

**Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας**

**Απόστολος Ηλιόπουλος**

**Υπολογιστική Μελέτη Υπεραντωτικής Διάταξης για  
Διαφορετικές Γωνίες Προσβολής και Εκτροπής**

*Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών  
Ενεργειακός Τομέας*

*Ακαδημαϊκό Έτος: 2014-2015*

*Επιβλέπων Καθηγητής: Δρ. Ερρίκος Σταπουντζής*



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

Αριθ. Εισ.: 14102/1  
Ημερ. Εισ.: 29-03-2017  
Δωρεά: Συγγραφέας  
Ταξιθετικός Κωδικός: ΠΤ - ΜΜ  
2015  
ΗΛΙ



# Περίληψη

Στην παρούσα διπλωματική εργασία πραγματοποιείται υπολογιστική μελέτη υπεραντωτικής διάταξης, με εξωτερικό flap, για τρισδιάστατη ροή. Η μελέτη πραγματοποιήθηκε για διαφορετικές γωνίες προσβολής και εκτροπή, ενώ το προφίλ όπου επιλέχτηκε για την πτέρυγα και το flap ανήκει στην οικογένεια των αεροτομών NACA 5 ψηφίων και είναι NACA 23012.

Σκοπός της διπλωματικής εργασίας είναι η εξαγωγή των αεροδυναμικών συντελεστών για δεδομένο αριθμό Reynolds και η σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα δυσδιάστατης ροής, όπου αυτό είναι εφικτό. Επιπλέον, γίνεται λεπτομερής παρουσίαση των contours των ταχυτήτων και πιέσεων που αναπτύσσονται γύρω από την υπεραντωτική διάταξη για όλες τις περιπτώσεις. Όλοι οι υπολογισμοί πραγματοποιήθηκαν στο υπολογιστικό πρόγραμμα ANSYS με χρήση του κώδικα CFX, όπου κύριο στόχο κατά τη δημιουργία του πλέγματος αποτέλεσε η επίτευξη όσο το δυνατό ακριβέστερων αποτελεσμάτων στο ελάχιστο υπολογιστικό κόστος. Για την επίλυση του προβλήματος επιλέχτηκε το εξειδικευμένο μοντέλο τύρβης SST και τα αποτελέσματα που προέκυψαν αναπαραστάθηκαν γραφικά. Τέλος εξάχθηκαν λογικά συμπεράσματα για την αεροδυναμική συμπεριφορά της συγκεκριμένης διάταξης.

## Abstract

In this thesis a 3D computational analysis for a high-lift device with an external flap is performed. The study was made for different angles of attack and deflection angles and was used an NACA 23012 airfoil with an NACA 23012 external-airfoil flap.

The aim of this thesis is to calculate the aerodynamic coefficients for a given Reynolds number and make the comparisons with the 2D experimental data, where feasible. Furthermore, in all cases the speed and pressure contours which developed around the flap are presented. All calculations were performed in ANSYS using the CFX code, where the main objective when creating the mesh was to achieve as much as possible accurate results at minimum computational cost. To solve the problem chosen specialized turbulent SST model. The data are presented in the form of pressure-distribution diagrams and as graphs of calculated coefficients for the airfoil and flap combination and for the airfoil alone. Finally reasoned conclusions were made about the aerodynamic characteristics of this high-lift device.

# Ευχαριστίες

Η πραγματοποίηση της συγκεκριμένης εργασίας δε θα ήταν εφικτή χωρίς τη συμβολή ορισμένων ανθρώπων τα οποία και είναι πρέπον να αναφερθούν και να αποδοθούν σε αυτά ορισμένες ευχαριστίες.

- Ο καθηγητής κ. Ερρίκος Σταπουντζής, ο οποίο ενέκρινε το θέμα της διπλωματικής εργασίας, συμφωνώντας με την εξαναστάσεως πραγματοποίηση της. Παράλληλα με καθοδήγησε βήμα βήμα από την αρχή μέχρι και το τέλος παρέχοντας μου τα κατάλληλα συγγράμματα και τις απαιτούμενες γνώσεις που χρειαζόνταν για την εκπόνηση της συγκεκριμένης μελέτης. Ευχαριστώ και τους εξεταστές καθηγητές κ. Α. Σταματέλλο και κ. Ν. Πελεκάση.
- Ο φίλος και ερευνητής Αχιλλέας Μπουλαμάτσης υποψήφιος διδάκτορας, με βοήθησε να κατανοήσω το λογισμικό CFD και να ξεπεράσω ορισμένα προβλήματα όπου αντιμετώπιζα με τη δημιουργία του πλέγματος, ξεοδεύοντας αρκετό από τον πολύτιμο του χρόνο.

# Περιεχόμενα

ΠΕΡΙΛΗΨΗ .....	I
ABSTRACT .....	I
ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ .....	II
ΛΙΣΤΑ ΣΧΗΜΑΤΩΝ.....	V
ΛΙΣΤΑ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΩΝ .....	VIII
ΛΙΣΤΑ ΠΙΝΑΚΩΝ .....	IX
ΛΙΣΤΑ ΕΞΙΣΩΣΕΩΝ.....	IX
ΛΙΣΤΑ ΑΚΡΩΝΥΜΙΩΝ.....	X
ΛΙΣΤΑ ΣΥΜΒΟΛΩΝ .....	X
<b>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1 ΕΙΣΑΓΩΓΗ .....</b>	<b>1</b>
1. ΣΤΟΧΟΣ ΤΗΣ ΠΑΡΟΥΣΑΣ ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗΣ.....	2
1.1 ΣΠΟΥΔΑΙΟΤΗΤΑ ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΩΝ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ .....	2
<b>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2 ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΚΗ ΑΝΑΣΚΟΠΗΣΗ.....</b>	<b>5</b>
2. ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	6
2.1 ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΑΝΑΔΡΟΜΗ.....	6
2.1.1 ΜΗΧΑΝΙΚΕΣ ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΕΣ ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ .....	6
2.1.2 ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΕΣ ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ POWERED LIFT.....	14
2.2 ΒΑΣΙΚΑ ΦΑΙΝΟΜΕΝΑ.....	19
2.2.1 ΡΟΗ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΣΤΕΡΕΑ ΣΩΜΑΤΑ .....	19
2.2.2 ΝΟΜΟΣ ΤΗΣ ΣΥΝΕΧΕΙΑΣ .....	20
2.2.3 ΝΟΜΟΣ BERNOLLI .....	21
2.2.4 ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ .....	22
2.2.5 ΑΠΟΚΟΛΛΗΣΗ ΟΡΙΑΚΟΥ ΣΤΡΩΜΑΤΟΣ .....	24
2.3 ΘΕΩΡΙΑ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ .....	25
2.3.1 ΚΑΤΑΝΟΜΗ ΔΥΝΑΜΕΩΝ ΣΤΗΝ ΕΠΙΦΑΝΕΙΑ .....	27
2.3.2 ΑΝΑΛΥΣΗ ΔΥΝΑΜΕΩΝ .....	28
2.3.3 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΔΥΝΑΜΕΩΝ ΚΑΙ ΡΟΠΗΣ .....	28
2.3.4 ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ .....	31
2.3.5 ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΕΣ ΑΝΤΩΣΗΣ, ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑΣ .....	34
2.4 ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΕΣ ΔΙΑΤΑΞΕΙΣ .....	37
2.4.1 ΒΑΣΙΚΑ ΦΑΙΝΟΜΕΝΑ .....	37
2.4.2 GAP-OVERLAP-ΓΩΝΙΑ ΕΚΤΡΟΠΗΣ .....	40
2.5 ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ ΠΤΕΡΥΓΑΣ NASA 23012 ΜΕ ΕΞΩΤΕΡΙΚΟ FLAP .....	42
<b>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3 ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ.....</b>	<b>44</b>
3. ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	45
3.1 ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΓΕΩΜΕΤΡΙΑΣ-NACA, ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΠΡΟΒΛΗΜΑΤΟΣ, ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ .....	45
3.1.1 ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ ΚΑΙ ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΤΟΥ ΠΡΟΒΛΗΜΑΤΟΣ .....	45
3.2 ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΗΣ ΔΙΑΤΑΞΗΣ .....	46
3.3 ΌΓΚΟΣ ΕΛΕΓΧΟΥ.....	48
3.4 ΔΗΜΙΟΥΡΓΙΑ ΠΛΕΓΜΑΤΟΣ.....	50
3.5 ΠΡΟΕΤΟΙΜΑΣΙΑ ΕΠΙΛΥΣΗΣ ΚΑΙ ΣΥΝΟΡΙΑΚΕΣ ΣΥΝΘΗΚΕΣ.....	54
<b>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4 ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ.....</b>	<b>57</b>
4. ΕΙΣΑΓΩΓΗ .....	58

4.1	ΣΥΓΚΛΙΣΗ .....	58
4.2	ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗ ΤΟΥ ΠΕΔΙΟΥ ΡΟΗΣ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΠΤΕΡΥΓΑ ΧΩΡΙΣ FLAP .....	59
4.2.1	CONTOURS ΤΑΧΥΤΗΤΩΝ ΓΙΑ ΠΤΕΡΥΓΑ ΧΩΡΙΣ FLAP .....	60
4.2.2	CONTOURS ΠΙΕΣΕΩΝ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΧΩΡΙΣ FLAP .....	62
4.2.3	ΑΠΕΙΚΟΝΙΣΗ ΡΟΪΚΩΝ ΓΡΑΜΜΩΝ ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΧΩΡΙΣ FLAP .....	64
4.3	ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗ ΤΟΥ ΠΕΔΙΟΥ ΡΟΗΣ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΥΠΕΡΑΝΤΩΤΙΚΗ ΔΙΑΤΑΞΗ .....	66
4.3.1	CONTOURS ΤΑΧΥΤΗΤΩΝ ΓΙΑ ΠΤΕΡΥΓΑ ΜΕ FLAP .....	67
4.3.2	CONTOURS ΠΙΕΣΕΩΝ ΓΙΑ ΠΤΕΡΥΓΑ ΜΕ FLAP .....	79
4.4	ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΩΝ $C_L$ , $C_N$ ΚΑΙ $C_D$ ΚΑΙ $L/D$ .....	91
4.5	ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΑ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗ ΠΙΕΣΗΣ $C_p$ .....	107
<b>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ .....</b>		<b>128</b>
5.	ΕΙΣΑΓΩΓΗ .....	129
5.1	ΣΥΖΗΤΗΣΗ .....	129
5.2	ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ .....	133
<b>ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ .....</b>		<b>135</b>
<b>ΠΑΡΑΣΤΗΜΑ Α .....</b>		<b>137</b>

# Λίστα Σχημάτων

Σχήμα 1, απαιτήσεις ταχυτήτων κατά τη διάρκεια απογείωσης [1] .....	3
Σχήμα 2, τυπική υπεραντωτική διάταξη με <i>slat</i> και <i>triple-slotted flap</i> .....	6
Σχήμα 3, μεταβολή χορδής και καμπυλότητας με εκτροπή του <i>flap</i> .....	7
Σχήμα 4, επίδραση υπεραντωτικών διατάξεων στο $C_L$ και στη γωνία απώλειας στήριξης [1] ..	8
Σχήμα 5, τυπικές διατάξεις <i>flap</i> [8] .....	9
Σχήμα 6, μηχανισμός ενεργοποίησης <i>Krueger flap</i> .....	9
Σχήμα 7, <i>Boeing 747</i> με τα <i>triple-slotted flaps</i> σε πλήρη έκταση .....	10
Σχήμα 8, <i>Boeing 747</i> με ανοιγμένα τα <i>Krueger flap</i> .....	10
Σχήμα 9, πειραματική διάταξη <i>flap</i> με οκτώ στοιχεία .....	11
Σχήμα 10, εξέλιξη των υπεραντωτικών διατάξεων της <i>Boeing</i> .....	11
Σχήμα 11, <i>Airbus A380</i> με <i>single-slotted flaps</i> σε πλήρη έκταση .....	12
Σχήμα 12, <i>Boeing 777</i> με <i>double-slotted flaps</i> .....	13
Σχήμα 13, σύστημα στήριξης <i>Advanced Drooped Hinge Flap</i> [10] .....	14
Σχήμα 14, <i>Jet flap</i> στα αριστερά και <i>Blown flap</i> δεξιά [11] .....	14
Σχήμα 15, Από <i>Nicolai, Fundamentals of Aircraft Design, 1976, attributed to Boeing</i> [11] ....	15
Σχήμα 16, από <i>Nicolai, Fundamentals of Aircraft Design, 1976, attributed to Boeing</i> [11] ....	16
Σχήμα 17, <i>McDonnell Douglas F-4 Phantom II</i> .....	17
Σχήμα 18, <i>Hunting H126 Jet flap airplane</i> .....	17
Σχήμα 19, πειραματικό αεροσκάφος της <i>NASA deHavilland DHC-5 Buffalo</i> .....	18
Σχήμα 20, <i>Externally Blown Flaps</i> (αριστερά), <i>C-17</i> κατά την απογείωση (δεξιά) .....	19
Σχήμα 21, πεδίο ροής γύρω από κυλινδρική επιφάνεια .....	20
Σχήμα 22, σημείο ανακοπής <i>S</i> .....	21
Σχήμα 23, ανάπτυξη οριακού στρώματος πάνω σε επίπεδη πλάκα .....	23
Σχήμα 24, είδη ροής πάνω σε επίπεδη πλάκα .....	23
Σχήμα 25, ανάπτυξη ροής πάνω σε πτέρυγα .....	24
Σχήμα 26, πορεία του οριακού στρώματος μέχρι την αποκόλληση του .....	24
Σχήμα 27, βασικά γεωμετρικά μεγέθη αεροτομής .....	26
Σχήμα 28, βασικές γωνίες που σχηματίζει η ελεύθερη ροή με την χορδή της αεροτομής .....	27
Σχήμα 29, δυνάμεις επάνω στην αεροτομή [16] .....	28
Σχήμα 30, στοιχειώδεις δυνάμεις επάνω στην πτέρυγα [16] .....	28
Σχήμα 31, σχηματισμός δινών στα άκρα του πτερυγίου .....	31
Σχήμα 32, μεταβολή της ροής στα άκρα του πτερυγίου [16] .....	32
Σχήμα 33, διάγραμμα δύναμης οπισθέλκουσας συναρτήσει της ταχύτητας [17] .....	34
Σχήμα 34, τυπικό διάγραμμα $C_l$ συναρτήσει της γωνίας προσβολής .....	35
Σχήμα 35, τυπικό διάγραμμα $C_d$ συναρτήσει της γωνίας προσβολής .....	36
Σχήμα 36, <i>NACA 2412</i> .....	36
Σχήμα 37, κατανομή ταχυτήτων με και χωρίς παρουσία δίνης στο χείλος προσβολής [19] ..	38
Σχήμα 38, κατανομή ταχυτήτων με και χωρίς παρουσία δίνης στο χείλος εκφυγής [19] .....	39
Σχήμα 39, ορισμοί του <i>gap</i> , <i>overlap</i> και της γωνίας εκτροπής .....	40
Σχήμα 40, μικρό <i>overlap</i> (αριστερά), μεγάλο <i>overlap</i> (δεξιά) .....	41
Σχήμα 41, γωνία εκτροπής $35^\circ$ (δεξιά), γωνία εκτροπής $40^\circ$ (αριστερά) [20] .....	41
Σχήμα 42, διάγραμμα στήριξης πειραματικής διάταξης σε αεροσήραγγα <i>N.A.C.A</i> [21] .....	43
Σχήμα 43, βασική γεωμετρία υπεραντωτικής διάταξης [21] .....	45
Σχήμα 44, υπεραντωτική διάταξη όπως αυτή αναπτύχθηκε στο <i>Solidworks</i> .....	47
Σχήμα 45, υπεραντωτική διάταξη από <i>Solidworks</i> .....	47
Σχήμα 46, όγκος ελέγχου .....	48

Σχήμα 47, επιφάνεια εργασίας <i>DesingModeler</i> .....	49
Σχήμα 48, αρνητικό της υπεραντωτικής διάταξης στον όγκο ελέγχου. ....	50
Σχήμα 49, μορφή πλέγματος σε μία τομή του όγκου ελέγχου .....	51
Σχήμα 50, πυκνωση πλέγματος γύρω από την υπεραντωτική διάταξη .....	51
Σχήμα 51, επιφάνεια εργασίας <i>Meshing</i> .....	52
Σχήμα 52, μορφή πλέγματος γύρω από την υπεραντωτική διάταξη .....	53
Σχήμα 53, σύνορα του όγκου ελέγχου .....	55
Σχήμα 54, πορεία σύγκλισης <i>Momentum and Mass</i> .....	58
Σχήμα 55, πορεία σύγκλισης <i>Wall and Boundary Scale</i> .....	59
Σχήμα 56, πορεία σύγκλισης $C_i$ και $C_D$ .....	59
Σχήμα 57, <i>velocity contour</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	60
Σχήμα 58, <i>velocity contour</i> για $0^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	60
Σχήμα 59, <i>velocity contour</i> για $5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	60
Σχήμα 60, <i>velocity contour</i> για $7.5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	61
Σχήμα 61, <i>velocity contour</i> για $10^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	61
Σχήμα 62, <i>velocity contour</i> για $15^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	61
Σχήμα 63, <i>pressure contour</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	62
Σχήμα 64, <i>pressure contour</i> για $0^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	62
Σχήμα 65, <i>pressure contour</i> για $5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	63
Σχήμα 66, <i>pressure contour</i> για $7.5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	63
Σχήμα 67, <i>pressure contour</i> για $10^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	63
Σχήμα 68, <i>pressure contour</i> για $15^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	64
Σχήμα 69, <i>velocity streamlines</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	64
Σχήμα 70, <i>velocity streamlines</i> για $0^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	65
Σχήμα 71, <i>velocity streamlines</i> για $5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	65
Σχήμα 72, <i>velocity streamlines</i> για $7.5^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	65
Σχήμα 73, <i>velocity streamlines</i> για $10^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	66
Σχήμα 74, <i>velocity streamlines</i> για $15^\circ$ γωνία προσβολής χωρίς <i>flap</i> .....	66
Σχήμα 75, <i>velocity contour</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής και $0^\circ$ γωνία εκτροπής.....	67
Σχήμα 76, <i>velocity contour</i> για $0^\circ$ γωνία προσβολής και $0^\circ$ γωνία εκτροπής.....	67
Σχήμα 77, <i>velocity contour</i> για $5^\circ$ γωνία προσβολής και $0^\circ$ γωνία εκτροπής.....	67
Σχήμα 78, <i>velocity contour</i> για $7.5^\circ$ γωνία προσβολής και $0^\circ$ γωνία εκτροπής.....	68
Σχήμα 79, <i>velocity contour</i> για $10^\circ$ γωνία προσβολής και $0^\circ$ γωνία εκτροπής.....	68
Σχήμα 80, <i>velocity contour</i> για $15^\circ$ γωνία προσβολής και $0^\circ$ γωνία εκτροπής.....	68
Σχήμα 81, <i>velocity contour</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής και $10^\circ$ γωνία εκτροπής.....	69
Σχήμα 82, <i>velocity contour</i> για $0^\circ$ γωνία προσβολής και $10^\circ$ γωνία εκτροπής.....	69
Σχήμα 83, <i>velocity contour</i> για $5^\circ$ γωνία προσβολής και $10^\circ$ γωνία εκτροπής.....	70
Σχήμα 84, <i>velocity contour</i> για $7.5^\circ$ γωνία προσβολής και $10^\circ$ γωνία εκτροπής.....	70
Σχήμα 85, <i>velocity contour</i> για $10^\circ$ γωνία προσβολής και $10^\circ$ γωνία εκτροπής.....	70
Σχήμα 86, <i>velocity contour</i> για $15^\circ$ γωνία προσβολής και $10^\circ$ γωνία εκτροπής.....	71
Σχήμα 87, <i>velocity contour</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής και $20^\circ$ γωνία εκτροπής.....	71
Σχήμα 88, <i>velocity contour</i> για $0^\circ$ γωνία προσβολής και $20^\circ$ γωνία εκτροπής.....	72
Σχήμα 89, <i>velocity contour</i> για $5^\circ$ γωνία προσβολής και $20^\circ$ γωνία εκτροπής.....	72
Σχήμα 90, <i>velocity contour</i> για $7.5^\circ$ γωνία προσβολής και $20^\circ$ γωνία εκτροπής.....	72
Σχήμα 91, <i>velocity contour</i> για $10^\circ$ γωνία προσβολής και $20^\circ$ γωνία εκτροπής.....	73
Σχήμα 92, <i>velocity contour</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής και $20^\circ$ γωνία εκτροπής $15^\circ$ .....	73
Σχήμα 93, <i>velocity contour</i> για $-5^\circ$ γωνία προσβολής και $30^\circ$ γωνία εκτροπής.....	74
Σχήμα 94, <i>velocity contour</i> για $0^\circ$ γωνία προσβολής και $30^\circ$ γωνία εκτροπής.....	74



