



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΡΕΥΣΤΩΝ

**ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ ΤΟΥ ΠΕΔΙΟΥ ΡΟΗΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ
ΟΡΘΟΓΩΝΙΚΗΣ ΠΤΕΡΥΓΑΣ-ΑΤΡΑΚΤΟΥ ΜΕ ΧΡΗΣΗ PIV**

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΚΕΦΑΛΑΣ ΗΛΙΑΣ

Επιβλέπων: Δημήτριος Μαθιουλάκης
Αναπληρωτής Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Οκτώβριος 2012

Περίληψη

Σκοπός της εργασίας αυτής ήταν η πειραματική μελέτη του πεδίου ροής συστήματος ορθογωνικής πτέρυγας-ατράκτου με χρήση PIV. Η άτρακτος ήταν μικρών διαστάσεων τετραγωνικής διατομής πλευράς 3cm και η πτέρυγα ορθογωνικής διατομής τύπου NACA 4415 μήκους χορδής 4cm. Οι συνθήκες υπό τις οποίες διεξήχθη η μελέτη αφορούσαν χαμηλούς αριθμούς Reynolds (10^4) για διάφορες γωνίες πρόνευσης και περιστροφής.

Για τη μελέτη του πεδίου ροής χρησιμοποιήθηκε η οπτικοποίηση της ροής με τη χρήση λαδιού καθώς και η μέτρηση των διανυσμάτων της ταχύτητας η οποία βασίστηκε στην τεχνική 2D-PIV. Υπολογίστηκαν οι αδιάστατες συνιστώσες της ταχύτητας u , v , το μέτρο της ταχύτητας και η κλίση του διανύσμά της, παρουσιάζοντας τις αντίστοιχες ισοϋψείς καμπύλες.

Λόγω της ύπαρξης της ατράκτου, η ροή στην πλευρά χαμηλών πιέσεων της πτέρυγας δεν αποκολλάται στην περιοχή σύνδεσής της με την άτρακτο, ακόμη και για μεγάλες γωνίες πρόνευσης. Αντίθετα, η αύξηση της γωνίας πρόνευσης προκαλεί από μία γωνία και άνω την ταχεία αποκόλληση της ροής στην άνω πλευρά της πτέρυγας στην περιοχή μεταξύ της ατράκτου και του ακροπτερυγίου. Τέλος, αποτυπώθηκε το πεδίο ροής δίνων οι οποίες είχαν αφετηρία είτε το ακροπτερύγιο είτε τις ακμές του σώματος της ατράκτου, εμφανιζόμενες εντονότερα όσο αυξάνονταν οι γωνίες πρόνευσης και περιστροφής.

Abstract

The present Diploma thesis examines experimentally the flow field around a square cross section fuselage combined with a rectangular wing attached on top of it. The fuselage as well as the wing (NACA 4415) were of small dimensions and the examined Reynolds number based on the chord length was 10^4 at various pitch and roll angles.

Based on 2D-PIV, the velocity field was recorded, presenting contours of the two velocity components, the velocity magnitude and its orientation. Due to the presence of the fuselage, the wing did not stall in the region where this was connected to the fuselage, even for high angles of attack. On the contrary, flow separation was strong on the suction side of the wing in the region between the fuselage and the wing tip for angles of attack higher than 12° , while close to the wing tip the flow was attached again. Changing the plane of observation so that this was perpendicular to the free stream, the circumferential velocity component of vortices was recorded, which were shed either from the wing tip or from the sharp edges of the rectangular fuselage. These vortices appeared stronger for increased pitch and roll angles.

Πίνακας περιεχομένων

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1: Εισαγωγή.....	1
1.1 Ορισμός των UAV.....	1
1.2 Η ιστορική εξέλιξη των UAV.....	1
1.2.1 Οι πρώτες εμφανίσεις μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων.....	1
1.2.2 Τεχνολογική πρόοδος και UAV μέχρι τον Α' Παγκόσμιο Πόλεμο.....	3
1.2.3 Οι δεκαετίες του '20 και του '30.....	4
1.2.4 Ο Β' Παγκόσμιος Πόλεμος και η εξέλιξη των UAV.....	5
1.2.5 Τα χρόνια του ψυχρού πολέμου.....	6
1.2.6 Τα σύγχρονα UAV.....	8
1.3 Οι διαφορετικοί τύποι UAV.....	10
1.4 Σκοποί χρήσης των UAV.....	11
1.5 Επί μέρους τμήματα και λειτουργίες ενός UAV.....	13
1.6 Συγκριτικά πλεονεκτήματα των UAV.....	14
1.7 Σκοπός του πειράματος και της εργασίας.....	14
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2: Αριθμός Reynolds και στοιχεία αεροδυναμικής.....	16
2.1 Ο αριθμός Reynolds.....	16
2.2 Το οριακό στρώμα.....	17
2.3 Αεροδυναμική σε χαμηλούς αριθμούς Re.....	18
2.4 Laminar Separation Bubble (LSB).....	24
2.5 Leading Edge Vortex (Στροβιλισμός στο Μέτωπο Προσβολής).....	31
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3: Σχεδιασμός αεροτομών για χαμηλούς Re.....	33
3.1 Βασικά προβλήματα και αρχές σχεδιασμού.....	33
3.2 Διάφορες μέθοδοι σχεδιασμού.....	33
3.2.1 Ευθύς τρόπος σχεδιασμού.....	33
3.2.2 Αντίστροφος σχεδιασμός.....	35
3.3 Μέθοδοι καταπολέμησης του LSB σε χαμηλούς Re.....	36
3.4 Φαινόμενο Stall.....	37
3.4.1 Η αποκόλληση του οριακού στρώματος και το φαινόμενο stall.....	37
3.4.2 Η ταχύτητα στο φαινόμενο stall.....	40
3.5 Stall patterns για διάφορες μορφές αεροτομών.....	41
3.6 Το φαινόμενο blockage και οι διορθώσεις για τοιχώματα σηράγγων.....	46
3.6.1 Διόρθωση άνωσης (buoyancy correction).....	48
3.6.2 Διόρθωση Solid Blockage.....	49
3.6.3 Διόρθωση Wake Blockage.....	49
3.6.4 Διόρθωση καμπυλότητας γραμμών ροής (Streamline Curvature Correction).....	51

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4: Μελέτες σε χαμηλούς Reynolds.....	52
4.1 Η μελέτη του Peter J. Kunz.....	52
4.1.1 Εισαγωγικά στοιχεία στη μελέτη του Peter J. Kunz.....	52
4.1.2 Ανάλυση και σχεδιασμός αεροτομών για πολύ χαμηλούς Reynolds.....	52
4.1.2.1 Η γενική επίδραση του αριθμού Reynolds.....	53
4.1.2.2 Η επίδραση του τμήματος μέγιστου πάχους.....	58
4.1.2.2.1 Η επίδραση του πάχους στην οπισθέλκουσα.....	58
4.1.2.2.2 Η επίδραση του πάχους στην άνωση.....	59
4.1.2.2.3 Η επίδραση του camber.....	61
4.1.2.2.4 Η επίδραση της γεωμετρίας του μετώπου προσβολής και της κατανομής πάχους.....	65
4.2 Η μελέτη των Abdo και Mateescu.....	67
4.2.1 Εισαγωγικά.....	67
4.2.2 Η κατανομή πίεσης για συμμετρικές πτέρυγες υπό μηδενική άνωση.....	68
4.2.3 Η κατανομή πίεσης για πτέρυγες υπό γωνίες προσβολής.....	69
4.2.4 Οι συντελεστές άνωσης και οπισθέλκουσας.....	72
4.2.5 Η αποκόλληση ροής στις πτέρυγες για χαμηλούς Reynolds.....	76
 ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5: Διατάξεις που χρησιμοποιήθηκαν στο πείραμα.....	 84
5.1 Περιγραφή του πειράματος.....	84
5.2 Αεροδυναμικές σήραγγες.....	84
5.2.1 Κατάταξη σηράγγων.....	85
5.3 Περιγραφή του μοντέλου.....	86
5.4 Η μέθοδος PIV.....	89
5.5 Λογισμικό που χρησιμοποιήθηκε.....	90
5.5.1 Λογισμικό Insight3d για λήψη μετρήσεων με το PIV.....	90
5.5.2 Πρόγραμμα Surfer 8 για το σχεδιασμό των διαγραμμάτων.....	90
 ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6: Πειραματικά αποτελέσματα.....	 91
6.1 Διανύσματα ταχυτήτων για διάφορες γωνίες.....	91
6.1.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll.....	91
6.1.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll.....	93
6.1.3 Μετρήσεις για $+4^\circ$ Pitch και 0° Roll.....	95
6.1.4 Μετρήσεις για $+8^\circ$ Pitch και 0° Roll.....	97
6.1.5 Μετρήσεις για $+12^\circ$ Pitch και 0° Roll.....	99

6.1.6 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll.....	101
6.1.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπερύγιο.....	103
6.1.8 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll στο ακροπερύγιο.....	104
6.1.9 Μετρήσεις για +20° Pitch και 30° Roll.....	106
6.2 Ισοϋψείς για διακύμανση των αδιαστατοποιημένων ταχυτήτων U και V ως προς U_{∞}	108
6.2.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll.....	108
6.2.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll.....	112
6.2.3 Μετρήσεις για +4° Pitch και 0° Roll.....	116
6.2.4 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll.....	120
6.2.5 Μετρήσεις για +12° Pitch και 0° Roll.....	124
6.2.6 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll.....	128
6.2.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπερύγιο.....	132
6.2.8 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll στο ακροπερύγιο.....	135
6.2.9 Μετρήσεις για +20° Pitch και 30° Roll.....	138
6.3 Ισοϋψείς για διακύμανση της γωνίας ροής $\arctan(v/u)$	141
6.3.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll.....	141
6.3.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll.....	143
6.3.3 Μετρήσεις για +4° Pitch και 0° Roll.....	145
6.3.4 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll.....	147
6.3.5 Μετρήσεις για +12° Pitch και 0° Roll.....	149
6.3.6 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll.....	151
6.3.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπερύγιο.....	153
6.3.8 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll στο ακροπερύγιο.....	154
6.3.9 Μετρήσεις για +20° Pitch και 30° Roll.....	156

6.4 Ισοϋψείς για διακύμανση του λόγου απόλυτης ταχύτητας προς ταχύτητα ελεύθερου ρεύματος [$(\sqrt{U^2 + V^2})/U_\infty$].....	157
6.4.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll.....	157
6.4.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll.....	159
6.4.3 Μετρήσεις για +4° Pitch και 0° Roll.....	161
6.4.4 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll.....	163
6.4.5 Μετρήσεις για +12° Pitch και 0° Roll.....	165
6.4.6 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll.....	167
6.4.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερύγιο.....	169
6.4.8 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερύγιο.....	171
6.4.9 Μετρήσεις για +20° Pitch και 30° Roll.....	172
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 7: Συμπεράσματα από τις μετρήσεις.....	174
7.1 Συμπεράσματα σε σχέση με τη μορφή των διανυσμάτων ταχύτητας.....	174
7.2 Συμπεράσματα σε σχέση με τις δυο ισοϋψείς των αδιαστατοποιημένων ταχυτήτων u και v.....	175
7.3 Συμπεράσματα σε σχέση με τη διακύμανση της γωνίας ροής.....	176
7.4 Συμπεράσματα για τη διακύμανση του λόγου μέτρου ταχύτητας προς ταχύτητα ελεύθερου ρεύματος.....	177
7.5 Συμπεράσματα σε σχέση με τις δίνες που αναπτύσσονται κατάντι της ακμής φυγής του ακροπτερυγίου και γύρω από το σώμα της ατράκτου.....	178
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α: Προγράμματα που χρησιμοποιήθηκαν.....	180
A.1 Πρόγραμμα wing για υπολογισμό προφίλ ταχύτητας.....	180
A.2 Πρόγραμμα Contour για υπολογισμό ισοϋψών.....	182
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β: Βιβλιογραφία.....	185

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1: Εισαγωγή

1.1 Ορισμός των UAV

Ο ορισμός των UAV προέρχεται από μια συντομογραφία των λέξεων Unmanned Aerial Vehicle, αλλά επίσης είναι γνωστά και ως UAS (Unmanned Aircraft System) ή σπανιότερα και ως RPV (Remoted Piloted Vehicle). Τα UAV στην ελληνική τους απόδοση ονομάζονται μη-επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα και όπως φαίνεται και από τον τίτλο τους είναι ικανά προς εκτέλεση μιας σειράς καθηκόντων που όπως θα δούμε άπτονται της σύγχρονης επιστημονικής καθημερινότητας και όχι μόνο.

Ένας πιο τεκμηριωμένος ορισμός για τα UAV τα χαρακτηρίζει ως «...μηχανικά ωθούμενα ιπτάμενα οχήματα, τα οποία δεν μεταφέρουν άνθρωπο ως χειριστή, τα οποία εκμεταλλεύονται την αεροδυναμική για να έχουν την απαραίτητη (αεροδυναμική) άνοση του οχήματος και είναι ικανά για συνεχή πτήση, τα οποία ίπτανται είτε αυτόνομα είτε κατευθύνονται μηχανικά από απόσταση, τα οποία είναι επαναχρησιμοποιήσιμα και τα οποία μπορούν να φέρουν προαιρετικά και κάποιο φορτίο...».

Ο παραπάνω ορισμός είναι εξαιρετικά σημαντικός, γιατί διαχωρίζει τα UAV από άλλα ιπτάμενα οχήματα όπως επί παραδείγματι οι πύραυλοι, οι οποίοι μοιράζονται κοινά χαρακτηριστικά με τα UAV (κατευθυνόμενοι από απόσταση και μη επανδρωμένοι), αλλά διαφέρουν σε άλλα στοιχεία του ορισμού και ως εκ τούτου δεν μπορούν να μελετηθούν ενιαία.

Με βάση τον παραπάνω ορισμό προκύπτει και η πρώτη βασική διαίρεση μεταξύ των ειδών μη επανδρωμένων αεροσκαφών. Από τη μία πλευρά έχουμε τα ελεγχόμενα από απόσταση (groundstation), και από την άλλη τα UAV που ίπτανται αυτόνομα εκμεταλλευόμενα αυτοματοποιημένα ηλεκτρονικά συστήματα.

1.2 Η ιστορική εξέλιξη των UAV

1.2.1 Οι πρώτες εμφανίσεις μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων

Οι πρώτες προσπάθειες πειραματισμού με μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα έχουν τις ρίζες του στον 18^ο αιώνα. Πιο συγκεκριμένα, ήδη, από το 1782 τα αδέρφια Montgolfier στη Γαλλία, θα αρχίσουν την κατασκευή μεγάλων μη επανδρωμένων μπαλονιών (βλ. σχήμα 1.1).



Σχήμα 1.1 <http://www.draganfly.com/news/2009/03/04/a-short-history-of-unmanned-aerial-vehicles-uavs/>

Μετά τα πρώτα αυτά εγχειρήματα θα υπάρξουν άλλες δύο περιπτώσεις στα μέσα του 19ου αιώνα καταγραφής της χρήσης μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων. Αυτές θα είναι σε μια πολεμική επέμβαση της Αυστρίας στη Βενετία τον Αύγουστο του 1849, αλλά και κατά τη διάρκεια του αμερικανικού εμφυλίου πολέμου 1861-1865. Πιο συγκεκριμένα, όπως και οι Αυστριακοί εναντίον των Βενετών, έτσι και οι Βορειοαμερικάνοι εναντίον των Νοτιοαμερικάνων, κατά τη διάρκεια πολεμικών συγκρούσεων χρησιμοποίησαν μη επανδρωμένα μπαλόνια-αερόστατα τοποπαράτηρησης τα οποία ήταν φορτωμένα με εκρηκτικές ύλες, για να πλήξουν αντίπαλους στόχους (βλ. σχήμα 1.2). Έτσι με την κατάλληλη αξιοποίηση των ανέμων, αλλά και ένα προσαρμοσμένο σύστημα αποδέσμευσης των εκρηκτικών υλών, που ελεγχόταν από εδάφους με ένα σύρμα χαλκού, τα μη επανδρωμένα μπαλόνια εκτελούσαν τις εντολές των κατασκευαστών τους.



Σχήμα 1.2 http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_home.html

Αντίστοιχη, θα είναι και η προσπάθεια για την πρώτη επιτυχή λήψη μιας αεροφωτογραφίας, η οποία θα επιτευχθεί το 1883, μέσα από ένα σύστημα προσδεδεμένης φωτογραφικής μηχανής σε έναν «τύποις χαρταετό» εξεζητημένης σχεδίασης, το οποίο σύστημα ελεγχόταν από εδάφους με ένα σύνολο σχοινηών.

Παρ' ότι, όλες οι παραπάνω προσπάθειες και κατασκευές προφανώς δεν αντιστοιχούν σε αυτό που θα λέγαμε σήμερα UAV, θα λέγαμε όμως ότι σκιαγραφούν τις αφετηρίες σκέψης για το πώς

μπορούν μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα να λειτουργούν υπό εντολές εξ αποστάσεως, και γι αυτό αποτελούν τη γενέθλια πράξη των επόμενων μη επανδρωμένων οχημάτων.

1.2.2 Τεχνολογική πρόοδος και UAV μέχρι τον Α' Παγκόσμιο Πόλεμο

Μετά την πρώτη παρουσίαση ενός συστήματος τηλεκατεύθυνσης μικρών πλοίων το 1898 από τον Νικόλα Τέσλα, σειρά πήρε και τα ιπτάμενα μη επανδρωμένα οχήματα. Αναλυτικότερα, το 1916 ο Archibald M. Low πατώντας πάνω σε ένα σχέδιο του Τέσλα σχεδίασε ένα μη επανδρωμένο αεροσκάφος το οποίο ονόμασε Aerial Target (βλ. σχήμα 1.3). Στόχος αυτής της κατασκευής ήταν να αξιοποιηθεί κατά τη διάρκεια του Α' Παγκοσμίου Πολέμου ως μια ιδιόμορφη εναέρια τορπίλη ή αλλιώς Aerial Torpedo. Το Aerial Target χρησιμοποιούσε ένα ευαίσθητο σύστημα ραδιοκυμάτων για να επιτύχει την τηλεκατεύθυνσή του, στο οποίο δημιουργούσαν προβλήματα οι υπερβολικοί τριγμοί του κινητήρα των 50 ίππων. Τελικά, και λόγω των τεχνικών προβλημάτων η κατασκευή του Aerial Target δεν ολοκληρώθηκε.



Σχήμα 1.3 http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_britain.html

Λίγο αργότερα στις 6 Ιουλίου 1917, ο H.P. Folland εκμεταλλευόμενος το σύστημα ραδιοελέγχου του Low θα καταφέρει να θέσει υπό πτήση και έλεγχο το δικό του μη επανδρωμένο αεροσκάφος, ανοίγοντας νέες δυνατότητες στον τομέα της μη επανδρωμένης πτήσης.

Αυτός ο κύκλος προχωρημάτων στην εξέλιξη των μη επανδρωμένων οχημάτων θα ολοκληρωθεί στις 6 Μαρτίου 1918, όταν και θα τεθεί σε πτήση η λεγόμενη «ιπτάμενη βόμβα» (flying bomb), ένας κατά κάποιο τρόπο πρώιμος εναέριος πύραυλος. Η «εναέρια τορπίλη» του Charles Kettering, επίσης γνωστή και ως «the Kettering Bug» (βλ. σχήμα 1.4) ήταν ένα βενζινοκίνητο προπελοφόρο διπλότο το οποίο μάλιστα κατάφερε να διανύσει μια αξιοπρόσεκτη απόσταση των 80 χιλιομέτρων. Το σύστημα τηλεκατεύθυνσής του αποτελούνταν από ένα πλέγμα γυροσκοπίων, βαρόμετρων και μετρητών υψομέτρου που είχε σχεδιάσει ο Elmer Sperry.

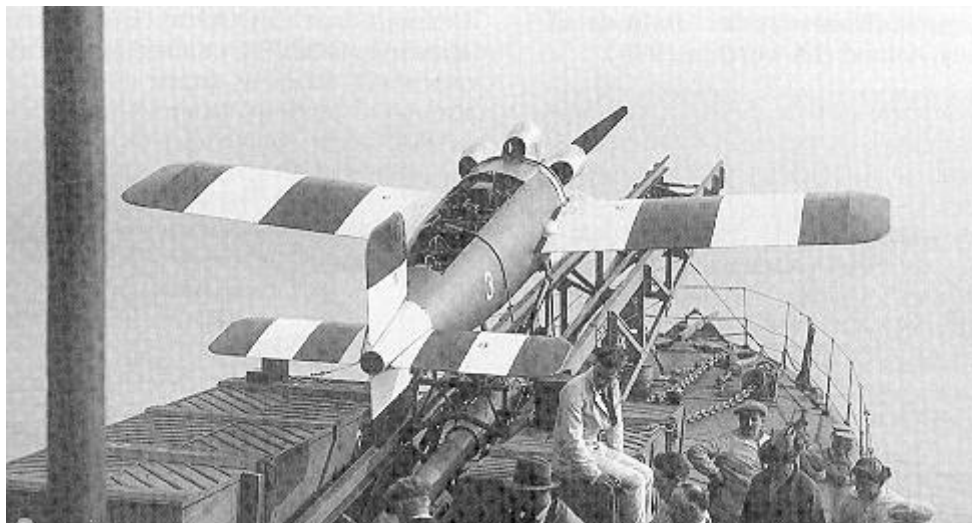


Σχήμα 1.4 http://en.wikipedia.org/wiki/Kettering_Bug

1.2.3 Οι δεκαετίες του '20 και του '30

Κατά τη διάρκεια του μεσοπολέμου τα UAV γνώρισαν μια σχετικά μικρή ανάπτυξη, με κύριο στόχο τον εκ νέου επανεξοπλισμό των επιμέρους εθνικών στρατών, μετά το πέρας του Α Παγκοσμίου Πολέμου και με τα μάτια στραμμένα στην αυγή του Β' Παγκοσμίου Πολέμου.

Μέσα σε αυτό το διάστημα, εμφανίστηκε το LARYNX (βλ. σχήμα 1.5). Ένα μη επανδρωμένο ιπτάμενο όχημα, με ένα μόνο ζεύγος φτερών (μονοπλάνο) σε αντίθεση με τα προηγούμενα εγχειρήματα, το οποίο μπορούσε να φέρει μέχρι 115kg εκρηκτικών και να διανύσει έως και 480km. Το LARYNX πέταγε χάρη στους Armstrong Siddeley Lynx κινητήρες των 200 ίππων, οι οποίοι στεγάζονταν σε ένα κάλυμμα χαμηλής αεροδυναμικής αντίστασης στο εμπρός μέρος του αεροπλάνου, το οποίο ήταν φτιαγμένο από σχετικά ελαφρά υλικά. Τα παραπάνω στοιχεία έδιναν τη δυνατότητα στο LARYNX να αγγίζει ταχύτητες της τάξης των 300km/h, εν έτει 1927, και έτσι το καθιστούσαν σημαντικά μπροστά από την εποχή του και τους ανταγωνιστές του.



Σχήμα 1.5 <http://forum.axishistory.com/viewtopic.php?f=59&t=172747&start=285>

Λίγο αργότερα η Βασιλική Αεροπορία της Αγγλίας θα κατασκευάσει περίπου 420 μη επανδρωμένα αεροσκάφη τύπου Queen Bee (βλ. σχήμα 1.6) τα οποία φτιάχτηκαν πάνω στη βάση των άλλοτε επανδρωμένων De Havilland Tiger Moth τα οποία είχαν μέγιστη ταχύτητα 175km/h και αυτονομία της τάξης των τριών συνεχόμενων ωρών πτήσης.



Σχήμα 1.6 http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_britain.html

1.2.4 Ο Β' Παγκόσμιος Πόλεμος και η εξέλιξη των UAV

Κατά τη διάρκεια του Β' Παγκοσμίου Πολέμου δύο ήταν τα UAV που αναδείχθηκαν κυρίως. Από την πλευρά του γερμανικού στρατού κατασκευάστηκε το Revenge Weapon 1 ή αλλιώς V-1 (βλ. σχήμα 1.7). Ένα μη επανδρωμένο ιπτάμενο όχημα το οποίο μπορούσε να μεταφέρει φορτίο μέχρι 900kg, άγγιζε ταχύτητες της τάξης των 800km/h, είχε αυτονομία 240km, άνοιγμα φτερών 6m και μήκος 7,6m. Το Revenge Weapon 1 χωρίς καμιά αμφιβολία ήταν μια πραγματική τομή στον τομέα των UAV και γνώρισε μαζική παραγωγή.



Σχήμα 1.7 <http://www.daviddarling.info/encyclopedia/V/V-1.html>

Από την άλλη πλευρά στις ΗΠΑ κατά τη διάρκεια του Β' Παγκοσμίου Πολέμου σχεδιάστηκαν δύο βασικά UAV. Ήταν τα Interstate BQ-4/TDR(TDN) τα οποία έφεραν την καινοτομία μίας τοποθετημένης κάμερας στη μύτη του αεροσκάφους, επιτρέποντας η τηλεκατεύθυνση του αεροσκάφους να γίνεται μέσω ζωντανής εικόνας, αλλά και τα UAV της σειράς RP, τα οποία σχεδίασε ο Reginald Denny και εκ των οποίων κατασκευάστηκαν παραπάνω από δέκα χιλιάδες.

Πέραν όμως των παραπάνω δύο UAV παράλληλα την ίδια περίοδο το αμερικανικό ναυτικό προχωρά στην κατασκευή εναέριων τορπίλων. Το 1937 παρουσιάζει την Curtiss N2C-2 η οποία είναι τηλεκατευθυνόμενη και μπορεί να εκτοξεύεται διαμέσου ενός αεροσκάφους τύπου TG-2. Έτσι η αμερικάνικη πολεμική αεροπορία όχι μόνο θα ενσωματώσει τα Curtiss N2C-2, αλλά θα μετατρέψει και τα παλιά διθέσια της αεροσκάφη τύπου Culver Cadet, σε επίσης μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα, τα οποία θα ονομάσει Culver PQ-14 και PQ-8, και τα οποία θα είναι επίσης ραδιο-ελεγχόμενα. Και όπως είχε γίνει στην περίπτωση των Interstate BQ-4/TDR(TDN), έτσι και το δίδυμο N2C-2 και TG-2, εξοπλίστηκε με κάμερες, δια μέσου των οποίων γινόταν η καθοδήγηση της τροχιάς τους.

1.2.5 Τα χρόνια του ψυχρού πολέμου

Μετά το πέρας του Β' Παγκοσμίου Πολέμου τα UAV συνέχισαν την εξέλιξή τους μέσα από το target drone (πρακτικά, UAV που χρησιμοποιείται ως στόχος για εκπαίδευση) με την ονομασία Basic Traininig Target (BTT), και το οποίο περιλαμβάνει τα είδη target drones OQ-19/KD2R Quail και MQM-33/MQM-36 Shelduck. Τα BTT (βλ. σχήμα 1.8) συνέχισαν να χρησιμοποιούνται μέσα από μετεξελίξεις και μικροβελτιώσεις καθ' όλο τον 20^ο αιώνα.



Σχήμα 1.8 <http://zekfrivolous.com/sub/kd2r5.htm>

Πλάι στα οχήματα τύπου BTT θα αναπτυχθούν μετά το 1946 τα UAV τύπου KDG Snipe (KD2G, KD5G, KD6G κ.ά.). Τα κατασκευάσει η εταιρεία Globe, και παρ' ότι είναι παραπλήσια σε μέγεθος με τα BTT διαφέρουν στο γεγονός ότι φέρουν ουρά τύπου twin-fin. Μετά το πρώτο μισό της δεκαετίας του '60 η παραγωγή τους θα φθίνει. Άλλες αξιόλογε περιπτώσεις target drone UAV θα είναι τα ADM-20 Quail τα οποία μάλιστα εφομούσαν από B-52 σκάφη ως αντιπερισπασμός, αλλά και τα AQM-35 που ήταν τα πρώτα target drones που μπορούσαν να υπερβούν σε ταχύτητα τα 2 Mach.

Άξια παρατήρησης, για την ίδια περίοδο είναι και κάποια UAV τα οποία δεν χρησιμοποιήθηκαν ως target drones, αλλά είτε ως ερευνητικά σε περιπτώσεις υψηλής ραδιενέργειας, είτε ως κατασκοπευτικά. Πιο συγκεκριμένα το 1946 οκτώ B-17 Flying Fortress τροποποιήθηκαν ώστε να μπορούν να πετάξουν ως μη επανδρωμένα. Η απογείωσή τους ελεγχόταν από πομπό στο έδαφος και κατά τη διάρκεια της πτήσης τους καθοδηγούνταν από άλλα επανδρωμένα B-17. Παρόμοιες περιπτώσεις είναι κι αυτές των Grumman F6F Hellcat και των Lockheed P-80 Shooting Star. Παράλληλα, για την εξυπηρέτηση των σχεδίων κατασκοπείας κατά τη διάρκεια του ψυχρού πολέμου μια σειρά από UAV όπως τα Ryan Firebee, Ryan Model 147 Lightning Bug (βλ. σχήμα 1.9), Boeing "Compass Copes" και Lockheed D-21 που έδρασαν κυρίως στις περιοχές της Ν.Α. Ασίας τη δεκαετία του '60 και μέχρι τα μέσα της δεκαετίας του '70.



Σχήμα 1.9 <http://www.blackbirds.net/uav/images/Test-Model-147B-drone.jpg&w=456&h=370&ei=YODpT6XLJNPs0gXGrZyqAQ&zoom=1&iact=hc&vpx=196&vpy=534&dur=1883&hovh=202&hovw=249&tx=142&ty=117&sig=100414996566144605487&page=2&tbnh=163&tbnw=201&start=20&ndsp=25&ved=1t:429,r:15,s:20,i:184>

Τελευταία, εκδοχή των UAV της περιόδου του ψυχρού πολέμου θα είναι τα Ryan 147Bs τα οποία έχουν τη δυνατότητα να είναι είτε φορτωμένα είτε προσκολλημένα σε C-130s και C-133s και από εκεί να εφορμούν.

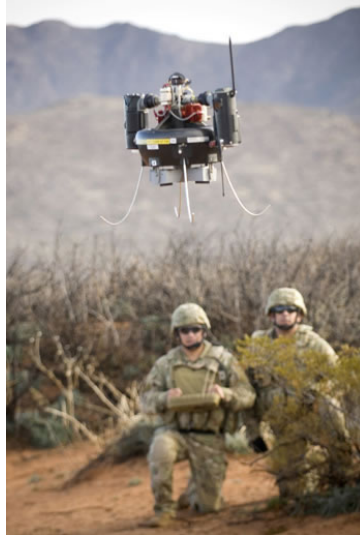
1.2.6 Τα σύγχρονα UAV

Κατά τη διάρκεια ιδιαίτερα των τελευταίων δύο δεκαετιών τα UAV κάθε είδους έχουν γνωρίσει πρωτοφανή ανάπτυξη. Χαρακτηριστική περίπτωση σε ότι έχει να κάνει με τα UAV που χρησιμοποιούνται για στρατιωτικούς λόγους είναι τα Predator RQ-1L (βλ. σχήμα 1.10) UAV τα οποία βρίσκονται σε χρήση ήδη από το 1995.



Σχήμα 1.10 <http://www.raidentech.com/exceed-rc-rq1l-predator.html>

Ακόμα πέραν των UAV τα τελευταία χρόνια αναπτύσσονται ακόμα και πιο μικρά μοντέλα UAVτα επωνομαζόμενα και Micro Air Vehicles (MAV). Αυτά τα μοντέλα μπορούν να μεταφερθούν ακόμα και από έναν άνθρωπο, και έχουν δοκιμαστεί ως αντιαεροπορικά όπλα τα οποία χρησιμοποιούνται από μονάδες πεζικού (βλ. σχήμα 1.11).



Σχήμα 1.11 <http://www.technovelgy.com/ct/science-fiction-news.asp?newsnum=1111>

Μέσα σε όλη αυτή την πορεία εξέλιξης των UAV θα συναντήσουμε την προσπάθεια διαμόρφωσης μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων μεγάλης αυτονομίας, όπως το Insitu Aerosonde Laima (βλ. σχήμα 1.12) το οποίο στις 21 Αυγούστου του 1998 διέσχισε τον Ατλαντικό Ωκεανό, συμπληρώνοντας πτήση 26 συνεχόμενων ωρών.



Σχήμα 1.12 <http://nhi.a.la9.jp/MOF/MOF-J-5.html>

Ακόμα, σοβαρές προσπάθειες έχουν καταγραφεί, ειδικά μετά το 1980, για την κατασκευή UAV τα οποία να βασίζονται στην εκμετάλλευση της ηλιακής ενέργειας, με την πιο ενδεικτική

περίπτωση να είναι το High Altitude Solar (HALSOL, βλ. σχήμα 1.13), το οποίο καινοτόμησε λόγω του συστήματος αποθήκευσης ενέργειας που του επέτρεπε να διατηρείται στον αέρα και για μεγάλα νυκτερινά διαστήματα.



Σχήμα 1.13 <http://www.funzug.com/index.php/technology/8-incredible-solar-powered-airplanes.html>

Τέλος, ιδιαίτερα στις ΗΠΑ από το 2006 κι έπειτα, χρησιμοποιούνται μια σειρά από τροποποιημένα M/RQ-9 UAV για μια σειρά από κρατικές λειτουργίες. Από την επίβλεψη συνόρων, αλλά μέχρι και τη διάσωση ανθρώπων κατά τη διάρκεια του τυφώνα Κατρίνα το 2005.

1.3 Οι διαφορετικοί τύποι UAV

Υπάρχουν μια σειρά από διαφορετικοί ορισμοί του είδους και των κατηγοριών των UAV, αλλά εδώ θα αναφέρουμε τους πιο συνηθισμένους. Η πιο βασική κατηγοριοποίηση έχει να κάνει με το εύρος πτήσης των UAV και έχει ως εξής:

- Μικρής εμβέλειας (Short Range) έως 150 χλμ.
- Μέσης εμβέλειας (Medium Range) έως 250 χλμ.

Τα συστήματα SR και MR αποκαλούνται και τακτικά συστήματα.

- Μεγάλης αυτονομίας (Long Endurance) με αυτονομία που υπερβαίνει τις 24 ώρες. Τα συγκεκριμένα χωρίζονται σε δύο υποκατηγορίες: MALE (Medium Attitude LE) με επιχειρησιακά ύψη 25.000-50.000 πόδια και HALE (High Attitude LE) με επιχειρησιακά ύψη 60.000-65.000 πόδια.

Άλλοι τρόποι κατηγοριοποίησης των UAV έχουν να κάνουν με το είδος των ενεργειών που εκτελούν και τους λόγους χρησιμοποίησής τους. Μια τέτοια κατηγοριοποίηση είναι και η εξής:

- Target and decoy, τα οποία χρησιμοποιούνται για στρατιωτική εκπαίδευση και αντιπερισπασμούς σε μάχες
- Reconnaissance, τα οποία χρησιμοποιούνται για τη συλλογή πληροφοριών
- Combat, τα οποία φέρουν οπλισμό και χρησιμοποιούνται κατά τη διάρκεια μαχών
- Logistics, τα οποία χρησιμοποιούνται για τη μεταφορά φορτίων
- Research and development, τα οποία αξιοποιούνται σε ερευνητικά προγράμματα
- Civil and Commercial UAV, τα οποία χρησιμοποιούνται για μια σειρά δημόσιες λειτουργίες.

Τέλος, άλλη μορφή κατηγοριοποίησης των UAV είναι με βάση το ύψος στο οποίο ίπτανται, και περιλαμβάνει τις εξής κατηγορίες:

- Handheld 600m υψόμετρο, 2km εύρος
- Close 1,500m υψόμετρο, έως 10 km εύρος
- NATO type 3,000m υψόμετρο, έως 50 km εύρος
- Tactical 5,500m υψόμετρο, περίπου 160 km εύρος
- MALE (medium altitude, long endurance) έως 9,000m υψόμετρο και εύρος πάνω από 200 km
- HALE (high altitude, long endurance) περισσότερο από 9,100m και χωρίς περιορισμό στο εύρος
- HYPERSONIC high-speed, supersonic (Mach 1–5) ή hypersonic (Mach 5+) 15,200m υψόμετρο, εύρος πάνω από 200 km
- ORBITAL low earth orbit (Mach 25+)
- CIS Lunar Earth-Moon transfer
- CACGS Computer Assisted Carrier Guidance System for UAVs

1.4 Σκοποί χρήσης των UAV

Τα μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα παρουσιάζουν μια πληθώρα χρήσεων και τομέων αξιοποίησης. Κάποιοι από τους πιο σημαντικούς τομείς αξιοποίησης των UAV είναι και οι παρακάτω.

- **Τηλεδιάγνωση.** Κατά τη διάρκεια διαφόρων μελετών ειδικά εξοπλισμένα UAV μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τη συλλογή διαφόρων στοιχείων. Έτσι τα UAV μπορούν να φέρουν μια σειρά από αισθητήρες και μετρητές: Βιολογικούς, ακτίνων γάμμα, μικροκυμάτων, ηλεκτρομαγνητικούς φασματογράφους, ανιχνευτές μικροοργανισμών, αλλά και διαφόρων χημικών ουσιών. Έτσι συμβάλλουν αποφασιστικά στη μελέτη περιβάλλοντος.
- **Δημόσια εναέρια εποπτεία.** Τα UAV αξιοποιούνται σε μια σειρά εποπτικές λειτουργίες. Συνήθως, μέσω της χρήσης σχετικά φτηνών και απλών στην κατασκευή UAV παρακολουθούνται μία σειρά από κρίσιμες εγκαταστάσεις και χώροι όπως τα σύνορα, δασικές εκτάσεις για πυροπροστασία, αρδευτικά συστήματα κ.ά.
- **Εξόρυξη πετρελαίου, φυσικού αερίου και μεταλλευμάτων.** Τα UAV έχουν πολλές φορές χρησιμοποιηθεί σε μια σειρά από δύσκολες τεχνικά, αλλά και επικίνδυνες βιολογικά εξορύξεις και μελέτες, επιτρέποντας έτσι μέσω ενσωματωμένων καμέρων που φέρουν τη χαρτογράφηση μεγάλων υπόγειων περιοχών πλουσίων σε διάφορα μεταλλευτικά κοιτάσματα και όχι μόνο.
- **Αερομεταφορές.** Ειδικά διαμορφωμένα UAV που φέρουν μεγάλους αποθηκευτικούς χώρους αναλαμβάνουν τη διανομή μιας σειράς προϊόντων και υλικών
- **Επιστημονική μελέτη.** Πάρα πολλά UAV χρησιμοποιούνται για την παραπέρα εξάπλωση της επιστημονικής γνώσης. Αυτό καθίσταται δυνατό, ακριβώς γιατί μπορούν να συλλέξουν πληροφορίες από μια σειρά γεγονότα, όπου δε θα μπορούσε να το κάνει αυτό ένα επανδρωμένο αεροσκάφος. Χαρακτηριστικό παράδειγμα είναι η μελέτη του εσωτερικού των κυκλώνων μέσω της χρήσης UAV.
- **Αμυντικά συστήματα.** Όπως φάνηκε και στα προηγούμενα κεφάλαια, τα UAV έχουν χρησιμοποιηθεί σαν αμυντικός εξοπλισμός και στρατιωτικός εξοπλισμός κατά κόρον. Αυτού του τύπου οι λειτουργίες περιλαμβάνουν πρακτικά τρία καθήκοντα. Τα διαφόρων ειδών target drones βάση των οποίων γίνεται η εκπαίδευση αεροπορικών και πυραυλικών συστημάτων. Τα κάθε είδους UAV φέροντα στρατιωτικό εξοπλισμό τα οποία στέλνονται σε πολεμικές αποστολές μάχης. Τέλος, κάποια UAV που αξιοποιούνται για κατασκοπεία και συλλογή διαφόρων ειδών πληροφοριών.
- **Βοήθεια και διάσωση.** Τα UAV ειδικά την τελευταία δεκαετία έχουν συνεισφέρει αποφασιστικά στον εντοπισμό αγνοουμένων, ειδικά σε μεγάλες φυσικές καταστροφές και τη διάσωσή τους. Αυτό γίνεται κατά κύριο λόγο μέσω των οπτικών αισθητήρων που φέρουν τέτοιες κατασκευές και που διευκολύνουν τέτοιου είδους αποστολές.

1.5 Επί μέρους τμήματα και λειτουργίες ενός UAV

Τα σύγχρονα UAV είναι πολύπλοκες κατασκευές, όπως επίσης και κατασκευές που σε πολλές περιπτώσεις φέρουν την αιχμή του δόρατος της σύγχρονης τεχνολογίας. Με αυτήν την έννοια τα επί μέρους τμήματα και λειτουργίες που συναπαρτίζουν ένα UAV έχουν εξαιρετική σημασία κι αξίζει να αναφερθούν.

- **Το σύστημα εκτόξευσης και προσγείωσης.**

Η διαδικασία της εκτόξευσης μπορεί να γίνει με διάφορους τρόπους για ένα UAV. Πρώτα από όλα, για σχετικά πιο ευμεγέθη UAV υπάρχει η δυνατότητα απογείωσης από κάποιο διάδρομο ή από κάποια μεγάλη ανοικτή επιφάνεια. Από εκεί και πέρα υπάρχουν διάφορες άλλες τεχνικές, όπως είναι η πρόσδεση ενός UAV πάνω σε κάποιο άλλο ιπτάμενο όχημα και η απελευθέρωσή του στον αέρα, η χρήση ειδικών καταπελτών, η χρήση ειδικών εκτοξευτών παραπλήσιων με αυτών που χρησιμοποιούν τα πυραυλικά συστήματα, αλλά τέλος σε ειδικές περιπτώσεις UAV μπορεί να γίνει εκτόξευση ακόμα και με τα χέρια.

Το πιο δύσκολο κομμάτι αυτού του συστήματος για ένα UAV είναι αυτό της προσγείωσης. Κι αυτό γιατί προφανώς κατά τη διάρκεια της προσγείωσης αναπτύσσονται σαφώς ισχυρότερες δυνάμεις που απειλούν να δημιουργήσουν διάφορες φθορές στην κατασκευή τους. Έτσι, οι συντριπτικές περιπτώσεις φθοράς σκαφών UAV γίνεται κατά τη διάρκεια της προσγείωσης. Η προσγείωση συνήθως γίνεται σε ανοικτές μεγάλες επιφάνειες και διαδρόμους κι απαιτεί πολύ καλό συντονισμό, μεταξύ κέντρου χειρισμού και UAV. Για μικρότερου μεγέθους UAV χρησιμοποιείται πολλές φορές δίχτυ, γεγονός που ειδικά σε UAV με πιο πολύπλοκο αεροδυναμικό σχεδιασμό μπορεί να επιφέρει φθορές. Τέλος, κατ' αντιστοιχία και με τα επανδρωμένα αεροπλάνα, έτσι έχουν δοκιμαστεί και στην περίπτωση των UAV τεχνικές προσθαλάσσωσης με αβέβαια αποτελέσματα.

- **Σταθμός ελέγχου**

Σαν σταθμό ελέγχου ορίζουμε ουσιαστικά το κέντρο το οποίο καθοδηγεί το UAV. Ο σταθμός ελέγχου, όπως είδαμε και σε συγκεκριμένα παραδείγματα σε προηγούμενες αναφορές, μπορεί να βρίσκεται είτε στο έδαφος, είτε σε κάποιο άλλο αεροσκάφος.

Ένας σταθμός ελέγχου περιλαμβάνει τον χειριστή του UAV και τον αναγκαίο εξοπλισμό (software, hardware) για να μπορέσει να ελεγχθεί η τροχιά πτήσης του UAV. Αυτό σημαίνει ότι ο σταθμός ελέγχου βρίσκεται σε απευθείας σύνδεση με τους κάθε είδους αισθητήρες που φέρει επάνω του το UAV, επιτρέποντας έτσι τόσο την παρακολούθηση των δεδομένων της πτήσης, όσο και τις αναγκαίες παρεμβάσεις εκ μέρους του χειριστή στην πορεία του UAV. Στο πέρασμα των χρόνων ο εξοπλισμός των συστημάτων ελέγχου έγινε πιο εξεζητημένος επιτρέποντας πιο άμεσες και λεπτομερείς εντολές, όπως επίσης η ανάπτυξη της τεχνολογίας επέτρεψε τη σμίκρυνση και ως εκ τούτου την απώλεια βάρους στα συστήματα που φέρει ένα UAV, κάνοντας τα έτσι πιο αξιόπιστα και βελτιώνοντας την πτητική τους συμπεριφορά.

- **Συστήματα προώθησης των UAV**

Κατά καιρούς έχουν χρησιμοποιηθεί όλων των ειδών οι μηχανές παραγωγής ενέργειας για να υποστηριχθεί η αναγκαία ώθηση ενός UAV. Αυτό σημαίνει ότι έχουν χρησιμοποιηθεί σχεδόν όλων των ειδών ΜΕΚ. Εμβολοφόροι βενζινοκινητήρες δίχρονοι και τετράχρονοι, περιστροφικοί βενζινοκινητήρες κ.ο.κ. Πέρα όμως από τους πιο παραδοσιακούς κινητήρες, τα τελευταία χρόνια αναπτύσσονται έρευνες και μελέτες για την εγκατάσταση ηλιακών συλλεκτών που τροφοδοτούν ηλεκτρικούς κινητήρες, αλλά και η προσπάθεια να εισαχθούν τεχνικές fuel cells. Το ζητούμενο σε αυτό το επίπεδο είναι ο κατά το δυνατόν περιορισμός του όγκου και του βάρους των κινητήρων των UAV και παράλληλα η μεγιστοποίηση της παραγόμενης ισχύος, ακριβώς έτσι ώστε το σύστημα προώθησης να ταιριάζει στα ιδιόμορφα χαρακτηριστικά των σχετικά μικρών διαστάσεων σκαφών που φέρουν τα UAV.

1.6 Συγκριτικά πλεονεκτήματα των UAV

Το βασικότερο πλεονέκτημα των UAV σε σχέση με τα υπόλοιπα ιπτάμενα οχήματα είναι το από όλες τις πλευρές χαμηλότερο οικονομικό κόστος. Πιο αναλυτικά τα UAV παρουσιάζουν το χαμηλότερο κόστος κατασκευής και ως εκ τούτου και αγοράς, καταναλώνουν πολύ μικρότερες ποσότητες καυσίμων, έχουν μικρό κόστος συντήρησης και τέλος έχουν πολύ μικρό κόστος λειτουργίας, ειδικά εν σχέσει με τα επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα. Ενώ επίσης έχουν πολύ χαμηλή στάθμη «ηχώ ραντάρ» (RCS) πράγμα που τους δίνει τη δυνατότητα να μην διαβάζονται εύκολα από ραντάρ.

Επίσης, τα UAV έχουν κάποια μεγάλα συγκριτικά πλεονεκτήματα λόγω της απάλειψης του ανθρώπινου παράγοντα. Πρώτον, μπορούν να εκτεθούν σε καταστάσεις πτήσης όπου επανδρωμένα οχήματα θα απαγορευόταν να πλησιάσουν, όπως είναι οι περιπτώσεις μεγάλων φυσικών καταστροφών και οι εξαιρετικά αντίξοες καιρικές συνθήκες. Δεύτερον, μπορούν να αποφορτίσουν το ρίσκο του ανθρώπινου λάθους, αλλά και να εκτελέσουν και ελιγμούς τους οποίους ένα ανθρώπινο σώμα δε θα μπορούσε να υποστεί.

Από την άλλη, μια σειρά από διαχρονικά προβλήματα δεν έχουν ξεπεραστεί ακόμα. Αυτά κυρίως έχουν να κάνουν με προβλήματα χειρισμού εξ αποστάσεως τα οποία με την τεχνολογική πρόοδο, ιδιαίτερα στον τομέα της τηλεπικοινωνίας, τείνουν να αναιρεθούν. Και τέλος, το εξαιρετικά μικρό τους μέγεθος τα κάνει πιο ευπαθή στα ακραία καιρικά φαινόμενα.

1.7 Σκοπός του πειράματος και της εργασίας

Όλα τα τελευταία χρόνια παρατηρούνται μια σειρά από αλλαγές στα χαρακτηριστικά των UAV, αλλά και στους σκοπούς για τους οποίους χρησιμοποιούνται. Στο παραπάνω συμβάλλουν και μια σειρά από άλλες τεχνολογικές καινοτομίες, που τελικά διαμορφώνουν τις σύγχρονες τάσεις σε ό,τι έχει να κάνει με την κατασκευή των UAV.

Πιο συγκεκριμένα, η τάση διεύρυνσης της χρήσης των UAV και σε τομείς ευρύτερου δημόσιου συμφέροντος, η ανάγκη εξυπηρέτησης πολύ πιο λεπτομερειακών εργασιών, καθώς και η προσπάθεια περαιτέρω συρρίκνωσης του κόστους κατασκευής και συντήρησης τέτοιων ιπτάμενων οχημάτων έχει οδηγήσει το μέγεθος των UAV σε μια συρρίκνωση.

Στο παραπάνω συμβάλλουν και μια σειρά από άλλες τεχνολογικές αλλαγές. Τέτοιες είναι: Η διαρκής συρρίκνωση των ηλεκτρονικών κυκλωμάτων και των κυκλωμάτων τηλεπικοινωνίας, γεγονός που δίνει τη δυνατότητα για διαμόρφωση πιο μικρών αεροσκαφών. Ακόμα η γενναία πρόοδος που έχει συντελεσθεί στο κομμάτι των μηχανισμών προώθησης των UAV ενισχύει τις παραπάνω κατευθύνσεις. Ιδιαίτερα σε ότι έχει να κάνει σε μηχανισμούς προώθησης που στηρίζονται στην ηλεκτρική ενέργεια και κάνουν χρήση μπαταριών, παρατηρούμε τη γενίκευση της χρήσης μπαταριών λιθίου οι οποίες προσφέρουν τόσο αναβαθμισμένη ισχύ, όσο και μικρότερο βάρος και αντοχή στο χρόνο. Τέλος, η σχετική σμίκρυνση και ελάφρυνση μιας σειράς συμπληρωματικών στοιχείων λειτουργίας για τα UAV, όπως μπορεί να είναι οι πάσης φύσεως αισθητήρες που μπορούν να φέρουν, έχουν διευκολύνει την κατασκευή μικρών σε μέγεθος UAV.

Τέτοιου τύπου και μεγέθους UAV ιδιαίτερα τα τελευταία χρόνια έχουν κατασκευαστεί αρκετά. Φέρουν όμως ακόμα αρκετές ατέλειες και μειονεκτήματα. Τέτοια προβλήματα είναι χαμηλή απόδοση και ωφέλιμο φορτίο, καθώς και η μικρή διάρκεια πτήσης και εμβέλεια. Για να βελτιωθούν όλοι οι παραπάνω παράγοντες απαιτείται η παραπέρα ανάπτυξη όλων των υποσυστημάτων που συναποτελούν ένα UAV. Αυτό σημαίνει ότι απαιτούνται ακόμα καινοτομίες στους μηχανισμούς προώθησης, που θα μπορούσαν να τους καταστήσουν πιο οικονομικούς, ισχυρούς και ελαφριούς. Αναβαθμισμένα συστήματα ηλεκτρονικής παρακολούθησης και ελέγχου των χαρακτηριστικών πτήσης. Αλλά, τέλος, απαιτείται και η παραπέρα εμβάθυνση και βελτίωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών των UAV μικρότερου μεγέθους.

Με αυτήν την έννοια, ιδιαίτερα με το τελευταίο κομμάτι των αναγκαίων επεξεργασιών για αυτού του τύπου τα UAV, επιχειρεί να διαλεχτεί η παρούσα εργασία. Το ενδιαφέρον του συγκεκριμένου αντικείμενου, έχει να κάνει με το γεγονός ότι τα UAV μικρότερου μεγέθους, φέρουν αεροτομές με μικρό μέγεθος, το οποίο συνήθως δε ξερνά τα μερικά εκατοστά, και συνάμα καταγράφουν χαμηλές ταχύτητες πτήσης περί τα 10m/s. Αυτά τα δύο χαρακτηριστικά συνηγορούν στο να αναπτύσσεται ροή ρευστού γύρω από το UAV με χαμηλές τιμές του συντελεστή Reynolds (Re). Σε αυτές τις τιμές του συντελεστή Re η ροή που αναπτύσσεται είναι εξαιρετικά ασταθής και δύσκολη να περιγραφεί. Έτσι, μέσα από μια διαδικασία καταγραφής του προφίλ ταχυτήτων που αναπτύσσονται γύρω από το μοντέλο που θα χρησιμοποιήσουμε, θα καταφέρουμε να συνεισφέρουμε τόσο στην περιγραφή των χαρακτηριστικών ροής και των λόγων της ιδιαίτερης αυτής ανάπτυξής τους, όσο και να τις συσχετίσουμε σε κάποιο βαθμό με τις αλλαγές των τιμών της γωνίας προσβολής.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2: Αριθμός Reynolds και στοιχεία αεροδυναμικής

2.1 Ο αριθμός Reynolds

Ο αριθμός Reynolds είναι ένα αδιάστατο μέγεθος το οποίο μας δείχνει το λόγο των δυνάμεων αδράνειας προς τις δυνάμεις διάτμησης. Η χρησιμότητά του στη μελέτη των ρευστών είναι ιδιαίτερα σημαντική καθώς σε μεγάλο βαθμό περιγράφει το χαρακτήρα της ροής που έχει ένα εκάστοτε ρευστό. Για να γίνει κατανοητό αυτό αξίζει να παρατηρήσουμε την αδιάστατη μορφή των εξισώσεων Navier-Stokes, για ασυμπίεστο, νευτώνιο ρευστό.

$$\nabla \cdot u = 0$$

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

Όπου στην παραπάνω σχέση ο αριθμός Reynolds ορίζεται ως εξής:

$$\text{Re} = \frac{UL}{\nu}, \text{ όπου } U : \text{ταχύτητα}, L : \text{μήκος}, \nu : \text{συνεκτικότητα}$$

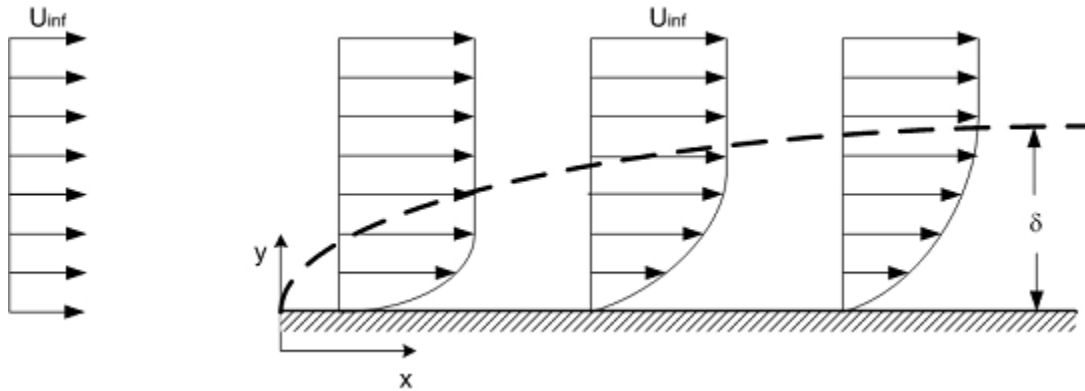
Από την μορφή των παραπάνω εξισώσεων μπορούμε να βγάλουμε κάποια πρώτα συμπεράσματα. Πρώτον, αν ο αριθμός Re είναι αρκετά μικρός, αυτό σημαίνει ότι το δεξί μέλος της παραπάνω εξίσωσης Navier-Stokes θα καθορίσει τη συμπεριφορά του ρευστού, ενώ το μη γραμμικό τμήμα του αριστερού μέλους της εξίσωσης δε θα επηρεάζει σε σημαντικό βαθμό τη ροή του ρευστού. Για να είναι ο αριθμός Re αρκετά μικρός απαιτείται είτε να υπάρχει αρκετά μεγάλη τριβή, η οποία θα καταναίμει ορμή μέσα στη ροή, άρα το ν της εξίσωσης να είναι σχετικά μεγάλο. Είτε το γινόμενο UL να έχει χαμηλές τιμές, γεγονός το οποίο συμβαίνει με τα UAV, την αεροδυναμική των οποίων και μελετάμε. Όταν ο Re πλησιάζει το μηδέν, οι στρωτές ροές μπορούν να επιλυθούν αριθμητικά με τη χρήση των εξισώσεων Navier-Stokes.

Επίσης, όταν ο αριθμός Re είναι μεγάλος, δηλαδή όταν οι μεγάλες αδρανειακές δυνάμεις καθορίζουν τη ροή, η ροή γίνεται τυρβώδης. Αυτό φαίνεται στην παραπάνω σχέση, αν αναλογιστούμε ότι μεγαλώνοντας των αριθμό Re τότε το αριστερό μέλος της παραπάνω εξίσωσης επηρεάζει τη ροή. Έτσι, σε υψηλούς Re οι μη γραμμικοί όροι κυριαρχούν και η ροή γίνεται τυρβώδης. Οι προσομοιώσεις και τα πειράματα σε υψηλούς Re παρουσιάζουν δυσκολίες και σχετικά μεγάλο κόστος, γι αυτό και χρησιμοποιούνται ευρέως υπολογιστικοί αλγόριθμοι των τυρβώδων ροών με μεγάλη προσεγγιστική ακρίβεια. Αυτές οι μέθοδοι χρησιμοποιούνται κυρίως για την μελέτη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς αεροσκαφών υψηλών ταχυτήτων.

2.2 Το οριακό στρώμα

Ιδιαίτερο ενδιαφέρον της σχέσης στρωτής και τυρβώδους ροής παρουσιάζεται μέσω της μελέτης του οριακού στρώματος. Στην ιδανική περίπτωση μιας λείας πλάκας, χωρίς καθόλου τύρβη στο ελεύθερο ρεύμα, το οριακό στρώμα της επίπεδης πλάκας μπορεί να οριστεί ως εξής:

$Re_x = \frac{xU_\infty}{\nu}$, όπου x : η απόσταση κατά μήκος της πλάκας, U_∞ : η ταχύτητα της ελεύθερης ροής



Σχήμα 2.1 Οριακό στρώμα πάχους δ http://www-scf.usc.edu/~tchklovs/Proposal.htm#_Toc110650484

Με βάση την παραπάνω εξίσωση είναι σαφές ότι καθώς το οριακό στρώμα κινείται πάνω στην πλάκα, ο τοπικός Re_x αυξάνεται κατά μήκος της πλάκας. Για $Re_x < 3 \cdot 10^6$ το οριακό στρώμα είναι στρωτό, ενώ για $Re_x > 4 \cdot 10^6$ το οριακό στρώμα είναι εντελώς τυρβώδες. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει η περιοχή $3 \cdot 10^6 < Re_x < 4 \cdot 10^6$ η οποία θεωρείται μεταβατική και στην οποία η ροή δεν είναι ούτε στρωτή, ούτε τυρβώδης. Γι αυτό το λόγο και η επίλυση των εξισώσεων Navier-Stokes σε αυτήν την περιοχή είναι εξαιρετικά δύσκολη και χρονοβόρα.

Για την ιδιαίτερη περίπτωση των αεροτομών, οι ορισμοί είναι παραπλήσιοι, με κάποιες μικρές τροποποιήσεις. Η βασική διαφορά στις αεροτομές είναι ότι η μεταβολή της πίεσης στο πάνω μέρος της αεροτομής επηρεάζει το μεταβατικό Re . Έτσι, ορίζοντας τον Re με βάση την χορδή της αεροτομής (c) έχουμε:

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

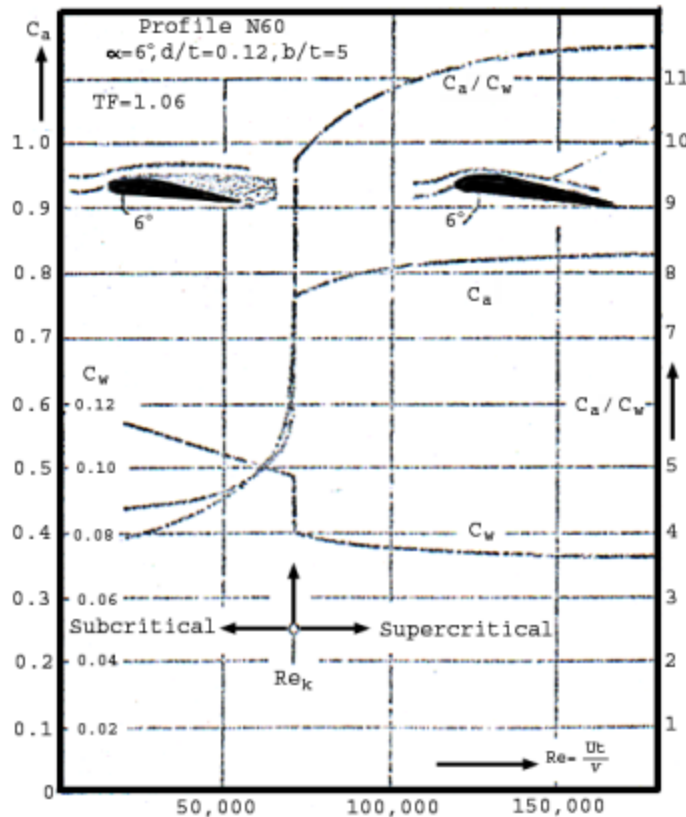
Ο παραπάνω αριθμός Re_c αναφέρεται σε ολόκληρη την αεροτομή, ενώ ο τοπικός αριθμός Re_x αναφέρεται σε απόσταση (x), κατά μήκος της χορδής, από το μέτωπο προσβολής της αεροτομής. Όταν ισχύει $Re_c > 10^6$ το μεγαλύτερο μέρος του οριακού στρώματος είναι τυρβώδες και η στρωτή και μεταβατική περιοχή δεν έχουν επίδραση στις δυνάμεις που ασκούνται στην

αεροτομή. Για $Re_c < 10^3$ η ροή πάνω από την αεροτομή παραμένει στρωτή και μπορεί να επιλυθεί μαθηματικά. Για $10^3 < Re_c < 10^6$ έχουμε μεταβατική περιοχή στην οποία υπάρχουν παράλληλα και οι τρεις ροές στρωτή, μεταβατική και τυρβώδης, και οι οποίες επενεργούν στις δυνάμεις που ασκούνται στην αεροτομή απαιτώντας όλες μοντελοποίηση για τη μελέτη της ροής.

2.3 Αεροδυναμική σε χαμηλούς αριθμούς Re

Από τη δεκαετία του 1920 μία σειρά από μελέτες σε σχέση με την αεροδυναμική συμπεριφορά αεροτομών έχουν λάβει χώρα. Εδώ θα παρουσιάσουμε μερικές από αυτές και κάποια χρήσιμα συμπεράσματά τους.

Τα πρώτα πειράματα σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds πραγματοποιήθηκαν από τον Schmitz το 1930. Το βασικό αντικείμενο του πειράματος ήταν η μέτρηση των δυνάμεων που ασκούνται σε τριών ειδών αεροτομές (επίπεδη πλάκα, λεπτή αεροτομή και τύπου N60) μέσα σε μια αεροδυναμική σήραγγα για τιμές του αριθμού Reynolds ανάμεσα σε $2 \cdot 10^4 - 2 \cdot 10^5$. Η μελέτη του έδειξε ότι στην περίπτωση της αεροτομής τύπου N60 υπήρχε ένας αριθμός Re όπου η απόδοση αλλάζει δραματικά.

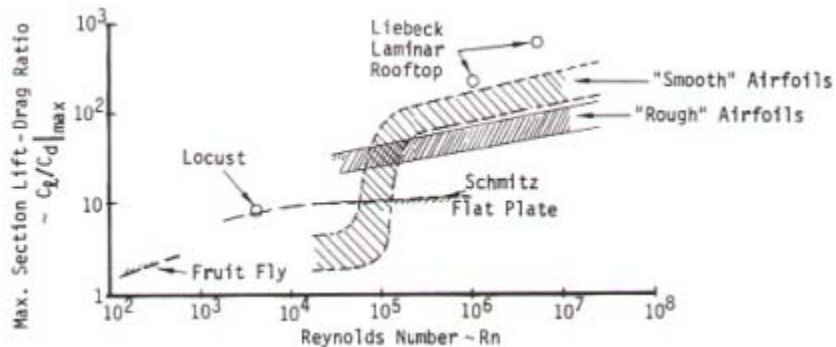


Σχήμα 2.2 Διάγραμμα του Schmitz – Ο κρίσιμος αριθμός Reynolds

Στο παραπάνω διάγραμμα διαπιστώνουμε ότι για τιμές του Re μεγαλύτερες από την κρίσιμη τιμή ο λόγος $\frac{C_l}{C_d}$ και το C_l είναι εμφανώς μεγαλύτερα σε σχέση με τις αντίστοιχες τιμές τους για τον κρίσιμο αριθμό Re , ενώ αντιστρόφως ο C_d είναι εμφανώς μικρότερος στην ίδια περιοχή σε σχέση με την αντίστοιχη τιμή του για κρίσιμο αριθμό Re . Έτσι, ο κρίσιμος αριθμός Re του Schmitz εμφανίζει παρόμοια χαρακτηριστικά με την μεταβατική περιοχή του οριακού στρώματος, για συγκεκριμένες τιμές του αριθμού Re , σε μια επίπεδη πλάκα. Γίνεται έτσι σαφές, ότι όταν σε μια αεροτομή ο αριθμός Re έχει τιμή μικρότερη της κρίσιμης, τότε η ροή κυριαρχείται από τις δυνάμεις συνεκτικότητας και είναι στρωτή πάνω σε ολόκληρη την αεροτομή. Για τιμές μεγαλύτερες της κρίσιμης, η ροή μετατρέπεται σε τυρβώδη σε κάποιο σημείο της αεροτομής (πράγμα που έχει να κάνει και με το σχήμα της αεροτομής).

Τα αποτελέσματα του Schmitz επιβεβαιώθηκαν μέσα στα επόμενα χρόνια από τους Abbott, Riegels και Althaus. Έτσι και με βάση ότι πολλές αεροτομές έχουν κρίσιμο αριθμό Re μεταξύ του διαστήματος $10^4 - 10^6$, ο McMasters έφτιαξε ένα διάγραμμα (βλ. σχήμα 2.3) που συσχετίζει το λόγο Lift/Drag συναρτήσει του Re για διάφορες περιπτώσεις αεροτομών.

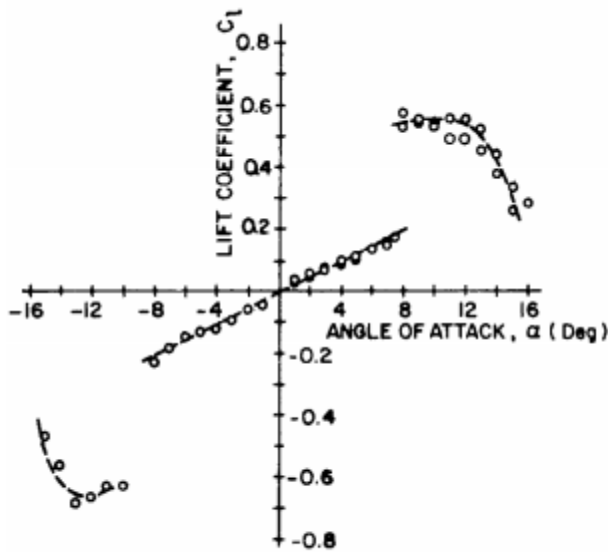
Το διάγραμμα δείχνει ότι οι λείες αεροτομές έχουν μεγαλύτερο λόγο Lift/Drag σε σχέση με τις μη λείες για υψηλές τιμές Re . Για Re όμως τις τάξης του 10^5 παρατηρείται μια μεγάλη μείωση του λόγου για τις λείες αεροτομές, την ώρα που οι μη λείες αεροτομές διατηρούν μια πιο γραμμική συμπεριφορά, κι έτσι για χαμηλές τιμές του συντελεστή Re η απόδοση των λείων αεροτομών πέφτει απότομα.



Σχήμα 2.3 Διάγραμμα του McMasters

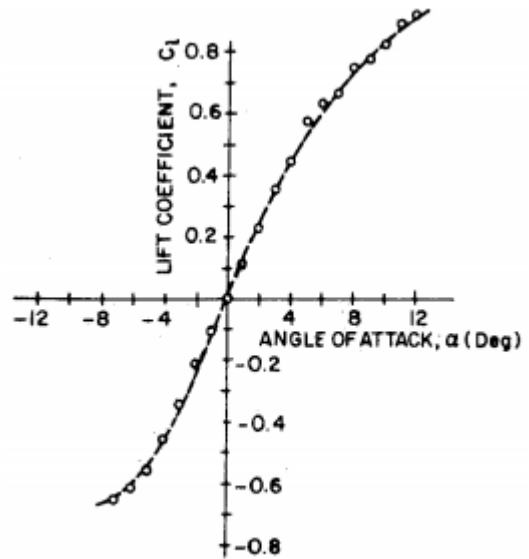
Στη συνέχεια ο Muller για να εξετάσει τις αιτίες αυτής της απότομης αλλαγής απόδοσης στο παραπάνω πείραμα, πραγματοποίησε μελέτες σε μια αεροτομή τύπου NACA66-018 για τιμές του συντελεστή Re στο διάστημα $4 \cdot 10^4 - 4 \cdot 10^5$. Στις μετρήσεις που έγιναν για $Re = 4 \cdot 10^4$ παρουσιάστηκε μεγάλη αλλαγή του συντελεστή C_l για $\alpha = 8^\circ$ (βλ. σχήμα 2.4). Αντιθέτως για τιμές του Re μεγαλύτερες του 10^5 , παρατηρήθηκε ότι ο συντελεστής C_l αυξάνει γραμμικά (βλ. σχήμα 2.5) με τη γωνία α (όπως συμβαίνει για μεγαλύτερες τιμές του Re). Τελικά, κάνοντας

χρήση της τεχνικής οπτικοποίησης μέσω καπνού ο Muller κατάφερε να αποδείξει ότι για την περίπτωση $Re = 4 \cdot 10^4$ και $\alpha = 8^\circ$, ευθύνεται η εμφάνιση LSB (Laminar Separation Bubble).



(a) $Re = 4 \times 10^4$

Σχήμα 2.4

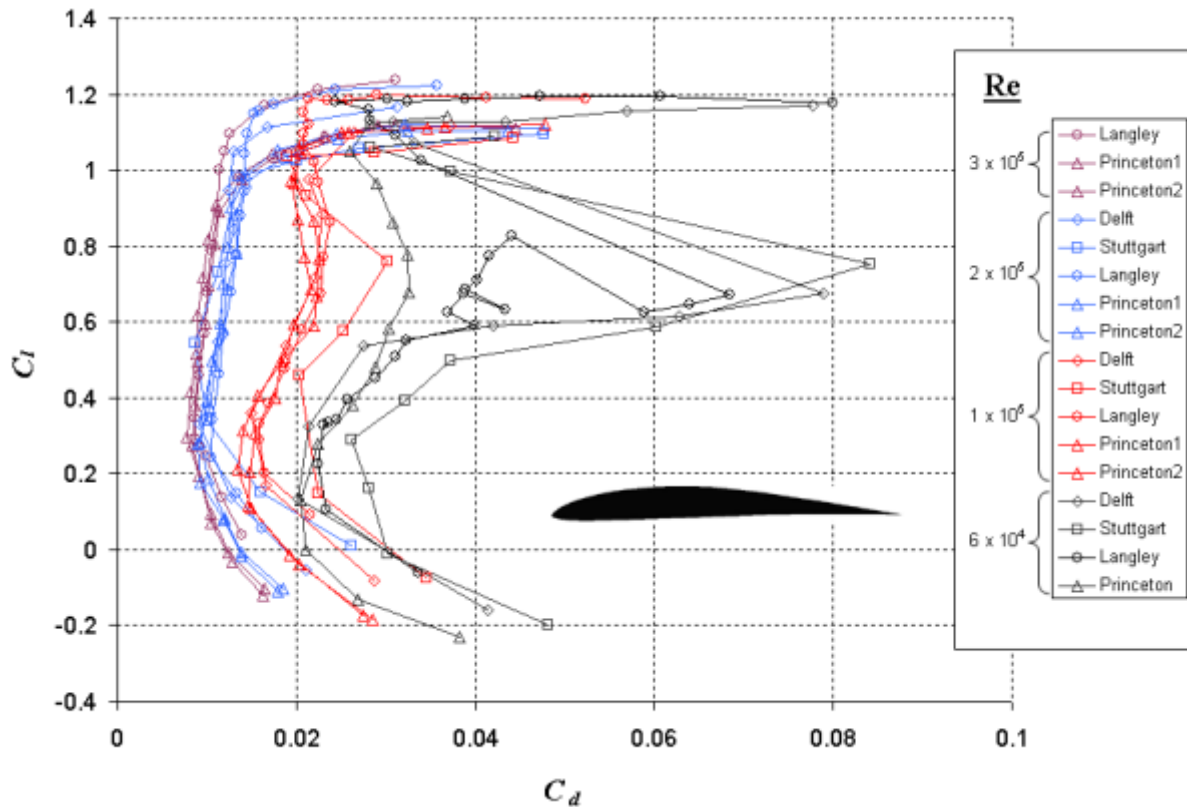


(b) $Re = 4 \times 10^5$

Σχήμα 2.5

Μια ακόμα σειρά μελετών σε σχέση με την αεροδυναμική συμπεριφορά αεροτομών για χαμηλές τιμές του συντελεστή Re έχουν διεξαχθεί από τον Selig στο πανεπιστήμιο του Princeton το 1986. Σε αυτές τις μελέτες μετρούνταν η άνωση και η οπισθέλκουσα για τιμές $6 \cdot 10^4 < Re < 3 \cdot 10^5$ για 60 αεροτομές.

Τα αποτελέσματα των μελετών έδειξαν ότι για τιμές $Re > 1 \cdot 10^5$ παρουσιάζονται σε όλες τις αεροτομές μια συντεταγμένη οπισθέλκουσας παρόμοια με αυτή που παρουσιάζονται σε αρκετά μεγαλύτερες τιμές του συντελεστή Re . Πράγμα που σημαίνει ότι ο συντελεστής οπισθέλκουσας παραμένει μικρός για ένα σχετικά μεγάλο εύρος τιμών της άνωσης. Παρόλα αυτά, καθώς ο συντελεστής Re γίνεται μικρότερος από την προαναφερθείσα τιμή, πολλές αεροτομές παρουσιάζουν μια σημαντική αύξηση της οπισθέλκουσας, την ώρα που για χαμηλές και ψηλές τιμές της άνωσης ο συντελεστής οπισθέλκουσας παραμένει σχετικά μικρός. Τα παραπάνω μπορούν να διαπιστωθούν ενδεικτικά από το παρακάτω διάγραμμα μιας αεροτομής Eppler387 (βλ. σχήμα 2.6) για διάφορες τιμές του Re , καθώς η αεροτομή E387 έχει επανειλημμένως εξεταστεί, μετρηθεί σε πειραματικές διατάξεις και συλλεχθεί στοιχεία γι αυτήν.



Σχήμα 2.6

Διάγραμμα Άνωσης-Οπισθέλκουσας για διάφορες τιμές Re της αεροτομής E387

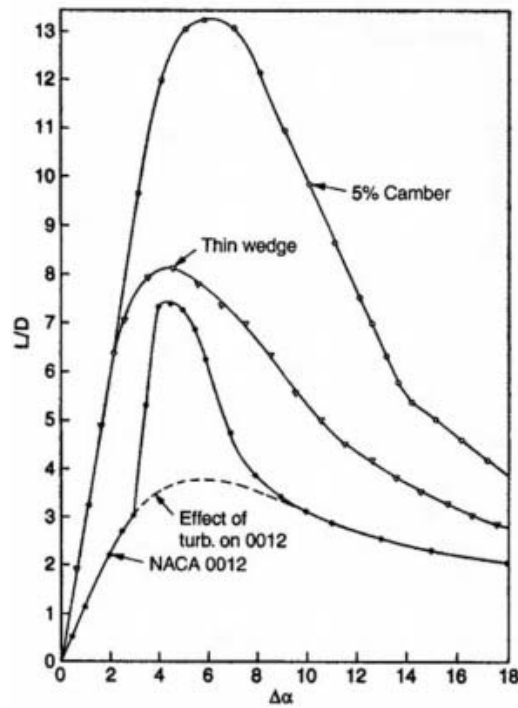
Δύο είναι τα πιο ενδιαφέροντα συμπεράσματα από το παραπάνω διάγραμμα. Αφενός η ριζική αλλαγή της καμπύλης για $Re=3 \cdot 10^5$, αφετέρου οι αιτίες για αυτό το φαινόμενο. Εύκολα μπορούμε να παρατηρήσουμε ότι για τιμές εντός του διαστήματος $6 \cdot 10^4 < Re < 3 \cdot 10^5$ ο συντελεστής οπισθέλκουσας σταδιακά αυξάνεται όσο μειώνεται ο συντελεστής Re. Χαρακτηριστική είναι η αύξηση της οπισθέλκουσας για τιμές γύρω στο $Re=6 \cdot 10^4$. Ένα άλλο ενδιαφέρον στοιχείο αυτών των μελετών είναι η δυσκολία στην επαναληψιμότητα των μετρήσεων σε χαμηλές τιμές του συντελεστή Re, αυτό οφείλεται κυρίως σε τρεις λόγους: Πρώτον, σε αυτήν την περιοχή μετρήσεων οι ασκούμενες δυνάμεις είναι σαφώς μικρότερες από ότι είναι για μεγαλύτερες τιμές Re δημιουργώντας έτσι περισσότερες πιθανότητες για την ύπαρξη μεγαλύτερων σφαλμάτων. Δεύτερον, οι δυνάμεις που δημιουργούνται εδώ είναι πολύ πιο ευαίσθητες στο ελεύθερο ρεύμα της τύρβης, στην τραχύτητα της επιφάνειας και στην κατασκευαστική γεωμετρία της αεροτομής. Τρίτον, οι διαφορετικές τεχνικές λήψης μετρήσεων εξάγουν διαφορετικής ποιότητας αποτελέσματα.

Προφανώς, για την εξήγηση αυτής της αστάθειας μπορούμε να κάνουμε δυο παρατηρήσεις. Από τη μία είναι ανάγκη να διερευνηθούν ποιες μέθοδοι λήψης μετρήσεων παρουσιάζουν το μικρότερο σφάλμα. Από την άλλη, πρέπει να πούμε ότι ακόμα και σε πολύ μικρά μεγέθη

ελεύθερου ρεύματος τύρβης επηρεάζουν το μεταβατικό πεδίο στο οριακό στρώμα μιας επίπεδης πλάκας. Για την ακρίβεια, το σχετικό μήκος του πεδίου μετάβασης μεγαλώνει όσο ο αριθμός Re -βασισμένος στο μήκος χορδής της αεροτομής- πλησιάζει προς το κρίσιμο αριθμό Re. Έτσι, όταν τα πειράματα γίνονται σε αριθμούς Re κοντά στον κρίσιμο, είναι λογικό να παρουσιάζονται αυτές οι αλλαγές στα διαγράμματα.

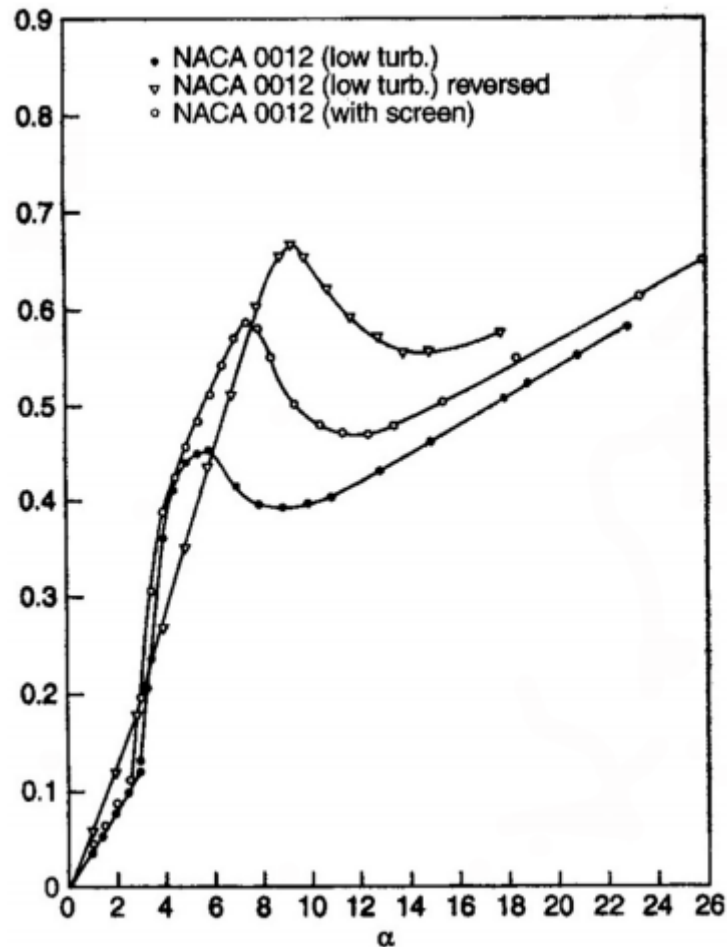
Στη συνέχεια ο Laitone κατέγραψε κάποια από τα πιο αξιόπιστα στοιχεία για την αεροδυναμική αεροτομών σε χαμηλές τιμές του συντελεστή Re. Ο λόγος για τον οποίο η μελέτη του διεκδίκησε το χαρακτηρισμό των πιο ακριβών και έγκυρων μετρήσεων, είναι ότι για τιμές του Re μικρότερες του 10^5 κατέγραφε δυνάμεις με σφάλμα $\pm 0,1\text{mN}$ τη στιγμή που προηγούμενες μελέτες όπως αυτή του Mueller είχαν σφάλμα μετρήσεων της τάξης του $\pm 10\text{mN}$. Επιπλέον, η αεροδυναμική σήραγγα στο πείραμα του Laitone είχε επίπεδα τύρβης της τάξης του 0,02%, δηλαδή, σημαντικά μικρότερα από οποιαδήποτε προηγούμενη μέτρηση. Ο Laitone μέτρησε την άνωση και την οπισθέλκουσα για μια λεπτή σφήνα (παρόμοια μιας επίπεδης πλάκας), μία πλάκα με 5% camber και μια αεροτομή τύπου NACA 0012 για γωνίες προσβολής από το 0 έως μεγάλες γωνίες, αρκετά πέρα από το σημείο που εμφανίζεται stall. Το εύρος των μετρήσεων ήταν το διάστημα $2 \cdot 10^4 < \text{Re} < 7 \cdot 10^4$ και παρουσίαζε αρκετές περιέργιες στα διάφορα αποτελέσματα.

Για παράδειγμα, όπως φαίνεται και στο σχήμα 2.7, για τιμές $\text{Re}=2 \cdot 10^4$ η πλάκα με 5% camber παρουσιάζει το μεγαλύτερο λόγο Lift/Drag, σε αντίθεση με την αεροτομή NACA 0012 που έχει μικρότερο λόγο ακόμα και από τη λεπτή σφήνα.



Σχήμα 2.7

Ένα άλλο παράδοξο, παρουσιάζεται στο ακόλουθο σχήμα 2.8, όπου φαίνεται ότι η αεροτομή NACA 0012 παρουσιάζει μεγαλύτερη άνωση όταν τοποθετηθεί ανάποδα στο ρεύμα, δηλαδή, όταν το μέτωπο προσβολής τοποθετηθεί ως η ακμή φυγής της αεροτομής. Πράγμα που υποδεικνύει ότι σε αυτές τις τιμές Re αντιστοιχεί καλύτερα ένα μέτωπο προσβολής μικρής ακτίνας.



Σχήμα 2.8

Ακόμα ο Laitone παρατήρησε ότι μια αύξηση του επιπέδου του ελεύθερου ρεύματος της τύρβης από 0,02% σε 0,1%, προκαλεί μια αύξηση του συντελεστή άνωσης και του λόγου Lift/Drag για την περίπτωση της αεροτομής NACA 0012. Το συνολικό συμπέρασμα του Laitone ήταν ότι οι συνήθεις θεωρίες περί ροών δεν μπορούσαν να έχουν ανταπόκριση για τιμές του Re μικρότερες του $5 \cdot 10^5$, διότι οι μετρούμενες καμπύλες άνωσης ήταν μεγαλύτερες κατά 20% σε σχέση με όσα προβλέπει το θεωρητικό μοντέλο του Prandtl, ενώ παράλληλα ο συντελεστής οπισθέλκουσας εξαρτάται από τη γεωμετρία της εκάστοτε αεροτομής και τις μεταβολές του συντελεστή Re .

