

Κεφάλαιο 1

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 Τι είναι τα UAV

Η έννοια του UAV(unmanned aerial vehicle , μη επανδρωμένο αεροσκάφος) , ή αλλιώς remotely piloted vehicle (RPV) , ή Unmanned Aircraft System (UAS) αναφέρεται σε ένα ιπτάμενο όχημα μη επανδρωμένο το οποίο είναι ικανό να εκτελέσει μια σειρά αποστολών.

Για να διακριθούν τα UAVs από τους πυραύλους , τα UAVs καθορίζονται ως επαναχρησιμοποιήσιμα , μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα , ικανά ελεγχόμενης και συνεχούς πτήσης σε κάποιο ύψος , ωθούμενα από κάποιο είδος μηχανής.

Οι πύραυλοι (cruise missiles) δεν θεωρούνται UAV, επειδή , το ίδιο το όχημα είναι ένα όπλο που καταστρέφεται , (δηλ. που δεν επαναχρησιμοποιείται) , αν και είναι τηλεκατευθυνόμενοι (καθοδηγημένοι από απόσταση) και μη επανδρωμένοι .

Τα UAVs πρωτοχρησιμοποιήθηκαν ως στόχοι (target drones δηλ. οδηγούμενα μέσω ασυρμάτου αεροσκάφη) κυρίως για την εκπαίδευση των χειρίστων των αντιαεροπορικών συστημάτων , αλλά πλέον ο αυτόνομος έλεγχος χρησιμοποιείται όλο και περισσότερο στα UAVs . Έτσι τα UAVs χωρίζονται αρχικά σε δύο κατηγορίες , κάποια ελέγχονται από μια μακρινή θέση(control station ,ή ground station), ενώ κάποια άλλα πετούν αυτόνομα , χρησιμοποιώντας σύνθετα δυναμικά συστήματα αυτοματοποίησης , βασισμένα σε προγραμματισμένα (εκ των πρότερων) σχέδια πτήσης.

Η ονομασία UAV (unmanned aerial vehicle) έχει μετατραπεί σε UAS (unmanned aerial vehicle system) ή συντομότερα στο UAS (unmanned aerial system) αφού η έννοια δεν αναφέρεται μόνο σε αεροσκάφη αλλά σε ολόκληρα συστήματα που περιλαμβάνουν σταθμούς εδάφους και άλλα στοιχεία.

1.2 Η εξέλιξη των UAV

1.2.1 Ιστορικά στοιχεία

Η πρώτη, καταγραμμένη, χρήση τηλεκατευθυνόμενου μη επανδρωμένου ιπτάμενου οχήματος πραγματοποιήθηκε στις 22 Αυγούστου 1849, όταν επιτέθηκαν οι Αυστριακοί στην ιταλική πόλη της Βενετίας με τηλεκατευθυνόμενα μπαλόνια στα οποία είχαν φορτώσει εκρηκτικές ύλες. Αν και μερικά από τα μπαλόνια λειτούργησαν σωστά, άλλαξε ο αέρας, με αποτέλεσμα τα μπαλόνια να επιστρέψουν πίσω από τις αυστριακές γραμμές. Οι Αυστριακοί ανέπτυσαν αυτό το σύστημα για μήνες. Η εφημερίδα 'The Presse', της Βιέννης, αναφέρει τα εξής: «Η Βενετία πρόκειται να βομβαρδιστεί με μπαλόνια, δεδομένου ότι αποτρέπεται η προσέγγιση του πυροβολικού. Πέντε μπαλόνια, με είκοσι τρία πόδια διάμετρο, κατασκευάζονται στο Treviso. Με ευνοϊκό αέρα τα μπαλόνια θα κατευθυνθούν όσο το δυνατόν πλησιέστερα στη Βενετία, και όταν βρεθούν σε κατακόρυφη θέση, πάνω από την πόλη, θα πυροδοτηθούν με τη χρήση ενός μακριού μονωμένου καλωδίου χαλκού ενωμένου με μια μεγάλη γαλβανική μπαταρία που θα έχει τοποθετηθεί στην ακτή. Οι βόμβες θα πέσουν κατακόρυφα, και θα εκραγουν κατά την προσκρούση με το έδαφος.»

Αν και τα μπαλόνια δεν περιλαμβάνονται στον σημερινό ορισμό των UAV, η ιδέα της χρήσης ενός τηλεκατευθυνόμενου μη επανδρωμένου ιπτάμενου οχήματος δημιουργήθηκε



Σχήμα 1.1

Εικόνα από : http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_home.html

1.2.2 Κατά τη διάρκεια του Πρώτου Παγκοσμίου Πολέμου

Τα πρώτα μη-επανδρωμένα αεροσκάφη , προορίζονταν να χρησιμοποιηθούν ως εναέριας τουρπίλες ή , όπως ονομάζονται σήμερα ως cruise missiles . Κατασκευάστηκαν κατά τη διάρκεια και αμέσως μετά το τέλος του Πρώτου Παγκοσμίου Πολέμου . Το πρώτο μη επανδρωμένο αεροσκάφος ήταν το "Aerial Target" το οποίο θα χρησιμοποιούσε τεχνικό ράδιο-ελέγχου , ξεκίνησε να κατασκευάζεται το 1916 αλλά δεν ολοκληρώθηκε . Ο σκοπός της δημιουργίας του ήταν να χρησιμοποιηθεί ενάντια σε Zeppelins .



Σχήμα 1.2 Το Aerial Target

Εικόνα από : http://www.daviddarling.info/encyclopedia/A/Aerial_Target.html

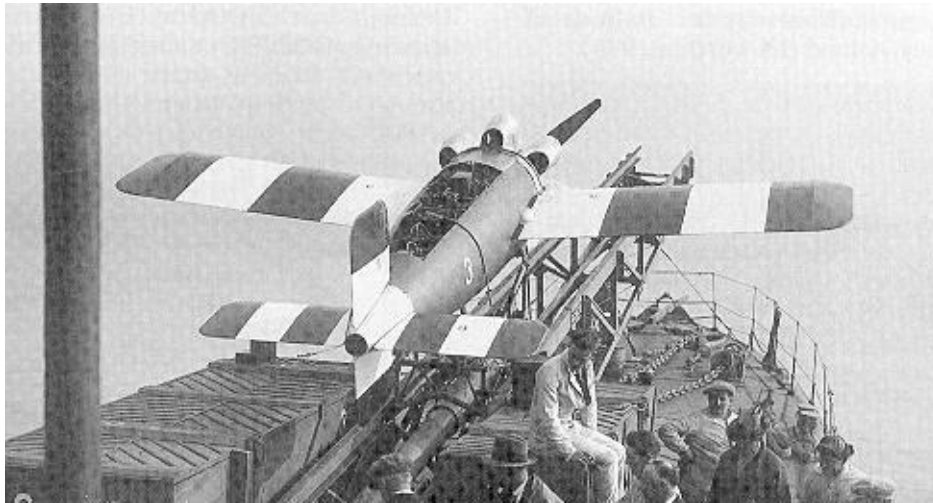
Λίγο αργότερα , στις 12 Σεπτεμβρίου 1916 , το Hewitt-Sperry Automatic Airplane , ή αλλιώς Flying Bomb πραγματοποίησε την πρώτη πτήση του , ολοκληρώνοντας το concept ενός τηλεκατευθυνόμενου επανδρωμένου αεροσκάφους . Ο έλεγχος του επιτεύχθηκε χρησιμοποιώντας γυροσκόπια που αναπτύχθηκαν από το Elmer Sperry . Αργότερα , το Νοέμβριο του 1917 , το Hewitt-Sperry Automatic Airplane πέταξε μπροστά σε αντιπροσώπους του αμερικάνικου στρατού . Αυτό είχε ως αποτέλεσμα να ξεκινήσει ο στρατός ένα πρόγραμμα ώστε να κατασκευαστεί μια «εναέρια τουρπίλη» . Αποτέλεσμα ήταν η δημιουργία του Kettering Bug , που πέταξε για πρώτη φορά το 1918 . Αν και η επαναστατική τεχνολογία του Kettering Bug ήταν επιτυχής, δεν κατασκευάστηκε έγκαιρα ώστε να προλάβει να χρησιμοποιηθεί στον πόλεμο .

1.2.3 Κατά την περίοδο του μεσοπολέμου

Μετά το τέλος του Πρώτου Παγκόσμιου Πόλεμου , τρία αμερικανικά μαχητικά τύπου Standard E-1s μετατράπηκαν σε αεροσκάφη στόχους (drones) .

Το βρετανικό βασιλικό ναυτικό κατασκεύασε (μεταξύ 1927 και 1929) το LARYNX , το οποίο ήταν ένα πρόωρο cruise missile υπό τη μορφή ενός μικρού αεροσκάφους (μονοπλάνου) το οποίο μπορούσε να εκτοξευτεί από ένα θωρηκτό και να πετάξει με αυτόματο πιλότο . Σκοπός ήταν να χρησιμοποιηθεί ως κατευθυνόμενο όπλο εναντίον zeppelin και πλοίων . Μπορούσε να αναπτύξει την

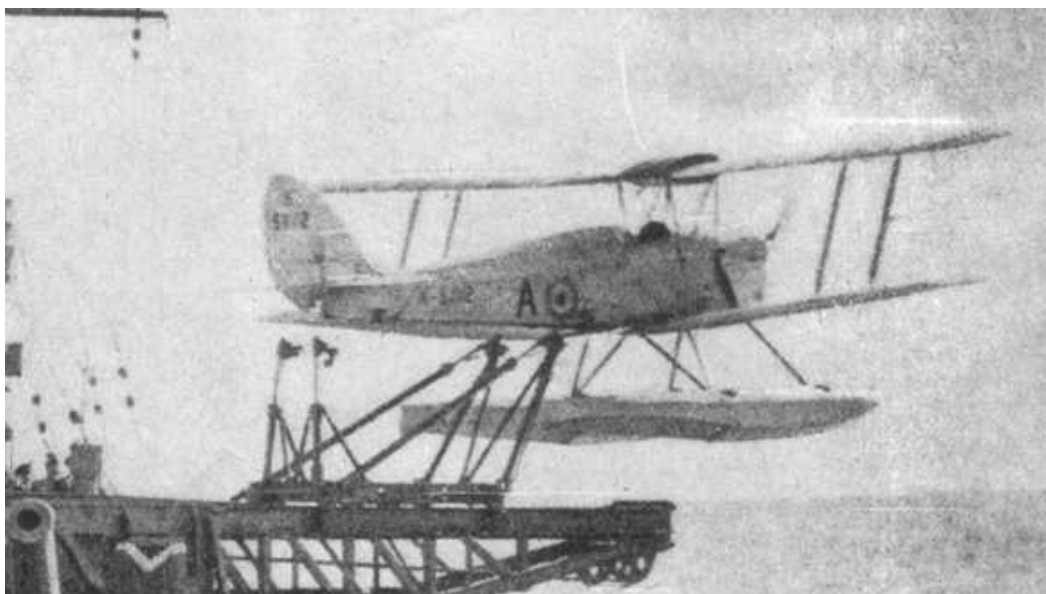
ταχύτητα των 200mph (320 km/h) η οποία είναι μεγαλύτερη από εκείνη των μαχητικών της εποχής του .



Σχήμα 1.3 Το drone LARYNX κατά την εκτόξευσή του

Εικόνα από : <http://en.wikipedia.org/wiki/File:Larynx.png>

Οι πρώτες επιτυχίες των μη-επανδρωμένων αεροσκαφών οδήγησαν στην περαιτέρω ανάπτυξη των ράδιο-ελεγχόμενων (RC) αεροσκαφών στόχων (drone) , τόσο στη Μεγάλη Βρετανία , όσο και στις ΗΠΑ , κατά τη δεκαετία του '30 . Το 1931 , οι Βρετανοί κατασκεύασαν τρία ράδιο-ελεγχόμενα drone με το όνομα « Fairey Queen» , τροποποιώντας το επιτυχημένο αναγνωριστικό Fairey III F . Το 1935 συνέχισαν το πρόγραμμα με την παραγωγή σε μεγαλύτερους αριθμούς ενός άλλου RC drone , του «DH.82B Queen Bee» , τροποποιώντας το biplane 'de Havilland Tiger Moth' (το οποίο ήταν εκπαιδευτικό) . Λέγεται ότι ο όρος drone που χρησιμοποιείται σήμερα , για τα μη-επανδρωμένα ράδιο-ελεγχόμενα αεροσκάφη , προήρθε από το όνομα Queen Bee.



Σχήμα 1.4

Εικόνα από : http://www.historyofwar.org/Pictures/pictures_DH82B_queen_bee.html

1.2.4 Κατά την διάρκεια του Δεύτερου Παγκόσμιου Πολέμου

Το πρώτο μη-επανδρωμένο αεροσκάφος (drone) μεγάλης παραγωγής ,σχεδιασμένο και κατασκευασμένο για αυτό το σκοπό (δηλαδή που δεν είχε προκύψει ως μετατροπή από κάποιο άλλο αεροσκάφος) κατασκευάστηκε από τον Reginald Denny (ο οποίος είχε υπηρετήσει στο British Royal Flying Corps , κατά τη διάρκεια του Πρώτου Παγκόσμιου Πολέμου , μετά εγκαταστάθηκε στις ΗΠΑ όπου ασχολήθηκε με την ηθοποιία , ενώ παράλληλα είχε μαγαζί με μοντέλα αεροσκαφών , το οποίο οδήγησε στην εταιρία RADIOPLANE COMPANY) . Ο Reginald Denny πίστευε ότι τα χαμηλού κόστους ράδιο-ελεγχόμενα (RC) αεροσκάφη θα ήταν πολύ χρήσιμα για την εκπαίδευση των χειριστών αντιαεροπορικών συστημάτων . Έτσι το 1935 έκανε επίδειξη στον αμερικάνικο στρατό με ένα πρωτότυπο , μη-επανδρωμένο αεροσκάφος στόχο (drone target) , το RP-1 . Από αυτό , μετά από τροποποιήσεις προέκυψαν τα RP-2 , RP-3 , και τελικά το RP-4 , για το οποίο και υπέγραψε συμβόλαιο για την προμήθεια του αμερικανικού στρατού . Το RP-4 μετονομάστηκε σε Radioplane OQ-2 . Κατασκευάστηκαν σχεδόν δεκαπέντε χιλιάδες κατά τη διάρκεια του Δεύτερου Παγκόσμιου Πολέμου.



Σχήμα 1.5 Το OQ-14

Εικόνα από : http://en.wikipedia.org/wiki/Radioplane_OQ-2

1.2.5 Οι ιπτάμενες τορπίλες

Το αμερικανικό ναυτικό ξεκίνησε να πειραματίζεται με τα ράδιο-ελεγχόμενα αεροσκάφη κατά τη διάρκεια της δεκαετίας του '30, με αποτέλεσμα τη δημιουργία του drone Curtiss «N2C-2» το 1937. Τα N2C-2 ήταν τηλεχειριζόμενα με το σταθμό ελέγχου να βρίσκεται μέσα σε άλλο αεροσκάφος, το TG-2. Τα drones N2C-2 μπήκαν σε υπηρεσία το 1938.

Η πολεμική αεροπορία του αμερικάνικου στρατού (USAAF) άρχισε να χρησιμοποιεί το N2C-2 το 1939. Επίσης κάποια πεπαλαιωμένα αεροσκάφη μετατρέπονταν και αυτά σε drones. Η USAAF απέκτησε εκατοντάδες Culver PQ-8 (drones), τα οποία ήταν η ράδιο-ελεγχόμενη έκδοση των μικρών ελαφριών πολιτικών αεροσκαφών δύο-θέσεων Culver Cadet, και χιλιάδες από το βελτιωμένο μοντέλο Culver PQ-14. Οι ΗΠΑ χρησιμοποίησαν τα ραδιο-ελεγχόμενα (RC) αεροσκάφη και σε μάχη, συμπεριλαμβανομένων των τροποποιημένων B-17 και B-24 (βομβαρδιστικά αεροπλάνα), ως πολύ μεγάλες εναέριες τορπίλες, χωρίς όμως μεγάλη επιτυχία.



Σχήμα 1.6 Το Aphrodite (B-24) drone at takeoff

Εικόνα από : http://en.wikipedia.org/wiki/Operation_Aphrodite

Το ναυτικό εργοστάσιο αεροσκαφών (Naval Aircraft Factory) των ΗΠΑ εγκατέστησε μια τηλεοπτική κάμερα RCA στο drone Project Fox και μια οθόνη στο TG-2 αεροσκάφος ελέγχου του, το 1941. Τον Απρίλιο του 1942 το επιθετικό ράδιο-

ελεγχόμενο αεροσκάφος (assault drone) πραγματοποίησε επιτυχώς μια επίθεση με τορπίλη κατά ενός κανονιοφόρου που βρισκόταν σε απόσταση 20 μιλίων από το TG-2 αεροσκάφος ελέγχου. Ένα άλλο επιθετικό ράδιο-ελεγχόμενο αεροσκάφος συγκρούστηκε επιτυχώς σε έναν κινούμενο στόχο που κινούνταν με ταχύτητα οκτώ κόμβων. Τότε προτάθηκε η δημιουργία προγράμματος κατασκευής επιθετικών ράδιο-ελεγχόμενων αεροσκαφών με τηλεοπτική υποβοήθηση που θα περιελάμβανε 162 αεροσκάφη ελέγχου και 1000 επιθετικών ράδιο-ελεγχόμενων αεροσκαφών. Προέκυψαν όμως διαφωνίες μέσα στο ναυτικό, σχετικά με την ικανότητα λειτουργίας του προτεινόμενου συστήματος σε κανονική μάχη. Τα επιθετικά ράδιο-ελεγχόμενα αεροσκάφη (assault drones) παρέμειναν ένα μη πραγματοποιήσιμο project. Η χρησιμοποίησή τους περιορίστηκε σε μια επίθεση 4 assault drones σε ιαπωνικό εμπορικό σκάφος, στα νησιά Russell, καθώς και από άλλη μια που ακολούθησε, με χρήση 46 επιθετικών ραδιοελεγχόμενων αεροσκαφών, στα νησιά Σολομώντα. Σημειώθηκαν δύο επιτυχημένα χτυπήματα και δύο παραλίγο επιτυχίες στο κατά του ακίνητου εμπορικού σκάφους, ενώ κατά την δεύτερη περίπτωση αν και αρκετά από τα επιθετικά ράδιο-ελεγχόμενα αεροσκάφη απέτυχαν να φθάσουν στους στόχους τους, τα περισσότερα ήταν αποτελεσματικά.

1.2.6 Μηχανές που χρησιμοποιήθηκαν.

Αν και οι μικρές εμβολομηχανές ήταν οι συνηθισμένες για τα drones εκείνη την εποχή, υπήρξε έρευνα για προώθηση με μηχανές pulsejet, αν και δεν δημιουργήθηκαν drones με pulsejet σύστημα προώθησης σε μεγάλους αριθμούς. Ο McDonnell κατασκεύασε drone που χρησιμοποιούσαν μηχανή pulsejet για την προώθηση τους, το T2D2-1 Katydid, αργότερα το KDD-1 και έπειτα το KDH-1. Ήταν μια αεριωθούμενη διαμορφωμένη σαν πούρο κατασκευή, με ένα ίσιο, τοποθετημένο στο μέσο φτερό, και μια v-tail ουρά πάνω από την pulsejet μηχανή. Το 'Katydid' δημιουργήθηκε στα μέσα του πόλεμου και ένας μικρός αριθμός τέθηκε σε υπηρεσία στο αμερικανικό ναυτικό. Μετά από τον πόλεμο, το αμερικανικό ναυτικό έλαβε κάποια, σε μικρούς αριθμούς, drones με προώθηση pulsejet, το KD2C series Skeet, που κατασκευάστηκε από τον Curtiss. Ήταν άλλο ένα αεροσκάφος διαμορφωμένο σαν πούρο, με την μηχανή (pulsejet) τοποθετημένη στην άτρακτο, αξονικά, την εισαγωγή αέρα στη μύτη, τα φτερά τοποθετημένα χαμηλά, με τις δεξαμενές καυσίμων στα άκρα τους (tip tanks) και με ουρά τριών πτερυγίων.

Μετά τον δεύτερο παγκόσμιο πόλεμο η εταιρία Radioplane Company συνέχισε την επιτυχία του OQ-2 target drone, με μια άλλη πολύ επιτυχημένη σειρά από target drones (με εμβολοφόρες μηχανές) που θα γίνονταν γνωστά αργότερα ως βασικοί εκπαιδευτικοί στόχοι (Basic Training Target (BTT)) στα οποία περιλαμβάνονται τα OQ-19/KD2R Quail, τα MQM-33/MQM-36 Shelduck και το MQM-57 Falconer.



Σχήμα 1.6 Το AQM-57A Falconer της εταιρίας Nothrop

Ο αμερικανικός στρατός απέκτησε έναν αριθμό από drones παρόμοια με αυτά της εταιρίας Radioplane Company . Η εταιρία Globe κατασκεύασε μια σειρά στόχων , ξεκινώντας από το (εμβολοφόρο) KDG Snipe του 1946 , το οποίο οδήγησε μέσω του KD2G και του KD5G (pulsejet) καθώς και των KD3G και KD4G (εμβολοφόρα) , στο KD6G (εμβολοφόρο) target drone . Το KD6G είναι το μοναδικό μοντέλο της εταιρίας Globe που κατασκευάστηκε σε μεγάλους αριθμούς . Ήταν παρόμοιο σε μέγεθος και διαμόρφωση με τη σειρά BTT αλλά είχε twin-fin ουρά . Επανασχεδιάστηκε και οδήγησε στη δημιουργία του MQM-40 στις αρχές της δεκαετίας του 1960 , όταν ποια σταμάτησε να χρησιμοποιείται .

1.2.7 Μετά τον Δεύτερο Παγκόσμιο Πόλεμο

Τα χρόνια που ακολούθησαν τον δεύτερο παγκόσμιο πόλεμο ο αμερικανικός στρατός και η υπηρεσία πληροφοριών ήθελαν να κατασκοπεύσουν την σοβιετική ένωση , καθώς και άλλες ανταγωνίστηκες χώρες . Έτσι το 1954 σχεδιάστηκε και κατασκευάστηκε από τον Clarence Johnson το αναγνωριστικό αεροσκάφος U-2 , το οποίο μπορούσε να πετάξει σε ύψος 70.000feet (ψηλότερα από εκεί που έφταναν τα

σοβιετικά αντιαεροπορικά). Τα U-2 ξεκίνησαν τις πτήσεις συλλέγοντας πληροφορίες . Το 1959 οι σοβιετικοί κατασκεύασαν το αντιαεροπορικό σύστημα SA-2 το οποίο ουσιαστικά ήταν πύραυλοι εδάφους –αέρος καθοδηγούμενοι από ραντάρ , με αποτέλεσμα οι πτήσεις με τα U-2 να γίνουν πολύ ριψοκίνδυνες . Τον Σεπτέμβρη του 1959 ένας κατασκευαστής πρότεινε την χρήση των drones Q-2C Firebee ως αναγνωριστικά αεροσκάφη . Δυο εβδομάδες αργότερα οι σοβιετικοί κατέρριψαν ένα U-2 , ενώ αιχμαλώτισαν και δίκασαν τον πιλότο του . Αυτό οδήγησε στη δημιουργία του προγράμματος Red Wagon για την κατασκευή αναγνωριστικού-κατασκοπευτικού drone .

Παράλληλα την ίδια εποχή , όμως κατασκευαζόταν το ‘Blakbird’ (project υπό τον έλεγχο της CIA) , ένα αεροσκάφος , με πιλότο , το οποίο θα πέταγε σε πολύ μεγάλο ύψος και με πολύ μεγάλη ταχύτητα , ενώ επίσης αναπτύσσονταν και οι δορυφόροι . Το Red Wagon τελικά ακυρώθηκε , αφού προτιμήθηκαν για χρηματοδότηση τα δυο άλλα προγράμματα.

Παρ όλα αυτά κάποια προγράμματα χαμηλού κόστους που σκοπό είχαν τη δημιουργία drones με μετατροπές άλλων αεροσκαφών , συνεχιστήκαν υπό το γραφείο ‘Big Safari’ με πολύ μεγάλη μυστικότητα . Ένα από αυτά ήταν η κατασκευή του C-130 ‘Rivet Victor’ το οποίο έκανε παρεμβολές σε radar και σε συστήματα τηλεπικοινωνιών.

Το γραφείο Big Safari χρηματοδότησε την εταιρία ‘Ryan Aeronautical’ να μετατρέψει το ‘Ryan Q-2C Firebee’ target drone σε αναγνωριστικό drone , οπότε πρόέκυψε το ‘Model 147A Fire Fly’ (62.000feet). Το ‘Fire Fly’ , που ήταν έτοιμο μέσα σε 91 μέρες , εκτοξευόταν από ένα κατάλληλα τροποποιημένο C-130 . Δοκιμάστηκε , υπό ρεαλιστικές συνθήκες. Κατά τις δοκιμές αυτές μαχητικά αστόχησαν επανειλημμένως , χρησιμοποιώντας πυραύλους αέρος-αέρος . Τελικά το ‘147^A’ δεν χρησιμοποιήθηκε . Στη συνέχεια χρηματοδοτήθηκε η κατασκευή του ‘147B’ ενός αναγνωριστικού drone μεγάλου ύψους (100.000feet) το οποίο αποτελούσε συνέχεια του προηγούμενου προγράμματος , αλλά όμως ήταν πολύ πιο ακριβό . Αργότερα σχεδιάστηκε και κατασκευάστηκε το ‘147D’ του οποίου σκοπός ήταν να συλλέξει στοιχεία για τα αντιαεροπορικά συστήματα SA-2 δηλαδή , να εντοπίσει τις συχνότητες εντοπισμού του ραντάρ καθώς και τα σήματα που χρησιμοποιούνταν για να παρακολουθηθεί ο στόχος και να οπλισθεί η κεφαλή ώστε να εκραγεί (το οποίο προφανώς δε μπορούσε να γίνει από αεροπλάνο με πιλότο αφού θα καταστρεφόταν) . Ούτε αυτό χρησιμοποιήθηκε τελικά γιατί σταμάτησε η χρήση των SA-2 .



Σχήμα 1.7 Το Ryan Model 147 Lightning Bug

Το 1963 το ακόμα top secret FireFly μετονομάστηκε σε LightningBug και αποτελούσε ένα μυστικό όπλο του αμερικανικού στρατού κατά την περίοδο του ψυχρού πολέμου.

Στη συνέχεια λόγω της τότε τεχνολογικής ανωριμότητας καθώς και του μεγάλου κόστους των κατασκοπευτικών δορυφόρων, τη μη δυνατή χρήση κατασκοπευτικών αεροσκαφών με πιλότο, λόγω του μεγάλου πολιτικού κόστους σε πιθανή κατάρριψη και της επιθυμίας της κατασκοπίας της Κίνας, που ήταν μια ανερχόμενη πυρηνική δύναμη, οδήγησε στο να ανανεωθεί το ενδιαφέρον του αμερικανικού στρατού και των μυστικών υπηρεσιών για την εξέλιξη των μη-επανδρωμένων αναγνωριστικών αεροσκαφών.

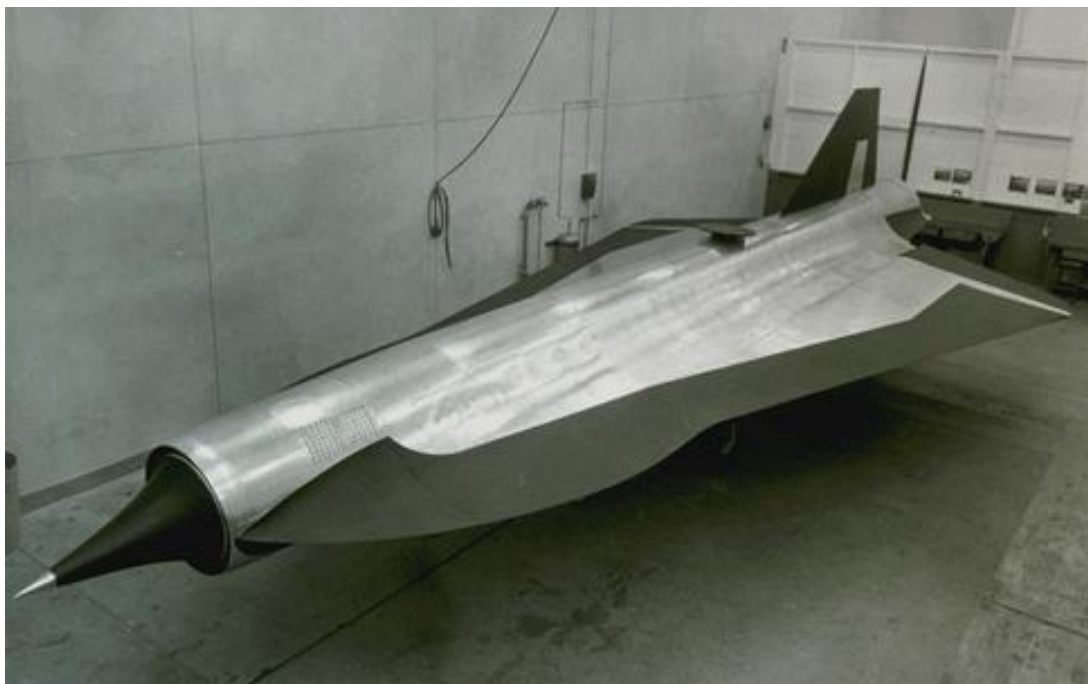
Τον Αυγουστο του 1964 δημιουργήθηκε ένα πρόγραμμα κατασκοπίας της Κίνας με τη χρήση των 'Lightning Bug 147B', το οποίο ονομάστηκε 'Blue Springs', και είχε σκοπό την παρακολούθηση της αεράμυνας καθώς και των προγραμμάτων κατασκευής πυρηνικών όπλων. Αρχικά τα '147B' παρουσίασαν μια σειρά προβλημάτων κατά τη χρήση τους, τα οποία όμως λύθηκαν. Τα '147B' ήταν πολύ δύσκολο να καταρριφτούν από τα συστήματα αεράμυνας. Το πρόγραμμα 'Blue Springs' μεταφέρθηκε στο Βιετνάμ τον Οκτωβρη του 1964, ώστε να παρακολουθείται και το Βιετνάμ. Τον Νοεμβρη του 1964 καταρρίφτηκε το πρώτο 147B από την Κίνα. Δεν δημιουργήθηκε διπλωματικό επεισόδιο, αλλά δημοσιεύτηκε η είδηση στη εφημερίδα New York Times. Αυτό είχε ως αποτέλεσμα να αποκαλυφθεί το μυστικό όπλο, οπότε και ξεκίνησε η εντατική χρησιμοποίησή του χωρίς να υπάρχει πλέον ο φόβος της αποκάλυψής τους.

Τα Lightning Bug όμως, δεν μπορούσαν να φτάσουν κάποιους από τους σημαντικότερους στόχους στην Κίνα. Έτσι ξεκίνησε η κατασκευή του D-21, του πιο τεχνολογικά προηγμένου drone μέχρι τότε. Το D-21 ήταν μικρογραφία του SR-71 Blackbird, ήταν κατασκευή stealth, μπορούσε να πετάξει στα 100.000feet με ταχύτητα 4Mach, και κατευθυνόταν από ένα νέο εξελιγμένο σύστημα. Λόγω προβλημάτων

κατά την εκτόξευση το D-21 βελτιώθηκε και έτσι δημιουργήθηκε το D-21B . Αυτό εκτοξευόταν από το κατάλληλα διαμορφωμένο B-52H και έφτανε στην ταχύτητα των 3.2Mach (η ελάχιστη ταχύτητα που μπορούσε να ξεκινήσει ο κινητήρας του (ramjet) ήταν τα 2Mach) , με τη βοήθεια μιας ρουκέτας επιτάχυνσης οπότε και ξεκινούσε ο κινητήρας του . Στη συνέχεια εκτελούσε την προγραμματισμένη πτήση του και αφού έφτανε κατά την επιστροφή του στο σημείο περισυλλογής , επιβράδυνε στα 1.6Mach οπότε έριχνε με αλεξίπτωτο μια κάψουλα που περιελάμβανε camera , ανιόνics , film και το σύστημα κατεύθυνσης , μετά αυτοκαταστρεφόταν . Η διαδικασία εκτόξευσης και περισυλλογής είχε ως αποτέλεσμα το πάρα πολύ μεγάλο κόστος ανά αποστολή . Το πρόγραμμα είχε ονομαστεί 'Senior Bow' , χρησιμοποιήθηκε 4 φορές με αποτυχία και τελικά εγκαταλείφθηκε το 1971 .



Σχήμα 1.8 Δυο D-21B μεταφέρονται στο πτερύγιο ενός B-52



Σχήμα 1.9 Το D-21

Δημιουργήθηκαν και αλλά προγράμματα για την κατασκευή μη-επανδρωμένων αναγνωριστικών αεροσκαφών . Ένα από αυτά ήταν το 'Lone Eagle' που αργότερα μετονομάστηκε σε Compass Arrow . Σκοπός του ήταν η αντικατάσταση των 'Lightning Bug' . Ήταν και αυτό φτιαγμένο με τη ίδια λογική όπως και το 'D-21B' . Τελικά προέκυψε ένα ακόμα πιο προηγμένο drone , του οποίου όμως η κατασκευή και λειτουργία κόστιζε ακόμα περισσότερο από ότι του 'D-21B' και επίσης καθυστέρησε παρά πολύ και η ολοκλήρωση της κατασκευής του . Τελικά αποσύρθηκε το 1974.



Σχήμα 1.10 Το Ryan AQM-91A Compass Arrow

Από εκείνη την εποχή και μετά ξεκίνησαν οι δορυφόροι να χρησιμοποιούνται ως βασικό μέσο κατασκοπείας (αφού είχαν βελτιωθεί τεχνολογικά) . Αργότερα όμως , λόγω της κατασκευής διαφόρων φορητών πυρηνικών όπλων τα οποία μπορούσαν να τα κρύψουν κατά τη διέλευση του δορυφόρου (που είναι προγραμματισμένη κατά κανόνα) ή είχαν τη δυνατότητα να αλλάζουν θέση ξαναδημιουργήθηκε η ανάγκη χρήσης των UAV . Παράλληλα η εφεύρεση του μικροεπεξεργαστή , της τεχνολογίας stealth καθώς και άλλων τεχνολογιών οδήγησαν στην κατασκευή των σύγχρονων UAVs.

1.3 Κατηγοριοποίηση των UAV

Η κλασική γενική κατηγοριοποίηση των UAVs αναφέρεται στις παρακάτω τρεις κατηγορίες :

α. Τα Drones Μεγάλου ύψους πτήσεως και μακράς ακτίνας δράσεως (High altitude-long endurance) ή HALE Drones.

β. Τα Drones Μεσαίου ύψους πτήσεως και μακράς ακτίνας δράσεως (Medium altitude-long endurance) ή MALE Drones.

γ. Τα Τακτικά Drones (Tactical) στην οποία περιλαμβάνονται και τα μικρά (Mini) Drones.

Επίσης κατηγοριοποιούνται και σύμφωνα με τις αποστολές που μπορούν να εκτελέσουν , στα εξής:

Target and decoy –των οποίων η αποστολή είναι η ενεργοποίηση των δικτύων αεράμυνας για επισήμανση

Reconnaissance – των οποίων η αποστολή είναι η αναγνώριση

Combat – των οποίων η αποστολή είναι η επίθεση κατά στόχων υψηλού ρίσκου.

Logistics – των οποίων η αποστολή είναι η μεταφορά φορτίων .

Research and development – των οποίων η αποστολή είναι να βοηθήσουν σε επιστημονική έρευνα.

Civil and Commercial UAVs – των οποίων η αποστολές είναι πολιτικές-εμπορικές .

Η κατηγοριοποίηση των Drones , βασίζεται και σε άλλους παράγοντες όπως:

α. Στο ύψος πτήσεως, το οποίο έχει σημαντική επίδραση στους αισθητήρες ,και στην έκταση της περιοχής που θα καλυφθεί.

β. Στη διάρκεια πτήσεως, η οποία έχει σχέση με την εμβέλεια.

γ. Στα συστήματα μεταφοράς δεδομένων (Data transmission) που χρησιμοποιούνται .

δ. Σε περιορισμούς χρησιμοποίησεως : Αυτό το κριτήριο καλύπτει ποικίλους περιορισμούς όπως , το μέγεθος της περιοχής που θα επιχειρεί , αριθμός προσωπικού υποστήριξης .

ε. Η απαιτούμενη άδεια που θα επιτρέπει σε ένα Drone (UAV) να επιχειρεί σε δεδομένη εναέρια περιοχή, σε συμφωνία με τους καθορισμένους κανόνες εναέριας κυκλοφορίας.

ζ. Ο τύπος του φορτίου του Drones, που θα είναι σύμφωνος με την αποστολή του και ο οποίος έχει σχέση με το βάρος, το μέγεθος, την πυκνότητα αισθητήρων και κεραιών και τέλος η ισχύς που απαιτείται για τη λειτουργία του Drone, με συγκεκριμένα φορτία, ύψος πτήσεως, εμβέλεια.

1.4 Λειτουργίες που μπορούν να εκτελέσουν τα UAV

Τα UAVs μπορούν να εκτελέσουν μια μεγάλη ποικιλία λειτουργιών , μερικές από αυτές είναι :

Remote sensing . Κατά τη διάρκεια αποστολών τηλεπισκόπησης τα UAVs είναι δυνατό να χρησιμοποιήσουν ηλεκτρομαγνητικούς αισθητήρες φάσματος, βιολογικούς αισθητήρες , ή και χημικούς αισθητήρες. Τα UAVs με ηλεκτρομαγνητικούς αισθητήρες , είναι συνήθως εξοπλισμένα με κάμερες οπτικού και υπέρυθρου φάσματος , καθώς επίσης και συστήματα ραντάρ. Μπορούν επίσης να χρησιμοποιηθούν και ηλεκτρομαγνητικοί ανιχνευτές κυμάτων όπως οι αισθητήρες μικροκυμάτων και υπεριώδους ακτινοβολίας, αλλά είναι ασυνήθιστοι . Άλλοι αισθητήρες που χρησιμοποιούνται είναι οι βιολογικοί αισθητήρες που είναι αισθητήρες ικανοί να ανιχνεύσουν την αερομεταφερόμενη παρουσία διάφορων μικροοργανισμών και άλλων βιολογικών παραγόντων και οι χημικοί αισθητήρες που χρησιμοποιούν τη φασματοσκοπία λέιζερ για να αναλύσουν τις συγκεντρώσεις κάθε στοιχείου μέσα στην ατμόσφαιρα.

Μεταφορά φορτίων – αντικειμένων . Τα UAVs μπορούν να μεταφέρουν διάφορα αντικείμενα-φορτία , ανάλογα με τη διαμόρφωση του κάθε μοντέλου . Τα περισσότερα φορτία αποθηκεύονται σε εσωτερικό χώρο φόρτωσης κάπου στο σκελετό του αεροσκάφους , που έχει σχεδιαστεί για αυτή τη χρήση . Σε πολλά μοντέλα ελικοπτέρων , τα φορτία μπορούν να δεθούν κάτω από το κατώτερο τμήμα του σκελετού τους (εξωτερικά). Σε κάποια , τα φορτία μπορούν επίσης να συνδεθούν με την άτρακτο , αυτό βέβαια προϋποθέτει ότι η αεροδυναμική των αεροσκαφών θα έχει ελεγχτεί με το φορτίο) .Παρ όλα αυτά ,στις περισσότερες περιπτώσεις , τα φορτία τοποθετούνται στο εσωτερικό των ατράκτων για τη μεταφορά τους.

Επιστημονική έρευνα . Τα UAVs είναι σε θέση να μπορούν να εισχωρήσουν σε περιοχές που είναι πάρα πολύ επικίνδυνες για αεροσκάφη με πιλότο. Η 'National Oceanic and Atmospheric Administration' (NOAA) άρχισε να χρησιμοποιεί το UAV System 'Aerosonde' το 2006 ως κυνηγό τυφώνων . Η εταιρία 'Aerosonde Pty Ltd' (Αυστραλία) , κατασκεύασε το UAVS με βάρος 35lbr , το οποίο μπορεί να πετάξει μέσα σε έναν τυφώνα και να διαβιβάσει τα στοιχεία απευθείας , σε σχεδόν άμεσο χρόνο , στο 'National Hurricane Center in Florida' . Πέρα από τα συνηθισμένα στοιχεία της βαρομετρικής πίεσης και θερμοκρασίας που επιλέγονται να μετρηθούν ,

από τους επανδρωμένους κυνηγούς τυφώνων , το σύστημα της 'Aerosonde' μπορεί και παρέχει τις μετρήσεις πολύ πιο κοντά στην επιφάνεια του νερού από ότι είναι ικανά τα επανδρωμένα μέσα . Ο 'UAVSI' , ο Βρετανικός κατασκευαστής , κατασκευάζει επίσης ένα ελαφρύ UAVS , το 'UAS' (20 kg) που έχει σχεδιαστεί , συγκεκριμένα , για διεξαγωγή επιστημονικής έρευνας στα απαιτητικά κλίματα , όπως είναι αυτό της ανταρκτικής.

Ένοπλες επιθέσεις . Τα αμερικανικά UAVS MQ-1 Predator που οπλίζονται με τα βλήματα Hellfire χρησιμοποιούνται ως μέσα , για το χτύπημα επίγειων στόχων σε ευαίσθητες και μη περιοχές. Τα οπλισμένα UAVS χρησιμοποιήθηκαν αρχικά στα τέλη του 2001 ξεκινώντας από αμερικανικές βάσεις του Πακιστάν και του Ουζμπεκιστάν , συνήθως για χτυπήματα στόχων μέσα στο Αφγανιστάν (βάσεων τρομοκρατών και χτυπήματα κατά συγκεκριμένων προσώπων) . Υπήρξαν και διάφορες αναφερθείσες περιπτώσεις τέτοιων επιθέσεων που πραγματοποιήθηκαν στο έδαφος του Πακιστάν , αυτή τη φορά όμως , από τα βασισμένα στο Αφγανιστάν UAVS. Το πλεονέκτημα ενός UAVS , σε σχέση με ένα επανδρωμένο αεροσκάφος , έγκειται στο ότι σε περίπτωση που αυτό καταρριφθεί κατά τη διάρκεια μιας τέτοιας αποστολής (που πραγματοποιείται σε ξένη χώρα χωρίς επίσημη άδεια) και οι πιλότοι του συλληφθούν , να αποφευχθεί το διπλωματικό επεισόδιο .

Έχει όμως δημιουργηθεί θέμα για την ακρίβεια της στοχοθέτησης UAVs . Το Μάρτιο του 2009, αναφέρει η εφημερίδα 'The Guardian' , ότι ισραηλινά UAVs που οπλίστηκαν με βλήματα σκότωσαν 48 παλαιστίνιους πολίτες στη Λωρίδα της Γάζας , σε ένα χωράφι , συμπεριλαμβανομένων δύο μικρών παιδιών καθώς και μιας ομάδας γυναικών και κοριτσιών σε μια κατά τα άλλα κενή οδό. Τον Ιούνιο , η 'Human Rights Watch' ερεύνησε έξι επιθέσεις με UAV που οδήγησαν σε ανθρώπινες απώλειες , και διαπίστωσε ότι οι ισραηλινές δυνάμεις είτε απέτυχαν να πάρουν όλες τις εφικτές προφυλάξεις για να ελέγξουν ότι οι στόχοι ήταν στρατιωτικοί , ή απέτυχαν να κάνουν διάκριση μεταξύ των στρατιωτικών στόχων και των πολιτών. Τον Ιούλιο του 2009 , το 'Brookings Institution' δημοσίευσε μια έκθεση που δηλώνει ότι κατά τις επιθέσεις των Ηνωμένων Πολιτειών στο Πακιστάν με UAVS , δέκα πολίτες πέθαναν για κάθε στόχο που χτυπήθηκε . Ο S. Azmat Hassan , πρώην πρεσβευτής του Πακιστάν , είπε τον Ιούλιο του 2009 , ότι οι αμερικανικές επιθέσεις με UAV έχουν στρέψει την Πακιστανική κοινή γνώμη ενάντιων των Ηνωμένων Πολιτειών , και ότι σε 35 με 40 τέτοιες επιθέσεις κατάφεραν να χτυπήσουν σε σύνολο μόνο 8 ή 9 μέλη της Αλ Κάιντα.

Ένα βασικό ζήτημα σχετικό με τις ανθρώπινες απώλειες , είναι η σχετική έλλειψη διακριτικότητας των (των 100lbr) πυραύλων Hellfire , με τους οποίους εξοπλίζονται τα UAVS , αφού αυτοί έχουν σχεδιαστεί για την καταστροφή αρμάτων μάχης και πολυβολείων – οχυρωμένων θέσεων και όχι για χτυπήματα ακριβείας .

Έρευνα και διάσωση . Τα UAVs θα διαδραματίσουν , πιθανώς , έναν αυξανόμενο ρόλο στην έρευνα και διάσωση . Κατά τη διάρκεια των τυφώνων 2008 , που χτύπησαν τη Λουιζιάνα και το Τέξας , χρησιμοποιήθηκαν με επιτυχία UAVs . Παραδείγματος χάριν , UAV τύπου predator , που πετούν μεταξύ 18.000-29.000 ποδιών επάνω από το επίπεδο της θάλασσας , εκτέλεσε τέτοιου είδους αποστολή . Τα όργανα που χρησιμοποιήθηκαν ήταν ένας οπτικός αισθητήρας (που είναι μια κάμερα οπτικού και υπέρυθρου φάσματος) και ένα synthetic aperture radar (SAR). Το SAR του predator είναι ένας περίπλοκος παντός καιρού αισθητήρας ικανός να τροφοδοτήσει με φωτογραφίες (όπως εικόνες μέσα από τα σύννεφα, της βροχής ή της ομίχλης, κατά τη διάρκεια της ημέρας και της νύχτας) σε πραγματικό χρόνο.

Μια εξαιρετική εφαρμογή αυτών των δυνατοτήτων του predator που χρησιμοποιούνται για την έρευνα και διάσωση είναι η εξής , με τη χρήση του SAR λαμβάνονται εικόνες πριν και μετά από τα χτυπήματα θύελλας οπότε , συγκρίνονται από έναν υπολογιστή και έτσι εντοπίζονται οι περιοχές που έχουν υποστεί ζημιά.

1.5 Απαιτήσεις υποσυστημάτων για την λειτουργία των UAV.

Το UAV είναι ουσιαστικά ένα σύστημα που για να λειτουργήσει απαιτείται η συνεργασία μεταξύ των υποσυστημάτων από τα οποία αποτελείται .Αυτά είναι τα εξής :

- ο σταθμός ελέγχου , που μεταφέρει δεδομένα στο αεροσκάφος και παίρνει δεδομένα από αυτό.
- το software για τη λειτουργία του σταθμού , του αεροσκάφους , καθώς και όλων των υπολογιστικών συστημάτων που χρησιμοποιούνται .
- το σύστημα εκτόξευσης και προσγείωσης του αεροσκάφους .

Για καθεμία από αυτές τις συνιστώσες υπάρχουν διαφορετικές προκλήσεις . Ορισμένες από αυτές παρουσιάζονται κατηγοριοποιημένες.

1.5.1 Σταθμός ελέγχου.

Από τον σταθμό ελέγχου ουσιαστικά ελέγχεται το σύστημα . Αυτός μπορεί να βρίσκεται στο έδαφος σε κάποιο κατάλληλα διαμορφωμένο όχημα , σε κάποιο κτίριο ή ακόμα και σε κάποιο αεροσκάφος που βρίσκεται σχετικά κοντά με το UAV.

Στόχος είναι να μειωθεί όσο το δυνατόν ο ρόλος του χειριστή στο σταθμό ελέγχου , καθώς και να είναι δυνατή η χρήση του συστήματος αυτού από όσο το δυνατό λιγότερο εκπαιδευμένο προσωπικό (λόγο του κόστους εκπαίδευσης) . Αυτό γίνεται δυνατό με την τοποθέτηση μέσα στο αεροσκάφος κατάλληλων συσκευών και αισθητήρων οι οποίες σε συνεργασία με το κατάλληλο software το καθιστούν από μόνο του ,ως ένα βαθμό βέβαια , ικανό να αντιλαμβάνεται κίνδυνο και να πράττει ανάλογα .Βέβαια οι χειριστές παρεμβαίνουν δίνοντας στο αεροσκάφος τις κατάλληλες εντολές . Το πρόβλημα είναι ότι οι συσκευές αυτές αυξάνουν αισθητά το βάρος του UAV . Είναι δυνατόν από έναν σταθμό ελέγχου να ελέγχονται περισσότερα από ένα UAV.



Σχήμα 1.11 Σταθμός ελέγχου UAV

1.5.2 Εκτόξευση και προσγείωση.

Η εκτόξευση μπορεί να γίνει είτε από μια ευμεγέθη επιφάνεια (για μεγάλα UAV) , από κάποιον καταπέλτη , από κάποιο άλλο αεροσκάφος ή ακόμα και από σύστημα παρόμοιο με φορητούς εκτοξευτές αντιαρματικών πυραύλων (για τα microUAV) , ενώ κάποια άλλα είναι δυνατό να εκτοξευτούν και με το χέρι . Στόχος είναι να επιτευχθεί

η μέγιστη δυνατή ασφάλεια στο μικρότερο δυνατό χώρο και με το λιγότερο δυνατό εκπαιδευμένο προσωπικό .

Η προσγείωση μπορεί ανάλογα να γίνει σε μεγάλη επιφάνεια ή σε κάποιο δίκτυ ασφαλείας ή αφού επιβραδυνθεί αρκετά το UAV να ανοίξει ένα αλεξίπτωτο και απλώς να περισυλλεγεί .Τα μεγαλύτερα προβλήματα εμφανίζονται στα μικρά UAV τα οποία συνήθως προσγειώνονται σε δίκτυ ασφαλείας ή σε κάποια τραχεία επιφάνεια . Το 20% των καταστροφών των UAV γίνονται στη φάση της προσγείωσης όπου αναπτύσσονται πολύ μεγάλες δυνάμεις . Μια πρώτη λύση είναι η αύξηση της αντοχής των υλικών .Με τον τρόπο αυτό όμως ,αυξάνεται το βάρος , οπότε χρησιμοποιείται λιγότερο καύσιμο για να είναι εφικτή η πτήση από την άποψη του συνολικού βάρους και έτσι μειώνεται η δυνατή διάρκεια της πτήσης . Για τα μεγάλα UAV υπάρχει πρόβλημα ασφαλείας κατά την προσγείωση ,ενώ απαιτείται και ειδικευμένο προσωπικό .



Σχήμα 1.12 TLV Όχημα μεταφοράς , εκτόξευσης και αποθήκευσης UAV



Σχήμα 1.13 Εκτόξευση με το χέρι .



Σχήμα 1.14 Σύστημα εκτόξευσης του UAV 'ScanEagle'

1.5.3 Συστήματα για την προώθηση των UAV.

Για την ώθηση των UAV έχουν χρησιμοποιηθεί ποικίλες μηχανές, όπως δίχρονες και τετράχρονες εμβολοφόρες μηχανές με έναυση σπινθήρα, μηχανές jet, fuel cells ή ενέργεια από ηλιακούς συλλέκτες που τροφοδοτούν ηλεκτρικές μηχανές καθώς και συνδυασμούς αυτών. Το βασικό πρόβλημα είναι ότι οι αναγκαστικά μικρές μηχανές που κινούν τα μικρά UAV είναι πολύ δύσκολο να έχουν αρκετή ισχύ για το βαρύ φορτίο καύσιμου απαραίτητου για τη πτήση. Οι ηλιακοί συλλέκτες και τα fuel cells χρησιμοποιούνται είτε βοηθητικά, είτε σε πειραματικό και ερευνητικό επίπεδο.



Σχήμα 1.15 Το UAV 'RQ-4A Global Hawk' της εταιρίας 'Northrop' high altitude, long endurance UAV (jet)

1.6 Πλεονεκτήματα UAV έναντι επανδρωμένων αεροσκαφών

Σε σχέση με τα επανδρωμένα αεροσκάφη, παρέχουν χαμηλότερο κόστος κτήσης, χαμηλότερο κόστος ανά ώρα πτήσης και κόστος συντήρησης, ευελιξία στη χρήση και στη μετακίνηση και μεγαλύτερη διάρκεια πτήσης (αυτονομία). Θα πρέπει να σημειωθεί ότι ήδη η USAF προσπαθεί να αναπτύξει τεχνικές αυτόνομης δυνατότητας εναέριου εφοδιασμού με καύσιμο (AAR Autonomous Air Refueling) χωρίς την επέμβαση χειριστή (hands off), ώστε τα UAV να μπορούν να επεκτείνουν περαιτέρω το χρόνο παραμονής

τους στον αέρα . Ένα ιδιαίτερο χαρακτηριστικό τους είναι επίσης , η χαμηλή «ηχώ ραντάρ» (RCS Radar Cross Section) , που παρουσιάζουν και κατά συνέπεια αποτελούν «δύσκολους αντιπάλους» για τα ραντάρ αεράμυνας . Η μη ύπαρξη χειριστή , συνεπάγεται πέραν από την πιθανή πολύτιμη απώλεια της ανθρώπινης ζωής και σημαντική εξοικονόμηση πόρων που απαιτούνται για την εκπαίδευση και «πτητική συντήρηση» του χειριστή . Η απουσία επάνδρωσης τους παράσχει το πλεονέκτημα της επιχειρησιακής ευελιξίας , καθώς θα μπορούν να αναλαμβάνουν αποστολές σε ρυθμό και ένταση , συμπεριλαμβανομένων και των ορίων φόρτισης κατά τη διάρκεια των ελιγμών , όπου ένας ανθρώπινος οργανισμός δε θα μπορεί να αντεπεξέλθει , όπως και σε επικινδυνότητα , καθώς και μειωμένο κόστος κτήσης και επιχειρησιακής λειτουργίας , λόγω της απουσίας του κόκπιτ και των συστημάτων υποστήριξης ζωής. Η USAF εκτιμά ότι τα UCAV θα έχουν κόστος κτήσης μικρότερο του 50% από το κόστος κτήσης ενός F-16C και σε 20ετή επιχειρησιακή αξιοποίηση κόστος υποστήριξης μικρότερο από 25%!

Όμως ο ανθρώπινος παράγοντας δεν μπορεί με τις τρέχουσες τεχνολογικές δυνατότητες να υποκατασταθεί πλήρως . Επιπλέον τα UAV είναι ευπαθή στις δυσμενείς καιρικές συνθήκες. Παλαιότερα, υπήρχε ένας ακόμη περιορισμός στα UAV που συνιστά η εμβέλεια της ζεύξης δεδομένων που το διασυνδέει με τον σταθμό ελέγχου στο έδαφος (GroundControl Station, GCS) αλλά αυτό έχει πλέον επιλυθεί με την χρήση σύγχρονων συστημάτων ναυτιλίας με χρήση GPS και δορυφορικών ζεύξεων που επιτρέπουν στα UAV να πετούν αυτόνομα , χωρίς την παρέμβαση χειριστή . Αυτό φυσικά επιβαρύνει με επιπλέον φορτίο το σύστημα και επιπλέον κόστος.

Η πρώτη εμφάνιση των UAV καθώς και η μετέπειτα τεχνολογική τους εξέλιξη οφείλεται δυστυχώς κυρίως σε στρατιωτικά προγράμματα. Στη σημερινή εποχή όμως λόγω των πλεονεκτημάτων τους , και κυρίως λόγω του χαμηλού κόστους κτήσης και χρήσης τους χρησιμοποιούνται σε όλο και περισσότερες εφαρμογές .

Μερικές περιπτώσεις στις οποίες χρησιμοποιούνται τα UAVs είναι :

Έλεγχο του θαλάσσιου περιβάλλοντος αποτρέποντας την παράνομη αλιεία

Χαρτογράφηση –ψηφιοποίηση χαρτών

Έλεγχο γραμμών μεταφοράς ρεύματος υψηλής τάσης

Έλεγχο σιδηροδρομικών γραμμών και επιτήρηση τους

Έλεγχο και ρύθμιση της κυκλοφορίας σε πόλεις ή αυτοκινητόδρομους

Για μετρήσεις ατμοσφαιρικής ρύπανσης

Επιτήρηση δασών και εντοπισμό πυρκαγιών

Καταμέτρηση πληθυσμού άγριων ζώων και βιντεοσκόπηση τους

Επιτήρηση των συνόρων -ακτογραμμών

Αποστολές εξερεύνησης (πχ. Ανταρκτική)

Έλεγχο αγωγών πετρελαίου ή αερίου



Σχήμα 1.16 Χρησιμοποίηση UAV για έλεγχο καλωδίων

1.7 Σκοπός της εργασίας.

Η πρόοδος στην ενέργεια και στην τεχνολογία των επενεργοποιητών έχει κάνει δυνατή την κατασκευή μικρής κλίμακας ιπτάμενων συσκευών με μικρά πτερύγια (χορδής 5cm) που πετούν περίπου με 10m/s. Η τεχνολογία των αισθητήρων έχει καταστήσει αυτού του μεγέθους τις συσκευές χρήσιμες για στρατιωτικούς και πολιτικούς σκοπούς. Στον τομέα της ενέργειας οι μπαταρίες lithium έχουν ισχύ και χωρητικότητα συχνά διπλάσια απ' τις

μπαταρίες nickel-metal-hydride . Οι νέοι επενεργοποιητές είναι ελαφρύτεροι και μικρότεροι από τους παραδοσιακούς servo-επενεργοποιητές. Μία ποικιλία από αισθητήρες, περιλαμβανομένων οπτικών και χημικών, έχουν σημαντικά μικρότερο μέγεθος και βάρος λόγω της προόδου των ηλεκτρονικών. Αεροσκάφη τέτοιου μεγέθους και ταχύτητας θα μπορούσαν να έχουν πολλές χρήσεις στην στρατιωτική αναγνώριση, στην παρακολούθηση της κίνησης και στον εντοπισμό πυρκαγιών σε δάση.

Αεροσκάφη τέτοιου μεγέθους και ταχύτητας έχουν κατασκευαστεί και πετούν παραπάνω από μία δεκαετία. Όμως, αυτά τα αεροσκάφη συγκρινόμενα με άλλα ιπτάμενα οχήματα, έχουν μικρή εμβέλεια, μικρή διάρκεια πτήσης, ενώ έχουν αρκετά χαμηλή απόδοση και χαμηλό ωφέλιμο φορτίο σε σχέση με το συνολικό τους βάρος. Για παράδειγμα το ωφέλιμο φορτίο ενός Boeing747 είναι 20%, ενώ αυτό ενός τυπικού UAV είναι μόνο 10%. Για αυτούς τους λόγους, τα UAV δεν χρησιμοποιούνται πολύ. Θα μπορούσαν να αποδειχθούν πολύ χρήσιμα αν αυτά τους τα χαρακτηριστικά τους βελτιώνονταν. Για να βελτιωθεί η διάρκεια πτήσης, η εμβέλεια και το ωφέλιμο φορτίο αυτών των οχημάτων, κάποιος θα μπορούσε να χρησιμοποιήσει ελαφρύτερα υλικά, καλύτερες πηγές ενέργειας, υψηλότερου βαθμού απόδοσης συστήματα ώθησης ή και να βελτιώσει τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του οχήματος.