Σχήμα 95, velocity contour για 5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	74
Σχήμα 96, velocity contour για 7.5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	75
Σχήμα 97, velocity contour για 10° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	75
Σχήμα 98, velocity contour για 15° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	75
Σχήμα 99, velocity contour για -5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	76
Σχήμα 100, velocity contour για 0° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	76
Σχήμα 101, velocity contour για 5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	76
Σχήμα 102, velocity contour για 7.5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	77
Σχήμα 103, velocity contour για 10° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	77
Σχήμα 104, velocity contour για 15° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	77
Σχήμα 105, διανύσματα ταχυτήτων στην περιοχή του flap .....	78
Σχήμα 106, διανύσματα ταχυτήτων για γωνία εκτροπής 40° και γωνία προσβολής 15° .....	78
Σχήμα 107, pressure contour για -5° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής .....	79
Σχήμα 108, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής .....	79
Σχήμα 109, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής .....	80
Σχήμα 110, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής .....	80
Σχήμα 111, pressure contour για 10° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής .....	80
Σχήμα 112, pressure contour για 15° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής .....	81
Σχήμα 113, pressure contour για -5° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής .....	81
Σχήμα 114, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής .....	82
Σχήμα 115, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής .....	82
Σχήμα 116, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής .....	82
Σχήμα 117, pressure contour για 10° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής .....	83
Σχήμα 118, pressure contour για 15° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής .....	83
Σχήμα 119, pressure contour για -5° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής .....	84
Σχήμα 120, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής .....	84
Σχήμα 121, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής .....	85
Σχήμα 122, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής .....	85
Σχήμα 123, pressure contour για 10° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής .....	85
Σχήμα 124, pressure contour για 15° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής .....	86
Σχήμα 125, pressure contour για -5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	86
Σχήμα 126, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	87
Σχήμα 127, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	87
Σχήμα 128, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	87
Σχήμα 129, pressure contour για 10° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	88
Σχήμα 130, pressure contour για 15° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής .....	88
Σχήμα 131, pressure contour για -5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	89
Σχήμα 132, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	89
Σχήμα 133, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	90
Σχήμα 134, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	90
Σχήμα 135, pressure contour για 10° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	90
Σχήμα 136, pressure contour για 15° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής .....	91
Σχήμα 137, laminar separation bubble .....	126
Σχήμα 138, 20° γωνία εκτροπής περιοχή flap .....	129
Σχήμα 139, 40° γωνία εκτροπής περιοχή flap (velocity vectors) .....	130
Σχήμα 140, 40° γωνία εκτροπής περιοχή flap (velocity vectors) .....	130
Σχήμα 141, 40° γωνία εκτροπής περιοχή πτέρυγας (velocity vectors) .....	131
Σχήμα 142, πτέρυγα σε -5° γωνία προσβολής (streamlines) .....	131

Σχήμα 143, $0^\circ$ γωνία προσβολής και γωνία εκτροπής flap $0^\circ$ (streamlines).....	132
Σχήμα 144, $7.5^\circ$ γωνία προσβολής και γωνία εκτροπής flap $20^\circ$ (streamlines).....	132
Σχήμα 145, $15^\circ$ γωνία προσβολής και γωνία εκτροπής flap $40^\circ$ (streamlines).....	132

## Λίστα Διαγραμμάτων

Διάγραμμα 1, συντελεστής $C_N$ συναρτήσει AOA για πτέρυγα χωρίς flap .....	96
Διάγραμμα 2, συντελεστής $C_N$ συναρτήσει AOA για $0^\circ$ γωνία εκτροπής flap .....	96
Διάγραμμα 3, συντελεστής $C_N$ συναρτήσει AOA για $10^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	97
Διάγραμμα 4, συντελεστής $C_N$ συναρτήσει AOA για $20^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	97
Διάγραμμα 5, συντελεστής $C_N$ συναρτήσει AOA για $30^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	97
Διάγραμμα 6, συντελεστής $C_N$ συναρτήσει AOA για $40^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	98
Διάγραμμα 7, συντελεστής $C_N$ συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις.....	98
Διάγραμμα 8, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει AOA για πτέρυγα χωρίς flap.....	99
Διάγραμμα 9, συντελεστής $C_D$ συναρτήσει AOA για πτέρυγα χωρίς flap .....	99
Διάγραμμα 10, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει AOA για $0^\circ$ γωνία εκτροπής flap .....	100
Διάγραμμα 11, συντελεστής $C_D$ συναρτήσει AOA για $0^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	100
Διάγραμμα 12, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει AOA για $10^\circ$ γωνία εκτροπής flap .....	101
Διάγραμμα 13, συντελεστής $C_D$ συναρτήσει AOA για $10^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	101
Διάγραμμα 14, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει AOA για $20^\circ$ γωνία εκτροπής flap .....	102
Διάγραμμα 15, συντελεστής $C_D$ συναρτήσει AOA για $20^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	102
Διάγραμμα 16, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει AOA για $30^\circ$ γωνία εκτροπής flap .....	103
Διάγραμμα 17, συντελεστής $C_D$ συναρτήσει AOA για $30^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	103
Διάγραμμα 18, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει AOA για $40^\circ$ γωνία εκτροπής flap .....	104
Διάγραμμα 19, συντελεστής $C_D$ συναρτήσει AOA για $40^\circ$ γωνία εκτροπής flap.....	104
Διάγραμμα 20, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις .....	105
Διάγραμμα 21, συντελεστής $C_D$ συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις .....	105
Διάγραμμα 22, συντελεστής $L/D$ συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις .....	106
Διάγραμμα 23, συντελεστή $L/D$ συναρτήσει του $C_L$ .....	107
Διάγραμμα 24, συντελεστής $C_p$ για πτέρυγα χωρίς flap σε $-5^\circ$ γωνία προσβολής .....	108
Διάγραμμα 25, συντελεστής $C_p$ για πτέρυγα χωρίς flap σε $0^\circ$ γωνία προσβολής .....	108
Διάγραμμα 26, συντελεστής $C_p$ για πτέρυγα χωρίς flap σε $5^\circ$ γωνία προσβολής .....	109
Διάγραμμα 27, συντελεστής $C_p$ για πτέρυγα χωρίς flap σε $7.5^\circ$ γωνία προσβολής.....	109
Διάγραμμα 28, συντελεστής $C_p$ για πτέρυγα χωρίς flap σε $10^\circ$ γωνία προσβολής.....	109
Διάγραμμα 29, συντελεστής $C_p$ για πτέρυγα χωρίς flap σε $15^\circ$ γωνία προσβολής.....	110
Διάγραμμα 30, συντελεστές $C_p$ για πτέρυγα χωρίς flap.....	110
Διάγραμμα 31, συντελεστής $C_p$ για $0^\circ$ γωνία εκτροπής και $-5^\circ$ γωνία προσβολής .....	111
Διάγραμμα 32, συντελεστής $C_p$ για $0^\circ$ γωνία εκτροπής και $0^\circ$ γωνία προσβολής .....	111
Διάγραμμα 33, συντελεστής $C_p$ για $0^\circ$ γωνία εκτροπής και $5^\circ$ γωνία προσβολής .....	112
Διάγραμμα 34, συντελεστής $C_p$ για $0^\circ$ γωνία εκτροπής και $7.5^\circ$ γωνία προσβολής .....	112
Διάγραμμα 35, συντελεστής $C_p$ για $0^\circ$ γωνία εκτροπής και $10^\circ$ γωνία προσβολής .....	112
Διάγραμμα 36, συντελεστής $C_p$ για $0^\circ$ γωνία εκτροπής και $15^\circ$ γωνία προσβολής .....	113
Διάγραμμα 37, συντελεστές $C_p$ για $0^\circ$ γωνία εκτροπής.....	113
Διάγραμμα 38, συντελεστής $C_p$ για $10^\circ$ γωνία εκτροπής και $-5^\circ$ γωνία προσβολής .....	114
Διάγραμμα 39, συντελεστής $C_p$ για $10^\circ$ γωνία εκτροπής και $0^\circ$ γωνία προσβολής .....	114
Διάγραμμα 40, συντελεστής $C_p$ για $10^\circ$ γωνία εκτροπής και $5^\circ$ γωνία προσβολής .....	115



Διάγραμμα 41, συντελεστής $C_p$ για $10^\circ$ γωνία εκτροπής και $7.5^\circ$ γωνία προσβολής.....	115
Διάγραμμα 42, συντελεστής $C_p$ για $10^\circ$ γωνία εκτροπής και $10^\circ$ γωνία προσβολής .....	115
Διάγραμμα 43, συντελεστής $C_p$ για $10^\circ$ γωνία εκτροπής και $15^\circ$ γωνία προσβολής .....	116
Διάγραμμα 44, συντελεστές $C_p$ για $10^\circ$ γωνία εκτροπής.....	116
Διάγραμμα 45, συντελεστής $C_p$ για $20^\circ$ γωνία εκτροπής και $-5^\circ$ γωνία προσβολής .....	117
Διάγραμμα 46, συντελεστής $C_p$ για $20^\circ$ γωνία εκτροπής και $0^\circ$ γωνία προσβολής .....	117
Διάγραμμα 47, συντελεστής $C_p$ για $20^\circ$ γωνία εκτροπής και $5^\circ$ γωνία προσβολής .....	118
Διάγραμμα 48, συντελεστής $C_p$ για $20^\circ$ γωνία εκτροπής και $7.5^\circ$ γωνία προσβολής.....	118
Διάγραμμα 49, συντελεστής $C_p$ για $20^\circ$ γωνία εκτροπής και $10^\circ$ γωνία προσβολής .....	118
Διάγραμμα 50, συντελεστής $C_p$ για $20^\circ$ γωνία εκτροπής και $15^\circ$ γωνία προσβολής .....	119
Διάγραμμα 51, συντελεστές $C_p$ για $20^\circ$ γωνία εκτροπής.....	119
Διάγραμμα 52, συντελεστής $C_p$ για $30^\circ$ γωνία εκτροπής και $-5^\circ$ γωνία προσβολής .....	120
Διάγραμμα 53, συντελεστής $C_p$ για $30^\circ$ γωνία εκτροπής και $0^\circ$ γωνία προσβολής .....	120
Διάγραμμα 54, συντελεστής $C_p$ για $30^\circ$ γωνία εκτροπής και $5^\circ$ γωνία προσβολής .....	121
Διάγραμμα 55, συντελεστής $C_p$ για $30^\circ$ γωνία εκτροπής και $7.5^\circ$ γωνία προσβολής.....	121
Διάγραμμα 56, συντελεστής $C_p$ για $30^\circ$ γωνία εκτροπής και $10^\circ$ γωνία προσβολής .....	121
Διάγραμμα 57, συντελεστής $C_p$ για $30^\circ$ γωνία εκτροπής και $15^\circ$ γωνία προσβολής .....	122
Διάγραμμα 58, συντελεστές $C_p$ για $30^\circ$ γωνία εκτροπής.....	122
Διάγραμμα 59, συντελεστής $C_p$ για $40^\circ$ γωνία εκτροπής και $-5^\circ$ γωνία προσβολής .....	123
Διάγραμμα 60, συντελεστής $C_p$ για $40^\circ$ γωνία εκτροπής και $0^\circ$ γωνία προσβολής .....	123
Διάγραμμα 61, συντελεστής $C_p$ για $40^\circ$ γωνία εκτροπής και $5^\circ$ γωνία προσβολής .....	124
Διάγραμμα 62, συντελεστής $C_p$ για $40^\circ$ γωνία εκτροπής και $7.5^\circ$ γωνία προσβολής.....	124
Διάγραμμα 63, συντελεστής $C_p$ για $40^\circ$ γωνία εκτροπής και $10^\circ$ γωνία προσβολής .....	124
Διάγραμμα 64, συντελεστής $C_p$ για $40^\circ$ γωνία εκτροπής και $15^\circ$ γωνία προσβολής .....	125
Διάγραμμα 65, συντελεστές $C_p$ για $40^\circ$ γωνία εκτροπής.....	125
Διάγραμμα 66, συντελεστής $C_L$ συναρτήσει της γωνίας εκτροπής.....	134

## Λίστα Πινάκων

Πίνακας 1, περιπτώσεις που μελετήθηκαν .....	46
Πίνακας 2, αποτελέσματα ANSYS για την πτέρυγα .....	92
Πίνακας 3, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap $0^\circ$ .....	92
Πίνακας 4, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap $10^\circ$ .....	93
Πίνακας 5, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap $20^\circ$ .....	93
Πίνακας 6, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap $30^\circ$ .....	94
Πίνακας 7, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap $40^\circ$ .....	94
Πίνακας 8, μέσες ποσοστιαίες μεταβολές των συντελεστών .....	129

## Λίστα Εξισώσεων

εξ. 1 .....	4
εξ. 2 .....	20
εξ. 3 .....	21
εξ. 4 .....	21

εξ. 5 .....	22
εξ. 6 .....	22
εξ. 7 .....	22
εξ. 8 .....	24
εξ. 9 .....	28
εξ. 10 .....	29
εξ. 11 .....	29
εξ. 12 .....	29
εξ. 13 .....	29
εξ. 14 .....	29
εξ. 15 .....	30
εξ. 16 .....	30
εξ. 17 .....	30
εξ. 18 .....	30
εξ. 19 .....	30
εξ. 20 .....	30
εξ. 21 .....	32
εξ. 22 .....	33
εξ. 23 .....	33
εξ. 24 .....	45
εξ. 25 .....	46
εξ. 26 .....	91
εξ. 27 .....	95
εξ. 28 .....	95
εξ. 29 .....	95
εξ. 30 .....	107

## Λίστα Ακρωνύμιων

FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
ADHF	Advanced Drooped Hinge Flap
AEO	All Engines Operating
OEI	One Engine Inoperative
NASA	National Aeronautics and Space Administration (USA)

## Λίστα Συμβόλων

CR	Dimensionless	Climb Rate
Q	kg/s	Παροχή
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	Πυκνότητα
V	m/s	Ταχύτητα
A	m <sup>2</sup>	Εμβαδόν

$q$	Pa	Δυναμική πίεση
$p$	Pa	Στατική πίεση
$\delta$	m	Πάχος οριακού στρώματος
$v$	$m^2/s$	Κινηματικό ιξώδες
$\mu$	$kg/m*s$	Δυναμικό ιξώδες
Re	Dimensionless	Αριθμός Reynolds
$\alpha$	degrees	Γωνία προσβολής
$\alpha_{L=0}$	degrees	Γωνία προσβολής όπου Lift=0
L	N	Άντωση
D	N	Οπισθέλκουσα
M	$N*m$	Ροπή
N	N	Δύναμη κάθετη στη χορδή
A	N	Δύναμη παράλληλη στη χορδή
$\bar{R}$	N	Συνισταμένη δύναμη στην αεροτομή
$\theta$	degrees	Γωνία μεταξύ διανύσματος πίεσης και διεύθυνσης κάθετης στη χορδή
$C_L$	Dimensionless	Συντελεστής άντωσης
$C_{Lmax}$	Dimensionless	Μέγιστος συντελεστής άντωσης
$C_D$	Dimensionless	Συντελεστής οπισθέλκουσας
$C_N$	Dimensionless	Συντελεστής κάθετης δύναμης
$C_P$	Dimensionless	Συντελεστής πίεσης
S	$m^2$	Planform area
$\epsilon$	degrees	Γωνία μεταξύ της ελεύθερης ροής και της ροής στα ακροπτερύγια
$L_{eff}$	N	Effective lift
$C_{D,0}$	Dimensionless	Συντελεστής οπισθέλκουσας όταν Lift=0
$C_{D,i}$	Dimensionless	Συντελεστής επαγωγικής οπισθέλκουσας
$\delta$	degrees	Γωνία εκτροπής
$c_w$	m	Χορδή πτέρυγας
$c_f$	m	Χορδή flap
AR	Dimensionless	Aspect Ratio
$V_{LOF}$	m/s	Lift off speed
$V_{MC}$	m/s	Minimum control speed
$V_{MU}$	m/s	Minimum unstick speed
$V_R$	m/s	Rotation speed
$V_2$	m/s	Take off climb speed
$\gamma$	degrees	Flight path angle
W	Kg	Weight
T	N	Thrust
Mach	Dimensionless	Mach number

# Κεφάλαιο 1 Εισαγωγή

## 1. Στόχος της παρούσας διπλωματικής

Η εργασία αυτή υλοποιείται γύρω από τη μελέτη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς υπεραντωτικής διάταξης με εξωτερικό flap σε λογισμικό ηλεκτρονικού υπολογιστή.

Ο στόχος της μελέτης αυτής είναι πολλαπλός, αφού πέρα από τη σπουδαιότητα των αποτελεσμάτων που προκύπτουν μεγάλη έμφαση δίνεται και στο υπολογιστικό κόστος για την επίλυση ενός τέτοιου προβλήματος.

Πρώτον είναι σημαντικό να παρουσιαστεί το σχεδιαστικό πρόγραμμα Solidworks για τη σχεδίαση γεωμετρικών δομών καθώς επίσης και η ευκολία χρήσης του προγράμματος ANSYS και του κώδικα CFX. Επιπλέον μεγάλη σπουδαιότητα κατέχει η παρουσίαση των βημάτων και η μεθοδολογία που ακολουθείται για τη δημιουργία υπολογιστικών πλεγμάτων γύρω από τη διάταξη.

Στην παρούσα μελέτη εξετάζεται η μία τρισδιάστατη πτέρυγα NACA 23012 με εξωτερικό flap NACA 23012 για ένα μεγάλο φάσμα γωνιών προσβολής και εκτροπής υπό σταθερό αριθμό Reynolds.

Στην συνέχεια αξίζει να σημειωθούν οι απεριόριστες δυνατότητες και επιλογές του προγράμματος ANSYS, όπως και ο μεγάλος αριθμός ρευστών που μπορούν να χρησιμοποιηθούν, τα διάφορα μαθηματικά μοντέλα υπολογισμού τυρβώδους ροής και η μεγάλη ποικιλία σε θερμοδυναμικά, αεροδυναμικά και άλλα μεγέθη που μπορούν να υπολογιστούν.

Επιπλέον προτού γίνει η εκκίνηση της επίλυσης το πρόγραμμα καθορίζει από μόνο του ανάλογα της πολυπλοκότητας της φύσης του προβλήματος το ποσό της υπολογιστικής μνήμης που θα χρειαστεί να δεσμεύσει για την επίλυση του. Βέβαια μπορεί και ο ίδιος ο χρήστης να καθορίσει τη μνήμη που επιθυμεί να δεσμεύσει το πρόγραμμα. Στη προκειμένη περίπτωση η επιλογή έγινε από το χρήστη και δεσμεύτηκαν οι τρεις από τους τέσσερις πυρήνες της υπολογιστικής μονάδας. Επίσης κατά τη διάρκεια της επίλυσης παρουσιάζονται σε πραγματικό χρόνο δεδομένα για οποιαδήποτε μεγέθη ενδιαφέρει η τιμή τους, παρέχοντας με αυτόν τον τρόπο τη δυνατότητα εποπτείας της επίλυσης και της πορείας σύγκλισης.

Τέλος σπουδαία αποδεικνύεται η πρακτικότητα του προγράμματος μετεπεξεργασίας CFX, στο οποίο μπορεί να γίνει αναπαράσταση των contours ταχυτήτων-πίεσεων, των ροικών γραμμών, των διανυσμάτων ταχύτητας και οποιονδήποτε άλλων μεγεθών ενδιαφέρει η τιμή τους. Ακόμα στο CFX μπορούν να σχηματιστούν διαγράμματα για την μεταβολή κάποιου μεγέθους συναρτήσει κάποιας άλλης μεταβλητής ή να εξαχθούν αριθμητικά δεδομένα τα οποία στη συνέχεια θα εισαχθούν στο Excel όπου και θα αναπαρασταθούν γραφικά εκεί.

Στη συνέχεια τα διαγράμματα και οι τιμές των διαφόρων μεγεθών μπορούν να συγκριθούν με δεδομένα από άλλες πηγές με σκοπό να εξαχθούν συμπεράσματα για την ακρίβεια των αποτελεσμάτων και την αξιοπιστία του λογισμικού πακέτου ANSYS σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα.

### 1.1 Σπουδαιότητα Υπεραντωτικών διατάξεων

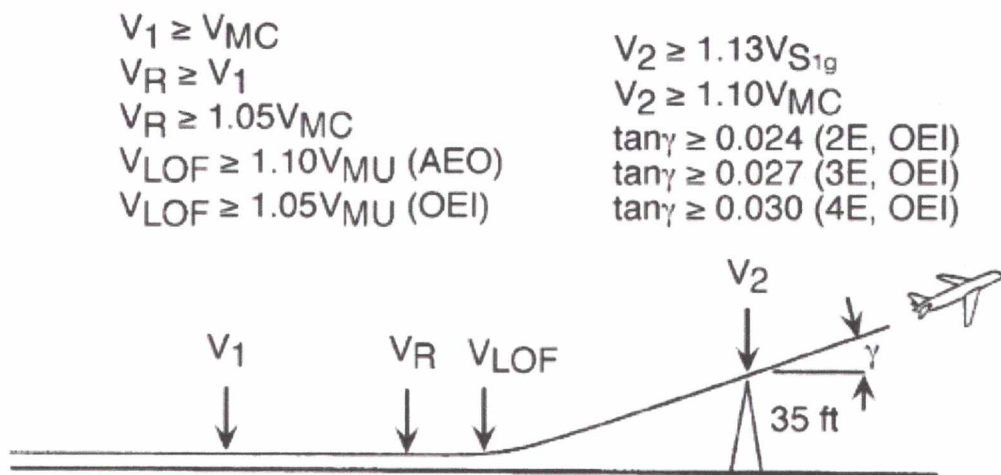
Η ύπαρξη υπεραντωτικών διατάξεων παίζει σπουδαίο ρόλο στη συνολική απόδοση του αεροσκάφους καθιστώντας τη μελέτη και βελτιστοποίηση τους ιδιαίτερα σημαντική. Η ανάπτυξη ωστόσο αυτού του είδους συστημάτων έχει σημαντική επίδραση στο συνολικό



κόστος του αεροσκάφους. Σύμφωνα με το [1], το κόστος των υπεραντωτικών διατάξεων ανέρχεται στο 6% με 11% του συνολικού κόστους ενός επιβατηγού αεροπλάνου, γεγονός που οφείλετε στους εξής παράγοντες:

1. απαιτούν πολύ χρόνο για σχεδιασμό και δοκιμή
2. ο σχεδιασμός, που περιλαμβάνει πειράματα σε αεροσήραγγα και υπολογιστικές μεθόδους, είναι ιδιαίτερα δαπανηρός
3. τα συστήματα στήριξης τους αποτελούν πολύπλοκες διατάξεις που διαθέτουν πολλά εξαρτήματα
4. είναι βαριές κατασκευές
5. απαιτούν εκτεταμένη συντήρηση για την εξασφάλιση της σωστής λειτουργίας τους

Παρόλα αυτά, η ύπαρξη τους στο αεροσκάφος παίζει καθοριστικό ρόλο στην συνολική απόδοση, ιδιαιτέρως όμως κατά την προσγείωση και απογείωση. Με την χρήση υπεραντωτικών διατάξεων μειώνονται σημαντικά η απόσταση και η ταχύτητα που χρειάζεται για να προσγειωθεί ή να απογειωθεί το αεροπλάνο. Στο Σχήμα 1, παρουσιάζονται οι απαιτήσεις ταχύτητας και ρυθμού ανύψωσης (climb-rate CR) ενός αεροσκάφους κατά τη διάρκεια της απογείωσης, σύμφωνα με τους κανονισμούς της FAA κατά FAR-25.