Περαιτέρω, ο Grundy et al επιχείρησε κάποιες μετρήσεις για $Re = 2.5, 3.5, 5, 6 \cdot 10^4$ και επίπεδα τύρβης της τάξης του 0,1%-0,3%, ενώ το επίπεδο του σφάλματος κατά τη μέτρηση των

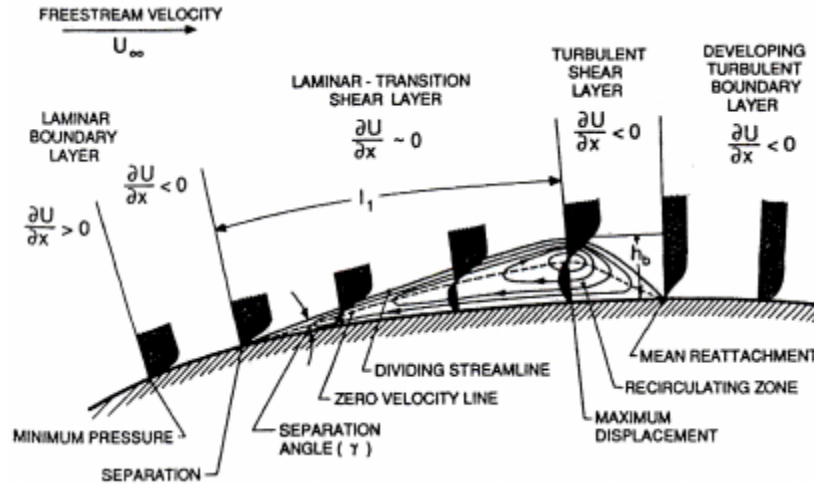
ασκούμενων δυνάμεων ήταν της τάξης του $\pm 1\text{mN}$. Παρόλο το γεγονός ότι το επίπεδο δυνατών σφαλμάτων ήταν μεγαλύτερο σε σχέση με άλλες έρευνες, τα αποτελέσματα αυτών των μετρήσεων ήταν παραπλήσια με αυτά προηγούμενων μελετών. Το ενδιαφέρον στη σειρά ερευνών του Grundy et al ήταν το γεγονός ότι παρατήρησαν ένα μεγάλο βαθμό υστέρησης στις μετρήσεις δυνάμεων αναλόγως του αν η κλίση α αυξάνεται ή μειώνεται. Ακόμα παρατήρησαν ότι αυτή η υστέρηση σχετιζόταν με το επίπεδο θορύβου στο εσωτερικό της αεροδυναμικής σήραγγας για χαμηλές τιμές του συντελεστή Re , ενώ συγκεκριμένες συχνότητες θορύβου φάνηκε να διευκολύνουν την μείωση της υστέρησης. Με τη σειρά του ο θόρυβος και η ακουστική καταδείχτηκε ότι αλλάζει από σήραγγα σε σήραγγα, οδηγώντας τον Grundy et al ότι τα μετρούμενα αποτελέσματα μπορούν να διαφέρουν αρκετά από μέτρηση σε μέτρηση.

Τέλος, αντίστοιχα πειράματα διεξήγαγαν και οι Pelletier και Mueller. Χρησιμοποίησαν μια αεροδυναμική σήραγγα επιπέδου τύρβης 0,05% και μέτρησαν τις ασκούμενες δυνάμεις σε μια λεπτή αεροτομή (1,3% πάχος, 0% camber) και σε μια λεπτή αεροτομή με camber (1,3% πάχος, 4% camber), για τιμές του συντελεστή Re στο διάστημα $6 \cdot 10^4 < Re < 2 \cdot 10^5$. Το επίπεδο σφάλματος για τις μετρούμενες δυνάμεις ήταν της τάξης του $\pm 10\text{mN}$. Ένα από τα συμπεράσματα τους ήταν ότι σε αντίθεση με την μελέτη του Grundy et al, δεν παρατηρήθηκε υστέρηση. Έτσι δεν μπορεί να αποσαφηνιστεί αν το πάχος της αεροτομής είναι αυτό που καθορίζει την υστέρηση ή το επίπεδο της τύρβης στο ελεύθερο ρεύμα.

2.4 Laminar Separation Bubble (LSB)

Η πιο διαδεδομένη εξήγηση για την ασυνήθιστη συμπεριφορά των αεροτομών και των περυγίων για χαμηλές τιμές του συντελεστή Re είναι η δημιουργία του Laminar Separation Bubble (LSB ή φυσαλίδα) για ορισμένη τιμή της κλίσης α . Ο Selig υποστηρίζει ότι το LSB ευθύνεται για την περίεργη αύξηση της οπισθέλκουσας για διάφορες τιμές της άνωσης. Ο Grundy et al θεωρεί ότι το LSB ευθύνεται για την υστέρηση στις μετρήσεις του και τη μεγάλη ευαισθησία σε συγκεκριμένες συχνότητες. Τέλος, οι Pelletier και Mueller υποστηρίζουν ότι η έλλειψη υστέρησης στις δικές τους μετρήσεις σχετίζεται με την απουσία LSB κατά τη διάρκεια των δικών τους μετρήσεων.

Στο παρακάτω σχήμα 2.9 παρίσταται ένα LSB. Η δημιουργία του ξεκινάει με ένα στρωτό οριακό στρώμα που συναντά αντίθετα μια αυξανόμενη πίεση. Η πίεση αυτή προκαλεί 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 τη φυσαλίδα αποκόλλησης.



Σχήμα 2.9

Σύμφωνα με τον Selig το LSB ευθύνεται για την περίεργη αύξηση της οπισθέλκουσας για διάφορες τιμές της άνωσης. Πιο συγκεκριμένα στο βιβλίο του ‘Airfoils At Low Speed’ τονίζει ότι «η επίδραση του LSB εμφανίζεται για τιμές Re 60000 στο εύρος των μέσων τιμών άνωσης, όπου η συνιστώσα της οπισθέλκουσας φτάνει την τιμή 0,032 για αντίστοιχη τιμή άνωσης 0,5». Ο Selig θα ονομάσει αυτήν την οπισθέλκουσα, «οπισθέλκουσα φυσαλίδας» γιατί δημιουργείται λόγω του LSB. Παρόλα αυτά καμία από αυτές τις μελέτες δεν έχει εξετάσει το οριακό στρώμα των εξεταζόμενων αεροτομών κι έτσι δεν είναι ασφαλές να βγει κάποιο βέβαιο συμπέρασμα.

Ο Selig έχει διενεργήσει πειράματα οπτικοποίησης της ροής με τη χρήση λαδιού, για να εντοπίσει και να μελετήσει την ύπαρξη και το μέγεθος του LSB. Με αυτήν την τεχνική μπορεί να διακρίνει τις περιοχές στρωτής και τυρβώδους ροής, τα σημεία αποκόλλησης και επανακόλλησης, καθώς και τις μεταβατικές περιοχές του οριακού στρώματος. Τα πειράματά του έδειξαν ότι ξεκάθαρα υπάρχει σημείο αποκόλλησης στο στρωτό στρώμα και επανακόλλησης μετά από τυρβώδη περιοχή. Παρόλα αυτά, οι μετρήσεις αυτές έγιναν για σχετικά υψηλές τιμές Re ($2 \cdot 10^5 - 3 \cdot 10^5$) περιοχή όπου η οπισθέλκουσα δεν έχει ιδιαίτερες μεταβολές σε σχέση με αλλαγές στην άνωση. Για την περιοχή $Re < 1 \cdot 10^5$ όπου εμφανίζεται «οπισθέλκουσα φυσαλίδας» δεν είναι δυνατή η χρήση οπτικοποίησης μέσω λαδιού κι έτσι δεν έχουμε συγκεκριμένα αποτελέσματα.

Ο Grundy et al υποστηρίζει ότι η αύξηση της οπισθέλκουσας για διάφορες τιμές της άνωσης οφείλεται στη δημιουργία μιας «μακράς φυσαλίδας αποκόλλησης», ενώ η μείωση της οπισθέλκουσας καθώς η άνωση μεγαλώνει οφείλεται στη μετάβαση της ροής από «μακρά φυσαλίδα αποκόλλησης» σε μια «μικρή φυσαλίδα αποκόλλησης». Η έλλειψη όμως στοιχείων για το οριακό στρώμα και σε αυτή την μελέτη καθιστούν το παραπάνω συμπέρασμα αβέβαιο.

Ο Laitone στη μελέτη του για τρεις τύπους πτερυγίων δεν κάνει λόγο για ανάπτυξη LSB. Από την άλλη οι Pelletier και Mueller δεν βρίσκουν επίσης LSB στις έρευνες τους.

Χρησιμοποιώντας φυσαλίδες υδρογόνου σε ένα κανάλι νερού, παρατήρησαν ότι για όλες τις γωνίες προσβολής, μετά την αποκόλληση του στρωτού οριακού στρώματος δεν υπήρχε κανένα σημείο επανακόλλησης. Αυτό εξηγεί την έλλειψη υστέρησης στα αποτελέσματά τους, καθώς και τη μη αύξηση της οπισθέλκουσας για διαφορετικές τιμές της άνωσης. Παρόλα αυτά ακόμα δεν είναι κατανοητό αν το LSB δημιουργεί την έλλειψη υστέρησης ή τη μείωση της οπισθέλκουσας για διαφορετικές τιμές της άνωσης.

Πολλές έρευνες έχουν γίνει σε σχέση με το LSB, λίγες όμως που εξηγούν την επίδραση που αυτό έχει στις ασκούμενες δυνάμεις σε μια αεροτομή. Ακόμα πολλές μελέτες γίνονται για μικρό εύρος τιμών της κλίσης α μιας αεροτομής, γεγονός που σημαίνει ότι μιλάμε για περιπτώσεις όπου δεν εμφανίζονται μεγάλες αλλαγές στην οπισθέλκουσα σε σχέση με την άνωση.

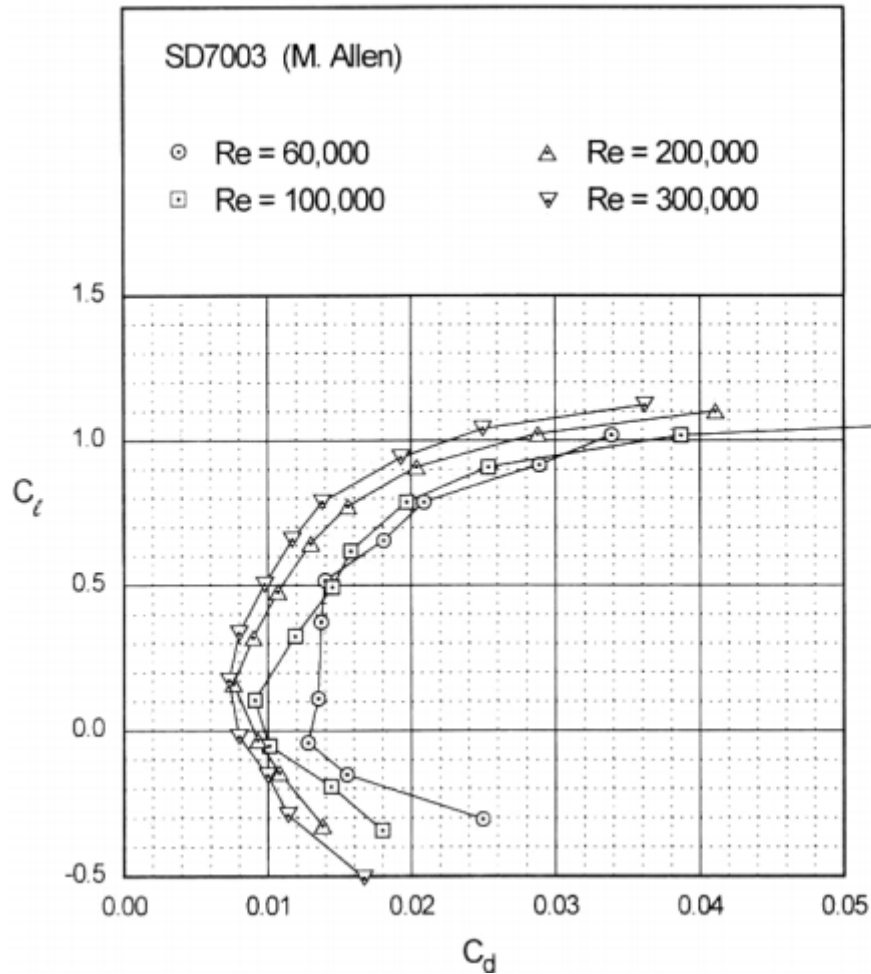
Οι Arena και Mueller μελέτησαν το LSB που δημιουργείται σε μια αεροτομή με κυλινδρικό μέτωπο προσβολής, που ακολουθείται από ένα μέρος σταθερού πάχους και καταλήγει σε μια ευθύγραμμη αιχμή ουρά. Το LSB δημιουργούταν κοντά στο μέτωπο προσβολής και μετρούταν με μετρητές πίεσης, οπτικοποίηση μέσω λαδιού και καπνού. Η μελέτη έδειξε ότι για γωνίες στο εύρος $-4^\circ < \alpha < 6^\circ$ και τιμές Re στο εύρος $1.5 \cdot 10^5 < Re < 4.5 \cdot 10^5$, καθώς ο Re αυξάνεται το LSB αυξάνει σε μέγεθος από 10% της χορδής, σε σχεδόν 20%. Καθώς η γωνία προσβολής αυξάνει, επίσης το LSB αυξάνει. Η μέθοδος αυτή είχε αρκετές δυσκολίες λόγω της ανάγκης στιγμιαίου εντοπισμού των φυσαλίδων, και κάποιες πιθανώς ανακρίβειες γιατί στιγμιαία φαινόμενα περιγράφηκαν μέσω της διαμόρφωσης ενός μέσου όρου αρκετών μετρήσεων.

Οι Broeren και Brag διενέργησαν μελέτες για το LSB σε χαμηλές τιμές του συντελεστή Re , και το συσχέτισαν με το stall. Για να το κάνουν αυτό χρησιμοποίησαν μια αεροτομή LRN(1)-1007 για γωνία $\alpha=15^\circ$ και $Re=3 \cdot 10^5$, μετρώντας το χρονικό διάστημα ανάπτυξης και συρρίκνωσης του LSB. Στην υπό εξέταση γωνία, η αεροτομή βρίσκεται 2° κάτω από το σημείο stall, και υπάρχει μεγάλη διακύμανση στις ασκούμενες δυνάμεις στην πτέρυγα. Μετρώντας το πεδίο ροής γύρω από την αεροτομή ανακάλυψαν μια χρονική εξέλιξη του LSB. Πρώτα ξεκινάει με μικρό μέγεθος, μετά μεγαλώνει έως ότου να φτάσει την ακμή φυγής της αεροτομής προκαλώντας πλήρη αποκόλληση και ξαφνικά γίνεται μικρή ξανά.

Λίγο αργότερα, σε μια συνέχεια της έρευνάς τους θα συσχετίσουν την παραπάνω ανάπτυξη του LSB με τις διακυμάνσεις των ασκούμενων δυνάμεων, και θα δείξουν ότι η κυρίαρχη συχνότητα της διακύμανσης του LSB ταυτίζεται με τη διακύμανση της τιμής της δύναμης άνωσης. Επίσης κατέταξαν τις διάφορες αεροτομές για αυτόν το Re σε πέντε ειδών αναλόγως του κάθε stall, το οποίο και το συσχέτισαν με την αντίστοιχη διακύμανση της άνωσης κοντά στο σημείο stall. Αυτές οι κατηγορίες είναι οι εξής: trailing edge, leading edge, trailing edge/leading edge, thin airfoil και thin airfoil/trailing edge.

Μία αναλυτική μελέτη για τη μέτρηση του LSB, έκανε ο OI ο οποίος μάλιστα διεξήγαγε ένα συγκριτικό πείραμα σε τρεις διαφορετικές εγκαταστάσεις, χρησιμοποιώντας σε όλες τη μέθοδο του PIV που μπορούσε να δώσει στοιχεία για το οριακό στρώμα. Οι μετρήσεις γίνανε σε μια

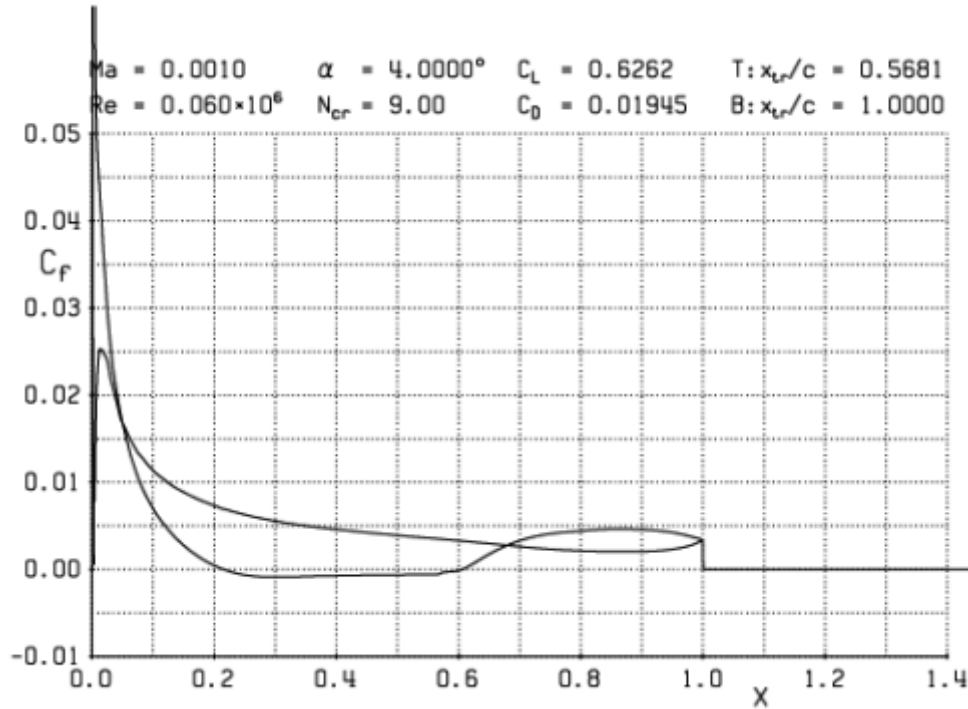
αεροτομή τύπου SD7003 για $\alpha=4^\circ$ και $Re=6 \cdot 10^4$. Παρότι, όμως, εμφανίζεται LSB και παρότι βρισκόμαστε στην κλίμακα Re κάτω του 10^5 , το διάγραμμα της οπισθέλκουσας δεν παρουσιάζει χαρακτηριστικά «οπισθέλκουσας φυσαλίδας». Από ότι φαίνεται και στο διάγραμμα που ακολουθεί (βλ. σχήμα 2.10) το LSB που δημιουργείται στο συγκεκριμένο τύπο αεροτομής και στη συγκεκριμένη τιμή Re , φαίνεται να μην επηρεάζει ιδιαίτερα την τιμή της οπισθέλκουσας. Παρόλα αυτά οφείλουμε να παρατηρήσουμε ότι όλες οι μετρήσεις γίνανε για μία μόνο τιμή της κλίσης α της αεροτομής.



Σχήμα 2.10

Για την παραπάνω μελέτη δοκιμάστηκε και η περιγραφή της μέσα από υπολογιστικές μεθόδους. Πιο συγκεκριμένα χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος Xfoil η οποία υπολογίζει τη ροή γύρω από μια αεροτομή. Πρώτα υπολογίζει τη ροή σε ένα σημείο στην αρχή της πτέρυγας και μετά αναλύει το οριακό στρώμα σε διάφορα σημεία κατά μήκος της. Γίνεται μετέπειτα η μεγαλύτερη δυνατή ενίσχυση ήχου των κυμάτων σε κάθε προφίλ του οριακού στρώματος και μετά γίνεται η κατάλληλη παρεμβολή. Η παρεμβολή αυτή πειραματικά έχει συσχετιστεί και με την αλλαγή από στρωτή σε τυρβώδη ροή. Έτσι με κάποιες παραδοχές μπορούμε να μοντελοποιήσουμε τη ροή

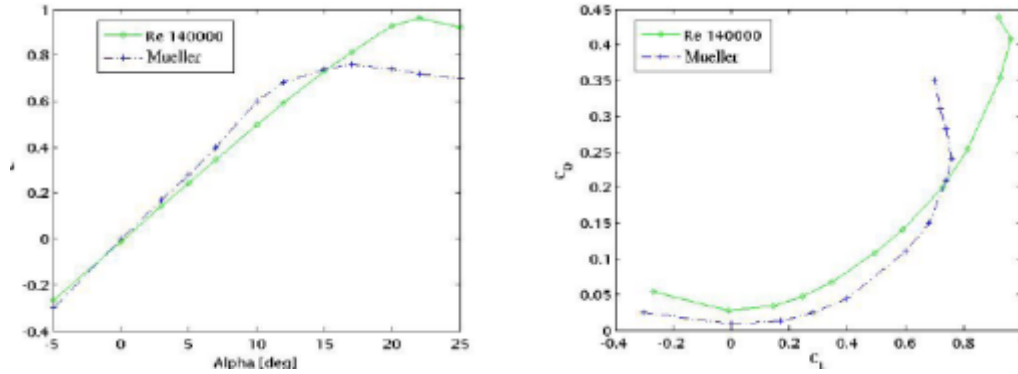
μας. Επειδή το Xfoil εκτελεί υπολογισμούς κοντά στην πτέρυγα και μόνο, μέσω του εντοπισμού της τριβής πάνω στην πτέρυγα μπορούμε να παρατηρήσουμε την ανάπτυξη του LSB. Έτσι προέκυψε το παρακάτω διάγραμμα τριβής-θέσης (βλ. σχήμα 2.11) για την αεροτομή SD7003.



Σχήμα 2.11

Τα συμπεράσματα αυτής της μεθόδου έδειξαν ότι το LSB εμφανίζεται στα ίδια σημεία που παρατηρήθηκαν και πειραματικά, αλλά αδυνατούσαν να δώσουν κάποια παραπάνω περιγραφή για το μέγεθος και τα χαρακτηριστικά της δημιουργούμενης φυσαλίδας.

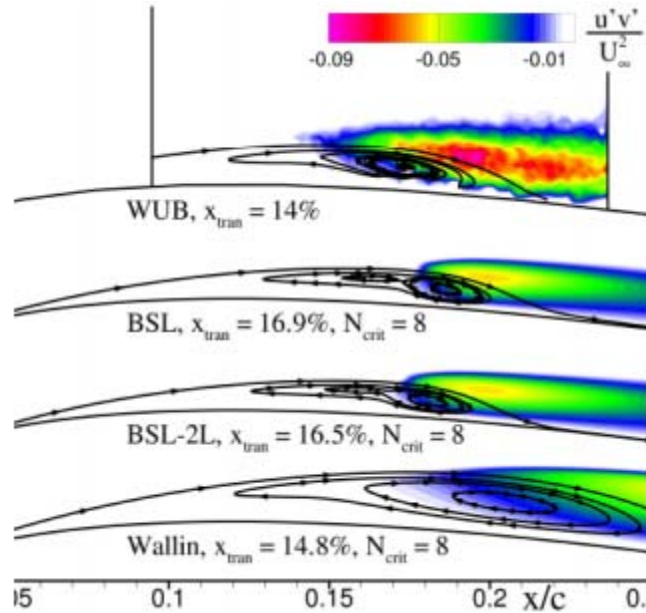
Παραπέρα, ο Mohseni σε μια μελέτη που αφορούσε μια αεροτομή τύπου E387 για $Re = 1.4 \cdot 10^5$ παρατήρησε την ανάπτυξη LSB. Ο τρισδιάστατος υπολογισμός του χρησιμοποιεί μια αριθμητική αναλογία των εξισώσεων Navier-Stokes, και δε κάνει λόγο για τυρβώδεις ή μεταβατικές περιοχές στη διαδικασία μαθηματικής μοντελοποίησης. Σε αυτό τον αριθμό Re είναι αβέβαιο αν το επίπεδο ανάλυσης που χρησιμοποιήθηκε σε αυτή τη μελέτη μπορεί να περιγράψει πλήρως τη ροή που αναπτύσσεται. Ιδιαίτερα αν παρατηρήσουμε το διάγραμμα που ακολουθεί (βλ. σχήμα 2.12), όπου παρατίθενται οι μετρήσεις του σε σχέση με αυτές που κατέγραψε ο Mueller για μια ανάλογη μελέτη. Η εμφανής απόκλιση μεταξύ των δύο διαγραμμάτων, αφήνει υποψίες για την εγκυρότητα της μοντελοποίησης που επιλέχθηκε και της ικανότητάς της να αποδίδει το φαινόμενο LSB.



Σχήμα 2.12

Τέλος, μια ακόμα ενδιαφέρουσα έρευνα για το φαινόμενο LSB έχει λάβει χώρα από τον Radespiel. Στις έρευνές του ο Radespiel χρησιμοποίησε μια υπολογιστική μέθοδο βασισμένη στη θεωρία γραμμικής σταθερότητας του οριακού στρώματος για να υπολογίσει το LSB σε μια αεροτομή τύπου SD7003 για $Re = 6 \cdot 10^4$ και για $\alpha = 4^\circ, 8^\circ, 11^\circ$. Η υπολογιστική τεχνική που χρησιμοποίησε είναι παρόμοια του προαναφερθέντος Xfoil, υπό την έννοια ότι υπολογίζει την εξωτερική ροή, το προφίλ του οριακού στρώματος και στηρίζεται σε κάποιους συντελεστές και παραδοχές για τον εντοπισμό της τυρβώδους ροής. Η διαφορά της μεθόδου του έγκειται στο γεγονός ότι χρησιμοποιεί εξισώσεις τύπου Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS) για υπολογίσει τη ροή του εξωτερικού και του οριακού στρώματος.

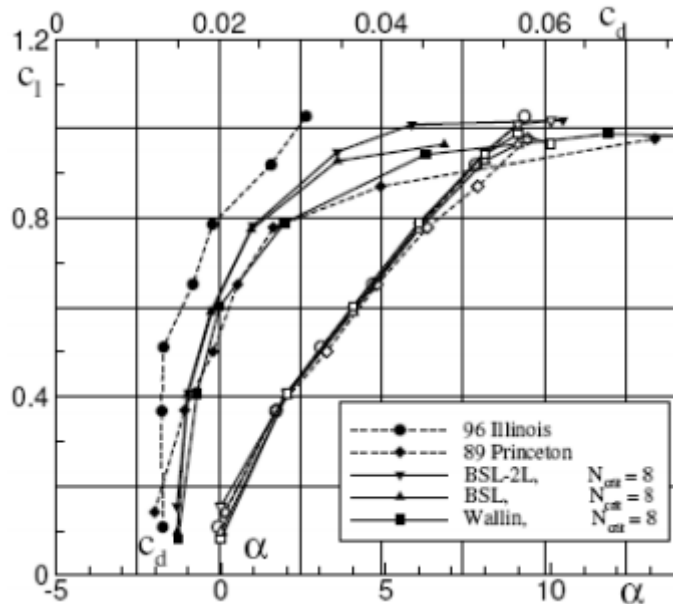
Τα υπολογιστικά αποτελέσματα κατόπιν συγκρίνονταν με αντίστοιχα πειραματικά αποτελέσματα που είχαν ληφθεί υπό τις ίδιες συνθήκες. Οι πειραματικές μετρήσεις αποτελούνταν από μετρήσεις μέσω της μεθόδου PIV και οι οποίες ανέλυαν τη ροή του οριακού στρώματος, επιτρέποντας έτσι και την οπτικοποίηση του LSB. Ένα παράδειγμα αυτών των πειραματικών μετρήσεων φαίνεται και στο σχήμα 2.13. Το επίπεδο της τύρβης κατά τη διάρκεια του πειράματος ήταν 0,8%, δηλαδή, οκτώ φορές μεγαλύτερο από το επίπεδο τύρβης που μπορεί να επηρεάσει το μεταβατικό πεδίο του οριακού στρώματος μια επίπεδης πλάκας, γι αυτό και είναι αμφίβολο κατά πόσο τα υπολογιστικά αποτελέσματα πρέπει να συγκρίνονται με πειράματα τέτοιων χαρακτηριστικών.



Σχήμα 2.13

Στο παραπάνω σχήμα είναι σαφές ότι οι γραμμές ροής ακολουθούν τη μορφή της τυρβώδους ροής. Το LSB μπορεί να φανεί καθαρά στο σημείο ανακυκλοφορίας της ροής, καθώς και το γεγονός ότι η μετάβαση στην τυρβώδη ροή μπορεί οφείλεται από στρώματα του LSB. Τα διαγράμματα είναι για $a = 8^\circ$ και τρεις τύποι τυρβώδων μοντέλων έχουν χρησιμοποιηθεί κατά τους υπολογισμούς. Οι δύο πρώτου έχουν αναπτυχθεί από τον Menter και ονομάζονται baseline (BSL) και baseline 2-layer (BSL-2L), ενώ ο τρίτος έχει αναπτυχθεί από τον Willin και μπορεί να χρησιμοποιηθεί τόσο για συμπιεστά, όσο και για μη-συμπιεστά τυρβώδη οριακά στρώματα. Στο συγκεκριμένο παράδειγμα φαίνεται ότι το μοντέλο BSL είναι πιο λειτουργικό, αν και μετά από μελέτες του Radespiel, το πιο κατάλληλο μοντέλο συνολικά για αυτές τις μετρήσεις ήταν το BSL-2L, χωρίς όμως αυτό να σημαίνει ότι όλοι οι υπολογισμοί ήταν απολύτως ικανοποιητικοί.

Επιπλέον, πέρα από το να συγκρίνει τα υπολογιστικά αποτελέσματα για το LSB με τα αντίστοιχα πειραματικά, προχώρησε και σε μια σύγκριση των τιμών των ασκούμενων δυνάμεων με τα αντίστοιχα αποτελέσματα της μελέτης του Selig. Στο σχήμα 2.14 που ακολουθεί η σύγκριση αυτή φαίνεται σε ένα διάγραμμα περιγραφής των C_d, C_l, a .

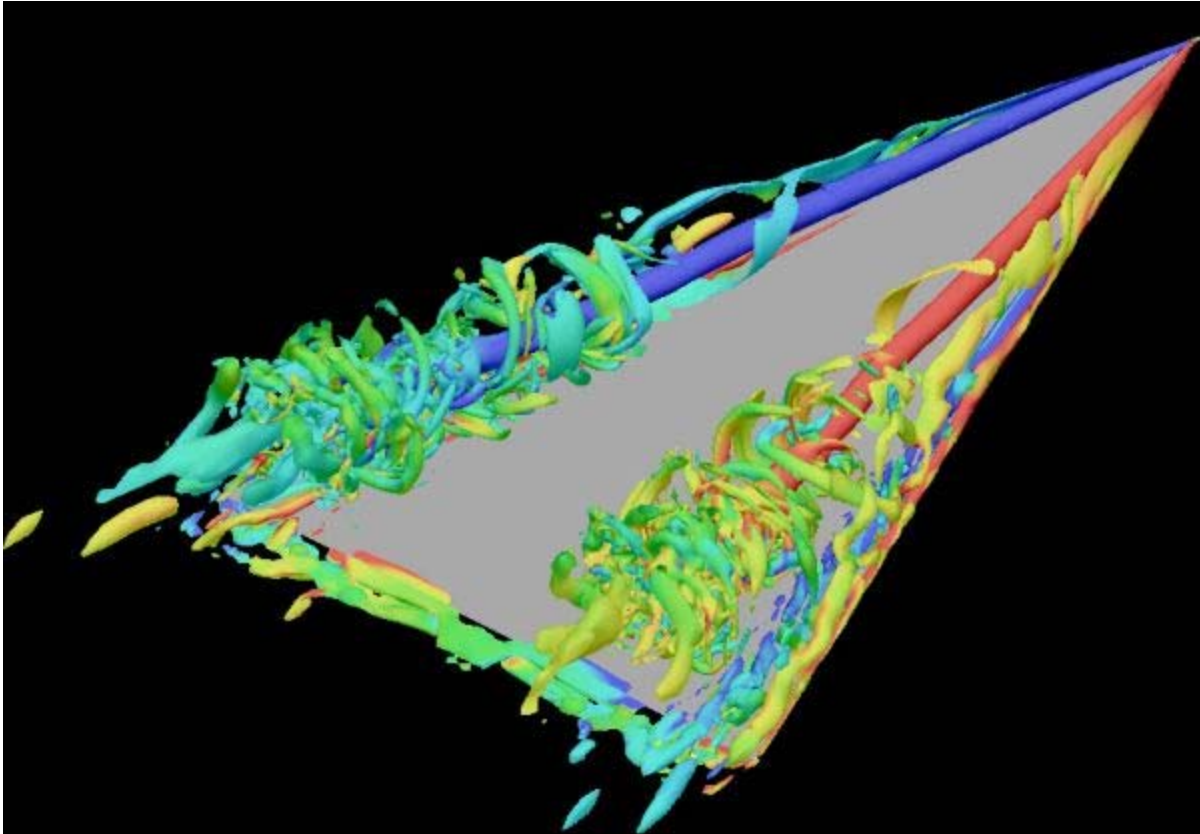


Σχήμα 2.14

Όπως φαίνεται και από το διάγραμμα, παρά τις μεγάλες διαφορές σε ότι έχει να κάνει με το μέγεθος και το σχήμα του LSB, ο υπολογισμός των ασκούμενων δυνάμεων και τα αποτελέσματα που εξάγονται για κάθε διαφορετικό μοντέλο τυρβώδους ροής, δε φαίνεται να έχουν μεγάλες διαφορές και είναι παραπλήσιες με τις μετρήσεις που έκανε και ο Selig. Με δεδομένο ότι τα δύο αυτά πειράματα γίνανε με χρονική διαφορά πέντε ετών κα σε διαφορετικές αεροδυναμικές σήραγγες, ότι και τα δυο εντοπίζουν LSB -αν και διαφορετικού σχήματος και μεγέθους- για τις ίδιες τιμές των Re και α , και ότι δίνουν παρόμοιες τιμές για τις ασκούμενες δυνάμεις, αυτό θα μπορούσε να σημαίνει ότι η ανάπτυξη του LSB, δεν επηρεάζει ιδιαίτερα τις δυνάμεις που δημιουργούνται και ασκούνται πάνω στην αεροτομή.

2.5 Leading Edge Vortex (Στροβιλισμός στο Μέτωπο Προσβολής)

Ένας άλλος τύπος αποκόλλησης της στρωτής ροής, ακολουθούμενη από επανακόλληση στην αεροτομή, είναι η εμφάνιση δίνης στο μέτωπο προσβολής της αεροτομής (leading edge vortex – LEV). Το LEV, λοιπό, δημιουργείται από αποκόλληση της ροής στο μέτωπο προσβολής της αεροτομής. Η αποκόλληση συνεχίζεται κατόπιν στην πάνω πλευρά του πτερυγίου και δημιουργεί μια δίνη κοντά στο μέτωπο προσβολής. Η ροή εκτός της δίνης μπορεί να επανακολληθεί στην επιφάνεια της αεροτομής. Η ροή σταθεροποιείται στην πάνω πλευρά της αεροτομής και μετακινείται από το κέντρο προς την άκρη της αεροτομής. Αυτή η ροή εξαναγκάζει τη δίνη να αποκτήσει μια ελλειπτική μορφή καθώς μετακινείται προς την άκρη του πτερυγίου (βλ. σχήμα 2.15).



Σχήμα 2.15

Πολλές μελέτες γύρω από βιολογικά πτητικά συστήματα έχουν δείξει (ειδικά για τα πτερόγια εντόμων), ότι η εμφάνιση LEV είναι ένα δομικό στοιχείο της αεροδυναμικής που εμφανίζεται σε πολλά όντα φέροντα φτερά. Μια από τις πιο πρόσφατες μελέτες είχε να κάνει με την μοντελοποίηση του φτερού ενός πουλιού. Εκεί καταγράφηκε ότι για $3 \cdot 10^3 < Re < 3.7 \cdot 10^4$ και για $\alpha = 10^\circ$ αναπτύσσεται LEV. Παρόλα αυτά, μετέπειτα μελέτες δείχνουν ότι LEV αναπτύσσεται για γωνίες προσβολής μεγαλύτερες των 30° χωρίς να προκαλεί κάποια αύξηση της άνωσης.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3: Σχεδιασμός αεροτομών για χαμηλούς Re

3.1 Βασικά προβλήματα και αργές σχεδιασμού

Όπως δείξαμε και στο προηγούμενο κεφάλαιο το βασικό πρόβλημα σχεδιασμού αεροτομών που λειτουργούν υπό χαμηλή τιμή του συντελεστή Re είναι η ανάπτυξη του φαινομένου LSB και η ανάγκη εύρεσης τρόπων αντιμετώπισης αυτού του φαινομένου.

Παρόλα αυτά, η διαδικασία σχεδιασμού μιας αεροτομής είναι μια εξαιρετικά περίπλοκη διαδικασία καθώς έχει να κάνει με μια σειρά παραμέτρων που καθορίζουν την αεροδυναμική συμπεριφορά των αεροτομών. Τέτοια μεγέθη είναι: το μέγιστο πάχος της αεροτομής, το camber της κάθε αεροτομής καθώς και η μορφή του μετώπου προσβολής της αεροτομής. Σε όλα τα παραπάνω αν προσθέσουμε και την ιδιαίτερα ασταθή αεροδυναμική συμπεριφορά που αναπτύσσεται για χαμηλούς Re, γίνεται κατανοητό ότι αναφερόμαστε σε μια εξαιρετικά σύνθετη διαδικασία.

Η διαδικασία σχεδιασμού μιας αεροτομής εξαρτάται κυρίως από τη γνώση του οριακού στρώματος και της ιδιαίτερης σχέσης μεταξύ της γεωμετρίας της αεροτομής και της κατανομής της πίεσης. Επίσης, ο σχεδιασμός κάθε αεροτομής ποικίλει αναλόγως και των ιδιαίτερων στόχων που απαιτείται να εξυπηρετεί κάθε αεροτομή π.χ. χαμηλός συντελεστής οπισθέλκουσας, αν και τις περισσότερες φορές αυτό που επιδιώκεται είναι η μέγιστη δυνατή άνωση. Ενώ τέλος, διάφοροι περιορισμοί μπορεί να έχουν να κάνουν με το επιδιωκόμενο πάχος κ.ο.κ.

3.2 Διάφορες μέθοδοι σχεδιασμού

Υπάρχουν δύο τρόποι σχεδιασμού μιας αεροτομής ο ευθύς και ο αντιστρόφως

3.2.1 Ευθύς τρόπος σχεδιασμού

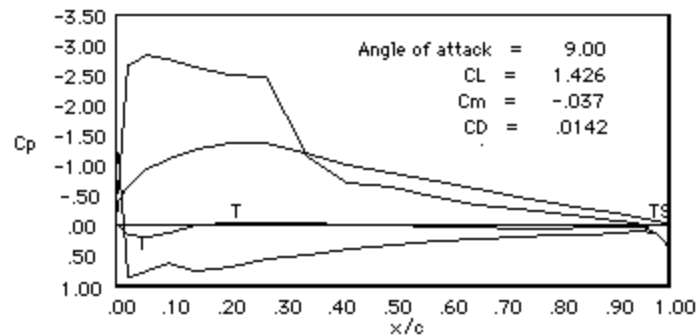
Ο ευθύς τρόπος σχεδιασμού περιλαμβάνει τη συγκεκριμενοποίηση της γεωμετρίας ενός συγκεκριμένου κομματιού και τη μελέτη της κατανομής πιέσεων και της αεροδυναμικής απόδοσης σε αυτό το κομμάτι. Η διαδικασία περιλαμβάνει ως εκ τούτου την επιλογή μιας συγκεκριμένης γεωμετρίας την μελέτη της και μετά τη διαδικασία μελέτης επιμέρους τροποποιήσεων μέχρι να επιτευχθεί το επιθυμητό αποτέλεσμα.

Τα δύο κύρια προβλήματα αυτής της μεθόδου είναι τα εξής: Αφενός, η διαδικασία ταυτοποίησης του μέτρου της απόδοσης. Αφετέρου, η προσέγγιση πάνω στις αναγκαίες αλλαγές στη μορφή της αεροτομής, ώστε να βελτιωθεί η αεροδυναμική απόδοση.

Η πιο συνήθης διαδικασία ευθέως σχεδιασμού εκκινεί με την επιλογή μιας αεροτομής συγκεκριμένου τύπου (π.χ. NACA), μετά ακολουθεί ο εντοπισμός των στοιχείων που θεωρούνται πιο προβληματικά στην αεροδυναμική απόδοση της αεροτομής και έπειτα επιχειρείται η προσπάθεια διόρθωσης αυτών των προβληματικών χαρακτηριστικών. Αυτή η διαδικασία επαναλαμβάνεται έως ότου να έχουμε το επιθυμητό αποτέλεσμα. Ο σχεδιασμός

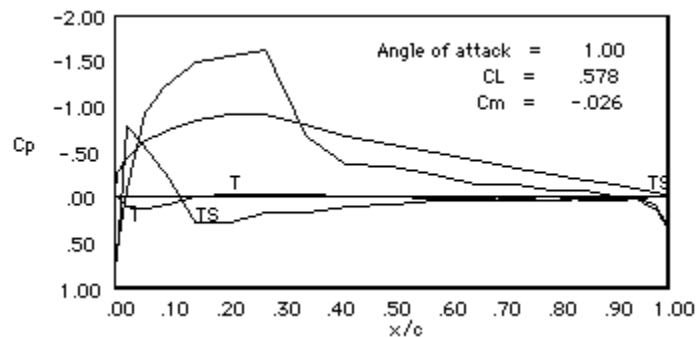
αεροτομών με μια τέτοια μέθοδο δεν απαιτεί τόσο την κλιμακωτή επίλυση προβλημάτων, όσο την επιδεξιότητα και τη γνώση να κατανοηθεί το πιθανό πρόβλημα και πολλές φορές μια σχετική εξειδίκευση στην προσπάθεια επίλυσης των συγκεκριμένων προβλημάτων.

Για την κατανόηση αυτής της διαδικασίας παρατίθεται το εξής πραγματικό παράδειγμα. Μία επιχείρηση κατασκευής παρά-πέντε (πτητικές μηχανές που ίπτανται μόνο λόγω του ανέμου και της φυσικής άνωση), επειδή τα προϊόντα της είχαν απαιτήσεις χαμηλών ταχυτήτων πτήσης επέλεξε σαν πρότυπο μοντέλο αεροτομής μία τύπου Bob Liebeck με πολύ μεγάλη άνωση. Ακολουθεί στο σχήμα 3.1 η κατανομή πίεσης για συντελεστή άνωση 1.4, ενώ τονίζεται ότι η αεροτομή κατέγραφε μέγιστο συντελεστή άνωσης 1.9.



Σχήμα 3.1

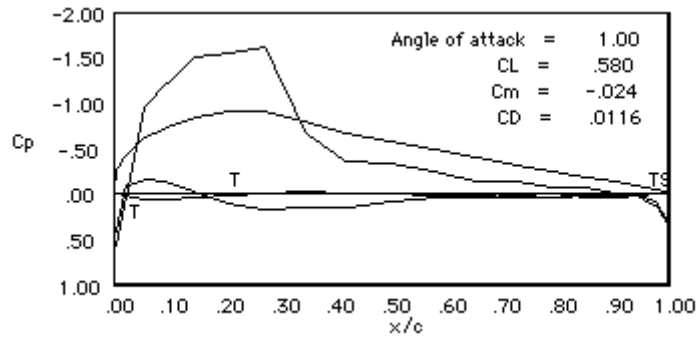
Η κατασκευή με τα παραπάνω χαρακτηριστικά, εν τέλει κατασκευάστηκε και στην πραγματικότητα και κατέγραψε και κάποιες διακρίσεις. Παρόλα αυτά σε υψηλές ταχύτητες πτήσεις είχε εξαιρετικά κακή συμπεριφορά. Για χαμηλότερες τιμές του συντελεστή άνωσης η πτέρυγα είχε την τάση μιας απότομης πτώσης. Το διάγραμμα του σχήματος 3.2 που ακολουθεί μας δείχνει την κατανομή πίεση όταν ο συντελεστής άνωσης παίρνει την τιμή 0.6. Η κορύφωση της πίεσης, προκαλεί αποκόλληση της ροής κι έτσι περιορίζεται δραστικά η ταχύτητα πτήσης.



Σχήμα 3.2

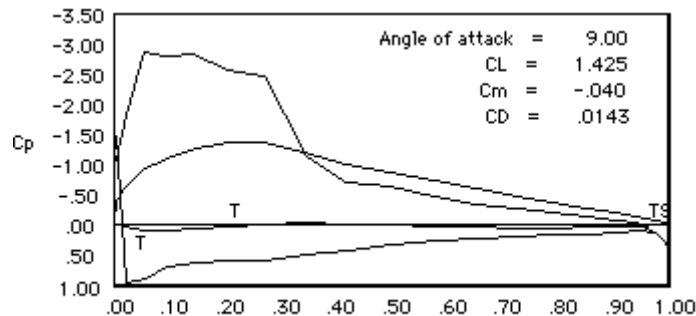
Κάνοντας κάποιες τροποποιήσεις στη μορφή κοντά στο μέτωπο προσβολής και παράλληλα αυξάνοντας λίγο το πάχος της αεροτομής η κορύφωση της πίεσης για χαμηλές τιμές του

συντελεστή άνωσης δεν προκαλεί πλέον αποκόλληση της ροής, και μάλιστα θα παραμείνει προσκολλημένη για τιμές του συντελεστή άνωσης μέχρι και 0.2 (βλ. σχήμα 3.3).



Σχήμα 3.3

Μετά τις προαναφερθείσες αλλαγές, ειδικά στο κάτω μέρος της αεροτομής και κοντά στο μέτωπο προσβολής, η κατανομή πίεσης άλλαξε σε μεγάλο βαθμό, καθιστώντας έτσι πιο αποτελεσματικό για τα συγκεκριμένα πτητικά χαρακτηριστικά αυτό το μοντέλο αεροτομής, όπως φαίνεται ιδιαίτερα από το διάγραμμα του σχήματος 3.4, ειδικά αν συγκριθεί με το σχήμα 3.1.



Σχήμα 3.4

3.2.2 Αντίστροφος σχεδιασμός

Στο κομμάτι της τεχνικής του αντίστροφου σχεδιασμού, υπάρχουν τέσσερις τρόποι εφαρμογής αυτής της τεχνικής. Ο πρώτος είναι με καθαρά γεωμετρικά μέσα και είναι ο πιο παλιός τρόπος που υπάρχει με μεγάλο θετικό, ότι επειδή πολλές φορές υπάρχουν γεωμετρικοί περιορισμοί σε μια κατασκευή είναι ακόμα αρκετά διαδεδομένος. Παρόλα αυτά, η συγκεκριμένη μέθοδος έχει φτάσει σε ένα αρκετά υψηλό σημείο ανάπτυξης και γι αυτό δε προσφέρει κάποια ιδιαίτερη καινοτομία. Ο δεύτερος τρόπος είναι δια μέσου της συγκεκριμενοποίησης μιας συγκεκριμένης κατανομής ταχυτήτων σε σχέση με το οριακό στρώμα σαν στόχο, και η προσπάθεια συνεχούς βελτίωσης της απόδοσης μιας αεροτομής προς αυτήν την κατεύθυνση. Ο τρίτος τρόπος, πηγαίνοντας ένα βήμα παραπέρα, έχει να κάνει με την προσπάθεια περιγραφής ενός συγκεκριμένου οριακού στρώματος και των χαρακτηριστικών του και είναι ένα βήμα πιο κοντά

στον έλεγχο του επιθυμητού αποτελέσματος. Αυτή η τεχνική έχει απελευθερώσει τις δυνατότητες των σχεδιαστών καθώς μπορούν να συγκεκριμενοποιήσουν κατά πολύ περισσότερο την αεροδυναμική απόδοση των αεροτομών. Τέλος, πολλές φορές γίνεται και χρήση οπτικοποίησης της ροής πάνω και γύρω από μια αεροτομή, παρόλο που η μέχρι στιγμής ακρίβεια αυτών των διαδικασιών βρίσκεται υπό διαρκή αναβάθμιση.

3.3 Μέθοδοι καταπολέμησης του LSB σε χαμηλούς Re

Είναι γνωστό ότι σε ροές υπό χαμηλές τιμές του συντελεστή Reynolds τείνει να εμφανιστεί το φαινόμενο Laminar Separation Bubble (LSB ή φυσαλίδα) και το οποίο αυξάνει κατά πολύ την οπισθέλκουσα όπως περιγράψαμε και προηγουμένως. Γι αυτό ιδιαίτερα σε ότι έχει να κάνει με το σχεδιασμό αεροτομών σε τέτοιου τύπου ροές, ένα από τα βασικά στοιχεία σχεδιασμού είναι και οι μέθοδοι καταπολέμησης του LSB. Δύο είναι αυτές κυρίως: η μέθοδος του transition ramp (TR) και η μέθοδος των boundary layer trips (BLT).

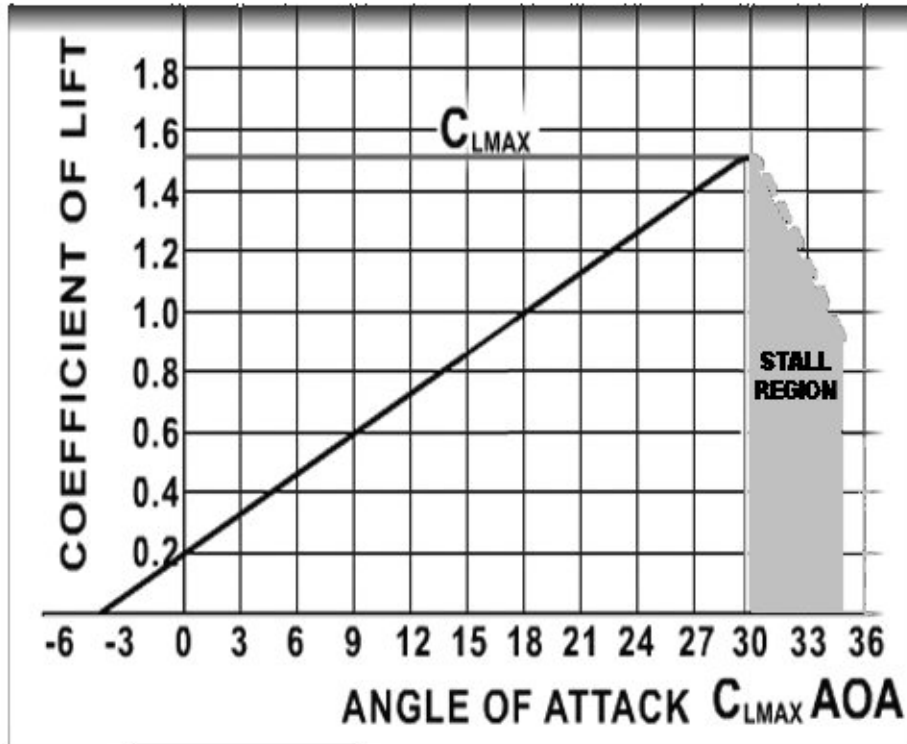
Το transition ramp είναι μια μεγάλη μήκους περιοχή αντίστροφης πίεσης η οποία χρησιμοποιείται για να αποσταθεροποιήσει το στρωτό οριακό στρώμα και να προωθήσει τη μεταβατική περιοχή, την ίδια στιγμή που εμποδίζει την ανάπτυξη μεγάλων μεταβατικών φυσαλίδων. Η μορφή του transition ramp σχετίζεται σε μεγάλο βαθμό με τη διαφοροποίηση του λόγου περιοχής μετάβασης-χορδής x_r / c με συγκεκριμένο C_l . Όσο μεγαλύτερη είναι η αλλαγή του λόγου x_r / c για μια δοσμένη αλλαγή του C_l , τόσο ηπιότερη είναι η μεταβατική περιοχή και ως εκ τούτου και μικρότερη η φυσαλίδα (LSB). Παρόλο, όμως που μια ηπιότερη μεταβατική περιοχή οδηγεί σε μια μικρότερη φυσαλίδα οδηγεί επίσης και σε μικρότερο εύρος C_l έτσι ώστε να είναι παράλληλα μικρή και η οπισθέλκουσα. Έτσι ο σχεδιαστής σε αυτή την τεχνική πρέπει να βρει τα σημεία τομής ανάμεσα στη μείωση της φυσαλίδας και του C_l , ώστε παράλληλα ο συντελεστής της οπισθέλκουσας να παραμένει σχετικά μικρός.

Η δεύτερη τεχνική για τη μείωση του φαινομένου της φυσαλίδας και ως εκ τούτου της οπισθέλκουσας που δημιουργεί είναι η χρήση των boundary layer trips (BLT). Τα BLT έχουν επανειλημμένως χρησιμοποιηθεί για τη βελτίωση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς αεροτομών που εμφανίζουν γενικότερα το φαινόμενο ανάπτυξης δινών. Η βασική δυσκολία αυτής της μεθόδου έχει να κάνει με την αδυναμία ακόμα και σε πιο απλά μοντέλα (όπως η λεπτή επίπεδη πλάκα) να προβλεφθεί η επίδραση των BLT πάνω στα χαρακτηριστικά του οριακού στρώματος, γι αυτό και η ανάπτυξή τους έχει γίνει κυρίως μέσα από πειραματικές διαδικασίες και δοκιμές είτε σε ζωντανό χρόνο, είτε σε αεροδυναμικές σήραγγες. Μία άλλη δυσκολία του σχεδιασμού των BLT για αεροτομές σε χαμηλούς Re είναι ότι ο σχεδιασμός BLT μιας πτέρυγας για συγκεκριμένη γωνία προσβολής και αριθμό Re, μπορεί να είναι εντελώς μη αποδοτικός για οποιαδήποτε άλλη γωνία προσβολής ή αριθμό Re. Αυτές οι διαφοροποιήσεις στην απόδοση των BLT έχουν να κάνουν επίσης και με το μέγεθος της φυσαλίδας, την έντασή της και τη διαφοροποίησή της σε σχέση με τη γωνία προσβολής, καθιστώντας έτσι τη συμπεριφορά και απόδοση των BLT ιδιαίτερος εξαρτώμενη από πολλούς παράγοντες. Τέλος, αξίζει να αναφερθεί

ότι ιδιαίτερος μετά την ανάπτυξη της τεχνικής μοντελοποίησης των ροών Xfoil, η διαδικασία υπολογιστικής μελέτης -με σχετικά επαρκή ακρίβεια- των χαρακτηριστικών των BLT έχει βελτιωθεί, οδηγώντας έτσι σε μια πιο εύκολη διαδικασία σχεδιασμού αεροτομών με BLT.

3.4 Φαινόμενο Stall

Το stall είναι το φαινόμενο κατά το οποίο η ραγδαία αύξηση της γωνίας προσβολής οδηγεί σε μια ραγδαία μείωση της άνωσης. Στο σχήμα 3.5 παρατηρούμε ότι ο συντελεστής άνωσης αυξάνεται γραμμικά σε σχέση με την αύξηση της γωνίας προσβολής, μέχρι μία ορισμένη τιμή και μετά σημειώνει δραστική πτώση. Αυτή η τιμή του συντελεστή άνωσης, ονομάζεται μέγιστος συντελεστής άνωσης, και οποιαδήποτε αύξηση της γωνίας προσβολής πέραν αυτού του σημείου, οδηγεί σε μια μείωση του συντελεστή άνωσης. Γι αυτό και η γωνία προσβολής που αντιστοιχεί στο μέγιστο συντελεστή άνωσης, ονομάζεται και γωνία stall ή αλλιώς κρίσιμη γωνία προσβολής. Ενώ, η περιοχή πέραν του σημείου stall ονομάζεται περιοχή stall-αρίσματος (stall region).

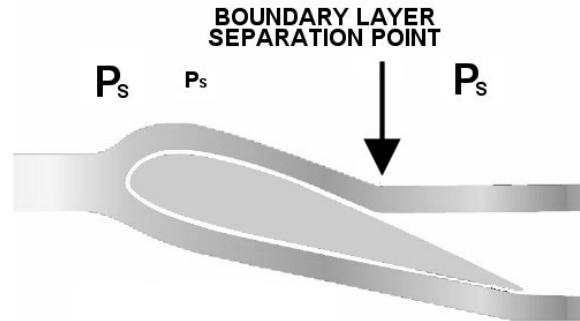


Σχήμα 3.5

3.4.1 Η αποκόλληση του οριακού στρώματος και το φαινόμενο stall

Το φαινόμενο stall δημιουργείται εξαιτίας της αποκόλλησης του οριακού στρώματος στην επάνω πλευρά μιας πτέρυγας και σχετικά κοντά στο μέτωπο προσβολής. Καθώς ο αέρας κινείται κατά μήκος της επιφάνειας της πάνω πλευράς της πτέρυγας, επιβραδύνεται εξαιτίας της τριβής και της συνεκτικότητας, μετατρέποντας σταδιακά τη ροή σε τυρβώδη. Όταν η ταχύτητα του

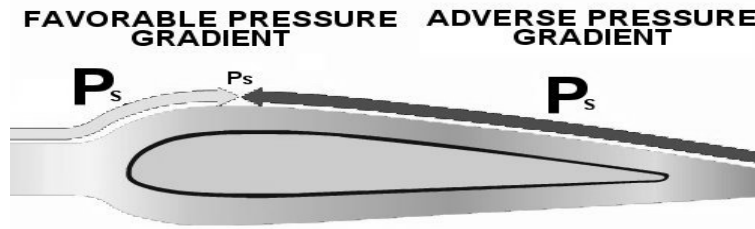
αέρα επιβραδυνθεί κοντά στη τιμή μηδέν, τότε πρακτικά σταματάει να υπάρχει ροή και εισερχόμαστε στη τυρβώδη ροή. Ο αέρας από αυτό το σημείο και έπειτα συνεχίζει τη ροή του σε κομμάτι του οριακού στρώματος, και πλέον μπορούμε να πούμε ότι το οριακό στρώμα έχει αποκολληθεί από την πτέρυγα. Όταν το οριακό στρώμα αποκολληθεί πλέον από την πτέρυγα, παύει να συνεισφέρει στη δημιουργία της άνωσης (βλ. Σχήμα 3.5).



Σχήμα 3.6

Η τριβή και η συνεκτικότητα συνεχίζουν να απορροφούν κινητική ενέργεια της ροής του αέρα κατά μήκος της πτέρυγας, κι έτσι τείνουν να δημιουργήσουν αποκόλληση της ροής σε σημείο σχετικά κοντά στην «ουρά» της αεροτομής. Η τριβή και η συνεκτικότητα, ωστόσο, δεν είναι οι μόνοι εχθροί του οριακού στρώματος. Οι συνιστώσες της πίεσης κατά μήκος την επάνω πλευράς της πτέρυγας, παίζουν επίσης έναν σημαντικό ρόλο στη διαμόρφωση της ροής. Όπως είναι γνωστό υπάρχει ένα σημείο υψηλής πίεσης στο μέτωπο προσβολής, ένα σημείο χαμηλής πίεσης στο μέγιστο πάχος της αεροτομής, καθώς και ένα σημείο υψηλής πίεσης στην «ουρά» της αεροτομής.

Όπως γνωρίζουμε όταν υπάρχει μια διαφορά πίεσαν, υπάρχει η τάση η ροή του αέρα να είναι από το σημείο υψηλής πίεσης, προς το σημείο χαμηλής πίεσης. Αυτή διαφορά πιέσεων μεταξύ του σημείου στο μέτωπο προσβολής και στο σημείο μέγιστου πάχους, δημιουργεί την τάση η ροή να μετακινείται από το μέτωπο προσβολής προς το μέγιστο πάχος, γεγονός θετικό. Αυτή η διαφορά ονομάζεται γι αυτό το λόγο προτιμώμενη διαφορά πιέσεων. Αντιθέτως, πάλι λόγω της διαφοράς πιέσεων μεταξύ σημείου μέγιστου πάχους και ακμής φυγής, η τάση είναι η ροή να προωθείται ανάποδα από την ουρά της αεροτομής προς το σημείο μέγιστου πάχους, γεγονός αρνητικό. Αυτό το φαινόμενο ονομάζεται ρεύμα αντίστροφης πίεσης και παρουσιάζεται στο παρακάτω σχήμα 3.7.

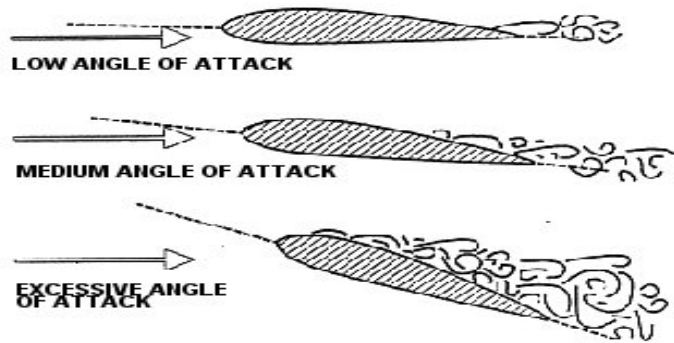


Σχήμα 3.7

Το ρεύμα αντίστροφης πίεσης, θα προκαλέσει γρήγορα την απορρόφηση της κινητικής ενέργειας του οριακού στρώματος στην επάνω πλευρά της πτέρυγας, προκαλώντας έτσι την αποκόλληση της ροής. Μάλιστα όσο μεγαλύτερη είναι η διαφορά των πιέσεων τόσο πιο δύσκολο είναι η ροή να παραμείνει προσκολλημένη στην επιφάνεια της πτέρυγας.

Μια αεροτομή υπό μεγάλη γωνία προσβολής δημιουργεί μια μεγάλη διαφορά πιέσεων στην επάνω πλευρά της πτέρυγας, η οποία είναι εξαιρετικά δύσκολο να υπερνικηθεί από την κινητική ενέργεια που φέρει το οριακό στρώμα. Όταν το οριακό στρώμα αδυνατεί να παραμείνει προσκολλημένο κοντά στην «ουρά» της πτέρυγας, τότε το φαινόμενο stall έχει εκκινηθεί. Ακόμα και για χαμηλές τιμές της γωνίας προσβολής δημιουργείται ένα ρεύμα αντίστροφης πίεσης πίσω από το σημείο μέγιστου πάχους, παρόλα αυτά είναι πολύ μικρότερο σε σχέση με την κινητική ενέργεια του οριακού στρώματος μέχρι να φτάσουμε στο σημείο μέγιστης άνωσης (σημείο stall-αρίσματος).

Το σχήμα 3.8 δείχνει το οριακό στρώμα μιας πτέρυγας για διάφορες γωνίες προσβολής. Παρατηρούμε ότι για μικρές γωνίες η ροή παραμένει προσκολλημένη και η οποιαδήποτε αποκόλληση εμφανίζεται κοντά στην ακμή φυγής της αεροτομής. Καθώς η γωνία προσβολής αυξάνει, και το ίδιο κάνει και η άνωση, το ρεύμα αντίστροφης πίεσης προωθείται προς το σημείο μέγιστου πάχους και τείνει να μετατοπίσει το σημείο αποκόλλησης. Πέραν της κρίσιμης γωνίας, η ροή αποκολλάται πλήρως από την πτέρυγα και πλέον σταματάει η ύπαρξη της άνωσης, ενώ η οπισθέλκουσα αυξάνεται ραγδαία.



Σχήμα 3.8

3.4.2. Η ταχύτητα στο φαινόμενο stall

Καθώς η γωνία προσβολής αυξάνει προς την τιμή της κρίσιμης γωνίας, η πραγματική ταχύτητα του αέρα μειώνεται ώστε να εξισορροπηθεί η επίπεδη πτήση. Αφού, λοιπόν, ο συντελεστής άνωσης μειώνεται πέραν της κρίσιμης γωνίας, τότε πρέπει η ταχύτητα του αέρα να αυξηθεί για να διατηρηθεί ισορροπία στην επίπεδη πτήση κατά τη διάρκεια της περιοχής stall. Γι αυτό το λόγο η ελάχιστη δυνατή τιμή ταχύτητας του αέρα για την επίτευξη επίπεδης πτήσης προκύπτει στη κρίσιμη γωνία και για μέγιστη άνωση.

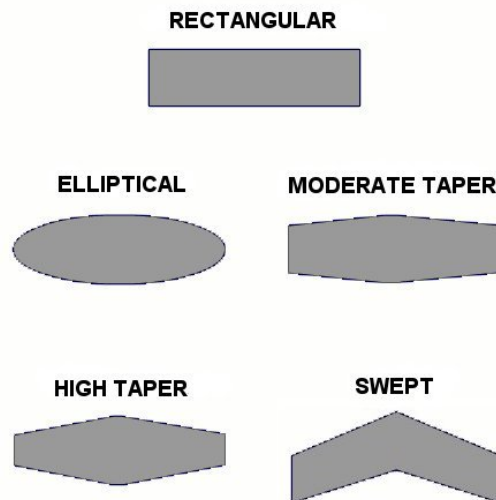
Η ταχύτητα stall (V_s) ορίζεται ως η ελάχιστη απαιτούμενη πραγματική ταχύτητα αέρα για να διατηρηθεί εξισορροπημένη πτήση για τη μέγιστη δυνατή άνωση. Παρότι η ταχύτητα stall μπορεί να τροποποιείται, η κρίσιμη γωνία stall-αρίσματος παραμένει σταθερή για μια συγκεκριμένη αεροτομή. Καθώς το βάρος και η άνωση είναι ίσα στην εξισορροπημένη πτήση, η άνωση μπορεί να αντικατασταθεί από το βάρος στην εξίσωση της άνωσης. Λύνοντας ως προς την ταχύτητα, προκύπτει μια βασική εξίσωση για την ταχύτητα stall. Αντικαθιστώντας τώρα την ταχύτητα stall στην εξίσωση πραγματικής ταχύτητας αέρα και επιλύοντας, παίρνουμε την ενδεικνύμενη ταχύτητα, indicated stall air speed - IAS_s .

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{LMAX}}} \qquad IAS_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_{LMAX}}}$$

3.5 Stall patterns για διάφορες μορφές αεροτομών

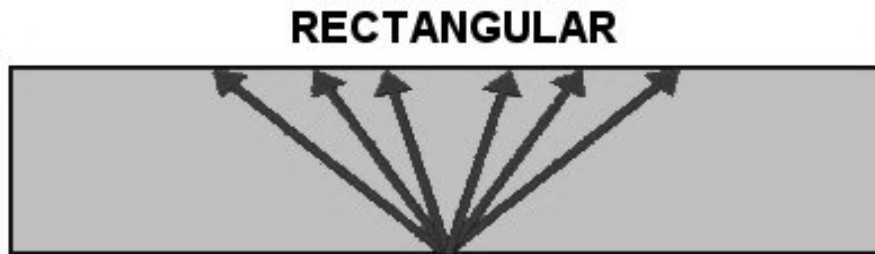
Το φαινόμενο stall τις περισσότερες φορές δεν εμφανίζεται ταυτόχρονα σε όλο το εύρος και το άνοιγμα μιας αεροτομής. Καθώς το οριακό στρώμα αποκολλάται λόγω της διαφοράς πίεσης που αναπτύσσεται τη συγκεκριμένη στιγμή στην πτέρυγα, αυτό σημαίνει ότι ο τρόπος με τον οποίο προκαλείται η άνωση πάνω στην επιφάνεια της πτέρυγας, καθορίζει και τον ιδιαίτερο τόπο με τον οποίο θα εμφανιστεί το φαινόμενο stall.

Η πιο επιθυμητή διαδικασία εμφάνισης stall σε μια πτέρυγα, είναι αυτή η οποία ξεκινάει από τη ρίζα της πτέρυγας. Το κύριο πλεονέκτημα ενός stall που ξεκινάει πρώτα από τη ρίζα μιας πτέρυγας είναι ότι μπορεί να διατηρηθεί η αποτελεσματικότητα του πτερυγίου διεύθυνσης, έως ότου το φαινόμενο stall να επικρατήσει πάνω σε όλη την επιφάνεια της πτέρυγας. Στο σχήμα 3.9 παρουσιάζονται ορισμένοι βασικοί τύποι πτερυγίων, οι τρόποι με τους οποίους εμφανίζουν stall παρουσιάζονται αμέσως μετά.



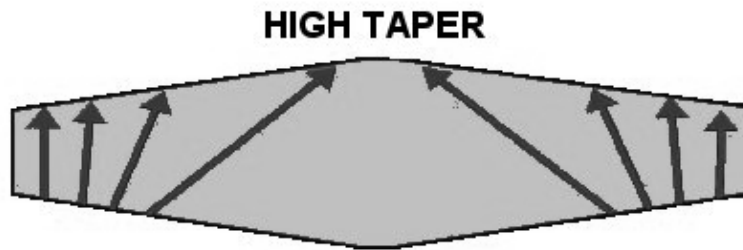
Σχήμα 3.9

Η κατανομή της άνωσης σε μια πτέρυγα ορθογωνικής διατομής ($\lambda=1.0$), καθορίζεται από την εμφάνιση σχετικά μικρής άνωσης στα ακροπτερύγια και μεγάλης άνωσης στη ρίζα. Καθώς οι περιοχές με μεγαλύτερες συνιστώσες άνωσης έχουν την τάση να εμφανίζουν stall, έτσι και οι πτέρυγες ορθογωνικής διατομής έχουν μια τάση να εμφανίζουν stall στη ρίζα (βλ. Σχήμα 3.10). Οι πτέρυγες τέτοιας διατομής προσφέρουν αρκετή «αεροδυναμική προειδοποίηση» πριν το σημείο stall, αλλά η χρήση τους περιορίζεται σε κατασκευές όπου ζητούμενο είναι η ευκολία κατασκευής και το μικρό κόστος.



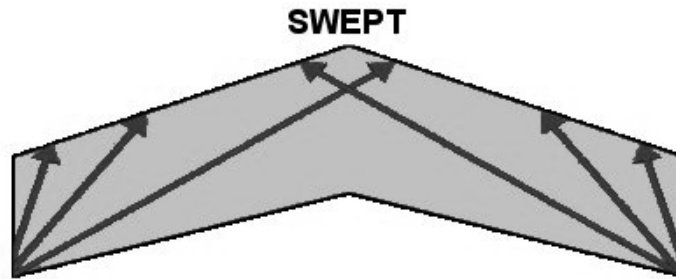
Σχήμα 3.10

Οι πτέρυγες υψηλού taper (highly tapered wings, $\lambda=0.25$) είναι προτιμότερες υπό τη σκοπιά του κατασκευαστικού βάρους, της αντοχής και των φορτίσεων στα ακροπτερύγια. Αυτού του είδους οι πτέρυγες παράγουν μεγαλύτερη άνωση στα ακροπτερύγια και γι αυτό τείνουν να εμφανίσουν stall και στα αντίστοιχα σημεία (βλ. Σχήμα 3.11).



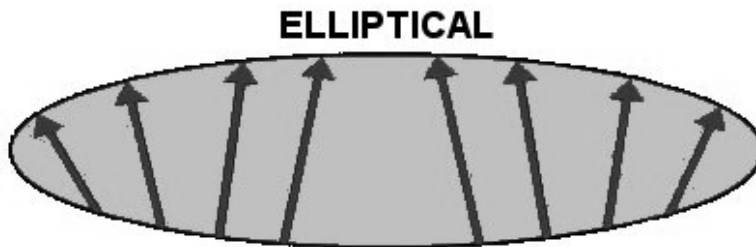
Σχήμα 3.11

Οι πτέρυγες τύπου swept (swept wings) χρησιμοποιούνται σε αεροσκάφη υψηλών ταχυτήτων γιατί επιτρέπουν στο αεροσκάφος να πετάει σε μεγαλύτερους αριθμούς Mach με μειωμένα ποσά οπισθέλκουσας και μεγαλύτερη σταθερότητα. Έχουν κατανομή άνωσης παρόμοια με αυτή των πτερύγων υψηλού taper, και γι αυτό τείνουν να εμφανίσουν stall κοντά στα ακροπτερύγια. Όταν όμως το stall εμφανιστεί στα ακροπτερύγια τότε προωθείται με μεγάλη ταχύτητα προς όλη την πτέρυγα, κάνοντας έτσι πολύ δύσκολους τους χειρισμούς με το που εμφανιστεί το φαινόμενο (βλ. Σχήμα 3.12).



Σχήμα 3.12

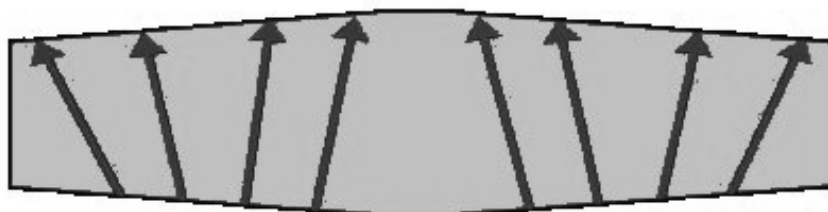
Η πτέρυγα ελλειπτικής διατομής έχει μια ομοιόμορφη κατανομή άνωσης από τη ρίζα προς τα ακροπτερύγια και παρουσιάζει μικρή οπισθέλκουσα. Η ομοιόμορφη κατανομή της άνωσης σημαίνει ότι όλα τα τμήματα της αεροτομής παρουσιάζουν ταυτόχρονα το φαινόμενο stall για την ίδια γωνία προσβολής (βλ. Σχήμα 3.13). Παρέχει κάποια σχετικά «αεροδυναμική προειδοποίηση» πριν το σημείο stall. Είναι επίσης πιο δύσκολη στην κατασκευή σε σχέση με άλλου τύπου πτέρυγες, ενώ θεωρείται ιδανική υποηχητική πτέρυγα λόγω του εξαιρετικού λόγου άνωσης προς οπισθέλκουσα που σημειώνει.



Σχήμα 3.13

Τέλος, οι αεροτομές τύπου moderate taper ($\lambda=0.5$) παρουσιάζουν κατανομή άνωση και φαινομένου stall που προσομοιάζει την κατανομή που εμφανίζεται και στις πτέρυγες ελλειπτικού τύπου (βλ. Σχήμα 3.14). Αυτού του τύπου οι αεροτομές παρουσιάζουν μειωμένο βάρος, αυξημένη αντοχή και μειωμένες φορτίσεις στα ακροπτερύγια.

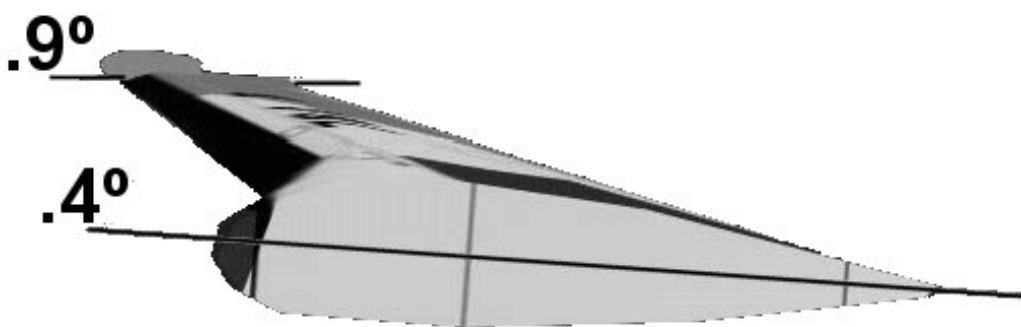
MODERATE TAPER



Σχήμα 3.14

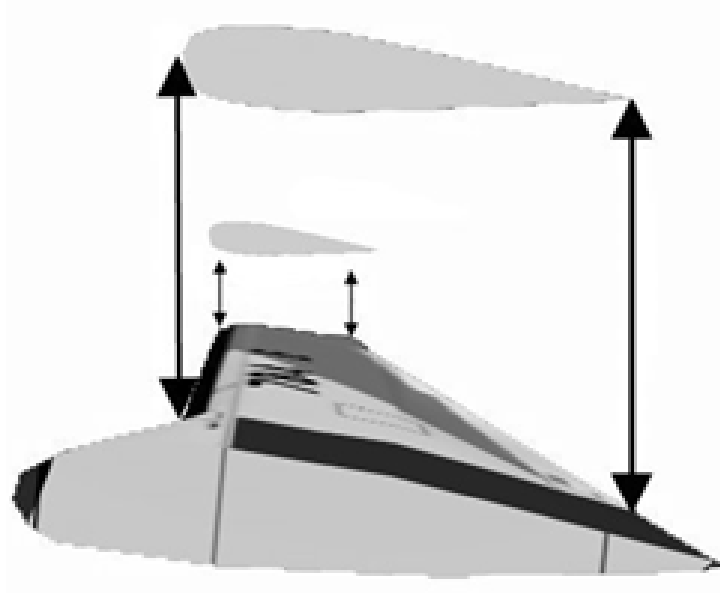
Το φαινόμενο stall δε μπορεί να εκλείψει, μπορεί όμως να εμφανιστεί πιο προοδευτικά και να βοηθήσει έτσι στη διαμόρφωση μιας πιο προβλέψιμης συμπεριφοράς. Μια τέτοιου τύπου επιθυμητή ανάπτυξη του φαινομένου stall παρουσιάζουν οι πτέρυγες ορθογωνικής διατομής. Παρόλα αυτά λόγω των περιορισμών που συνοδεύουν τη χρήση τέτοιων αεροτομών, η χρήση τους δεν είναι ιδιαίτερα διαδεδομένη. Γι αυτό το λόγο, έχουν αναπτυχθεί μια σειρά από τεχνικές, έτσι ώστε οι πιο διαδεδομένες πτέρυγες να αποκτήσουν μία διαφορετικού τύπου ανάπτυξη του φαινομένου stall.

Το γεωμετρικό twist είναι μια τεχνική μείωσης της γωνίας εμφάνισης (incidence) από τη ρίζα προς το ακροπτερύγιο (βλ. Σχήμα 3.15). Αυτός ο σχεδιασμός ως εκ τούτου οδηγεί σε μειωμένη γωνία προσβολής στο ακροπτερύγιο κι έτσι η ρίζα τείνει να αναπτύξει πρώτα φαινόμενο stall και μετά να επεκταθεί προς το ακροπτερύγιο.



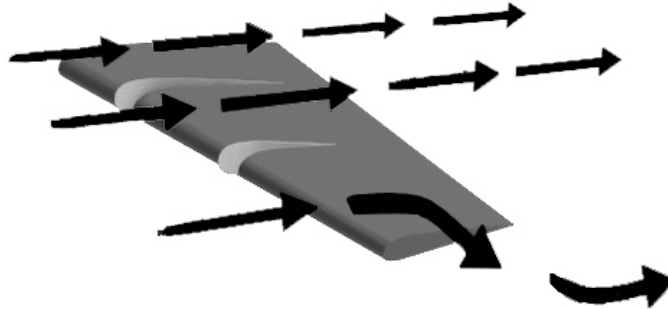
Σχήμα 3.15

Το αεροδυναμικό twist είναι μια τεχνική μείωσης του camber από τη ρίζα προς το ακροπτερύγιο. Αυτός ο σχεδιασμός, λοιπόν, οδηγεί από ένα θετικό camber στη ρίζα σε ένα συμμετρικό στο ακροπτερύγιο (βλ. Σχήμα 3.16). Καθώς οι πτέρυγες θετικού camber τείνουν να εμφανίσουν stall για μικρότερες τιμές της γωνίας προσβολής, έτσι και με τη χρήση αυτής της τεχνικής επιτυγχάνεται να εμφανιστεί το φαινόμενο stall πρώτα στη ρίζα και μετά να επεκταθεί προς τα ακροπτερύγια.



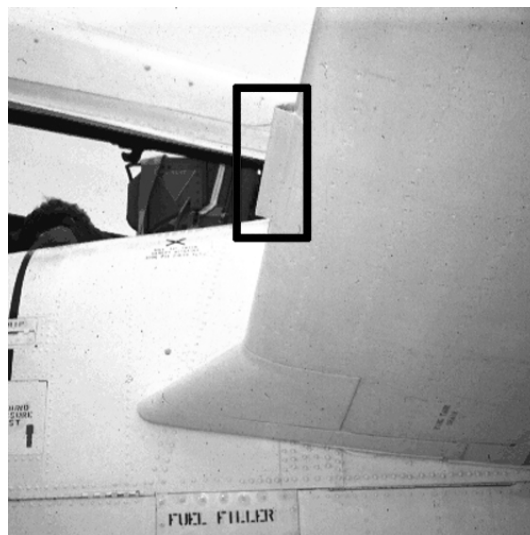
Σχήμα 3.16

Ακόμα στις πτέρυγες τύπου swept υπάρχει η τάση διαμορφώνεται ροή από τη ρίζα προς το ακροπτερύγιο, γεγονός που καθιστά τη ροή μη συμβάλλουσα στην παραγωγή άνωσης. Αντιθέτως, αυτή η ροή δημιουργεί μια ισχυρή τάση εμφάνισης του φαινομένου stall στο ακροπτερύγιο. Γι αυτό το λόγο τα stall fences (φράχτες stall) επανακατευθύνουν τη ροή του αέρα κατά μήκος της χορδής της αεροτομής (βλ. Σχήμα 3.17), επιτρέποντας έτσι την καθυστέρηση στην ανάπτυξη του φαινομένου stall, αλλά και την επίτευξη μεγαλύτερων τιμών για τη γωνία προσβολής.



Σχήμα 3.17

Τέλος, τα stall strips είναι αιχμηρά κομμάτια μετάλλου τα οποία τοποθετούνται στο μέτωπο προσβολής μιας αεροτομής, κοντά στη ρίζα της (βλ. Σχήμα 3.18). Καθώς η υποηχητική ροή δε μπορεί εύκολα να κινηθεί γύρω από αιχμηρές γωνίες, το οριακό στρώμα αποκολλάται για μεγαλύτερες τιμές της γωνίας προσβολής, διευκολύνοντας έτσι την ανάπτυξη του φαινομένου stall πρώτα στη ρίζα της αεροτομής.



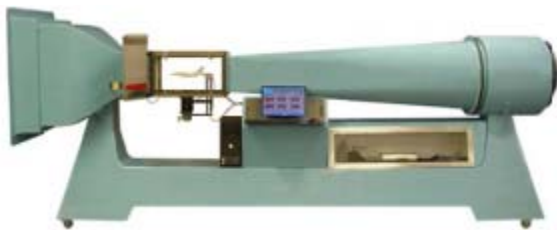
Σχήμα 3.18

3.6 Το φαινόμενο blockage και οι διορθώσεις για τοιχώματα σηράγγων

Το φαινόμενο blockage είναι ένα σύνθητες φαινόμενο κατά τη πειραματική μελέτη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς διαφόρων αντικειμένων και είναι ιδιαίτερα εμφανές κατά τις

μελέτες που διεξάγονται με τη χρήση αεροδυναμικών σήραγγων. Ο λόγος εμφάνισης αυτού του φαινομένου έχει να κάνει τόσο με τη γεωμετρία και τους περιορισμούς που συνεπάγεται η χρήση των τοιχωμάτων σε μια σήραγγα, όσο και η σχέση της διατομής του μελετώμενου αντικειμένου σε σχέση με την αντίστοιχη διατομή της σήραγγας.

Η επίδραση λόγω της ύπαρξης των τοιχωμάτων έχει να κάνει με τους εξής λόγους. Πρώτον, οι περισσότερες αεροδυναμικές σήραγγες είναι κυκλικής διατομής, ενώ ο χώρος διεξαγωγής των μετρήσεων είναι συνήθως ορθογωνικής διατομής (βλ. Σχήμα 3.19) δημιουργώντας έτσι προβλήματα στη ροή καθώς αυτή πρέπει να παραμείνει γραμμική κατά τη μετάβαση από τη κυκλική στην ορθογωνική διατομή. Ακόμα το υπαρκτό ρεύμα τύρβης εντός κάθε αεροδυναμικής σήραγγας πρέπει να συνυπολογίζεται πάντοτε. Παραπέρα, συνήθως το κάθε αντικείμενο προς μελέτη τοποθετείται στο μέσο της σήραγγας έτσι ώστε να αποφευχθεί η παρεμβολή του με το οριακό στρώμα των τοιχωμάτων της σήραγγας, αυτό όμως δεν καθίσταται πάντα απολύτως δυνατό, ειδικά όταν τα υπό μελέτη αντικείμενα τοποθετούνται υπό μεγάλες γωνίες (βλ. Σχήμα 3.20).