Υπάρχουν UAV τα οποία, δεν είναι αναγκαίο να πετούν ούτε με μεγάλη ταχύτητα ούτε σε πολύ μεγάλο ύψος, οπότε ο σχεδιασμός τους γίνεται με γνώμονα την ευκολία μεταφοράς των αναγκαίων αισθητήρων, του ενδεχόμενου φορτίου καθώς και του χαμηλότερου κόστους κατασκευής. Επίσης, στις περιπτώσεις των UAV, το φορτίο που καλούνται να μεταφέρουν είναι συνήθως όργανα ή πολεμοφόδια, διατομής είτε τετραγωνικής, είτε μορφής παραλληλόγραμμου. Έτσι για την εξοικονόμηση χώρου, αλλά και υλικών κατασκευής, για δεδομένο φορτίο κάποιας αποστολής είναι προφανές ότι είναι προτιμότερο αυτό να τοποθετηθεί σε άτρακτο που έχει την μορφή ορθογωνίου παραλληλεπιπέδου παρά κυλίνδρου. Με την μορφή αυτή της άτρακτου επιτυγχάνεται και πιο εύκολη τοποθέτηση και πρόσδεση του φορτίου στην άτρακτο. Επί της ουσίας, για δεδομένο φορτίο, επιλέγεται να κατασκευαστεί άτρακτος τετραγωνικής διατομής, ώστε να χωρέσουν τα απαραίτητα όργανα, εφόσον αυτή βέβαια, δεν δημιουργεί προβλήματα αεροδυναμικής φύσης κατά την πτήση. Έτσι το ενδιαφέρον επικεντρώνεται σε μια άτρακτο τέτοιας γεωμετρίας για καθαρά πρακτικούς λόγους.

Ο σκοπός της εργασίας αυτής είναι η πειραματική μελέτη του πεδίου ροής που δημιουργείται κοντά στην επιφάνεια άτρακτου μη επανδρωμένου αεροσκάφους (UAV). Για τον σκοπό αυτό λαμβάνονται ποιοτικές και ποσοτικές μετρήσεις του πεδίου ροής. Συγκεκριμένα, για την εκτίμηση των ποιοτικών χαρακτηριστικών του πεδίου ροής (μορφή της ροής κοντά στην επιφάνεια του σώματος, αποτύπωση των χαρακτηριστικών αποκόλλησης της ροής σε εικόνα κ.α.) γίνεται οπτικοποίηση της ροής με χρήση μίγματος

λαδιού-TiO₂ . Για την ποσοτική μέτρηση του πεδίου ροής γίνονται μετρήσεις με σωλήνα επτά οπών.

1.8 Πειραματικές εργασίες σχετικά με το θέμα.

Εργασία με τίτλο : “AERODYNAMICS OF WINGS AT LOW REYNOLDS NUMBERS :BOUNDARY LAYER SEPARATION AND REATTACHMENT “ του John McArthur

Περίληψη της εργασίας αυτής :

Στο πρώτο τμήμα της εργασίας αυτής : Δοκιμάστηκαν τρεις αεροτομές σε $Re=1 \times 10^4$ και 2×10^4 ,μία επίπεδη πλάκα , μια λεπτή αεροτομή , και μία αεροτομή EPPLER 387. Έγιναν μετρήσεις των δυνάμεων lift και drag σε 2D και 3D συνθήκες. Τα 3D πτερύγια είχαν aspect ratio 6, ενώ κατά τις 2D συνθήκες τοποθετήθηκαν wing-tips. Έγιναν συγκρίσεις με περιορισμένο αριθμό παλαιότερων μετρήσεων και έδειξαν συμφωνία. Παλαιότερες μελέτες δεν είχαν καταλήξει αν η Lifting Line Theory (LLT) μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε αυτή την περιοχή τιμών του Re.

Στο δεύτερο τμήμα της εργασίας αυτής :Η αεροτομή E387 μελετήθηκε σε δύο υψηλότερους $Re=3 \times 10^4$ και 6×10^4 . Προηγούμενες μελέτες σε $Re=6 \times 10^4$ είχαν δείξει ότι σε αυτή την αεροτομή παρουσιάζεται αύξηση του drag σε ενδιάμεσα lift και επερχόμενη μείωση του drag στα υψηλά lift . Οι προηγούμενες μελέτες πρότειναν ότι η αύξηση του drag προκαλείται από Laminar Separation Bubble (LSB), αλλά τα πειράματα έδειχναν ότι αυτό συνέβαινε σε υψηλότερους αριθμούς Re. Για αυτό τον σκοπό συνδυάστηκαν μετρήσεις δυνάμεων με μετρήσεις του πεδίου ροής σε $Re=3 \times 10^4$ και 6×10^4 ώστε να επιβεβαιωθεί αν η αύξηση του drag οφείλεται στο σχηματισμό του LSB.

Στο τρίτο τμήμα της εργασίας αυτής : Μελετήθηκαν Τέσσερα πτερύγια με διαφορετικές γωνίες sweep ($00^{\circ}, 20^{\circ}, 40^{\circ}, 60^{\circ}$) σε $Re=5 \times 10^4$. Τα πτερύγια αποτελούνταν από λεπτές αεροτομές παρόμοιες με αυτή που χρησιμοποιήθηκε στο πρώτο τμήμα της εργασίας . Κάθε αεροτομή κατασκευάστηκε ώστε να έχει το ίδιο aspect ratio και wing area. Προηγούμενες μελέτες σε πτερύγια πουλιών υπέθεταν ότι απλή περιστροφή των πτερυγίων μπορεί να δημιουργήσει Leading Edge Vortex (LEV) το οποίο μπορεί να προκαλέσει βελτίωση της απόδοσης. Ωστόσο, αυτές οι μελέτες δεν ήταν καλά ελεγμένες και είχαν πραγματοποιηθεί από βιολογικό ενδιαφέρον. Έτσι ποσοτικές και ποιοτικές μετρήσεις του πεδίου ροής συνδυάστηκαν με μετρήσεις δυνάμεων ώστε να πραγματοποιηθεί ένα σωστό μηχανικό πείραμα για τον σχηματισμό και την επίδραση του LEV σε απλά swept wings.

Αποτελέσματα της εργασίας

Η μελέτη αυτή αποτελείται από τρία κύρια μέρη : τις δυνάμεις που δημιουργούνται από τις αεροτομές σε $10^4 < Re < 10^5$, το LSB (laminar separation bubble) στην αεροτομή Eppler387 (E387) και στην τύρβη του μετώπου προσβολής (LEV leading edge vortex) που σχηματίζεται από swept wing σε $Re = 5 \times 10^3$. Για κάθε τμήμα της έρευνας χρησιμοποιήθηκε ένας συνδυασμός από ποσοτικές μετρήσεις δυνάμεων , ποιοτική οπτικοποίηση της ροής και ποσοτικές μετρήσεις του πεδίου ροής που συσχετίστηκαν μεταξύ τους , με σκοπό να αυξηθεί η κατανόηση του τρόπου με τον οποίο το πεδίο ροής δημιουργεί τις δυνάμεις που μετρήθηκαν. Επίσης έγιναν συγκρίσεις με προηγούμενες μετρήσεις , αριθμητικούς υπολογισμούς και θεωρητικές προβλέψεις ώστε να επιβεβαιωθεί η ακρίβεια των συγκεκριμένων μετρήσεων.

Η έρευνα περί των δυνάμεων που δημιουργούνται από τις αεροτομές υποστηρίζουν τα αποτελέσματα του Laitone στα οποία η αεροτομή δεν αποδίδει τόσο καλά όσο η λεπτή αεροτομή. Οι μετρήσεις των δυνάμεων επίσης επέτρεψαν τον έλεγχο της θεωρίας Lifting Line Theory (LLT) σε αυτούς τους Re. Η LLT είχε αρχικά δημιουργηθεί για εφαρμογή σε υψηλούς αριθμούς Re όπου τα φαινόμενα τριβής θεωρούνται αμελητέα . Μπορεί να χρησιμοποιηθεί για $Re > 10^6$, ώστε να καθορίσει με ακρίβεια την διαφορά του drag μεταξύ 2D και 3D αεροτομών που έχουν το ίδιο aspect ratio , αλλά δεν είναι σίγουρο το πότε αυτή η θεωρία μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε χαμηλούς Re με ακριβή αποτελέσματα . Οι Peletier & Mueller και ο Laitone χρησιμοποίησαν τις μετρήσεις τους για να ερευνήσουν αν η LLT μπορεί να χρησιμοποιηθεί με ακρίβεια σε $Re < 10^5$, αλλά κατέληξαν σε αντίθετα αποτελέσματα. Οι Peletier & Mueller βρήκαν ότι η LLT είναι ένα ακριβές μοντέλο για την επίπεδη πλάκα και την λεπτή αεροτομή για $6 \times 10^4 < Re < 2 \times 10^5$. Ωστόσο ο Laitone σε μετρήσεις του lift σε μία λεπτή αεροτομή έδειξε περισσότερο από 20% μεγαλύτερο lift απ' ό τι προβλέπει η LLT για λεπτή αεροτομή . Επίσης συμπέρανε ότι το drag της αεροτομής δεν προβλέπεται με ακρίβεια από την LLT και ότι εξαρτάται από τον Re και την γεωμετρία της αεροτομής .

Οι μετρήσεις της εργασίας αυτής δεν παρουσιάζουν σημαντικές διαφορές με τις αρχικές καμπύλες lift που μετρήθηκαν, και με αυτές που προβλέφθηκαν από την LLT. Όμως, το drag που προβλέπει η LLT ήταν συχνά σημαντικά διαφορετικό από το μετρούμενο . Για την επίπεδη πλάκα, η LLT παρουσιάζει σωστά αποτελέσματα και για τους Re και για τις γωνίες α . Υπήρξε μικρή διαφορά για $Re = 20k$ αλλά όχι σημαντική . Η LLT εφαρμόστηκε σωστά για λεπτή αεροτομή σε χαμηλή γωνία α και στους δύο αριθμούς Re , αλλά ήταν σημαντικά διαφορετική για $\alpha > 7$. Η περίπτωση της E387 ήταν η πιο ενδιαφέρουσα επειδή

έδειξε άριστη συμφωνία σε όλα τα α για $Re=10k$, αλλά αυξανόμενη διαφορά, καθώς αυξάνεται ο Re . Στους ψηλότερους Re , η 2D drag ήταν μεγαλύτερη από την 3D drag , γεγονός που δείχνει όχι μόνο ποσοτική αλλά και ποιοτική διαφορά με τη LLT. Τα βασικά συμπεράσματα της LLT δεν μπορούν να εφαρμοστούν και πρέπει να αναπτυχθούν νέα μοντέλα.

Η συμφωνία στους χαμηλούς Re , και η διαφωνία σε υψηλούς Re προκαλεί σύγχυση επειδή η LLT έχει αναπτυχθεί για τους υψηλούς Re . Τα αποτελέσματα υποστηρίζουν την άποψη ότι υπάρχει μία μέση περιοχή τιμών του Re , χαμηλότερη από την υψηλή περιοχή, αλλά υψηλότερη από τη χαμηλή όπου η LLT δεν ισχύει. Αυτή η μέση περιοχή μπορεί να συσχετισθεί με τα αποτελέσματα του Schmitz που δείχνουν ότι υπάρχει ένας κρίσιμος Re όπου η απόδοση πέφτει . Ωστόσο τώρα φαίνεται ότι δεν είναι μία συγκεκριμένη τιμή, αλλά μία περιοχή τιμών όπου η απόδοση αλλάζει σημαντικά, και σε αυτή την περιοχή η LLT δεν ισχύει. Αυτή η περιοχή μπορεί να αναφέρεται ως η κρίσιμη περιοχή του Re και για κάθε αεροτομή είναι διαφορετική, αλλά στις περισσότερες αεροτομές εμφανίζεται μεταξύ $10^4 < Re < 10^5$.

Η καλύτερη εξήγηση για την αποτυχία της LLT σε αυτή την περιοχή του Re είναι η παρουσία 3-διαστατων τυρβών που εκτείνονται σε όλο το μήκος της αεροτομής. Η LLT θα υπέθετε ότι για 2D αεροτομές υπάρχει drag λόγω της τριβής και της πίεσης. Στις 3D περιπτώσεις η μόνη διαφορά είναι η προσθήκη wing-tip vortex drag . Αυτό το πρόσθετο χαρακτηριστικό του drag θα έπρεπε να είναι ανάλογο του $(C_L)^2$. Το γεγονός ότι η E387 αεροτομή έχει χαμηλότερο drag στην 3D υπόθεση απ' ότι στην 2D, έρχεται σε αντίθεση με το βασικό συμπέρασμα της LLT ότι η μόνη διαφορά μεταξύ 2D και 3D είναι το wing-tip vortex drag. Η 3D υπόθεση πρέπει να έχει λιγότερη τριβή και/ή pressure drag. Αυτή η μείωση της τριβής και/ή pressure drag πρέπει να είναι μεγαλύτερη απ' ότι η αύξηση λόγω του wing-tip vortex drag, και είναι πιθανό να δημιουργείται από την 3διαστατη και μεταβλητή ροή που εκτείνεται σε όλο το μήκος της αεροτομής λόγω της παρουσίας των wing-tips . Αυτή η 3διαστατη μεταβλητή ροή που εκτείνεται σε όλη την αεροτομή μπορεί να μετακινήσει το σημείο της αποκόλλησης πιο κοντά στην ακμή προσβολής , είτε αλλάζοντας τα πεδία πιέσεων πάνω από την αεροτομή, είτε μεταφέροντας ορμή στο οριακό στρώμα ώστε να αντισταθεί στην αντιτιθεμένη αύξηση της πίεσης .

Χρησιμοποιώντας την PIV τεχνική, το σημείο αποκόλλησης μπόρεσε να αναγνωριστεί και να μετρηθεί. Αυτές οι μετρήσεις έδειξαν ότι για $Re=10k$ και $20k$, το σημείο αποκόλλησης για την E387 κινείται βαθμιαία προς το μέτωπο προσβολής , ενώ για την λεπτή αεροτομή , μεταβαίνει ξαφνικά στο μέτωπο προσβολής , κατά την αύξηση μίας μοίρας της α . Αυτό το ξαφνικό άλμα συσχετίζεται με τις δυνάμεις που μετρήθηκαν και παρουσιάζονται κατά την ξαφνική αύξηση του lift και του drag. Η ίδια συμπεριφορά παρατηρήθηκε για την E387 για $Re=30k$ και $60k$, και το ξαφνικό άλμα του σημείου αποκόλλησης προς το μέτωπο προσβολής συσχετίζεται με το σχηματισμό του LSB . Όταν το σημείο αποκόλλησης μετακινείται στο μέτωπο προσβολής σχηματίζεται το LSB. Μπορεί να

είναι πιθανός ο σχηματισμός του LSB στην λεπτή αεροτομή για $Re=20k$ όταν το σημείο αποκόλλησης μεταβαίνει στο μέτωπο προσβολής. Πρέπει να πραγματοποιηθεί περαιτέρω έρευνα για να επιβεβαιωθεί το γεγονός.

Σε πολλές προηγούμενες μελέτες αεροτομών για $Re < 10^5$ έχει εξεταστεί η E387. Ενώ τα ποσοτικά αποτελέσματα κάθε μελέτης διαφοροποιούνται κατά τις μετρήσεις του drag (έως 50%), τα ποσοτικά αποτελέσματα είναι παρόμοια: υπάρχει αύξηση του drag σε ενδιάμεσα lift, ενώ όσο αυξάνει η α το drag μειώνεται και το lift αυξάνεται. Αυτή η συμπεριφορά συχνά σχετίζεται με το LSB και ο Selig χρησιμοποιώντας οπτικοποίηση επιφανειακής ροής με λάδι συμπέρανε ότι την αύξηση του drag την προκαλεί ο σχηματισμός του LSB.

Επιπροσθέτως, οι μετρήσεις των δυνάμεων και το PIV χρησιμοποιήθηκαν για να ερευνήσουν αυτή την αεροτομή σε αυτή την περιοχή του Re και της α ώστε να καθορίσουν πως το LSB επηρεάζει τις δυνάμεις στην αεροτομή. Από αυτά τα αποτελέσματα αποδεικνύεται ότι το LSB είναι υπεύθυνο για την μείωση του drag στα υψηλότερα lift, και ότι η αύξηση του drag στα ενδιάμεσα C_L προκαλείται από απλή αποκόλληση του οριακού στρώματος χωρίς επανακόλληση. Έτσι σε $Re=10k$ και $20k$ δεν υπάρχει LSB, αλλά μόνο αποκόλληση του οριακού στρώματος χωρίς επανακόλληση. Αυτό επίσης συμβαίνει και για $Re=30k$ και $60k$ για $\alpha < 10^\circ$. Πάνω από αυτές τις γωνίες προσβολής η ποιοτική φύση της ροής αλλάζει και το αποκολλημένο οριακό στρώμα μεταβαίνει σε τυρβώδες πριν να φτάσει στην ακμή φυγής. Το τυρβώδες αποκολλημένο στρώμα μεταφέρει ορμή κατά μήκος της επιφάνειας της αεροτομής. Το στιγμιαίο πεδίο ροής μπορεί να παρουσιάσει αποκόλληση και επανακόλληση κατά μήκος της χορδής, αλλά το time average πεδίο ροής θα επανακολληθεί αυξάνοντας το lift και μειώνοντας το drag.

Για την καλύτερη σύγκριση των αποτελεσμάτων των δύο χαμηλότερων Re ($10k$ και $20k$) με των υψηλότερων Re ($30k$ και $60k$), τα δύο μοντέλα δοκιμάστηκαν σε $Re=40k$. Αυτό θα έδειχνε οποιαδήποτε διαφορά υπήρχε στα μοντέλα. Η δοκιμή έδειξε ότι τα δύο μοντέλα ήταν σημαντικά διαφορετικά καθώς η μικρή αεροτομή δεν παρουσίασε ασυνέχεια, σε $Re=40k$, ενώ η μεγάλη είχε. Η πιο μεγάλη διαφορά μεταξύ των δύο αεροτομών ήταν η τραχύτητα των επιφανειών, και έτσι η μεγάλη αεροτομή γυαλίστηκε και ξαναδοκιμάστηκε. Αυτά τα αποτελέσματα δείχνουν ότι η μείωση του συντελεστή τριβής είναι παρόμοια με τη μείωση του Re .

Παλαιότερες μελέτες έχουν δείξει ότι ένα swept wing σε σταθερή ροή σε $10^3 < Re < 10^4$ μπορεί να δημιουργήσει LEV. Αυτό το LEV μπορεί να προκαλέσει αύξηση της απόδοσης σε κάποια είδη πουλιών που έχουν μεγάλη γωνία sweep. Ο σχηματισμός του LEV είναι κυρίαρχο γεγονός στο πέταγμα των εντόμων και εξηγεί το μεγάλο C_L που επιτυγχάνεται από πολλά έντομα.

Αυτή η μελέτη συμπεραίνει ότι ένα απλό σχήμα αεροτομής μπορεί να σχηματίσει μία σταθερή δίνη στην πάνω επιφάνεια με την απλή περιστροφή των φτερών σε μία

μεγάλη γωνία $\Lambda > 40^\circ$. Το δίνη της μελέτης δεν είναι παρόμοια με το LEV που σχηματίζεται στα έντομα, ούτε με τη δίνη που σχηματίζεται στις παλαιότερες μελέτες στα swept wings στις σταθερές ροές σε αυτούς τους Re. Η δίνη που αναγνωρίστηκε σε αυτή τη μελέτη είχε μικρή ακτίνα συγκρινόμενη με το LEV των εντόμων, καθώς και μικρή έκταση. Από αυτό συμπεραίνουμε ότι η περιστροφή από μόνη της δεν είναι ικανή να δημιουργήσει LEV, αλλά πρέπει να ληφθούν υπ' όψιν η μη σταθερή ροή, η καμπυλότητα και το aspect ratio.

Μετρώντας τις δυνάμεις σε 60° swept wing σε $Re=5 \times 10^3$ σε μία περιοχή της α θα αποδειχθεί αν ο σχηματισμός της δίνης παίζει σημαντικό ρόλο στην απόδοση της αεροτομής. Αν παρουσιαστεί μία ξαφνική αύξηση του lift ή μείωση του drag, τότε ο σχηματισμός της δίνης προκαλεί την αυξημένη αυτή απόδοση. Για τον έλεγχο αυτής της υπόθεσης χρησιμοποιήθηκε αεροσύραγμα. Για να επιβεβαιωθεί η ύπαρξη της δίνης, χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος PIV. Αποδείχθηκε ότι υπάρχει δίνη πάνω από την αεροτομή για $Re=5 \times 10^3$ και για $\alpha=15^\circ$. Αφού αποδείχθηκε ότι η δίνη υπάρχει, έγιναν μετρήσεις δυνάμεων σε μία περιοχή τιμών της α . Οι μετρήσεις δεν έδειξαν καμία αλλαγή στις καμπύλες του drag και του lift στη περιοχή της α όπου σχηματίζεται η δίνη πάνω απ' την αεροτομή. Αυτό αποδεικνύει ότι αυτή η μικρή δίνη δεν έχει σημαντική επίδραση στις δυνάμεις που δημιουργεί η αεροτομή. Ίσως αν η δίνη ήταν μεγαλύτερη, να επηρέαζε τις δυνάμεις.

Κεφάλαιο 2

Στοιχειά αεροδυναμικής που επηρεάζουν τα UAV

2.1 Αριθμός REYNOLDS

Μία χρήσιμη αδιάστατη παράμετρος στην αεροδυναμική είναι ο αριθμός Reynolds (Re). Αυτό μπορεί να το δει κανείς στην αδιάστατη μορφή των εξισώσεων Navier-Stokes. Για ένα ασυμπιεστο, νευτώνιο ρευστό αυτές οι εξισώσεις έχουν τη μορφή:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0$$
$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = \nabla p + \frac{1}{Re} \nabla^2 \mathbf{u}$$

Με τον Re να ορίζεται ως :

$$Re = \frac{UL}{\nu}$$

Επειδή ο αριθμητής αποτελείται από μάζα, ταχύτητα και μήκος ενώ ο παρανομαστής από τη συνεκτικότητα, ο Re μπορεί να ερμηνευτεί ως ο λόγος των αδρανειακών δυνάμεων προς τις δυνάμεις συνεκτικότητας. Όταν η τριβή είναι κυρίαρχη, η ροή είναι στρωτή γιατί η τριβή μεταφέρει και κατανέμει ορμή μέσα στην ροή. Αυτό φαίνεται από την παραπάνω σχέση, διότι με μεγάλο ν ο Re θα είναι μικρός. Με αρκετά μικρό αριθμό Re το λαπλασιανό μέρος στο δεξί τμήμα της εξίσωσης θα κυριαρχήσει στις εξισώσεις Navier-Stokes και θα καθορίζει τη συμπεριφορά του ρευστού, ενώ το μη γραμμικό τμήμα του αριστερού μέρους δεν θα επηρεάζει σημαντικά τη ροή. Οι στρωτές ροές με τον Re να πλησιάζει στο μηδέν μπορούν να επιλυθούν αριθμητικά με τη χρήση των εξισώσεων Navier-Stokes.

Όταν οι μεγάλες αδρανειακές δυνάμεις καθορίζουν τη ροή (σε υψηλούς Re), η ροή γίνεται τυρβώδης επειδή, η τοπικές αυξήσεις στην ορμή προκαλούν αστάθεια. Αυτό

φαίνεται από την παραπάνω σχέση , επειδή λόγω των μεγάλων αδρανειακών δυνάμεων θα είναι μεγάλος και ο Re και κατά συνέπεια οι μη-γραμμικοί όροι στο αριστερό μέρος θα αρχίσουν να επηρεάζουν την δυναμική . Σε πολύ υψηλούς Re , οι μη-γραμμικοί όροι κυριαρχούν και η ροή θεωρείται εντελώς τυρβώδης. Οι προσομοιώσεις των τυρβωδών ροών είναι υπολογίσιμα ακριβές και δεν είναι πρακτικές για τον σχεδιασμό αεροσκαφών. Ωστόσο έχουν αναπτυχθεί πολλές προσεγγίσεις των χαρακτηριστικών των τυρβωδών ροών και μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε υπολογιστικούς αλγορίθμους ώστε να βρεθούν λύσεις που είναι κοντά στα πειραματικά αποτελέσματα . Η χρήση αυτών των προσεγγίσεων έχει οδηγήσει σε μεγάλη πρόοδο τον σχεδιασμό και την απόδοση των αεροσκαφών υψηλών ταχυτήτων που λειτουργούν σε υψηλούς Re .

Ένα παράδειγμα στρωτής και τυρβώδους ροής είναι το οριακό στρώμα που σχηματίζεται σε μια τελείως λεία πλάκα ,χωρίς καθόλου τύρβη στο ελεύθερο ρεύμα .Το οριακό στρώμα της επίπεδης πλάκας έχει Re που μπορεί να ορισθεί από την ταχύτητα της ελεύθερης ροής (U_∞) και την απόστασης (x) κατά μήκος της πλάκας ως :

$$Re_x = \frac{x U_\infty}{\nu}$$

Καθώς το οριακό στρώμα κινείται πάνω από την πλάκα ο τοπικός Re_x αυξάνεται . Για $Re < 3 \times 10^6$ το οριακό στρώμα είναι στρωτό ,ενώ για $Re > 4 \times 10^6$ το οριακό στρώμα θεωρείται εντελώς τυρβώδες .Έτσι για $3 \times 10^6 < Re < 4 \times 10^6$ έχουμε μεταβατική περιοχή όπου δεν έχουμε ούτε στρωτή αλλά ούτε και τυρβώδη ροή .Σε αυτήν την περιοχή η επίλυση των εξισώσεων Navier-Stokes είναι πολύ χρονοβόρα διαδικασία για να χρησιμοποιηθεί και τα συμβατικά τυρβώδη μοντέλα δεν περιγράφουν με ακρίβεια το πεδίο ροής .

Στις αεροτομές η κατάσταση είναι παρόμοια , αλλά υπάρχουν κάποιες διαφορές .Η βασική διαφορά είναι η μεταβολή της πίεσης στο πάνω μέρος της αεροτομής επηρεάζει τον μεταβατικό Re . Ορίζοντας τον Re με βάση την χορδή (c) της αεροτομής έχουμε:

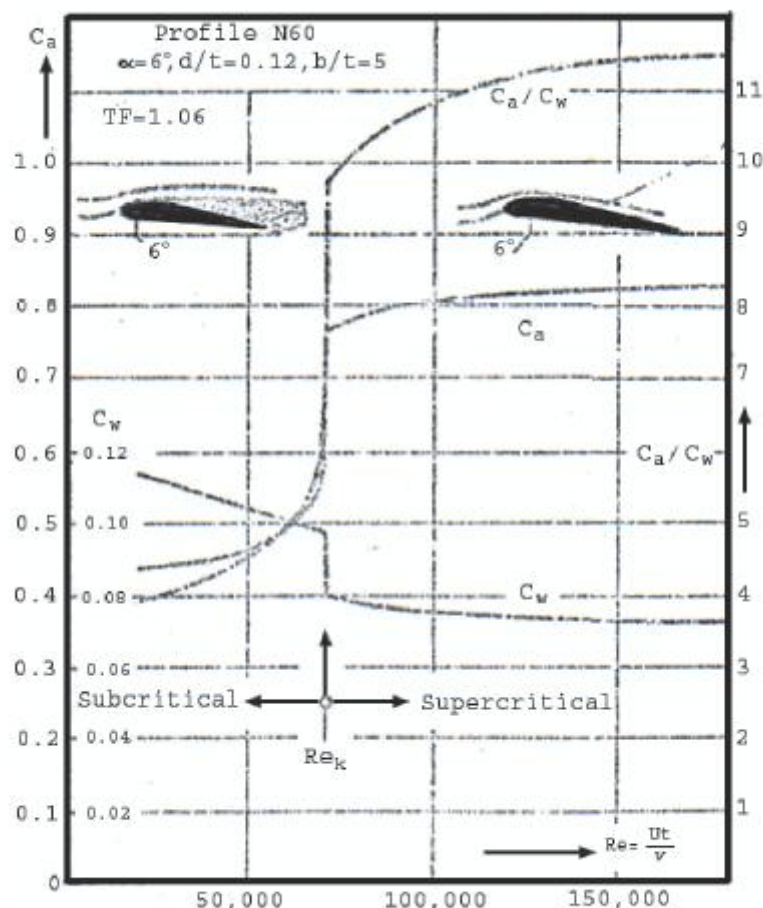
$$Re_c = \frac{c U_\infty}{\nu}$$

Αυτός ο Re αναφέρεται σε ολόκληρη την αεροτομή . Ο τοπικός Re_x μπορεί να θεωρηθεί ότι είναι η απόσταση (x) , κατά μήκος της χορδής , από το μέτωπο προσβολής της αεροτομής . Όταν $Re_c > 10^6$ το μεγαλύτερο μέρος του οριακού στρώματος είναι τυρβώδες και η στρωτή και μεταβατική περιοχή δεν έχουν επίδραση στις δυνάμεις που ασκούνται στην αεροτομή .Επίσης για τους υπολογισμούς μπορούν να χρησιμοποιηθούν προσεγγίσεις και μοντέλα για το τυρβώδες οριακό στρώμα που δίνουν ακριβή αποτελέσματα . Για $Re < 10^3$ η τριβή θα επικρατεί με αποτέλεσμα και η ροή πάνω από την αεροτομή να παραμένει στρωτή , ενώ θα μπορεί να επιλυθεί αριθμητικά . Για $10^3 < Re < 10^6$ έχουμε

μεταβατική περιοχή . Σε αυτή την περιοχή υπάρχει τυρβώδης , στρωτή και μεταβατική ροή , όλες αυτές επηρεάζουν τις δυνάμεις που ασκούνται στην αεροτομή και επομένως όλες πρέπει να μοντελοποιηθούν με ακρίβεια .

2.2 Αεροδυναμική σε χαμηλούς αριθμούς REYNOLDS

Οι πρώτες μελέτες αεροδυναμικής σε χαμηλούς αριθμούς πραγματοποιήθηκαν από τον Schmitz το 1930 . Αυτός χρησιμοποιώντας αεροδυναμική σήραγγα μέτρησε τις δυνάμεις που ασκούνταν σε αεροτομές (λεπτή επίπεδη πλάκα , λεπτή αεροτομή και αεροτομή N60) για Re στην περιοχή $2 \times 10^4 < Re < 2 \times 10^5$. Η μελέτη του έδειξε ότι για την αεροτομή υπήρχε ένας κρίσιμος αριθμός Re όπου η απόδοση άλλαζε σημαντικά .



Σχήμα 2.1

Σε αυτό το σχήμα:

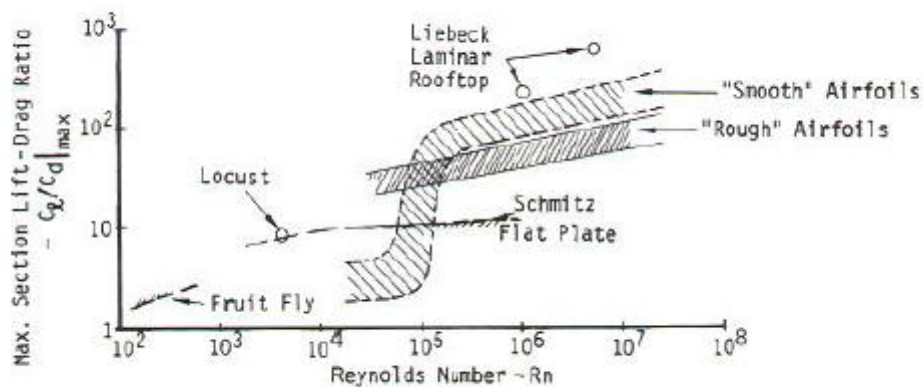
- ο συντελεστής c_l ονομάζεται c_d ενώ ο συντελεστής c_d ονομάζεται c_w

- είναι σχεδιασμένα μόνο τα maximum c_l το minimum c_d και το maximum c_l/c_d

Βλέπουμε ότι για τιμές μεγαλύτερες από τον κρίσιμο Re τα $\max c_l$ και $\max c_l/c_d$ είναι πολύ υψηλότερα από ότι για τιμές μικρότερες του κρίσιμου, ενώ το $\min c_d$ παρουσιάζει την αντίθετη συμπεριφορά. Αυτός ο κρίσιμος Re είναι παρόμοιος με την μεταβατική περιοχή τιμών Re για το οριακό στρώμα πάνω από μια επίπεδη πλάκα.

Όταν σε μια αεροτομή ο Re έχει μικρότερη τιμή από την κρίσιμη περιοχή τιμών του Re , η ροή κυριαρχείται από δυνάμεις συνεκτικότητας και είναι στρωτή πάνω από ολόκληρη την αεροτομή. Για τιμές του Re μεγαλύτερες από την κρίσιμη περιοχή, η ροή μετατρέπεται σε τυρβώδη σε κάποιο σημείο πάνω από την αεροτομή.

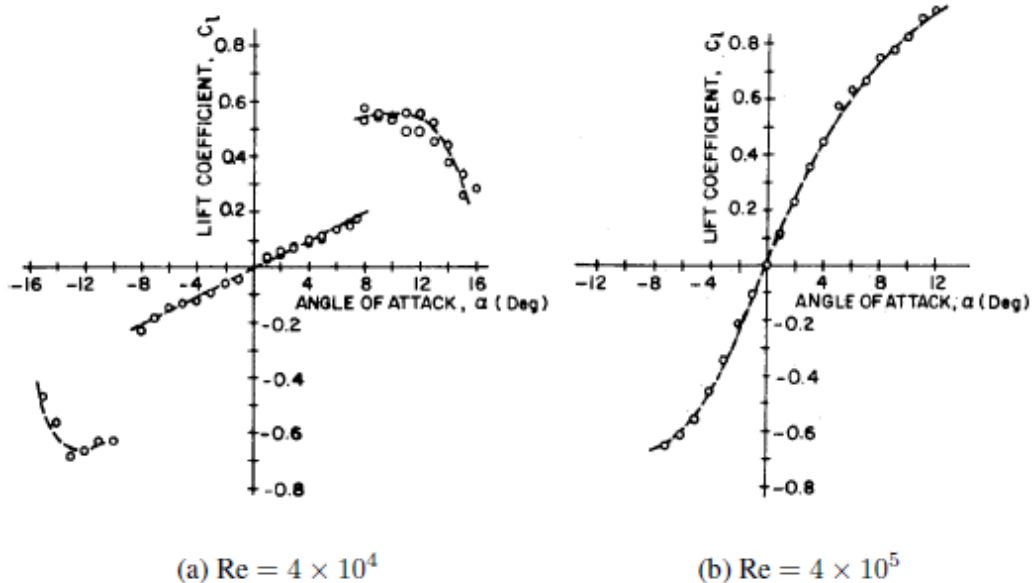
Τις επόμενες δεκαετίες τα αποτελέσματα του Schmitz επιβεβαιώθηκαν από τους Abbott, Riegels και Althaus. Για τις περισσότερες αεροτομές ο κρίσιμος Re βρίσκεται μεταξύ των τιμών 10^4 - 10^6 . Ο McMasters έφτιαξε ένα διάγραμμα σχεδιάζοντας τον λόγο lift/drag συναρτήσει του Re για διάφορες αεροτομές.



Σχήμα 2.2

Το διάγραμμα δείχνει ότι γενικά οι λείες αεροτομές έχουν μεγαλύτερο lift/drag λόγο από ότι οι μη λείες, σε υψηλούς αριθμούς Re . Όμως για $Re=10^5$ παρατηρείται μια μεγάλη μείωση του λόγου για τις λείες αεροτομές. Έτσι, για τις μη λείες ο λόγος lift/drag συνεχίζει να είναι σχεδόν γραμμικός, για τιμές του Re μικρότερες από 10^5 , ενώ, για τις λείες η απόδοση μειώνεται απότομα.

Ο Muller για να εξετάσει την αιτία της αλλαγής της απόδοσης πραγματοποίησε πειράματα μελετώντας μια αεροτομή NACA66₃-018 στην περιοχή τιμών $4 \times 10^4 < Re < 4 \times 10^5$, ώστε να βρει την αιτία στην οποία οφείλεται η αλλαγή στην απόδοση σε αυτούς τους χαμηλούς Re . Οι μετρήσεις lift που έγιναν για $Re=4 \times 10^4$ έδειξαν πολύ μεγάλη αλλαγή για $\alpha=8^\circ$ όπως φαίνεται στο σχήμα.



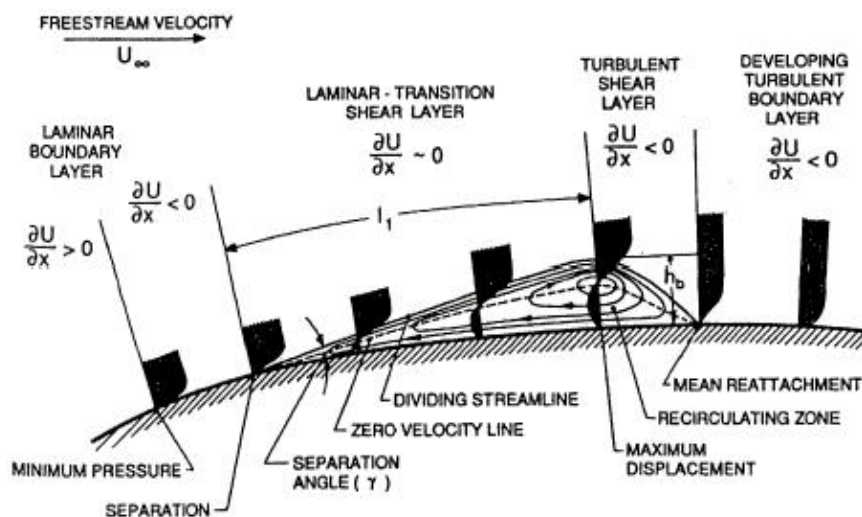
Σχήμα 2.3

Ωστόσο για $Re > 10^5$ ο c_l , βρέθηκε ότι αυξάνει γραμμικά με την γωνία α . Χρησιμοποιώντας οπτικοποίηση με καπνό ο Muller έδειξε ότι η μεγάλη αύξηση του c_l που παρουσιάστηκε για $Re = 4 \times 10^4$ και για γωνία $\alpha = 8^\circ$ οφείλεται στον σχηματισμό LSB (Laminar Separation Bubble)

Στη συνέχεια μελέτες και άλλων ερευνητών έχουν δείξει αλλαγή στην απόδοση των αεροτομών, συναρτήσει του αριθμού Re που οφείλεται στην εμφάνιση του LSB (η οποία εξαρτάται από το είδος της αεροτομής, τις διαστάσεις, την γωνία προσβολής).

2.3 Laminar Separation Bubble (LSB)

Η πιο συνηθισμένη εξήγηση για την περίεργη συμπεριφορά των αεροτομών στους χαμηλούς Re ($10^4 < Re < 10^5$) είναι η δημιουργία του LSB σε κάποια συγκεκριμένη γωνία προσβολής .



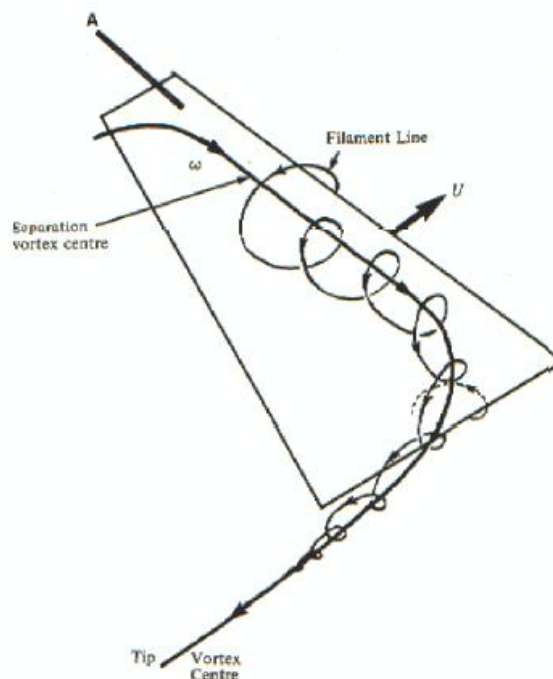
Σχήμα 2.4

Η δημιουργία ενός LSB φαίνεται στο σχήμα . Γενικά ξεκινάει με ένα στρωτό οριακό στρώμα που συναντά μια αντίθετα αυξανόμενη πίεση , η οποία προκαλεί την αποκόλληση του οριακού στρώματος . Το στρωτό αποκολλημένο στρώμα είναι ασταθές και μετατρέπεται σε τυρβώδες . Η τύρβη τότε μεταφέρει ορμή από την ελεύθερη ροή , διαμέσου του οριακού στρώματος , στην επιφάνεια . Όταν η μεταφορά της ορμής φτάσει κάποιο ικανό όριο , το τυρβώδες οριακό στρώμα επανακολλάται στην επιφάνεια , κλείνοντας έτσι την φυσαλίδα (Bubble) της αποκόλλησης .

2.4 Leading Edge Vortex (LEV)

Ένας άλλος τύπος στρωτής αποκόλλησης που ακολουθείται από επανακόλληση , στο πάνω τμήμα μιας αεροτομής , είναι ο σχηματισμός μιας σταθερής δίνης πάνω από το πτερόγιο . Όταν αυτή η δίνη δημιουργείται από την αποκόλληση που προκαλείται στο μέτωπο προσβολής της αεροτομής (leading edge) , ονομάζεται συχνά ως LEV(Leading Edge Vortex) . Μια LEV λοιπόν σχηματίζεται από την αποκόλληση στο μέτωπο προσβολής της αεροτομής . Η αποκόλληση συνεχίζεται στο πάνω τμήμα του πτερυγίου και σχηματίζει μια δίνη κοντά στο μέτωπο προσβολής . Η ροή εκτός της δίνης μπορεί να επανακολληθεί στην επιφάνεια της αεροτομής . Η δίνη σταθεροποιείται από την ροή στο πάνω μέρος της αεροτομής που έχει κατεύθυνση από την βάση του πτερυγίου (wing foot) προς την άκρη (wing tip) του . Αυτή η ροή σε συνδυασμό με την σχηματισμένη δίνη προκαλεί τον σχηματισμό μιας ελικοειδούς δίνης που κινείται πάνω στο πτερόγιο .

Το LEV ιστορικά έχει συνδεθεί μικρά (flapping wings) αιωρούμενα έντομα όπως είναι οι μύγες και οι μέλισσες . Ο Re για αυτά τα συστήματα ορίζεται ως : $Re = \frac{\omega c^2}{\nu}$, όπου , ω : η γωνιακή ταχύτητα του πτερυγίου , C : η μέγιστη του χορδή και ν : η κινηματική συνεκτικότητα .



Σχήμα 2.5

Οι πρώτες έρευνες για τα LEV οφείλονται σε παρατηρήσεις ασυνήθιστα υψηλών τιμών του C_L που παρουσίαζαν τα πτερύγια κάποιων εντόμων . Έχουν γίνει αρκετές έρευνες σε βιολογικά ιπτάμενα συστήματα , κυρίως σε έντομα , που δείχνουν ότι ο σχηματισμός LEV σε χαμηλούς Re παίζει καθοριστικό ρόλο στην διαμόρφωση της μηχανικής της ροής . Όμως δεν είναι καθορισμένο το πώς , που και πότε σχηματίζεται το LEV , καθώς και τον τρόπο ακριβώς , με τον οποίο επηρεάζει τις δυνάμεις στα πτερύγια .

Κεφάλαιο 3

Πειραματικές διατάξεις και όργανα που χρησιμοποιήθηκαν κατά την διεξαγωγή της εργασίας.

3.1 Σωλήνας Prandtl ή Pitot-Static

3.1.1 Περιγραφή σωλήνα Prandtl ή Pitot-Static

Με τη βοήθεια του οργάνου αυτού μετράται η δυναμική πίεση p_d σε μια θέση ενός πεδίου ροής .

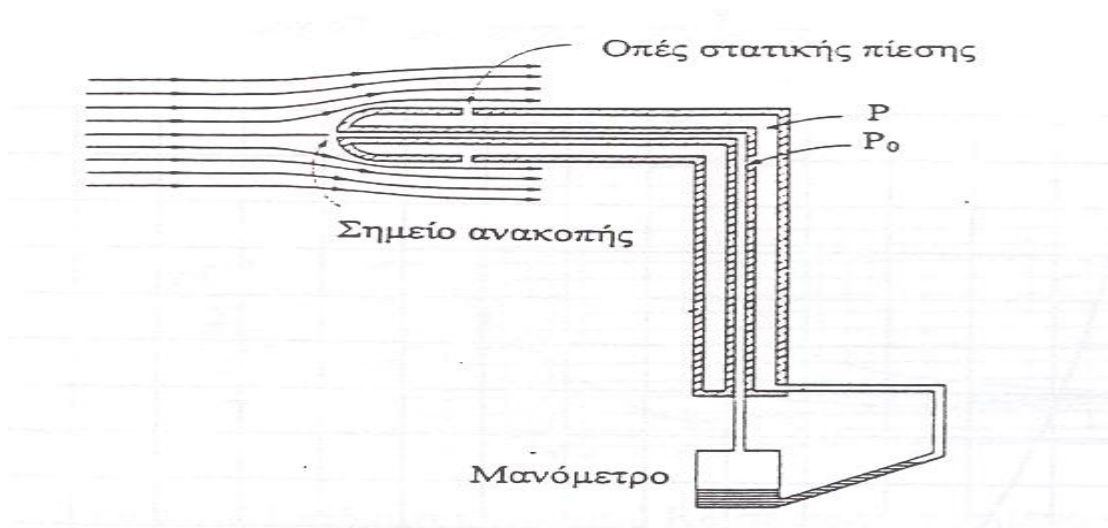
Είναι $p_d = \rho U^2 / 2$, όπου ρ η πυκνότητα του ρευστού και U , η ταχύτητά του

Σύμφωνα με το ν. Bernoulli ισχύει η σχέση: $p_0 - p = \frac{\rho U^2}{2}$

όπου p_0 , η ολική πίεση και p , η στατική πίεση.

Ο σωλήνας Prandtl ή Pitot-Static (στην διεθνή βιβλιογραφία χρησιμοποιούνται και οι δυο όροι) αποτελείται από έναν σωλήνα Pitot, ο οποίος σε κατάλληλη απόσταση από το ανοικτό του άκρο φέρει έναν αριθμό περιφερειακών οπών , των οποίων τα επίπεδα είναι παράλληλα στο διάνυσμα της ταχύτητας του πεδίου . Από την πρώτη οπή , της οποίας η διατομή είναι κάθετη στο διάνυσμα της ταχύτητας του πεδίου , γίνεται η μέτρηση της ολικής πίεσης, και από τις περιφερειακές η μέτρηση της στατικής πίεσης. Με τη βοήθεια ενός διαφορικού μορφοτροπέα πίεσης γίνεται η μέτρηση της διαφοράς της στατικής από την ολική πίεση δηλ της δυναμικής πίεσης.

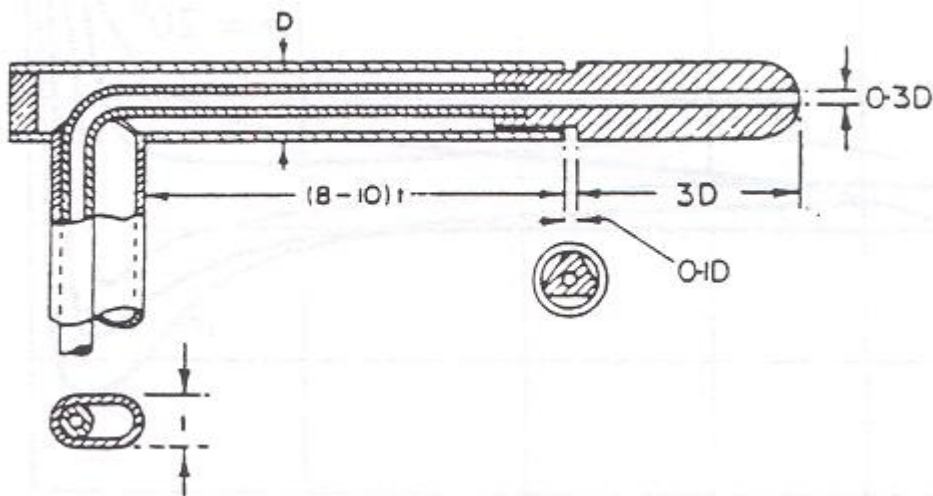
Μια τυπική μορφή ενός τέτοιου οργάνου φαίνεται στο σχήμα



Σχήμα 3.1

Παρατηρούμε ότι στο ρύγχος του σωλήνα, ο οποίος τοποθετείται παράλληλα και αντίθετα προς τη ροή, υπάρχει το άνοιγμα για την μέτρηση της ολικής πίεσης, ενώ σε μια απόσταση πιο πίσω υπάρχουν οι περιφερειακές οπές.

Από τον υπολογισμό της δυναμικής πίεσης μπορεί να υπολογιστεί τελικά η ταχύτητα του ρευστού, $U = \sqrt{\frac{2p_d}{\rho}}$



Σχήμα 3.2

Στο σχήμα φαίνεται ο σωλήνας που χρησιμοποίησε ο Prandtl, όπου αντί για οπές για την μέτρηση της στατικής πίεσης χρησιμοποίησε περιφερειακή εγκοπή.

3.1.2 Παράγοντες επίδρασης μετρήσεων με σωλήνα Pitot-Static

α) Προσανατολισμός

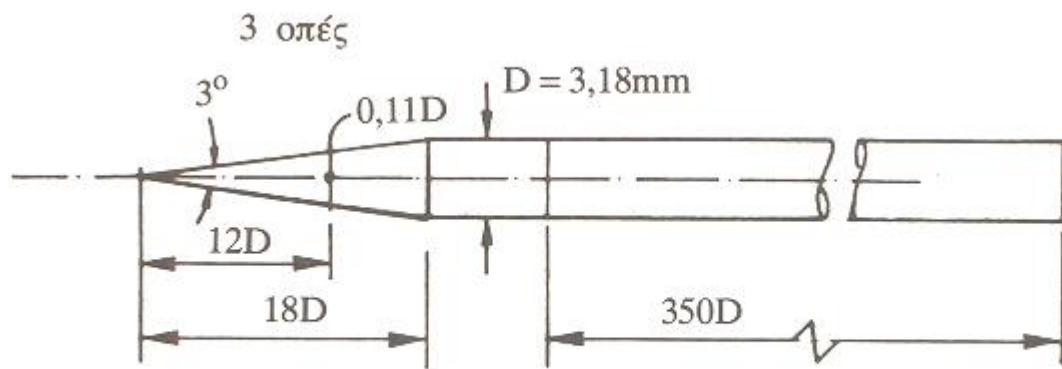
Εάν ο σωλήνας είναι υπό γωνία ως προς την κατεύθυνση της ροής, τότε η μετρούμενη δυναμική πίεση διαφέρει από την πραγματική, εξαρτώμενη από την γωνία αυτή και τη μορφή της κεφαλής.

β) Συμπιεστότητα

Για αριθμούς M μικρότερους από 0.2 (και επομένως μικρές σχετικά ταχύτητες) μπορεί να χρησιμοποιηθεί ο γνωστός τύπος του Bernoulli με ικανοποιητική ακρίβεια.

Για μεγαλύτερους M η συμπιεστότητα γίνεται έντονη οπότε απαιτείται διόρθωση και ειδικότερα στη διηχητική περιοχή (για M κοντά στην μονάδα). Μέχρι $M=0.9$ το σφάλμα της μέτρησης είναι μικρότερο από 5% της δυναμικής πίεσης. Αντιθέτως για $M=0.9$ έως $M \sim 1$ το σφάλμα μεταβάλλεται έντονα.

Σε υπερηχητικές ροές αυτές χρησιμοποιούνται συνήθως σωλήνες κωνικού σχήματος για τον περιορισμό της μείωσης της ολικής πίεσης .



Σωλήνας στατικής πίεσης για υπερηχητική ροή

Σχήμα 3.3

γ) Επίδραση συνεκτικότητας

Στις χαμηλές ταχύτητες η δράση της συνεκτικότητας είναι σημαντική με αποτέλεσμα να μη ισχύει ο νόμος του Bernoulli, συγκεκριμένα για την περιοχή $10 < Re < 100$.

Πρέπει γενικώς οι μετρούμενες ταχύτητες στον αέρα να είναι μεγαλύτερες από 1.2m/s για ένα σωλήνα εξωτερικής διαμέτρου 8mm .

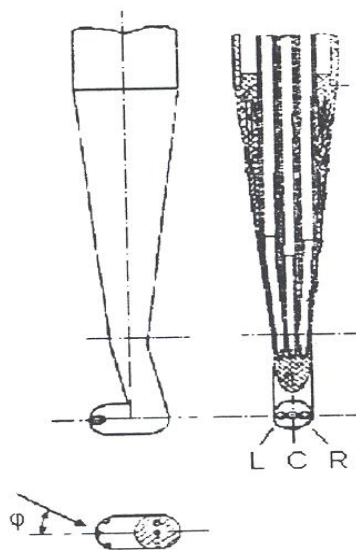
δ) Επίδραση τύρβης

Στην περίπτωση μετρήσεως ταχυτήτων σε τυρβώδες πεδίο ροής η στιγμιαία τιμή της ταχύτητας μετριέται μεγαλύτερη από την πραγματική της τιμή .

3.2 Σωλήνας Pitot 3-5 οπών.

Ο σωλήνας Pitot και ο σωλήνας Pitot-static ή Prandtl για να μας δώσουν σωστά αποτελέσματα θα πρέπει να τοποθετηθούν παράλληλα στο διάνυσμα της ταχύτητας του ρευστού . Αυτό το γεγονός αποτελεί έναν επιπλέον περιορισμό στη χρήση των οργάνων αυτών , πέραν του ότι υπεισέρχεται σημαντικό σφάλμα στις μετρήσεις εάν τοποθετηθούν υπό κλίση στο πεδίο ροής . Είναι δυνατό χρησιμοποιώντας τους να προσδιοριστεί το διάνυσμα της ταχύτητας του πεδίου αλλά δεν είναι εύκολη διαδικασία . Επομένως δεν μπορούν να δώσουν πληροφορίες για το διάνυσμα της ταχύτητας , εάν τοποθετηθούν σε άγνωστο πεδίο ροής.

Για να προσδιορισθεί το διάνυσμα της ταχύτητας σε ένα άγνωστο πεδίο ροής χρησιμοποιούνται σωλήνες Pitot 3 ,5 και 7 οπών.

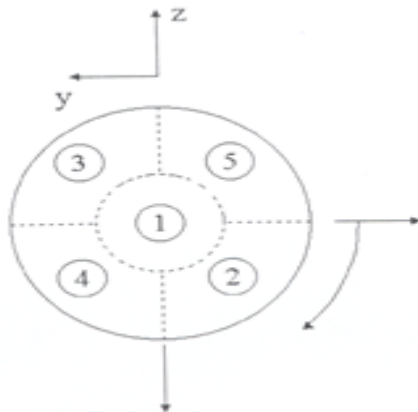


Σχήμα 3.4 Σωλήνας τριών οπών

Ο σωλήνας τριών οπών , η διάταξη των οποίων φαίνεται στο σχήμα , πραγματοποιεί μετρήσεις στο επίπεδο που ορίζουν τα κέντρα των τριών οπών και είναι κατάλληλος κυρίως για μετρήσεις σε δισδιάστατα πεδία ταχυτήτων . Οι οπές είναι συνήθως τοποθετημένες σε συμμετρική διάταξη . Ο σωλήνας τοποθετείται στο πεδίο ροής κατά τέτοιο τρόπο , ώστε το διάνυσμα της ταχύτητας να σχηματίζει γωνία ϕ σε σχέση με κάποια διεύθυνση αναφοράς ως προς το επίπεδο των οπών.

Από τον σωλήνα προκύπτουν τρεις τιμές πίεσης: P_L , P_R και P_C , οι οποίες αντιστοιχούν στην αριστερή στην δεξιά και στην κεντρική οπή. Οι τιμές αυτές όμως δεν ταυτίζονται με την στατική και ολική πίεση στην θέση λήψης της μέτρησης. Για να προκύψουν οι τιμές αυτές από τις τρεις τιμές που ελήφθησαν χρησιμοποιούμε τις καμπύλες βαθμονόμησης, (που προεκυψαν κατά την διαδικασία βαθμονόμησης του σωλήνα) προκύπτει η γωνία ϕ , με κάποιο περιθώριο σφάλματος.

Ο σωλήνας πέντε οπών είναι παρόμοιος λογικής με τον σωλήνα τριών οπών, αλλά χρησιμοποιείται και για τον προσδιορισμό του διανύσματος της ταχύτητας σε τρισδιάστατα πεδία ροής. Η μορφή του σε τομή φαίνεται στο σχήμα



Σχήμα 3.5

Το μειονέκτημα του είναι ότι δίνει ικανοποιητικά αποτελέσματα μόνο σε περιπτώσεις στις οποίες η διεύθυνση της ροής σχηματίζει γωνία μικρότερη των 35° ως προς τον άξονα του σωλήνα.

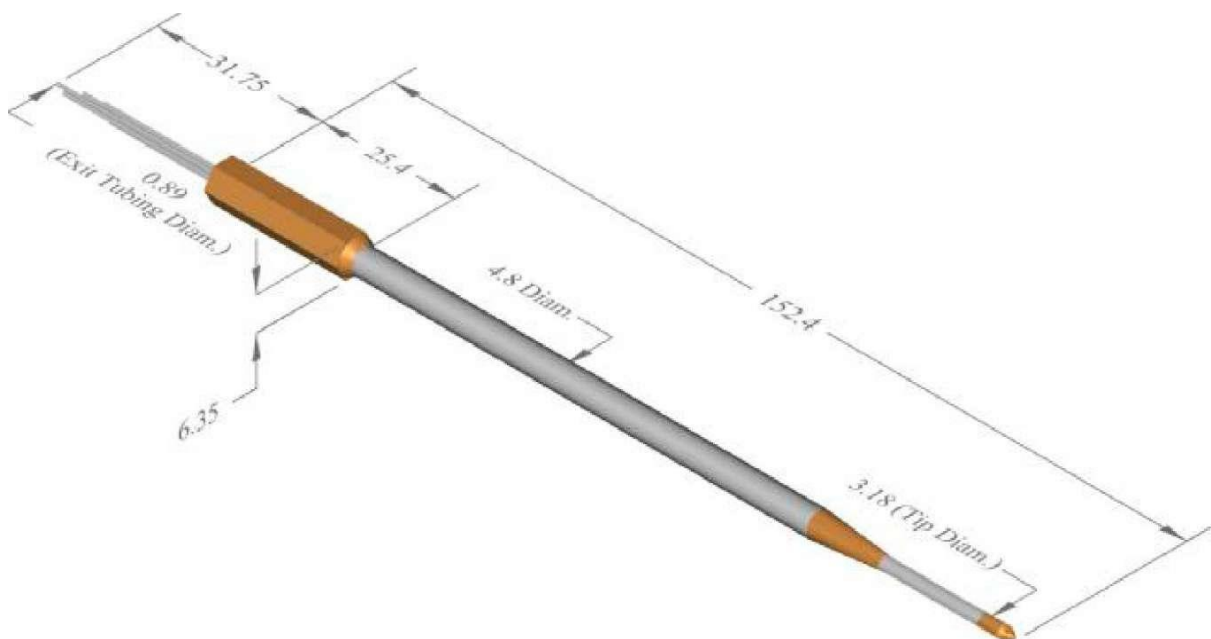
3.3 Ο σωλήνας των επτά οπών.

Ο σωλήνας τριών οπών δίνει ικανοποιητικά αποτελέσματα για δισδιάστατα πεδία ροής, ενώ ο σωλήνας πέντε οπών δίνει μεν αποτελέσματα για τρισδιάστατα πεδία ροής, ωστόσο αυτά είναι ακριβή μόνο στην περίπτωση που η διεύθυνση της ροής σχηματίζει μικρή γωνία (μέχρι 35°) ως προς τον άξονα του.