Σχήμα 1, απαιτήσεις ταχυτήτων κατά τη διάρκεια απογείωσης [1]

Όπως περιγράφεται στο [1] και στο [2], η απόσταση που διανύει το αεροσκάφος μέχρι να ολοκληρώσει το στάδιο της απογείωσης (takeoff field length) καθορίζεται από το μήκος που απαιτείται μέχρι να φτάσει το αεροπλάνο την  $V_{LOF}$ , από ακινησία, συν μία επιπλέον απόσταση που χρειάζεται ώστε περάσει ένα εμπόδιο ύψους 10.7m. Σύμφωνα με τους κανονισμούς, η  $V_{LOF}$  πρέπει να είναι τουλάχιστον 1.1 φορές μεγαλύτερη από την  $V_{MU}$  όταν όλοι οι κινητήρες είναι σε λειτουργία και 1.05 φορές όταν ένας είναι εκτός. Όπου  $V_{MU}$  είναι η ελάχιστη ταχύτητα με την οποία ένα αεροπλάνο μπορεί να απογειωθεί έχοντας ένα κινητήρα εκτός λειτουργίας. Όταν το αεροπλάνο αφήσει το έδαφος, η επόμενη σημαντική ταχύτητα είναι αυτή με την οποία κερδίζει ύψος (takeoff-climb speed)  $V_2$ . Η οποία πρέπει να επιτευχθεί όταν φτάσει το ύψος των 10.7m, όπου στο σημείο αυτό σηματοδοτείται η λήξη της πρώτης φάσης της πτήσης (1<sup>st</sup> Segment of flight).

Έπειτα το αεροπλάνο εισέρχεται στη δεύτερη φάση της πτήσης (2<sup>nd</sup> Segment of flight). Κατά τη διάρκεια του τμήματος αυτού οι τροχοί ανεβαίνουν και τα flaps είναι ακόμα σε θέση απογείωσης. Με βάση τους κανονισμούς προβλέπεται για αεροπλάνο με δύο κινητήρες, με τον ένα εκτός λειτουργίας, ο ρυθμός ανύψωσης CR (climb-rate) να είναι μεγαλύτερος από 2.4% (2.7% για αεροπλάνο με τρεις κινητήρες και 3% με τέσσερις). Όπου ο ρυθμός ανύψωσης είναι μια συνάρτηση της μορφής :

$$\tan \gamma \cong CR \cong \frac{Thrust}{Weight} - \frac{1}{(Lift / Drag)} \quad \text{εξ. 1}$$

Είναι γνωστό ότι μεγαλύτερο  $C_L$  μπορεί να επιτευχθεί με μεγαλύτερη γωνία των flap. Ωστόσο όμως καθώς μεγαλώνει η γωνία των flap, από ένα σημείο και μετά, αρχίζει να μειώνεται ο λόγος Lift/Drag διότι αυξάνεται αισθητά η οπισθέλκουσα. Με βάση αυτό από τον τύπο γίνεται φανερό ότι καθώς μειώνεται ο λόγος Lift/Drag μειώνεται και το CR.

Βέβαια, διατηρώντας ένα υψηλό συντελεστή άντωσης ελαττώνεται η απόσταση που χρειάζεται το αεροσκάφος μέχρι να αφήσει το έδαφος. Η διατήρηση ενός υψηλού  $C_L$  είναι αποτέλεσμα μεγάλης γωνίας flap που οδηγεί σε μικρό λόγο Lift/Drag ο οποίος με τη σειρά του αυξάνει την απόσταση που χρειάζεται το αεροπλάνο μέχρι να περάσει εμπόδιο ύψους 10.7m. Επομένως ο αεροδυναμικός σχεδιασμός στοχεύει στην εύρεση της καλύτερης δυνατής σχέσης μεταξύ συντελεστή άντωσης και ρυθμού ανύψωσης ώστε να ικανοποιούνται οι προϋποθέσεις για το CR αλλά και για το μήκος του διαδρόμου που χρειάζεται μέχρι να επιτευχθεί η  $V_{LOF}$ .

Πέρα από αυτά όμως οι υπεραντωτικές διατάξεις συμβάλουν καθοριστικά στην συνολική απόδοση του αεροσκάφους, ελαττώνοντας τα επίπεδα θορύβου και αυξάνοντας το ωφέλιμο φορτίο κατά την απογείωση και προσγείωση. Επιπλέον ανάλογα με το είδος των συστημάτων αυτών επηρεάζεται και η ευκολία συντήρησής τους. Όλοι οι παράγοντες αυτοί καθορίζουν πόσο ανταγωνιστικό είναι ένα αεροσκάφος. Για παράδειγμα, το βάρος των συστημάτων και η οπισθέλκουσα που αναπτύσσεται από τους μηχανισμούς κίνησης έχουν σημαντική επίπτωση στην αποδοτικότητα της πτήσης. Επιπλέον σύμφωνα με τον Meredith [3], σε ένα αεροσκάφος με δύο κινητήρες, μία αύξηση του  $C_{Lmax}$  της τάξης του 1% μεταφράζεται σε αύξηση του ωφέλιμου φορτίου κατά 22 επιβάτες ή αντίστοιχα κατά 2000kg, για μία δεδομένη ταχύτητα προσγείωσης. Επίσης μία βελτίωση του λόγου Lift/Drag κατά 1% στην απογείωση, οδηγεί σε αύξηση του ωφέλιμου φορτίου κατά 14 επιβάτες ή 1270kg. Τα παραδείγματα αυτά αποδεικνύουν ότι, μικρές αλλαγές μπορούν να οδηγήσουν σε σημαντική βελτίωση της απόδοσης του αεροσκάφους, ή και το αντίθετο. Η εξάρτηση αυτή σε συνδυασμό με την επίπτωση που έχουν τα συστήματα αυτά στο συνολικό κόστος του αεροπλάνου δίνει μία σαφή εικόνα γιατί η μελέτη των συστημάτων αυτών αποτελεί σημαντικό κομμάτι έρευνας.

Παρόλο που οι υπεραντωτικές διατάξεις αποτελούν πολύπλοκες και ακριβές κατασκευές, είναι απαραίτητες για να μπορούν τα αεροσκάφη να προσγειώνονται και να απογειώνονται σε μικρή απόσταση χωρίς να χρειάζεται να αναπτύξουν πολύ υψηλές ταχύτητες μειώνοντας με αυτόν τον τρόπο και τα ποσοστά θορύβου.

## **Κεφάλαιο 2 Βιβλιογραφική Ανασκόπηση**



## 2. Εισαγωγή

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται ένα ταξίδι στο χρόνο κατηγοριοποιώντας αρχικά σε δύο βασικές κατηγορίες τις υπεραντωτικές διατάξεις, στα μηχανικά συστήματα και στα συστήματα power lift, ενώ παράλληλα ξεδιπλώνεται η εξέλιξη τους μέσα από το πέρασμα των χρόνων. Επιπλέον στο κεφάλαιο αυτό γίνεται μια λεπτομερής περιγραφή των φυσικών φαινομένων όπου διαδραματίζονται γύρω από την πτέρυγα, καθώς επίσης και των πέντε φαινομένων όπου επηρεάζουν την συμπεριφορά των υπεραντωτικών διατάξεων όπως αυτά παρουσιάζονται από τον Smith [4].

### 2.1 Ιστορική αναδρομή

#### 2.1.1 Μηχανικές υπεραντωτικές διατάξεις

Με το πέρασμα των χρόνων λόγω της ραγδαίας εξέλιξης της τεχνολογίας και της εμφάνισης των κινητήρων τύπου jet τα αεροπλάνα βελτιώνονταν και μπορούσαν να αναπτύξουν υψηλότερες ταχύτητες. Επιπλέον όμως, όλη αυτή η εξέλιξη συνέβαλε και στην αύξηση του ωφέλιμου φορτίου, γεγονός που δημιούργησε απαιτήσεις για μεγαλύτερες ταχύτητες και αποστάσεις προσγείωσης-απογείωσης. Θέλοντας όμως να διατηρηθούν μικρά αυτά τα μεγέθη, δημιουργήθηκε η ανάγκη ανάπτυξης διατάξεων όπου θα αυξάνουν το συντελεστή της άντωσης για δεδομένη ταχύτητα. Οι διατάξεις αυτές ονομάζονται υπεραντωτικές διατάξεις (High-Lift Devices) και μια τέτοια τυπική διάταξη περιλαμβάνει την κύρια πτέρυγα, ένα flap στο χείλος εκφυγής και ένα slat στο χείλος προσβολής, *Σχήμα 2*.



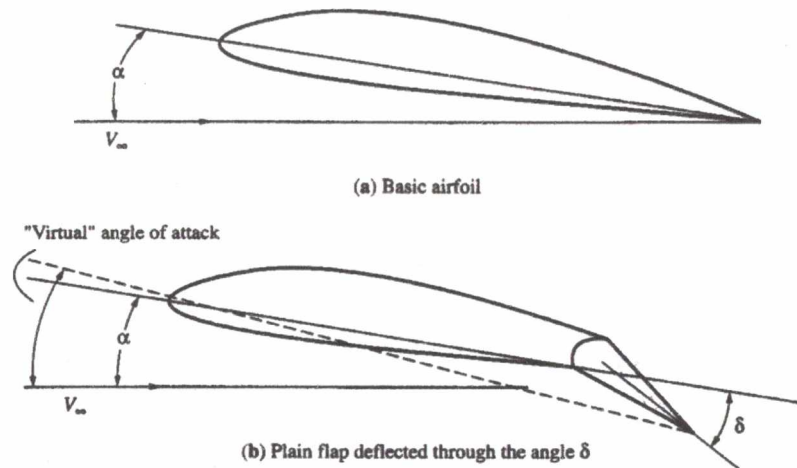
*Σχήμα 2, τυπική υπεραντωτική διάταξη με slat και triple-slotted flap*

Η σπουδαιότητα των υπεραντωτικών διατάξεων ήταν ήδη γνωστή από της αρχές του 20<sup>ου</sup> αιώνα όπου ο G. Lachmann στη Γερμανία [5] και ο F. Handley Page στην Αγγλία [6], ήταν οι πρώτοι που παρουσίασαν θεωρητικά και πειραματικά δεδομένα για τα slat, τα οποία αποτέλεσαν την πρώτη υπεραντωτική διάταξη. Το πρώτο slat αναπτύχθηκε από τον Gustav Lachmann το 1918 με αφορμή ένα ατύχημα που είχε με το αεροπλάνο κατά τη διάρκεια της εκπαίδευσής του, το οποίο ύστερα πατενταρίστηκε από τον F. Handley Page το 1919. Μέχρι το 1930 τα slat αναπτύχθηκαν σε ένα πλήρως αυτοματοποιημένο υδραυλικό σύστημα όπου χρησιμοποιήθηκε ευρύτατα κατά τη διάρκεια του Δεύτερου Παγκόσμιου Πόλεμου.

Τα πρώτα flap αναπτύχθηκαν μεταγενέστερα από τα slat, λίγο πριν τον Δεύτερο Παγκοσμίο Πόλεμο, χάρη στις προσπάθειες της Γερμανικής εταιρίας Arado [7]. Ωστόσο, ο

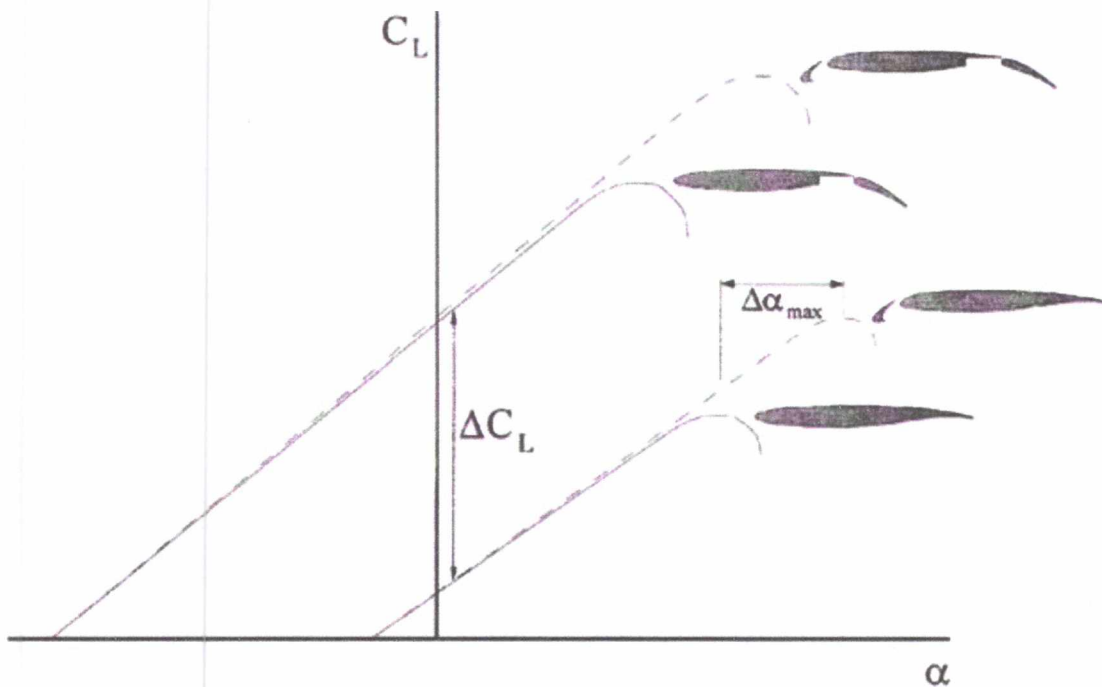
Η. D. Fowler θεωρείται ο άνθρωπος που συνέβαλε περισσότερο από οποιονδήποτε άλλο στην εξέλιξη των flap με την εφεύρεση του Fowler Flap το 1927 [8].

Τα flap αποτελούν διατάξεις στο χείλος εκφυγής όπου βοηθούν το αεροπλάνο να πετύχει μεγαλύτερους συντελεστές άντωσης για δεδομένη γωνία προσβολής, αυξάνοντας την καμπυλότητα και τη χορδή της πτέρυγας, Σχήμα 3.



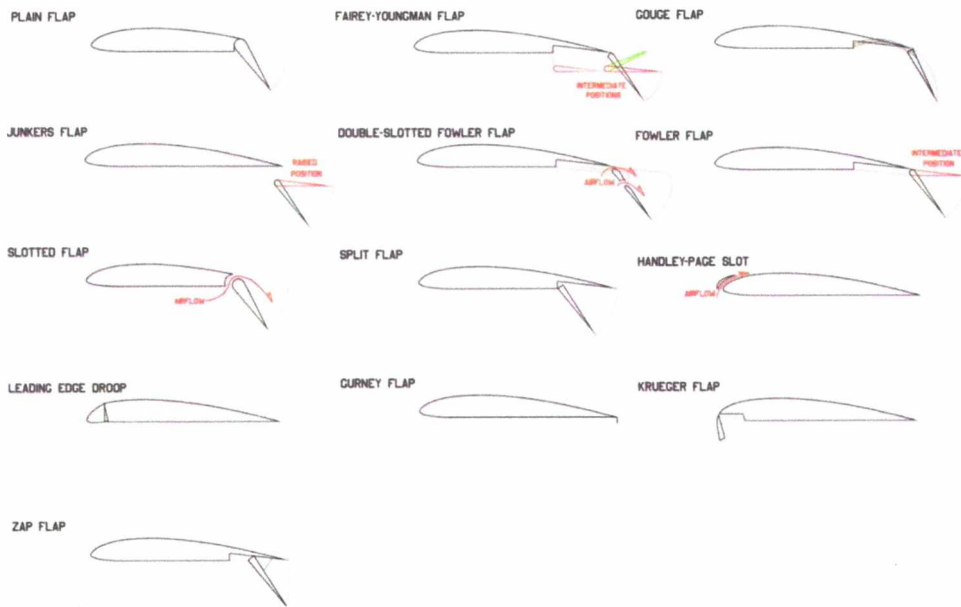
Σχήμα 3, μεταβολή χορδής και καμπυλότητας με εκτροπή του flap

Από την άλλη μεριά, τα slat έχει αποδειχθεί ότι επιτρέπουν την αεροτομή να δεχθεί μεγαλύτερες γωνίες προσβολής, καθυστερώντας την αποκόλληση του οριακού στρώματος. Ως εκ τούτου, η ταχύτητα κάτω της οποίας συμβαίνει απώλεια στήριξης μειώνεται με χρήση υπεραντρωτικών διατάξεων. Το Σχήμα 4, παρουσιάζει την επίδραση που έχουν στον συντελεστή άντωσης τα flap και τα slat. Γίνεται φανερό ότι τα slat επιδρούν στη γωνία απώλειας στήριξης και τα flap στον συντελεστή άντωσης [1].

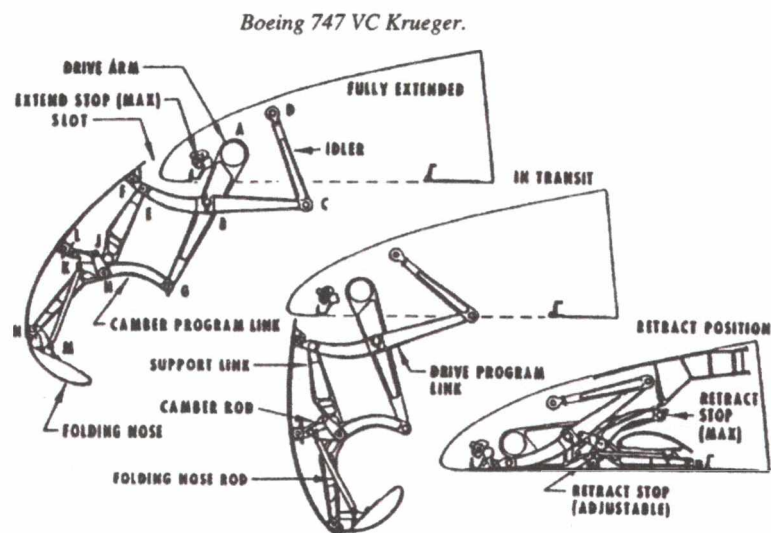


Σχήμα 4, επίδραση υπεραντωτικών διατάξεων στο  $C_L$  και στη γωνία απώλειας στήριξης [1]

Με το πέρασμα των χρόνων οι υπεραντωτικές διατάξεις γνώρισαν ραγδαία εξέλιξη και αναπτύχθηκαν διάφοροι τύποι flap και slat, κάνοντας τα όλο και πιο πολύπλοκα. Πέρα από τη βασική διάταξη plain flap αναπτύχθηκαν και άλλου είδους flaps [9], Σχήμα 5: split flaps, slotted flaps, fowler flaps, Junkers flaps, gouge flap, Fairey-Youngman flap, zap flap. Επιπλέον, δοκιμάστηκαν και flap στο χείλος προσβολής, τα Kruger flap, Σχήμα 6, όπου διέθεταν πολύ καλά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά αυξάνοντας σημαντικά την γωνία απώλειας στήριξης. Βέβαια οι διατάξεις αυτές όπως μπορεί να φανεί και από το Σχήμα 6 αποτέλεσαν βαριές και σύνθετες κατασκευές. Από την άλλη μεριά, τα slat αποτέλεσαν απλούστερες και ελαφρύτερες διατάξεις κάνοντας τα την πρώτη επιλογή για συστήματα στο χείλος προσβολής. Ωστόσο όμως, παρόλο που ήταν πιο απλές και ελαφριές διατάξεις, υστερούσαν σε αεροδυναμικά χαρακτηριστικά έναντι αυτών που διαθέτουν τα Kruger flap.



Σχήμα 5, τυπικές διατάξεις flap [8]



Σχήμα 6, μηχανισμός ενεργοποίησης Krueger flap

Με σκοπό να βελτιωθούν ακόμα περισσότερο τα χαρακτηριστικά των υπεραντωτικών διατάξεων δοκιμάστηκαν διαδοχικά flap σε απόσταση μεταξύ τους, δημιουργώντας διατάξεις γνωστές σαν double ή triple-slotted flaps. Η πολυπλοκότητα των συστημάτων αυτών κορυφώθηκε στα μέσα του '70 με το Boeing 747 το οποίο διέθετε Krueger flap στο χείλος προσβολής, Σχήμα 8, και triple-slotted flaps στο χείλος εκφυγής, Σχήμα 7, κατά μήκος της πτέρυγας [10].





