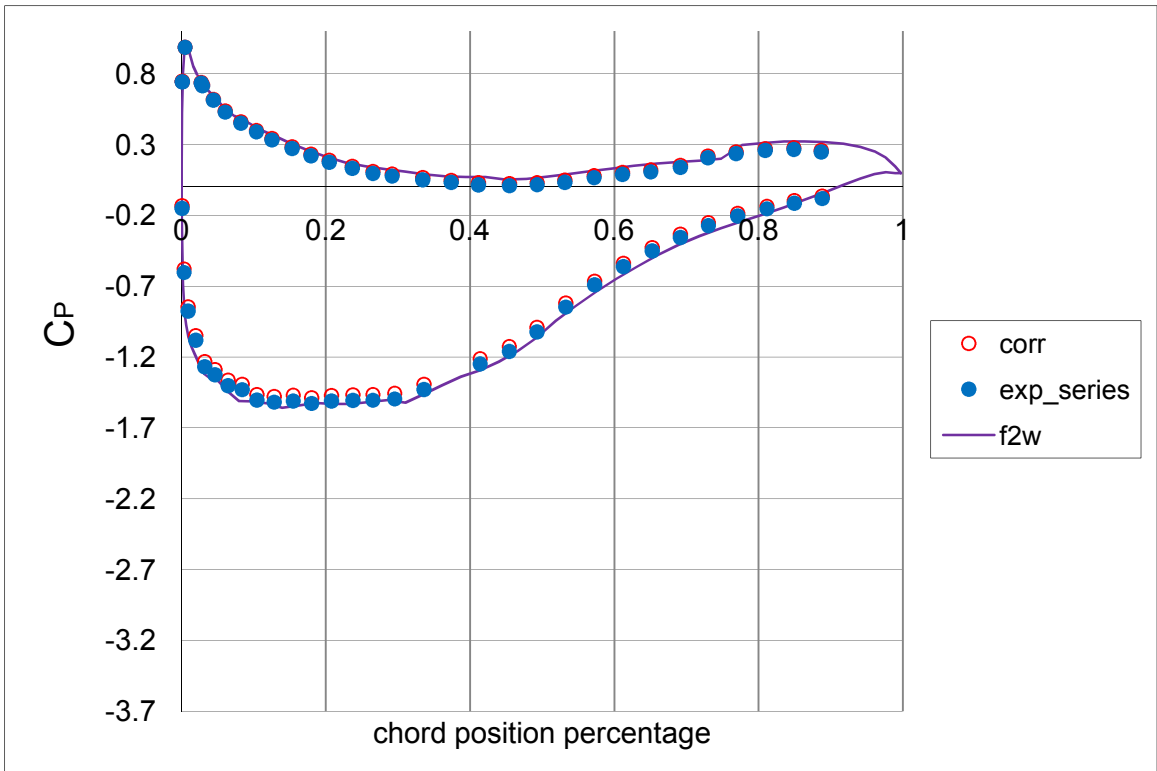


3.5.40 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $4^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $4^\circ$  angle of attack

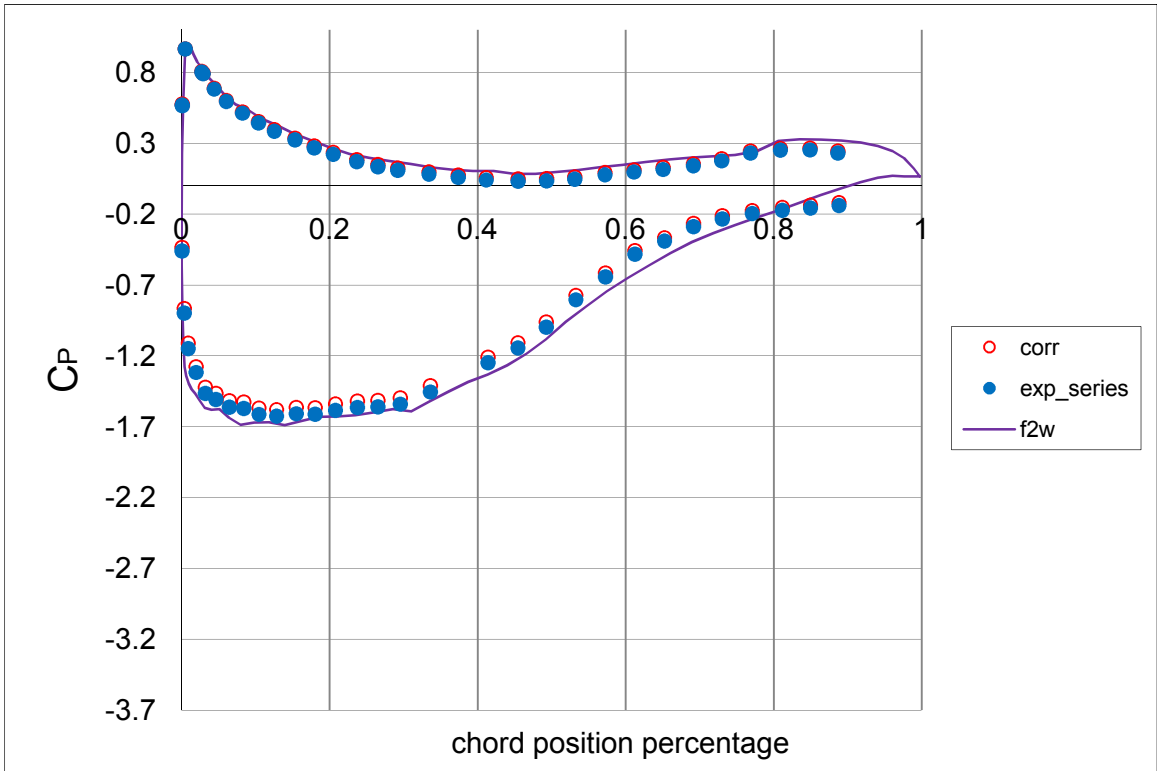




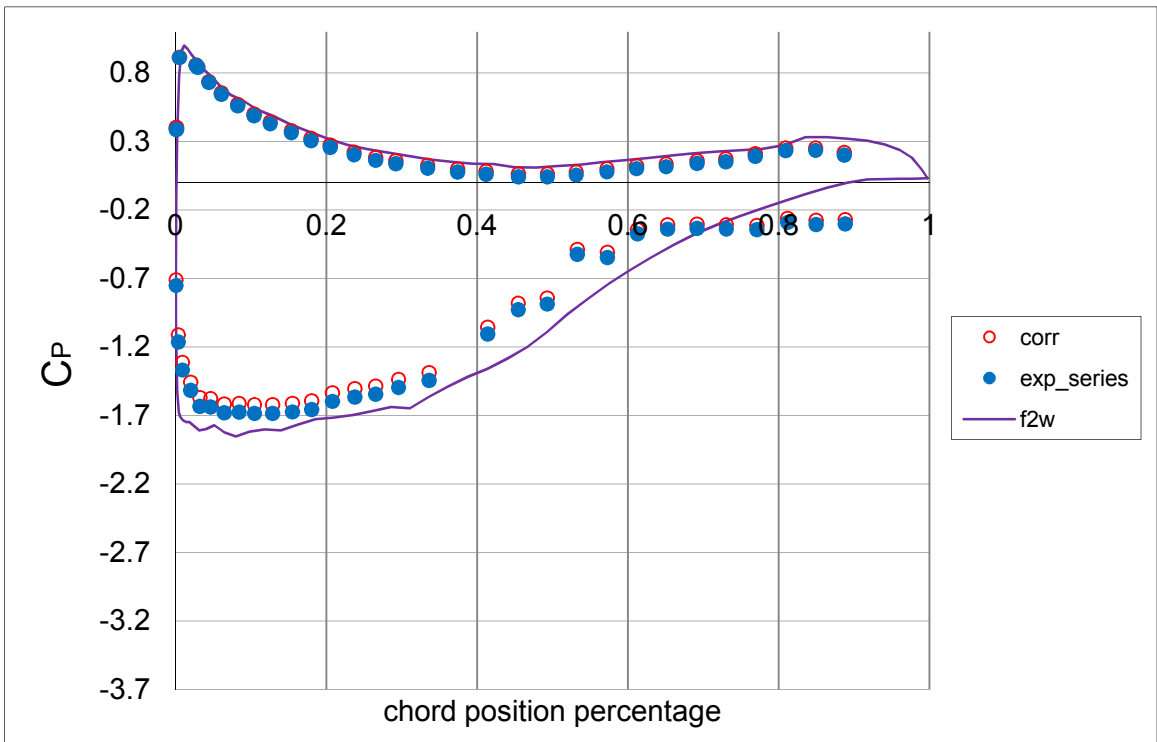
3.5.41 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $6^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $6^\circ$  angle of attack



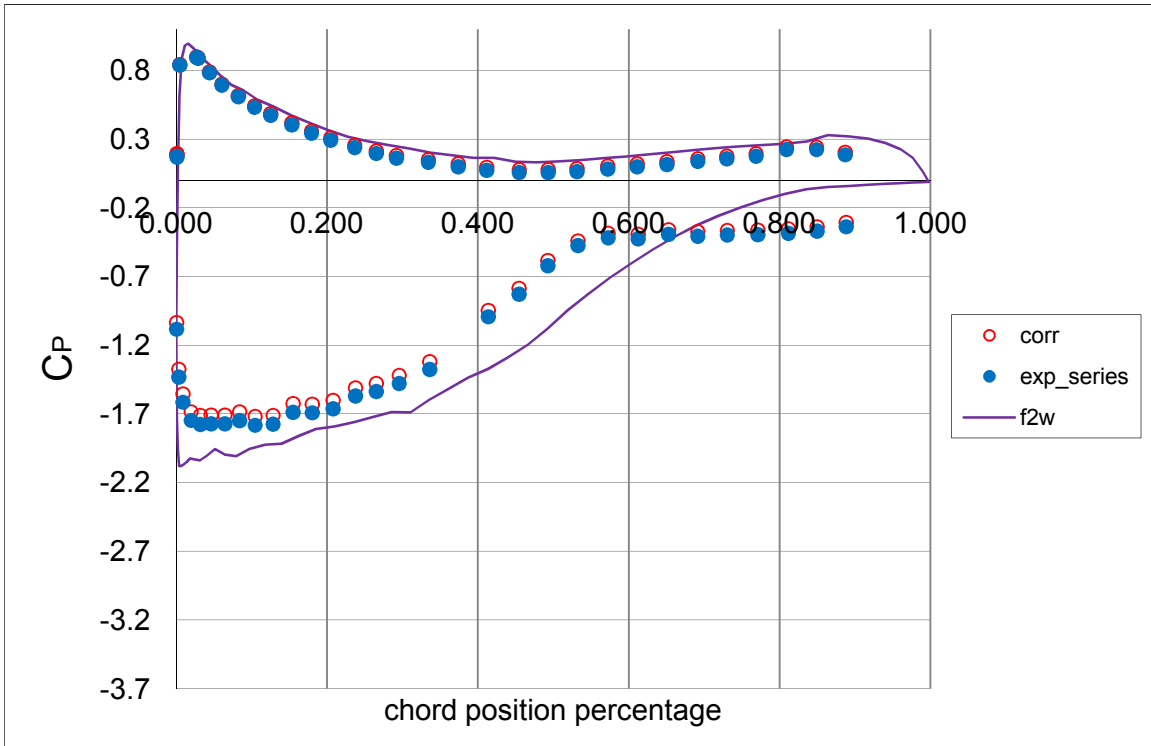
3.5.42 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $7^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $7^\circ$  angle of attack



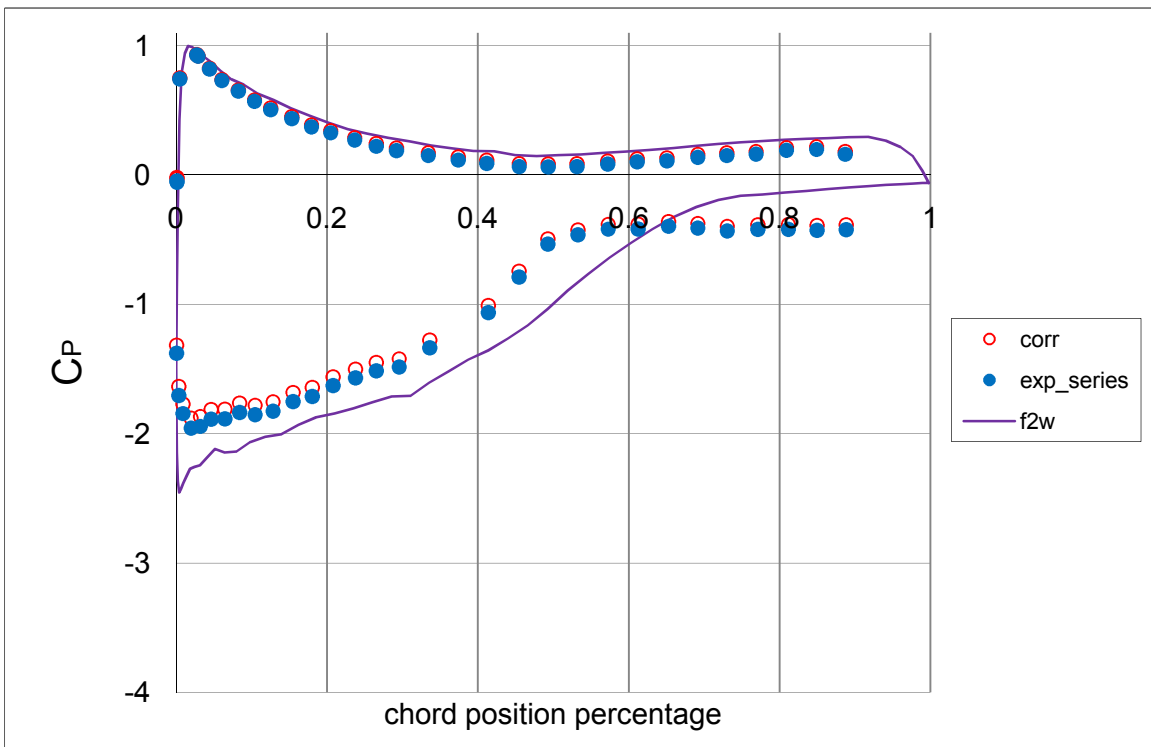
3.5.43 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $8^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $8^\circ$  angle of attack



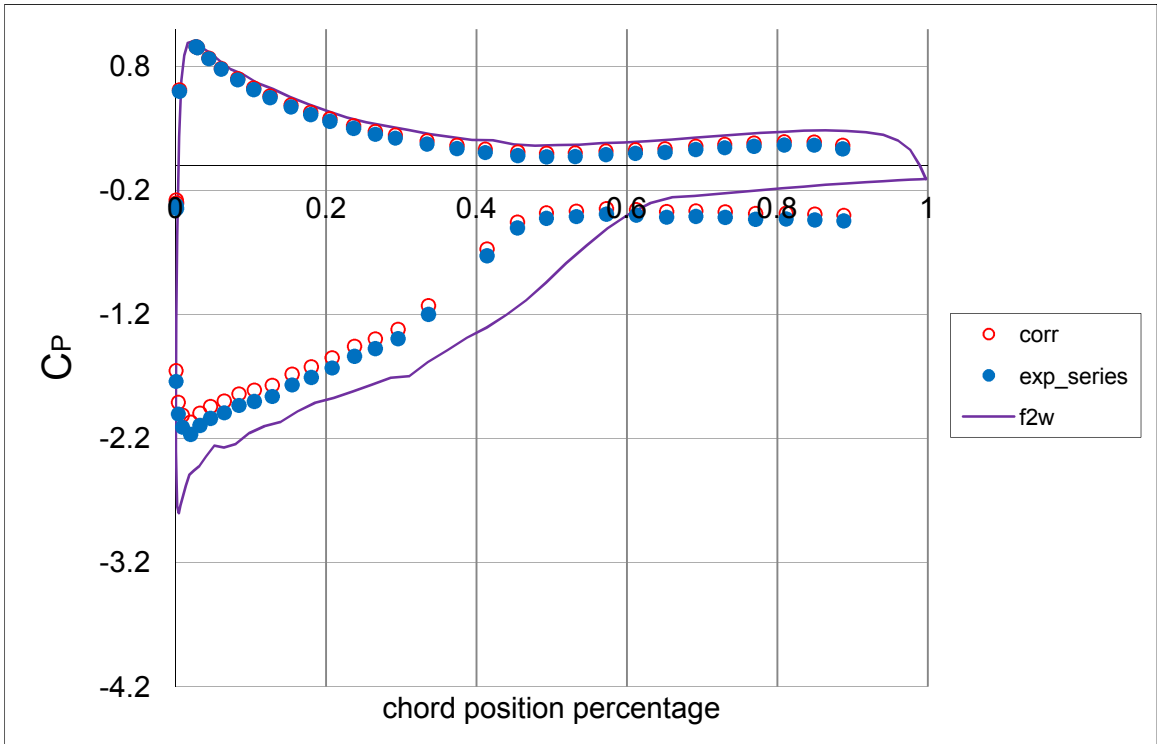
3.5.44 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $9^\circ$  angle of attack



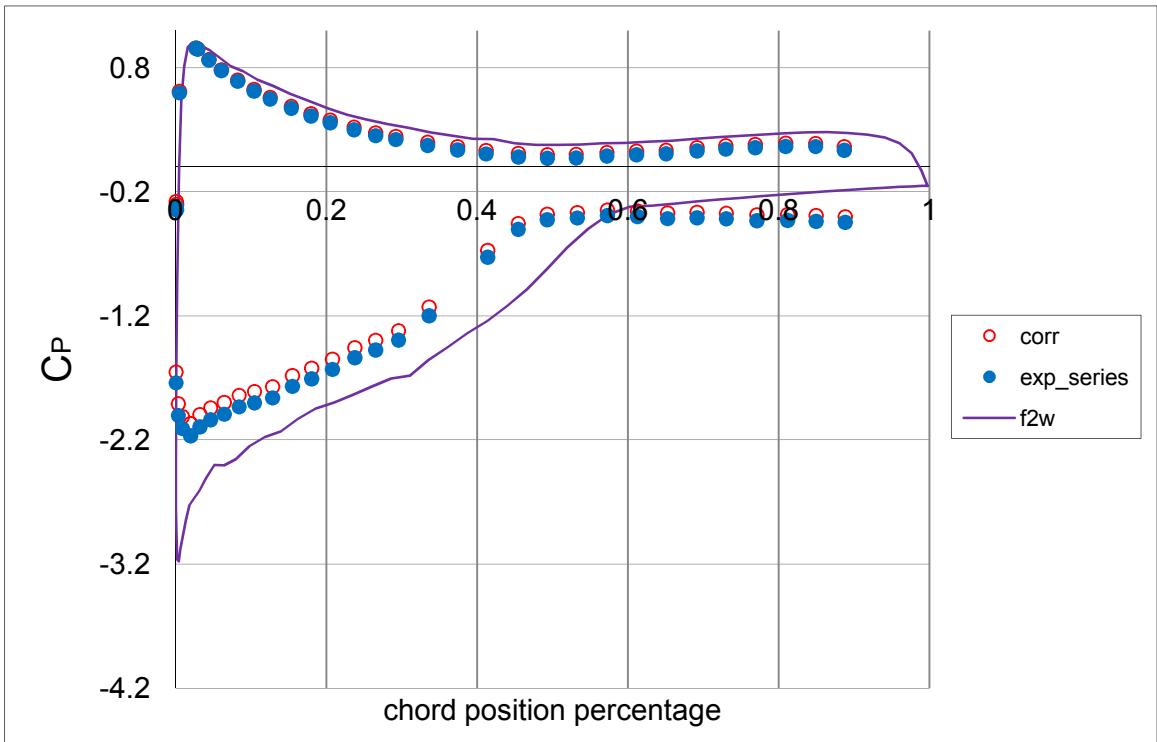
3.5.45 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $10^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $10^\circ$  angle of attack



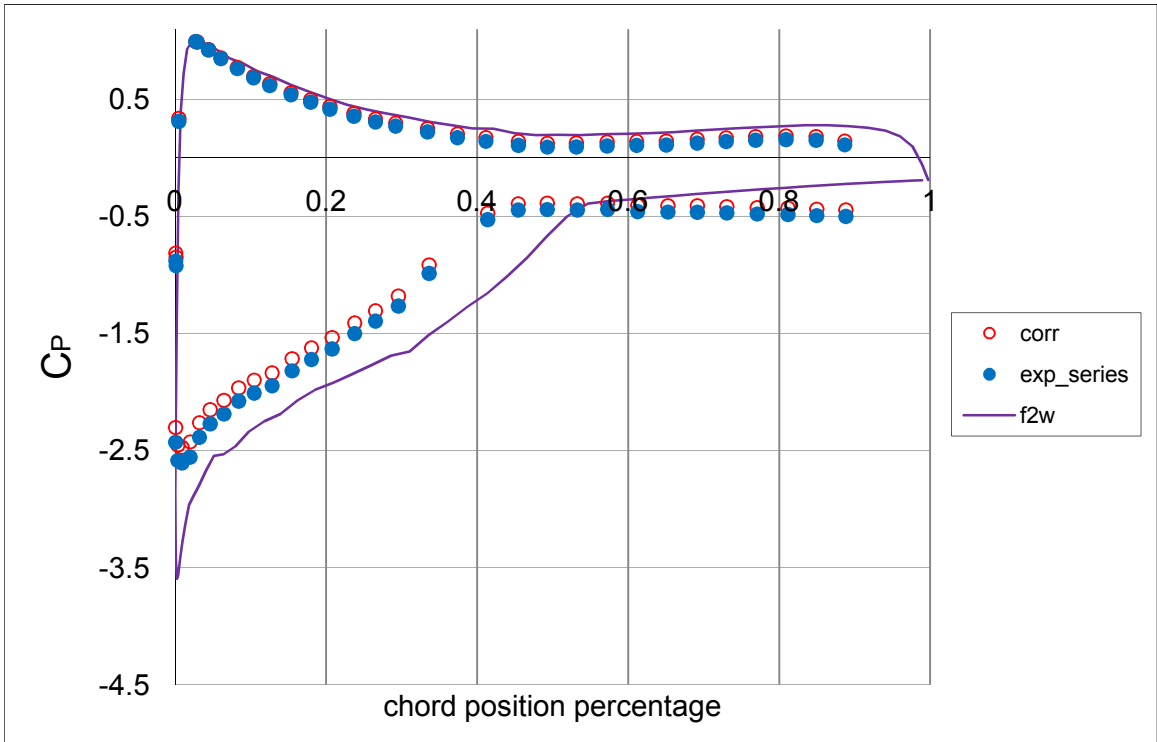
3.5.46 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $11^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $11^\circ$  angle of attack



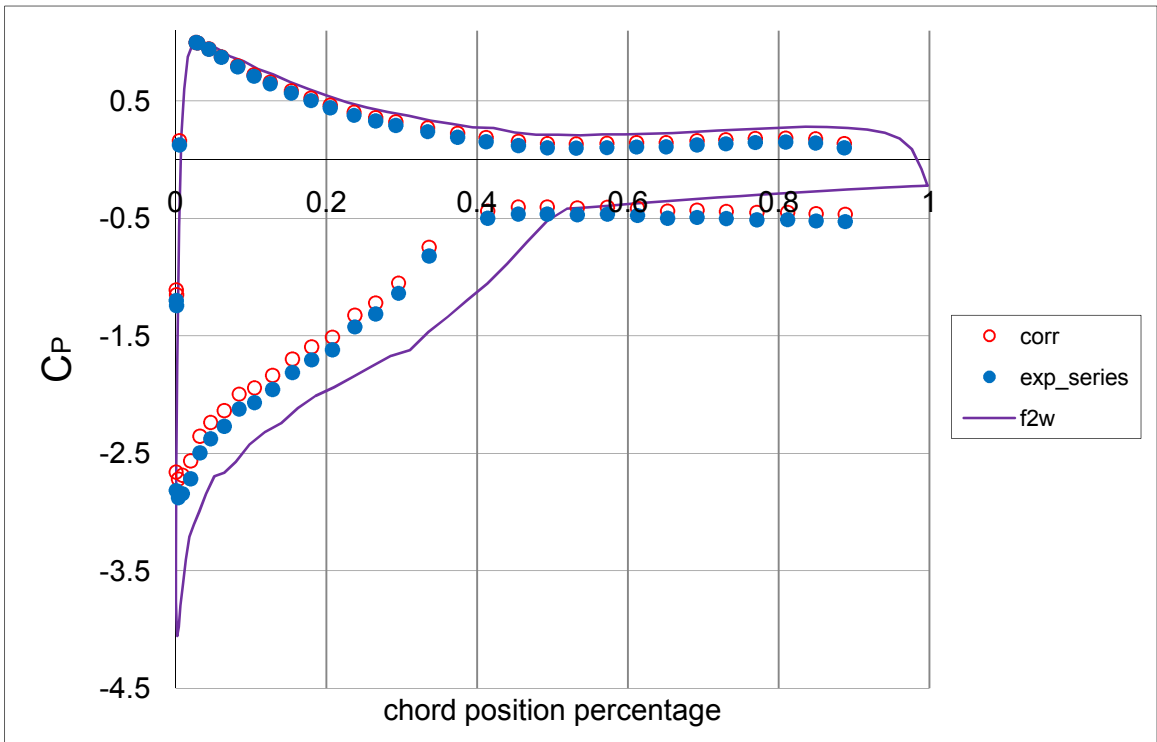
3.5.47 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $12^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $12^\circ$  angle of attack



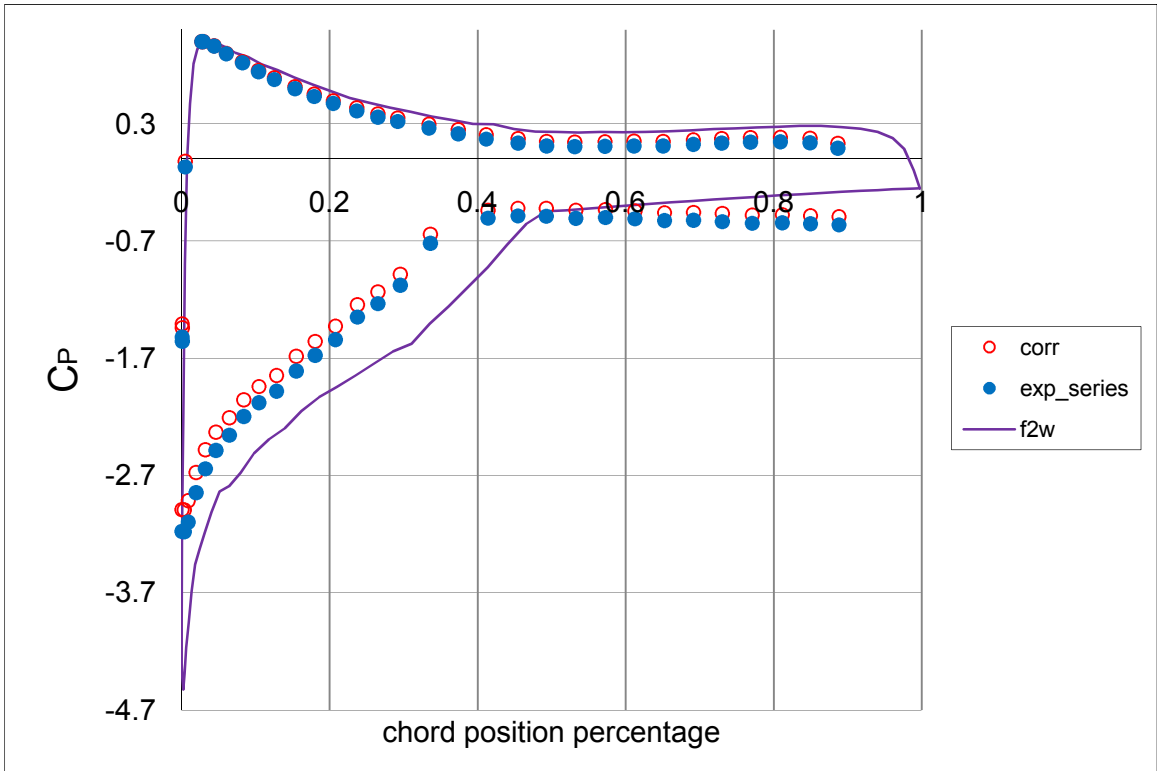
3.5.48 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $13^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $13^\circ$  angle of attack



3.5.49 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $14^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $14^\circ$  angle of attack

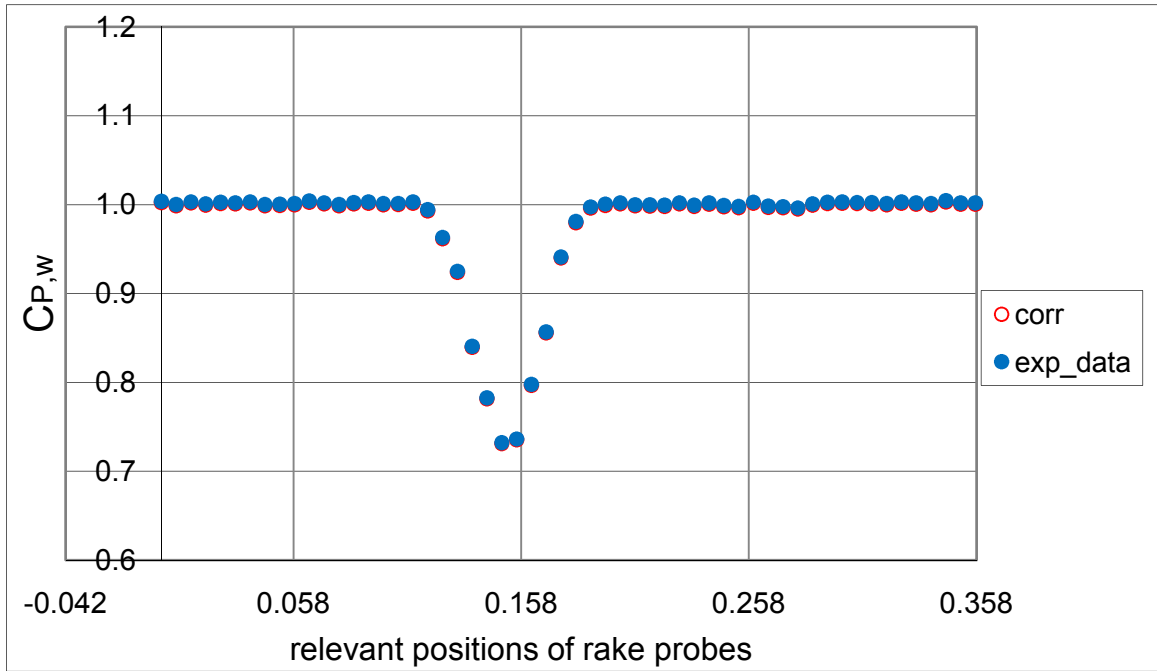


3.5.50 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $15^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $15^\circ$  angle of attack

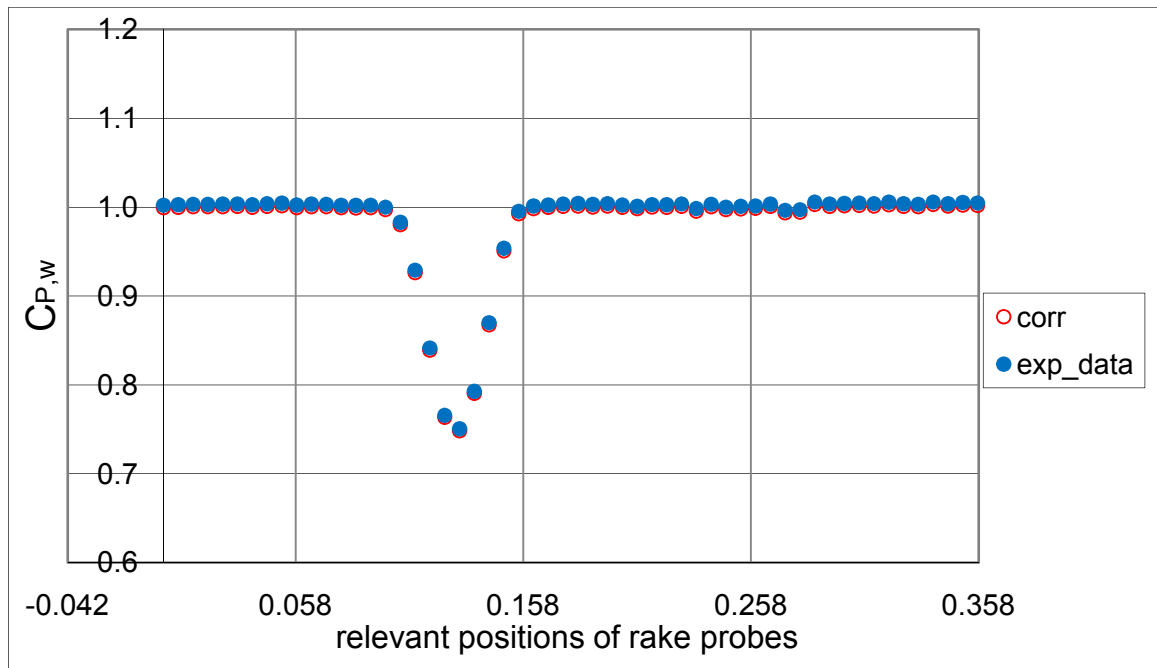


3.5.51 Διάγραμμα  $C_p$  προς χορδή για γωνία πρόσπτωσης  $16^\circ$   
 $C_p$  versus chord position percentage curve for  $16^\circ$  angle of attack

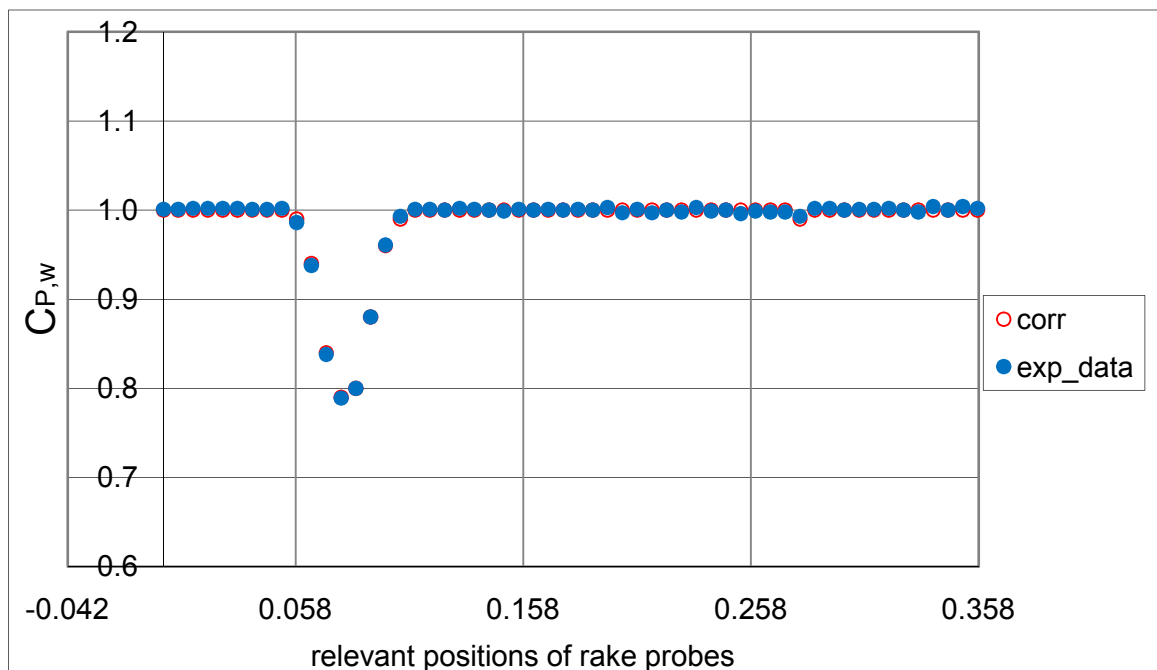
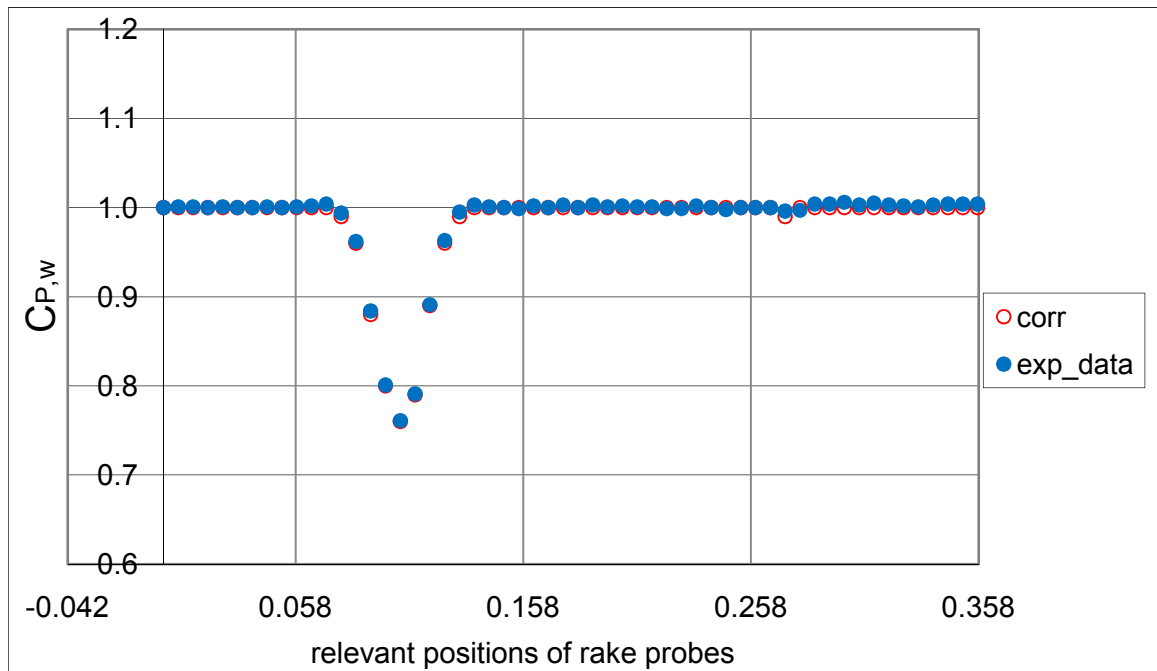
Και έπειτα, τις κατανομές του συντελεστή πίεσης του wake κατά μήκος των θέσεων των σωλήνων πίεσης του rake.