Για την εύκολη πραγματοποίηση μετρήσεων σε άγνωστα πεδία ροής καθώς και σε μεγάλες γωνίες ροής, κατασκευάστηκε ο σωλήνας επτά οπών. Ο σωλήνας επτά οπών

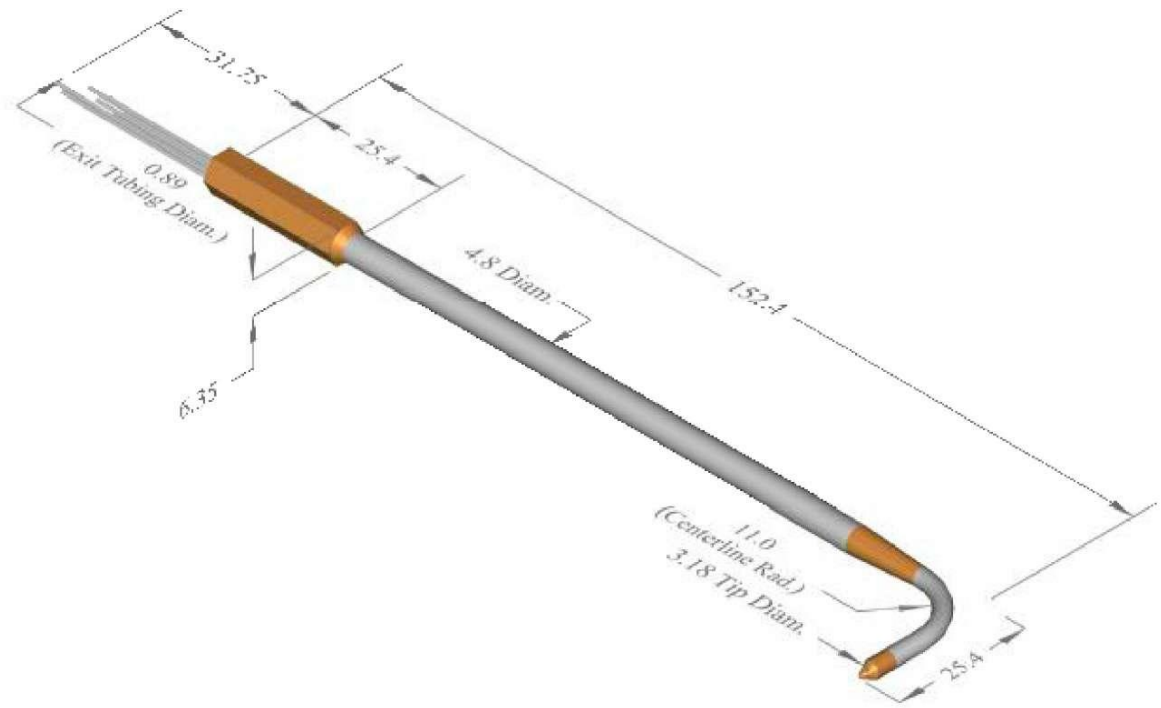
τοποθετείται μέσα σε άγνωστο πεδίο ροής και μας δίνει ακριβείς μετρήσεις των τριών συνιστωσών της ταχύτητας , της ολικής και στατικής πίεσης της πυκνότητας , του ιξώδους , της ολικής και στατικής θερμοκρασίας των αριθμών Reynolds και Mach .Οι μετρήσεις είναι ακριβείς για διεύθυνση της ροής που σχηματίζει γωνία μέχρι και 70° ως προς τον άξονα του . Σε περίπτωση μόνιμης ροής ,ο σωλήνας επτά οπών μπορεί να πραγματοποιήσει μετρήσεις ακριβείας και για γωνίες ροής μέχρι και 75° . Η βαθμονόμηση του σωλήνα γίνεται μόνο μια φορά στο τέλος της κατασκευής του και είναι ιδιαίτερα απαιτητική διαδικασία στην οποία όμως βασίζεται η σωστή λειτουργία του .Το μειονέκτημα του είναι ότι έχει χαμηλή συχνότητα απόκρισης και ότι προκαλεί μικρή παρέμβαση στην ροή (παρέμβαση προκαλούν και οι άλλοι σωλήνες που αναφέραμε).

Ο σωλήνας επτά οπών είναι στην ουσία ένας κυλινδρικός σωλήνας στο εσωτερικό του οποίου έχουν τοποθετηθεί επτά μικρότεροι σωλήνες διαφορετικού μεγέθους μεταξύ τους . Το κενό μεταξύ των επτά σωλήνων πληρώνεται με σύρμα από χάλυβα ώστε να είναι αδύνατη η σχετική τους κίνηση .Οι επτά σωλήνες είναι ευθυγραμμισμένοι στο εσωτερικό του μεγαλύτερου ,έτσι ώστε να υπάρχει όσο το δυνατόν μεγαλύτερη ακρίβεια στις επτά διαφορετικές πιέσεις εισόδου .Μια τυπική μορφή του σωλήνα επτά οπών φαίνεται στο σχήμα

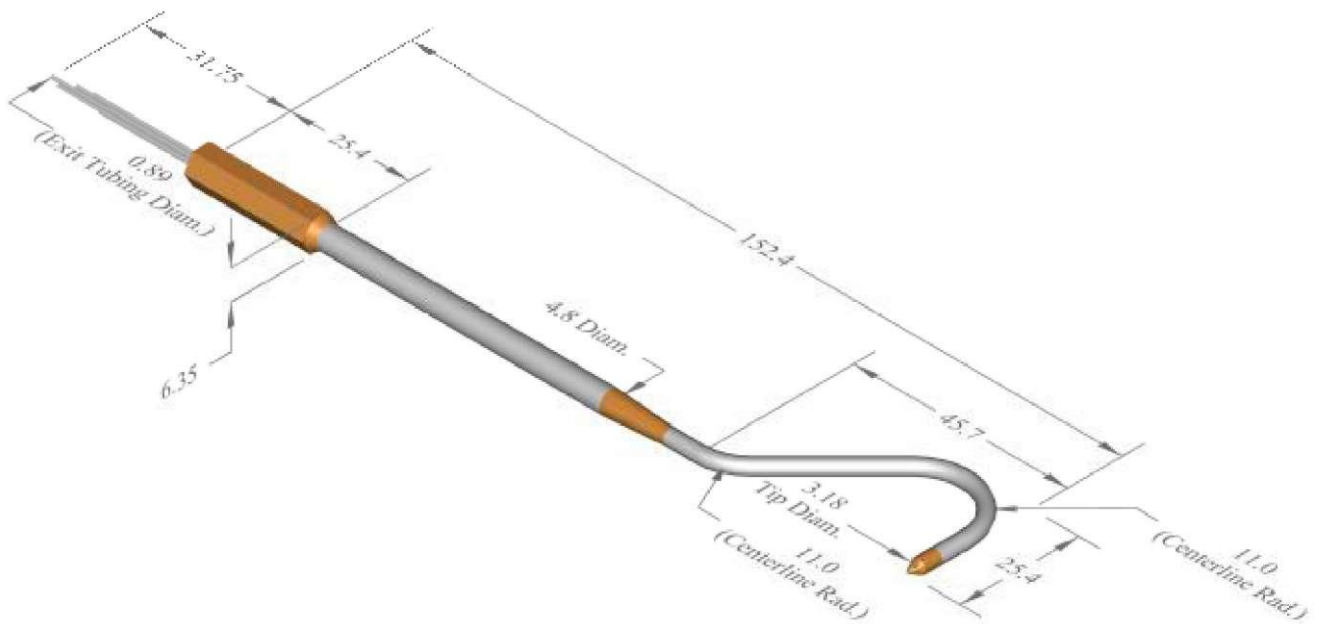


Σχήμα 3.6 Ευθύγραμμος κωνικός σωλήνας επτά οπών.

Ο σωλήνας επτά οπών κατασκευάζεται και σε άλλες γεωμετρίες ,εκτός του συμβατικού ευθύγραμμου κωνικού σωλήνα του σχήματος, τα πιο συνηθισμένα σχήματα είναι αυτό του σχήματος L καθώς και του σχήματος κόμπρα όπως φαίνεται στα σχήματα.

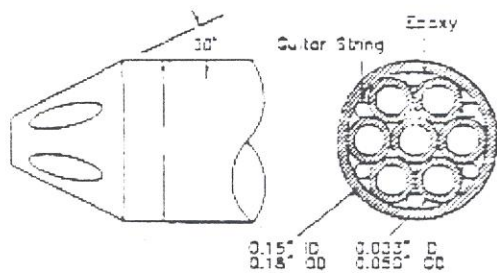


Σχήμα 3.7 Σωλήνας επτά οπών σχήματος L,



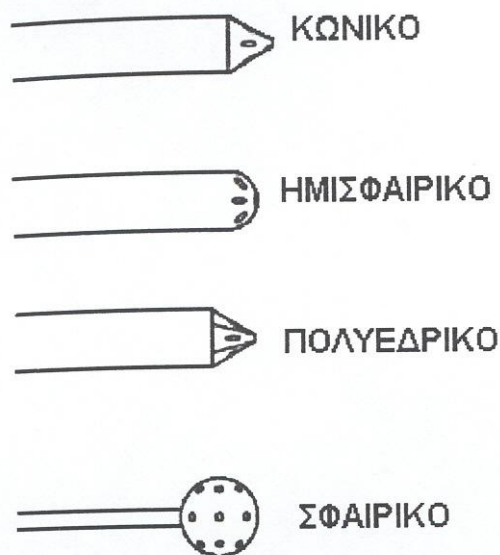
Σχήμα 3.8 Σωλήνας επτά οπών σχήματος κόμπρα.

Όπως αναφέρθηκε και στα προηγούμενα , το μεγάλο μειονέκτημα του σωλήνα επτά οπών είναι ότι προκαλεί παρέμβαση στο πεδίο ροής στο οποίο εισάγεται . Για να ελαχιστοποιηθεί η επίδραση αυτή ,ο σωλήνας κατασκευάζεται με όσο το δυνατόν μικρότερες διαστάσεις . Στο σχήμα φαίνεται η τυπική κωνική κεφαλή του σωλήνα.



Σχήμα 3.9 Τυπική κωνική κεφαλή σωλήνα επτά οπών

Στην τυπική μορφή του ,ο σωλήνας επτά οπών έχει κωνική ακμή .Στο σχήμα φαίνονται οι διάφοροι τρόποι με τους οποίους κατασκευάζεται η ακμή του σωλήνα.

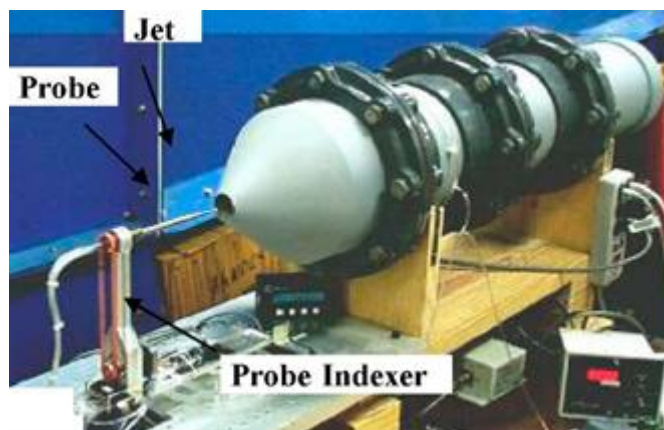


Σχήμα 3.10 Διάφορες μορφές της κεφαλής του σωλήνα επτά οπών.

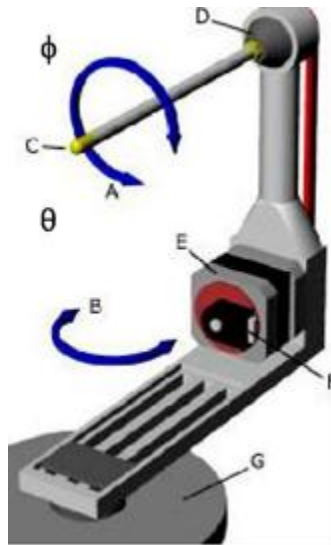
3.4 Βαθμονόμηση του σωλήνα επτά οπών.

Η βαθμονόμηση του σωλήνα επτά οπών είναι ουσιαστική για την σωστή λειτουργία του κατά την είσοδό του σε πεδίο ροής το οποίο καλείται να αναλύσει . Η διαδικασία αυτή καθορίζει τη σχέση μεταξύ του των μετρούμενων πιέσεων και του πραγματικού διανύσματος της ταχύτητας του πεδίου ροής.

Η διαδικασία της βαθμονόμησης αποτελείται από την τοποθέτηση του σωλήνα pitot 7 οπών σε ένα πεδίο ροής με γνωστές όλες τις παραμέτρους που το συνιστούν (μετρό και διεύθυνση του διανύσματος της ταχύτητας , της πυκνότητας , της θερμοκρασίας , της στατικής πίεσης , κ.α.) ο οποίος στη συνέχεια περιστρέφεται σε περισσότερους από 2000 διαφορετικούς προσανατολισμούς ως προς το διάνυσμα της ταχύτητας του πεδίου . Η κεφαλή του σωλήνα παραμένει σε όλη την διαδικασία στην ίδια θέση . Καταγράφονται λοιπόν σε κάθε προσανατολισμό οι πιέσεις που μετρά ο σωλήνας καθώς και η δυναμική πίεση του ελευθέρου ρεύματος της ροής του αέρα . Έτσι δημιουργείται ένας χάρτης βαθμονόμησης . Τα συνηθισμένα όργανα που χρησιμοποιούνται για αυτή την διαδικασία είναι μια αεροδυναμική σήραγγα που δημιουργεί το γνωστό πεδίο , μια συσκευή που αυτόματα περιστρέφει ,σε προκαθορισμένες βέβαια θέσεις , τον σωλήνα pitot 7 οπών , καθώς και το σύστημα καταγραφής των μετρήσεων .



Σχήμα 3.11 Εγκατάσταση βαθμονόμησης σωλήνα pitot 7 οπών



Σχήμα 3.12 Μηχάνημα για την αυτοματοποιημένη περιστροφή του σωλήνα pitot 70πων για την διαδικασία της βαθμονόμησης.

Μετά το πέρας της βαθμονόμησης ,δεν απαιτείται εκ νέου βαθμονόμηση , εκτός της περίπτωσης που ο σωλήνας φθαρεί.

3.5 Οπτικοποίηση της ροής .

Στην μηχανική των ρευστών χρησιμοποιούμε την οπτικοποίηση του πεδίου ροής , με σκοπό να αποκτήσουμε την εικόνα ολόκληρου του πεδίου ροής . Όμως επειδή στις περισσότερες περιπτώσεις , όπως γνωρίζουμε , τα ρευστά, υγρά ή αέρια, είναι διαφανή ή έχουν ομοιογενή χαρακτηριστικά ,η κίνηση τους δεν γίνεται αντιληπτή από το ανθρώπινο μάτι ή από τα όργανα που χρησιμοποιούνται για να αποτυπώσουν την εικόνα (φωτογραφική μηχανή, βίντεο) του πεδίου ροής . Άρα για να γίνει αντιληπτή και επομένως και να αποτυπωθεί η κίνηση των στοιχείων του ρευστού δηλαδή για να δημιουργηθεί μία εικόνα του υπό μελέτη πεδίου ροής πρέπει να καταφύγουμε σε κάποιες τεχνικές , δηλαδή στην οπτικοποίηση του πεδίου ροής. Η οπτικοποίηση μιας ροής είναι ένα από τα βασικά εργαλεία στη μελέτη ρευστομηχανικών προβλημάτων. Διαφέρει αρκετά από άλλες πειραματικές μεθόδους δεδομένου ότι έχει τη δυνατότητα να απεικονίζει βασικά χαρακτηριστικά ενός πεδίου ταχύτητας, μιας ροής, καθιστώντας τα προσιτά στην οπτική αντίληψη του παρατηρητή. Πρωτοπόροι σε πειράματα οπτικοποίησης ήταν οι Reynolds, Prandtl και Mach.

Η οπτική απεικόνιση είναι ένα εξαιρετικά χρήσιμο εργαλείο . Τα συμπεράσματα που μπορεί να εξάγει κανείς είναι κυρίως ποιοτικά και λιγότερο ποσοτικά. Οι πληροφορίες σχετικά με τα χαρακτηριστικά αλλά και τη δυναμική εξέλιξη διαφόρων ροών είναι ίσως και το βασικό πλεονέκτημα της μεθόδου. Επιπλέον η χρήση τέτοιων μεθόδων κρίνεται πολλές φορές απαραίτητη ακόμη και στο σχεδιασμό πειραματικών διατάξεων. Οι δυνατότητες που παρέχουν οι οπτικές μέθοδοι στην προσπάθεια διερεύνησης των φυσικών μηχανισμών που διέπουν ένα ροϊκό φαινόμενο αν και σημαντικές δεν πρέπει παράλληλα να υπερεκτιμώνται καθώς μπορεί να οδηγήσουν σε λαθεμένα συμπεράσματα .

Όμως από την οπτικοποίηση μίας ροής, εκτός από τη συνολική ποιοτική εικόνα του πεδίου είναι δυνατή και η εξαγωγή ποσοτικών χαρακτηριστικών μεγεθών, όπως π.χ. της ταχύτητας σε ορισμένες θέσεις, εάν φυσικά εφαρμοσθεί η κατάλληλη τεχνική. Η οπτικοποίηση ως τεχνική μέτρησης παρουσιάζει σημαντικό πλεονέκτημα σε σύγκριση με άλλες μεθόδους μέτρησης της ταχύτητας λόγω της μηδενικής της λεπτότητας (δεν επηρεάζει το μετρούμενο μέγεθος όπως θα έκανε ένα σωλήνας Pitot ή άλλο αισθητήριο ,όσο μικρό σε μέγεθος και εάν γίνει). Συνεπώς είναι κατάλληλη για μετρήσεις στις οποίες άλλες μέθοδοι θα αστοχούσαν, όπως για την διερεύνηση των συνθηκών μετάβασης από την στρωτή στην τυρβώδη ροή. Ένα άλλο πλεονέκτημα είναι ότι η οπτικοποίηση δίνει μια συνολική εικόνα ενός πεδίου ενώ με κάθε άλλη μέθοδο δεν γίνεται μέτρηση παρά σε ένα συγκεκριμένο σημείο.

3.5.1 Ταξινόμηση τεχνικών οπτικοποίησης .

Οι τεχνικές οπτικοποίησης είναι δυνατόν να ταξινομηθούν, σε τρεις κατηγορίες.

Η πρώτη κατηγορία περιλαμβάνει τις τεχνικές στις οποίες ένα ξένο σώμα το οποίο είναι ορατό , προστίθεται στην ροή του ρευστού, υγρού ή αέριου. Το ξένο αυτό σώμα πρέπει προφανώς να είναι ορατό και υπό ορισμένες συνθήκες (όταν π.χ. τα σωματίδια του ξένου σώματος είναι σχετικά μικρά και η πυκνότητά τους δεν διαφέρει σημαντικά από αυτή του ρευστού) είναι δυνατόν να θεωρηθεί ότι η κίνηση του είναι ταυτόσημη (έχει την ίδια ταχύτητα) με την κίνηση του στοιχείου του ρευστού του οποίου την θέση καταλαμβάνει. Άρα η τεχνική αυτή της οπτικοποίησης είναι έμμεση επειδή δεν γίνεται παρατήρηση της κίνησης των ίδιων των στοιχείων του ρευστού. Οι τεχνικές αυτής της κατηγορίας δίνουν εξαιρετικά αποτελέσματα στην περίπτωση που εφαρμόζονται σε μόνιμες ροές. Στην περίπτωση όμως των μη μόνιμων ροών τα σφάλματα μπορεί να είναι πολύ μεγάλα που οφείλονται στο πεπερασμένο μέγεθος των ξένων σωματιδίων.

Η δεύτερη κατηγορία περιλαμβάνει τις τεχνικές που βασίζονται στις μεταβολές της πυκνότητας του αερίου που οφείλονται στο πεδίο της πίεσης ή της θερμοκρασίας του ρευστού (η μεταβολή της πυκνότητας των υγρών είναι ελάχιστη): η μεταβολή της πυκνότητας του αερίου συνεπάγεται αντίστοιχη μεταβολή του δείκτη διαθλάσεως η οποία είναι δυνατόν να γίνει αισθητή με κατάλληλες οπτικές μεθόδους .Άρα πρόκειται για μέθοδο που δεν είναι δυνατόν να εφαρμοσθεί παρά σε συμπιεστές ροές. Μία ομοιόμορφης έντασης δέσμη φωτός που διαπερνά την συμπιεστή ροή προσπίπτει σε φωτοευαίσθητη επιφάνεια (π.χ. φωτογραφικό φιλμ) αποτυπώνοντας τις μεταβολές της πυκνότητας και άρα της πίεσης. Οι τεχνικές αυτές δεν επηρεάζουν την εξεταζόμενη ροή (μηδενική λεπτότητα), όμως η εξαγωγή ποσοτικών μεγεθών είναι δύσκολη λόγω του ότι η εικόνα που προκύπτει είναι αποτέλεσμα ολοκλήρωσης του φαινομένου σε ολόκληρη την διαδρομή της δέσμης δια του ρευστού.

Η τρίτη κατηγορία τεχνικών οπτικοποίησης περιλαμβάνει τεχνικές που μπορεί να θεωρηθούν ως συνδυασμός των δύο προηγούμενων κατηγοριών με την διαφορά ότι αντί για ξένα σωματίδια προστίθεται στην ροή μία μορφή ενέργειας υπό μορφή θερμότητας ή ηλεκτρικής εκκένωσης. Τα στοιχεία του ρευστού διαφοροποιούνται από το ποσόν της ενέργειας που απορροφούν (θερμοκρασιακές μεταβολές) και γίνονται αντιληπτά από οπτικές μεθόδους. Οι τεχνικές αυτές επηρεάζουν, περισσότερο ή λιγότερο, την ίδια την ροή λόγω της ενέργειας που απορροφάται από αυτή και εφαρμόζονται περισσότερο στην περίπτωση ροής αερίου χαμηλής πυκνότητας.

Τέλος υπάρχουν και διάφορες τεχνικές οπτικοποίησης που δεν είναι δυνατόν να ταξινομηθούν σε μία από τις προηγούμενες τρεις κατηγορίες.

3.5.2 Χρωστικές ουσίες στην επιφάνεια του σώματος

Σύμφωνα με την τεχνική αυτή η εξωτερική επιφάνεια του μοντέλου που έρχεται σε επαφή με την ροή επιστρώνεται με ειδική χρωστική ουσία, συνήθως κατά λουρίδες κάθετες σχεδόν προς την μέση διεύθυνσης της ροής. Η ροή παρασύρει την χρωστική ουσία κατά την διεύθυνση των γραμμών ροής και αποτυπώνεται στην επιφάνεια του μοντέλου. Με την τεχνική αυτή αποδίδεται μία ποιοτική εικόνα των γραμμών ροής, είναι όμως δυνατός ο προσδιορισμός μιας ζώνης ανακυκλοφορίας και του σημείου αποκόλλησης της ροής. Η χρησιμότητα της μεθόδου είναι ιδιαίτερα εμφανής στην διερεύνηση της ροής γύρω από τρισδιάστατο σώμα. Προφανώς πρόκειται για μία μέθοδο που δεν είναι δυνατόν να εφαρμοσθεί σε μη μόνιμη ροή. Η χρωστική αυτή ουσία πρέπει να έχει την κατάλληλη ρευστότητα ώστε να μην «τρέχει» υπό την επίδραση της βαρύτητας και να παρασύρεται από την ροή παρά μόνο όταν η ταχύτητα ξεπεράσει κάποια τιμή. Τα χαρακτηριστικά αυτά εξαρτώνται από την συνεκτικότητα και την επιφανειακή τάση της χρωστικής ουσίας.

Η οπτικοποίηση της επιφανειακής ροής είναι μια καθιερωμένη τεχνική που χρησιμοποιείται για να βοηθήσει στην κατανόηση ιδιαίτερα σύνθετων πεδίων ροών (τρειςδιάστατων κυρίως ροών). Η τεχνική αυτή χρησιμοποιείται στις αεροδυναμικές σήραγγες και περιστασιακά και σε αεροσκάφη κατά την διάρκεια της πτήσης. Συγκεκριμένα, για τις αεροδυναμικές σήραγγες (blowdown tunnel) υψηλών ταχυτήτων, μια δημοφιλής τεχνική οπτικοποίησης της ροής είναι με την χρήση λαδιού ή με την χρήση χρωματισμένων σταγόνων λαδιού. Κατά την τεχνική αυτή, ένα μίγμα που αποτελείται από ένα ρευστό-φορέα όπως είναι το silicon oil ή η κηροζίνη και μια χρωστική ουσία όπως το TiO_2 ή η κονιοποιημένη κιμωλία (κοινή των τάξεων), επιστρώνεται στην επιφάνεια του αντικειμένου προς εξέταση (συνήθως ο κάθε ερευνητή έχει την δική του συνταγή για την κατασκευή του μίγματος). Ένα ρευστό-φορέας όπως το silicon-oil ή το λάδι μηχανών απαιτεί μεγάλο χρονικό διάστημα για να στεγνώσει, με άλλα λόγια, ο χρόνος που απαιτείται για να σχηματιστεί μια εικόνα των γραμμών ροής της επιφάνειας (flow pattern) είναι αρκετά μεγάλος, χαρακτηριστικά πάνω από 10s. Μερικοί ερευνητές προτιμούν την κηροζίνη που εξατμίζεται γρήγορα στο περιβάλλον (της χαμηλής πίεσης) των περισσότερων αεροδυναμικών σήραγγων. Κατά την χρησιμοποίηση της κηροζίνης, η εικόνα της ροής στην επιφάνεια διαμορφώνεται με την εκλέπτυνση του μίγματος και από την εξάτμιση του υγρού-φορέα. Στην οπτικοποίηση με χρήση χρωματισμένων σταγόνων λαδιού (oil-dot), οι χρωματισμένες σταγόνες που συνθέτουν παρόμοια μίγματα όπως κατά την οπτικοποίηση της ροής με λάδι απλώνονται στην επιφάνεια. Μια εικόνα των γραμμών ροής σχηματίζεται στην επιφάνεια, κατά την ροή του αέρα πάνω από την αυτήν. Συγκρίνοντας τις δύο μεθόδους, φαίνεται ότι η απεικόνιση της ροής με λάδι εμφανίζεται να είναι ευκολότερη μέθοδος από την απεικόνιση με oil-dot ενώ παράγει και εικόνα με υψηλότερη ανάλυση. Όταν η χρωστική ουσία είναι υπό μορφή μικροσκοπικών κόκκων,

όπως συμβαίνει με την κιμωλία, σχηματίζονται μακριές, λεπτές ρίγες που βοηθούν στην ερμηνεία της επιφανειακής ροής.

Η μορφολογία της επιφάνειας κατά την παρουσία του τρισδιάστατης αποκόλλησης έχει αποτελέσει το αντικείμενο μεγάλης ανάλυσης κατά τη διάρκεια των προηγούμενων πέντε δεκαετιών. Το αρχικό ενδιαφέρον ήταν η κατανόηση της τοπολογίας της επιφάνειας και της ερμηνείας του πεδίου ροής βασισμένοι στη μορφολογία των γραμμών ροής στην επιφάνεια καθώς και σε συμπληρωματικές μετρήσεις. Η δυνατότητα να παραχθούν αριθμητικές προσομοιώσεις έχει επίσης επιτρέψει στο να μπορούν οι ροϊκές γραμμές να οπτικοποιηθούν αριθμητικά. Μορφολογίες των επιφανειακών ροών που κατασκευάστηκαν με πειραματικές και αριθμητικές μεθόδους έχουν χρησιμοποιηθεί σε συνδυασμό για την παρά πέρα διερεύνηση σύνθετων ροών. Τώρα είναι γενικά αποδεκτό ότι με χρήση σε επιφάνειες, λαδιού, μπορεί να προσδιοριστεί με ακρίβεια το πεδίο ροής της επιφάνειας, εκτός από τη γραμμή αποκόλλησης. Ο Squire έδειξε ότι η αύξηση του πάχους του στρώματος λαδιού σε κάποια ιδιόμορφα σημεία, μπορεί να οδηγήσει σε λάθος κατά την εκτίμηση της αποκόλλησης. Η μη μονιμότητα του πεδίου που προκαλείται από φαινόμενα κρούσης περιπλέκει επίσης την απεικόνιση της γραμμής αποκόλλησης και κατά συνέπεια και της γραμμής επανακόλλησης. Επιπλέον, στον αποκαλούμενο *open separation*, οι γραμμές αποκόλλησης δεν μπορούν να απεικονιστούν καλά. Αυτό συμβαίνει επειδή η ταχύτητα της ροής παραμένει αρκετά υψηλή γεγονός που μπορεί να οδηγήσει στο να απομακρυνθεί ένα μεγάλο μέρος του μίγματος και να μείνει μόνο ένα υπόλειμμα.

Η οπτικοποίηση της επιφανειακής ροής θεωρείται γενικά ποιοτική μέθοδος. Ίσως οι τοπολογικές πτυχές κατά τον προσδιορισμό των ιδιομορφιών της κάθε επιφάνειας να μπορούν να θεωρηθούν ποσοτικές. Εντούτοις, η τεχνική αυτή έχει χρησιμοποιηθεί αποτελεσματικά για την ποσοτικοποίηση των χαρακτηριστικών γνωρισμάτων όπως, η αποκόλληση και επανακόλληση από δυο ή τριών διαστάσεων κρουστικών κυμάτων, οι αλληλεπιδράσεις του οριακού στρώματος κ.α. Σε αυτές τις μεθόδους, το ξηρό υπόλειμμα (του μίγματος) μεταφέρεται από την επιφάνεια με ένα μεγάλο κομμάτι της διαφανούς κολλητικής ταινίας επάνω σε χαρτί. Τα χαρακτηριστικά γνωρίσματα προσδιορίζονται και ψηφιοποιούνται έπειτα με το χέρι.

Η εμφάνιση του hardware και software για την ψηφιοποίηση εικόνων έχει δώσει μεγάλη ώθηση στην χρησιμοποίηση της μεθόδου της οπτικοποίησης.

3.6 Αεροδυναμικές σήραγγες

Οι αεροδυναμικές σήραγγες είναι εργαστηριακές εγκαταστάσεις για την ελεγχόμενη προσομοίωση των συνθηκών που συναντάει ένα όχημα ή γενικότερα ένα σώμα κατά την κίνησή του. Ποτέ, όμως οι δοκιμές στις σήραγγες δεν θα πάψουν να είναι εργαστηριακές προσομοιώσεις και όχι δοκιμές σε πραγματικές συνθήκες.

Οι αεροδυναμικές σήραγγες χρησιμοποιούνται για την επίλυση και διερεύνηση των διαφόρων προβλημάτων που εμφανίζονται στην σχεδίαση και βελτίωση των οχημάτων, ή γενικότερα όλων των αντικειμένων που κινούνται σε κάποιο ρευστό.

Μερικές από τις λειτουργίες που συνήθως γίνονται στην αεροδυναμική σήραγγα είναι οι εξής:

- Μέτρηση άνωσης-αντίστασης σε αεροσκάφη, ελικόπτερα, πυραύλους και επίγεια οχήματα.
- Χαρακτηριστικές καμπύλες άνωσης, αντίστασης και ροπής αεροτομών και πτερύγων.
- Στατική ευστάθεια αεροσκαφών και πυραύλων.
- Δυναμική ευστάθεια τμημάτων αεροσκαφών.
- Επιφανειακή κατανομή πίεσης σε σχεδόν οποιοδήποτε σύστημα.
- Οπτικοποίηση της ροής (με καπνό, λάδι κ.α.)
- Απόδοση αεροστροβίλων.
- Απόδοση ατμοσφαιρικών κινητήρων.
- Επίδραση του ανέμου σε κτίρια - γέφυρες και οχήματα.
- Μετάδοση θερμότητας αεροσκαφών και μηχανών

3.6.1 Κατάταξη σηράγγων

Τις σήραγγες μπορούμε να τις κατατάξουμε βάσει των παρακάτω κριτηρίων:

1. ταχύτητα της ροής στο τμήμα δοκιμών
2. δυνατότητες εκτέλεσης διάφορων πειραμάτων
3. τύπος του τμήματος δοκιμών

4. τύπος του κυκλώματος, όπου κινείται ο αέρας στην εγκατάσταση της αεροσήραγγας.

ταχύτητα της ροής στο τμήμα δοκιμών:

- Σήραγγες χαμηλής ταχύτητας - μέχρι 70 ή 80 m/sec . Ο αέρας μπορεί να θεωρηθεί ασυμπίεστος (αριθμός Mach $M < 0,25$).
- Σήραγγες υψηλής υποηχητικής ταχύτητας -αναπτύσσονται ταχύτητες μεγαλύτερες από πριν , αλλά ο αριθμός Mach είναι μικρότερος του 0,9.

(οι δύο παραπάνω κατηγορίες είναι υποηχητικές)

- Σήραγγες διηχητικές - ο αριθμός Mach είναι μεταξύ 0,9 και 1,2.
- Σήραγγες υπερηχητικές -αριθμός Mach μεταξύ 1,2 και 5
- Σήραγγες υπερ-υπερηχητικές - ο αριθμός Mach είναι πάνω από 5.

Σε ειδικές διατάξεις έχουν επιτευχθεί ταχύτητες 25 Mach και μελετώνται εκεί τα αεροδυναμικά και θερμοδυναμικά προβλήματα που παρουσιάζονται κατά την είσοδο ενός διαστημοπλοίου στην ατμόσφαιρα.

δυνατότητα εκτέλεσης διάφορων πειραμάτων:

- αεροδυναμικές
- ρυθμιζόμενων συνθηκών ή περιβαλλοντολογικές-κλιματολογικές

Οι αεροδυναμικές σήραγγες κάνουν μια καλή προσομοίωση του πεδίου ροής του αέρα γύρω από το υπό εξέταση αντικείμενο ώστε να είναι δυνατή η εκτέλεση μετρήσεων ώστε να μπορεί να μελετηθεί αυτό το πεδίο που δημιουργείται , καθώς και αλληλεπίδραση του με το αντικείμενο.

Οι περιβαλλοντολογικές σήραγγες είναι εγκαταστάσεις, όπου παράλληλα με την σχετικά χωρίς μεγάλη ακρίβεια της προσομοίωσης του αεροδυναμικού πεδίου, ο αέρας που κυκλοφορεί μπορεί να αποκτήσει επιθυμητή θερμοκρασία και υγρασία. Σκοπός είναι η προσομοίωση των ατμοσφαιρικών συνθηκών

τύπος του τμήματος δοκιμών:

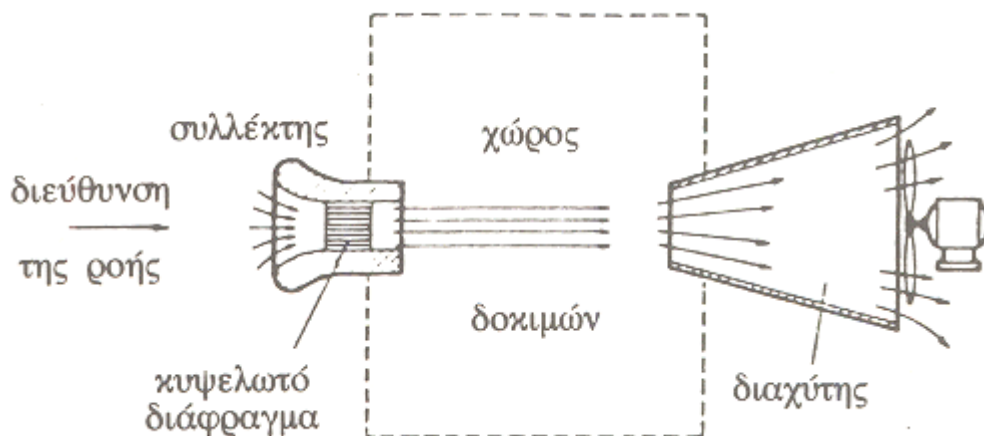
- Σήραγγες κλειστού τμήματος δοκιμών
- Σήραγγες ανοιχτού τμήματος δοκιμών, ή σήραγγες ελεύθερης ροής

Η κύρια διαφορά μεταξύ των δυο αυτών τύπων είναι στο μέγεθος του χώρου όπου γίνονται οι δοκιμές, όπως φαίνεται και στα Σχήματα



Σ

Σχήμα 3.13 αεροδυναμική σήραγγας κλειστού τμήματος δοκιμών

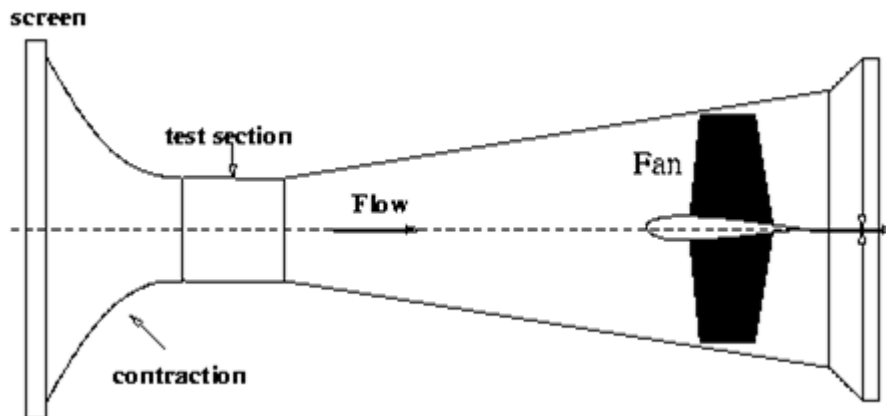


Σχήμα 3.14 αεροδυναμική σήραγγα ανοιχτού τμήματος δοκιμών

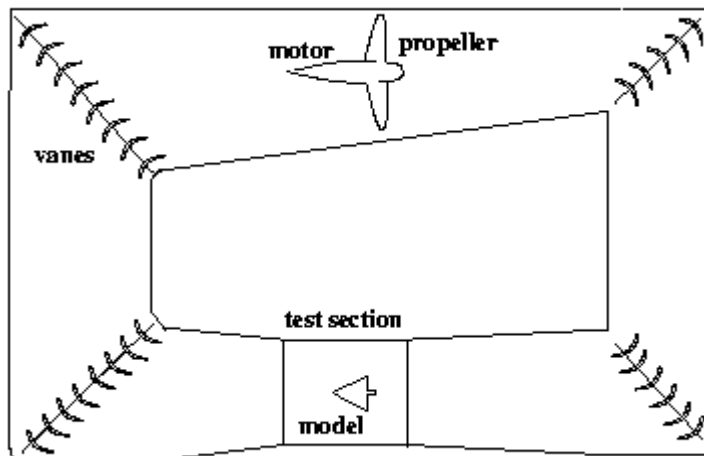
Οι σήραγγες ανοιχτού τύπου είναι πάντα υποηχητικές, ενώ του κλειστού τύπου είναι υποηχητικές ή υπερηχητικές..

τύπος του κυκλώματος, όπου κινείται ο αέρας στην εγκατάσταση της αεροδυναμικής σήραγγας:

- Σήραγγα κλειστής ροής ή κλειστού κυκλώματος
- Σήραγγα ανοικτού κυκλώματος



Σχήμα 3.15 Αεροδυναμική σήραγγα ανοικτού κυκλώματος.



Σχήμα 3.16 Αεροδυναμική σήραγγα κλειστού κυκλώματος.

Και οι δύο τύποι χρησιμοποιούνται για υποηχητικές σήραγγες, ενώ οι υπερηχητικές σήραγγες είναι ή κλειστής ροής, ή έχουν μια ιδιαίτερα μορφή, όπου χρησιμοποιείται αεροφυλάκιο με αέρα συμπιεσμένο σε υψηλή πίεση.

3.6.2 Υποηχητικές σήραγγες

Υποηχητικές είναι οι περισσότερες αεροδυναμικές σήραγγες . Αυτές οι σήραγγες , χαμηλών ταχυτήτων , λειτουργούν σε πολύ χαμηλούς αριθμούς Mach , με ταχύτητες οι οποίες φτάνουν το πολύ τα 400 km/h($M=0.3$). Μπορεί να είναι τόσο ανοικτού , όσο και κλειστού κυκλώματος

3.6.3 Υπερηχητικές - διηχητικές σήραγγες

Οι μελέτες των διηχητικών φαινομένων γίνονται κυρίως πειραματικά στις σήραγγες. Τα υποηχητικά φαινόμενα μπορούν να μελετηθούν θεωρητικά ,κάνοντας κάποιες απλοποιητικές παραδοχές. Στην διηχητική, όμως, ροή έχουμε μίξη της υποηχητικής θεωρίας με ταυτόχρονη εμφάνιση κυμάτων κρούσης. Τα προβλήματα που παρουσιάζονται στην περίπτωση αυτή μας αναγκάζουν να καταφύγουμε σχεδόν αποκλειστικά στο πείραμα, που σημαίνει δοκιμές σε αεροσήραγγα.

3.6.4 Διηχητικές σήραγγες

Λειτουργούν από 0,85 Mach μέχρι 1,1 Mach .Σε αυτές όμως τις ταχύτητες που πλησιάζουμε την ταχύτητα του ήχου , δημιουργούνται κύματα κρούσης που εμποδίζουν την ροή που περνάει μέσα από την σήραγγα. Αυτά δημιουργούν προβλήματα που ήταν ιδιαίτερα δύσκολο να εξουδετερωθούν. Αποτέλεσμα των προβλημάτων αυτών είναι ότι

- ότι μια πραγματικά υπερηχητική αεροδυναμική σήραγγα κατασκευάσθηκε προτού γίνει μια διηχητική
- ότι η πτήση σε υπερηχητικές ταχύτητες πραγματοποιήθηκαν προτού τέτοιες ταχύτητες επιτευχθούν σε αεροδυναμικές σήραγγες .

3.6.5 Υπερηχητικές σήραγγες

Ο Mach στις υπερηχητικές αεροδυναμικές σήραγγες μεταβάλλεται από 1,3 μέχρι 5,0 περίπου.

3.6.6 Υπέρ-Υπερηχητικές σήραγγες

Θεωρητικά, δεν υπάρχει όριο στον αριθμό Mach που μπορούμε να έχουμε στο τμήμα δοκιμών μιας υπερηχητικής αεροσήραγγας .

Για μεγαλύτερες ταχύτητες, όταν για παράδειγμα μελετάται η επάνοδος στην ατμόσφαιρα διαστημικών οχημάτων και η ταχύτητα φθάνει μέχρι $M = 25$ χρησιμοποιούνται ειδικές διατάξεις περιοδικής λειτουργίας, οι οποίες όμως παύουν να είναι αεροδυναμικές σήραγγες με την συμβατική έννοια, όπως την είδαμε μέχρι τώρα. Οι εγκαταστάσεις αυτές έχουν διάρκεια λειτουργίας της τάξης των milliseconds .

Κάποιες υπέρ-υπερηχητικές εγκαταστάσεις είναι

- ο σωλήνας κυμάτων κρούσης (shock tube) $M = 3 - 3.5$
- η σήραγγα κυμάτων κρούσης(shock tunnel) $M = 5 - 15$
- η εμβολοφόρος σήραγγα (gun tunnel) $M = 5 - 12$
- οι εγκαταστάσεις θερμής βολής (hot shot) $M = 5 - 20$
- δέσμης πλάσματος (plasma jet) $M = 5 - 20$
- και η βαλλιστική περιοχή (ballistic range) $M = 5 - 25$

Κεφάλαιο 4

Περιγραφή του μοντέλου.

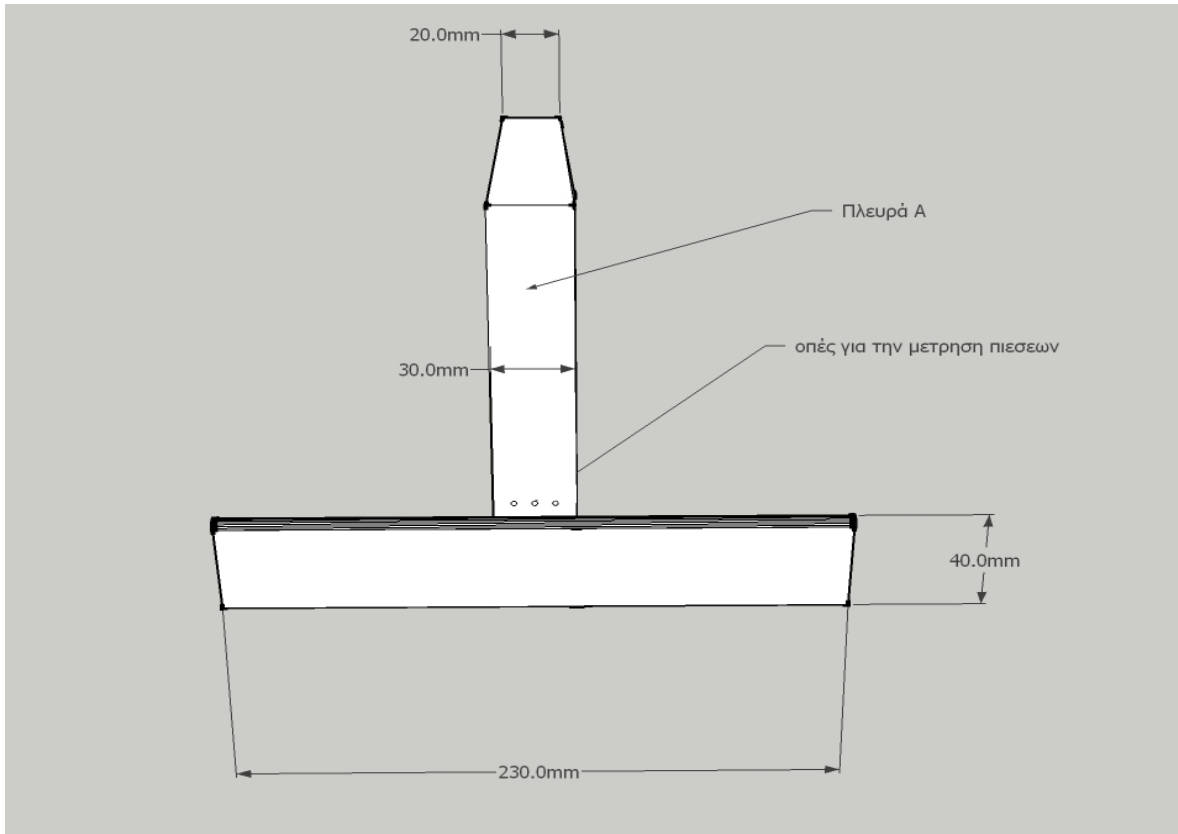
4.1 Περιγραφή του μοντέλου.

Η άτρακτος του μοντέλου είναι κατασκευασμένη από ορείχαλκο .Είναι ορθογωνικής διατομής ενώ έχει επεξεργαστεί ώστε να αποκτήσει μια μορφή παρόμοια με αυτές των ατράκτων που χρησιμοποιούνται από UAV ή MUAV , τα οποία χρησιμοποιούνται σε χαμηλά υψόμετρα και ταχύτητες . Η άτρακτος έχει συνολικό μήκος $L=0.180\text{m}$ και πλάτος 0.03m . Το μπροστινό της τμήμα έχει διαμορφωθεί ως μύτη . Αυτή εκτείνεται σε μήκος συμμετρικές . Η γωνία που σχηματίζει η μετωπική επιφάνεια με την οριζόντια (κοιλιά) είναι 45° .

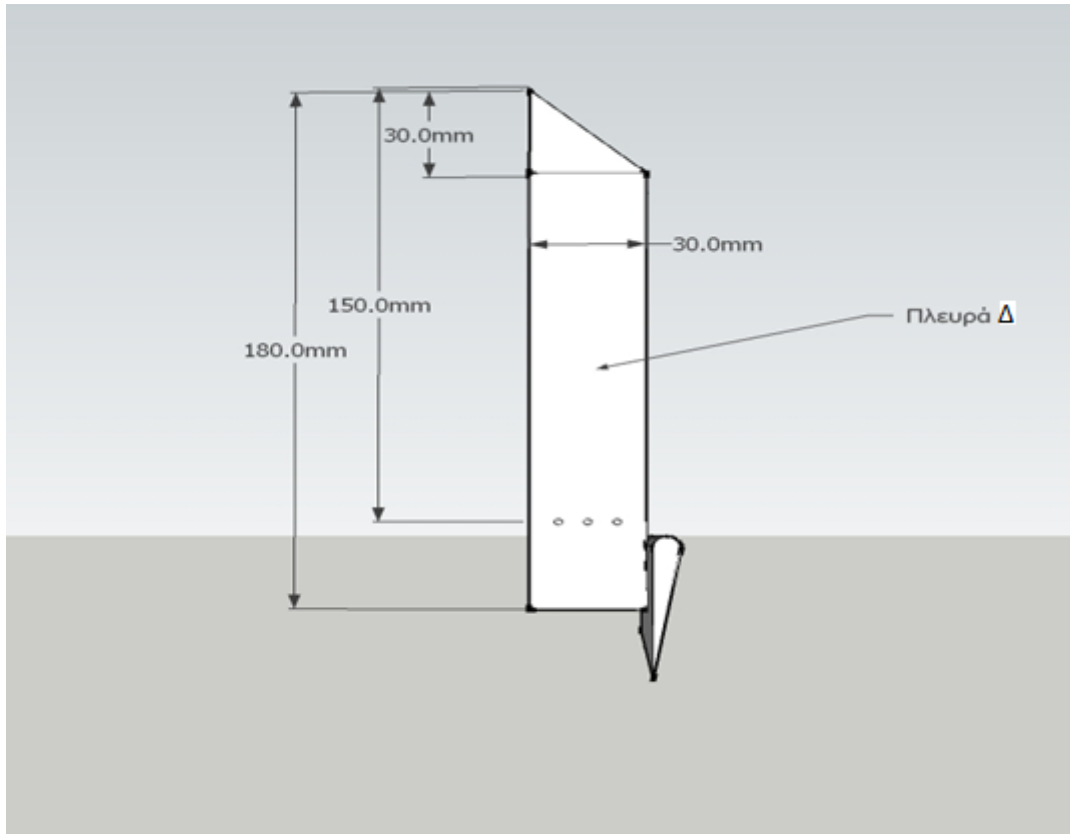
Στο πίσω μέρος της ατράκτου έχει τοποθετηθεί αεροτομή NACA 4415 . Το μέτωπο προσβολής της αεροτομής απέχει 0.150m από την μύτη του μοντέλου . Η αεροτομή έχει χορδή 0.04m και μήκος 0.23m οπότε το aspect ratio είναι $A=L/C=0.23/0.04=5.75$. Η ακμή φυγής εξέρχει από το πίσω τμήμα της ατράκτου 0.01m .

Σε μια διατομή της ατράκτου , σε επίπεδα κάθετο ως προς τον διαμήκη αξονα της , που βρίσκεται 0.150m πίσω από την μύτη του μοντέλου, έχουν γίνει 12 οπές , 3 σε κάθε πλευρά και κάθετα προς τα επίπεδα της κάθε πλευράς . Σε κάθε οπή έχει προσαρμοστεί από ένα μεταλλικό σωληνάκι το οποίο οδηγείται στο πίσω μέρος του μοντέλου . Αυτά θα χρησιμοποιηθούν κατά την πειραματική διαδικασία για την μέτρηση πιέσεων στην επιφάνεια του μοντέλου .

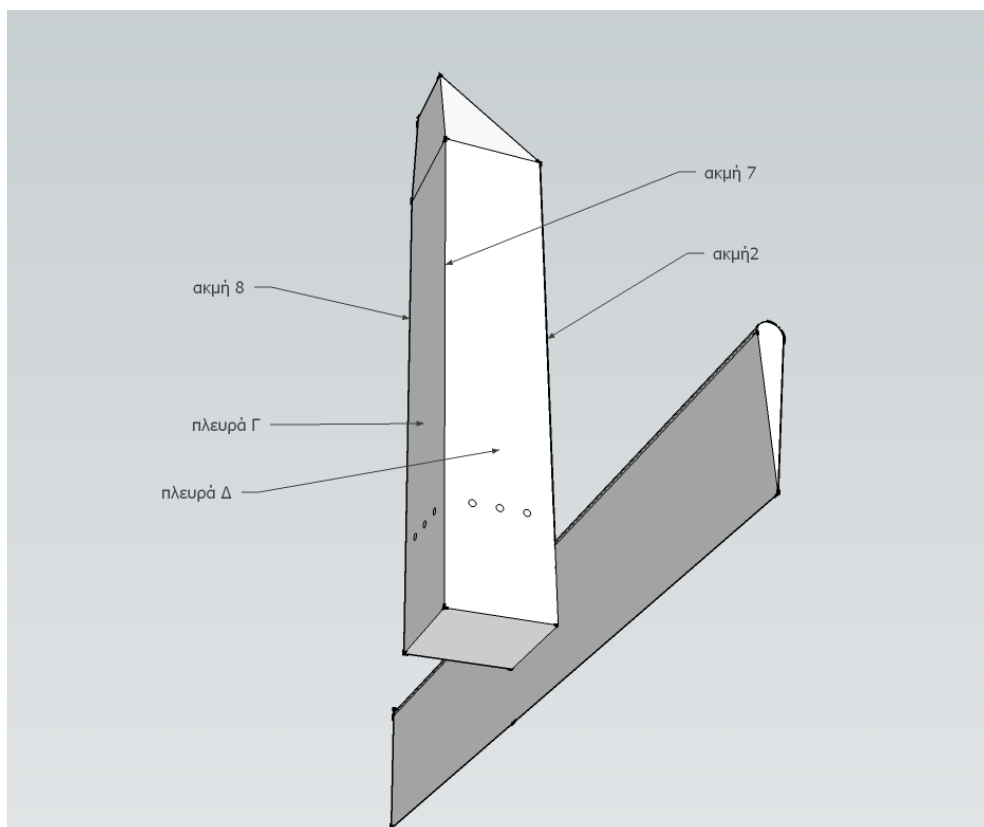
Θα ονομάσουμε τις πλευρές του μοντέλου καθώς και κάποιες από τις ακμές του διότι θα μας βοηθήσει κατά την επεξεργασία και τον σχολιασμό των αποτελεσμάτων . Έτσι ξεκινώντας από την πάνω πλευρά την ονομάζουμε A , την δεξιά B την κάτω (κοιλιά) Γ και τέλος την αριστερή Δ . Επίσης E ονομάζουμε την επιφάνεια που σχηματίζεται στην μύτη του μοντέλου . Οι ονομασίες των ακμών φαίνονται στα σχήματα που ακολουθούν .



Σχήμα 4.1



Σχήμα 4.2



Σχήμα 4.3

Παρακάτω φαίνονται οι φωτογραφίες του μοντέλου:

Σχήμα 4.4 Η μετωπική επιφάνεια του μοντέλου



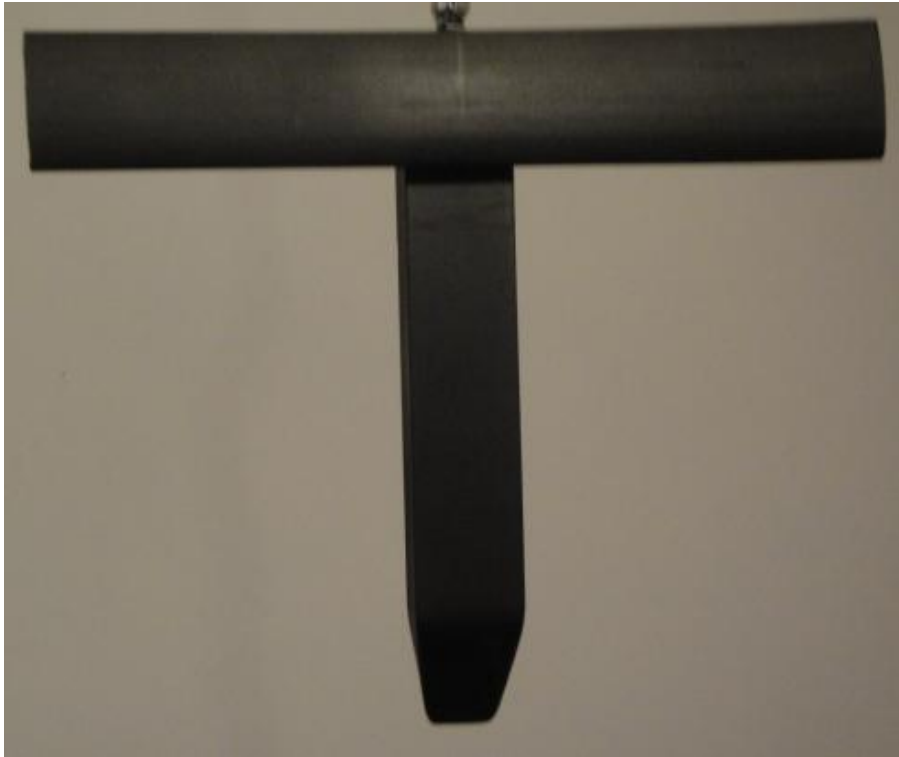
Σχήμα 4.5 Η πλευρά Δ του μοντέλου



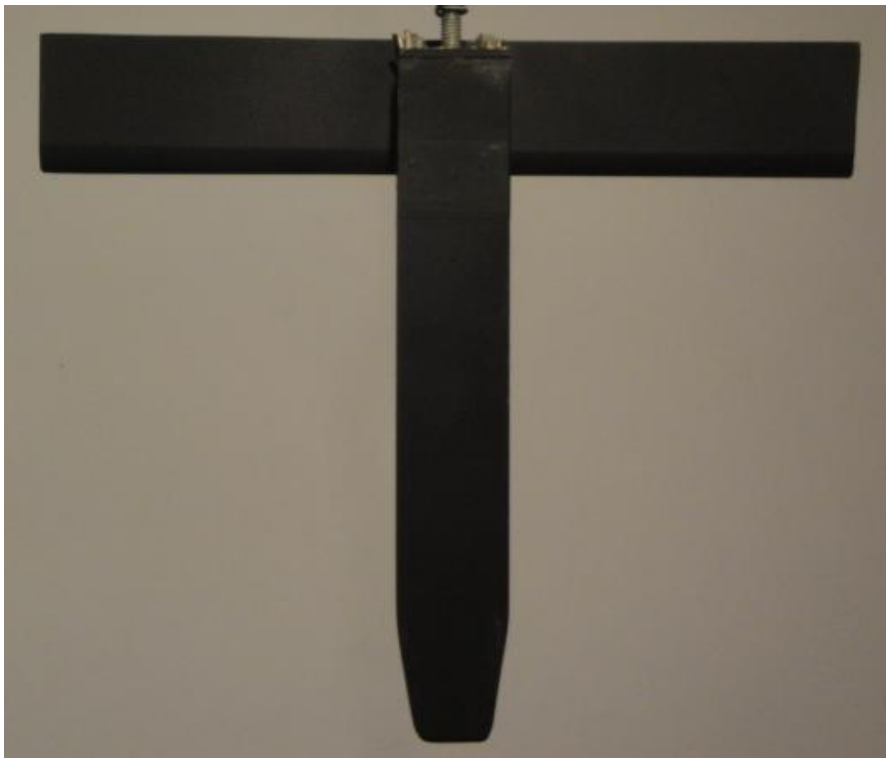
Σχήμα 4.6 Η πλευρά Β του μοντέλου



Σχήμα 4.7 Η πλευρά Α του μοντέλου



Σχήμα 4.8 Η πλευρά Γ του μοντέλου



Κεφάλαιο 5

Μέτρηση πιέσεων στην επιφάνεια του μοντέλου.

5.1 Περιγραφή πειραματικής διαδικασίας.

Η πειραματική διάταξη που χρησιμοποιήθηκε σε αυτό το τμήμα της εργασίας αποτελείται από την αεροδυναμική σήραγγα ανοικτού κυκλώματος του εργαστηρίου αεροδυναμικής, έναν υπολογιστή, έναν αναλογοψηφιακό μετατροπέα (ADC), ένα σωλήνα Prandtl και το μοντέλο στην επιφάνεια του οποίου θα μετρήσουμε τις πιέσεις.