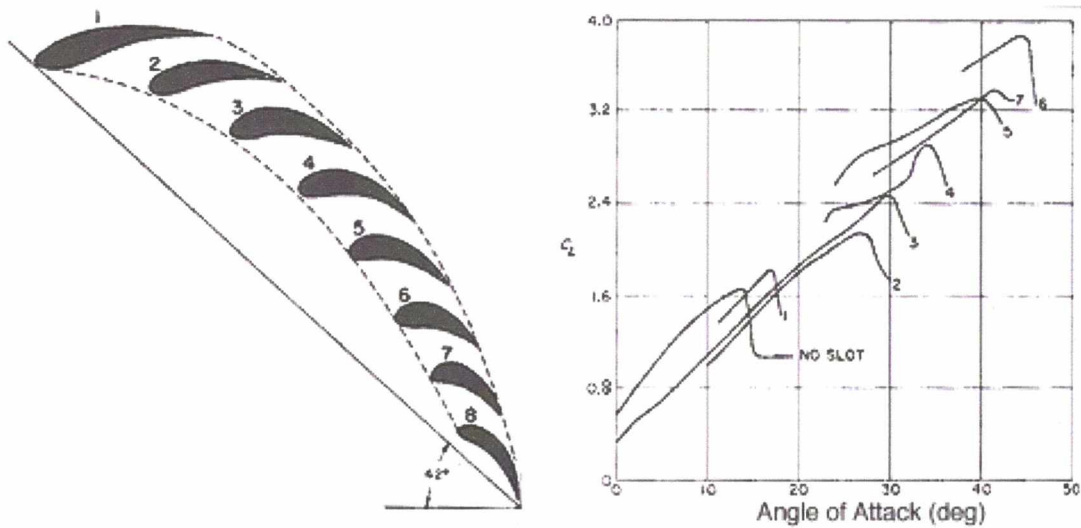
*Σχήμα 7, Boeing 747 με τα triple-slotted flaps σε πλήρη έκταση*



*Σχήμα 8, Boeing 747 με ανοιγμένα τα Kruger flap*

Η φιλοσοφία πίσω από triple-slotted flaps του Boeing 747 βασίζεται σε μία πειραματική διάταξη που περιλαμβάνει οκτώ flap και που μπορεί να πετύχει πολύ υψηλούς συντελεστές άντωσης, Σχήμα 9. Η πειραματική αυτή διάταξη είναι τοποθετημένη σε 42 μοίρες γωνία προσβολής όπου παρατηρείται και η μέγιστη άντωση, με τον συντελεστή της να είναι 4.33,

πολύ υψηλότερος από αυτόν που μπορεί να επιτευχθεί από μόνο ένα μόνο flap. Παρόλα αυτά, αποτελεί αρκετά πολύπλοκη κατασκευή για να χρησιμοποιηθεί στην πράξη.



Σχήμα 9, πειραματική διάταξη flap με οκτώ στοιχεία

Τα πολύπλοκα αυτά συστήματα που διέθετε το Boeing έπρεπε να απλοποιηθούν στο μέλλον διότι παράγοντες όπως βάρος και ευκολία συντήρηση άρχισαν να λαμβάνονται πιο πολύ υπόψη. Για το λόγο αυτό, η προσοχή στράφηκε στους τρόπους με τους οποίους μπορούν να επιτευχθούν υψηλοί συντελεστές άνωσης με όσον το δυνατόν πιο απλά συστήματα, όπως αυτό μπορεί να διαπιστωθεί και από τον παρακάτω πίνακα, Σχήμα 10, όπου παρουσιάζεται η εξέλιξη των συστημάτων της Boeing.

Type	B-47/B-52	367-80/ KC-135	707-320/ E-3A	727	747/E-4A	767
First flight	1947/1952	1954	1962	1963	1968	1981
Planform						
Typical airfoil	 Single-slotted fowler flap	 Double-slotted flap	 Double slotted flap and Krueger leading edge	 Slat and triple-slotted flap	 Variable camber Krueger and triple-slotted flap	 Slat and single-slotted flap
$C_{Lmax}$	1.8	1.78	2.2	2.79	2.45	2.45

Σχήμα 10, εξέλιξη των υπεραντωτικών διατάξεων της Boeing



Στις αρχές της δεκαετίας του '80 η Airbus βασισμένη στη διάταξη του A300-B που διέθετε double-slotted flaps αποφάσισε να χρησιμοποιήσει ακόμα απλούστερες διατάξεις, εξοπλίζοντας τα νέας γενιάς αεροσκάφη της, A320, A330 και A340 με single-slotted flaps χωρίς αυτό όμως να επιφέρει κάποια μείωση στο συντελεστή άνωσης. Ενώ για την Boeing την μεγαλύτερη κατασκευάστρια εταιρία αεροπλάνων εκείνη την εποχή, το 757 σηματοδότησε ένα νέο ξεκίνημα για την εταιρία. Το Boeing 757 ήταν εξοπλισμένο με double-slotted flaps τα οποία αποτελούσαν απλούστερες και ελαφρύτερες διατάξεις έναντι αυτών που διέθετε το Boeing 747. Συνεχίζοντας την παράδοση μέχρι σήμερα, η Airbus αποφάσισε να εξοπλίσει τη ναυαρχίδα του στόλου της A380 με single-slotted flaps, *Σχήμα 11*, διότι λόγω του μεγέθους του παράμετροι όπως βάρος, πολυπλοκότητα και συντήρηση αποτελούν κυρίαρχες παραμέτρους. Από την άλλη μεριά η Boeing εξακολουθεί και εξοπλίζει τα αεροσκάφη της, όπως αυτό φαίνεται στα 767 και 777, με double-slotted flaps *Σχήμα 12*. Στο χείλος προσβολής τα συστήματα που χρησιμοποιούνται κατά κύριο λόγο στα επιβατηγά αεροπλάνα είναι τα slats. Για το λόγο αυτό και η Airbus, μία από τις μεγαλύτερες κατασκευάστριες εταιρίες, έχει εξοπλίσει με τα συστήματα αυτά όλα τις τα αεροσκάφη. Στα ίδια βήματα κινήθηκε και η Boeing εξοπλίζοντας τα τελευταία αεροσκάφη της B777 και B787 με slat θέλοντας να μειώσει την πολυπλοκότητα των συστημάτων της παρόλο που για πάνω από 30 χρόνια είχε εμπειρία στα Kruger flaps.



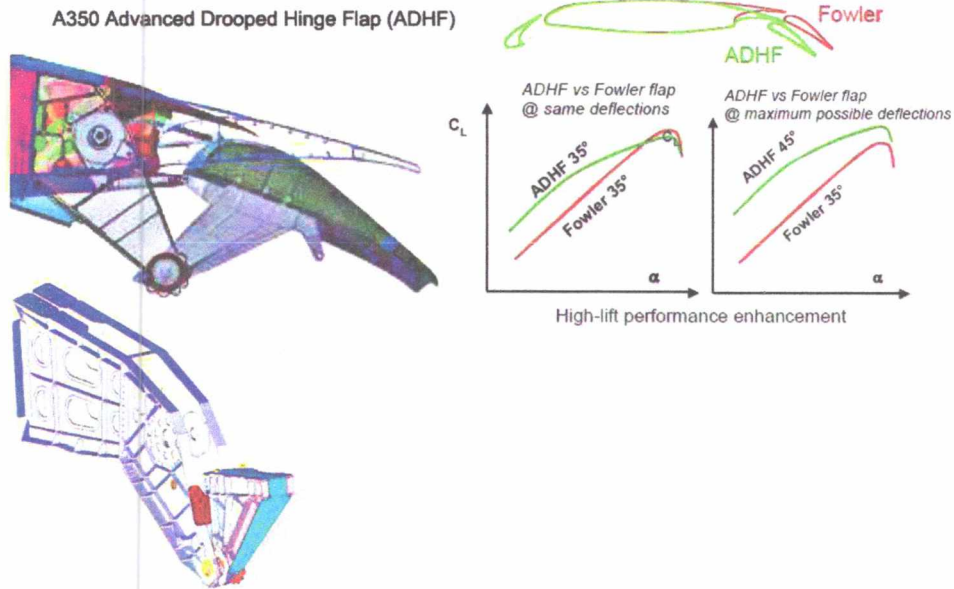
*Σχήμα 11, Airbus A380 με single-slotted flaps σε πλήρη έκταση*



**Σχήμα 12, Boeing 777 με double-slotted flaps**

Πέρα όμως από αυτές τις διατάξεις πρόσφατα αναπτύχθηκαν και νέα συστήματα με σκοπό να μειώσουν ακόμα περισσότερο την πολυπλοκότητα. Τα Advanced Dropped Hinge Flaps, Σχήμα 13, αποτελούν τα νέα αυτά συστήματα που αναπτύχθηκαν και πατενταρίστηκαν από την Airbus τα οποία τα χρησιμοποίησε στο A350 XWB [11]. Τα ADHF αποτελούν πολύ απλές διατάξεις με ελάχιστα κινούμενα μέρη πετυχαίνοντας σημαντική αύξηση του συντελεστή άντωσης και μείωση του συνολικού βάρους κατά μισό τόνο.

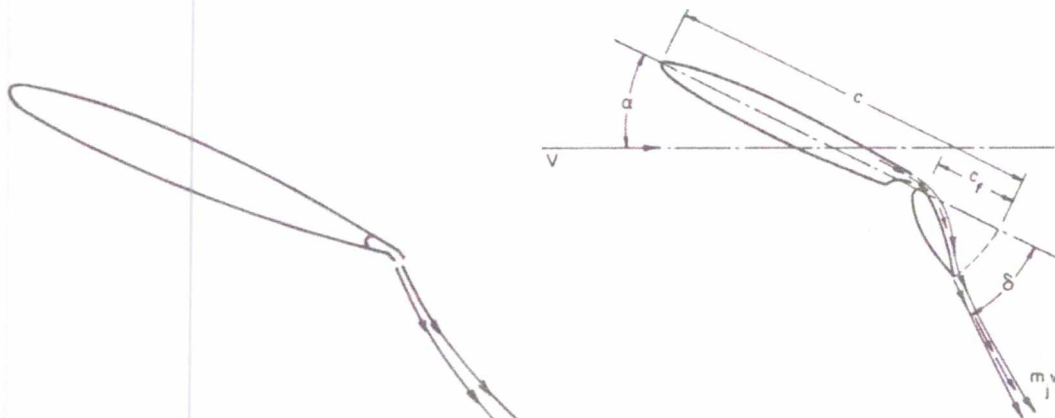




Σχήμα 13, σύστημα στίριξης Advanced Drooped Hinge Flap [10]

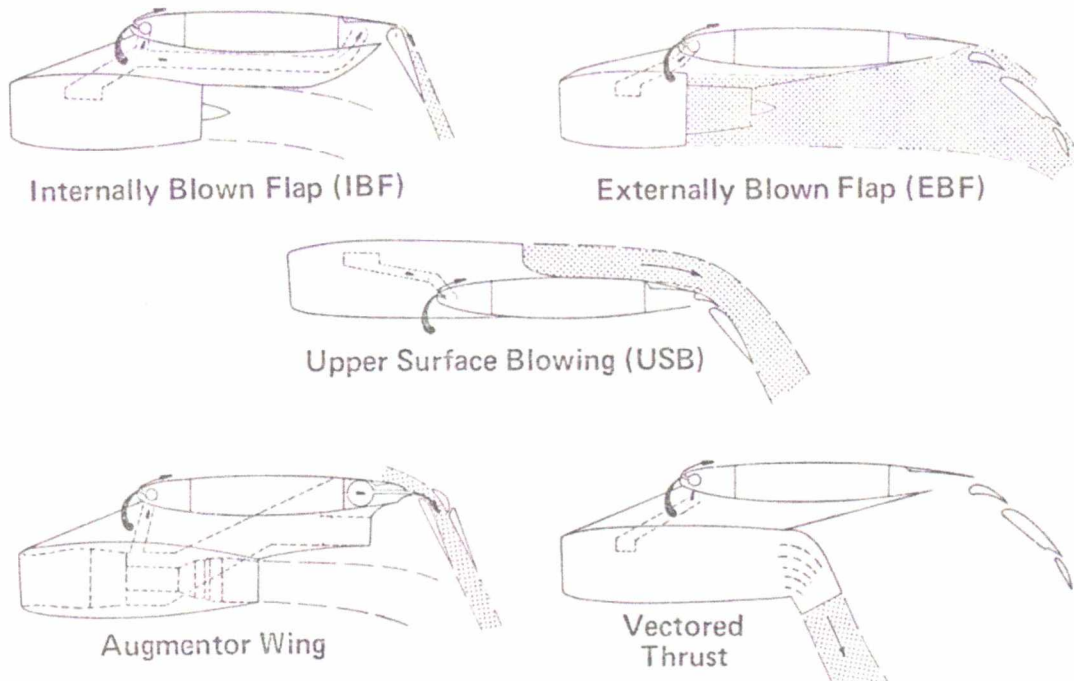
### 2.1.2 Υπεραντωτικές διατάξεις Powered lift

Επιπλέον όμως, εκτός από τα μηχανικά flap, υπάρχουν και τα υπεραντωτικά συστήματα powered lift. Τα συστήματα αυτά αντικαθιστούν τα μηχανικά flap και εκμεταλλεύονται τα υψηλής ταχύτητας αέρια που εξέρχονται από τον κινητήρα. Τα αέρια οδηγούνται μέσω αγωγών στο χείλος εκφυγής από όπου και εξέρχονται δημιουργώντας έτσι ένα jet flap με σκοπό να αυξήσουν ακόμα περισσότερο το συντελεστή άντωσης, Σχήμα 14. Επιπλέον τα συστήματα powered lift μπορούν να συνδυαστούν με μηχανικά flap σχηματίζοντας διατάξεις γνωστές σαν blown flap, Σχήμα 15. Η φιλοσοφία των διατάξεων αυτών είναι ότι εκτρέποντας τα υψηλής ταχύτητας αέρια του κινητήρα προς μία κατεύθυνση δημιουργείται μία ίση και αντίθετης φοράς δύναμη, η οποία συμβάλει στην περεταίρω αύξηση της άντωσης, όπως αναφέρεται στο [12].

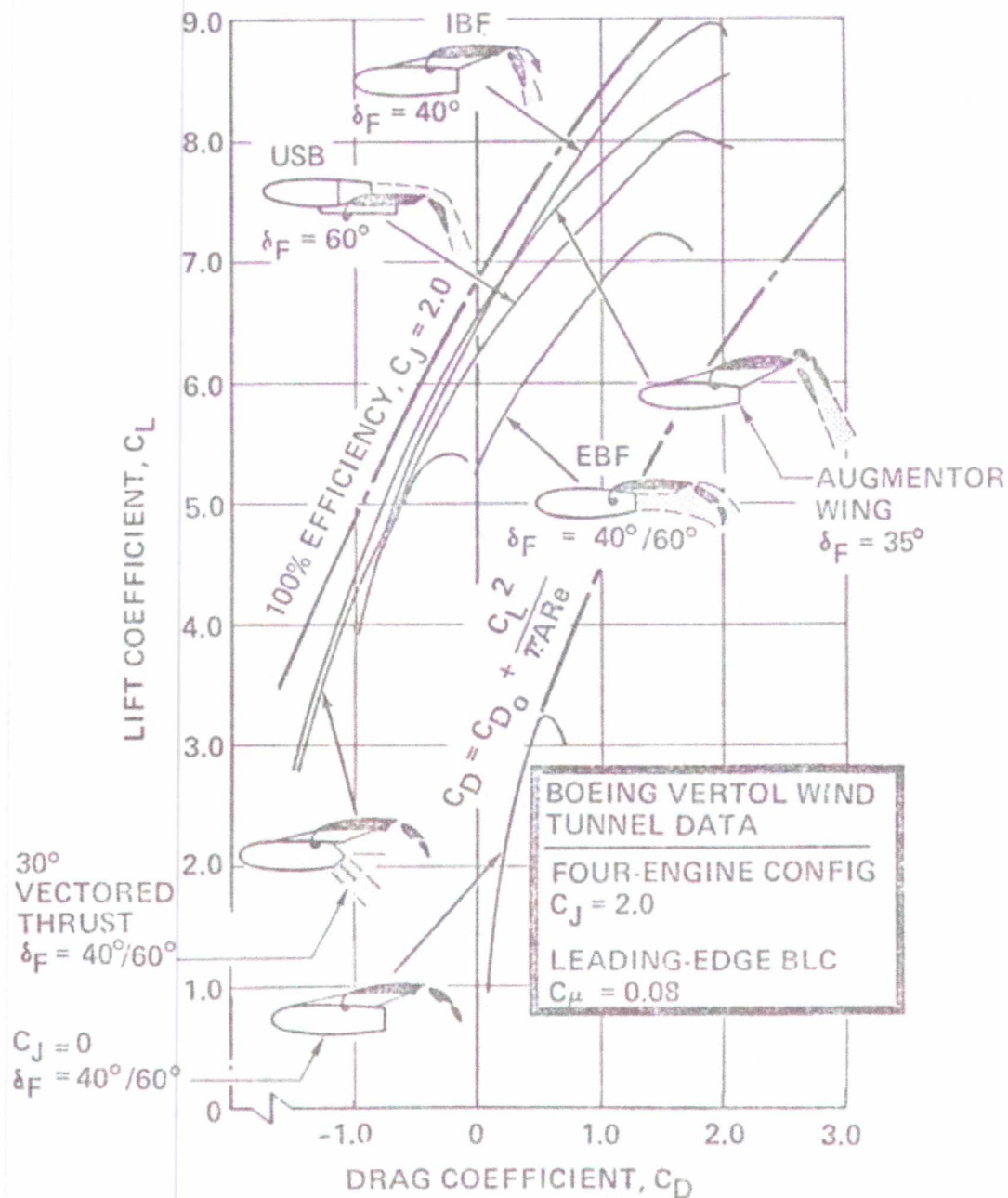


Σχήμα 14, Jet flap στα αριστερά και Blown flap δεξιά [11]

Οι διατάξεις αυτές, Σχήμα 15, επιτρέπουν συντελεστές άντωσης μεγαλύτερους του 7 όπως φαίνεται και από το Σχήμα 16, παρέχοντας έτσι την δυνατότητα προσγείωσης και απογείωσης σε ακόμα μικρότερες αποστάσεις έναντι αυτών που απαιτούνταν με την χρήση μηχανικών flap.



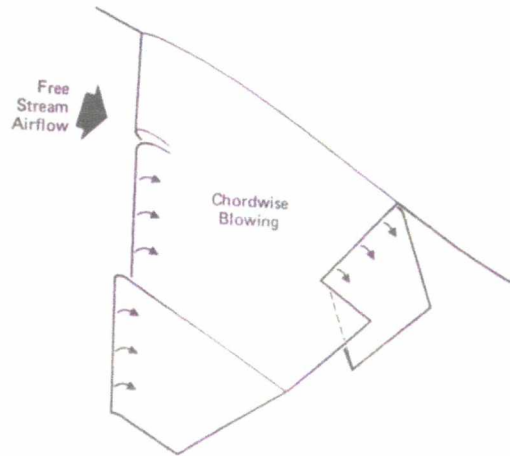
Σχήμα 15, Από Nicolai, *Fundamentals of Aircraft Design*, 1976, attributed to Boeing [11]



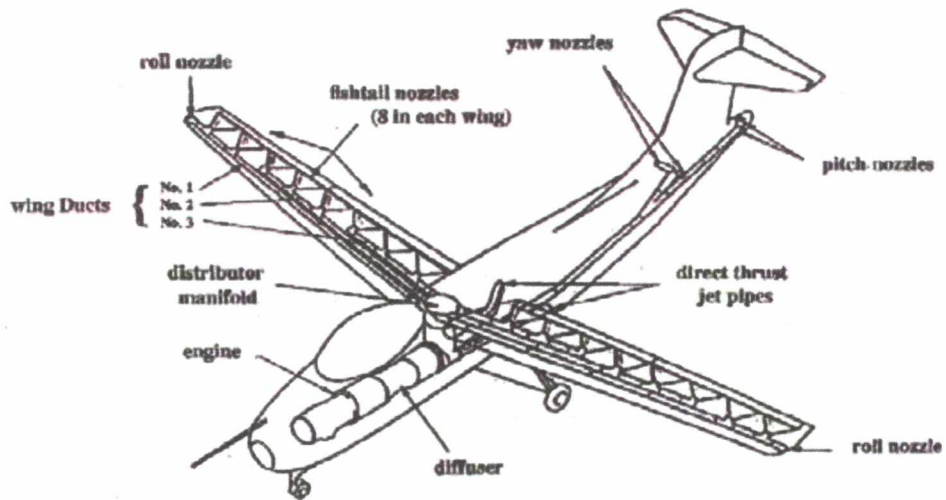
Σχήμα 16, από Nicolai, *Fundamentals of Aircraft Design*, 1976, attributed to Boeing [11]

Ένα από τα πρώτα αεροπλάνα στα οποία χρησιμοποιήθηκε η τεχνολογία αυτή ήταν το McDonnell Douglas F-4 Phantom II, Σχήμα 17, στις αρχές του '60 και το Hunting H126, Σχήμα 18, το 1963. Το F-4 Phantom II σχεδιάστηκε για τον αμερικάνικο στρατό χρησιμοποιώντας blown flaps. Στα flaps αυτού του τύπου τα υψηλής ταχύτητας αέρια του κινητήρα διοχετεύονται μέσω αγωγών στην πτέρυγα δημιουργώντας ένα νέο λεπτό οριακό στρώμα γύρω από αυτή το οποίο επιτρέπει μεγαλύτερες γωνίες προσβολής χωρίς να επέλθει αποκόλληση. Στην άλλη μεριά του Ατλαντικού το Hunting H126 κατασκευάστηκε από την Βρετανική εταιρία Hunting Aircraft αποκλειστικά και μόνο για δοκιμαστικούς σκοπούς και ήταν εξοπλισμένο με jet flaps πετυχαίνοντας συντελεστή άντωσης λίγο μεγαλύτερο του 7.





Σχήμα 17, McDonnell Douglas F-4 Phantom II



Σχήμα 18, Hunting H126 Jet flap airplane

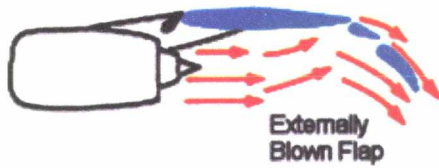
Έπειτα στις αρχές του '70, όπως αναφέρεται στο [13], η Boeing υπέγραψε συμβόλαιο με τη NASA με σκοπό την τροποποίηση του deHavilland DHC-5 Buffalo, *Σχήμα 19*. Το εγχείρημα ξεκίνησε το 1974, τροποποιώντας και εξοπλίζοντας το αεροσκάφος με μικρού εκπετάσματος πτέρυγα και κινητήρες turbofan διαχωρισμένης ροής μέρος της οποίας διοχετευόταν στα flap. Το επανασχεδιασμένο από την Boeing αεροσκάφος πραγματοποιήσε την πρώτη του πτήση στις 6 Ιουλίου του 1978 πετυχαίνοντας  $C_{l_{\max}} = 10$ .