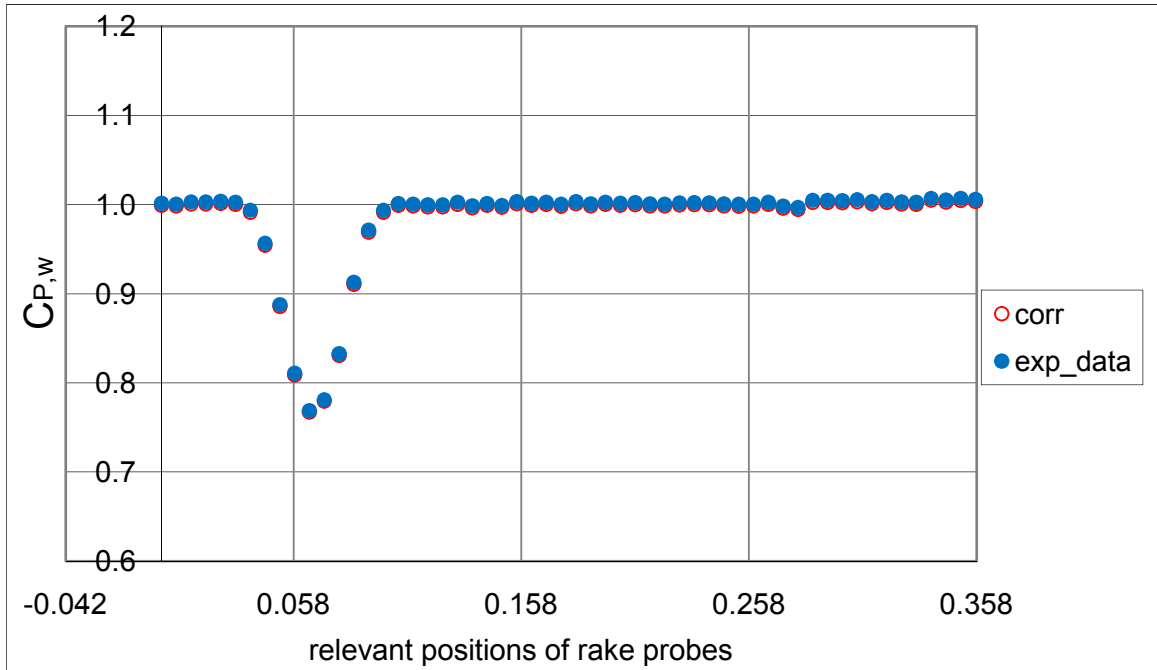
3.5.52 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-6^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-6^\circ$  angle of attack



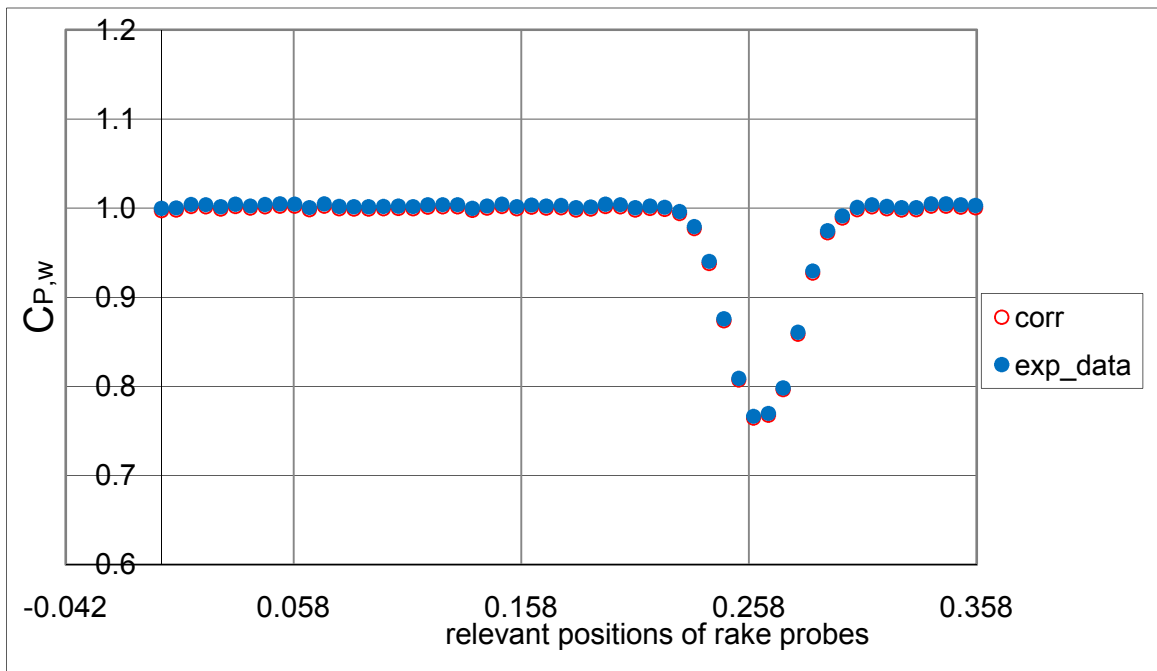
3.5.53 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $-4^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $-4^\circ$  angle of attack



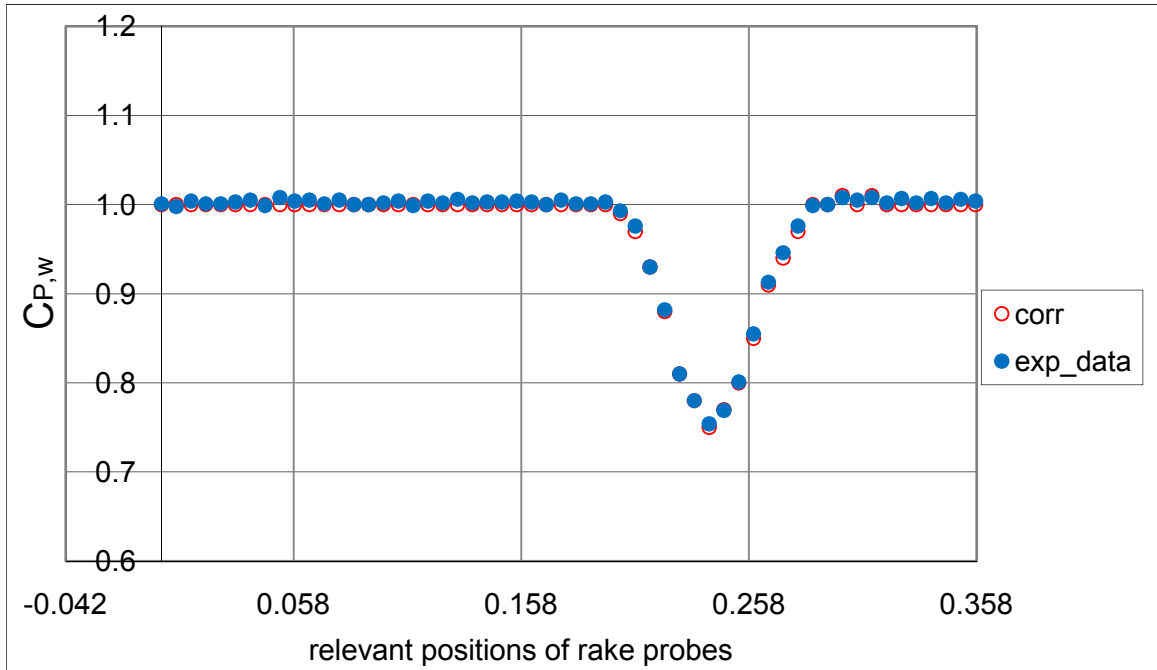




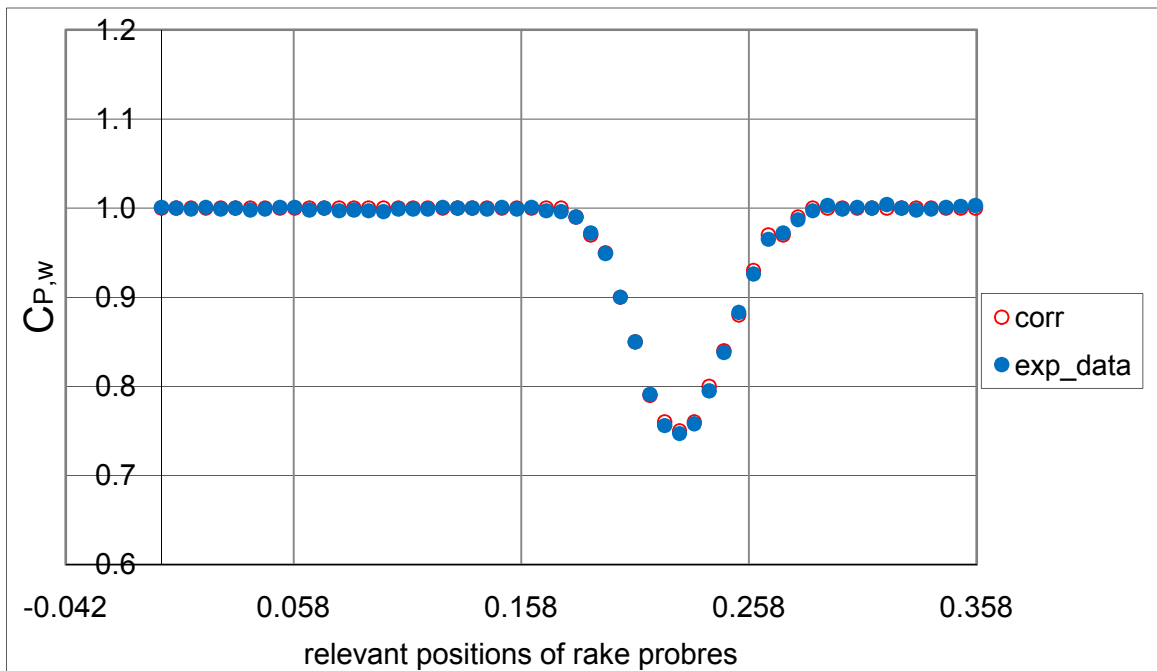
3.5.56 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $2^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $2^\circ$  angle of attack



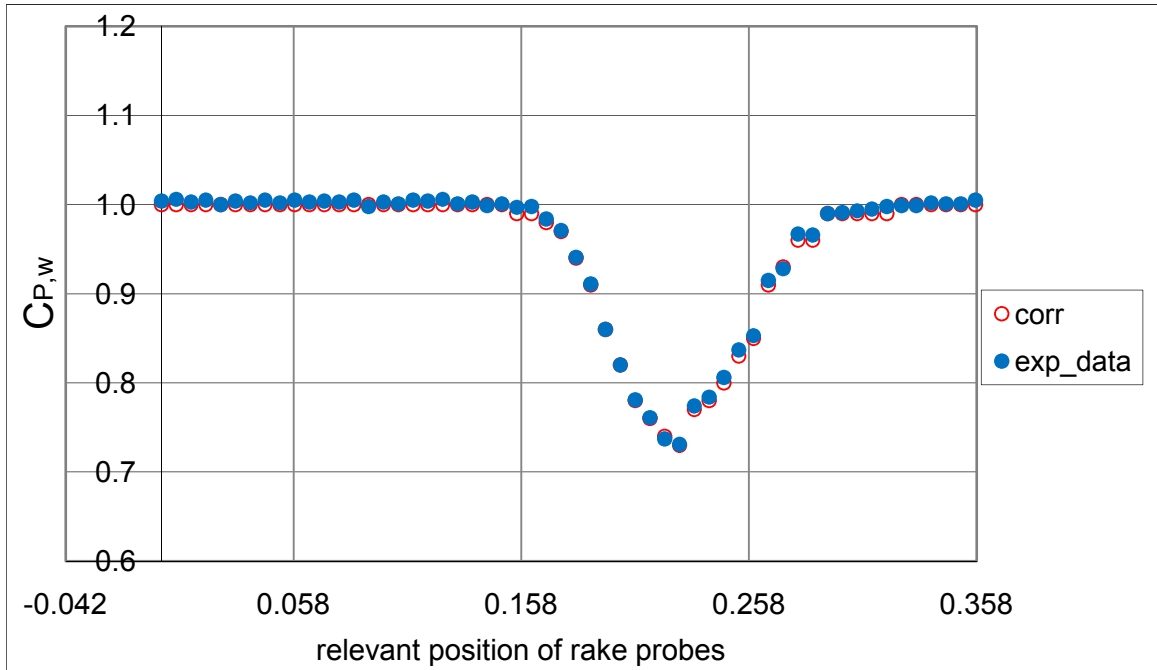
3.5.57 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $4^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $4^\circ$  angle of attack



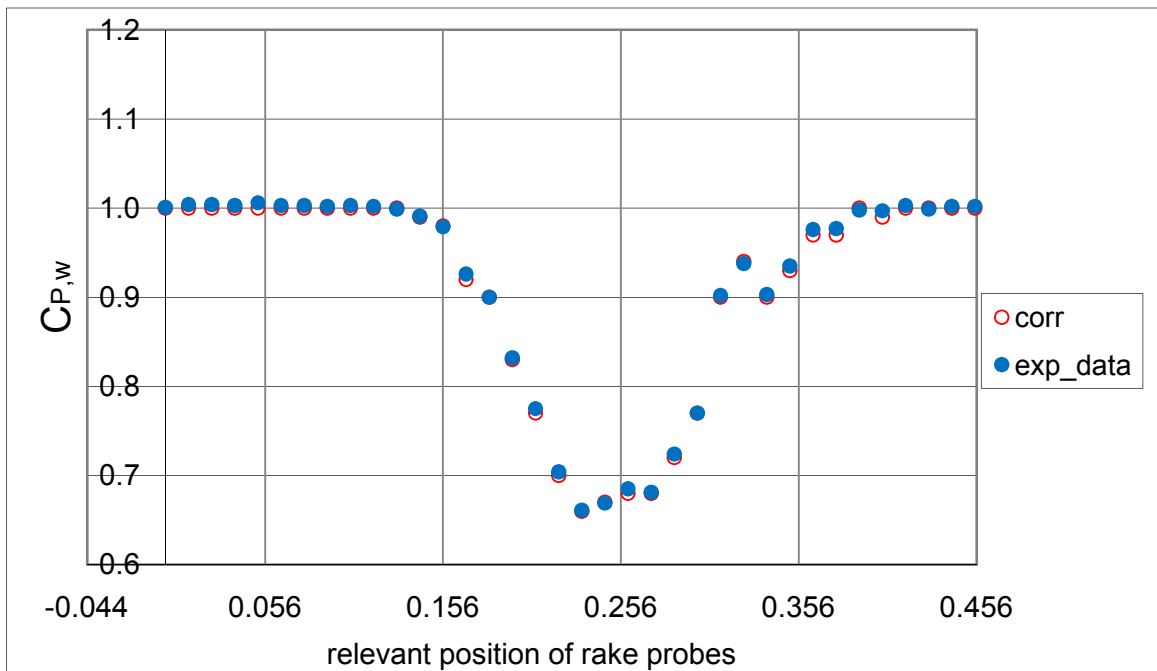
3.5.58 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $6^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $6^\circ$  angle of attack



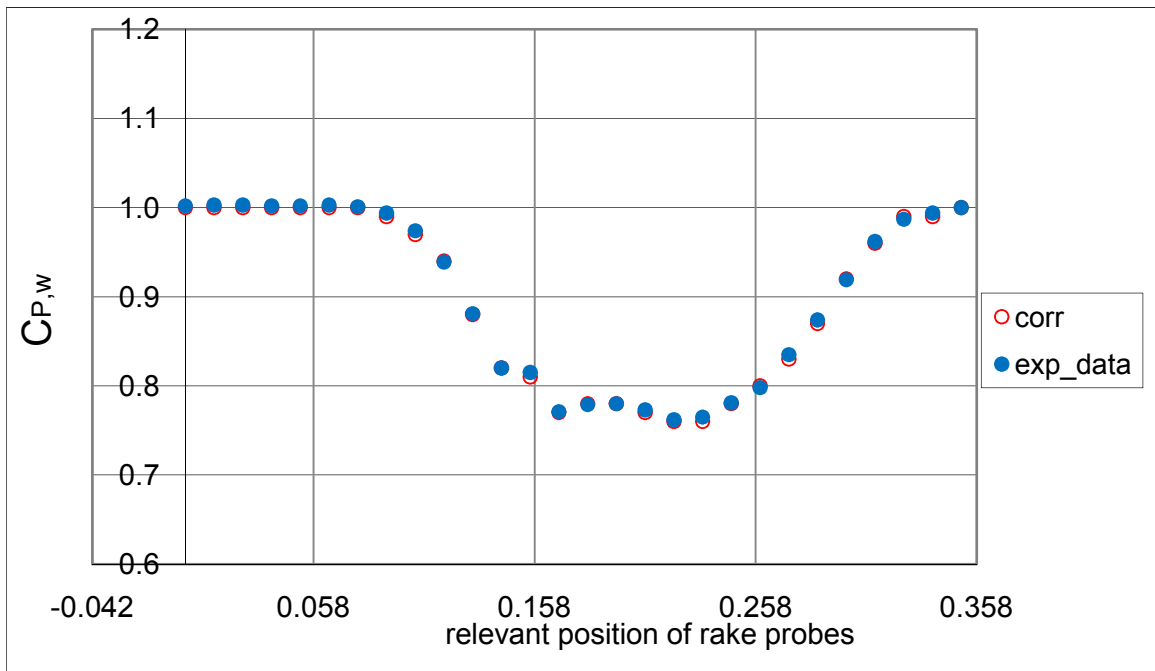
3.5.59 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $7^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $7^\circ$  angle of attack



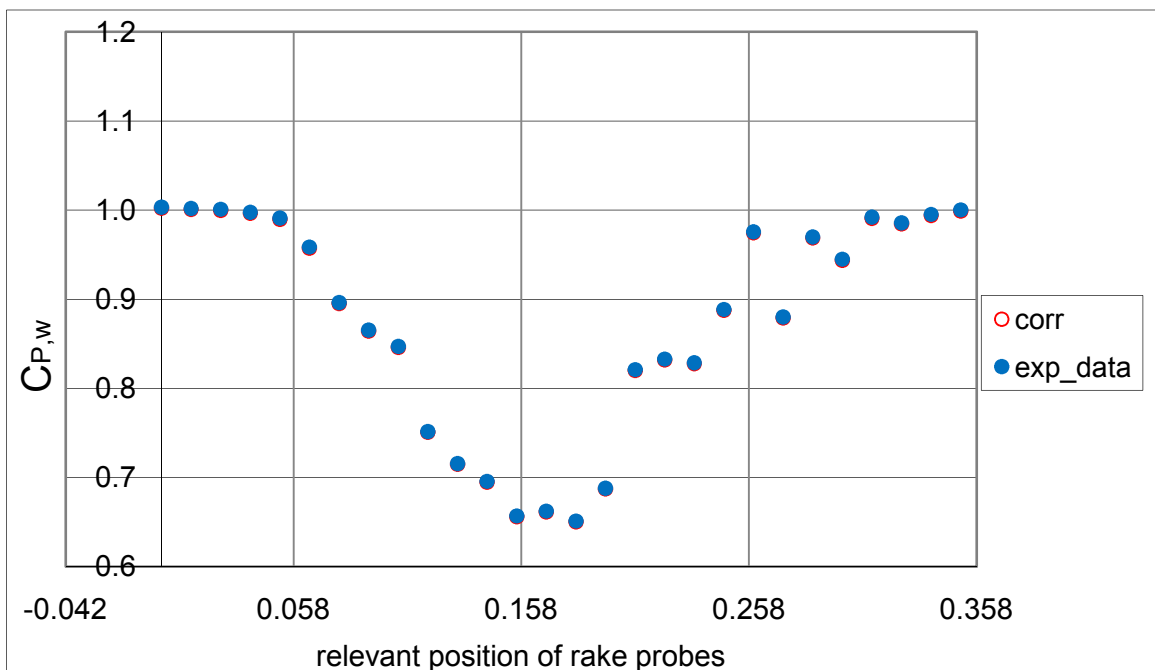
3.5.60 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $8^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $8^\circ$  angle of attack



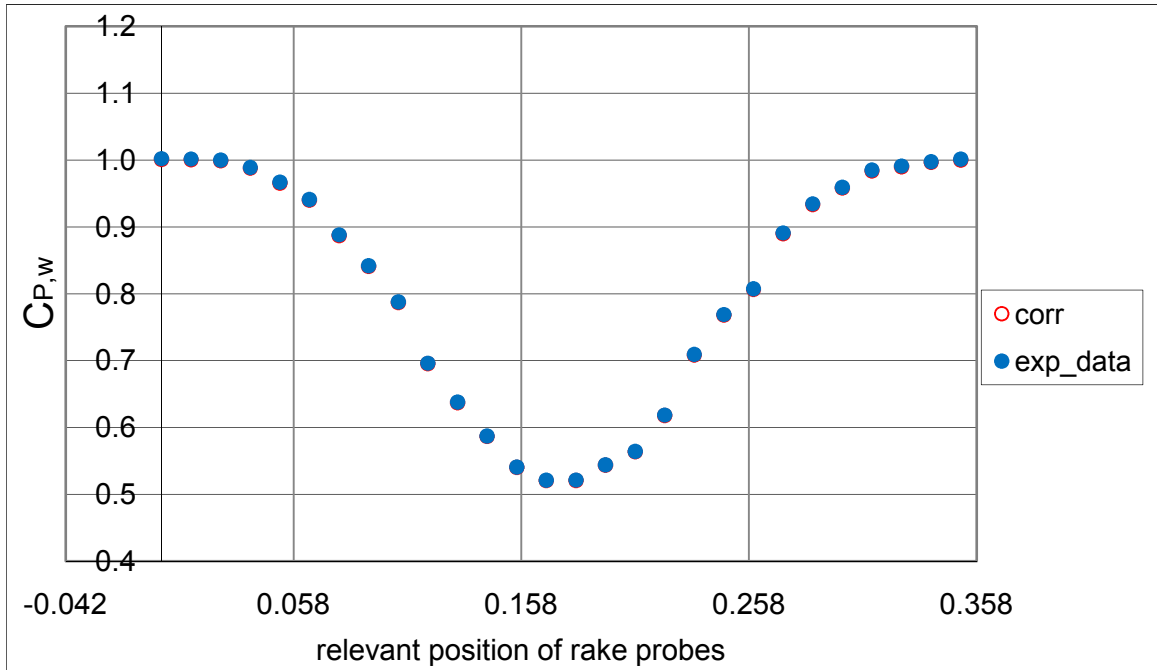
3.5.61 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $9^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $9^\circ$  angle of attack



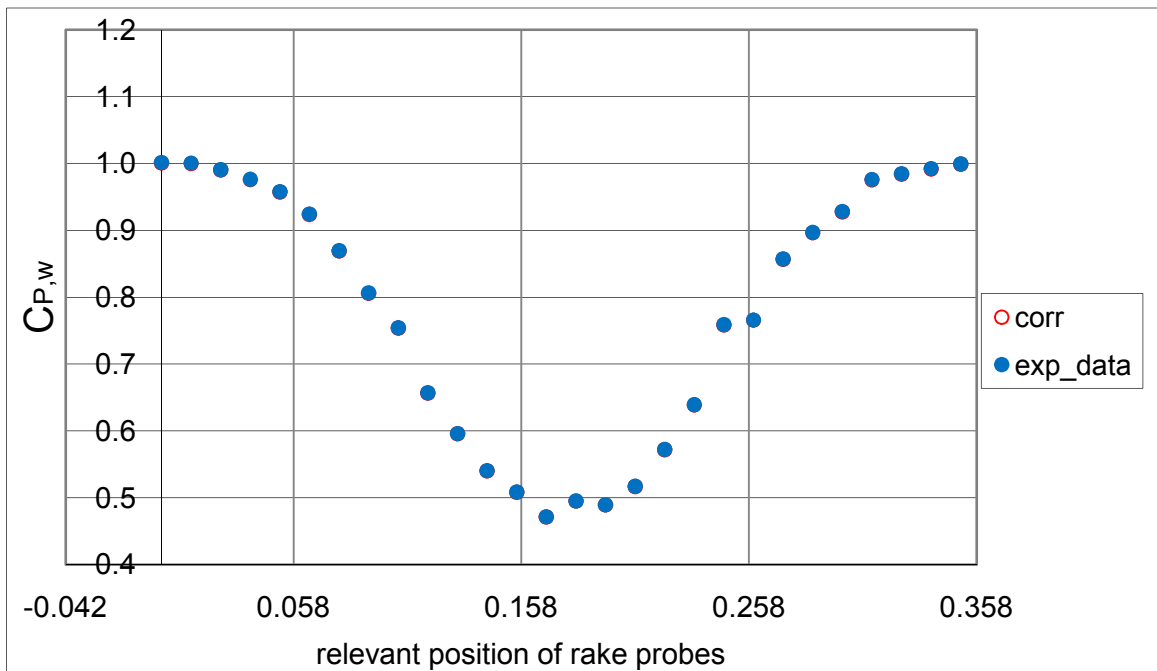
3.5.62 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $10^{\circ}$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $10^{\circ}$  angle of attack



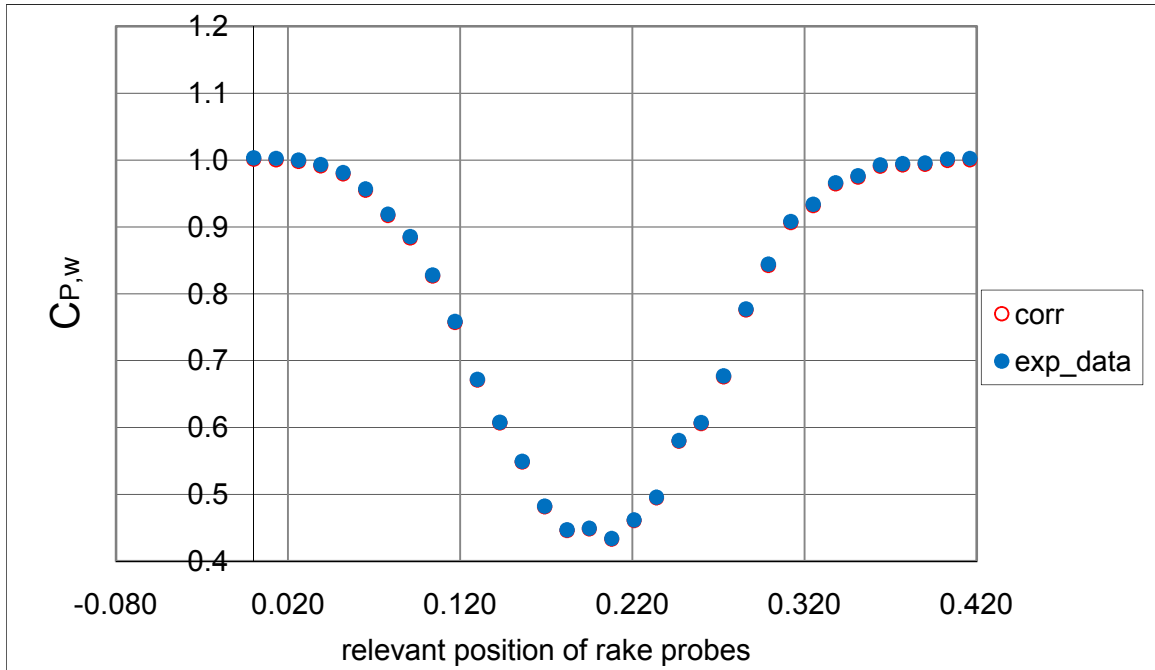
3.5.63 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $11^{\circ}$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $11^{\circ}$  angle of attack



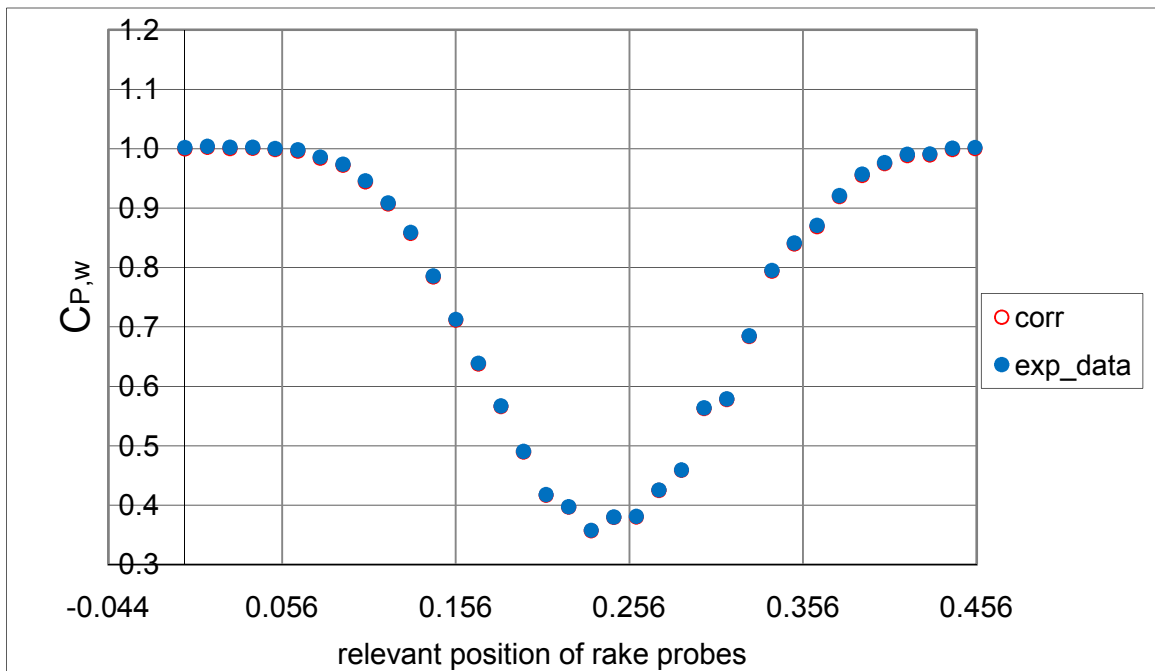
3.5.64 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $12^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $12^\circ$  angle of attack



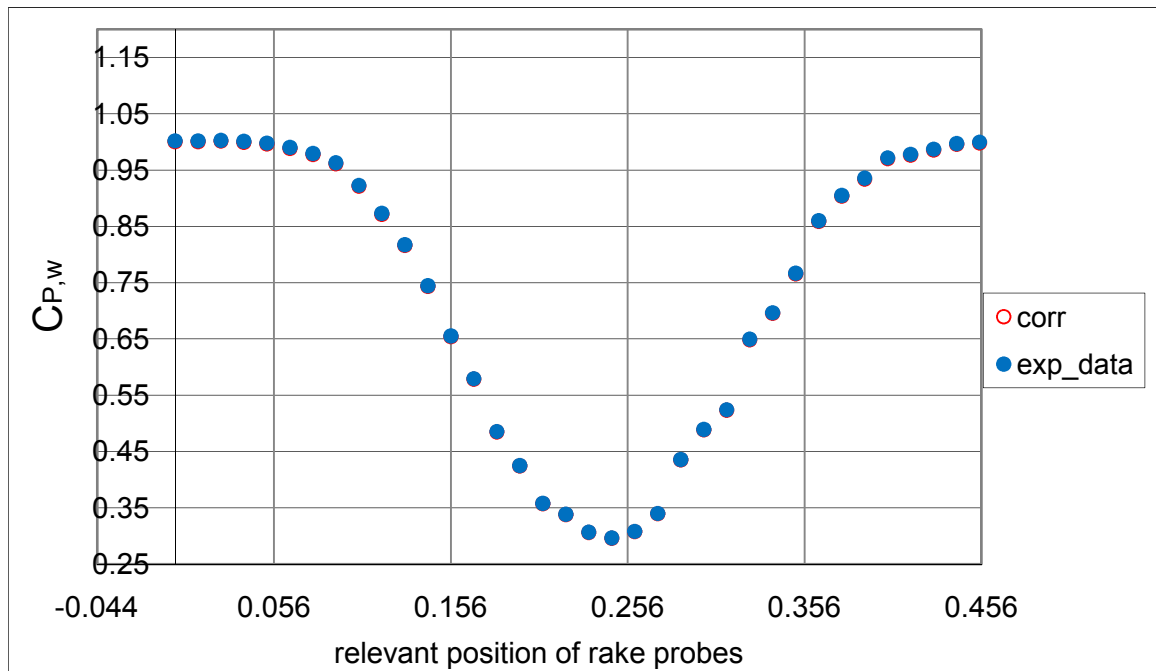
3.5.65 Διάγραμμα  $C_{P,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $13^\circ$   
 $C_{P,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $13^\circ$  angle of attack



3.5.66 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $14^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $14^\circ$  angle of attack



3.5.67 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $15^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $15^\circ$  angle of attack



3.5.68 Διάγραμμα  $C_{p,w}$  προς σχετική θέση των σωληνών του rake για γωνία πρόσπτωσης  $16^\circ$   
 $C_{p,w}$  versus relevant positions of rake probes curve for  $16^\circ$  angle of attack

Εν ολίγοις, αν θέλουμε να αναλύσουμε τα διαγράμματα των συντελεστών πίεσης εν γένει, είτε αυτά χρήσει trip tape, είτε αυτά χωρίς, μπορούμε να πούμε ότι σφάλματα ως προς την επαγωγή ταχύτητας στην επ' άπειρον ροή που δίνει ο Pitot δεν φαίνονται διότι θα εμφανίζονταν ως σημαντική αλλαγή μεταξύ των απλών και των διορθωμένων δεδομένων στα διαγράμματα του συντελεστή πίεσης του wake. Ο δε διασκορπισμός (scattering) των πειραματικών δεδομένων σε μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης που εμφανίζεται στο αυτό διάγραμμα συμβαίνει λόγω της αποκόλλησης της ροής κατά 3D το οποίο στον τυχαίο χαρακτήρα της τύρβης προσθέτει και τρισδιάστατα φαινόμενα. Σε μερικές περιπτώσεις είναι και αναμενόμενος αποκλειστικά λόγω της αποκόλλησης της ροής. Ως προς τα διαγράμματα του συντελεστή πίεσης γύρω από την αεροτομή, μπορούμε να κάνουμε την σύγκριση μεταξύ των θεωρητικών και των πειραματικών δεδομένων. Η σύγκριση αυτή μας εξασφαλίζει το ορθό της ροής στις χαμηλές γωνίες πρόσπτωσης. Οπότε και μπορούμε να εξασφαλίσουμε την ορθότητα των μετρήσεων στην γραμμική περιοχή κάτω των  $11^\circ$  για τις μετρήσεις με λείο χείλος προσβολής και κάτω των  $8^\circ$  για τις μετρήσεις με χρήση της ταινίας ολίσθησης (trip tape). Από εκεί και έπειτα, οι θεωρητικοί υπολογισμοί και τα πειραματικά δεδομένα διαφοροποιούνται όσο μεγαλώνει η γωνία πρόσπτωσης περισσότερο.

### 3.6 ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΤΟΥ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΟΥ ΣΦΑΛΜΑΤΟΣ

Κάθε πειραματική διαδικασία, οποιαδήποτε μέτρηση φυσικού μεγέθους περιέχει πηγές εισαγωγής σφαλμάτων στα αποτελέσματα. Τα σφάλματα ποικίλουν ως προς την προέλευση και το είδος, αλλά μπορούν να διαχωριστούν σε

- σταθερά ή συστηματικά,
- μεταβλητά αλλά συστηματικά και
- τυχαία.