Σε αυτό το πείραμα σκοπός μας είναι η μέτρηση των πιέσεων στην επιφάνεια του μοντέλου. Για το σκοπό έχουν κατασκευαστεί τρεις οπές σε κάθε μια από τις πλευρές του μοντέλου, όπως έχουμε αναφέρει κατά την περιγραφή του μοντέλου. Οι οπές αυτές ανοίγονται σε μια διατομή που απέχει 150mm από την μύτη του μοντέλου. Η διατομή αυτή είναι κάθετη προς τον οριζόντιο άξονα του μοντέλου. Η διατομή δηλαδή απέχει 5d από την μύτη του μοντέλου, όπου d είναι το μήκος της ακμής του μοντέλου. Σε κάθε μια από αυτές τις τρύπες έχει προσαρμοστεί από ένα μεταλλικό σωληνάκι, το οποίο οδηγείται στο πίσω μέρος του μοντέλου, από όπου με εύκαμπτα πλαστικά σωληνάκια καταλήγουν σε επτά βαθμονομημένους μορφοτροπείς πίεσης, όπου μέσω του προγράμματος pitmot3 γίνεται η μέτρηση της πίεσης.

Επειδή κατά το πείραμα οι διαθέσιμοι μορφοτροπείς πίεσης ήταν μόνο επτά, ενώ οι οπές στην επιφάνεια του μοντέλου όπου θέλαμε να μετρήσουμε τις πιέσεις ήταν δώδεκα, οι μετρήσεις έγιναν εκ περιτροπής. Δηλαδή παίρναμε μετρήσεις για τις 7 οπές, αλλάζαμε τα σωληνάκια που κατέληγαν στους μορφοτροπείς και μετά παίρναμε την δεύτερη μέτρηση για τις υπόλοιπες 5 οπές.

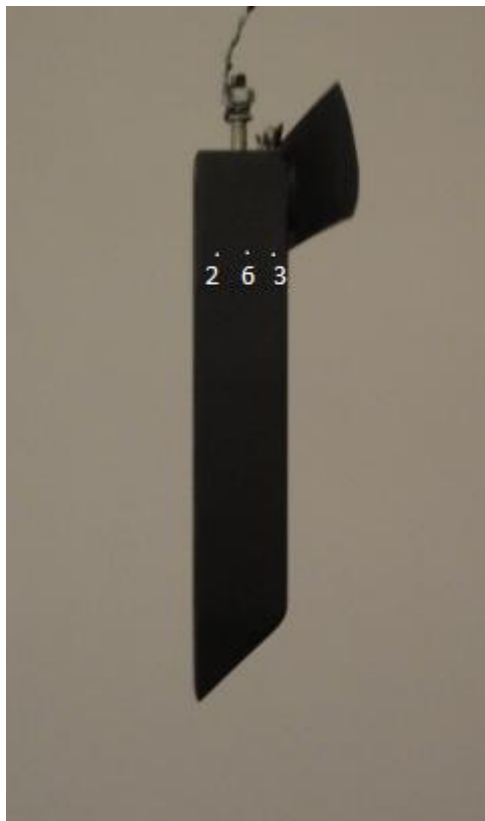
Μετρώντας την πίεση που αντιστοιχεί σε κάθε οπή, στην ουσία μετρούμε την πίεση που ασκείται από την ροή στην επιφάνεια του μοντέλου στο αντίστοιχο σημείο.

Στις φωτογραφίες που ακολουθούν φαίνεται η αρίθμηση των οπών σε κάθε πλευρά του μοντέλου.

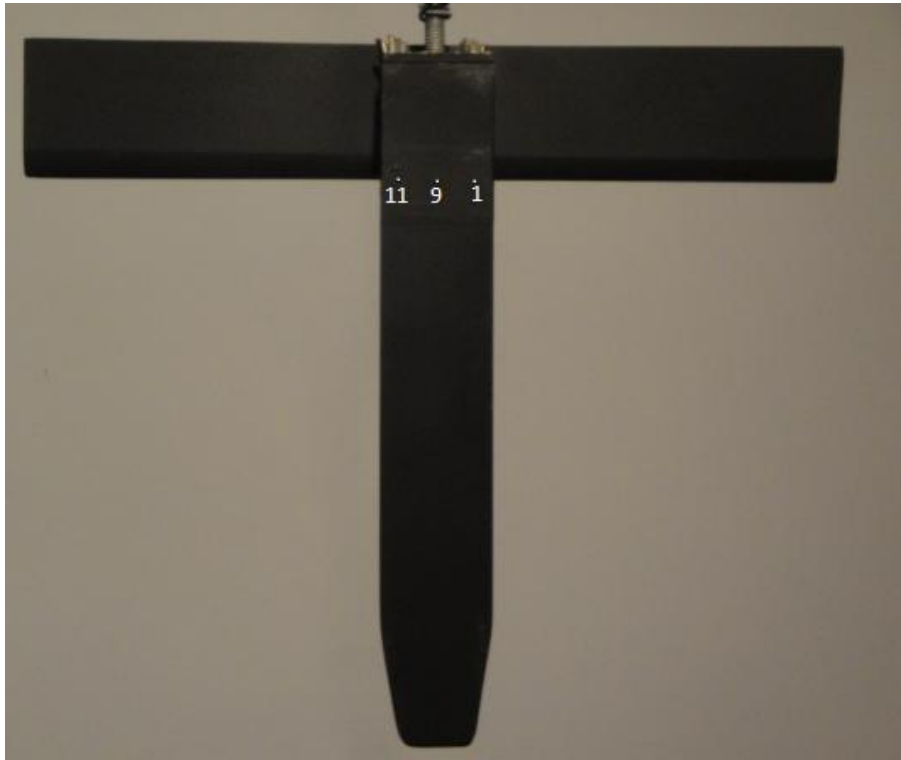
Σχήμα 5.1: Οπές στην πλευρά Α του μοντέλου.



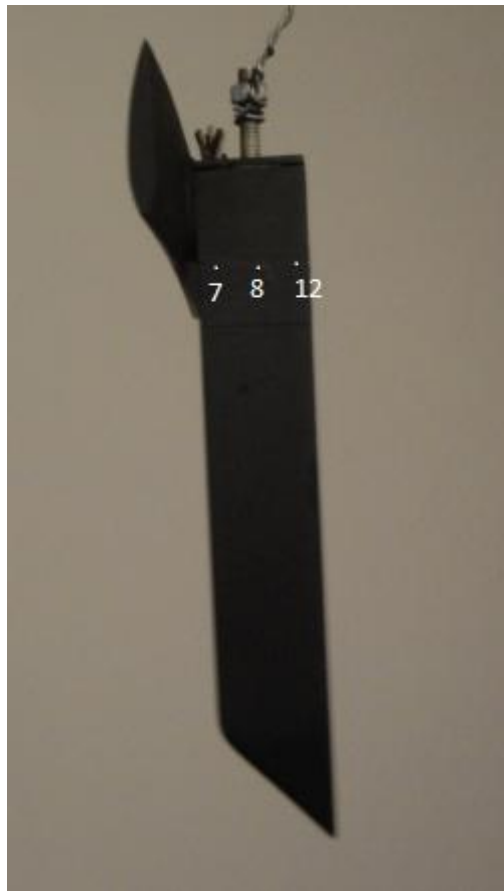
Σχήμα 5.2: Οπές στην πλευρά Β του μοντέλου.



Σχήμα 5.3: Οπές στην πλευρά Γ του μοντέλου.



Σχήμα 5.4: Οπές στην πλευρά Δ του μοντέλου.



Με βάση αυτές τις φωτογραφίες του μοντέλου , βλέπουμε ότι στην πλευρά Α βρίσκονται οι οπές 10,5 και 4, στην πλευρά Β οι οπές 3,6 και 2, στην πλευρά Γ οι οπές 1,9 και 11, και στην πλευρά Δ οι οπές 12,8 και 7.

Κατά την πειραματική διαδικασία , η γωνία προσβολής της ροής στο μοντέλο (Pitch) μεταβάλλεται μεταξύ των τιμών 00° και 30° , με βήμα αύξησης 10° , ενώ η γωνία στροφής του μοντέλου μεταβάλλεται μεταξύ των τιμών 00° και 60° , με βήμα αύξησης 20° . Σε κάθε συνδυασμό των γωνιών πρόσπτωσης και στροφής , μετρώνται πρώτα οι τιμές των πιέσεων που αντιστοιχούν στις οπές 1 έως και 7, και στη συνέχεια οι τιμές των πιέσεων που αντιστοιχούν στις οπές 7 έως και 12.

Για να πάρουμε μια μέτρηση πίεσης στην επιφάνεια του μοντέλου , οδηγούμε την πίεση από την επιφάνεια του μοντέλου (οπή) , μέσω των εύκαμπτων σωλήνων στους μορφοτροπείς πίεσης . Η συσκευή αυτή μετατρέπει τις πιέσεις σε mV (αποτελείται από επτά διαφορετικούς γραμμικούς μορφοτροπείς πίεσης) . Στη συνέχεια το πρόγραμμα pitmot3 υπολογίζει τις πιέσεις . Το πρόγραμμα pitmot3 είναι γραμμένο σε Basic και είναι αυτό που εκτελεί και καθορίζει τις μετρήσεις που παίρνουμε. Για κάθε τιμή πίεσης που παίρνουμε για κάθε οπή , εκτελεί 2000 μετρήσεις πιέσεων για κάθε οπή , και ακολούθως υπολογίζει την μέση τιμή της πίεσης για κάθε μία από τις οπές . Κάθε μέτρηση λοιπόν στην ουσία είναι μια μέση τιμή της πίεσης για κάθε οπή . Οι μετρήσεις , κατά την εκτέλεση του πειράματος καταγράφονται σε αρχείο που δημιουργεί το πρόγραμμα pitmot3

5.2 Βαθμονόμηση των επτά μορφοτροπέων πίεσης.

Οι μορφοτροπείς πίεσης μας μετατρέπουν σε mV τις πιέσεις που θέλουμε να μετρήσουμε. Για να μπορέσουμε να αξιοποιήσουμε τις μετρήσεις που παίρνουμε κατά την διάρκεια του πειράματος , θα πρέπει να μετατρέπουμε τα mV σε Pascal.

Για να γίνει λοιπόν η μετατροπή των mV σε Pascal , θα πρέπει να γίνει βαθμονόμηση της συσκευής των επτά μορφοτροπέων πίεσης. Η διαδικασία που ακολουθούμε συνίσταται ουσιαστικά στην μεταβολή της πίεσης ΔP της σήραγγας , και μέτρηση των πιέσεων όλων των μορφοτροπέων πίεσης για κάθε μία από τις τιμές του ΔP . Έτσι , μεταβάλλουμε την ταχύτητα του αέρα που παρέχει η σήραγγα κατά τέτοιο τρόπο ώστε να αυξάνουμε την διαφορά πίεσης ΔP που μετρά ο σωλήνας Prandtl κατά 10 Pascal . Σε κάθε τιμή του ΔP , τρέχουμε το πρόγραμμα pitmot3 και καταγράφουμε τις τιμές πίεσης σε mV για όλους τους μορφοτροπείς πίεσης . Από τον κατασκευαστή είναι γνωστό ότι οι μορφοτροπείς είναι γραμμικοί , κάτι που προκύπτει και από τις μετρήσεις που λάβαμε . Για κάθε έναν μορφοτροπέα , αντιστοιχεί μια γραμμική σχέση μετατροπής των mV σε Pascal.

Οι σχέσεις μετατροπής των mV σε Pascal που προκύπτουν για τους μορφοτροπείς πίεσης είναι :

$$P_1 = (V_1 - 3499.870) / 2.95003$$

$$P_2 = (V_2 - 3483.994) / 2.94561$$

$$P_3 = (V_3 - 3505.429) / 2.94967$$

$$P_4 = (V_4 - 3495.042) / 2.95223$$

$$P_5 = (V_5 - 3492.097) / 2.94949$$

$$P_6 = (V_6 - 3491.661) / 2.55825$$

$$P_7 = (V_7 - 3502.170) / 2.15107$$

Στις σχέσεις αυτές, P_i είναι η διαφορά πίεσης ΔP που μας δίνει το μανόμετρο, και V_i είναι η τιμή της τάσης σε mV που μετρά ο μορφοτροπέας i .

5.3 Ο αδιάστατος συντελεστής πίεσης c_p .

Ο συντελεστής πίεσης c_p είναι ένας αδιάστατος συντελεστής.

Έστω ένα σώμα που βρίσκεται μέσα σε ροή αέρος πίεσης p_∞ , ταχύτητας V_∞ και πυκνότητας ρ_∞ . Τότε, εάν η πίεση που ασκείται στην επιφάνεια του σώματος είναι p , ο συντελεστής πίεσης c_p ορίζεται από την σχέση:

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2}$$

5.4 Επεξεργασία των πειραματικών μετρήσεων.

5.5 Διαγράμματα του συντελεστή c_p .

Κατά την διάρκεια αυτού του πειράματος, η θερμοκρασία του αέρα παραμένει περίπου σταθερή και ίση με 30°C . Από πίνακες ιδιοτήτων του αέρα, βρίσκουμε ότι η πυκνότητα του αέρα θα είναι $\rho=1.165\text{Kg/m}^3$. Με τον σωλήνα Prandtl μετράμε την πίεση του ελεύθερου ρεύματος της ροής μακριά από το μοντέλο, η οποία είναι $\Delta P=150\text{ Pascal}$. Έτσι υπολογίζουμε το μέτρο της ταχύτητας της ροής του αέρα που παρέχεται από την σήραγγα, από την εξίσωση $U = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}$ το οποίο είναι $U=16.047\text{m/s}$. Ο αριθμός Reynolds της ροής

τότε θα είναι, με βάση την σχέση $Re = \frac{U_{\infty} \cdot d}{\nu}$, $Re=4.141 \times 10^4$ ($\nu=15.5 \times 10^{-6}$ για τις συνθήκες του πειράματος)

Πρέπει να αναφέρουμε ότι εκτός από τα σφάλματα υπολογισμού της ταχύτητας, υπάρχουν και τα σφάλματα της τιμής των γωνιών προσβολής και στροφής του μοντέλου. Τα σφάλματα αυτά δεν υπεισέρχονται σε κανέναν υπολογισμό μεγέθους αλλά επηρεάζουν όλο το πείραμα. Θεωρούμε ότι οι τιμές τους είναι μικρού μεγέθους.

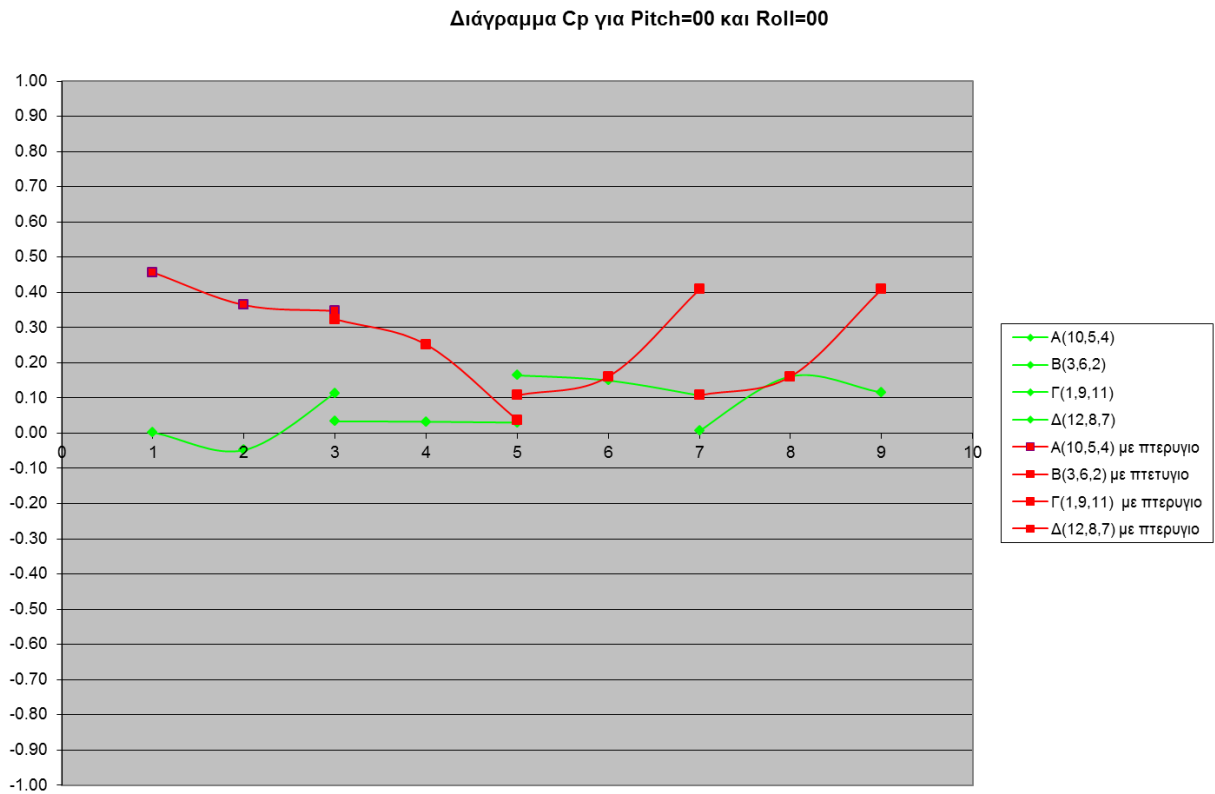
Θεωρούμε ότι η μέτρηση που μας δίνει το όργανο για κάθε σωληνάκι είναι η πίεση $p-p_{\infty}$, επομένως η επεξεργασία των μετρήσεων συνίσταται στην μετατροπή των τάσεων που λαμβάνουμε από το όργανο από mV σε Pascal. Αυτή η μετατροπή, γίνεται για κάθε μορφοτροπέα με βάση τις σχέσεις βαθμονόμησης του οργάνου που έχουμε υπολογίσει. Στην συνέχεια, και αφού είναι γνωστή η ταχύτητα της ελεύθερης ροής του αέρα, υπολογίζουμε τον συντελεστή πίεσης c_p που αντιστοιχεί σε κάθε οπή.

Για την επεξεργασία των αποτελεσμάτων χρησιμοποιούμε το πρόγραμμα c_p το οποίο είναι γραμμένο σε γλώσσα προγραμματισμού Fortran, καθώς και το πρόγραμμα Excel της Microsoft.

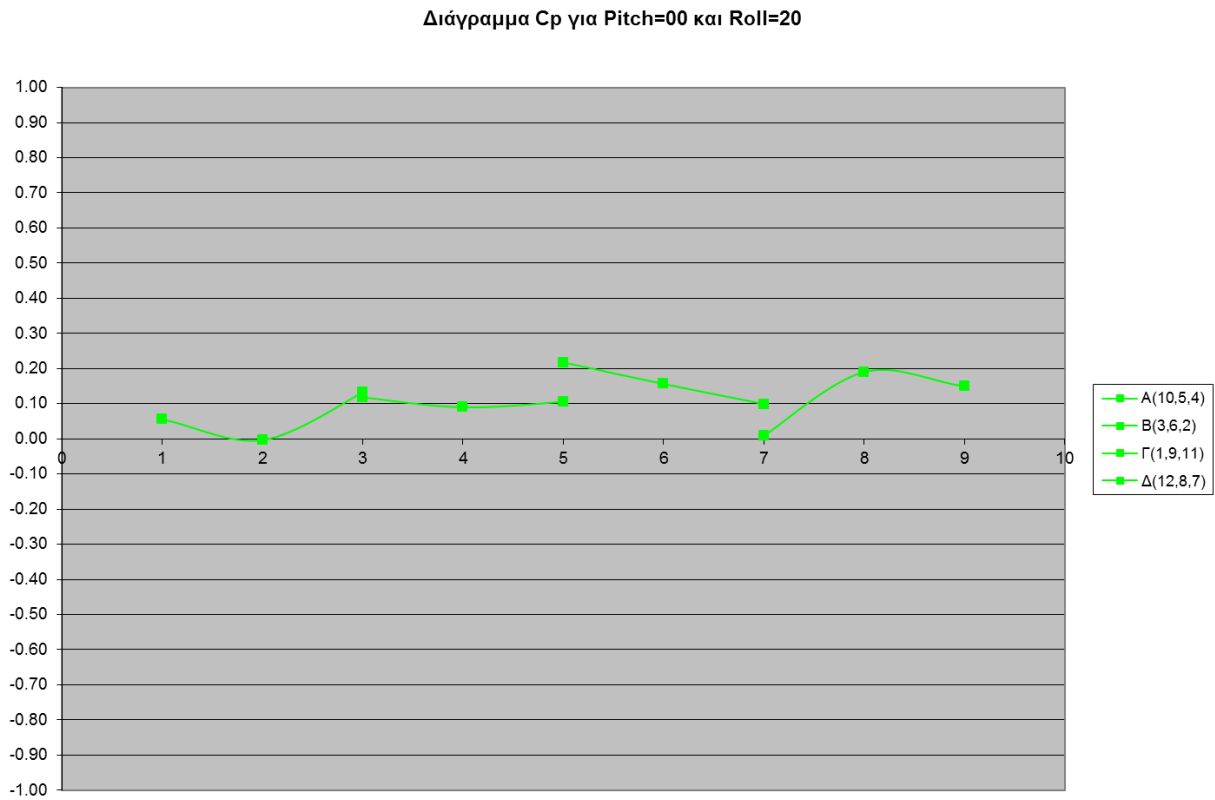
Θεωρούμε ότι ξετυλίγουμε το μοντέλο έτσι ώστε όλες του οι πλευρές να βρεθούν στο ίδιο επίπεδο. Έτσι ξεκινώντας από την πλευρά Α οι οπές προβάλλονται στο επίπεδο με σειρά 10, 5, 4, 3, 6, 2, 1, 9, 11, 12, 8, 7. Για την κατασκευή των διαγραμμάτων, επίσης θεωρούμε ότι η τελευταία οπή της μιας πλευράς έχει την ίδια τεταγμένη με την πρώτη οπή της επόμενης. Το πείραμα έχει πραγματοποιηθεί δυο φορές κάτω από τις ίδιες συνθήκες. Την πρώτη φορά μελετήθηκε η άτρακτος μονή της ενώ την δεύτερη με την αεροτομή. Στα διαγράμματα που ακολουθούν είναι σχεδιασμένα, στις ίδιες συνθήκες και τα δυο αποτελέσματα, ώστε να είναι δυνατή η σύγκριση. (Για τις συνθήκες $P=00^{\circ}$ και $R=20^{\circ}, 40^{\circ}$ και 60° πήραμε μετρήσεις μόνο για την άτρακτο χωρίς το πτερύγιο)

5.5.1 Διαγράμματα C_p

Σχήμα 5.5.

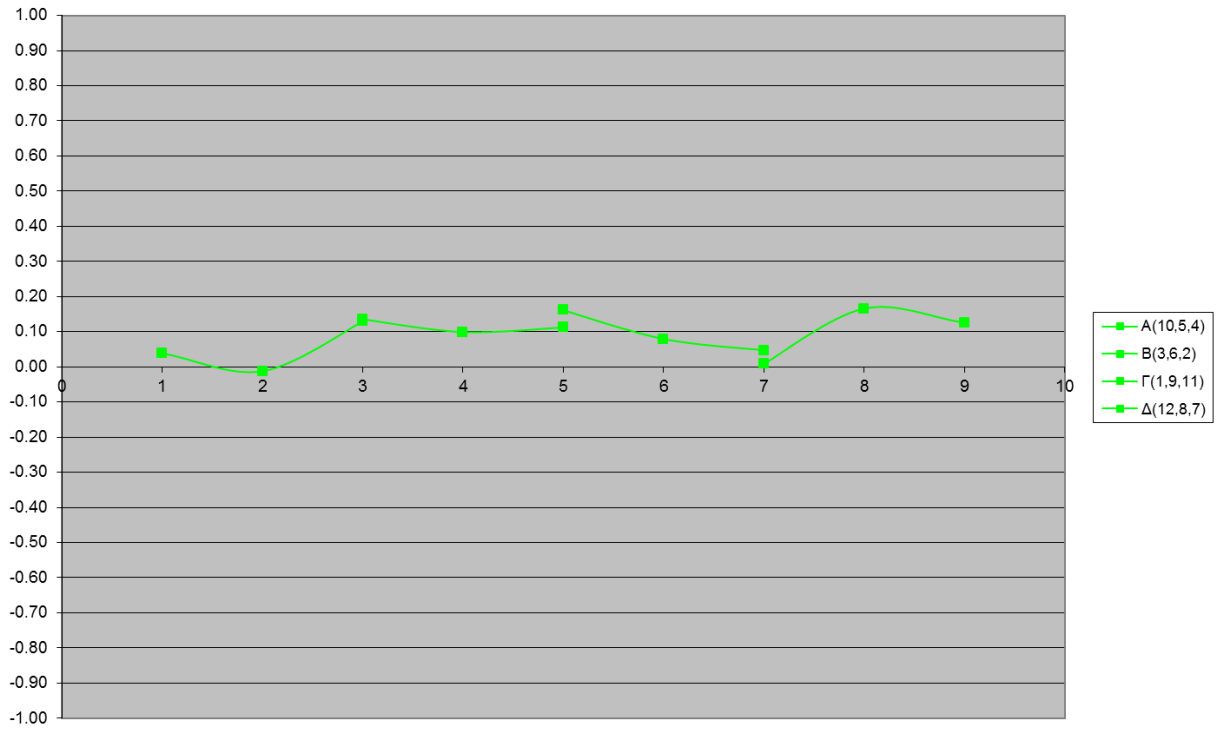


Σχήμα 5.6.



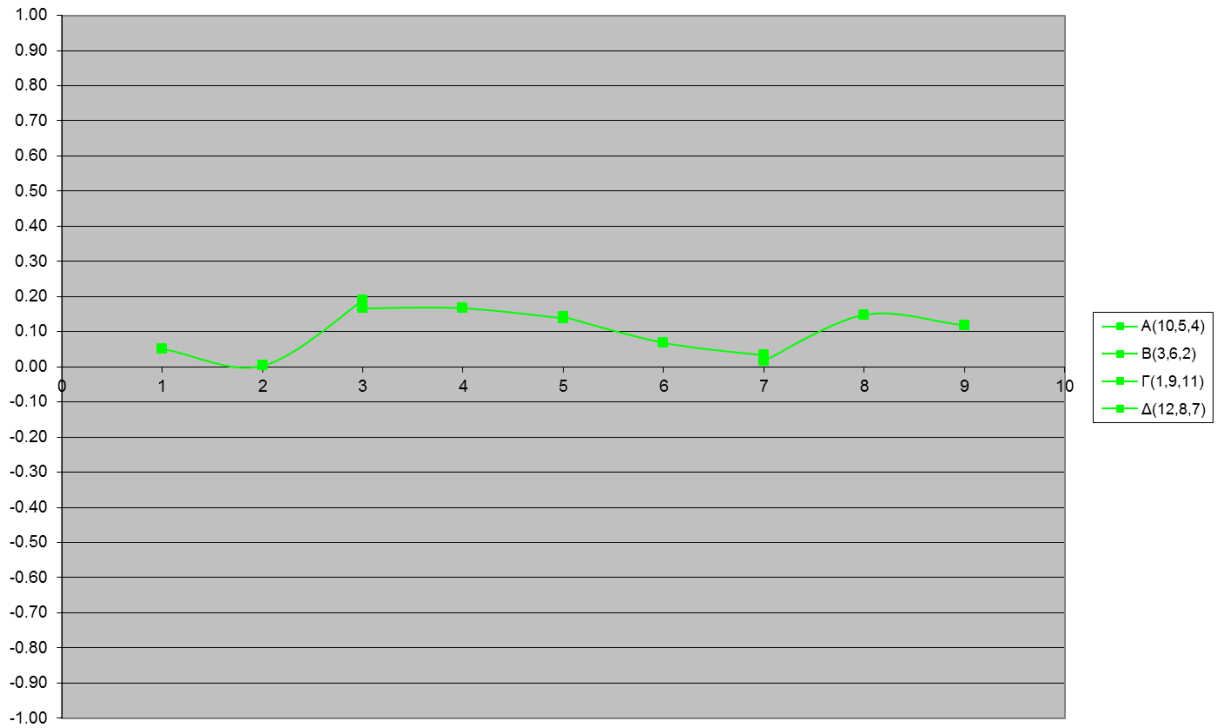
Σχήμα 5.7.

Διάγραμμα Cp για Pitch=00 και Roll=40



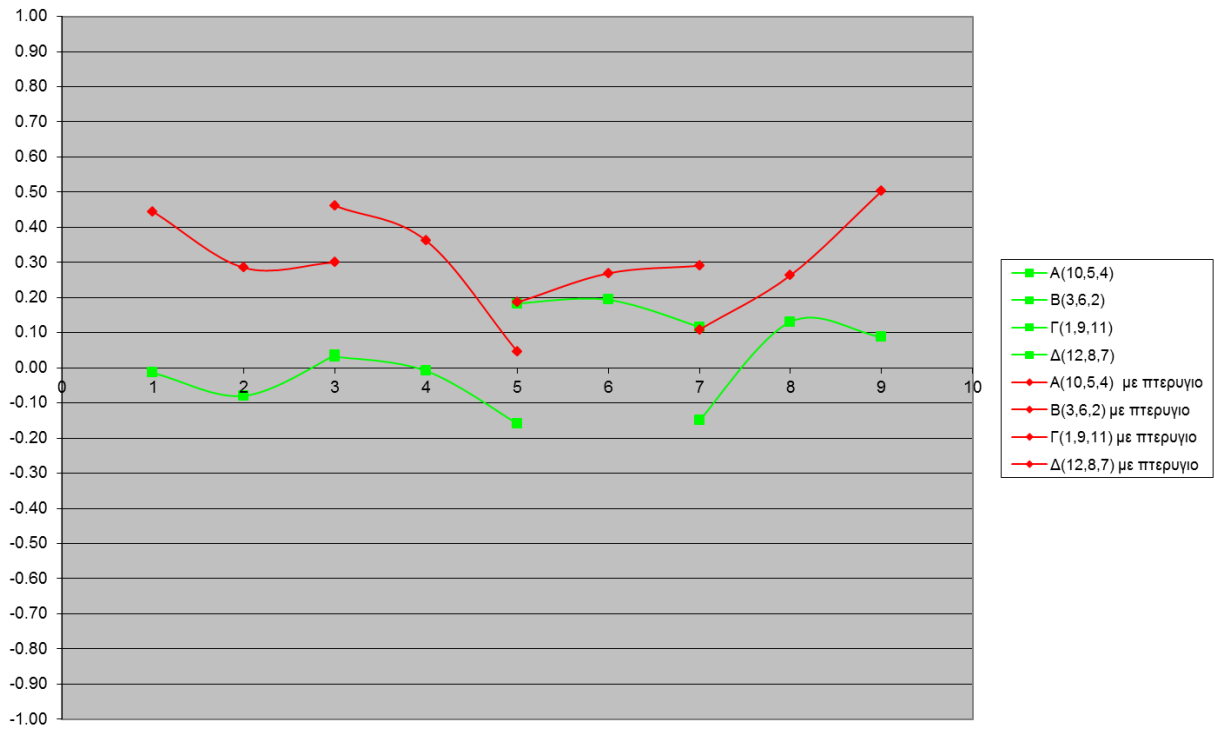
Σχήμα 5.8.

Διάγραμμα Cp για Pitch=00 και Roll=60



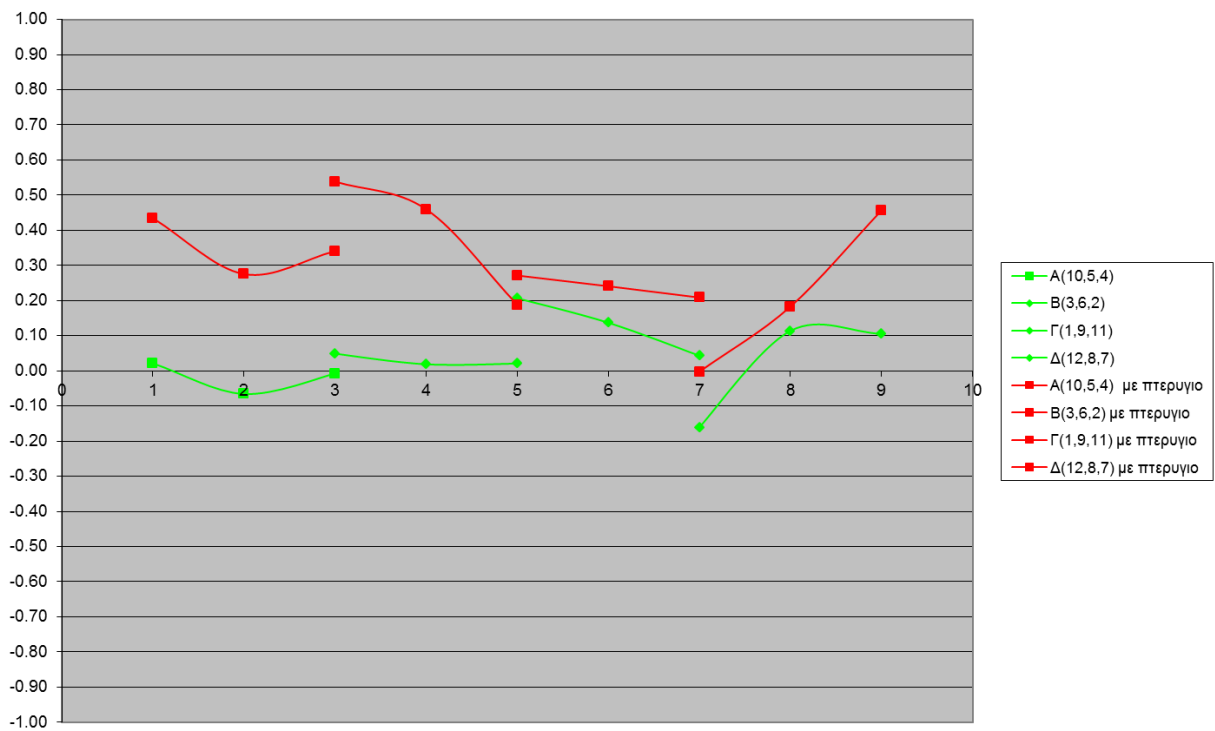
Σχήμα 5.9.

Διάγραμμα Cp για Pitch=10 και Roll=00



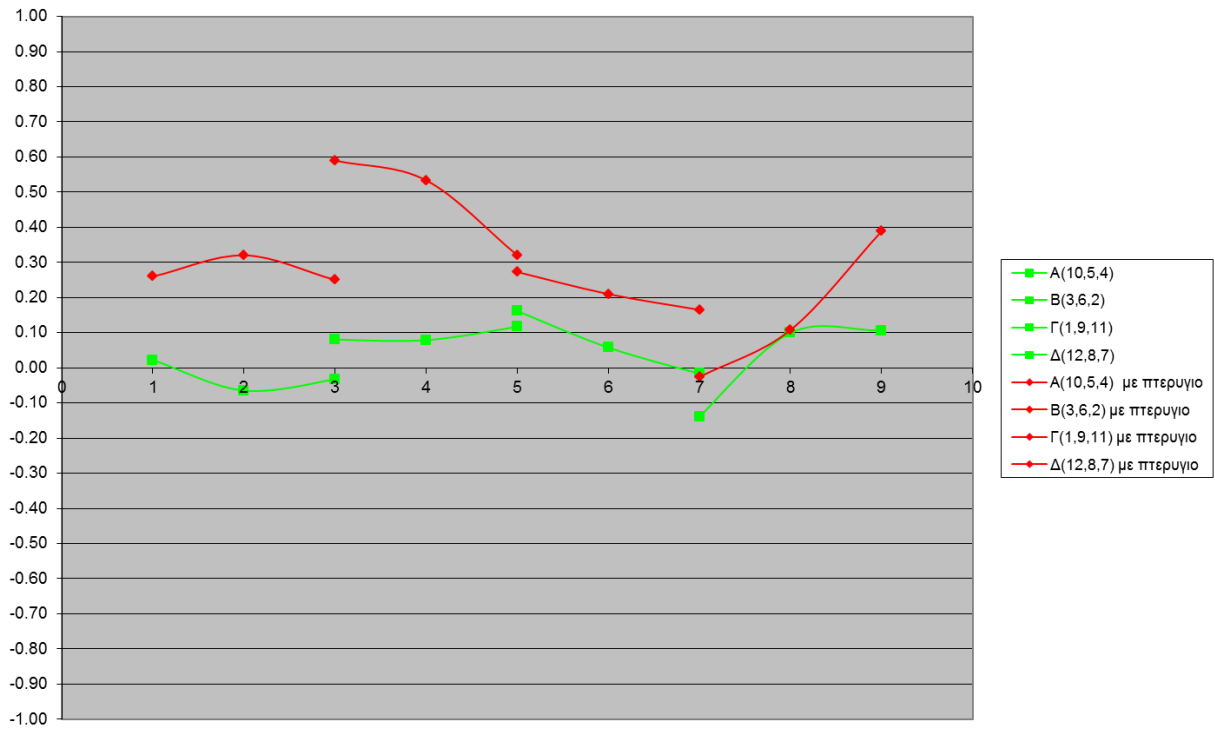
Σχήμα 5.10.

Διάγραμμα Cp για Pitch=10 και Roll=20



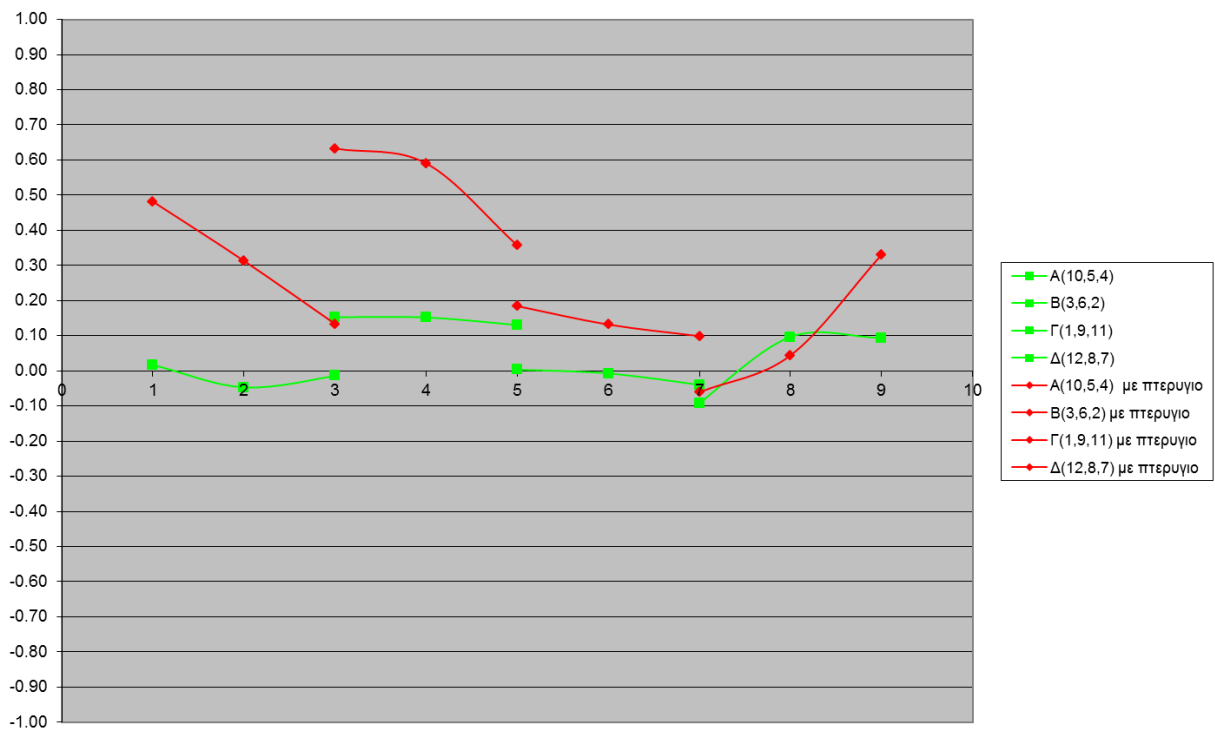
Σχήμα 5.11.

Διάγραμμα Cp για Pitch=10 και Roll=40



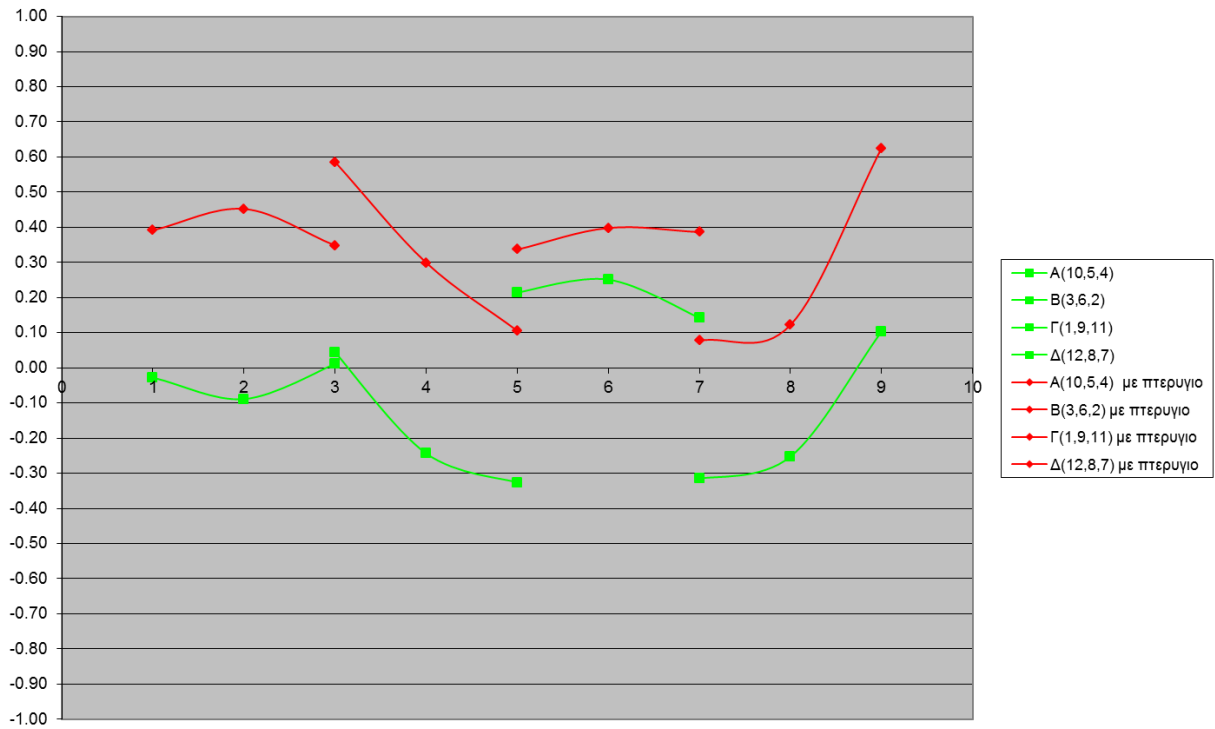
Σχήμα 5.12.

Διάγραμμα Cp για Pitch=10 και Roll=60



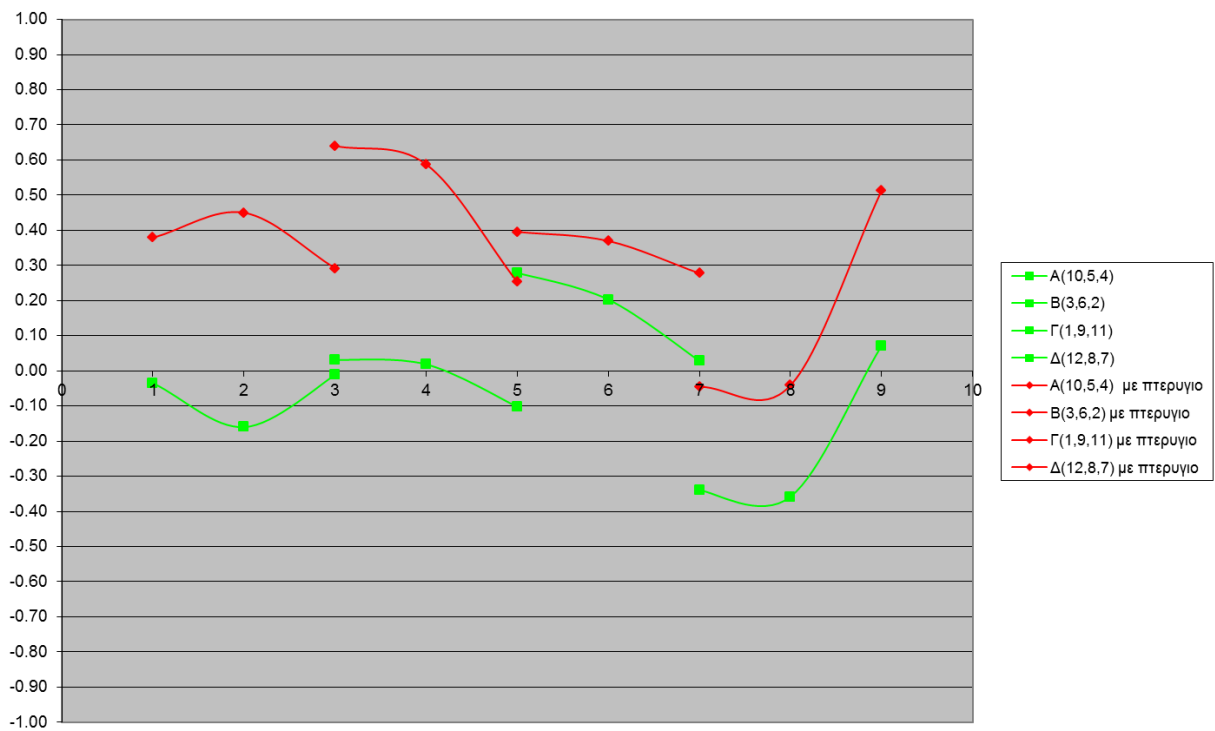
Σχήμα 5.13.

Διάγραμμα για Pitch=20 και Roll=00



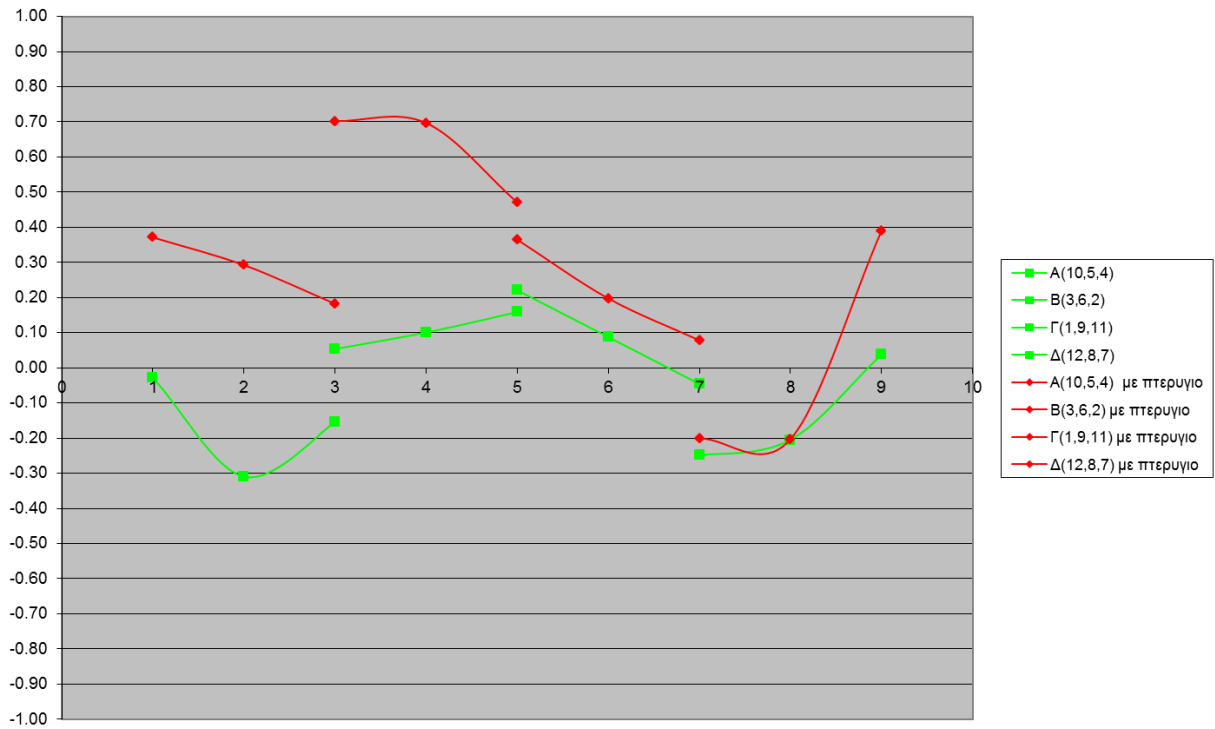
Σχήμα 5.14.

Διάγραμμα Cp για Pitch=20 και Roll=20



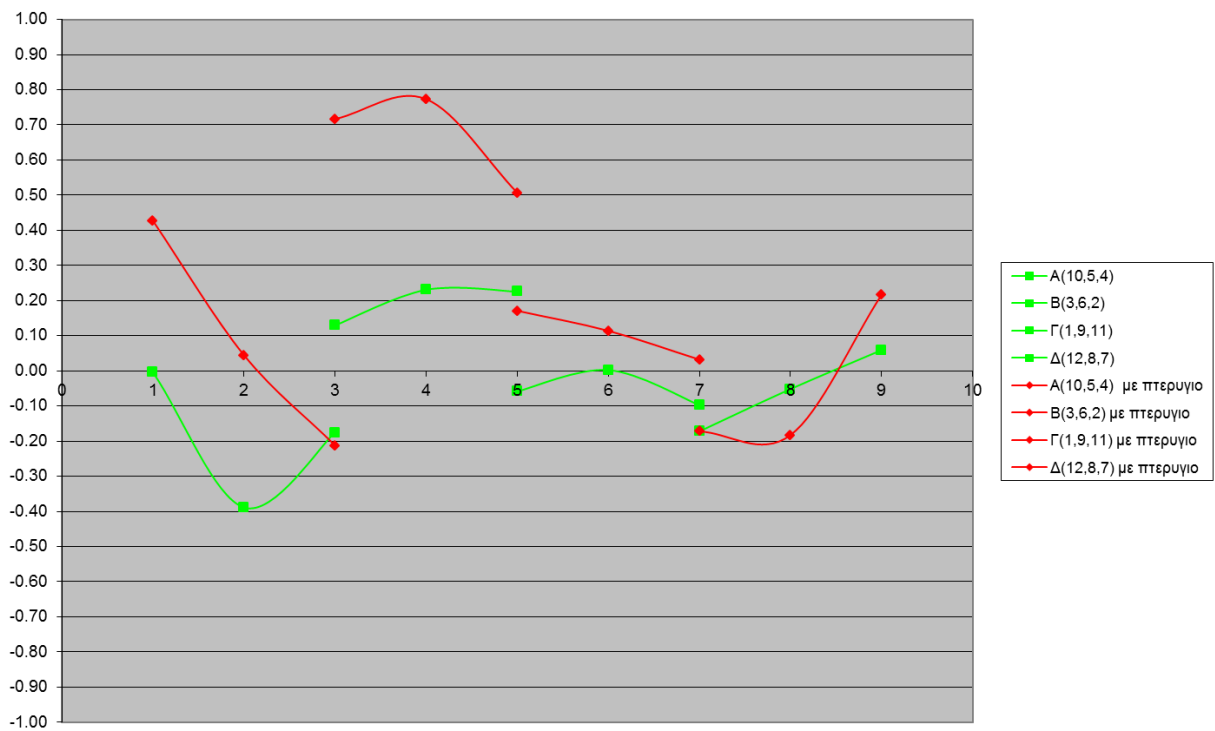
Σχήμα 5.15.

Διάγραμμα Cp για Pitch=20 και Roll=40

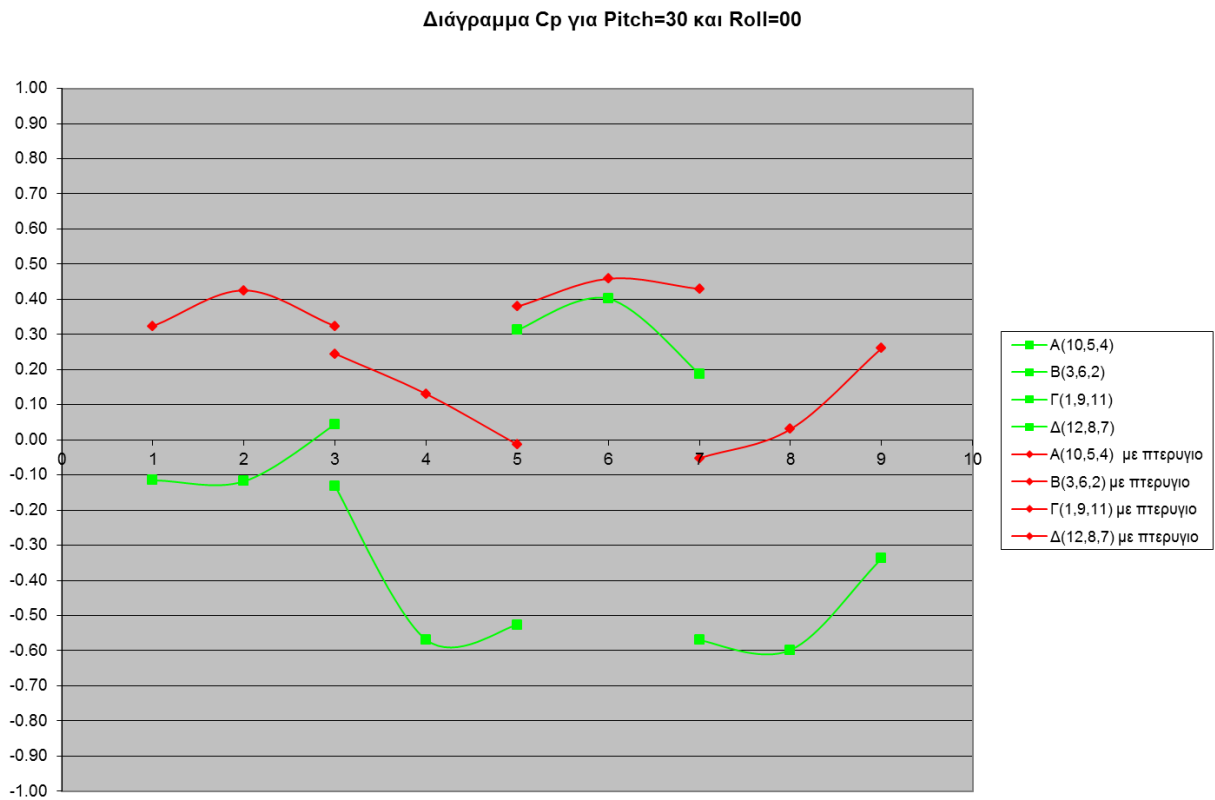


Σχήμα 5.16.

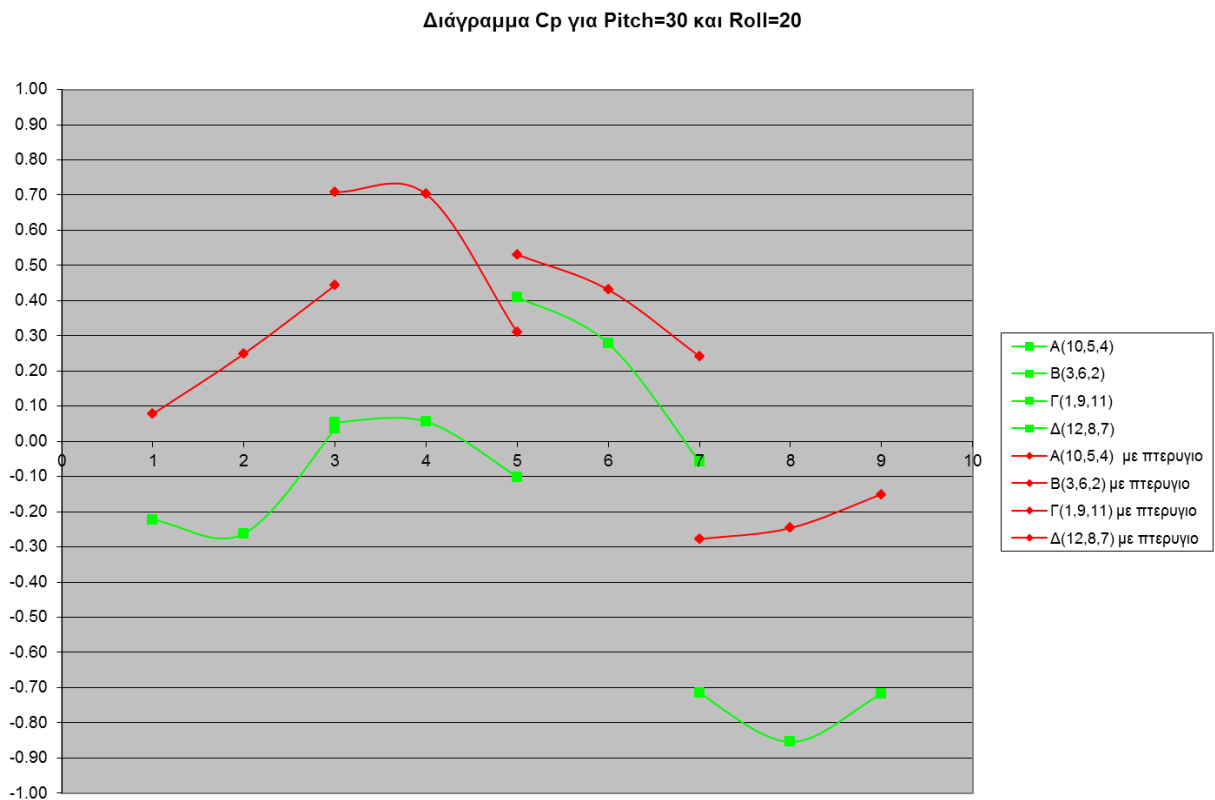
Διάγραμμα Cp για Pitch=20 και Roll=60



Σχήμα 5.17.

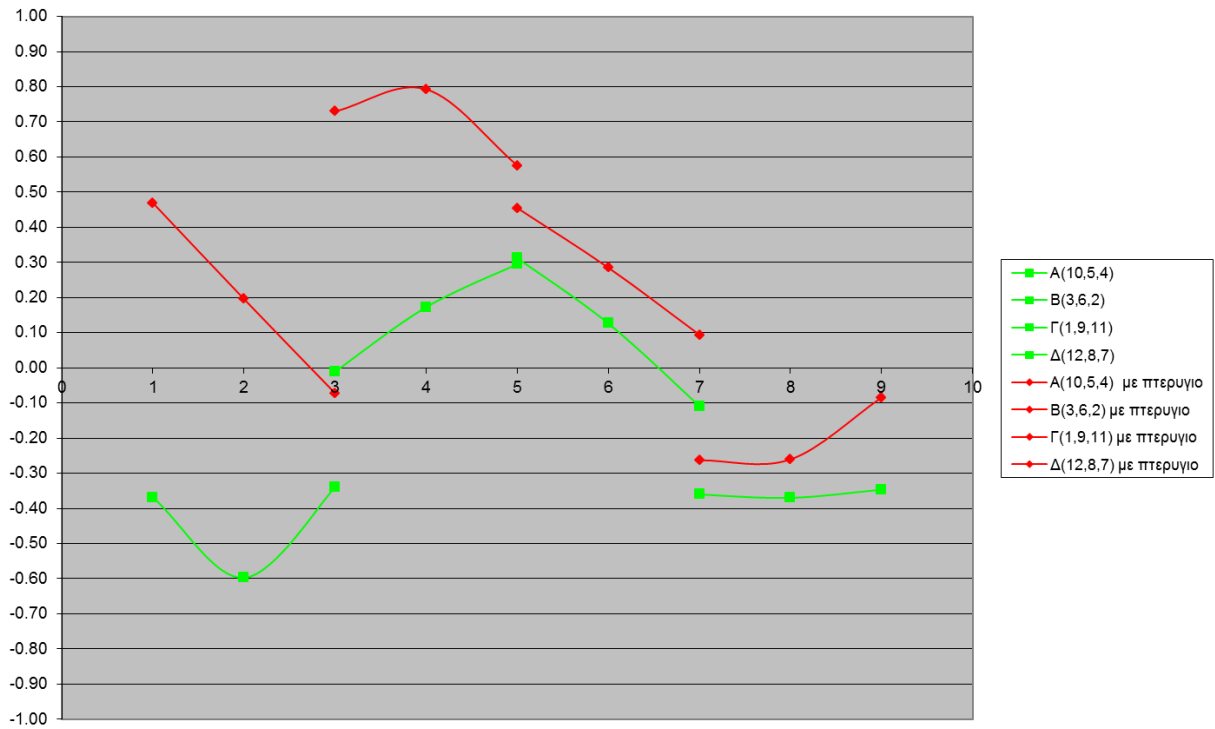


Σχήμα 5.18.