Σχήμα 3.19



Σχήμα 3.20

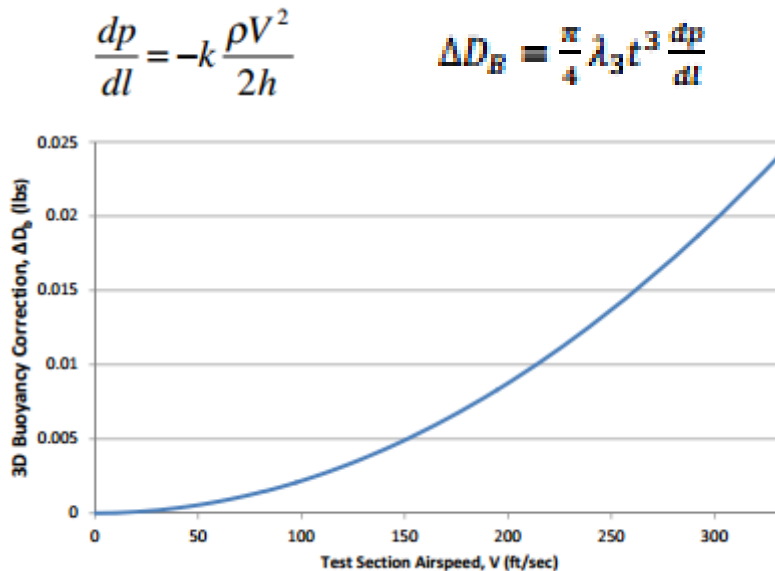
Στη μελέτη του Pope, “Low-Speed Wind Tunnel Testing” (1984), ο συγγραφέας παρουσιάζει μια σειρά θεμάτων που ανακύπτουν λόγω της παρουσίας των τοιχωμάτων στις σήραγγες.

- Σε ένα κλειστό σύστημα μετρήσεων, η επίδραση πλευρικών δυνάμεων στη ροή γύρω από το σώμα είναι γνωστή ως solid blockage και προκαλεί μια αύξηση στη δυναμική πίεση και τις ασκούμενες δυνάμεις σε κάθε ξεχωριστή τιμή της γωνίας προσβολής. Σε ανοιχτό χώρο η επίδραση του solid blockage συνήθως θεωρείται αμελητέα.
- Σε ένα κλειστό σύστημα μετρήσεων, η επίδραση πλευρικών δυνάμεων στη ροή επηρεάζει και το ίχνος (wake) ενός αντικειμένου και ονομάζεται wake blockage. Η επίδραση αυτού του φαινομένου οδηγεί στη μεγέθυνση του ίχνους και συνεπακόλουθα της οπισθέλκουσας του προς μελέτη αντικειμένου. Σε ανοιχτό χώρο η επίδραση του wake blockage συνήθως θεωρείται αμελητέα.

- Σε ένα κλειστό σύστημα μετρήσεων, η γωνία προσβολής κοντά στα ακροπερύγια ενός μοντέλου με μεγάλο άνοιγμα φτερών είναι αυξημένη, οδηγώντας έτσι σε πρόωρη εμφάνιση του φαινομένου stall. Ενώ σε ανοιχτές μετρήσεις ισχύει το ακριβώς αντίθετο. Ο τρόπος περιορισμού αυτού του φαινομένου είναι το άνοιγμα των φτερών να διατηρείται κάτω από το 80% της διατομής της σήραγγας.
- Σε ένα κλειστό σύστημα μετρήσεων, παρατηρείται μια αλλαγή της καμπυλότητας της ροής οδηγώντας έτσι σε αύξηση της άνωσης και της γωνίας προσβολής.

3.6.1 Διόρθωση άνωσης (buoyancy correction)

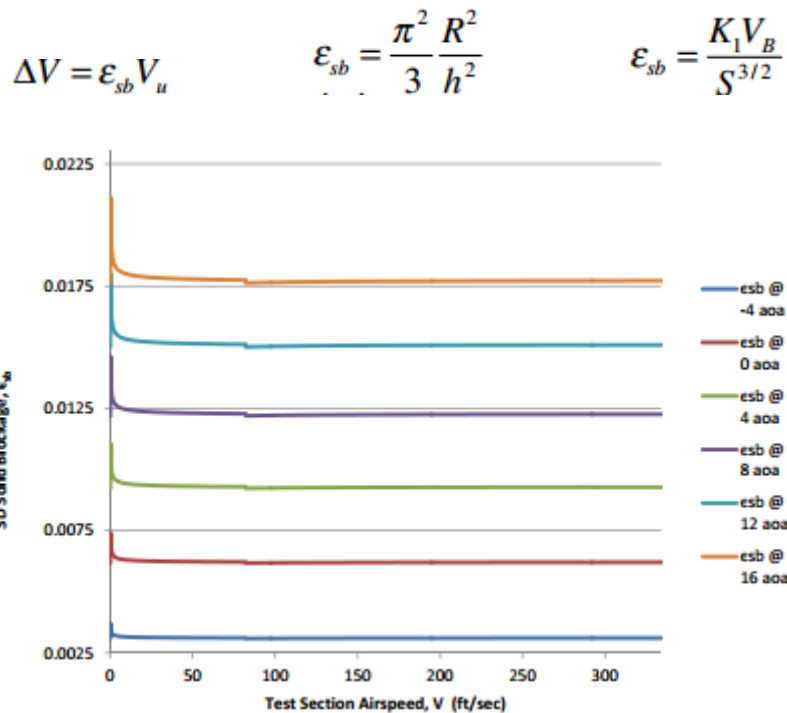
Οι αεροδυναμικές σήραγγες κλειστού λαιμού παρουσιάζουν αλλαγές στην στατική πίεση κατά μήκος του τμήματος διεξαγωγής των δοκιμών. Η μεταβολή της στατικής πίεσης οφείλεται στην αύξηση του πάχους του οριακού στρώματος κατά μήκος αυτού του τμήματος. Καθώς η ροή πλησιάζει το τέλος αυτού του τμήματος, προοδευτικά παίρνει πιο αρνητικές τιμές. Καθώς η πίεση γίνεται όλο και πιο αρνητική κατά μήκος αυτού του τμήματος, το υπό εξέταση μοντέλο τείνει να «ρουφηχθεί» - μετατοπιστεί προς το τέλος του τμήματος. Το επίπεδο της διόρθωσης άνωσης είναι αμελητέο για πτέρυγες και αεροτομές, παίζει όμως σπουδαίο ρόλο όταν υπάρχουν άτρακτοι. Παρακάτω δίνονται οι τύποι για τη γραμμική πίεση και τη διόρθωση άνωσης, καθώς και στο σχήμα 3.21 παρουσιάζεται ένα παράδειγμα διαγράμματος διόρθωσης άνωσης σε σχέση με την ταχύτητα του αέρα στο τμήμα δοκιμών.



Σχήμα 3.21

3.6.2 Διόρθωση Solid Blockage

Το φαινόμενο solid blockage και η αναγκαία του διόρθωση, έχουν να κάνουν με την παρουσία του προς μελέτη αντικειμένου στο εσωτερικό της σήραγγας. Η παρουσία του μοντέλου εμποδίζει την απρόσκοπτη ανάπτυξη της ροής μέσα στη σήραγγα και έτσι η διατομή της ροής μειώνεται. Για να ικανοποιηθούν, λοιπόν, οι εξισώσεις συνέχειας απαιτείται να αυξηθεί η ταχύτητα της ροής ώστε να διατηρηθεί σταθερή η παροχή μάζας στο τμήμα των μετρήσεων. Αυτή η αύξηση της ταχύτητας της ροής ονομάζεται solid blockage και έχει σχέση με το πάχος της κατατομής του οριακού στρώματος και το μέγεθος του μοντέλου. Το camber μιας αεροτομής είναι ανεξάρτητο του solid blockage, ενώ αξίζει να παρατηρηθεί ότι η προσαύξηση ταχύτητας λόγω του solid blockage, είναι κατά πολύ μικρότερη σε σχέση με αυτή που παρουσιάζεται λόγω της απευθείας μείωσης της διατομής της σήραγγας. Παρακάτω παρατίθενται τύποι για τη διόρθωση ταχύτητας αέρα και τη διόρθωση solid blockage. Στο σχήμα 3.22 παρατίθεται ένα παράδειγμα διαγράμματος solid blockage σε σχέση με την ταχύτητα αέρα.

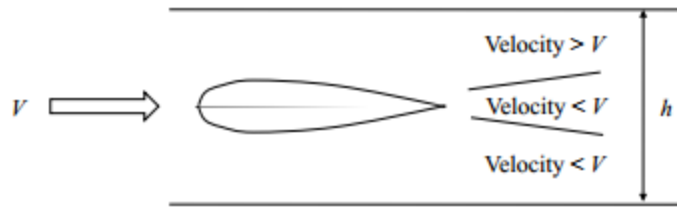


Σχήμα 3.22

3.6.3 Διόρθωση Wake Blockage

Το φαινόμενο wake blockage και η αναγκαία του διόρθωση, έχουν να κάνουν επίσης με την παρουσία του μοντέλου εντός της σήραγγας. Όπως γίνεται και στον ανοιχτό χώρο, έτσι και εντός της σήραγγας η παρουσία ενός σώματος κατά τη ροή αέρα, αφήνει ένα ίχνος (wake). Σύμφωνα με το νόμο της συνέχειας, η ταχύτητα εκτός της περιοχής του ίχνους, εντός μιας κλειστής σήραγγας, πρέπει να είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα του ελεύθερου ρεύματος έτσι ώστε η

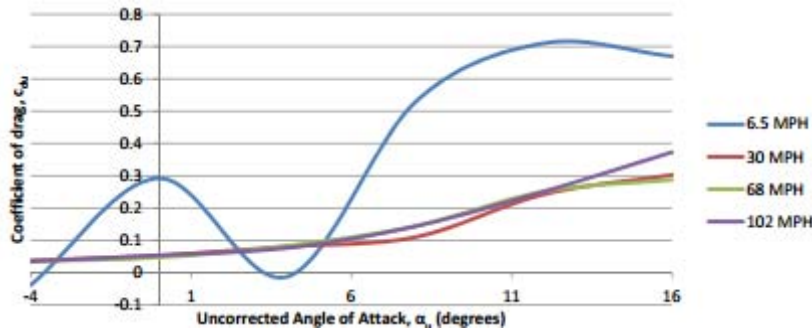
παροχή μάζας να παραμένει σταθερή. Ενώ το αντίστροφο συμβαίνει για την περιοχή εντός του ίχνους (βλ. Σχήμα 3.23).



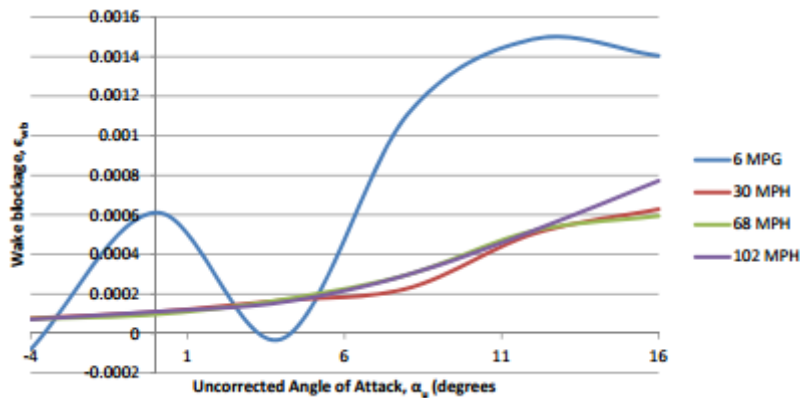
Σχήμα 3.23

Παρακάτω παρατίθενται οι μαθηματικές σχέσεις που περιγράφουν τη διόρθωση ταχύτητας αέρα και τη διόρθωση wake blockage, καθώς και στα σχήματα 3.24 και 3.25 παρατίθενται παραδείγματα διαγραμμάτων της μη διορθωμένης γωνίας προσβολής σε σχέση με την οπισθέλκουσα και τη διόρθωση wake blockage, για διάφορες τιμές της ταχύτητας αέρα.

$$\Delta V = \epsilon_{wb} V_u \quad \epsilon_{wb} = \frac{c}{2h} c_{d_u}$$



Σχήμα 3.24



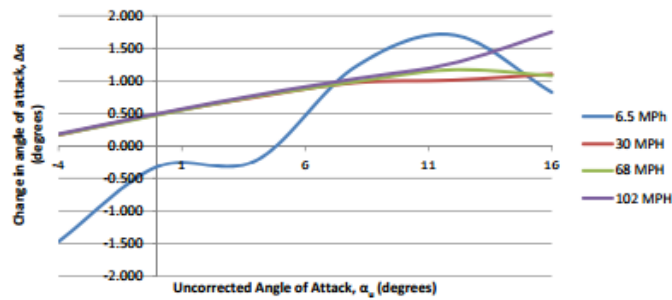
Σχήμα 3.25

3.6.4 Διόρθωση καμπυλότητας γραμμών ροής (Streamline Curvature Correction)

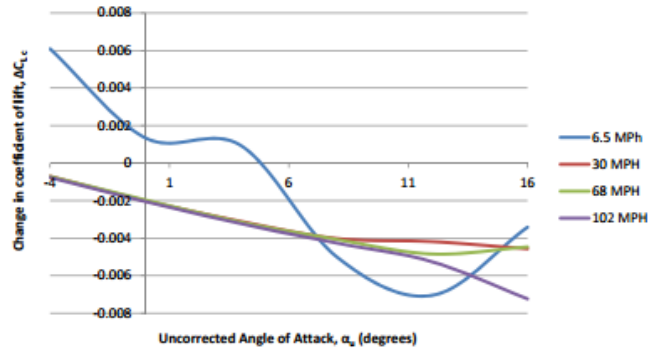
Το φαινόμενο της αλλαγής της καμπυλότητας των γραμμών ροής και της αναγκαίας διόρθωσής τους έχουν να κάνουν με την ύπαρξη των τοιχωμάτων μιας σήραγγας. Πιο συγκεκριμένα το δάπεδο και η οροφή της αεροδυναμικής σήραγγας προκαλούν μια τεχνητή μείωση της καμπυλότητας των γραμμών ροής γύρω από το προς εξέταση μοντέλο. Το γεγονός αυτό οδηγεί στο να παρουσιάζεται το προς εξέταση μοντέλο ως μοντέλο μεγαλύτερου camber και συνεπακόλουθα αυτό οδηγεί στο να εμφανίζεται μεγαλύτερη άνωση. Η αντιμετώπιση αυτού του φαινομένου απαιτεί διορθώσεις στη γωνία προσβολής, στο συντελεστή άνωσης και στο συντελεστή μέσης χορδής. Σχέσεις που παρουσιάζονται παρακάτω, όπως επίσης και στα σχήματα 3.26 και 3.27, παρουσιάζονται παραδείγματα διαγραμμάτων που συσχετίζουν τη μη διορθωμένη γωνία προσβολής με τη μεταβολή της γωνίας προσβολής και του συντελεστή άνωσης, για διάφορες τιμές της ταχύτητας του αέρα.

$$\alpha = \alpha_u + \frac{57.3\sigma}{2\pi} (c_{l_u} + 4c_{m1/2_u}) \quad c_l = c_{l_u} (1 - \sigma - 2\varepsilon) \quad c_{m1/2} = c_{m1/2_u} (1 - 2\varepsilon) + \frac{\sigma c_l}{4}$$

$$\varepsilon = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb} \quad \sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{c}{h} \right)^2$$



Σχήμα 3.26



Σχήμα 3.27

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4: Μελέτες σε χαμηλούς Reynolds

4.1 Η μελέτη του Peter J. Kunz

4.1.1 Εισαγωγικά στοιχεία στη μελέτη του Peter J. Kunz

Το 2003 ο Peter J. Kunz από το πανεπιστήμιο του Stanford, δημοσίευσε μια μελέτη του με την ονομασία «Aerodynamics And Design For Ultra-Low Reynolds Number Flight» (Αεροδυναμική και σχεδιασμός για πτήσεις με πολύ χαμηλούς Reynolds). Ο βασικός λόγος που έσπρωξε τον Peter J. Kunz να μελετήσει το συγκεκριμένο φαινόμενο, ήταν το διαρκώς αναβαθμιζόμενο ενδιαφέρον της επιστημονικής και τεχνολογικής κοινότητας σε σχέση με τα MAV (Micro Air Vehicles). Έτσι βασική προσπάθεια της συγκεκριμένης έρευνας είναι η μελέτη της αεροδυναμικής των MAV. Γι αυτόν ακριβώς το λόγο ο Kunz επιλέγει να μελετήσει τη συμπεριφορά διαφόρων πτερυγίων για πολύ χαμηλές τιμές Reynolds (μικρότερες των 10000). Στην έρευνά του παρατηρούνται οι επιδράσεις της γεωμετρίας των πτερυγίων στην αεροδυναμική τους απόδοση μέσω μιας μεθόδου επίλυσης των εξισώσεων Navier-Stokes. Επίσης, μελετούνται οι διαφοροποιήσεις στο πάχος πτέρυγας, στο camber, στη γεωμετρία του μετώπου προσβολής και της ακμής φυγής των πτερυγίων. Τα αποτελέσματα υποδεικνύουν μια αύξηση στο συντελεστή άνωσης με παράλληλη μείωση του αριθμού Reynolds, αλλά ο λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα συνεχίζει να μειώνεται, περιορίζοντας έτσι τις δυνατότητες πτήσης. Γι αυτό το λόγο και ο συγγραφέας αποδεικνύει με τη χρήση υπολογιστικών μεθόδων ότι η επίλυση σχεδιαστικών προβλημάτων και η παραπέρα βελτίωση σχεδιαστικών ζητημάτων μπορεί να βελτιώσει και στο πολύ χαμηλούς Reynolds την αεροδυναμική απόδοση. Για την παραπέρα μελέτη της περιοχής των πολύ χαμηλών Reynolds, η επίλυση της ροής συνδυάζεται με μια διαδικασία βελτιστοποίησης, οδηγώντας έτσι στην πρώτη συστηματική προσπάθεια για σχεδιασμό μιας αεροτομής ειδικά για τους χαμηλούς Reynolds, και αποδεικνύοντας ότι γραμμές ροής που θεωρούνται αντισυμβατικές μπορεί να έχουν σημαντικά οφέλη σε τέτοιου τύπου ροές. Τα συμπεράσματα κατόπιν αυτών των υπολογισμών χρησιμοποιούνται για την μελέτη και σχεδιασμό ροτόρων που φέρουν πτερύγια και λειτουργούν σε περιβάλλον μικρών Reynolds.

4.1.2 Ανάλυση και σχεδιασμός αεροτομών για πολύ χαμηλούς Reynolds

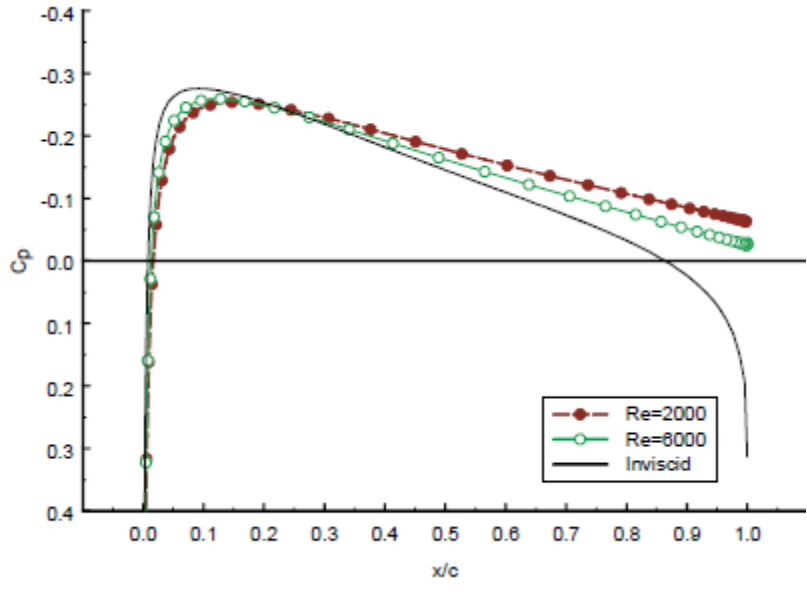
Το βασικότερο κομμάτι της μελέτης του Kunz που απασχολεί και τη θεωρία της παρούσας εργασίας, είναι η μελέτη και ο σχεδιασμός αεροτομών που προκύπτουν από υπολογισμούς για ροές σε διάφορους χαμηλούς Reynolds, και συσχετίζουν τα διάφορα γεωμετρικά χαρακτηριστικά των πτερυγίων με την αεροδυναμική τους απόδοση. Τέτοια μεγέθη είναι το πάχος, το camber, το μέτωπο προσβολής κ.ά. Για τη μελέτη διαφόρων τύπων αεροτομών σε Reynolds μικρότερους των 10000, ο Kunz χρησιμοποιεί μια δισδιάστατη υπολογιστική μέθοδο επίλυσης των εξισώσεων Navier-Stokes. Παρακάτω, λοιπόν, θα παρουσιαστούν οι βασικοί παράμετροι που καθορίζουν την αεροδυναμική συμπεριφορά σε τέτοιου τύπου ροές.

4.1.2.1 Η γενική επίδραση του αριθμού Reynolds

Η πιο εμφανής επίδραση του αριθμού Reynolds για πολύ χαμηλές τιμές είναι η μεγάλη αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας σε αυτό το τμήμα. Η τιμή της οπισθέλκουσας παρουσιάζει μια διακύμανση σε μεγάλο εύρος, αναλόγως των εξεταζόμενων γεωμετριών των πτερύγων και του αριθμού Reynolds. Η αύξηση αυτή της οπισθέλκουσας δεν ανταποκρίνεται και σε μια αντίστοιχη συμπεριφορά της άνωσης. Οι τιμές του συντελεστή άνωσης παραμένουν της ίδιας τάξης, οδηγώντας έτσι σε μια μεγάλη μείωση του λόγου άνωσης προς οπισθέλκουσα (Lift/Drag ή L/D). Η πτήση για τέτοιες τιμές του αριθμού Reynolds δεν είναι ιδιαίτερα αποδοτική, ενώ παράλληλα οι τεχνολογικοί περιορισμοί για την παραγωγή επαρκούς ισχύος σε κατασκευές τόσο μικρού μεγέθους, περιορίζει ακόμα περισσότερο τις πτητικές δυνατότητες. Γι αυτό σε τέτοιες περιπτώσεις είναι απαραίτητο οι αεροτομές να δουλεύουν στο μέγιστο λειτουργικό σημείο του L/D , απαιτώντας έτσι τη λειτουργία στο μέγιστο δυνατό σημείο σταθερού συντελεστή άνωσης. Η παραπάνω διαπίστωση είναι σημαντική διότι σε αυτές τις τιμές μια έστω και μικρή αλλαγή της τιμής του συντελεστή άνωσης έχει μεγάλο αντίκτυπο στο συντελεστή L/D .

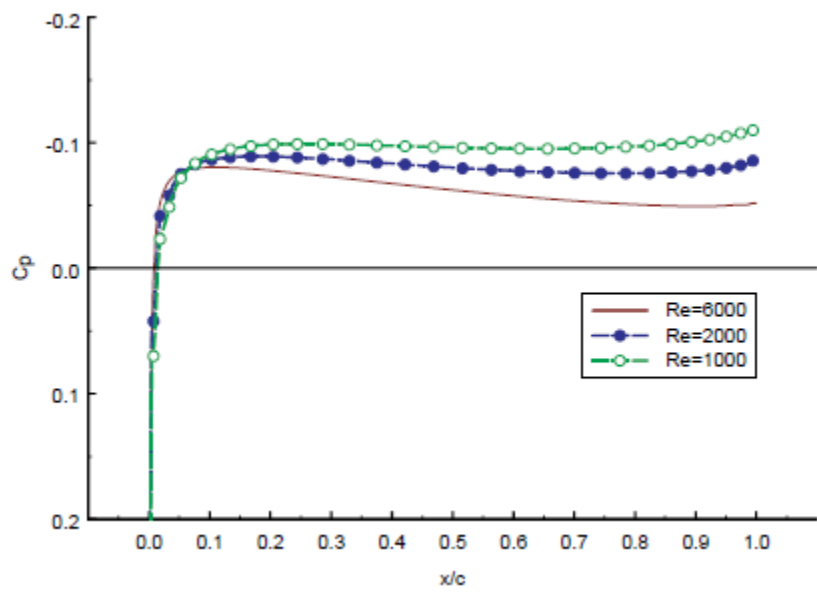
Η ροή σε πολύ χαμηλούς Reynolds κυριαρχείται από την επίδραση της συνεκτικότητας, και καθώς ο αριθμός Reynolds μειώνεται, η επίδραση του αυξανόμενου οριακού στρώματος γίνεται σημαντικότερη. Το μοντέλο του οριακού στρώματος για πολύ χαμηλούς Reynolds που δρα σε ένα πλήρως συνεκτικό πεδίο ροής, είναι μια αντίληψη ανακριβής. Σε αυτές τις ροές δημιουργείται καθώς το ρευστό κινείται με χαμηλές ταχύτητες κατά μήκος της αεροτομής και όπου η διαφορά πιέσεων κάθετα στην επιφάνεια της αεροτομής είναι κοντά στο μηδέν. Οι περιοχές σταθερής πίεσης εκτείνονται σε μακρινή απόσταση από την επιφάνεια της αεροτομής και έτσι η «δρώσα» γεωμετρία της πτέρυγας αλλάζει πολύ από την παρουσία του οριακού στρώματος.

Γι αυτές τις τιμές Reynolds το οριακό στρώμα έχει μεγαλύτερη επίδραση στις πιέσεις επιφανείας, ακόμα και από τις γραμμές αποκόλλησης ροής. Αυτό φαίνεται και από το σχήμα 4.1 όπου το διάγραμμα που παρουσιάζεται, περιγράφει την κατανομή πιέσεων για μη συνεκτική ροή, και για συνεκτική στους 2000 και 6000 Reynolds για μια αεροτομή τύπου NACA 0008. Για $Re=2000, 6000$ η ροή είναι προσκολλημένη. Καθώς ο αριθμός Reynolds μειώνεται η τιμή της ελάχιστης πίεσης και η καμπύλη της διαφοράς αντίστροφων πιέσεων μειώνονται. Η αποδυναμωμένη ανάκτηση πίεσης έχει επίδραση στην οπισθέλκουσα, αλλά για θετικές τιμές της γωνίας προσβολής, η κύρια επίδραση είναι λόγω της άνωσης.



Σχήμα 4.1

Παρόμοιο είναι και το διάγραμμα του σχήματος 4.2 για μια αεροτομή τύπου NACA 0002. Εδώ και οι τρεις περιπτώσεις είναι προσκολλημένης ροής. Γι αυτό το κομμάτι πάχους 2%, για μηδενική άνωση, δεν υπάρχει αισθητή ανάκτηση πίεσης για την περίπτωση του $Re=1000$. Συμπεριφέρεται σαν να έχει κυριαρχήσει η αποκόλληση. Αξίζει να σημειωθεί η μικρή αύξηση της ελάχιστης πίεσης, λόγω της αύξησης του πάχους του συγκεκριμένου τμήματος.

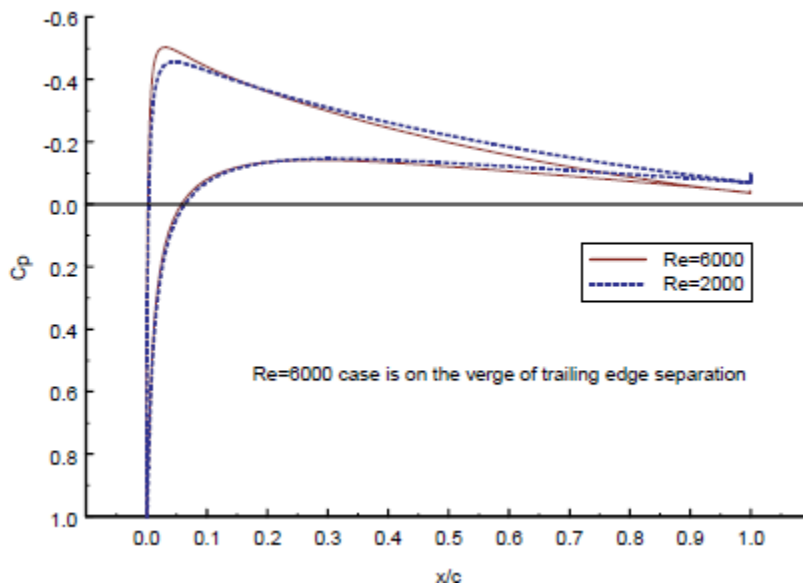


Σχήμα 4.2

Τα φαινόμενα συνεκτικότητας ανακουφίζουν και εξομαλύνουν τα φαινόμενα μεγάλης διαφοράς πιέσεων κοντά στο ρύγχος των αεροτομών. Η μείωση του ύψους της κορυφής του μετώπου

προσβολής, καθώς και η μείωση της καμπύλης της περιοχής ανάπτυξης αντίστροφης πίεσης, βοηθούν στην καθυστέρηση ανάπτυξης της αποκόλλησης και του φαινομένου stall. Η καθυστέρηση αποκόλλησης στο μέτωπο προσβολής αφορά λεπτότερα τμήματα, ενώ αντίστοιχα για την περιοχή αντίστροφης πίεσης αφορά παχύτερα τμήματα. Τα αποτελέσματα η επίτευξη μεγαλύτερων γωνιών προσβολής και υψηλότερες μέγιστες τιμές σταθερού συντελεστή άνωσης. Η κατανομή πίεσης για μια αεροτομή NACA 0008 και υπό γωνία δύο μοιρών φαίνεται στο διάγραμμα του σχήματος 4.3. Η περίπτωση του $Re=6000$ πλησιάζει το όριο της αποκόλλησης της ροής στην ακμή φυγής της αεροτομής, ενώ αντιθέτως για $Re=2000$ η ροή παραμένει προσκολλημένη έως και για 3.5 μοίρες της γωνίας προσβολής. Οι συντελεστές άνωσης συμπίπτουν εντός ενός εύρους 3.5% και για τις δύο περιπτώσεις. Η καθυστέρηση της αποκόλλησης στην ακμή φυγής της αεροτομής περιγράφεται και από τις εξισώσεις των Stratford, Curle, Skan και Thwaites:

$$x^2 C_p \left(\frac{dC_p}{dx} \right)^2 \approx 0.0104 \quad \frac{\theta^2}{v} \left(\frac{dU_e}{dx} \right) \approx -0.09 \quad \theta^2 = \frac{0.45v}{U_e^6} \int_0^x U_e^5 dx$$

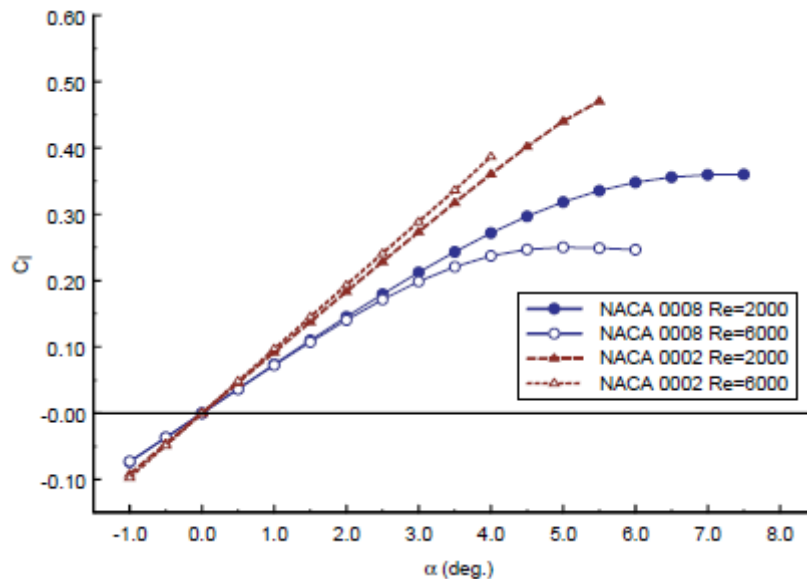


Σχήμα 4.3

Η μείωση του αριθμού Reynolds επηρεάζει την καμπύλη της άνωσης, μειώνοντας την κλίση στο εύρος της οιονεί γραμμικής περιοχής και επεκτείνοντας το εύρος της οιονεί γραμμικής περιοχής σε υψηλότερες τιμές της γωνίας προσβολής. Κατά τη λειτουργία σε αυτό το εύρος, το φαινόμενο μετακίνησης του οριακού στρώματος προοδευτικά μειώνει την επίδραση του camber στο τμήμα αυξημένης γωνίας προσβολής. Αυτή η αλλαγή στη «δρόσα» γεωμετρία αυξάνει, καθώς μειώνεται ο αριθμός Reynolds. Η καθυστέρηση της αποκόλλησης που συνοδεύει τους μειωμένους Reynolds επεκτείνει το εύρος της οιονεί γραμμικής περιοχής σε υψηλότερες τιμές της γωνίας προσβολής. Μόλις η ροή αποκολληθεί, η ανάπτυξη της αποκολλημένης περιοχής

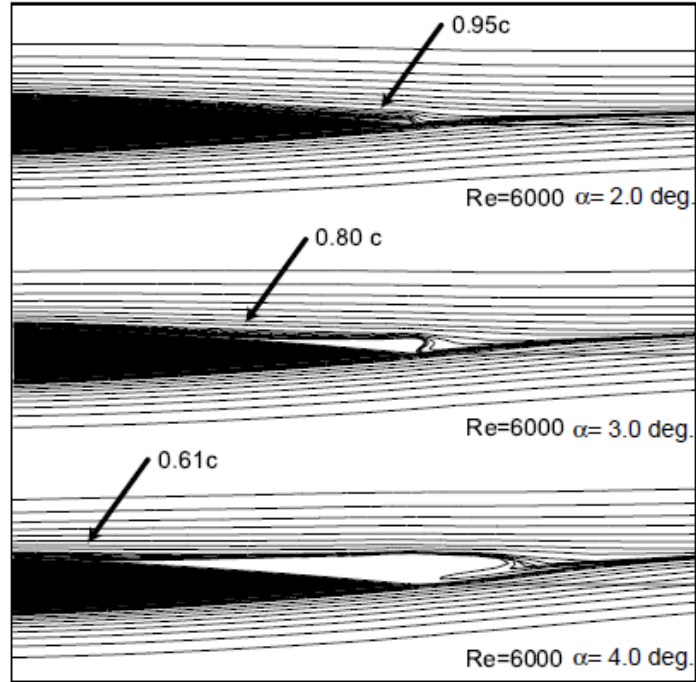
καθυστερείται λόγω της μείωσης του αριθμού Reynolds. Το συνολικό αποτέλεσμα είναι μια σημαντική αύξηση τόσο στη μέγιστη σταθερή γωνία προσβολής, όσο και στο μέγιστο σταθερό συντελεστή άνωσης.

Οι καμπύλες άνωσης για τις αεροτομές NACA 0002 και NACA 0008, παρουσιάζονται στο διάγραμμα του σχήματος 4.4, για $Re=2000$ και 6000 . Η μείωση της κλίσης είναι περισσότερο εμφανής για την NACA 0002, αλλά και στις δύο περιπτώσεις παρατηρείται η επέκταση του εύρους της οιονεί γραμμικής περιοχής. Οι καμπύλες άνωσης της NACA 0002 παραμένουν γραμμικές καθ' όλο το λειτουργικό εύρος, με το πεδίο ροής να γίνεται ασταθές εξαιτίας της αποκόλλησης κοντά στο μέτωπο προσβολής. Για την περίπτωση του $Re=2000$ η γωνία προσβολής φτάνει έως τις πέντε μοίρες και συντελεστή άνωσης έως και ένα δέκατο μεγαλύτερο της περίπτωσης $Re=6000$. Παρόμοια είναι τα αποτελέσματα για την NACA 0008.

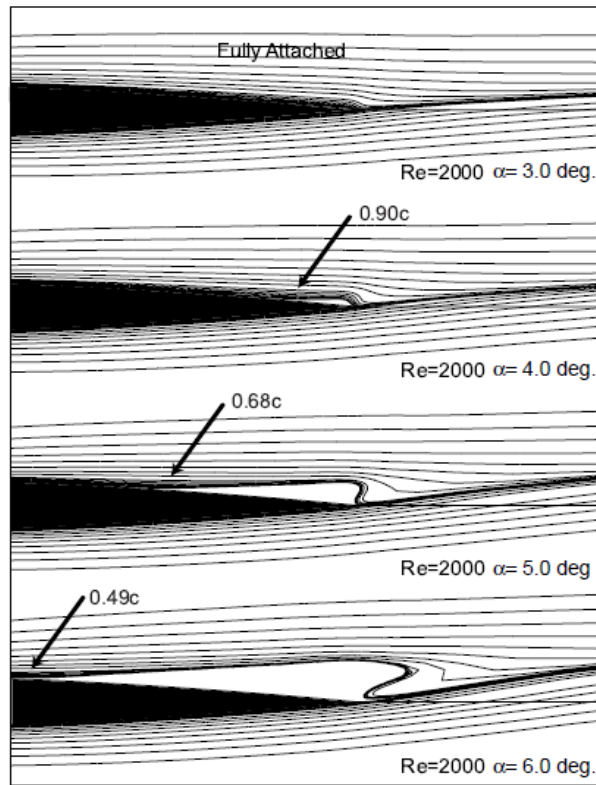


Σχήμα 4.4

Οι γραμμές ροής κοντά στην ακμή φυγής της NACA 0008 φαίνονται στα σχήματα 4.5 και 4.6 που ακολουθούν για $Re=6000$ και 2000 αντίστοιχα. Οι γραμμές ροής εκκινούν από τα ακριβώς ίδια σημεία και στις δύο περιπτώσεις. Η αφητηρία της αποκόλλησης στην ακμή φυγής μετατοπίζεται από τις δύο μοίρες γωνίας προσβολής για $Re=6000$, στις τρεις μοίρες γωνίας προσβολής για $Re=2000$. Καθώς η γωνία προσβολής αυξάνεται, η περίπτωση του χαμηλότερου αριθμού Reynolds πετυχαίνει σχεδόν δύο μοίρες μεγαλύτερη τιμή της γωνίας προσβολής για παρόμοια επίπεδα της αποκόλλησης στην ακμή φυγής.



Σχήμα 4.5



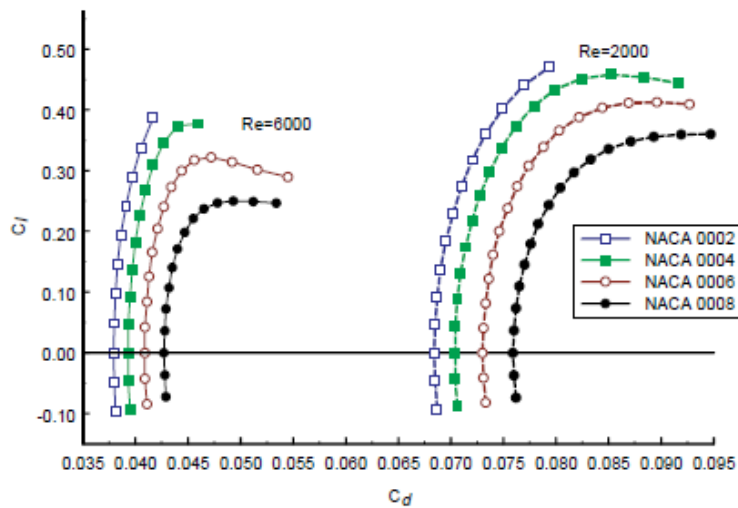
Σχήμα 4.6

4.1.2.2 Η επίδραση του τμήματος μέγιστου πάχους

Η επίδραση της αλλαγής του πάχους μιας αεροτομής ευρενάται με τη δοκιμή αεροτομών τύπου NACA χωρίς camber και με πάχος από 2% έως 8%, με βήμα αύξησης 2%. Οι εκτιμήσεις της απόδοσης για κάθε τμήμα έχουν υπολογιστεί για $Re=2000$ και 6000 . Οι αλλαγές στο πάχος της αεροτομής έχουν δύο κύριες επιδράσεις στην αεροδυναμική απόδοση. Αφενός, μια αναμενόμενη αύξηση της οπισθέλκουσας, λόγω της αύξησης του πάχους που δίνει μεγαλύτερες διαφορές πίεσης. Αφετέρου, μια μη αναμενόμενη σημαντική μείωση της κλίσης της καμπύλης άνωσης.

4.1.2.2.1 Η επίδραση του πάχους στην οπισθέλκουσα

Οι μεταβολές της οπισθέλκουσας ανάλογα με το πάχος του τμήματος παρουσιάζονται στο διάγραμμα του σχήματος 4.7. Έχει ενδιαφέρον κάποιος να συγκρίνει τις υπολογιζόμενες τιμές, με τις τιμές των ίδιων αεροτομών για υψηλότερους Reynolds, καθώς και με τη θεωρητική οπισθέλκουσα μιας επίπεδης πλάκας σε στρωτή ροή. Το αποτέλεσμα της σύγκρισης φαίνεται στο σχήμα 4.8. Σε ένα πρακτικό εύρος πάχους και για μια δοσμένη τιμή του αριθμού Reynolds, η σχέση μεταξύ μέγιστου πάχους και οπισθέλκουσας για μηδενική άνωση προσεγγίζεται από μια γραμμική λειτουργία για αυτήν την οικογένεια αεροτομών.



Σχήμα 4.7

	Zero Thickness, Zero Lift C_d	C_d Increase per % t/c	Laminar Plate C_d
Re=2000	0.0656	0.0013	0.0593
Re=6000	0.0362	0.0008	0.0342
Re=6.0e6	0.0040	0.0002	---

Σχήμα 4.8

Τα πιο προφανή συμπεράσματα, είναι μια γενική συνέπεια της λειτουργίας σε πολύ χαμηλούς αριθμούς Reynolds. Οι συντελεστές άνωσης είναι παρόμοιοι με εκείνους που συναντώνται για μεγαλύτερους αριθμούς Reynolds, αλλά οι συντελεστές οπισθέλκουσας αυξάνονται σε μεγαλύτερο βαθμό. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα ο λόγος L/D να βρίσκεται μεταξύ 1-10, ενώ για μεγαλύτερους Reynolds βρίσκεται στο διάστημα 60-100. Επίσης, άξια προσοχής είναι η αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας μεταξύ της περίπτωσης $Re=6000$ και $Re=2000$ (σχεδόν διπλασιασμός). Σε αυτήν την περιοχή, μικρές αλλαγές στον αριθμό Reynolds οδηγούν σε μεγάλες διακυμάνσεις του συντελεστή οπισθέλκουσας. Η επίπεδη πλάκα αποδίδει με τον ίδιο τρόπο αυτές τις τάσεις και γι αυτό προσφέρει μια καλή εκτίμηση της οπισθέλκουσας μηδενικής άνωσης, μηδενικού πάχους. Η οπισθέλκουσα της επίπεδης πλάκας διαφέρει από αυτήν της πτέρυγας μηδενικού πάχους μόλις κατά 5.3% για $Re=6000$ και 9.5% για $Re=2000$. Το αποτέλεσμα δε προκαλεί έκπληξη καθώς η πτέρυγα μηδενικού πάχους είναι μια επίπεδη πλάκα επί της ουσίας. Το γεγονός αυτό υποστηρίζει την υπόθεση ότι υπάρχει μία γραμμική σχέση μεταξύ του πάχους και οπισθέλκουσας μηδενικής άνωσης γι αυτήν την οικογένεια αεροτομών.

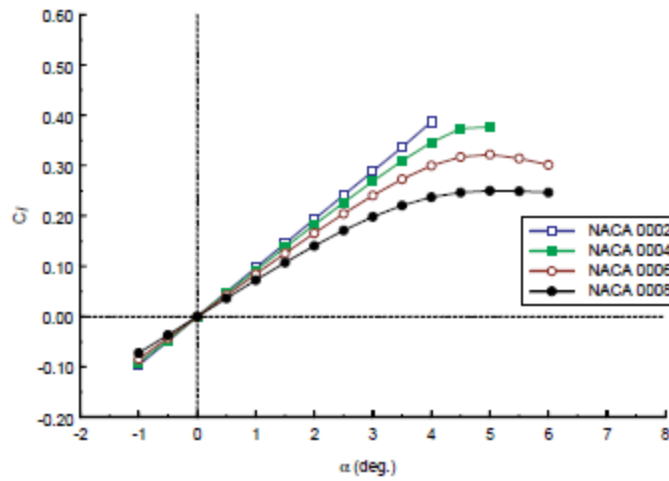
Η αύξηση της οπισθέλκουσας, παράλληλα με την αύξηση του πάχους, αναπτύσσεται ακόμα περισσότερο με την μείωση του αριθμού Reynolds, αλλά οι ρυθμοί αύξησης της οπισθέλκουσας σε σχέση με αυτούς της οπισθέλκουσας μηδενικής άνωσης παραμένουν παραπλήσιοι. Αν και υπάρχει δραματική αύξηση του μεγέθους του συντελεστή οπισθέλκουσας, συμβαδίζουν με τα αποτελέσματα της επίπεδης πλάκας. Επίσης, οι διακυμάνσεις σε σχέση με το πάχος παρουσιάζουν μια σημαντική αύξηση μεγέθους, που όμως ακολουθεί την ίδια μορφή και στις περιπτώσεις για μεγαλύτερους Reynolds.

4.1.2.2.2 Η επίδραση του πάχους στην άωση

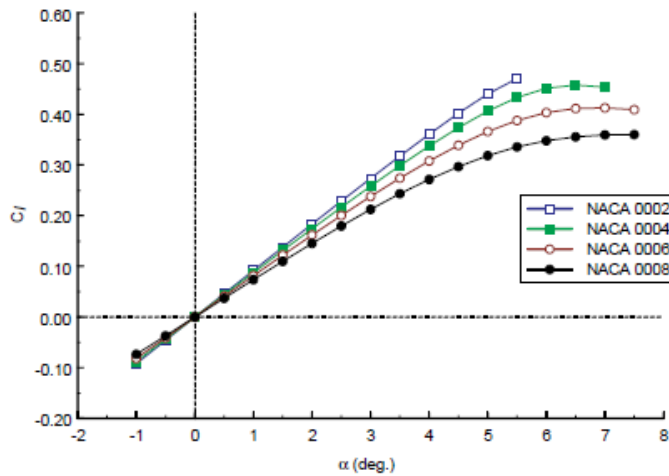
Εντός της οιονεί γραμμικής περιοχής, η κλίση της καμπύλης άνωσης για μια αεροτομή μη συνεκτικής ροής επωφελείται από την αύξηση του πάχους, με τα πιο παχιά τμήματα να κερδίζουν έως και 10% στη κλίση της καμπύλης άνωσης. Σε πιο συνηθισμένους αριθμούς Reynolds, η επίδραση των φαινομένων συνεκτικότητας μειώνουν 5%-10% την κλίση της καμπύλης άνωσης σε σχέση με τη μη συνεκτική ροή. Το αυξημένο πάχος της πάνω πλευράς του οριακού στρώματος σε σχέση με την κάτω πλευρά του, για θετικές τιμές της γωνίας προσβολής, μειώνει το camber της αεροτομής ή αντίστοιχα τη γωνία προσβολής. Το παραπάνω δεν είναι η τυπική περίπτωση για αριθμούς Reynolds. Μικρότερους των 10000.

Σε αυτήν την περιοχή λειτουργίας, η ανάπτυξη του συνεκτικού οριακού στρώματος κυριαρχεί και η αύξηση του πάχους οδηγεί σε μια σημαντική μείωση της κλίσης της καμπύλης άνωσης στην οιονεί γραμμική περιοχή. Στο διάγραμμα του σχήματος 4.9 φαίνεται μείωση έως και 35% της κλίσης της καμπύλης άνωσης για την αεροτομή πάχους 8%. Τα τμήματα πάχους 2% έχουν αντίστοιχη μείωση έως και 15%. Η συνέπεια της μείωσης του αριθμού Reynolds από 6000 σε 2000 είναι μια περαιτέρω μείωση της κλίσης της καμπύλης άνωσης. Στο διάγραμμα του σχήματος 4.10 φαίνεται ότι η αεροτομή πάχους 2% παρουσιάζει τη μεγαλύτερη μεταβολή -της

τάξης του 5.2%- σε σχέση με το αποτέλεσμα για $Re=6000$. Η διακύμανση λόγω μεταβολών του αριθμού Reynolds, μειώνεται όσο το πάχος αυξάνει.



Σχήμα 4.9



Σχήμα 4.10

Το φαινόμενο μείωσης του camber λόγω του οριακού στρώματος, οπτικοποιείται θεωρώντας περιγράμματα σταθερής ταχύτητας στο πεδίο ροής. Η περιοχή μειωμένων ταχυτήτων ροής είναι μεγάλη και η αξιοπιστία του ορισμού μιας τιμής-ορίου αναφοράς για το οριακό στρώμα είναι αμφισβητήσιμη. Τα περιγράμματα έχουν επιλεγεί σαν ένα συγκεκριμένο κλάσμα της ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος, αρκετά μικρό ώστε να θεωρείται ότι εμπίπτει του οριακού στρώματος, δίνοντάς μας έτσι την ικανότητα μιας ποιοτικού τύπου ιδέας της μορφής της γεωμετρίας του οριακού στρώματος. Διάφορα περιγράμματα ταχυτήτων για το 20% της ταχύτητας ελεύθερου ρεύματος παρουσιάζονται για τις NACA 0002 και NACA 0008 στους $Re=6000$, στο σχέδιο του σχήματος 4.11 Τρεις γωνίες προσβολής για μηδέν, δύο και τέσσερις μοίρες παρουσιάζονται στο σχήμα. Αυτές αντιπροσωπεύουν την κατάσταση μηδενικής άνωσης, το πάνω όριο του εύρους

της οιονεί γραμμικής περιοχής της άνωσης για τη NACA 0008 και ένα σημείο της μη γραμμικής περιοχής όπου η αποκόλληση στην ακμή φυγής αρχίζει να εμφανίζεται. Το οριακό στρώμα έχει μικρή επίδραση στη «δρόσα» γεωμετρία της NACA 0002, αλλά η πιο παχιά επάνω πλευρά του οριακού στρώματος της NACA 0008 μειώνει σημαντικά το camber της αεροτομής.



Σχήμα 4.11

Μία δεύτερη επίδραση του αυξανόμενου πάχους είναι μια ταχύτερη ελάττωση της κλίσης της καμπύλης άνωσης, μόλις αυτή περνάει στο εύρος της οιονεί γραμμικής περιοχής, που οφείλεται στην αποκόλληση κοντά στην ακμή φυγής. Η NACA 0002 παρουσιάζει πλήρως προσκολλημένη ροή μέχρι την ανάπτυξη του φαινομένου stall, όχι όμως και η NACA 0008, όπως φαίνεται και στο σχήμα 4.5. Στο σχήμα 4.5 ξεκινά η αποκόλληση. Για 2 μοίρες γωνίας προσβολής η ροή είναι προσκολλημένη, και αποκόλληση στην ακμή φυγής εμφανίζεται στο 95% της χορδής. Για τρεις μοίρες γωνίας προσβολής η αποκόλληση εμφανίζεται στο 75% της χορδής, ενώ για τέσσερις μοίρες γωνίας προσβολής η αποκόλληση εμφανίζεται στο 60% της χορδής. Αυτές οι περιοχές αποκόλλησης οδηγούν σε μετατόπιση της ροής στο όπισθεν του οριακού στρώματος, μειώνοντας έτσι το camber και οδηγώντας σε μεγαλύτερη ελάττωση της κλίσης της καμπύλης άνωσης, σε σχέση με την πλήρως προσκολλημένη ροή της NACA 0002.

4.1.2.2.3 Η επίδραση του camber

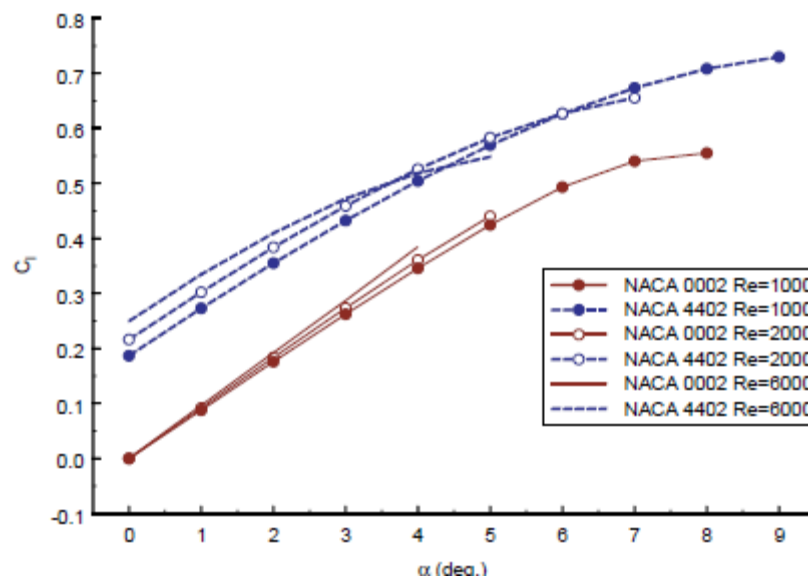
Το φαινόμενο αιμάτωσης του camber που περιγράφηκε προηγουμένως, υποδεικνύει ότι η εισαγωγή camber μπορεί να προσδώσει σημαντικά οφέλη στην αεροδυναμική απόδοση, σε σύγκριση με μια επίπεδη πτέρυγα. Η επίδραση του camber δε διαφέρει σημαντικά σε σχέση με αυτή που έχει για μεγαλύτερες τιμές του αριθμού Reynolds.

Μία σύγκριση μεταξύ των αεροτομών NACA 0002 και NACA 4402 αποδεικνύει την έντονη επίδραση του camber στην αεροδυναμική των περυγών. Οι καμπύλες άνωσης και οι συνιστώσες οπισθέλκουσας δίνονται για $Re=1000$, 2000 και 6000 στα διαγράμματα που παρουσιάζονται παρακάτω στα σχήματα 4.12 και 4.13. Όπως και στους υψηλούς αριθμούς Reynolds, η πρώτη επίδραση στην καμπύλη άνωσης είναι μια μετατόπιση προς χαμηλότερες γωνίες προσβολής για μηδενική άνωση, καθώς το camber αυξάνεται. Η προσθήκη 2% camber σε μια αλλαγή της τάξης των 2-2.5 μοιρών γωνίας προσβολής για μηδενική άνωση. Οι μέγιστοι σταθεροί συντελεστές άνωσης επίσης αυξάνουν. Στην περίπτωση αυτών των δύο περυγών, παρατηρείται μια αύξηση 30% της τιμής του σταθερού συντελεστή άνωσης. Παρότι και η οπισθέλκουσα αυξάνει, σε αυτήν την περιοχή η ικανότητα απόκτησης μεγαλύτερου συντελεστή

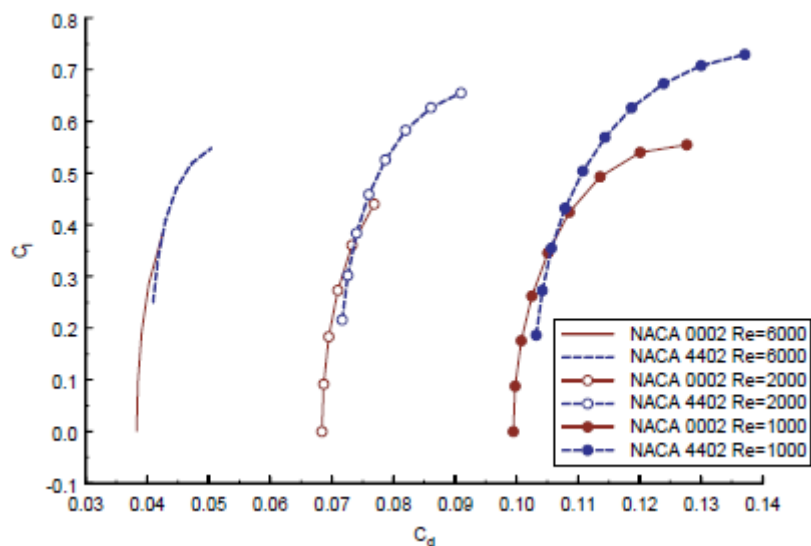
άνωσης οδηγεί σε μεγαλύτερα οφέλη για το λόγο άνωσης προς οπισθέλκουσα (L/D). Λόγω της εισαγωγής του camber ο λόγος L/D αυξάνει από 4.5 σε 5.4 για Re=1000, και από 9.3 σε 11.0 για Re=6000.

Εντός του εύρους της οιονεί γραμμικής περιοχής, η μείωση της κλίσης της καμπύλης άνωσης μαζί με μια μείωση του αριθμού Reynolds είναι ορατή για την NACA 0002, αλλά η επίδραση της ελάττωσης του αριθμού Reynolds στην NACA 4402 είναι διαφορετική. Εμφανίζεται ως μια τάση προς υψηλότερες γωνίες προσβολής για μηδενική άνωση, καθώς η μείωση του αριθμού Reynolds ομοιόμορφα ελαττώνει το «δρον» camber σε όλο το εύρος της οιονεί γραμμικής περιοχής. Όλες οι περιπτώσεις -εκτός της Re=1000- σταδιακά υποφέρουν από αποκόλληση της ροής κοντά στην ακμή φυγής της πτέρυγας, αλλά η έναρξη του φαινομένου καθυστερείται ελαφρώς. Αυτό κατά πάσα πιθανότητα οφείλεται στην αύξηση της ιδανικής γωνίας προσβολής που εμφανίζεται μαζί με την αύξηση του camber.

Η καθυστέρηση εμφάνισης της αποκόλλησης στην ακμή φυγής λόγω του αριθμού Reynolds είναι επίσης εμφανής στα αποτελέσματα της NACA 4402. Για γωνία προσβολής πέντε μοιρών και Re=6000 η αποκόλληση εμφανίζεται στο 55% της χορδής, ενώ για Re=2000 υπαναχωρεί στο 92% της χορδής. Για Re=1000 και πέντε μοίρες γωνίας προσβολής η ροή παραμένει πλήρως προσκολλημένη, και για 7.5 μοίρες γωνίας προσβολής παραμένει προσκολλημένη έως το 65% της χορδής. Η εξέταση των συντελεστών οπισθέλκουσας στο διάγραμμα του σχήματος 4.13 αποκαλύπτει τάσεις παραπλήσιες με αυτές που εμφανίζονται σε υψηλότερες τιμές του αριθμού Reynolds. Η προσθήκη camber οδηγεί σε αύξηση της οπισθέλκουσας για μηδενική άνωση και σε μια μετατόπιση προς τα πάνω των τιμών της άνωσης.



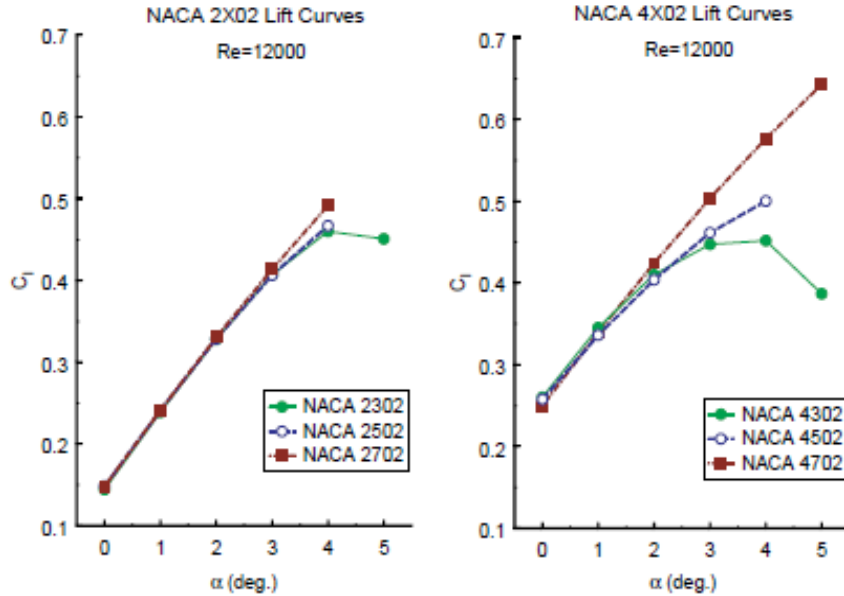
Σχήμα 4.12



Σχήμα 4.13

Παραπέρα έρευνες έχουν μελετήσει από την αλλαγή του μεγέθους και της τοποθεσίας του camber. Ο σχεδιαστικός χώρος έχει πειραματιστεί με εννέα πτέρυγες camber του εύρους 2%-6% και εντοπισμού του στο 30%, 50% και 70% της χορδής. Όλες οι πτέρυγες ήταν τύπου NACA και πάχους 2%. Όλοι οι υπολογισμοί γίνανε για $Re=12000$.

Οι καμπύλες άνωσης που παρουσιάζονται στο σχήμα 4.14 είναι για πάχος 2% και 4% και για τις τρεις δυνατές θέσεις. Και στα δύο διαγράμματα, η όπισθεν μετατόπιση του μέγιστου camber οδηγεί σε πιο ομαλή μείωση της άνωσης στο εύρος της οιονεί γραμμικής περιοχής, μεγαλύτερο αποδιδόμενο συντελεστή άνωσης και μεγαλύτερο λόγο L/D . Αυτό σχετίζεται με τη μειωμένη αποκόλληση στην ακμή φυγής της πτέρυγας για μια δοσμένη γωνία προσβολής. Οι πτέρυγες με όπισθεν μετατοπισμένο το camber παρουσιάζουν αποκόλληση για μικρότερες γωνίες προσβολής, αλλά η εξέλιξη του φαινομένου προχωρά πιο αργά. Καθώς η γωνία προσβολής μεγαλώνει, η πλειονότητα των όπισθεν πλευρών των πτερύγων εμφανίζουν μικρότερες διαφορές αντίστροφης πίεσης σε σχέση με πτέρυγες που έχουν έμπροσθεν μετατοπισμένο camber. Η περιοχή αποκόλλησης εμφανίζεται όπισθεν του σημείου μέγιστου camber και διατηρεί μικρότερες διαφορές αντίστροφης πίεσης έμπροσθεν του.



Σχήμα 4.14

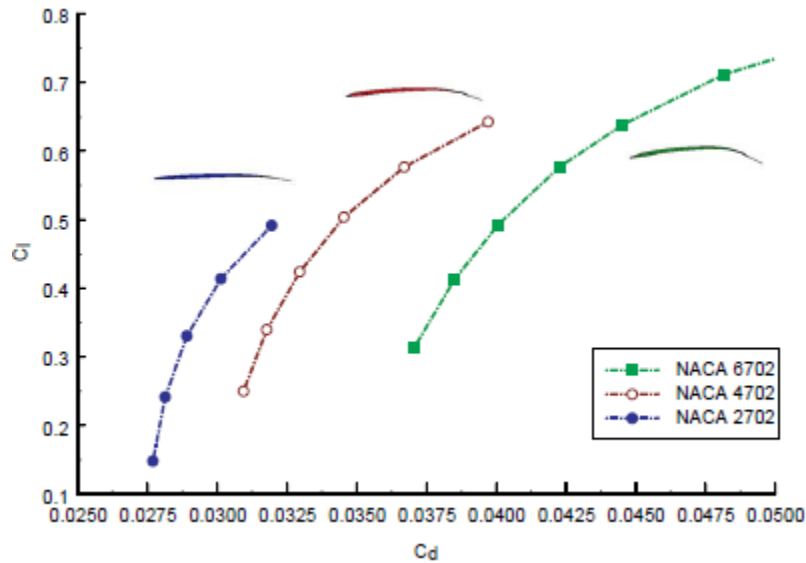
Ο μέγιστος λόγος L/D και για τις εννέα πτέρυγες παρουσιάζεται στον πίνακα του σχήματος 4.15. Η σύγκριση μεταξύ των λόγων των περυγών είναι αποκαλυπτικός της πολυπλοκότητας που διατρέχει το σχεδιασμό περυγών. Μόνο η πτέρυγα 4% όπισθεν camber καταφέρνει να ξεπεράσει τις πτέρυγες 2% camber.

Max. Camber	L/D with Max. Camber at:		
	0.3c	0.5c	0.7c
2%	14.7	14.8	15.4
4%	13.7	13.9	15.7
6%	10.4	11.5	14.8

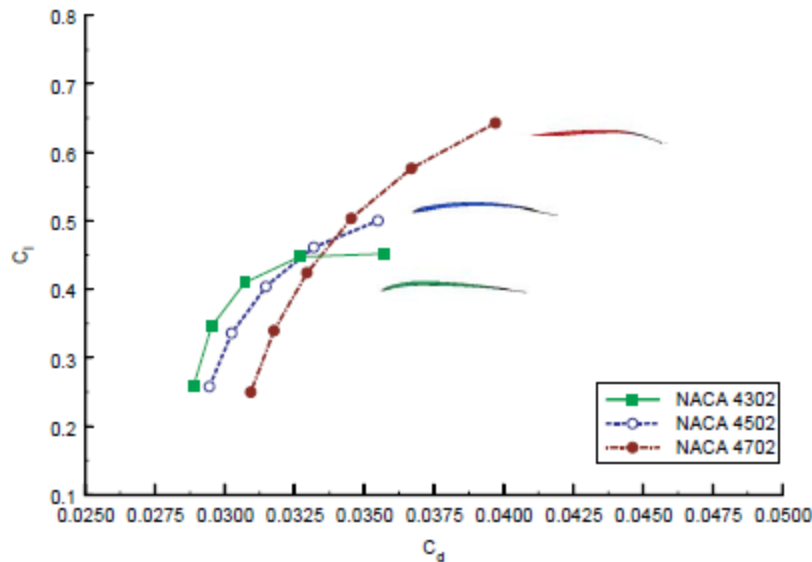
Σχήμα 4.15

Οι επιπτώσεις της μεταβολής του επιπέδου camber, ενώ παράλληλα εντοπίζουμε τη θέση του σταθερά στο 70% της χορδής, παρουσιάζονται στο διάγραμμα του σχήματος 4.16. Η αύξηση του camber προκαλεί μια μη γραμμική αύξηση της οπισθέλκουσας για μια δοσμένη τιμή της άνωσης, αλλά αυτό συνοδεύεται και από μια παράλληλη αύξηση του συντελεστή άνωσης. Γι αυτές τις τρεις περιπτώσεις, ο μέγιστος λόγος L/D εμφανίζεται στην πτέρυγα 4% camber. Η επίδραση της μεταβολής της θέσης του μέγιστου camber για μια πτέρυγα 4% camber, παρουσιάζεται στο διάγραμμα του σχήματος 4.17. Η όπισθεν μετατόπιση του camber οδηγεί σε σημαντικά υψηλότερη οπισθέλκουσα, ειδικά για συντελεστές άνωσης μικρότερους του 0.45, αλλά αυτή η γεωμετρία μπορεί να επιτύχει μεγαλύτερες τιμές συντελεστή άνωσης εντός του λειτουργικού της πεδίου πτήσης.

Αυτή η μελέτη του camber εννέα πτερύγων αποδεικνύει τα θετικά στοιχεία της όπισθεν μετατόπισης της θέσης του μέγιστου camber. Παρόλα αυτά για το μέγεθος του camber τα στοιχεία δεν είναι τόσο ξεκάθαρα ούτε εύκολο να βγει κάποιο συγκεκριμένο συμπέρασμα. Στην παρούσα μελέτη απλώς αποδεικνύεται ότι οι ενδιάμεσες τιμές camber έχουν τα πιο ευεργετικά αποτελέσματα.



Σχήμα 4.16

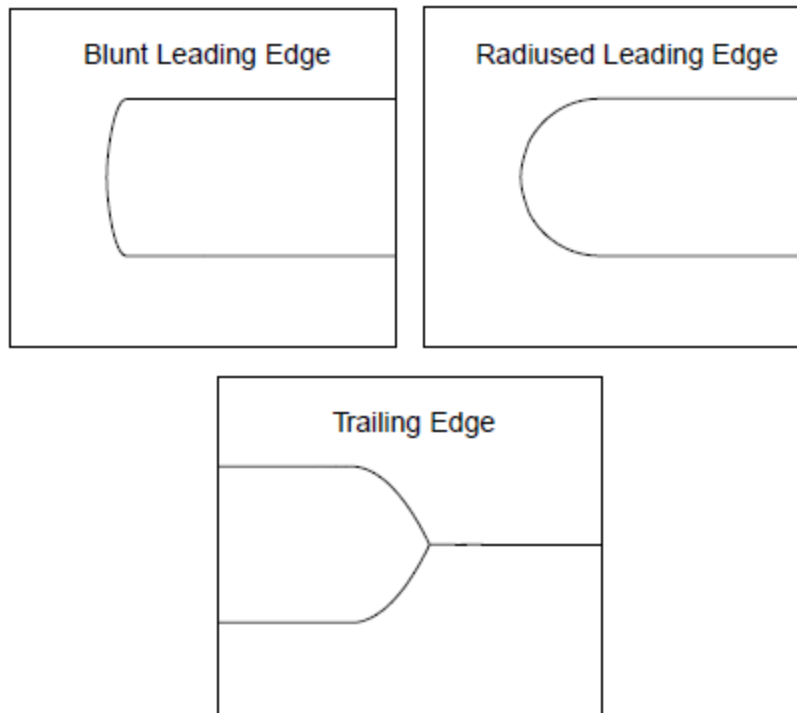


Σχήμα 4.17

4.1.2.2.4 Η επίδραση της γεωμετρίας του μετώπου προσβολής και της κατανομής πάχους

Οι κατασκευαστικοί περιορισμοί σε αυτού του τύπου τις αεροτομές δεν επιτρέπουν την κατασκευή εξεζητημένων σχεδιασμών. Για πολύ μικρά μήκη χορδών η επιλογή πρέπει να παρθεί

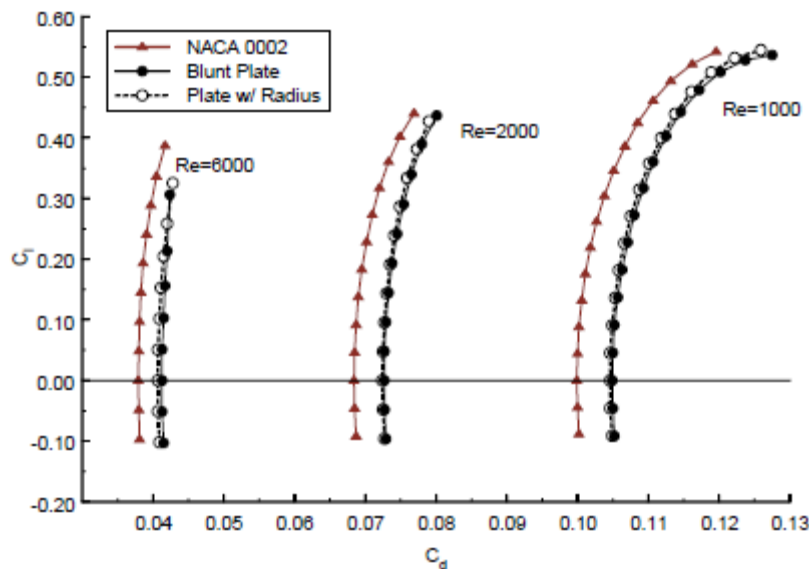
ανάμεσα σε ένα παραδοσιακό προφίλ αεροτομής, με το κόστος ενός μεγαλύτερου πάχους, και σε ένα σταθερό πάχος με το μικρότερο δυνατό μέτρο. Αυτή η τάση έχει μελετηθεί μέσω της χρήσης μιας αεροτομής NACA 0002 σταθερού πάχους 2%. Χρησιμοποιήθηκαν δύο τύποι μετώπου προσβολής: ένα κυκλικής διατομής και ένα σχεδόν επίπεδης (με ελάχιστη καμπυλότητα δηλαδή). Η ουρά εμφανίζεται στο 99% της χορδής και ενώ ξεκινάει σε κυκλική διατομή καταλήγει στην απόληξη της με ένωση σε ένα σημείο. Οι τρεις αυτές γεωμετρίες παρουσιάζονται στο σχήμα 4.18.



Σχήμα 4.18

Η πρώτη επίδραση της χρήσης μιας πτέρυγας σταθερού πάχους είναι η ομοιόμορφη αύξηση της οπισθέλκουσας. Οι συνιστώσες της οπισθέλκουσας για την NACA 0002 και για τα δύο διαφορετικά προφίλ του μετώπου προσβολής φαίνονται στο διάγραμμα του σχήματος 4.19. Η αύξηση της οπισθέλκουσας κυμαίνεται από 9% για $Re=6000$ έως 5% για $Re=1000$. Η αύξηση είναι συγκρίσιμη με τη μετάβαση από 2% πάχος σε 5% πάχος, ενώ οι αλλαγές του λόγου L/D για τα διαφορετικά προφίλ μετώπου προσβολής είναι αμελητέες συγκριτικά με το πάχος. Η αύξηση του πάχους οδηγεί σε σημαντική μείωση της κλίσης της καμπύλης άνωσης και μείωση του μέγιστου σταθερού συντελεστή άνωσης, αλλά η πτέρυγα σταθερού πάχους 2% δεν παρουσιάζει αλλαγή στην κλίση της καμπύλης άνωσης σε σχέση με την αεροτομή πάχους 2%. Μια πραγματική αύξηση του πάχους θα οδηγούσε σε μια μείωση της τάξης του 20%-25% του μέγιστου λόγου L/D . Το κόστος για τη χρήση πτέρυγας σταθερού πάχους είναι 5% για $Re=1000$ και 2000, και 18% για $Re=6000$.

Η μορφή του μετώπου προσβολής επηρεάζει το σχηματισμό της φυσαλίδας αποκόλλησης κοντά στο μέτωπο προσβολής. Για $Re=1000$, και οι δύο πλάκες παρουσιάζουν πλήρως προσκολλημένη ροή για τέσσερις μοίρες της γωνίας προσβολής. Μόλις εμφανιστεί η αποκόλληση κοντά στο μέτωπο προσβολής, η πτέρυγα με κυκλική διατομή του μετώπου προσβολής κερδίζει λιγότερο από 0.5 μοίρα γωνίας προσβολής για ισομεγέθους μήκους φυσαλίδες. Οι φυσαλίδες αποκόλλησης εμφανίζονται νωρίτερα στις δύο πτέρυγες συγκριτικά με την αεροτομή, όμως η αεροτομή αναπτύσσει το φαινόμενο stall εξαιρετικά γρήγορα. Η βασική επίδραση είναι ένα μικρό κόστος στην άνωση και για τις δύο πτέρυγες. Η σχεδόν επίπεδη διατομής μετώπου προσβολής πτέρυγα για $Re=6000$ εμφανίζει φαινόμενο stall σχεδόν ακαριαία, ενώ η δεύτερη εμφανίζει 1.5 μοίρες αργότερα. Γι αυτό το λόγο η σχεδόν επίπεδη σχεδίαση του μετώπου προσβολής καλό είναι να αποφεύγεται. Παρόλα αυτά καθώς μεγαλώνει ο αριθμός Reynolds και το μέγιστο πάχος μειώνεται, η κατανομή του πάχους επηρεάζει σε μικρότερο βαθμό και κυρίαρχο ρόλο διαδραματίζει το camber της πτέρυγας.



Σχήμα 4.19

4.2 Η μελέτη των Abdo και Mateescu

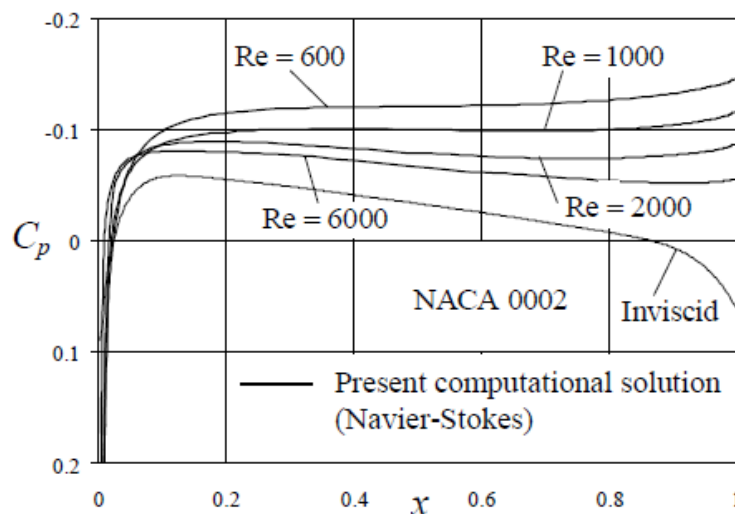
4.2.1 Εισαγωγικά

Η μελέτη των Abdo και Mateescu υπό την ονομασία “Low-Reynolds Aerodynamics of Airfoils at Incidence” (2005) δημοσιεύθηκε στο 43^ο συνέδριο της AIAA. Η κύρια στόχευση αυτής της μελέτης είχε να κάνει με την υπολογιστική ανάλυση της ροής για πολύ χαμηλούς Reynolds, που συναντώνται σε κατασκευές τύπου MAV και UAV. Οι ροές σε αυτές τις τιμές του αριθμού Reynolds κυριαρχούνται από τα φαινόμενα συνεκτικότητας και τις αποκολλήσεις ροής, ενώ λίγες υπολογιστικές και πειραματικές μελέτες έχουν διεξαχθεί επάνω σε αυτό το θέμα. Η μέθοδος που χρησιμοποιήθηκε σε αυτή τη μελέτη χρησιμοποιεί μετρήσεις πολύ μικρών χρονικών διαστημάτων, παραμέτρους συμπίεστικότητας και εξισώσεις συνέχειας, έτσι ώστε να

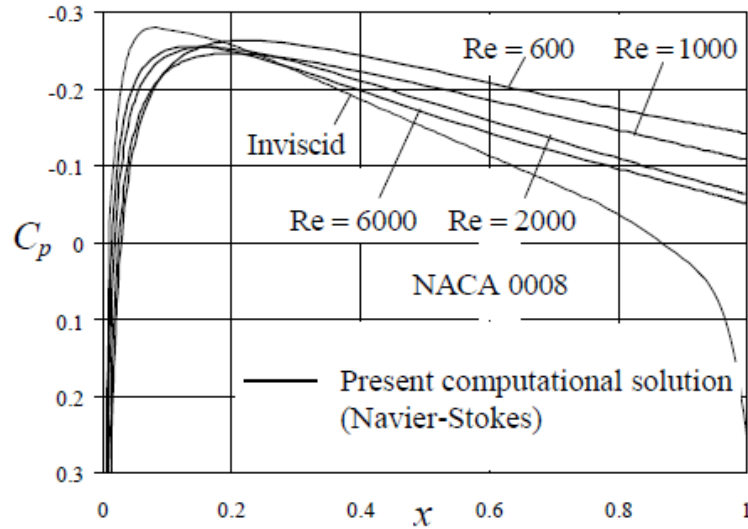
περιγράφει τη ροή γύρω από πτέρυγες. Η μέθοδος αυτή αποδίδει αποτελέσματα για πτέρυγες με και χωρίς camber, για διάφορες γωνίες προσβολής και για τιμές που κυμαίνονται μεταξύ των $Re=400$ και $Re=6000$. Η κατανομή των πιέσεων, οι συντελεστές οπισθέλκουσας και άνωσης, καθώς και η μορφή των γραμμών ροής για μια σειρά από αεροτομές, αλλά και συγκριτικά μεταξύ τους παρουσιάζονται για μια σειρά περιπτώσεων. Επίσης, η αποκόλληση και η επανακόλληση της ροής εξετάζονται πιο ιδιαίτερα για μια σειρά πτερυγών, ενώ παρουσιάζονται και συγκρίσεις με αποτελέσματα προηγούμενων μελετών. Τέλος, η μελέτη των Abdo και Mateescu παρουσιάζει χρήσιμα στοιχεία και για την παρούσα εργασία διότι αφενός στηρίζεται σε στοιχεία μελετών του Kunz που παρουσιάστηκαν προηγουμένως, αφετέρου γιατί ένα κομμάτι της μελέτης τους αποτελούν και οι αεροτομές τύπου NACA 44--, δηλαδή, αεροτομές που ανήκουν στην ίδια οικογένεια με τη δικιά μας περίπτωση.

4.2.2 Η κατανομή πίεσης για συμμετρικές πτέρυγες υπό μηδενική άνωση

Η κατανομή πίεσης για τις πτέρυγες τύπου NACA 0002 και NACA 0008, για μηδενική άνωση και $Re=600$, 1000, 2000 και 6000 παρουσιάζονται στα διαγράμματα των σχημάτων 4.20 και 4.21, ενώ παρουσιάζεται και η τιμή για μη συνεκτική ροή από παλιότερη μελέτη. Μπορεί, λοιπόν, εύκολα να παρατηρηθεί μια δραματική μείωση του συντελεστή πίεσης για $Re=6000$, και ακόμα μεγαλύτερη για την περίπτωση της μη συνεκτικής ροής. Μια αύξηση της κατανομής πιέσεων μπορεί να παρατηρηθεί για την NACA 0002, παράλληλα με τη μείωση του αριθμού Reynolds. Η αύξηση η οποία οφείλεται στο παχύτερο οριακό στρώμα, φαίνεται πιο έντονα στην ακμή φυγής της αεροτομής. Παράλληλα, η διακύμανση του συντελεστή πίεσης είναι ομαλότερη εξαιτίας των φαινομένων συνεκτικότητας κοντά στην ακμή φυγής. Παρόμοια συμπεριφορά του συντελεστή πίεσης μπορούμε να παρατηρήσουμε, αν και όχι τόσο έντονα, και στην περίπτωση της NACA 0008 (όπως φαίνεται στο σχήμα 4.21). Παρόλα αυτά, η επίδραση των χαμηλών Reynolds στην NACA 0008 είναι ηπιότερη, εξαιτίας του μικρότερου πάχους του οριακού στρώματος συγκριτικά με το πάχος της πτέρυγας σε αυτήν την περίπτωση.