Σημειωτέον, ότι η συχνότητα δειγματοληψίας που αναφέρουμε ανωτέρω ότι ποικίλει ανάλογα με το επίπεδο της τύρβης που δημιουργείται στην σήραγγα, βασίζεται στην θεωρία ελαχιστοποίησης της επιρροής των σφαλμάτων στις μετρήσεις. Λόγω του ότι για την λήψη της μέτρησης της πίεσης από κάθε σωλήνα (είτε Pitot είτε στατικής πίεσης) χρησιμοποιούμε τον μέσο όρο μιας χρονοσειράς μετρήσεων, για την ελαχιστοποίηση της μεταφοράς του σφάλματος, βάσει του θεωρήματος ότι μια οποιαδήποτε κατανομή τείνει

να κανονικοποιηθεί όσο μεγαλώνει το μέγεθος του δείγματος, και γνωρίζοντας ότι στην κανονική κατανομή η μέση τιμή είναι πάντοτε η τιμή με την μεγαλύτερη πυκνότητα εμφάνισης σε ένα δείγμα, οπότε και χαρακτηριστική τιμή του διακριτού δείγματος, όσο αυξάνεται το επίπεδο της τύρβης, οπότε και η συχνότητα εμφάνισης του τυχαίου σφάλματος, αυξάνουμε το μέγεθος του δείγματος. Πιο συγκεκριμένα, σε γωνίες που βρίσκονται στην γραμμική περιοχή του διαγράμματος  $C_L - a_{0a}$ , χρησιμοποιούμε συχνότητα δειγματοληψίας 200 Hz και μέγεθος δείγματος 1000. Ενώ για γωνίες  $>13^\circ$  για την λείου χείλους προσβολής μέτρηση και  $>11^\circ$  για την επιβαλλομένης τραχύτητας χείλους προσβολής μέτρηση χρησιμοποιούμε συχνότητα δειγματοληψίας πάλι τα 200 Hz, ενώ το μέγεθος του δείγματος είναι πλέον 2000. Να αναφέρουμε εδώ ότι αύξηση του επιπέδου της τύρβης στην ροή σημαίνει αντίστοιχα αύξηση της συχνότητας εμφάνισης των τυχαίων αλλά και των μεταβλητών συστηματικών σφαλμάτων.

Τα σταθερά ή συστηματικά σφάλματα δεν επηρεάζονται από τυχαίους παράγοντες. Είναι σφάλματα που προέρχονται από την κατασκευή και την λειτουργία της πειραματικής διάταξης, τα όργανα που χρησιμοποιήθηκαν και την μετρητική συνδεσμολογία. Ο περιορισμός αυτής της κατηγορίας σφαλμάτων, αλλά και η σωστή αποτίμησή τους γίνεται με προκαταρκτική μελέτη της πειραματικής διάταξης και των αποτελεσμάτων. Παραδείγματος χάριν, λόγω κακής κατασκευής του μοντέλου και ευθραυστότητας στην περιοχή κοντά στον άξονα των σωλήνων πίεσης της πτέρυγας, κατά την μεταφορά της χαλάρωσε η επαφή του σωλήνα στην θέση 49. Έκτοτε, οι μετρήσεις πίεσης στην θέση 49 περιείχαν σταθερό και συστηματικό σφάλμα τέτοιο ώστε να μην λαμβάνουμε καθόλου υπόψη την εν λόγω μέτρηση. Η δε επιφανειακή ολοκλήρωση για την εύρεση του συντελεστή άνωσης της αεροτομής γίνεται με τα υπόλοιπα σημεία πλην αυτού. Επίσης, στα διαγράμματα της κατανομής του συντελεστή πίεσης δεν εμφανίζεται η μέτρηση από την θέση αυτή. Εξίσου σημαντική είναι και η βαθμονόμηση των οργάνων και γενικότερα της πειραματικής διάταξης, που πραγματοποιείται με την καταγραφή και μετέπειτα αφαίρεση από τις μετρήσεις του σφάλματος ανάγνωσης (drift), τον έλεγχο της ποιότητας και της ομοιομορφίας της ροής και την πιθανή επανάληψη ορισμένων μετρήσεων κατά την διάρκεια της μετρητικής διαδικασίας, ώστε να εντοπισθεί τυχόν ολίσθηση της μέτρησης των οργάνων ή ανάγκη αναβαθμονόμησής τους.

Τα μεταβλητά αλλά συστηματικά σφάλματα μεταβάλλονται κατά την διάρκεια των μετρήσεων, όχι όμως με τυχαίο τρόπο. Τέτοιο σφάλμα πχ υπεισέρχεται από την μεταβολή της θερμοκρασίας του αέρα στην αεροσήραγγα ή από την αυξομείωση των στροφών του κινητήρα της. Τα σφάλματα αυτά που οπωσδήποτε δεν είναι τυχαία, δεν μπορούν, ωστόσο, τόσο εύκολα όπως τα σταθερά συστηματικά να εξαλειφθούν ή να μην ληφθούν καν υπόψη, διότι δεν μπορούμε να γνωρίζουμε επακριβώς τις αλλαγές που επιτελούν στα μετρούμενα μεγέθη. Φερ' ειπείν, για το σφάλμα που επιτελείτο λόγω της αύξησης της θερμοκρασίας του αέρα στην σήραγγα – και αυτό συνέβαινε λόγω της πολύωρης τριβής με τα τοιχώματα της σήραγγας του αέρα αλλά και την θερμότητα λόγω τριβής της εργασίας του ανεμιστήρα που έδινε την κίνηση στον αέρα – είχαμε θέσει ανώτατο όριο τους  $30^\circ\text{C}$  ολική θερμοκρασία, την οποία καταγράφαμε κατά την αρχή κάθε μέτρησης. Συστηματικό μεταβλητό σφάλμα είναι και αυτό που μεταφέρει και η επίδραση των τοιχωμάτων και της στένωσής τους στη ροή, σφάλμα που προσπαθούμε να εξαλείψουμε με την εισαγωγή των διορθωτικών συντελεστών που παρουσιάστηκαν ανωτέρω.

Τα τυχαία σφάλματα είναι εκείνα που εμφανίζονται σε τυχαίες χρονικές στιγμές κατά την διάρκεια της διαδικασίας των μετρήσεων και οφείλονται σε τυχαίες διαταραχές. Τόσο ο έλεγχος των τυχαίων αυτών διαταραχών, όσο και η ελαχιστοποίηση της επίδρασής τους στα αποτελέσματα συνεπάγεται την αύξηση της δυσκολίας της εκτέλεσης των μετρήσεων με μάλλον αβέβαιη κατάληξη. Επομένως, και δεδομένου ότι το πειραματικό σφάλμα είναι αναπόφευκτο, προτιμάται η σωστή εκτίμηση των τυχαίων σφαλμάτων και του μεγέθους των αποκλίσεων που εισάγουν στην μέτρησή μας.

Το μέγιστο πιθανό σφάλμα  $\delta R$  μιας μετρούμενης ποσότητας υπολογίζεται ανάλογα με τον τρόπο υπολογισμού της ποσότητας  $R$ . Αν το αποτέλεσμα λαμβάνεται απευθείας από την μετρητική διαδικασία, το σφάλμα θα είναι  $\delta R = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 + r_3^2 + \dots + r_N^2}$ , όπου  $r_i$ ,  $i = 1, N$  οι μέγιστες πιθανές τιμές σφάλματος (αποκλίσεις) από τους διαφόρους παράγοντες που υπεισέρχονται στην μέτρηση. Αν το  $R$  είναι παράγωγο μέγεθος και υπολογίζεται από έναν αριθμό  $N$  μετρούμενων μεγεθών  $x_i$ ,  $i = 1, N$  το απόλυτο σφάλμα υπολογίζεται από την τετραγωνική ρίζα του αθροίσματος των τετραγώνων ως εξής: κάθε μέγεθος  $x_i$  με



διάστημα αβεβαιότητας  $\delta x_i$ , σε επίπεδο εμπιστοσύνης 5%, εκφράζεται από την σχέση  $x_i = \bar{x}_i \pm \delta x_i$ , που εκφράζει ότι:

- η καλύτερη δυνατή εκτίμηση του μεγέθους  $x_i$  είναι η μετρούμενη  $\bar{x}_i$ , όπως αναφέραμε και πιο πάνω
- υπάρχει αβεβαιότητα για το μέγεθος  $x_i$  που μπορεί να ισούται μέχρι και  $\pm \delta x_i$
- η πιθανότητα να συμπίπτει η μέτρηση σε περιοχή εκτός των ορίων που θέτει το εκτιμώμενο σφάλμα είναι 5%

Η τιμή του  $x_i$  αντιπροσωπεύει την μέση τιμή μιας ομάδας από  $N$  δείγματα ενώ η έκφραση του  $\delta x_i$  εξαρτάται από το είδος του σφάλματος. Το απόλυτο σφάλμα τότε του παράγωγου μεγέθους είναι

$$\delta R = \left\{ \sum_{i=1}^N \left[ \left( \frac{\partial R}{\partial x_i} \right) \cdot \delta x_i \right]^2 \right\}^{\frac{1}{2}}.$$

Η μερική παράγωγος του  $R$  ως προς  $x_i$  είναι ο συντελεστής ευαισθησίας του μεγέθους  $R$  ως προς το μετρούμενο μέγεθος  $x_i$ . Ο συντελεστής αυτός πολλαπλασιαζόμενος με την αβεβαιότητα  $\delta x_i$  δίνει την συμμετοχή του σφάλματος του μεγέθους  $x_i$  στο σφάλμα του μεγέθους  $R$ . Η σχέση αυτή στηρίζεται στην υπόθεση ότι τα σφάλματα είναι ανεξάρτητα μεταξύ τους και ότι η εμφάνισή τους ακολουθεί κατανομή Gauss που έχει αποδειχθεί ότι περιγράφει την πιθανότητα εμφάνισης τυχαίων γεγονότων.

Κατά τον καθορισμό των χαρακτηριστικών της ελεύθερης ροής, τα πειραματικά σφάλματα που εμφανίστηκαν είναι:

- σφάλμα λόγω πιθανής μη ευθυγράμμισης του σωλήνα Pitot ( $\pm 5^\circ$ ): 0.5%
- σφάλμα λόγω διακυμάνσεων της δυναμικής πίεσης της επ' άπειρον ροής: 0.4%
- σφάλμα λόγω μετατροπής του σήματος σε ψηφιακό: 0.8%
- σφάλμα λόγω πιθανής μεταβολής του πλάτους του τμήματος δοκιμών κατά 1 mm από την είσοδο ως το πτερύγιο: 0.6%
- σφάλμα υπολογισμού μεγεθών που συνδέονται με την θερμοκρασία: 1.34%

Συνολικό πιθανό σφάλμα κατά την βαθμονόμηση της διάταξης: 1.79%

Κατά την διαδικασία των μετρήσεων πίεσης στην πτέρυγα παρατηρήθηκαν τα εξής πειραματικά σφάλματα:

- σφάλμα ανάγνωσης γωνίας πρόσπτωσης  $0.1^\circ$  και σφάλμα μηδενισμού  $0.25^\circ$  (ίσως και μεγαλύτερο, λόγω της γεωμετρίας του χείλους πρόσπτωσης και της ακμής εκφυγής)
- σφάλμα μεταλλάκτη πίεσης: 1%
- σφάλμα μετρήσεων της αδιατάρακτης ροής δεδομένου μικρού επιπέδου τύρβης ( $< 1\%$ ): 1.79%
- σφάλμα λόγω φυγόκεντρης δύναμης στο διάφραγμα του Scanivalve: 1%
- σφάλμα στην ανάγνωση του μανομέτρου 0.25%
- τα σφάλματα γεωμετρίας της αεροτομής, διαφοροποίησης της γεωμετρίας των οπών και του βέλους κάμψης του μηχανισμού στήριξης δεν συυπολογίζονται και αυτό γιατί όσο για την γεωμετρία δεν έχουμε δεδομένα, κρίνεται δε επαρκώς μικρού σφάλματος και όσο για τον μηχανισμό στήριξης, το βέλος κάμψης του μηχανισμού αλλά και των τμημάτων της πτέρυγας δημιούργησε σε τέτοιο αριθμό Reynolds μεγάλο σφάλμα στην ανάγνωση της γωνίας πρόσπτωσης με αποτέλεσμα να καρφώνουμε για κάθε μέτρηση την πτέρυγα στο δάπεδο της αεροσήραγγας, το σφάλμα δε σε αυτήν την περίπτωση εμπεριέχεται στο σφάλμα ανάγνωσης της γωνίας πρόσπτωσης.

Συνολικό σφάλμα στην μέτρηση της πίεσης 2.29%.

Παρατηρούμε ότι σε κάθε περίπτωση το συνολικό σφάλμα έγκειται σε ανεκτά επίπεδα καθώς δεν ξεπερνάει το 10%. Συνεπώς, η γενικότερη σχεδίαση της διάταξης κρίνεται ικανοποιητική. Επίσης, ο μέσος όρος του σφάλματος στην πίεση που υπολογίζουμε από τις μετρήσεις στην πτέρυγα είναι για μικρές γωνίες πρόσπτωσης της τάξεως του  $\pm 9\text{mV}$  ή περίπου στο 6%, για το εύρος γωνιών όπου εμφανίζονται τα τρισδιάστατα φαινόμενα τα οποία και θα επεξηγηθούν αργότερα της τάξεως του  $\pm 10.5\text{mV}$  ή περίπου στο 3.9% αυτό και γιατί

αυξάνοντας την γωνία πρόσπτωσης αυξάνονται και τα ακρότατα της πίεσης γύρω από την αεροτομή, οπότε και το σφάλμα μειώνεται, ωστόσο δεν είναι το αντιπροσωπευτικό λόγω των τρισδιάστατων φαινομένων όπου ουσιαστικά έχουμε αρκετά μεγαλύτερο σφάλμα που δεν μπορεί να συμπεριληφθεί στα ικανοποιητικά. Τέλος, για μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης όπου και έχουμε απώλεια στήριξης, έχουμε σφάλμα της τάξεως του  $\pm 6\text{mV}$  ή περίπου στο 17.4% ( $> 10\%$ ), κάτι που καταδεικνύει το τυχαίο της ροής μετά την απώλεια στήριξης.

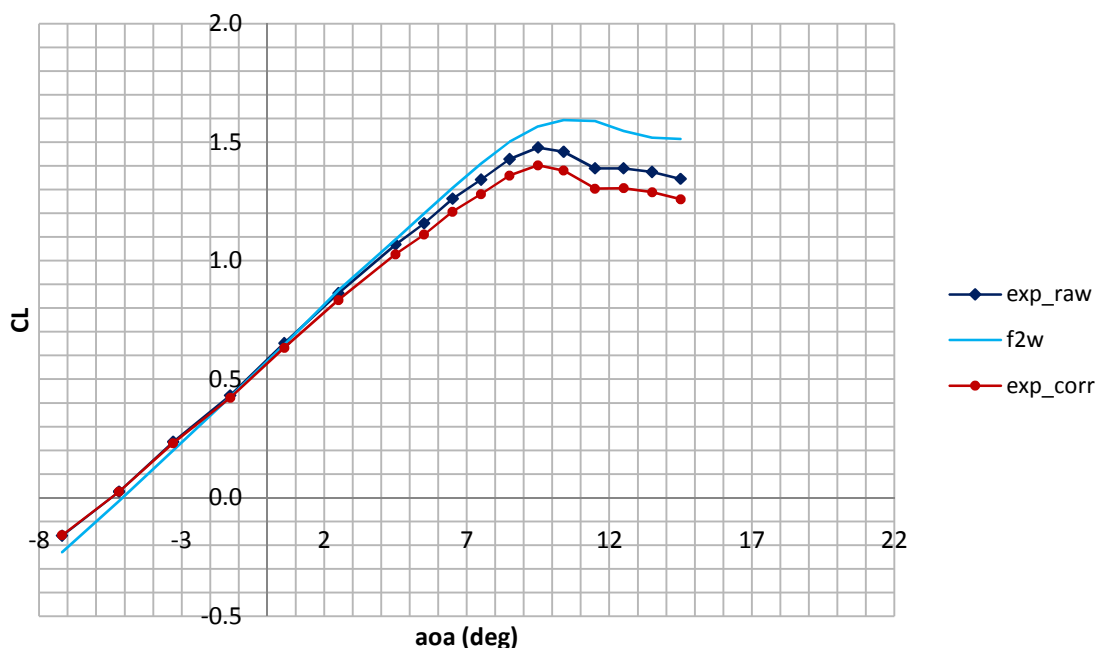
Το σφάλμα που υπολογίζουμε από τις μετρήσεις στο rake είναι αντίστοιχο αλλά σαφώς μεγαλύτερο και αυτό γιατί η ίδια η ύπαρξη του ομόρρου συσχετίζεται με μικρότερες μετρούμενες μεταβολές στην ροή καθώς επίσης και με την ύπαρξη τυρβώδους, οπότε και χαοτικής συμπεριφοράς στην ροή. Σε μικρές γωνίες πρόσπτωσης είναι της τάξεως του  $\pm 16.5\text{mV}$  ή περίπου στο 3.6%, για εύρος γωνιών κοντά στο μέγιστο του συντελεστή άνωσης και την ύπαρξη των τρισδιάστατων φαινομένων, της τάξεως του  $\pm 21.3\text{mV}$  ή περίπου στο 4.8% και για γωνίες όπου έχουμε πλέον και απώλεια στήριξης της τάξεως του  $\pm 94.5\text{mV}$  ή περίπου στο 25.8% (προφανώς  $> 10\%$ , οπότε μη αποδεκτό).

### 3.7 ΤΕΛΙΚΑ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ – ΕΠΕΞΗΓΗΣΕΙΣ – ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΟΥ ΣΦΑΛΜΑΤΟΣ ΣΤΙΣ ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ

Παρακάτω, παρουσιάζονται τα διαγράμματα των πειραματικών μετρήσεων σε αριθμό Reynolds  $1.2\text{e}6$  τόσο αυτά της λείας αεροτομής, όσο και αυτά της επιβαλλόμενης τραχύτητας αεροτομής χρήσει του tripping tape (ταινίας ολίσθησης). Πιο συγκεκριμένα, παρουσιάζονται τα διαγράμματα  $C_L - \text{aoa}$ ,  $C_D - \text{aoa}$  και  $C_M - \text{aoa}$ , καθώς επίσης και η πολική χαρακτηριστική της αεροτομής στον ίδιο αριθμό Reynolds για κάθε μία από τις τρεις σειρές των μετρήσεων. Επεξηγηματικά, στα διαγράμματα χαράσσονται με σκούρους ρόμβους η καμπύλη από τα πειραματικά δεδομένα, με πιο ανοιχτούς κύκλους η καμπύλη με τα διορθωμένα πειραματικά δεδομένα και με ανοιχτή γραμμή η καμπύλη των θεωρητικών υπολογισμών στην αντίστοιχη αεροτομή. Τα διαγράμματα παραθέτουμε κάτωθι:

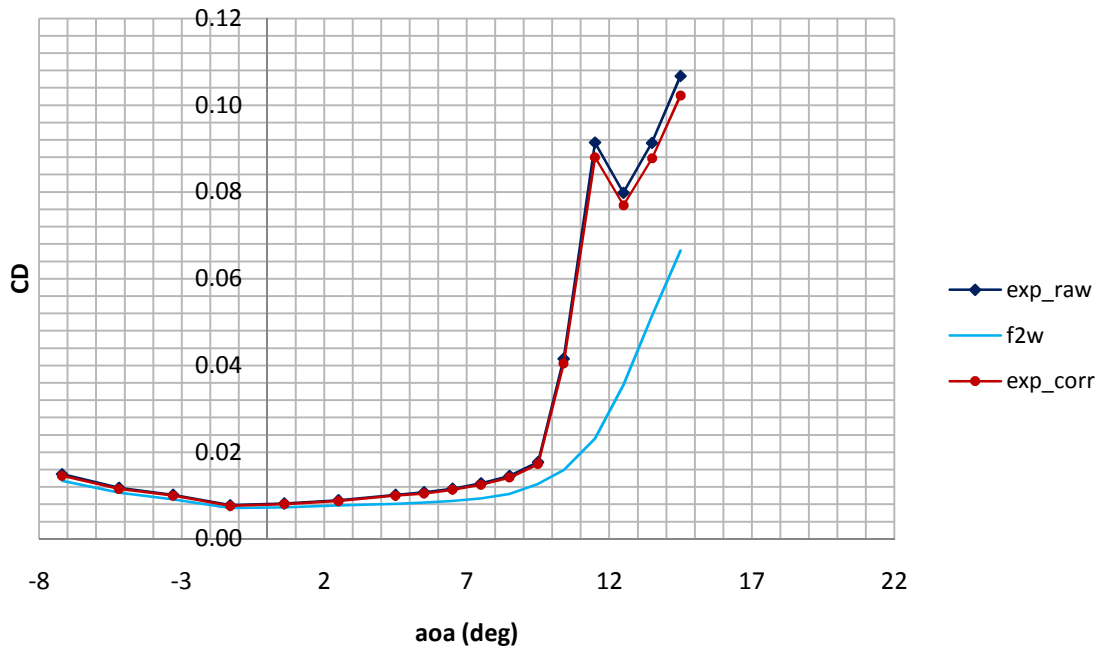
- i. Μετρήσεις λείας αεροτομής

#### *lift coefficient*



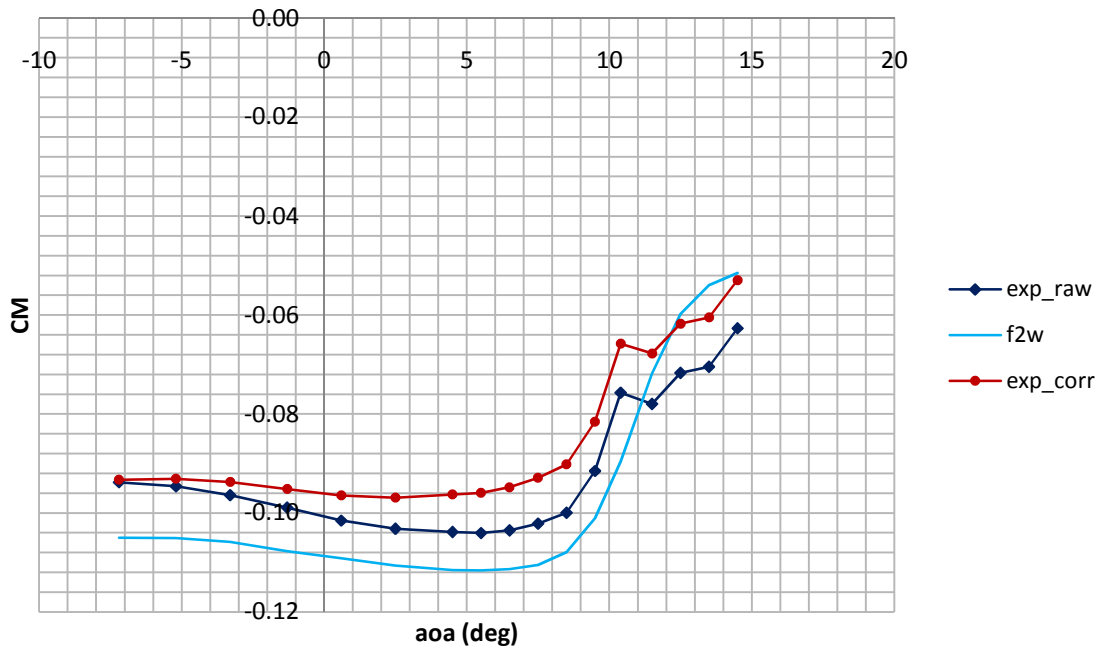
3.7.1 Καμπύλη του συντελεστή άνωσης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για την λεία αεροτομή  
Lift coefficient versus angle of attack curve for the untripped airfoil

### drag coefficient



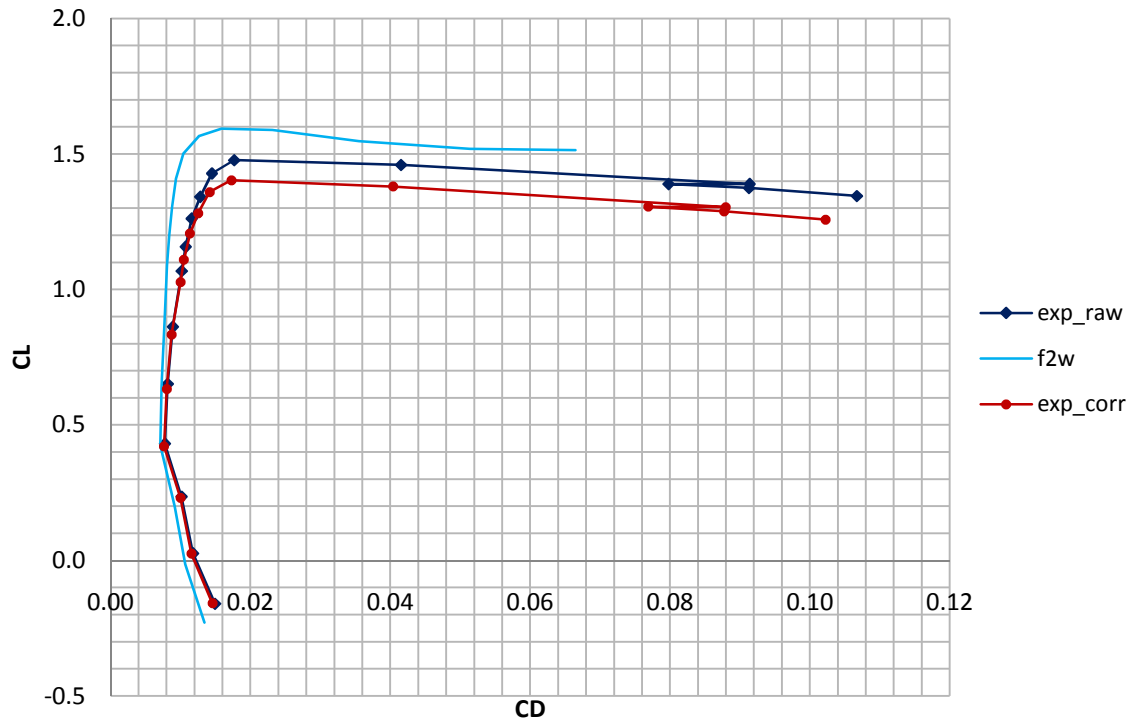
3.7.2 Καμπύλη του συντελεστή αντίστασης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για την λεία αεροτομή  
Drag coefficient versus angle of attack curve for the untripped airfoil

### moment coefficient



3.7.3 Καμπύλη του συντελεστή ροπής ως προς την γωνία πρόσπτωσης για την λεία αεροτομή  
Moment coefficient versus angle of attack curve for the untripped airfoil

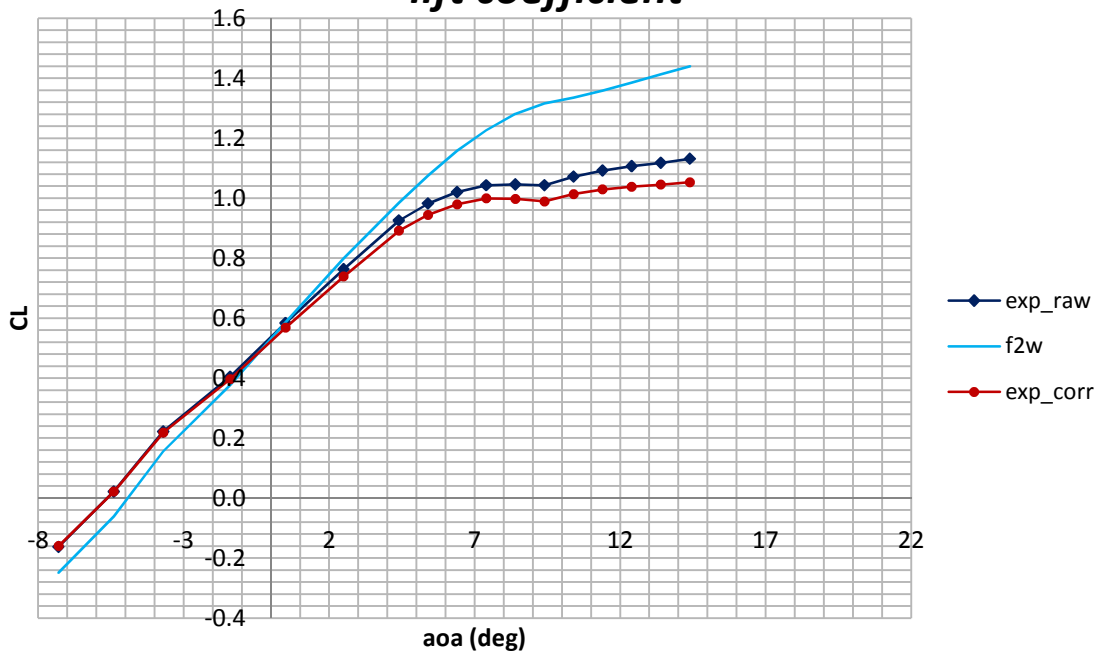
### polar curve



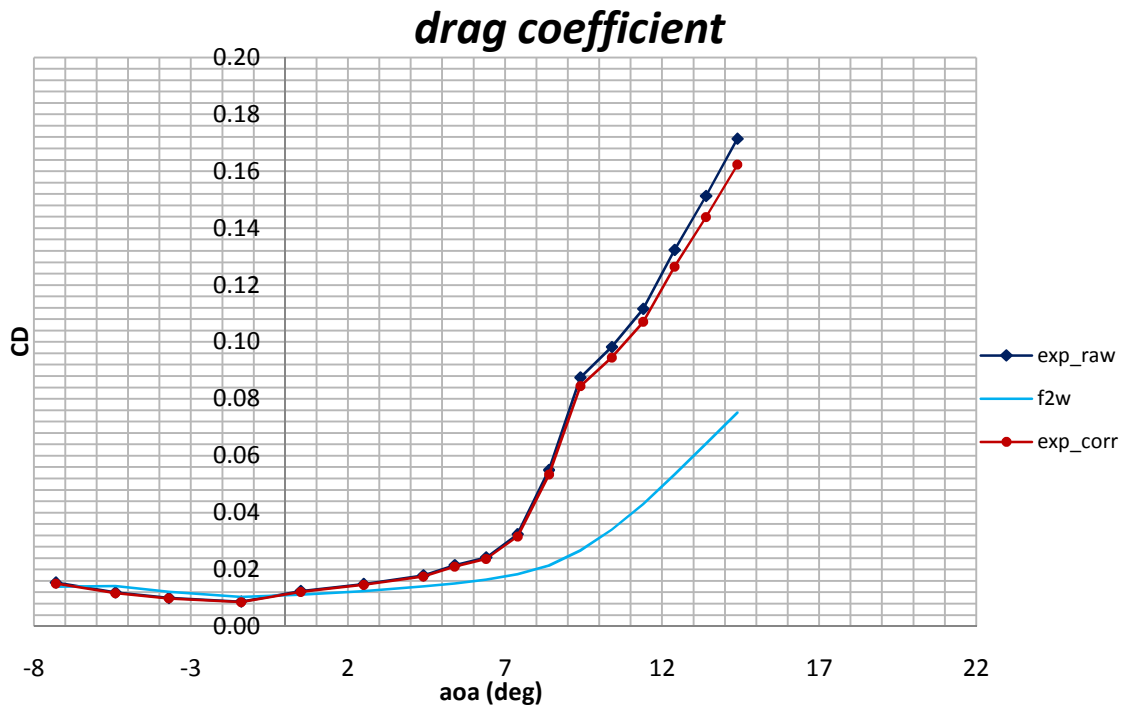
3.7.4 Πολική καμπύλη για την λεία αεροτομή  
Polar curve for the untripped airfoil

ii. Μετρήσεις επιβαλλόμενης ολίσθησης της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.4 mm

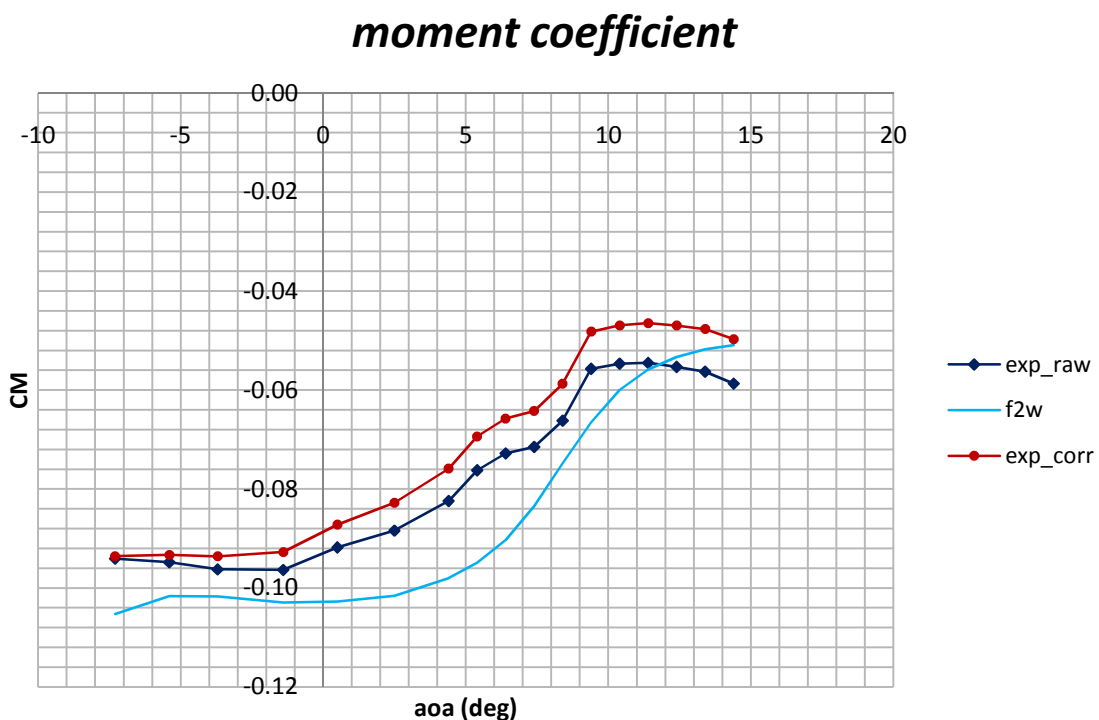
### lift coefficient



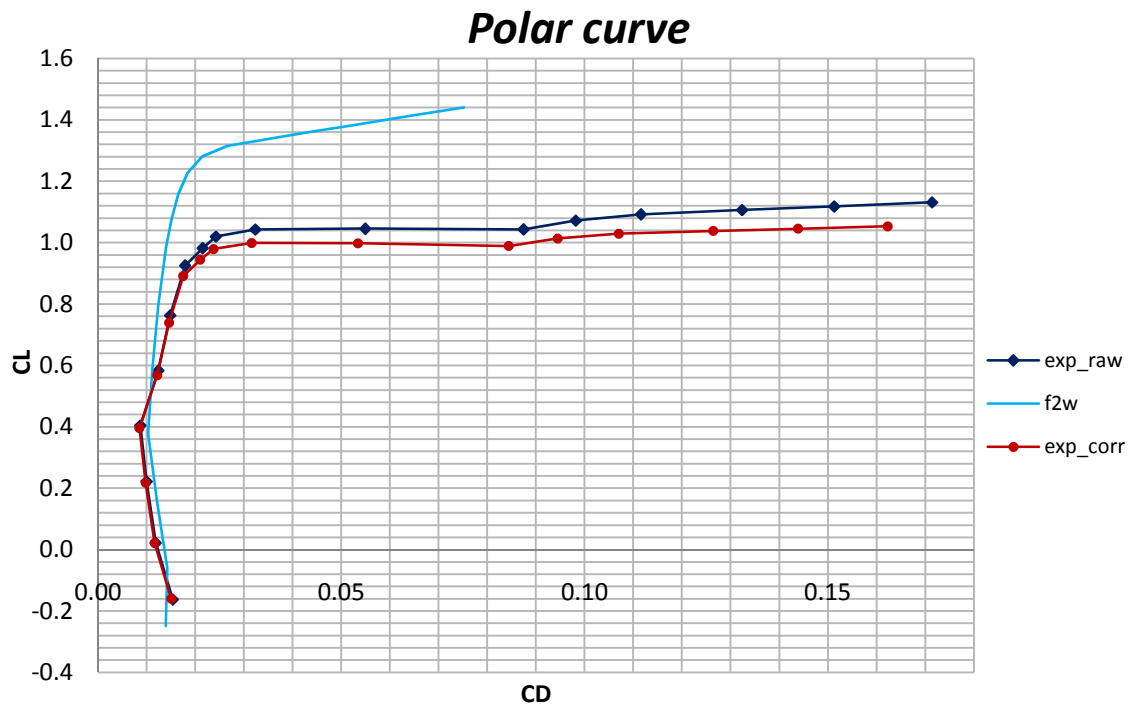
3.7.5 Καμπύλη του συντελεστή άνωσης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.4 mm  
Lift coefficient versus angle of attack for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.4 mm height



3.7.6 Καμπύλη του συντελεστή αντίστασης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.4 mm  
 Drag coefficient versus angle of attack for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.4 mm height



3.7.7 Καμπύλη του συντελεστή ροπής ως προς την γωνία πρόσπτωσης για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.4 mm  
 Moment coefficient versus angle of attack for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.4 mm height