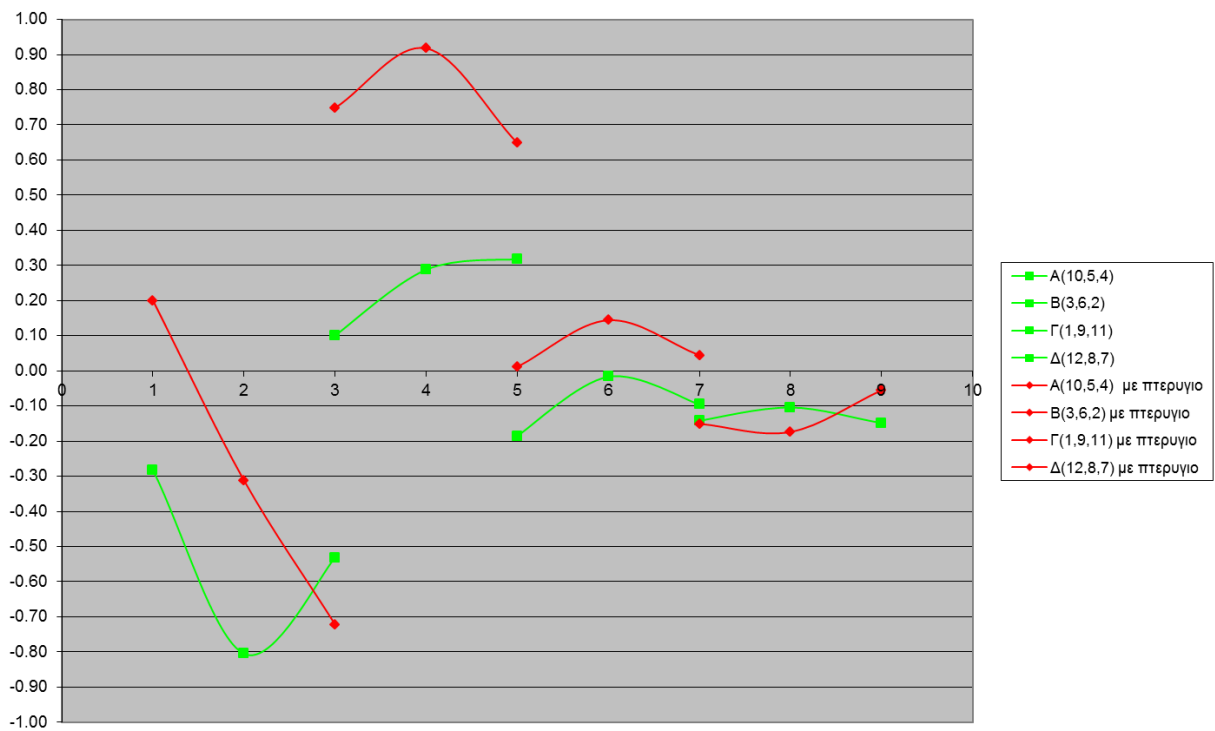
Σχήμα 5.19.

Διάγραμμα Cp για Pitch=30 και Roll=40



Σχήμα 5.20.

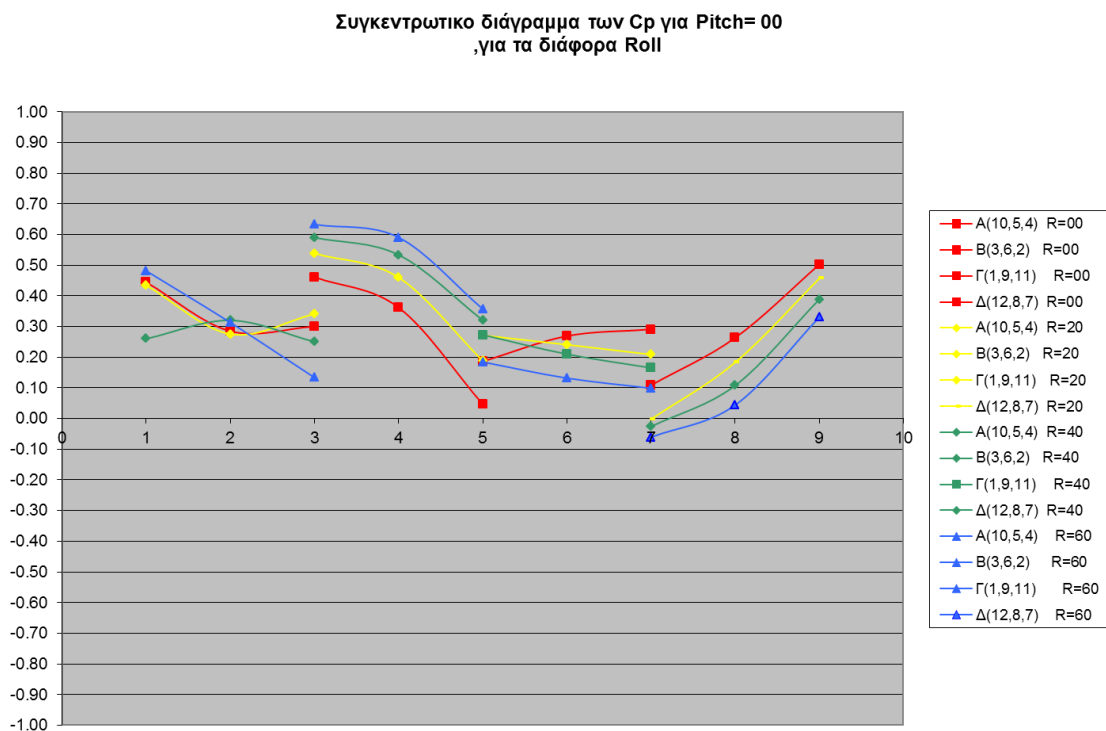
Διάγραμμα Cp για Pitch=30 και Roll=60



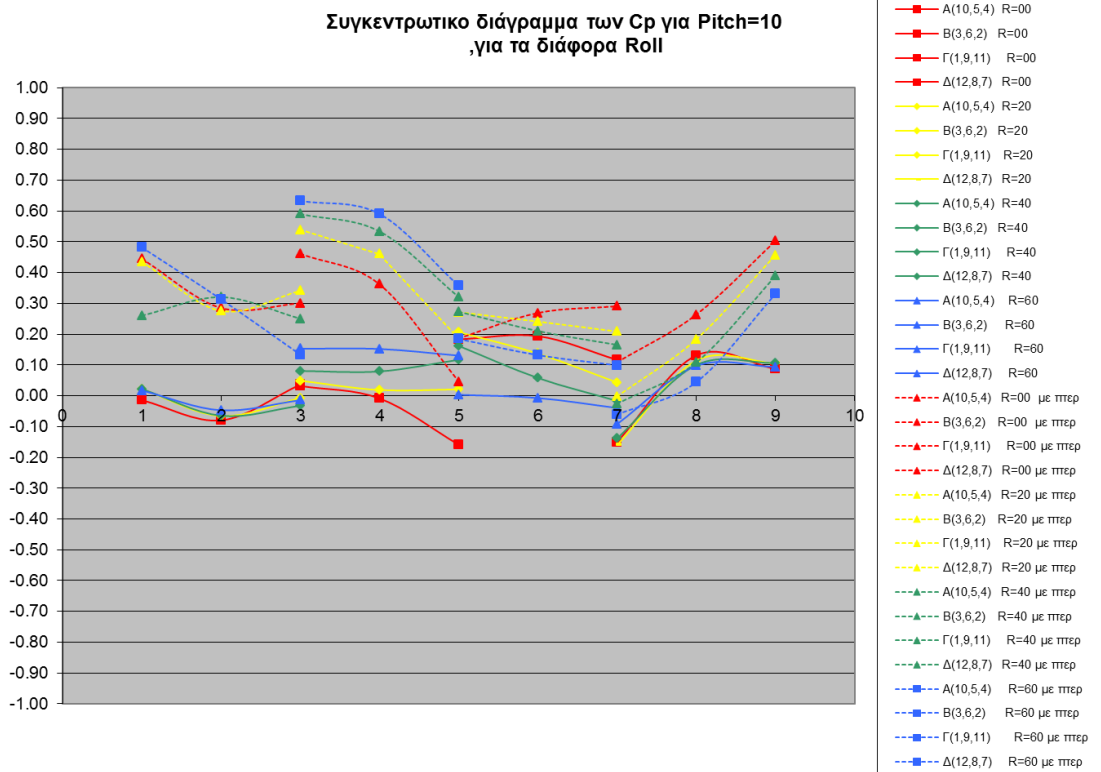
5.5.2 Συγκεντρωτικά διαγράμματα των Cr.

Στη συνέχεια παρατίθενται τα συγκεντρωτικά διαγράμματα των Cr για κάθε Pitch συναρτήσει του Roll και κατά τις δύο περιπτώσεις.

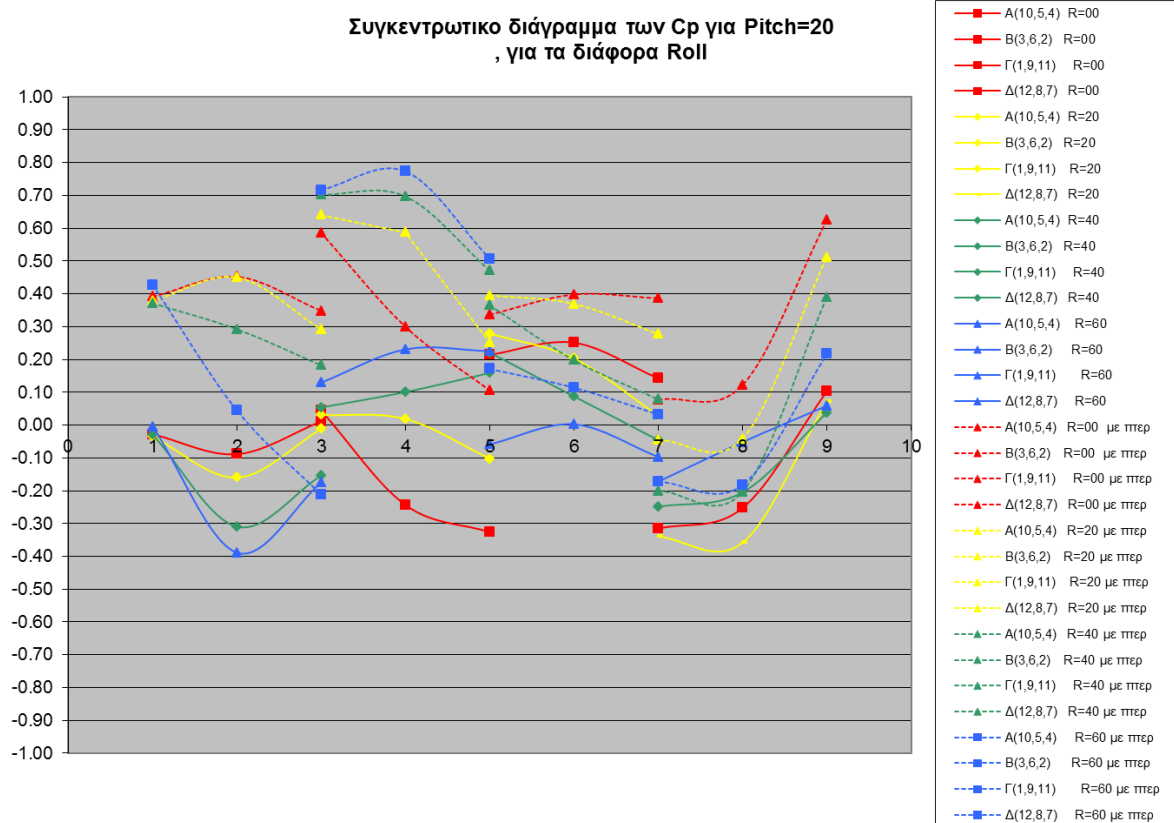
Σχήμα 5.21.



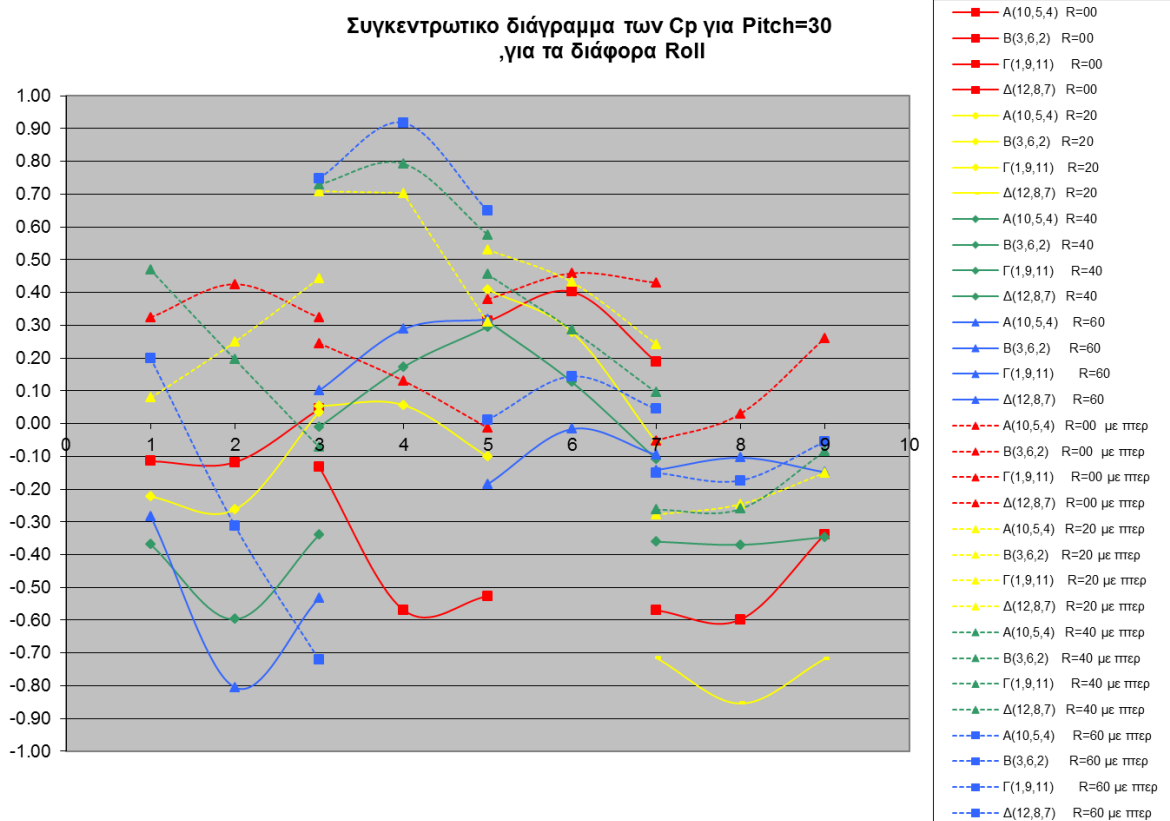
Σχήμα 5.22.



Σχήμα 5.23.



Σχήμα 5.24.



5.5.3 Παρατηρήσεις στα παραπάνω διαγράμματα.

Εξετάζοντας τα παραπάνω διαγράμματα του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p παρατηρούμε ότι :

- Η τοποθέτηση της αεροτομής έχει ως αποτέλεσμα την εμφάνιση μεγαλύτερων πιέσεων σε όλες τις πλευρές , με την πλευρά Γ όμως να διαφοροποιείται λίγο και να παρουσιάζει αυξημένες τιμές αλλά λιγότερο σε σχέση με τις άλλες .
- Για τις γωνίες προσβολής (Pitch) $P=00^0$ και $P=10^0$,τόσο κατά την περίπτωση με αεροτομή όσο και χωρίς , παρατηρούμε ότι με την αύξηση της γωνίας στροφής (Roll) οι C_p της πλευράς A παραμένουν σχεδόν σταθεροί , της πλευράς B παρουσιάζουν αύξηση , της πλευράς Γ μειώνονται και της Δ μειώνονται επίσης .
- Για τις γωνίες προσβολής (Pitch) $P=20$ και $P=30$,τόσο κατά την περίπτωση με αεροτομή όσο και χωρίς , παρατηρούμε ότι με την αύξηση της γωνίας στροφής (Roll) οι C_p της πλευράς A μειώνονται , της πλευράς B παρουσιάζουν αύξηση , της πλευράς Γ μειώνονται . Της Δ με λόγω της γεωμετρίας του σχήματος παρουσιάζουν μη σταθερή συμπεριφορά .
- Κρατώντας την γωνία στροφής (Roll) σταθερή και αυξάνοντας την γωνία προσβολής (Pitch) παρατηρούμε ότι στην πλευρά A παρουσιάζεται μείωση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p στην πλευρά B παρουσιάζεται αύξηση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p , στην πλευρά Γ παρουσιάζεται αύξηση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p ενώ στην πλευρά Δ παρουσιάζεται μείωση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p .

Είναι φανερό παρατηρώντας την γεωμετρία του μοντέλου , ότι κατά την αύξηση της γωνίας στροφής (Roll) , δεξιόστροφα ,οι πλευρές <μετακινούνται> σταδιακά και <παίρνει> η μια την θέση της άλλης ,δηλαδή $A \rightarrow B \rightarrow \Gamma \rightarrow \Delta \rightarrow A$. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα την μεταβολή των πιέσεων .

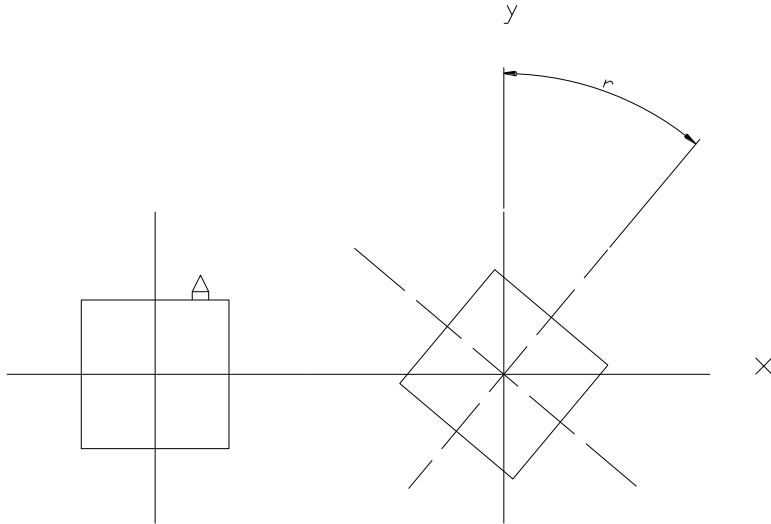
Γενικά παρατηρούμε ότι η αύξηση της γωνίας προσβολής (Pitch) έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p στην πλευρά Β και την μείωση αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p στην πλευρά Γ, ενώ οι πλευρές Α , Δ επηρεάζονται από την περιστροφή του μοντέλου σε συνδυασμό με τις δημιουργούμενες δίνες των ακμών του .

5.6 Υπολογισμός των δυνάμεων που ασκούνται στο σώμα.

Για να υπολογίσουμε τις δυνάμεις που ασκούνται στο μοντέλο χρησιμοποιώντας τις διαθέσιμες μετρήσεις πιέσεων στην επιφάνειά του , κάνουμε τις εξής παραδοχές :

- Δεν λαμβάνουμε υπόψη το πεδίο των διατμητικών τάσεων που αναπτύσσονται στο σώμα στα σημεία μέτρησης (δεν απέχει πολύ από την πραγματικότητα ,καθώς οι πιέσεις που αναπτύσσονται σε ένα σημείο είναι τάξεις μεγέθους μεγαλύτερες από τις διατμητικές τάσεις) .
- Το πεδίο το θεωρούμε ομοιόμορφα διαμορφωμένο κατά μήκος του σώματος.

Θεωρούμε την πίσω όψη του μοντέλου ,όταν αυτό τοποθετείται στην αεροδυναμική σήραγγα . Τότε , σε μια συγκεκριμένη γωνία πρόσπτωσης της ροής , και σε μηδενική γωνία στροφής το σύστημα των συντεταγμένων διαμορφώνεται όπως φαίνεται στην αριστερή εικόνα του σχήματος . Άν το μοντέλο στραφεί κατά γωνία r ,το σύστημα συντεταγμένων διαμορφώνεται όπως φαίνεται στην δεξιά εικόνα.



Σχήμα 5.25. Σύστημα συντεταγμένων x-y στην πίσω όψη του μοντέλου.

Υπολογισμός της δύναμης στην κατεύθυνση των αξόνων x και y:

Η πίεση είναι πάντοτε κάθετη σε μια επιφάνεια. Έτσι, σε μια τυχαία γωνία στροφής r , η πίεση αναλύεται σε δύο συνιστώσες, μια παράλληλη στον άξονα x και μια παράλληλη στον άξονα y. Σε κάθε μια από τις πλευρές A, B, Γ και Δ αναπτύσσεται μια μέση πίεση \bar{p} . Η μέση

τιμή αυτή της πίεσης εκφράζεται από τον μέσο συντελεστή πίεσης $\bar{c}_p = \frac{\bar{p} - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2}$.

Η μέση πίεση στην κάθε επιφάνεια i θα δίνεται από την εξίσωση:

$$\bar{p}_i = \bar{c}_{p_i} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 + p_\infty.$$

Σε μια τυχαία γωνία στροφής r , οι μέσες τιμές των πιέσεων που ασκούνται στις τέσσερις πλευρές στην κατεύθυνση του άξονα x, θεωρώντας ως θετική φορά του άξονα x την δεξιόστροφη, έχουμε:

$$\bar{p}_{Ax} = -\sin r \cdot \bar{c}_{p_A} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 - p_\infty \cdot \sin r$$

$$\bar{p}_{Bx} = -\cos r \cdot \bar{c}_{p_B} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 - p_\infty \cdot \cos r$$

$$\bar{p}_{\Gamma x} = \sin r \cdot \bar{c}_{p_\Gamma} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 + p_\infty \cdot \sin r$$

$$\bar{p}_{\Delta x} = \cos r \cdot \bar{c}_{p_\Delta} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 + p_\infty \cdot \cos r.$$

Η ολική πίεση στην κατεύθυνση x, θα είναι :

$$\overline{p_x} = \overline{p_{Ax}} + \overline{p_{Bx}} + \overline{p_{\Gamma x}} + \overline{p_{\Delta x}}, \text{ ή ισοδύναμα}$$

$$\overline{p_x} = \sin r \cdot (\overline{c_{P\Gamma}} - \overline{c_{PA}}) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 + \cos r \cdot (\overline{c_{P\Delta}} - \overline{c_{PB}}) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 .$$

Ο αδιάστατος συντελεστής δύναμης στην κατεύθυνση x δίνεται από την εξίσωση:

$$C_x = \frac{\overline{F_x}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot A} = \frac{\overline{p_x}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2},$$

όπου A είναι η επιφάνεια κάθετα στην οποία ασκείται η πίεση $\overline{p_x}$. Επομένως, ο αδιάστατος συντελεστής δύναμης στην κατεύθυνση x θα δίνεται από την εξίσωση:

$$C_x = \sin r \cdot (\overline{c_{P\Gamma}} - \overline{c_{PA}}) + \cos r \cdot (\overline{c_{P\Delta}} - \overline{c_{PB}}) \quad (9.4).$$

Αντιστοίχως, στην ίδια γωνία στροφής r , μέσες τιμές των πιέσεων που ασκούνται στις τέσσερις πλευρές στην κατεύθυνση y θα δίνονται από τις σχέσεις:

$$\overline{p_{Ay}} = -\cos r \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot \overline{c_{PA}} - p_\infty \cdot \cos r$$

$$\overline{p_{By}} = \sin r \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot \overline{c_{PB}} + p_\infty \cdot \sin r$$

$$\overline{p_{\Gamma y}} = \cos r \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot \overline{c_{P\Gamma}} + p_\infty \cdot \cos r$$

$$\overline{p_{\Delta y}} = -\sin r \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot \overline{c_{P\Delta}} - p_\infty \cdot \sin r .$$

Επομένως, η ολική πίεση στην κατεύθυνση y θα είναι :

$$\overline{p_y} = \overline{p_{Ay}} + \overline{p_{By}} + \overline{p_{\Gamma y}} + \overline{p_{\Delta y}}, \text{ ή ισοδύναμα}$$

$$\overline{p_y} = \sin r \cdot (\overline{c_{PB}} - \overline{c_{P\Delta}}) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 + \cos r \cdot (\overline{c_{P\Gamma}} - \overline{c_{PA}}) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 .$$

Ο αδιάστατος συντελεστής δύναμης στην κατεύθυνση y είναι :

$$C_N = \frac{\overline{F}_y}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot A} = \frac{\overline{p}_y}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2},$$

όπου A είναι η επιφάνεια κάθετα στην οποία ασκείται η πίεση \overline{p}_y . Επομένως, ο αδιάστατος συντελεστής δύναμης στην κατεύθυνση y θα δίνεται από την εξίσωση:

$$C_N = \sin r \cdot (\overline{c}_{PB} - \overline{c}_{PA}) + \cos r \cdot (\overline{c}_{PT} - \overline{c}_{PA}) \quad (9.5).$$

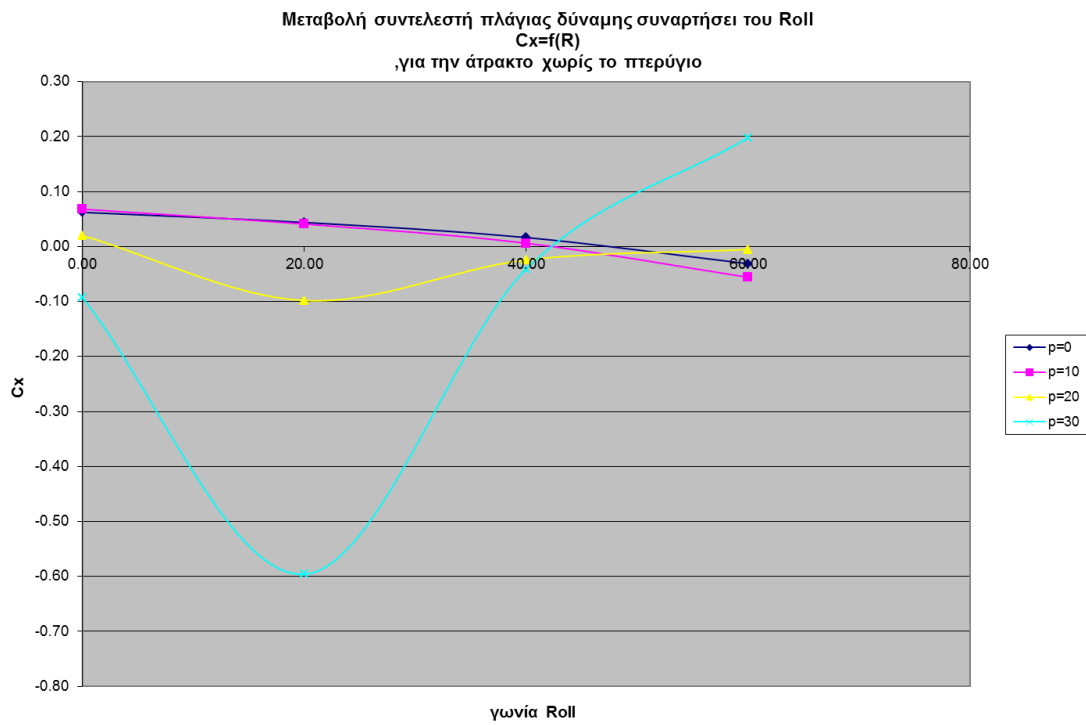
Από τις τιμές του αδιάστατου συντελεστή πίεσης c_p που υπολογίσαμε προηγουμένως υπολογίζουμε την μέση τιμή του για κάθε πλευρά σε κάθε συνδυασμό γωνιών pitch και roll. Εν συνεχεία, και με βάση τις μέσες τιμές του c_p που υπολογίσαμε, υπολογίζουμε τους αδιάστατους συντελεστές δύναμης C_x και C_N .

5.6.1 Διαγράμματα των C_x , C_n και του C_n/C_x

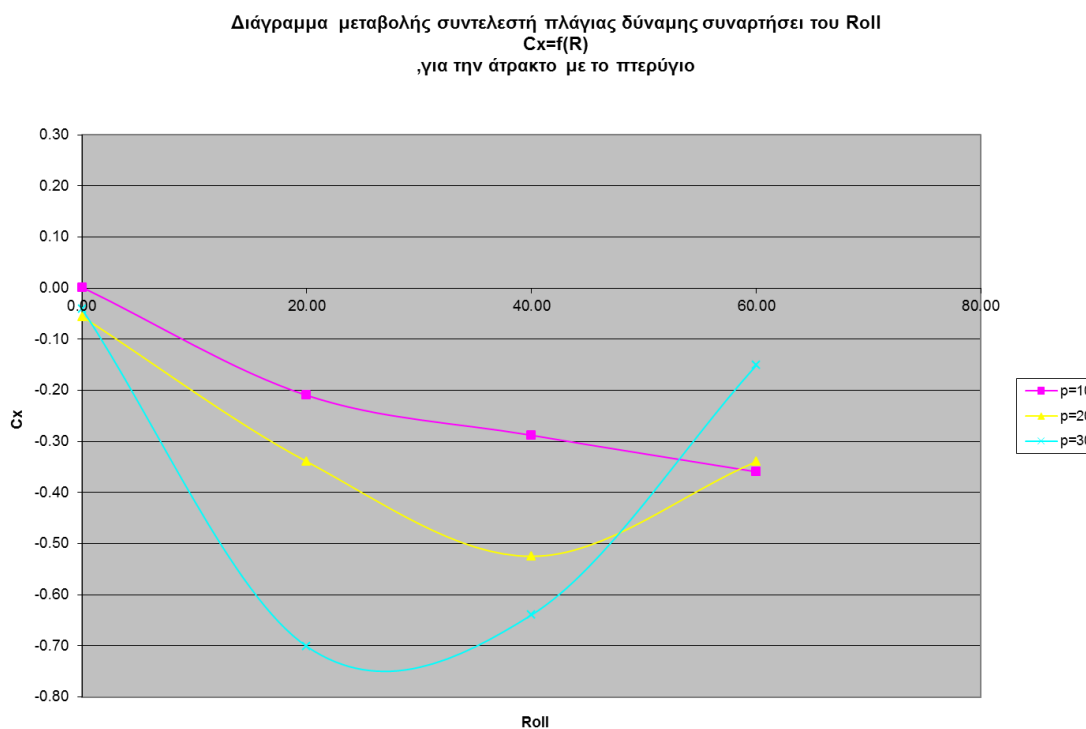
Στη συνέχεια ακολουθούν τα διαγράμματα των C_x , C_n και του C_n/C_x συναρτήσει του roll ή και του pitch και για τις δυο περιπτώσεις .

5.6.1.1 Διαγράμματα μεταβολής του C_x συναρτήσει του Roll

Σχήμα 5.26.



Σχήμα 5.27.



Από τα παραπάνω διαγράμματα βλέπουμε ότι υπάρχει πάντοτε συνιστώσα πλάγιας δύναμης ,ακόμα και σε μηδενική γωνία στροφής (θα περιμέναμε να υπάρχει ομοιόμορφη διαμόρφωση του πεδίου ροής γύρω από το σώμα , και συνεπώς μηδενική πλάγια δύναμη) .

Παρατηρούμε ότι , χωρίς το πτερύγιο ,

- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 20° , 30° , η πλάγια δύναμη παρουσιάζει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής , εν συνεχεία αυξάνεται το μέτρο της για να λάβει την μέγιστη τιμή της στις 20° γωνίας στροφής και ακολούθως μειώνεται το μέτρο της (κατά απόλυτη τιμή) , μέχρι που μηδενίζεται σε κάποια γωνία στροφής και αλλάζει φορά .
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 00° , 10° η πλάγια δύναμη έχει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής , εν συνεχεία μειώνεται το μέτρο της μέχρι που μηδενίζεται σε κάποια γωνία στροφής και αλλάζει φορά ώστε να λάβει την τελική της τιμή , που είναι σχεδόν μηδενική .

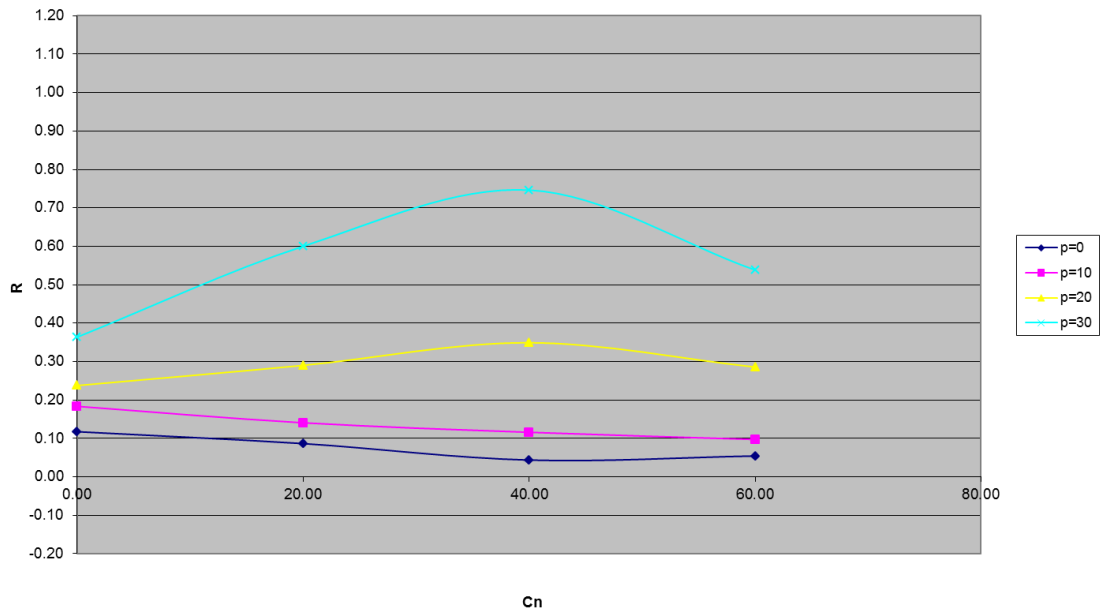
Παρατηρούμε ότι , με το πτερύγιο ,

- για την γωνία προσβολής (Pitch) 10° η πλάγια δύναμη έχει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής(Roll) ,και εν συνεχεία αυξάνεται το μέτρο της μέχρι για να λάβει την μέγιστη τιμή της στις 60° γωνίας στροφής.
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 20° , 30° , η πλάγια δύναμη παρουσιάζει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής , εν συνεχεία αυξάνεται το μέτρο της (κατά απόλυτη τιμή) για να λάβει την μέγιστη τιμή της στις 40° γωνίας στροφής και στις 20° γωνίας στροφής αντίστοιχα , και ακολούθως μειώνεται το μέτρο της (κατά απόλυτη τιμή) .

5.6.1.2 Διαγράμματα μεταβολής του C_N συναρτήσει του Roll

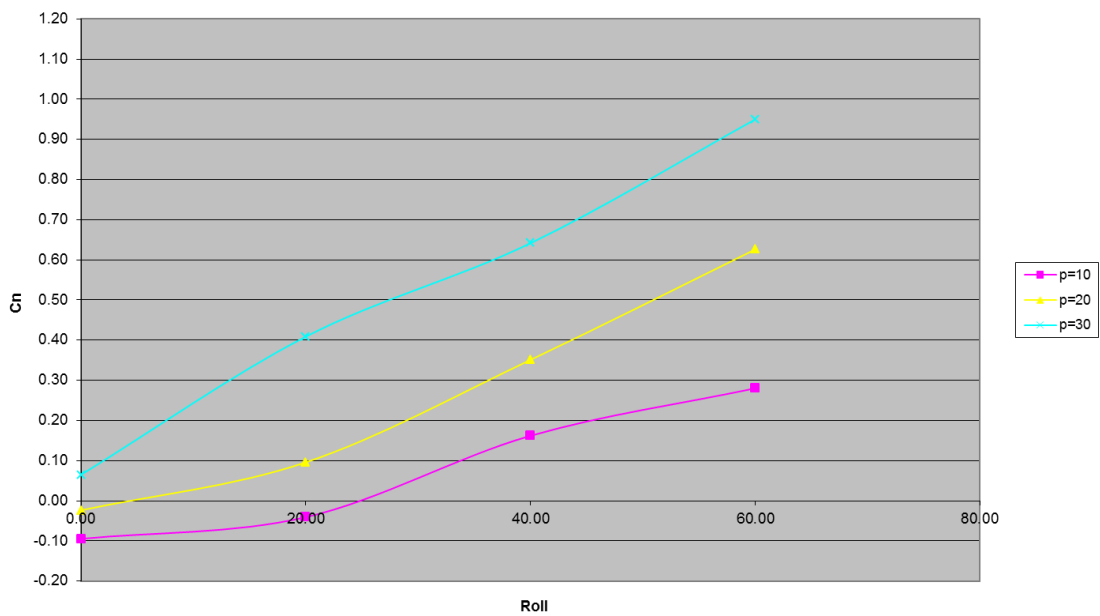
Σχήμα 5.28.

Μεταβολή του συντελεστή κάθετης δύναμης συναρτήσει του Roll
 $C_n=f(R)$
 ,για την άτρακτο χωρίς το πτερύγιο



Σχήμα

Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή κάθετης δύναμης συναρτήσει του Roll
 $C_n=f(R)$
 ,για την άτρακτο με το πτερύγιο



5.29.

Παρατηρούμε ότι , χωρίς το πτερύγιο,

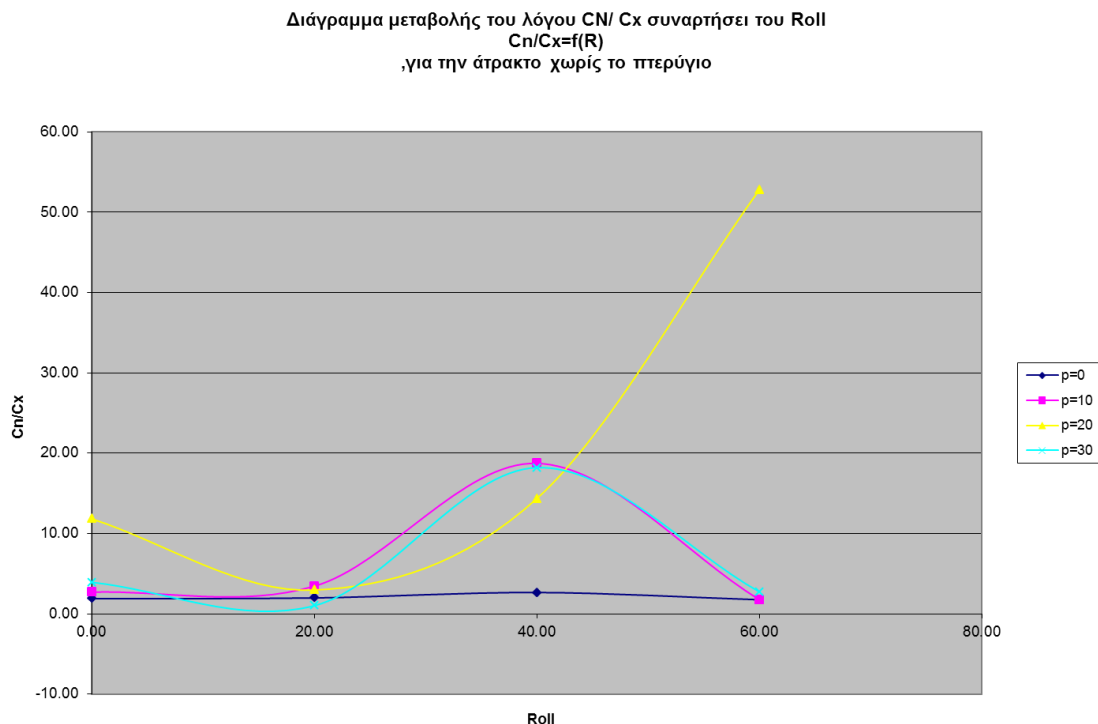
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 00° , 10° συμπεραίνουμε ότι η κάθετη δύναμη μειώνεται (πολύ λίγο) με την αύξηση της γωνίας στροφής .
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 20° , 30° η κάθετη δύναμη αυξάνεται μέχρι τις 40° γωνίας στροφής , και ακολούθως μειώνεται έντονα μέχρι τις 60° γωνίας στροφής . Η αύξηση είναι μεγάλη για την περίπτωση της γωνίας προσβολής (Pitch) 30° και πολύ μικρότερη για την γωνία των 20° .
- Παρατηρούμε επίσης όπως συμβαίνει για την πλάγια δύναμη ,σε μια συγκεκριμένη γωνία στροφής η μεγαλύτερη κάθετη δύναμη είναι εκείνη που αντιστοιχεί στην μεγαλύτερη γωνία προσβολής .

Παρατηρούμε ότι , με το πτερύγιο ,

- για όλες τις γωνίες προσβολής (Pitch) 10° , 20° και 30° η κάθετη δύναμη αυξάνεται συνεχώς μέχρι τις 60° γωνίας στροφής όπου παρουσιάζει μέγιστη τιμή.
- με την αύξηση της γωνίας προσβολής αυξάνονται και τα μέτρα των δυνάμεων .
- όπως συμβαίνει και για την χωρίς πτερύγιο περίπτωση , η μεγαλύτερη κάθετη δύναμη είναι εκείνη που αντιστοιχεί στην μεγαλύτερη γωνία προσβολής

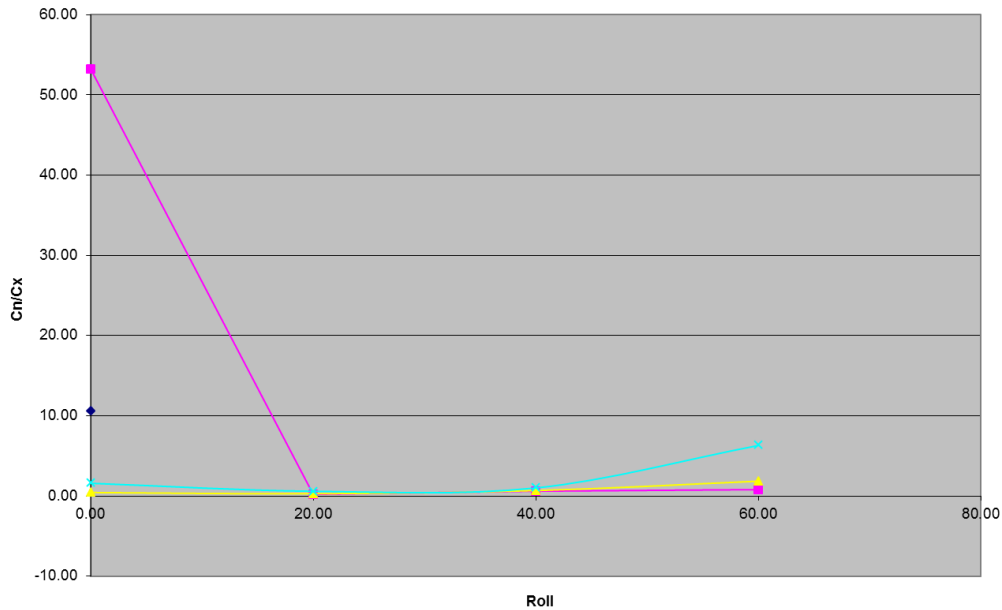
5.6.1.3 Διαγράμματα μεταβολής του του C_n/C_x συναρτήσει του Roll

Σχήμα 5.30.



Σχήμα 5.31.

Διάγραμμα μεταβολής του λόγου C_N/C_x συναρτήσει του Roll
 $C_N/C_x=f(R)$
 ,για την άτρακτο με το πτερύγιο



Παρατηρούμε ότι , χωρίς το πτερύγιο

- για την γωνία προσβολής (Pitch) 00° η κάθετη δύναμη είναι μεγαλύτερη από την πλάγια δύναμη και ο λόγος C_N/C_x είναι σχεδόν σταθερός .
- για την γωνία προσβολής (Pitch) 10° , 30° , η κάθετη δύναμη σε σχέση με την πλάγια δύναμη είναι σχεδόν σταθερή μέχρι τις 20° (Roll) , ακολούθως αυξάνεται έντονα μέχρι τις 40° (Roll) , και έπειτα μειώνεται απότομα μέχρι τις 60° (Roll) γωνίας στροφής .
- για την γωνία προσβολής (Pitch) 20° ,η κάθετη δύναμη σε σχέση με την πλάγια δύναμη μειώνεται ομαλά μέχρι τις 20° γωνίας στροφής ,και μετά αυξάνεται ιδιαίτερα έντονα μέχρι τις 60° γωνίας στροφής , όπου παρουσιάζει μέγιστο.

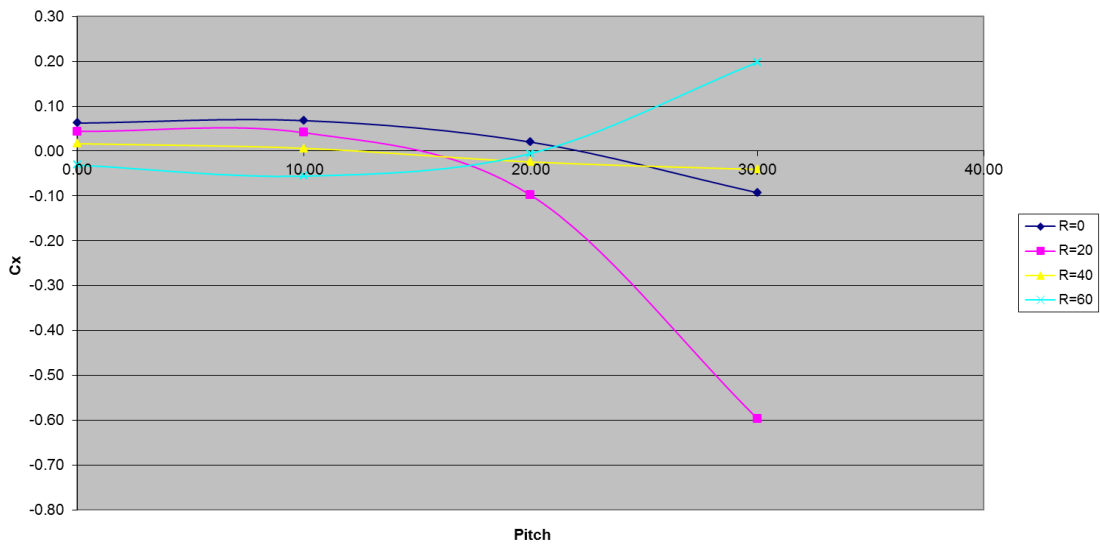
Παρατηρούμε ότι , με το πτερύγιο ,

- για την γωνία προσβολής (Pitch) 10° ο λόγος C_N/C_x μειώνεται απότομα μέχρι τις 20° γωνίας στροφής και μετά συνεχίζει με σταθερή τιμή κατά την αύξηση της γωνίας στροφής.
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 10° , 20° ο λόγος C_N/C_x παραμένει σταθερός .
- για την γωνία προσβολής (Pitch) 30° ο λόγος C_N/C_x παραμένει σταθερός μέχρι τις 40° από όπου μετά αυξάνεται ελαφρά μέχρι τις 60°

5.6.1.4 Διαγράμματα μεταβολής του C_x συναρτήσει του Pitch.

Σχήμα

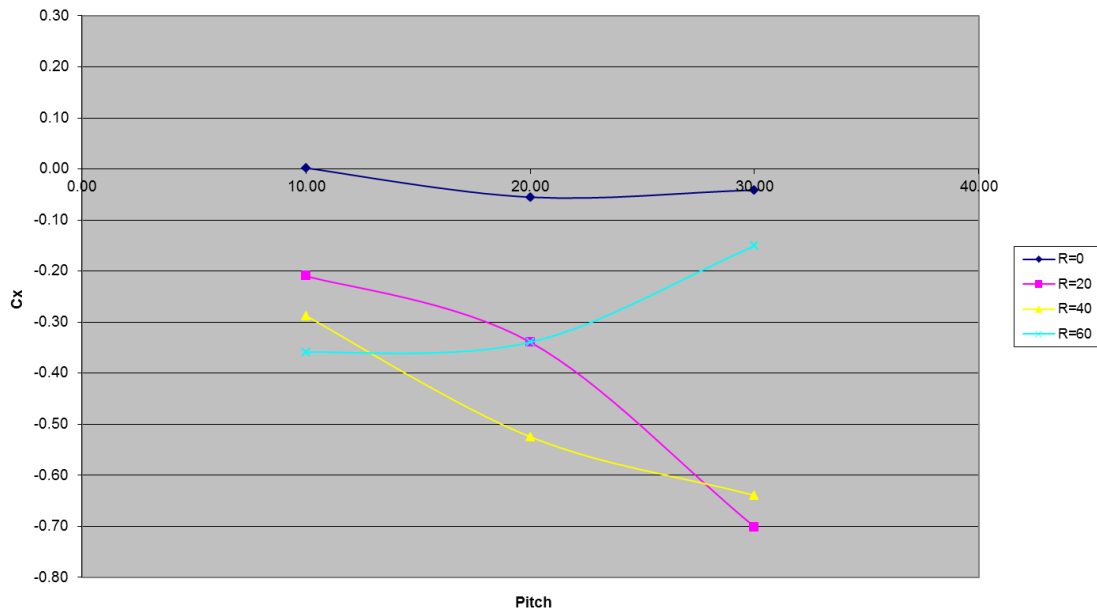
Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πλάγιας δύναμης C_x συναρτήσει του Pitch $C_x=f(P)$, για την άτρακτο χωρίς το πτερύγιο



5.32.

Σχήμα 5.33.

Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή πλάγιας δύναμης C_x συναρτήσει του Pitch $C_x=f(P)$, για την άτρακτο με το πτερύγιο



Παρατηρούμε ότι , χωρίς το πτερύγιο

- για τις γωνίες στροφής 0° , 20° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με μικρές θετικές τιμές ,στη συνέχεια κάποια

στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30 γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή .

- για την γωνία στροφής 60° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης αυξάνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με μικρές αρνητικές τιμές , στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η αύξηση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η μέγιστη τιμή .
- για γωνίες στροφής 40° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με πολύ μικρές θετικές τιμές ,στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30 γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή η οποία είναι πολύ κοντά στο μηδέν.

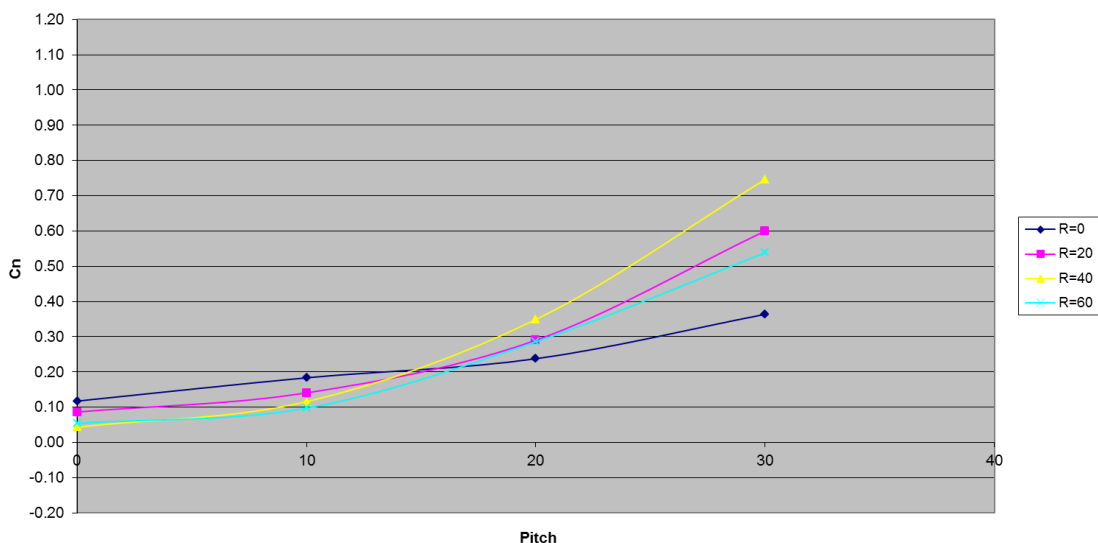
Παρατηρούμε ότι , με το πτερύγιο ,

- για τις γωνίες στροφής 20° , 40° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με αρνητικές τιμές και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30 γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή.
- για την γωνία στροφής 60° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης αυξάνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με αρνητικές τιμές και παρουσιάζει μέγιστη τιμή (αρνητική όμως) για γωνία προσβολής 30° .

5.6.1.5 Διαγράμματα μεταβολής του C_N συναρτήσει του Pitch.

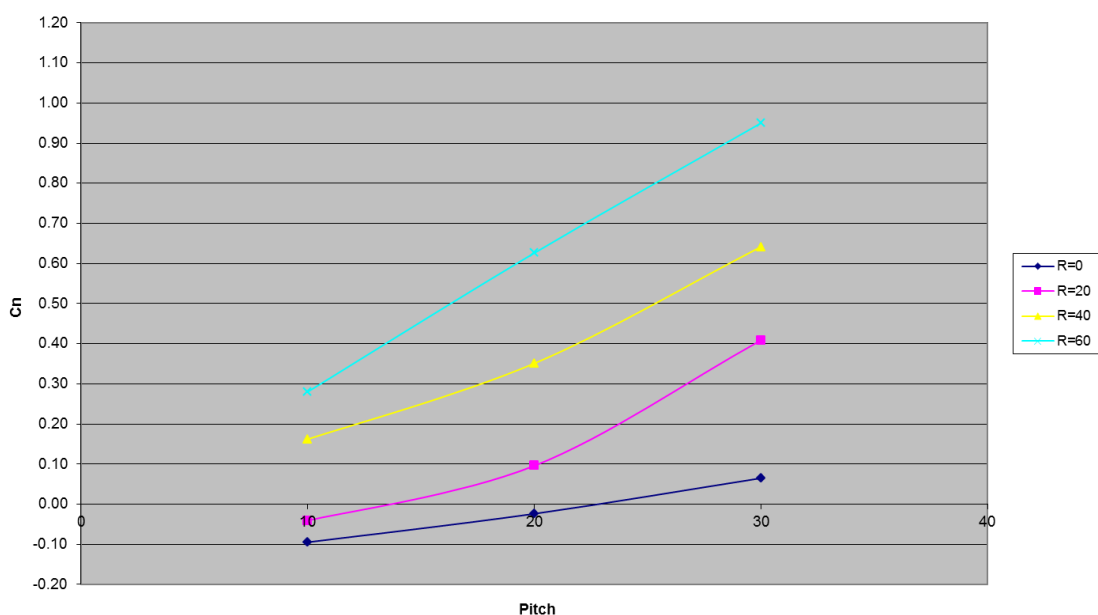
Σχήμα

Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή κάθετης δύναμης C_n συναρτήσει του Pitch $C_n=f(P)$, για την άτρακτο χωρίς το πτερύγιο



5.34. Σχήμα

Διάγραμμα μεταβολής του συντελεστή κάθετης δύναμης C_n συναρτήσει του Pitch $C_n=f(P)$, για την άτρακτο με το πτερύγιο



5.35.

Παρατηρούμε ότι, χωρίς το πτερύγιο,

- για την γωνία στροφής 00^0 παρατηρούμε ότι, η κάθετη δύναμη αυξάνεται σχεδόν ανάλογα με την αύξηση της γωνίας προσβολής και παρουσιάζει μεγίστη τιμή για γωνία προσβολής 30^0 .
- για τις γωνίες στροφής 20^0 , 40^0 και 60^0 η κάθετη δύναμη αυξάνεται και πάλι, αλλά πιο απότομα και παρουσιάζουν μεγίστη τιμή για γωνία προσβολής 30^0 .

Παρατηρούμε ότι , με το πτερύγιο ,

- για όλες τις γωνίες στροφής η κάθετη δύναμη αυξάνεται και παρουσιάζουν μέγιστη τιμή για γωνία προσβολής 30^0 .Επίσης οι μέγιστες τιμές αυξάνονται με την αύξηση της γωνίας στροφής .

Κεφάλαιο 6

ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΣΤΟ ΠΕΔΙΟ ΡΟΗΣ ΜΕ ΤΗ ΧΡΗΣΗ ΣΩΛΗΝΑ ΡΙΤΟΤ 7 ΟΠΩΝ.

6.1 Πειραματική διάταξη

Η πειραματική διάταξη αποτελείται από : έναν σωλήνα pitot επτά οπών, τον μηχανισμό μετακίνησης του στο πεδίο ροής , τους μορφοτροπείς πίεσης (για την μετατροπής των πιέσεων του σωλήνα επτά οπών σε mVolt) , έναν αναλογοψηφιακό μετατροπέα (ADC) , έναν υπολογιστή που ελέγχει τις παραπάνω διατάξεις , και τέλος την αεροδυναμική σήραγγα ανοικτού κυκλώματος του εργαστηρίου αεροδυναμικής .

6.2 Πειραματική διαδικασία.

Στόχος του πειράματος είναι η μέτρηση των χαρακτηριστικών μεγεθών του πεδίου ροής με τη βοήθεια του σωλήνα Pitot επτά οπών ώστε στη συνέχεια να κατασκευάσουμε ένα διάγραμμα όπου θα φαίνονται τα διανύσματα τις ταχύτητας του πεδίου . Δηλαδή να κατασκευάσουμε μια εικόνα (ποσοτική και ποιοτική) των χαρακτηριστικών μεγεθών αυτού του πεδίου ώστε να δούμε την αλληλεπίδραση του πεδίου ροής με το μοντέλο . Για τον σκοπό αυτό μια διατομή του πεδίου ροής που είναι κάθετη στην ταχύτητα V της ελεύθερης ροής και η οποία βρίσκεται όσο το δυνατό πιο κοντά στην ακμή φυγής του μοντέλου θα σαρωθεί από τον σωλήνα pitot 7 οπών . Έτσι ουσιαστικά θα δημιουργήσουμε ένα πλέγμα στα σημεία του οποίου θα αντιστοιχήσουμε τις ταχύτητες που θα βρούμε.

Για να γίνουν αυτές οι μετρήσεις πρέπει ο σωλήνας Pitot 7 οπών να μετακινείται οριζόντια και κατακόρυφα ώστε να τοποθετείται στα προκαθορισμένα σημεία που πρέπει να γίνουν οι μετρήσεις . Ο σωλήνας επτά οπών φέρεται μέσω ενός μηχανισμού στήριξης-μετακίνησης . Η κίνηση κατά την κατακόρυφη διεύθυνση , του σωλήνα Pitot γίνεται μέσω ενός βηματικού κινητήρα που ελέγχεται από τον υπολογιστή. Η κίνηση κατά την οριζόντια διεύθυνση , του σωλήνα , γίνεται μέσω σπειρώματος , του οποίου η κίνηση γίνεται με το χέρι . Έτσι , με αυτούς του μηχανισμούς , ο σωλήνας Pitot 7 οπών τοποθετείται σε όλες τις επιθυμητές θέσεις .