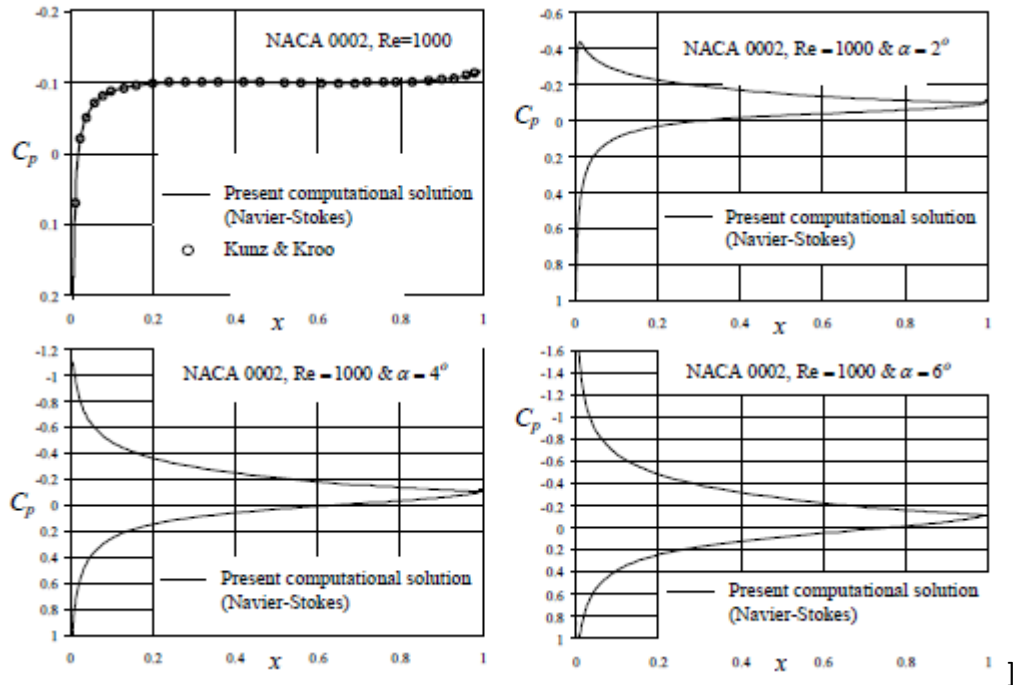
Σχήμα 4.20



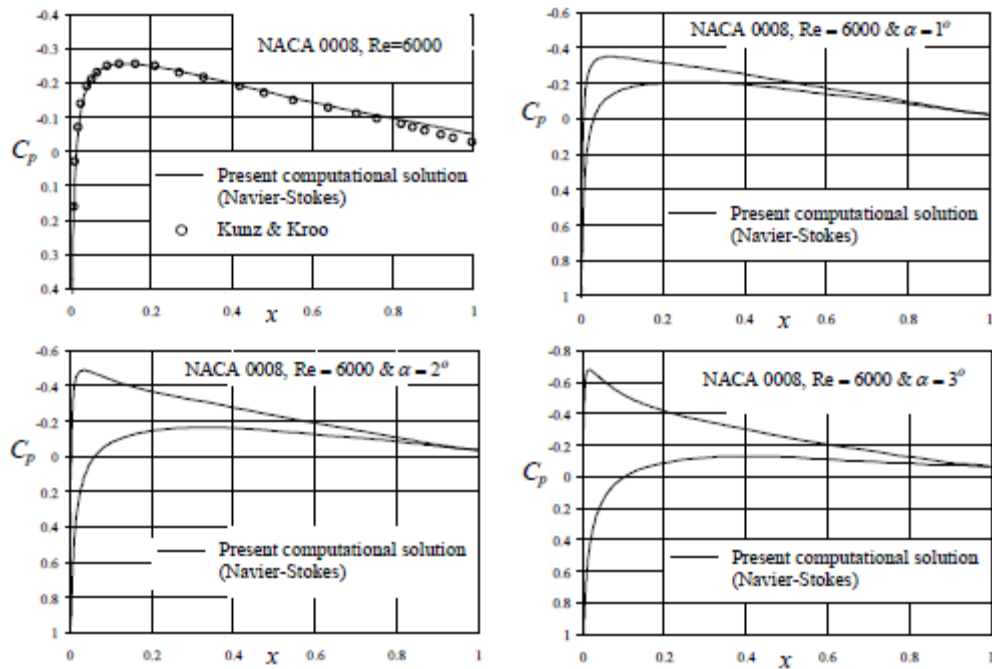
Σχήμα 4.21

4.2.3 Η κατανομή πίεσης για πτέρυγες υπό γωνίες προσβολής

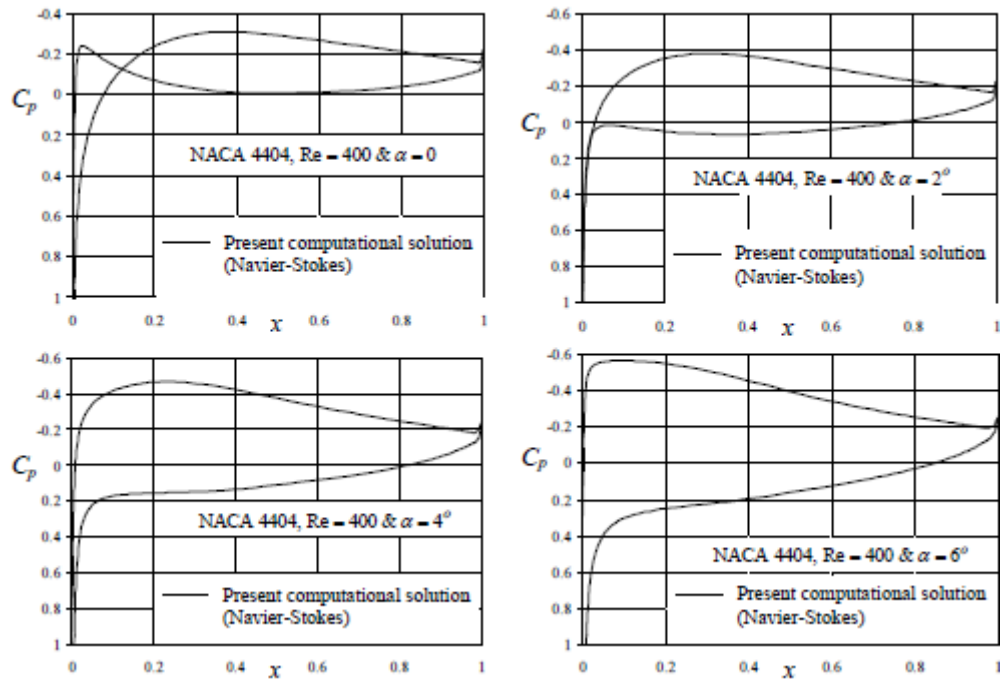
Για αυτήν την μελέτη χρησιμοποιήθηκαν αρκετές αεροτομές, συμμετρικές και με camber, τύπου NACA. Τυπικές κατανομές πιέσεων για δύο συμμετρικές πτέρυγες τύπου NACA 0002 και NACA 0008, για διάφορες γωνίες προσβολής και χαμηλούς Reynolds, παρουσιάζονται στα διαγράμματα του σχήματος 4.22 και 4.23. Στα διαγράμματα των σχημάτων 4.24 και 4.25, παρουσιάζονται οι κατανομές πιέσεων για μια πτέρυγα τύπου NACA 4404, όπου παρατηρείται ότι η επίδραση της μείωσης του αριθμού Reynolds είναι πιο έντονη κοντά στην ακμή φυγής της αεροτομής και για μεγάλες τιμές της γωνίας προσβολής, όπως για $\alpha = 6^\circ$. Παρόμοια συμπεριφορά παρουσιάζει και η πτέρυγα τύπου NACA 4702 για μείωση του αριθμού Reynolds από $Re=6000$ σε $Re=400$, όπως φαίνεται στα διαγράμματα των σχημάτων 4.26 και 4.27. Φαίνεται ότι η επίδραση της μείωσης του αριθμού Reynolds προσφέρει μεγαλύτερα οφέλη στις λεπτές αεροτομές σε σχέση με τις παχύτερες. Αυτό εξηγείται από την τροποποιημένη γεωμετρία των πτερύγων εξαιτίας των ισχυρότερων φαινομένων συνεκτικότητας (που σχετίζεται με την αύξηση του οριακού στρώματος) στους χαμηλούς Reynolds, που με τη σειρά του οδηγεί στην ελάττωση του «δρώντος» camber της πτέρυγας.



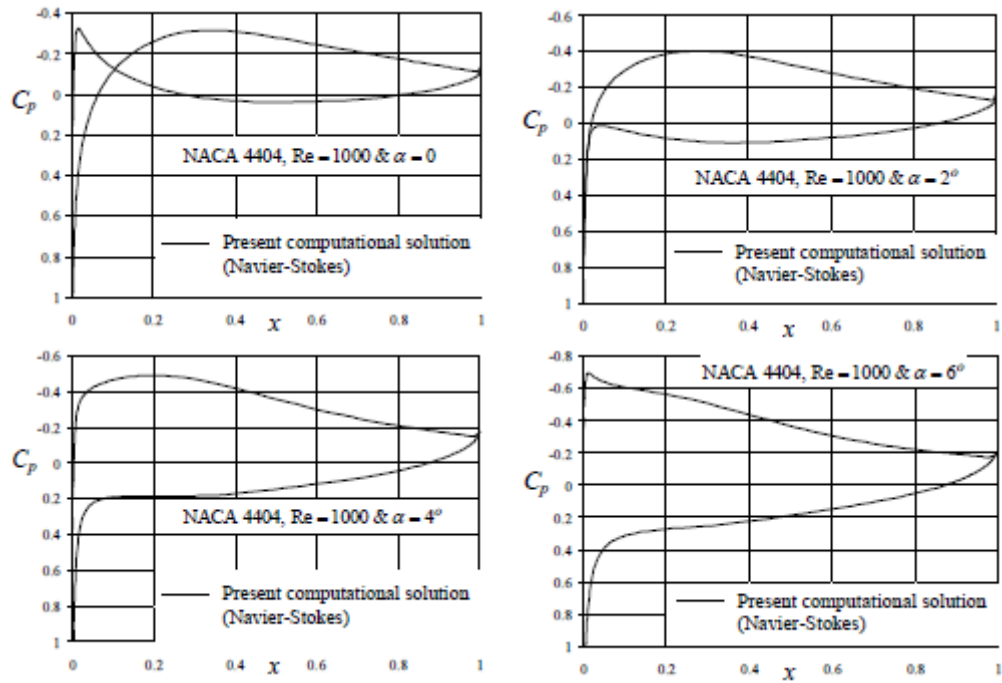
Σχήμα 4.22



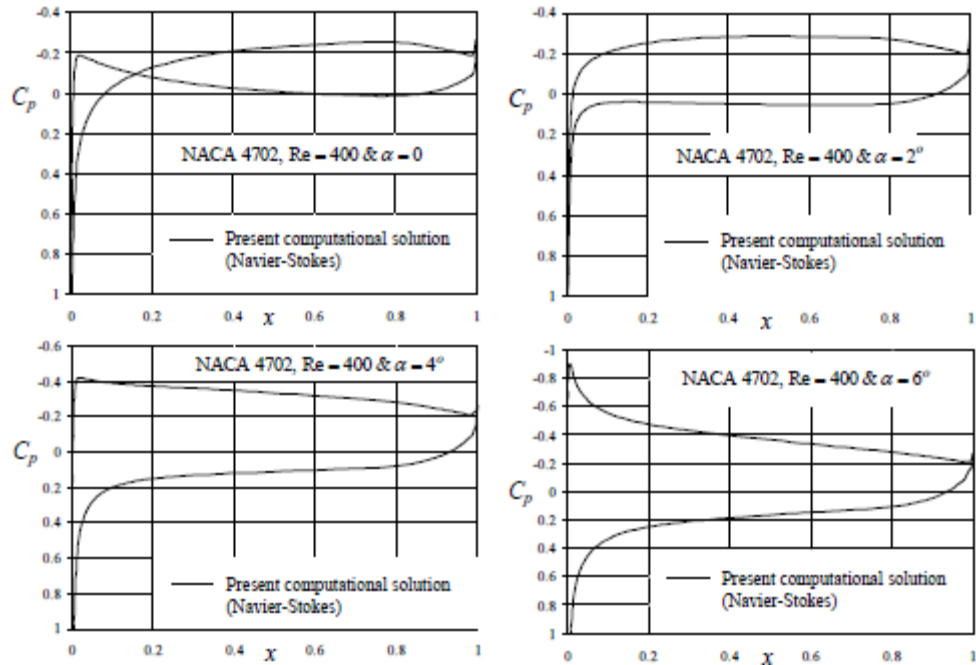
Σχήμα 4.23



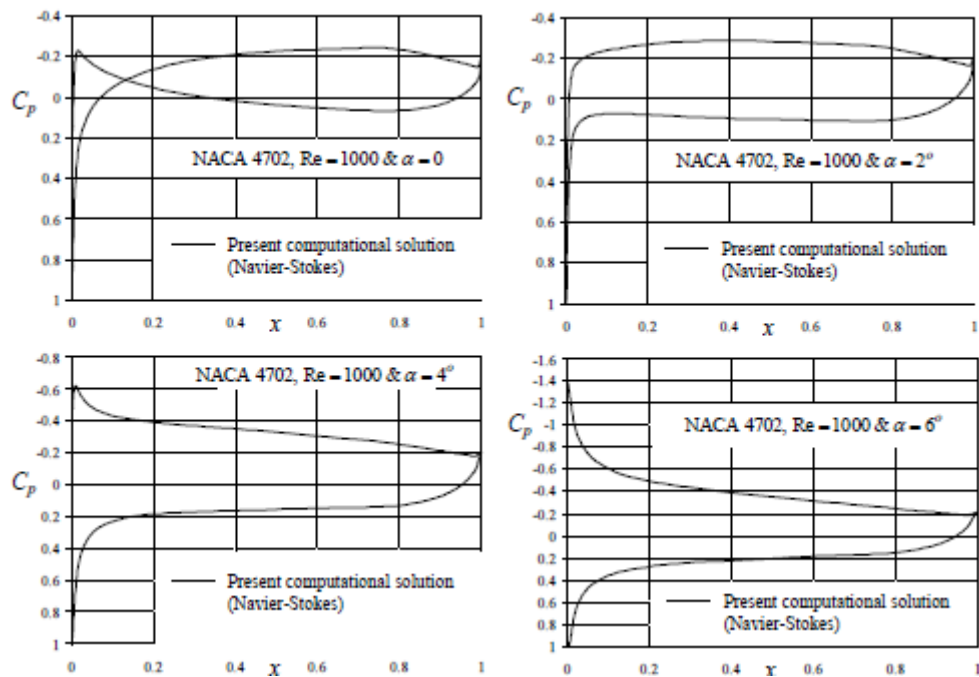
Σχήμα 4.24



Σχήμα 4.25



Σχήμα 4.26

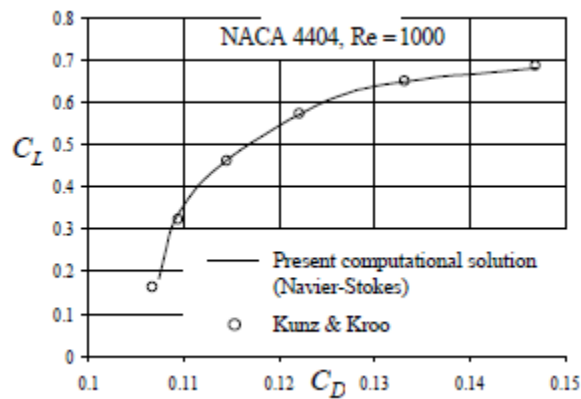


Σχήμα 4.27

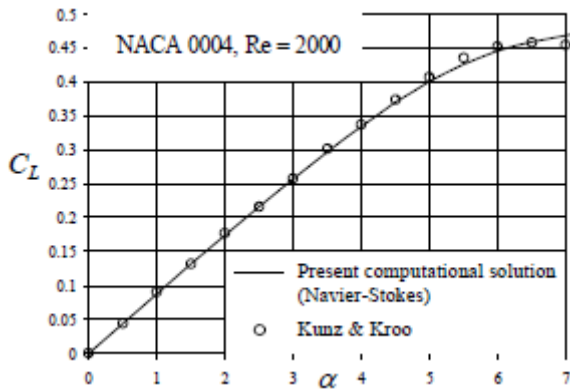
4.2.4 Οι συντελεστές άνωσης και οπισθέλκουσας

Το διάγραμμα $C_l - C_d$ για την NACA 4404 για $Re=1000$ φαίνεται στο σχήμα 4.28. Τα φαινόμενα συνεκτικότητας κυριαρχούν στους χαμηλούς Reynolds αλλάζοντας τη «δρόσα»

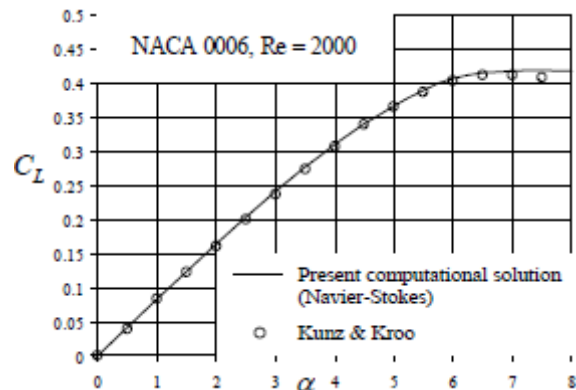
γεωμετρία της πτέρυγας, έτσι η αύξηση του μέγιστου πάχους της πτέρυγας οδηγεί στην μείωση της κλίσης της καμπύλης στη γραμμική περιοχή. Αυτό φαίνεται και στα διαγράμματα των σχημάτων 4.29 και 4.30, όπου παρουσιάζεται η συσχέτιση $C_l - \alpha^\circ$, καθώς και τα αποτελέσματα προηγούμενης έρευνας του Kunz, για πτέρυγες τύπου NACA 0004 και NACA 0006 σε $Re=2000$. Στο διάγραμμα του σχήματος 4.31 παρουσιάζεται μια σύγκριση μεταξύ των NACA 0002 και NACA4402 για $Re=1000$. Τα οφέλη σε αεροδυναμική απόδοση εξαιτίας της εισαγωγής camber διακρίνονται ξεκάθαρα σε αυτό το διάγραμμα. Για την NACA 4702, τα διαγράμματα παρουσιάζονται στο σχήμα 4.32 για $Re=400, 600, 800$ και 1000 . Παρατηρείται, ότι για τον ίδιο συντελεστή άνωσης, ο συντελεστής οπισθέλκουσας είναι πολύ μεγαλύτερος (σχεδόν διπλάσιος) για $Re=400$ σε σχέση με $Re=1000$.



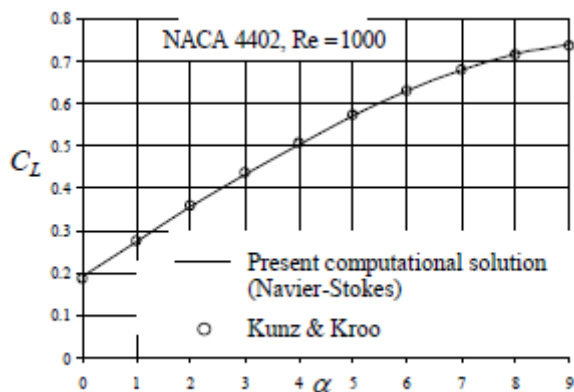
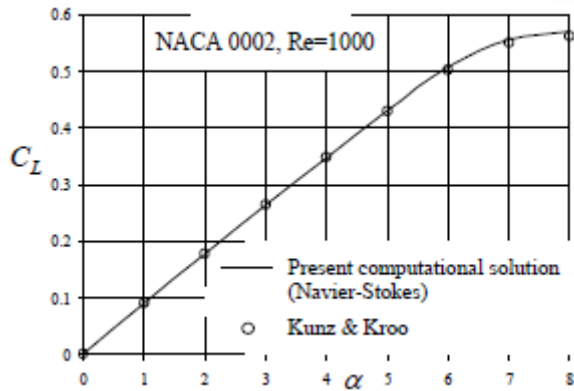
Σχήμα 4.28



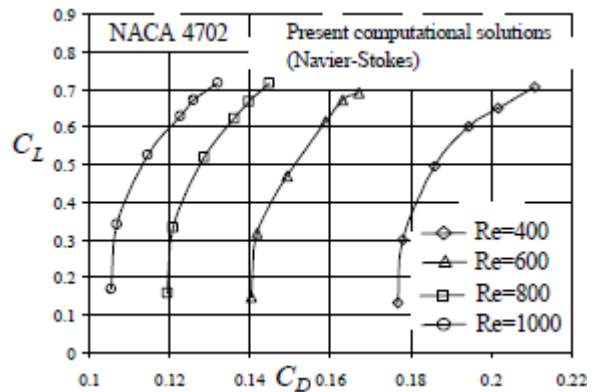
Σχήμα 4.29



Σχήμα 4.30

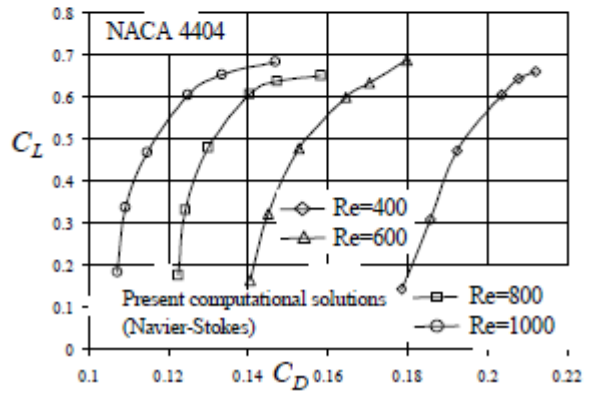
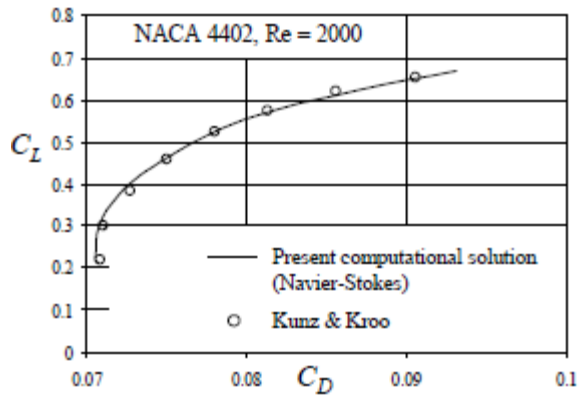
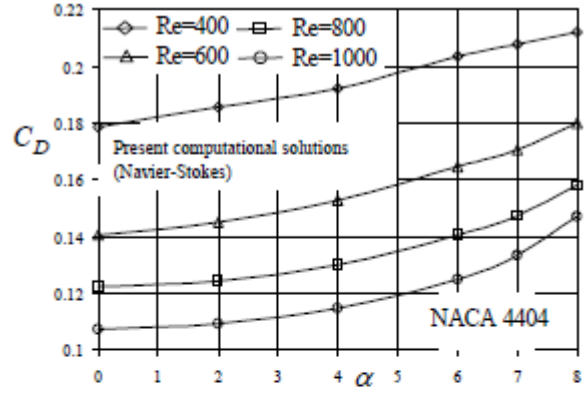
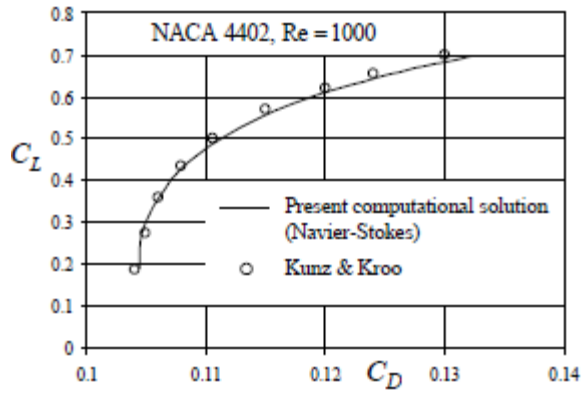


Σχήμα 4.31



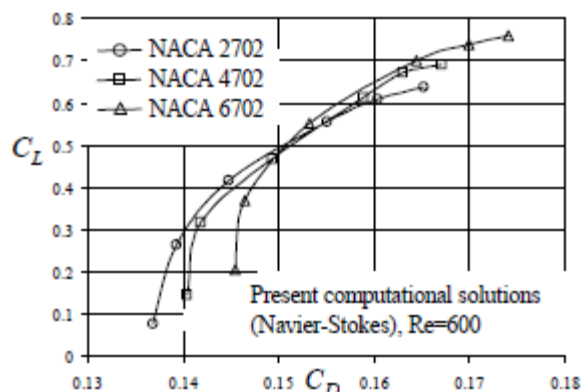
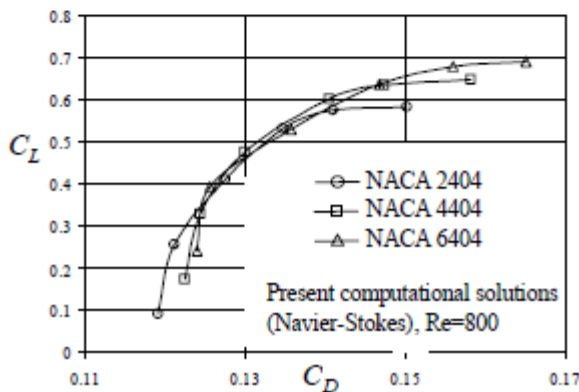
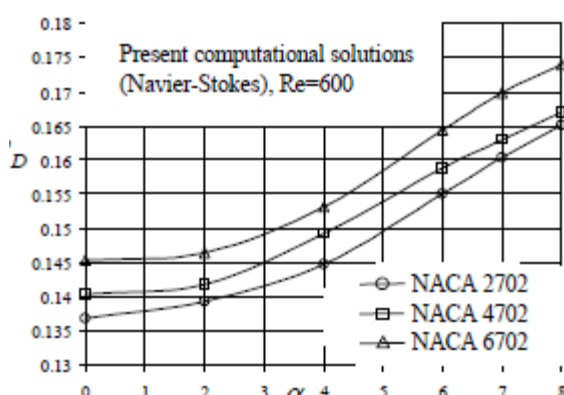
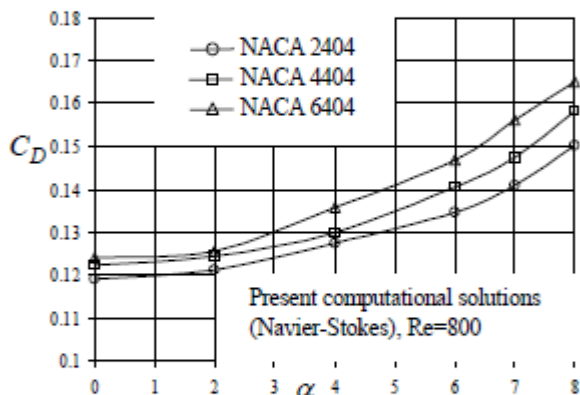
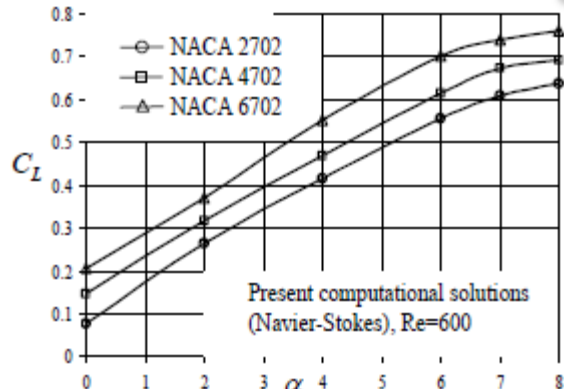
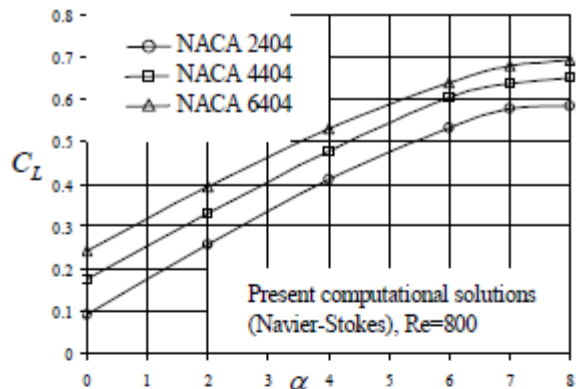
Σχήμα 4.32

Τα διαγράμματα $C_l - C_d$ που παρήχθησαν για την περίπτωση της πτέρυγας NACA 4402 συγκρίθηκαν με προηγούμενα υπολογιστικά αποτελέσματα των Kunz και Kroo, για $Re=1000$ και $Re=2000$, όπως φαίνεται στο διάγραμμα του σχήματος 4.33. Η πιο προφανής επίδραση της λειτουργίας σε χαμηλούς Reynolds είναι η αύξηση της οπισθέλκουσας εξαιτίας των φαινομένων συνεκτικότητας. Για την ίδια τιμή συντελεστή άνωσης, η ο συντελεστής οπισθέλκουσας είναι μεγαλύτερος σε χαμηλούς Reynolds. Αυτό γίνεται αντιληπτό και από το σχήμα 4.33 για τη μείωση από $Re=2000$ σε $Re=1000$. Για την NACA 4404 για τον ίδιο συντελεστή άνωσης, ο συντελεστής οπισθέλκουσας είναι σχεδόν διπλάσιος για $Re=400$ σε σχέση με $Re=1000$, λόγω της μείωσης του «δρώντος» camber όπως περιγράψαμε και προηγουμένως. Το διάγραμμα $C_d - \alpha^\circ$ για την NACA 4404 παρουσιάζεται στο σχήμα 4.34. Για $Re=800$, οι συντελεστές άνωσης και οπισθέλκουσας καταγράφονται για τις πτέρυγες NACA 2404, 4404 και 6404 (βήμα αύξησης του camber 2%) στο διάγραμμα του σχήματος 4.35. Για πτέρυγες με 2% πάχος, θέση μέγιστου πάχους στο 70% της χορδής και με βήμα camber πάλι 2%: NACA 2702, 4702 και 6702 τα αντίστοιχα διαγράμματα παρουσιάζονται στο σχήμα 4.36. Το ενδιαφέρον σε αυτά τα αποτελέσματα είναι η παράλληλη αύξηση τόσο του συντελεστή άνωσης όσο και του συντελεστή οπισθέλκουσας καθώς το camber αυξάνεται.



Σχήμα 4.33

Σχήμα 4.34



Σχήμα 4.35

Σχήμα 4.36

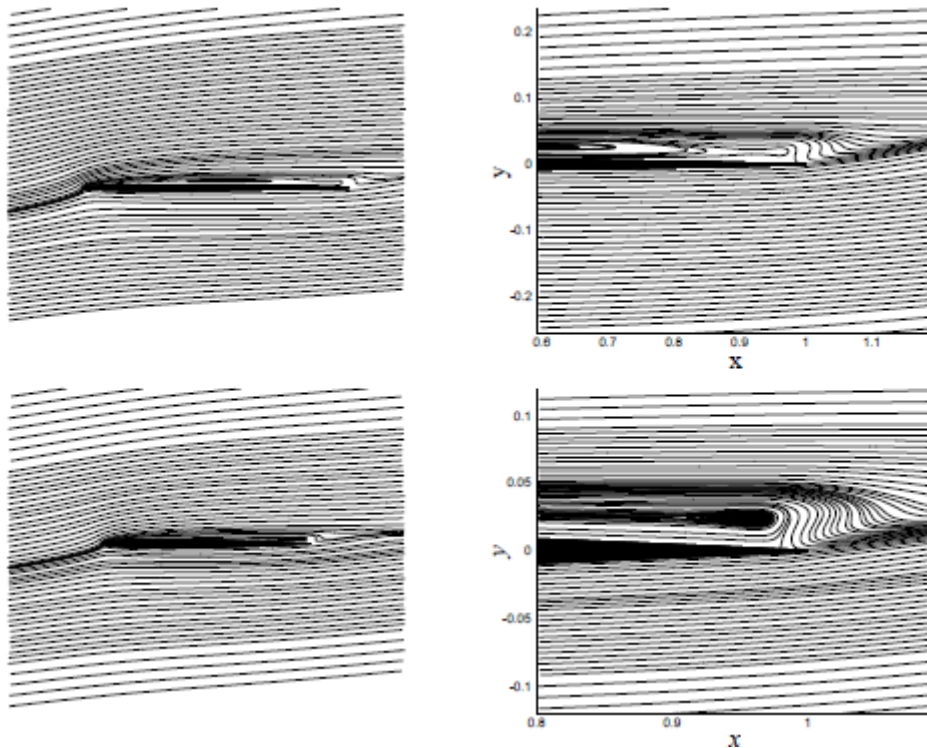
4.2.5 Η αποκόλληση ροής στις πτέρυγες για χαμηλούς Reynolds

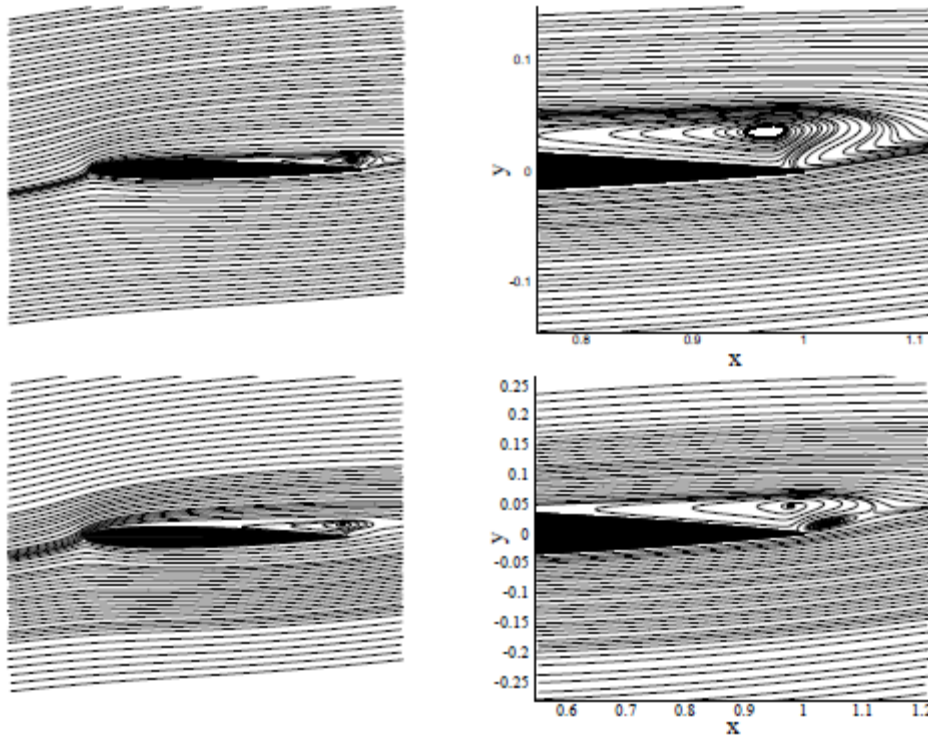
Στους πολύ χαμηλούς Reynolds τα φαινόμενα συνεκτικότητας έχουν πολύ μεγάλη σημασία. Γι αυτό το λόγο σε αυτές τις περιοχές οι αεροτομές παρουσιάζουν μεγάλες διακυμάνσεις στη συμπεριφορά τους και οι αποκολλήσεις ροής μπορούν να εμφανιστούν ακόμα και για πολύ μικρές τιμές της γωνίας προσβολής. Για να μελετηθούν, λοιπόν, τα φαινόμενα αποκόλλησης κατασκευάστηκαν οι μορφές των γραμμών ροής, καθώς και υπολογίστηκαν τα σημεία αποκόλλησης και επανακόλλησης της ροής για διάφορες πτέρυγες.

Μία σύγκριση των σημείων αποκόλλησης (x_s), επανακόλλησης (x_r) και του μήκους αποκόλλησης (l_s) για $Re=2000$ και $\alpha = 6^\circ$ για τις πτέρυγες NACA 0002, 0004, 0006 και 0008 παρουσιάζεται στον πίνακα του σχήματος 4.37. Η αύξηση του πάχους από 2% σε 8% έχει την επίδραση της μετατόπισης της αφετηρίας της αποκόλλησης από το μέτωπο προσβολής προς το μέσον της χορδής, ενώ παράλληλα ελαττώνεται το μήκος αποκόλλησης και το σημείο επανακόλλησης παραμένει στο 98% της χορδής. Οι αντίστοιχες γραμμές ροής παρουσιάζονται στο σχήμα 4.38 Οι γραμμές ροής κοντά στην ακμή φυγής της πτέρυγας φαίνονται μεγεθυμένες στο ίδιο σχήμα. Ακόμα, πίσω από την ακμή φυγής της NACA 0008 παρατηρείται μια περιοχή ανακυκλοφορίας της ροής σε σχέση με τις υπόλοιπες πιο λεπτές πτέρυγες.

Airfoil type	separation position, x_s	reattachment position, x_r	separation length, l_s
NACA 0002	0.009448	0.983755	0.974307
NACA 0004	0.345298	0.985038	0.639739
NACA 0006	0.493517	0.987267	0.493749
NACA 0008	0.501505	0.986959	0.485453

Σχήμα 4.37

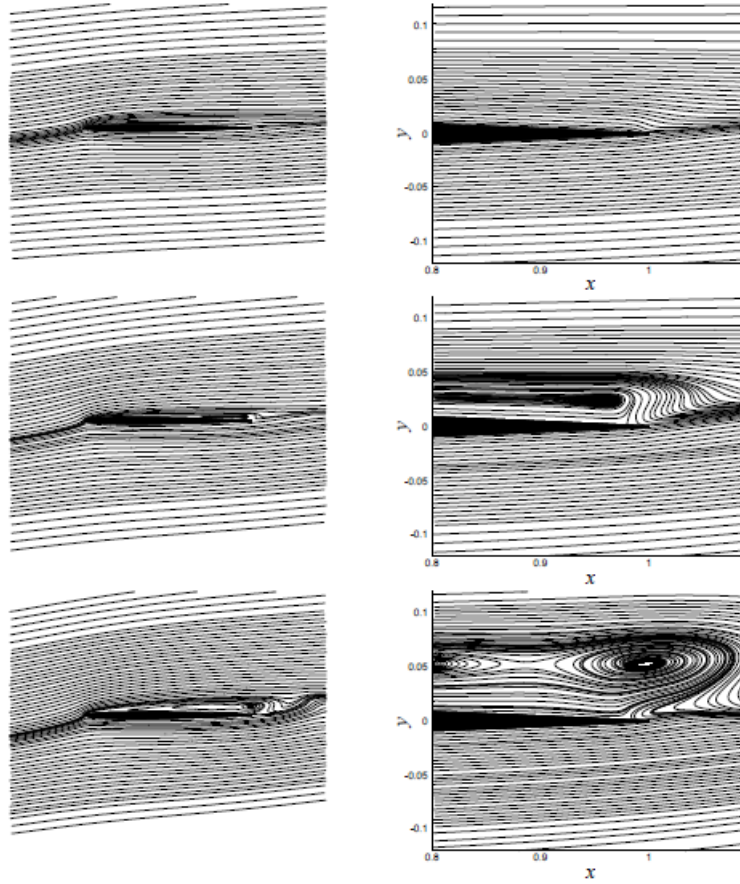




Σχήμα 4.38

Οι γραμμές ροής για την NACA 0004 για $Re=2000$ και $a = 4^\circ, 6^\circ$ και 7° παρουσιάζονται στο σχήμα 4.39. Παρατηρείται ότι για $a = 4^\circ$ η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη και η αποκόλληση εμφανίζεται μόνο για μεγαλύτερες τιμές της γωνίας προσβολής. Για $a = 7^\circ$, η αποκόλληση εμφανίζεται στο $\chi_s = 0.07848$ από το μέτωπο προσβολής με μήκος αποκόλλησης $l_s = 0.90638$, σε σχέση με $\chi_s = 0.34529$ και $l_s = 0.639739$ για $a^\circ = 6^\circ$. Σε αυτήν την περίπτωση, η αύξηση της γωνίας προσβολής κατά 1° οδηγεί σε μια έντονη αποκόλληση της ροής κατά μήκος της χορδής της πτέρυγας και με μια μεγαλύτερη περιοχή ανακυκλοφορίας της ροής.

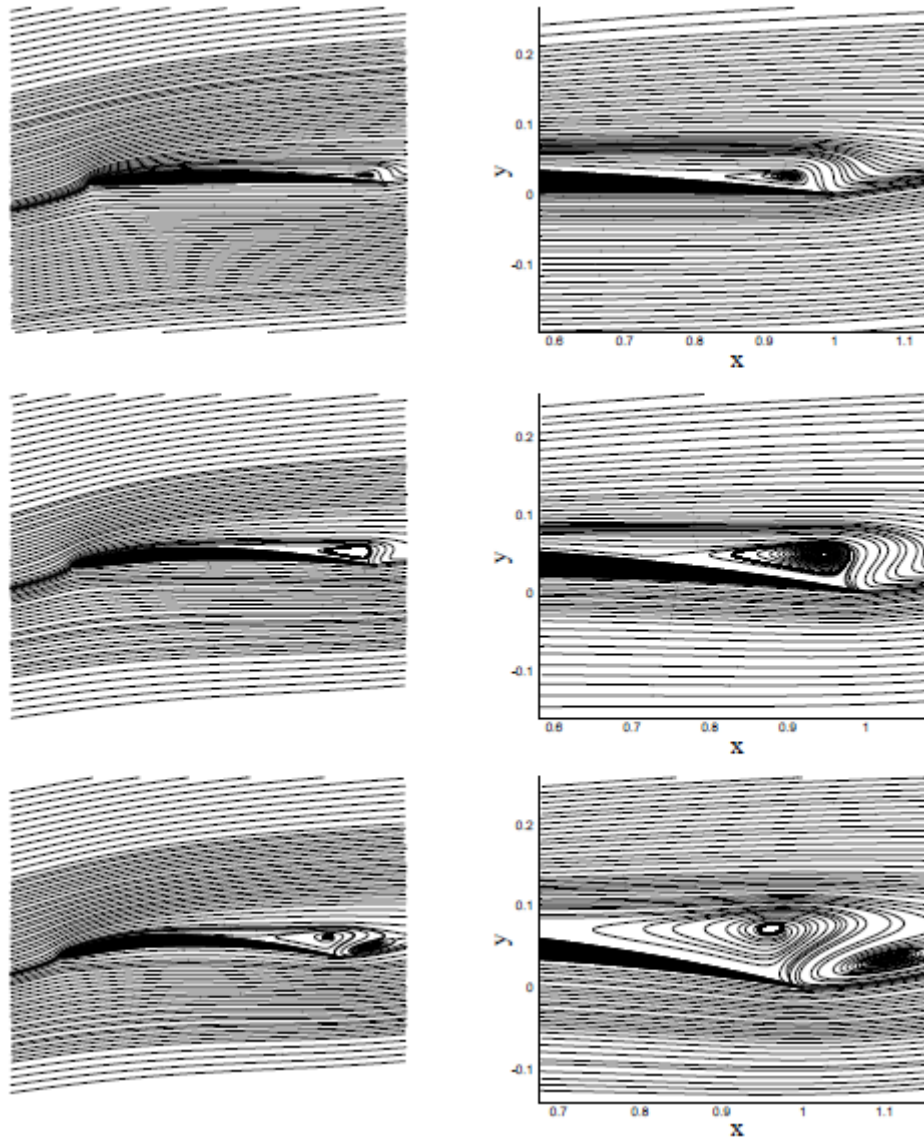
Για $Re=800$, οι θέσεις αποκόλλησης και επανακόλλησης παρουσιάζονται στον πίνακα του σχήματος 4.40 για τις πτέρυγες NACA 2404, 4404 και 6404 και για $a^\circ = 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 7^\circ$ και 8° . Φαίνεται ότι η αποκόλληση κοντά στην ακμή φυγής για την NACA 6404 εμφανίζεται για μικρότερες γωνίες προσβολής, ενώ η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη για τις πτέρυγες μικρότερου camber (NACA 2404 και 4404). Για την ίδια γωνία προσβολής, η αύξηση του camber από 2% σε 6% οδηγεί σε μια αύξηση του μήκους αποκόλλησης, ενώ η θέση αποκόλλησης μετατοπίζεται προς το μέτωπο προσβολής. Παρόλα αυτά, φαίνεται ότι το σημείο επανακόλλησης παραμένει στο 97% της χορδής όπως φαίνεται στο σχήμα 4.40. Μία σύγκριση της μορφής των γραμμών ροής και του σημείου αφετηρίας της αποκόλλησης παρουσιάζεται στο σχήμα 4.41 μεταξύ των πτερύγων NACA 2404, 4404 και 6404 για $Re=800$ και $a^\circ = 7^\circ$. Σαν αποτέλεσμα της αύξησης του camber, μια περιοχή ανακυκλοφορίας της ροής εμφανίζεται στην ακμή φυγής της NACA 6404, ενώ στις NACA 2404 και 4404 η ροή παραμένει προσκολλημένη.



Σχήμα 4.39

Airfoil type		NACA 2404	NACA 4404	NACA 6404
$\alpha = 2^\circ$	x_s	No separation	No separation	0.930617
	x_r			0.975605
	l_s			0.044988
$\alpha = 4^\circ$	x_s	No separation	No separation	0.812921
	x_r			0.979555
	l_s			0.166634
$\alpha = 6^\circ$	x_s	0.929389	0.777701	0.689317
	x_r	0.965549	0.976729	0.976999
	l_s	0.036160	0.199027	0.287681
$\alpha = 7^\circ$	x_s	0.749063	0.682713	0.632371
	x_r	0.974572	0.975893	0.974353
	l_s	0.225509	0.293180	0.341982
$\alpha = 8^\circ$	x_s	0.573599	0.592716	0.579414
	x_r	0.973947	0.972774	0.969257
	l_s	0.400348	0.380058	0.389843

Σχήμα 4.40



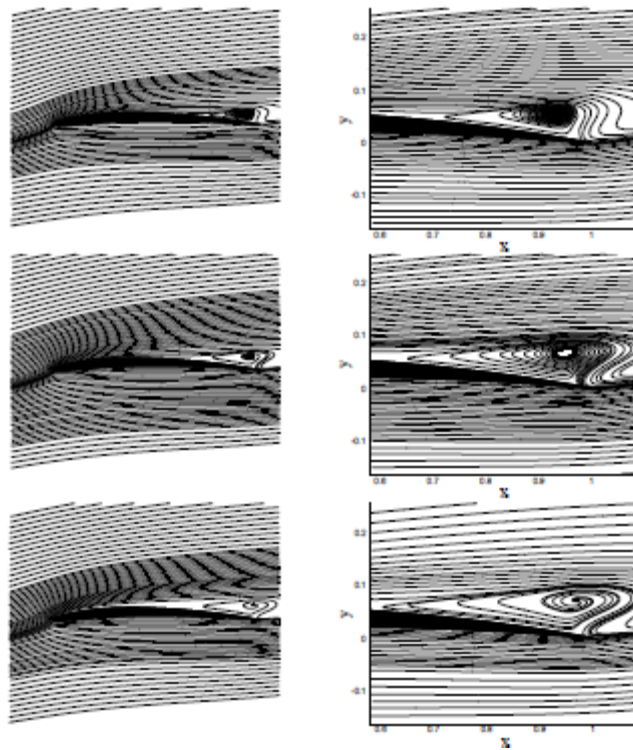
Σχήμα 4.41

Για την NACA 4404 και για γωνίες προσβολής $\alpha^\circ = 4^\circ, 6^\circ, 7^\circ$ και 8° , το σημείο εκκίνησης της αποκόλλησης κοντά στην ακμή φυγής της πτέρυγας παρουσιάζεται στον πίνακα του σχήματος 4.42 για $Re=400, 600, 800$ και 1000 . Καθώς ο αριθμός Reynolds ελαττώνεται, η επίδραση του αυξημένου πάχους του οριακού στρώματος αυξάνεται και η αφετηρία της αποκόλλησης κοντά στην ακμή φυγής της πτέρυγας μετατοπίζεται από $\alpha^\circ = 4^\circ$ για $Re=1000$, σε $\alpha^\circ = 7^\circ$ για $Re=400$. Για τα ίδια επίπεδα αποκόλλησης κοντά στην ακμή φυγής της πτέρυγας, οι χαμηλότεροι αριθμοί Reynolds επιτυγχάνουν έως και 2.5° μεγαλύτερη γωνία προσβολής. Το σημείο επανακόλλησης μετατοπίζεται ελαφρά προς τα πίσω για μεγαλύτερους Reynolds. Φαίνεται ότι η «δρῶσα» γεωμετρία της πτέρυγας τροποποιείται από την αύξηση του πάχους του οριακού στρώματος στους χαμηλότερους Reynolds, που ελαττώνει το camber της πτέρυγας, οδηγώντας έτσι στην καθυστέρηση εμφάνισης του σημείου αποκόλλησης κοντά στην «ουρά» της πτέρυγας. Η μορφή

των γραμμών ροής για την NACA 4404, για γωνία προσβολής $\alpha^\circ = 8^\circ$ και για $Re=600, 800$ και 1000 , παρουσιάζονται στο σχήμα 4.43.

Reynolds number, Re		Re=400	Re=600	Re=800	Re=1000
$\alpha = 4^\circ$	x_s	No separation	No separation	No separation	0.901651
	x_r				0.978418
	l_s				0.076766
$\alpha = 6^\circ$	x_s	No separation	0.860459	0.777701	0.717352
	x_r		0.970041	0.976729	0.979368
	l_s		0.109581	0.199027	0.262016
$\alpha = 7^\circ$	x_s	0.894895	0.765829	0.682713	0.625532
	x_r	0.953618	0.971379	0.975893	0.977933
	l_s	0.058723	0.205550	0.293180	0.352401
$\alpha = 8^\circ$	x_s	0.800136	0.670082	0.592716	0.550572
	x_r	0.960186	0.969762	0.972774	0.975735
	l_s	0.160050	0.299680	0.380058	0.425163

Σχήμα 4.42

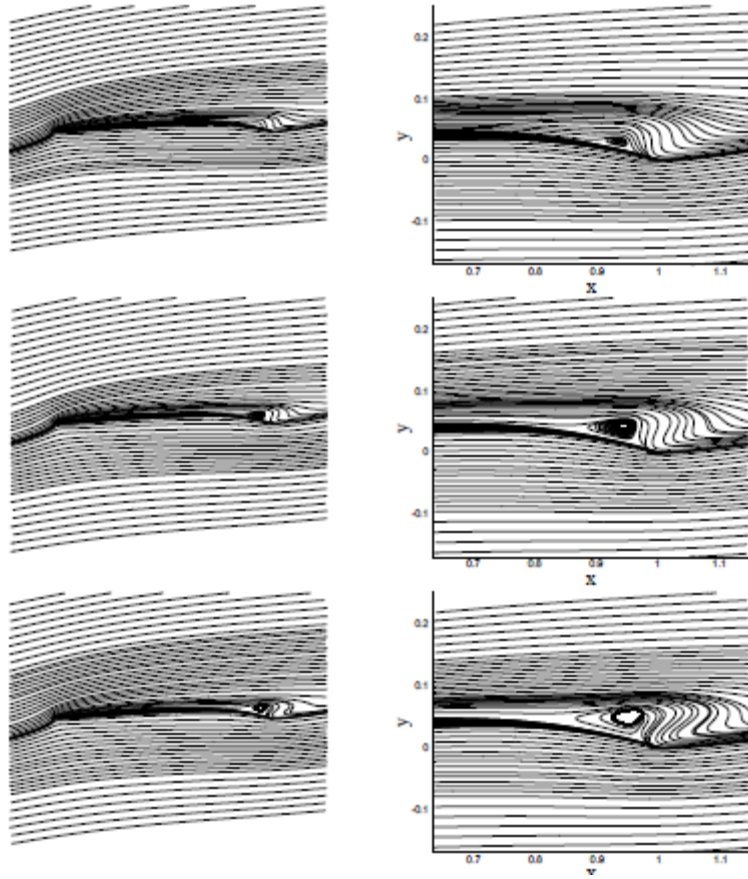


Σχήμα 4.43

Για την πτέρυγα NACA 4702, το σημείο αποκόλλησης της ροής για $\alpha^\circ = 6^\circ, 7^\circ$ και 8° , και για $Re=400, 600, 800$ και 1000 , παρουσιάζεται στον πίνακα του σχήματος 4.44. Παρατηρείται ότι η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη για $Re=400$ λόγω των φαινομένων συνεκτικότητας, τα οποία τροποποιούν τη «δρώσα» γεωμετρία της πτέρυγας και της μειώνουν το camber. Παρόλα αυτά, για μεγαλύτερες γωνίες προσβολής, το σημείο αποκόλλησης κοντά στην ακμή φυγής της πτέρυγας μετατοπίζεται προς το μέτωπο προσβολής και αυξάνεται το μήκος αποκόλλησης. Το σημείο αποκόλλησης για $\alpha^\circ = 8^\circ$, μετατοπίζεται από $\chi_s = 0.89$ για $Re=600$, σε $\chi_s = 0.8$ για $Re=1000$. Μια σύγκριση της μορφής των γραμμών ροής και του σημείου αποκόλλησης για $\alpha^\circ = 8^\circ$ και $Re=600, 800$ και 1000 , παρουσιάζεται στο σχήμα 4.45 για την πτέρυγα τύπου NACA 4702. Η αύξηση της αποκόλλησης κοντά στην «ουρά» της πτέρυγας είναι ανάλογη του αριθμού Reynolds, όπως φαίνεται από αυτό το σχήμα.

Reynolds number, Re		Re=400	Re=600	Re=800	Re=1000
$\alpha = 6^\circ$	x_s	No separation	No separation	0.935611	0.913614
	x_T			0.971238	0.976174
	l_s			0.035627	0.062559
$\alpha = 7^\circ$	x_s	No separation	0.934453	0.899760	0.871858
	x_T		0.961508	0.971579	0.975112
	l_s		0.027055	0.071818	0.103254
$\alpha = 8^\circ$	x_s	No separation	0.888767	0.842411	0.799521
	x_T		0.964874	0.970268	0.972652
	l_s		0.076106	0.127856	0.173131

Σχήμα 4.44



Σχήμα 4.45

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5: Διατάξεις που χρησιμοποιήθηκαν στο πείραμα

5.1 Περιγραφή του πειράματος

Το πείραμα μας αποτελείται από ένα μοντέλο ζεύγους ατράκτου πτέρυγας. Τα στοιχεία της ατράκτου παρουσιάζονται παρακάτω, ενώ η χρησιμοποιούμενη πτέρυγα είναι μια τυποποιημένη NACA 4415. Οι μετρήσεις διεξάγονται εντός της μικρής αεροδυναμικής σήραγγας του εργαστηρίου αεροδυναμικής του τμήματος μηχανολόγων μηχανικών ΕΜΠ, υπό ταχύτητα ελεύθερου ρεύματος 4.42m/s και επίπεδα ελεύθερης τύρβης της τάξης του 0.7%. Οι μετρήσεις γίνονται με το μοντέλο κάθετα στο ρεύμα αέρα και για γωνίες μηδενικού Roll, υπό -4° , 0° , $+4^\circ$, $+8^\circ$, $+12^\circ$ και $+16^\circ$ γωνία Pitch, κάθετα στο ακροπτερύγιο (θέση Α), κάθετα στο μέσο της πτέρυγας (θέση Β), κάθετα στο μέσο του μήκους μέσο πτέρυγας-πτέρυγας (θέση Γ) και κάθετα στο ρύγχος, ξεχωριστά για κάθε γωνία. Επίσης, γίνονται μετρήσεις παράλληλα με το επίπεδο της πτέρυγας, στο σημείο του ακροπτερυγίου και σε απόσταση μιας, δύο και τριών μήκων χορδής από την ακμή φυγής της πτέρυγας. Τέλος διεξάγεται και μία μέτρηση για γωνία $+20^\circ$ Pitch και $+30^\circ$ Roll, μία παράλληλα στο επίπεδο του μετώπου προσβολής του ρύγχους, μία κάθετα στην άτρακτο και σε απόσταση μισής χορδής από το μέτωπο προσβολής της πτέρυγας και μία στο ακροπτερύγιο σε απόσταση ενός μήκους χορδής από την ακμή φυγής. Οι μετρήσεις γίνονται με τη μέθοδο του PIV. Τα αποτελέσματα που προκύπτουν από τις φωτογραφίες που λαμβάνονται μέσω του PIV, επεξεργάζονται κατόπιν από το λογισμικό Insight 3D, το οποίο και δίνει τη μορφή και το μέτρο των διανυσμάτων ταχύτητας ανά θέση X-Y του μετρούμενου επιπέδου. Κατόπιν επεξεργαζόμαστε τις μετρήσεις που λαμβάνουμε από το Insight 3D, με δύο κώδικες γραμμένους σε Visual Fortran 6.0, και οι οποίοι μας δίνουν αφενός διορθωμένα τα προφίλ ταχύτητας, αφετέρου υπολογίζουν αδιαστατοποιημένες ταχύτητες και γωνίες ροής. Τέλος, με τη χρήση του λογισμικού Surfer, με βάση τα δεδομένα που λάβαμε προχωράμε στη δημιουργία των διαγραμμάτων που αφορούν τα προφίλ ταχυτήτων, όσο και μια σειρά από διαγράμματα ισοϋψών γραμμών για διάφορα μεγέθη.

5.2 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 στη σχεδίαση και βελτίωση των οχημάτων ή γενικότερα όλων των αντικειμένων που κινούνται σε κάποιο ρευστό.

Κάποιες από τις λειτουργίες που επιτελούνται σε μια αεροδυναμική σήραγγα είναι οι εξής:

- Μετρήσεις άνωσης και οπισθέλκουσας σε διάφορα οχήματα

- Καταγραφή χαρακτηριστικών καμπυλών άνωσης, οπισθέλκουσας και ροπής σε διάφορες πτέρυγες και αεροτομές.
- Επίδραση του ανέμου σε οχήματα, κτίρια και γέφυρες.
- Οπτικοποίηση της ροής
- Στατική ευστάθεια αεροσκαφών
- Δυναμική ευστάθεια τμημάτων αεροσκαφών.
- Απόδοση αεριοστροβίλων,
- Απόδοση ατμοσφαιρικών κινητήρων.
- Μέτρηση κατανομής επιφανειακών πιέσεων.

5.2.1 Κατάταξη σηράγγων

Οι αεροδυναμικές σήραγγες κατατάσσονται βάσει των εξής κριτηρίων:

A) Ταχύτητα ροής στο τμήμα δοκιμών

- Σήραγγες χαμηλής ταχύτητας (μέχρι 70-80 m/sec). Ο αέρας μπορεί να θεωρηθεί ασυμπίεστος.
- Σήραγγες υψηλής υποηχητικής ταχύτητας (αναπτύσσονται μεγαλύτερες ταχύτητες σε σχέση με την προηγούμενη περίπτωση), αλλά ο αριθμός Mach είναι μικρότερος από 0.9. Και οι δύο παραπάνω τύποι σηράγγων χαμηλών ταχυτήτων, είναι οι πιο συνηθισμένες, με ταχύτητες που συνήθως δε ξεπερνάνε τα 400km/h ($M=0.3$), μπορούν να είναι τόσο ανοιχτού, όσο και κλειστού κυκλώματος.
- Σήραγγες διηχητικές (με αριθμό Mach $0.9 \leq M \leq 1.2$). Αυτές οι σήραγγες χρησιμοποιούνται για τη μελέτη διηχητικών φαινομένων. Παρότι τα υποηχητικά φαινόμενα μπορούν να μελετηθούν σχετικά εύκολα, στην περίπτωση της διηχητικής ροής η υποηχητική θεωρία τροποποιείται λόγω της εμφάνισης κυμάτων κρούσης. Σε αυτές τις ταχύτητες που πλησιάζουν την ταχύτητα του ήχου, δημιουργούνται κύματα κρούσης εντός της σήραγγας που εμποδίζουν τη ροή. Γι αυτό και η ανάπτυξη αυτών των σηράγγων καθυστέρησε, αλλά και γι αυτό σε αυτές τις περιπτώσεις διενεργούνται παράλληλα και πολλά πειράματα σε πραγματικό χρόνο και χώρο.
- Σήραγγες υπερηχητικές (με αριθμό Mach $1.2 \leq M \leq 5$)

- Σήραγγες υπερ-υπερηχητικές (με αριθμό Mach $M \geq 5$). Χρησιμοποιούνται για να προσομοιώσουν τις συνθήκες λειτουργίας διαστημικών οχημάτων κατά την επάνοδό τους στην ατμόσφαιρα. Τέτοιου τύπου εγκαταστάσεις είναι για παράδειγμα ο σωλήνας κυμάτων κρούσης και οι εγκαταστάσεις θερμής βολής.

B) Δυνατότητες εκτέλεσης διαφόρων πειραμάτων

Αυτές χωρίζονται σε δύο κατηγορίες, τις αεροδυναμικές και τις περιβαλλοντικές. Οι αεροδυναμικές σήραγγες προσομοιάζουν το πεδίο ροής του αέρα γύρω από το υπό εξέταση αντικείμενο ώστε να είναι δυνατή η εκτέλεση μετρήσεων σε σχέση με το πεδίο ροής, καθώς και η αλληλεπίδρασή του με το αντικείμενο.

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

Γ) Τύπος του τμήματος δοκιμών

Αυτές μπορεί να είναι είτε σήραγγες κλειστού κυκλώματος, είτε σήραγγες ανοιχτού τμήματος δοκιμών. Η διαφορά τους έγκειται στη σχεδίαση του χώρου όπου διεξάγονται οι δοκιμές και οι μετρήσεις, και παρουσιάζεται και στο παρακάτω σχήμα. Οι σήραγγες ανοιχτού τύπου είναι πάντα υποηχητικές, ενώ οι κλειστού τύπου μπορούν να είναι είτε υποηχητικές, είτε υπερηχητικές.

Δ) Τύπος του κυκλώματος όπου κινείται ο αέρας στην εγκατάσταση της σήραγγας

Αυτές μπορεί να είναι είτε σήραγγες κλειστής ροής, είτε σήραγγες ανοιχτής ροής. Και οι δύο τύποι χρησιμοποιούνται ως υποηχητικές σήραγγες, ενώ κάποιες σήραγγες κλειστής ροής μπορούν να χρησιμοποιηθούν και υπερηχητικές ροές.

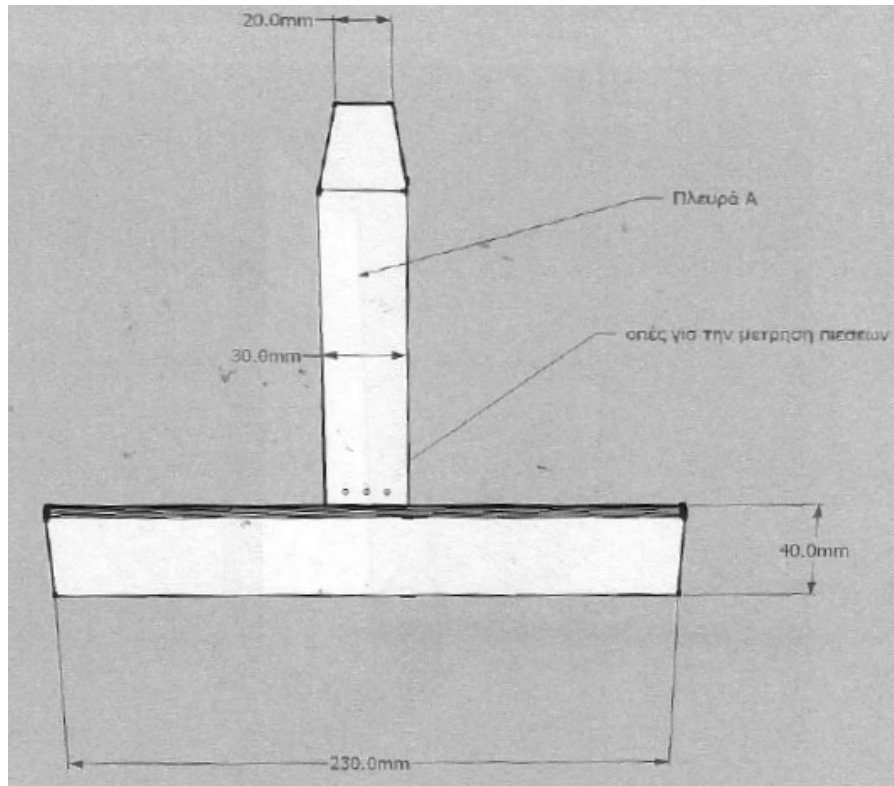
5.3 Περιγραφή του μοντέλου

Η άτρακτος του μοντέλου είναι κατασκευασμένη από ορείχαλκο. Είναι ορθογωνικής διατομής, ενώ έχει επεξεργαστεί ώστε να αποκτήσει μια μορφή παρόμοια με αυτές των ατράκτων από UAV ή MAV, τα οποία χρησιμοποιούνται σε χαμηλά υψόμετρα και ταχύτητες. Η άτρακτος έχει συνολικό μήκος $L=0.18\text{m}$ και πλάτος 0.03m . Το μπροστινό τμήμα έχει διαμορφωθεί ως μύτη. Η γωνία που σχηματίζει η μετωπική επιφάνεια με το κυρίως σώμα της ατράκτου είναι 45 μοίρες.

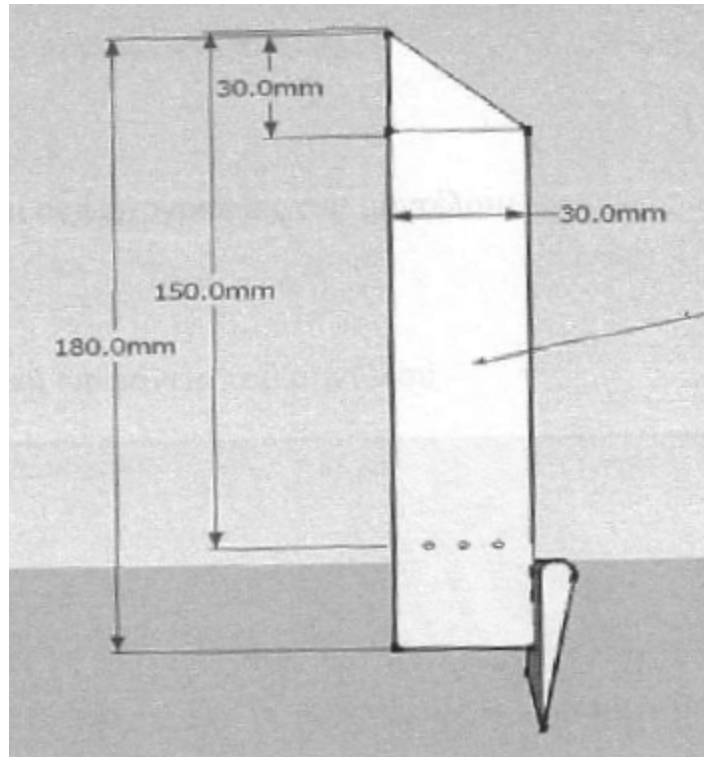
Στο πίσω μέρος της ατράκτου έχει τοποθετηθεί μια αεροτομή τύπου NACA 4415. Το μέτωπο προσβολής της αεροτομής απέχει 0.15m από τη μύτη του μοντέλου. Η αεροτομή έχει χορδή

0.04m και μήκος 0.23m οπότε το aspect ratio είναι $A=L/C=5.75$. Η ακμή φυγής εξέρχει από πίσω τμήμα της ατράκτου 0.01m.

Στο σώμα της αεροτομής NACA 4415 έχουν σημειωθεί τρεις διατομές. Η διατομή Α στο ακροπερύγιο, η διατομή Β στο μέσον του μήκους μέσο πτέρυγας-ακροπερυγίου και η διατομή Γ στο μέσο της αεροτομής. Ακόμα στο μέσον του πλάτους της ατράκτου του μοντέλου έχει σημειωθεί μια διατομή. Σε όλες τις παραπάνω διατομές θα διεξαχθούν οι μετρήσεις των αεροδυναμικών στοιχείων του μοντέλου.



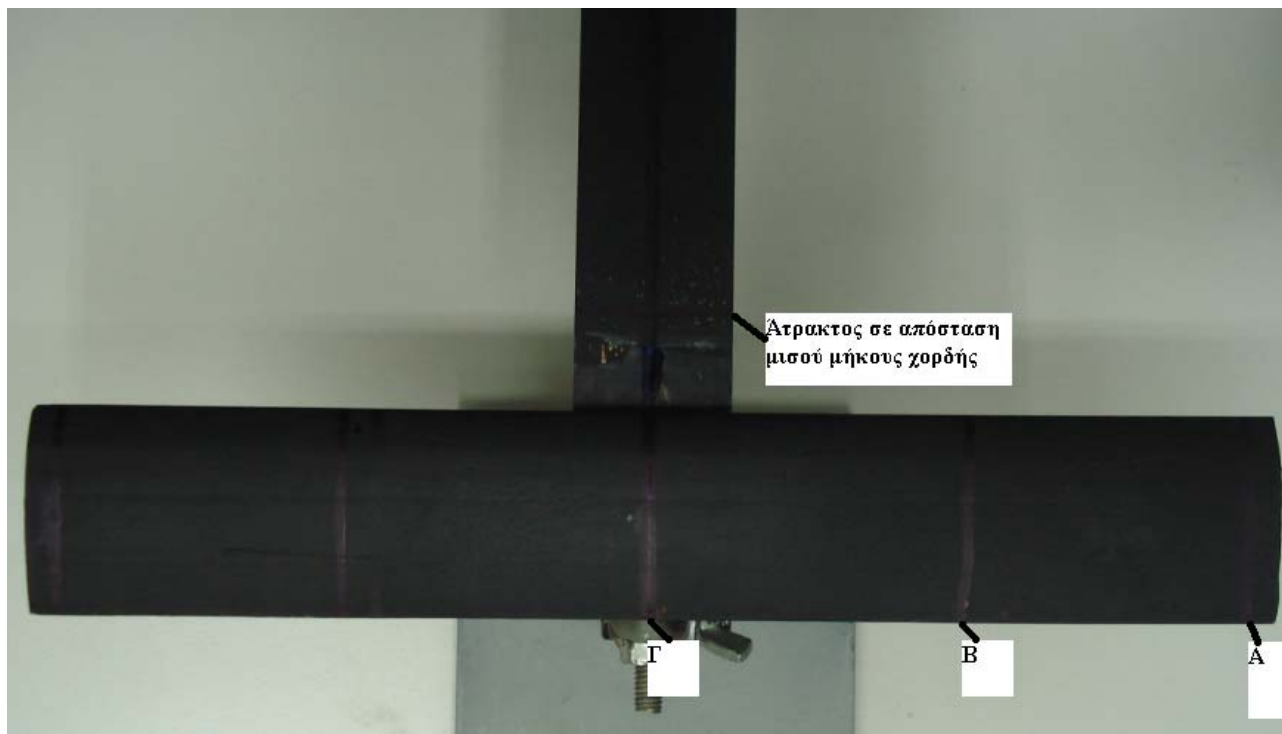
Σχήμα 5.1



Σχήμα 5.2



Σχήμα 5.3



Σχήμα 5.4

5.4 Η μέθοδος PIV

Το πεδίο ροής καταγράφηκε στο οριζόντιο επίπεδο συμμετρίας του αγωγού με τη χρήση συστήματος 2D-PIV της εταιρείας Oxford Lasers. Η μέθοδος PIV αποτελεί μια μη επεμβατική τεχνική μέτρησης της ταχύτητας του ρευστού, ταυτόχρονα σε πλήθος σημείων ενός επιπέδου. Οι δύο συνιστώσες της ταχύτητας στο ίδιο επίπεδο προσδιορίζονται από την ανάλυση ζεύγους ψηφιακών εικόνων στις οποίες καταγράφεται η κίνηση γυάλινων σφαιριδίων που εμπεριέχονται στο εργαζόμενο μέσο και καθίστανται ορατά, φωτιζόμενα από φύλλο φωτός. Τα γυάλινα σφαιρίδια που διασπείρονται στο εργαζόμενο μέσο, έχουν μέση διάμετρο 10 μm και λειτουργούν ως σκεδαστές φωτός. Η πυκνότητά τους είναι προσεγγιστικά ίση με του εργαζόμενου μέσου, με αποτέλεσμα να αιωρούνται και να μην καθιζάνουν. Το φύλλο φωτός παράγεται από πηγή παλλόμενου laser μήκους κύματος 808 nm και βρίσκεται εκτός του φάσματος του ορατού φωτός. Για την καταγραφή των εικόνων χρησιμοποιείται κάμερα CCD (Charge Coupled Device) η οποία επιτρέπει τη λήψη έως και 6 ζευγών/δευτερόλεπτο σε συνδυασμό με macro φακό (tamron). Τα δεδομένα μεταφέρονται σε ηλεκτρονικό υπολογιστή όπου υπόκεινται σε ψηφιακή επεξεργασία με τη βοήθεια του λογισμικού VidPIV v4.6 όπου τελικά πραγματοποιείται η εξαγωγή των διανυσμάτων της ταχύτητας του ρευστού. Η λεπτομερής διαδικασία επεξεργασίας

των εικόνων καθώς και εξαγωγής και βελτιστοποίησης των διανυσμάτων με χρήση του λογισμικού περιγράφεται σε επόμενο κεφάλαιο.

5.5 Λογισμικό που χρησιμοποιήθηκε

5.5.1 Λογισμικό Insight3d για λήψη μετρήσεων με το PIV

Το Insight3d έχει σαν στόχο την δημιουργία τρισδιάστατων και δισδιάστατων μοντέλων από φυσικά αντικείμενα χρησιμοποιώντας δεδομένα από ψηφιακές φωτογραφίες. Στην περίπτωση μας χρησιμοποιήσαμε το Insight3d για να επεξεργαστούμε τις φωτογραφίες που λάβαμε μέσω του PIV, για να μπορέσουμε κατόπιν να καταγράψουμε τις ταχύτητες που αναπτύχθηκαν κατά τους δύο βασικούς άξονες. Για να μπορέσουμε να το κάνουμε αυτό χρησιμοποιήσαμε σα βάση το γεγονός ότι όλα τα μεγέθη του προς μελέτη αντικειμένου ήταν γνωστά (μήκος, πάχος, ύψους ατράκτου και πτέρυγας) για να μπορέσουμε να καλιμπράρουμε το λογισμικό και να πάρουμε σωστές μετρήσεις.

5.5.2 Πρόγραμμα Surfer 8 για το σχεδιασμό των διαγραμμάτων

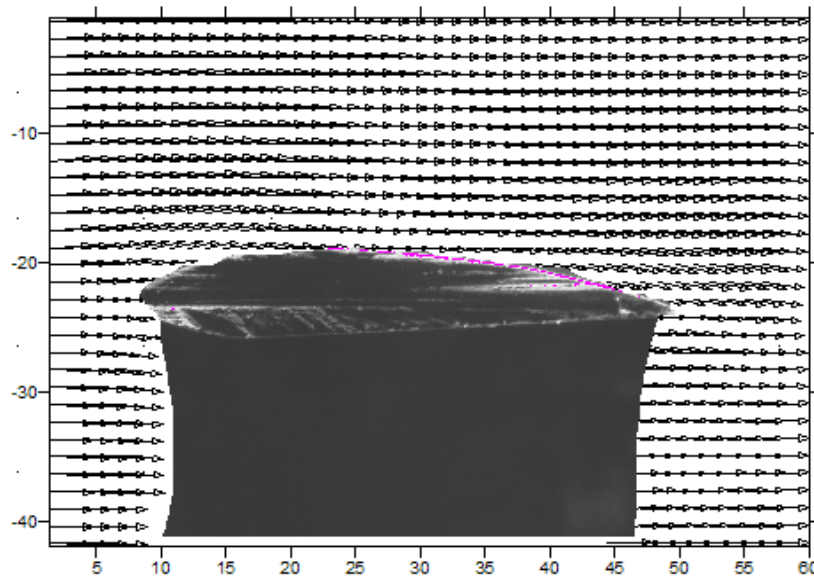
Το Surfer 8 είναι ένα λογισμικό για την απεικόνιση διαφόρων μαθηματικών αποτελεσμάτων και ειδών διαγραμμάτων. Στην περίπτωση του προς παρουσίαση πειράματος χρησιμοποιήσαμε δύο τύπους διαγραμμάτων από τις διάφορες επιλογές του προγράμματος. Για την καταγραφή των προφίλ ταχύτητας χρησιμοποιήσαμε τα λεγόμενα base maps. Για να καταστεί αυτό δυνατό, πήραμε τα δεδομένα που προέκυψαν από το πρόγραμμα wing.for και χρησιμοποιώντας τα ως βάση δεδομένων προέκυψαν τα διαγράμματα που παρουσιάζουν τα διανύσματα ταχυτήτων σε διάφορες θέσεις του μοντέλου. Για τη δημιουργία των διαγραμμάτων ισοϋψών καμπυλών, χρησιμοποιήσαμε την επιλογή contour maps. Για τη δημιουργία αυτού του τύπου των διαγραμμάτων, αξιοποιήσαμε σα βάση δεδομένων τα αρχεία που προέκυψαν από τη χρήση του προγράμματος contour1.for και μέσω της επιλογής τόσο των προς παρουσίαση μεγεθών κάθε φορά, όσο και της διακύμανσης των μετρούμενων ισοϋψών γραμμών κάθε μεγέθους προέκυψαν τα διαγράμματα που παρουσιάζονται στη συγκεκριμένη μελέτη.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6: Πειραματικά αποτελέσματα

6.1 Διανύσματα ταχυτήτων για διάφορες γωνίες

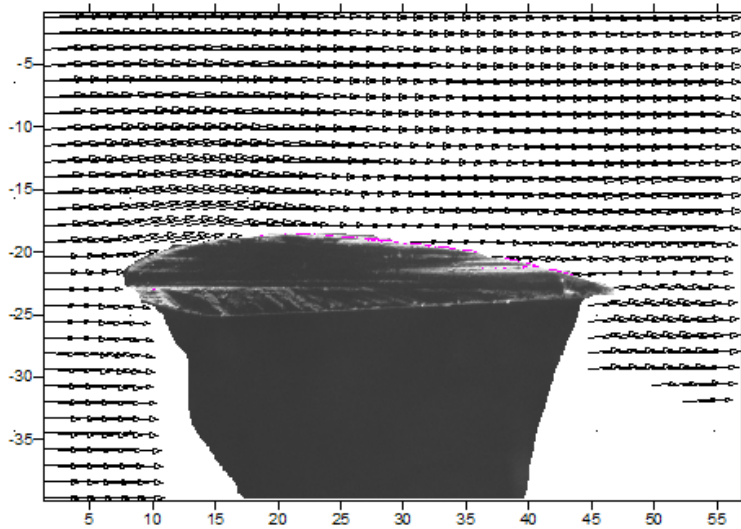
6.1.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



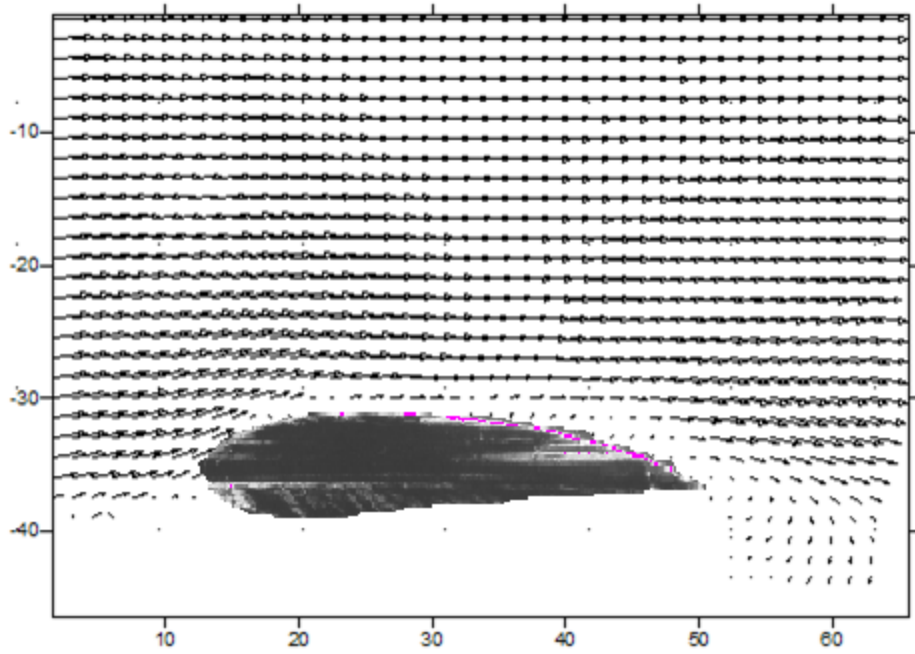
Σχήμα 6.1

Στην τομή Β



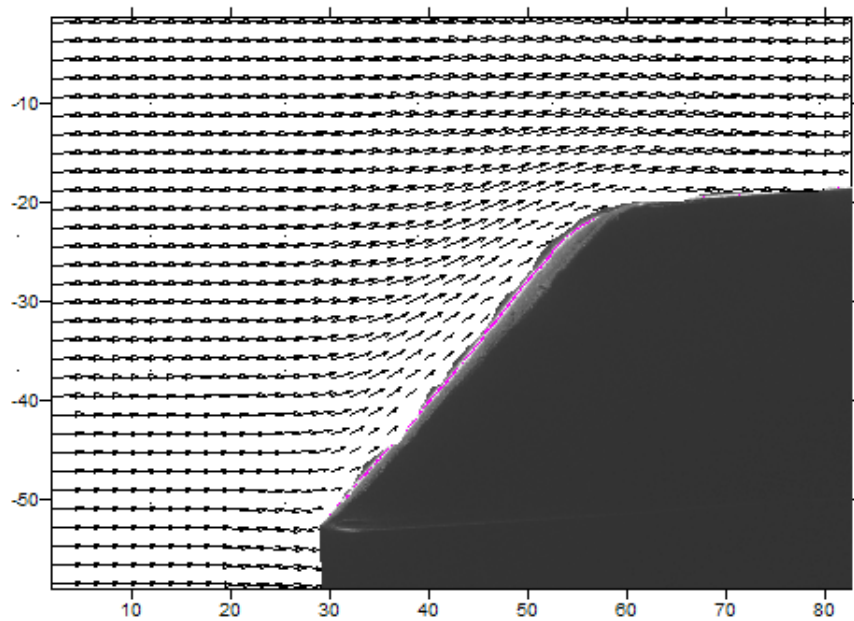
Σχήμα 6.2

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.3

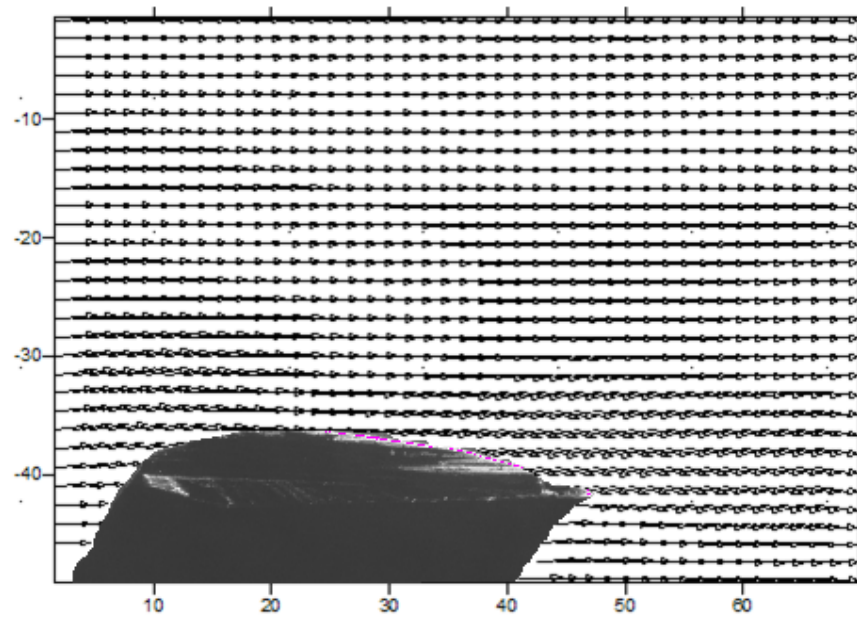
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.4

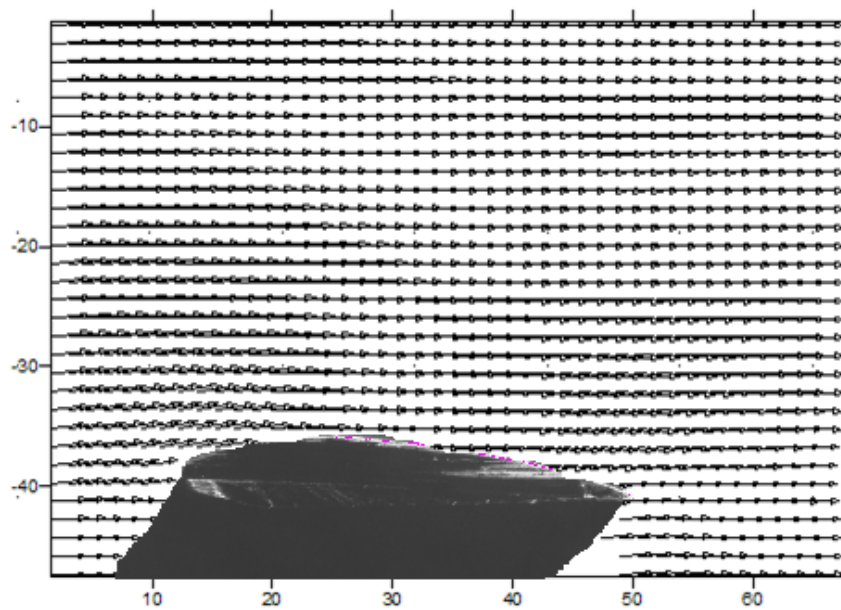
6.1.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