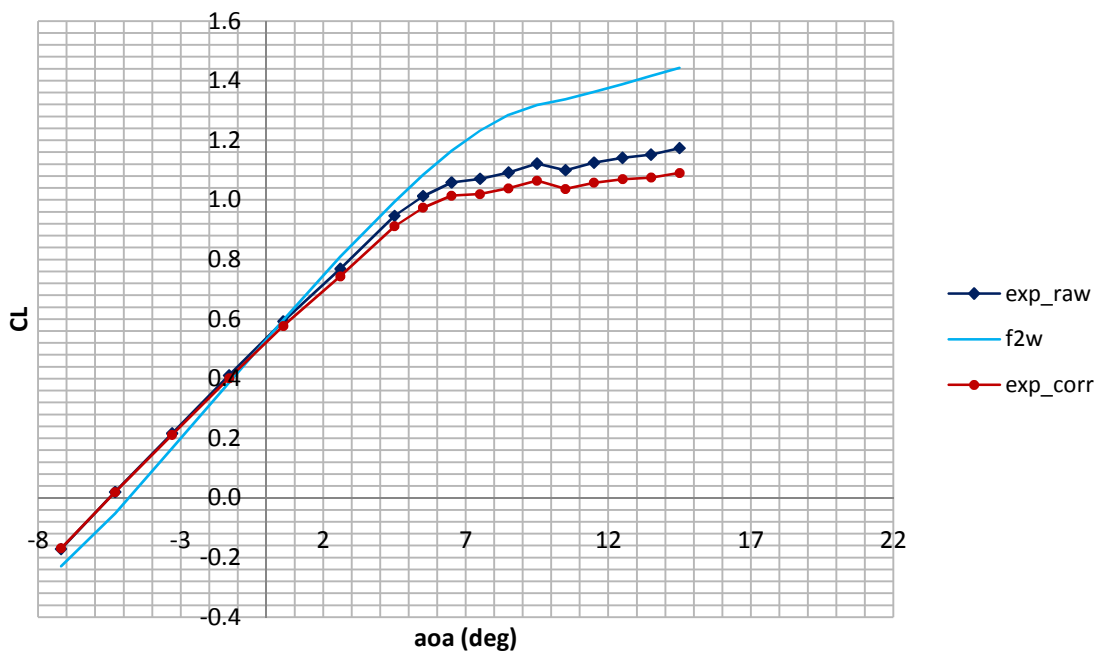


3.7.8 Πολική καμπύλη για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.4 mm

*Polar curve for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.4 mm height*

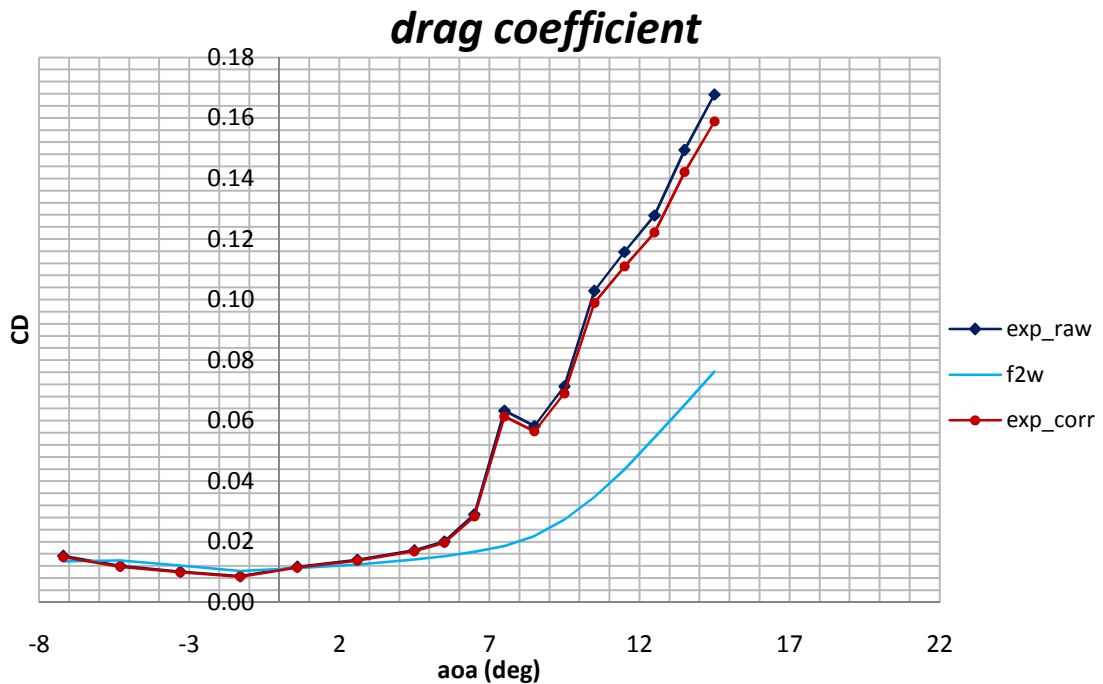
iii. Μετρήσεις επιβαλλόμενης ολίσθησης της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.205 mm

### lift coefficient

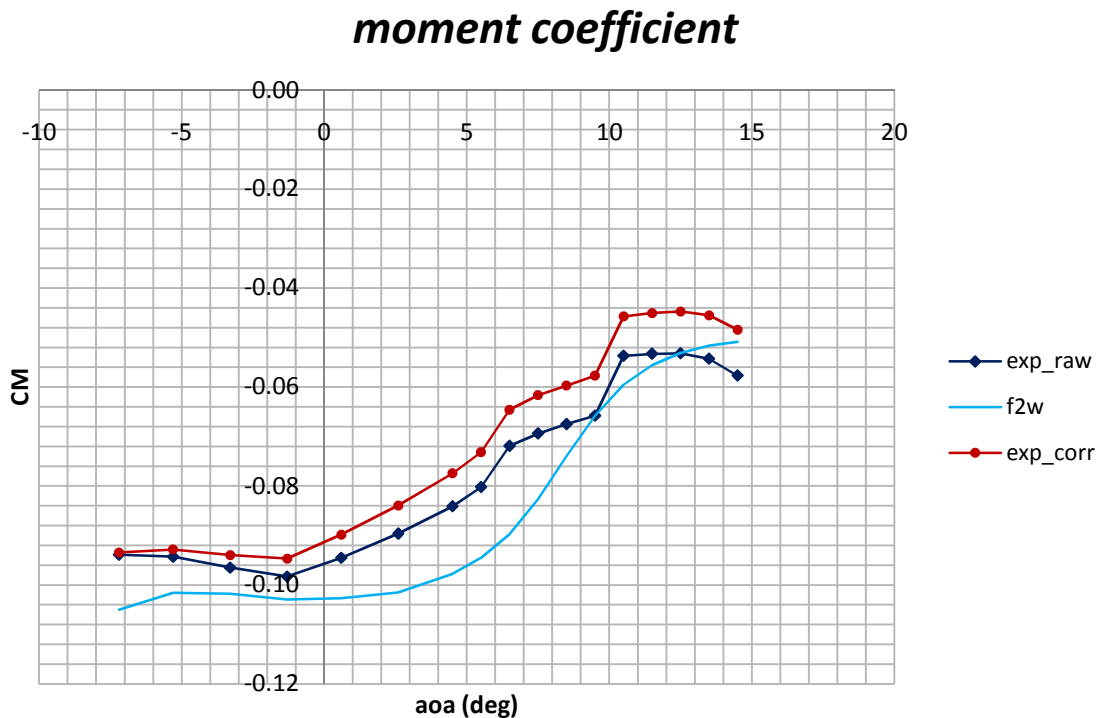


3.7.9 Καμπύλη του συντελεστή άνωσης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.205 mm

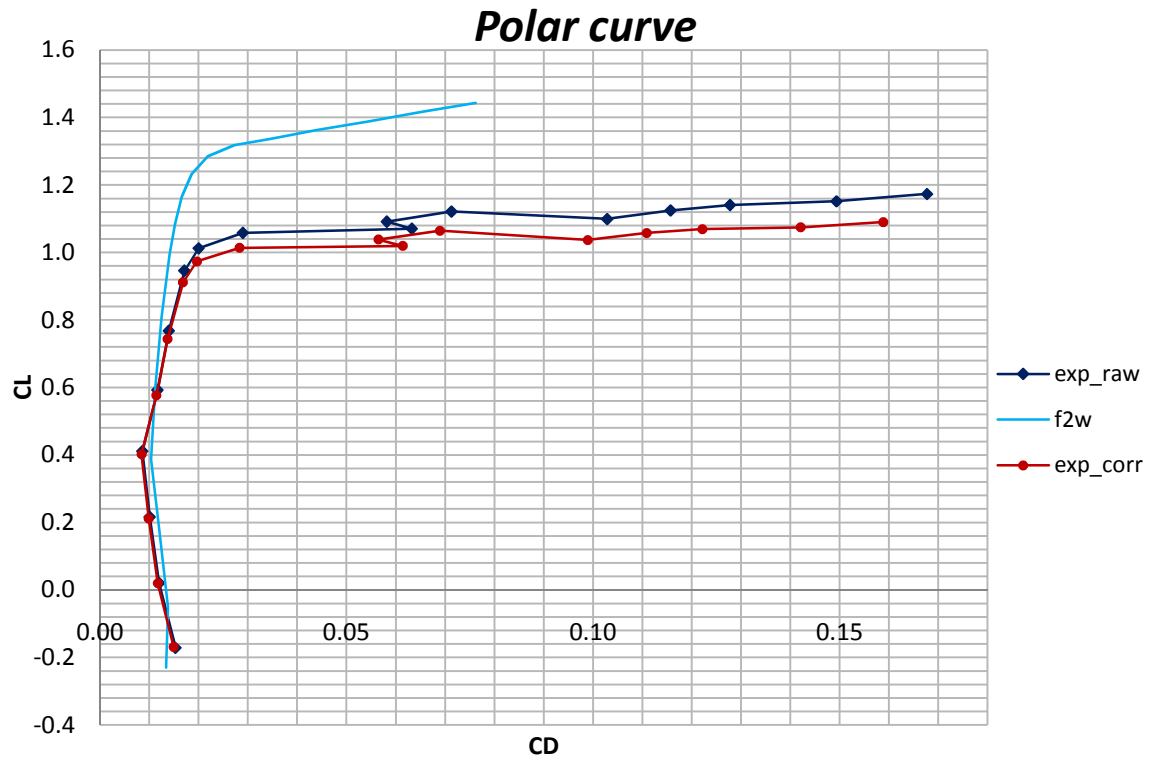
*Lift coefficient versus angle of attack for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.205 mm height*



3.7.10 Καμπύλη του συντελεστή αντίστασης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.205 mm  
 Drag coefficient versus angle of attack for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.205 mm height



3.7.11 Καμπύλη του συντελεστή ροπής ως προς την γωνία πρόσπτωσης για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.205 mm  
 Moment coefficient versus angle of attack for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.205 mm height



3.7.12 Πολική καμπύλη για επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής στο 1% της χορδής χρήσει ταινίας πάχους 0.205 mm  
*Polar curve for tripped flow with a trip tape at the 1% of the chord of 0.205 mm height*



### Συντελεστής άνωσης προς γωνία πρόσπτωσης:

Παρατηρούμε ότι στην λεία αεροτομή οι διορθωμένες από τις μη πειραματικές μετρήσεις αρχίζουν να αποκλίνουν περί τις  $4^{\circ} - 5^{\circ}$  γωνία πρόσπτωσης, ενώ ο μέγιστος συντελεστής άνωσης ευρίσκεται ανάμεσα στις  $9^{\circ} - 10^{\circ}$  γωνία πρόσπτωσης, όπου και έπειτα έχουμε απώλεια στήριξης της αεροτομής. Αυτό σημαίνει στην θεωρία ότι από περίπου  $11^{\circ} - 12^{\circ}$  και για μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης όπου έχει προχωρήσει το φαινόμενο της αποκόλλησης οι διορθωτικοί συντελεστές που βγαίνουν από θεωρητικά μοντέλα δεν ισχύουν αλλά παρουσιάζονται για λόγους πληρότητας. Με άλλα λόγια, μπορούμε να συγκρίνουμε τις διορθωμένες με τις μη πειραματικές καμπύλες για γωνίες πρόσπτωσης από  $-6^{\circ} - 12^{\circ}$  περίπου, όπου και βλέπουμε ότι η διορθωμένη καμπύλη είναι ελαφρώς χαμηλότερη της άμεσα μετρούμενης χωρίς την μεταβολή της κλίσης αυτής, το οποίο είναι και αναμενόμενο, οπότε μπορούμε να πιστοποιήσουμε το ορθόν μέσα στα πλαίσια του ανεκτού του υπολογισμού των διορθωτικών συντελεστών. Αυτό ισχύει δε και για όλες τις καμπύλες όλων των σειρών μετρήσεων για διαφορετικό εύρος γωνιών πρόσπτωσης, ανάλογα με την εμφάνιση της απώλειας στήριξης. Συγκρίνοντας, από την άλλη μεριά, την διορθωμένη καμπύλη (πραγματική) με την θεωρητικά υπολογισμένη για τις παραπάνω γωνίες πρόσπτωσης μπορούμε να δούμε ότι έχει ελαφρώς μεγαλύτερη γωνία κλίσης, παρουσιάζει σχεδόν την ίδια μορφή στις μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης όπου και έχουμε απώλεια στήριξης αλλά εμφανίζει μεγαλύτερο μέγιστο συντελεστή άνωσης. Το τελευταίο συμβαίνει, κυρίως, λόγω του τρισδιάστατου φαινομένου που επεξηγείται παρακάτω. Το πρώτο, μπορεί να εξηγηθεί ως λανθασμένη μοντελοποίηση του θεωρητικού προβλήματος και έλλειψη επιπέδου ακριβείας από τον κώδικα, αλλά και ύπαρξη επιπέδου τύρβης μη ανεκτού στο εσωτερικό της σήραγγας που αλλάζει ελαφρώς τον αριθμό Reynolds της επ' άπειρον ροής. Το γεγονός ωστόσο ότι κατά την απώλεια στήριξης παρουσιάζουν τα θεωρητικά και τα πειραματικά δεδομένα παρόμοια συμπεριφορά<sup>2</sup> πιστοποιεί το ορθό του κώδικα και την συμφωνία του με τα πειράματα. Τέλος, η γραμμική συμπεριφορά στις μικρές καθώς και τις αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης συμπίπτει με την θεωρία και επαληθεύει το ορθό των μετρήσεων σε αυτές τις γωνίες.

Για την «τριπαρισμένη» αεροτομή στο 1% της χορδής με ταινία 0.4 mm πάχους ισχύουν τα ίδια, με την διαφορά ότι πλέον το ανεκτό εύρος των γωνιών πρόσπτωσης της διορθωμένης καμπύλης είναι από τις  $-6^{\circ}$  έως τις  $9^{\circ} - 10^{\circ}$  περίπου. Τα δε θεωρητικά διαφέρουν αρκετά από τα πειραματικά και στο θέμα του μέγιστου συντελεστή άνωσης και στο θέμα της κλίσης της καμπύλης. Αυτό συμβαίνει διότι τα τρισδιάστατα φαινόμενα όπως θα δούμε γίνονται δυσμενέστερα καθώς «τριπάρουμε» την ροή και αυτό γιατί λόγω του φαινομένου της επαναπροσκόλλησης της ροής μετά το μεταβατικό σημείο (transition point), προκαλούμε καθυστέρηση της εμφάνισης απώλειας στήριξης, κάτι που συνδυασμένο με την αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης, όπως θα αναλύσουμε παρακάτω, δημιουργεί δυσμενέστερα τρισδιάστατα φαινόμενα. Σημειωτέον, ότι το «σπάσιμο» ή αλλαγή της κλίσης της ευθείας στα πειραματικά δεδομένα στις αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης είναι αναμενόμενο διότι σε τόσο μικρές γωνίες πρόσπτωσης δεν εμπίπτει στην ταινία η ροή με αποτέλεσμα να μην ολισθαίνει και να ακολουθεί την λείας αεροτομής καμπύλη. Αυτό συμβαίνει διότι τοποθετήσαμε το trip tape στην πλευρά υποπίεσης (suction side) και όχι και στις δύο πλευρές τις αεροτομής, κάτι που όμως κρίνεται πιο δόκιμο, δεδομένου ότι λόγω της αποκόλλησης που εμφανίζεται σε εκείνη την μεριά έχουμε τελικά παρουσίαση του φαινομένου της απώλειας στήριξης. Τα πειραματικά δεδομένα βέβαια, παρά την διαφοροποίηση τους από τα αντίστοιχα θεωρητικά, για τον συντελεστή άνωσης κρίνονται σχετικά ικανοποιητικά από την άποψη ότι ακολουθούν καμπύλη  $C_L - \alpha$  χαρακτηριστική του τυρβώδους της ροής με χαμηλό μέγιστο συντελεστή άνωσης πριν την εμφάνιση της απώλειας στήριξης και κράτυνση αυτού, καθώς και αύξηση του συντελεστή που τείνει να ακολουθήσει την αντίστοιχη καμπύλη για λεία αεροτομή στην περιοχή όπου έχουμε απώλεια στήριξης. Το τελευταίο συμβαίνει λόγω του επαγωγικού φαινομένου που έχουμε από την ανάπτυξη μεγάλου οριακού στρώματος στην ουρά της αεροτομής που αυξάνει τον συντελεστή πίεσης κοντά στο χείλος προσβολής καθώς επίσης και λόγω του γεγονότος ότι η ανάπτυξη του οριακού στρώματος τείνει να συμπεριλάβει σε τόσο μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης και το σημείο όπου προσκολλάμε την ταινία ολίσθησης.

<sup>2</sup> Το σφάλμα που υπολογίζεται μεταξύ θεωρητικών και πειραματικών μετρήσεων είναι της τάξης του 2.6% ανάμεσα στους θεωρητικούς υπολογισμούς και τα πειραματικά μη διορθωμένα δεδομένα, ενώ είναι της τάξης του 2.9% ανάμεσα στους θεωρητικούς υπολογισμούς και τα διορθωμένα πειραματικά δεδομένα για εύρος γωνιών πρόσπτωσης στην περιοχή απώλειας στήριξης ( $9.5^{\circ} - 14.5^{\circ}$ ). Και στις δύο περιπτώσεις είναι μέσα στα όρια του αποδεκτού (<10%), αλλά ούτως ή άλλως καθώς παρατίθεται στο κυρίως τμήμα του κειμένου, δεν μπορούμε να βασιστούμε στα διορθωμένα πειραματικά δεδομένα για γωνίες πρόσπτωσης μεγάλες όπου και έχει μεταβεί πλήρως η ροή σε τυρβώδη, κάτι που μας κάνει να πούμε ότι ποιοτικά μπορούμε να θεωρήσουμε σφάλμα της τάξεως του 2.6%, το οποίο πιστοποιεί την ομοιότητα στην μορφή των δύο καμπυλών.

Τέλος, για την «τριπαρισμένη» αεροτομή στο 1% της χορδής με ταινία 0.205 mm πάχους ισχύουν τα ίδια με την αντίστοιχη «τριπαρισμένη» αεροτομή. Όπως δε θα εξηγηθεί και κατωτέρω οι δύο αυτές μετρήσεις δεν εμφανίζουν εμφανείς διαφορές. Αν μπορούσαμε να αναφέρουμε κάτι είναι ότι ο συντελεστής άνωσης για αυτήν την σειρά μετρήσεων αυξάνεται αμυδρά της προηγούμενης μέτρησης και εμφανίζει λιγότερη απόκλιση από την αντίστοιχη θεωρητική καμπύλη. Αυτό μπορεί να σημαίνει είτε ότι το τρισδιάστατο φαινόμενο που θα αναλύσουμε παρακάτω, λόγω της ομαλότερης ροής με αυτήν την ταινία παρουσιάζει λιγότερη δεινότητα, είτε ότι το θεωρητικό μοντέλο δεν μπορεί να περιγράψει επαρκώς τις συνθήκες της ολίσθησης της ροής με τον παρόντα κώδικα, κάτι που ισχύει πράγματι.

#### *Συντελεστής αντίστασης προς γωνία πρόσπτωσης:*

Παρατηρούμε ότι η καμπύλη του συντελεστή αντίστασης προς την γωνία πρόσπτωσης στα πειραματικά δεδομένα εμφανίζει ένα ασυνήθιστο τοπικό μέγιστο στις  $11.5^{\circ}$ . Αυτό το μέγιστο συμβαίνει λόγω του τρισδιάστατου φαινομένου που θα εξηγήσουμε παρακάτω. Πέραν δε των  $11.5^{\circ}$ , παίρνει μία κλίση η οποία είναι περίπου ίδια των θεωρητικών υπολογισμών. Ωστόσο, οι θεωρητικοί υπολογισμοί δίνουν εμφανώς χαμηλότερο συντελεστή αντίστασης για τις ίδιες γωνίες πρόσπτωσης και αυτό μπορεί να εξηγηθεί είτε λόγω του ότι η ακρίβεια στον υπολογισμό της θεωρητικής υστέρησης της ταχύτητας και ανάπτυξης του ομόρρου της αεροτομής μειώνεται, είτε λόγω της εμφάνισης επιπέδου τύρβης της ροής στο εσωτερικό της σήραγγας που αυξάνει την αντίσταση τριβής αν μη τι άλλο της αεροτομής. Τέλος, να αναφέρουμε ότι για τα διορθωμένα πειραματικά δεδομένα, ισχύει για τις μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης αυτό που αναφέραμε και για τον συντελεστή άνωσης.

Για την «τριπαρισμένη» αεροτομή στο 1% της χορδής με ταινία 0.4 mm πάχους ισχύουν τα ίδια με παραπάνω, με την διαφορά ότι το τοπικό μέγιστο στην συγκεκριμένη περίπτωση είναι αμυδρό, πράγμα που μάλλον οφείλεται σε τυχαίους λόγους γιατί ξαναεμφανίζεται στην «τριπαρισμένη» αεροτομή στο 1% της χορδής με ταινία 0.205 mm πάχους. Και εδώ φαίνεται η αλλαγή της παραγωγού της καμπύλης στις αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης που οφείλεται στο φαινόμενο που προαναφέρουμε ανωτέρω στην εξήγηση της αντίστοιχης αλλαγής της κλίσης στην καμπύλη του συντελεστή άνωσης ως προς την γωνία πρόσπτωσης.

Τέλος, για την «τριπαρισμένη» αεροτομή στο 1% της χορδής με ταινία 0.205 mm πάχους ισχύουν τα ίδια με την αντίστοιχη «τριπαρισμένη» αεροτομή. Ο συντελεστής αντίστασης αυτής είναι ελαφρώς υψηλότερος από την προηγούμενη μέτρηση λόγω της αύξησης του συντελεστή άνωσης που συνδέεται αναλογικά με την ρίζα του συντελεστή αντίστασης μορφής της αεροτομής που δημιουργείται από την θεωρία λόγω της κατανομής των πιέσεων γύρω από αυτήν.

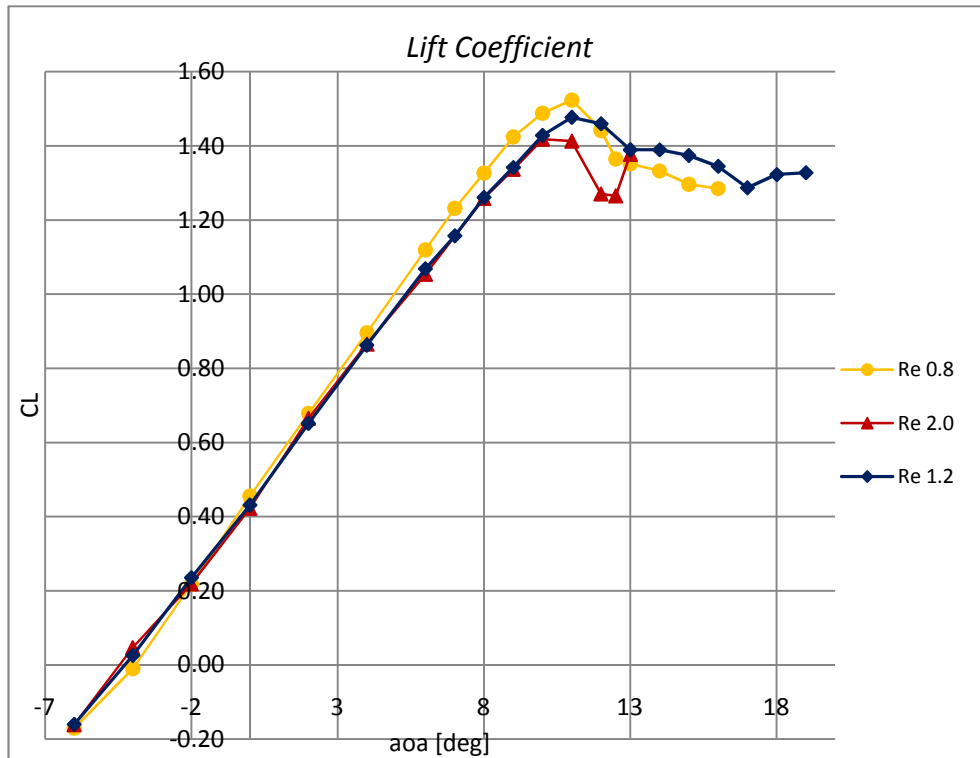
#### *Συντελεστής ροπής προς γωνία πρόσπτωσης:*

Για τον συντελεστή ροπής δεν έχουμε να σχολιάσουμε κάτι παραπάνω διότι αυτός υπολογίζεται βάσει της κατανομής των συντελεστών πίεσεως γύρω από την αεροτομή όπως και ο συντελεστής άνωσης, οπότε ό,τι σχόλιο έχει αναφερθεί κατά τον σχολιασμό της καμπύλης του συντελεστή άνωσης προς την γωνία πρόσπτωσης ισχύει και εδώ. Να αναφέρουμε ότι είναι σημαντικό να γνωρίζουμε ότι η ισχύς των διορθωτικών συντελεστών είναι έως κάποιες γωνίες πρόσπτωσης πέραν του μέγιστου συντελεστή άνωσης και λίγο μετά την εμφάνιση του φαινομένου της απώλειας στήριξης. Αυτό το υπενθυμίζουμε διότι οι διορθώσεις στον συντελεστή ροπής είναι σφοδρότερες από τους άλλους συντελεστές.

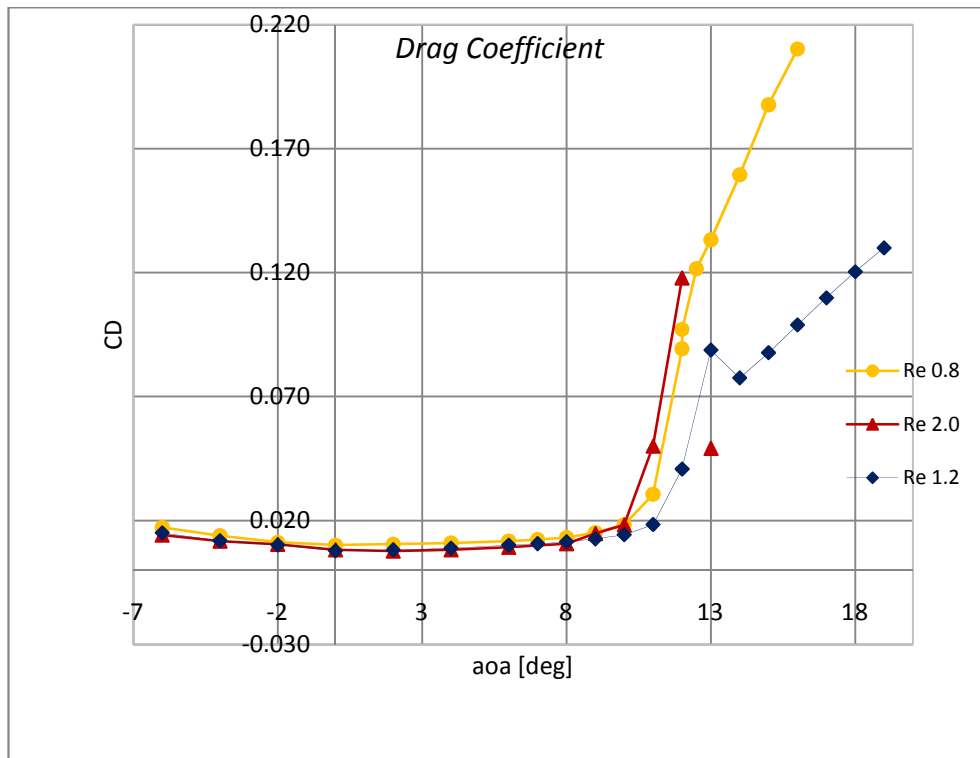
#### *Πολική καμπύλη:*

Για την πολική καμπύλη να αναφέρουμε ότι είναι η πιο κατάλληλη για να συγκρίνουμε δύο διαφορετικές αεροτομές και αυτό γιατί δεν υπεισέρχεται σε αυτήν η γωνία πρόσπτωσης που όπως είπαμε την μετακινούμε για να μπορούμε να συγκρίνουμε πειραματικά με θεωρητικά αποτελέσματα στα υπόλοιπα διαγράμματα. Τα δε χαρακτηριστικά της πολικής καμπύλης έχουν εν μέρει εξεταστεί προηγουμένως από την ανάλυση των διαγραμμάτων του συντελεστή άνωσης και του συντελεστή αντίστασης προς την γωνία πρόσπτωσης. Χαρακτηριστικό είναι ότι για όλες τις πολικές καμπύλες και πιο πολύ για τις πολικές της «τριπαρισμένης» ροής, η καμπύλη καταδεικνύει εμφανή μικρότερο συντελεστή αντίστασης για μεγαλύτερο συντελεστή άνωσης στα θεωρητικά από τα πειραματικά αποτελέσματα. Αυτό σημαίνει ότι λόγω πιθανόν του τρισδιάστατου

φαινομένου που αντιμετωπίσαμε, είτε λόγω κακής εξ αρχής κατασκευής της πτέρυγας, είτε λόγω κακής επιφάνειας αυτής, είτε λόγω άλλων σφαλμάτων και υπολογιστικών, η πραγματική πτέρυγα όπως μετρήθηκε εμφανίζει χειρότερα χαρακτηριστικά της αντίστοιχης θεωρητικά υπολογισμένης, πράγμα που είναι δικαιολογημένο. Τα δε χαρακτηριστικά αυτά δεν είναι «πολύ» χειρότερα, αλλά γίνονται δυσμενέστερα κατά την επιβαλλόμενη ολίσθηση της ροής.



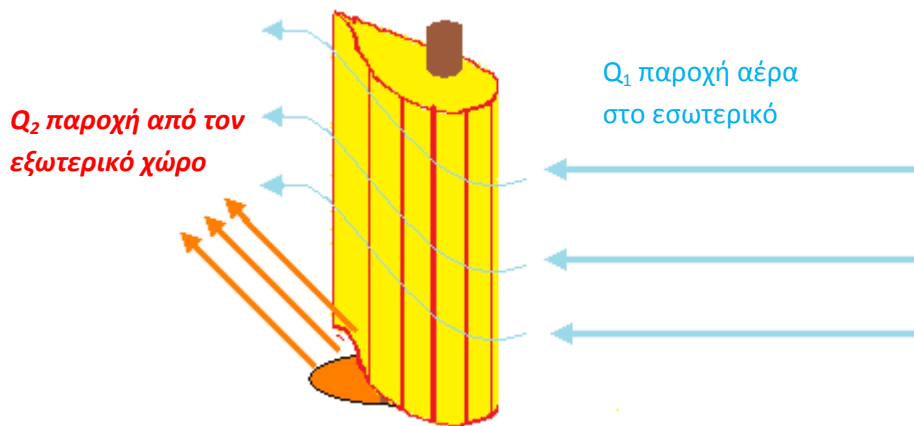
3.7.13 Συντελεστής άνωσης για διάφορους αριθμούς Reynolds  
Lift coefficient for various Reynolds numbers



3.7.14 Συντελεστής αντίστασης για διάφορους αριθμούς Reynolds  
*Drag coefficient for various Reynolds numbers*

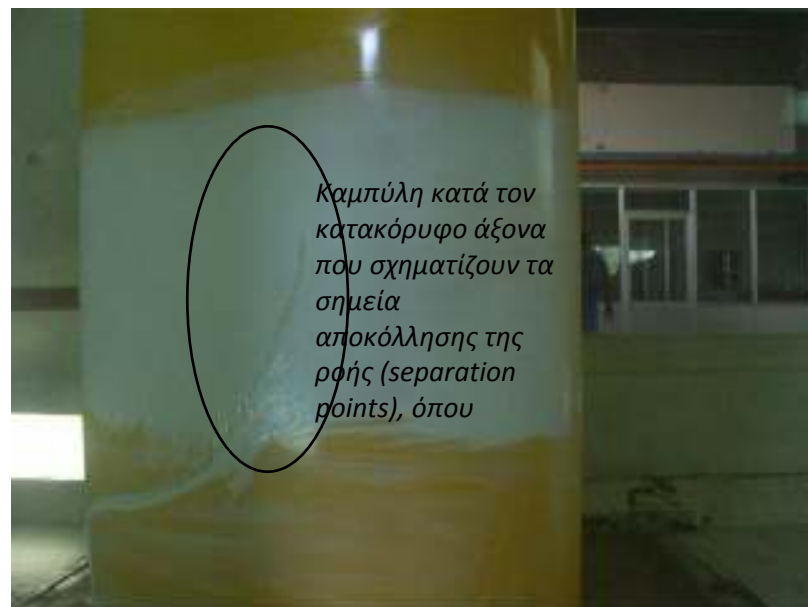
*Ανάλυση και επεξήγηση του σφάλματος που παρουσιάζεται στις μετρήσεις*

Κατά την διάρκεια των μετρήσεων σε αριθμό Reynolds  $2e6$  παρατηρήσαμε μία χαρακτηριστική πτώση του συντελεστή άνωσης που δεν ήταν αναμενόμενη, καθώς επίσης και πτώση του αναμενόμενου μεγίστου στην καμπύλη  $C_L - \text{aoa}$ . Δεύτερον, παρατηρήσαμε μία αύξηση του συντελεστή αντίστασης ο οποίος ταίριασε με την πτώση του συντελεστή αντίστασης για τις ίδιες γωνίες πρόσπτωσης. Κατ' αρχήν αυτό το φαινόμενο αποδόθηκε σε ύπαρξη μη ανεκτού επιπέδου τύρβης ( $> 2\%$ ) στην επ' άπειρον ροή. Προφανώς, το φαινόμενο της τύρβης αυτής επηρέαζε λιγότερο σε χαμηλότερο αριθμό Reynolds, οπότε και αποφασίσαμε τελικά να κάνουμε τα πειράματα σε αριθμό Reynolds  $1.2e6$ , ελαφρώς ανώτερο του  $1e6$ , αριθμός Reynolds που συναντάται σε αεροπορικές εφαρμογές και εφαρμογές αιολικής ενέργειας. Ωστόσο, παρ' όλο που το διάγραμμα του συντελεστή άνωσης ήταν σχετικά καλό, στο διάγραμμα του συντελεστή αντίστασης εμφανιζόταν πάλι ένα χαρακτηριστικό τοπικό μέγιστο. Επίσης, επεκτείναμε τις μετρήσεις σε μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης περιμένοντας να αυξηθεί ο συντελεστής άνωσης όπως θα γινότανε σε τυχόν τυρβώδη ροή, και όπως συμβαίνει σε αντίστοιχη «τριπαρισμένη» ροή που ουσιαστικά επιβάλλει το ίδιο φαινόμενο, τυρβώδη ροή «από νωρίς» επί της αεροτομής. Το παρόν φαίνεται στα σχήματα 3.7.13 και 3.7.14. Κάτι τέτοιο δεν συνέβη ποτέ και οπότε αρχίσαμε να σκεφτόμαστε ότι το σφάλμα στις μετρήσεις ήταν από άλλο παράγοντα.



### 3.7.15 Το Φαινόμενο της τρισδιάστατης ροής The 3-D Effect of the airflow

Για τον σκοπό αυτό, αλείψαμε την πτέρυγα μετά το πέρας των μετρήσεων με διάλυμα διοξειδίου του τιτανίου σε λάδι μηχανής. Αυτό το υλικό χρησιμοποιείται για λόγους οπτικοποίησης της ροής γιατί έχει το χαρακτηριστικό να είναι εύκολο στην επάλειψη, να δημιουργεί ενιαία βαφή αλλά και να μένει υγρό έτσι ώστε να παρασύρεται σχετικά εύκολα από το ρεύμα του αέρα και να δημιουργεί αυλακώσεις που «ζωγραφίζουν» την ροή επί των περιρρεόντων σωμάτων. Η μέθοδος αυτή παρουσίαζε εμφανή ασαφή σημεία, παραδείγματος χάριν, έπρεπε κάπως να εποπτεύεις την χαρτογράφηση της ροής εν κινήσει του αέρα, ειδάλλως τα σημεία μετάβασης και αποκόλλησης λόγω της προοδευτικής ελάττωσης της επ' άπειρον ταχύτητας κινούντο, καθώς επίσης είχαμε και πρόβλημα στην οπτικοποίηση λόγω της βαρύτητας των σωματιδίων της βαφής διότι η πτέρυγα ήταν τοποθετημένη κατακόρυφα, ώστε να αφήνει να «τρέχει» προς τα κάτω το υγρό και να συσσωρεύεται σε σημεία όπου λόγω αδράνειας να κινούνται προς κατευθύνσεις ενδεχομένως μη σύμφωνες προς τις γραμμές ροής. Ωστόσο, κατέδειξε ότι είχαμε τρισδιάστατα φαινόμενα στο πείραμά μας, πράγμα που είχαμε λάβει εξ αρχής ότι δεν θα είχαμε, ως παραδοχή.