*Σχήμα 19, πειραματικό αεροσκάφος της NASA deHavilland DHC-5 Buffalo*

Συνεχίζοντας στη δεκαετία του '80, την εμφάνιση του έκανε το McDonnell Douglas C-17, *Σχήμα 20*. Το C-17 αναπτύχθηκε για τον αμερικάνικο στρατό κατά τη διάρκεια 1980 μέχρι 1990 πραγματοποιώντας την πρώτη πτήση του στις 15 Σεπτεμβρίου του 1991. Το C-17 είναι εξοπλισμένο με Externally Blown Flaps που του παρέχουν τη δυνατότητα πολύ σύντομων προσγειώσεων και απογειώσεων.





Σχήμα 20, Externally Blown Flaps (αριστερά), C-17 κατά την απογείωση (δεξιά)

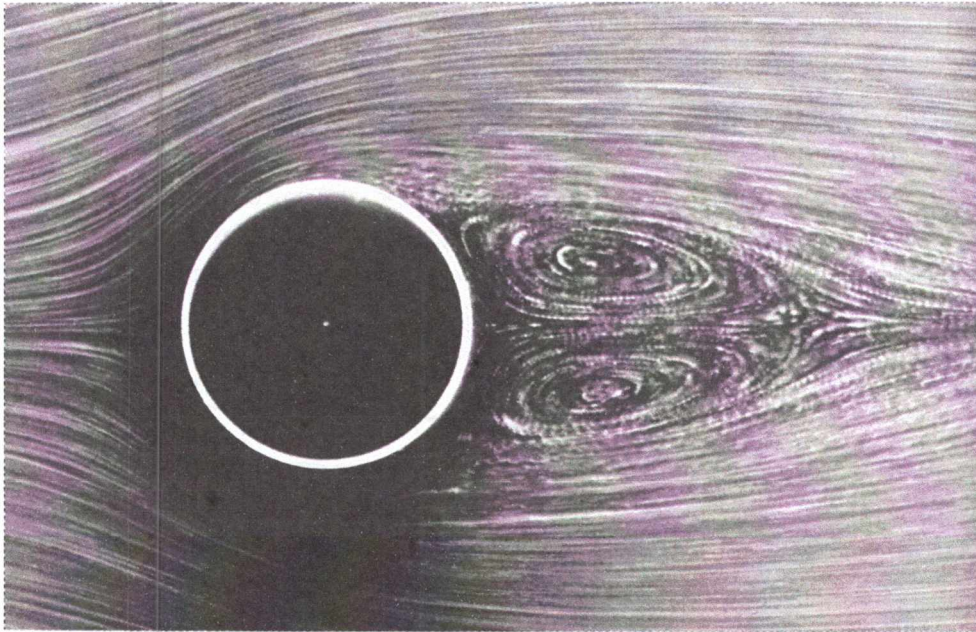
Η εφαρμογή των διατάξεων αυτών με βάση [12] περιορίζεται κατά κύριο λόγο σε στρατιωτικές εφαρμογές. Ο λόγος που συμβαίνει αυτό είναι ότι του είδους αυτά τα flap απαιτούν μεγάλη μηχανική αντοχή λόγω των πολύ ισχυρών κινητήρων και των υψηλής ενέργειας αερίων καθώς και μεγάλη θερμική αντίσταση εξαιτίας των πολύ υψηλών θερμοκρασιών που αναπτύσσονται σε αυτά. Επιπλέον αποτελούν σύνθετες διατάξεις οι οποίες δημιουργούν πολύ θόρυβο και προκαλούν πολύ μεγάλη αύξηση της θερμοκρασίας του αεροδιαδρόμου καθώς τα αέρια του κινητήρα οδηγούνται μέσω των διατάξεων απευθείας στο έδαφος. Οι παράγοντες αυτοί είναι οι κύριοι λόγο που καθιστούν μη αποτελεσματική την εφαρμογή τους σε επιβατηγά αεροπλάνα παρόλη την βελτίωση που επιφέρουν στον συντελεστή άντωσης.

## 2.2 Βασικά φαινόμενα

Αεροδυναμική είναι ένας ιδιαίτερος κλάδος της Μηχανικής, με αντικείμενο μελέτης και έρευνας τους νόμους που διέπουν τη ροή γύρω από σώματα αεροδυναμικής μορφής αλλά και τις δυνάμεις που αναπτύσσονται σε αυτά. Σώματα αεροδυναμικής μορφής θεωρούνται αυτά των οποίων η μία από τις τρεις διεύθυνσης, η κάθετη στη ροή του αερίου, έχει αρκετά μικρότερη επιφάνεια σε σχέση με τις άλλες.

### 2.2.1 Ροή γύρω από στερεά σώματα

Όταν υπάρχει σχετική κίνηση μεταξύ αερίου και στερεού σώματος τότε γύρω από το σώμα αυτό δημιουργείται ένα πεδίο ροής το οποίο αναπαριστάται από τις ροϊκές γραμμές, Σχήμα 21.



Σχήμα 21, πεδίο ροής γύρω από κυλινδρική επιφάνεια

Όπως φαίνεται από το Σχήμα 21, διακρίνονται οι εξής τρεις περιοχές:

1. Η περιοχή μακριά από το στερεό σώμα, όπου η ροή παραμένει ανεπηρέαστη.
2. Η περιοχή κοντά στο στερεό, όπου η ροή προσαρμόζεται στη γεωμετρία του στερεού.
3. Και η περιοχή του απορεύματος στο πίσω μέρος του σώματος όπου έχουμε αποκόλληση της ροής και σχηματισμό δινών.

Επιπλέον στο πεδίο της ροής παρατηρούνται σημεία όπου έχουμε πύκνωση των γραμμών ροής άρα αυξημένη ταχύτητα, σημεία όπου έχουμε αραιώση άρα μειωμένη ταχύτητα και ένα σημείο όπου η ροή προσκρούει κάθετα στην επιφάνεια.

### 2.2.2 Νόμος της Συνέχειας

Τις αυξομειώσεις αυτές στη ταχύτητα, ανάλογα με τη πύκνωση ή αραιώση των γραμμών ροής μπορούμε να την ερμηνεύσουμε με το Νόμο της Συνέχειας. Θεωρώντας ένα κυλινδρικό αγωγό μεγάλης διατομής και στη μέση του ένα στερεό σώμα διαπιστώνουμε ότι τα σημεία της επιφάνειας του στερεού που απέχουν λιγότερο από την επιφάνεια του αγωγού δημιουργούν μικρότερη διατομή μέσα από την οποία μπορεί να περάσει το ρευστό. Άρα στην περιοχή αυτή παρατηρείται πύκνωση των γραμμών ροής.

Από το Νόμο της Συνέχειας:

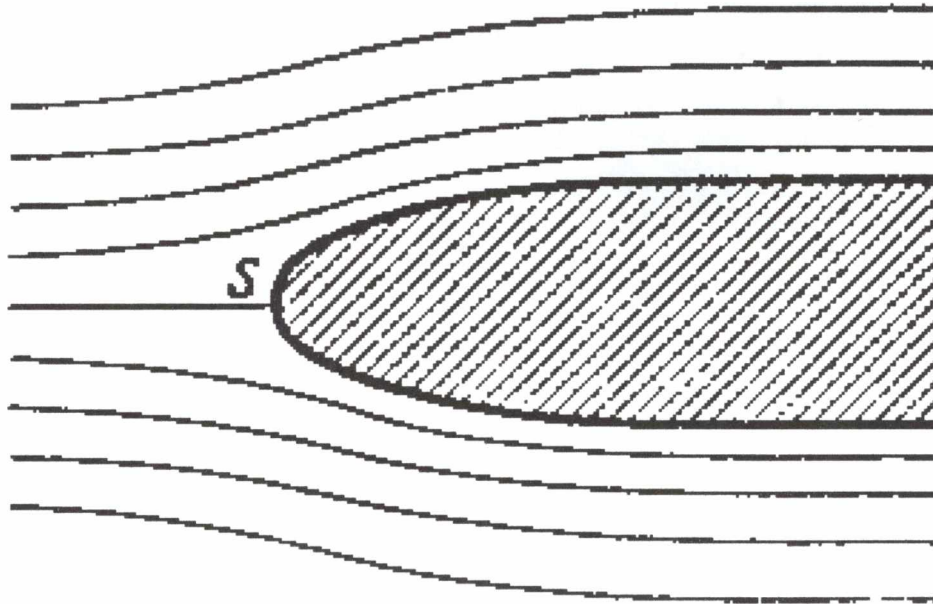
$$Q = \rho VA = \text{σταθ.} \quad \text{εξ. 2}$$

όπου  $\rho$  η πυκνότητα του ρευστού (σταθερή),  $V$  η ταχύτητα του ρευστού και  $A$  η διατομή της επιφάνειας μέσω της οποίας διέρχεται το ρευστό.



Συμπεραίνουμε ότι για μειωμένη διατομή θα πρέπει να έχουμε αυξημένη ταχύτητα, ούτως ώστε το γινόμενο να παραμένει σταθερό.

Στο σημείο τώρα όπου η ροή συναντάει κάθετα την επιφάνεια, όπως φαίνεται στο Σχήμα 22, παρατηρείται μηδενική ταχύτητα με το σημείο που συμβαίνει αυτό να ονομάζεται σημείο ανακοπής. Τότε στην επιφάνεια του στερεού πέρα από την στατική πίεση  $p$ , αναπτύσσεται και δυναμική πίεση  $q$  όπου η στατική πίεση προκαλείται από σταθερές δυνάμεις που ενεργούν στην επιφάνεια, ενώ η δυναμική προκαλείται από τις δυνάμεις λόγω κρούσεων των κινούμενων σωματιδίων.



Σχήμα 22, σημείο ανακοπής  $S$

Η δυναμική πίεση που σε αυτή οφείλονται κατά κύριο λόγο οι δυνάμεις που ασκεί το ρευστό στις διάφορες επιφάνειες, εκφράζει την κινητική ενέργεια ανά μονάδα όγκου και ορίζεται ως:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad \text{εξ. 3}$$

### 2.2.3 Νόμος Bernoulli

Σύμφωνα με το νόμο του Bernoulli, που αποτελεί ένα φορμαλισμό της Αρχής Διατήρησης της Μηχανικής Ενέργειας, το συνολικό άθροισμα της στατικής και της δυναμικής πίεσης σε οριζόντια φλέβα ή αγωγό, απουσία τριβών, παραμένει σταθερό [14].

$$P_{\text{tot}} = p + q = \text{σταθ.} \Rightarrow p + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{σταθ.} \quad \text{εξ. 4}$$



Θεωρώντας ότι ο αέρας είναι ασυμπίεστο ρευστό, που είναι μια καλή παραδοχή για χαμηλές ταχύτητες του ρευστού  $M < 0.4$  (όπου  $M$  είναι ο αριθμός Mach  $M = V/\alpha$ , με  $\alpha$  την ταχύτητα του ήχου), ο νόμος του Bernoulli μπορεί να δώσει μια συσχέτιση μεταξύ στατικής πίεσης  $p$  και ταχύτητας  $V$ .

Στα σημεία όπου έχουμε πύκνωση των γραμμών ροής, άρα αυξημένη ταχύτητα  $V$ , από τη σχέση:

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{σταθ.} \quad \text{εξ. 5}$$

Παρατηρείται ότι πρέπει να έχουμε μειωμένη στατική πίεση έτσι ώστε το άθροισμά τους να παραμένει σταθερό. Ενώ αντίστροφα αν έχουμε μειωμένη ταχύτητα πρέπει να έχουμε αυξημένη στατική πίεση.

#### 2.2.4 Οριακό στρώμα

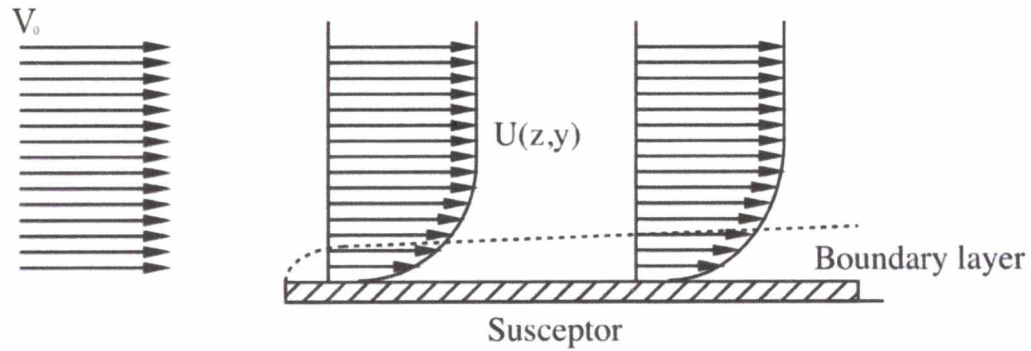
Λόγο της κίνησης και του ιξώδους του ρευστού γύρω από το στερεό αναπτύσσεται ένα οριακό στρώμα. Η ανάπτυξη οριακού στρώματος συνεπάγεται την εμφάνιση ανομοιόμορφης κατανομής ταχυτήτων, *Σχήμα 23* και κατά συνέπεια την εμφάνιση διατμητικών τάσεων. Ας υποθέσουμε όπως φαίνετε και στο *Σχήμα 23* ότι το ρευστό κινείται σε στρώσεις και ότι προσεγγίζει μια επίπεδη πλάκα, τοποθετημένη παράλληλα στη διεύθυνση ροής, με μια ομοιόμορφη ταχύτητα  $V_0$ . Επάνω στην στερεή επιφάνεια η ταχύτητα του ρευστού είναι μηδέν, όπως απαιτείται από τη συνθήκη μη ολίσθησης, ενώ όσο απομακρυνόμαστε από αυτή η ταχύτητα αυξάνεται σταδιακά μέχρι να αποκτήσει την ταχύτητα  $V_0$ . Η απόσταση αυτή καθορίζει το πάχος του οριακού στρώματος και ορίζεται από τον Blasius. Για στρωτό οριακό στρώμα το πάχος του πάνω σε επίπεδη πλάκα ορίζεται ως:

$$\delta \approx 4.91 \sqrt{\frac{\nu x}{V_0}} \quad \text{εξ. 6}$$

και για τυρβώδες ως:

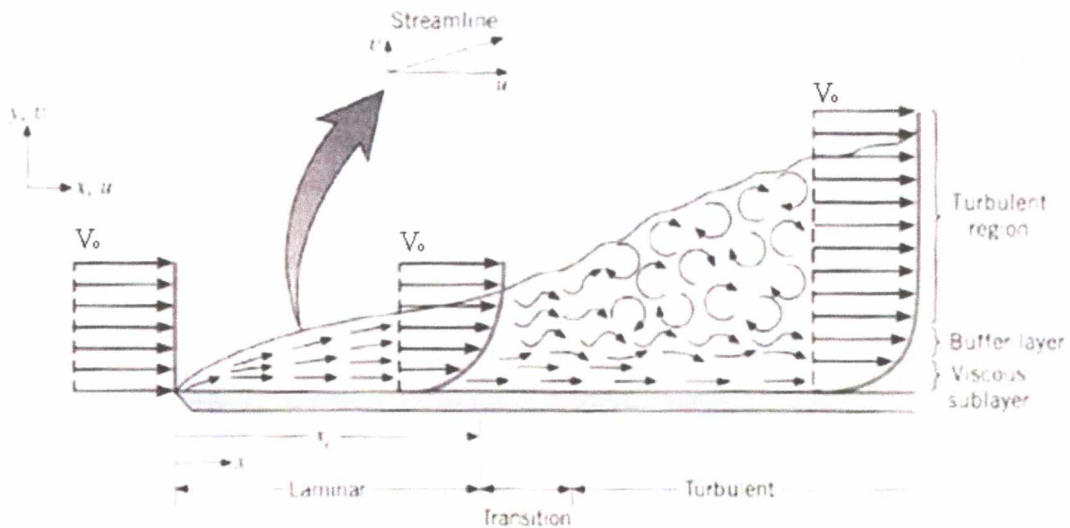
$$\delta \approx \frac{0.382 x \mu^{1/5}}{(\rho V_0 x)^{1/5}} \quad \text{εξ. 7}$$

όπου  $x$  το μήκος της επίπεδης πλάκας



Σχήμα 23, ανάπτυξη οριακού στρώματος πάνω σε επίπεδη πλάκα

Μέσα στο οριακό στρώμα, που διακρίνεται σε στρωτό και τυρβώδες, δεν ισχύει ο νόμος του Bernoulli λόγω θερμικών απωλειών. Όπως φαίνεται στο Σχήμα 24, στο στρωτό οριακό στρώμα η ροή κινείται σε παράλληλα στρώματα καθένα από τα οποία έχει συγκεκριμένη ταχύτητα, ανεξάρτητη του χρόνου για δεδομένο σημείο. Καθώς όμως κινούμαστε κατά μήκος της πλάκας η ενέργεια του οριακού στρώματος ελαττώνεται και ύστερα από κάποιο σημείο  $x > x_c$  ( $x_c$  το μήκος της επιφάνειας που η ροή είναι στρωτή) μετατρέπεται σε τυρβώδες. Η μετάπτωση από στρωτή σε τυρβώδη ροή επιταχύνεται από τυχόν ανωμαλίες στην επιφάνεια και χαρακτηρίζεται από έντονη ανάμιξη των στρωμάτων και αυξημένη οπισθέλκουσα τριβής. Η περιοχή μεταξύ στρωτής και πλήρως ανεπτυγμένης τυρβώδους ροής ονομάζεται μεταβατική περιοχή και είναι ασταθής.



Σχήμα 24, είδη ροής πάνω σε επίπεδη πλάκα

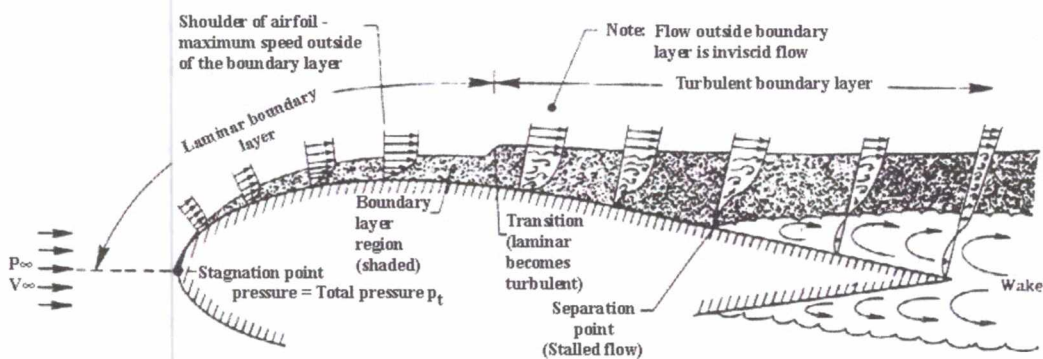
Η κύρια παράμετρος που καθορίζει τη μετάβαση από τη στρωτή στη τυρβώδη ροή είναι ο τοπικός κρίσιμος αριθμός Reynolds όπου η τιμή του εξαρτάται από την εκάστοτε γεωμετρία και ορίζεται ως:

$$Re_c = \frac{V_0 x_c}{\nu}$$

εξ. 8

όπου  $\nu$  είναι το κινηματικό ιξώδες ( $\nu = \mu/\rho$ ).

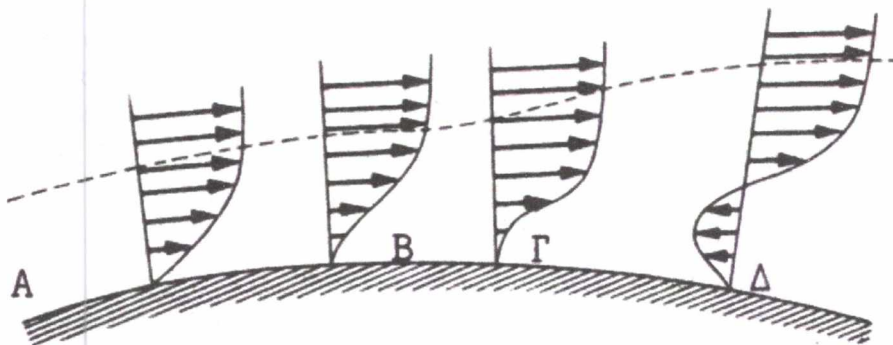
Το στρωτό οριακό στρώμα είναι επιρρεπές σε περιοχές αυξανόμενης πίεσης. Για το λόγο αυτό σε πτέρυγες στρωτή ροή επικρατεί από το χείλος προσβολής μέχρι περίπου το σημείο ελάχιστης πίεσης και κατόπιν τυρβώδης μέχρι το χείλος εκφυγής, Σχήμα 25. Γενικά, η διατήρηση στρωτού οριακού στρώματος είναι κάτι το επιθυμητό καθώς έτσι μειώνονται οι αντιστάσεις λόγω τριβών. Με σκοπό την ελάττωση των αντιστάσεων αναπτύχθηκαν αεροτομές στρωτής ροής που σχεδιάστηκαν ώστε να έχουν το κρίσιμο σημείο μετάπτωσης πιο κοντά στο χείλος εκφυγής, με τα πλεονεκτήματά τους να γίνονται εμφανή για αριθμούς  $Re > 3 \cdot 10^6$ .



Σχήμα 25, ανάπτυξη ροής πάνω σε πτέρυγα

### 2.2.5 Αποκόλληση οριακού στρώματος

Πολλές φορές και κυρίως για ροή γύρω από σώματα που δεν έχουν αεροδυναμικό σχήμα είναι δυνατόν να παρατηρηθεί αποκόλληση του οριακού στρώματος με αποτέλεσμα να υπάρξει αναστροφή ταχυτήτων.