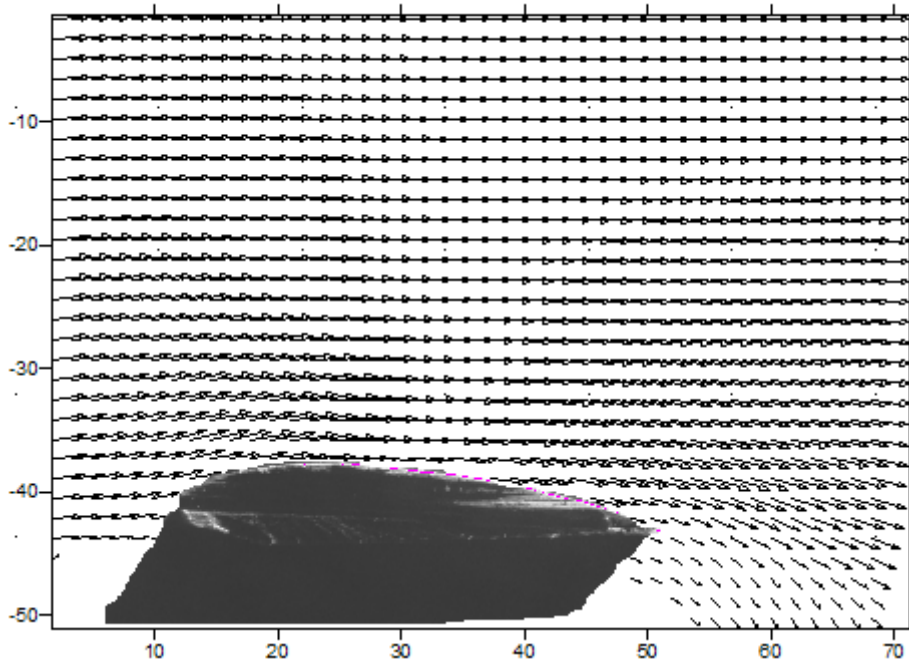
Σχήμα 6.5

Στην τομή Β



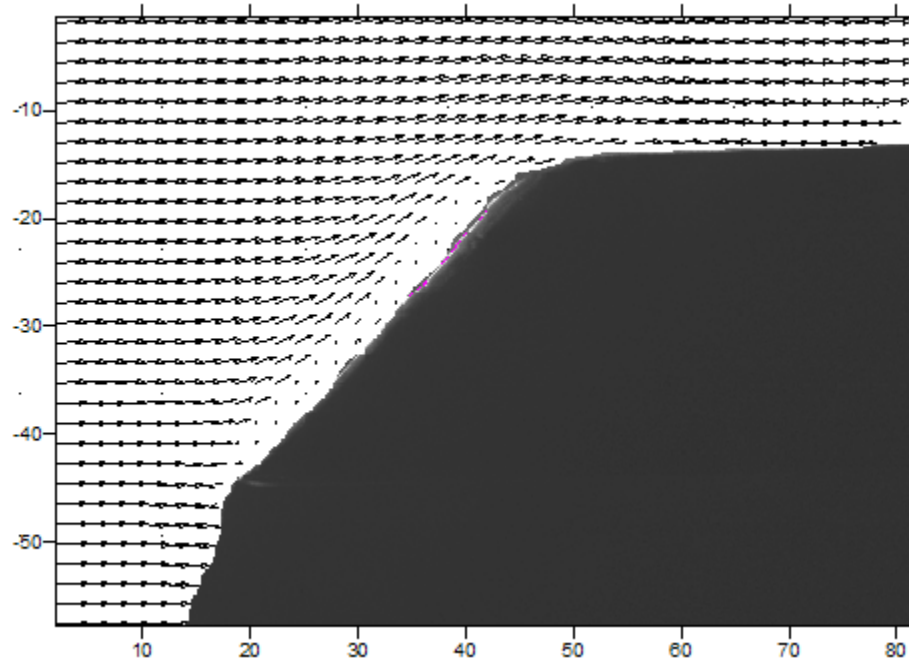
Σχήμα 6.6

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.7

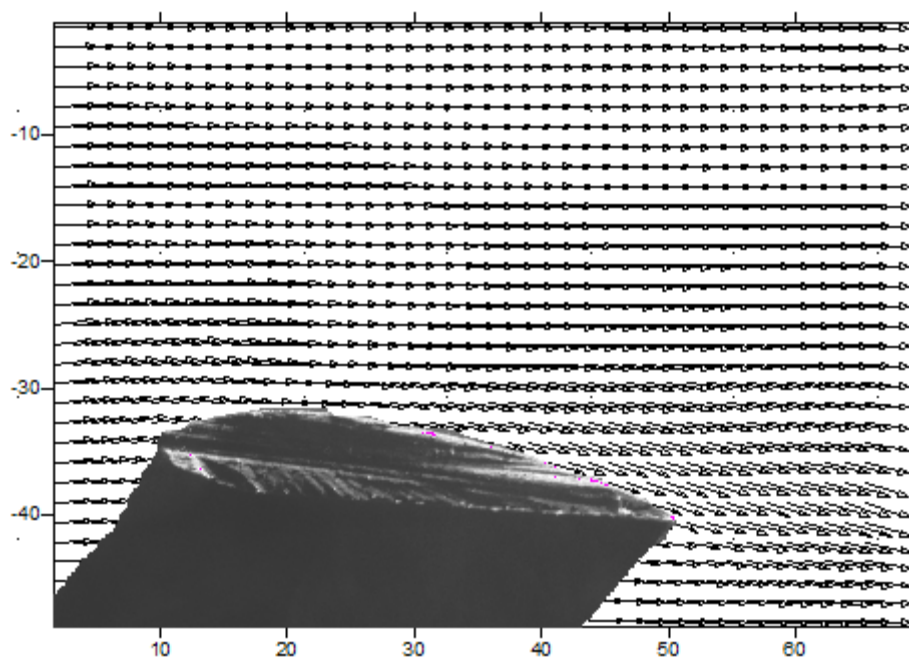
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.8

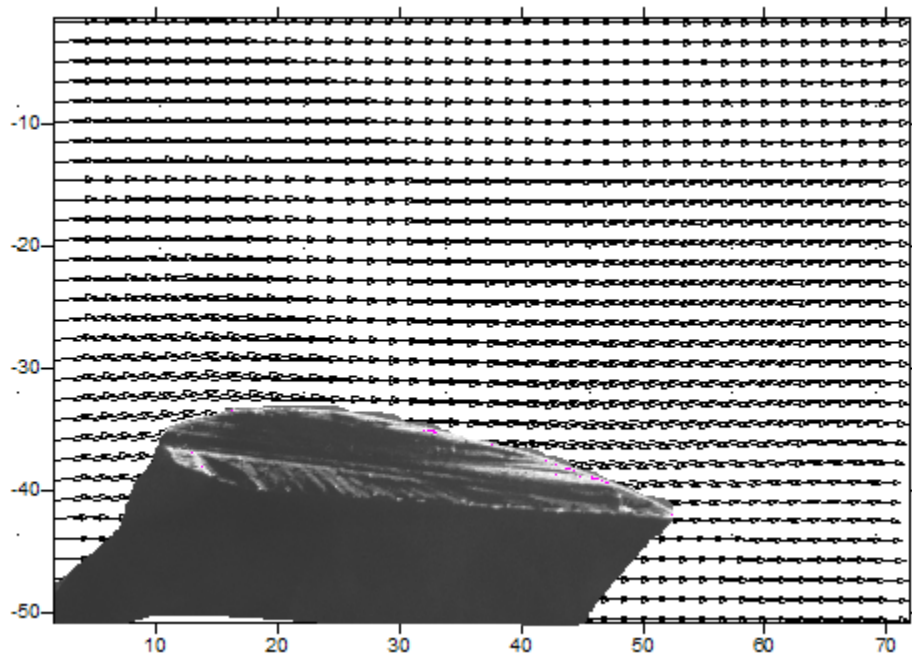
6.1.3 Μετρήσεις για $+4^\circ$ Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



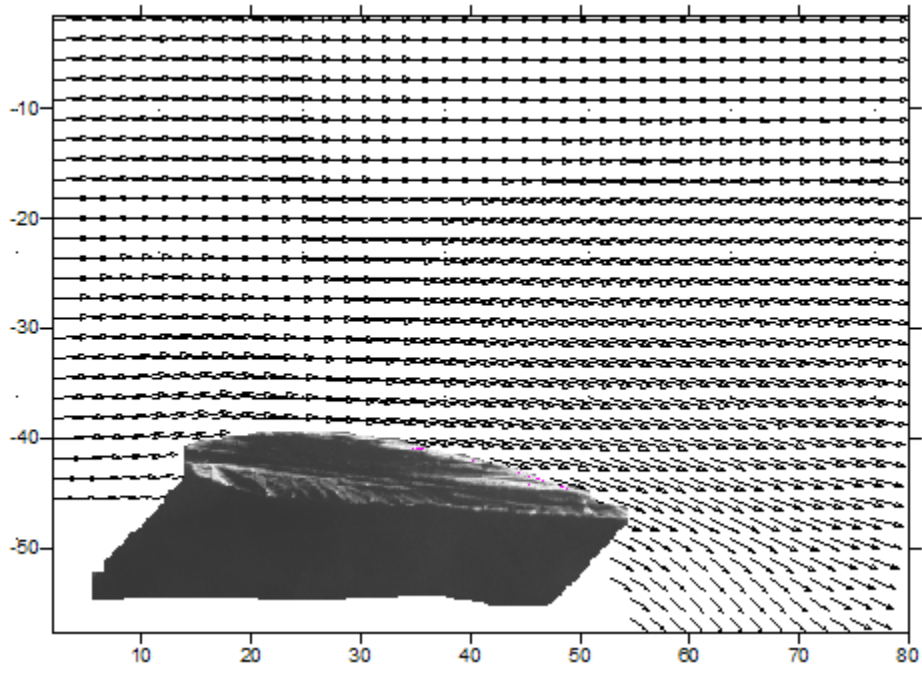
Σχήμα 6.9

Στην τομή Β



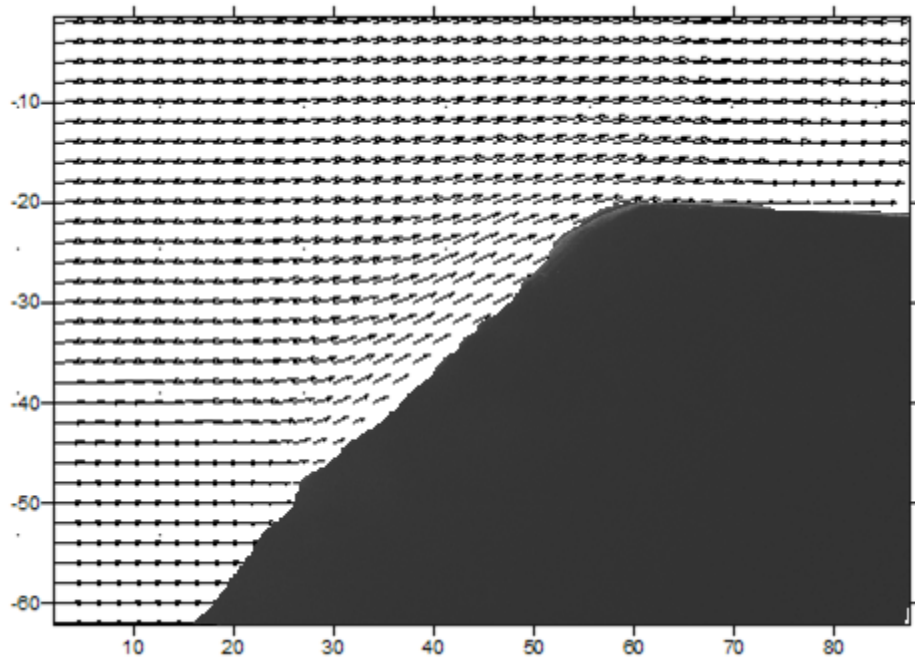
Σχήμα 6.10

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.11

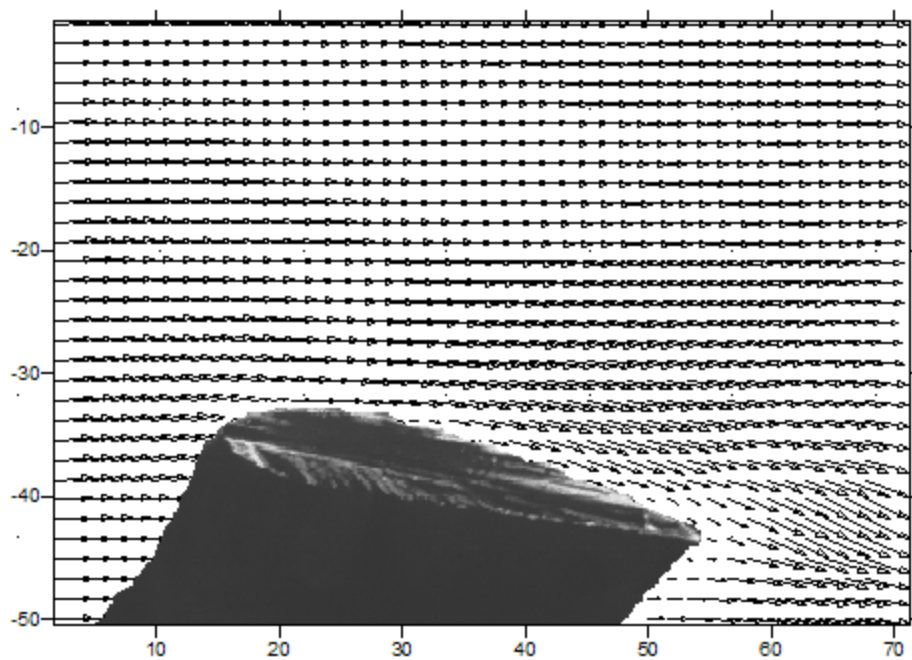
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.12

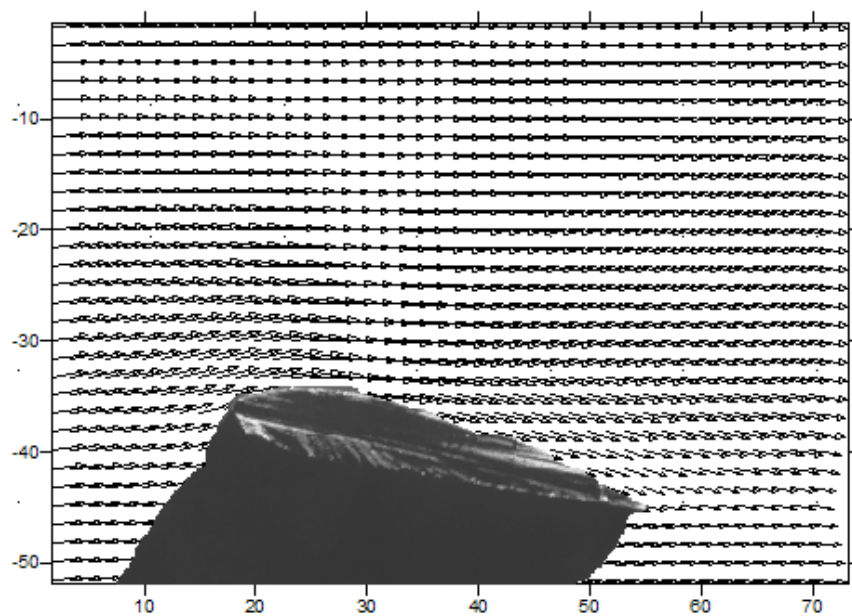
6.1.4 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



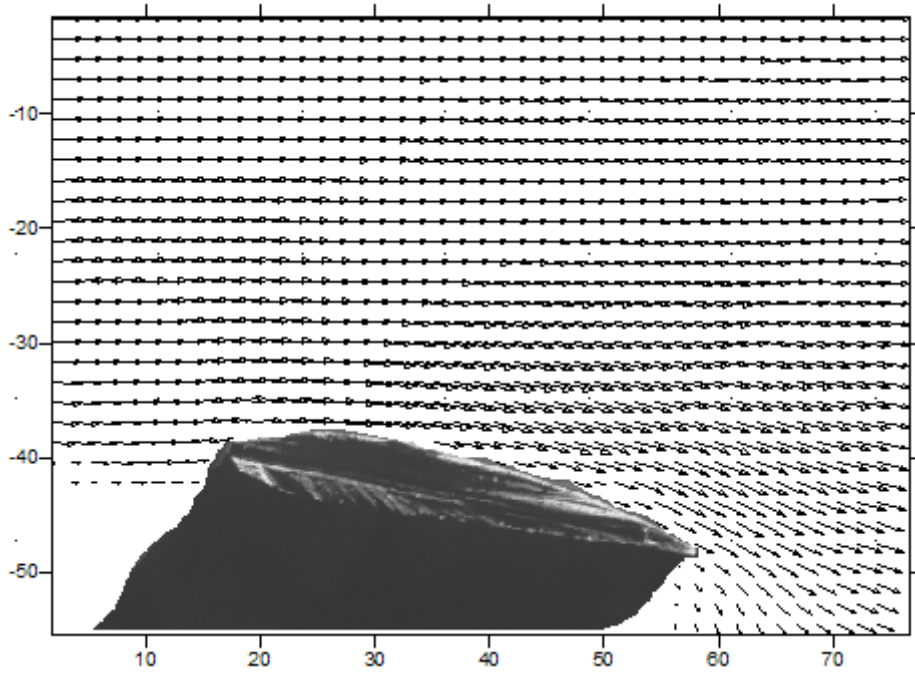
Σχήμα 6.13

Στην τομή Β



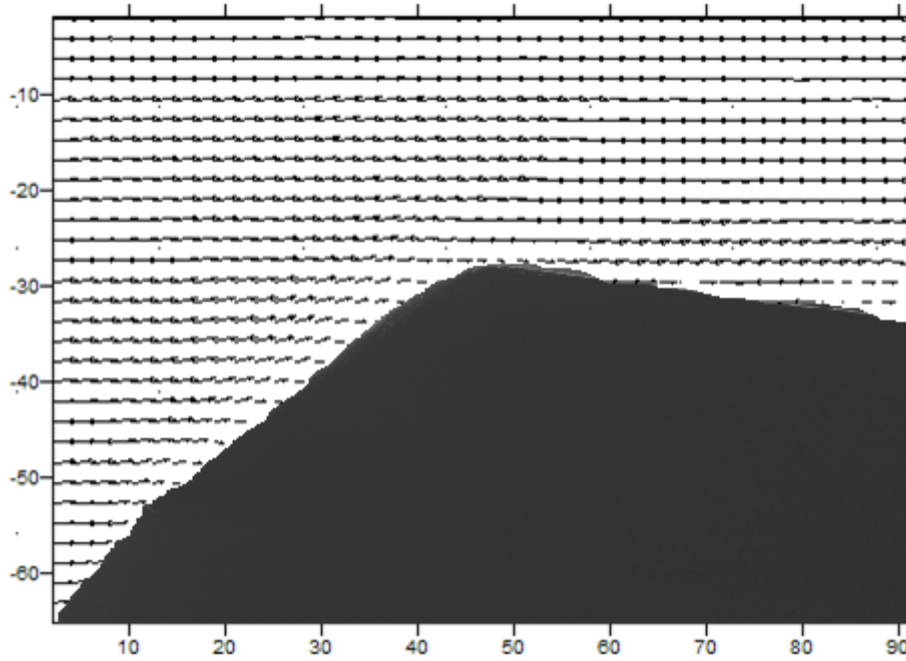
Σχήμα 6.14

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.15

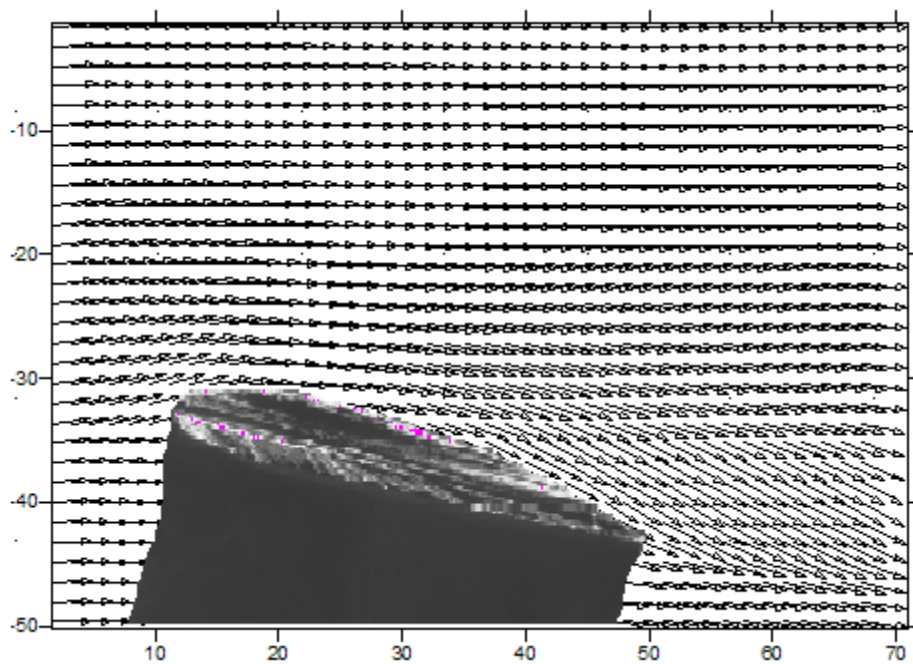
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.16

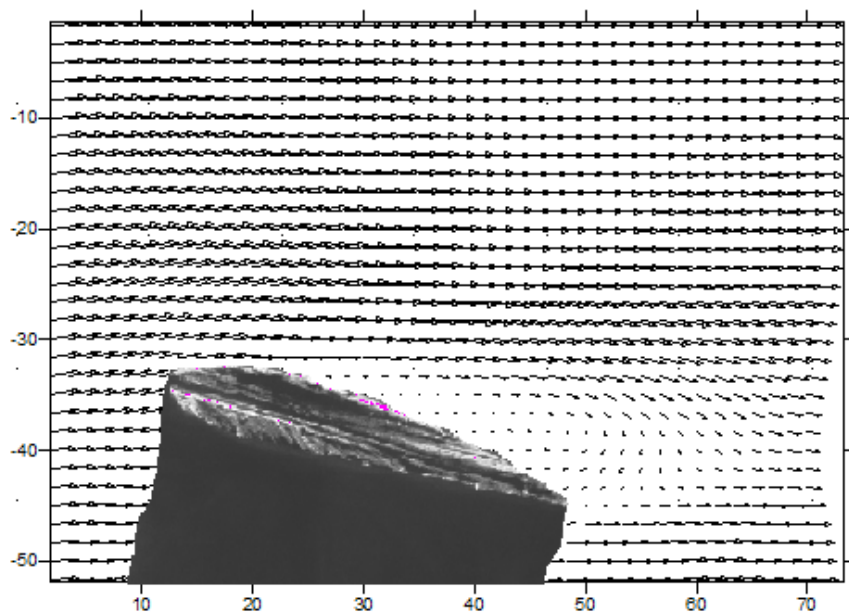
6.1.5 Μετρήσεις για +12° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



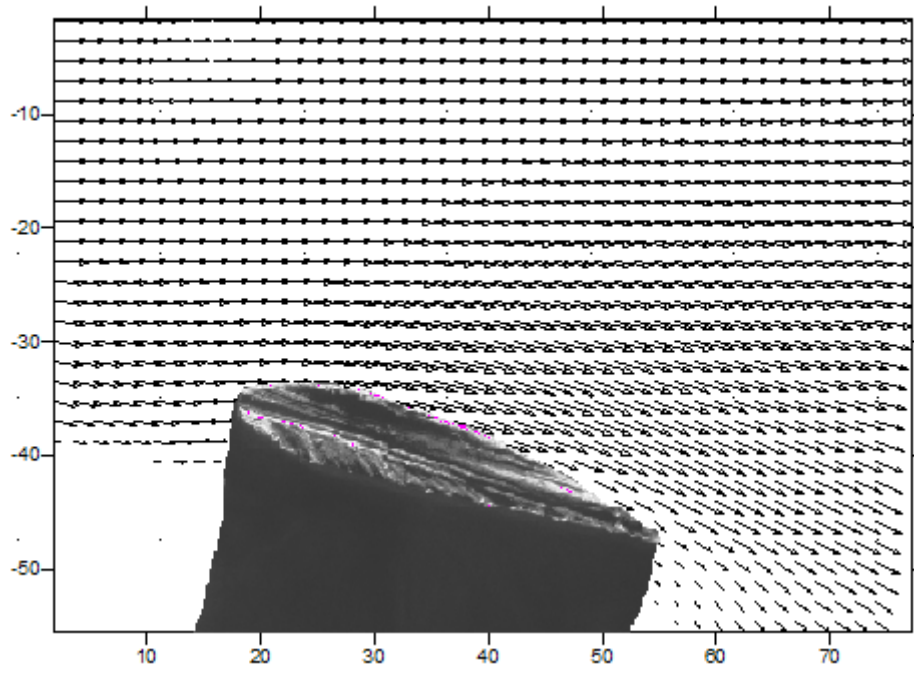
Σχήμα 6.17

Στην τομή Β



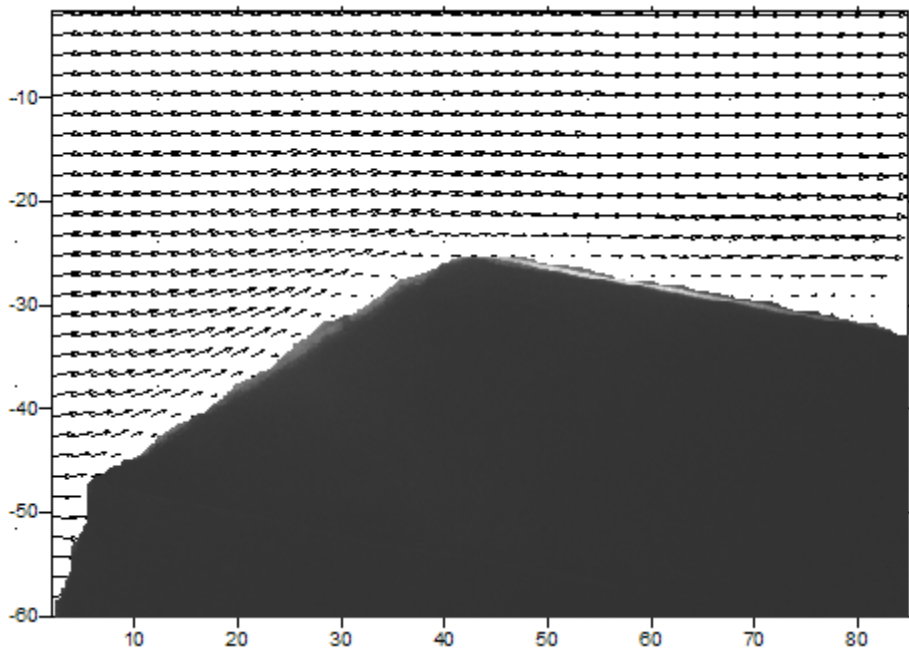
Σχήμα 6.18

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.19

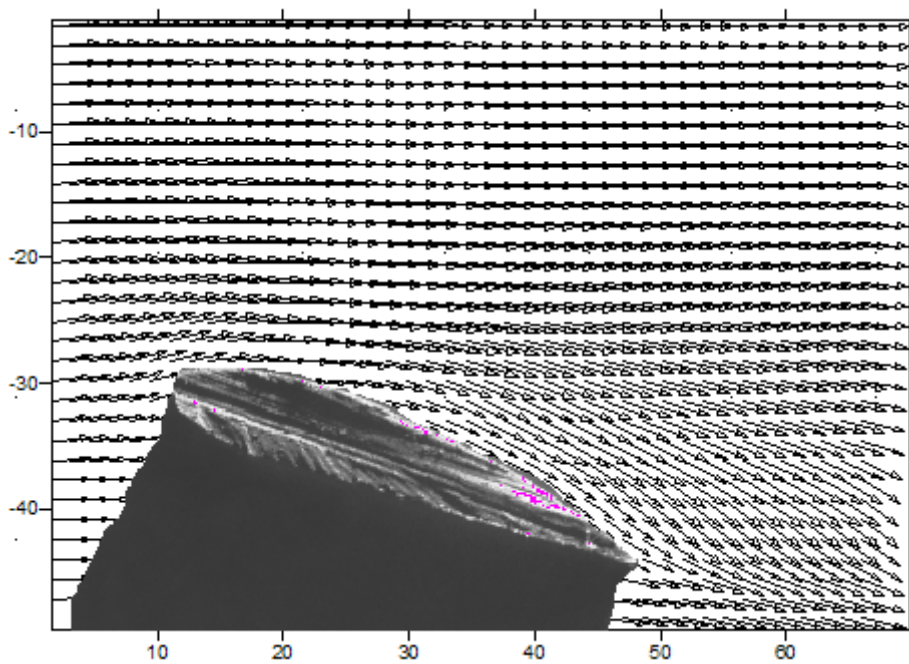
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.20

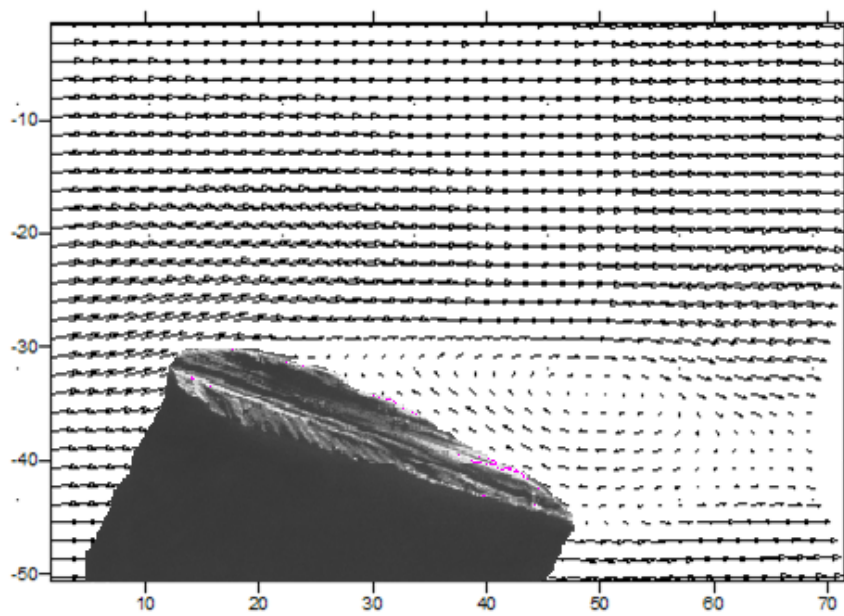
6.1.6 Μετρήσεις για $+16^\circ$ Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



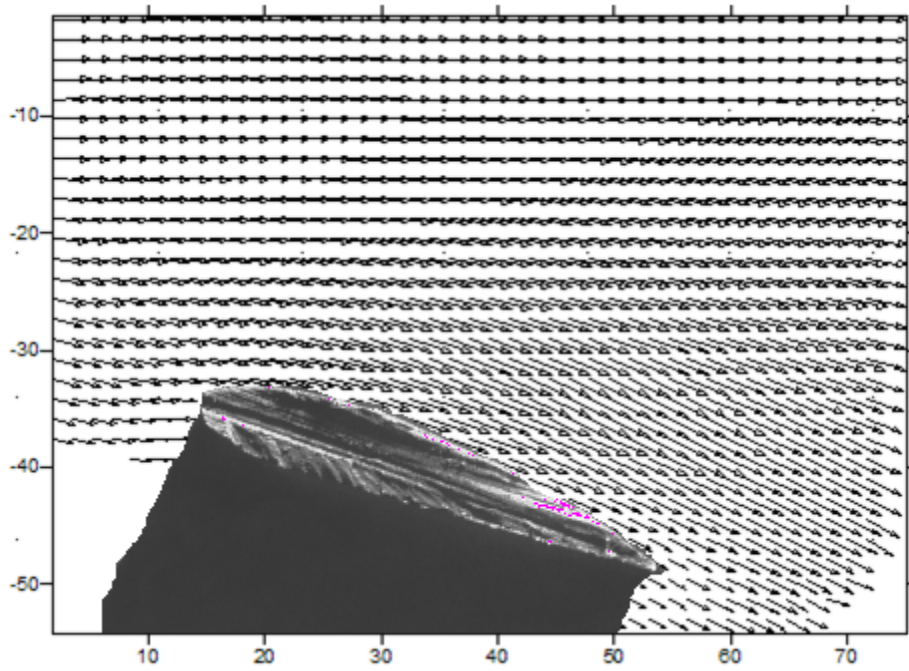
Σχήμα 6.21

Στην τομή Β



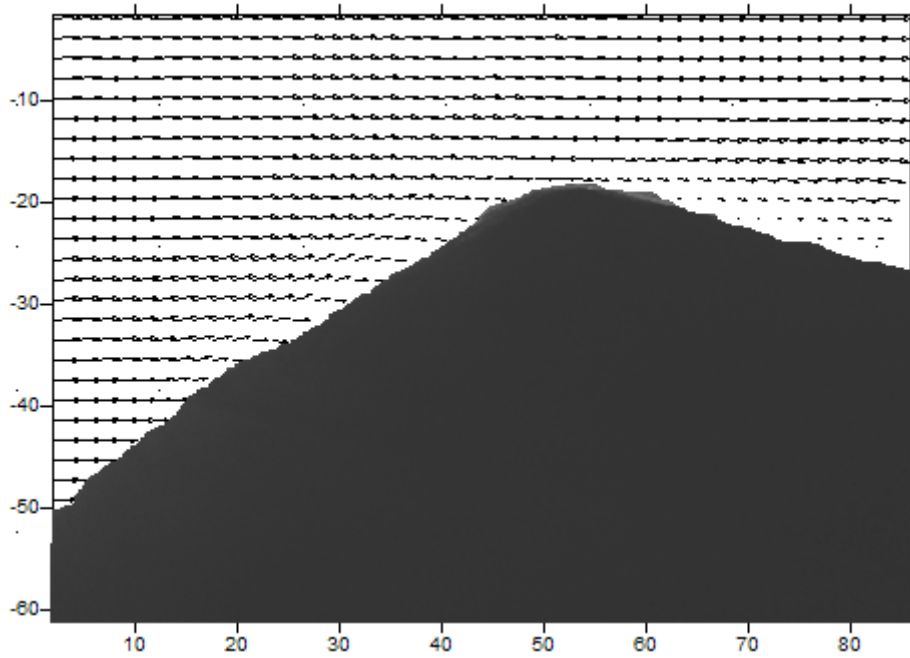
Σχήμα 6.22

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.23

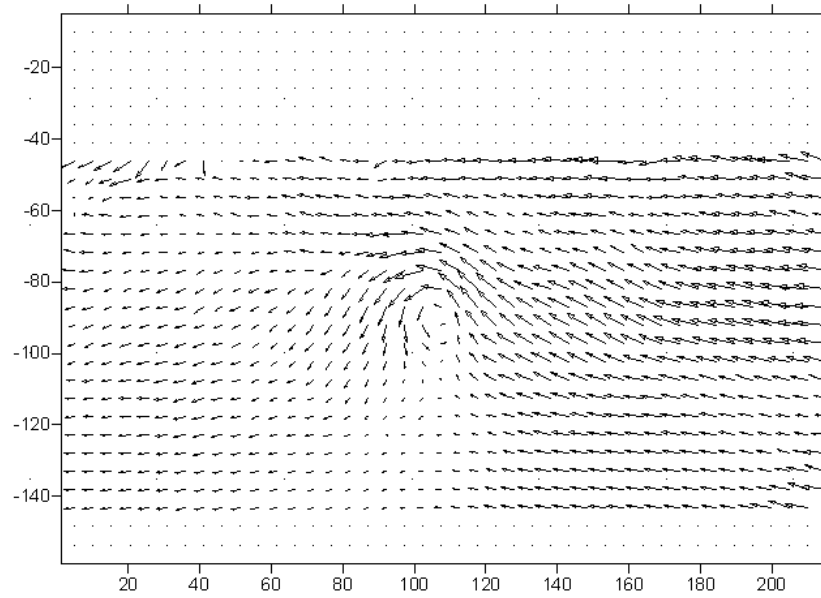
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.24

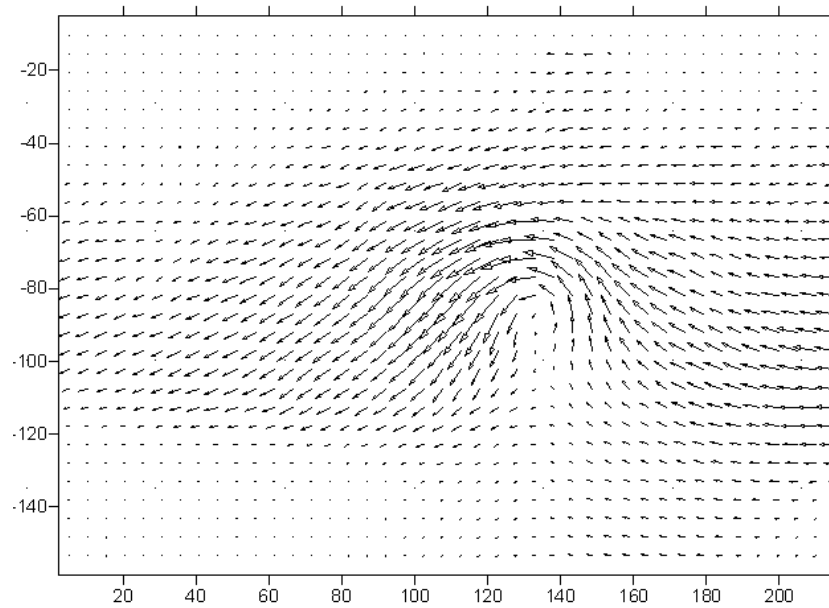
6.1.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερόγιο

Σε απόσταση 3c



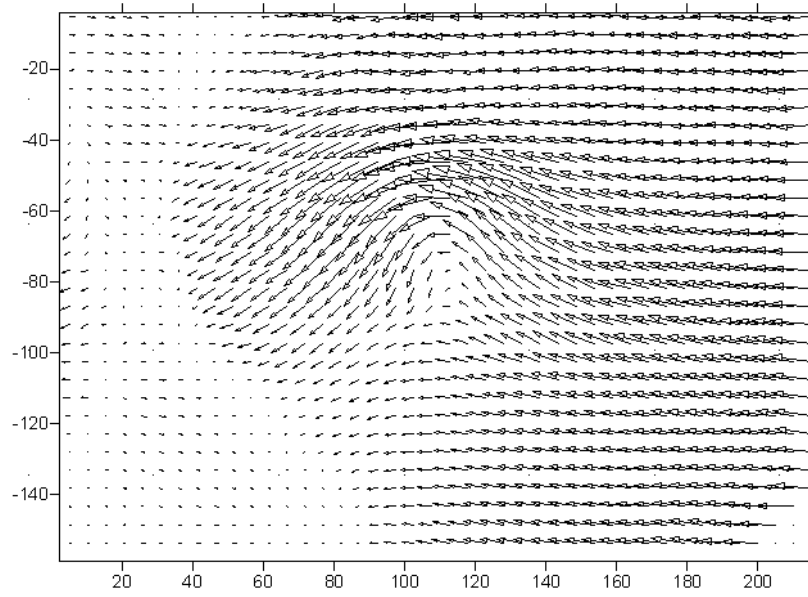
Σχήμα 6.25

Σε απόσταση 2c



Σχήμα 6.26

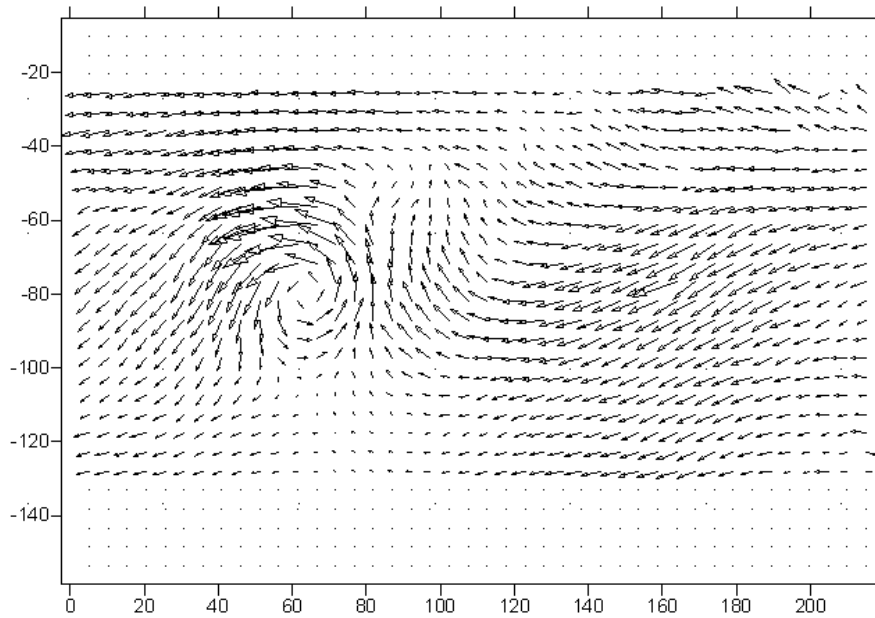
Σε απόσταση c



Σχήμα 6.27

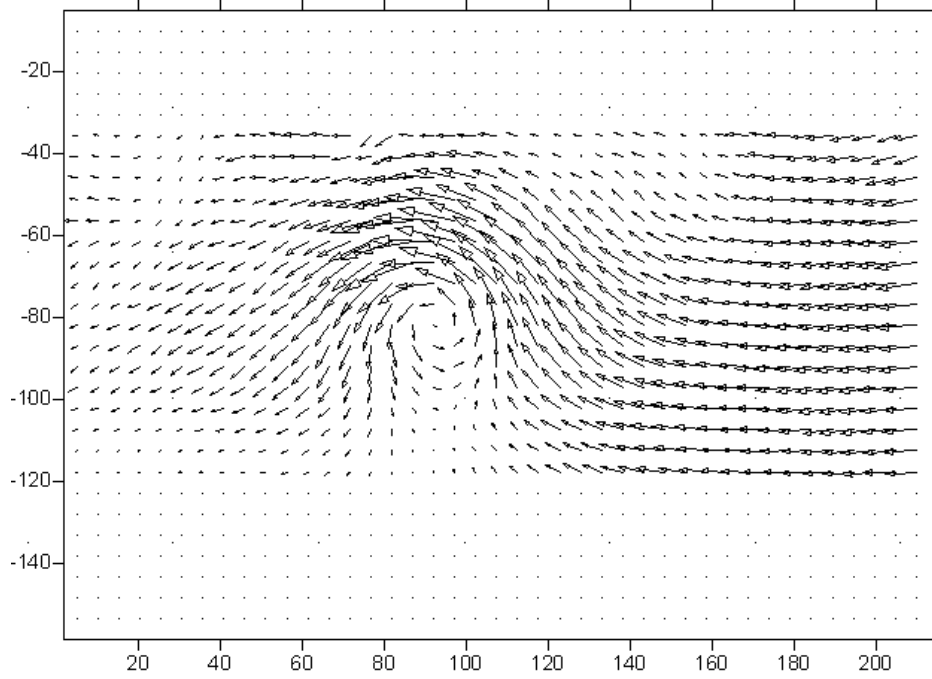
6.1.8 Μετρήσεις για $+16^\circ$ Pitch και 0° Roll στο ακροπτερόγιο

Σε απόσταση $3c$



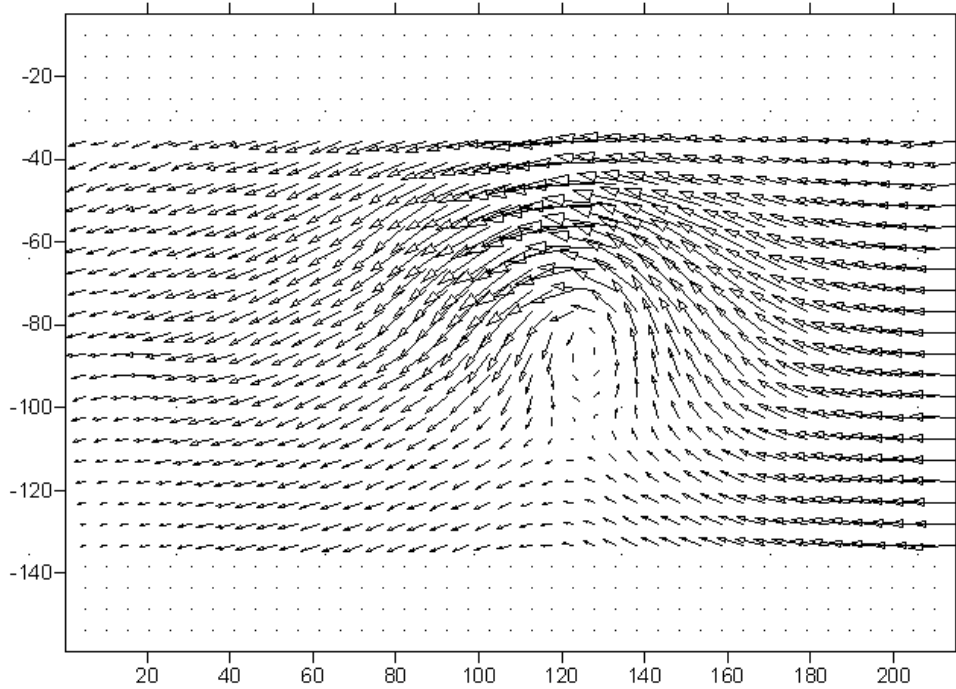
Σχήμα 6.28

Σε απόσταση $2c$



Σχήμα 6.29

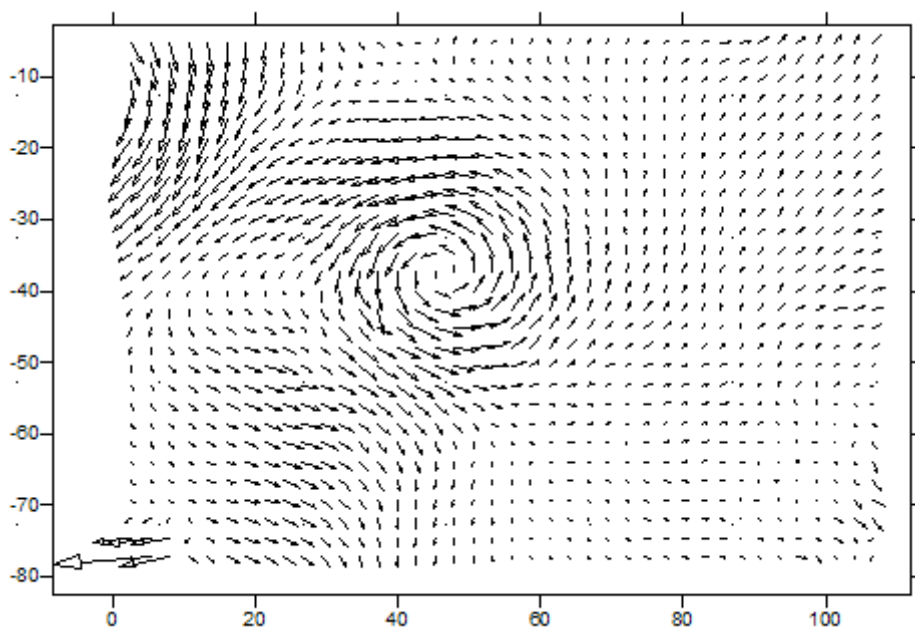
Σε απόσταση c



Σχήμα 6.30

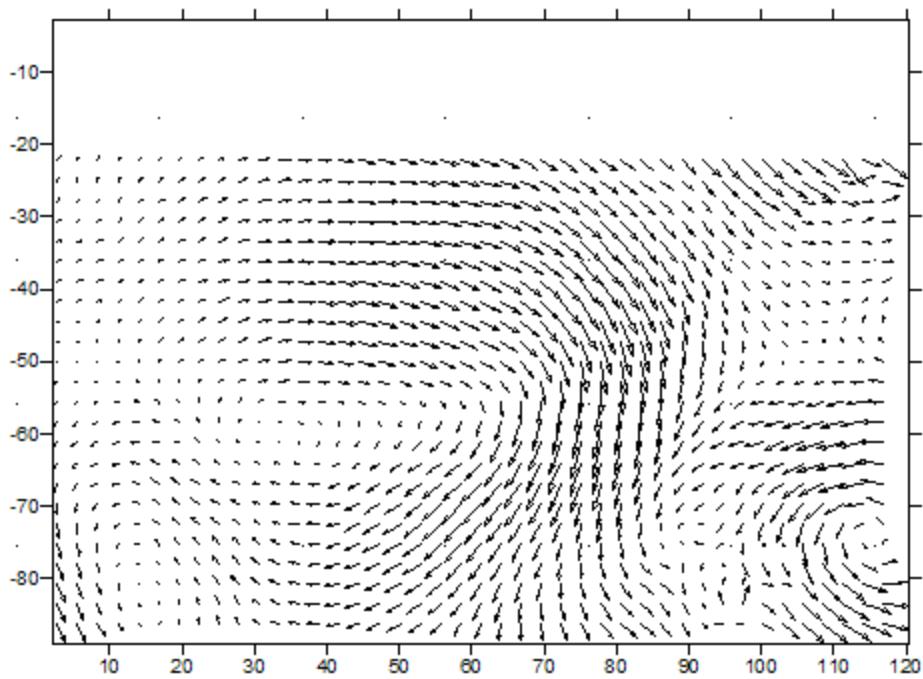
6.1.9 Μετρήσεις για +20° Pitch και 30° Roll