Θέλουμε να πάρουμε όσο το δυνατόν περισσότερες μετρήσεις ,ώστε τα αποτελέσματα που θα προκύψουν από την επεξεργασία αυτών να είναι όσο το δυνατόν πιο κοντά στην πραγματική εικόνα του πεδίου ροής γύρω από το μοντέλο . Επομένως από όσο πιο πολλά σημεία αποτελείται το πλέγμα τόσο το καλύτερο. Έτσι τοποθετούμε το μοντέλο στον χώρο δοκίμων της αεροδυναμικής σήραγγας . Ξεκινάμε την σάρωση της διατομής από τα αριστερά προς τα δεξιά κατά την οριζόντια διεύθυνση , όπως βλέπουμε το μοντέλο από πίσω. Τοποθετούμε τον σωλήνα Pitot 7 οπών με το χειροκίνητο μηχανισμό , στην επιθυμητή θέση. Ο βηματικός κινητήρας κινεί τον σωλήνα επτά οπών κατά την κατακόρυφη διεύθυνση. Ο υπολογιστής διαθέτει κάρτα εξόδου η οποία συνδέεται με αναλογοψηφιακό μετατροπέα, ο οποίος κινεί τον βηματικό κινητήρα ,ώστε κάθε φορά να μετακινείται ο σωλήνας επτά οπών στην επιθυμητή κατακόρυφη θέση.

Το πρόγραμμα pitmot3 σε γλώσσα Basic χρησιμοποιήθηκε για την κατακόρυφη κίνηση του σωλήνα Pitot 7 οπών ,και την μέτρηση των επτά πιέσεων σε κάθε σημείο . Με το πρόγραμμα αυτό , καθορίζουμε τον αριθμό των μετρήσεων που θα πάρει ο σωλήνας ,καθώς και την κατακόρυφη απόσταση που θα διανύσει και την φορά της κίνησής του . Συγκεκριμένα ,κάθε φορά που τρέχουμε το πρόγραμμα αυτό , παρέχουμε ως πληροφορία μέσω του πληκτρολογίου τον αριθμό των μετρήσεων που θα πάρει ο σωλήνας κατά την κατακόρυφη μετακίνηση του , καθώς και την απόσταση σε mm μεταξύ αυτών .

Σε κάθε σημείο στο οποίο γίνεται μια μέτρηση , ο μηχανισμός (όλη η διάταξη) παίρνει 2000 μετρήσεις πιέσεων για κάθε οπή ,και ακολούθως υπολογίζει (το πρόγραμμα pitmot3) την μέση τιμή της πίεσης για κάθε μία από τις οπές . Οι πιέσεις που μετρά ο σωλήνας Pitot 7 οπών , μεταφέρονται μέσω επτά ελαστικών σωλήνων που εφαρμόζονται ένας σε κάθε οπή στο πίσω μέρος του , στους μορφοτροπείς πίεσης που μετατρέπουν τις πιέσεις σε mVolt (Οι μορφοτροπείς πίεσης αποτελούνται από επτά διαφορετικούς γραμμικούς μορφοτροπείς πίεσης). Οι μετρήσεις ,κατά την εκτέλεση του πειράματος καταγράφονται σε αρχείο που δημιουργεί το πρόγραμμα pitmot3.

Σε κάθε κατακόρυφη θέση , λαμβάνουμε είκοσι μετρήσεις ,με βήμα κατακόρυφης μετατόπισης 3mm. Όταν τελειώνουμε κάθε κατακόρυφη σειρά μετρήσεων , μετακινούμε τον σωλήνα 3mm δεξιά και λαμβάνουμε νέα σειρά είκοσι μετρήσεων στη νέα θέση .Έτσι ,σαρώνουμε όλο το πλέγμα . Συνολικά ,λαμβάνουμε μετρήσεις σε 39 κατακόρυφες θέσεις . Δηλαδή , ο σωλήνας μετακινείται προς τα δεξιά κατά 117mm.

Για να μην ακουμπήσει ο σωλήνας πάνω στον βραχίονα στον οποίο προσαρτάται το μοντέλο και πάθει ζημιά , μετρήσεις δεν λαμβάνονται σε μια μικρή περιοχή στην περιοχή στήριξης του μοντέλου.

Στο πείραμα αυτό ,παίρνουμε μετρήσεις μόνο στους συνδυασμούς γωνιών: (pitch ,roll) : $(00^{\circ},00^{\circ})$, $(00^{\circ},20^{\circ})$, $(00^{\circ},40^{\circ})$, $(00^{\circ},60^{\circ})$, $(10^{\circ},00^{\circ})$ και $(10^{\circ},20^{\circ})$ λόγω κάποιων γεωμετρικών προβλημάτων .

Σε όλες τις πειραματικές μετρήσεις ,η ταχύτητα του ρεύματος αέρα ήταν τέτοια ώστε η μετρούμενη διαφορά πίεσης ΔP από το μανόμετρο που είναι συνδεδεμένο με τον σωλήνα

Prandtl να είναι 150 Pascal. Έτσι προκύπτει ότι το μέτρο της ταχύτητα του αέρα είναι 16.047m/s . Ο αριθμός Reynolds της ροής είναι : $Re = \frac{U_{\infty} \cdot d}{\nu} = 4.141 \times 10^4$.

6.3 Επεξεργασία πειραματικών μετρήσεων.

6.3.1 Διαγράμματα ταχυτήτων.

Αφού έχουμε πάρει τις μετρήσεις του πεδίου ροής με την διάταξη του σωλήνα Pitot , σε κάθε θέση που θέλαμε , πρέπει να τις επεξεργαστούμε ώστε να αποτυπώσουμε την εικόνα του πεδίου ροής , δηλαδή να παραστήσουμε σε κάθε σημείο στο οποίο πραγματοποιήσαμε μέτρηση , το διάνυσμα της ταχύτητας του πεδίου .

Το διάνυσμα της ταχύτητας σε κάθε σημείο αποτελείται από τρεις συνιστώσες . Η μία συνιστώσα είναι αυτή της οποίας η διεύθυνση ταυτίζεται με την διεύθυνση του ρεύματος αέρα που παρέχει η σήραγγα . Οι άλλες δυο συνιστώσες είναι κάθετες στο ρεύμα αέρα της σήραγγας . Στόχος είναι να απεικονισθεί το δισδιάστατο διάνυσμα της ταχύτητας το οποίο είναι στο επίπεδο το κάθετο στην διεύθυνση του αέρα.

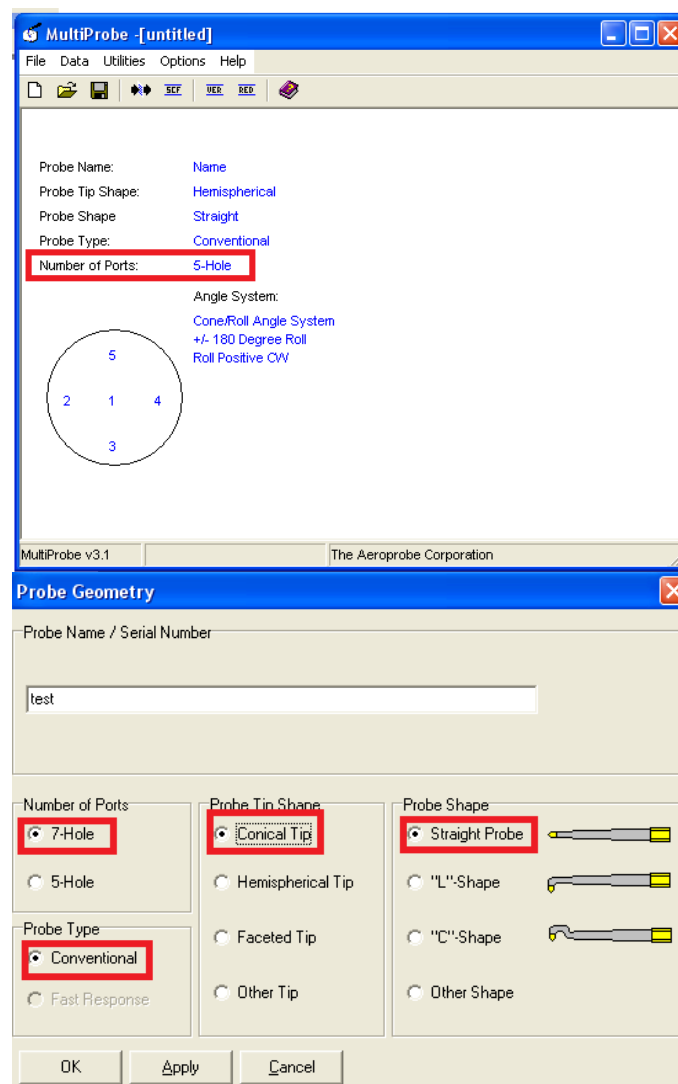
Ολοκληρώνοντας τις μετρήσεις με την διάταξη του σωλήνα Pitot έχουμε δημιουργήσει αρχεία , κατά την χρήση του προγράμματος pitmot3 , στα οποία είναι αποθηκευμένα τα αποτελέσματα των μετρήσεων , με τη σειρά που αυτές έχουν παρθεί, σε mV . Αυτά πρέπει να μετατραπούν σε Pascal. Για τον σκοπό αυτό χρησιμοποιούμε το πρόγραμμα convt (σε γλώσσα προγραμματισμού Fortran90) το οποίο είναι μια επαναληπτική διαδικασία , η οποία διαβάζει τα αρχεία των μετρήσεων , εφαρμόζει τις σχέσεις αναδρομής που προέκυψαν από την βαθμονόμηση των μορφοτροπέων πίεσης όποτε μετατρέπει τα mV σε Pascal και τέλος καταγράφει τα αποτελέσματα σε ένα αρχείο με την ίδια σειρά .

Στην συνέχεια τα αποτελέσματα του προγράμματος convt χρησιμοποιούνται από το πρόγραμμα MPRO31.exe (της εταιρίας Aeroprobe που κατασκεύασε τον σωλήνα επτά οπών) , το οποίο υπολογίζει τα χαρακτηριστικά μεγέθη του πεδίου ροής. Η εκτέλεση του προγράμματος αυτού απαιτεί να γίνουν κάποιες ρυθμίσεις .

6.3.2 Ρυθμίσεις για την χρήση του προγράμματος mpr031 της Aeroprobe για την επεξεργασία των αποτελεσμάτων του σωλήνα pitot 7 οπών

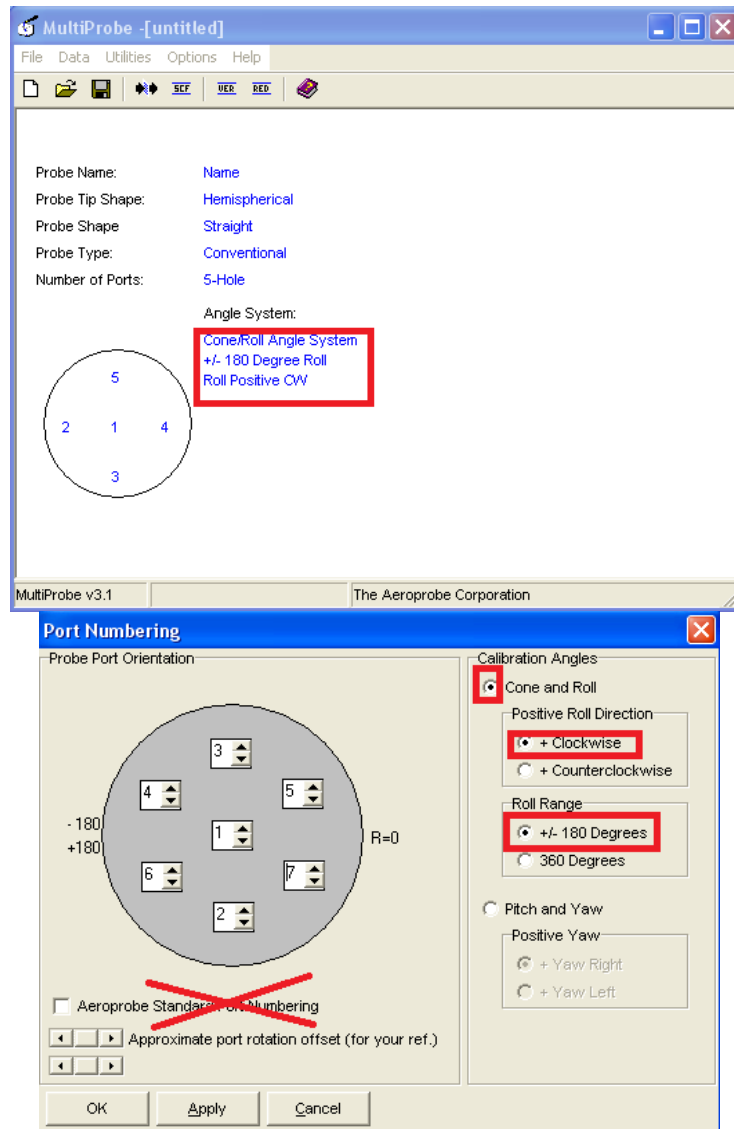
- Τρέχουμε το πρόγραμμα MPRO31 .exe από το αντίστοιχο εικονίδιο.
- Στην επιλογή Number of ports: επιλέγουμε διαδοχικά: 7-hole, Conical Tip, Straight Probe.

Σχήμα 6.1.



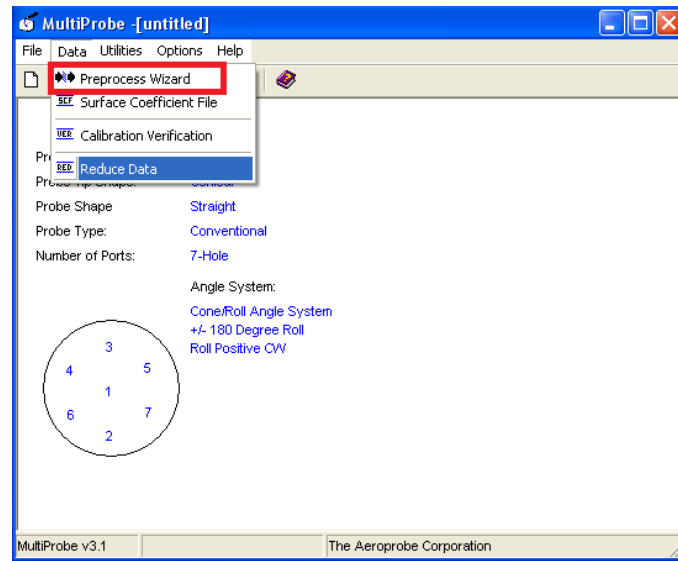
- Στην επιλογή Cone/Roll Angle System +/- 180 Degree Roll Roll Positive CW ,επιλέγουμε Cone and roll, +Clockwise , +/-180 degrees .
- Η διάταξη των οπών που επιλέγουμε (αυτή δηλαδή με την οποία έγινε η βαθμονόμηση) είναι η παρακάτω (**ΠΡΟΣΟΧΗ** : Δεν κάνουμε τικ στην επιλογή Aeroprobe Standard Port Numbering):

Σχήμα 6.2.



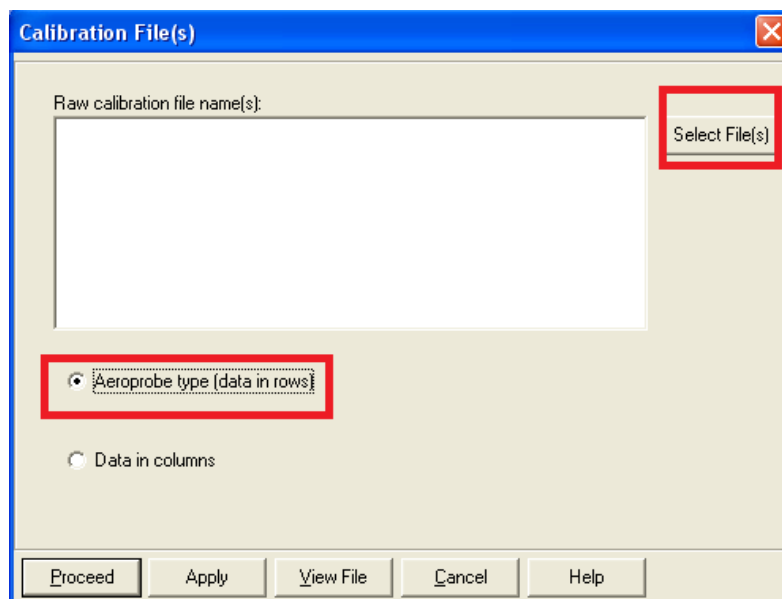
- Πατάμε Apply και μετά OK. Έτσι επιστρέφουμε στο αρχικό παράθυρο του προγράμματος
- Στο αρχικό παράθυρο του προγράμματος επιλέγουμε :Data—► Preprocess Wizard.

Σχήμα 6.3.



- Στο παράθυρο που εμφανίζεται επιλέγουμε : Aeroprobe type (data in rows),

Σχήμα 6.4

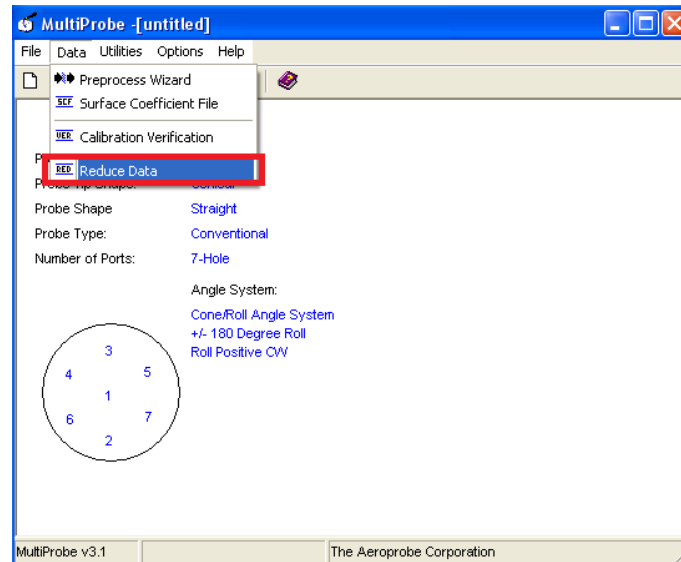


- Στην επιλογή Select File(s) ψάχνουμε να βρούμε το αρχείο C98-20-1-073 .raw με βάση το οποίο έχει γίνει η βαθμονόμηση του σωλήνα από τον κατασκευαστή.

Πατάμε **Proceed** συνεχώς **χωρίς** να αλλάξουμε κάποια από τις default επιλογές του προγράμματος, μέχρι να μας ζητηθεί να επιλέξουμε όνομα για το αρχείο στο οποίο αποθηκεύονται τα αποτελέσματα του preprocess και πατάμε **Save**. οπότε επιστρέφουμε στο αρχικό παράθυρο του προγράμματος.

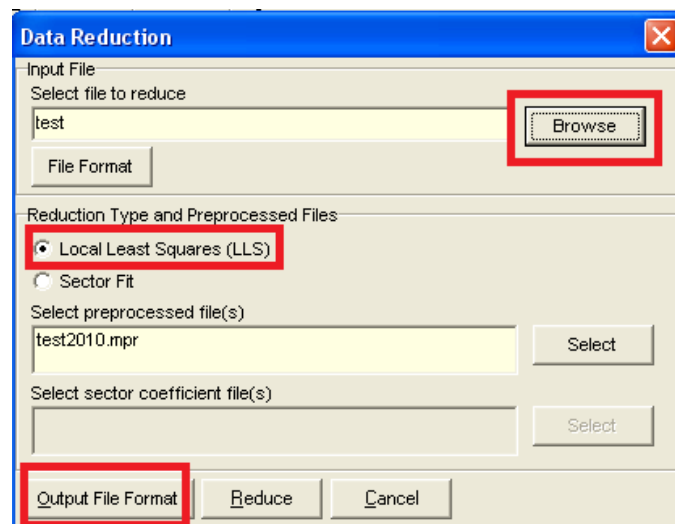
- Στο αρχικό παράθυρο του προγράμματος επιλέγουμε Data—► Reduce Data

Σχήμα 6.5.



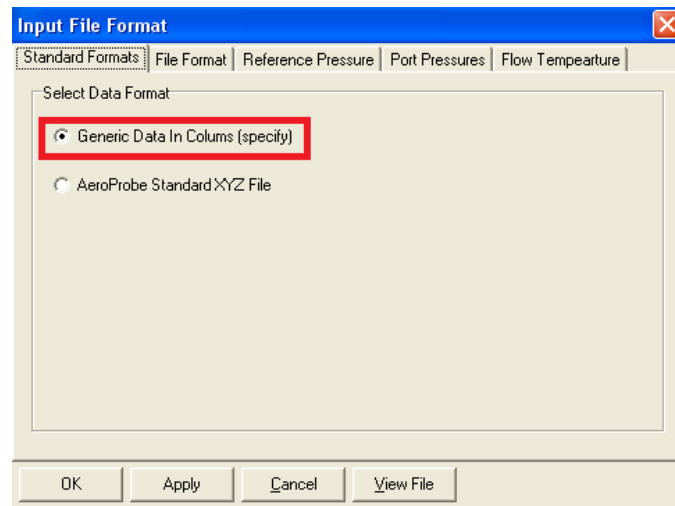
- Στο παράθυρο που εμφανίζεται ως μέθοδο προσαρμογής των πειραματικών σημείων στα δεδομένα της βαθμονόμησης επιλέγουμε : Local Least Squares(LLS)

Σχήμα 6.6.



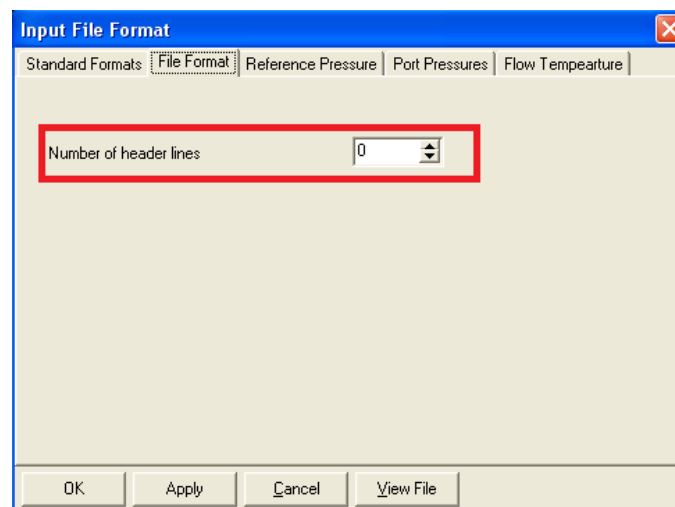
- Στην επιλογή Browse διαλέγουμε το αρχείο των πειραματικών σημείων του οποίου την επεξεργασία επιθυμούμε.
- Στην επιλογή format καθορίζουμε τα χαρακτηριστικά του αρχείου των πειραματικών μετρήσεων.
- Στην επιλογή Standard Formats επιλέγουμε Generic Data in columns.

Σχήμα 6.7.



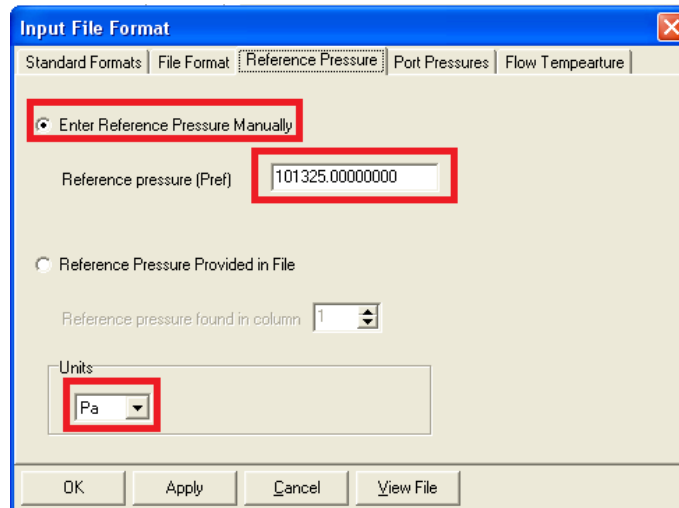
- Στην επιλογή File Format καθορίζουμε τον αριθμό των γραμμών στο αρχείο των πειραματικών μετρήσεων που είναι επικεφαλίδες δεδομένων .

Σχήμα 6.8.



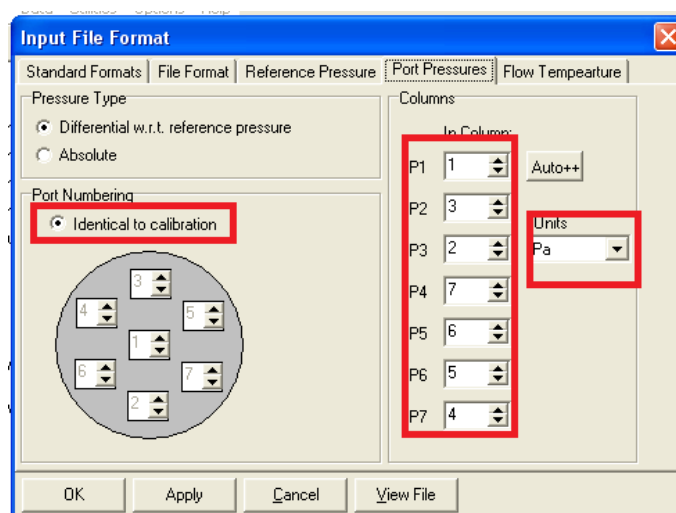
- Στην επιλογή Reference Pressure επιλέγουμε Enter Reference Pressure Manually και εισάγουμε την ατμοσφαιρική πίεση σε μονάδες Pa (units—>Pa).

Σχήμα 6.9.



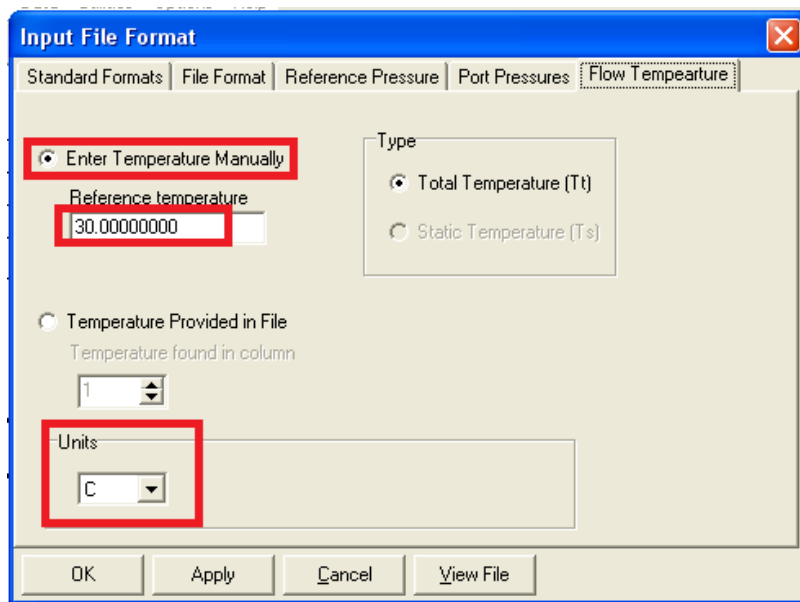
- Στην επιλογή Port Pressures επιλέγουμε Pressure Type—differential w.r.t reference pressure.
- Στην επιλογή Port Numbering επιλέγουμε Identical to Calibration.
- Στην επιλογή Columns πρέπει να αντιστοιχίσουμε τις στήλες του αρχείου των πειραματικών μετρήσεων με βάση την διάταξη των σπών με την οποία τοποθετήθηκε ο σωλήνας επτά σπών στην σήραγγα.

Σχήμα 6.10.



- Στην επιλογή Flow Temperature επιλέγουμε Enter Temperature Manually και εισάγουμε την θερμοκρασία που μετράμε σε C.

Σχήμα 6.11.



Πατάμε OK και επιστρέφουμε στο προηγούμενο παράθυρο.

- Στην επιλογή Output File Format επιλέγουμε πως θέλουμε να είναι η μορφή του αρχείου των αποτελεσμάτων της εκτέλεσης του προγράμματος MPRQ31 (ποιες πιέσεις , γωνίες και ταχύτητες θέλουμε να καταγράψουμε , εάν θα τοποθετήσουμε επικεφαλίδες κ.α.)
- **Τέλος** πατάμε reduce και ξεκινά η διαδικασία υπολογισμού των χαρακτηριστικών μεγεθών του πεδίου ροής ,αφού δώσουμε το όνομα του αρχείου αποτελεσμάτων.

Έτσι τα αποτελέσματα καταγράφονται σε ένα νέο αρχείο το όνομα του οποίου καθορίζεται κατά την διαδικασία των ρυθμίσεων του προγράμματος και περιλαμβάνει όλα τα χαρακτηριστικά μεγέθη του πεδίου ροής που επιθυμούμε .

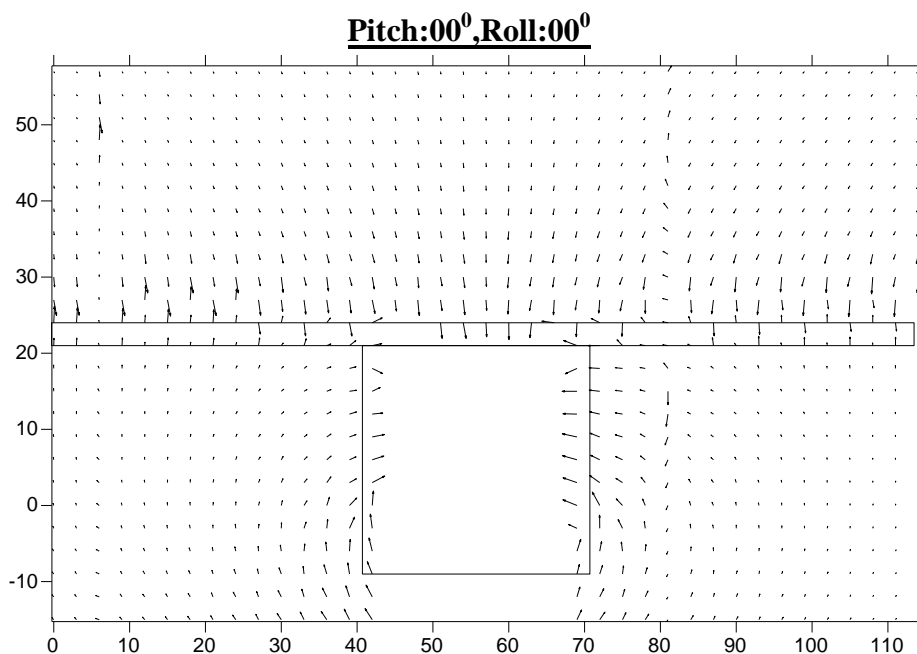
Στην συνέχεια τα αποτελέσματα του προγράμματος MPRO31.exe χρησιμοποιούνται από τα πρόγραμμα arvel και το πρόγραμμα grid τα οποία είναι γραμμένα σε Fortran90 . Το grid κατασκευάζει το πλέγμα που χρησιμοποιήσαμε κατά την διαδικασία των μετρήσεων ενώ το arvel υπολογίζει το διάνυσμα της ταχύτητας για κάθε σημείο στο οποίο πήραμε μέτρηση , στο επίπεδο το κάθετο στο διάνυσμα της ταχύτητας V της ελεύθερης ροής .

Τέλος τα αποτελέσματα των αρχείων arvel ,grid χρησιμοποιούνται από το πρόγραμμα Serfer32 οποίο σχεδιάζει το πλέγμα που χρησιμοποιήσαμε και αντιστοιχεί σε κάθε θέση του , το διάνυσμα της ταχύτητας του πεδίου , στο επίπεδο του πλέγματος .

6.3.3 Διαγράμματα ταχυτήτων

Παρακάτω παρατίθενται τα διαγράμματα ταχυτήτων για τους συνδυασμούς των γωνιών Pitch και Roll που πραγματοποιήθηκε η διαδικασία . Στα διαγράμματα αυτά έχει σχεδιαστεί και η τετραγωνική διατομή του σώματος καθώς , και του πτερυγίου , κατά προσέγγιση , ώστε να παρατηρούνται κάθε φορά και οι θέσεις ανάπτυξης των δινών σε σχέση με την θέση του σώματος . Επίσης για τις καταστάσεις Pitch 10⁰ Roll 00⁰ καθώς και για Pitch 10⁰ Roll 20⁰ έχουν παρατεθεί διαγράμματα από παλαιότερες μετρήσεις της ίδιας ατράκτου χωρίς όμως την αεροτομή για την καλύτερη αξιολόγηση των αποτελεσμάτων .

Σχήμα 6.12. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:00⁰,Roll:00⁰

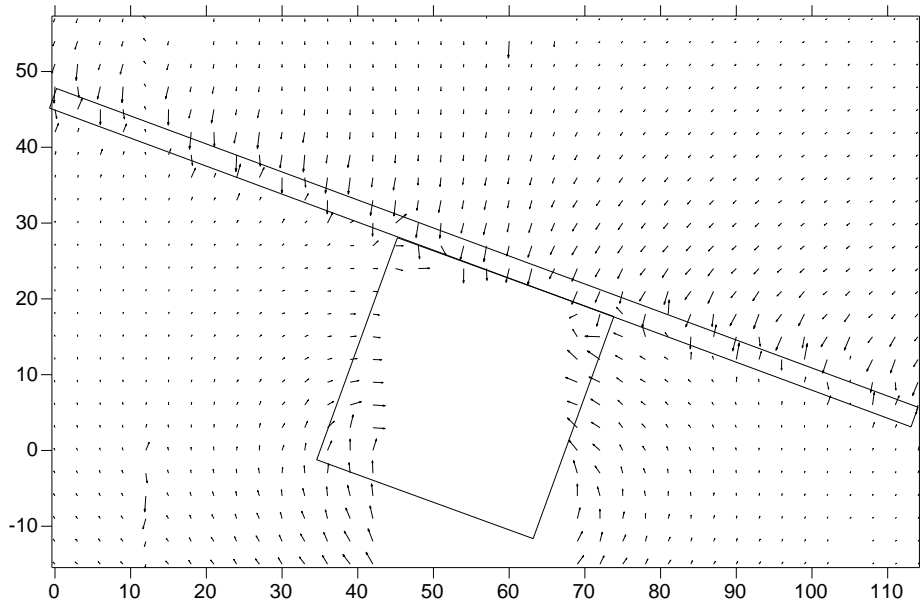


Παρατηρώντας το παραπάνω διάγραμμα ταχυτήτων στο κάθετο επίπεδο στην διεύθυνση της ροής , συμπεραίνουμε ότι ,

- σχηματίζονται δίνες αριστερά και δεξιά από την άτρακτο του μοντέλου που οφείλονται στις ακμές τις ατράκτου .
- η αεροτομή επηρεάζει το πεδίο ροής δίνοντας κατεύθυνση στον αέρα κάθετη προς το επίπεδό της και δημιουργώντας κάποια <περίεργα> διανύσματα ακριβώς πίσω της λόγω του ομόρου της .

Σχήμα 6.13. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:00⁰,Roll:20⁰

Pitch:00⁰,Roll:20⁰

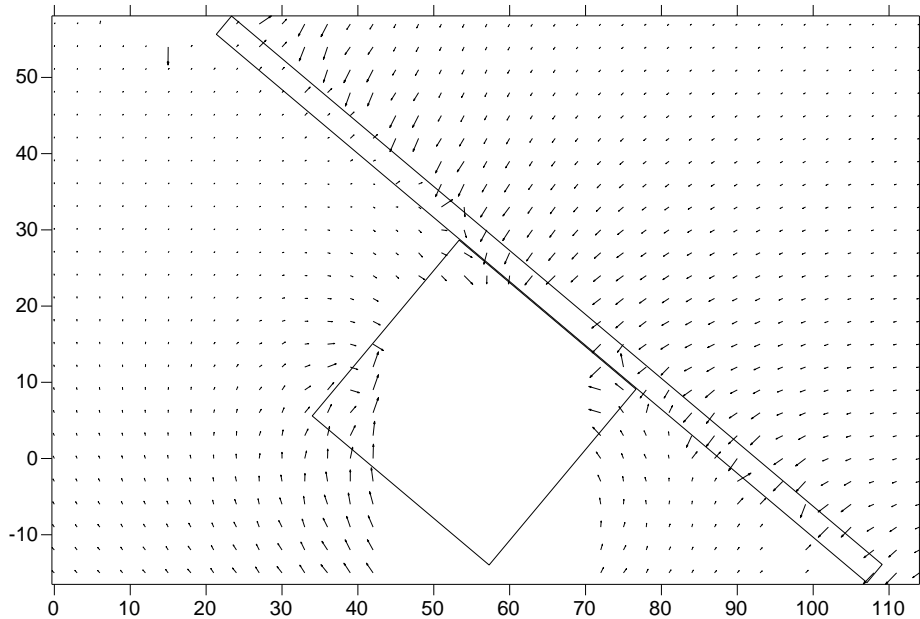


Παρατηρώντας το παραπάνω διάγραμμα ταχυτήτων , συμπεραίνουμε ότι ,

- σχηματίζονται πάλι οι δίνες αριστερά και δεξιά από την άτρακτο του μοντέλου που οφείλονται στις ακμές τις ατράκτου οι οποίες σε αυτήν την περίπτωση έχουν περιστραφεί όπως και το μοντέλο .
- η αεροτομή επηρεάζει πάλι το πεδίο ροής δίνοντας κατεύθυνση στον αέρα κάθετη προς το επίπεδό της (το οποίο έχει περιστραφεί) και δημιουργεί πάλι κάποια <περίεργα> διανύσματα ακριβώς πίσω της λόγω του ομόρου της .

Σχήμα 6.14. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:00⁰,Roll:40⁰

Pitch:00⁰,Roll:40⁰

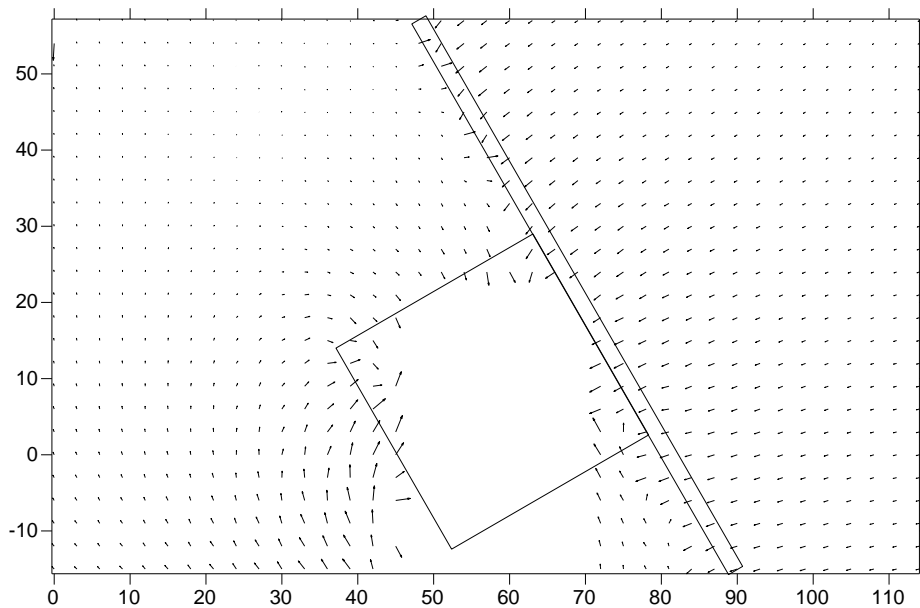


Παρατηρώντας το παραπάνω διάγραμμα ταχυτήτων , συμπεραίνουμε ότι ,

- σχηματίζεται πάλι η δίνη αριστερά από την άτρακτο του μοντέλου που οφείλεται στις ακμές τις ατράκτου οι οποίες σε αυτήν την περίπτωση έχουν περιστραφεί όπως και το μοντέλο .Δεν έχουμε όμως εικόνα του πεδίου ροής δεξιά , λόγω της στροφής του μοντέλου
- η αεροτομή επηρεάζει πάλι το πεδίο ροής δίνοντας κατεύθυνση στον αέρα κάθετη προς το επίπεδό της (το οποίο έχει περιστραφεί) και δημιουργεί πάλι κάποια <περίεργα> διανύσματα ακριβώς πίσω της λόγω του ομόρου της .

Σχήμα 6.15. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:00⁰ , Roll:60⁰

Pitch:00⁰ , Roll:60⁰

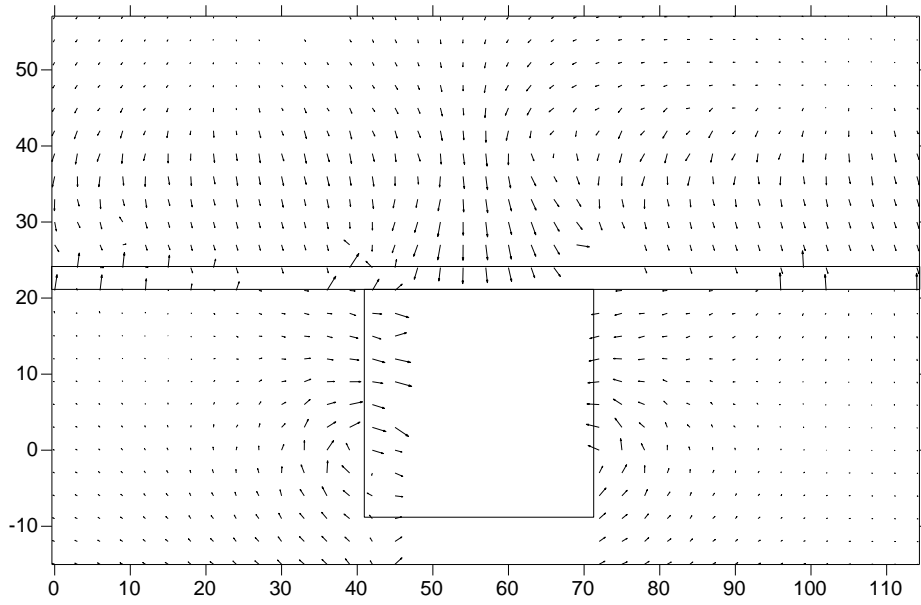


Παρατηρώντας το παραπάνω διάγραμμα ταχυτήτων , συμπεραίνουμε ότι ,

- σχηματίζεται πάλι η δίνη αριστερά από την άτρακτο του μοντέλου που οφείλεται στις ακμές τις ατράκτου οι οποίες σε αυτήν την περίπτωση έχουν περιστραφεί όπως και το μοντέλο .Δεν έχουμε όμως εικόνα του πεδίου ροής δεξιά , λόγω της στροφής του μοντέλου
- η αεροτομή επηρεάζει πάλι το πεδίο ροής δίνοντας κατεύθυνση στον αέρα κάθετη προς το επίπεδό της (το οποίο έχει περιστραφεί) και δημιουργεί πάλι κάποια <περίεργα> διανύσματα ακριβώς πίσω της λόγω του ομόρου της .

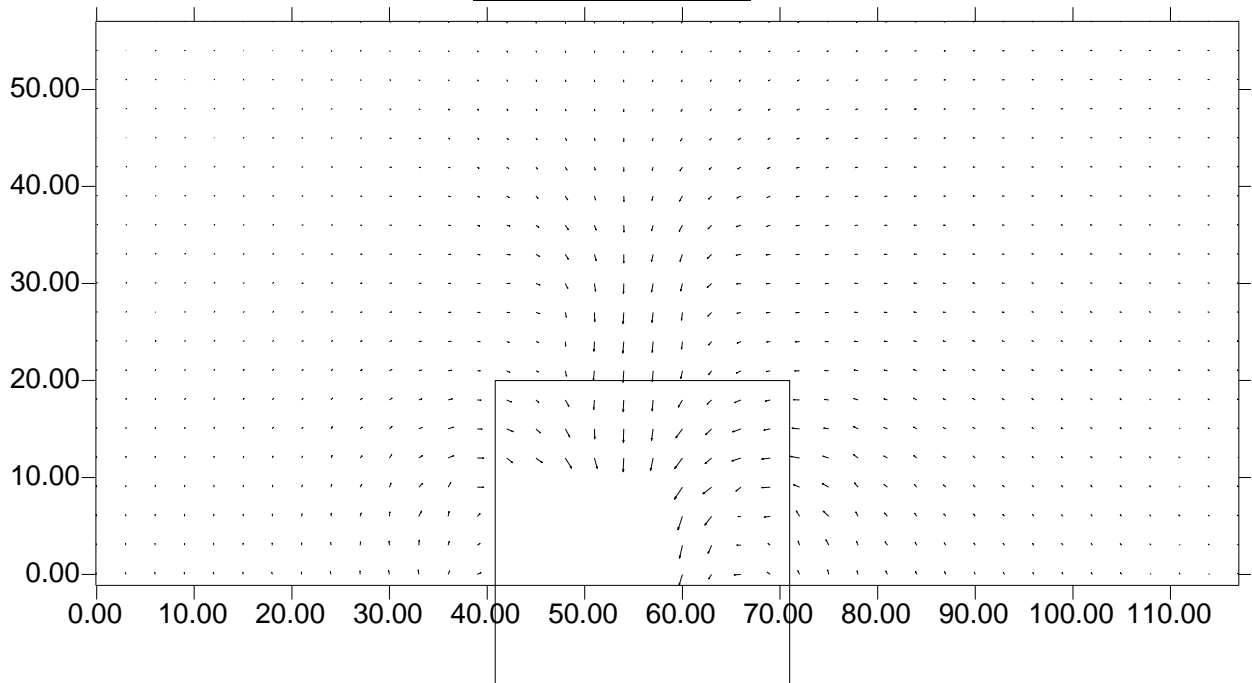
Σχήμα 6.16. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:10⁰,Roll:00⁰

Pitch:10⁰,Roll:00⁰



Σχήμα 6.17. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:10°,Roll:0° ΧΩΡΙΣ ΠΤΕΡΥΓΙΟ

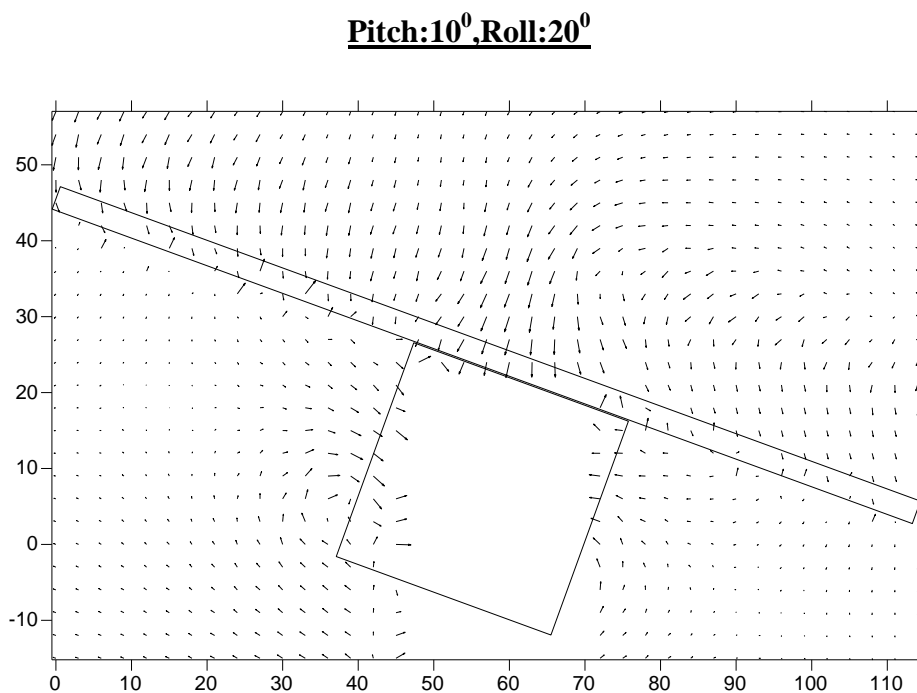
Pitch:10°,Roll:0°
ΧΩΡΙΣ ΠΤΕΡΥΓΙΟ



Παρατηρώντας τα παραπάνω διαγράμματα ταχυτήτων , συμπεραίνουμε ότι ,

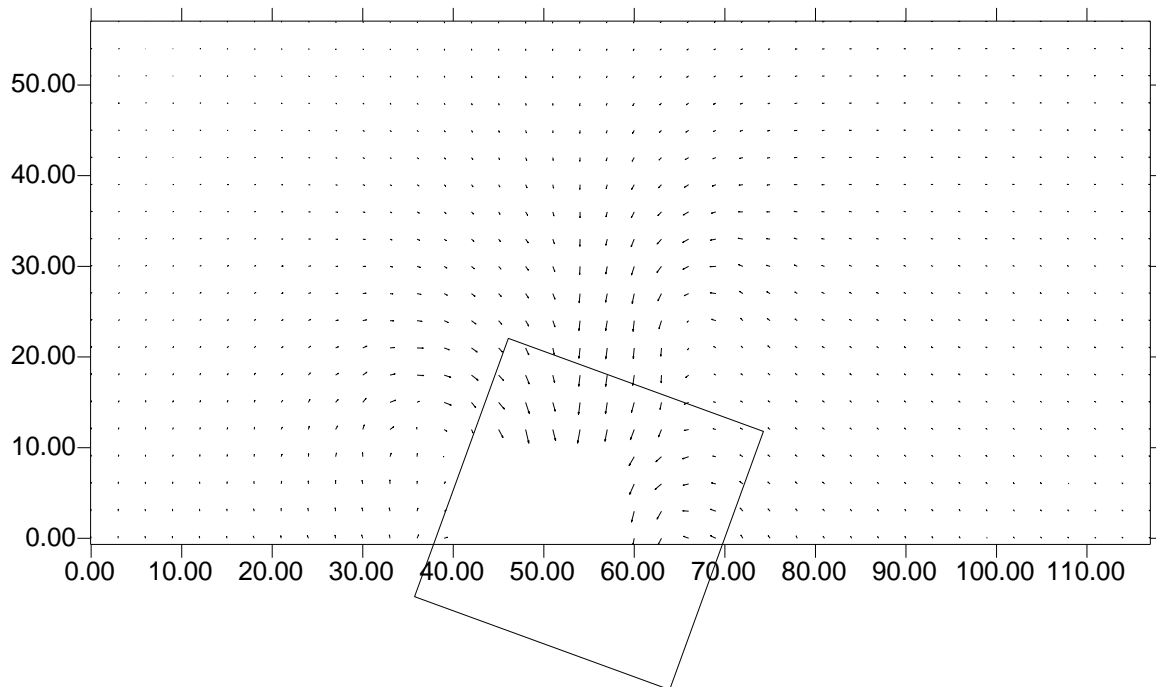
- σχηματίζονται πάλι οι δίνες αριστερά και δεξιά από την άτρακτο του μοντέλου που οφείλονται στις ακμές τις ατράκτου. Οι δίνες είναι πιο έντονες από ότι με Pitch=00.
- η αεροτομή επηρεάζει πάλι το πεδίο ροής δίνοντας κατεύθυνση στον αέρα κάθετη προς το επίπεδό της και δημιουργεί πάλι κάποια <περίεργα> διανύσματα ακριβώς πίσω της λόγω του ομόρου της . Τα κάθετα διανύσματα έχουν μεγαλύτερο μέτρο από ότι για Pitch=00.
- παρατηρούμε και δύο ασθενείς δίνες, πάνω από το επίπεδο της αεροτομής αριστερά και δεξιά από τον κατακόρυφο άξονα του μοντέλου και συμμετρικές ως προς αυτόν.
- η ροή θα μπορούσε να χαρακτηριστεί συμμετρική ως προς τον κατακόρυφο άξονα

Σχήμα 6.18. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:10⁰,Roll:20⁰



Σχήμα 6.19. Διάγραμμα ταχυτήτων για : Pitch:10⁰,Roll:20⁰ ΧΩΡΙΣ ΠΤΕΡΥΓΙΟ

Pitch:10⁰,Roll:20⁰
ΧΩΡΙΣ ΠΤΕΡΥΓΙΟ



Παρατηρώντας τα παραπάνω διαγράμματα ταχυτήτων , συμπεραίνουμε ότι ,

- σχηματίζονται πάλι οι δίνες αριστερά και δεξιά από την άτρακτο του μοντέλου που οφείλονται στις ακμές τις ατράκτου. Οι δίνες είναι πιο έντονες από ότι με Pitch=00.
- η αεροτομή επηρεάζει πάλι το πεδίο ροής δίνοντας κατεύθυνση στον αέρα κάθετη προς το επίπεδό της και δημιουργεί πάλι κάποια <περίεργα> διανύσματα ακριβώς πίσω της λόγω του ομόρου της .Τα κάθετα διανύσματα έχουν μεγαλύτερο μέτρο από ότι για Pitch=00.
- παρατηρούμε πάλι τις δύο ασθενείς δίνες, πάνω από το επίπεδο της αεροτομής αριστερά και δεξιά από τον κάθετο άξονα στο μοντέλου και σχεδόν συμμετρικές ως προς αυτόν.
- η ροή θα μπορούσε να χαρακτηριστεί συμμετρική ως προς τον κάθετο άξονα του μοντέλου.

6.3.4 Ισοϋψείς καμπύλες του πεδίου ροής

Για να αποκτήσουμε μια καλύτερη εικόνα του πεδίου ροής , παριστάνουμε με ισοϋψείς καμπύλες κάποια χαρακτηριστικά μεγέθη της ροής ξεχωριστά (στο ίδιο πλέγμα στο επίπεδο όπως κάναμε την παράσταση των διανυσμάτων της ταχύτητας).

6.3.4.1 Διαδικασία κατασκευής διαγραμμάτων

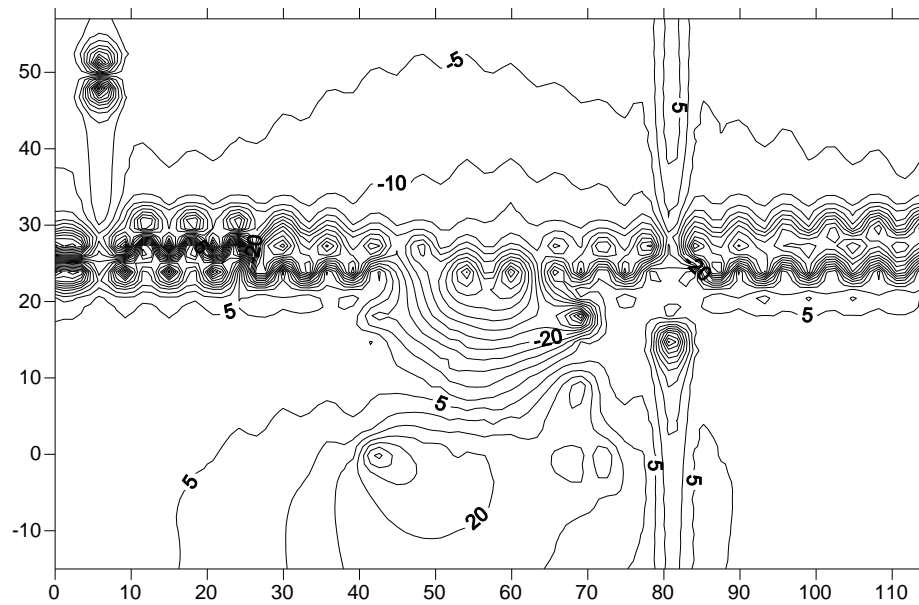
Για να κατασκευάσουμε τα διαγράμματα , κατασκευάζουμε το πρόγραμμα contour (σε Fortran90) ,το οποίο διαβάζει το αρχείο αποτελεσμάτων από την εκτέλεση του προγράμματος MPRO31.exe (το οποίο περιλαμβάνει όλες τις τιμές των μεγεθών του πεδίου π.χ. γωνία yaw , roll pitch κ.τ.λ.) υπολογίζει το μέγεθος $r = \frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{u}$ και στη συνέχεια δημιουργεί 5 νέα αρχεία (CONTOURr.dat , CONTOURpitch.dat , CONTOURyaw.dat , CONTOURcone.dat , CONTOURroll020.dat) τα οποία τα εισάγουμε στο πρόγραμμα Surfer32 ,και μέσω αυτού κατασκευάζουμε τα διαγράμματα ισοϋψών καμπυλών των μεγεθών r , cone , roll , yaw και pitch .

Παρακάτω ακολουθούν τα διαγράμματα των ισοϋψών καμπυλών για όλα τα μεγέθη που υπολογίσαμε .