3.7.16 Φωτογραφία όπου φαίνεται το τρισδιάστατο των σημείων αποκόλλησης της ροής στις  $11^{\circ}$  γωνία πρόσπτωσης  
Photo where it is obvious the 3-D effect in the separation points of the flow for a  $11^{\circ}$  angle of attack

Μετά παρατήρησης, είδαμε ότι τα τρισδιάστατα φαινόμενα εμφανίζονταν στις γωνίες που είχαμε τα ασαφή σημεία προφανώς αλλά και σε εκείνες όπου η τρύπα για να χωράει το μοντέλο στην σήραγγα του δαπέδου και της οροφής της σήραγγας μεγάλωναν λόγω γεωμετρίας. Επιτελέσαμε την οπτικοποίηση ξανά φράζοντας αυτές τις τρύπες πρόχειρα και παρατηρήσαμε ότι το τρισδιάστατο της ροής περιορίστηκε, πράγμα που κατεδείκνυε ότι η υπόθεση μας ήταν ορθή.

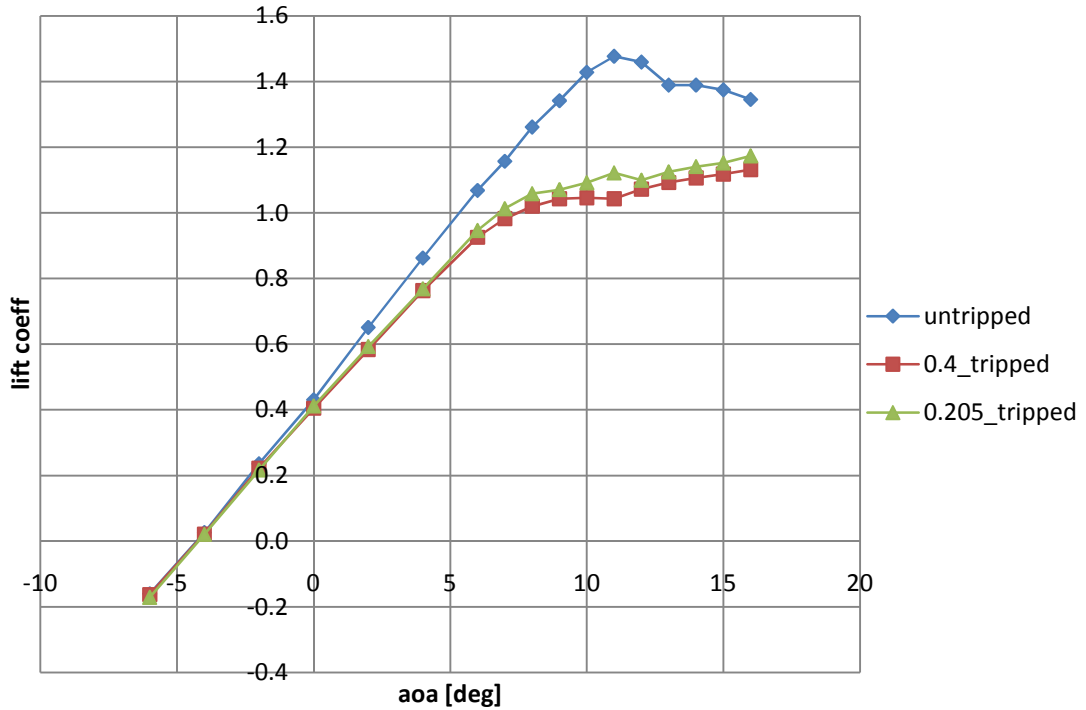
Εν κατακλείδι, λόγω γεωμετρίας και εμφανούς παιδαριώδους επιπολαιότητας, δεν φροντίσαμε να φράξουμε την τρύπα του πατώματος με αποτέλεσμα να έχουμε παροχή μάζας που δεν ήταν επιθυμητή και που άλλαζε άρδην την κατάσταση της ροής.

Το φαινόμενο αυτό που έδινε τρισδιάστατο χαρακτήρα στο σημείο της αποκόλλησης περιγράφεται ως εξής. Στις μικρές γωνίες πρόσπτωσης η τρύπα αυτή που ευθυνόταν για το φαινόμενο είχε μικρή ανοικτή διάμετρο διότι ήταν σχεδιασμένη να καλύπτεται από την αεροτομή της πτέρυγας. Όμως, κατά την στροφή της πτέρυγας σε μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης το ανοικτό εμβαδόν της αυξανόταν έως μία μέγιστη τιμή στις  $11^{\circ} - 12^{\circ}$  περίπου γωνία πρόσπτωσης όπου και είχαμε τα δυσμενέστερα φαινόμενα από φυσικής άποψης. Έπειτα, το ακάλυπτο αυτό εμβαδόν ξαναμίκραινε ώστε τελικά σε ακόμη μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης να μην είχε σημαντική επίδραση στην ροή. Η δε παροχή του εξωτερικού αέρα, όπως φαίνεται στο σχήμα  $Q_2$ , ήταν κατά μέτρο μεγαλύτερη από την αντίστοιχη παροχή  $Q_1$ , όσο αύξανε η ολική πίεση στην επ' άπειρο ροή και αυτό γιατί λόγω του Bernoulli για να έχουμε εξισορρόπηση της πίεσης στον εξωτερικό με τον εσωτερικό χώρο, πράγμα που επετυγχάνετο εκτός των άλλων και από ένα μικρό πορτάκι που έμενε ανοιχτό, λόγω της αυξημένης ταχύτητας στο εσωτερικό είχαμε υποπίεση, ενώ στο εξωτερικό είχαμε πίεση ίση με την ατμοσφαιρική. Το γεγονός αυτό σήμαινε δημιουργία δέσμης αέρα σύμφωνα με την αρχή διατήρησης της μάζας. Επίσης, αυτό σήμαινε ότι όσον αυξάναμε τον αριθμό Reynolds άσχετα με την γωνία πρόσπτωσης τόσο μεγαλύτερη υποπίεση θα είχαμε στο εσωτερικό της σήραγγας οπότε και τόσο μεγαλύτερη παροχή θα είχαμε από τον εξωτερικό χώρο. Έτσι εξηγούνται και οι λιγότερο αναμενόμενες βάσει της θεωρίας καμπύλες σε μεγαλύτερο αριθμό Reynolds. Το φαινόμενο φαίνεται και συνοπτικά στο σχήμα 3.7.15, όπου να σημειωθεί ότι το ίδιο φαινόμενο με ροή στο εσωτερικό της σήραγγας είχαμε και από την οροφή. Φωτογραφία από την οπτικοποίηση αυτή παρατίθεται πιο κάτω στο σχήμα 3.7.16.

Εκτός αυτού του φαινομένου αργότερα παρατηρήσαμε και διαρροή του τμήματος δοκιμών από την πόρτα λόγω φθοράς των λάστιχων μόνωσής της. Εικάζουμε δε, ότι η στήριξη της πτέρυγας στο 30% περίπου της χορδής της και όχι στο 50%, μπορεί να δημιουργεί θέμα ανομοιόμορφης στένωσης του αέρα της πλευράς υποπίεσης με τον αέρα της πλευράς υπερπίεσης της αεροτομής. Στένωση η οποία ξεφεύγει των διορθώσεων που παρατέθηκαν σε παραπάνω ενότητα. Αυτή η ανομοιόμορφη στένωση, προφανώς, δημιουργεί ανομοιόμορφη ροή που «βλέπει» μπροστά και η αεροτομή, ενώ δημιουργεί τέτοιου είδους τρισδιάστατα φαινόμενα.

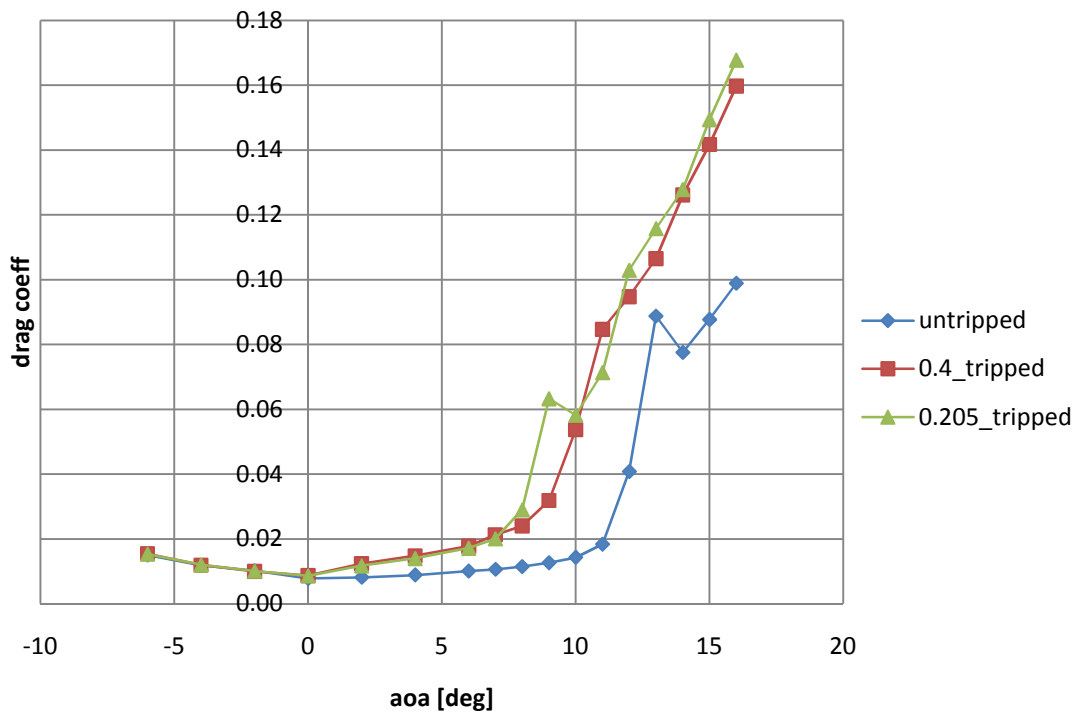
### 3.8 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Συμπερασματικά, παραθέτουμε τα διαγράμματα  $C_L - \alpha_{0a}$ ,  $C_D - \alpha_{0a}$ ,  $C_M - \alpha_{0a}$  και την πολική καμπύλη των καθαρών πειραματικών μετρήσεων ανάμεσα στην λεία, την τριπαρισμένη με 0.4 mm πάχους zigzag tripping tape και την τριπαρισμένη με 0.205 mm πάχους zigzag tripping tape. Αναλυτικότερα, η καμπύλη με ρόμβο σημείο, είναι εκείνη της λείας αεροτομής, αυτή με τετράγωνο σημείο, εκείνη όπου έχουμε χρησιμοποιούμε την ταινία ολίσθησης πάχους 0.4 mm και αυτή με τρίγωνο σημείο, η καμπύλη όπου έχουμε χρησιμοποιήσει ταινία ολίσθησης πάχους 0.205 mm.



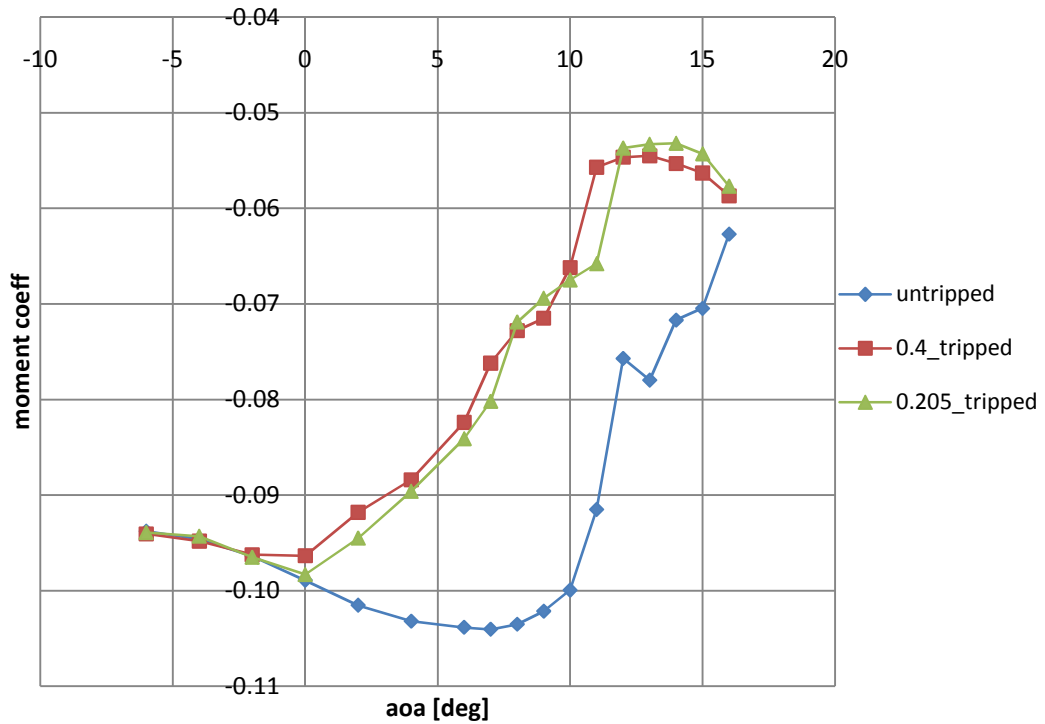
3.8.1

Καμπύλη του συντελεστή άνωσης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για τις καθαρές πειραματικές μετρήσεις  
*Lift coefficient versus angle of attack curve for the raw experimental measurements*



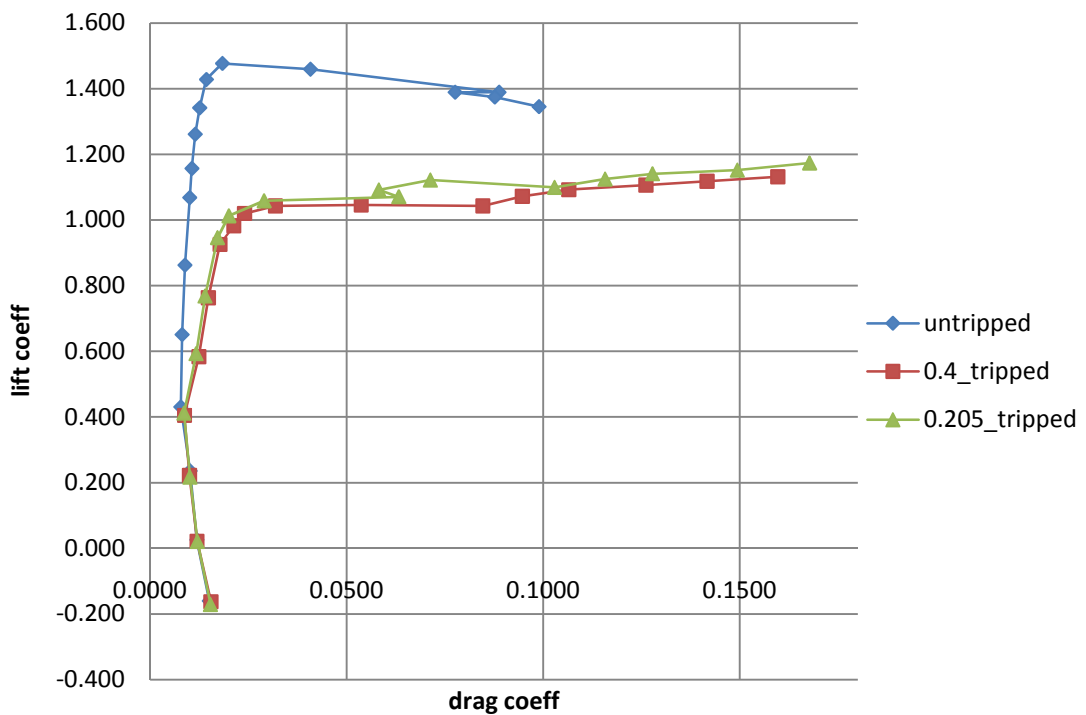
3.8.2

Καμπύλη του συντελεστή αντίστασης ως προς την γωνία πρόσπτωσης για τις καθαρές πειραματικές μετρήσεις  
*Drag coefficient versus angle of attack curve for the raw experimental measurements*



3.8.3

Καμπύλη του συντελεστή ροπής ως προς την γωνία πρόσπτωσης για τις καθαρές πειραματικές μετρήσεις  
*Moment coefficient versus angle of attack curve for the raw experimental measurements*



3.8.4

Πολική καμπύλη για τις καθαρές πειραματικές μετρήσεις  
*Polar curve for the raw experimental measurements*



Τελικά, συγκρίνοντας τα παρόντα διαγράμματα μπορούμε να δούμε ότι η χρήση του διαφορετικού πάχους zigzag tripping tape δεν επέφερε σημαντικές αλλαγές στα διαγράμματα, ενώ εν γένει η χρήση τους έφερε τα αναμενόμενα αποτελέσματα παρά το σφάλμα στην παραδοχή μας για διδιάστατη ροή. Αυτό σημαίνει ότι σε κανονικές συνθήκες (tripped airflow) ο συντελεστής άνωσης πέφτει, ο συντελεστής αντίστασης ανεβαίνει σημαντικά, ενώ ο συντελεστής ροπής ανεβαίνει αλλά όχι τόσο σημαντικά. Και παρατηρώντας την πολική καμπύλη των μετρήσεων για την σύγκριση αεροτομών, μπορούμε να πούμε ότι αναμενόμενα η λεία αεροτομή είναι καλύτερη αλλά όχι σημαντικά, όπως θα περιμέναμε, δηλαδή η αεροτομή επιτελεί μέρος του σκοπού για τον οποίο κατασκευάστηκε. Διατηρεί, ωστόσο, καλή αεροδυναμική συμπεριφορά σε μια ευρεία ποικιλία από ροές.

## Κεφάλαιο 4 ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΕΞΑΓΩΓΗ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΙΣΧΥΟΣ ΚΑΙ ΩΣΗΣ ΜΙΚΡΟΥ ΜΕΓΕΘΟΥΣ ΑΝΕΜΟΓΕΝΝΗΤΡΙΑΣ

### 4.1 ΜΕΡΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗΣ ΔΙΑΤΑΞΗΣ

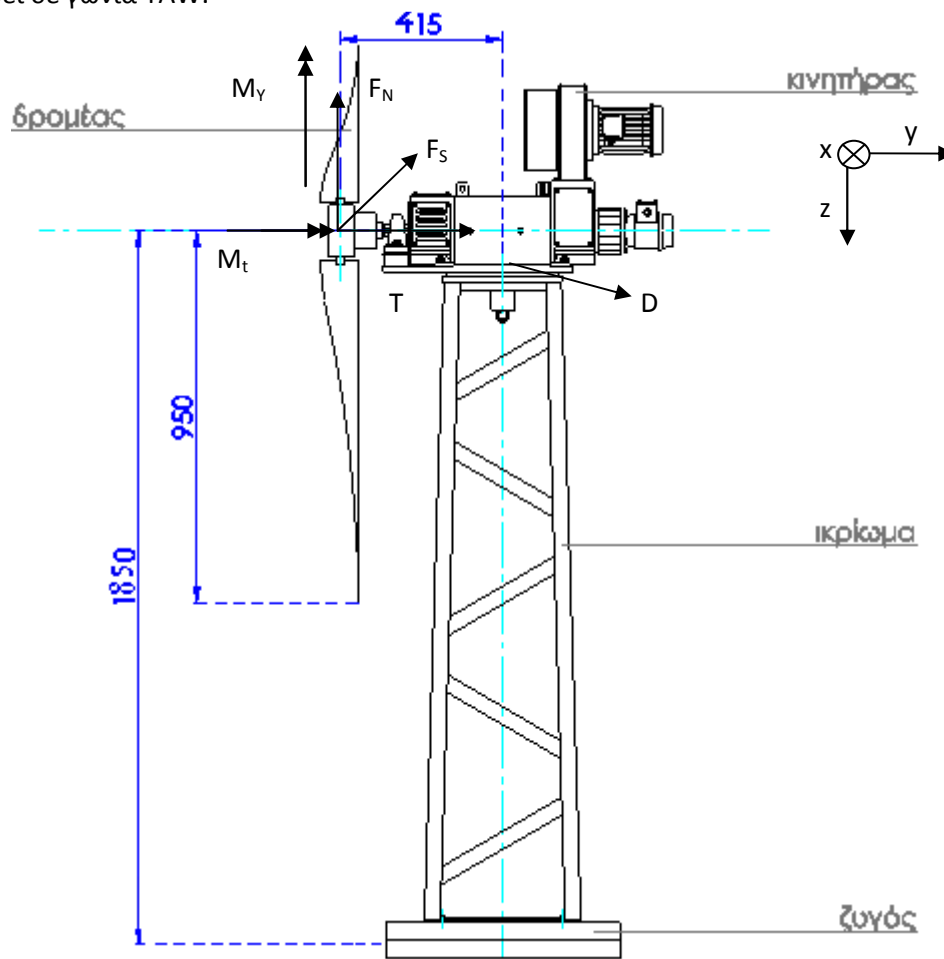
Περί των μερών της πειραματικής διάταξης λόγος έγινε και σε άνωθι κεφάλαια. Συνοπτικά έχουμε τον δρομέα, την κατασκευή στήριξης του που αποτελείται από το ικρίωμα, τις πλάκες βάσης και κορυφής που στερεώνονται στον ζυγό και τον μηχανισμό περιστροφής του άξονα σε γωνία πλαγιολίσθησης (yaw). Τον ζυγό και τον μηχανισμό περιστροφής, το έδρανο παραλαβής αξονικών φορτίων, τις ράβδους στήριξης του ζυγού στις τσιμεντένιους δοκούς του εργαστηρίου. Τον ενισχυτή του ζυγού και τον υπολογιστή όπου είναι εγκατεστημένο το λογισμικό ανάλυσης και λήψης των μετρήσεων από τον ζυγό, τον πίνακα ελέγχου του κινητήρα, τον πίνακα μετατροπής των τάσεων και του ρεύματος που παίρνουμε από τον πίνακα ελέγχου και μετατροπής τους χρήσει καλωδιακής απόληξης τύπου BNC σε μετρούμενα αναλογικά σήματα τάσεων. Το ψηφιακό πολύμετρο ανάγνωσης της τάσης της ταχογεννήτριας, τον παλμογράφο ανάγνωσης της τάσης των τυλιγμάτων της διέγερσης, την αναλογοψηφιακή κάρτα με θύρα USB λήψης των σημάτων του ρεύματος και της τάσης του κινητήρα. Τον σωλήνα Pitot και το μανόμετρο μέτρησης της δυναμικής πίεσης εμπρός του δρομέα, την αναλογοψηφιακή κάρτα λήψης του σήματος του μανομέτρου, τον φορητό υπολογιστή (laptop) που περιέχει το λογισμικό ανάγνωσης και λήψης του σήματος και των δύο καρτών και τέλος, το θερμομέτρο μέτρησης της θερμοκρασίας στο εσωτερικό της αεροσήραγγας. Τα ψηφιακά μέρη ανάγνωσης και καταγραφής των σημάτων φαίνονται και σε φωτογραφία από κάτω.



4.1.1 Σχήμα διάταξης των μηχανημάτων λήψης των μετρήσεων  
*Photo of the signal obtaining instrumentation arrangement*

#### 4.1.1 ΑΝΑΛΥΣΗ ΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΤΗΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ ΣΕ ΓΩΝΙΑ YAW

Από κάτω φαίνεται σκαρίφημα του μηχανισμού με τις κύριες διαστάσεις του καθώς και τις δυνάμεις που δέχεται εν κινήσει σε γωνία YAW.



4.1.1.1 Σκαρίφημα του όλου μηχανισμού σε πρόοψη  
Sketch of the full mechanism in end plan

Όπου  $D$  η οπισθέλκουσα της κατασκευής,  $T$  η ώση του δρομέα,  $M_t$  η στρεπτική ροπή που ασκεί ο αέρας στον δρομέα,  $M_Y$  η ροπή πλαγιολίσθησης (YAW) που ασκείται στον ζυγό όταν τοποθετούμε τον δρομέα σε γωνία πλαγιολίσθησης  $\phi$ ,  $W$  το βάρος ολόκληρου του μηχανισμού με το οποίο δεν θα ασχοληθούμε περισσότερο εφόσον αφαιρείται από τις μετρήσεις κατά τον μηδενισμό του ζυγού (reset) στην αρχή κάθε μέτρησης,  $F_S$  η δύναμη κατά τον άξονα των  $x$  του πλάγιου φορτίου (sideforce) που ασκείται στον ζυγό όταν τοποθετούμε τον δρομέα σε γωνία πλαγιολίσθησης  $\phi$ ,  $F_N$  η δύναμη κατά τον άξονα των  $y$  του πλάγιου φορτίου (sideforce) που ασκείται στον ζυγό όταν τοποθετούμε τον δρομέα σε γωνία πλαγιολίσθησης  $\phi$ ,  $F_\phi$  η δύναμη λόγω φυγόκεντρων δυνάμεων λόγω αδρανηακής αζυγοσταθμίας του δρομέα σε σχέση με το κέντρο περιστροφής η οποία δεν αναφέρεται περισσότερο σε αυτό το κεφάλαιο καθώς είναι εναλλασσόμενο φορτίο και οπότε έχει μέσον όρο μηδενικό στο σήμα του ζυγού,  $L$  η απόσταση του κέντρου μέτρησης των ροπών του ζυγού από τον άξονα του δρομέα,  $L_{rotor}$  η απόσταση του κέντρου του δρομέα από το κέντρο υπολογισμού των ροπών στον ζυγό το οποίο έχουμε επιλέξει να περνάει από τον άξονα περιστροφής της γωνίας yaw για θέμα απλούστευσης των εξισώσεων,  $x_{drag}$  η απόσταση κατά τον άξονα των  $x$  της οπισθέλκουσας,  $y_{drag}$  η απόσταση κατά τον άξονα των  $y$  της οπισθέλκουσας και  $z_{drag}$  είναι η κατά τον  $z$  άξονα απόσταση της οπισθέλκουσας. Βάσει του συγκεκριμένου συμβολισμού και του σχήματος όπου φαίνονται οι δυνάμεις έχουμε τις εξής δυνάμεις μέτρησης στον ζυγό:

$$\begin{aligned}
F_y &= T + D_y \\
F_x &= F_S + D_x \\
F_z &= -F_N + D_z \\
M_y &= M_t \cos \varphi + D_x z_{drag} - D_z x_{drag} - F_S \cdot L + F_N L_{rotor} \sin \varphi \\
M_x &= -M_t \sin \varphi + D_z y_{drag} - D_y z_{drag} + F_N L_{rotor} \cos \varphi + T \cdot L \\
M_z &= -M_y + D_y x_{drag} - D_x y_{drag} + T \cdot L_{rotor} \sin \varphi + F_S \cdot L_{rotor} \cos \varphi
\end{aligned}$$

Όπου τα φορτία και οι ροπές στο αριστερό μέρος των εξισώσεων είναι αυτά που μετράμε στον ζυγό. Προφανώς, σε λειτουργία του δρομέα σε μηδενική γωνία yaw έχουμε  $\varphi=0^\circ$  και  $F_S = F_N = 0$  N και  $M_y = 0$  Nm, άρα οι παραπάνω εξισώσεις απλουστεύονται σημαντικά. Η σειρά πειραμάτων που πρόλαβε να γίνει στο εργαστήριο μέχρι αυτήν την στιγμή είναι μόνο για μηδενική γωνία yaw και μηδενική γωνία pitch. Οι τελεστές της αντίστασης της κατασκευής που ενυπάρχουν στις εξισώσεις μπορούν να αφαιρεθούν εάν λάβουμε μετρήσεις του δοκιμίου άνευ των πτερυγίων. Σε αυτήν την περίπτωση βρίσκουμε μόνο τις συντεταγμένες και τις ροπές που δημιουργούν αυτές της οπισθέλκουσας (drag).

$$\begin{aligned}
F_y &= D_y \\
F_x &= D_x \\
F_z &= D_z \\
M_y &= D_x z_{drag} - D_z x_{drag} \\
M_x &= D_z y_{drag} - D_y z_{drag} \\
M_z &= D_y x_{drag} - D_x y_{drag}
\end{aligned}$$

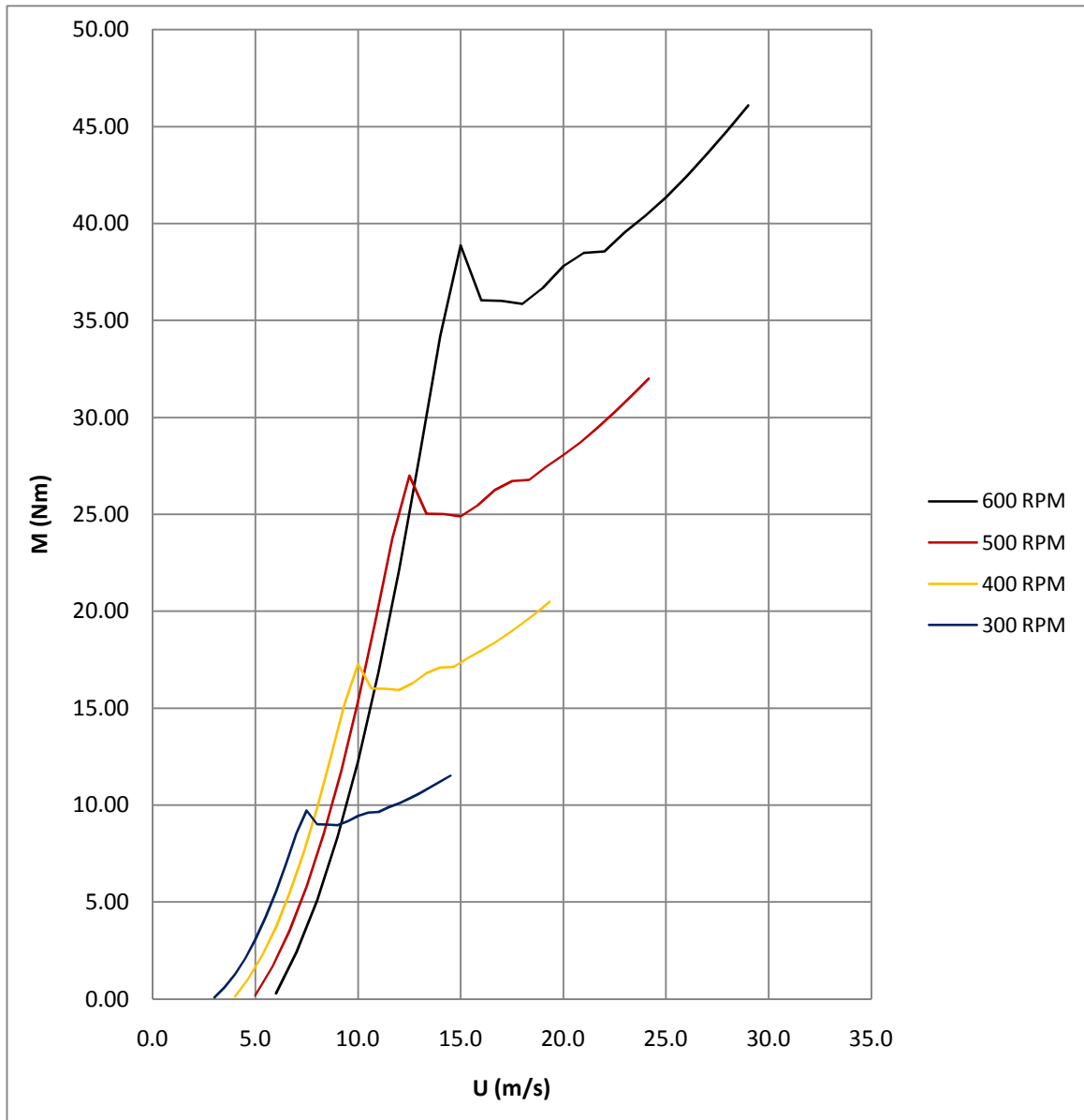
Μόνον εάν τις γνωρίζουμε και τις αφαιρέσουμε από τις παραπάνω εξισώσεις μπορούμε να βρούμε την ώση T και την στρεπτική ροπή  $M_t$ . Τα L και  $L_{rotor}$  είναι γνωστά και είναι 1850 mm και 415 mm αντιστοίχως. Από τους θεωρητικούς υπολογισμούς που κάναμε μπορούμε να πούμε, επίσης, ότι οι συντεταγμένες της πλάγιας δύναμης λόγω πλαγιολίσθησης (sideforce)  $F_S$  και  $F_N$ , είναι αμελητέες και την περισσότερη επιβράδυνση στην περιστροφή του δρομέα σε γωνία yaw την δέχεται η κατασκευή από την ροπή  $M_y$ . Οι δε αποστάσεις της οπισθέλκουσας από τους αντίστοιχους άξονες  $x_{drag}$ ,  $y_{drag}$  και  $z_{drag}$  λαμβάνονται στις εξισώσεις σε περίπτωση που κάποιος θελήσει να τις χρησιμοποιήσει όχι απόλυτα αλλά διανυσματικά. Δηλαδή, φερ' ειπείν, η απόσταση  $z_{drag}$  είναι πάντοτε αρνητική. Τέλος, εικάζουμε ότι η οπισθέλκουσα έχει βασική συνιστώσα αυτήν την ταχύτητας του αέρα (y axis) και θα μπορούσαμε να θεωρήσουμε ότι  $D_z \approx D_x \approx 0$ .

#### 4.1.2 ΚΙΝΗΤΗΡΙΟΣ ΜΗΧΑΝΙΣΜΟΣ – ΠΕΔΗ: ΕΚΛΟΓΗ

Η εκλογή του κινητήρα έγινε βάσει των χαρακτηριστικών συντελεστή ισχύος και ώσης  $C_p$ ,  $C_T$  αντίστοιχα. Αφού είχαμε τρέξει κώδικα του εργαστηρίου ο οποίος υπολογίζει τα φορτία στον δρομέα που θέλαμε να μελετήσουμε σε διάφορες γωνίες pitch, εκλέξαμε μια καμπύλη  $C_p$  αντιπροσωπευτική και μάλιστα εκείνη με τον μέγιστο συντελεστή ισχύος για να υπολογίσουμε την μέγιστη παραγομένη θεωρητικά του δρομέα ισχύ. Αυτή η καμπύλη ήταν αυτή σε μηδενική γωνία pitch. Επίσης υπολογίσαμε και την αντίστοιχη καμπύλη ώσης και από αυτές τις δύο καμπύλες έχοντας τους αδιάστατους αριθμούς  $C_p$ ,  $C_T$  και  $\lambda$  και ξέροντας σε τι στροφές κάθε φορά θα το λειτουργήσουμε και σε τι ταχύτητες αέρα μπορούμε να τρέξουμε τον δρομέα με το υπάρχον τμήμα δοκιμών, μπορούσαμε να υπολογίσουμε τις καμπύλες που περιμέναμε ροπής – ταχύτητας, ισχύος – ταχύτητας και ώσης – ταχύτητας.

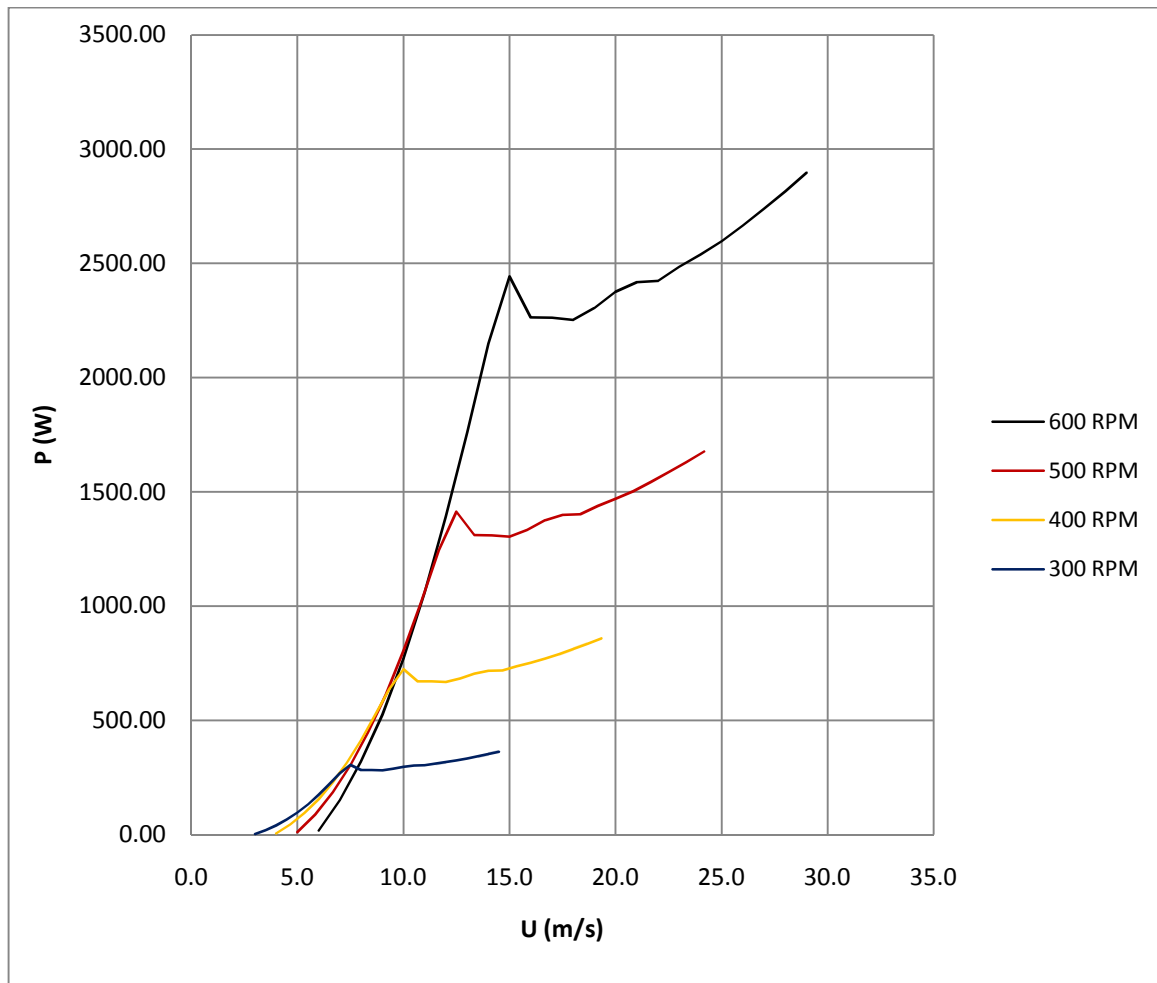
Η ονομαστική ταχύτητα περιστροφής του δρομέα εκ κατασκευής ήταν σε στροφές 600 RPM. Εμείς, δεδομένου ότι στις 600 RPM με ταχύτητα αέρα δεδομένη και περιοριζόμενη από τον ανεμιστήρα της αεροσήραγγας και τα τρέχοντα λειτουργικά της χαρακτηριστικά, τα 8.5 m/s, δεν μπορούσαμε να υπολογίσουμε

παρά μέρος της καμπύλης του συντελεστή ισχύος προς το λάμβδα, έπρεπε να δοκιμάσουμε τον δρομέα και σε χαμηλότερες στροφές λειτουργίας. Για να μην επηρεάσουμε πολύ τον αριθμό Re, κατώτατο όριο στις δοκιμές μας βάλουμε τις 300 RPM και τελικά λόγω απουσίας χρόνου και μέτρων ασφαλείας δεν δοκιμάσαμε τον δρομέα πέραν των 500 RPM. Οι καμπύλες των θεωρητικών υπολογισμών για τις διαφορετικές στροφές λειτουργίας της ροπής, της ισχύος και της ώσης ως προς την ταχύτητα του αέρα φαίνονται παρακάτω.