Δίνη στην άτρακτο



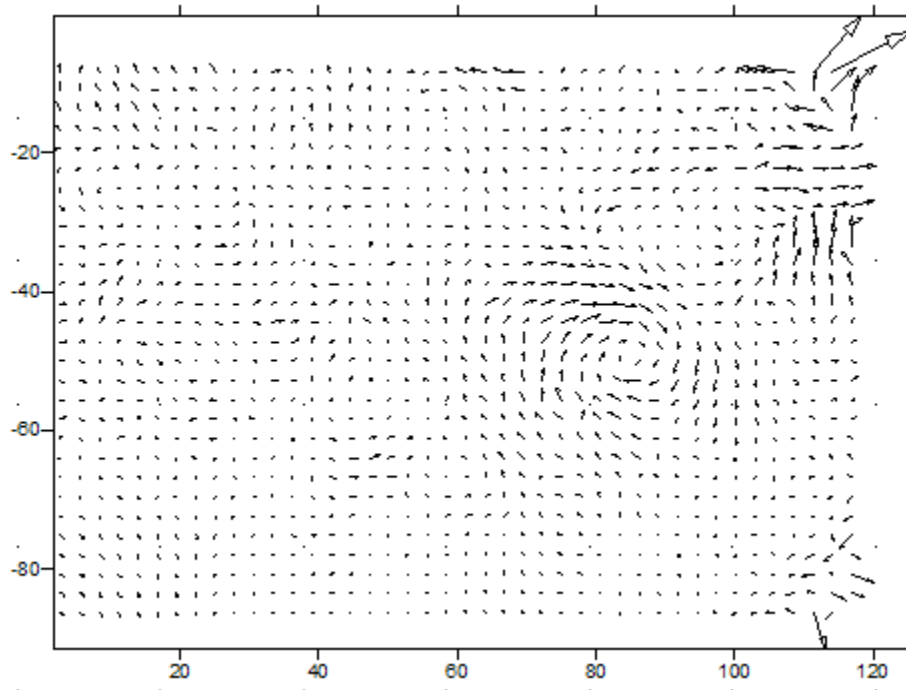
Σχήμα 6.31

Δίνη στο ρύγχος



Σχήμα 6.32

Δίνη στο ακροπτερόγιο



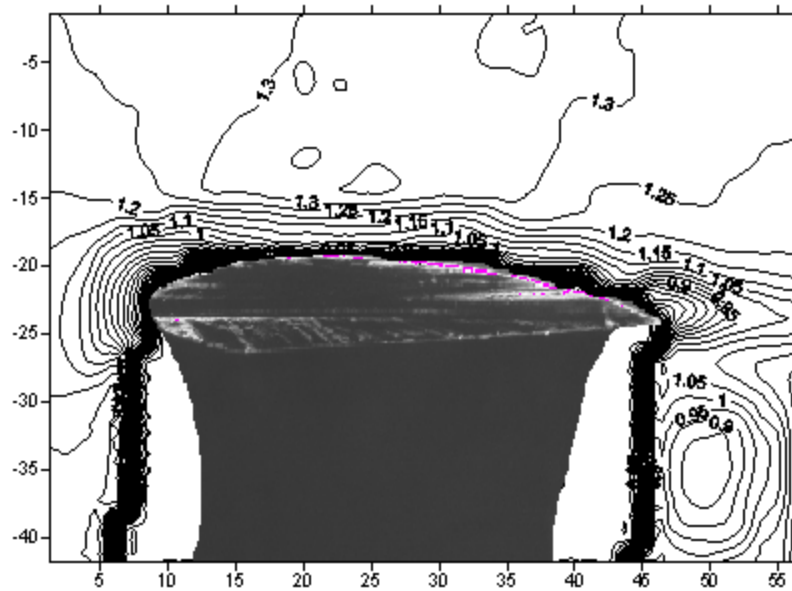
Σχήμα 6.33

6.2 Ισοϋψείς για διακύμανση των αδιαστατοποιημένων ταχυτήτων U και V ως προς U_∞

6.2.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll

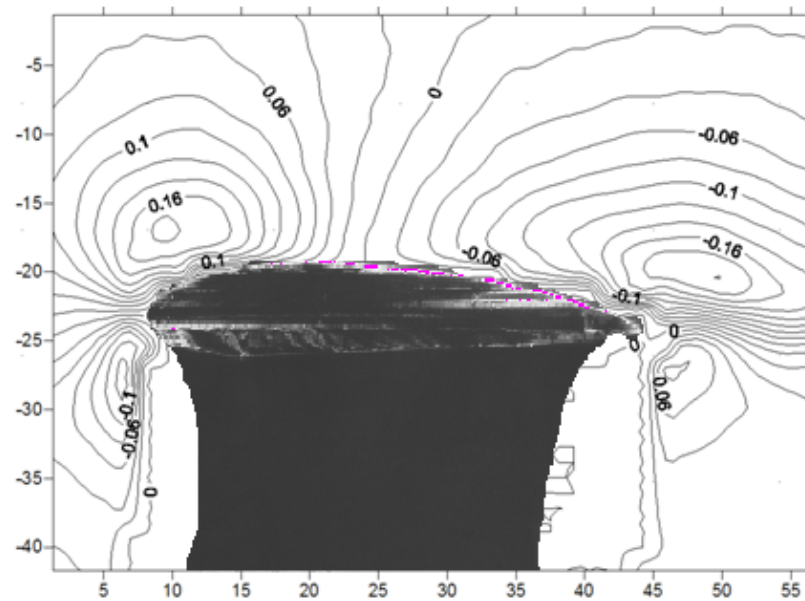
Στην τομή Α

Για U



Σχήμα 6.34

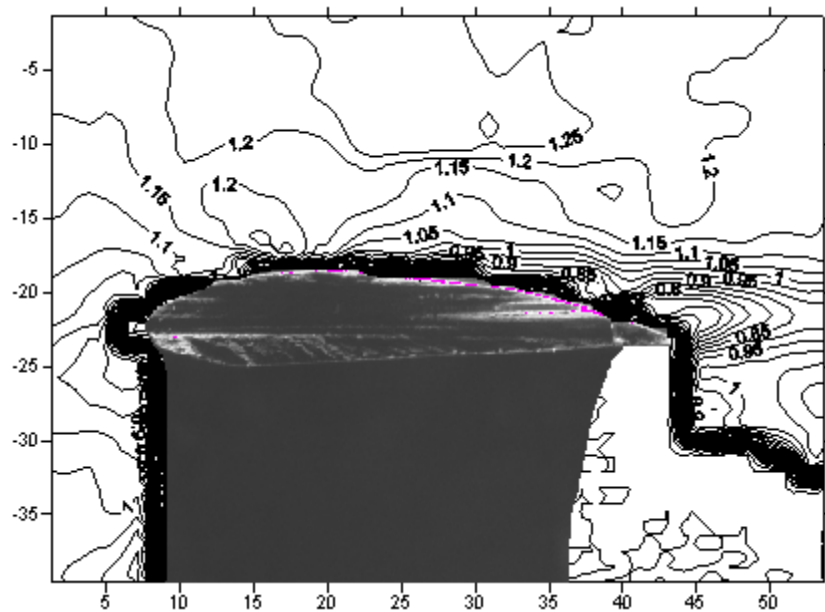
Για V



Σχήμα 6.35

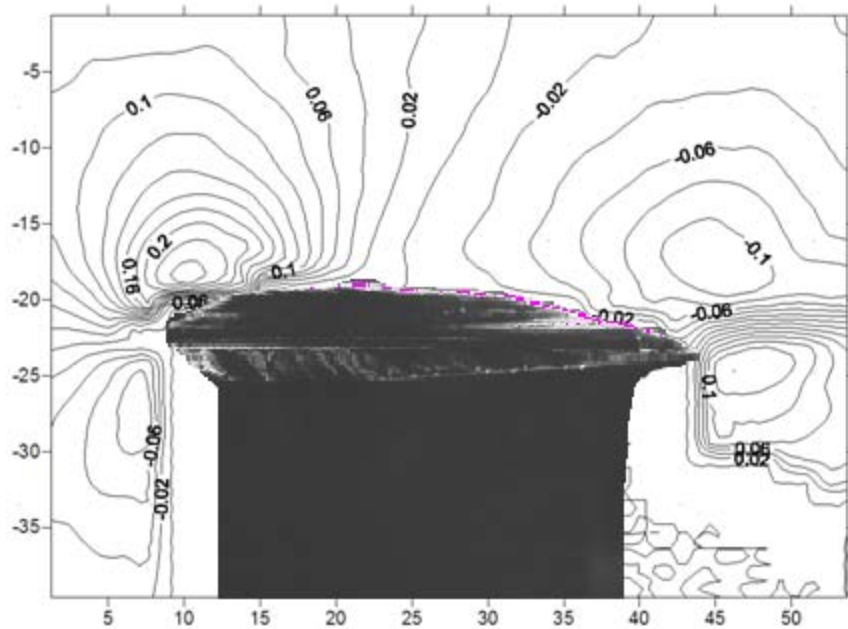
Στην τομή Β

Για U



Σχήμα 6.36

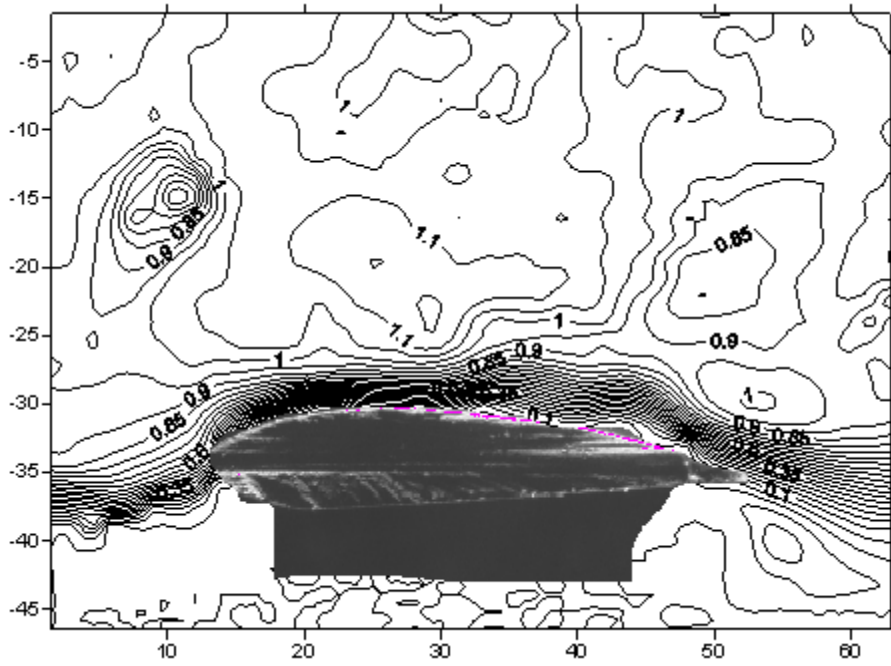
Για V



Σχήμα 6.37

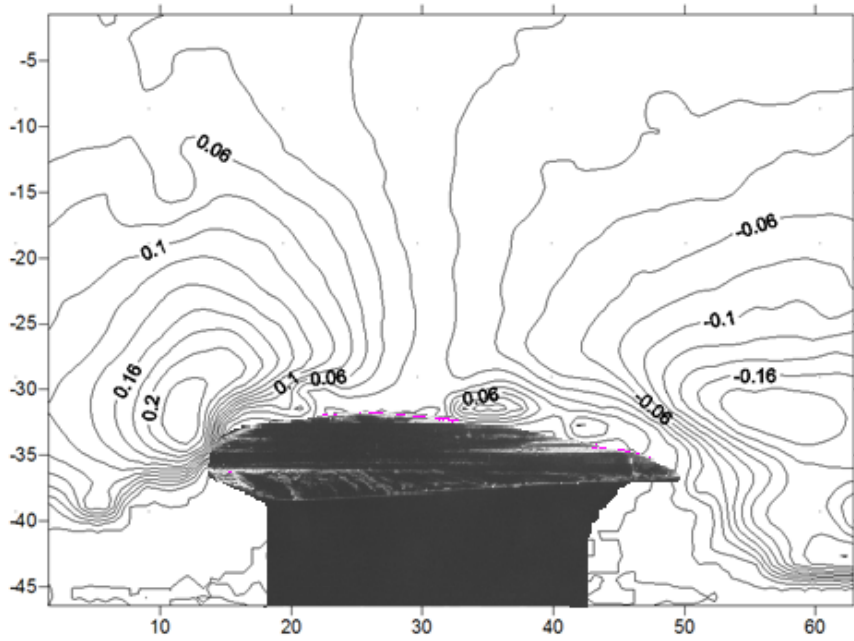
Στην τομή Γ

Για U



Σχήμα 6.38

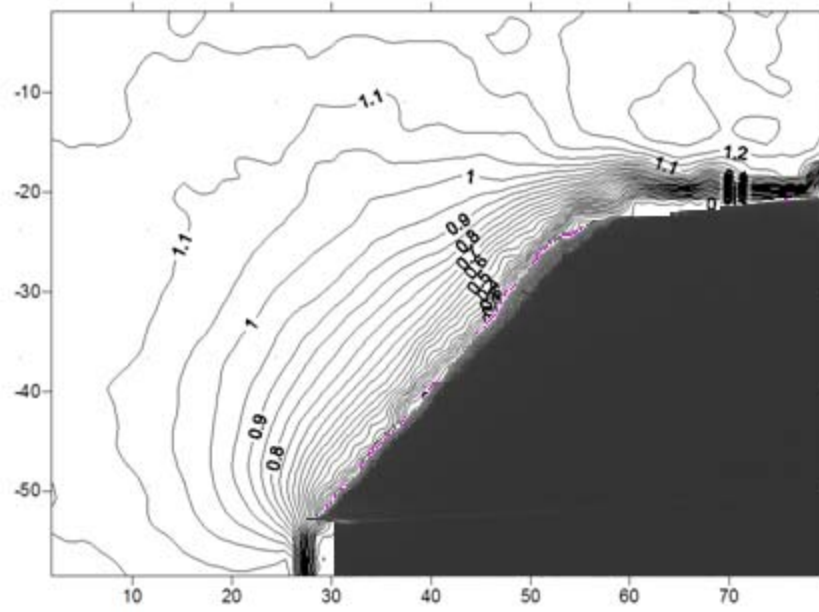
Για V



Σχήμα 6.39

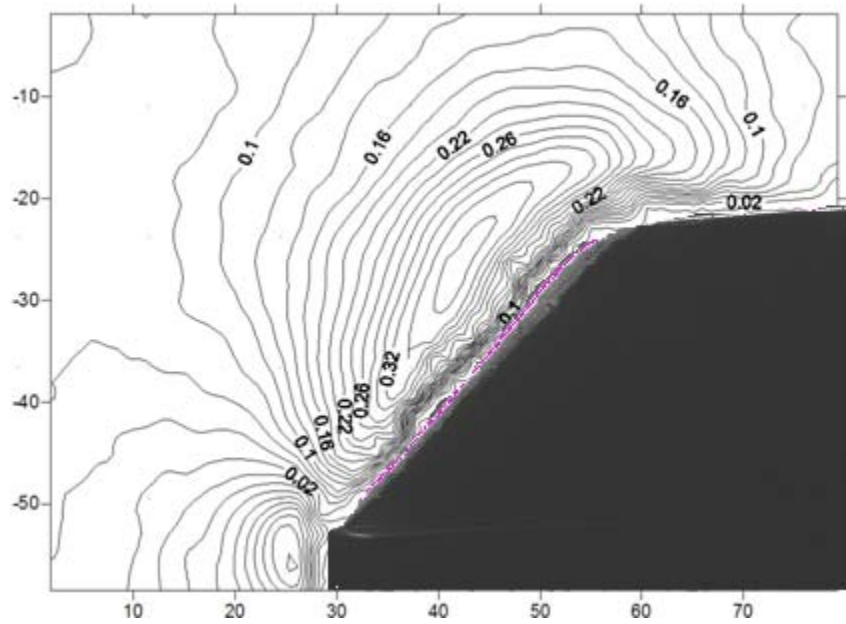
Στο ρύγχος

Για U



Σχήμα 6.40

Για V

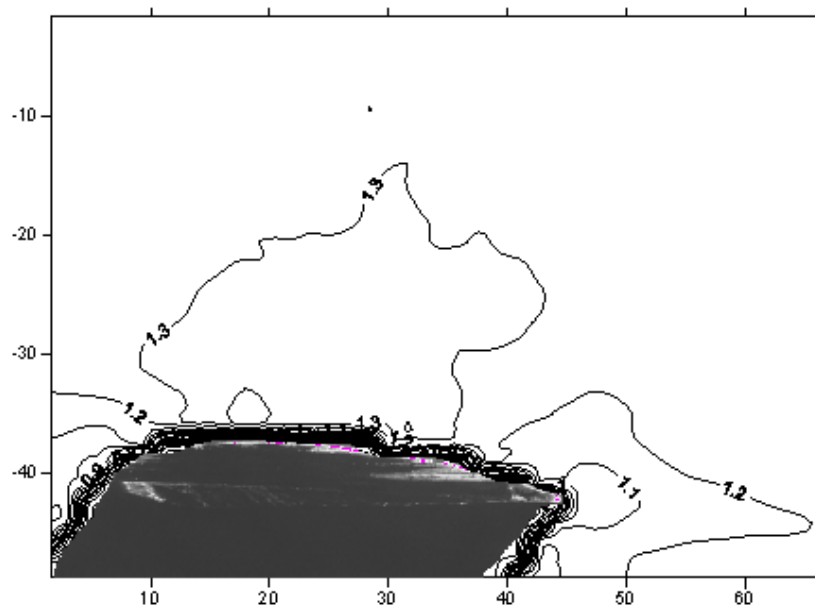


Σχήμα 6.41

6.2.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll

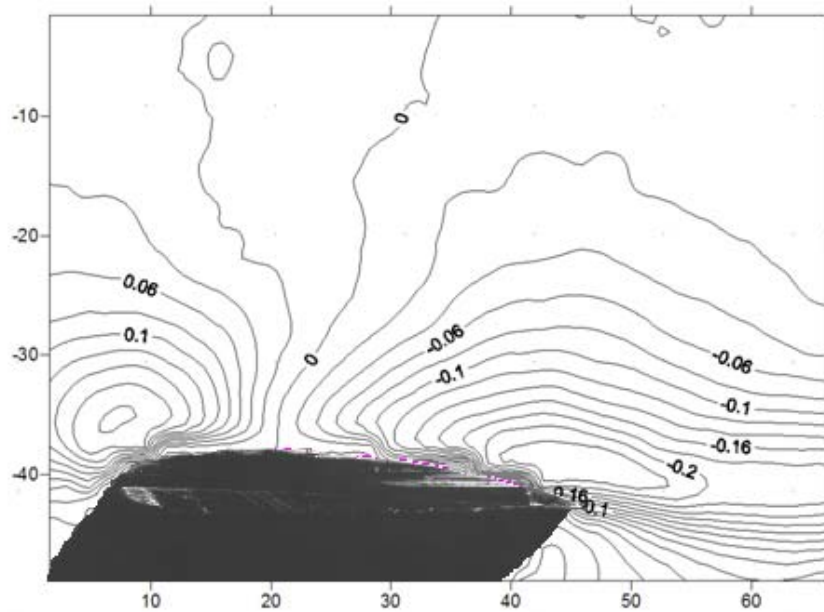
Στην τομή Α

Για U



Σχήμα 6.42

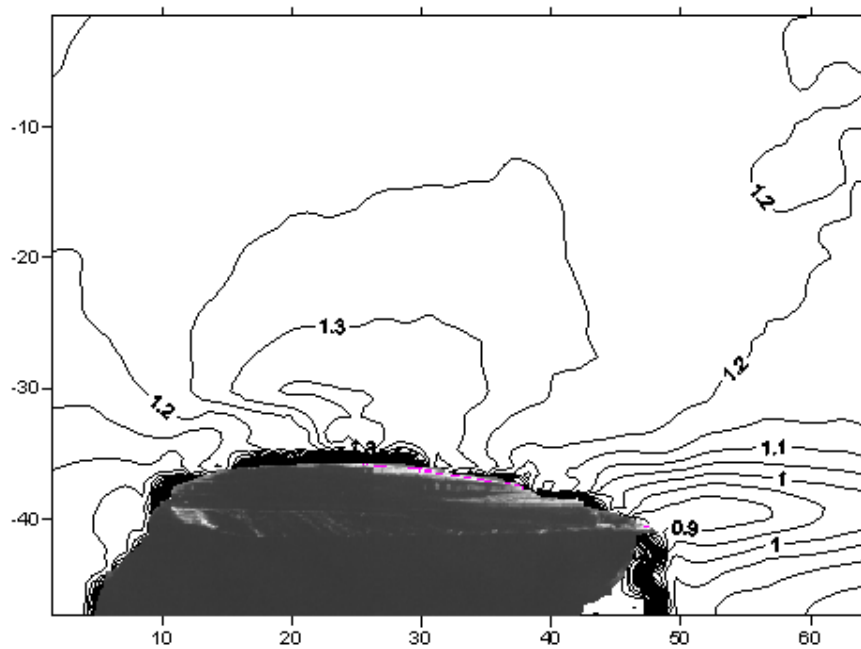
Για V



Σχήμα 6.43

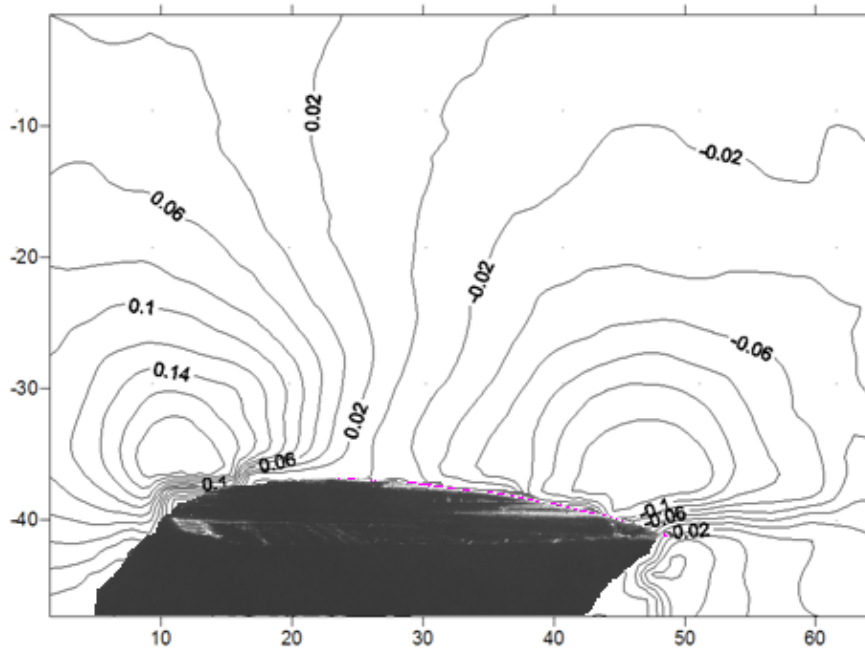
Στην τομή Β

Για U



Σχήμα 6.44

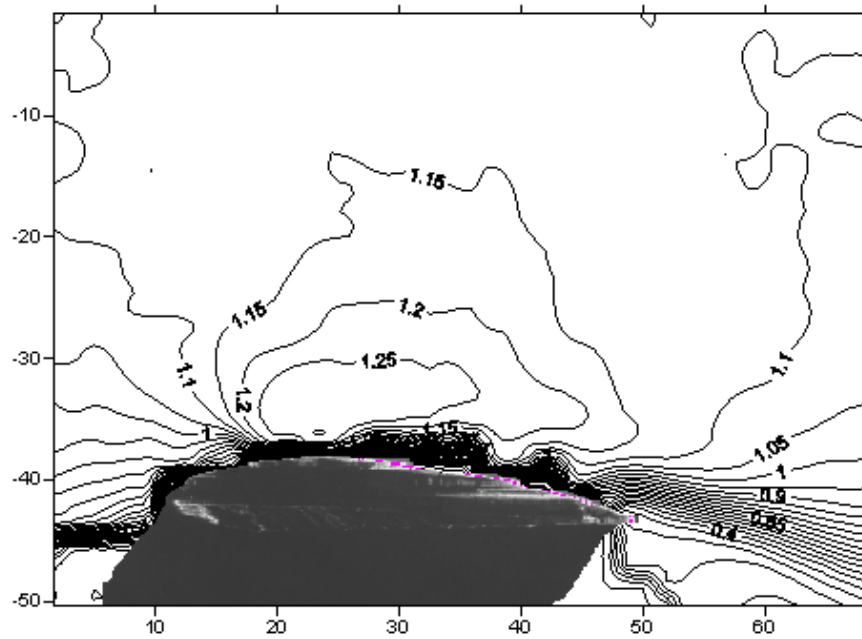
Για V



Σχήμα 6.45

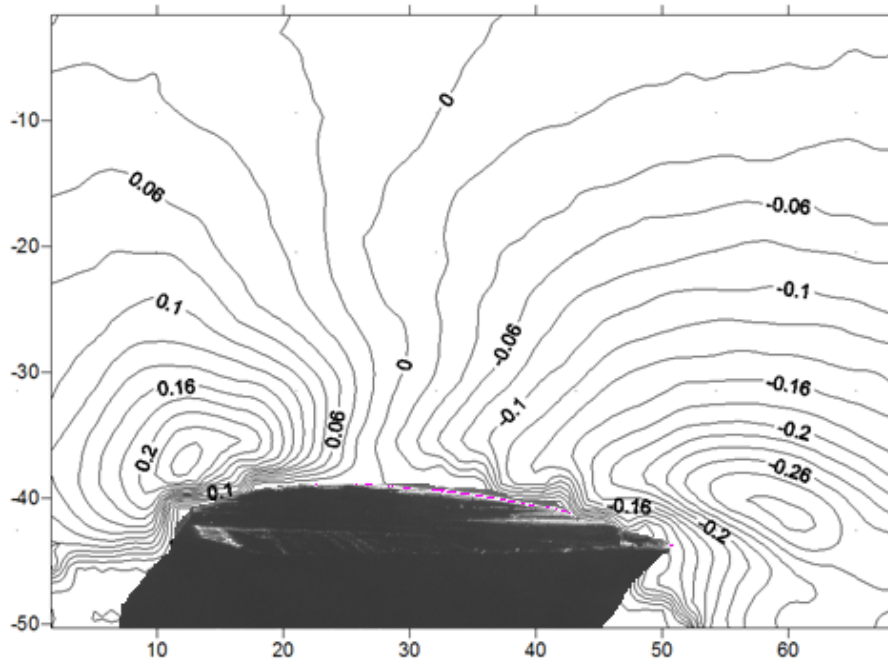
Στην τομή Γ

Για U



Σχήμα 6.46

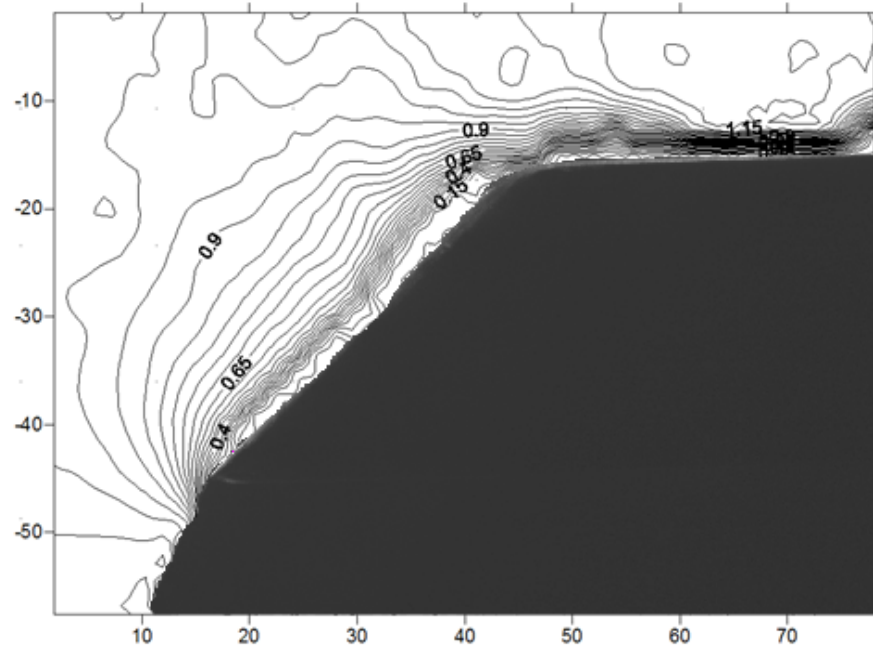
Για V



Σχήμα 6.47

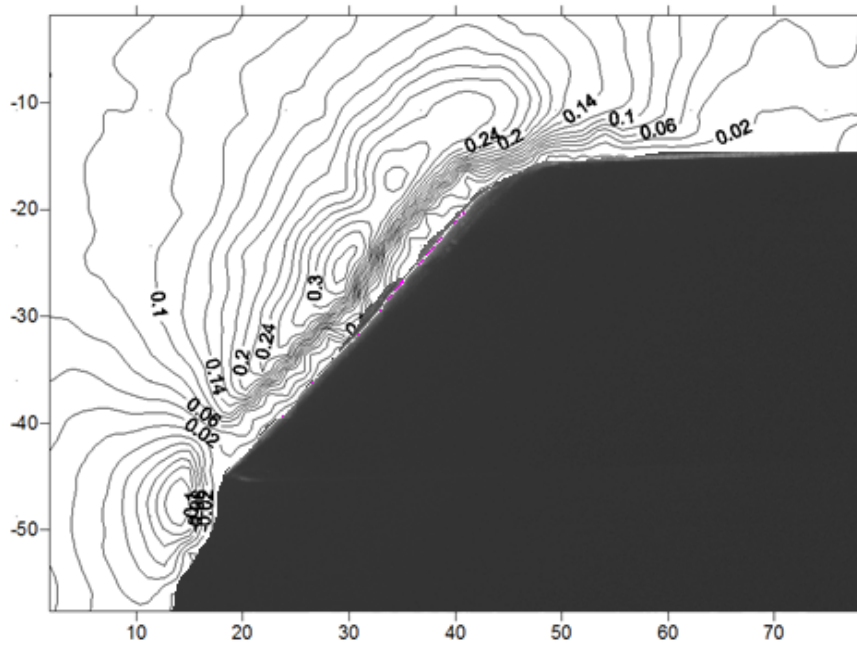
Στο ρύγχος

Για U



Σχήμα 6.48

Για V

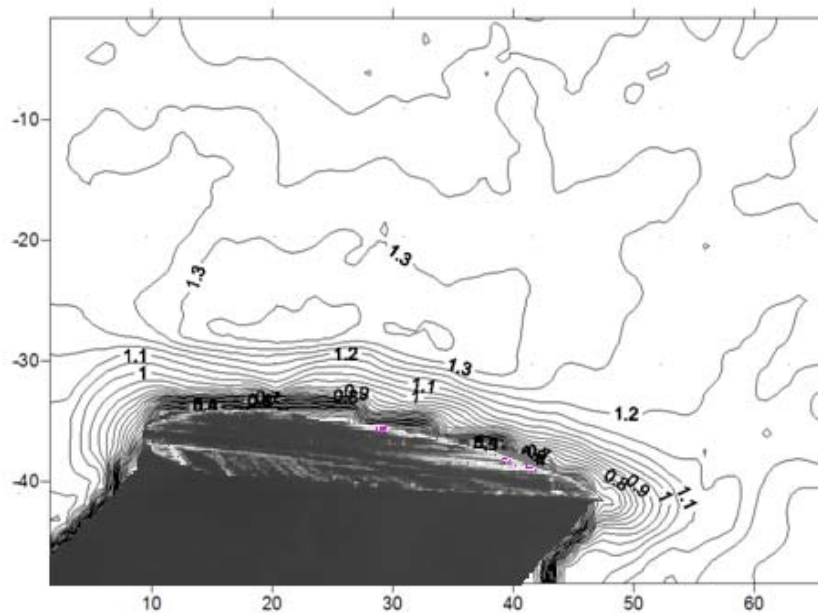


Σχήμα 6.49

6.2.3 Μετρήσεις για +4° Pitch και 0° Roll

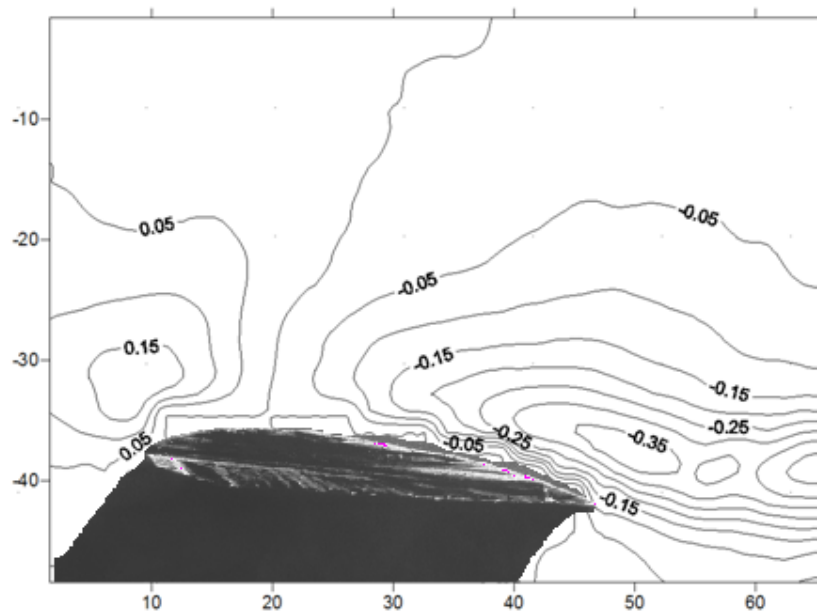
Στην τομή Α

Για U



Σχήμα 6.50

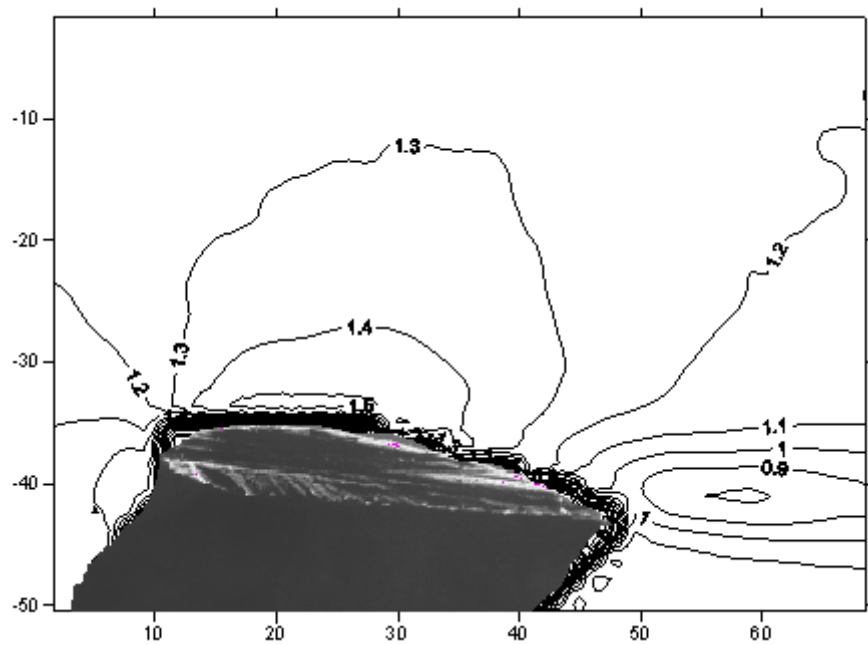
Για V



Σχήμα 6.51

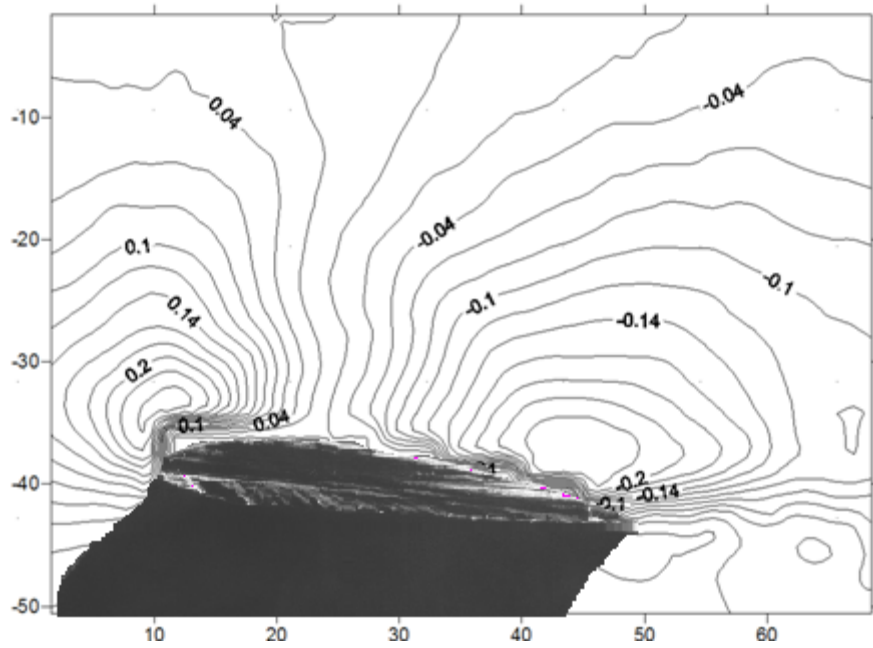
Στην τομή Β

Για U



Σχήμα 6.52

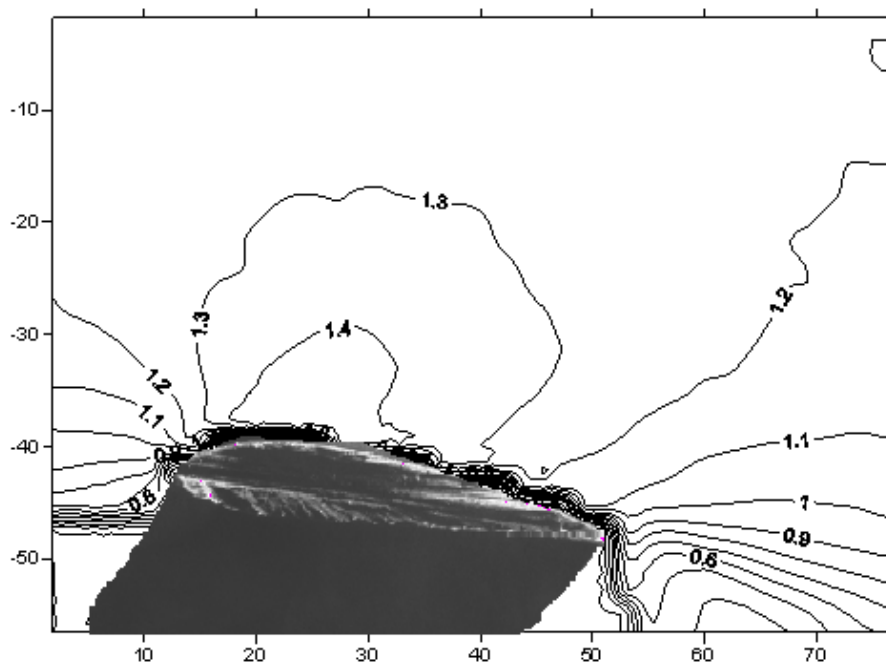
Για V



Σχήμα 6.53

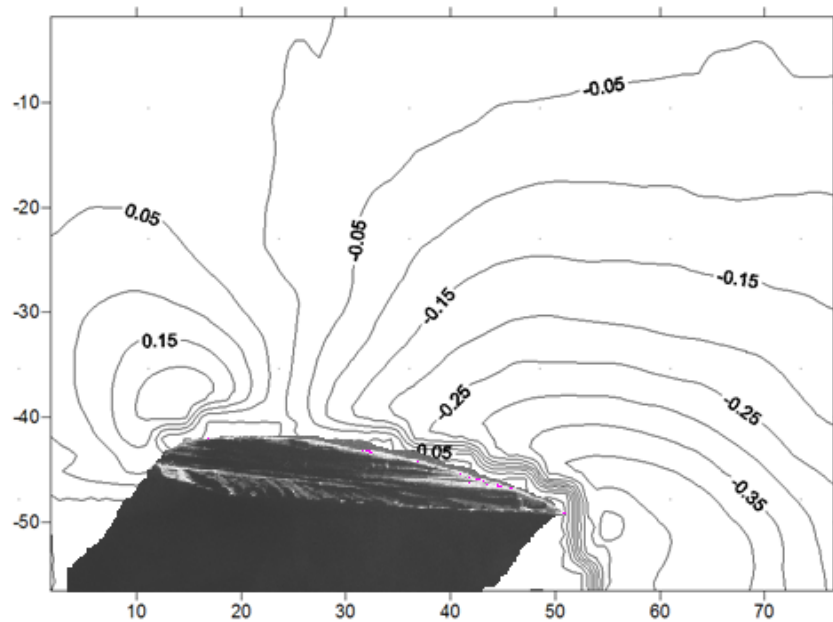
Στην τομή Γ

Για U



Σχήμα 6.54

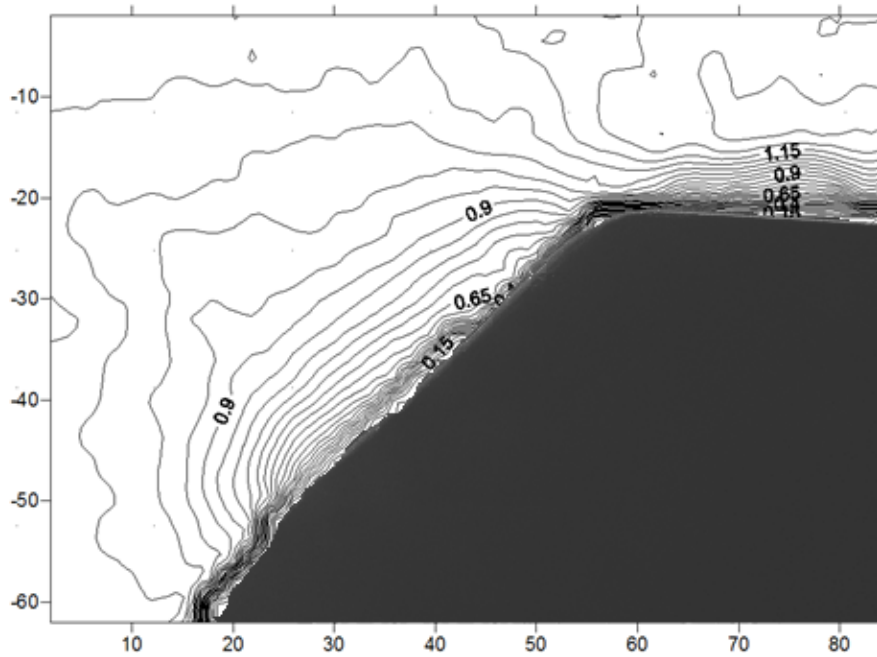
Για V



Σχήμα 6.55

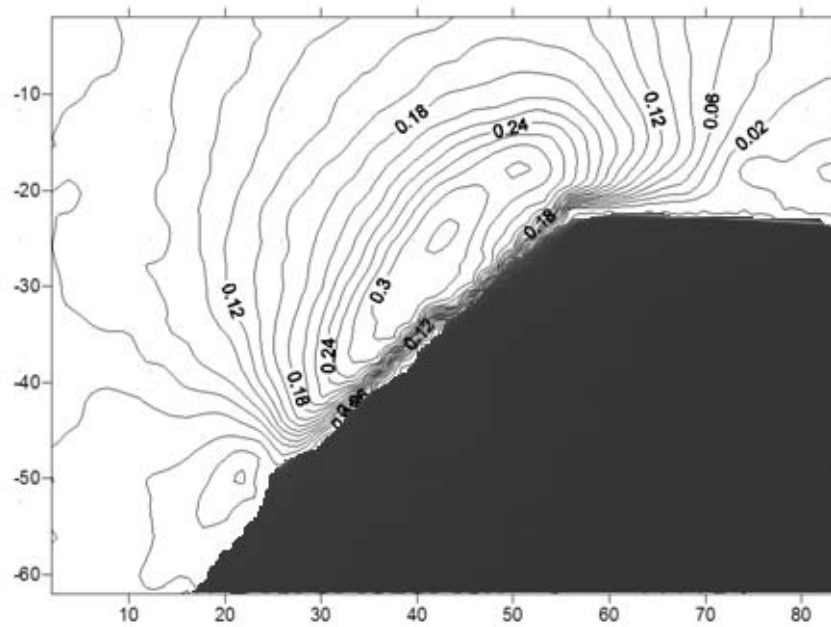
Στο ρύγχος

Για U



Σχήμα 6.56

Για V

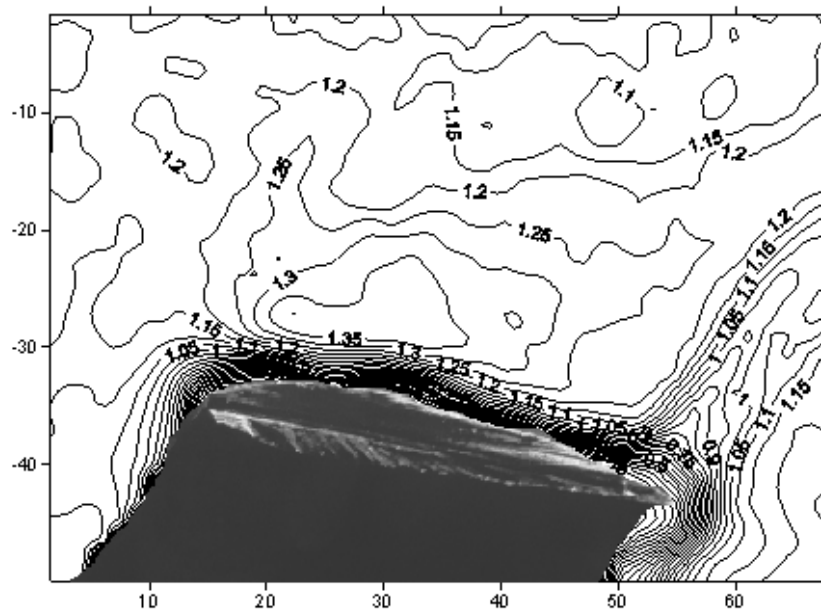


Σχήμα 6.57

6.2.4 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll

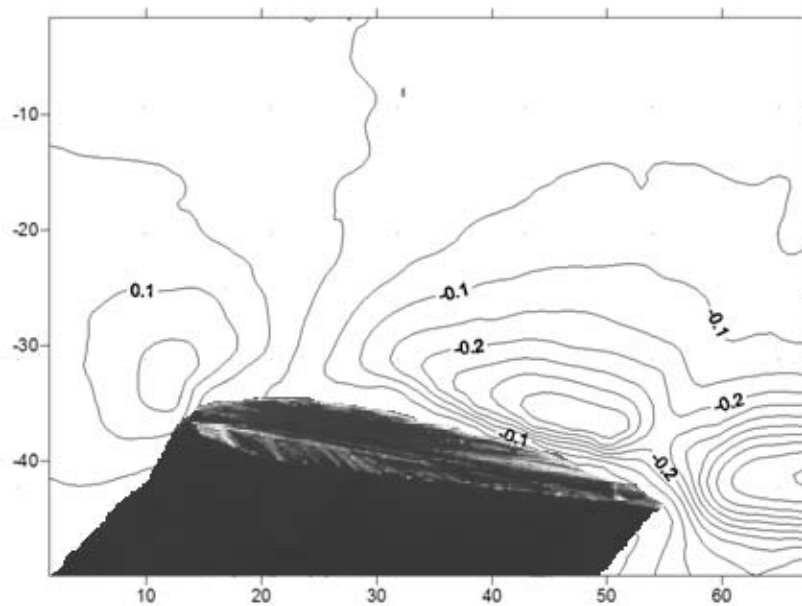
Στην τομή Α

Για U



Σχήμα 6.58

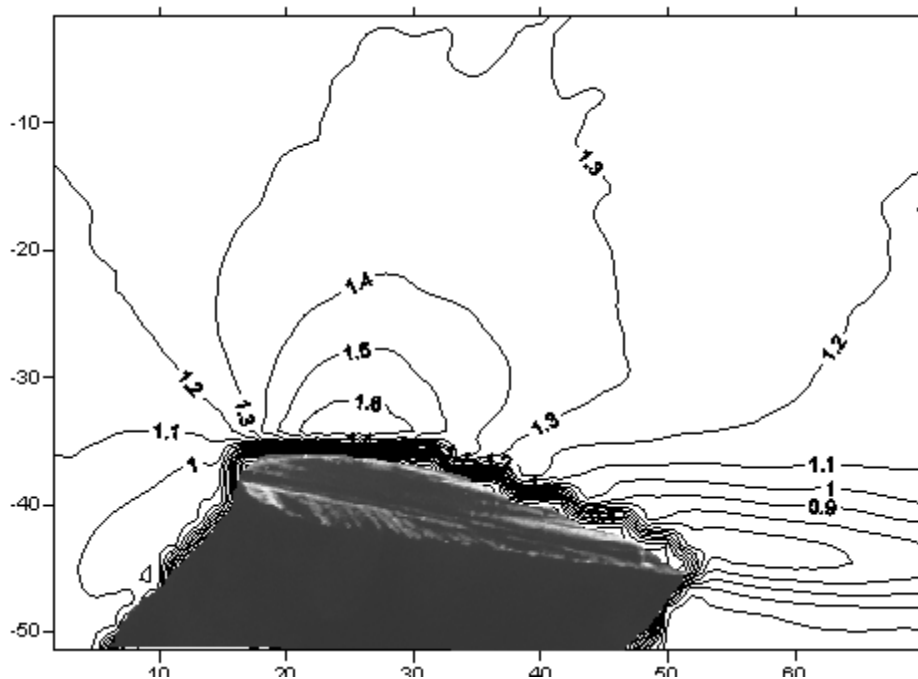
Για V



Σχήμα 6.59

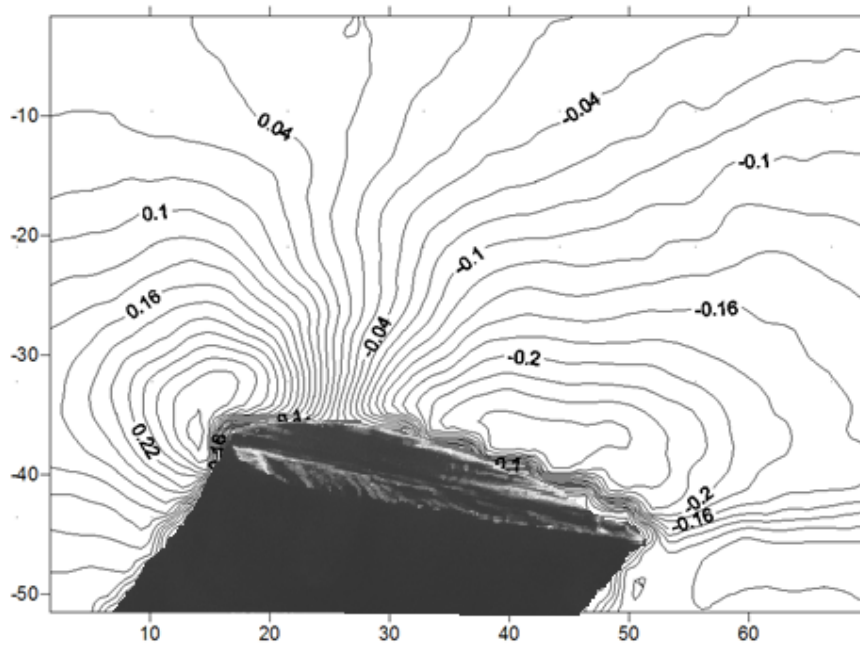
Στην τομή Β

Για U



Σχήμα 6.60

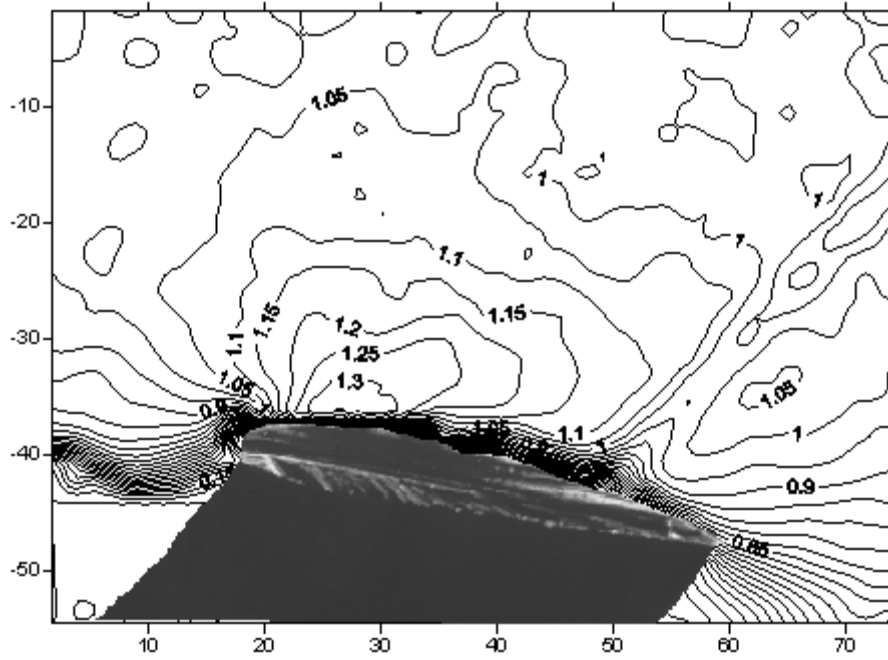
Για V



Σχήμα 6.61

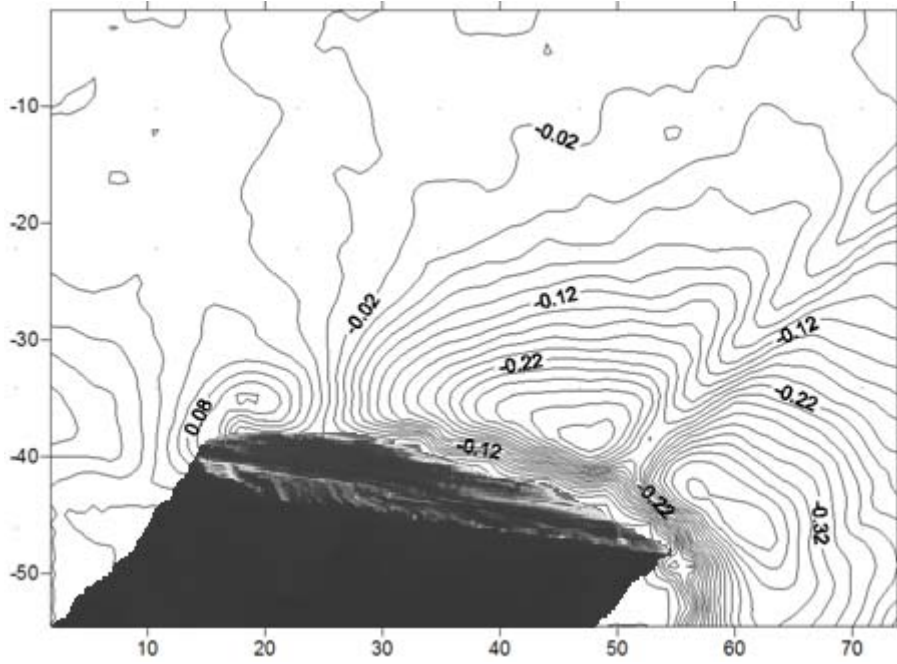
Στην τομή Γ

Για U



Σχήμα 6.62

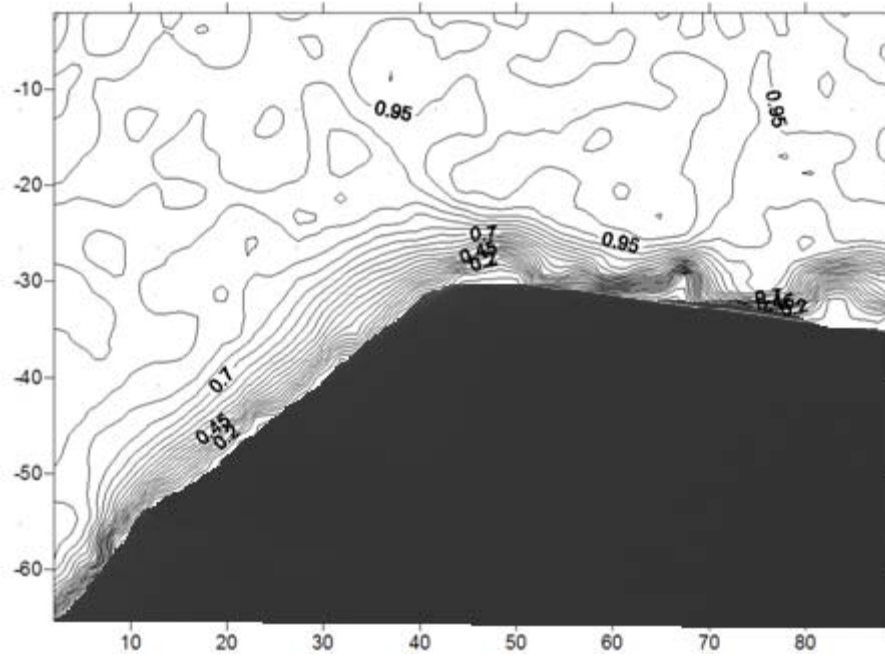
Για V



Σχήμα 6.63

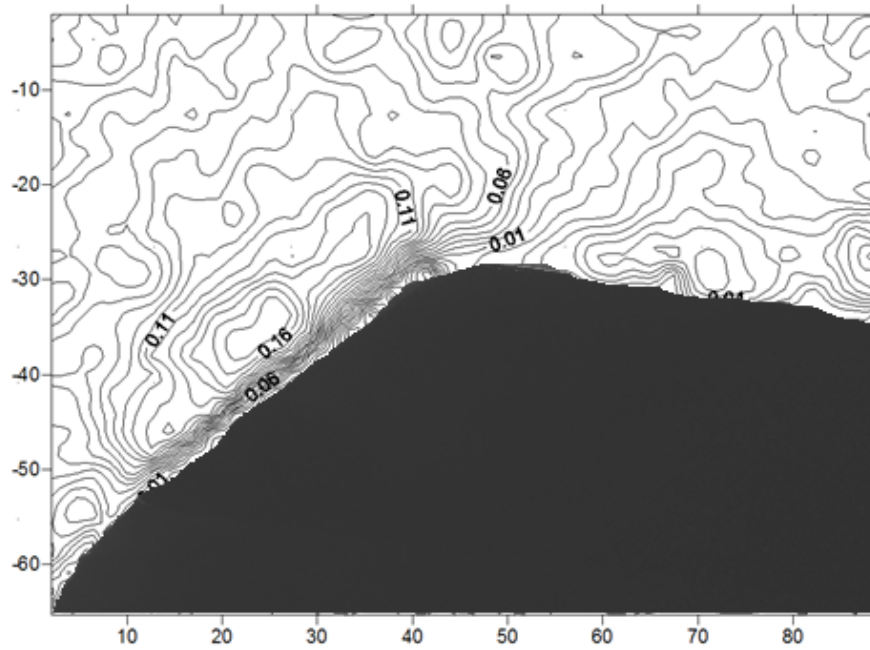
Στο ρύγχος

Για U



Σχήμα 6.64

Για V

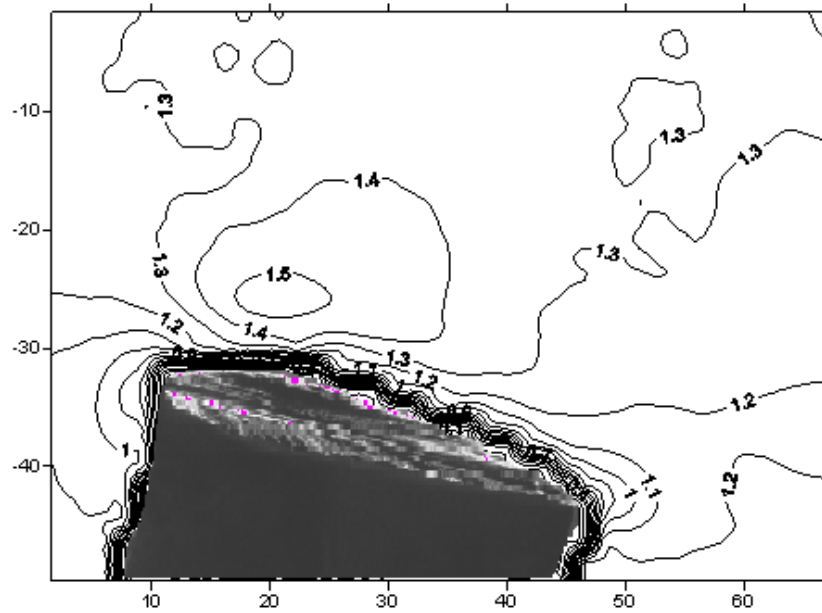


Σχήμα 6.65

6.2.5 Μετρήσεις για +12° Pitch και 0° Roll

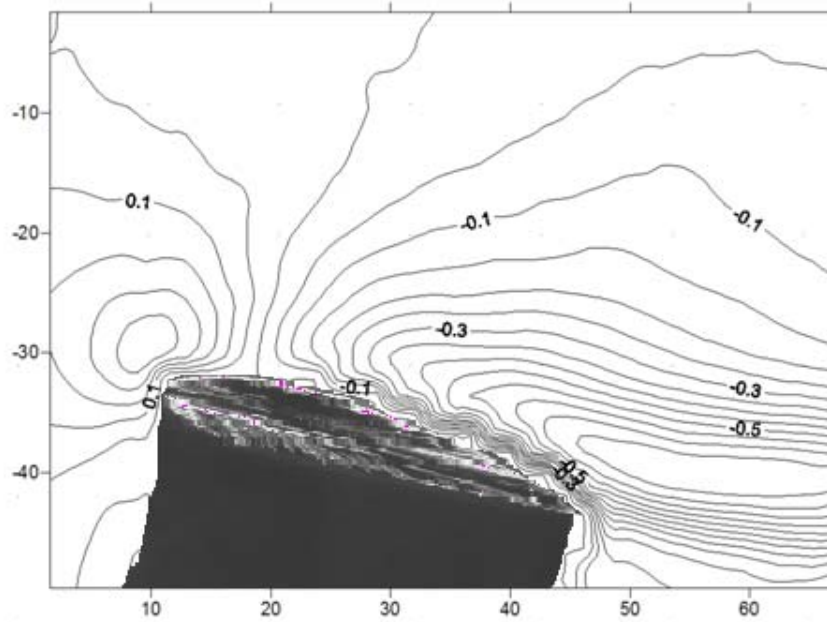
Στην τομή Α

Για U



Σχήμα 6.66

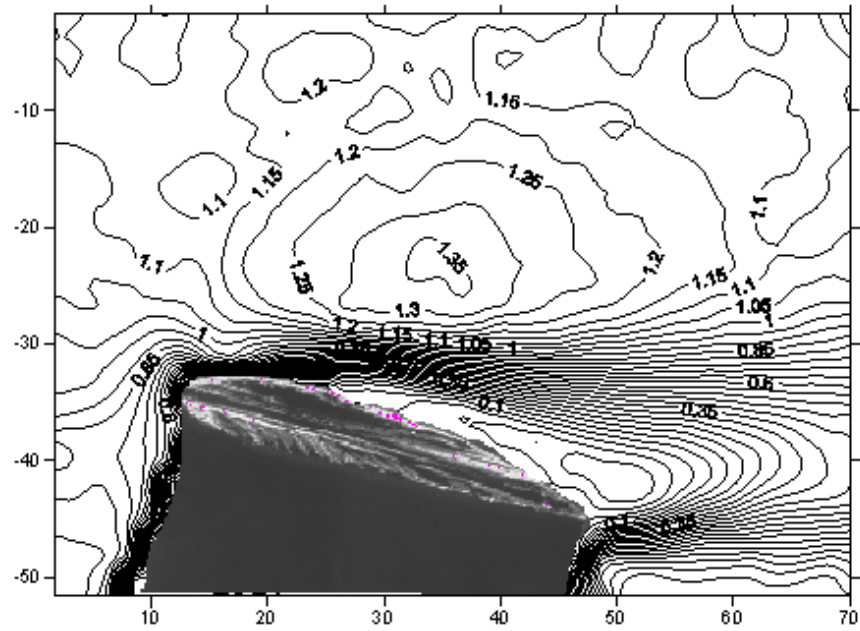
Για V



Σχήμα 6.67

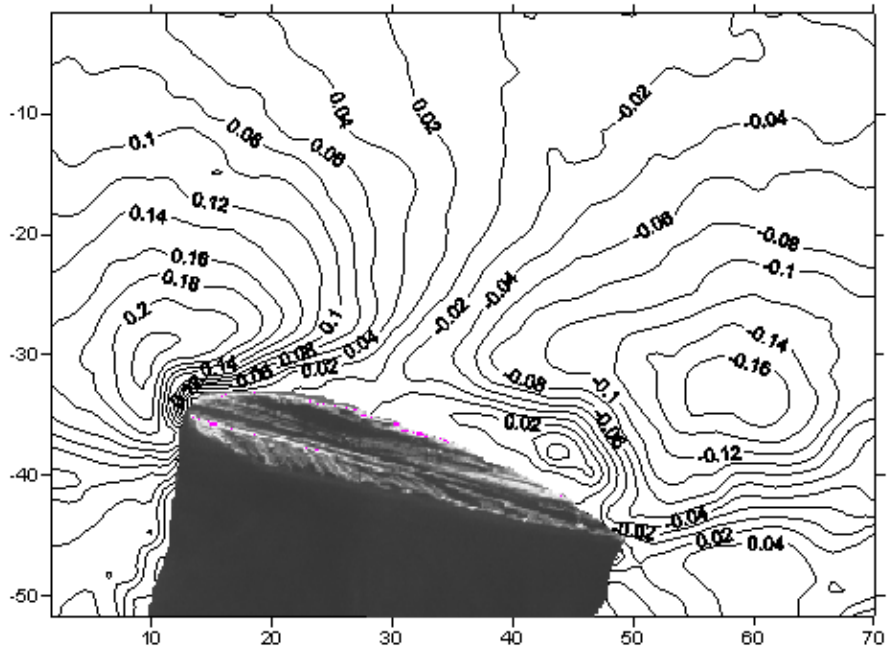
Στην τομή Β

Για U



Σχήμα 6.68

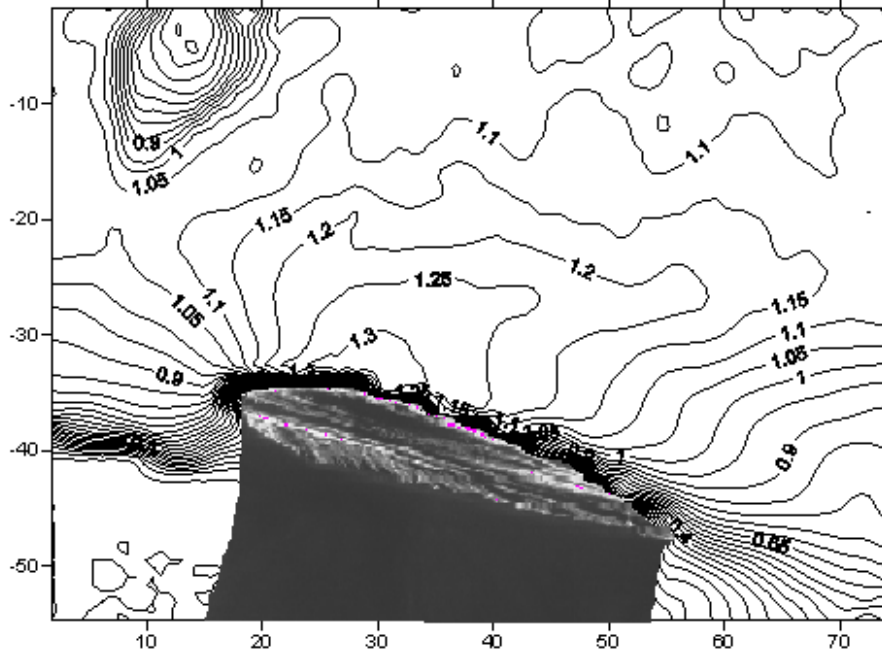
Για V



Σχήμα 6.69

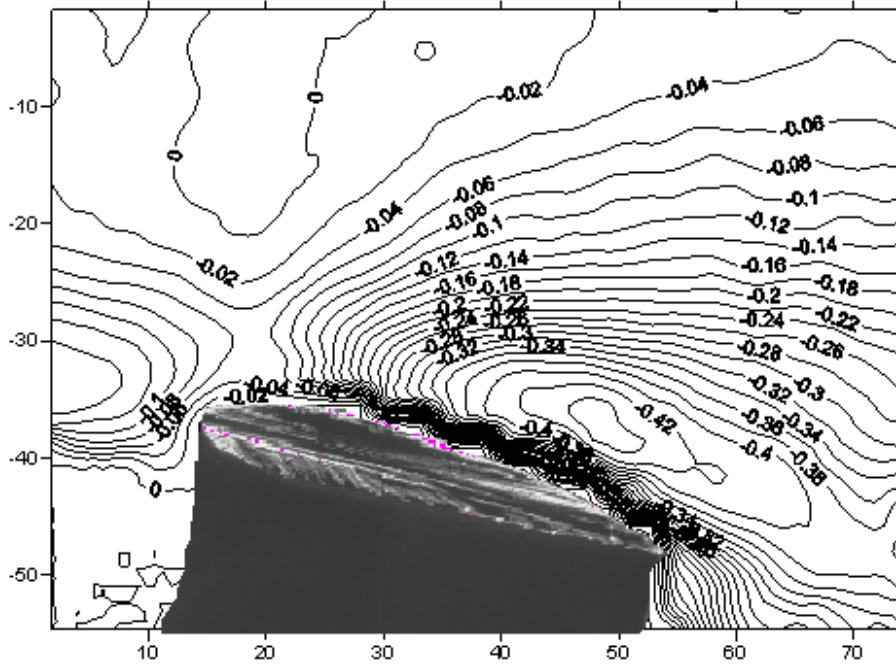
Στην τομή Γ

Για U



Σχήμα 6.70

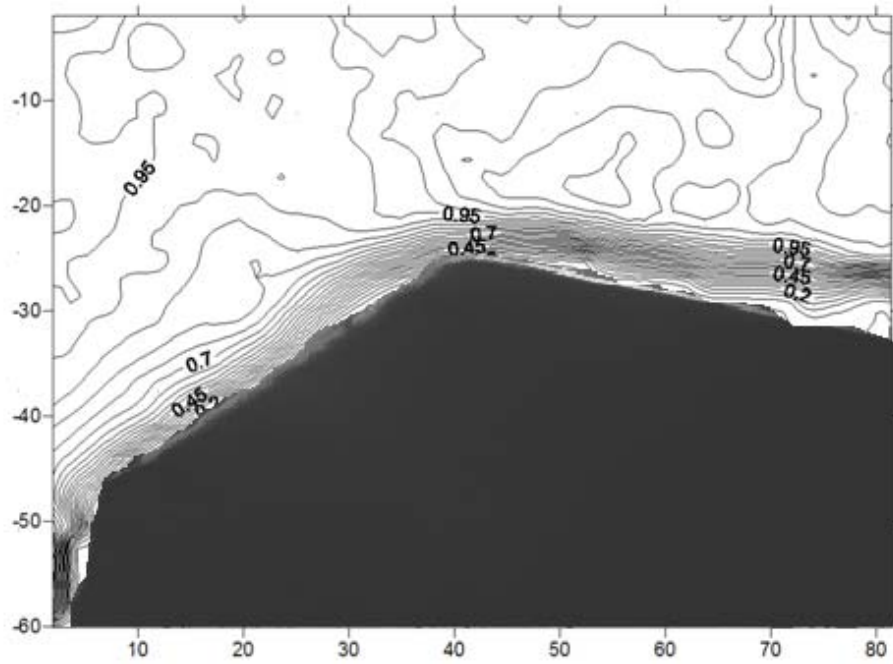
Για V



Σχήμα 6.71

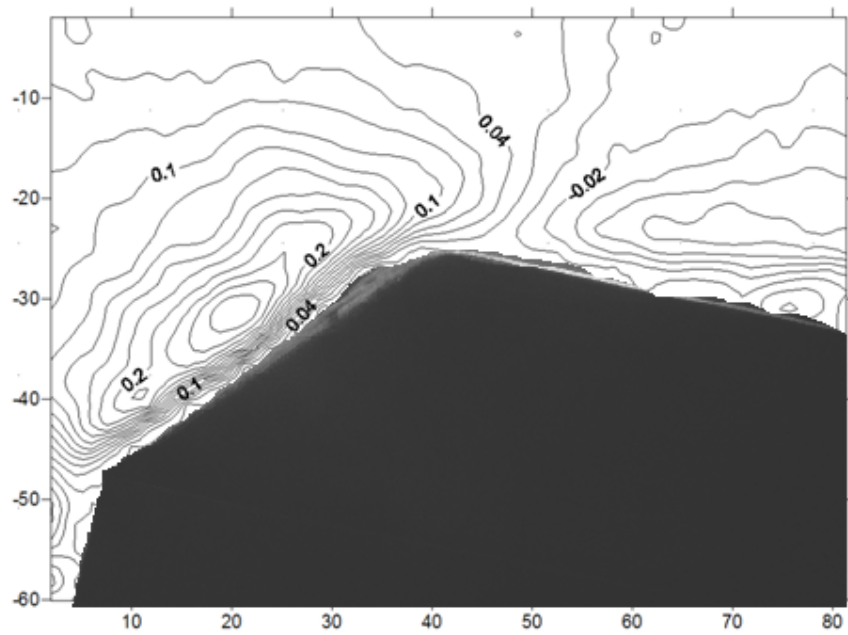
Στο ρύγχος

Για U



Σχήμα 6.72

Για V

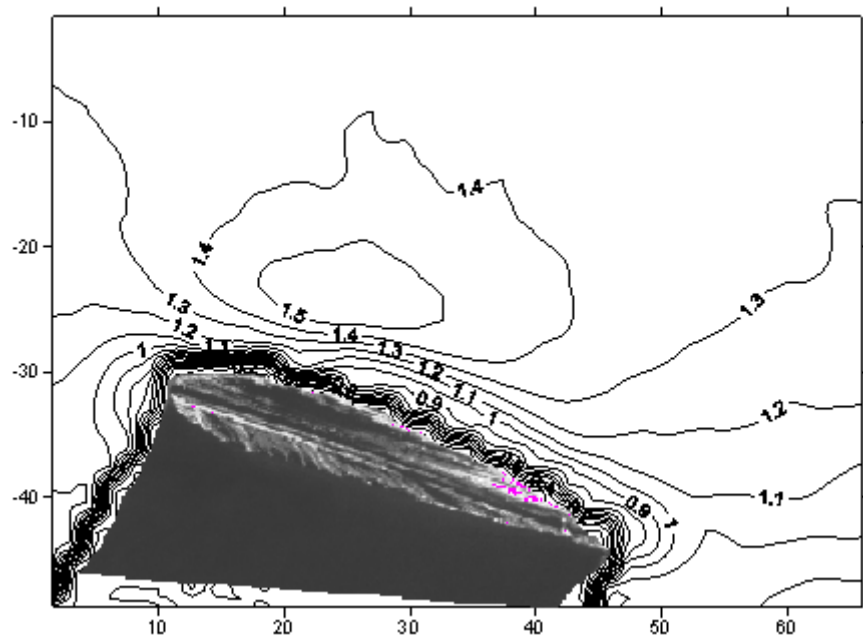


Σχήμα 6.73

6.2.6 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll

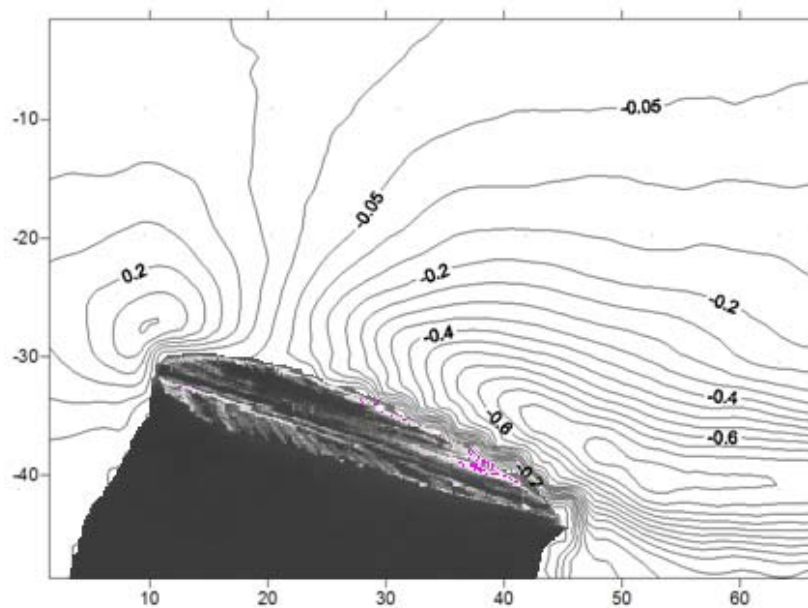
Στην τομή Α

Για U



Σχήμα 6.74

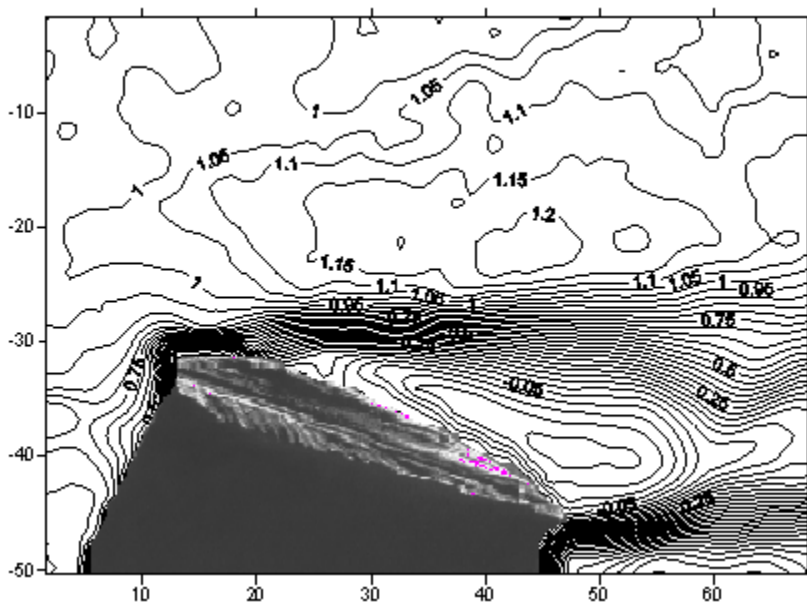
Για V



Σχήμα 6.75

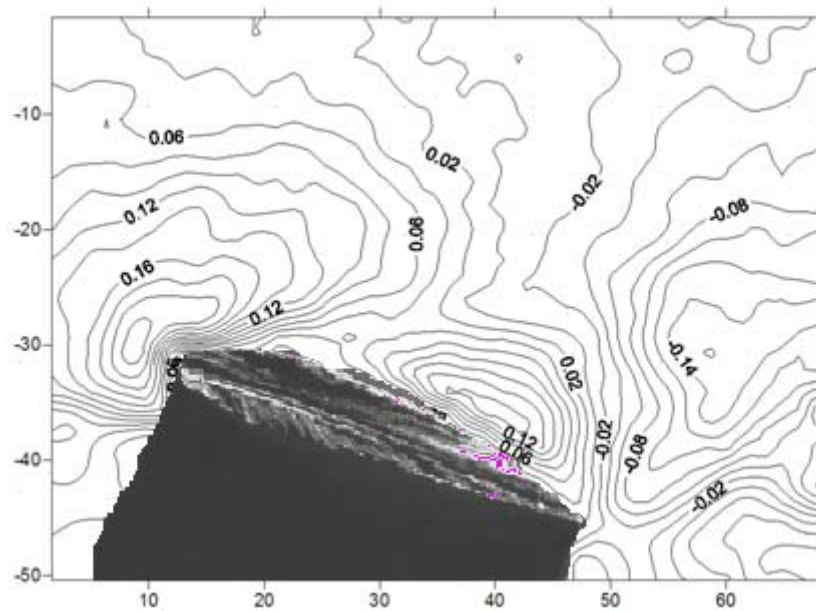
Στην τομή Β

Για U



Σχήμα 6.76

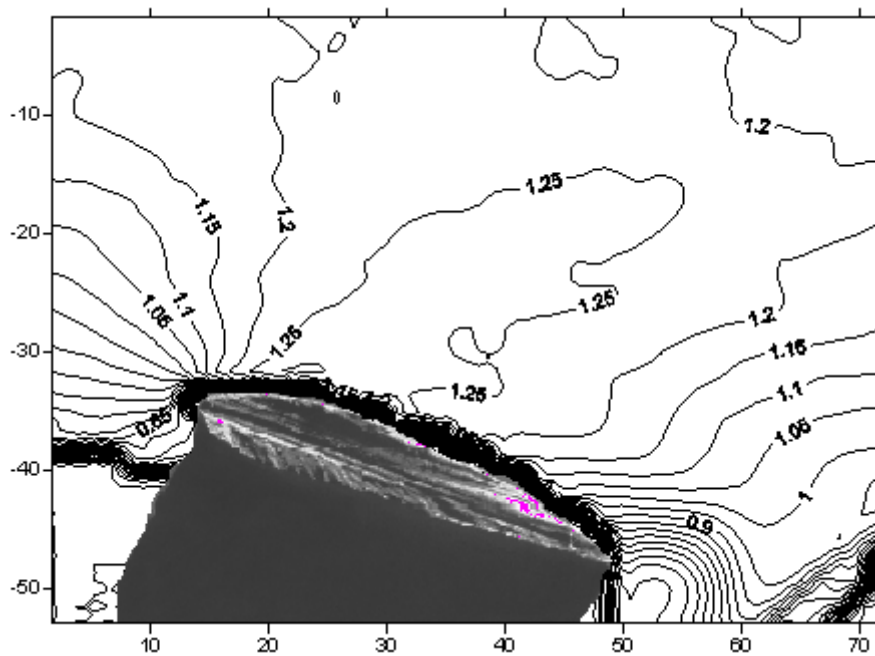
Για V



Σχήμα 6.77

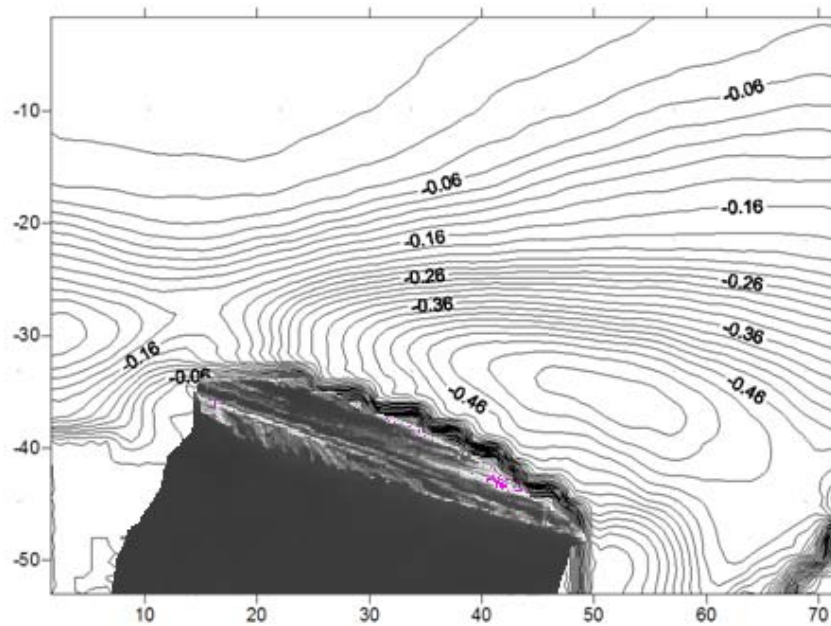
Στην τομή Γ

Για U



Σχήμα 6.78

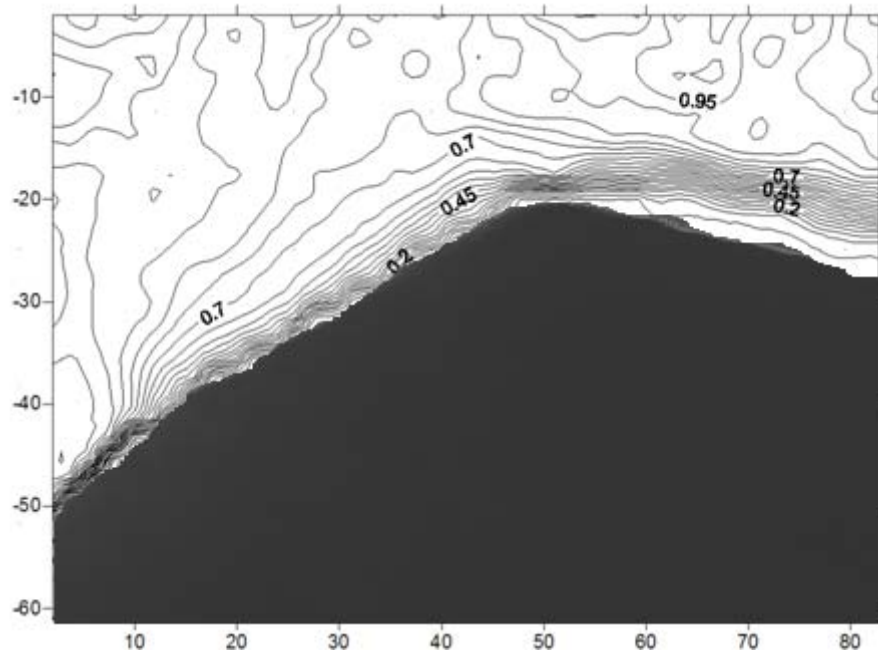
Για V



Σχήμα 6.79

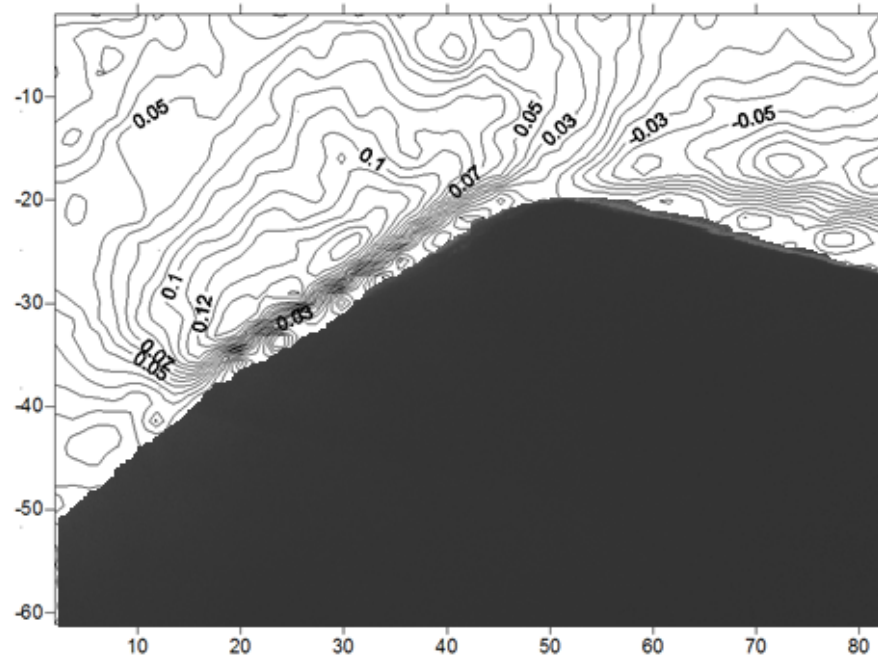
Στο ρύγχος

Για U



Σχήμα 6.80

Για V

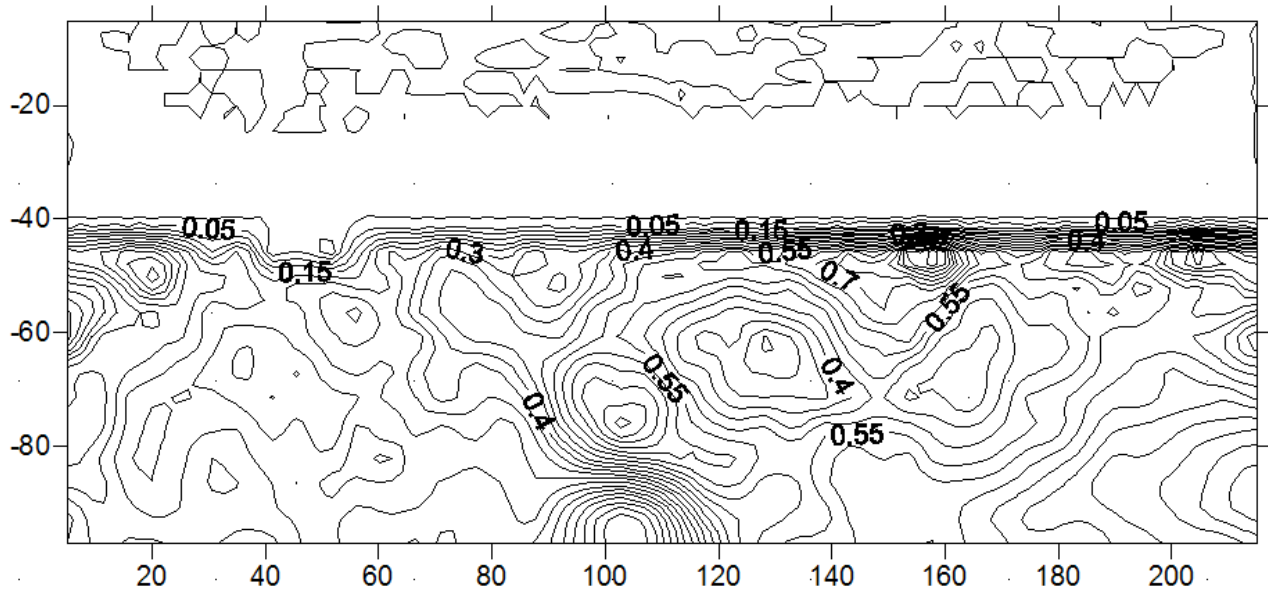


Σχήμα 6.81

6.2.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερύγιο

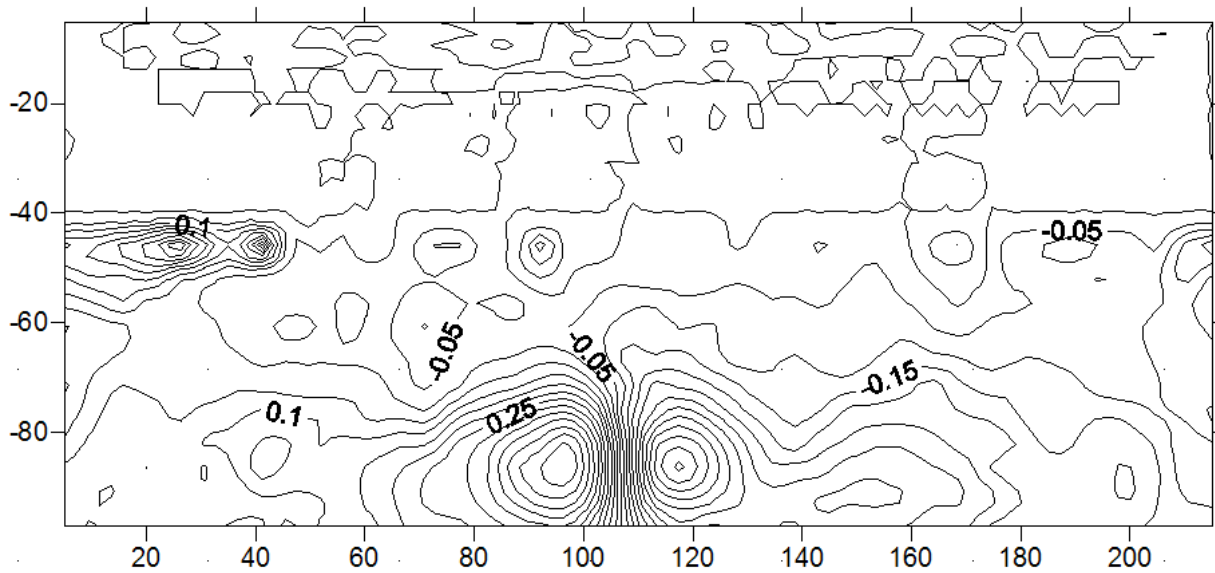
Σε απόσταση 3c

Για U



Σχήμα 6.82

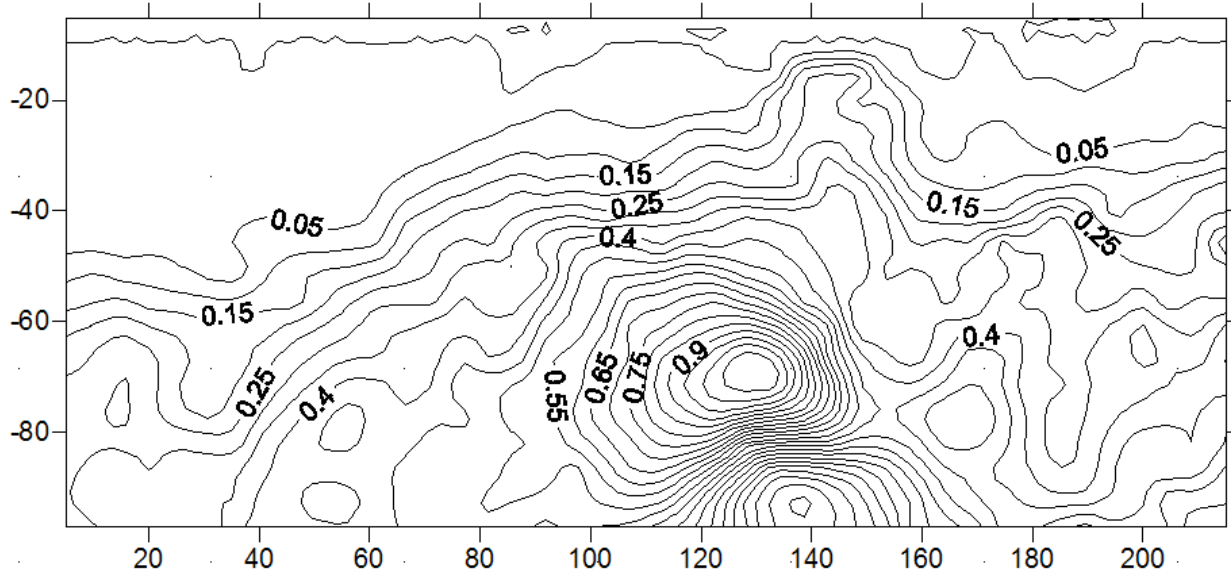
Για V



Σχήμα 6.83

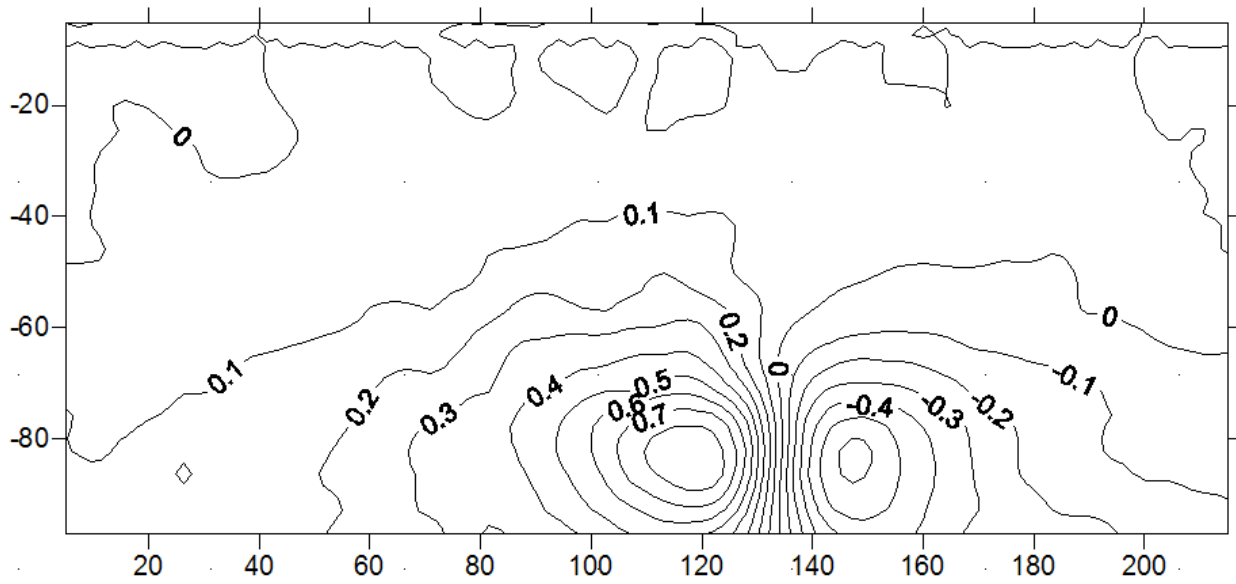
Σε απόσταση $2c$

Για U



Σχήμα 6.84

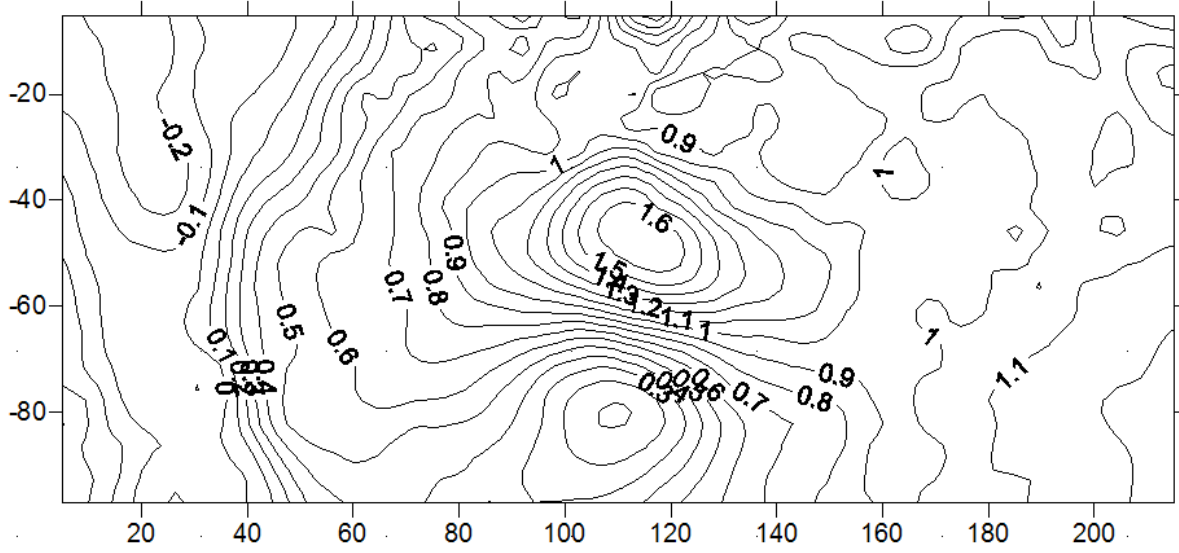
Για V



Σχήμα 6.85

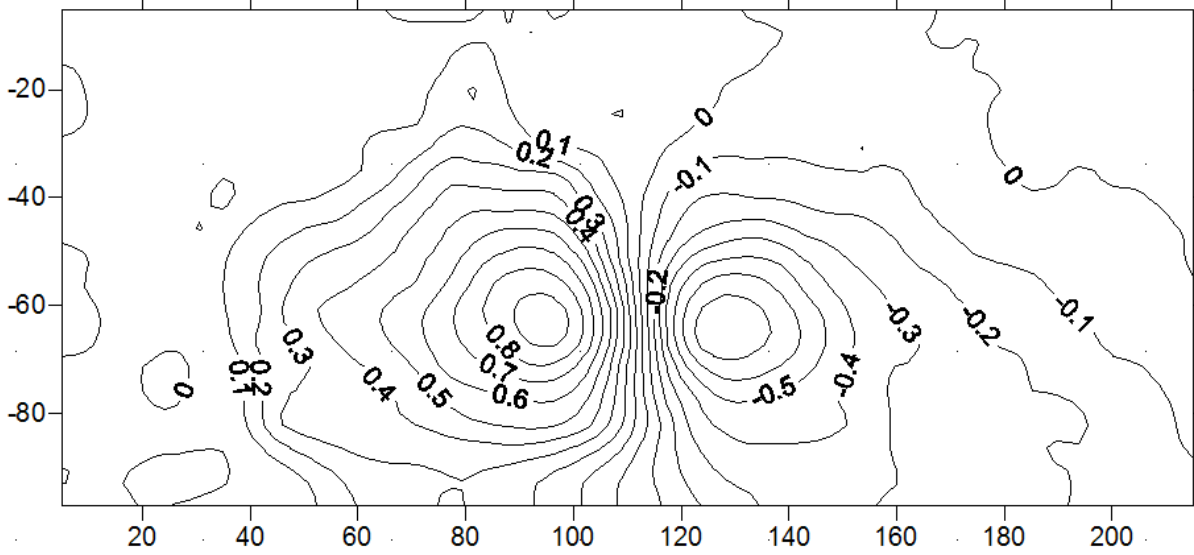
Σε απόσταση c

Για U



Σχήμα 6.86

Για V

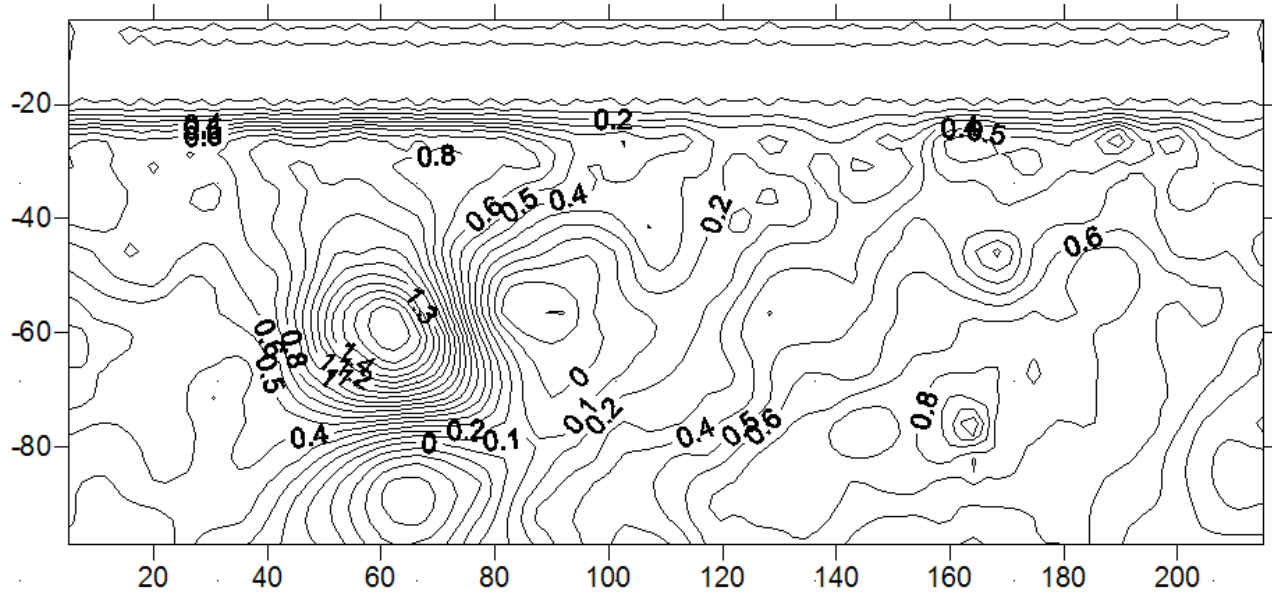


Σχήμα 6.87

6.2.8 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερόγιο

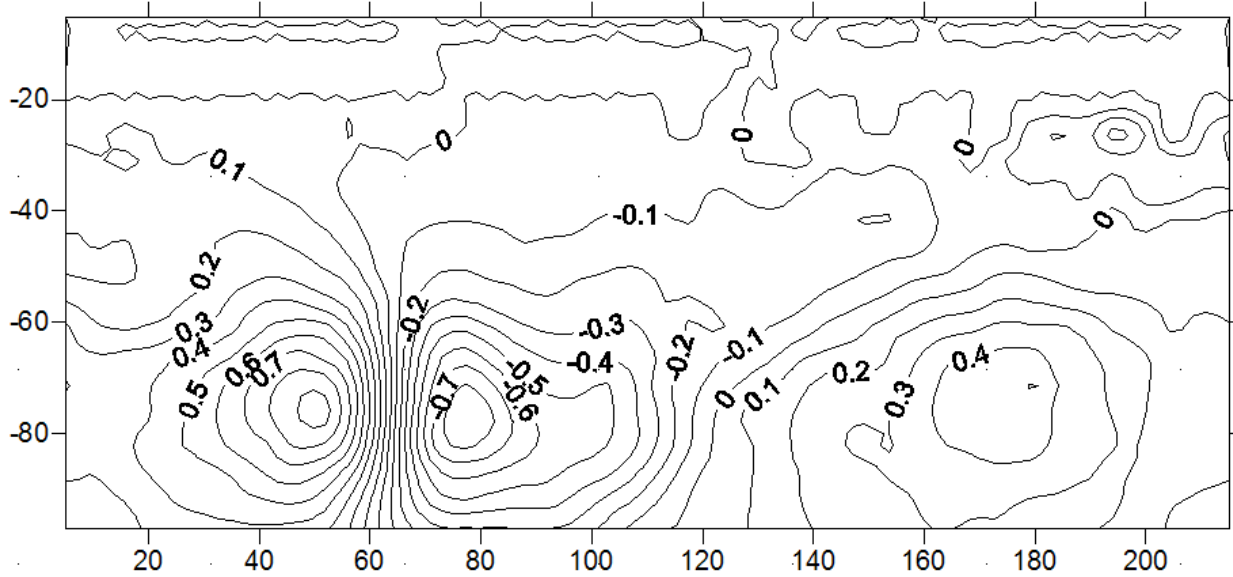
Σε απόσταση 3c

Για U



Σχήμα 6.88

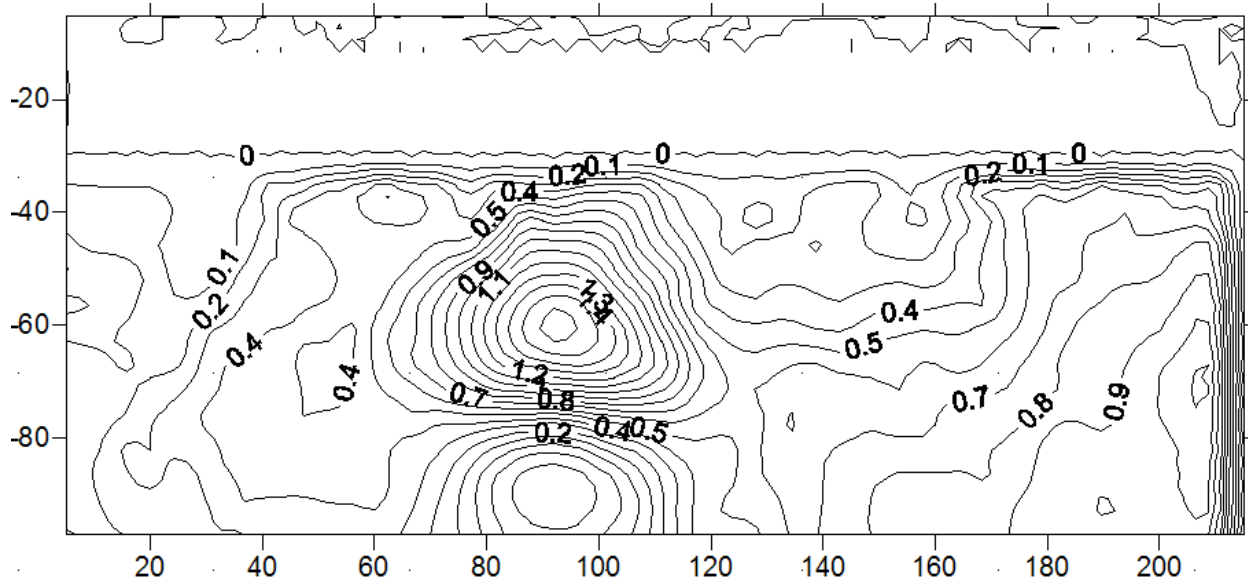
Για V



Σχήμα 6.89

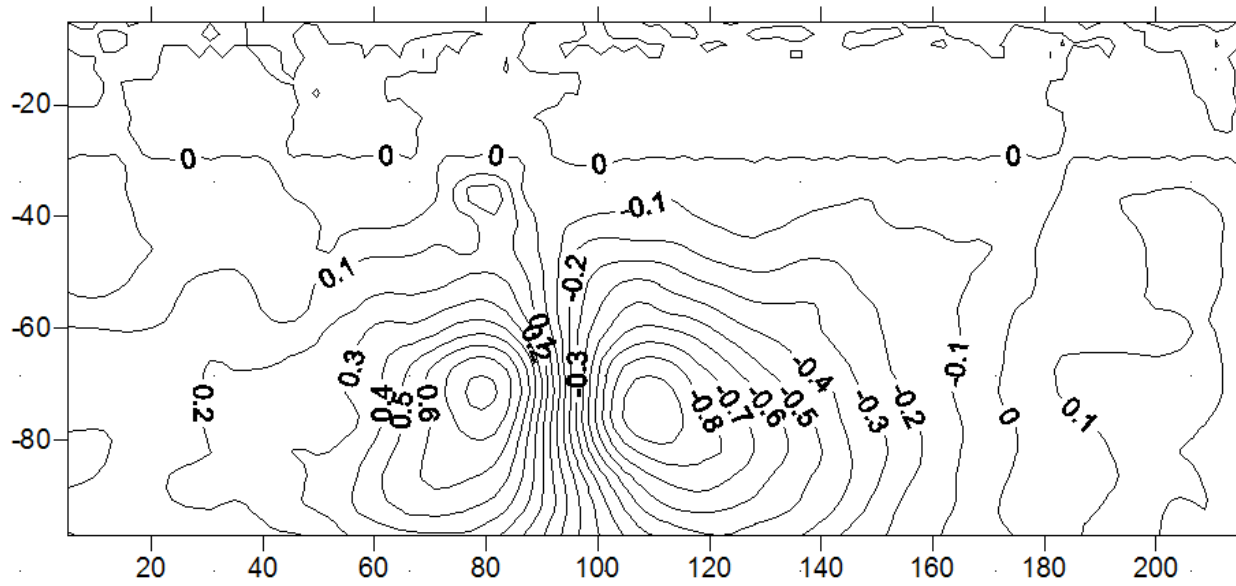
Σε απόσταση $2c$

Για U



Σχήμα 6.90

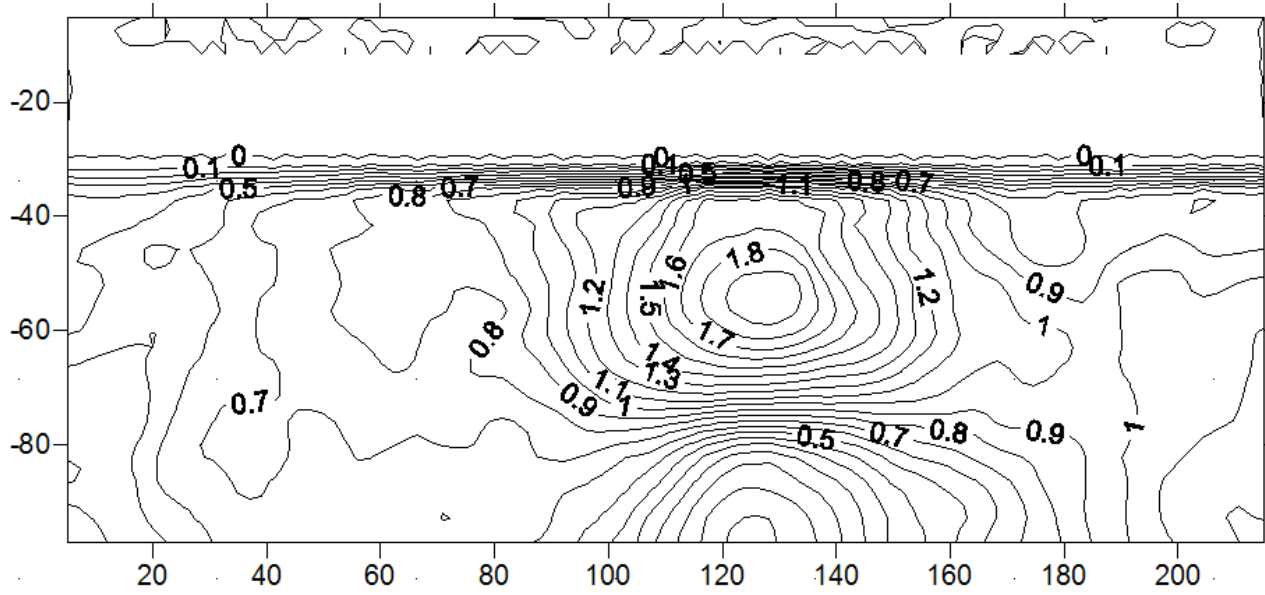
Για V



Σχήμα 6.91

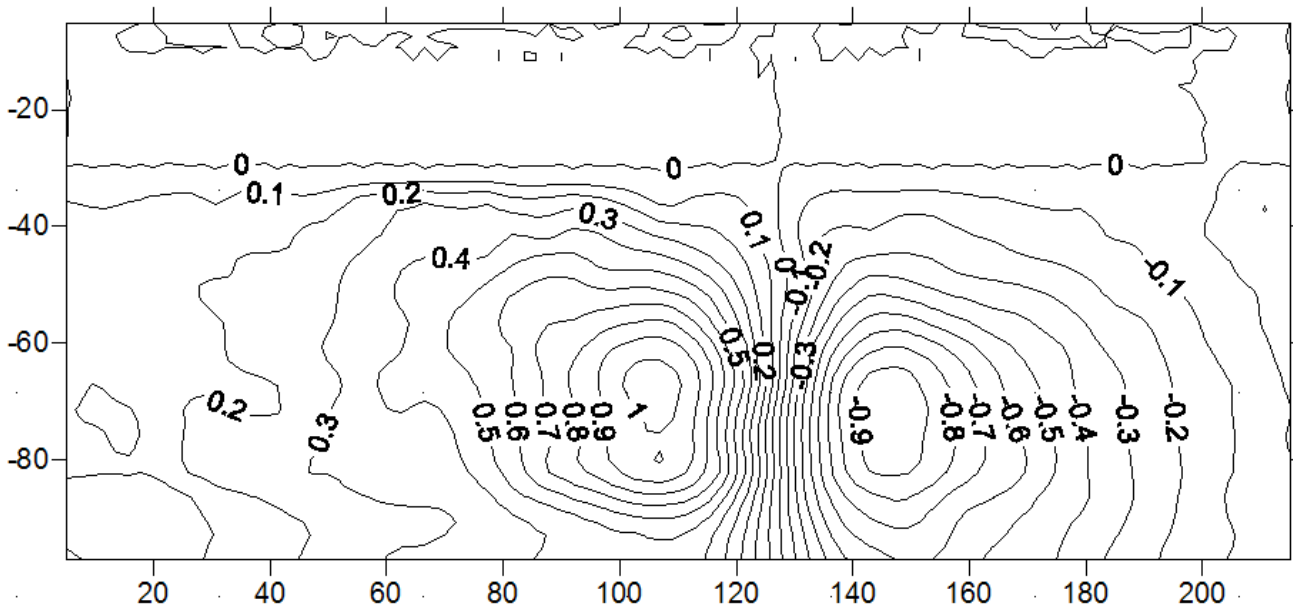
Σε απόσταση c

Για U



Σχήμα 6.92

Για V

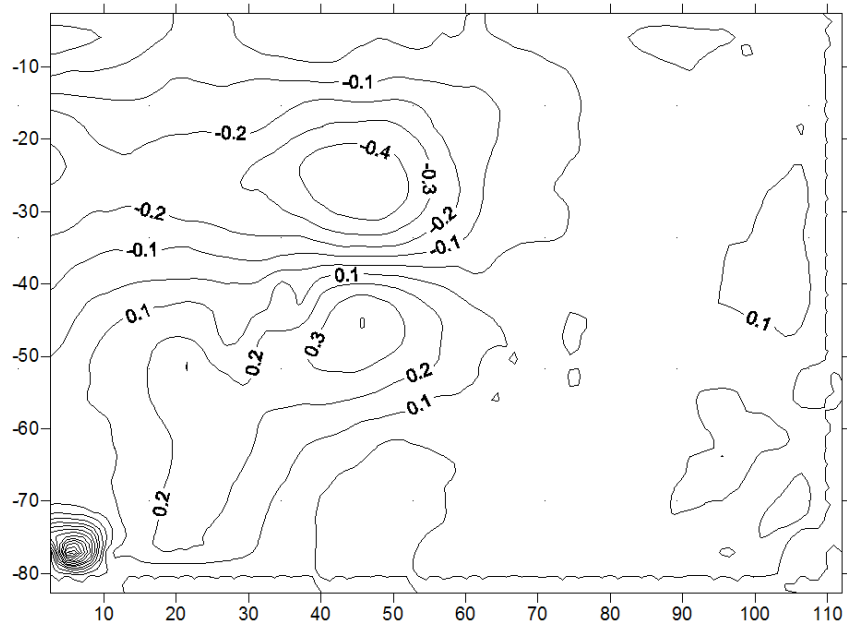


Σχήμα 6.93

6.2.9 Μετρήσεις για 20° Pitch και 30° Roll

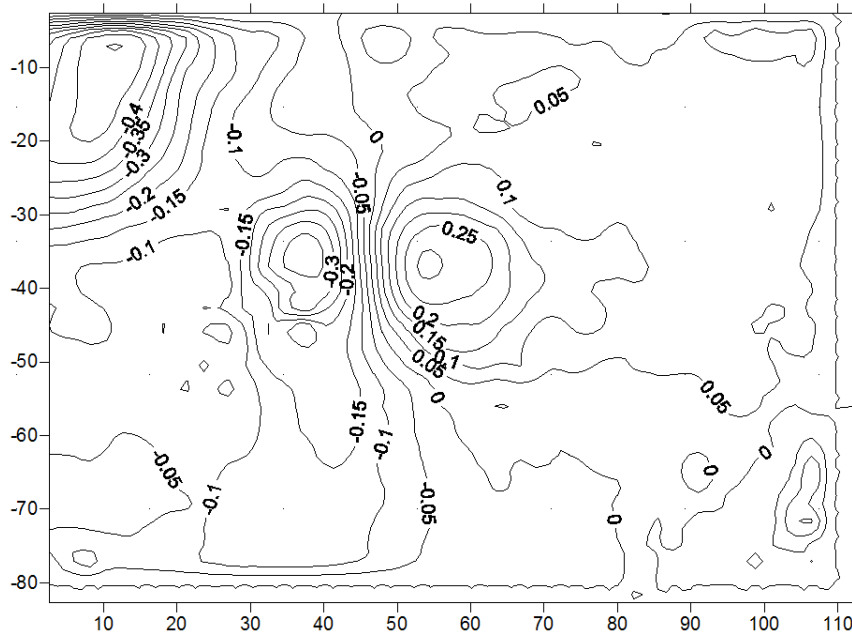
Δίνη στην άτρακτο

Για U



Σχήμα 6.94

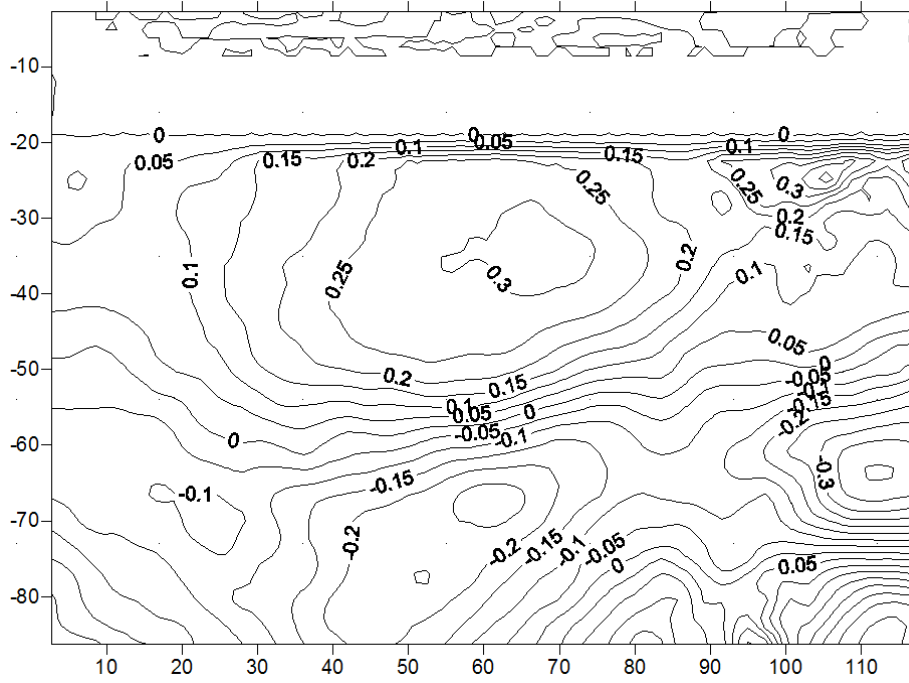
Για V



Σχήμα 6.95

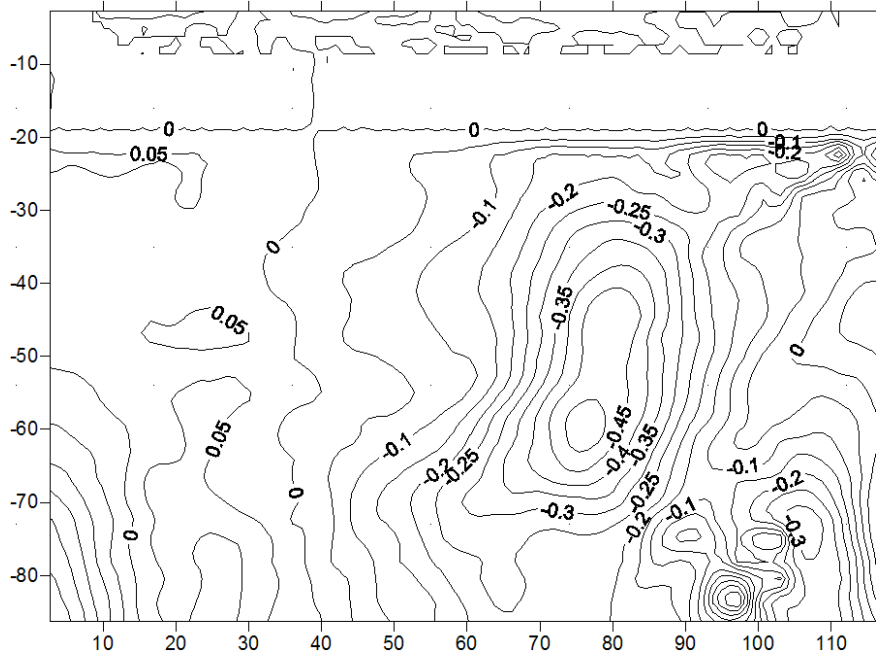
Δίνη στο ρύγχος

Για U



Σχήμα 6.96

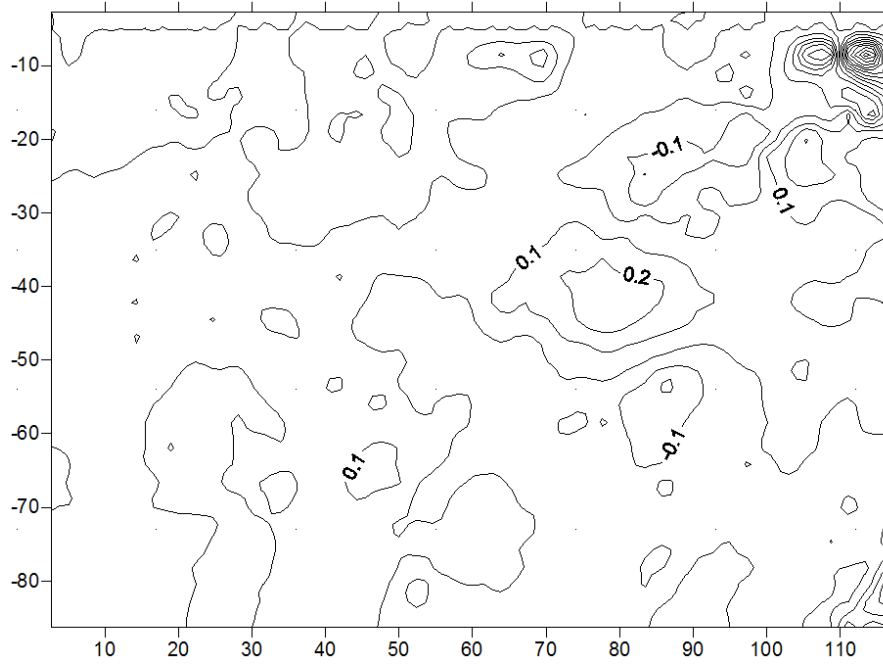
Για V



Σχήμα 6.97

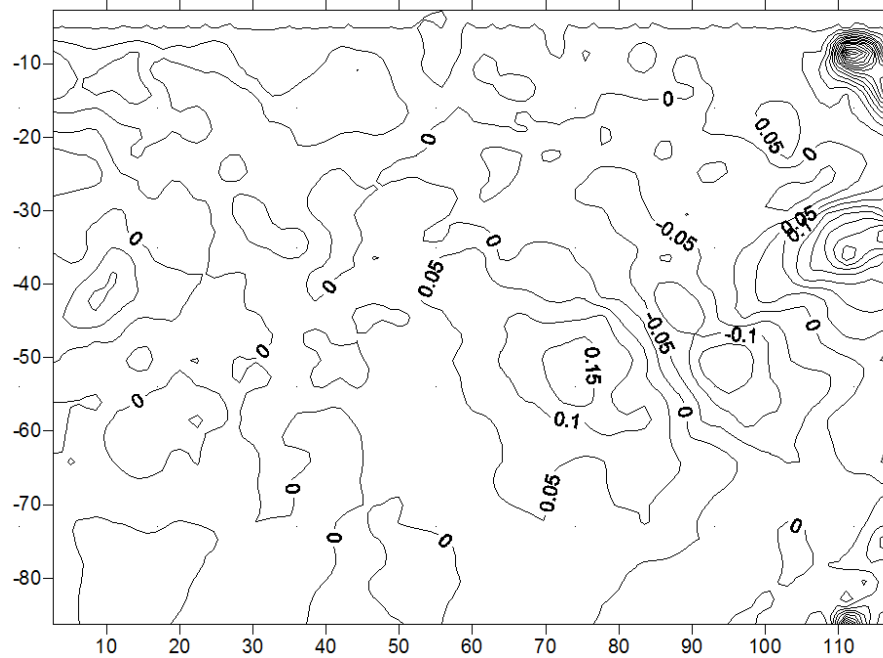
Δίνη στο ακροπτερύγιο

Για U



Σχήμα 6.98

Για V

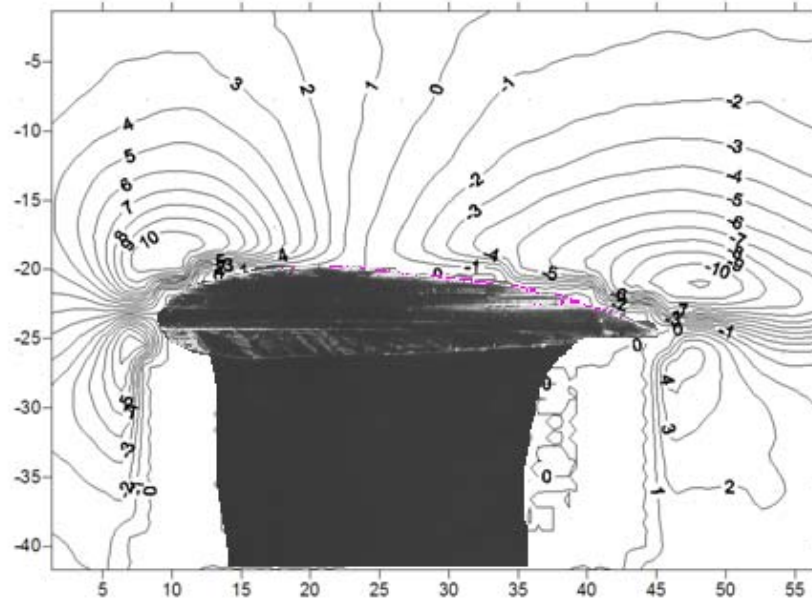


Σχήμα 6.99

6.3 Ισοϋψείς για διακύμανση της γωνίας ροής $\arctan(v/u)$

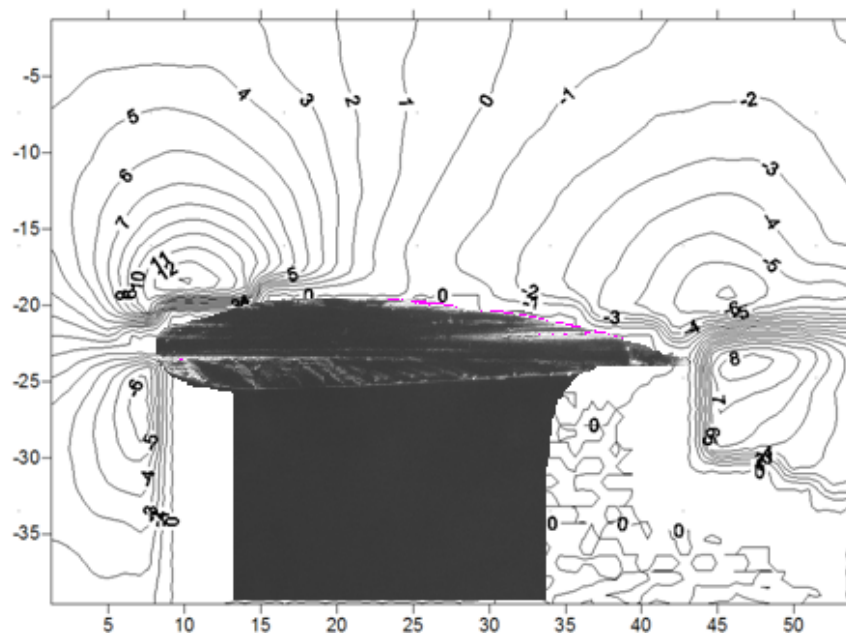
6.3.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