Σχήμα 26, πορεία του οριακού στρώματος μέχρι την αποκόλληση του

Στο Σχήμα 26, παρουσιάζεται η ροή γύρω από μια καμπύλη επιφάνεια η οποία χωρίζεται σε τέσσερα τμήματα. Από το σημείο A μέχρι το σημείο B η διατομή της ελεύθερης επιφάνειας



μειώνεται σταδιακά με αποτέλεσμα από το Νόμο της Συνέχειας να αυξάνεται η ταχύτητα και από το νόμο του Bernoulli μειώνεται η πίεση, ενώ από το σημείο Γ μέχρι και το Δ συμβαίνει το αντίθετο. Μέσα στα όρια του οριακού στρώματος οι δυνάμεις τριβής λόγω του ιξώδους του ρευστού έχουν σαν αποτέλεσμα να δημιουργούν την κατανομή ταχυτήτων όπως φαίνεται στο *Σχήμα 26*.

Η ταχύτητα των κατωτέρων στρωμάτων του οριακού στρώματος μειώνεται διαρκώς καθώς κινούμαστε κατά μήκος της επιφάνειας εξαιτίας των απωλειών. Η μείωση όμως που προκαλείτε στην ταχύτητα από το σημείο Α μέχρι και το Β, λόγω της ύπαρξης τριβών, αντισταθμίζεται από την γενική αύξηση της ταχύτητας λόγω μειωμένης διατομής της ελεύθερης επιφάνειας. Ενώ όμως από το σημείο Β και μετά η μείωση αυτή στην ταχύτητα ενισχύεται από την επιβράδυνση της ροής και σε κάποιο σημείο Δ αντιστρέφεται η διεύθυνση της προκαλώντας δίνες και αποκόλληση του οριακού στρώματος.

Η κύρια αιτία που οδηγεί στην αποκόλληση του οριακού στρώματος είναι η αντίξοη βαθμίδα πίεσης (adverse pressure gradient  $\partial P / \partial x > 0$ ). Δηλαδή, κατά τη διεύθυνση της ροής αντί να μειώνεται η πίεση βοηθώντας έτσι την ροή, αυξάνεται επιβραδύνοντας την αρχικά και αντιστρέφοντας την στην συνέχεια. Τα σωματίδια που κινούνται μέσα στο οριακό στρώμα λόγω της χαμηλής κινητικής ενέργειας τους δεν μπορούν να εισχωρήσουν αρκετά στις περιοχές υψηλής πίεσης, με αποτέλεσμα η ροή να αποκολλάτε και τα σωματίδια που βρίσκονται στο οριακό στρώμα ακολουθούν τη φορά του διανύσματος της πίεσης που έχει φορά αντίθετη από αυτή της ροής.

Με βάση αυτά που ειπώθηκαν, ως σημείο διαχωρισμού ορίζεται εκείνο το σημείο που μηδενίζεται η ταχύτητα και αντιστρέφεται η διεύθυνση της. Το σημείο αυτό μπορεί να προσδιοριστεί από τον τύπο:

$$\frac{\partial u}{\partial y} = 0 \text{ για } y = 0, \text{ όπου } y \text{ η διεύθυνση η κάθετη στη ροή.}$$

Μετά την αποκόλληση του το οριακό στρώμα μπορεί να επανακολληθεί ως τυρβώδες ή να παραμείνει ως έχει δημιουργώντας έτσι μία περιοχή με δίνες που χαρακτηρίζεται από μεγάλη οπισθέλκουσα. Ειδικά για τις πτέρυγες η αποκόλληση του οριακού στρώματος πέρα από την αύξηση της οπισθέλκουσας οδηγεί σε μείωση της άντωσης αλλά και σε μειωμένη γωνία όπου συμβαίνει απώλεια στήριξης.

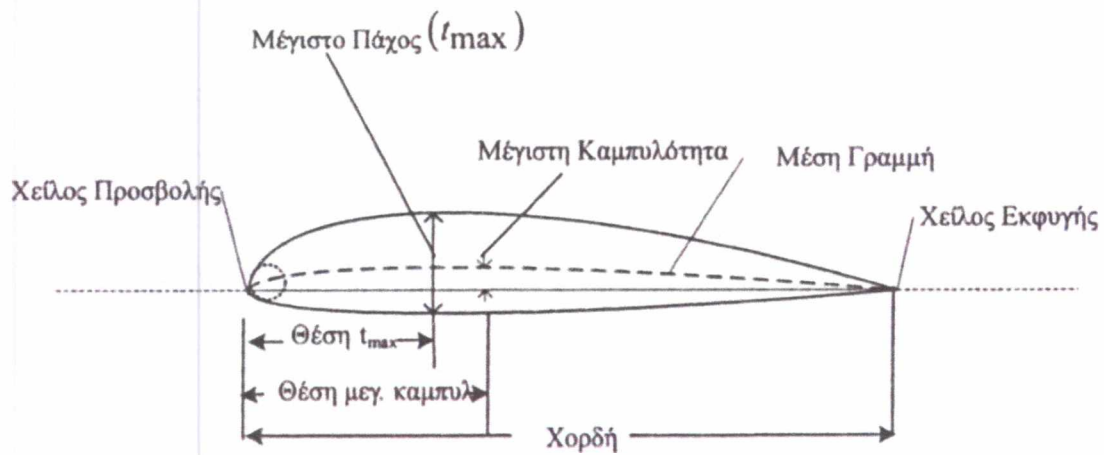
### 2.3 Θεωρία αεροτομών

Ως αεροτομή, ορίζεται το τμήμα της πτέρυγας καθώς το βλέπουμε σε τομή και η γεωμετρία της καθορίζει τις αεροδυναμικές ιδιότητες και τις δυνάμεις που αναπτύσσονται πάνω στην πτέρυγα [15]. Οι βασικοί παράγοντες που την επηρεάζουν την γεωμετρία είναι οι ακόλουθοι, *Σχήμα 27*, :

- Χείλος προσβολής της αεροτομής ( leading edge ): αποτελεί το μπροστινό σημείο της αεροτομής και είναι αυτό που πρώτο έρχεται σε επαφή με τον αέρα.

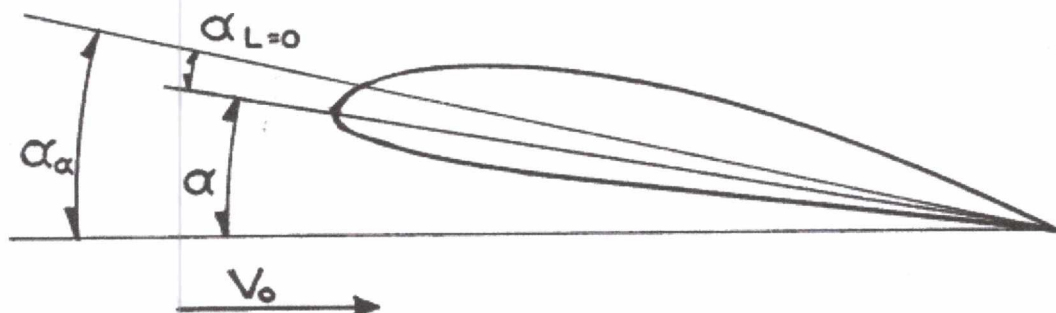


- Χείλος εκφυγής της αεροτομής ( trailing edge ): αποτελεί το τελευταίο προς τα πίσω σημείο της αεροτομής.
- Χορδή της αεροτομής ( Chord ): αποτελεί την ευθεία γραμμή που συνδέει το χείλος προσβολής με το χείλος εκφυγής και συμβολίζεται με το γράμμα  $c$ .
- Μέση γραμμή καμπυλότητας της αεροτομής ( Mean Camber Line ): αποτελεί τον γεωμετρικό τόπο των σημείων της αεροτομής που ισαπέχουν από την πάνω και κάτω επιφάνεια της.
- Καμπυλότητα της αεροτομής ( Camber ): αποτελεί την απόσταση μεταξύ της χορδής και της μέσης γραμμής καμπυλότητας. Συμβολίζεται με το γράμμα  $f$  και εκφράζεται ως σχετική καμπυλότητα με το λόγο  $f/c$  (%).
- Πάχος της αεροτομής ( Thickness ): αποτελεί την κάθετη απόσταση μεταξύ της πάνω και κάτω επιφάνειας της αεροτομής. Συμβολίζεται με το γράμμα  $t$  και εκφράζεται ως σχετικό πάχος με το λόγο  $t/c$  (%).



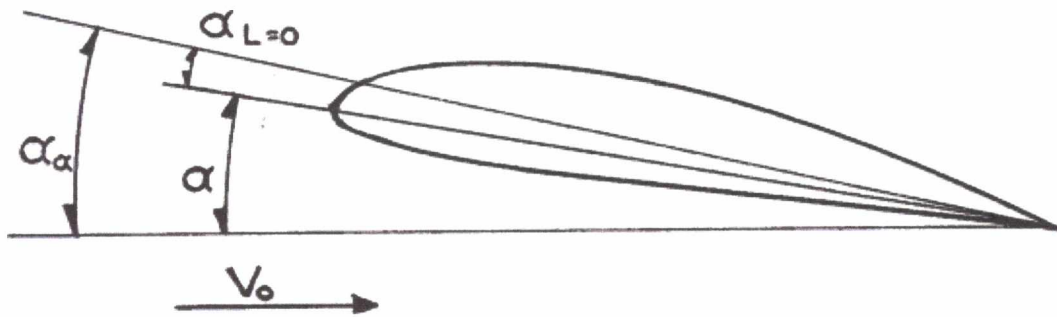
Σχήμα 27, βασικά γεωμετρικά μεγέθη αεροτομής

Πέρα από τα βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά, μπορούν να ορισθούν και κάποιες γωνίες,



Σχήμα 28. Η γωνία προσβολής ( $\alpha$ ) όπου σχηματίζεται από τη διεύθυνση της ελεύθερης ροής με τη χορδή της αεροτομής και παίρνει θετικές τιμές όταν η ελεύθερη ροή προσβάλλει την αεροτομή από την κάτω επιφάνεια. Επιπλέον πέρα από την γωνία προσβολής ορίζεται

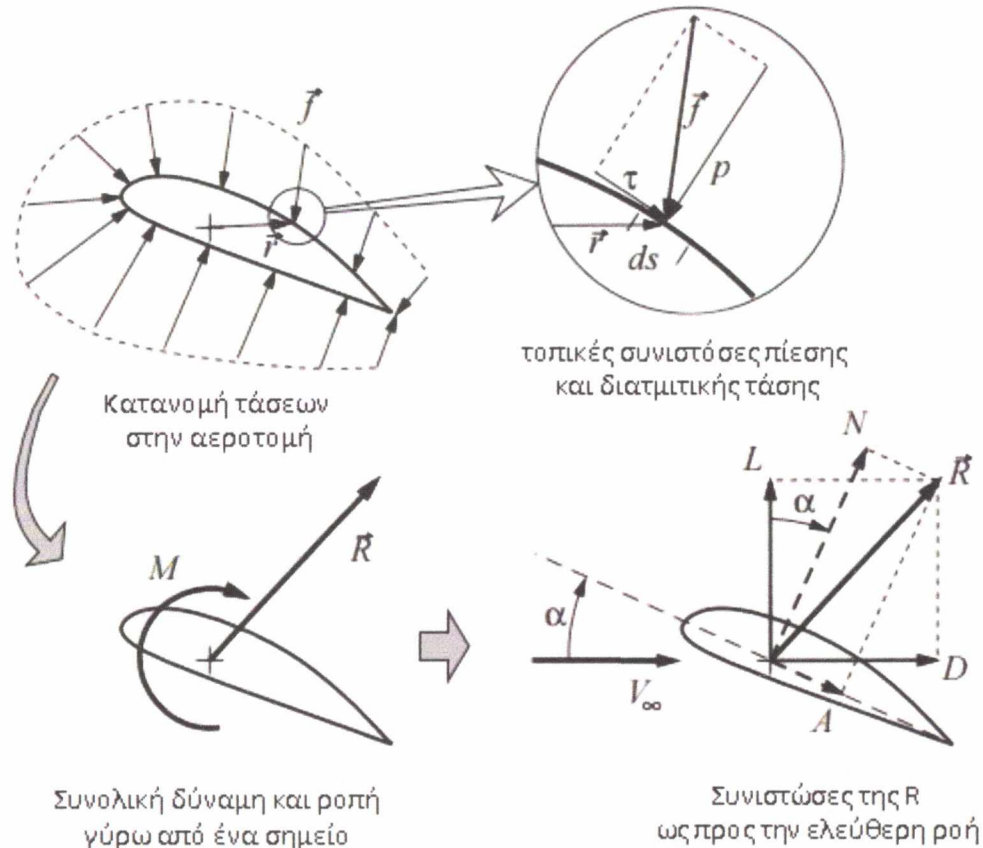
και η γωνία μηδενικής άντωσης ( $\alpha_{L=0}$ ) και είναι η γωνία για την οποία η δύναμη της άντωση ισούται με μηδέν.



Σχήμα 28, βασικές γωνίες που σχηματίζει η ελεύθερη ροή με την χορδή της αεροτομής

### 2.3.1 Κατανομή δυνάμεων στην επιφάνεια

Καθώς η πτέρυγα κινείται σε ρεύμα αέρα η κατανομή ταχυτήτων διαφέρει από σημείο σε σημείο με αποτέλεσμα να δημιουργείται ανομοιόμορφη κατανομή τάσεων  $\vec{f}$ , με το ολοκλήρωμα τους γύρω από την πτέρυγα να δίνει μία δύναμη  $\vec{R}$  και μία ροπή  $M$ . Σύμφωνα με [16], οι τάσεις αυτές αναλύονται σε δύο συνιστώσες. Την κάθετη στην επιφάνεια που αντιπροσωπεύει την πίεση  $P$  και την εφαπτομενική που αντιπροσωπεύει την διατρητική τάση  $\tau$ , όπως φαίνεται και στο Σχήμα 29.



Σχήμα 29, δυνάμεις επάνω στην αεροτομή [16]

### 2.3.2 Ανάλυση δυνάμεων

Όπως και οι τάσεις, έτσι και η συνολική δύναμη  $\vec{R}$  μπορεί και αυτή να αναλυθεί σε δύο συνιστώσες, γύρω από οποιονδήποτε άξονα. Οι άξονες αυτοί είναι τυχαίοι, ωστόσο δύο είναι αυτοί που χρησιμοποιούνται στους υπολογισμούς.

Ο άξονας της ελεύθερης ροής: Σαν σύστημα αξόνων επιλέγεται αυτό που έχει τον ένα του άξονα παράλληλο στη διεύθυνση της ελεύθερης ροής και τον άλλον κάθετο σε αυτή. Στο σύστημα αυτό συντεταγμένων η δύναμη  $\vec{R}$  αναλύεται στην άντωση  $L$ , που είναι κάθετη στο ροή και στην οπισθέλκουσα  $D$  που είναι παράλληλη.

Ο άξονας της πτέρυγας: Σαν σύστημα αξόνων εδώ επιλέγεται αυτό όπου ο ένας του άξονας συμπίπτει με τη χορδή της αεροτομής και ο άλλος είναι κάθετος σε αυτή. Σε αυτό το σύστημα συντεταγμένων η δύναμη  $\vec{R}$  αναλύεται στην αξονική δύναμη  $A$  με διεύθυνση αυτή της χορδής και στην κανονική δύναμη  $N$  κάθετη σε αυτή.

Οι συνιστώσες της δύναμης  $\vec{R}$  στα δύο αυτά συστήματα συντεταγμένων συνδέονται μεταξύ τους μέσω της γωνίας προσβολής:

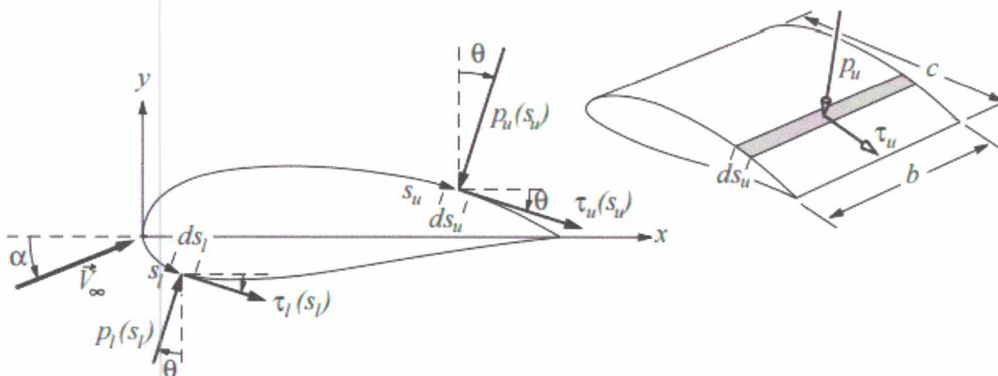
$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha)$$

$$D = N \sin(\alpha) + A \cos(\alpha)$$

εξ. 9

### 2.3.3 Υπολογισμός δυνάμεων και ροπής

Έστω η γενική περίπτωση όπου η διεύθυνση της ροής σχηματίζει γωνία ( $\alpha$ ) με τη χορδή της αεροτομής. Επιπλέον, εκτός από τη γωνία ( $\alpha$ ) σχηματίζεται και μία γωνία ( $\theta$ ) μεταξύ του διανύσματος της πίεσης και της κάθετης διεύθυνσης στη χορδή, Σχήμα 30, όπου μεταβάλλεται ανάλογα το σημείο στο οποίο ασκείται η πίεση.



Σχήμα 30, στοιχειώδεις δυνάμεις επάνω στην πτέρυγα [16]

Στην επάνω επιφάνεια της πτέρυγας οι συνιστώσες της δύναμης είναι

$$\begin{aligned} dN_u &= (-p_u \cos(\theta) - \tau_u \sin(\theta)) ds_u \\ dA_u &= (-p_u \sin(\theta) + \tau_u \cos(\theta)) ds_u \end{aligned} \quad \text{εξ. 10}$$

Ενώ στην κάτω

$$\begin{aligned} dN_l &= (p_l \cos(\theta) - \tau_l \sin(\theta)) ds_l \\ dA_l &= (p_l \sin(\theta) + \tau_l \cos(\theta)) ds_l \end{aligned} \quad \text{εξ. 11}$$

Ολοκληρώνοντας τις στοιχειώδεις αυτές δυνάμεις από το χείλος προσβολής μέχρι το χείλος εκφυγής, εξ. 10 και εξ. 11, παίρνουμε τις δυνάμεις που ασκούνται κάθετα και παράλληλα στη διεύθυνση της χορδής.

$$\begin{aligned} N &= \int_{LE}^{TE} dN_u + \int_{LE}^{TE} dN_l \\ A &= \int_{LE}^{TE} dA_u + \int_{LE}^{TE} dA_l \end{aligned} \quad \text{εξ. 12}$$

Ενώ η ροπή που προκαλούν ως προς το χείλος προσβολής υπολογίζεται από

$$M_{LE} = \int_{LE}^{TE} -x dN_u + \int_{LE}^{TE} -x dN_l + \int_{LE}^{TE} y dA_u + \int_{LE}^{TE} y dA_l \quad \text{εξ. 13}$$

Με βάση το σχήμα έχουμε τους εξής μετασχηματισμούς:

$$\begin{aligned} ds \cos(\theta) &= dx \\ ds \sin(\theta) &= -dy = -\frac{dy}{dx} dx \end{aligned} \quad \text{εξ. 14}$$

που μας επιτρέπουν να υπολογίσουμε τα ολοκληρώματα ως προς την διεύθυνση x.

Με βάση τις, εξ. 9, εξ. 13 και εξ. 14, και με απαλοιφή των διατμητικών τάσεων, διότι η συνεισφορά τους στον υπολογισμό της άντωσης και της ροπής είναι αμελητέα, έχουμε:



$$L = \cos(\alpha) \int_0^c (p_l - p_u) dx + \sin(\alpha) \int_0^c \left( p_l \frac{dy_l}{dx} - p_u \frac{dy_u}{dx} \right) dx \quad \text{εξ. 15}$$

$$M_{LE} = \int_0^c \left[ p_u \left( x + \frac{dy_u}{dx} y_u \right) - p_l \left( x + \frac{dy_l}{dx} y_l \right) \right] dx \quad \text{εξ. 16}$$

Για τον υπολογισμό της οπισθέλκουσας με βάση πάλι τις, εξ. 9 και εξ. 14, και χωρίς την απαλοιφή της διατρητικής τάσης, καθώς η συνεισφορά της παίζει σημαντικό ρόλο στον υπολογισμό της έχουμε:

$$D = \sin(\alpha) \int_0^c \left[ (p_l - p_u) - \left( \tau_u \frac{dy_u}{dx} + \tau_l \frac{dy_l}{dx} \right) \right] dx + \cos(\alpha) \int_0^c \left[ \left( p_l \frac{dy_l}{dx} - p_u \frac{dy_u}{dx} \right) + (\tau_u + \tau_l) \right] dx \quad \text{εξ. 17}$$

Το σημείο εφαρμογής των δυνάμεων αυτών δεν είναι σταθερό αλλά εξαρτάται από τη γωνία προσβολής και ονομάζεται κέντρο πιέσεων. Βέβαια όταν αναφερόμαστε σε πτέρυγες είναι βολικό σαν σημείο εφαρμογής των δυνάμεων να θεωρείται το σημείο που βρίσκεται σε απόσταση  $c/4$  από το χείλος προσβολής.