6.3.4.2 Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας Pitch

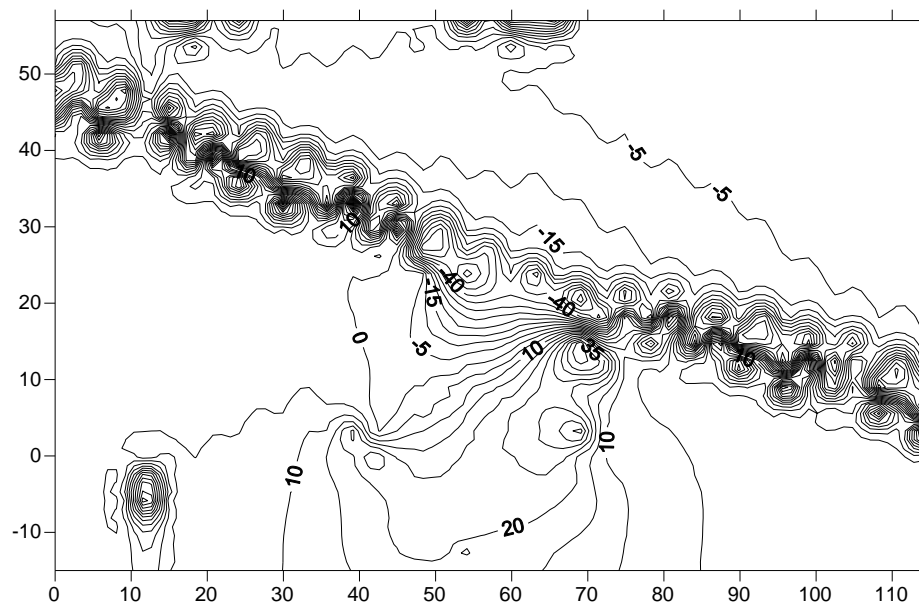
Σχήμα 6.20. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας Pitch ,για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:00° και Roll:00°



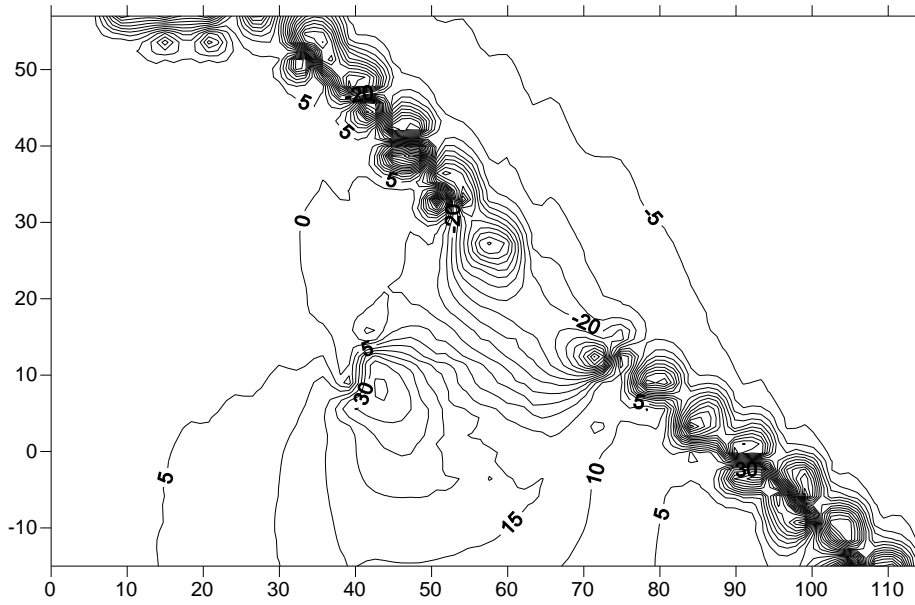
Σχήμα 6.21. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας Pitch ,για Pitch:00° και Roll:20°

Για Pitch:00° και Roll:20°



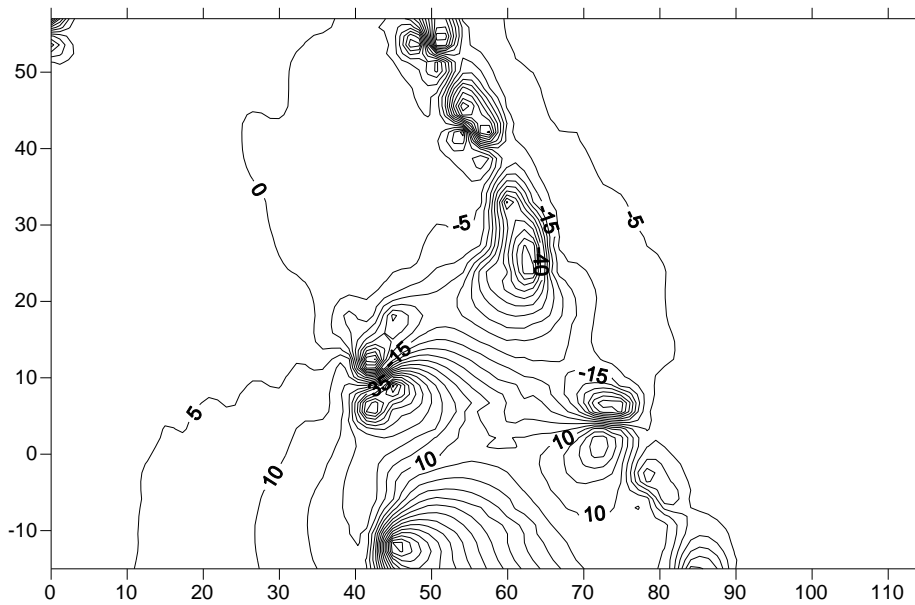
Σχήμα 6.22. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας Pitch ,για Pitch:00° και Roll:40°

Για Pitch:00° και Roll:40°



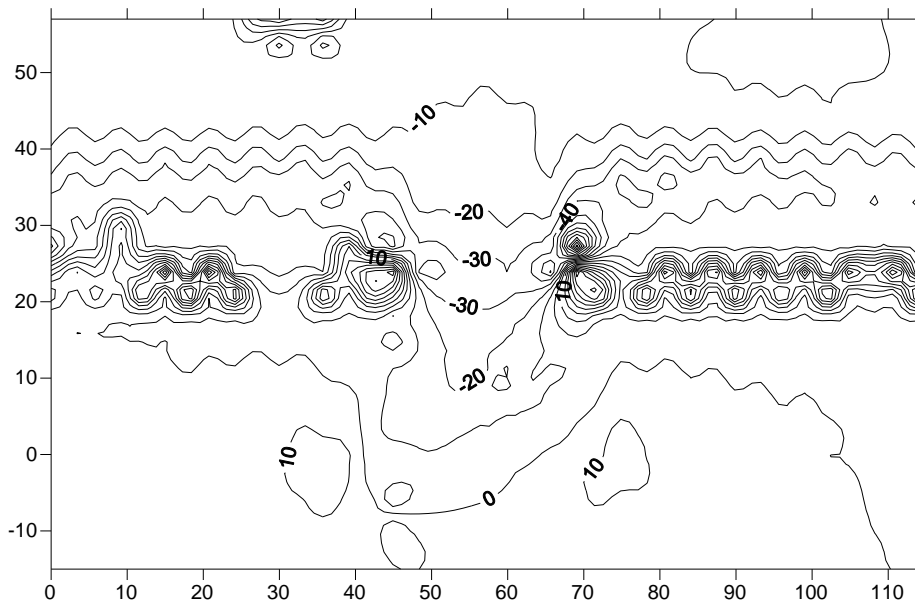
Σχήμα 6.23. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας Pitch ,για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰



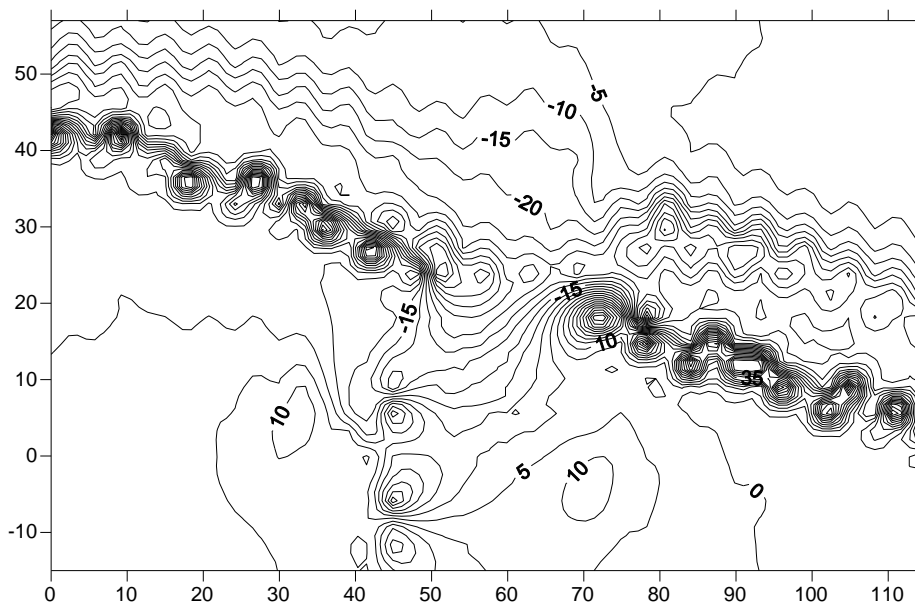
Σχήμα 6.24. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας Pitch ,για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰



Σχήμα 6.25. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας Pitch ,για Pitch:10⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:20⁰

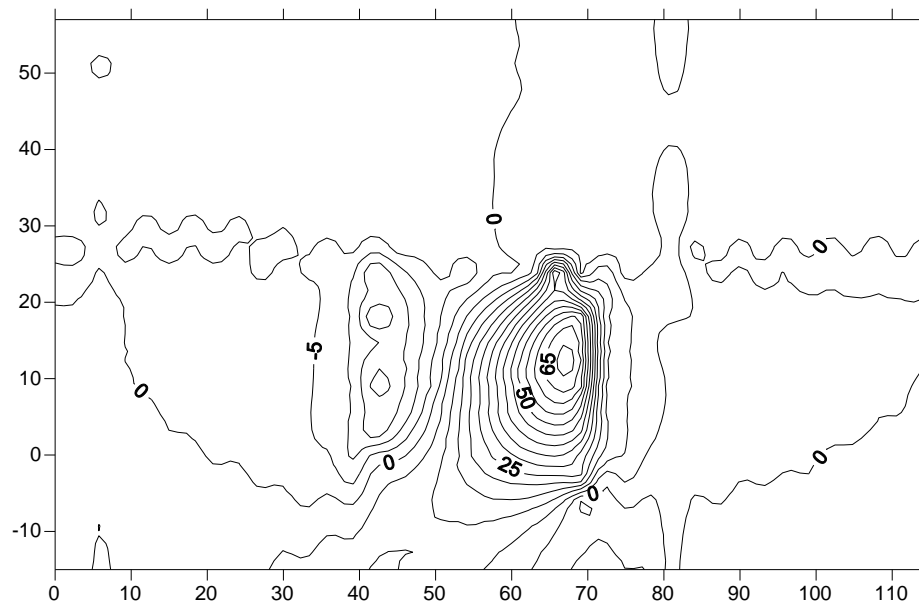


Παρατηρώντας τα παραπάνω διαγράμματα ισοϋψών καμπυλών της γωνίας pitch συμπεραίνουμε ότι η αύξηση της γωνίας προσβολής οδηγεί σε αύξηση των μέγιστων των τιμών στα διαγράμματα στην αντίστοιχη γωνία στροφής. Επίσης παρατηρούμε εμφάνιση μέγιστων κατά απόλυτη στις περιοχές πίσω από την αεροτομή καθώς και πάνω από τις ακμές της άτρακτο. Στις μεγάλες γωνίες στροφής (Roll) παρατηρούμε επίσης περιοχές μεγάλων τιμών κάτω αριστερά από την άτρακτο .

6.3.4.3 Ισοΰψεις καμπύλες της γωνίας γαω

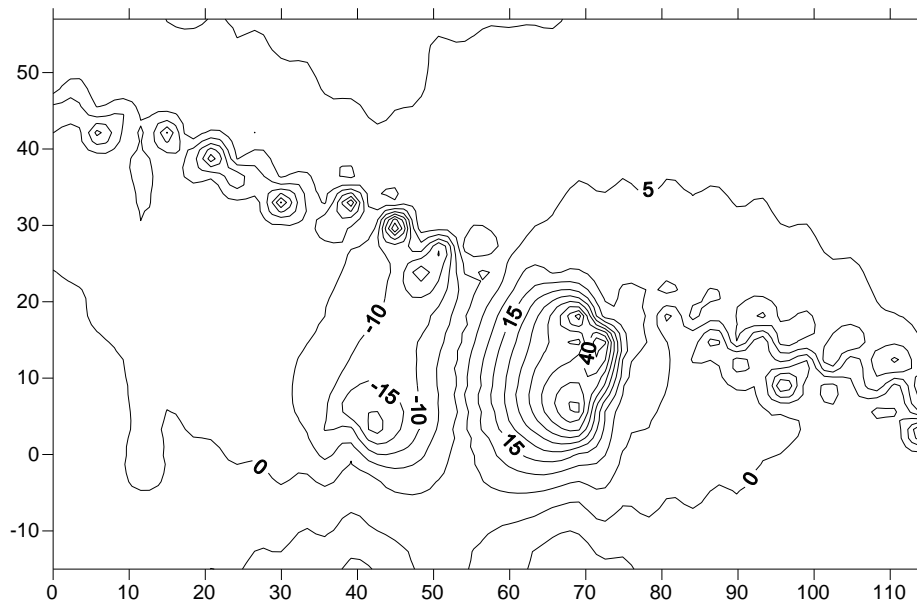
Σχήμα 6.25. Ισοΰψεις καμπύλες της γωνίας γαω για Για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰



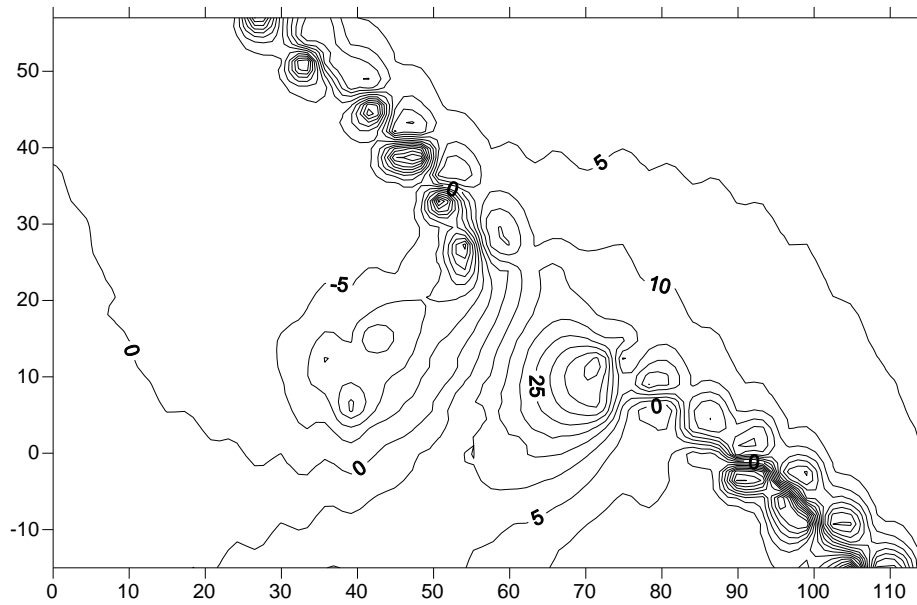
Σχήμα 6.26. Ισοΰψεις καμπύλες της γωνίας γαω για Για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰



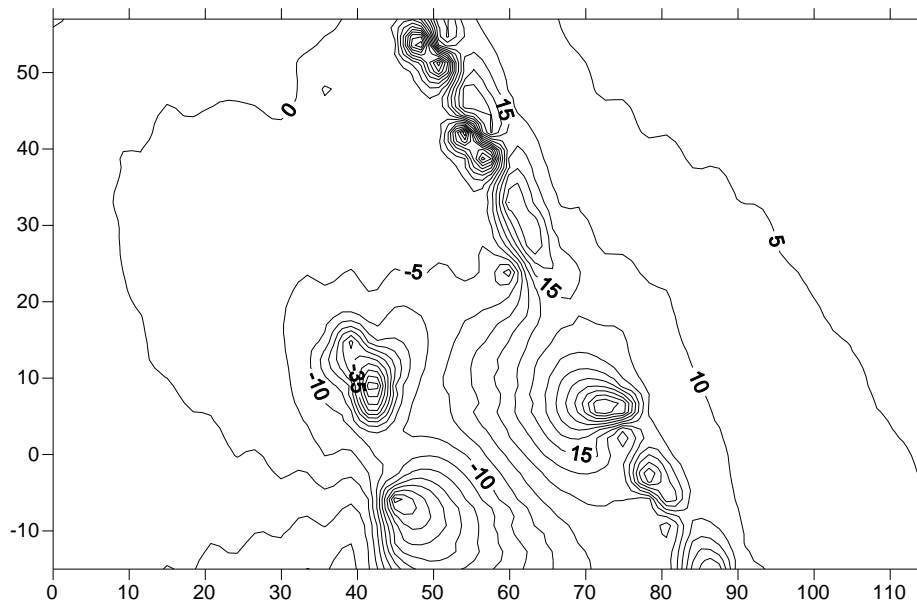
Σχήμα 6.27. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας yaw για Για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰



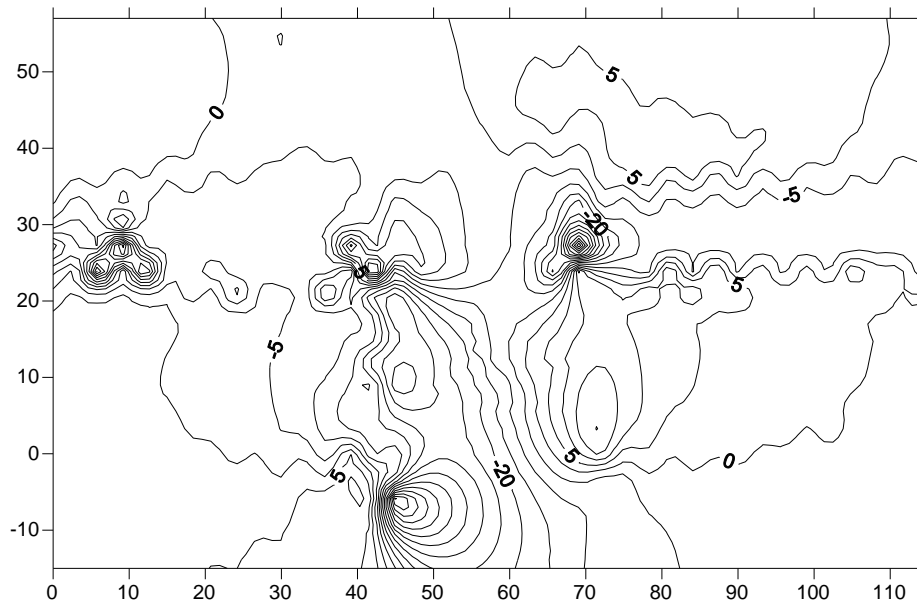
Σχήμα 6.28. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας yaw για Για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰



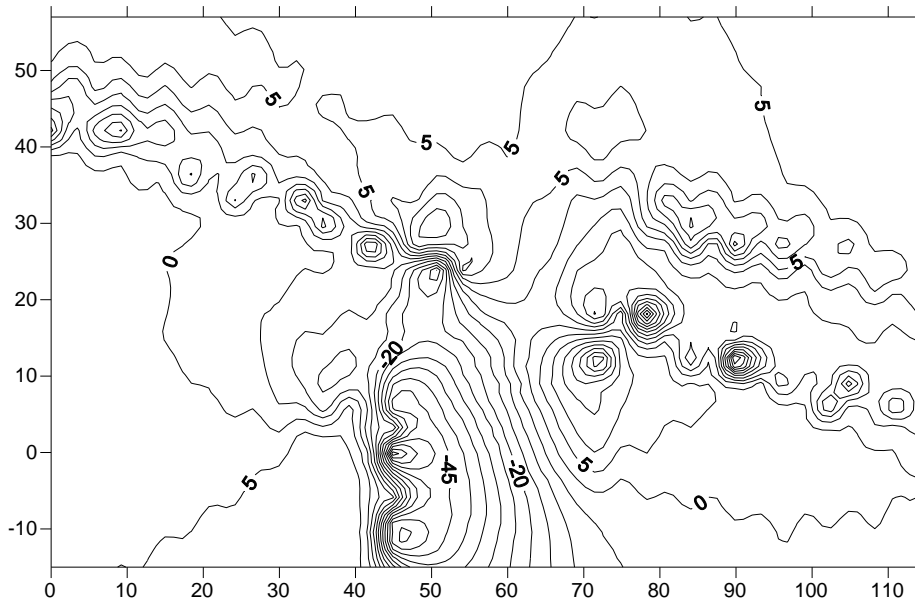
Σχήμα 6.29. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας yaw για Για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:0⁰



Σχήμα 6.30. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας yaw για Για Pitch:10⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:10° και Roll:20°

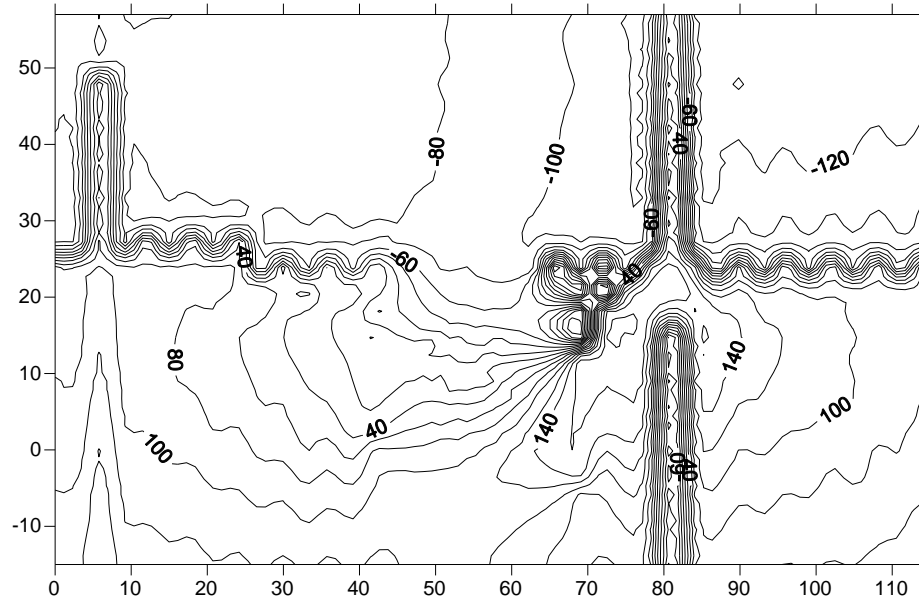


Παρατηρώντας τα παραπάνω διαγράμματα ισοψών καμπυλών της γωνίας γ στο συμπεραίνουμε ότι η αύξηση της γωνίας στροφής οδηγεί σε μείωση των ελαχίστων και των μέγιστων τιμών που λαμβάνει η γωνία γ . Το πεδίο τιμών της γ μεταβάλλεται με τις μεταβολές των συνθηκών του πειράματος (αλλαγές στις γωνίες pitch , roll) .

6.3.4.4 Ισοψείς καμπύλες της γωνίας ROLL

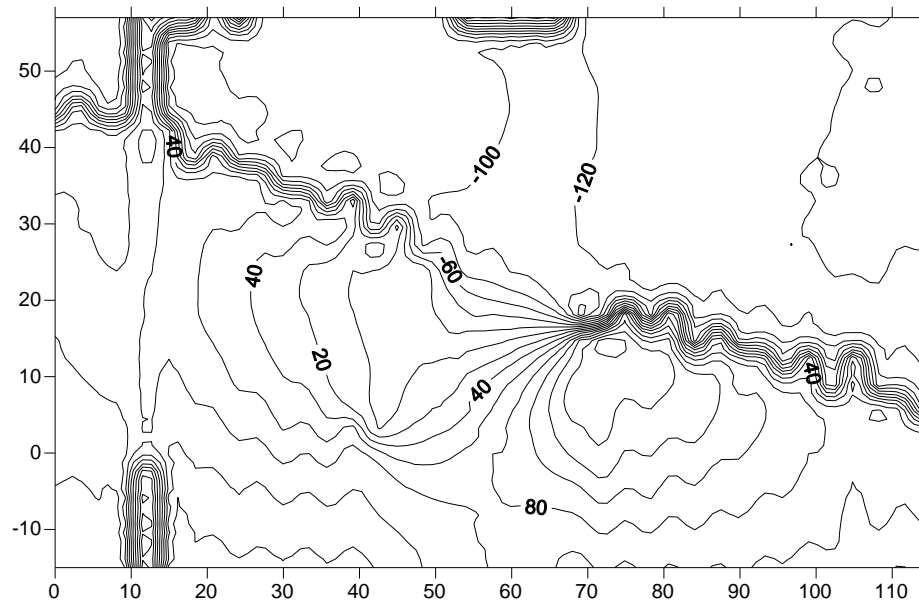
Σχήμα 6.31. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας ROLL για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰



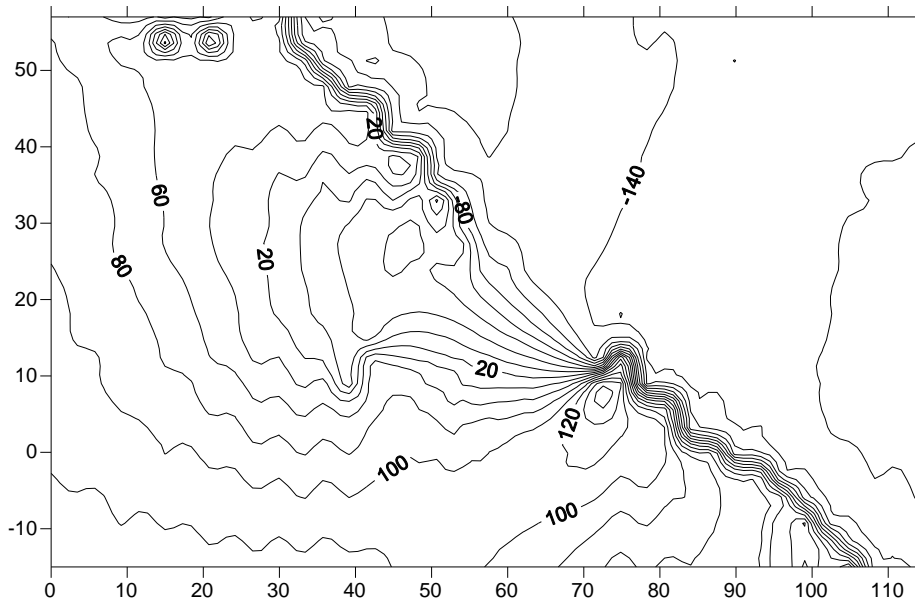
Σχήμα 6.32. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας ROLL για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰



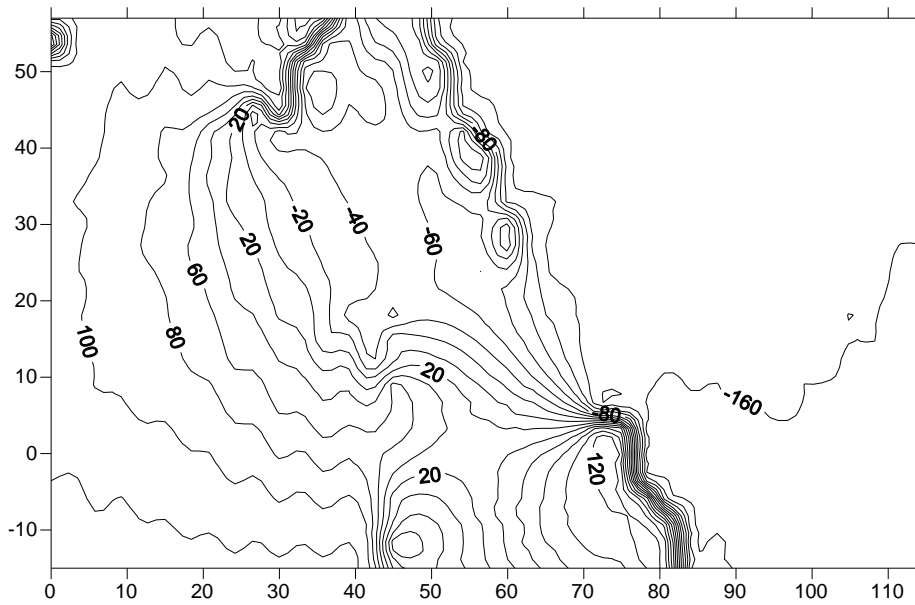
Σχήμα 6.33. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας ROLL για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰



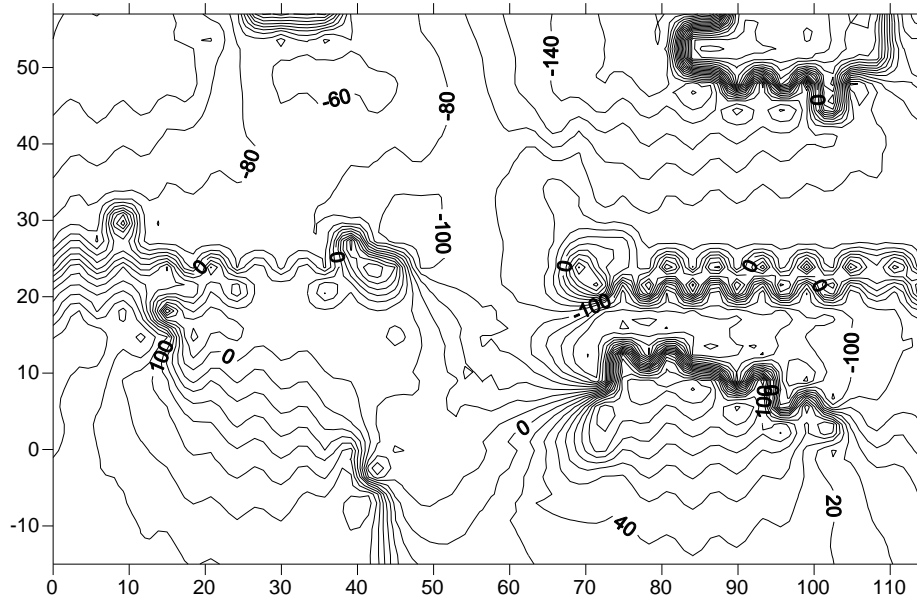
Σχήμα 6.34. Ισοΰψείς καμπύλες της γωνίας ROLL για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰



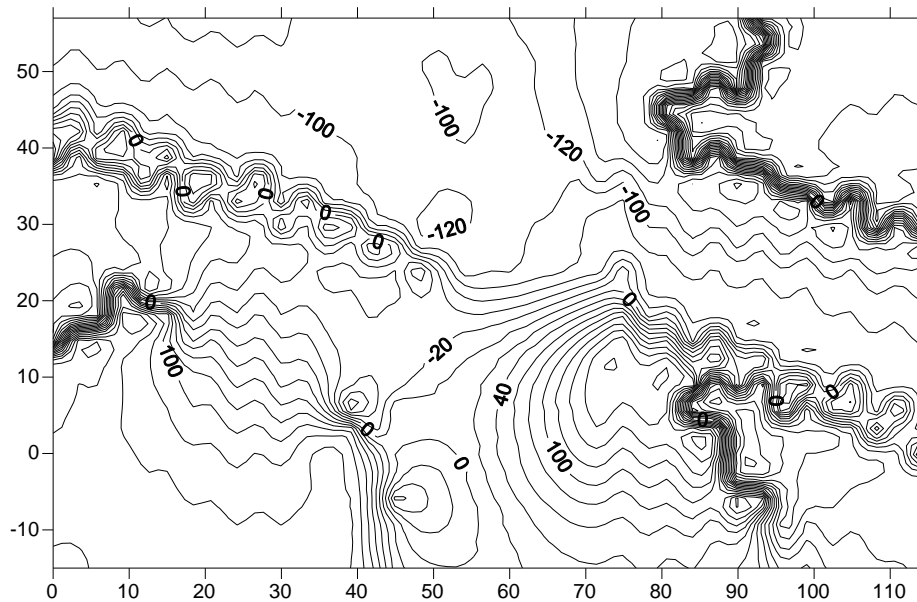
Σχήμα 6.35. Ισοΰψείς καμπύλες της γωνίας ROLL για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰



Σχήμα 6.36. Ισοΰψείς καμπύλες της γωνίας ROLL για Pitch:10⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:20⁰

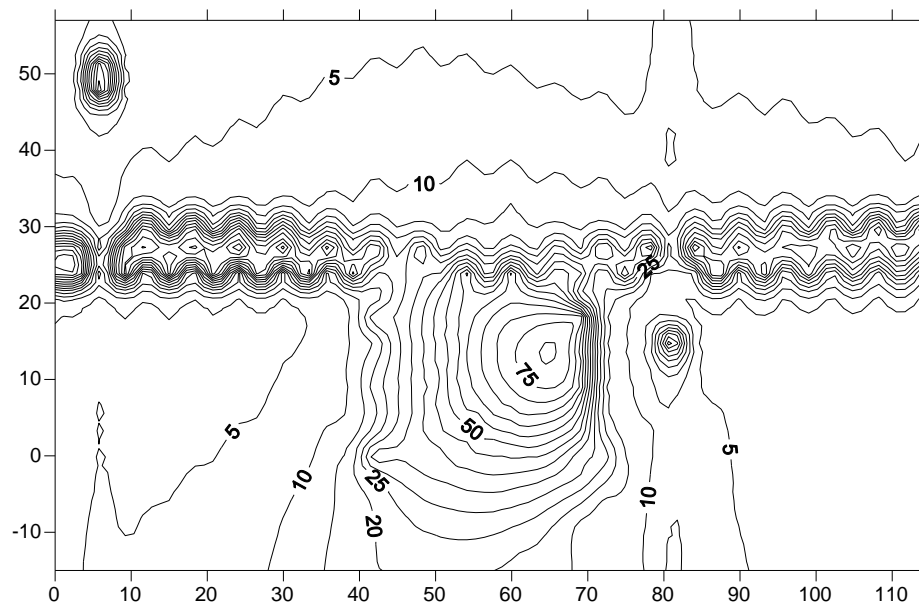


Παρατηρώντας τα διαγράμματα ισοΰψών καμπυλών της γωνίας roll συμπεραίνουμε ότι σε όλα τα διαγράμματα αυτό που διαφέρει προφανώς είναι οι περιοχές στις οποίες εμφανίζονται οι διάφορες τιμές της γωνίας roll.

6.3.4.5 Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας CON

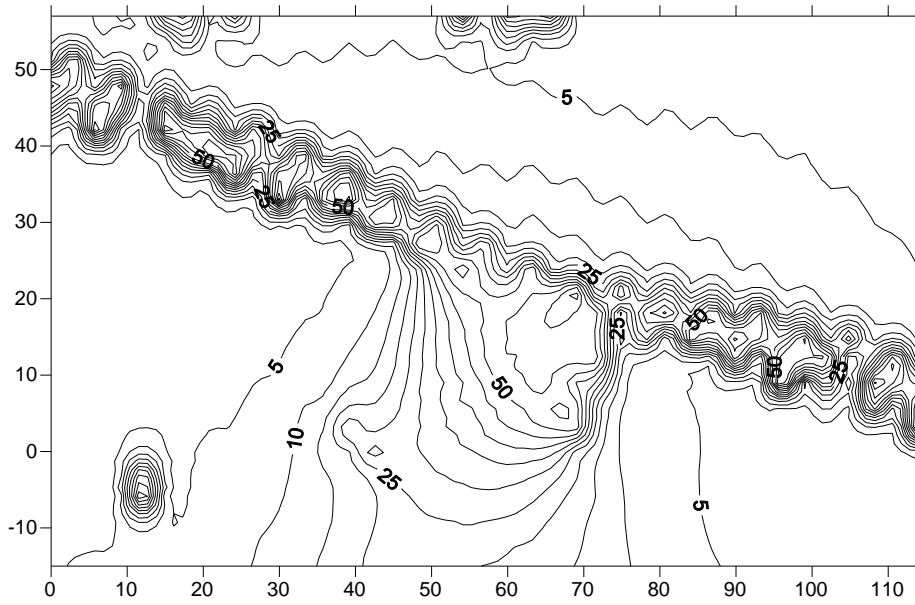
Σχήμα 6.37. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας CON για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰



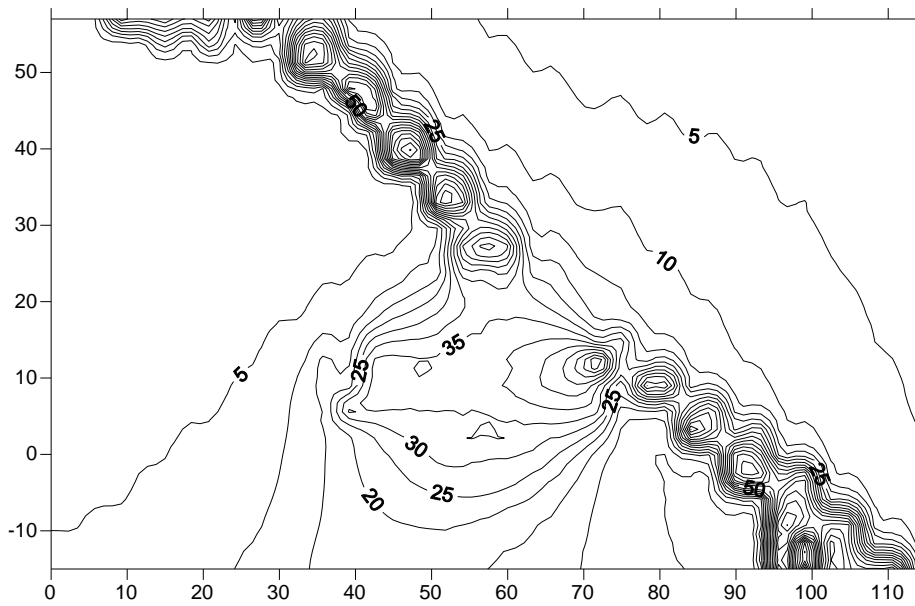
Σχήμα 6.38. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας CON για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰



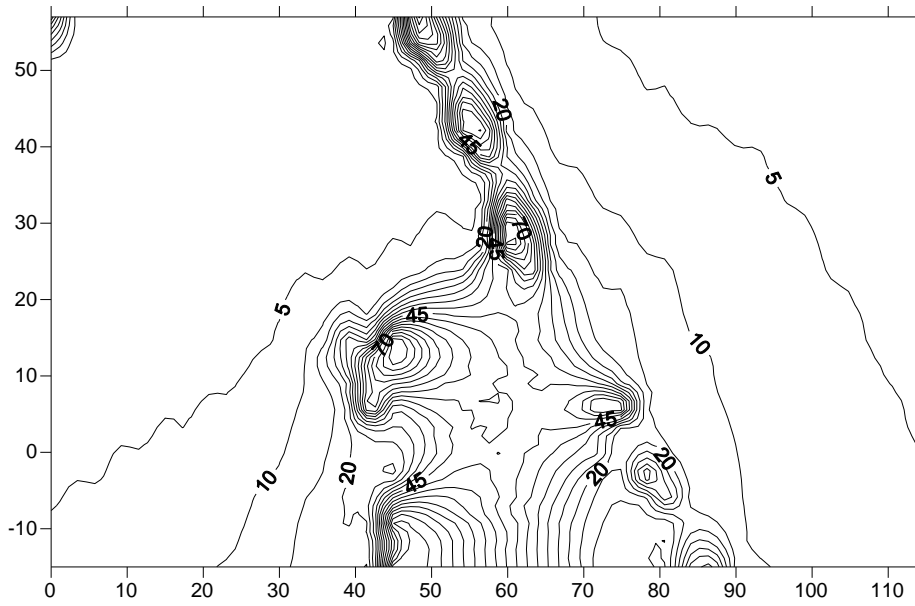
Σχήμα 6.39. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας CON για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰



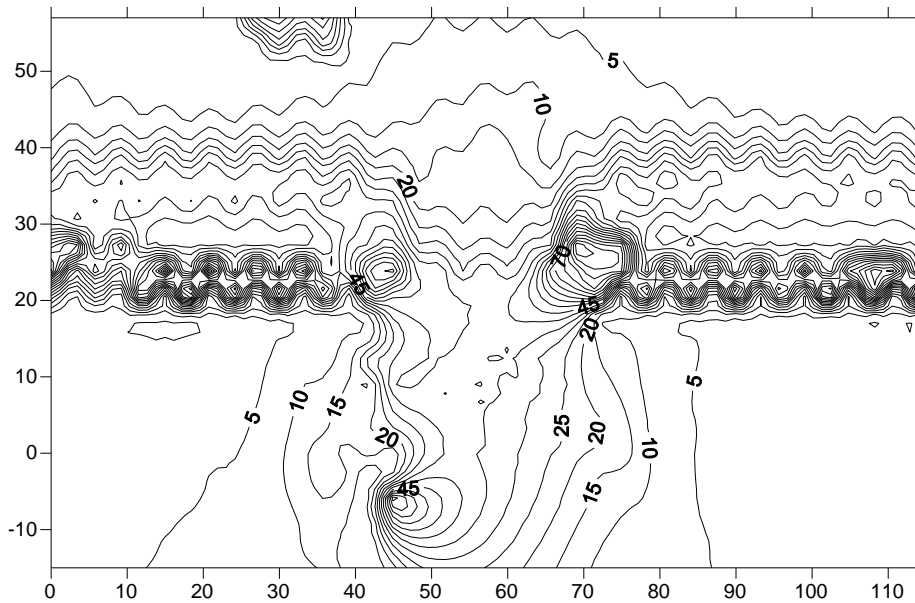
Σχήμα 6.40. Ισοϋψείς καμπύλες της γωνίας CON για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰



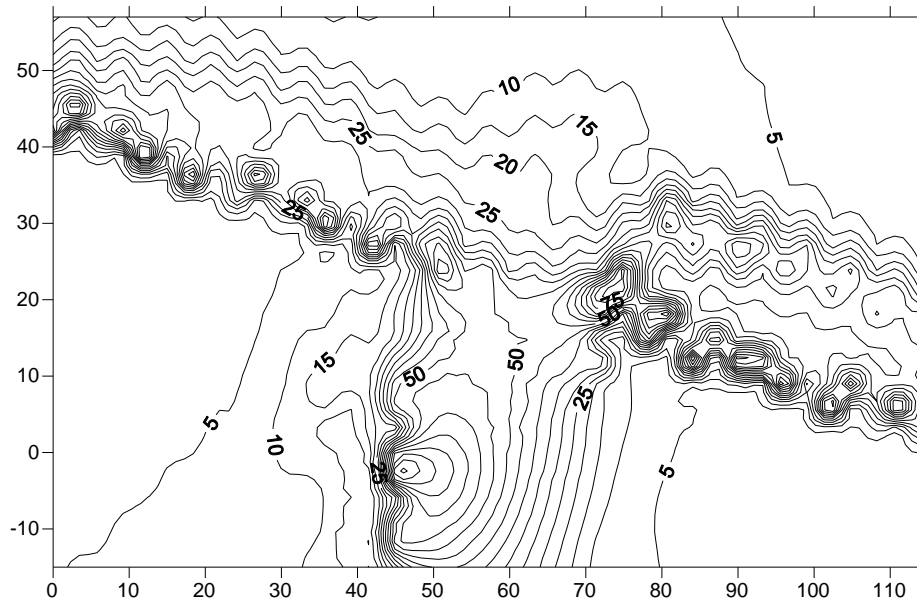
Σχήμα 6.41. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας CON για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰



Σχήμα 6.42. Ισοψείς καμπύλες της γωνίας CON για Pitch:10⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:20⁰

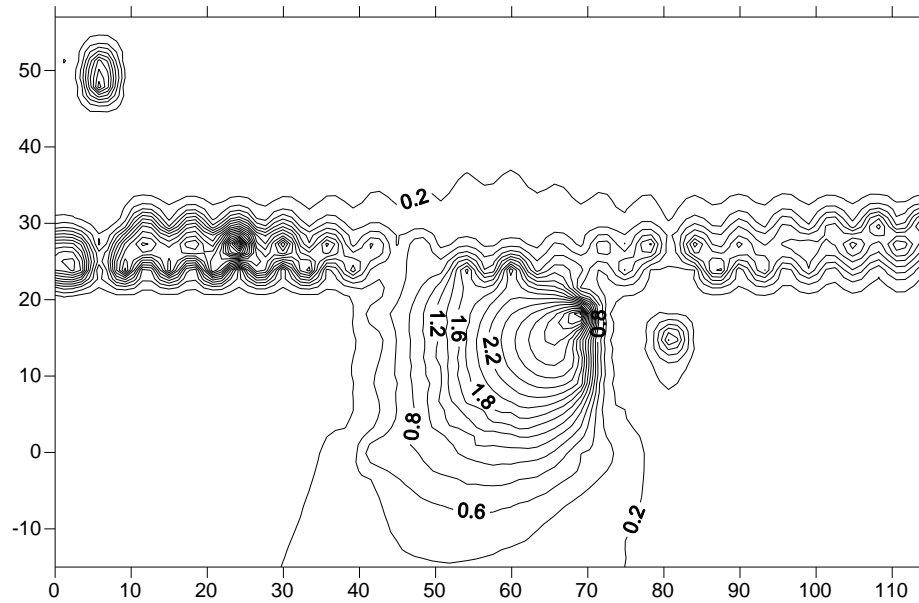


Από τα παραπάνω διαγράμματα ισοψών καμπυλών της γωνίας con συμπεραίνουμε ότι η αύξηση της γωνίας προσβολής δεν οδηγεί και σε αντίστοιχη αύξηση των τιμών της γωνίας con . Ούτε και η αύξηση της γωνίας στροφής προκαλεί αύξηση των τιμών της γωνίας con .

6.3.4.6 Ισοψείς καμπύλες του μεγέθους r ($r = \frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{u}$)

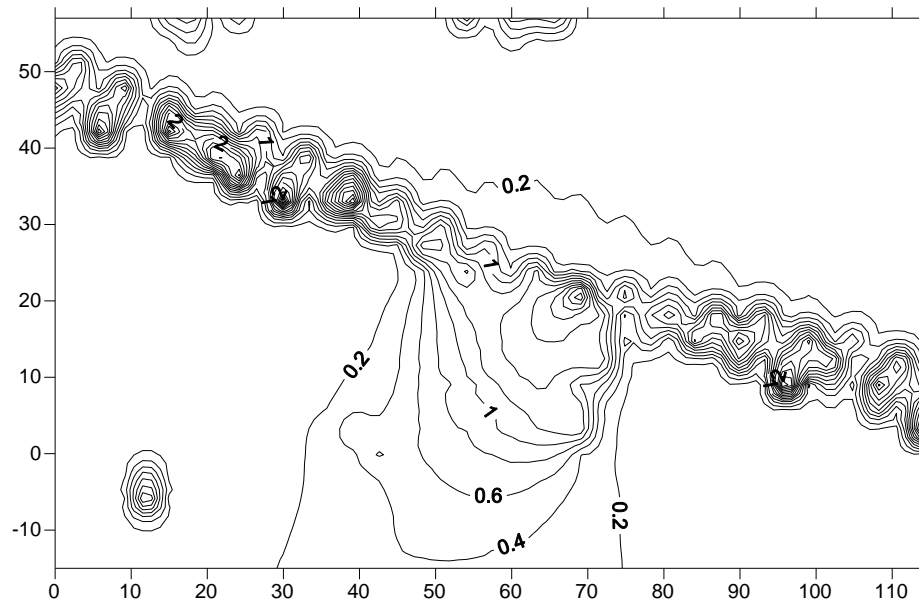
Σχήμα 6.43. Ισοψείς καμπύλες του μεγέθους r για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:00⁰



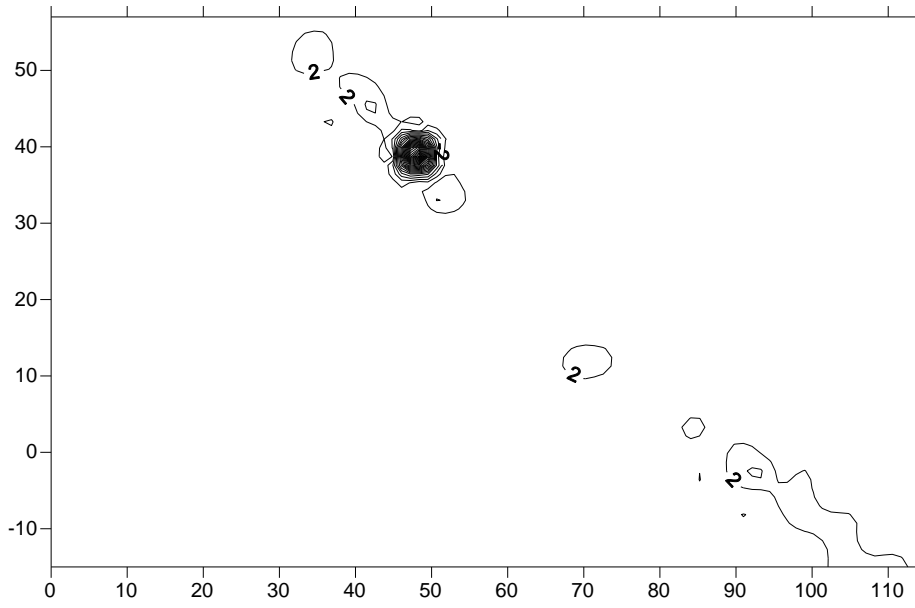
Σχήμα 6.44. Ισοψείς καμπύλες του μεγέθους r για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:20⁰



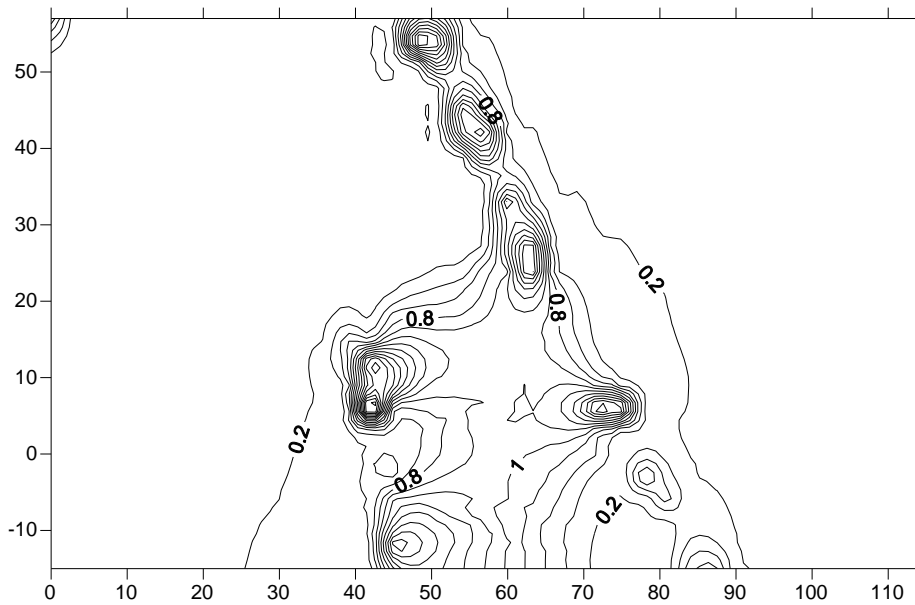
Σχήμα 6.45. Ισοψείς καμπύλες του μεγέθους r για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:40⁰



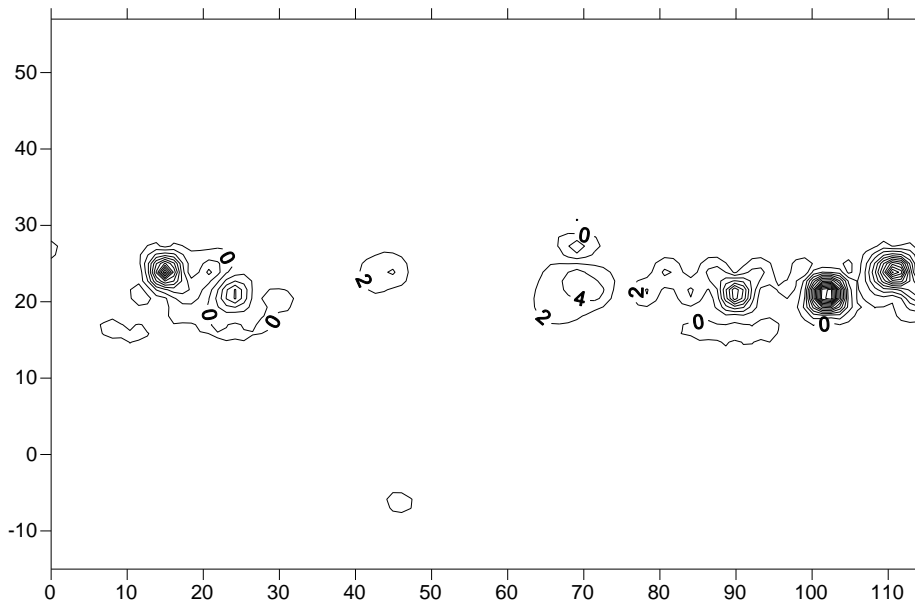
Σχήμα 6.46. Ισοψείς καμπύλες του μεγέθους r για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰

Για Pitch:00⁰ και Roll:60⁰



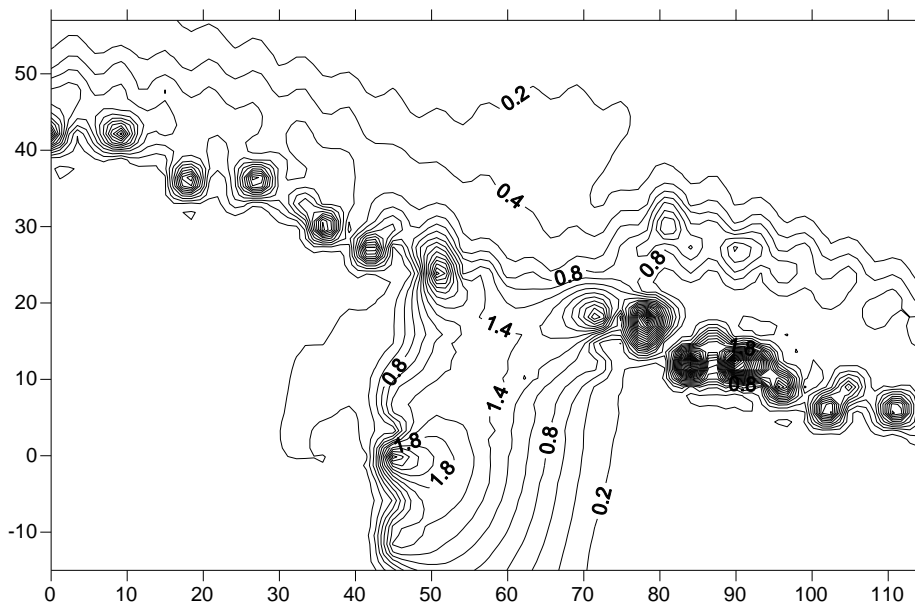
Σχήμα 6.47. Ισοψείς καμπύλες του μεγέθους r για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰

Για Pitch:10⁰ και Roll:00⁰



Σχήμα 6.48. Ισοψείς καμπύλες του μεγέθους r για Pitch: 10° και Roll: 20°

Για Pitch: 10° και Roll: 20°



Παρατηρώντας τα παραπάνω διαγράμματα ισοψών καμπυλών του λόγου του μέτρου της ταχύτητας προς το μέτρο της ταχύτητας του ρεύματος που παρέχει η σήραγγα παρατηρούμε ότι ο λόγος αυτός παρουσιάζει πολύ μικρές τιμές .

Κεφάλαιο 7

Οπτικοποίηση της ροής με χρήση μίγματος λαδιού-TiO₂

Στο κεφάλαιο αυτό περιγράφεται η που ακολουθήθηκε κατά την οπτικοποίηση της ροής στην επιφάνεια του μοντέλου χρησιμοποιώντας μίγμα λαδιού-TiO₂.

7.1 Περιγραφή πειραματικής της διαδικασίας.

Το πείραμα οπτικοποίησης της ροής με μίγμα λαδιού-TiO₂ , πραγματοποιήθηκε αεροδυναμική σήραγγα ανοικτού κυκλώματος του εργαστηρίου μηχανικής ρευστών . Σκοπός του πειράματος αυτού ήταν η δημιουργία της εικόνας του πεδίου ροής στην επιφάνεια του σώματος . Έτσι χρησιμοποιήσαμε αυτή την πειραματική μέθοδο για την δημιουργία της ποιοτικής αυτής εικόνας του πεδίου ροής .

Το μίγμα κατασκευάστηκε με την ανάμειξη λαδιού με κόκκους TiO₂ . Το λάδι είναι η ουσία που μεταφέρει το TiO₂ κατά την διεύθυνση ροής του αέρος . Δηλαδή το λαδί είναι ο διαλύτης στον οποίο διαλύεται το TiO₂ , η χρωστική ουσία ή αλλιώς το μέσο που θα δημιουργήσει τις γραμμές ροής του πεδίου στην επιφάνεια του σώματος , ώστε στη συνέχεια να μας επιτραπεί να τις φωτογραφήσουμε , να τις εξετάσουμε και να οδηγηθούμε σε συμπεράσματα σχετικά με το πεδίο ροής .

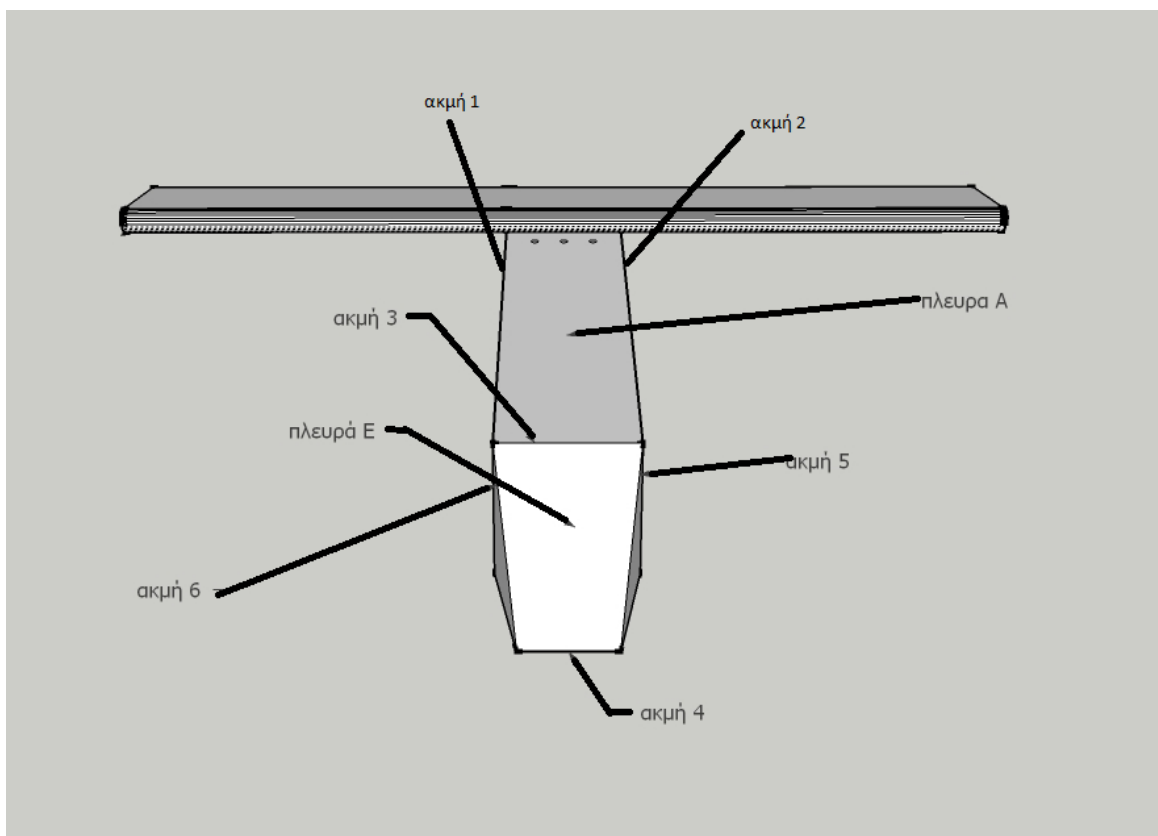
Για την διεξαγωγή του πειράματος αρχικά απλώνουμε ένα λεπτό στρώμα από το μίγμα λαδιού-TiO₂ στις επιφάνειες του μοντέλου . Στη συνέχεια τοποθετούμε το μοντέλο στο τμήμα δοκίμων της αεροδυναμικής σήραγγας στην κατάλληλη θέση και μετά θέτουμε σε λειτουργία την σήραγγα . Αφού η ταχύτητα της ροής στο τμήμα δοκίμων της αεροδυναμικής σήραγγας φτάσει στο επιθυμητό επίπεδο , παρατηρούμε την ροή του μίγματος στην επιφάνεια του μοντέλου . Όταν πια σταματήσουμε να βλέπουμε κάποια αλλαγή στον τρόπο επικάλυψης της χρωστικής ουσίας στις επιφάνειες του μοντέλου τραβάμε φωτογραφίες τις διαμορφωμένες εικόνες του πεδίου ροής , που έχουν σχηματιστεί από το μίγμα .

Κατά την διαδικασία του πειράματος αυτού ,η γωνία προσβολής της ροής στο μοντέλο (Pitch) μεταβάλλεται μεταξύ των τιμών 00⁰ και 30⁰ , με βήμα αύξησης αυτής 10⁰ . Η γωνία στροφής (δεξιόστροφη φορά) του μοντέλου(Roll) μεταβάλλεται μεταξύ των τιμών 00⁰ και 60⁰ , με βήμα αύξησης αυτής 20⁰ .