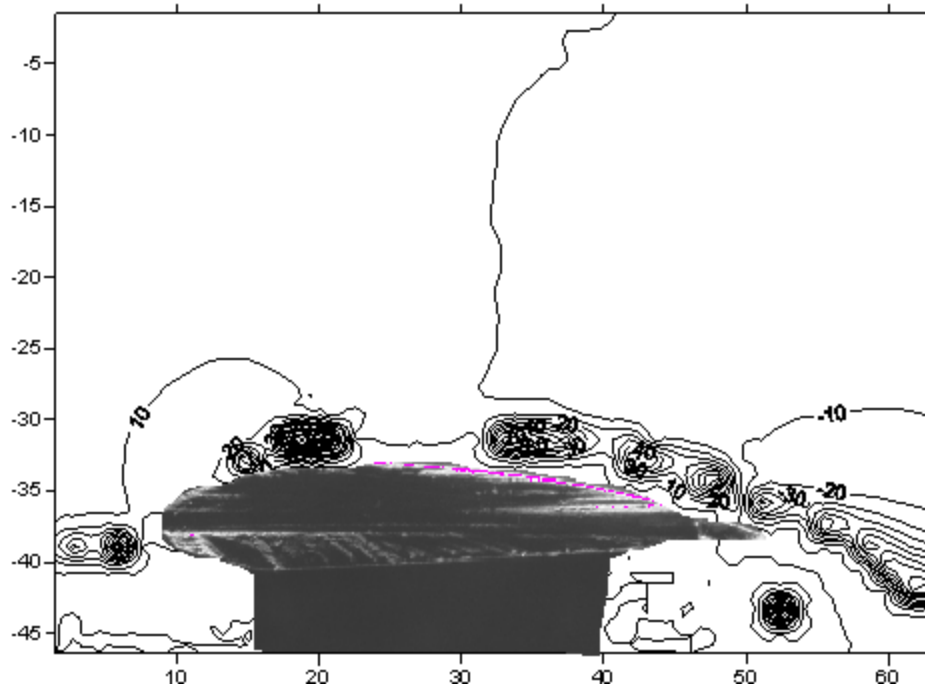
Σχήμα 6.100

Στην τομή Β



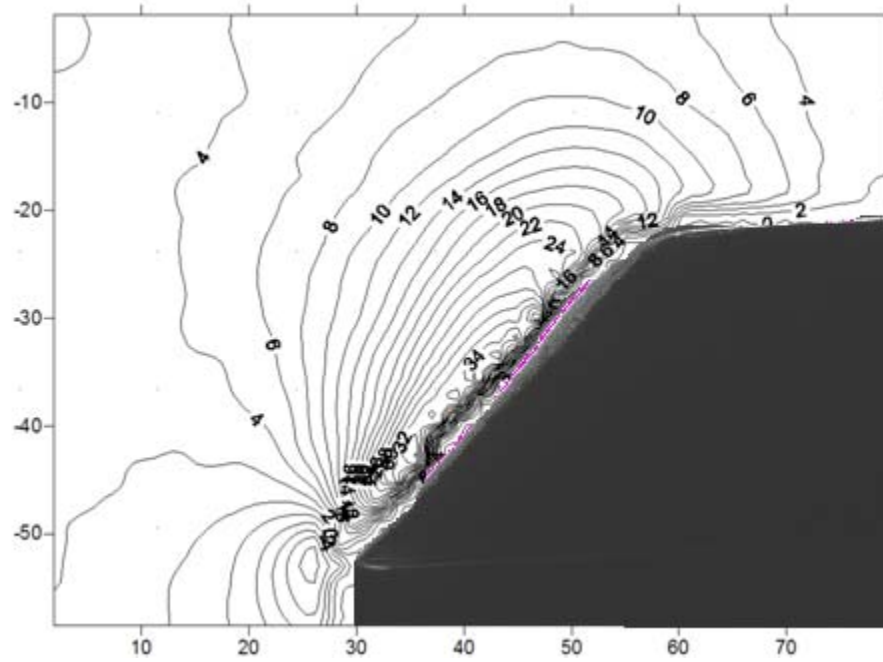
Σχήμα 6.101

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.102

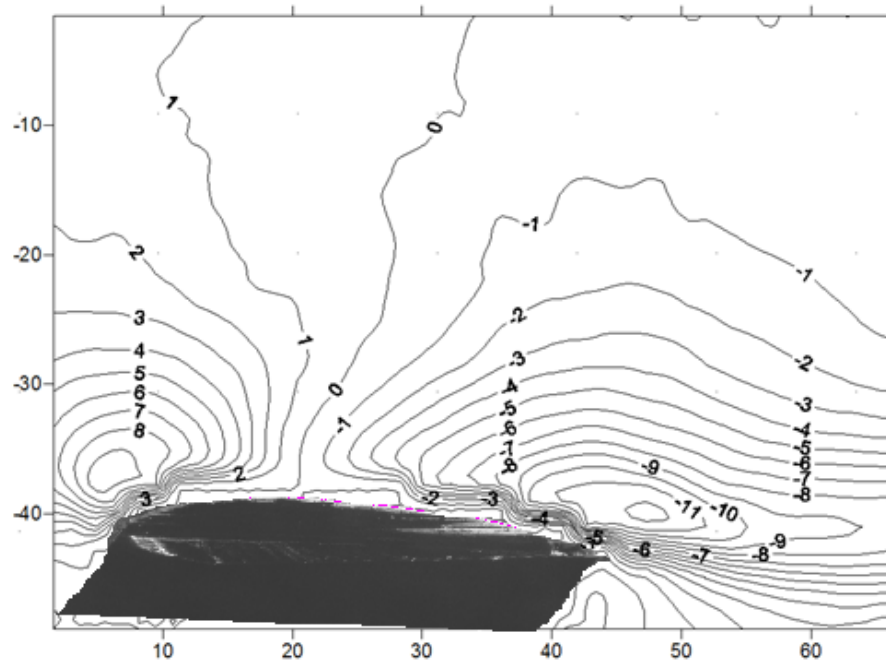
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.103

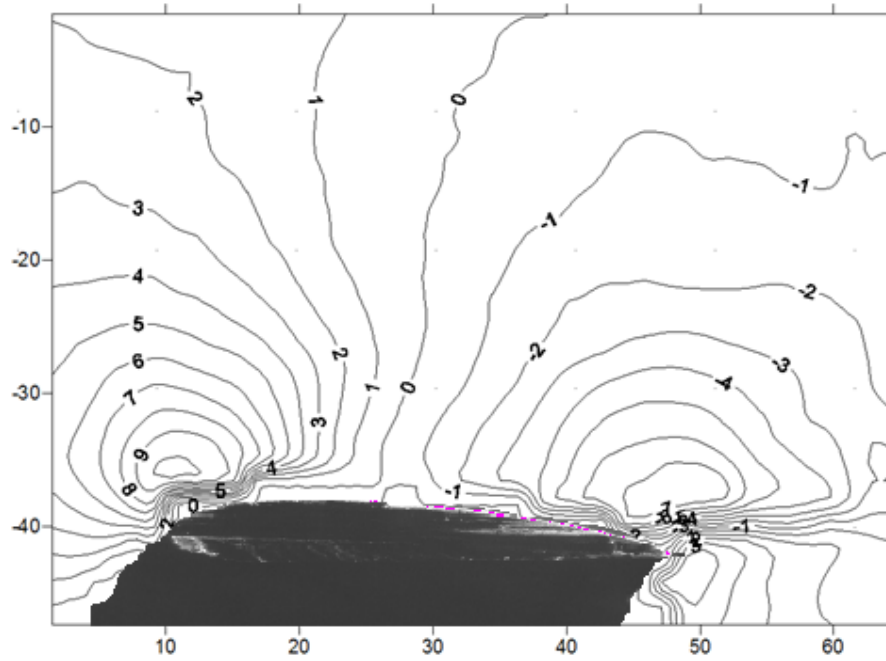
6.3.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



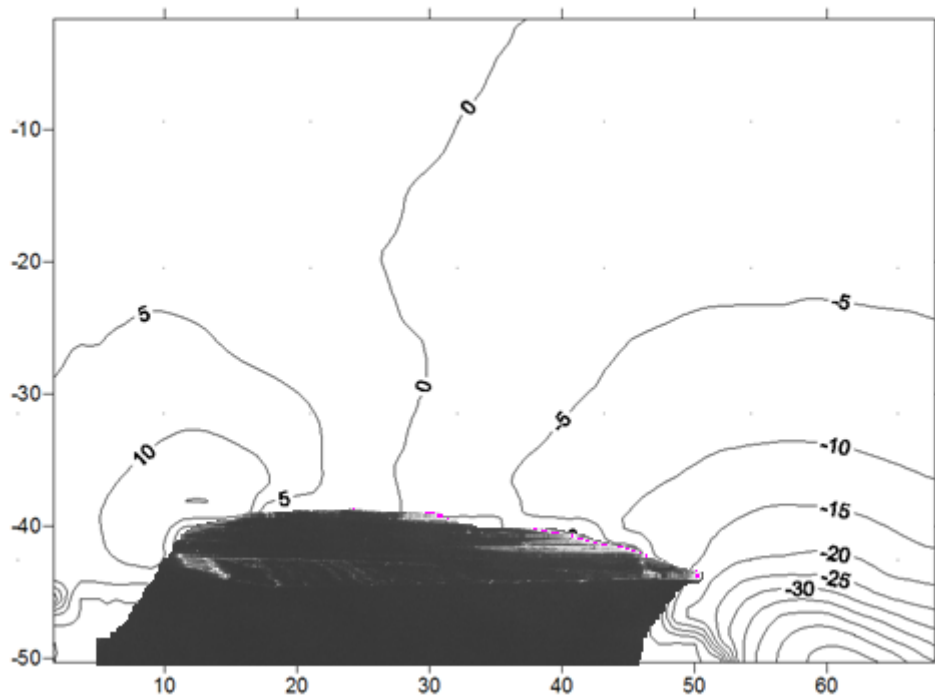
Σχήμα 6.104

Στην τομή Β



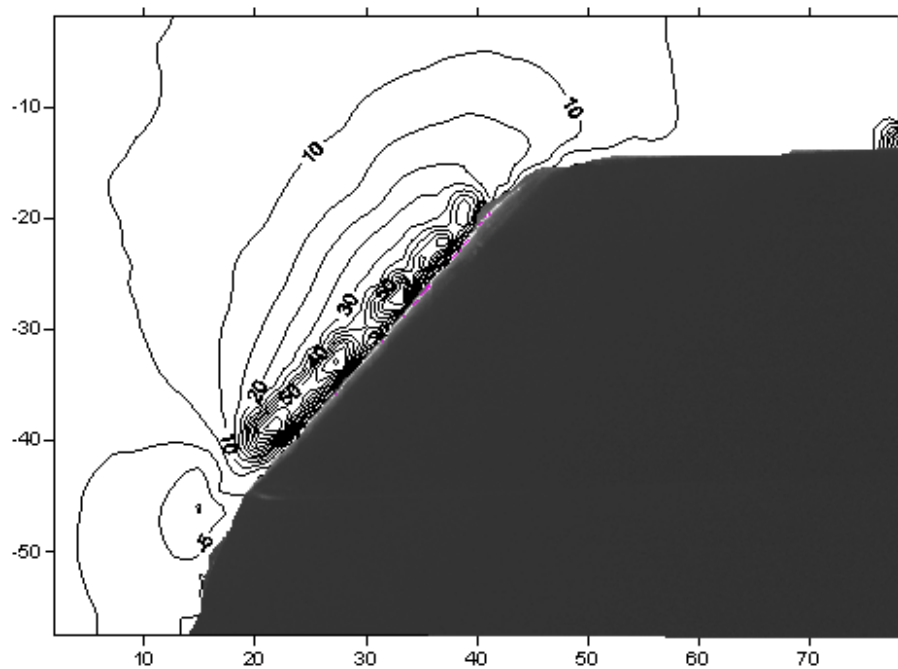
Σχήμα 6.105

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.106

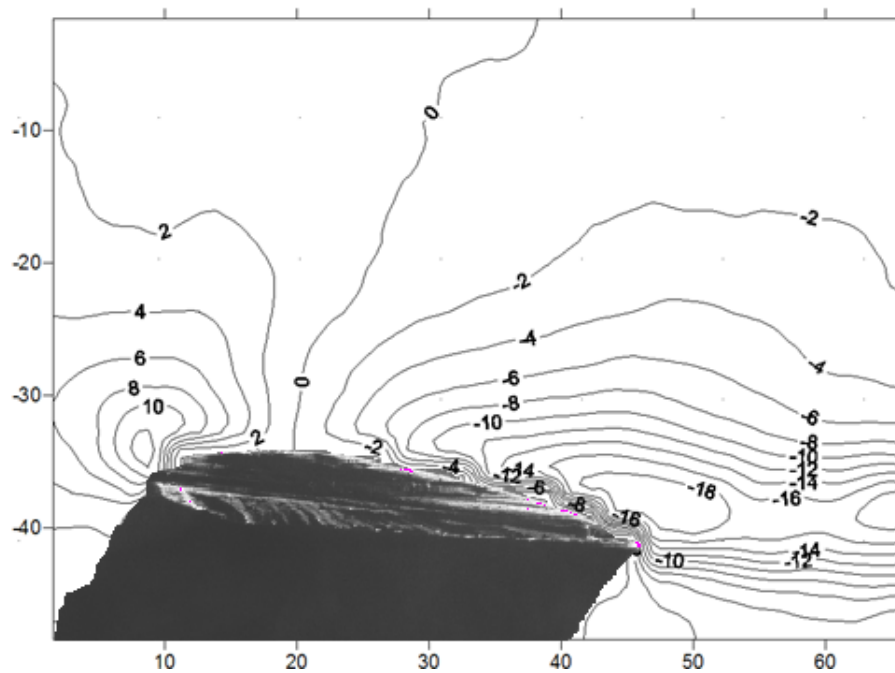
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.107

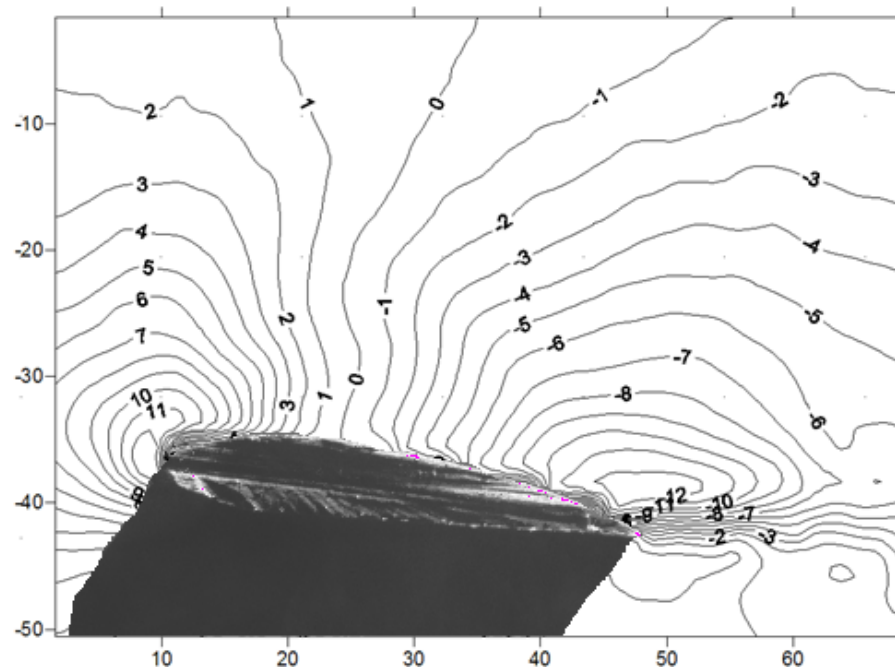
6.3.3 Μετρήσεις για +4° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



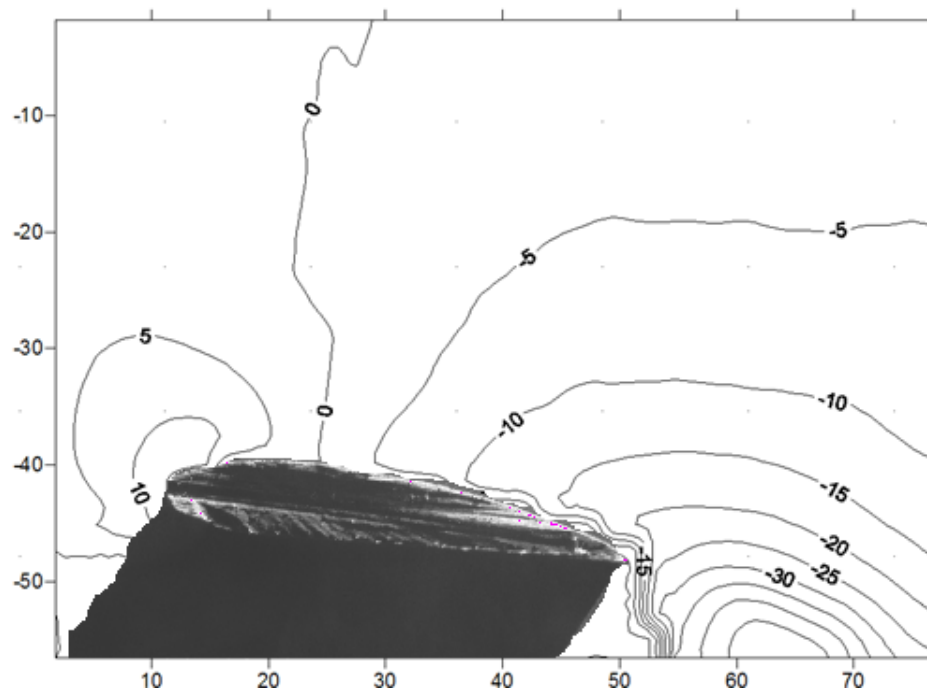
Σχήμα 6.108

Στην τομή Β



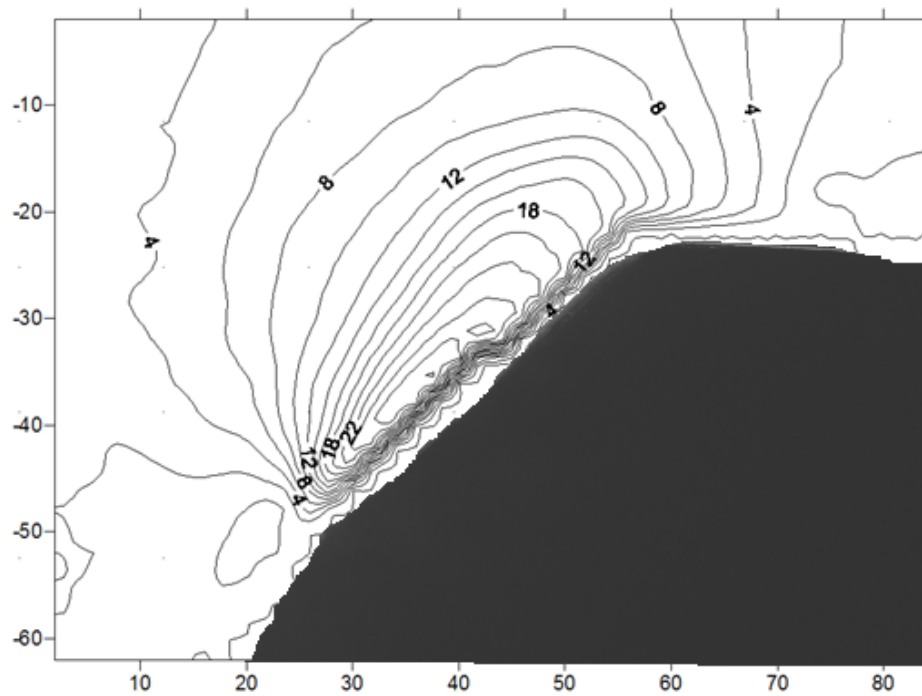
Σχήμα 6.109

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.110

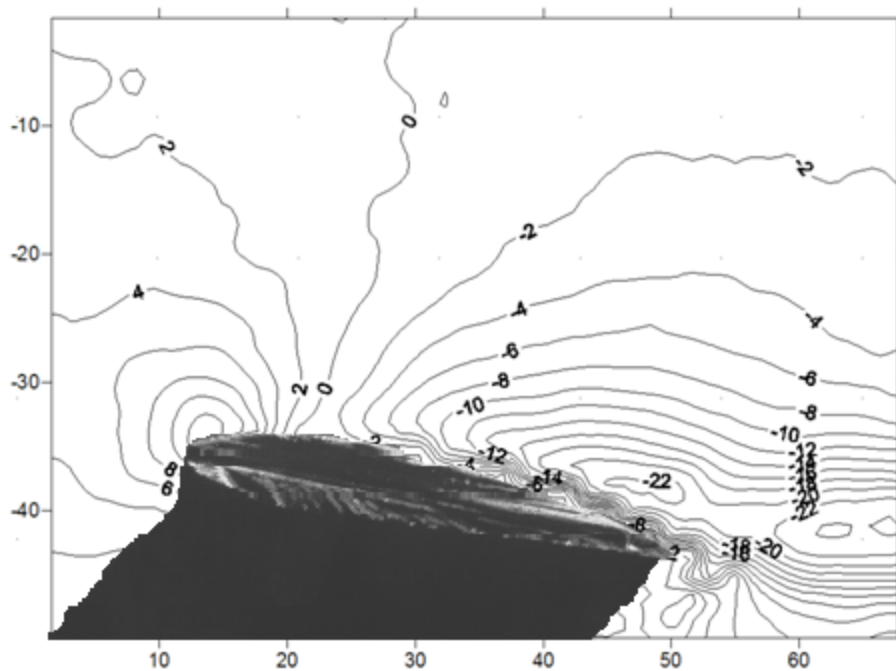
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.111

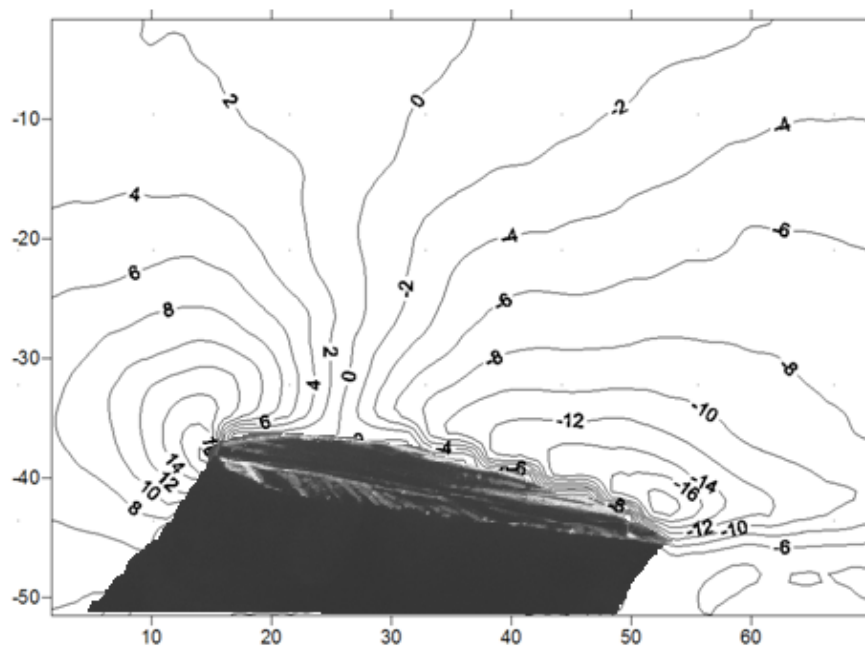
6.3.4 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



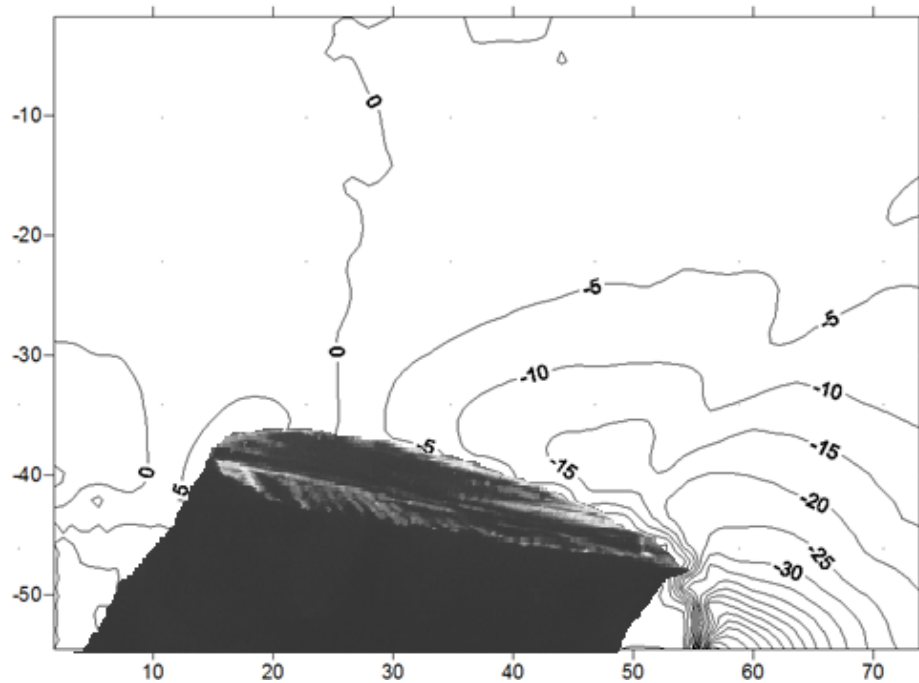
Σχήμα 6.112

Στην τομή Β



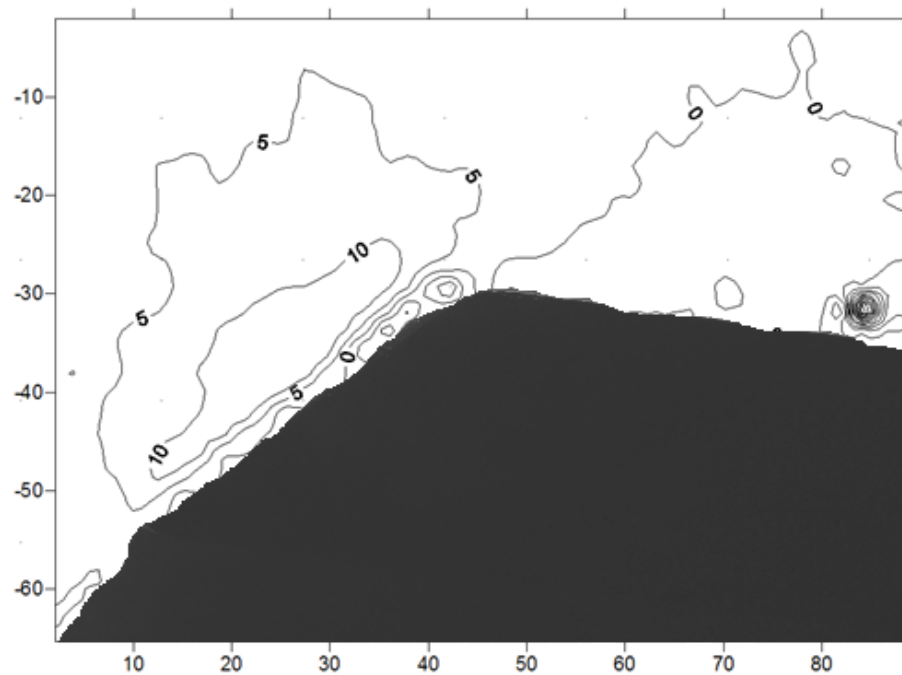
Σχήμα 6.113

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.114

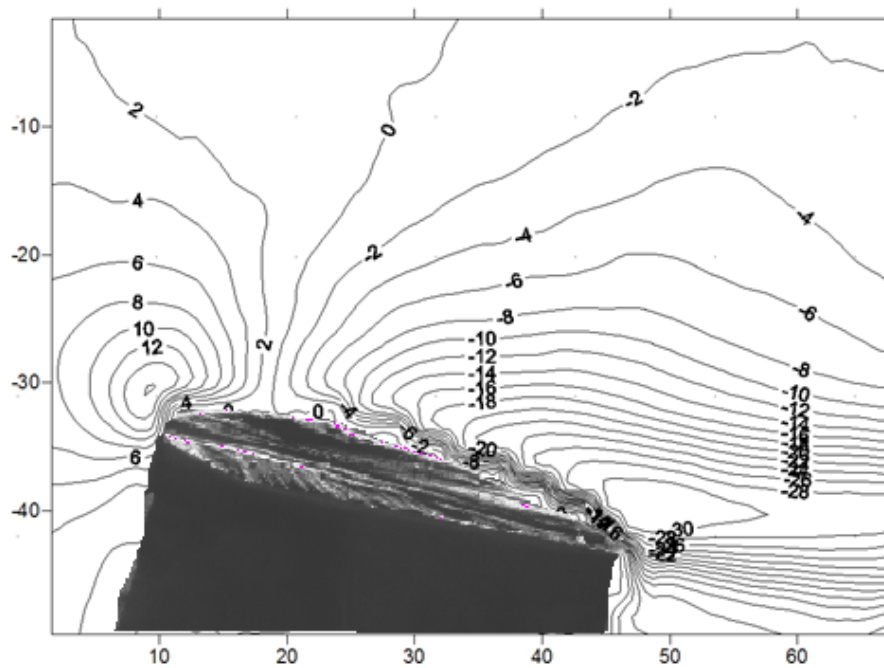
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.115

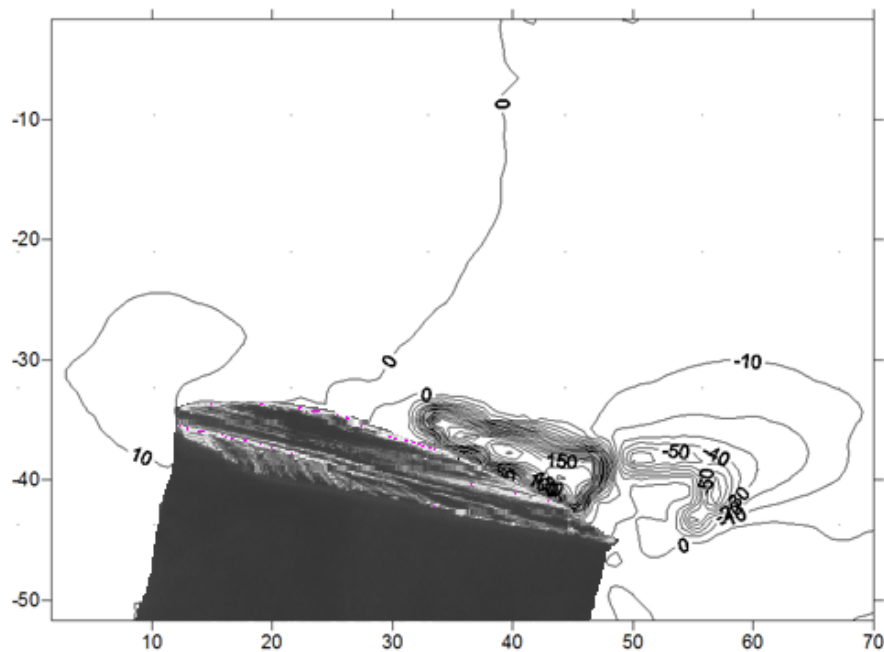
6.3.5 Μετρήσεις για +12° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



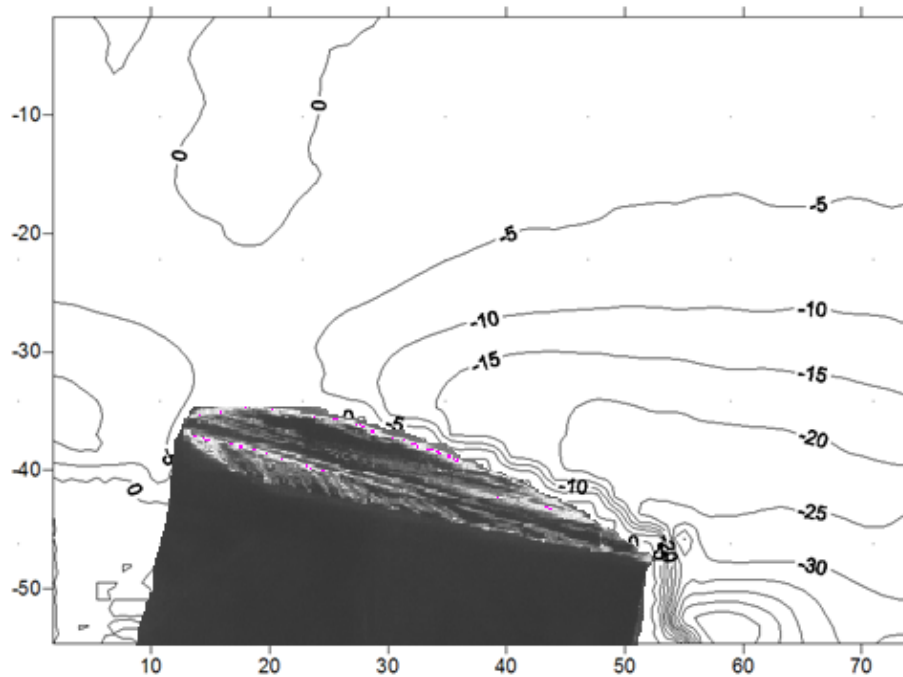
Σχήμα 6.116

Στην τομή Β



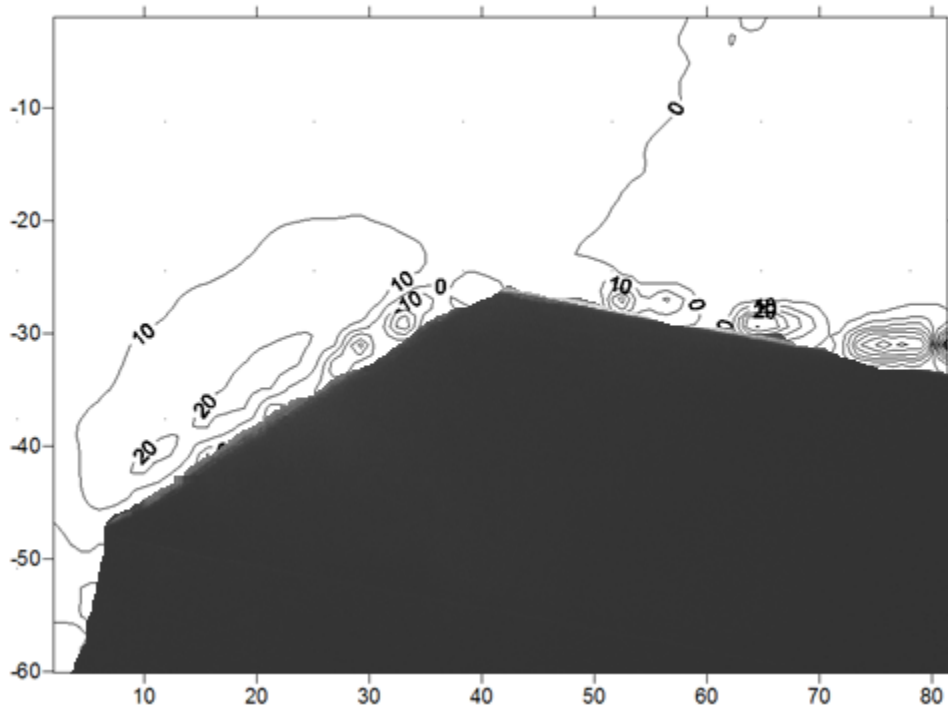
Σχήμα 6.117

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.118

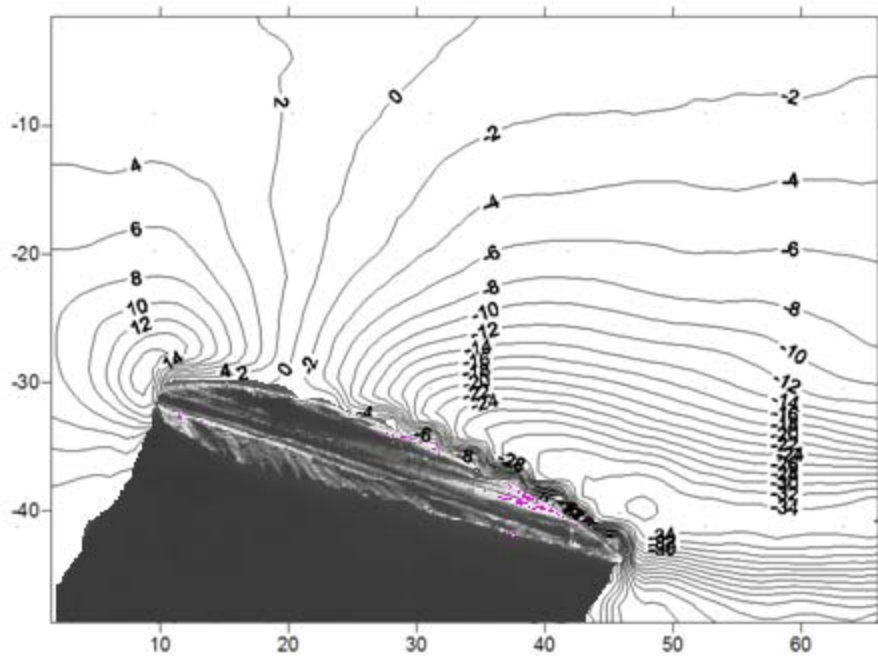
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.119

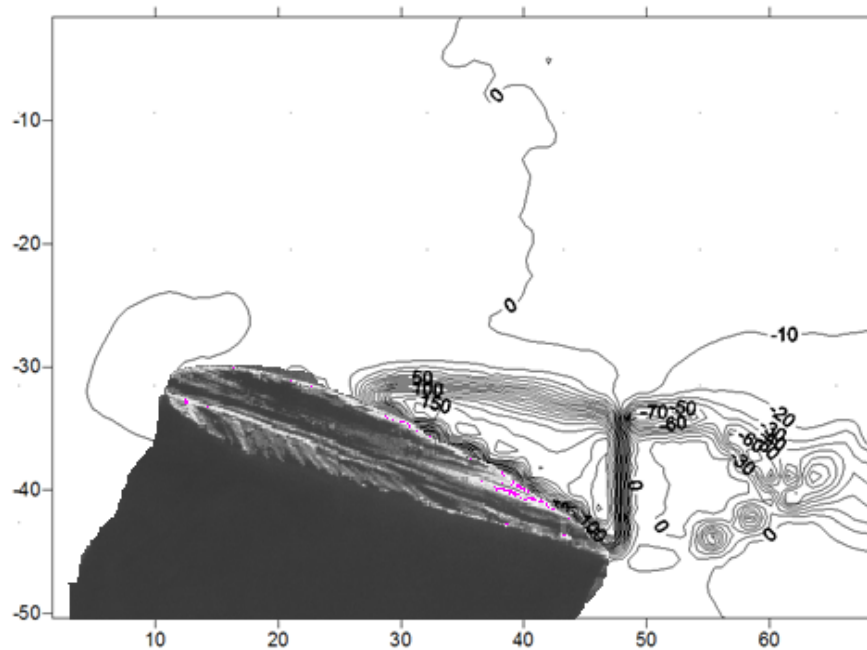
6.3.6 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



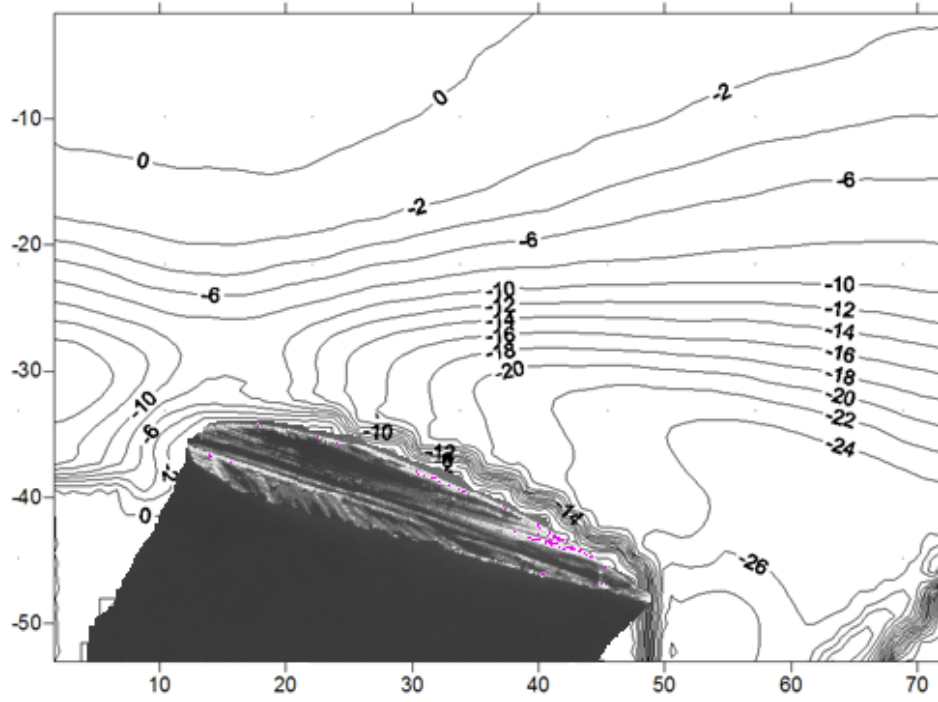
Σχήμα 6.120

Στην τομή Β



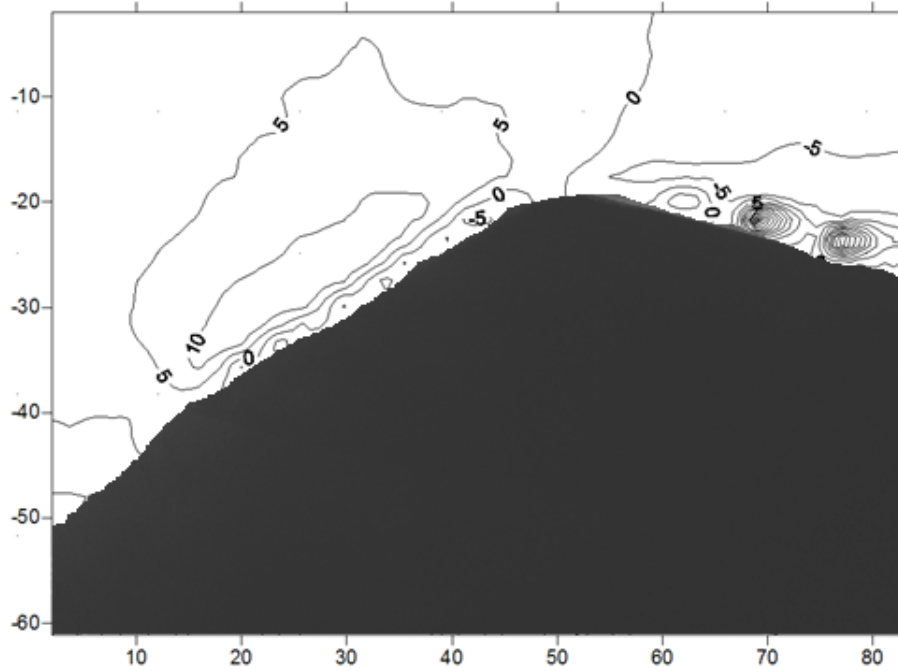
Σχήμα 6.121

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.122

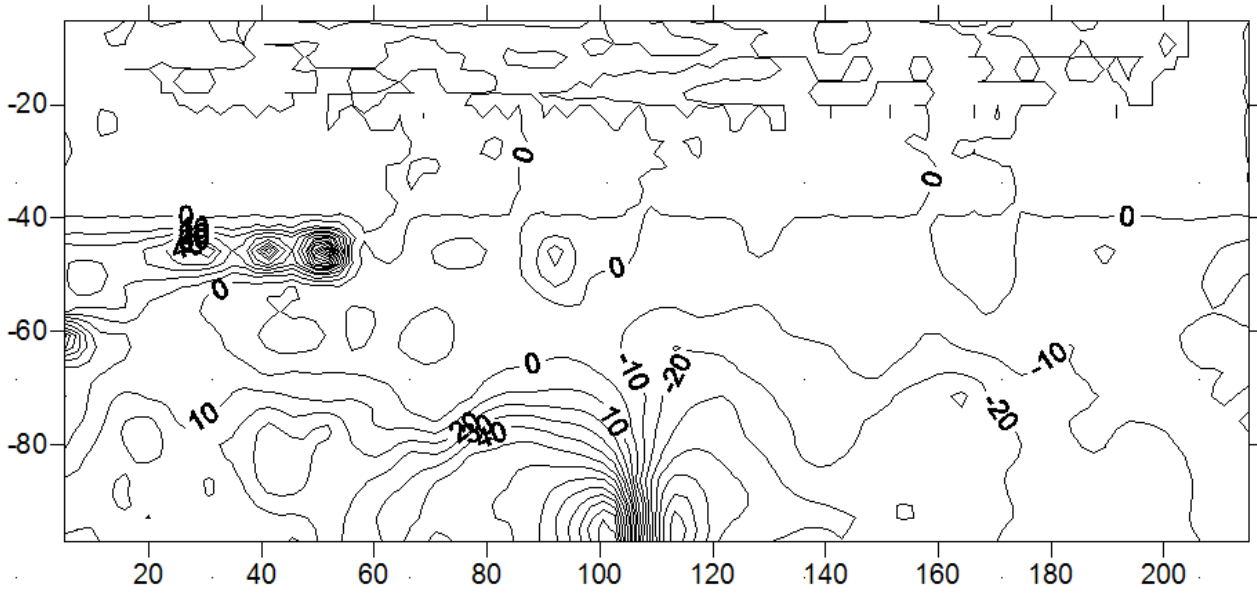
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.123

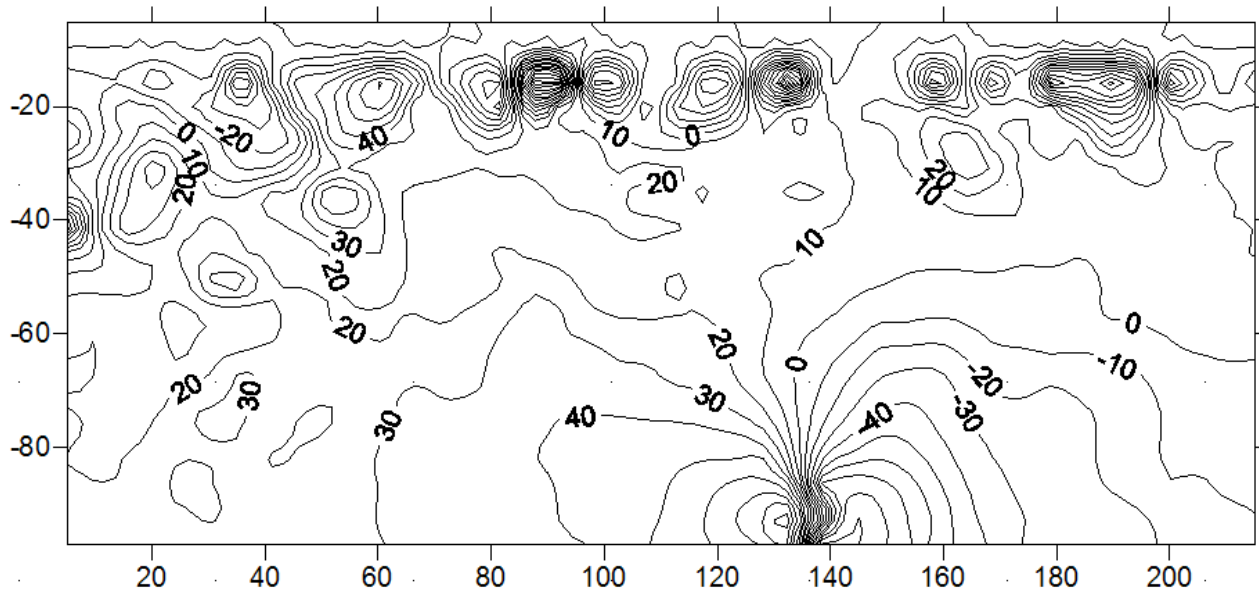
6.3.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερόγιο

Σε απόσταση 3c



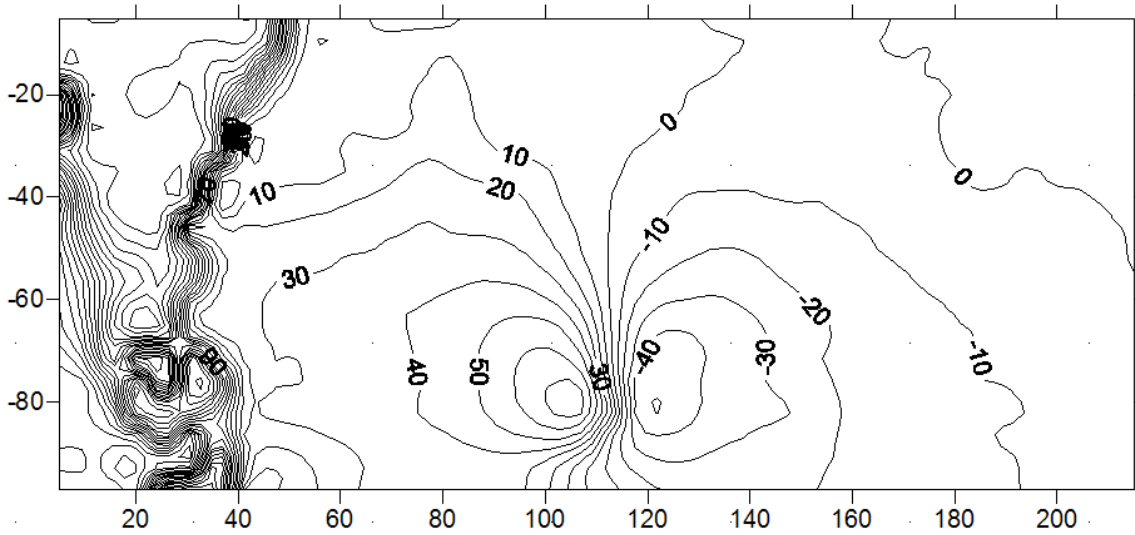
Σχήμα 6.124

Σε απόσταση 2c



Σχήμα 6.125

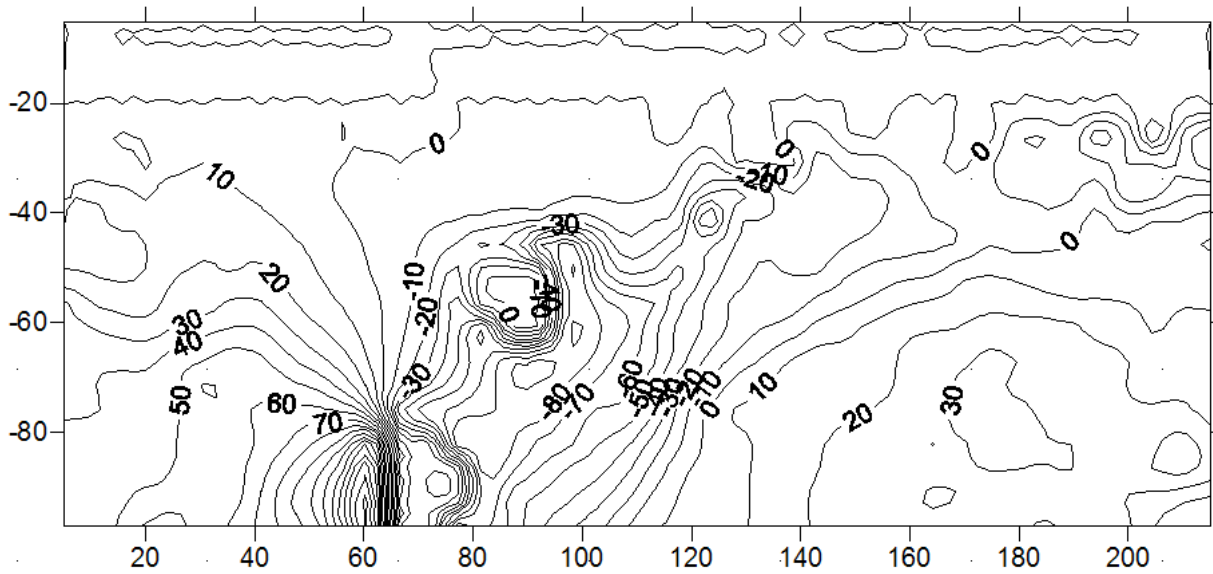
Σε απόσταση c



Σχήμα 6.126

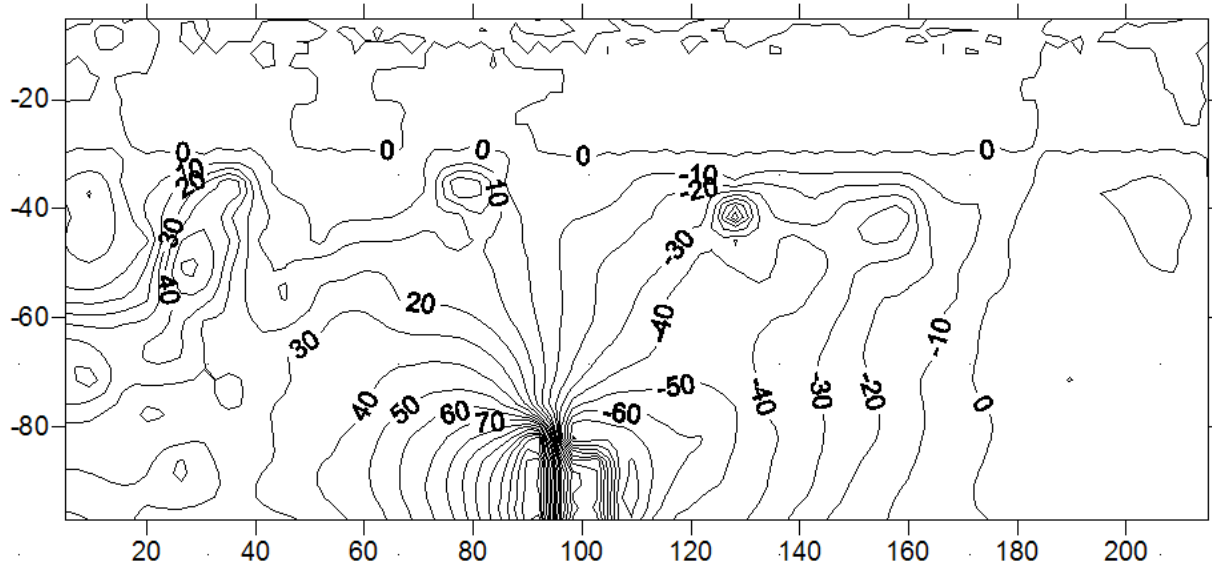
6.3.8 Μετρήσεις για $+16^\circ$ Pitch και 0° Roll στο ακροπτερόγιο

Σε απόσταση $3c$



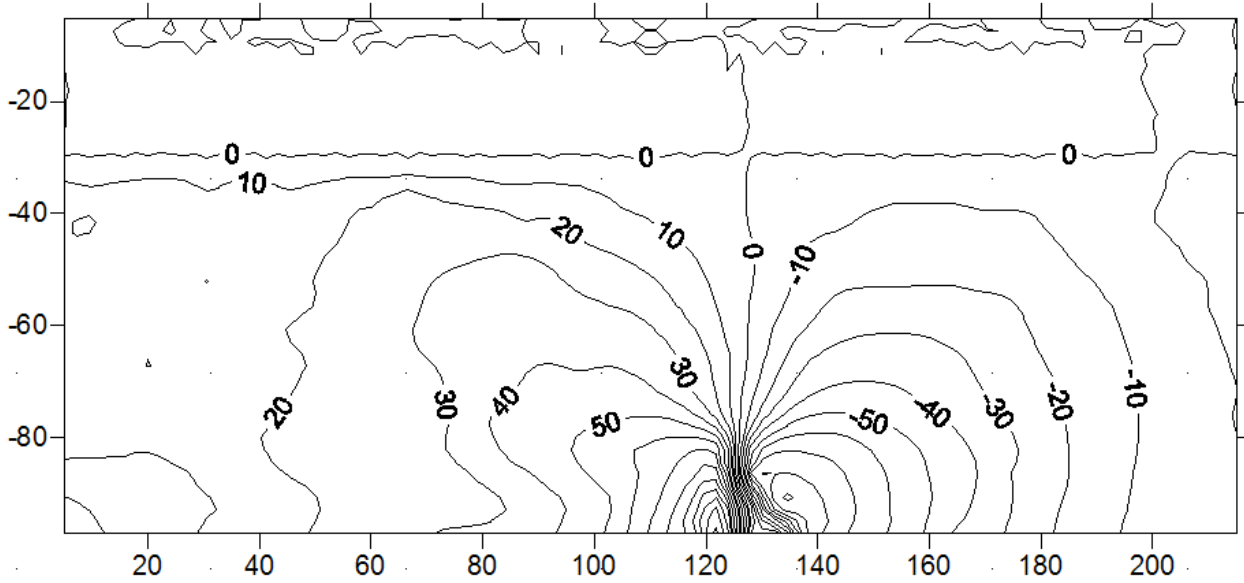
Σχήμα 6.127

Σε απόσταση $2c$



Σχήμα 6.128

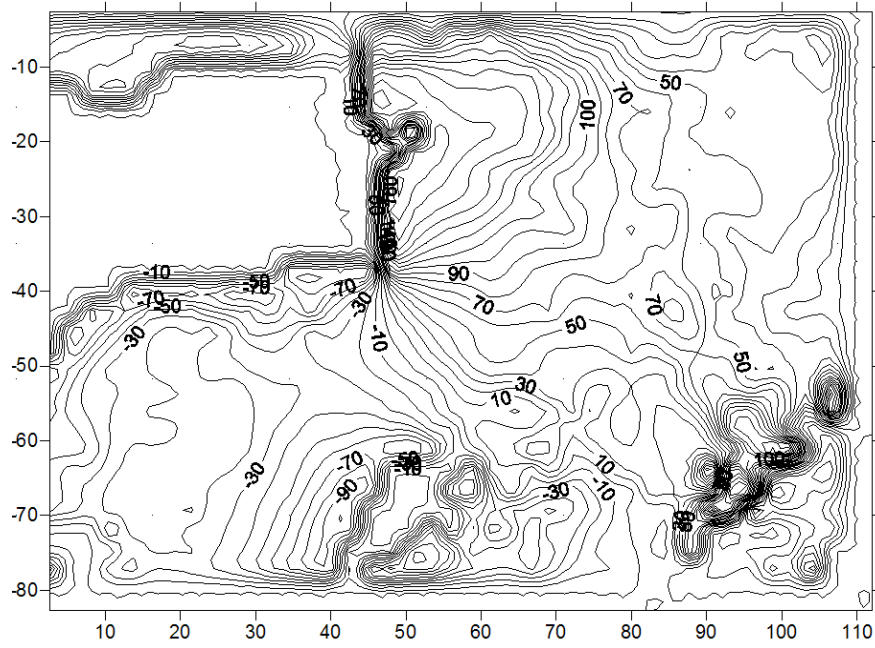
Σε απόσταση c



Σχήμα 6.129

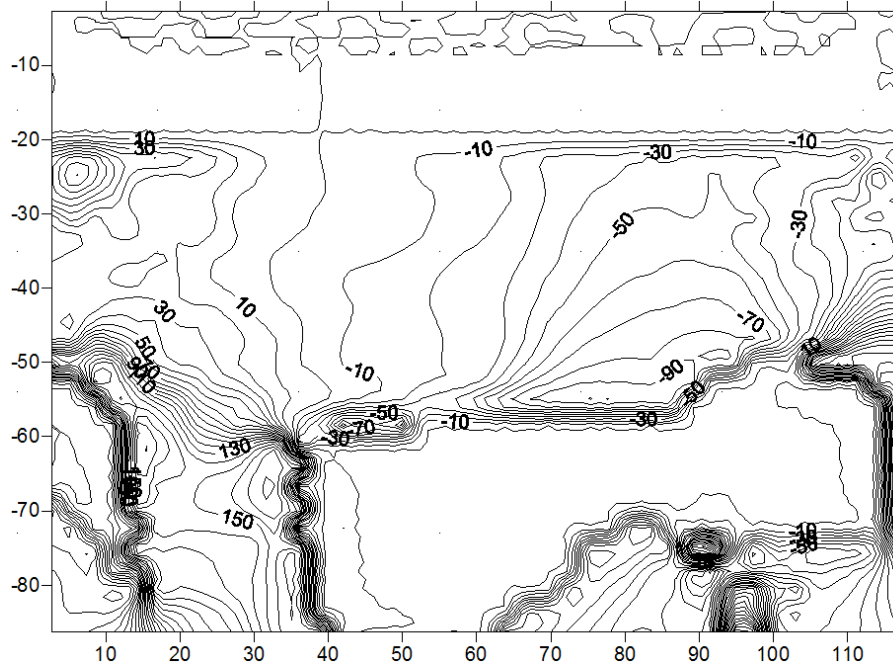
6.3.9 Μετρήσεις για +20° Pitch και 30° Roll

Στην άτρακτο



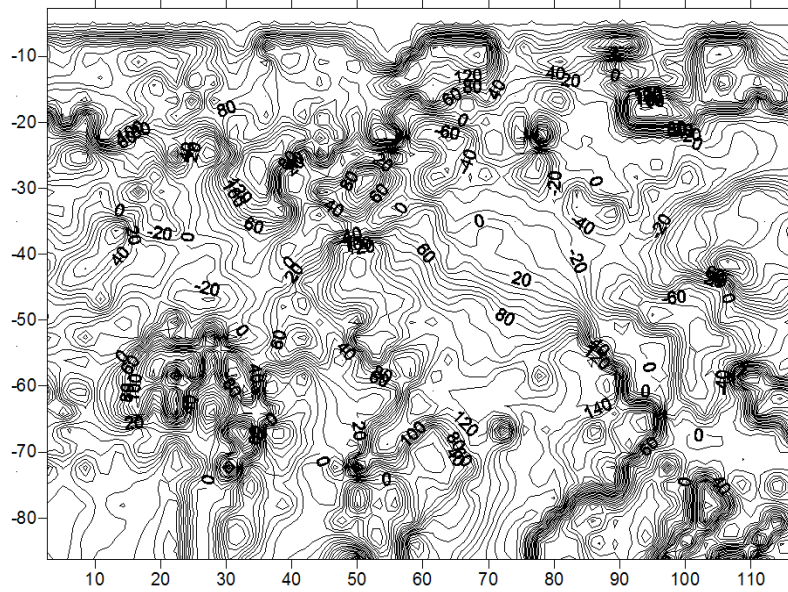
Σχήμα 6.130

Στο ρύγχος



Σχήμα 6.131

Στο ακροπτερύγιο

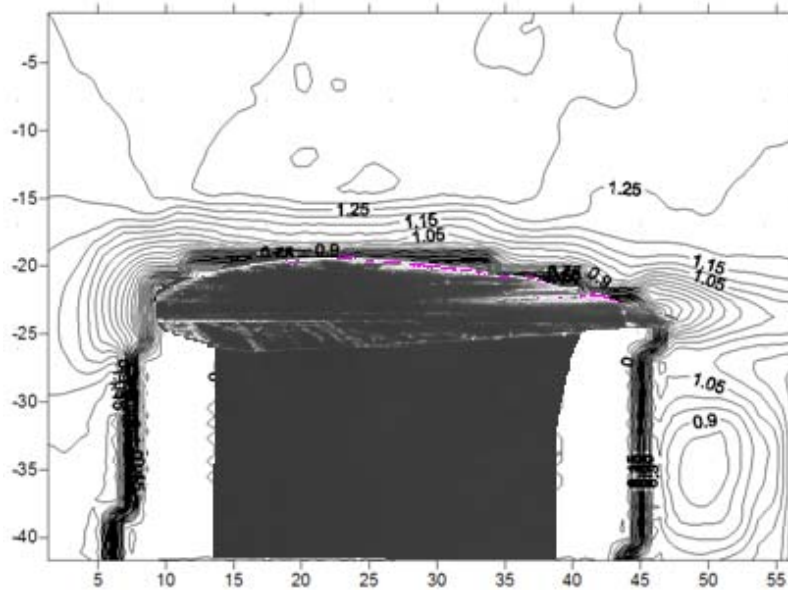


Σχήμα 6.132

6.4 Ισοϋψείς για διακύμανση του λόγου απόλυτης ταχύτητας προς ταχύτητα ελεύθερου ρεύματος [$(\sqrt{U^2 + V^2})/U_\infty$]

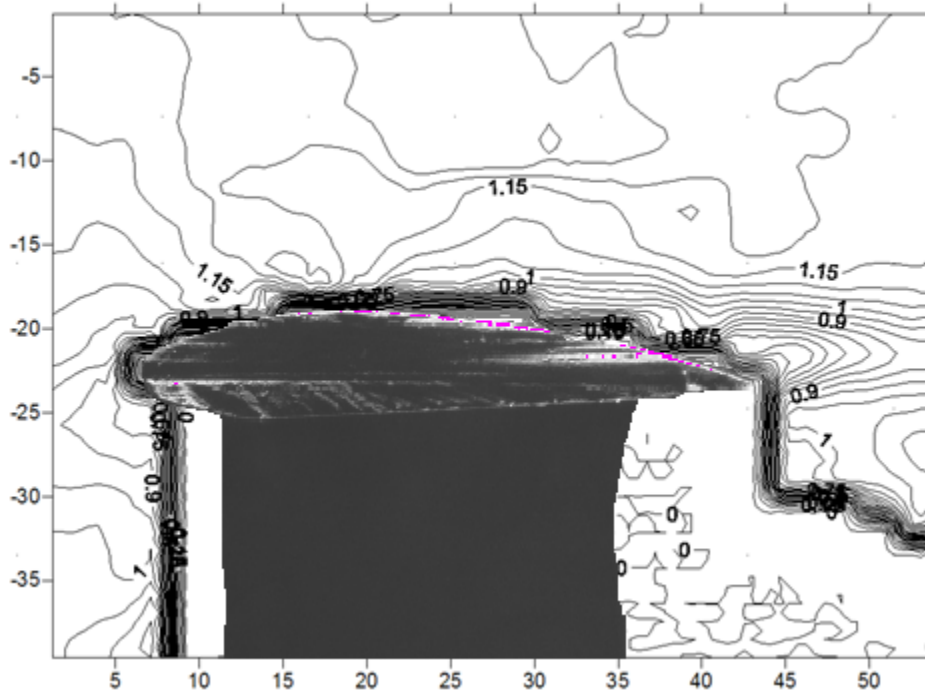
6.4.1 Μετρήσεις για -4° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



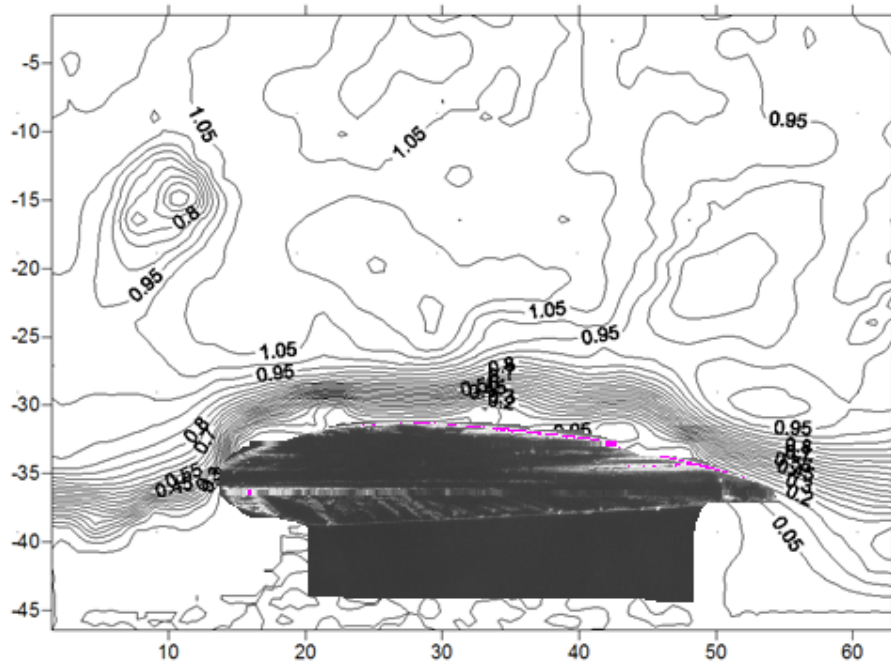
Σχήμα 6.133

Στην τομή Β



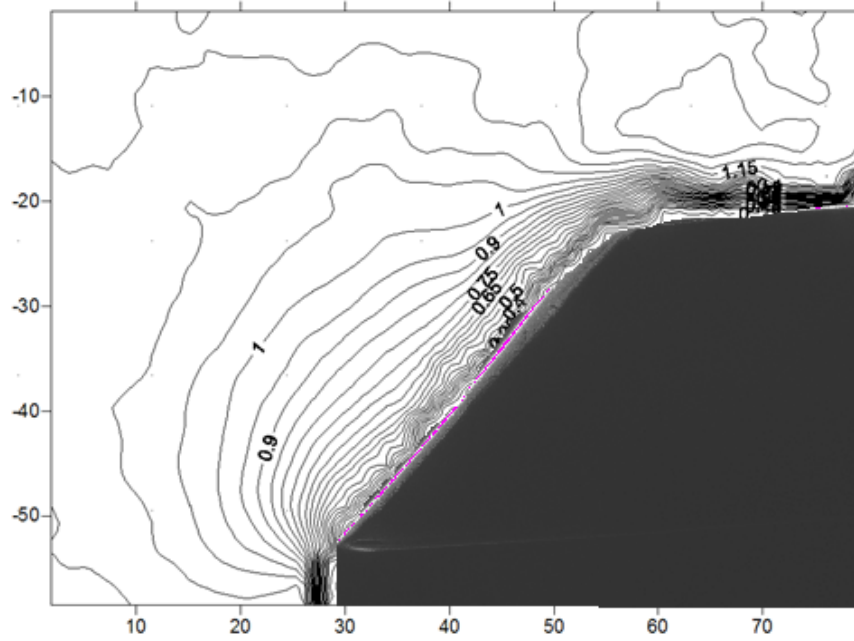
Σχήμα 6.134

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.135

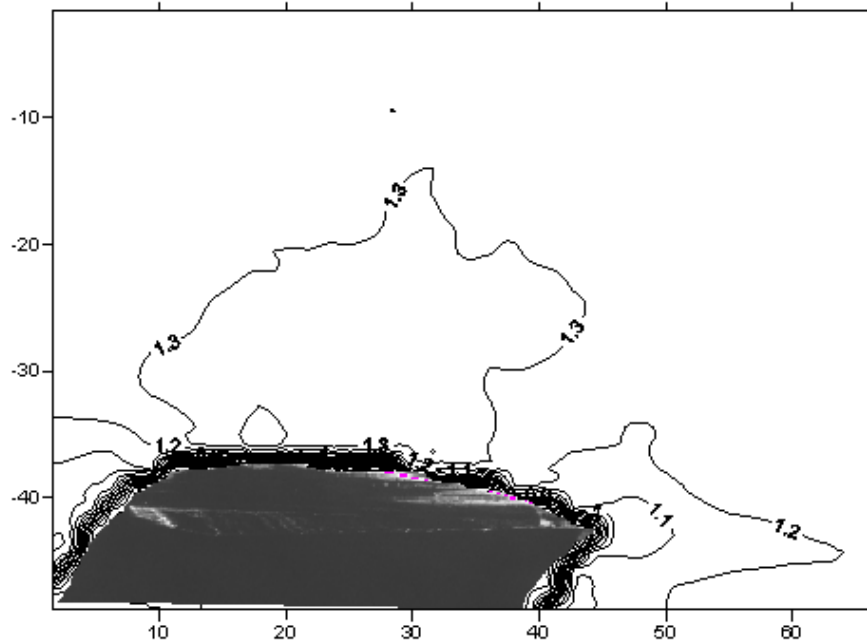
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.136

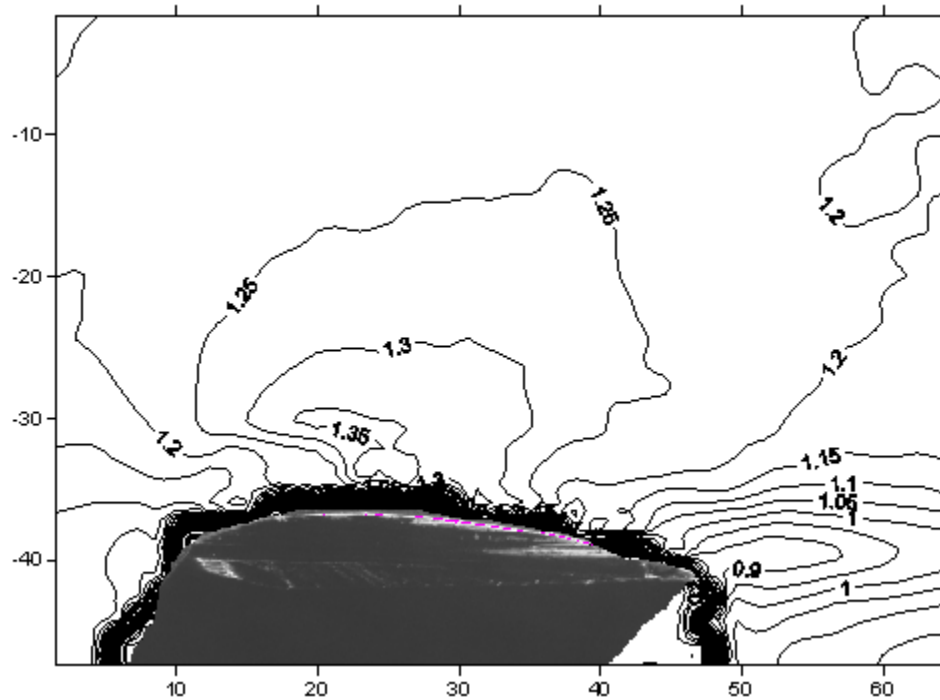
6.4.2 Μετρήσεις για 0° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