Η ροπή μπορεί και αυτή να οριστεί ως προς οποιοδήποτε σημείο παίρνοντας τιμές θετικές αν τείνει να αυξήσει τη γωνία προσβολής και αρνητικές αν τείνει να την μειώσει. Ωστόσο υπάρχει και ένα σημείο στο οποίο η τιμή της είναι μηδέν και ταυτίζεται με το κέντρο των πιέσεων. Θεωρητικά αποδεικνύεται ότι για κάθε αεροτομή υπάρχει ένα σημείο ως προς το οποίο η ροπή πρόνευσης έχει σταθερή τιμή της και ανεξάρτητα από τη γωνία προσβολής. Το σημείο αυτό ονομάζεται αεροδυναμικό κέντρο και βρίσκεται πολύ κοντά στο σημείο  $c/4$ , γεγονός που εξηγεί την επιλογή του ως σημείο εφαρμογής της ροπής.

$$M_{c/4} = \int_0^c \left[ p_u \left( (x - c/4) + \frac{dy_u}{dx} y_u \right) - p_l \left( (x - c/4) + \frac{dy_l}{dx} y_l \right) \right] dx \quad \text{εξ. 18}$$

Τα ολοκληρώματα για τον υπολογισμό της άντωσης και της οπισθέλκουσας υπολογίζονται με θεωρητικές μεθόδους και για συγκεκριμένες γωνίες προσβολής, σε πραγματικές ροές. Έτσι για τον υπολογισμό της άντωσης και της οπισθέλκουσας χρησιμοποιούνται οι τύποι:

$$L = C_L S \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad \text{εξ. 19}$$

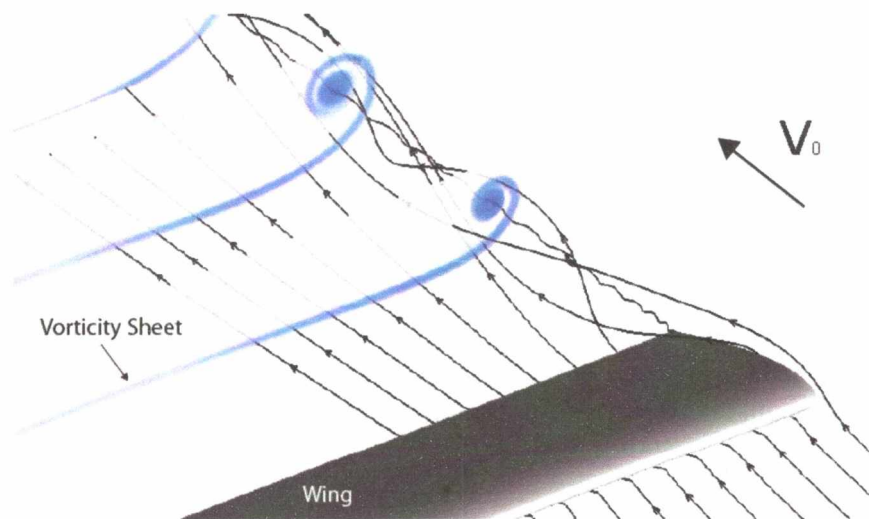
$$D = C_D S \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad \text{εξ. 20}$$

όπου  $C_L$  και  $C_D$  είναι αντίστοιχα οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας,  $S$  η επιφάνεια της πτέρυγας προβαλλόμενη από πάνω όπως παρουσιάζεται στο [17],  $\rho$  η πυκνότητα του αέρα και  $V_0$  η ταχύτητα της ελεύθερης ροής.

### 2.3.4 Οπισθέλκουσα

Η οπισθέλκουσα είναι η συνολική παράλληλη στη διεύθυνση της ροής δύναμη που αντιστέκεται στην κίνηση της πτέρυγας. Η δύναμη αυτή επηρεάζεται από διάφορους παράγοντες και ταξινομείται στις εξής κατηγορίες.

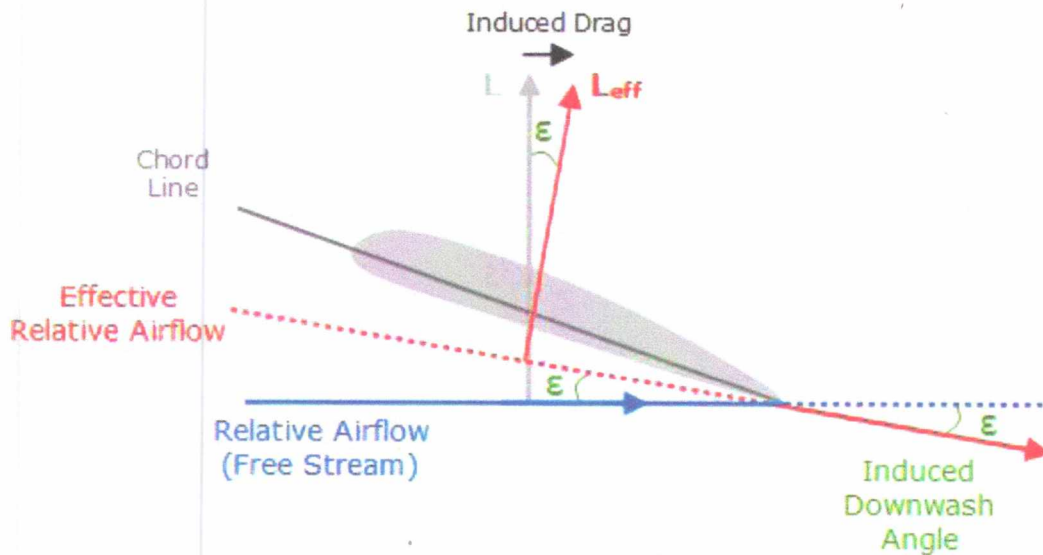
1. Την παρασιτική οπισθέλκουσα, που οφείλεται στην σχετική κίνηση μεταξύ αέρα και πτέρυγας και είναι κυρίως συνδυασμός τριών παραγόντων.
  - Της οπισθέλκουσας μορφής: που οφείλεται στο σχήμα της πτέρυγας.
  - Της οπισθέλκουσας τριβής: που οφείλεται στη τριβή που αναπτύσσεται κατά την κίνηση του αέρα πάνω στη πτέρυγα.
  - Της οπισθέλκουσας παρεμβολής: που οφείλεται σε διάφορα εξογκώματα στην πτέρυγα, κατά μήκος της ροής.
2. Την επαγωγική οπισθέλκουσα, που οφείλεται στις δίνες που δημιουργούνται στα άκρα της πτέρυγας, *Σχήμα 31*. Σε μία πτέρυγα συγκειμένου μήκους η διαφορά πίεσης της πάνω και κάτω επιφάνειας έχει σαν αποτέλεσμα αέρας από την κάτω επιφάνεια να αναμιγνύεται με αέρα από την επάνω, στις άκρες του πτερυγίου. Η ανακατανομή αυτή του αέρα στα άκρα δημιουργεί δίνες που συνδέονται με το κύριο ρεύμα του αέρα προκαλώντας αλλαγή στην ταχύτητα και στη διεύθυνση της ροής.



*Σχήμα 31, σχηματισμός δινών στα άκρα του πτερυγίου*

Σύμφωνα με [18], οι δίνες αυτές στρέφουν τη ροή προς τα κάτω, στα ακροπτερύγια, κατά μία γωνία ( $\varepsilon$ ) σε σχέση με ροή του αέρα μακριά από αυτά, *Σχήμα 32*. Η αλλαγή αυτή της διεύθυνσης της ροής έχει σαν αποτέλεσμα το διάνυσμα της άντωσης να στραφεί και αυτό

κατά γωνία ( $\varepsilon$ ) προς τα πίσω. Η στραμμένη κατά ( $\varepsilon$ ) άντωση  $L_{eff}$  προσθέτει μία καινούργια συνιστώσα στην οπισθέλκουσα, την επαγωγική οπισθέλκουσα.



Σχήμα 32, μεταβολή της ροής στα άκρα του πτερυγίου [16]

Παρόλο που η ( $\varepsilon$ ) δεν επηρεάζει σημαντικά την άντωση παίζει καθοριστικό ρόλο στην τιμή της οπισθέλκουσας η οποία υπολογίζεται από την εξ. 20

$$D = C_D S \frac{1}{2} \rho V_0^2$$

Όπου ο συντελεστής οπισθέλκουσας με βάση [19], περιέχει μέσα του και την παρασιτική και την επαγωγική οπισθέλκουσα. Άρα παίρνει την μορφή

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} = C_{D,0} + kC_L^2 \quad \text{εξ. 21}$$

όπου  $C_{D,0}$  αναφέρεται στην παρασιτική οπισθέλκουσα και είναι ο συντελεστής οπισθέλκουσας όταν η πτέρυγα παράγει μηδενική άνωση ενώ  $C_{D,i}$  είναι ο συντελεστής επαγωγικής οπισθέλκουσας και είναι ανάλογος του συντελεστή άντωσης στο τετράγωνο.

Επομένως από τις, εξ. 20 και εξ. 21 έχουμε ότι

$$D = (C_{D,0} + kC_L^2)S \frac{1}{2} \rho V_0^2 \Leftrightarrow$$

$$D = C_{D,0}S \frac{1}{2} \rho V_0^2 + kC_L^2S \frac{1}{2} \rho V_0^2$$

εξ. 22

και αντικαθιστώντας το συντελεστή άντωσης

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 S}$$

παίρνουμε

$$D = C_{D,0}S \frac{1}{2} \rho V_0^2 + k \frac{L^2}{\left(\frac{1}{2}\right)^2 (\rho V_0^2 S)^2} S \frac{1}{2} \rho V_0^2 \Leftrightarrow$$

$$D = C_{D,0}S \frac{1}{2} \rho V_0^2 + kC_L^2S \frac{1}{2} \rho V_0^2 \Leftrightarrow$$

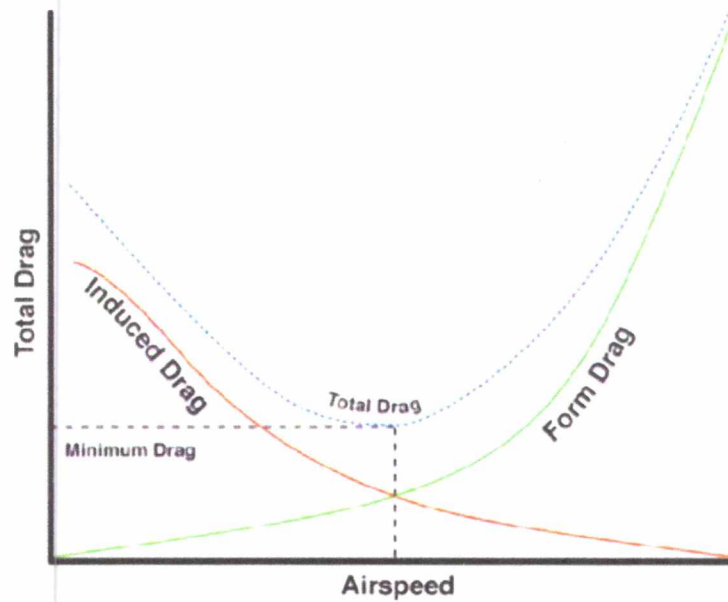
$$D = C_{D,0}S \frac{1}{2} \rho V_0^2 + k \frac{L^2}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 S}$$

εξ. 23

Παρατηρούμε λοιπόν ότι η συνολική αντίσταση αποτελείται από δύο όρους. Ο πρώτος από τους οποίους αναφέρεται στην παρασιτική οπισθέλκουσα και είναι ανάλογος της ταχύτητας  $V_0$  στο τετράγωνο με αποτέλεσμα καθώς αυξάνει η ταχύτητα  $V_0$  να αυξάνει και η παρασιτική οπισθέλκουσα. Ενώ ο δεύτερος αναφέρετε στην επαγωγική και είναι αντιστρόφως ανάλογος της ταχύτητας  $V_0$  στο τετράγωνο.

Επειδή η συνολική οπισθέλκουσα αποτελεί το άθροισμα των δύο αυτών όρων, όπου η αύξηση του ενός επιδρά στη μείωση του άλλου, το αποτέλεσμα είναι να ακολουθεί μία καμπύλη της μορφής, Σχήμα 33.





Σχήμα 33, διάγραμμα δύναμης οπισθέλκουσας συναρτήσει της ταχύτητας [17]

Από το διάγραμμα παρατηρούμε ότι υπάρχει μία βέλτιστη ταχύτητα για την οποία η συνολική οπισθέλκουσα ελαχιστοποιείται.

### 2.3.5 Συντελεστές άντωσης, οπισθέλκουσας

Σε μια πραγματική ροή οι αδιάστατοι αεροδυναμικοί συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας, δίνονται από τις εξ. 19 και εξ. 20 και είναι:

Αεροδυναμικός συντελεστής άντωσης:

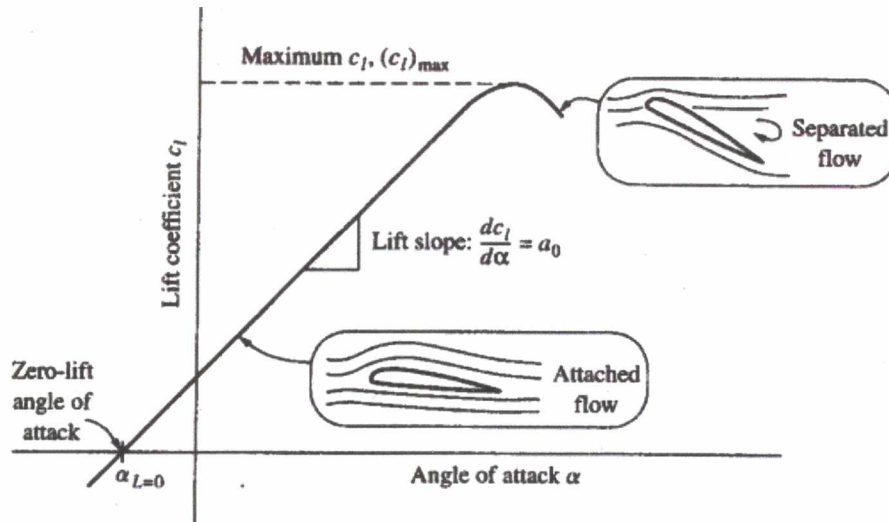
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 A}$$

Αεροδυναμικός συντελεστής οπισθέλκουσας:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 A}$$

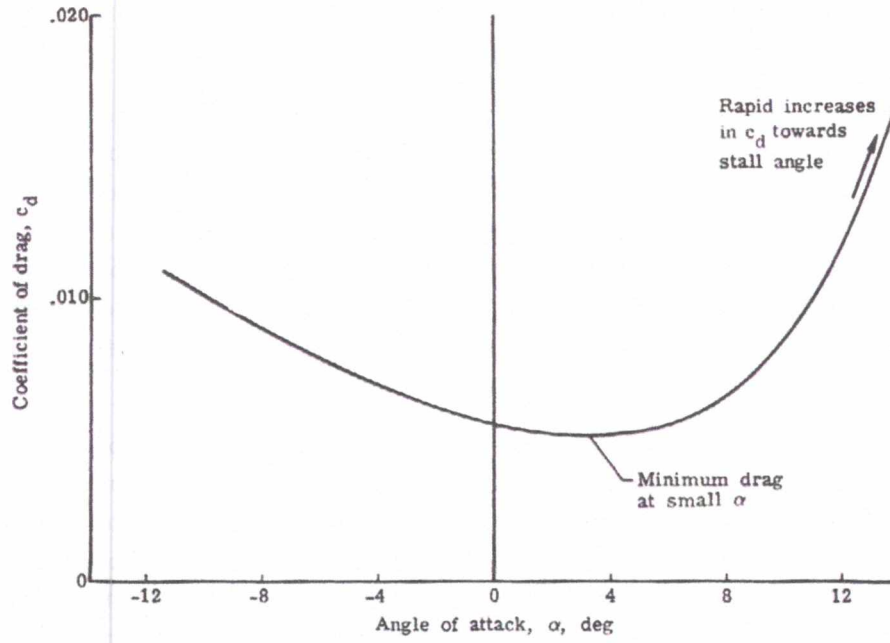
Οι αεροδυναμικοί συντελεστές εξαρτώνται από τη τριβή του ρευστού, δηλαδή από το ιξώδες του και από την ταχύτητα του ρεύματος αέρα. Ενώ καθοριστική σημασία στις τιμές των συντελεστών παίζει η γωνία προσβολής.

Στο Σχήμα 34, φαίνεται η μεταβολή του  $C_L$  με τη γωνία προσβολής για μία τυπική αεροτομή με σημαντικότερο στοιχείο να αποτελεί η γραμμική εξάρτηση του  $C_L$  με τη γωνία προσβολής, μέχρι κάποια τιμή της. Ενώ αυξάνοντας περαιτέρω η γωνία προσβολής η εξάρτηση τους πλέον δεν είναι γραμμική ακολουθώντας μια καμπύλη μορφή μέχρι κάποιο  $C_{Lmax}$ . Από το σημείο αυτό και έπειτα η τιμή του συντελεστή άντωσης αρχίζει να μειώνεται όσο αυξάνει η γωνία προσβολής καθώς εμφανίζονται φαινόμενα αποκόλλησης.



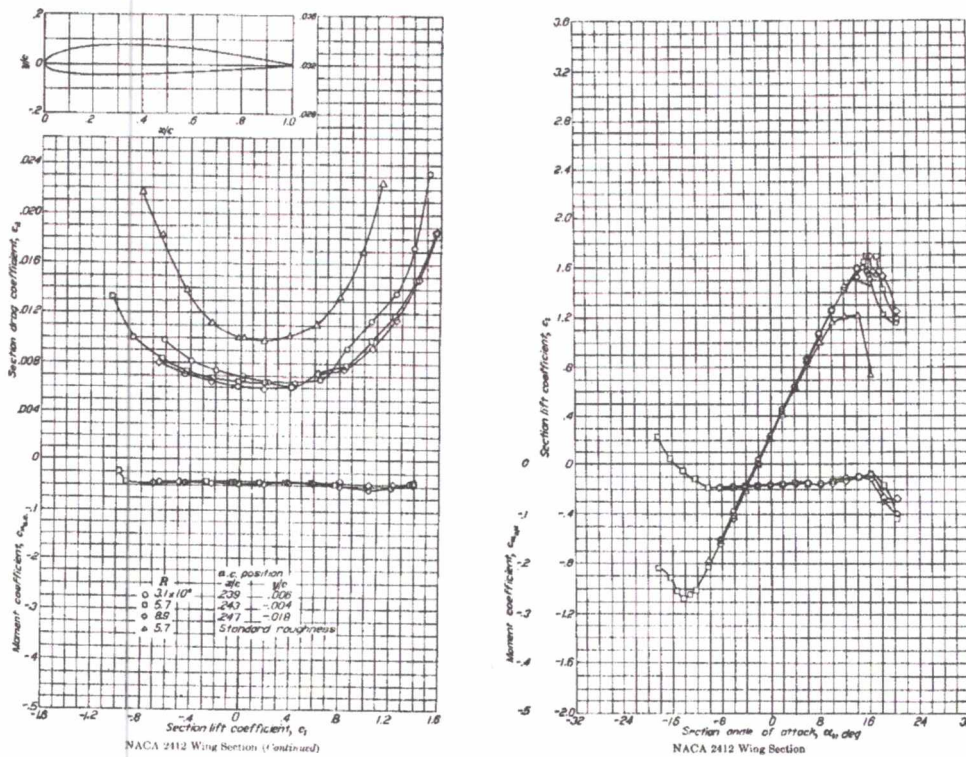
Σχήμα 34, τυπικό διάγραμμα  $C_L$  συναρτήσει της γωνίας προσβολής

Στο Σχήμα 35, φαίνεται η μεταβολή του  $C_D$  με τη γωνία προσβολής για μία τυπική αεροτομή με καμπυλότητα. Παρατηρείται ότι ο συντελεστής οπισθέλκουσας παίρνει μία ελάχιστη τιμή για μία συγκεκριμένη γωνία ( $\alpha$ ) όπου η γωνία αυτή αντιστοιχεί στη βέλτιστη γωνία προσβολής. Γύρω από τη γωνία αυτή, σε μία μικρή περιοχή, ο ρυθμός αύξησης του  $C_D$  είναι αργός ενώ όσο απομακρυνόμαστε ο ρυθμός αυξάνεται απότομα.



Σχήμα 35, τυπικό διάγραμμα  $C_d$  συναρτήσει της γωνίας προσβολής

Οι τιμές των συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας ορίζονται με διαγράμματα για κάθε αεροτομή ξεχωριστά, Σχήμα 36.



Σχήμα 36, NACA 2412



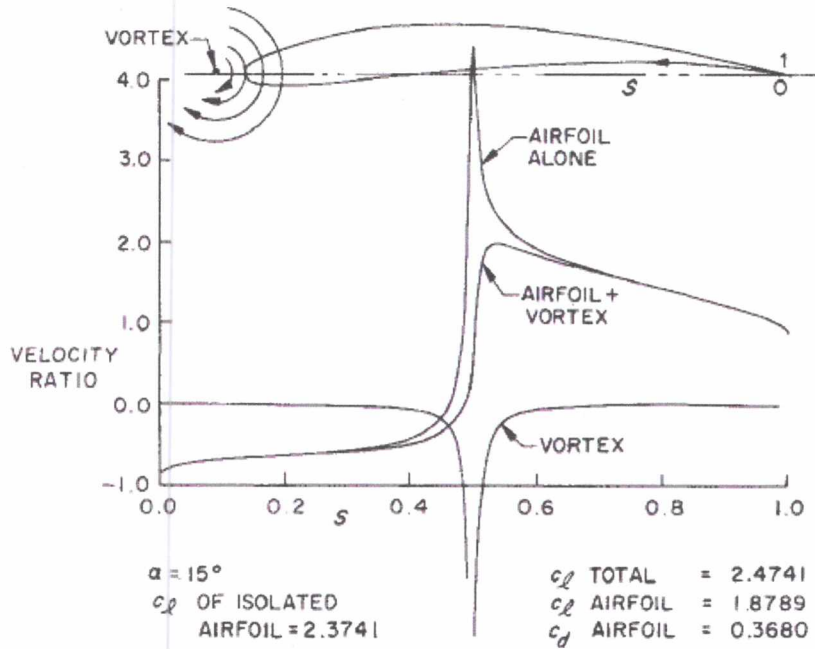
## 2.4 Υπεραντωτικές διατάξεις

### 2.4.1 Βασικά φαινόμενα

Όπως έχει ήδη αναφερθεί ο κυρίως σκοπός των υπεραντωτικών διατάξεων είναι η αύξηση του μέγιστου συντελεστή άντωσης και της γωνίας απώλειας στήριξης. Θεωρώντας σωστά σχεδιασμένα διάκενα, ο Smith στο [4] παρουσιάζει πέντε φαινόμενα, τα οποία σε συνδυασμό επηρεάζουν σημαντικά την κατανομή πιέσεων στις υπεραντωτικές διατάξεις. Έτσι, η σημαντική αύξηση του συντελεστή άντωσης, σωστά σχεδιασμένων διατάξεων μπορεί να εξηγηθεί. Σύμφωνα με τον Smith, τα φαινόμενα αυτά είναι τα ακόλουθα: το φαινόμενο slat, το φαινόμενο circulation, το φαινόμενο dumping, το off-the-surface-pressure-recovery και το φαινόμενο fresh-boundary-layer.