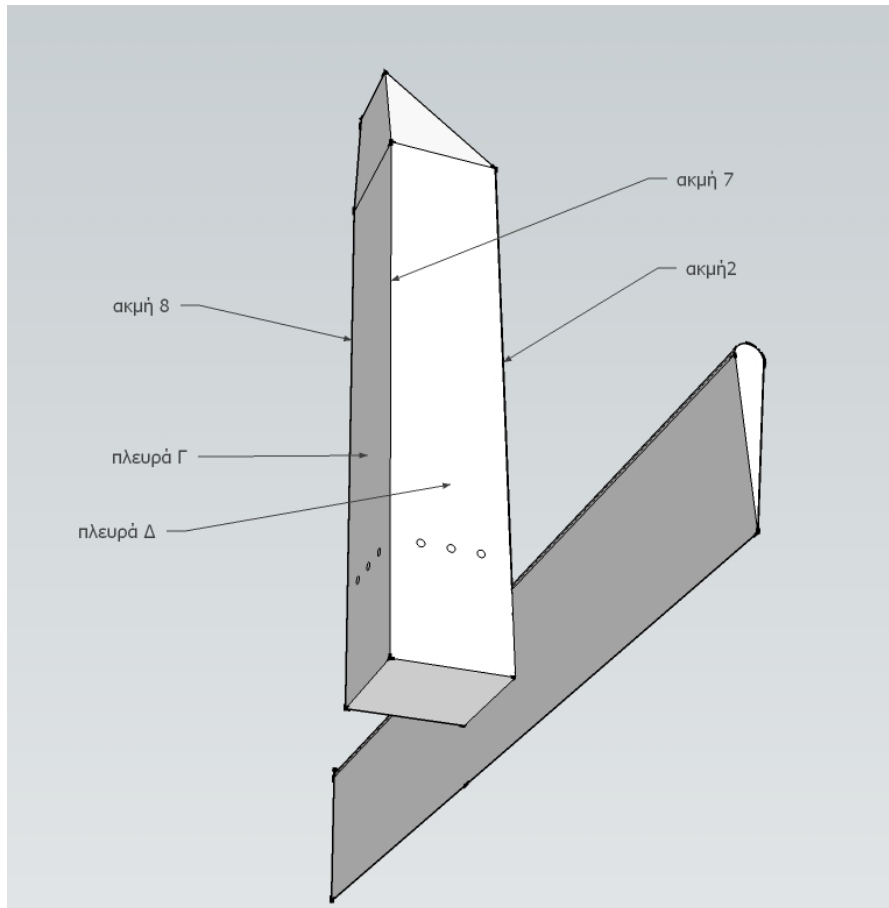
Όταν η σήραγγα παρέχει το επιθυμητό ρεύμα αέρα ο σωλήνας Prandtl δείχνει $\Delta P=150\text{Pascal}$ ενώ η θερμοκρασία παραμένει στους 30°C .. Η πυκνότητα του αέρα για αυτές τις συνθήκες είναι ίση με $\rho=1.165\text{Kg/m}^3$ όπως προκύπτει από πίνακες ιδιοτήτων του αέρα σε ατμοσφαιρική πίεση. Η ταχύτητα του αέρα υπολογίζεται από την εξίσωση Bernoulli (ασυμπιεστη ροή) $U=16.047\text{m/s}$, ενώ ο αριθμός Reynolds της ροής τότε θα είναι , με βάση την σχέση $Re = \frac{U_{\infty} \cdot d}{\nu}$, $Re=4.141 \times 10^4$ ($\nu=15.5 \times 10^{-6}$ για τις συνθήκες του πειράματος) , ως χαρακτηριστικό μήκος χρησιμοποιήθηκε το μήκος της χορδής της αεροτομής του μοντέλου.

Στα παρακάτω σχέδια φαίνονται οι ονομασίες των ακμών του μοντέλου που θα χρησιμοποιήσουμε κατά την πειραματική διαδικασία.

Σχήμα 7.1.



Σχήμα 7.2.



7.2 Πειραματικά αποτελέσματα.

Στην συνέχεια ,παρουσιάζονται τα πειραματικά αποτελέσματα (φωτογραφίες) για κάθε συνδυασμό των γωνιών προσβολής(Pitch) και στροφής(Roll) κατά τις οποίες επαναλήφθηκε η πειραματική διαδικασία .

7.2.1 Για Pitch=00° και Roll=00°

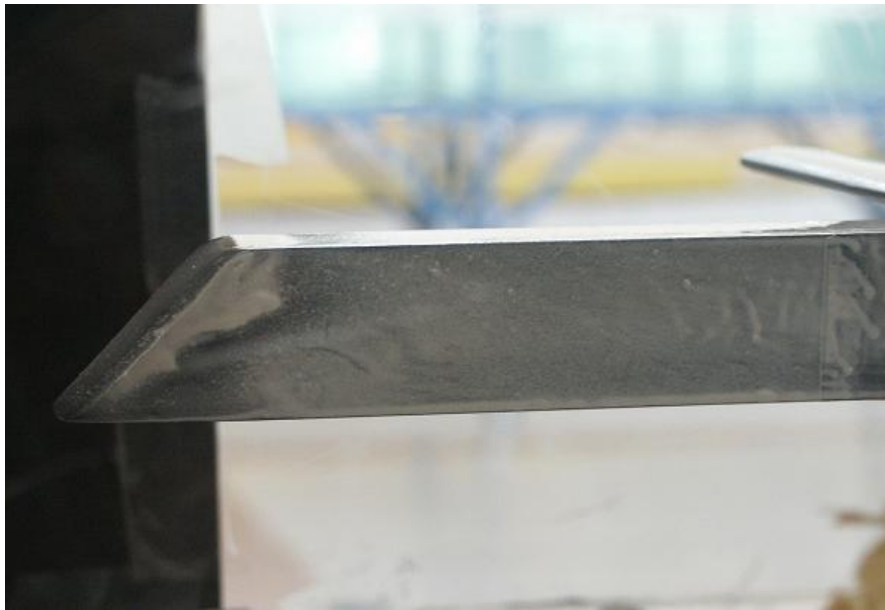
Σχήμα 7.3.



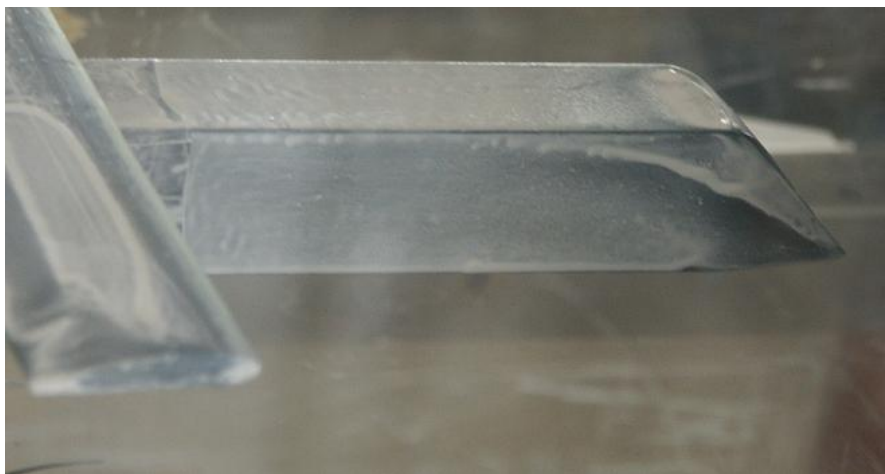
Σχήμα 7.4.



Σχήμα 7.5.



Σχήμα 7.6.



Καθώς αλλάζει το περίγραμμα του σώματος απότομα (ακμές του μοντέλου) μέσα στο πεδίο ροής , στο ρευστό σχηματίζονται περιοχές αποκόλλησης , επανακόλλησης και ανακυκλοφορίας . Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε ότι:

- από την ακμή 3 δημιουργείται αποκόλληση της ροής με ανακυκλοφορία (reversed flow) που σχηματίζεται στην πλευρά Α ,
- οι ακμές 5 ,6 επίσης δημιουργούν περιοχές αποκόλλησης αποκόλλησης στις πλευρές Δ , Β αντίστοιχα
- στο πεδίο ροής λόγω μηδενικής γωνίας ροής παρουσιάζεται συμμετρία.
- η ακμή 4 δημιουργεί επίσης αποκόλληση της ροής με ανακυκλοφορία (reversed flow) που σχηματίζεται στην πλευρά Γ ,

7.2.2 Για Pitch=00° και Roll=20°

Σχήμα 7.7.



Σχήμα 7.8.



Σχήμα 7.9.



Σχήμα 7.10.



Παρατηρώντας τις παραπάνω εικόνες διαπιστώνουμε ότι υπάρχουν παρόμοιες περιοχές αποκόλλησης .

Λόγω της στροφής του μοντέλου παρατηρούμε ότι :

- η περιοχή αποκόλλησης της ροής στην πλευρά Β λόγω της ακμής 6 έχει μεγαλώσει σε σχέση με την αντίστοιχη της πλευράς Δ από την ακμή 5.

7.2.3 Για Pitch=00° και Roll=40°

Σχήμα 7.11.



Σχήμα 7.12.



Σχήμα 7.13.



Σχήμα 7.14.



Και σε αυτήν την περίπτωση παρατηρούνται τα ίδια φαινόμενα με τις εξής διαφοροποιήσεις :

- η περιοχή αποκόλλησης της ροής στην πλευρά Β λόγω της ακμής 6 έχει μεγαλώσει σε σχέση με την αντίστοιχη της πλευράς Δ από την ακμή 5
- η περιοχή αποκόλλησης και ανακυκλοφορίας που δημιουργείται από την ακμή 3 , που σχηματίζεται στην πλευρά Α είναι πλέον μη συμμετρική

7.2.4 Για Pitch=00° και Roll=60°

Σχήμα 7.15.



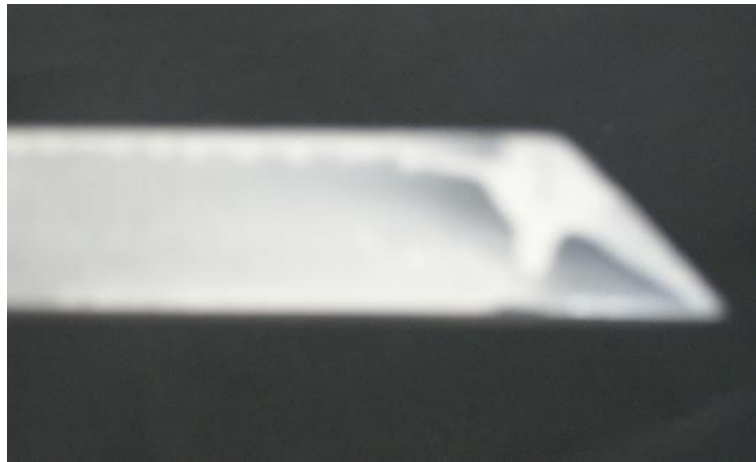
Σχήμα 7.16.



Σχήμα 7.17.



Σχήμα 7.18.



Και σε αυτήν την περίπτωση παρατηρούνται τα ίδια φαινόμενα με την αμέσως προηγούμενη σε μεγαλύτερη όμως ένταση.

7.2.5 Για Pitch=10° και Roll=00°

Σχήμα 7.19.



Σχήμα 7.20.



Σχήμα 7.21.



Σχήμα 7.22.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε όπως και κατά την περίπτωση $P=00$ $R=00$ ότι :

- από την ακμή 3 δημιουργείται αποκόλληση της ροής με ανακυκλοφορία (reversed flow) που σχηματίζεται στην πλευρά Α .
- οι ακμές 5 ,6 επίσης δημιουργούν περιοχές αποκόλλησης στις πλευρές Δ , Β αντίστοιχα.
- στο πεδίο ροής λόγω μηδενικής γωνίας ροής παρουσιάζεται συμμετρία.
- η ακμή 4 δημιουργεί επίσης αποκόλληση της ροής με ανακυκλοφορία (reversed flow) που σχηματίζεται στην πλευρά Γ .

ενώ επίσης παρουσιάζονται οι εξής αλλαγές :

- οι ακμές 1,2 έχουν δημιουργήσει περιοχή αποκόλλησης στην πλευρά Α.
- οι ακμές 7,8 έχουν δημιουργήσει περιοχές αποκόλλησης στις πλευρά Δ, Β αντίστοιχα.
- η περιοχή ανακυκλοφορίας λόγω της ακμής 4 στην πλευρά Γ, πλέον δεν υπάρχει.

7.2.6 Για Pitch=10° και Roll=20°

Σχήμα 7.23.



Σχήμα 7.24.



Σχήμα 7.25.



Παρατηρώντας τις παραπάνω εικόνες διαπιστώνουμε ότι υπάρχουν παρόμοιες περιοχές αποκόλλησης όπως και στην αμέσως προηγούμενη περίπτωση .

Όμως λόγω της στροφής του μοντέλου παρατηρούμε ότι :

- η περιοχή αποκόλλησης της ροής στην πλευρά Δ λόγω της ακμής 7 έχει μεγαλώσει σε σχέση με την αντίστοιχη της πλευράς Β από την ακμή 8.
- η περιοχή αποκόλλησης της ροής στην πλευρά Α λόγω της ακμής 1 έχει μεγαλώσει σε σχέση με την αντίστοιχη από την ακμή 2.

7.2.7 Για Pitch=10° και Roll=40°

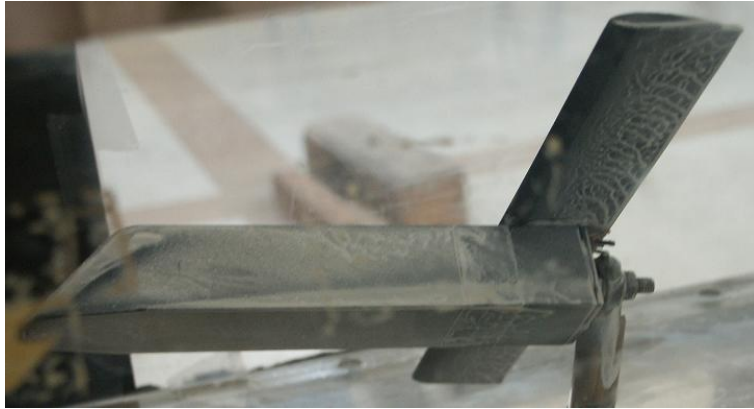
Σχήμα 7.26.



Σχήμα 7.27.



Σχήμα 7.28.



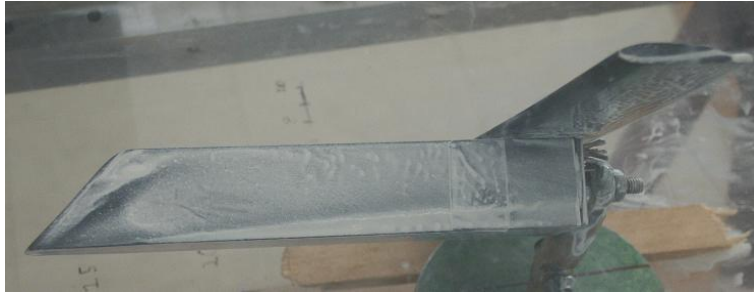
Και σε αυτήν την περίπτωση παρατηρούνται τα ίδια φαινόμενα με την αμέσως προηγούμενη σε μεγαλύτερη όμως ένταση λόγω της αύξησης της γωνίας στροφής .

7.2.8 Για Pitch=10⁰ και Roll=60⁰

Σχήμα 7.29.



Σχήμα 7.30.



Σχήμα 7.31.



Και σε αυτήν την περίπτωση παρατηρούνται τα ίδια φαινόμενα με την αμέσως προηγούμενη σε μεγαλύτερη όμως ένταση λόγω της αύξησης της γωνίας στροφής .

7.2.9 Για Pitch=20° και Roll=00°

Σχήμα 7.32.



Σχήμα 7.33.



Σχήμα 7.34.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε τα ίδια φαινόμενα όπως κατά την περίπτωση $P=10$ $R=00$, με κάποιες όμως μικρές διαφοροποιήσεις ,δηλαδή :

- από την ακμή 3 δημιουργείται μεγαλύτερη περιοχή αποκόλλησης της ροής με ανακυκλοφορία (reversed flow) που σχηματίζεται στην πλευρά A .

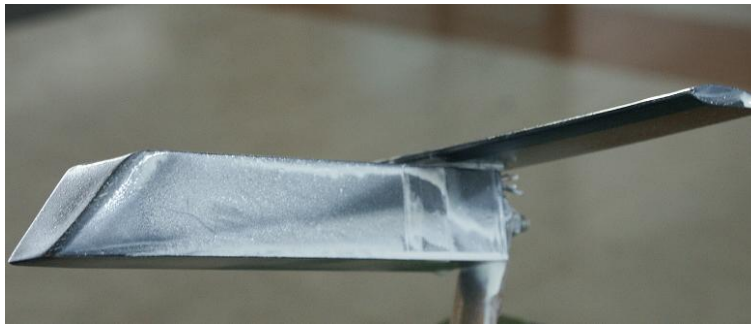
- οι ακμές 5 ,6 επίσης δημιουργούν περιοχές αποκόλλησης στις πλευρές Δ , Β αντίστοιχα.
- στο πεδίο ροής λόγω μηδενικής γωνίας στροφής παρουσιάζεται συμμετρία.
- οι ακμές 1 ,2 έχουν δημιουργήσει μεγαλύτερες περιοχές αποκόλλησης στην πλευρά Α.
- οι ακμές 7 ,8 έχουν δημιουργήσει επίσης μεγαλύτερες περιοχές αποκόλλησης στις πλευρές Δ , Β αντίστοιχα.

7.2.10 Για Pitch=20⁰ και Roll=20⁰

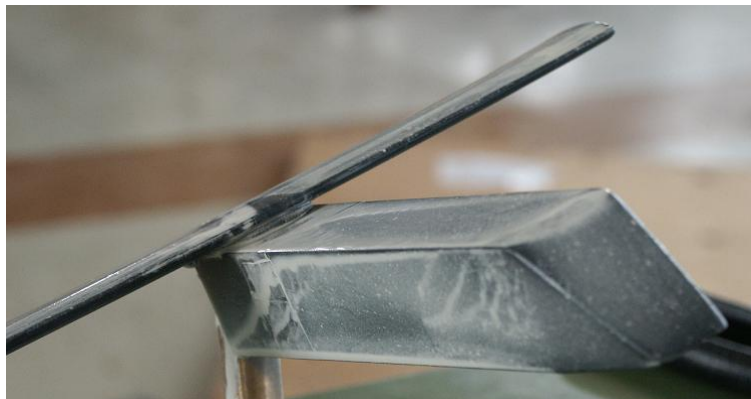
Σχήμα 7.35.



Σχήμα 7.36.



Σχήμα 7.37.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε τα ίδια φαινόμενα όπως κατά την περίπτωση $P=20$ $R=00$, με κάποιες όμως μικρές διαφοροποιήσεις ,δηλαδή:

- από την ακμή 3 δημιουργείται μικρότερη περιοχή αποκόλλησης της ροής με ανακυκλοφορία (reversed flow) που σχηματίζεται στην πλευρά A .
- στην πλευρά B δεν παρουσιάζονται πλέον περιοχές αποκόλλησης .
- η ακμή 7 έχει δημιουργήσει μεγαλύτερη περιοχή αποκόλλησης στην πλευρά Δ .
- στην πλευρά A έχει μεγαλώσει η περιοχή αποκόλλησης που οφείλεται στην ακμή 1.

7.2.11 Για Pitch=20° και Roll=40°

Σχήμα 7.38.



Σχήμα 7.39.



Σχήμα 7.40.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε τα ίδια φαινόμενα όπως κατά την περίπτωση $P=20$ $R=20$, με τις εξής μικρές διαφοροποιήσεις :

- στην πλευρά A έχει μεγαλώσει η περιοχή αποκόλλησης που οφείλεται στην ακμή 1.
- η ακμή 7 έχει δημιουργήσει μικρότερη περιοχή αποκόλλησης στην πλευρά Δ

7.2.12 Για Pitch=20° και Roll=60°

Σχήμα 7.41.



Σχήμα 7.42.



Σχήμα 7.43.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε τα ίδια φαινόμενα όπως και κατά την περίπτωση $P=20$ $R=40$, με την εξής μικρή διαφοροποίηση :

- στην πλευρά A έχει μεγαλώσει ακόμα πιο πολύ η περιοχή αποκόλλησης που οφείλεται στην ακμή 1.

7.2.13 Για Pitch=30⁰ και Roll=00⁰

Σχήμα 7.44.



Σχήμα 7.45.



Σχήμα 7.46.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε τα ίδια φαινόμενα όπως κατά την περίπτωση $P=20$ $R=00$, με τις διαφοροποιήσεις :

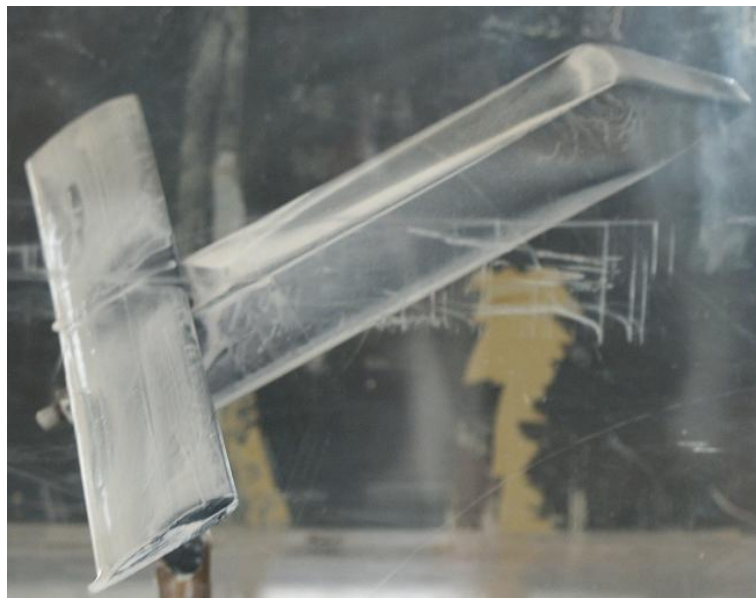
- από την ακμή 3 δημιουργείται μικρότερη περιοχή αποκόλλησης της ροής με ανακυκλοφορία (reversed flow) που σχηματίζεται στην πλευρά A .
- οι ακμές 5 ,6 δεν δημιουργούν περιοχές αποκόλλησης στις πλευρές Δ , Β αντίστοιχα.
- στο πεδίο ροής λόγω μηδενικής γωνίας στροφής παρουσιάζεται συμμετρία.
- οι ακμές 1 ,2 έχουν δημιουργήσει μεγαλύτερες περιοχές αποκόλλησης στην πλευρά A.
- οι ακμές 7 ,8 έχουν δημιουργήσει επίσης μεγαλύτερες περιοχές αποκόλλησης στις πλευρές Δ , Β αντίστοιχα.

7.2.14 Για Pitch=30° και Roll=20°

Σχήμα 7.47.



Σχήμα 7.48.



Σχήμα 7.49.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε τα ίδια φαινόμενα όπως κατά την περίπτωση $P=30$ $R=00$, με τις διαφοροποιήσεις :

- η ακμή 1 έχει δημιουργήσει μεγαλύτερη περιοχή αποκόλλησης στην πλευρά Α.
- η ακμή 8 έχει δημιουργήσει πολύ λεπτότερη περιοχή αποκόλλησης στην πλευρά Β από ότι κατά την προηγούμενη περίπτωση.
- η ακμή 7 έχει δημιουργήσει πολύ παχύτερη περιοχή αποκόλλησης στην πλευρά Δ από ότι κατά την προηγούμενη περίπτωση.

7.2.15 Για Pitch=30° και Roll=40°

Σχήμα 7.50.



Σχήμα 7.51.



Σχήμα 7.52.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε ότι :

- στην πλευρά Α η περιοχή αποκόλλησης λόγω της ακμής 1 έχει μεγαλώσει πολύ , ενώ η λόγω της ακμής 2 δεν υπάρχει πλέον.
- στην πλευρά Β δεν μπορούμε να διακρίνουμε κάτι με αυτή την μέθοδο.
- στην πλευρά Δ έχουν μικρύνει σημαντικά και οι δύο περιοχές αποκόλλησης που υπήρχαν .

7.2.16 Για Pitch=30° και Roll=60°

Σχήμα 7.53.



Σχήμα 7.54.



Σχήμα 7.55.



Από τις παραπάνω φωτογραφίες παρατηρούμε τα ίδια φαινόμενα όπως κατά την περίπτωση $P=30$ $R=40$, με την διαφορά ότι :

- στην πλευρά Δ έχει μικρύνει σημαντικά οι δύο περιοχές αποκόλλησης που οφείλεται στην ακμή 5 .

Παρατηρώντας την επιφανειακή ροή στην αεροτομή κατά τις διαφορετικές φάσεις της πειραματικής διαδικασίας βλέπουμε ότι :

- οι αλλαγές των συνθηκών του πειράματος (γωνίες προσβολής και γωνίες στροφής) οδηγούν στον σχηματισμό των φαινομένων των LSB (laminar separation bubble) του LEV(leading edge vortex) καθώς και της πλήρους αποκόλλησης της ροής ανάλογα με τις συνθήκες του πειράματος .
- την δημιουργία των Wing-tip vortex στις άκρες της αεροτομής .
- την επίδραση των δυνάμεων από τις ακμές του μοντέλου στο πεδίο ροής στη αεροτομή , η οποία συσχετίζεται με τις γωνίες στροφής και προσβολής .

Κεφάλαιο 8

Αποτελέσματα

8.1 Μετρήσεις πιέσεων στην επιφάνεια του μοντέλου.

Από τα διαγράμματα του αδιάστατου συντελεστή πίεσης c_p συμπεραίνουμε ότι η τοποθέτηση της αεροτομής προκαλεί την αύξηση των c_p σε όλες τις πλευρές, αλλά η αύξηση αυτή είναι λίγο μικρότερης έκτασης στην πλευρά Γ (κοιλία).

Γενικά παρατηρούμε ότι η αύξηση της γωνίας προσβολής (Pitch) έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p στην πλευρά Β και στην πλευρά Γ, ενώ οι πιέσεις στις πλευρές Α, Δ επηρεάζονται από την περιστροφή του μοντέλου σε συνδυασμό με τις δημιουργούμενες δίνες των ακμών του.

Πιο αναλυτικά έχουμε ότι :

- Για τις γωνίες προσβολής (Pitch) $P=00$ και $P=10$, τόσο κατά την περίπτωση με αεροτομή όσο και χωρίς, παρατηρούμε ότι με την αύξηση της γωνίας στροφής (Roll) οι C_p της πλευράς Α παραμένουν σχεδόν σταθεροί, της πλευράς Β παρουσιάζουν αύξηση, της πλευράς Γ μειώνονται και της Δ μειώνονται επίσης.
- Για τις γωνίες προσβολής (Pitch) $P=20$ και $P=30$, τόσο κατά την περίπτωση με αεροτομή όσο και χωρίς, παρατηρούμε ότι με την αύξηση της γωνίας στροφής (Roll) οι C_p της πλευράς Α μειώνονται, της πλευράς Β παρουσιάζουν αύξηση, της πλευράς Γ μειώνονται. Της Δ με παρουσιάζουν μη σαφή συμπεριφορά.
- Κρατώντας την γωνία στροφής (Roll) σταθερή και αυξάνοντας την γωνία προσβολής (Pitch) παρατηρούμε ότι στην πλευρά Α παρουσιάζεται μείωση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p , στην πλευρά Β παρουσιάζεται αύξηση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p , στην πλευρά Γ παρουσιάζεται αύξηση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p ενώ στην πλευρά Δ παρουσιάζεται μείωση του αδιάστατου συντελεστή πίεσης C_p .

Επίσης, όπως προκύπτει από την διαφορά των τιμών του c_p σε γειτονικές οπές, παρατηρούμε ότι υπάρχει ασυνέχεια στην κατανομή των πιέσεων στις γειτονικές οπές.

Είναι φανερό παρατηρώντας την γεωμετρία του μοντέλου , ότι κατά την αύξηση της γωνίας στροφής (Roll) , δεξιόστροφα ,οι πλευρές <μετακινούνται> σταδιακά και <παίρνει> η μια την θέση της άλλης ,δηλαδή $A \rightarrow B \rightarrow \Gamma \rightarrow \Delta \rightarrow A$. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα την μεταβολή των πιέσεων .

Τέλος ,παρατηρούμε ότι σε μηδενικές γωνίες στροφής και σε όλες τις γωνίες πρόσπτωσης ,υπάρχει μη συμμετρική κατανομή των πιέσεων στις πλευρές Β και Δ του μοντέλου (αντίθετα από ότι ίσως θα ανέμενε κανείς) , γεγονός το οποίο μπορεί να οφείλεται σε μη απόλυτα ευθυγραμμισμένη τοποθέτηση του μοντέλου στον χώρο δοκιμών της αεροδυναμικής σήραγγας .

Από τα διαγράμματα των δυνάμεων που υπολογίσαμε μέσω των πιέσεων που μετρήθηκαν βλέπουμε ότι :

Για την πλάγια δύναμη υπάρχει πάντοτε συνιστώσα πλάγιας δύναμης ,ακόμα και σε μηδενική γωνία στροφής ,(θα περιμέναμε να υπάρχει ομοιόμορφη διαμόρφωση του πεδίου ροής γύρω από το σώμα , και συνεπώς μηδενική πλάγια δύναμη) . Επίσης παρατηρούμε ότι , με το πτερύγιο , η C_x αυξάνεται με την αύξηση του Roll , ενώ χωρίς το πτερύγιο με την αύξηση του Roll η C_x αυξάνεται , μειώνεται και αλλάζει και φορά . Ενώ με την αύξηση του Pitch αυξάνεται η απόλυτη τιμή του C_x εκτός της περίπτωσης $Roll=60^{\circ}$ όπου με την αύξηση του Pitch η απόλυτη τιμή του C_x πλησιάζει το μηδέν . Επίσης η παρουσία της αεροτομής ενισχύει την ασυμμετρία της κατανομής πιέσεων μεταξύ των απέναντι πλευρών της ατράκτου κατά την αύξηση της γωνίας στροφής .

Πιο αναλυτικά :

Χωρίς το πτερύγιο,

- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 20° , 30° , η πλάγια δύναμη παρουσιάζει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής , εν συνεχεία αυξάνεται το μέτρο της για να λάβει την μέγιστη τιμή της στις 20° γωνίας στροφής και ακολούθως μειώνεται το μέτρο της (κατά απόλυτη τιμή) , μέχρι που μηδενίζεται σε κάποια γωνία στροφής και αλλάζει φορά .
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 00° , 10° η πλάγια δύναμη έχει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής , εν συνεχεία μειώνεται το μέτρο της μέχρι που μηδενίζεται σε κάποια γωνία στροφής και αλλάζει φορά ώστε να λάβει την τελική της τιμή , που είναι σχεδόν μηδενική .
- για τις γωνίες στροφής 0° , 20° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με μικρές θετικές τιμές ,στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30 γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή .

- για την γωνία στροφής 60° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης αυξάνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με μικρές αρνητικές τιμές , στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η αύξηση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η μέγιστη τιμή .
- για γωνίες στροφής 40° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με πολύ μικρές θετικές τιμές ,στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή η οποία είναι πολύ κοντά στο μηδέν.

Ενώ , με το πτερύγιο ,

- για την γωνία προσβολής (Pitch) 10° η πλάγια δύναμη έχει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής(Roll) ,και εν συνεχεία αυξάνεται το μέτρο της μέχρι για να λάβει την μέγιστη τιμή της στις 60° γωνίας στροφής.
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 20° , 30° , η πλάγια δύναμη παρουσιάζει κάποια τιμή στις 00° γωνίας στροφής , εν συνεχεία αυξάνεται το μέτρο της (κατά απόλυτη τιμή) για να λάβει την μέγιστη τιμή της στις 40° γωνίας στροφής και στις 20° γωνίας στροφής αντίστοιχα , και ακολούθως μειώνεται το μέτρο της (κατά απόλυτη τιμή) .
- για τις γωνίες στροφής 20° , 40° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με αρνητικές τιμές και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή.
- για την γωνία στροφής 60° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης αυξάνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με αρνητικές τιμές και παρουσιάζει μέγιστη τιμή (αρνητική όμως) για γωνία προσβολής 30° .

Για την κάθετη δύναμη γενικά παρατηρούμε ότι αυξάνεται με την αύξηση του Roll όπως και με του Pitch , τόσο κατά την περίπτωση του πειράματος με πτερύγιο όσο και κατά την περίπτωση του πειράματος χωρίς το πτερύγιο . Πιο αναλυτικά έχουμε :

Χωρίς το πτερύγιο,

- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 00° , 10° συμπεραίνουμε ότι η κάθετη δύναμη μειώνεται (πολύ λίγο) με την αύξηση της γωνίας στροφής .
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 20° , 30° η κάθετη δύναμη αυξάνεται μέχρι τις 40° γωνίας στροφής , και ακολούθως μειώνεται έντονα μέχρι τις 60° γωνίας στροφής . Η αύξηση είναι μεγάλη για την περίπτωση της γωνίας προσβολής (Pitch) 30° και πολύ μικρότερη για την γωνία των 20° .
- Παρατηρούμε επίσης όπως συμβαίνει για την πλάγια δύναμη ,σε μια συγκεκριμένη γωνία στροφής η μεγαλύτερη κάθετη δύναμη είναι εκείνη που αντιστοιχεί στην μεγαλύτερη γωνία προσβολής .

- για τις γωνίες στροφής 0° , 20° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με μικρές θετικές τιμές ,στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή .
- για την γωνία στροφής 60° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης αυξάνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με μικρές αρνητικές τιμές , στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η αύξηση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η μέγιστη τιμή .
- για γωνίες στροφής 40° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με πολύ μικρές θετικές τιμές ,στη συνέχεια κάποια στιγμή μηδενίζεται αλλάζει πρόσημο, και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή η οποία είναι πολύ κοντά στο μηδέν.

Με το πτερόγιο ,

- για όλες τις γωνίες προσβολής (Pitch) 10° , 20° και 30° η κάθετη δύναμη αυξάνεται συνεχώς μέχρι τις 60° γωνίας στροφής όπου παρουσιάζει μέγιστη τιμή.
- με την αύξηση της γωνίας προσβολής αυξάνονται και τα μέτρα των δυνάμεων .
- όπως συμβαίνει και για την χωρίς πτερόγιο περίπτωση , η μεγαλύτερη κάθετη δύναμη είναι εκείνη που αντιστοιχεί στην μεγαλύτερη γωνία προσβολής
- για τις γωνίες στροφής 20° , 40° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης μειώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με αρνητικές τιμές και η μείωση συνεχίζεται μέχρι την 30° γωνία προσβολής όπου παρουσιάζεται και η ελάχιστη τιμή.
- για την γωνία στροφής 60° ο συντελεστής πλάγιας δύναμης αυξάνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής . Ξεκινά με αρνητικές τιμές και παρουσιάζει μέγιστη τιμή (αρνητική όμως) για γωνία προσβολής 30° .

Για τον λόγο C_N/C_x γενικά παρατηρούμε ότι με το πτερόγιο παραμένει σχεδόν σταθερός εκτός της περίπτωσης Pitch= 10° όπου παρουσιάζει περιέργη συμπεριφορά ,ενώ χωρίς το πτερόγιο παρουσιάζει πρώτα αύξηση και μετά μείωση κατά την αύξηση του Roll. Πιο αναλυτικά :

Χωρίς το πτερόγιο

- για την γωνία προσβολής (Pitch) 00° η κάθετη δύναμη είναι μεγαλύτερη από την πλάγια δύναμη και ο λόγος C_N / C_x είναι σχεδόν σταθερός .
- για την γωνία προσβολής (Pitch) 10° , 30° , η κάθετη δύναμη σε σχέση με την πλάγια δύναμη είναι σχεδόν σταθερή μέχρι τις 20° (Roll) , ακολούθως αυξάνεται έντονα μέχρι τις 40° (Roll) , και έπειτα μειώνεται απότομα μέχρι τις 60° (Roll) γωνίας στροφής .
- για την γωνία προσβολής (Pitch) 20° ,η κάθετη δύναμη σε σχέση με την πλάγια δύναμη μειώνεται ομαλά μέχρι τις 20° γωνίας στροφής ,και μετά αυξάνεται ιδιαίτερα έντονα μέχρι τις 60° γωνίας στροφής , όπου παρουσιάζει μέγιστο.

Με το πτερόγιο ,

- για την γωνία προσβολής (Pitch) 10° ο λόγος C_N/C_x μειώνεται απότομα μέχρι τις 20° γωνίας στροφής και μετά συνεχίζει με σταθερή τιμή κατά την αύξηση της γωνίας στροφής.
- για τις γωνίες προσβολής (Pitch) 10° , 20° ο λόγος C_N/C_x παραμένει σταθερός .
- για την γωνία προσβολής (Pitch) 30° ο λόγος C_N/C_x παραμένει σταθερός μέχρι τις 40° από όπου μετά αυξάνεται ελαφρά μέχρι τις 60°

8.2 Μετρήσεις των ταχυτήτων του πεδίου με σωλήνα pitot 7 οπών

Παρατηρώντας τα διαγράμματα ταχυτήτων που σχεδιάσαμε χρησιμοποιώντας τα αποτελέσματα των μετρήσεων με τον σωλήνα pitot 7 οπών βλέπουμε ότι :

- σχηματίζονται δυο δίνες , μια αριστερά και μια δεξιά από την άτρακτο του μοντέλου που οφείλονται στις ακμές τις ατράκτου.
- σχηματίζονται και δύο ασθενείς δίνες , πάνω από το επίπεδο της αεροτομής αριστερά και δεξιά από τον κατακόρυφο άξονα του μοντέλου και συμμετρικές ως προς αυτόν , οι οποίες αποκτούν μεγαλύτερη ένταση με την αύξηση του Pitch .
- η αεροτομή επηρεάζει το πεδίο ροής δίνοντας κατεύθυνση στον αέρα κάθετη προς το επίπεδό της και δημιουργεί κάποια <περίεργα> διανύσματα ακριβώς πίσω της λόγω του ομόρου της . Τα κάθετα διανύσματα έχουν μεγαλύτερη ένταση με την αύξηση του Pitch .
- η ροή θα μπορούσε να χαρακτηριστεί συμμετρική ως προς τον κατακόρυφο άξονα

8.3 Οπτικοποίηση του πεδίου ροής με χρήση μίγματος λαδιού-TiO₂

Από τις φωτογραφίες που πήραμε κατά την διάρκεια των πειραμάτων συμπεραίνουμε ότι:

- Δημιουργείται φυσαλίδα ανακυκλοφορίας στην πλευρά A λόγω της ακμής 3 της μετωπικής επιφάνειας του μοντέλου .Η φυσαλίδα παραμένει σε όλες τις περιπτώσεις που εξετάσαμε και επηρεάζεται λίγο και από την γωνιά Roll και από την Pitch.

- Δημιουργείται φουσαλίδα ανακυκλοφορίας στην πλευρά Γ λόγω της ακμής 3 της μετωπικής επιφάνειας του μοντέλου .Η φουσαλίδα δημιουργείται για μικρή γωνία Pitch (Pitch=10) , ενώ εξαφανίζεται με την περαιτέρω αύξηση του Pitch .
- Στην πλευρά Α σχηματίζονται δυο περιοχές αποκόλλησης , για γωνιά προσβολής $Pitch > 10^0$, λόγω των ακμών 1 και 2. Αυτές παχύνουν με την αύξηση της γωνίας Roll , ενώ με την αύξηση της γωνίας Roll αυτή που βρίσκεται χαμηλότερα γίνεται πιο χοντρή ενώ η άλλη μικραίνει .
- Στις πλευρές Β και Δ σχηματίζονται από δυο περιοχές αποκόλλησης στην καθεμία . Μια από την ακμή της μετωπικής επιφάνειας 6 ή 5 αντίστοιχα και μια από την ακμή 8 ή 7 της κοιλιάς (πλευρά Γ) ,αντίστοιχα . Για αυτές τις παρατηρήσαμε ότι με την αύξηση της γωνίας προσβολής , μεγαλώνουν αυτές που οφείλονται στις ακμές τις κοιλιάς , ενώ μικραίνουν αυτές που οφείλονται στις ακμές της μετωπικής επιφάνειας . Επίσης με την αύξηση της γωνίας στροφής , μεγαλώνουν αυτές που βρίσκονται στην πλευρά που βρίσκεται προς την αύξηση της γωνίας στροφής , ενώ μειώνονται οι άλλες δύο .
- Πάνω στην επιφάνεια των πτερυγίων δεν μπορούμε να διακρίνουμε πιο φαινόμενο συμβαίνει με αυτή την μέθοδο . Απαιτείται η χρήση μεθόδου οπτικοποίησης πραγματικού χρόνου καθώς και όχι μόνο για την επιφανειακή ροή .

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α:

ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΑ ΠΟΥ ΧΡΗΣΙΜΟΠΟΙΗΘΗΚΑΝ

A.1 Πρόγραμμα convrt .

```
program convrt
```

```
! This program reads the data from the measurements file and  
! returns the pressure      difference in Pa.
```

```
! Declarations
```

```
real V1,V2,V3,V4,V5,V6,V7  
real P1,P2,P3,P4,P5,P6,P7  
integer MEAS  
character *20,INPUT  
character *20,OUTPUT
```

```
! At this point we give the input and output file names
```

```
print *,'Give the input file name'  
read (*,100) INPUT  
print *,'Give the output file name'  
read (*,100) OUTPUT  
100 format (A20)
```

```
! Open the data file and the results file
```

```
open (1,file= INPUT )  
open (2,file= OUTPUT )
```

```
! Insert the number of measurements,MEAS
```

```
MEAS=25  
! print *, 'Insert number of measurements '  
! read *, MEAS
```

```
! Initialize P1,P2,P3,P4,P5,P6,P7
```

```
P1 = 0
```

```
P2 = 0
P3 = 0
P4 = 0
P5 = 0
P6 = 0
P7 = 0
```

```
! Read the data file,perform conversion of mV into Pa,and write into
! the results file.
```

```
do l = 1,MEAS
read(1,*) V1,V2,V3,V4,V5,V6,V7
P7 =(V7-3502.17)/2.15107
P6 =(V6-3491.661)/2.55825
P5 =(V5-3492.097)/2.94949
P4 =(V4-3495.042)/2.95223
P3 =(V3-3505.429)/2.94967
P2 =(V2-3483.994)/2.94561
P1 =(V1-3499.87)/2.95003
write(2,200)P1,P2,P3,P4,P5,P6,P7
200 format(F8.3,1X,F8.3,1X,F8.3,1X,F8.3,1X,F8.3,1X,F8.3,1X,F8.3)
end do
```

```
! continue
```

```
continue
```

```
! close files
```

```
close (unit=1)
end file (unit=2)
close (unit=2)
```

```
stop
end
```

A.2 Πρόγραμμα cp.

```
program cp
```

```
! Character declaration
```

```
character*20,INPUT
character*20,OUTPUT
real DP1,DP2,DP3,DP4,DP5,DP6
real V1,V2,V3,V4,V5,V6
```

!At this point we give the measurements file name
!and the results file name.

```
print*, 'Give measurements file'  
read*, INPUT
```

```
print*, 'Give results file'  
read*, OUTPUT
```

!Open files

```
open(1, file=INPUT)  
open(2, file=OUTPUT)
```

!Processing

```
read(1, *) V1, V2, V3, V4, V5, V6  
DP1 =(V1-3511.142)/2.850026  
DP2 =(V2-3494.006)/2.856935  
DP3 =(V3-3494.469)/2.850493  
DP4 =(V4-3498.289)/2.861266  
DP5 =(V5-3507.617)/2.854128  
DP6 =(V6-3485.453)/2.487106  
cp1=DP1/(0.5*1.200*100)  
cp2=DP2/(0.5*1.200*100)  
cp3=DP3/(0.5*1.200*100)  
cp4=DP4/(0.5*1.200*100)  
cp5=DP5/(0.5*1.200*100)  
cp6=DP6/(0.5*1.200*100)  
write(2, 200) cp1, cp2, cp3, cp4, cp5, cp6  
200 format(F8.3, 2X, F8.3, 2X, F8.3, 2X, F8.3, 2X, F8.3, 2X, F8.3)  
  
end file(unit=2)  
close (unit=2)  
close(unit=1)
```

!Exit

```
stop  
end
```

A.3 Πρόγραμμα grid :

PROGRAM GRID


```
DIMENSION X(100),YS(100),NP(100),KK(100)
OPEN(1,FILE='GRID.DAT')
X(1)=0
X(2)=3
X(3)=6
X(4)=9
X(5)=12
X(6)=15
X(7)=18
X(8)=21
X(9)=24
X(10)=27
X(11)=30
X(12)=33
X(13)=36
X(14)=39
X(15)=42
X(16)=45
X(17)=48
X(18)=51
X(19)=54
X(20)=57
X(21)=60
X(22)=63
X(23)=66
X(24)=69
X(25)=72
X(26)=75
X(27)=78
X(28)=81
X(29)=84
X(30)=87
X(31)=90
X(32)=93
X(33)=96
X(34)=99
X(35)=102
X(36)=105
X(37)=108
X(38)=111
X(39)=114
YS(1)=60
YS(2)=60
YS(3)=-18
YS(4)=60
YS(5)=-18
YS(6)=60
```

YS(7)=-18
YS(8)=60
YS(9)=-18
YS(10)=60
YS(11)=-18
YS(12)=60
YS(13)=-18
YS(14)=60
YS(15)=-18
YS(16)=60
YS(17)=24
YS(18)=60
YS(19)=21
YS(20)=60
YS(21)=21
YS(22)=60
YS(23)=21
YS(24)=60
YS(25)=-18
YS(26)=60
YS(27)=-18
YS(28)=60
YS(29)=-18
YS(30)=60
YS(31)=-18
YS(32)=60
YS(33)=-18
YS(34)=60
YS(35)=-18
YS(36)=60
YS(37)=-18
YS(38)=60
YS(39)=-18

NP(1)=25
NP(2)=25
NP(3)=25
NP(4)=25
NP(5)=25
NP(6)=25
NP(7)=25
NP(8)=25
NP(9)=25
NP(10)=25
NP(11)=25
NP(12)=25
NP(13)=25

NP(14)=25
NP(15)=25
NP(16)=11
NP(17)=11
NP(18)=12
NP(19)=12
NP(20)=12
NP(21)=12
NP(22)=12
NP(23)=12
NP(24)=25
NP(25)=25
NP(26)=25
NP(27)=25
NP(28)=25
NP(29)=25
NP(30)=25
NP(31)=25
NP(32)=25
NP(33)=25
NP(34)=25
NP(35)=25
NP(36)=25
NP(37)=25
NP(38)=25
NP(39)=25

KK(1)=-1
KK(2)=-1
KK(3)=1
KK(4)=-1
KK(5)=1
KK(6)=-1
KK(7)=1
KK(8)=-1
KK(9)=1
KK(10)=-1
KK(11)=1
KK(12)=-1
KK(13)=1
KK(14)=-1
KK(15)=1
KK(16)=-1
KK(17)=1
KK(18)=-1
KK(19)=1
KK(20)=-1

```
KK(21)=1
KK(22)=-1
KK(23)=1
KK(24)=-1
KK(25)=1
KK(26)=-1
KK(27)=1
KK(28)=-1
KK(29)=1
KK(30)=-1
KK(31)=1
KK(32)=-1
KK(33)=1
KK(34)=-1
KK(35)=1
KK(36)=-1
KK(37)=1
KK(38)=-1
KK(39)=1
```

```
C*****NSTAT IS THE NUMBER OF VERTICAL STATIONS
```

```
  NSTAT=39
  DY=3.
  DO 10 I=1,NSTAT
  NPOINT=NP(I)
  YY=YS(I)

  XX=X(I)
  DO 10 J=1,NPOINT
  YY=YY+DY*KK(I)
  WRITE(1,100) XX,YY
100  FORMAT(2X,F5.1,5X,F5.1)
10  CONTINUE
  STOP
  END
```

A.4.Πρόγραμμα arvel .

```
PROGRAM ARVEL
```

```
DIMENSION VELU(1000),VELV(1000),XX(1000),YY(1000)
CHARACTER*20 INPUT1
CHARACTER*20 INPUT2
CHARACTER*20 OUTPUT
```

```

INPUT1= 'olop0r00.TXT'
INPUT2='GRID.DAT'
OUTPUT='p0r00.BLN'

```

```

2  FORMAT(A20)
   OPEN(1,FILE= INPUT1 )
   OPEN(2,FILE= INPUT2 )
   OPEN(3,FILE= OUTPUT )
   MAX=869
!  WRITE(*,*) 'GIVE NUMBER OF POINTS'
!  READ(*,*) MAX
!***** READ VELOCITY COMPONENTS*****
   DO 5 I=1,MAX
   READ(1,*)A,A,VELU(I),VELV(I)
   WRITE(*,*) VELU(I),VELV(I)
5  CONTINUE
!*****READ GRID COORDINATES *****
   DO 10 I=1,MAX
   READ(2,*) XX(I),YY(I)
10  CONTINUE
!C----- arrows printout
   WRITE(*,*)
   # 'GIVE ARROW SCALE, EDGE FRACTION, & ARROW ANGLE <16 deg.> '
   READ(*,*) FRV,FRA,TTT
   TTT=TTT*3.1415927/180.
   TTT=TAN(TTT)
!*****
   DO 100 L=1,MAX
   r= sqrt((VELU(L)**2)+(VELV(L)**2))
   IF (r .gt.5) then
   VELU(L)=0
   VELV(L)=0
   endif
   X1=VELU(L)*FRV+XX(L)
   Y1=VELV(L)*FRV+YY(L)
   X2=X1+(X1-XX(L))*FRA
   Y2=Y1+(Y1-YY(L))*FRA
   WRITE(3,*) '6  0 '
   WRITE(3,*) XX(L),YY(L)
   ARDX=(X2-X1)
   ARDY=(Y2-Y1)
   X3=X1-ARDY*TTT
   Y3=Y1+ARDX*TTT
   X4=X1+ARDY*TTT
   Y4=Y1-ARDX*TTT

```

```

WRITE(3,*) X1,Y1
WRITE(3,*) X3,Y3
WRITE(3,*) X2,Y2
WRITE(3,*) X4,Y4
WRITE(3,*) X1,Y1
100 CONTINUE
STOP
END

```

A.5 Πρόγραμμα contour .

program contour

! This program reads the grid coordinates and the pitch,yaw,conn,roll
! angles from the test file and write them down in a new file.

! Character declaration

```

character *20 INPUT1
character *20 INPUT2
character *20 OUTPUT1
character *20 OUTPUT2
character *20 OUTPUT3
character *20 OUTPUT4
character *20 OUTPUT5

```

! At this point we give the file names

```

INPUT1='GRID.DAT'
INPUT2='CONTOURPOR00.TXT'
OUTPUT1='CONTOURr000.dat'
OUTPUT2='CONTOURpitch000.dat'
OUTPUT3='CONTOURyaw000.dat'
OUTPUT4='CONTOURcone000.dat'
OUTPUT5='CONTOURroll000.dat'

```

2 format(A20)

! Open files,read data and write it to the new file

```

r=0
open(1,file= INPUT1)
open(2,file= INPUT2)
open(3,file= OUTPUT1)
open(4,file= OUTPUT2)
open(5,file= OUTPUT3)
open(6,file= OUTPUT4)

```

```

        open(7,file= OUTPUT5)
!       print *, 'give number of measurements'
meas=869
!       read *,meas
        do 10 i=1,meas
            read(1,*) X,Y
                read(2,*) pitch,yaw,cone,roll,vm,u,v,w

            k = sqrt((v**2)+(w**2)) /u
            r=abs(k)
            write (3,100) X,Y,r
            write (4,100) X,Y,pitch
            write (5,100) X,Y,yaw
            write (6,100) X,Y,cone
            write (7,100) X,Y,roll

100 format(2x,F5.1,5x,F5.1,5x,F11.6)
10 end do
    continue

! Closing files

        close(unit=1)
        close(unit=2)
        end file (unit=3)
        end file (unit=4)
        end file (unit=5)
        end file (unit=6)
        end file (unit=7)
        close(unit=3)
        close(unit=4)
        close(unit=5)
        close(unit=6)
        close(unit=7)

! Exit

        stop
        end

```

A.6 Πρόγραμμα μετακίνησης του σωλήνα επτά οπών

```

CLS
DIM dat%(5), ary1%(32000), ARY2%(32000), VR%(15)
DIM P1(5000), P2(5000), P3(5000), P4(5000), P5(5000)

```

```

DIM P6(5000), P7(5000)
OPEN "c:\leon\data\fuse.DAT" FOR OUTPUT AS #1
'OPEN "c:\leon\data\rms.dat" FOR OUTPUT AS #2
'OPEN "c:\leon\data\pres.dat" FOR OUTPUT AS #3
*****INPUT DATA *****
'INPUT "FREQUENCY ", FR      '*****INPUT FREQUENCY
FR = 200!
'INPUT "POINTS ", POIN%      '*****NUMBER OF POINTS
POIN% = 2000
****BOARD INITIALIZATION, FUNCTION 0 *****
fun% = 0
dat%(0) = &H300      '*****BOARD ADDRESS
dat%(1) = 5          '*****INTERRUPT LEVEL
dat%(2) = 3          '*****DMA LEVEL
ER% = 0              '*****INITIAL ERROR VALUE
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
PRINT ER%
*****VOLTAGE RANGE DEFINITION (GAIN), FUNCTION 23 *****
fun% = 23
FOR I = 0 TO 6
dat%(0) = I
dat%(1) = 5
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
PRINT ER%
IF ER% <> 0 THEN PRINT "VOLT. RANGE": STOP
NEXT I
*****CHANNEL DEFINITION, FUNCTION 1 *****
fun% = 1
dat%(0) = 0
dat%(1) = 6
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
PRINT ER%
IF ER% <> 0 THEN PRINT "ER.SCAN": STOP
*****SAMPLING RATE, FUNCTION 17 *****
fun% = 17
dat%(0) = 100 ' counter C1 of manual (pg.86 pcl818)
dat%(1) = 1000000 / (FR * dat%(0)) 'counter C2 of the same manual
PRINT dat%(1)
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
PRINT ER%
IF ER% <> 0 THEN PRINT "SET FREQUENCY FAILED": STOP
11
INPUT "NR. OF MEASUREMENTS", IMTOT
INPUT "distance in mm", kk
INPUT "2=kato,0=pano", lf
ime = 0
100 '*****DO ANOTHER CONVERSION*****

```



```

ime = ime + 1
'*****A/D CONVERSION, FUNCTION 6 *****
fun% = 6
dat%(0) = POIN%
dat%(1) = &H8000          'MEMORY SEGMENT TO HOLD A/D DATA
dat%(2) = 1              'SOFTWARE TRIGGER
dat%(3) = 0              'NON-RECYCLE SCANNING
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
PRINT ER%
IF ER% <> 0 THEN PRINT "A/D FAILED": STOP
'*****CHECK CONVERSION STATUS,FUNCTION 8 *****
200 fun% = 8
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
IF dat%(2) = POIN% GOTO 300
GOTO 200
300 '
PRINT "telos"
'*****STORE A/D DATA TO ARRAY,FUNCTION 24*****
fun% = 24
dat%(0) = POIN%
dat%(1) = &H8000          'SOURCE MEMORY SEGMENT
dat%(2) = 0              'STARTING DATA TRANSFER
dat%(3) = VARPTR(ary1%(0)) 'GET DATA ARRAY
dat%(4) = VARPTR(ARY2%(0)) 'GET CHANNEL ARRAY
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
IF ER% <> 0 THEN PRINT "CONVERT DATA FAILED": STOP
'*****OUTPUT DATA *****
PRINT "*****measurement*****", ime
IM = POIN% - 1
COEF = 1000! 'output in millvolts
K = 0
FOR I = 0 TO IM - 7 STEP 7
K = K + 1
P1(K) = COEF * (5! / 4095!) * ary1%(I)
P2(K) = COEF * (5! / 4095!) * ary1%(I + 1)
P3(K) = COEF * (5! / 4095!) * ary1%(I + 2)
P4(K) = COEF * (5! / 4095!) * ary1%(I + 3)
P5(K) = COEF * (5! / 4095!) * ary1%(I + 4)
P6(K) = COEF * (5! / 4095!) * ary1%(I + 5)
P7(K) = COEF * (5! / 4095!) * ary1%(I + 6)
'PRINT #1, K, P7(K)
L = K
NEXT I
'*****MEAN VALUE *****
SUM1 = 0!
SUM2 = 0!
SUM3 = 0!

```

```

SUM4 = 0!
SUM5 = 0!
SUM6 = 0!
SUM7 = 0!
FOR I = 1 TO L
SUM1 = SUM1 + P1(I)
SUM2 = SUM2 + P2(I)
SUM3 = SUM3 + P3(I)
SUM4 = SUM4 + P4(I)
SUM5 = SUM5 + P5(I)
SUM6 = SUM6 + P6(I)
SUM7 = SUM7 + P7(I)
NEXT I
P1M = SUM1 / L
P2M = SUM2 / L
P3M = SUM3 / L
P4M = SUM4 / L
P5M = SUM5 / L
P6M = SUM6 / L
P7M = SUM7 / L
PRINT "P1M="; P1M, "P2M="; P2M, "P3M="; P3M
PRINT "P4M="; P4M, "P5M="; P5M, "P6M="; P6M, "P7M="; P7M
GOTO 500
RMS1 = 0!
RMS2 = 0!
RMS3 = 0!
RMS4 = 0!
RMS5 = 0!
RMS6 = 0!
RMS7 = 0!
FOR I = 1 TO L
RMS1 = RMS1 + (P1(I) - P1M) ^ 2
RMS2 = RMS2 + (P2(I) - P2M) ^ 2
RMS3 = RMS3 + (P3(I) - P3M) ^ 2
RMS4 = RMS4 + (P4(I) - P4M) ^ 2
RMS5 = RMS5 + (P5(I) - P5M) ^ 2
RMS6 = RMS6 + (P6(I) - P6M) ^ 2
RMS7 = RMS7 + (P7(I) - P7M) ^ 2
NEXT I
RMS1 = SQR(RMS1 / L)
RMS2 = SQR(RMS2 / L)
RMS3 = SQR(RMS3 / L)
RMS4 = SQR(RMS4 / L)
RMS5 = SQR(RMS5 / L)
RMS6 = SQR(RMS6 / L)
RMS7 = SQR(RMS7 / L)
PRINT "R1="; RMS1, "R2="; RMS2, "R3="; RMS3, "R4="; RMS4

```

```

PRINT "R5="; RMS5, "R6="; RMS6, "R7="; RMS7
500
PRINT #1, P1M, P2M, P3M, P4M, P5M, P6M, P7M
'PRINT #2, RMS1, RMS2, RMS3, RMS4, RMS5, RMS6, RMS7
'*****motor *****
51
'D to A
k1 = 400 * kk
k2 = 10
fun% = 15
'***** direction of rotation*****
dat%(0) = 0      'channel for direction
dat%(1) = lf * 1024 'voltage output
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
'*****motor motion*****
fun% = 15
dat%(0) = 1
FOR I = 1 TO k1
dat%(1) = 0
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
FOR ind = 1 TO k2
dat%(1) = 2048
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
NEXT ind
NEXT I
'*****
fun% = 7
CALL PCL818(fun%, SEG dat%(0), SEG ary1%(0), SEG ARY2%(0), ER%)
PRINT ER%
PRINT ime, IMTOT
IF ime <> IMTOT THEN GOTO 100
INPUT ; "TO GO ON PRESS 1"; ii
IF ii = 1 GOTO 11
END

```

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β:

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Βιβλία:

1. Μηχανική των ρευστών.

Συγγραφέας: Τσαγγάρης,Σ..

Εκδοτικός οίκος: Εκδόσεις Συμεών,1995.

2. Σημειώσεις Μηχανικής Ρευστών II.

Συγγραφέας: Μαθιουλάκης,Δ.

Εκδοτικός οίκος: Ε.Μ.Π.,1999

3. Τεχνικές μέτρησης ρευστομηχανικών μεγεθών.

Συγγραφέας: Μαθιουλάκης,Δ..

Εκδοτικός οίκος: Ε.Μ.Π.,2003

4. Τεχνικές μετρήσεις ρευστομηχανικών μεγεθών.

Συγγραφέας: Γ.Μπεργελές , Δ.Παπαντώνης , Σ.Τσαγγάρης.

Εκδοτικός οίκος: Εκδόσεις Συμεών,1998

5. Fortran 77.

Συγγραφέας: Κωνσταντίνος Ε. Λάζος

Εκδοτικός οίκος: Κωνσταντίνος Ε. Λάζος

Περιοδικά:

1. New Developments in Surface Oil Flow Visualization . Adam J. Pierce, Frank K. Lu ,

Daniel S . Bryant and Yusi Shih*

University of Texas at Arlington ,

27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference

AIAA 2010-4353

2. Aerodynamics of wings at low Reynolds numbers : Boundary layer separation and reattachment , by John McArthur .

Reference sites:

1. http://www.vectorsite.net/twuav_01.html

2. <http://www.aeroprobe.com>

3. <http://www.list.ufl.edu/uav/UAVHstry.htm>