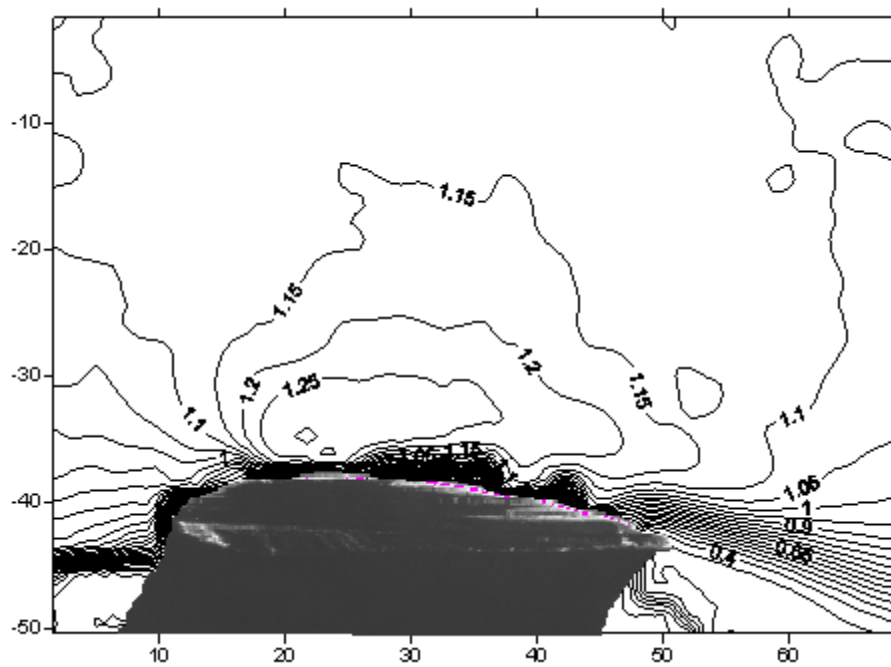
Σχήμα 6.137

Στην τομή Β



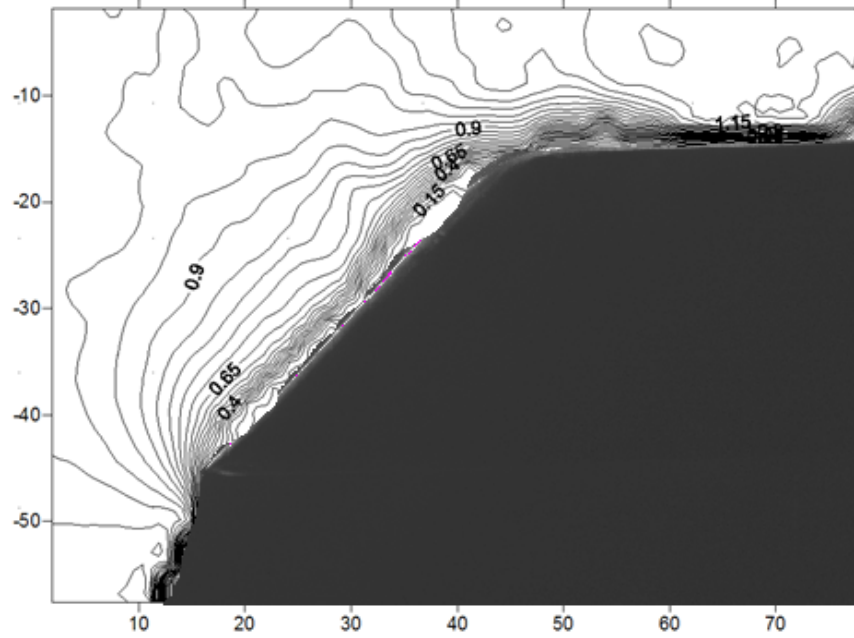
Σχήμα 6.138

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.139

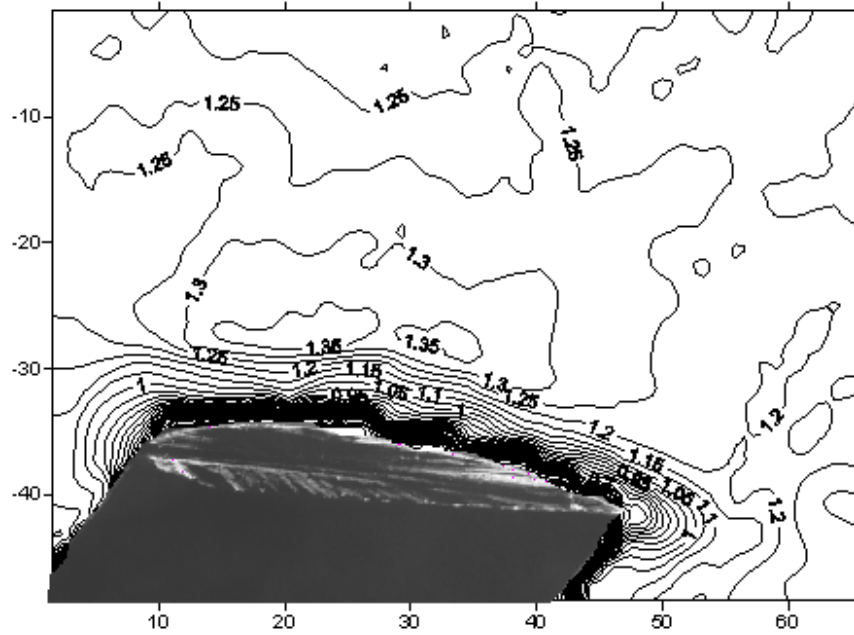
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.140

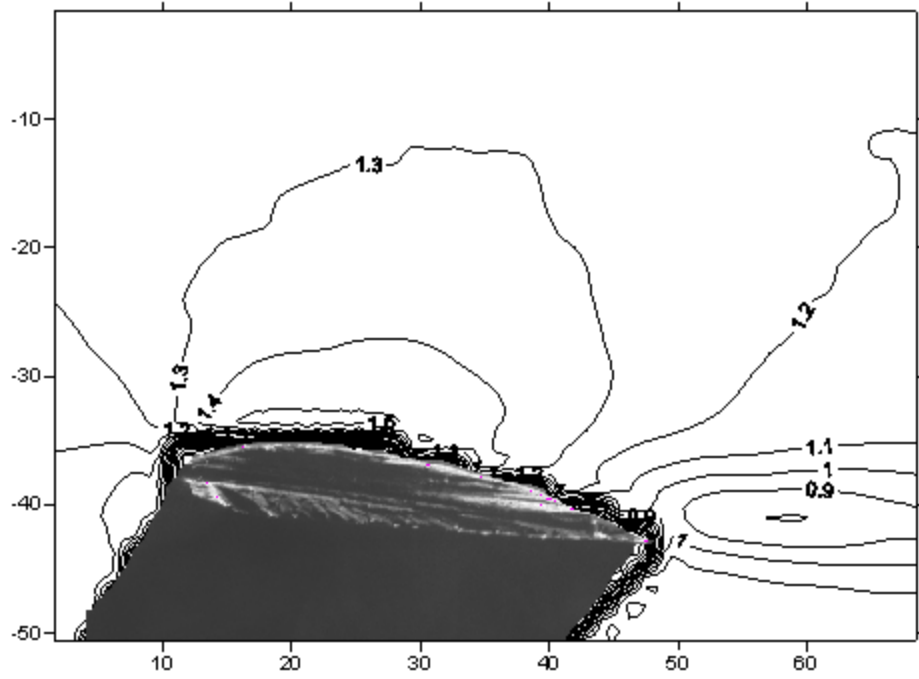
6.4.3 Μετρήσεις για +4° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



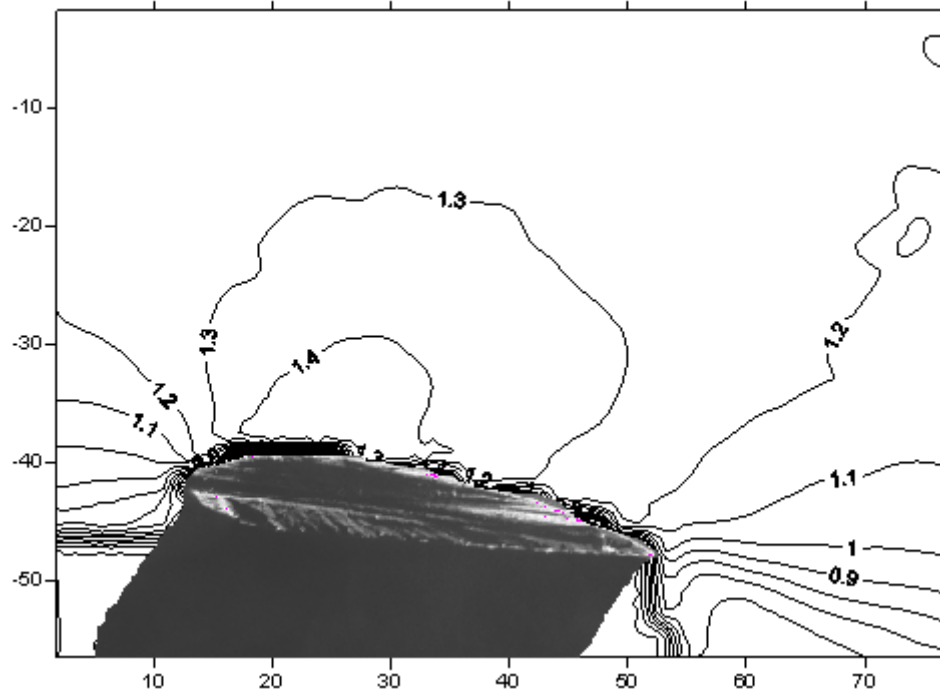
Σχήμα 6.141

Στην τομή Β



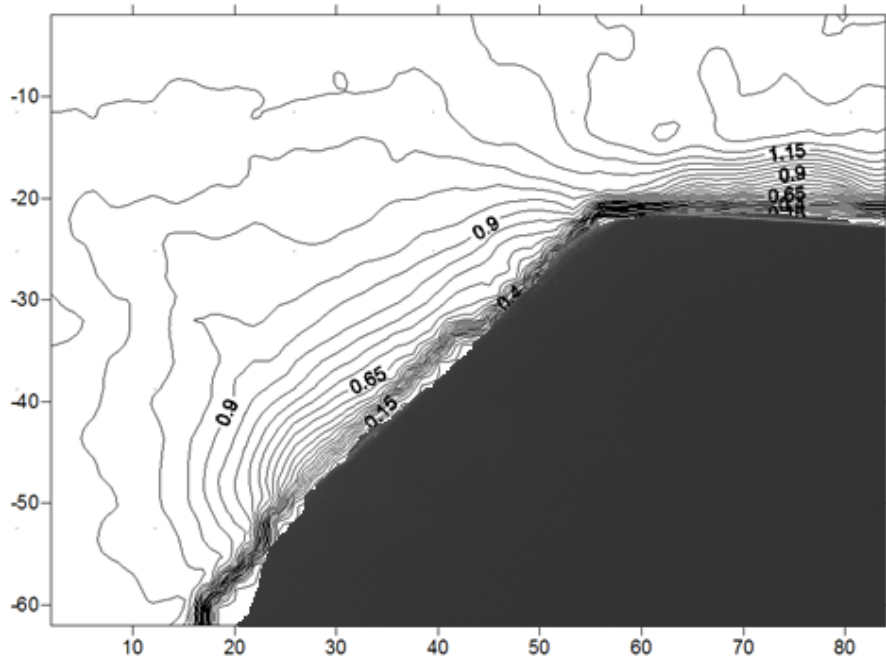
Σχήμα 6.142

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.143

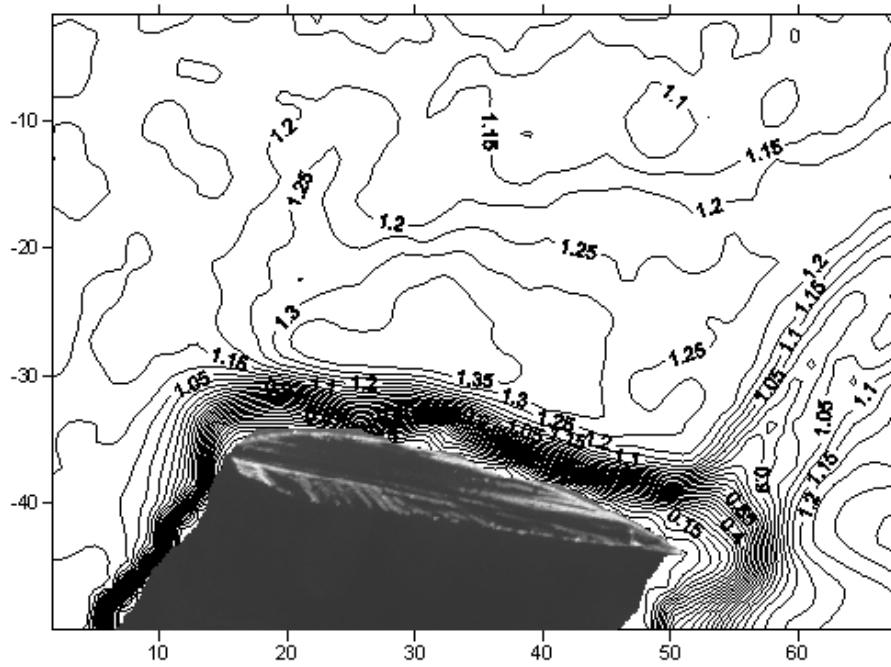
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.144

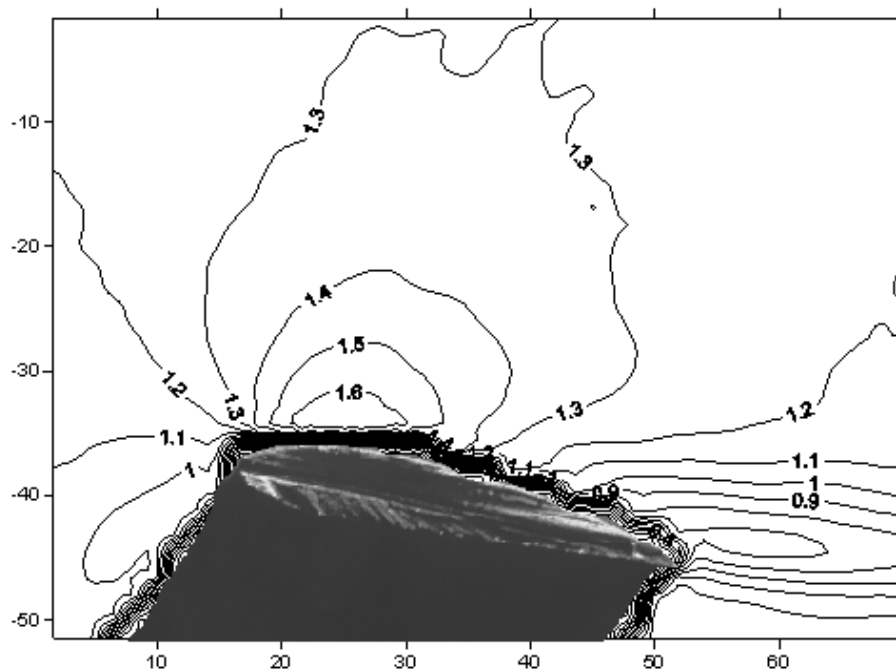
6.4.4 Μετρήσεις για $+8^\circ$ Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



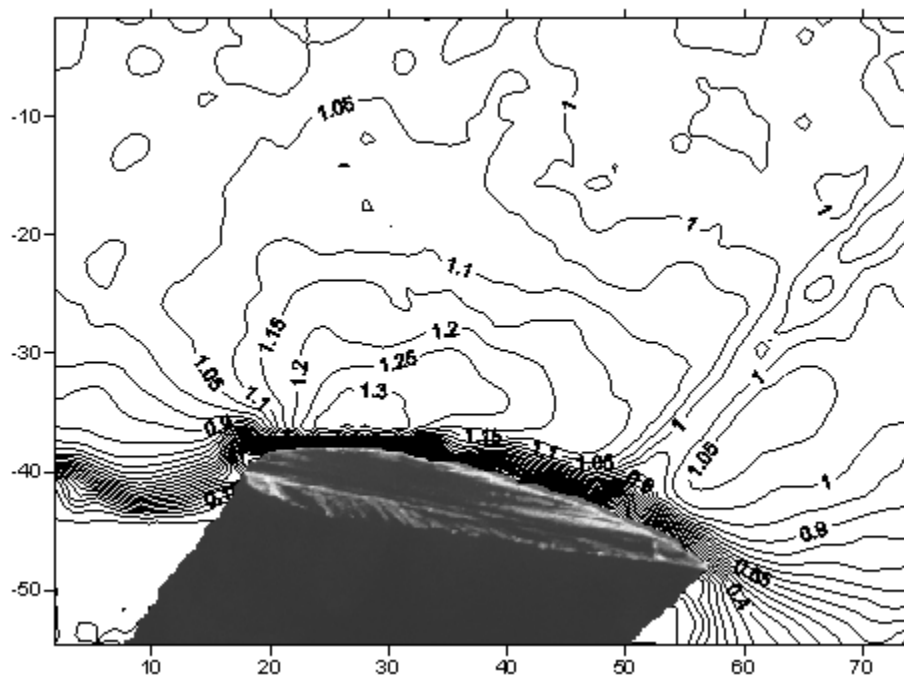
Σχήμα 6.145

Στην τομή Β



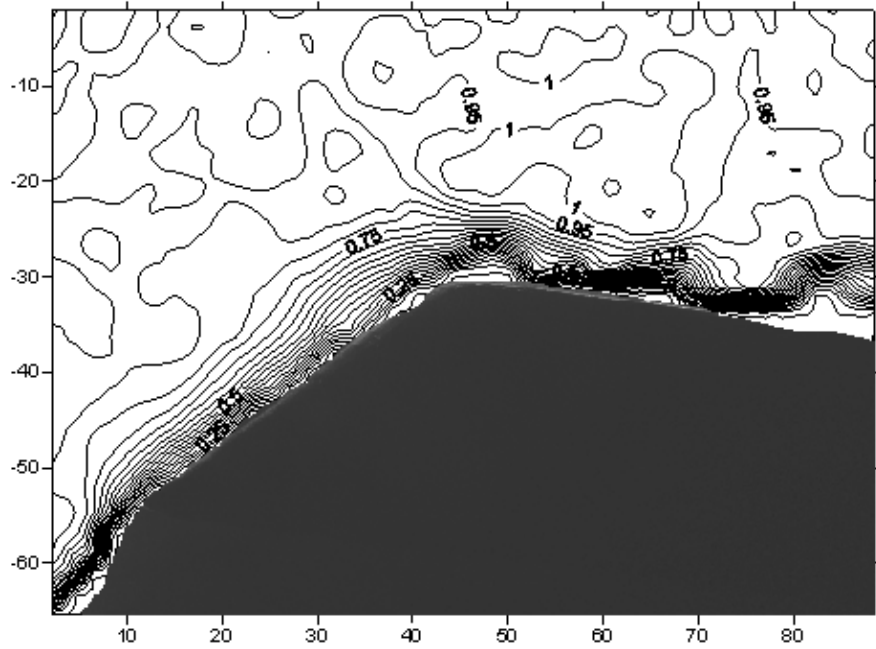
Σχήμα 6.146

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.147

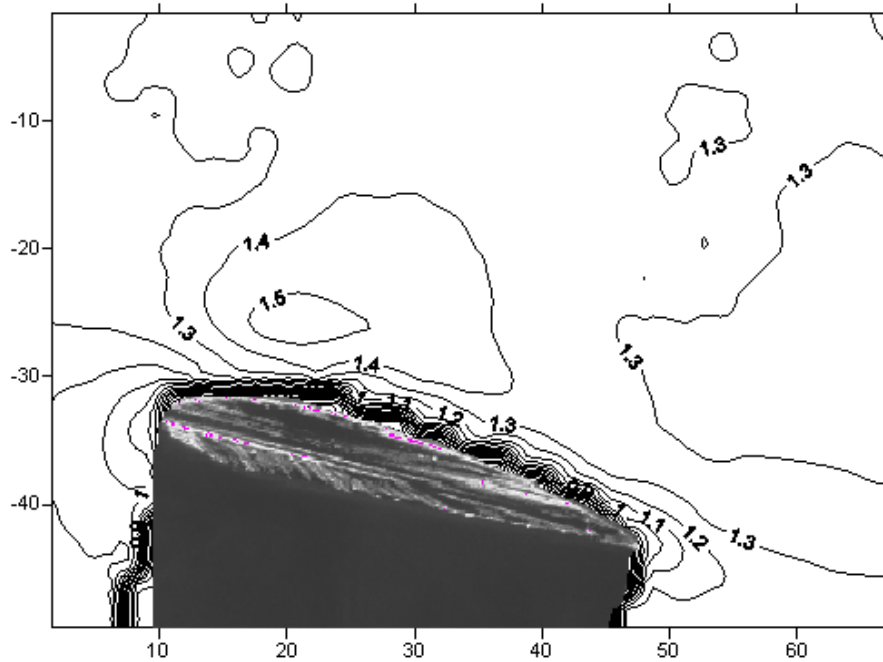
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.148

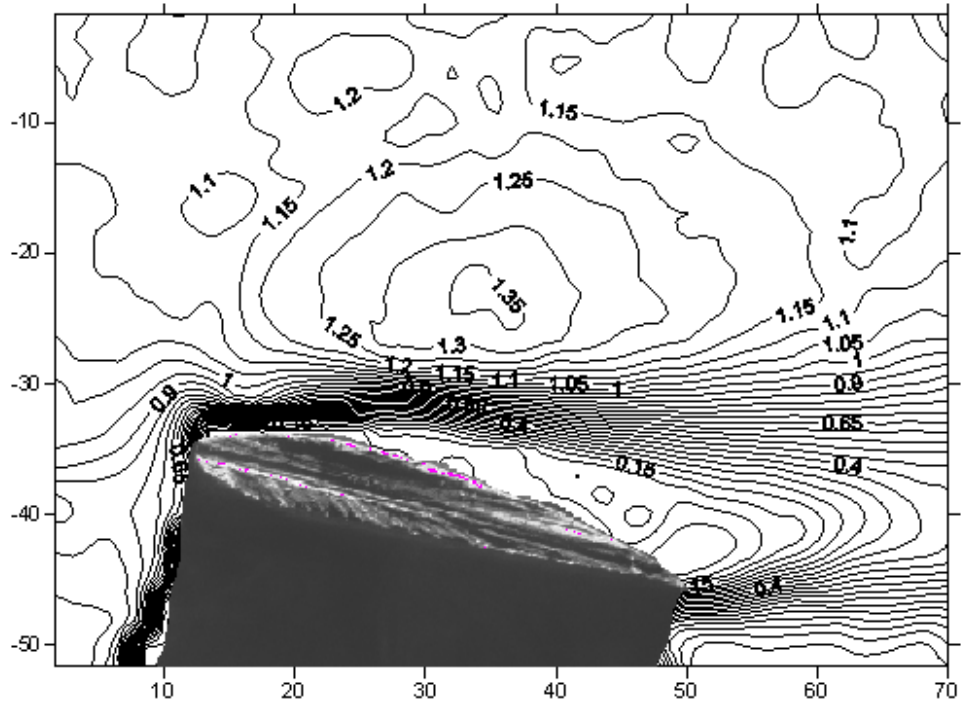
6.4.5 Μετρήσεις για +12° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



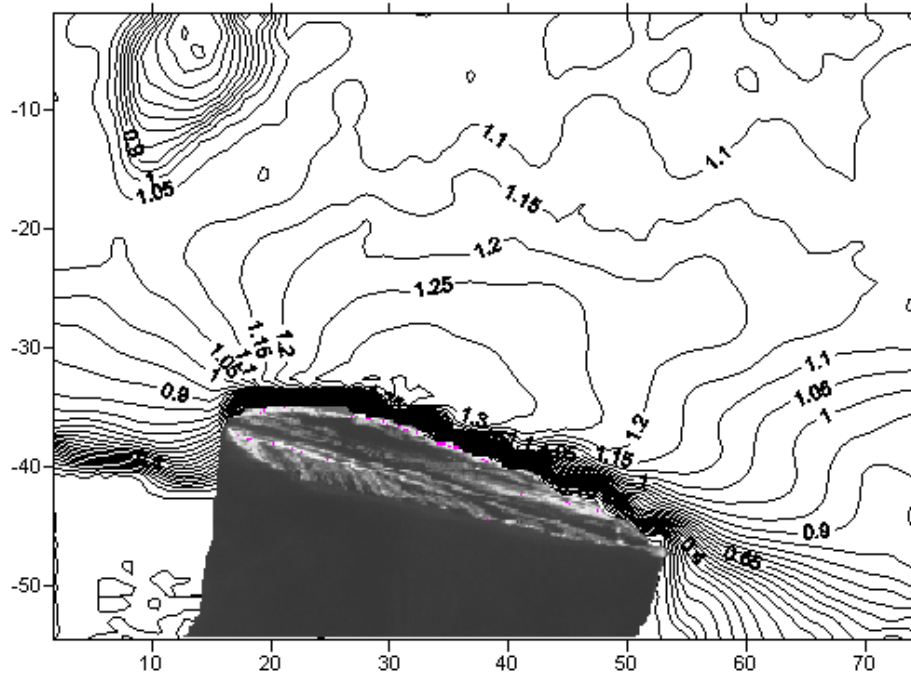
Σχήμα 6.149

Στην τομή Β



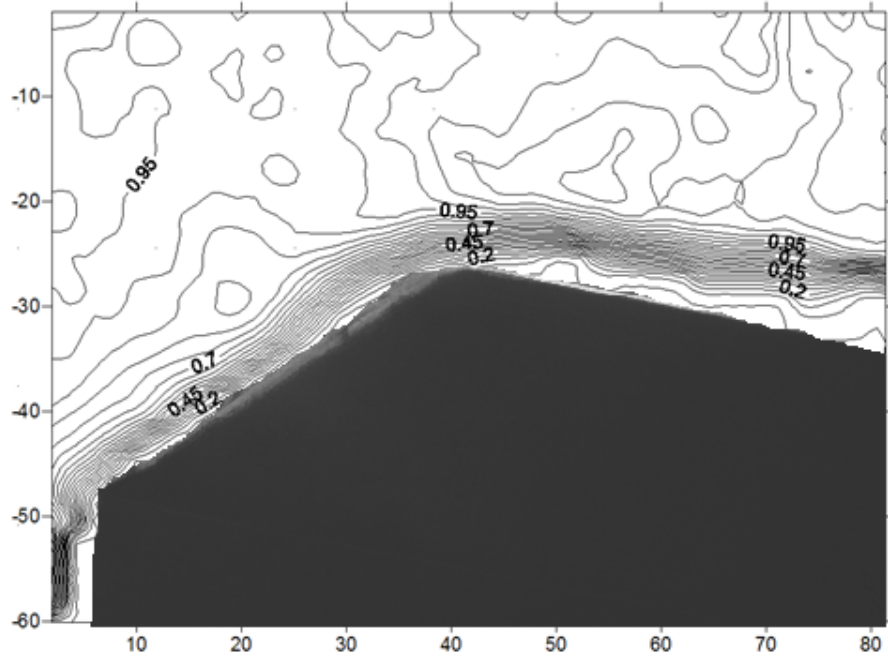
Σχήμα 6.150

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.151

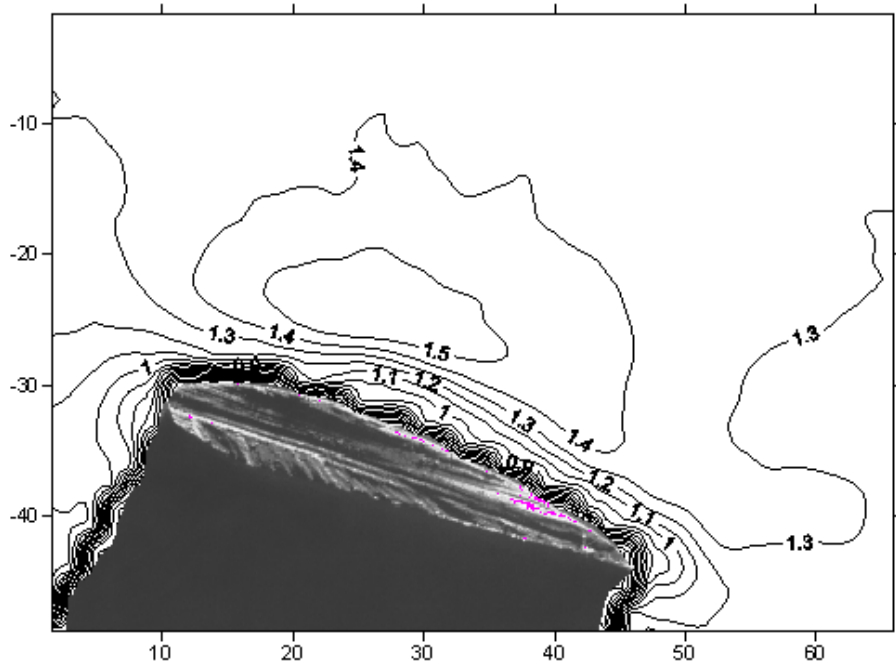
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.152

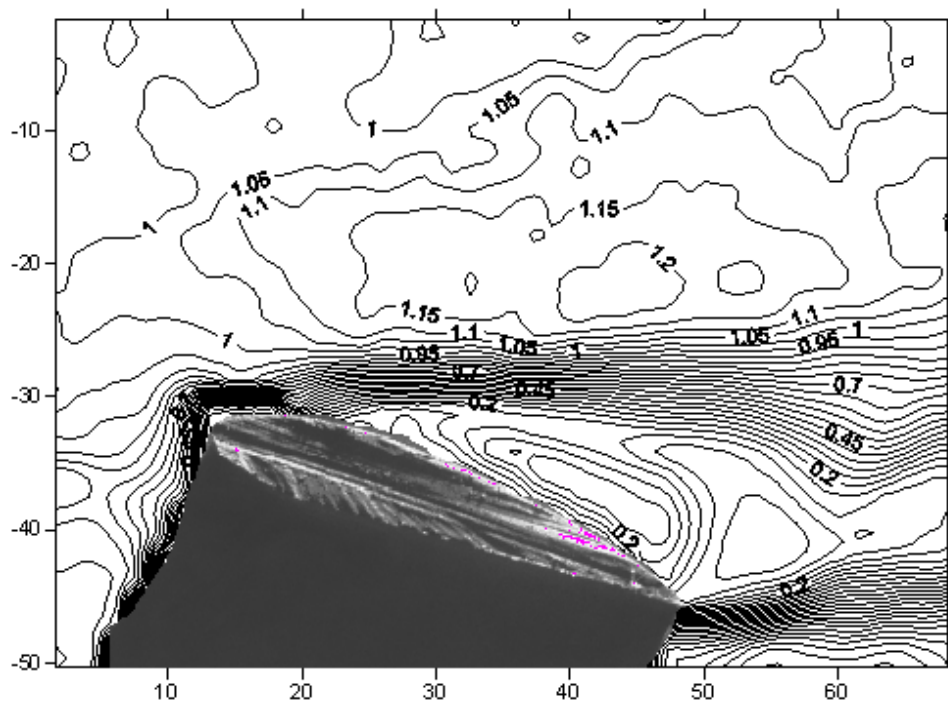
6.4.6 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll

Στην τομή Α



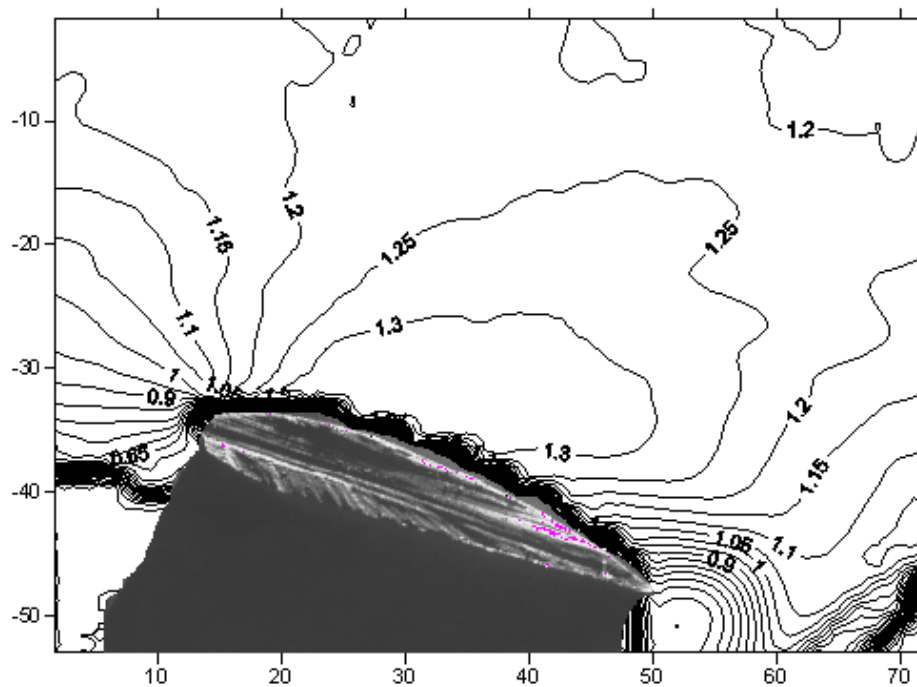
Σχήμα 6.153

Στην τομή Β



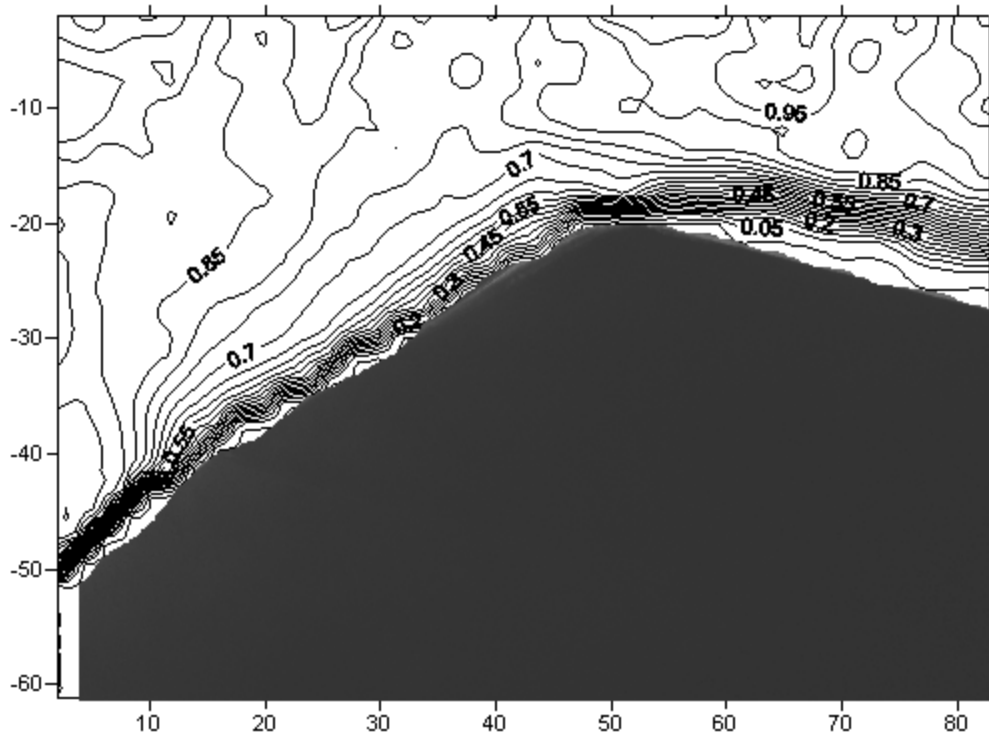
Σχήμα 6.154

Στην τομή Γ



Σχήμα 6.155

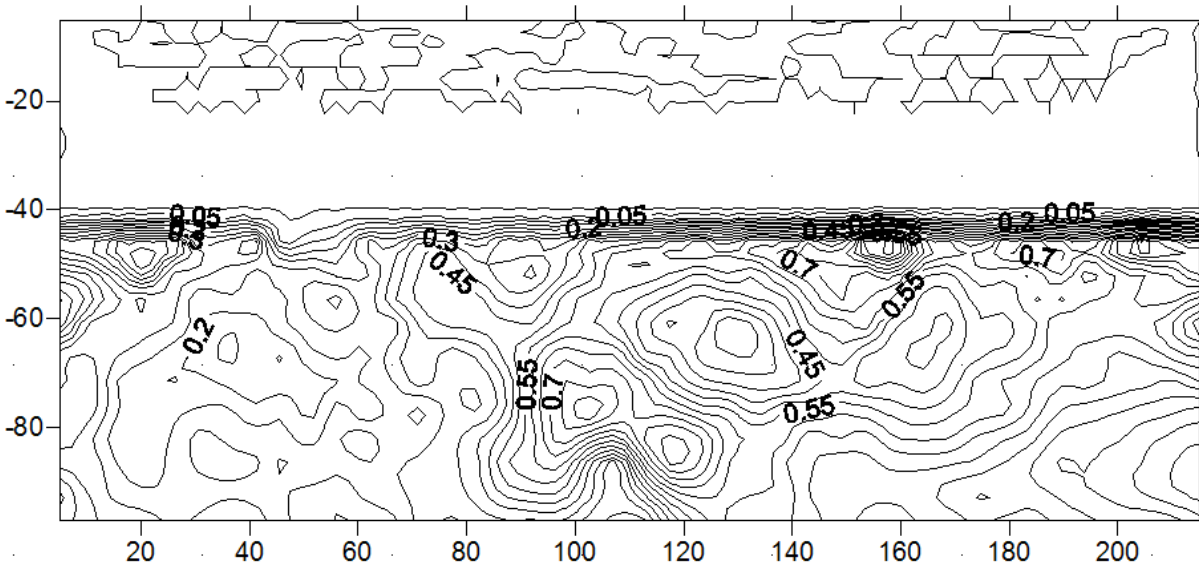
Στο ρύγχος



Σχήμα 6.156

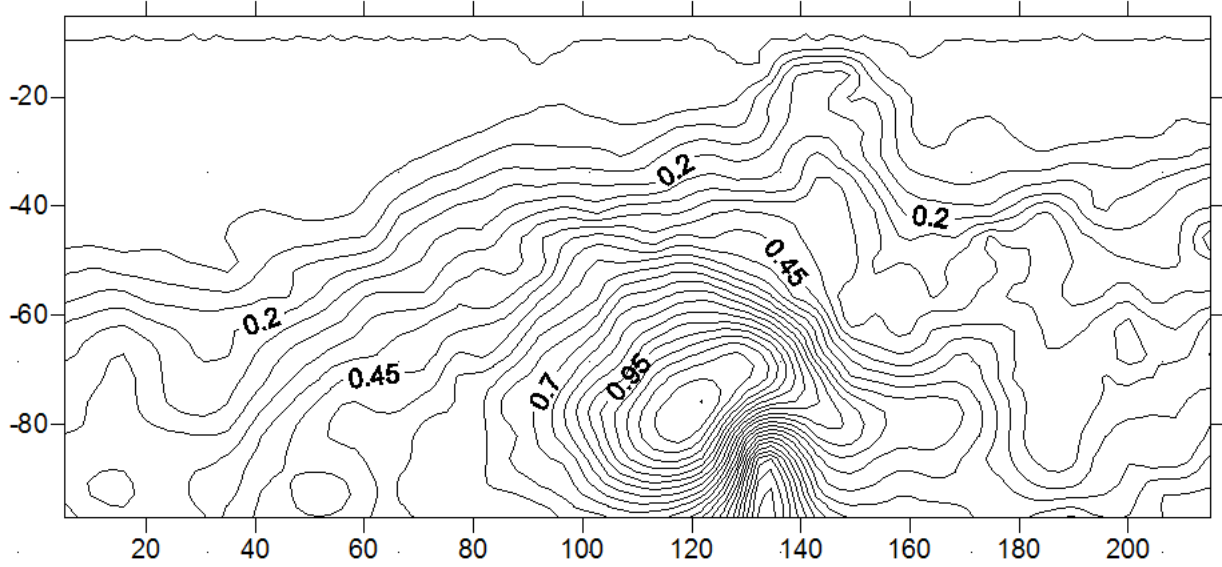
6.4.7 Μετρήσεις για +8° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερύγιο

Σε απόσταση 3c



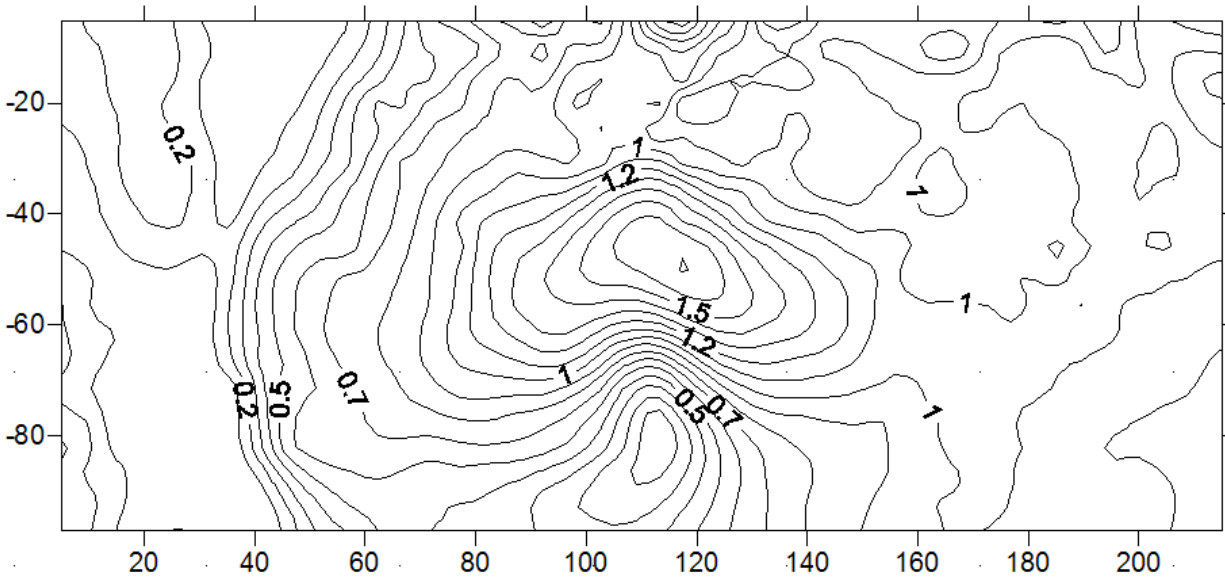
Σχήμα 6.157

Σε απόσταση $2c$



Σχήμα 6.158

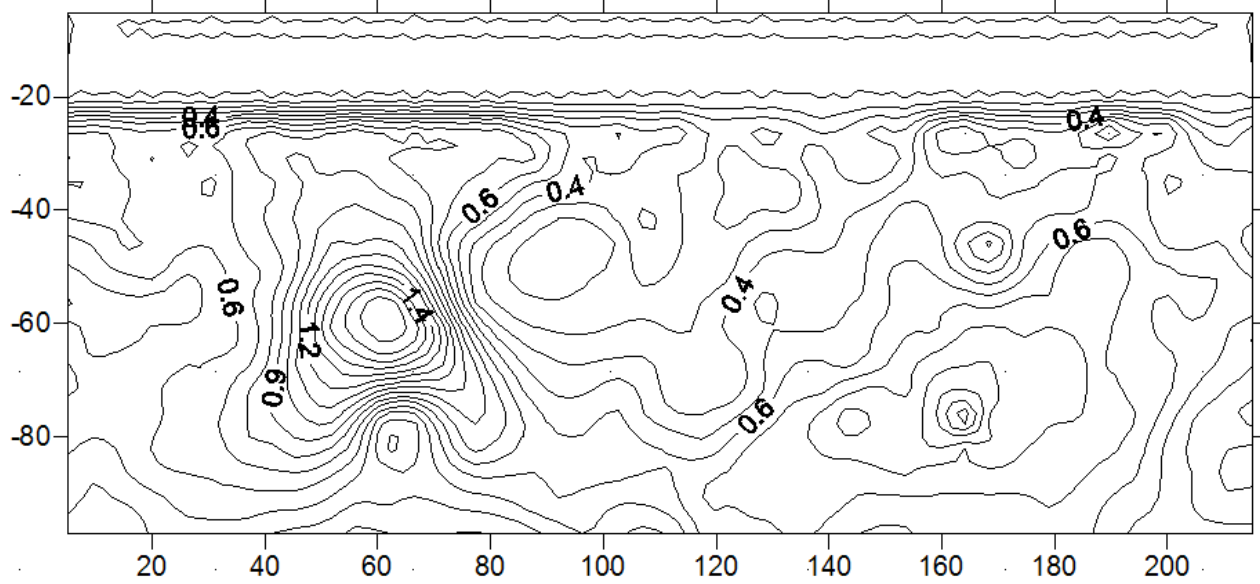
Σε απόσταση c



Σχήμα 6.159

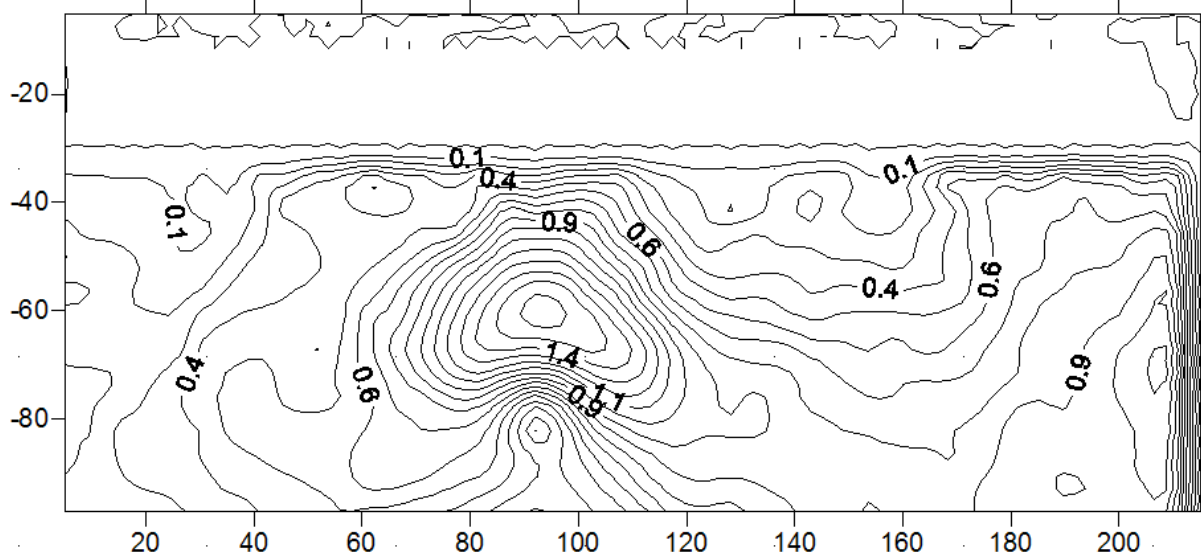
6.4.8 Μετρήσεις για +16° Pitch και 0° Roll στο ακροπτερόγιο

Σε απόσταση 3c



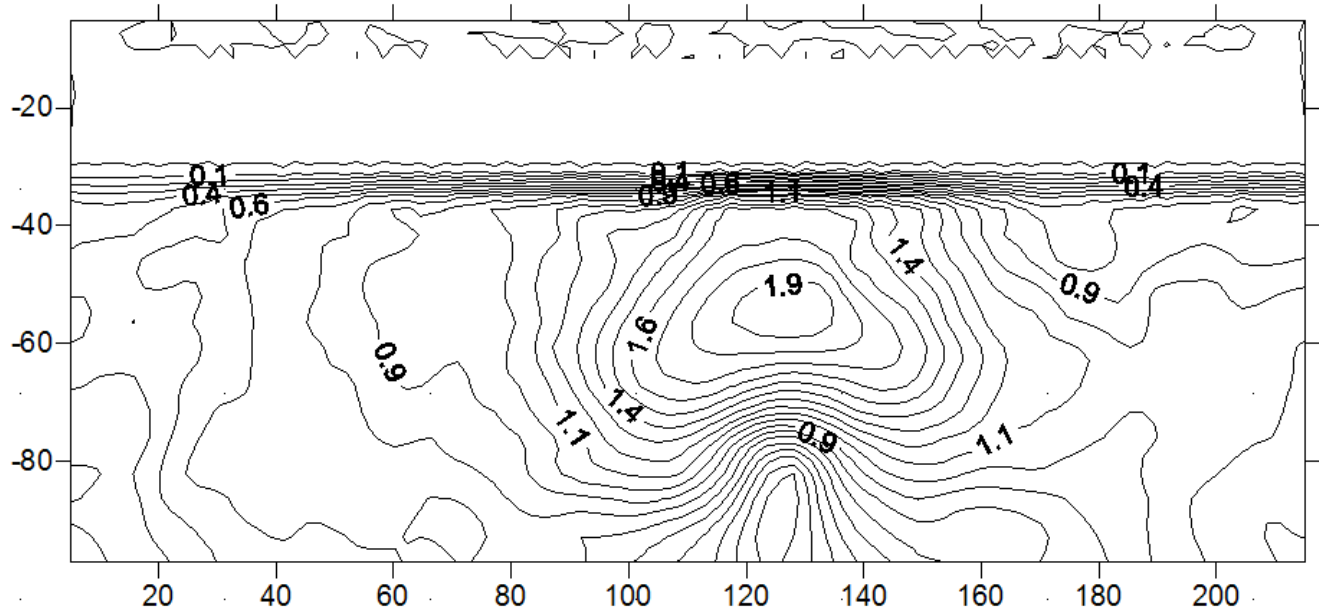
Σχήμα 6.160

Σε απόσταση 2c



Σχήμα 6.161

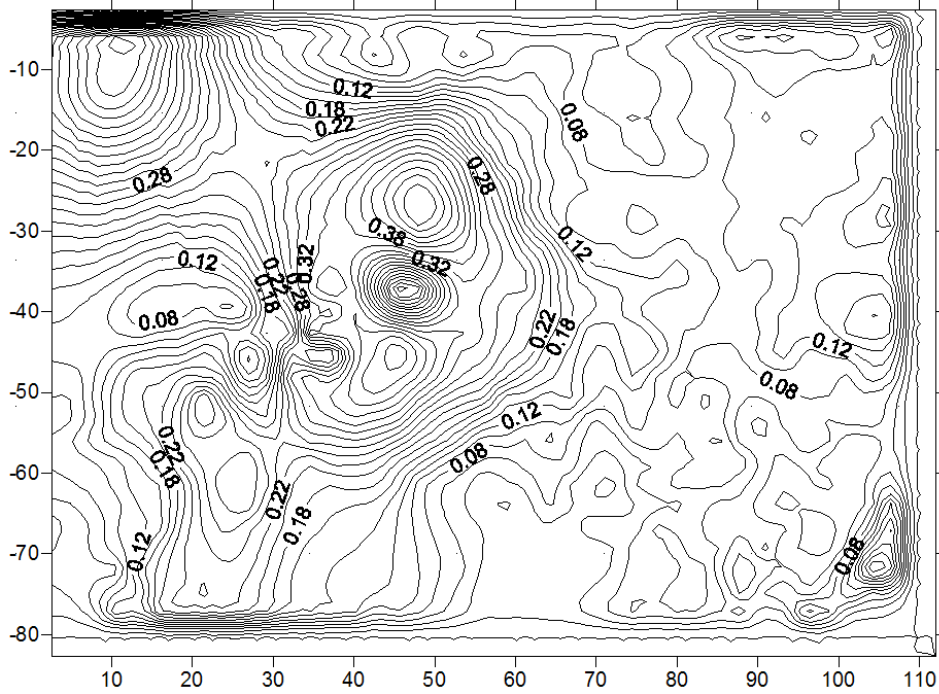
Σε απόσταση c



Σχήμα 6.162

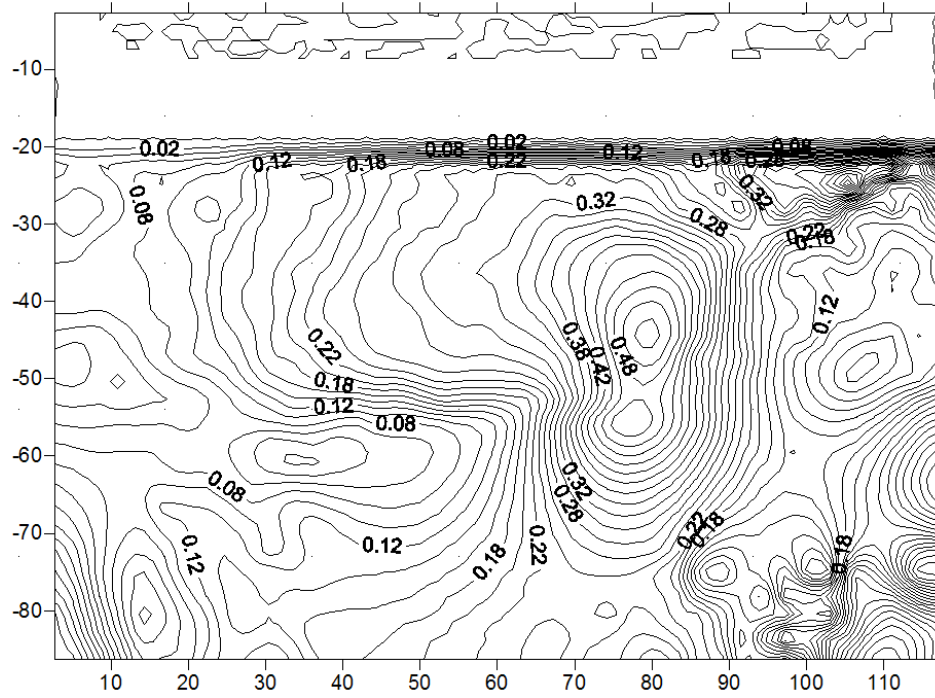
6.4.9 Μετρήσεις για $+20^\circ$ Pitch και 30° Roll

Στην άτρακτο



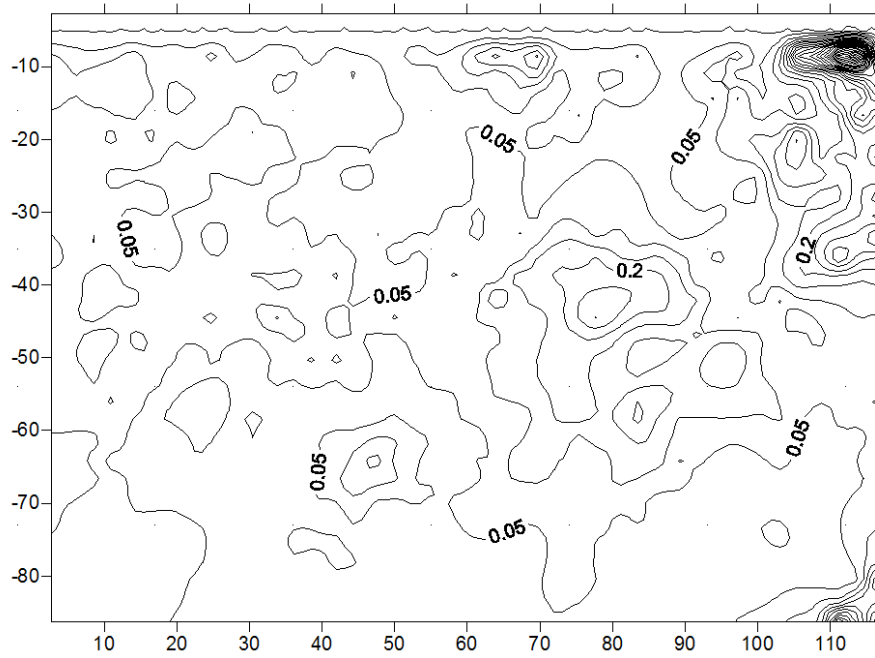
Σχήμα 6.163

Στο ρύγχος



Σχήμα 6.164

Στο ακροπτερύγιο



Σχήμα 6.165

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 7: Συμπεράσματα από τις μετρήσεις

Υπενθυμίζουμε εδώ ότι οι μετρήσεις γίνονται με το μοντέλο κάθετα στο ρεύμα αέρα και για γωνίες μηδενικού Roll, υπό -4° , 0° , $+4^\circ$, $+8^\circ$, $+12^\circ$ και $+16^\circ$ γωνία Pitch, κάθετα στο ακροπτερύγιο (θέση Α), κάθετα στο μέσο της πτέρυγας (θέση Γ), κάθετα στο μέσο του μήκους μέσο πτέρυγας-πτέρυγας (θέση Β) και κάθετα στο ρύγχος, ξεχωριστά για κάθε γωνία. Επίσης, γίνονται μετρήσεις παράλληλα με το επίπεδο της πτέρυγας, στο σημείο του ακροπτερυγίου και σε απόσταση μιας, δύο και τριών μήκων χορδής από την ακμή φυγής της πτέρυγας. Τέλος διεξάγεται και μία μέτρηση για γωνία $+20^\circ$ Pitch και $+30^\circ$ Roll, μία παράλληλα στο επίπεδο του μετώπου προσβολής του ρύγχους, μία κάθετα στην άτρακτο και σε απόσταση μισής χορδής από το μέτωπο προσβολής της πτέρυγας και μία στο ακροπτερύγιο σε απόσταση ενός μήκους χορδής από την ακμή φυγής.

7.1 Συμπεράσματα σε σχέση με τη μορφή των διανυσμάτων ταχύτητας

Η ανάλυση της μορφής των διανυσμάτων ταχύτητας για τις διαφορετικές περιπτώσεις γωνιών προσβολής, αλλά και για τις διαφορετικές θέσεις πάνω στο σύστημα ατράκτου-πτέρυγας, μπορεί να μας δώσει διάφορα ενδιαφέροντα συμπεράσματα. Καταρχήν το βασικό σημείο που παρατηρούμε στην ανάλυση των μετρήσεων είναι ότι η ροή για το διάστημα -4° έως και $+8^\circ$ είναι πλήρως προσκολλημένη σε όλες τις θέσεις του συστήματος ατράκτου-πτέρυγας. Αποκόλληση της ροής εμφανίζεται για πρώτη φορά στις $+12^\circ$ στη θέση Β, γεγονός που συνεχίζεται και εντείνεται στην ίδια θέση για $+16^\circ$, αλλά και που εμφανίζεται ελαφρώς και στο ρύγχος της ατράκτου για την ίδια γωνία.

Το ιδιαίτερα ενδιαφέρον σε αυτές τις περιπτώσεις είναι η ανάλυση τόσο του stall pattern που αναπτύσσεται, όσο και της εξάπλωσης της δίνης και του πεδίου ανακυκλοφορίας της ροής στα σημεία που εμφανίζεται αποκόλληση της ροής. Σε ότι έχει να κάνει με το stall pattern του συστήματος, γνωρίζουμε ότι βάσει της θεωρίας μια αεροτομή ορθογωνικής διατομής, όπως είναι η NACA 4415 στην περίπτωση μας, θα έπρεπε να αναπτύσσει το φαινόμενο stall, από τη ρίζα της πτέρυγας προς το ακροπτερύγιο. Από τη μορφή των διανυσμάτων ταχύτητας του μελετώμενου συστήματος, είναι σαφές ότι παρατηρείται μια διαφοροποίηση, καθώς το stall εμφανίζεται πρακτικά απευθείας στη θέση Β. Αυτό έχει να κάνει με την ύπαρξη της ατράκτου σε μεγάλο μήκος ακριβώς εμπροσθεν του μέσου της πτέρυγας (τομή Γ). Πρακτικά, υπό τις διάφορες γωνίες και ακολουθώντας την αύξηση της γωνίας προσβολής παρατηρείται μια αποκόλληση της ροής στην άνω ακμή του ρύγχους της ατράκτου (χαρακτηριστική η αποκόλληση σε αυτό το σημείο για $+16^\circ$), αυτή η αποκόλληση της ροής και λόγω ακριβώς του μεγάλου μήκους της ατράκτου μετά από ένα συγκεκριμένο μήκος (αναλόγως της γωνίας)

επανακολλάται πάνω στο σώμα της ατράκτου. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα όταν η ροή συναντά την πτέρυγα στην τομή Γ, πρακτικά να την συναντά υπό μικρή γωνία ακριβώς γιατί κινείται πάνω στον άξονα της ατράκτου, που είναι παράλληλος με τη χορδή της πτέρυγας. Γι αυτό το λόγο, παρατηρούμε το «παράδοξο» η ροή στο μέσο της πτέρυγας ακόμα και για μεγάλες τιμές της γωνίας προσβολής να είναι πλήρως προσκολλημένη, ενώ το φαινόμενο stall εμφανίζεται και διευρύνεται για γωνίες μεγαλύτερες των $+12^\circ$ στη θέση Β και τείνει να επεκταθεί προς το ακροπτερύγιο.

Ακόμα ενδιαφέρον έχει το γεγονός ότι για $+12^\circ$ στη θέση Β η αποκόλληση της ροής εμφανίζεται κοντά στην ακμή φυγής, καταλαμβάνει περίπου το 50% του μήκους χορδής, εκτείνεται κατάντι της ακμής φυγής, ενώ ως προς y το μέγιστο ύψος της δίνης είναι περίπου ένα τέταρτο ($1/4$) του μήκους χορδής, ενώ ως προς x το μήκος της δίνης είναι περίπου τρία τέταρτα ($3/4$) του μήκους χορδής. Για $+16^\circ$ αυτά τα μεγέθη γίνονται αποκόλληση επιπέδου 70% του μήκους χορδής πάνω στην πτέρυγα δηλ η αποκολλημένη περιοχή εκτείνεται προς τα ανάντι, έκταση της αποκόλλησης κατάντι της ακμής φυγής, ενώ ως προς y το μέγιστο ύψος της δίνης είναι περίπου τρία όγδοα ($3/8$) του μήκους χορδής, ενώ ως προς x το μήκος της δίνης είναι περίπου ένα (1) μήκος χορδής. Δηλαδή, παρατηρούμε μια αύξηση του μεγέθους της δίνης κατά 35%-40% για αύξηση της γωνίας από $+12^\circ$ σε $+16^\circ$.

7.2 Συμπεράσματα σε σχέση με τις δυο ισοϋψείς των αδιαστατοποιημένων ταχυτήτων U και V

Σε σχέση με τη την αδιαστατοποιημένη συνιστώσα u ως προς την ταχύτητα του ελεύθερου πεδίου U. Παρατηρούμε ότι στην άνω πλευρά της πτέρυγας και για τις περιπτώσεις από -4° έως και $+8^\circ$ όπου η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη και για τις τομές Α και Β, η ταχύτητα πάνω και κοντά στην πτέρυγα είναι αναλόγως την περίπτωση 20%-40% μεγαλύτερη της ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος, συνεισφέροντας έτσι στην δημιουργία της άνωσης. Στην τομή Γ και λόγω της ύπαρξης της ατράκτου οι αντίστοιχες τιμές είναι μικρότερες δηλ. 10%-20% μεγαλύτερη της ταχύτητας ελεύθερου ρεύματος. Για τις γωνίες $+12^\circ$ και $+16^\circ$, και ειδικά στην τομή Β όπου παρουσιάζεται αποκόλληση της ροής η αδιαστατοποιημένη u, στην περιοχή αποκόλλησης αναπτύσσει πολύ χαμηλές και αναμενόμενες τιμές δηλ 5%-25% της ταχύτητας ελεύθερου ρεύματος.

Αντίστοιχα, για την αδιαστατοποιημένη ταχύτητα v, παρατηρούμε ότι για τις γωνίες -4° έως και $+8^\circ$ όπου η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη σε όλες τις θέσεις, οι τιμές που παίρνει είναι ιδιαίτερα μικρές και κυμαίνονται κοντά στην πτέρυγα σε τιμές της τάξης του 10%-20% σε σχέση με την ταχύτητα του ελεύθερου ρεύματος. Για τις γωνίες $+12^\circ$ και $+16^\circ$, στην τομή Β όπου

παρουσιάζεται η αποκόλληση, η τιμή της v μειώνεται ακόμη περισσότερο στο 5%-15% σε σχέση με την ταχύτητα του ελεύθερου ρεύματος, γεγονός που έχει να κάνει γενικά με τα φαινόμενα επιβράδυνσης της ροής στα σημεία έντονης ανακυκλοφορίας. Το ενδιαφέρον είναι ότι για τις μεγαλύτερες αυτές γωνίες στις τομές Α και Γ, παρουσιάζεται μια αύξηση της v αναλόγως της απόστασης από την πτέρυγα- της τάξης του 10%-50% στην ταχύτητα ως προς το ελεύθερο ρεύμα. Οι αυξημένες αυτές ταχύτητες σχετίζονται με το γεγονός της ύπαρξης σε αυτές τις τομές πλήρως προσκολλημένης ροής υπό σχετικά μεγάλες γωνίες κλίσης της πτέρυγας ως προς το ελεύθερο ρεύμα, γεγονός που τροφοδοτεί και τις κάθετες συνιστώσες της ταχύτητας. Ακόμα, για όλες τις τομές και γωνίες της πτέρυγας, αξίζει να τονίσουμε τις θετικές τιμές που παίρνει η v στην περιοχή του μετώπου προσβολής έως το μέγιστο πάχος της αεροτομής περίπου και κατόπιν οι αρνητικές τιμές που παίρνει στην περιοχή μέγιστου πάχους-ακμής φυγής, γεγονός αναμενόμενο αν σκεφτούμε ότι η ροή τείνει να «ανασηκωθεί» συναντώντας το μέτωπο προσβολής και μετά να «ξανακατέβει» για να ακολουθήσει τη γεωμετρία της άνω πλευράς της πτέρυγας.

Τέλος, σε σχέση με τη συμπεριφορά του u για μικρές γωνίες κοντά στο σώμα του ρύγχους έχει τιμές της τάξης του 10%-20% της ταχύτητας ελεύθερου ρεύματος, ενώ αυτές οι τιμές σε μεγαλύτερη απόσταση από το σώμα του ρύγχους τείνουν προς την τιμή 1, ενώ στις μεγαλύτερες γωνίες όπου η ροή δε συναντά τόσο «κάθετα» το σώμα του ρύγχους, αυτές οι τιμές κυμαίνονται κοντά στο σώμα μεταξύ 30% και 40% της U . Από την άλλη η αδιάστατη v στις μικρές γωνίες έχει τιμές της τάξης του 5%-15%, για να φτάσει στις μεγαλύτερες γωνίες σε τιμές 10%-25%.

7.3 Συμπεράσματα σε σχέση με τη διακύμανση της γωνίας ροής

Όπως και στις προηγούμενες περιπτώσεις έτσι και εδώ για τις μικρότερες τιμές της γωνίας προσβολής παρατηρείται μια παρόμοια συμπεριφορά στις διάφορες τομές της αεροτομής αναφορικά με την γωνία κλίσης του διανύσματος της ταχύτητας (γωνία ροής). Πιο συγκεκριμένα για -4° έως και $+8^\circ$ όπου η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη οι απόλυτες τιμές της γωνίας ροής σε κάθε σημείο κυμαίνονται από 1° έως 20° ως προς το ελεύθερο ρεύμα. Αξίζει να τονίσουμε εδώ ότι παρατηρούμε μια γραμμική συμπεριφορά, δηλ. για μηδενική γωνία προσβολής έχουμε γωνίες ροής έως 10° , για $+4^\circ$ γωνία προσβολής έχουμε γωνίες ροής έως 15° , και για $+8^\circ$ γωνία προσβολής έχουμε γωνίες ροής έως 20° . Ακόμα, χαρακτηριστικό είναι ότι σε κάθε ξεχωριστή περίπτωση όσο απομακρυνόμαστε από το σώμα της πτέρυγας τόσο παρατηρούμε μια ελάττωση προς το μηδέν των γωνιών ροής. Και τα δύο αυτά φαινόμενα είναι αναμενόμενα, δεδομένου, ότι όσο μεγαλύτερη η γωνία προσβολής και παράλληλα προσκολλημένη η ροή, τόσο μεγαλύτερες γωνίες ροής θα παρατηρούνται, ενώ όσο απομακρυνόμαστε προς την περιοχή του ελεύθερου ρεύματος τόσο αναμενόμενο είναι η ροή να τείνει προς το ελεύθερο ρεύμα δηλ. να

«οριζοντιωθεί». Για τις περιπτώσεις $+12^\circ$ και $+16^\circ$ γωνίας προσβολής παρατηρούμε τα εξής: Για τις τομές όπου η ροή είναι προσκολλημένη, ακολουθείται η ίδια τάση όπως πριν, μοναχά που σε αυτήν την περίπτωση η διακύμανση των γωνιών ροής ξεκινά από 2° έως 30° στη μία περίπτωση και φτάνει σε 2° έως 35° στην τελευταία περίπτωση. Στην τομή B, όπου και παρουσιάζεται η αποκόλληση και ανακυκλοφορία της ροής, η διακύμανση στο χώρο που αναπτύσσεται η δίνη παίρνει τιμές από -70° έως και 150° , με τα φαινόμενα και τις γωνίες ροής να εντείνονται για τη μεγαλύτερη γωνία προσβολής. Τόσο αυτές οι τιμές των γωνιών ροής, όσο και η μορφή των ισοϋψών εξηγούνται με βάση το γεγονός της δημιουργίας μιας δίνης στη περιοχή ανακυκλοφορίας της αεροτομής στην πλευρά των χαμηλών πιέσεων. Επίσης, όπως και με την ταχύτητα v , έτσι και με τις γωνίες ροής, οι τιμές που παίρνουν για την περίπτωση της πλήρως προσκολλημένης ροής είναι θετικές γύρω από το μέτωπο προσβολής και γίνονται αρνητικές κατάντι του σημείου μέγιστου πάχους και στην περιοχή κοντά στην ακμή φυγής. Στις περιοχές ανακυκλοφορίας της ροής, όπως ήταν αναμενόμενο, τα πρόσημα των γωνιών ροής συνεχώς αλλάζουν χωρικά.

Τέλος, οι μετρήσεις στο ρύγχος καταδεικνύουν ότι με την αύξηση της γωνίας προσβολής, οι γωνίες ροής κοντά στο σώμα του ρύγχους τείνουν να μειωθούν από 50° για γωνία προσβολής 0° , σε περίπου 5° - 10° γωνία ροής για $+16^\circ$ γωνία προσβολής, πράγμα που έχει να κάνει με το πόσο «κάθετα» συναντά η ροή το ρύγχος της ατράκτου.

7.4 Συμπεράσματα για τη διακύμανση του λόγου μέτρου ταχύτητας προς ταχύτητα ελεύθερου ρεύματος

Όπως φάνηκε και προηγουμένως η τιμή της u είναι αρκετά μεγαλύτερη της v , καθιστώντας την τελευταία ως μέγεθος σχετικά αμελητέα. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα ο λόγος της απόλυτης ταχύτητας προς την ταχύτητα του ελεύθερου ρεύματος να παρουσιάζει σχεδόν την ίδια συμπεριφορά με αυτήν της αδιαστατοποιημένης u που είδαμε προηγουμένως. Έτσι, για τις περιπτώσεις -4° έως και $+8^\circ$ όπου η ροή είναι πλήρως προσκολλημένη η απόλυτη ταχύτητα (μέτρο ταχύτητας) κοντά στην πτέρυγα στις διάφορες τομές είναι από 0% έως 25% μεγαλύτερη της ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος, ενώ για $+12^\circ$ και $+16^\circ$ γωνίες προσβολής στην περιοχή αποκόλλησης της ροής η απόλυτη ταχύτητα παίρνει τιμές από 15% έως 80% (κλιμακωτά από την επιφάνεια της πτέρυγας προς την περιοχή μακριά από αυτήν) της τιμής της ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος. Ακολουθώντας τη μορφή της αδιαστατοποιημένης u και στο ρύγχος, η απόλυτη ταχύτητα από τιμές της τάξης του 15% της ταχύτητας ελεύθερου ρεύματος για μικρές γωνίες προσβολής, φτάνει κοντά στο 70% της ταχύτητας ελεύθερου ρεύματος κοντά στο σώμα του ρύγχους για τις μεγάλες τιμές της γωνίας προσβολής.

7.5 Συμπεράσματα σε σχέση με τις δίνες που αναπτύσσονται κατάντι της ακμής φυγής του ακροπτερυγίου και γύρω από το σώμα της ατράκτου

Για την περίπτωση μηδενικής περιστροφής (Roll) του μοντέλου, παρατηρούμε ότι όσο μεγαλύτερη είναι η γωνία προσβολής τόσο πιο μεγαλύτερα είναι τα διανύσματα ταχυτήτων που εμφανίζονται στη δίνη του ακροπτερυγίου καθώς και το μέγεθος της δίνης, δεδομένου ότι στην περίπτωση $+16^\circ$ καταγράφονται δίνες περίπου 50% μεγαλύτερες σε κάθε σημείο μέτρησης, σε σχέση με την αντίστοιχη δίνη που μετρήσαμε για $+8^\circ$. Επίσης, παρατηρούμε μια τάση το κέντρο της δίνης η οποία εκλύεται από το δεξιό ακροπτερύγιο (κοιτώντας από πίσω το μοντέλο) να μετατοπίζεται, κινούμενη κατάντι, με γραμμικό τρόπο προς τα αριστερά, δηλαδή να συγκλίνει προς το νοητό άξονα που διατρέχει την άτρακτο, ενώ φαίνεται ότι υπό μεγαλύτερη γωνία προσβολής αυτή η μετατόπιση είναι ελαφρώς εντονότερη. Ακόμα, όπως είναι γνωστό και από τη θεωρία, το μέγεθος της διαταραχής λόγω της δίνης αυξάνει όσο απομακρυνόμαστε από το ακροπτερύγιο, και κατά τον άξονα x, από μήκος χορδής σε μήκος χορδής. Τόσο οι ίδιες οι δίνες, όσο και ο ιδιαίτερος τρόπος που η κάθε μία αναπτύσσεται έχει να κάνει με τη διαφορά πίεσης που αναπτύσσεται μεταξύ άνω και κάτω πλευράς του ακροπτερυγίου και η οποία «πιέζει» τη ροή να κάνει μια αριστερόστροφη δίνη για να «ανέβει» προς την άνω πλευρά του ακροπτερυγίου ακριβώς μετά το πέρας του, η δίνη η οποία λόγω της φοράς της τελικά συγκλίνει προς τον άξονα της ατράκτου. Όσο πιο έντονη είναι η γωνία προσβολής, άρα και η διαφορά πιέσεων τόσο πιο έντονα είναι και τα φαινόμενα. Ακολουθώς οι αδιαστατοποιημένες u και v, τείνουν να ελαττώσουν τις τιμές τους με σχεδόν γραμμικό τρόπο όσο απομακρυνόμαστε από το ακροπτερύγιο και η δίνη αναπτύσσεται. Έτσι για την περίπτωση $+8^\circ$ γωνία προσβολής καταγράφει ταχύτητες που εκκινούν από 1.6 και φτάνουν 0.55 για την u, και για τη v τιμές που εκκινούν από 0.9 και καταλήγουν 0.25. Αντίστοιχα, για γωνία προσβολής $+16^\circ$, η u σταδιακά ελλιώνεται από 1.8 σε 1.2, ενώ η v από 1 σε 0.5. Τέλος, όπως ήταν αναμενόμενο αξίζει να σημειώσουμε ότι οι μεγαλύτερες τιμές ταχυτήτων σε κάθε ξεχωριστή περίπτωση εμφανίζονται κοντά στο κέντρο της δίνης και εξασθενούν στην περιφέρειά της. Την ίδια συμπεριφορά παρουσιάζει και η αδιαστατοποιημένη απόλυτη ταχύτητα η οποία ελαττώνεται από 1.5 σε 0.7 στην μία περίπτωση, και από 1.9 σε 1.2 στην άλλη. Προφανώς και σε αυτή την περίπτωση όσο πιο έντονη είναι η γωνία προσβολής, τόσο πιο έντονα φαινόμενα και ταχύτητες αναπτύσσονται.

Για την περίπτωση όπου έχουμε 20° Pitch και 30° Roll, μπορούμε να παρατηρήσουμε τα εξής: Στην άτρακτο στο σημείο όπου έγινε η μέτρηση με το laser του PIV να κόβει κάθετα από πάνω την άτρακτο, παρατηρούμε την ανάπτυξη μιας δίνης που από τη μορφή της φαίνεται ότι προέρχεται από την κάτω δεξιά ακμή της ατράκτου και γι αυτό «προσπαθεί» να καμπυλώσει και να μετατοπίσει τη ροή. Από την άλλη, οι δύο δίνες που εμφανίζονται στη μέτρηση στο ρύγχος, οφείλονται στις διαγώνια τοποθετημένες ακμές της ατράκτου (κάτω αριστερά-πάνω δεξιά) και δημιουργούν δύο συμμετρικές δίνες αντίθετης φοράς. Τέλος, στο ακροπτερύγιο παρά τη δυσκολία λήψης της μέτρησης φαίνεται η ανάπτυξη μιας δίνης που σχετίζεται με τη διαφορά πιέσεων και την τάση της ροής να μετατοπιστεί από την κάτω στην άνω πλευρά της πτέρυγας.

Τέλος, σε όλες τις παραπάνω περιπτώσεις των διαφορετικών θέσεων για 20° Pitch και 30° Roll παρατηρούμε ότι αναπτύσσονται εξαιρετικά μικρές τιμές των αδιαστατοποιημένων u και v , γεγονός που έχει να κάνει με τον «ασυνήθιστο» τρόπο με τον οποίο η ροή συναντά το σώμα, αλλά και με το γεγονός ότι υπό τέτοιες μεγάλες τιμές των γωνιών αναπτύσσονται σημαντικές διαφορές πιέσεων, ενώ ειδικά για τη δική μας μέτρηση μια τέτοια διάταξη του συστήματος ατράκτου-πτέρυγας αύξανε έντονα το blockage effect επηρεάζοντας έτσι τις μετρήσεις.

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α:

ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΑ ΠΟΥ ΧΡΗΣΙΜΟΠΟΙΗΘΗΚΑΝ

A.1 Πρόγραμμα wing για υπολογισμό προφίλ ταχύτητας

Επειδή οι μετρήσεις που κάναμε στην αεροδυναμική σήραγγα περιελάμβαναν την ανάπτυξη μιας ροής από τα δεξιά προς τα αριστερά, ενώ το θεωρητικό μας μοντέλο είναι για ροή από δεξιά προς τα αριστερά, χρησιμοποιήσαμε το παρακάτω κώδικα έτσι ώστε οι μετρήσεις που πήραμε να αντιστραφούν και να αντιστοιχούν σε μια ροή από δεξιά προς τα αριστερά. Ακολουθεί ο κώδικας που κατασκευάσαμε σε Visual Fortran 6.0.

```
DIMENSION X(6000),Y(6000),U(6000),V(6000),XX(6000)
C*****DRAWING VECTORS *****
CHARACTER*40 INPUT
CHARACTER*40 OUTPUT
WRITE(*,*) 'GIVE INPUT FILE'
READ(*,2) INPUT
OPEN(1,FILE=INPUT)
WRITE(*,*) 'GIVE OUTPUT FILE'
READ(*,2) OUTPUT
OPEN(3,FILE=OUTPUT)
2  FORMAT(A40)
SCALX=1.
SCALY=SCALX
SCALU=1.
SCALV=SCALU
NP=42*31
```

```

WRITE(*,*) NP
DO 10 I=1, NP
    READ(1,*) X(I), Y(I), U(I), V(I), AA
X(I)=X(I)/SCALX
    Y(I)=Y(I)/SCALY
    U(I)=-U(I)/SCALU
    V(I)=V(I)/SCALV
    WRITE(*,*) X(I), Y(I), U(I), V(I)
    IF(ABS(U(I)).GT.10.) THEN
        U(I)=0.
        V(I)=0.
    ENDIF
10 CONTINUE

K=0
DO 20 I=NP, 1, -1
    K=K+1
    XX(I)=X(K)
20 CONTINUE

C*****DRAW VECTORS *****
C WRITE(*,*) 'GIVE ARROW SCALE, EDGE FRACTION, ANGLE'
C READ(*,*) FRV, FRA, TTT
TTT=15.
FRV=1.5
FRA=0.4
TTT=TTT*ACOS(-1.)/180.
TTT=TAN(TTT)

```

```

DO 50 I=1,NP
X1=U(I)*FRV+XX(I)
Y1=V(I)*FRV+Y(I)
X2=X1+(X1-XX(I))*FRA
Y2=Y1+(Y1-Y(I))*FRA
WRITE(3,*) '6 0'
WRITE(3,*) XX(I),Y(I)
DX=X2-X1
DY=Y2-Y1
X3=X1-DY*TTT
Y3=Y1+DX*TTT
X4=X1+DY*TTT
Y4=Y1-DX*TTT
WRITE(3,*) X1,Y1
WRITE(3,*) X3,Y3
WRITE(3,*) X2,Y2
WRITE(3,*) X4,Y4
WRITE(3,*) X1,Y1
50 CONTINUE
STOP
END

```

A.2 Πρόγραμμα Contour για υπολογισμό ισοϋψών

Για να μπορέσουμε να υπολογίσουμε για τα δεδομένα από το Insight3D τα μεγέθη των αδιαστατοποιημένων ταχυτήτων, τη διακύμανση της γωνίας ροής και το λόγο απόλυτης ταχύτητας προς ταχύτητα ελεύθερης ροής, έτσι ώστε κατόπιν να δημιουργήσουμε τα αντίστοιχα διαγράμματα ισοϋψών γραμμών, δημιουργήσαμε τον παρακάτω κώδικα σε Visual Fortran 6.0.

```

DIMENSION X(6000),Y(6000),U(6000),V(6000),XX(6000)
C*****DRAWING VECTORS *****
CHARACTER*40 INPUT
CHARACTER*40 OUTPUT
WRITE(*,*) 'GIVE INPUT FILE'
READ(*,2) INPUT
OPEN(1,FILE=INPUT)
WRITE(*,*) 'GIVE OUTPUT FILE'
READ(*,2) OUTPUT
OPEN(3,FILE=OUTPUT)
2  FORMAT(A40)
SCALX=1.
SCALY=SCALX
SCALU=1.
SCALV=SCALU
NP=42*31
WRITE(*,*) NP
DO 10 I=1,NP
READ(1,*) X(I),Y(I),U(I),V(I),AA
X(I)=X(I)/SCALX
Y(I)=Y(I)/SCALY
U(I)=-U(I)/SCALU
V(I)=V(I)/SCALV
C  WRITE(*,*) X(I),Y(I),U(I),V(I)
IF(ABS(U(I)).GT.10.) THEN

```

```

        U(I)=0.
        V(I)=0.
        ENDIF
10  CONTINUE
        K=0
        DO 20 I=NP,1,-1
            K=K+1
            XX(I)=X(K)
20  CONTINUE
        UINF=4.42
        DO 30 I=1,NP
            RATIO=U(I)/UINF
            GONIA=ATAN2(V(I),U(I))*(180./ACOS(-1.))
            SLOGOSU=(SQRT((U(I)*U(I)+(V(I)*V(I))))/UINF
            SU=U(I)/UINF
            SV=V(I)/UINF
            WRITE(3,15) XX(I),Y(I),SU,SV,RATIO,GONIA,SLOGOSU
            WRITE(*,15) XX(I),Y(I),SU,SV,RATIO,GONIA,SLOGOSU
30  CONTINUE
15  FORMAT(7F8.3)
        STOP
        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 μέτρησης ρευστομηχανικών μεγεθών

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

Εκδοτικός οίκος: Εκδόσεις Συμεών, 1998

4. Fortran 77

Συγγραφέας: Λάζος Κ.

Εκδοτικός οίκος: Λάζος Κ.

Διάφορες μελέτες:

1. Aerodynamics of an Aspect Ratio 8 Wing at Low Reynolds Numbers, J. F. Marchman III* and A. A. Abtahif
2. Laminar-Turbulent Transition of a Low Reynolds Number Rigid or Flexible Airfoil, Yongsheng Lian and Wei Shyy
3. An Experimental Investigation on Aerodynamic Hysteresis of a Low-Reynolds Number Airfoil, Zifeng Yang, Hirofumi Igarashi, Mathew Martin and Hui Hu
4. SUBSONIC WIND-TUNNEL WALL CORRECTIONS ON A WING WITH A CLARK Y-14 AIRFOIL, Tommy James Blackwell

5. AERODYNAMICS OF WINGS AT LOW REYNOLDS NUMBERS: BOUNDARY LAYER SEPARATION AND REATTACHMENT, John McArthur
6. Low Reynolds Number Aerodynamics of Leading Edge Flaps, A. R. Jones, N. M. Bakhtiany, and H. Babinskyz
7. Low-Reynolds Number Aerodynamics of Airfoils at Incidence, M. Abdo, D. Mateescu
8. Summary of Low-Speed Airfoil Data, Michael. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren and Philippe Giguere
9. Analysis of flows past airfoils at very low Reynolds numbers, D.Mateescu and M.Abdo
10. AERODYNAMICS AND DESIGN FOR ULTRA-LOW REYNOLDS NUMBER FLIGHT, Peter J. Kunz
11. SIMULATION OF LOW-RE FLOW OVER A MODIFIED NACA 4415 AIRFOIL WITH OSCILLATING CAMBER, Vamsidhar Katam
12. Observations of the wind tunnel blockage effects on the mean pressure distributions around rectangular prisms in smooth and grid turbulent flows, N. Amrouche, R. Dizene and A. Laneville