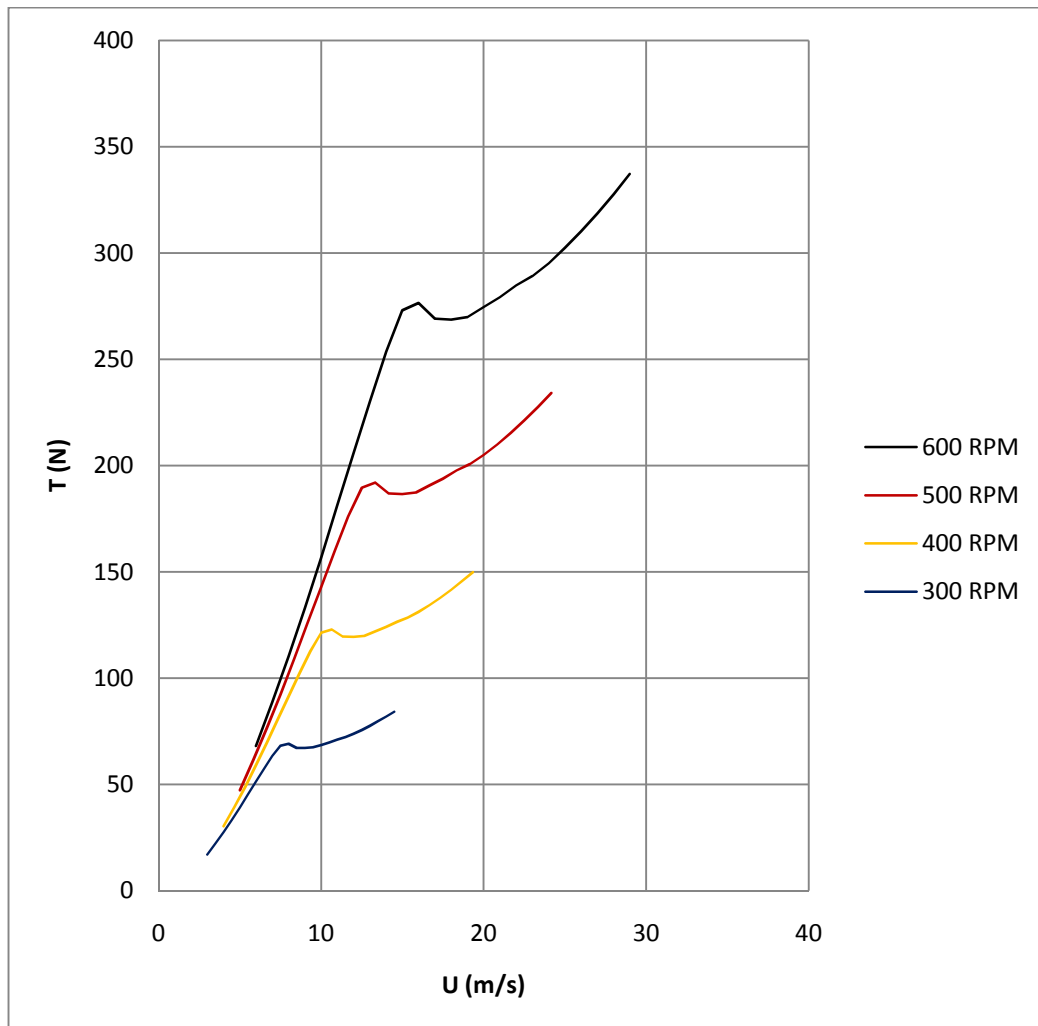


4.1.2.1 Καμπύλη στρεπτικής ροπής  $M$  σε  $Nm$  ως προς την ταχύτητα του αέρα για διάφορες στροφές λειτουργίας

*Curve of stress in  $Nm$  versus air velocity in  $m/s$  for different operational rotational speeds*



4.1.2.2 Καμπύλη ισχύος σε Watt ως προς την ταχύτητα αέρα σε m/s για διάφορες στροφές λειτουργίας  
 Curve of power in Watt versus air velocity in m/s for different operational rotational speeds

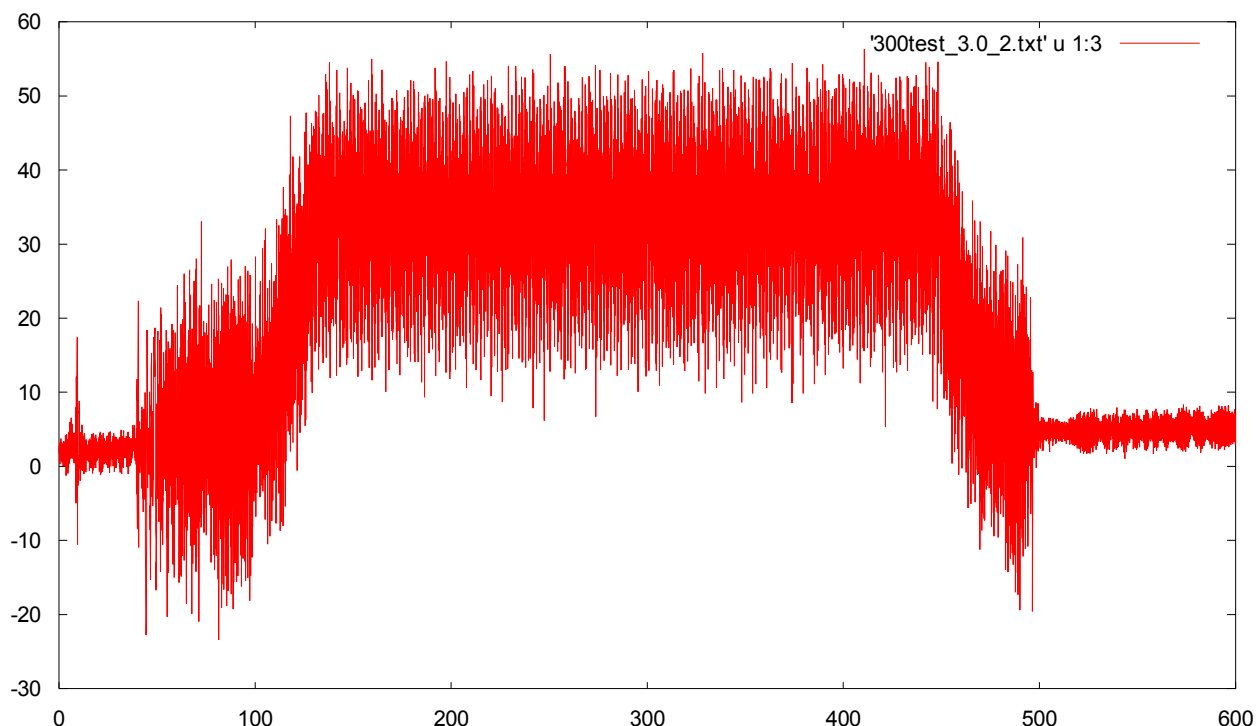


4.1.2.3 Καμπύλη ώσης σε N ως προς ταχύτητα αέρα σε m/s για διάφορες στροφές λειτουργίας  
Curve of thrust in N versus air velocity in m/s for different operational rotational speeds

Από τις παραπάνω καμπύλες βλέπουμε ότι την μέγιστη στρεπτική ροπή ο δρομέας την δέχεται, για ταχύτητα αέρα από 0 έως 10 m/s, στα 400 RPM όπου είναι 17.3 Nm και η μέγιστη ισχύ που μπορεί να βγάλει με την ίδια ταχύτητα αέρα είναι στα 600 RPM 0.8 kW περίπου. Με αυτά τα κριτήρια επιλέξαμε ο κινητήρας που θα χρησιμοποιήσουμε να μπορούσε στα 400 RPM να παραλάβει ροπή >17.3 Nm και να έχει μέγιστη ισχύ >0.8kW. Οπότε και επιλέξαμε αυτόν που και χρησιμοποιήσαμε με ονομαστική ροπή στις 400 RPM 23 Nm και ονομαστική ισχύ 0.97 kW. Και με την ρύθμιση στον έλεγχο που κάναμε μπορέσαμε να τον χρησιμοποιήσουμε και σε στροφές έως και 600 RPM.

#### 4.1.3 ΣΦΑΛΜΑ ΜΕΤΡΗΤΙΚΩΝ ΟΡΓΑΝΩΝ ΚΑΙ ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΙΑ ΤΩΝ ΜΕΤΡΗΣΕΩΝ

Για την εξαγωγή της χρονοσειράς της μέτρησης της ώσης όπως προαναφέραμε χρησιμοποιήσαμε συχνότητα δειγματοληψίας 60 Hz και χρονική διάρκεια τα 150 δευτερόλεπτα, δηλαδή 2.5 λεπτά διάρκεια λήψης δεδομένων. Το πλήθος, οπότε, της δειγματοληψίας ήταν 9000 και εξ αυτών των δειγμάτων είχαμε το αρχικό σφάλμα του οργάνου (drift), την κυρίως δειγματοληψία και το τελικό σφάλμα (drift) του οργάνου. Στο τέλος υπολογίζουμε τον μέσον όρο της δειγματοληψίας αφαιρώντας την γραμμική παρεμβολή του σφάλματος του οργάνου στις ενδιάμεσες χρονικές θέσεις ένδον της αρχικής και τελικής. Μια συνήθης χρονοσειρά της ώσης φαίνεται στο παρακάτω σχήμα.

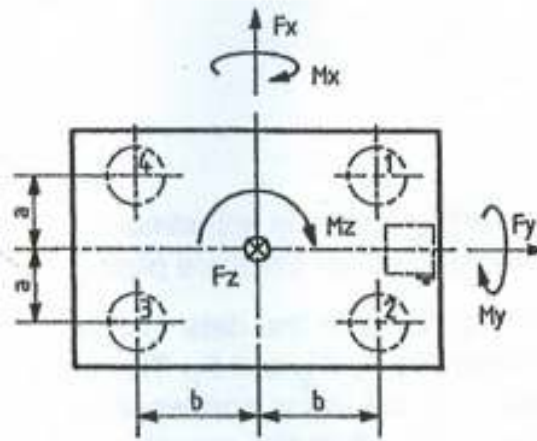


4.1.3.1 Χρονοσειρά της ώσης όπου φαίνεται το αρχικό σφάλμα του οργάνου, το τελικό και η τιμή της σταθερής λειτουργίας  
*Timeseries of thrust where we can see the start and the end drift of the instrument and the value of the steady operation*

Η κάρτα αναλογοψηφιακής μετατροπής του ενισχυτή του ζυγού είναι 16-bit ανάλυσης και χρησιμοποιήσαμε εύρος λήψης μετρήσεων -100 : 100 N. Αυτό σημαίνει ότι με ευαισθησία του οργάνου τα -3.7 pC/N το σφάλμα μέτρησης των δυνάμεων  $F_x$  και  $F_y$  είναι της τάξεως του 0.01 pC (pC είναι οι ηλεκτρικές φορτίσεις - electrical charges - οι οποίες μετατρέπονται από τους ενισχυτές φορτίου του ενισχυτή σε αναλογική τάση, είναι δε μονάδα μέτρησης του πραγματικού μεγέθους των αισθητήρων του ζυγού) και το σφάλμα μέτρησης της δύναμης  $F_z$  είναι της τάξεως του 0.012 pC εφόσον ενυπάρχει μηδενισμένη δύναμη του βάρους κατά την λειτουργία του δρομέα. Το δε κατώτερο μετρούμενο όριο του οργάνου είναι τα 0.01 N. Το σφάλμα μέτρησης δε των ροπών υπολογίζεται μέσω των σχέσεων υπολογισμού τους:

$$\begin{aligned}
 M_x &= b \cdot (F_{z1} + F_{z2} - F_{z3} - F_{z4}) \\
 M_y &= a \cdot (-F_{z1} + F_{z2} + F_{z3} - F_{z4}) \\
 M_z &= b \cdot (-F_{x1+2} + F_{x3+4}) + a \cdot (F_{y1+4} - F_{y2+3})
 \end{aligned}$$

Όπου για τον δοθέντα ζυγό είναι  $a = 120$  mm και  $b = 200$  mm, δηλαδή έχουμε σφάλμα 0.005 pCm για την ροπή κατά x  $M_x$ , 0.003 pCm για την ροπή κατά y  $M_y$  και 0.003 pCm για την ροπή κατά z  $M_z$ . Το δε κατώτερο μετρούμενο όριο του οργάνου στις ροπές με την σειρά, όπως αναφέρονται άνωθι, είναι 0.004 Nm για την ροπή κατά x  $M_x$ , 0.0024 Nm για την ροπή κατά y  $M_y$  και 0.0032 Nm για την ροπή κατά z  $M_z$ . Τα φορτία που μετράει κάθε κανάλι του ενισχυτή φαίνονται σε ποιους αισθητήρες αντιστοιχούν στο κάτωθι σκαρίφημα του ζυγού.



#### 4.1.3.2 Σκαρίφημα ζυγού με σημειωμένες τις βασικές διαστάσεις υπολογισμού των ροπών Sketch of the load pad with the main dimensions of torque computation noted

Το μανόμετρο μέτρησης της δυναμικής πίεσης της επ' άπειρον ροής που χρησιμοποιήσαμε έχει σφάλμα ανάγνωσης τα  $\pm 0.05$  Pa και η αναλογοψηφιακή κάρτα που το έστειλε στον υπολογιστή είχε εύρος  $-10 : 10$  Volt το κάθε Volt δε ήταν  $\times 10$  Pa και η κάρτα έχει ανάλυση 12-bit. Άρα, το συνολικό σφάλμα ανάγνωσης του σήματος της πίεσης ήταν  $\pm 0.0505$  Pa. Η δε κάρτα αναλογοψηφιακής μετατροπής της τάσης και των ρευμάτων που μετρούσαμε κατά την μέτρηση της ισχύος είναι και αυτή ανάλυσης 12-bit ενώ χρησιμοποιούσε εύρος λήψης σήματος  $-5 : 5$  Volt. Οπότε και λόγω του πίνακα που έδινε κέρδη αντίστοιχα σε κάθε ένα μέγεθος όπως έχουν παρουσιαστεί παραπάνω, είχαμε τα εξής σφάλματα στα μετρούμενα μεγέθη:

- $\pm 0.0024$  Volt τάση στο ρεύμα που διέρρηε τα τυλίγματα του τυμπάνου.
- $\pm 1$  mV στην τάση που μετρούσαμε με το πολύμετρο που πήγαινε στους ακροδέκτες της ταχογεννήτριας ή  $0.0006$  RPM σφάλμα των υπολογιζόμενων στροφών.
- $\pm 0.2$  Volt σφάλμα στην τάση των ακροδεκτών των τυλιγμάτων της διέγερσης. Το σφάλμα αυτό είναι μεν μεγάλο αλλά ούτως ή άλλως το μετρούμενο μέγεθος δεν μας ενδιαφέρει άμεσα, το μετρήσαμε δε για λόγους πληρότητας.
- $\pm 0.00024$  Volt τάση στην τάση των ακροδεκτών του τυλίγματος τυμπάνου.

Άρα, είχαμε συνολικό σφάλμα στην μέτρηση της ισχύος  $\pm 0.068W$  και συνολικό σφάλμα στην μέτρηση της ώσης  $\pm 2.4655N$ .

## 4.2 ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ ΚΑΙ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΑ ΔΕΔΟΜΕΝΑ

### 4.2.1 ΔΙΟΡΘΩΤΙΚΟΙ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ ΑΕΡΟΣΗΡΑΓΓΑΣ ΓΙΑ ΔΡΟΜΕΑ Α/Γ

Όπως προαναφέραμε, η πραγματική ταχύτητα που βλέπει ο δρομέας είναι ελαφρώς μεγαλύτερη της μετρούμενης στην επ' άπειρον ροή. Ο πρώτος αεροδυναμιστής που ασχολήθηκε με το θέμα αυτό σε ανεμιστήρες αλλά και με άλλους διορθωτικούς συντελεστές, ήταν ο Glauert. Η θεωρία του λέει ότι σε μία κλειστή αεροσήραγγα δοκιμών, η ώση που δημιουργεί ο αέρας στον δρομέα είναι μεγαλύτερη αυτής που θα δημιουργούσε αέρας ίδιας επ' άπειρον ταχύτητας σε ελεύθερη ροή. Η ταχύτητα μέσα στον ροϊκό σωλήνα θα είναι μικρότερη της αντίστοιχης επ' άπειρον ροής κατά τα γνωστά λειτουργίας ενός δρομέα Α/Γ. Λόγω της εξίσωσης της συνέχειας, η παροχή μπροστά και πίσω από τον δρομέα πρέπει να είναι η ίδια. Όμως, δεδομένου ότι η επ' άπειρον ροή του αέρα πίσω του δρομέα περιορίζεται από τα τοιχώματα της σήραγγας, ρέει σε μια διατομή μικρότερη της επ' άπειρον αντίστοιχης και λόγω της εξίσωσης της συνέχειας αποκτά μεγαλύτερη ταχύτητα. Εξ αιτίας αυτής της μεγαλύτερης ταχύτητας, η στατική πίεση θα είναι μικρότερη έξω από τον ροϊκό σωλήνα παρ' ότι μέσα σε αυτόν. Χρησιμοποιώντας την εξίσωση του Bernoulli και παίρνοντας υπ' όψιν μια ασυνέχεια στην στατική πίεση ακτινικά του δίσκου του δρομέα, ο Glauert ισχυρίζεται ότι η στατική πίεση πρέπει να είναι η ίδια εκτός και εντός ροϊκού σωλήνα λόγω του ότι δεν έχουμε απώλειες στην ροή. Αυτή η



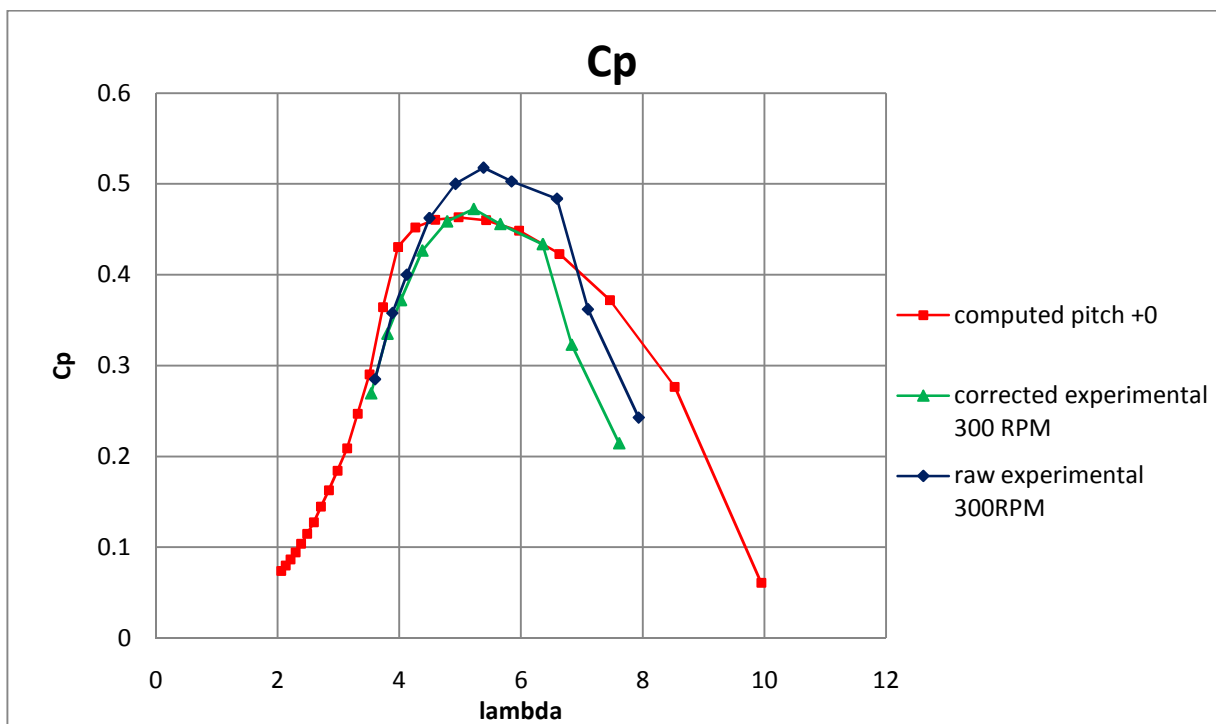
εξισορρόπηση της στατικής πίεσης στον ροϊκό σωλήνα κάνει την στατική πίεση πίσω από τον δρομέα μικρότερη αυτής που θα είχε κανονικά, φαινόμενο που, λόγω της εξίσωσης της ορμής, «αντιδρά πίσω στον δρομέα ώστε αυτός να αναπτύσσει ώση που είναι μεγαλύτερη αυτής που θα έπρεπε να ανεπτύσσεται σε μια ελεύθερη ροή της ίδιας ταχύτητας περιστροφής και πτερύγωσης». Ή αντίστοιχα, η αναπτυσσόμενη ώση θα ισούτο με αυτήν μιας μεγαλύτερης ταχύτητας αέρα  $V_{corr}$  σε ελεύθερη ροή. Η διόρθωση κατά Glauert περιγράφεται μαθηματικά κάτωθι:

$$\frac{V_{corr}}{V} = 1 + \left( \frac{\tau_4 \cdot a_1}{\sqrt{2 \cdot (1 + 2 \cdot \tau_4)}} \right),$$

Όπου  $V_{corr}$  είναι η διορθωμένη επ' άπειρον ταχύτητα,  $V$  είναι η ταχύτητα του αέρα εντός του εσωτερικού της αεροσήραγγας,  $\tau_4 = \frac{T}{\rho A V^2}$  είναι συντελεστής που σχετίζεται με την ώση  $T$  (thrust), την πυκνότητα του αέρα  $\rho$

(air density), την επιφάνεια του δίσκου του δρομέα  $A$  (στην περίπτωση μας  $A = \pi R_{tip}^2 = 2.8353 \text{ m}^2$  και την μετρούμενη ταχύτητα  $V$ .  $a_1 = A/C$  συντελεστής που έχει σχέση με την επιφάνεια του δίσκου  $A$  και την επιφάνεια της αεροσήραγγας  $C$ . Άλλες διορθώσεις έχουν γίνει και από τους Sorensen και Mikkelsen, δεν αναφέρονται δε στο παρόν τεύχος καθώς δεν χρησιμοποιήθηκαν.

Οι διορθωτικοί συντελεστές, επειδή είναι στην ταχύτητα, σε σχέση με το προηγούμενο πείραμα είναι πολύ πιο σημαντικοί καθώς επηρεάζουν πολύ τα αποτελέσματα. Γενικά, οι συντελεστές ισχύος και ώσης επειδή φέρουν στον παρονομαστή τους τον κύβο και το τετράγωνο της ταχύτητας αντιστοίχως, είναι πολύ ευαίσθητοι στην σωστή μέτρηση και γνώση της ταχύτητας μπροστά από τον δρομέα. Ασφαλώς, το να μετρήσει κανείς την ταχύτητα εμπρός του δρομέα είναι αδύνατο με συμβατές μεθόδους χωρίς παράλληλα να επηρεάσει και την ροή. Οπότε, εμπιστευόμαστε απλώς την πιστοποίηση που κάνουμε με τα διάφορα τμήματα της σήραγγας που περιγράφεται αλλού στο κείμενο, οι δε διορθώσεις αντιστοιχίζουν τα πειραματικά μας δεδομένα με τα αντίστοιχα που θα παίρναμε σε ελεύθερη ροή, οπότε και είναι πιο κοντά στα πραγματικά και στα θεωρητικά που λαμβάνουν εξ αρχής θεωρήση ελεύθερης ροής. Χαρακτηριστικά, παρακάτω παραθέτουμε τον πειραματικό μετρούμενο συντελεστή ισχύος χωρίς και με διόρθωση σε σχέση με τα αντίστοιχα υπολογιστικά δεδομένα.

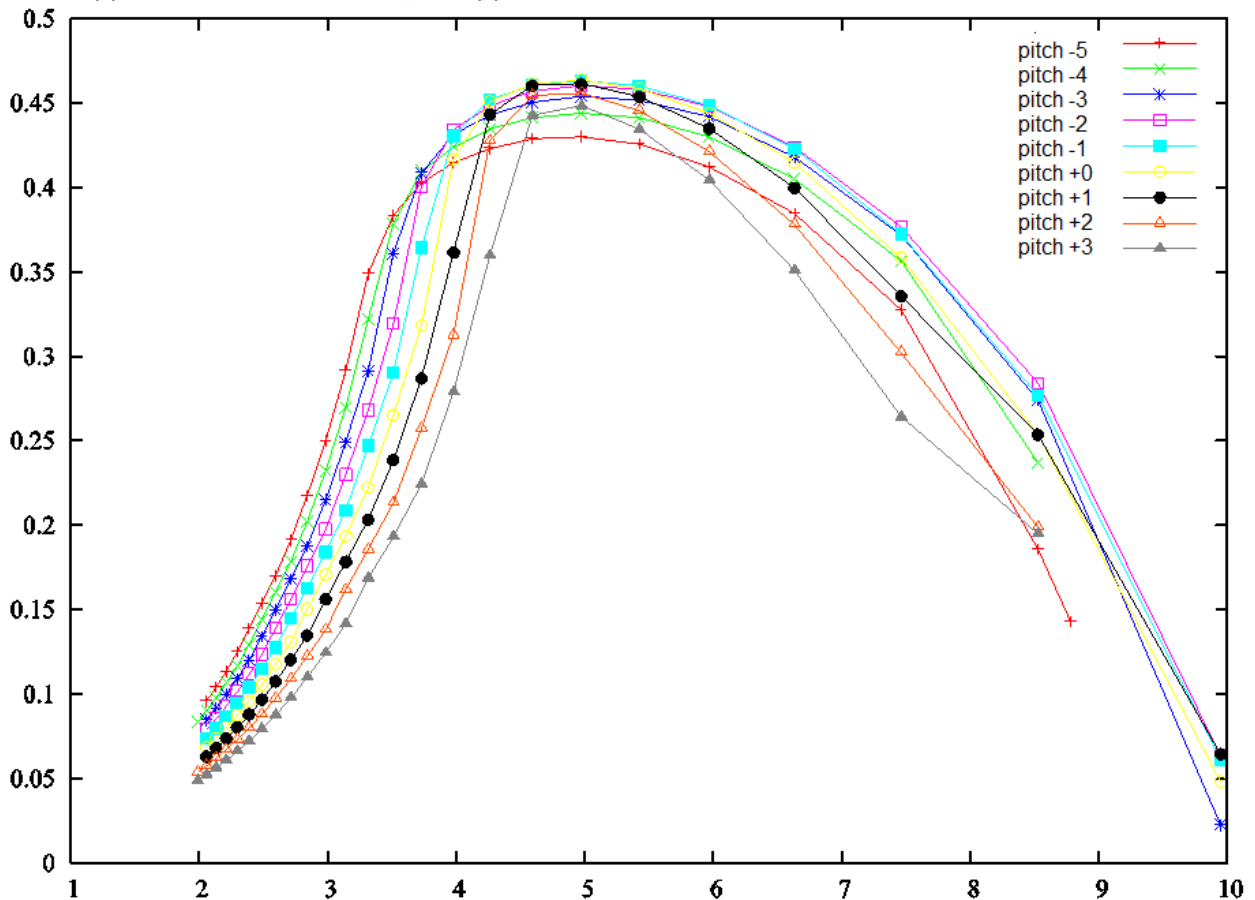


4.2.1.1 Καμπύλη  $C_p$  ως προς λάμβδα  
 $C_p$  versus lambda curve

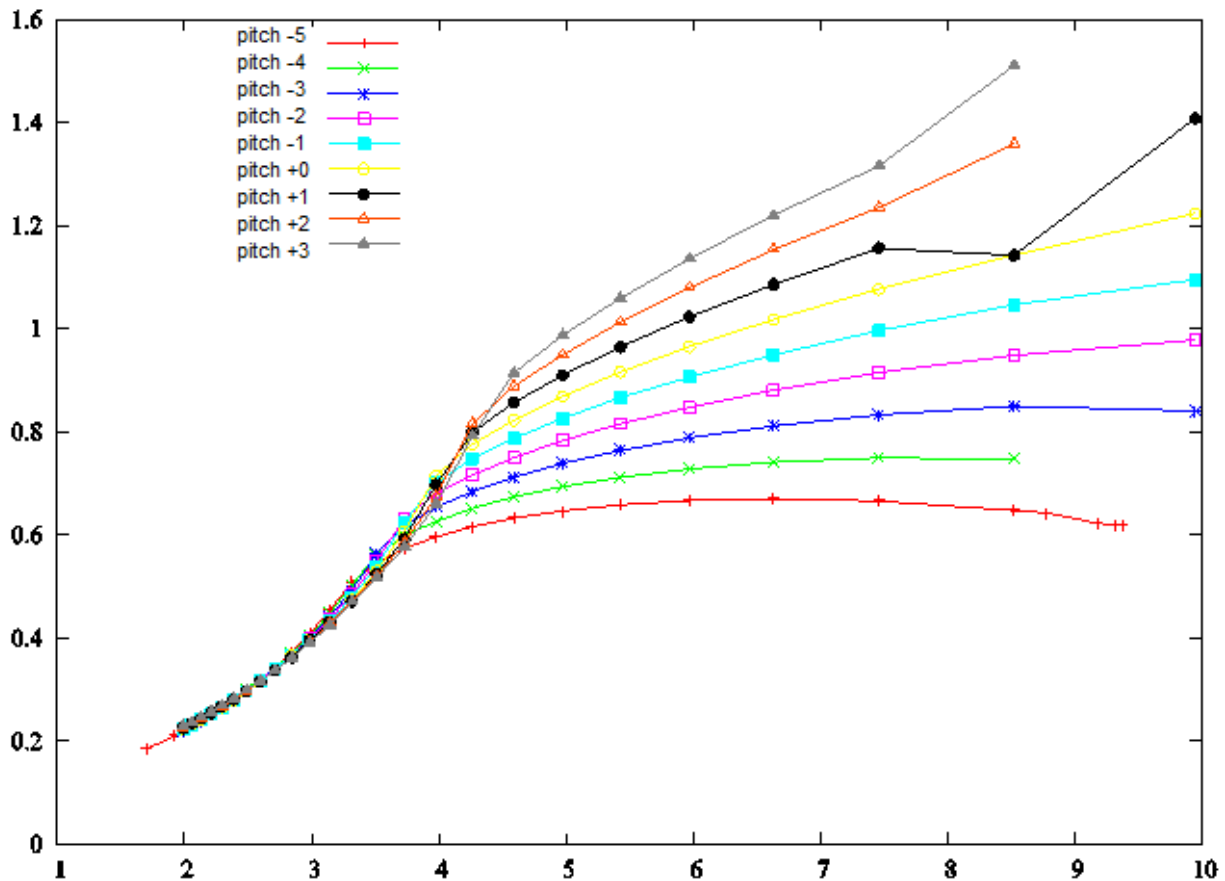
Βλέπουμε ότι τα μετρούμενα μη διορθωμένα μεγέθη ξεπερνούν ως προς το μέγιστο τα υπολογιστικά και μάλιστα φτάνουν σε συντελεστές ισχύος κοντά στο όριο του Betz κάτι που προφανώς είναι λανθασμένο. Για αυτόν τον λόγο στην παρουσίαση των αποτελεσμάτων δεν συμπεριλαμβάνουμε τα καθαρά μετρούμενα αποτελέσματα ως λανθασμένα, αλλά μόνο τα διορθωμένα πειραματικά αποτελέσματα που προσεγγίζουν περισσότερο την πραγματικότητα του φαινομένου.

#### 4.2.2 ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΑ ΔΕΔΟΜΕΝΑ, ΘΕΩΡΗΤΙΚΗ ΠΡΟΒΛΕΨΗ ΤΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ

Για την θεωρητική πρόβλεψη των αποτελεσμάτων ως χρήση τους σε συγκριτική παρεμβολή αλλά και για εποπτεία της τάξης μεγέθους των μετρούμενων μεγεθών χρησιμοποιήσαμε έτοιμο κώδικα του εργαστηρίου αεροδυναμικής του Ε. Μ. Π. τον επονομαζόμενο GAST, γραμμένος σε γλώσσα προγραμματισμού FORTRAN 77, ο οποίος υπολογίζει την ροή μέσα σε ένα δρομέα Α/Γ και βγάζει ως έξοδο τα φορτία της ώσης (thrust), της πλαγιολίσθησης (sideforce), την ισχύ (power) και μπορείς να επιλέξεις να υπολογίζει και τις ροπές (στρεπτική και yaw). Τρέξαμε δε τον GAST σε συγκεκριμένη ταχύτητα περιστροφής και μάλιστα την ονομαστική (600 RPM) και για διάφορες γωνίες pitch με διάφορες ταχύτητες αέρα σε κάθε γωνία pitch. Συγκεκριμένα, τρέξαμε τον GAST σε γωνίες pitch από  $+5^\circ$  έως  $-6^\circ$ , ωστόσο ουσιαστικά νόημα για τον συγκεκριμένο δρομέα είχαν οι γωνίες pitch από  $+5^\circ$  έως  $-3^\circ$ . Για κάθε μία γωνία pitch τρέξαμε τον κώδικα για να υπολογίσουμε σε διάφορες ταχύτητες αέρα τα μεγέθη που μας ενδιέφεραν και μάλιστα για κοινό εύρος ταχυτήτων από 6 έως 30 m/s ώστε να μπορέσουμε να σχεδιάσουμε ολόκληρες τις καμπύλες συντελεστών ισχύος και ώσης που μας ενδιέφεραν. Για την συλλογή των αποτελεσμάτων του κώδικα και τον υπολογισμό από αυτά των αδιάστατων μεγεθών του συντελεστή ισχύος, ώσης και λάμβδα δημιουργήσαμε μικρό μέρος κώδικα σε FORTRAN 77. Τα αποτελέσματα του θεωρητικού μέρους παρουσιάζονται παρακάτω συνοψιζόμενα στις δύο οικογένειες καμπυλών συντελεστή ισχύος – λάμβδα και συντελεστή ώσης – λάμβδα.



4.2.2.1 Θεωρητικές καμπύλες συντελεστή ισχύος  $C_p$  για διάφορες γωνίες pitch  
Theoretical curves of power coefficient  $C_p$  for different pitch angles

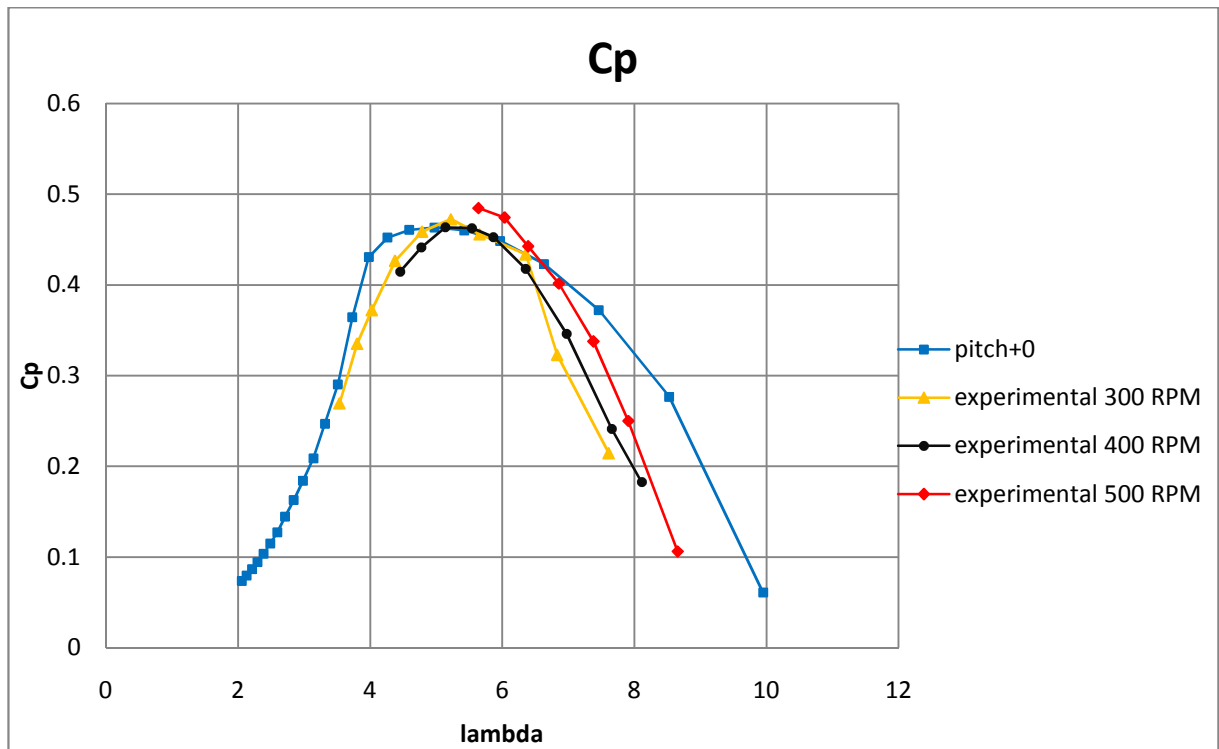


4.2.2.2 Θεωρητικές καμπύλες συντελεστή ώσης  $C_T$  για διάφορες γωνίες pitch  
Theoretical curves of thrust coefficient  $C_T$  for different pitch angles

Ο GAST σαν κώδικας χρησιμοποιεί για τους υπολογισμούς του δρομέα θεωρία στοιχείων πτερύγωσης. Για περισσότερες θεωρητικές λεπτομέρειες για την θεωρία και την εφαρμογή της στον Η/Υ παραπέμπουμε στην βιβλιογραφία του παρόντος τεύχους.

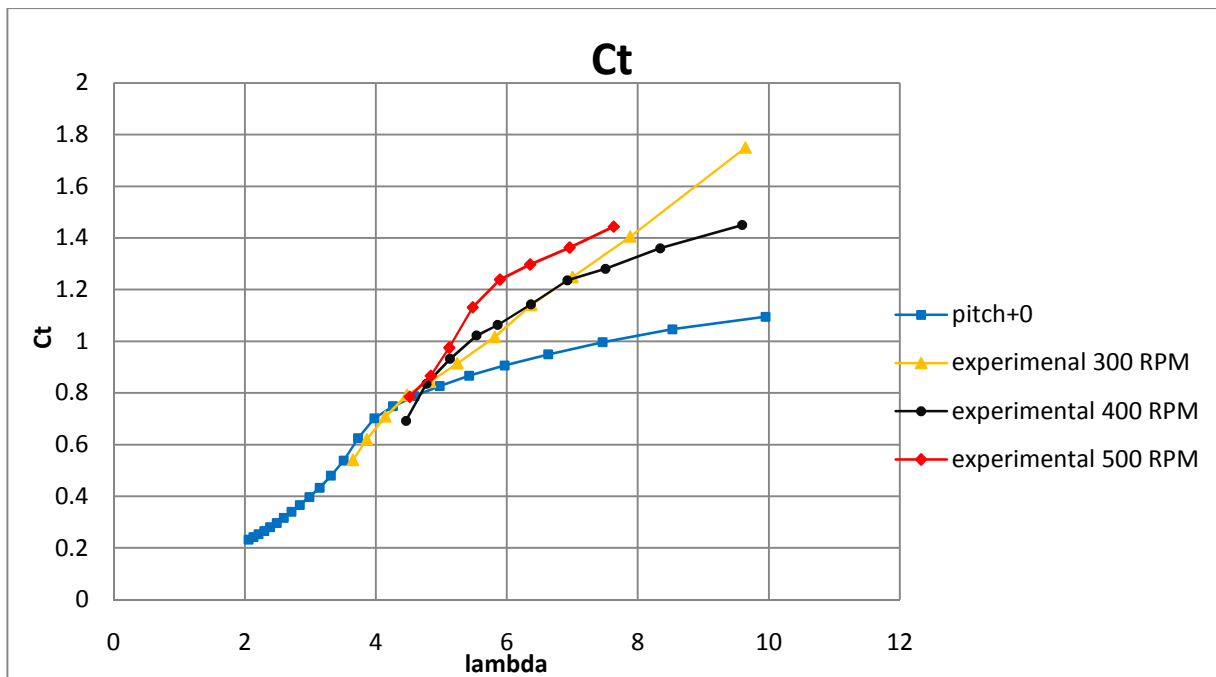
### 4.3 ΠΑΡΟΥΣΙΑΣΗ ΤΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ – ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΕΣ

Στην μελέτη ενός δρομέα βασικές καμπύλες της μηχανής είναι οι χαρακτηριστικές του ισχύος και ώσης. Οι χαρακτηριστικές αυτές σχεδιάζονται ως προς τα αδιάστατα χαρακτηριστικά του συντελεστή ισχύος και συντελεστή ώσης αντιστοίχως και της αδιάστατης ταχύτητας ακροπτερυγίου λάμβδα. Επίσης στην παρουσίαση των αποτελεσμάτων συμπεριλαμβάνουμε και τις καμπύλες της ισχύος και της ώσης ως προς την ταχύτητα του αέρα, διότι έχει σημασία να ξέρουμε για τι τάξη μεγέθους της ισχύος και της ώσης μιλάμε τελικά. Δεν συμπεριλάβαμε αυτούσια τα πειραματικά δεδομένα διότι είναι λανθασμένα αλλά συμπεριλάβαμε τα διορθωμένα κατά την μέθοδο του Glauert και επίσης μετρήσαμε τον δρομέα σε μία γωνία pitch και yaw, τις μηδενικές, λόγω έλλειψης χρόνου. Τρέξαμε τον δρομέα, για να έχουμε καλύτερη εποπτεία των μετρήσεων και μεγαλύτερο εύρος ισχύος και ώσης, σε τρεις διαφορετικές ταχύτητες περιστροφής: τις 300, τις 400 και τις 500 RPM. Παρακάτω φαίνονται τα εν λόγω διαγράμματα του  $C_p$  – λάμβδα, του  $C_T$  – λάμβδα, της  $P$  (ισχύος)– ταχύτητας και της  $T$  (ώσης)– ταχύτητας του αέρα. Οι μονάδες μέτρησης φαίνονται επί των διαγραμμάτων στα λογότυπα των αξόνων αντίστοιχα. Παρατίθενται δε τα διαγράμματα με την σειρά που αναφέρονται και ακολουθεί μικρή περιγραφή τους.



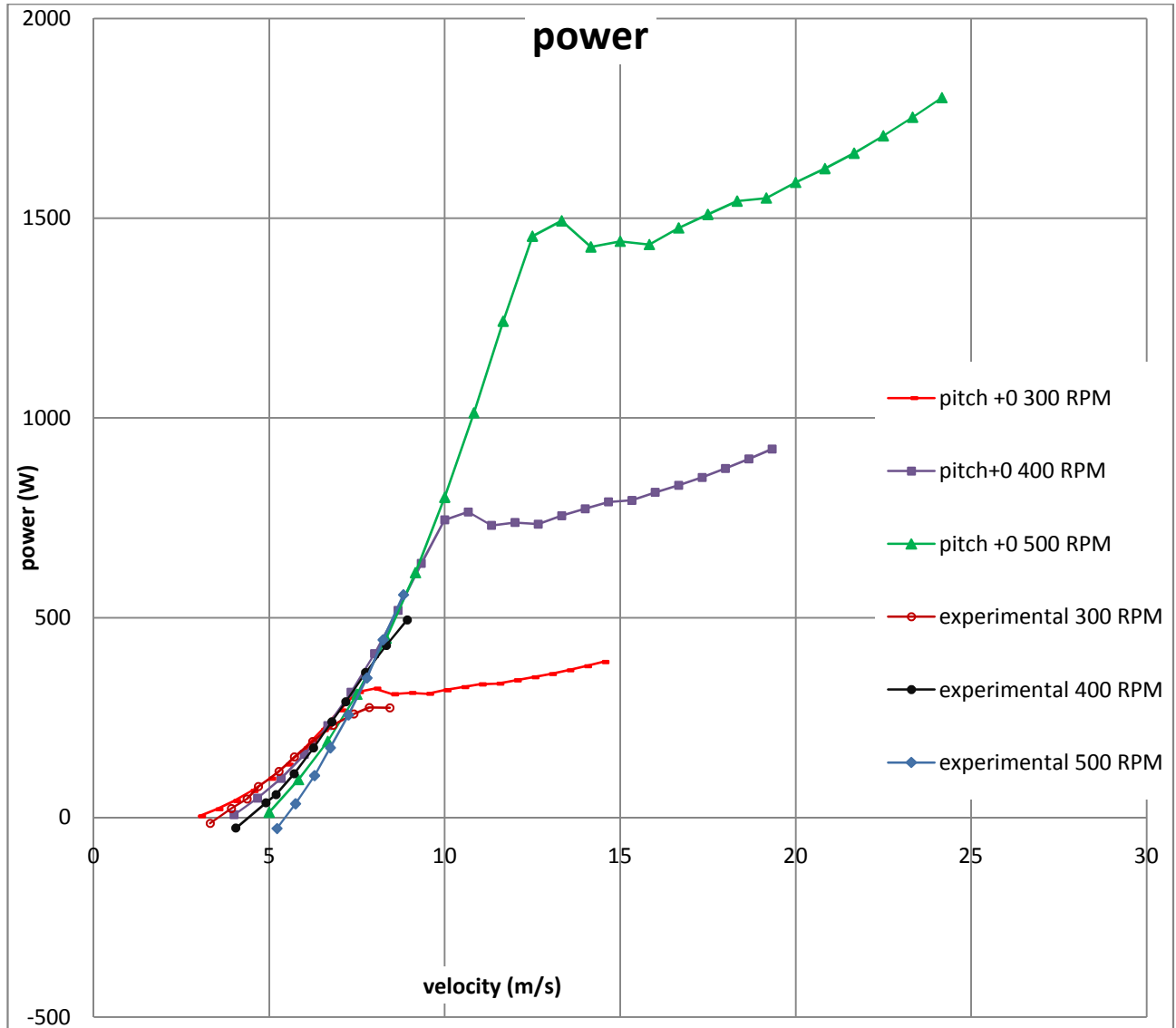
4.3.1 Καμπύλη συντελεστή ισχύος  $C_p$  ως προς την αδιάστατη ταχύτητα ακροπτερυγίου  $\lambda$   
*Curve of the power coefficient  $C_p$  versus the non-dimensional blade-tip velocity  $\lambda$*

Στην καμπύλη του  $C_p$  έχουμε με τετράγωνο τα υπολογιστικά δεδομένα (θεωρητικά), με τρίγωνο τα διορθωμένα πειραματικά αποτελέσματα σε δοκιμή στις 300 RPM, με κύκλο τα αντίστοιχα πειραματικά σε δοκιμή στις 400 RPM και με ρόμβο τα αντίστοιχα πειραματικά σε δοκιμή στις 500 RPM.



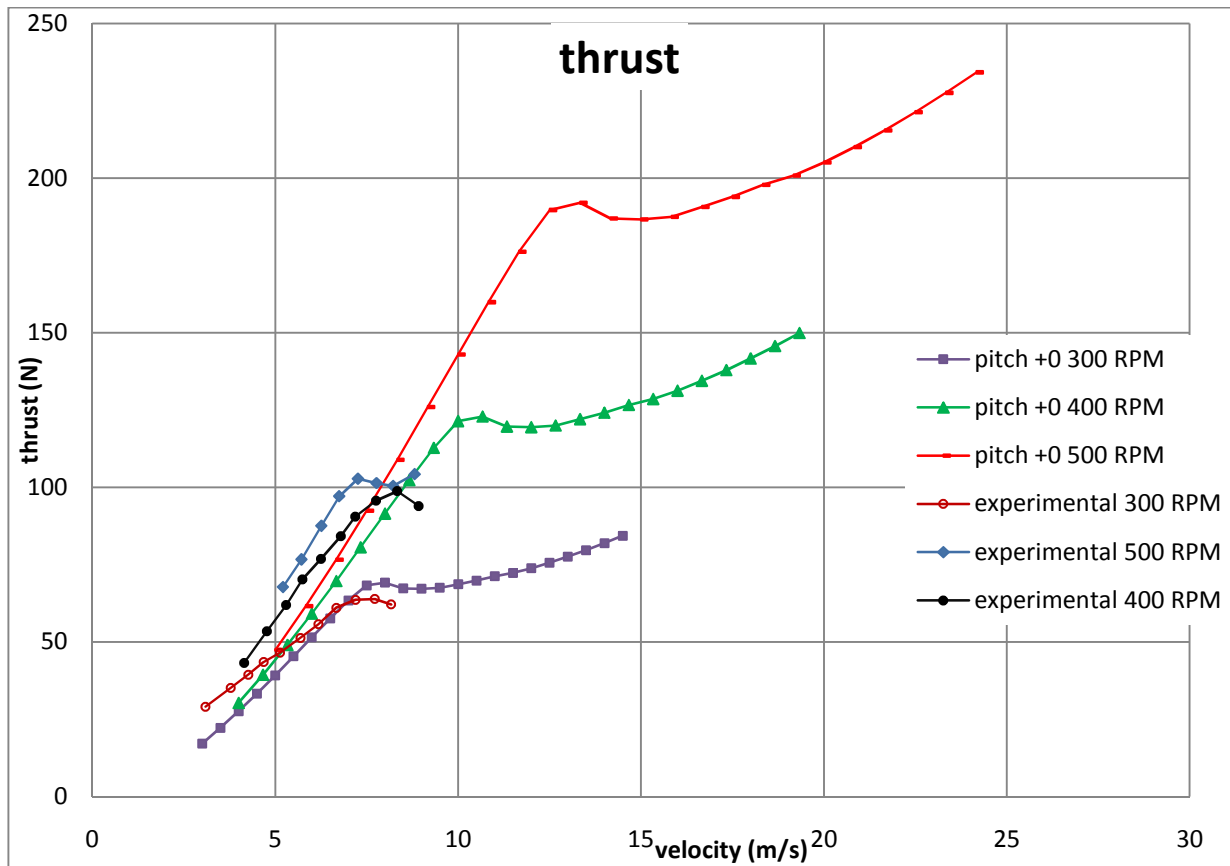
4.3.2 Καμπύλη συντελεστή ώσης  $C_T$  ως προς την αδιάστατη ταχύτητα ακροπτερυγίου  $\lambda$   
*Curve of the thrust coefficient  $C_T$  versus the non-dimensional blade-tip velocity  $\lambda$*

Στην καμπύλη του  $C_T$  έχουμε με τετράγωνο τα υπολογιστικά δεδομένα (θεωρητικά), με τρίγωνο τα διορθωμένα πειραματικά αποτελέσματα σε δοκιμή στις 300 RPM, με κύκλο τα αντίστοιχα πειραματικά σε δοκιμή στις 400 RPM και με ρόμβο τα αντίστοιχα πειραματικά σε δοκιμή στις 500 RPM.



4.3.3 Καμπύλη ισχύος προς ταχύτητα αέρα  
Power curve versus air velocity

Στην καμπύλη της ισχύος έχουμε με παύλα τα υπολογιστικά δεδομένα (θεωρητικά) για 300 RPM ταχύτητα περιστροφής, με τετράγωνο έχουμε τα υπολογιστικά δεδομένα για 400 RPM ταχύτητα περιστροφής, με τρίγωνο έχουμε τα υπολογιστικά δεδομένα για 500 RPM, με κύκλο έχουμε τα πειραματικά διορθωμένα αποτελέσματα για 300 RPM ταχύτητα περιστροφής του δρομέα, με κυκλικό δίσκο έχουμε τα πειραματικά διορθωμένα αποτελέσματα για 400 RPM ταχύτητα περιστροφής του δρομέα και με ρόμβο έχουμε τα πειραματικά διορθωμένα αποτελέσματα για 500 RPM ταχύτητα περιστροφής του δρομέα.



4.3.3 Καμπύλη ώσης προς ταχύτητα αέρα  
Thrust curve versus air velocity

Στην καμπύλη της ώσης έχουμε με παύλα τα υπολογιστικά δεδομένα (θεωρητικά) για 500 RPM ταχύτητα περιστροφής, με τετράγωνο έχουμε τα υπολογιστικά δεδομένα για 300 RPM ταχύτητα περιστροφής, με τρίγωνο έχουμε τα υπολογιστικά δεδομένα για 400 RPM, με κύκλο έχουμε τα πειραματικά διορθωμένα αποτελέσματα για 400 RPM ταχύτητα περιστροφής του δρομέα, με κυκλικό δίσκο έχουμε τα πειραματικά διορθωμένα αποτελέσματα για 300 RPM ταχύτητα περιστροφής του δρομέα και με ρόμβο έχουμε τα πειραματικά διορθωμένα αποτελέσματα για 500 RPM ταχύτητα περιστροφής του δρομέα.

#### 4.4 ΑΝΑΛΥΣΗ ΚΑΙ ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ ΤΟΥ ΠΕΙΡΑΜΑΤΟΣ

Σαν πρώτο συμπέρασμα της διεξαγωγής των εν λόγω πειραμάτων έχουμε ότι ασφαλώς και μπορούν να συνεχιστούν και σε άλλες γωνίες pitch αλλά και yaw μέχρι να είναι πλήρεις και οπότε να έχουμε μια γενική γνώμη επί της ισχύος που δίνει ο δρομέας και τι βελτιώσεις θα μπορούσαν να γίνουν. Επίσης καλό θα ήταν να μετρηθεί ο δρομέας και με την ύπαρξη του πλέγματος με το οποίο είναι στο αεροκίνητο, ώστε να μελετηθεί η απόδοση του σε συνθήκες πιο κοντά σε αυτές του αγώνα. Ασφαλώς χρειάζεται να αντικατασταθούν οι ράβδοι που στηρίζουν τον ζυγό ώστε να μην παίρνουν παραμορφώσεις κατά τον άξονα των x ώστε να μπορέσουμε να μετρήσουμε την ισχύ και μηχανικά. Θα μπορούσε ακόμη να γίνει θεωρητική μελέτη του βαθμού απόδοσης της ηλεκτρικής μας συνδεσμολογίας και των μηχανικών και ηλεκτρικών απωλειών επί του κινητήρα και του εδράνου. Ο κατασκευαστής δεν δίνει βαθμό απόδοσης της ηλεκτρικής συσκευής ώστε να το ξέρουμε εκ των προτέρων. Επιπλέον, ίσως να μελετηθεί και ο διορθωτικός συντελεστής κατά Sorrensen και Mikkelsen, της ταχύτητας επειδή η τελευταία είναι τόσο κρίσιμη για τον υπολογισμό των αδιάστατων μεγεθών που μας ενδιαφέρουν, με σκοπό να συγκριθούν με την διόρθωση κατά Glauert ώστε να έχουμε μια πιο γενική ιδέα περί της πραγματικής ταχύτητας του αέρα που βλέπει ο δρομέας. Πιθανόν,

χρειάζεται στο μέλλον να ληφθούν πιο πολλά μέτρα προστασίας αλλά και προσομοίωσης των συνθηκών του οδοστρώματος όπου κινείται το αυτοκίνητο. Συγκεκριμένα, να δεθεί το δίχτυ που δεν προλάβουμε να το στήσουμε, ώστε να τρέξουμε τον δρομέα και στις τελικές 600 RPM, να μελετήσουμε την κατασκευή κάποιου μηχανικού φρένου ώστε αν πέσει το ρεύμα εν κινήσει του δρομέα να μην επιταχυνθεί αυτός και έχουμε κάποια ενδεχόμενη ζημιά, αυτό δε θα βοηθούσε και στην προσομοίωση πέδης όπως αυτής που βάζει το οδόστρωμα λόγω της πρόσφυσης του ελαστικού επισώτρου στο αυτοκίνητο. Εν τέλει, υπάρχει προοπτική να μπορέσει να μπει ο ίδιος ή ένας άλλος δρομέας στο Νο Β' τμήμα δοκιμών της αεροσήραγγας ώστε και να λειτουργεί και σε μεγαλύτερες ταχύτητες αέρα.

Ωστόσο, το βασικό και αυτό που πέτυχε τελικά η παρούσα διπλωματική είναι να γίνουν τα πρώτα βήματα στην μεθοδολογία και την τεχνογνωσία μέτρησης χαρακτηριστικών δρομέων Α/Γ στην αεροσήραγγα τα οποία είναι και ικανοποιητικά, δεδομένου του λιγοστού χρόνου που αφιερώθηκε ώστε να γίνουν και την ελάχιστη εμπειρία που υπήρχε από παλαιότερα πειράματα.

Ως προς δε την αξιολόγηση των αποτελεσμάτων έχει ως εξής.

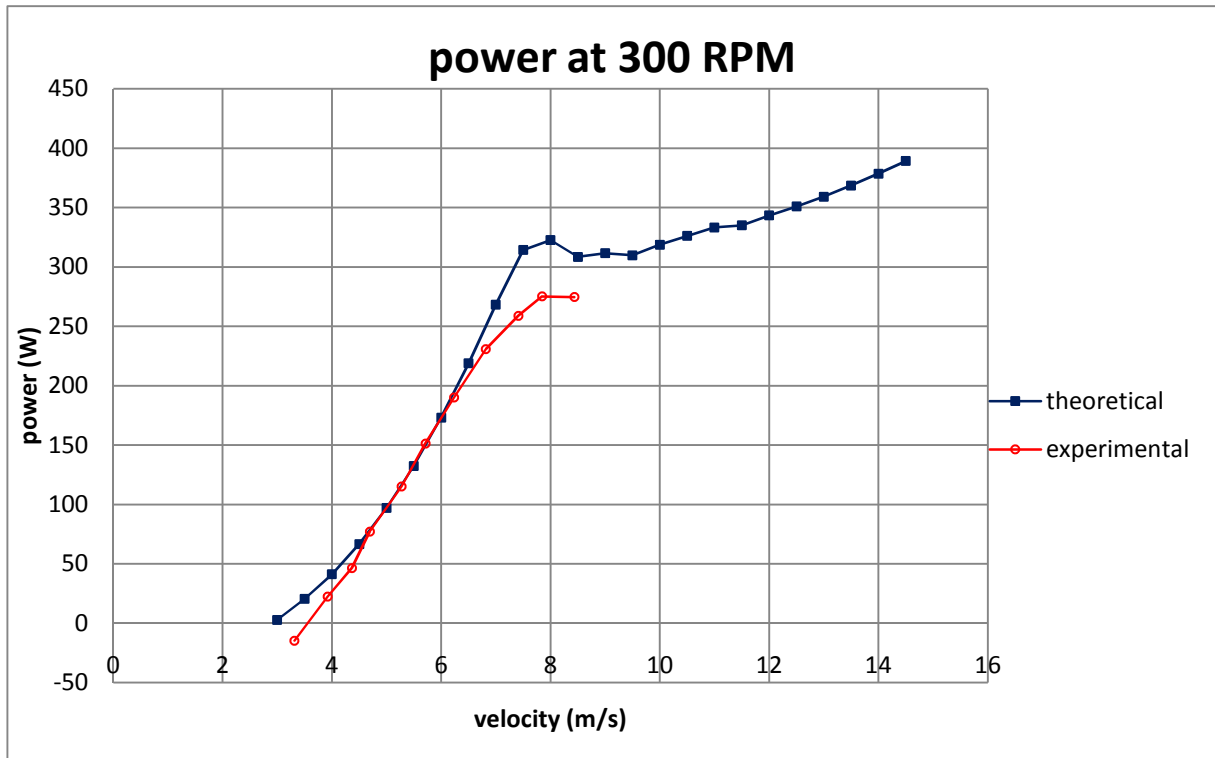
Για την καμπύλη του συντελεστή της ισχύος, βλέπουμε ότι οι θεωρητικές με τις πειραματικές καμπύλες προσεγγίζονται ικανοποιητικά, αλλά το σχήμα της καμπύλης διαφέρει ολίγον. Το σημείο μεγίστου συντελεστή, ωστόσο, είναι το ίδιο και μάλιστα και ως τιμή είναι ελάχιστα κατώτερη της θεωρητικής. Ο λόγος είναι ότι ο συντελεστής ισχύος που υπολογίσαμε βγαίνει όχι από την καθαρή ισχύ του δρομέα αλλά από αυτήν που αποδίδει στο δίκτυο οπότε είναι χαμηλότερος κατά τον βαθμό απόδοσης των ηλεκτρικών συστημάτων που χρησιμοποιήσαμε. Είναι δε λογικό το γεγονός ότι η καμπύλη των  $C_p$  μοιάζει στο μέγιστο αλλά δεξιά και αριστερά του πέφτει πιο απότομα στα πειραματικά διότι ο βαθμός απόδοσης των ηλεκτρικών δεν είναι σταθερός αλλά αλλάζει βάσει της λειτουργίας του δρομέα και των χαρακτηριστικών του. Οι καμπύλες μεταξύ τους δε των διαφορετικών ταχυτήτων δε είναι πανομοιότυπες όπως θεωρητικά τα περιμέναμε διότι με την αύξηση της ταχύτητας περιστροφής αλλάζει και ο αριθμός  $Re$  και όπως είπαμε και στο πρώτο κεφάλαιο περί της αεροτομής ο αριθμός  $Re$  αλλάζει την καμπύλη του συντελεστή άνωσης σε μια αεροτομή, οπότε και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά ( $\max C_L$ , stall) μιας πτέρυγας δρομέα Α/Γ. Να σημειώσουμε εδώ ότι το γεγονός ότι η ισχύς μετράται ηλεκτρικά μας δεσμεύει να εμπιστευόμαστε πλήρως τα πειραματικά δεδομένα. Η δε διαφοροποίηση του συντελεστή ισχύος μεταξύ πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων στους μεγάλους αριθμούς λάμβδα καταδεικνύει ότι οι συντελεστές άνωσης και αντίστασης που χρησιμοποιήθηκαν για τον υπολογισμό της θεωρητικής καμπύλης δεν επαρκούν. Συγκεκριμένα, χρησιμοποιήθηκαν συντελεστές άνωσης και αντίστασης για τις αεροτομές των πτερύγων, οι πειραματικοί για  $0.8e6$  αριθμό  $Re$ , ενώ στο πρόβλημά μας, όπου λειτουργούμε τον δρομέα σε χαμηλές στροφές δεν ξεπερνάμε τον  $2e5$   $Re$ . Εξάλλου, όλο το πρώτο μέρος της διπλωματικής έγινε με σκοπό να διαπιστωθεί αν και κατά πόσον οι αεροδυναμικοί συντελεστές μιας αεροτομής μεταβάλλονται με μεταβολή του αριθμού Reynolds.

Για την καμπύλη του συντελεστή ώσης όπως και για την καμπύλη της ώσης έχουμε το ίδιο πρόβλημα, ενώ είναι λογικές ως καμπύλες δεν συνάδουν τα πειραματικά με τα υπολογιστικά και μάλιστα όσο μεγαλώνει ο αριθμός  $\lambda$  αλλά και η ταχύτητα. Προφανώς, και τα χαρακτηριστικά του δρομέα δεν είναι τα ίδια με αυτά που σχεδιάστηκαν, αυτό συμβαίνει πάντοτε και μάλλον δικαιολογεί την εμφάνιση πιο γρήγορης της αναμενόμενης αποκόλλησης της ροής στην πειραματική καμπύλη της ώσης του δρομέα στα 500RPM, αλλά υποψιαζόμαστε ότι εδώ σημαντικό ρόλο παίζει η διόρθωση που χρησιμοποιήσαμε καθώς και η αντίσταση του μηχανισμού που αφαιρέσαμε. Όπως προαναφέραμε σε όλην αυτήν την σκέψη υπάρχει μια ασάφεια και το θέμα ίσως χρήζει περαιτέρω μελέτης για να βγάλουμε με σιγουριά ένα αποτέλεσμα που θα εμπιστευόμαστε. Εκείνο πάντως που μπορούμε να παρατηρήσουμε στην καμπύλη της ώσης και μόνο σε αυτήν είναι ότι έχουμε μια πιο γρήγορα από την αναμενόμενη απώλεια στήριξης που ίσως οφείλεται και στην εκ κατασκευής, αλλά και εξ εγκατάστασης στην δοκιμή, διαφορά στην γωνία pitch που υπολογίζουμε ότι έχουμε. Σημαντικό να μελετηθεί επίσης είναι και το κατά πόσον η ευκαμψία των δοκών στήριξης του μηχανισμού κατά τον άξονα των  $x$  επηρεάζει τις μετρήσεις που παίρνουμε από τον ζυγό και στον άξονα των  $y$ . Με άλλα λόγια, χρειάζεται περαιτέρω πιστοποίηση των μετρήσεων που παίρνουμε από τον ζυγό, μέχρι την εξαγωγή μέτρησης της μηχανικής ισχύος.

Τέλος στην καμπύλη της ισχύος έχουμε πολύ καλά προσεγγιστικά αποτελέσματα που θα χρειαστεί να τρέξουμε τον δρομέα σε μεγαλύτερες ταχύτητες αέρα για να διαπιστώσουμε αν τελικά συμπίπτει με τα

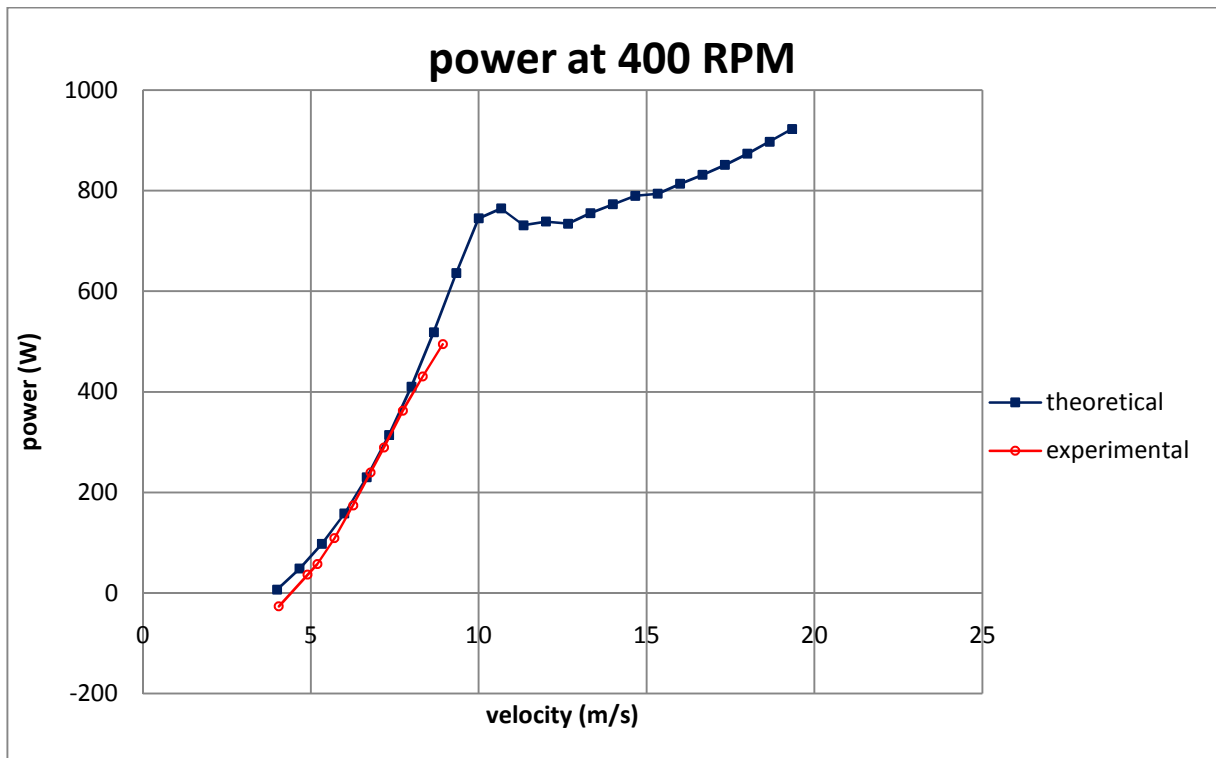
σχεδιασμένα. Πάντως, αυτή η σύμπτωση θεωρητικών με πειραματικά δεδομένα στην ισχύ καταδεικνύει το γεγονός ότι έπρεπε και στην ώση να συμβαίνει περίπου το ίδιο φαινόμενο. Γενικά, ως αυτά που μπορέσαμε να μετρήσουμε είμαστε ευχαριστημένοι διότι ήταν και η πρώτη φορά που επιχειρήθηκε το παρόν πείραμα.

Παρακάτω, για μεγαλύτερη ευκρίνεια αλλά και καλύτερη σύγκριση των διαγραμμάτων μεταξύ θεωρητικών και πειραματικών αποτελεσμάτων, παρουσιάζουμε τα διαγράμματα της ισχύος αλλά και της ώσης για κάθε μία ταχύτητα περιστροφής από αυτές που μετρήσαμε ξεχωριστά.

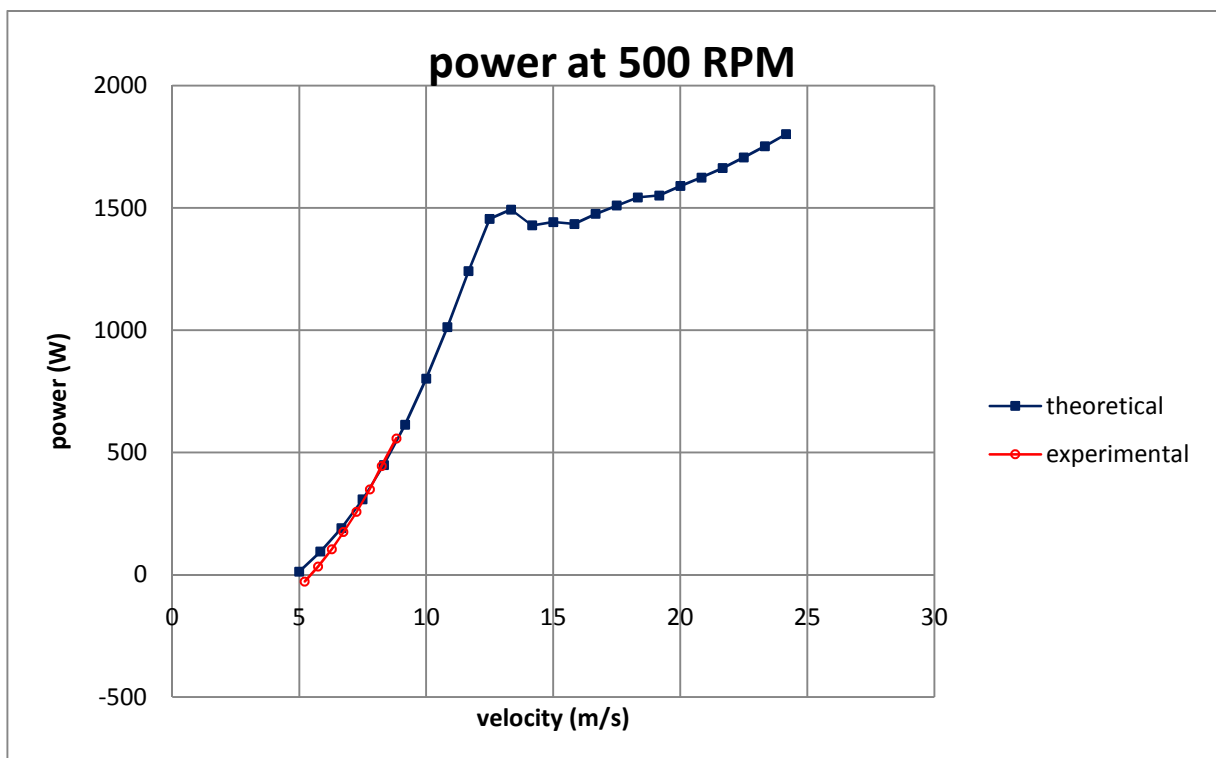


4.4.1 Διάγραμμα ισχύος προς ταχύτητα για 300 RPM  
Power versus velocity graph for 300 RPM

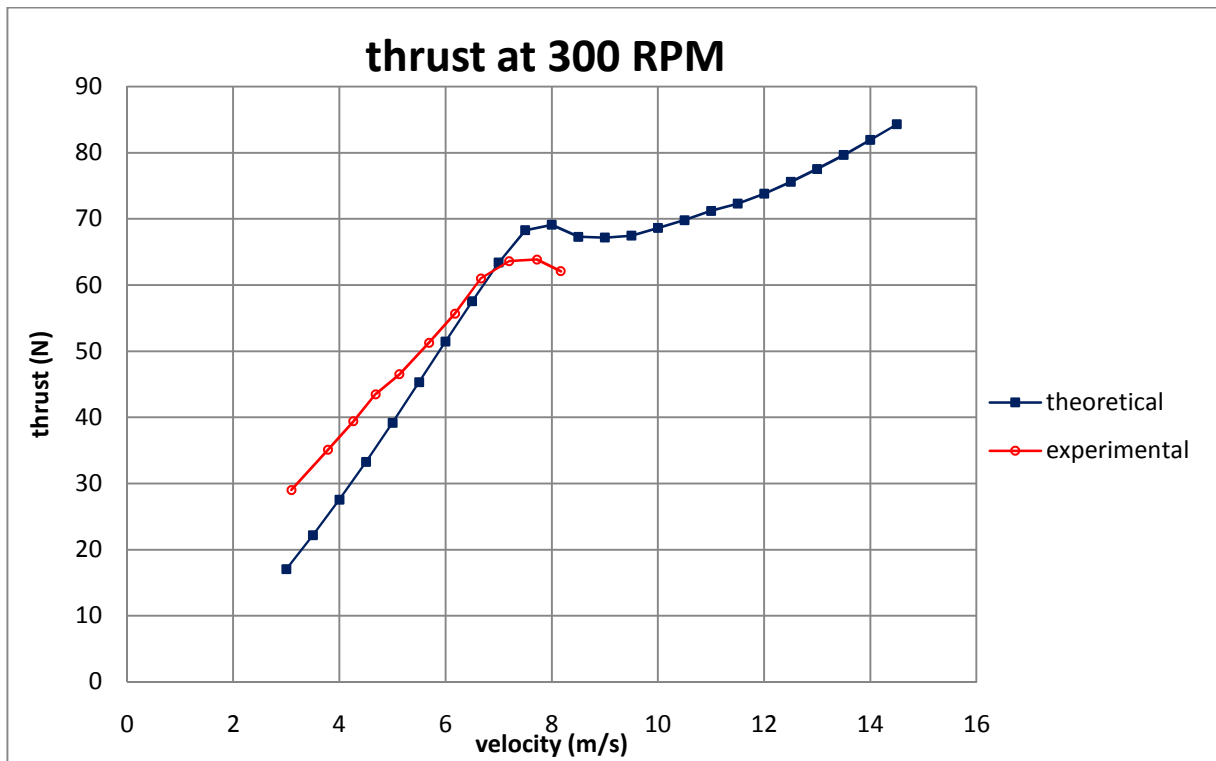




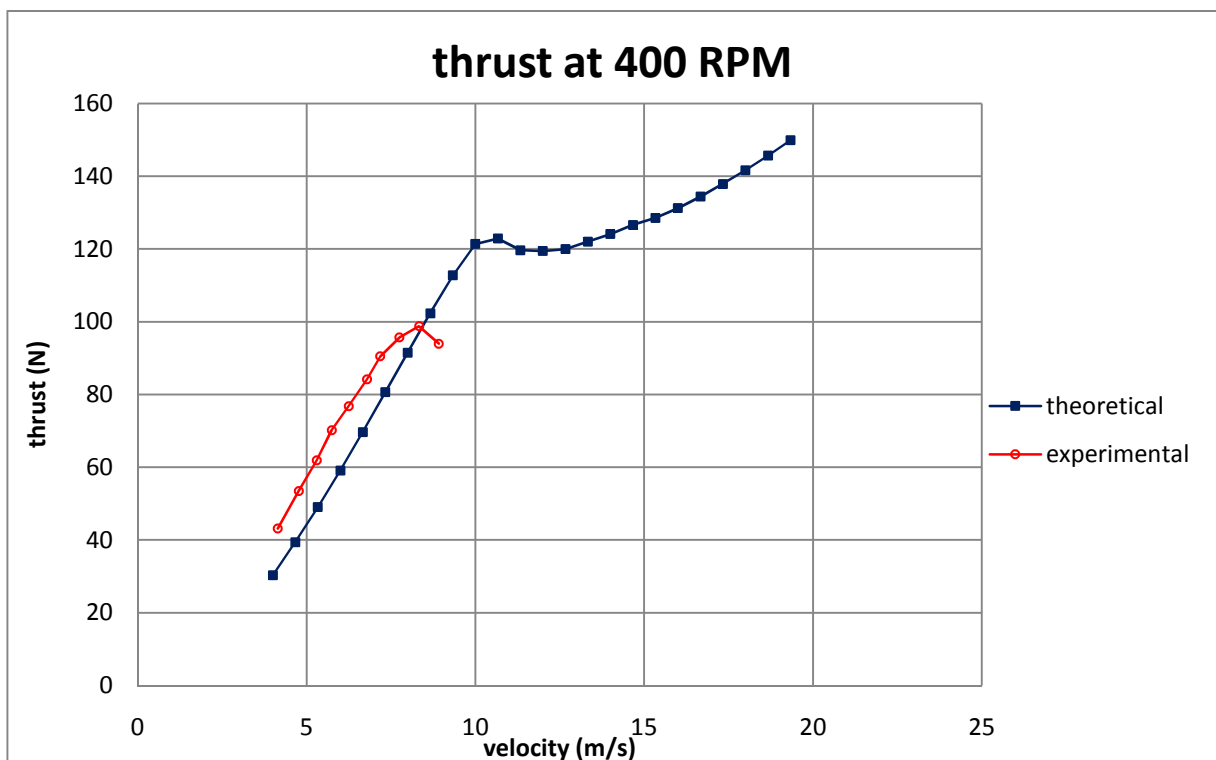
4.4.2 Διάγραμμα ισχύος προς ταχύτητα για 400 RPM  
 Power versus velocity graph for 400 RPM



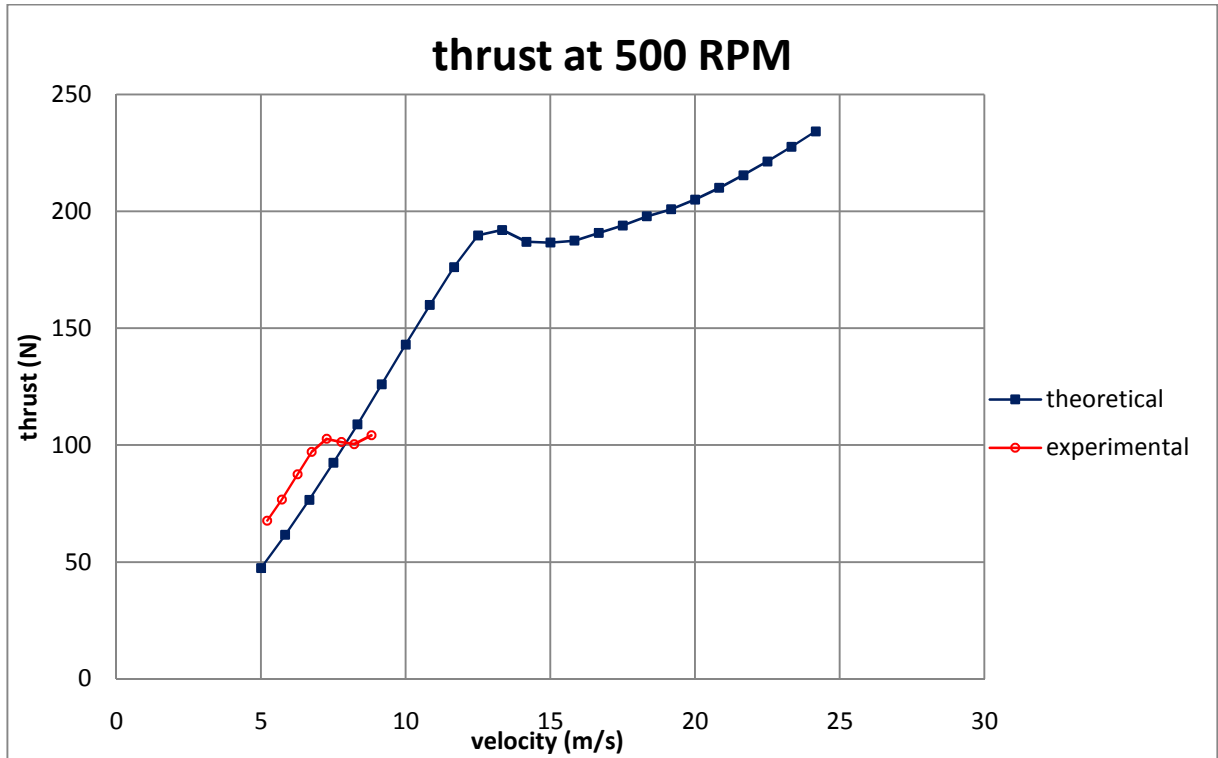
4.4.3 Διάγραμμα ισχύος προς ταχύτητα για 500 RPM  
 Power versus velocity graph for 500 RPM



4.4.4 Διάγραμμα ώσης προς ταχύτητα για 300 RPM  
 Thrust versus velocity graph for 300 RPM



4.4.5 Διάγραμμα ώσης προς ταχύτητα για 400 RPM  
 Thrust versus velocity graph for 400 RPM



4.4.6 Διάγραμμα ώσης προς ταχύτητα για 500 RPM  
Thrust versus velocity graph for 500 RPM

## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

1. Ο υπολογισμός του συντελεστή αντίστασης  $C_D$  στις μετρήσεις της αεροτομής παραθέτουμε στο κυρίως κείμενο ότι βγαίνει από τον τύπο:

$$C_{Dw} = \frac{1}{c} \int_y 2\sqrt{(C_{Pw} - C_{Pw,st})} - (C_{Pw} - C_{Pw,st}) - C_{Pw}$$

Ο οποίος τύπος αναφέραμε ότι βγαίνει από την διατήρηση της ορμής εμπρός και πίσω της αεροτομής, για κλειστό αγωγό, όπως και της αεροσήραγγας που χρησιμοποιήσαμε. Η διατήρηση της ορμής, όμως, λαμβάνει υπ' όψιν της και έναν όρο, αυτόν της πίεσης  $-\int_S (p \cdot \vec{n}) \cdot \vec{e}_x \cdot dS$ , ο οποίος είναι μηδενικός

στην περίπτωση του ανοικτού αγωγού, στην οποία μέτρηση και προσομοιάζει περισσότερο η περίπτωση της ελεύθερης ροής μιας αεροτομής και για την οποία περίπτωση υπολογίζεται ο συντελεστής αντίστασης μιας αεροτομής εν γένει. Στην περίπτωση, ωστόσο, που μελετάμε και όπου έχουμε κλειστό αγωγό, ο όρος αυτός δεν είναι μηδενικός και μάλιστα ούτε καν αμελητέος. Σε ροή αριθμού  $Re$  0.8e6 μετράμε μια διαφορά στατικής πίεσης εμπρός και πίσω του μοντέλου της τάξεως των -8 Pa – η διαφορά είναι πάντοτε αρνητική επειδή δημιουργείται από τις απώλειες που έχουμε στο κομμάτι μεταξύ του σωλήνα Pitot στο μπροστινό τμήμα της αεροτομής και του rake που βρίσκεται πίσω από την αεροτομή. Σε ροή αριθμού  $Re$  1.2e6 μετράμε μια διαφορά στατικής πίεσης εμπρός και πίσω του μοντέλου της τάξεως των -15 Pa και σε ροή αριθμού  $Re$  2.0e6 μετράμε μια διαφορά στατικής πίεσης εμπρός και πίσω του μοντέλου της τάξεως των -23 Pa. Αυτό δείχνει ότι αυτή η διαφορά πίεσης έχει σχέση εκτός της γωνίας πρόσπτωσης (πράγμα που το προσέξαμε στα αποτελέσματά μας) και με τον αριθμό Reynolds και μάλιστα όσο μειώνεται ο αριθμός Reynolds τόσο μειώνεται η διαφορά αυτή, πράγμα λογικό αφού οι απώλειες που έχουν άμεση σχέση με την διαφορά αυτή αυξάνουν με την αύξηση της ταχύτητας στο τμήμα των δοκιμών. Ο σωλήνας Pitot ξέρουμε ότι παρουσιάζει μια σχετική ευαισθησία στην διεύθυνση της ροής που «βλέπει», η οποία αναιρείται για γωνία ροής μικρότερη των  $\pm 5^\circ$  για τον σωλήνα Pitot που χρησιμοποιούμε.

Ο τύπος που χρησιμοποιούμε τελικά είναι αυτός των Rae και Pope:

$$C_{Dw} = \frac{2}{c} \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} \sqrt{\frac{P_0(y) - P(y)}{q_\infty}} \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{P_0(y) - P(y)}{q_\infty}} \right) dy$$

Αφαιρόντας τον όρο της διαφοράς της στατικής πίεσης που δημιουργείται μέσα στην σήραγγα:

$$C_D = C_{D,Rae\&Pope} - \frac{2}{c} \int_y \frac{P(y) - P_{\inf}}{q_{\inf}} dy$$

Το κομμάτι της εξίσωσης που ενέχει την διαφορά στην στατική πίεση αναφέρεται στην βιβλιογραφία ως άντωση (ή αρχή του Αρχιμήδους για τον αέρα) – buoyancy – και θεωρείται αμελητέο, ενώ σχετίζεται με τις απώλειες κατά μήκος της σήραγγας από το εμπρόσθιο μέχρι το οπίσθιο μέρος και γι' αυτό τον λόγο απλώς αφαιρείται και δεν συνυπολογίζεται. Στην δικιά μας περίπτωση, ωστόσο, ο όρος αυτός δεν ήταν αμελητέος και επίσης λόγω του μεγέθους του θα μπορούσε να επηρεάζει και τα πραγματικά αποτελέσματα με την εξήγηση ότι μια τέτοια διαφορά στατικής πίεσης επηρεάζει και το προφίλ της ταχύτητας που βλέπει είτε μπροστά η αεροτομή είτε μπροστά η κτένα του rake.

Εκείνο, λοιπόν, που συμπεράναμε ήταν ότι χρειαζόνταν περαιτέρω πειραματικές δοκιμές και μάλιστα επί αυτής της διαφοράς στην στατική πίεση, καθώς επίσης ότι παρ' όλο που οι σωλήνες Pitot επί του rake ήταν σχετικά αναισθητοί στην αλλαγή της γωνίας πρόσπτωσής τους, οι αντίστοιχοι σωλήνες που παίρναμε την στατική πίεση στο παρόν rake που χρησιμοποιήσαμε ήταν ασταθείς και με την μικρή αλλά ισχυρή στους μεγαλύτερους αριθμούς Reynolds ταλάντωση του μηχανισμού στήριξης του rake παίρναμε διαφορετικές μετρήσεις. Το γεγονός ότι είχαμε μεγάλη διαφοροποίηση στο δεξιό από τον

αριστερό σωλήνα για την στατική πίεση στο rake εξηγείται από το γεγονός, που διαπιστώσαμε αργότερα, ότι η πόρτα στο τμήμα δοκιμών που μετρούσαμε είχε σημαντική διαρροή αέρα. Τέλος, ένα άλλο θέμα ήταν το γεγονός ότι στην βιβλιογραφία αναφέρεται ότι το rake πρέπει να φέρει σωλήνες Pitot τουλάχιστον μήκους ίσου με μία χορδή του σώματος του rake όπου και στερεώνονται οι σωλήνες, πράγμα που στο δικό μας rake δεν συνέβαινε, καθώς ενώ η διάσταση του ξύλου που στερεώνονταν οι σωλήνες ήταν 90 mm οι ίδιοι οι σωλήνες έβγαιναν σε απόσταση 60 mm από την βάση στήριξής τους. Συμπερασματικά, την μέτρηση του συντελεστή αντίστασης την εμπιστευόμαστε επιφυλακτικά. Το γεγονός ότι στις μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης όπου και φαίνονται οι ουσιαστικές αλλαγές στον συντελεστή αντίστασης τα θεωρητικά αποτελέσματα αποκλίνουν από τα πειραματικά δικαιολογείται, εκτός από το γεγονός ότι το θεωρητικό μοντέλο ειδικά στην περίπτωση του wake δεν είναι πλήρως αξιόπιστο κάτι που αναφέρθηκε και στο κυρίως κείμενο, και διότι αυτός ο συντελεστής της άντωσης ή ουσιαστικά της διαφοράς στατικής πίεσης που συμβαίνει λόγω απωλειών αυξάνεται λόγω της αύξησης των απωλειών με την ανάπτυξη της αποκολλημένης ροής στην αεροτομή. Οπότε, οι μετρήσεις χρειάζονται να επαναληφθούν με άλλο rake ώστε να διαπιστωθεί αν και εφόσον έχουμε λάθος στην λήψη των μετρήσεων και είναι πράγματι αυτός ο όρος αμελητέος, οπότε απλά να μην τον λαμβάνουμε υπ' όψιν, ή ο όρος δεν είναι αμελητέος οπότε και θα πρέπει να μειώσουμε τις απώλειες που έχουμε μέσα στην σήραγγα κατά μήκος της διαδρομής της ροής με κάποιο τρόπο. Ένα τέτοιο βήμα προς την μείωση των απωλειών έγινε με την προσπάθεια αλλαγής των φθαρμένων λάστιχων που μόνωναν την σήραγγα στην πόρτα του τμήματος δοκιμών το οποίο δεν συμπεριλήφθηκε στα αποτελέσματα της παρούσης διπλωματικής αλλά έγινε παρουσία του γράφοντος και αυτό που παρατηρήθηκε έπειτα ήτανε μείωση αυτής της διαφοράς χωρίς την παρουσία του μοντέλου της τάξης του 70% στην παράγωγο  $dP/dx$ . Ασφαλώς το μοντέλο αυτό καθεαυτό δημιουργεί μια διαφορά πίεσης μπροστά με πίσω αλλά αυτή είναι που θεωρείται αμελητέα στην βιβλιογραφία. Επίσης στην βιβλιογραφία βρίσκεται ότι το μέγεθος  $dP/dx$  ότι για τετραγωνικές σήραγγες είναι της τάξης του 0.9 Pa.

2. Ο υπολογισμός του εδράνου ολίσθησης που χρησιμοποιήσαμε για την στήριξη του κινητήρα και την παραλαβή της αξονικής φόρτισης έγινε βάσει των κανόνων υπολογισμού που προσέφερε ο κατάλογος των προϊόντων της SKF αλλά και βάσει των τύπων που υπάρχουν στο βιβλίο των στοιχείων μηχανών 2. Στην περίπτωση που μελετάμε το φορτίο που καταπονεί τον άξονα δεν είναι ούτε στατικό ούτε εναλλασσόμενο, αλλά δυναμικό, όπως φαίνεται από τις παρακάτω εξισώσεις:

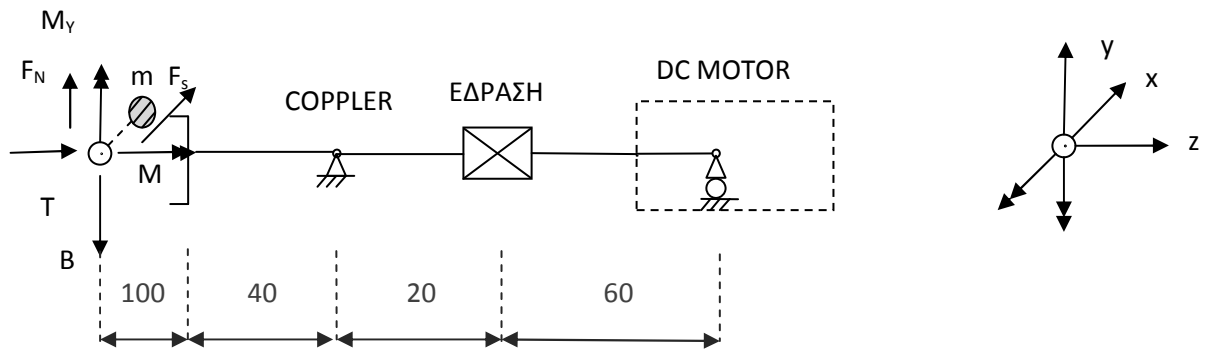
$$P_x = F_\phi \cos \psi \text{ και}$$

$$P_y = F_\phi \sin \psi - B ,$$

Όπου  $F_\phi$  είναι η φυγόκεντρος δύναμη λόγω αζυγοσταθμίας των μαζών που θεωρητικά πρέπει να είναι μηδέν αλλά πρακτικά ως προς θέματα ασφάλειας την εισάγουμε με κατάλληλο συντελεστή ασφαλείας,  $B$  η δύναμη του βάρους και  $\psi$  η γωνία στροφής κάθε φορά της μάζας ως προς το κέντρο περιστροφής του δρομέα. Αυτές είναι και οι φορτίσεις που ασκούνται πάνω στον δρομέα κατά την κάθετη στο επίπεδο κατεύθυνση και κατά την κατακόρυφη κατεύθυνση στον άξονα, οι οποίες και δημιουργούν φορτίσεις στο έδρανο κατά την ακτινική κατεύθυνση που όπως φαίνεται και λόγω της δύναμης του βάρους  $B$  δεν είναι στατικές αλλά ούτε και εναλλασσόμενες κατά την βιβλιογραφία, αλλά δυναμικής φύσεως. Ο υπολογισμός για το έδρανο που χρησιμοποιήσαμε έγινε πριν την τελική παραγγελία και ήταν προκαταρκτικής φύσεως αλλά περιέχει τα βασικά χαρακτηριστικά για την τελική εκλογή.

Υποθέσαμε ότι το έδρανο μοντελοποιείται ως μια απλή άρθρωση και όλος ο κινητήρας ως μια κύληση ενώ το εμπρόσθιο μέρος όπου είναι και ο δρομέας είναι ένας πρόβολος με τις γνωστές φορτίσεις. Κάναμε θεωρητικούς υπολογισμούς από το υπάρχον πρόγραμμα για τον συγκεκριμένο δρομέα για να υπολογίσουμε σε διάφορες γωνίες  $\gamma_{aw}$  και σε γωνία pitch  $-2^\circ$  περίπου την δυσμενέστερη φόρτιση φορτίου και ροπής πλαγιολίσθησης και επίσης θεωρήσαμε μια δυσμενή περίπτωση όπου έχουμε αζυγοστάθμητο δρομέα λόγω φυγόκεντρων δυνάμεων στα πτερύγια με ακτίνα εκκεντρότητας κέντρου μάζας στα 0.02 mm για το κάθε πτερύγιο και στα 0.01 mm για την πλήρη. Όπως φαίνεται και

παρακάτω η δύναμη πλαγιολίσθησης  $F_S$  θεωρείται λόγω του ότι είναι μικρή αμελητέα, το ίδιο και η δύναμη αντίδρασης  $F_N$ . Οι υπολογισμοί φαίνονται παρακάτω.



(x3)  $\left. \begin{matrix} \text{Hub} = 4 \text{ kg} \\ \text{blade} = 2 \text{ kg} \end{matrix} \right\} \Rightarrow \Sigma m = 10 \text{ kg} \Rightarrow B = 98.1 \text{ Nt}$

$T = 200 \text{ Nt}$  (10 m/s) yaw =  $0^\circ \Rightarrow T = 270 \text{ Nt}$   
(SF = 1.35)

$M = 23 \text{ Nm}$  (όριο κινητήρα)

$F_S \approx 0$

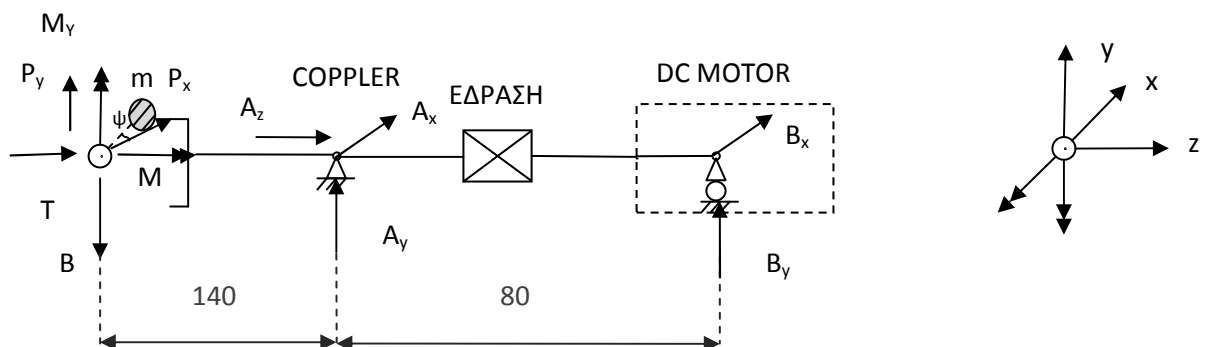
$F_N \approx 0$

$M_y = -20 \text{ Nm} \times \text{SF} (=1.35) = -27 \text{ Nm}$  (δυσμενέστερη περίπτωση από τα υπολογιστικά δεδομένα)

$M_t = -10 \text{ Nm} \times \text{SF} (=1.35) = -13.5 \text{ Nm}$

$F_{\phi,1} = m_B \Omega^2 r_{\epsilon 1} = 474 \text{ Nt}$  ( $r_{\epsilon 1} = 0.02 \text{ m}$ ) } 600 RPM  
 $F_{\phi,2} = m_{\text{HUB}} \Omega^2 r_{\epsilon 2} = 158 \text{ Nt}$  ( $r_{\epsilon 2} = 0.01 \text{ m}$ ) }  $\Rightarrow F_\phi = 632 \text{ Nt}$

**ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΑΝΤΙΔΡΑΣΕΩΝ ΣΤΗΡΙΞΗΣ ΣΤΟ ΕΔΡΑΝΟ**



$P_x = F_\phi \cos \psi$

$M_x = M_{\text{tilt}}$   
 $M_y = M_{\text{yaw}}$

$$P_y = F_\phi \sin \psi - B$$

$$A_z = T$$

$$A_y + B_y = -P_y$$

$$A_x + B_x = -P_x$$

$$M_y - P_x L_1 + B_x L_1 = 0$$

$$M_x + P_y L_1 - B_y L_2 = 0$$

$$B_x = -\frac{M_y}{L_2} + P_x \left( \frac{L_1}{L_2} \right)$$

$$B_y = \frac{M_x}{L_2} + P_y \left( \frac{L_1}{L_2} \right)$$

$$A_x = \frac{M_y}{L_2} - P_x \left( 1 + \frac{L_1}{L_2} \right)$$

$$A_y = -\frac{M_x}{L_2} - P_y \left( 1 + \frac{L_1}{L_2} \right)$$

Όπου  $L_1 = 0.14 \text{ m}$

$L_2 = 0.08 \text{ m}$

Έχοντας βρει τις αντιδράσεις στήριξης στην έδραση που μας ενδιαφέρει πάμε να υπολογίσουμε την συνισταμένη αξονική και ακτινική φόρτιση αντιστοίχως για τον υπολογισμό αντοχής του εδράνου που έχουμε εκλέξει (YAR 206-2F). Από την ιστοσελίδα της SKF αλλά και από τα βιβλία Στοιχείων μηχανών βλέπουμε ότι οι συνισταμένη φόρτιση κατά την αξονική κατεύθυνση στην περίπτωση μας που έχουμε μόνο την ώση θα είναι  $F_a = T = 270 \text{ Nt}$  και η συνισταμένη φόρτιση στην ακτινική κατεύθυνση υπολογίζεται  $F_r = \sqrt{A_x^2 + A_y^2}$ . Επειδή οι φορτίσεις  $A_x$  και  $A_y$  εξαρτώνται από τον χρόνο βάζουμε βήμα κάθε μία μοίρα για την γωνία  $\psi$  και υπολογίζουμε κάθε φορά την εκάστοτε ακτινική δύναμη. Η συνισταμένη φόρτιση επί της έδρασης υπολογίζεται από τον τύπο:

$$P_i = X_i \cdot F_{r,i} + Y_i \cdot F_{a,i}$$

Όπου οι συντελεστές  $X$  και  $Y$  βρίσκονται βάσει των καταλόγων των εδράσεων κατάλληλα.

Για τον υπολογισμό της ζωής του εδράνου που διαλέξαμε υπολογίζουμε αρχικά για κάθε μία φόρτιση (την κάθε χρονική στιγμή λειτουργίας) το μέρος ζωής  $U_i = N_i/N$  που είναι το κλάσμα των στροφών λειτουργίας για την συγκεκριμένη φόρτιση προς τις συνολικές στροφές που θα λειτουργήσει το έδρανο – στην συγκεκριμένη περίπτωση το κλάσμα στροφών είναι το ίδιο για κάθε μία χρονική στιγμή γιατί έχουμε συνεχή δυναμική φόρτιση και όχι τμηματική φόρτιση κατά περιόδους και είναι ίσο με  $1/360$  – και την ονομαστική διάρκεια ζωής της κάθε μίας φόρτισης  $L_{10mi}$ . Και έπειτα, υπολογίζουμε την συνολική

$$L_{10m} = \frac{1}{\frac{U_1}{L_{10m1}} + \frac{U_2}{L_{10m2}} + \frac{U_3}{L_{10m3}} + \dots}$$

ονομαστική διάρκεια ζωής του εδράνου ως

και τέλος για τον

υπολογισμό της πραγματικής διάρκειας ζωής χρησιμοποιούμε την εξίσωση  $L_{nmh} = a_1 a_{SKF} 10^6 / (60n) L_{10}$ , όπου οι συντελεστές  $a_1$  και  $a_{SKF}$  βρίσκονται από χαρακτηριστικούς πίνακες της SKF που βρίσκονται και στην ιστοσελίδα της εταιρίας. Εμείς βρήκαμε μετά πράξεων ότι η διάρκεια ζωής του εδράνου μας είναι  $L_{nmh} = 775$  χιλιάδες ώρες λειτουργίας, δηλαδή παραπάνω του επαρκούς, η δε εκλογή του έγινε με βάση το απλούστερο ρουλεμάν που υπάρχει στον κατάλογο και που μας καλύπτει τις ανάγκες μας ως προς την διάμετρο του άξονα.

3. Για κοχλία M14 που επιλέξαμε έχουμε από τυποποίηση κατά DIN P = 2,  $d_2 = 12.701$  mm,  $A_s = 115$  mm<sup>2</sup>, άρα  $d_s = 12.1005$  mm. Για την λειτουργία που τον χρησιμοποιούμε, ως κοχλίας σύσφιξης θέλουμε η ροπή με την οποία θα συσφίξουμε τον κοχλία να υπερνικά την ροπή που δίνει ο προσανατολισμός του δρομέα σε πλαγιολίσθηση  $M_{YAW}$  καθώς και την ροπή που δημιουργούν τα πλάγια αεροδυναμικά φορτία (sideforce). Από το προηγούμενο παράρτημα βλέπουμε ότι οι πλάγιες δυνάμεις (sideforce) είναι αμελητέες αλλά η ροπή πλαγιολίσθησης  $M_{YAW}$  στην δυσμενέστερη περίπτωση υπολογίζεται 27 Nm. Για τριγωνικό σπείρωμα όπως και το δικό μας έχουμε  $\beta = 60^\circ$  και υπολογίζουμε

$$\tan a = \frac{P}{\pi \cdot d_2} \Rightarrow a = a \tan\left(\frac{P}{\pi \cdot d_2}\right) \Rightarrow a = 2.8695^\circ, \text{ για κοχλία φωσφορούχου ψευδαργύρου με}$$

περικόχλιο έχουμε συντελεστή τριβής  $\mu = 0.14$ , άρα  $\mu = \tan \rho \Rightarrow \rho = a \tan \mu \Rightarrow \rho = 7.9696$ , άρα το  $\rho'$

$$\text{υπολογίζεται } \tan \rho' = \frac{\tan \rho}{\cos\left(\frac{\beta}{2}\right)} \Rightarrow \rho' = a \tan\left(\frac{\tan \rho}{\cos\left(\frac{\beta}{2}\right)}\right) \Rightarrow \rho' = 9.18287 \text{ (κρατάμε πολλά σημαντικά}$$

ψηφία στις τιμές των γωνιών γιατί τα θέλουμε για τον υπολογισμό των τριγωνομετρικών αριθμών τους που είναι πολύ ευαίσθητοι στην μεταβολή της τιμής τους). Άρα μπορούμε να υπολογίσουμε το φορτίο σύσφιξης του κοχλία από το οποίο υπολογίζουμε την τάση σύσφιξης του από την οποία κρίνεται και η

αντοχή του σε εφελκυσμό. Αυτή είναι  $F_V = \frac{M_t}{d_2 \cdot \tan(a + \rho')} \Rightarrow F_V = 9956.425$  N, άρα η τάση

$$\text{προέντασης του κοχλία υπολογίζεται } \sigma_V = \sqrt{\left(\frac{F_V}{A_s}\right)^2 + 3 \cdot \left(\frac{F_V \cdot d_2 \cdot \tan(a + \rho')}{2 \cdot \pi \cdot \frac{d_s^3}{16}}\right)^2} \Rightarrow \sigma_V = 109.6 \frac{N}{mm^2}.$$

Για στατική καταπόνηση σε εφελκυσμό του κοχλία όπως αυτή που έχουμε εμείς για κανονικά σπειρώματα πρέπει  $\sigma_V \leq \sigma_{V\epsilon\pi}$ , όπου το  $\sigma_{V\epsilon\pi} = 0.9 \sigma_{0.2}$ , το δε  $\sigma_{0.2}$  βρίσκεται από πίνακες για την δυσμενέστερη περίπτωση όπου έχουμε κατηγορία αντοχής του κοχλία 4A 200 N/mm<sup>2</sup>, οπότε υπολογίζουμε  $\sigma_{V\epsilon\pi} = 180$  N/mm<sup>2</sup> το οποίο και είναι μεγαλύτερο από την τάση προέντασης του κοχλία

που υπολογίσαμε. Με συντελεστή ασφαλείας  $S_D = 1.5$  έχουμε  $C = \frac{\sigma_{V\epsilon\pi}}{\sigma_V \cdot S_D} \cong 1.1$  πράγμα που μας

καλύπτει. Θεωρούμε δε ότι ο κοχλίας αντέχει έναντι απόσχισης και παραμόρφωσης σπειρώματος χωρίς να χρειάζεται μελέτη αντοχής.





## ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] R. A. Duckworth, Mechanics of fluids, Εκδόσεις Longman 1977
- [2] Risø, Christian Bak, Peter Fuglsang, Jeppe Johansen, Ioannis Antoniou, Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a modified NACA 63-415 Airfoil, Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, Δεκέμβριος 2000
- [3] Pierre Rebuffet, ΑÉΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΕΠΕΡΕΙΜΕΝΤΑΛΕ, LIBRAIRIE POLYTECHNIQUE CH. ΒÉΡΑΝΓΕΡ 1958
- [4] Γ. Μπεργελές, Δ. Παπαντώνης, Σ. Τσαγγάρης, ΤΕΧΝΙΚΕΣ ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΜΕΓΕΘΩΝ, Εκδόσεις Συμεών ΑΘΗΝΑ 1998
- [5] Σ. Παπαευθυμίου Προσομοίωση και έλεγχος ανεμογεννήτριας μεταβλητών στροφών με σύγχρονη γεννήτρια, ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ επ. λέκτορος ΕΜΠ Σταύρου Παπαθανασίου, Αθήνα Σεπτέμβριος 2005
- [6] Α. Παπακωνσταντίνου ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΚΑΙ ΑΡΙΘΜΗΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ ΤΟΥ ΠΕΔΙΟΥ ΡΟΗΣ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΑ ΟΡΙΖΟΝΤΙΟΥ ΑΞΟΝΑ, εργασία υποβληθείσα για την απόκτηση Διδακτορικού Διπλώματος ΑΘΗΝΑ 1990
- [7] Β. Αλαφούζος ΑΞΙΟΛΟΓΗΣΗ ΜΙΑΣ ΝΕΑΣ ΣΕΙΡΑΣ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ ΧΑΜΗΛΗΣ ΑΝΤΙΣΤΑΣΗΣ, ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ επ. αν. καθηγητού ΕΜΠ Σπυρίδωνος Βουτσινά, ΑΘΗΝΑ ΜΑΡΤΙΟΣ 1997
- [8] Ι. Περιβολάρης ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΚΑΙ ΘΕΩΡΗΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΗΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑΣ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ ΔΡΟΜΕΑ ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΔΕΣΜΩΝ ΑΕΡΑ, εργασία υποβληθείσα για την απόκτηση Διδακτορικού Διπλώματος
- [9] Jewel B. Barlow, William H. Rae jr, Alan Pope, LOW-SPEED WIND TUNNEL TESTING, THIRD EDITION, U.S.A. 1999
- [10] Θ. Ν. Κωστόπουλος ΟΔΩΝΤΩΣΕΙΣ ΚΑΙ ΜΕΙΩΤΗΡΕΣ ΣΤΡΟΦΩΝ, Εκδόσεις Συμεών, Αθήνα 1991
- [11] G. Niemann ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΜΗΧΑΝΩΝ ΤΟΜΟΣ ΔΕΥΤΕΡΟΣ, Εκδόσεις Φούντας
- [12] Γ. Μπεργελές ΑΝΕΜΟΚΙΝΗΤΗΡΕΣ, Εκδόσεις Συμεών
- [13] Ε. Παπαδόπουλος ΗΛΕΚΤΡΟΜΗΧΑΝΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΜΕΤΑΤΡΟΠΗΣ ΕΝΕΡΓΕΙΑΣ, Εκδόσεις ΕΜΠ, Αθήνα 2000- 2001
- [14] Σ. Μανιάς, Π. Β. Μαλατέστας ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΟΔΗΓΗΣΗΣ ΗΛΕΚΤΡΙΚΩΝ ΚΙΝΗΤΗΡΩΝ, Εκδόσεις Συμεών, Αθήνα 1997
- [15] Γ. Μπεργελές Η ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΤΟΥ ΥΠΟΗΧΗΤΙΚΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ, Εκδόσεις Παπασωτηρίου, Αθήνα 1995