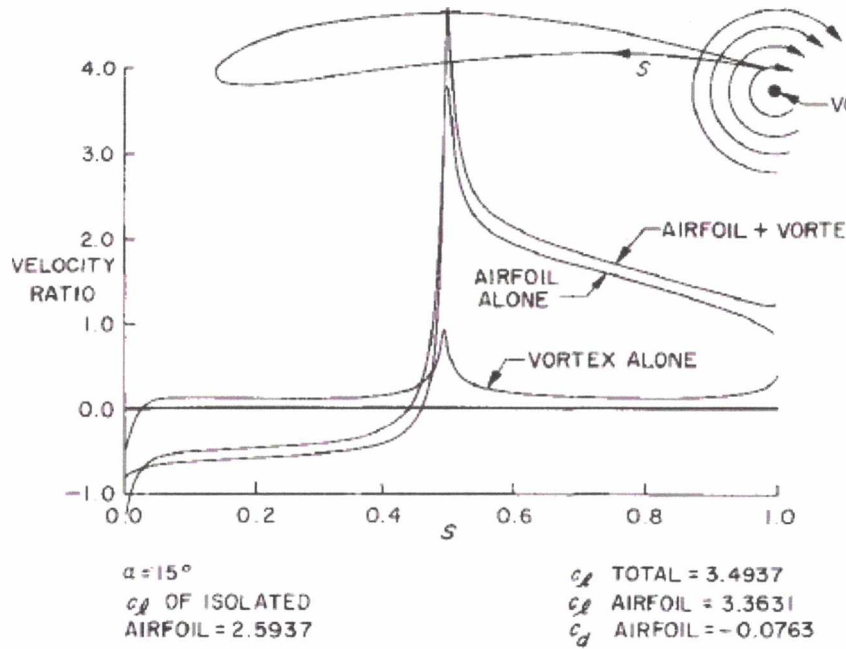
Με τον όρο slat effect, ο Smith εξηγεί τα πλεονεκτήματα που προσφέρουν οι διατάξεις στο χείλος προσβολής όταν υπάρχει ένα διάκενο μεταξύ slat και πτέρυγας. Όπως φαίνεται και στο *Σχήμα 37*, το slat έχει εξιδανικευτεί σαν μία σημειακή δίνη, μπροστά από το χείλος προσβολής. Με σκοπό να αναπαρασταθεί η υπεραντωτική διάταξη, η κυκλοφορία της δίνης θεωρείται ότι είναι ίδια με αυτή των δεικτών του ωρολογίου και έτσι, ο Smith τονίζει ότι οι ταχύτητες που προκαλούνται από την δίνη στην κυρίως πτέρυγα κινούνται αντίθετα από αυτές που θα προκαλούνταν στο χείλος προσβολής αν υπήρχε μόνο η πτέρυγα, ειδικά σε μεγάλες γωνίες προσβολής. Όπως μπορεί να διαπιστωθεί από το *Σχήμα 37*, παρουσία της δίνης, οι ταχύτητες στο χείλος προσβολής μειώνονται, ενώ η ροή στο χείλος εκφυγής παραμένει σχεδόν ανεπηρέαστη. Έτσι κατά συνέπεια, αυξάνονται και οι πιέσεις στο χείλος προσβολής. Θεωρητικά, είναι φανερό ότι, το καλύτερο σημείο τοποθέτησης της δίνης είναι εκεί όπου το σημείο μέγιστης αναρρόφησης, στο χείλος προσβολής, ελαχιστοποιείται. Σύμφωνα με τα δεδομένα από το *Σχήμα 37*, ο Smith παρουσιάζει τα αποτελέσματα του συντελεστή άντωσης  $C_i$  για αυτή την περίπτωση. Στην πραγματικότητα, η μείωση του μέγιστου σημείου αναρρόφησης στο χείλος προσβολής οδηγεί σε μείωση του συντελεστή άντωσης την κύριας πτέρυγας, αλλά μαζί με την άντωση που παράγεται από το εξιδανικευμένο slat ο συντελεστής άντωσης όλης της διάταξης αυξάνεται, λίγο. Ωστόσο, το σημαντικότερο πλεονέκτημα που προσφέρει η μείωση του μέγιστου σημείου αναρρόφησης στην κυρίως πτέρυγα, είναι η καθυστέρηση της αποκόλλησης του οριακού στρώματος. Εξαιτίας των μικρότερων διαφορών πιέσεων προς το χείλος εκφυγής, το οριακό στρώμα της κυρίως πτέρυγας μπορεί να δεχτεί μεγαλύτερες γωνίες προσβολής προτού επέλθει αποκόλληση. Έτσι, η συνεισφορά του slat είναι να μεταφέρει την απώλεια στήριξης σε μεγαλύτερες γωνίες προσβολής παρά να αυξήσει τον συντελεστή άντωσης. Εξαιτίας του μικρού μήκους της επάνω επιφάνειας του slat, ο κίνδυνος για αποκόλληση του οριακού στρώματος είναι μικρότερος σε σχέση με αυτόν της κυρίως πτέρυγας. Ωστόσο, αν ο κρίσιμος συντελεστής πίεσης  $C_p^*$  ξεπεραστεί στο χείλος προσβολής, η τοπική υπερηχητική ροή μπορεί να οδηγήσει σε αποκόλληση εξαιτίας του σοκ. Το φαινόμενο αυτό παρουσιάζει έναν περιορισμό στη μέγιστη γωνία προσβολής που μπορεί να επιτευχθεί.





Σχήμα 37, κατανομή ταχυτήτων με και χωρίς παρουσία δίνης στο χείλος προσβολής [19]

Έπειτα, ο Smith αναφέρεται στο φαινόμενο circulation για να εξηγήσει την κύρια λειτουργία συστημάτων στο χείλος εκφυγής. Ακολουθώντας την ίδια προσέγγιση όπως αυτήν για το slat effect, ο Smith χρησιμοποιώντας μία σημειακή δίνη αναπαριστά την υπεραντωτική διάταξη στο χείλος εκφυγής, Σχήμα 38. Για την περίπτωση αυτή, η δίνη τοποθετήθηκε πίσω από το χείλος εκφυγής της κύριας αεροτομής, για να αναπαραστήσει ένα flap με διάκενο. Με σκοπό να αναπαρασταθεί η άντωση από αυτού του είδους flap, η φορά της δίνης επιλέχτηκε να είναι σύμφωνη με αυτή των δεικτών του ωρολογίου. Εξαιτίας της κυκλοφορίας της δίνης, επηρεάζεται η ροή στο χείλος εκφυγής της κύριας αεροτομής. Το σημείο ανακοπής θα κινηθεί στην επάνω επιφάνεια προς το χείλος προσβολής, αλλά καθώς πρέπει πάντα να ικανοποιείται η συνθήκη Kutta, θα αυξηθεί η κυκλοφορία γύρω από την αεροτομή ούτως ώστε το σημείο ανακοπής να παραμείνει στο χείλος εκφυγής. Όπως μπορεί να διαπιστωθεί από την κατανομή ταχυτήτων στο Σχήμα 38, η συνθήκη Kutta δεν ικανοποιείται για την δίνη μόνη της, αλλά για τον συνδυασμό δίνης και πτέρυγας η συνθήκη ικανοποιείται. Είναι φανερό ότι σε αυτή την περίπτωση όλη η αεροτομή επηρεάζεται από την δίνη, όπως αυτό μπορεί να φανεί για παράδειγμα από την αυξημένη πίεση αναρρόφησης στο χείλος προσβολής. Ωστόσο, η κύρια επίδραση της αυξημένης κυκλοφορίας γύρω από την αεροτομή είναι η μετατόπιση της καμπύλης άντωσης σε υψηλότερους συντελεστές για όλες τις γωνίες προσβολής. Αναλύοντας τους συντελεστές άντωσης για την περίπτωση που εξεταστικέ, Σχήμα 38, η επίδραση της αυξημένης κυκλοφορίας φάνηκε ότι είναι πολύ έντονη, καθώς η άντωση αυξάνεται απότομα με την κυκλοφορία σύμφωνα με το θεώρημα των Kutta-Joukowski. Έτσι, η εκτροπή της ροής στο χείλος εκφυγής από το flap, οδηγεί σε αύξηση της κυκλοφορίας γύρω από όλη την αεροτομή, με αποτέλεσμα την αύξηση του συντελεστή άντωσης όλης της διάταξης.



Σχήμα 38, κατανομή ταχυτήτων με και χωρίς παρουσία δίνης στο χείλος εκφυγής [19]

Θεωρώντας μια σωστά σχεδιασμένες διατάξεις flap, η αποκόλληση δεν ξεκινάει στο flap, αλλά αντί αυτού στο χείλος εκφυγής της κύριας αεροτομής. Αυτό συμβαίνει διότι το flap εκτίθεται στις ίδιες συνθήκες ροής, ανεξάρτητα από τη γωνία προσβολής. Η κύρια αεροτομή ρυθμίζει αυτόματα την κυκλοφορία στις διαφορετικές συνθήκες ροής, ούτως ώστε η συνθήκη Kutta να ικανοποιείται πάντα. Επιπλέον, η κύρια αεροτομή λειτουργεί σαν μία διάταξη slat μπροστά στο flap, που έχει σαν αποτέλεσμα μειωμένη πίεση αναρρόφησης στο χείλος προσβολής του flap, λόγω του φαινομένου slat. Με αποτέλεσμα ο κίνδυνος αποκόλλησης στο κάτω στη ροή στοιχείο να μειώνεται ακόμα περισσότερο.

Το φαινόμενο dumping, το οποίο παρουσιάζεται έπειτα από τον Smith φαίνεται να έχει άμεση σχέση με το φαινόμενο circulation, καθώς η κατανομή πιέσεων του στοιχείο που βρίσκεται πάνω στη ροή, επηρεάζεται από τη ροή γύρω από το στοιχείο που βρίσκεται πιο κάτω στη ροή. Το χείλος εκφυγής του επάνω στοιχείο βρίσκεται σε περιοχή επιταχυνόμενης ροής, που οφείλεται στη ροή γύρω από το κάτω στοιχείο. Έτσι η ροή που περνάει το χείλος εκφυγής του επάνω στοιχείο εισέρχεται σε περιοχή υψηλών ταχυτήτων και η πίεση ως εκ τούτου στο χείλος εκφυγής μειώνεται, το οποίο οδηγεί σε μικρότερες απαιτήσεις ανάκτησης πίεσης στο επάνω στοιχείο. Κατά συνέπεια, ελαττώνεται η πίεση του οριακού στρώματος του επάνω στοιχείο της ροής, μειώνονται τα προβλήματα διάσπασης και αυξάνεται ο μέγιστος συντελεστής άντωσης.

Έπειτα ο Smith περιγράφει ένα φαινόμενο που το ονομάζει off-the-surface pressure recovery. Έχοντας περάσει το χείλος εκφυγής του επάνω στη ροή στοιχείο, η αποφορτισμένη ροή του οριακού στρώματος οδηγείται σε ταχύτητες σημαντικά μεγαλύτερες από αυτές της ελεύθερης ροής και με τον τρόπο αυτό ένα κύμα δημιουργείται. Εξαιτίας αυτής της επιβράδυνσης στις ταχύτητες της ελεύθερης ροής χάνεται η επαφή με το τοίχωμα κάτι που είναι πολύ πιο αποδοτικό από το να διατηρούταν η επαφή.

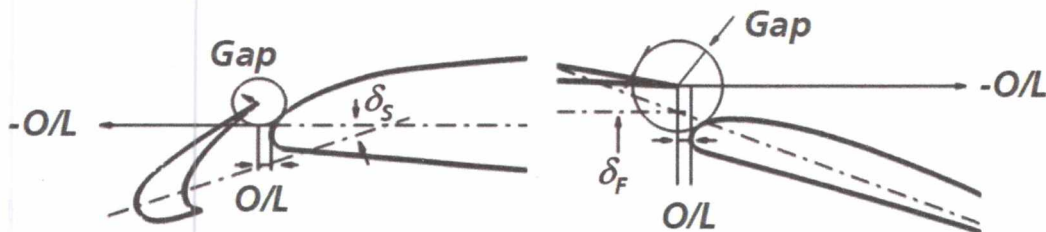


Τελικώς το φαινόμενο fresh-boundary-layer παρουσιάζεται από τον Smith. Για κάθε ένα από τα στοιχεία της υπεραντωτικής διάταξης, ένα νέο οριακό στρώμα σχηματίζεται στο χείλος προσβολής τους. Το οριακό στρώμα των στοιχείων αυτών είναι πιο λεπτό σε σχέση με αυτό της κύριας πτέρυγας, καθώς τα μήκη των χορδών των στοιχείων είναι μικρότερα από τη χορδή της αεροτομής. Σε σύγκριση με τα άλλα τέσσερα φαινόμενα, ο Smith τονίζει ότι αυτό έχει την μικρότερη επίδραση στην κατανομή πιέσεων στην υπεραντωτική διάταξη.

Συμπερασματικά, η σωστή αξιοποίηση των φαινομένων που παρουσιάστηκαν από τον Smith βοηθάει στην αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης των υπεραντωτικών διατάξεων. Η κατανομή πιέσεων επηρεάζεται σημαντικά από τις υπεραντωτικές διατάξεις και τη σχετική τους θέση ως προς την κύρια πτέρυγα.

#### 2.4.2 Gap-Overlap-Γωνία εκτροπής

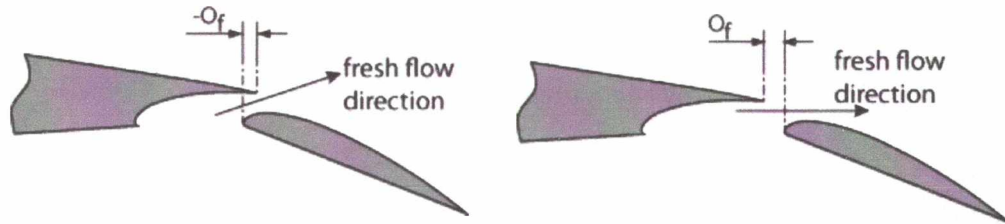
Παράλληλα με τον αεροδυναμικό σχεδιασμό των υπεραντωτικών διατάξεων, η ιδανική θέση των συστημάτων στο χείλος προσβολής και χείλος εκφυγής περιγράφεται από τις παραμέτρους gap, overlap και γωνία εκτροπής, *Σχήμα 39*. Η αεροδυναμική απόδοση των υπεραντωτικών διατάξεων, είναι πολύ ευαίσθητη στις αλλαγές των παραμέτρων αυτών, για αυτό και απαιτούν λεπτομερή μελέτη και σχεδιασμό. Οι παράμετροι  $\delta_s$  και  $\delta_f$  ορίζουν την γωνία εκτροπής του slat και flap αντίστοιχα, ενώ η παράμετρος gap ορίζεται σαν την ακτίνα που σχηματίζεται από κύκλο με κέντρο το χείλος εκφυγής του εκάστοτε στοιχείου και μήκος τόσο ώστε ο κύκλος να εφάπτεται στο στοιχείο που βρίσκεται πιο κάτω στη ροή. Τέλος σαν overlap ορίζεται η απόσταση μεταξύ χείλους προσβολής και χείλους εκφυγής.



*Σχήμα 39, ορισμοί του gap, overlap και της γωνίας εκτροπής*

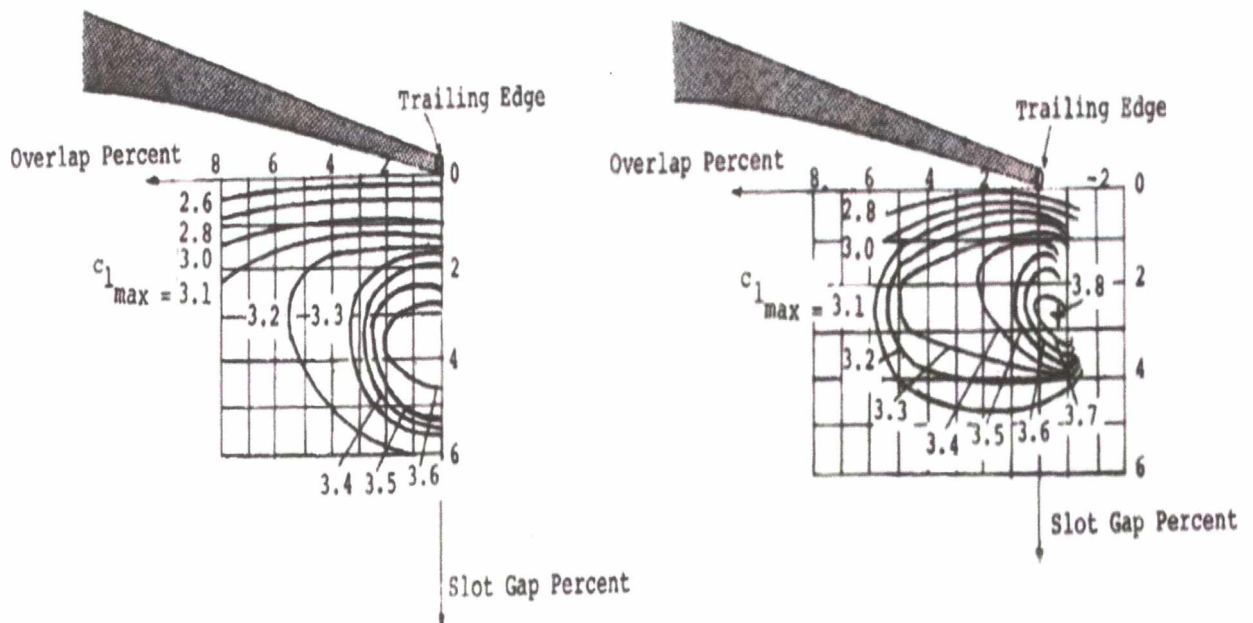
Οι παράμετροι gap και overlap μεταξύ του υπεραντωτικού στοιχείου και του στοιχείου που βρίσκεται πάνω ή κάτω από τη ροή, επηρεάζουν σημαντικά τη ροή γύρω από όλη τη διάταξη. Για να γίνει κατανοητή η σπουδαιότητα των παραμέτρων αυτών, επιλέγεται μία διάταξη πτέρυγας και flap. Ο μέγιστος συντελεστής άντωσης αυτής της γεωμετρίας, περιορίζεται από το φαινόμενο της αποκόλλησης του οριακού στρώματος της επάνω επιφάνειας του flap. Η προσεκτική επιλογή του gap και του overlap μπορεί να καθυστερήσει το φαινόμενο της αποκόλλησης, εισάγοντας ιδανικά ένα καινούριο οριακό στρώμα στην επάνω επιφάνεια του flap. Όταν το gap είναι πολύ μικρό, ο αέρας θα δυσκολεύεται να περάσει μεταξύ του flap και της πτέρυγας και ο όγκος της νέας ροής στην επάνω επιφάνεια του flap θα μειωθεί σημαντικά. Αν από την άλλη μεριά, το gap είναι πολύ μεγάλο, η επιτάχυνση της ροής στην επάνω επιφάνεια του flap θα είναι πολύ μικρή, γεγονός που θα οδηγήσει και αυτό σε πρόωρη αποκόλληση του οριακού στρώματος. Η σχετική θέση του flap συγκριτικά με την πτέρυγα είναι επίσης σημαντική και ορίζεται από

την παράμετρο overlap. Αυξάνοντας το overlap έχει σαν αποτέλεσμα η διεύθυνση της επιταχυνόμενης ροής στην επάνω επιφάνεια του flap να στραφεί περισσότερο προς τα πίσω, Σχήμα 40, αυξάνοντας έτσι την επιτάχυνση του οριακού στρώματος του flap. Ωστόσο όμως ένα πολύ μεγάλο overlap δεν είναι αποδοτικό, καθώς η κινητική ενέργεια του νέου οριακού στρώματος ελαττώνεται σημαντικά εξαιτίας της έντονης τριβής στην επιφάνεια του flap με αποτέλεσμα το νέο οριακό στρώμα να επιδρά σε μόνο μία πολύ μικρή περιοχή του πεδίου ροής.



Σχήμα 40, μικρό overlap (αριστερά), μεγάλο overlap (δεξιά)

Η αεροδυναμική απόδοση των διατάξεων αυτών είναι πολύ ευαίσθητη σε μικρές αλλαγές αυτών των παραμέτρων με βάση [20]. Αυτό μπορεί να φανεί και από το Σχήμα 41, όπου δίνονται οι τιμές των gap και overlap συναρτήσει του μέγιστου συντελεστή άντωσης. Σύμφωνα με το Σχήμα 41, ο μέγιστος συντελεστής άντωσης παίρνει την τιμή 3.8, σε γωνία εκτροπής  $40^\circ$  για overlap  $-0.7\%$  και gap  $2.7\%$ . Επιπλέον ένα ακόμα σημαντικό στοιχείο είναι η ευαισθησία του  $C_{L_{max}}$  στις διαφορετικές γωνίες εκτροπής. Γενικά όπως μπορεί να διαπιστωθεί από το Σχήμα 41, οι παράμετροι αυτοί παίζουν καθοριστικό ρόλο στην μέγιστη τιμή όπου μπορεί να δεχτεί το  $C_{L_{max}}$ .



Σχήμα 41, γωνία εκτροπής  $35^\circ$  (δεξιά), γωνία εκτροπής  $40^\circ$  (αριστερά) [20]

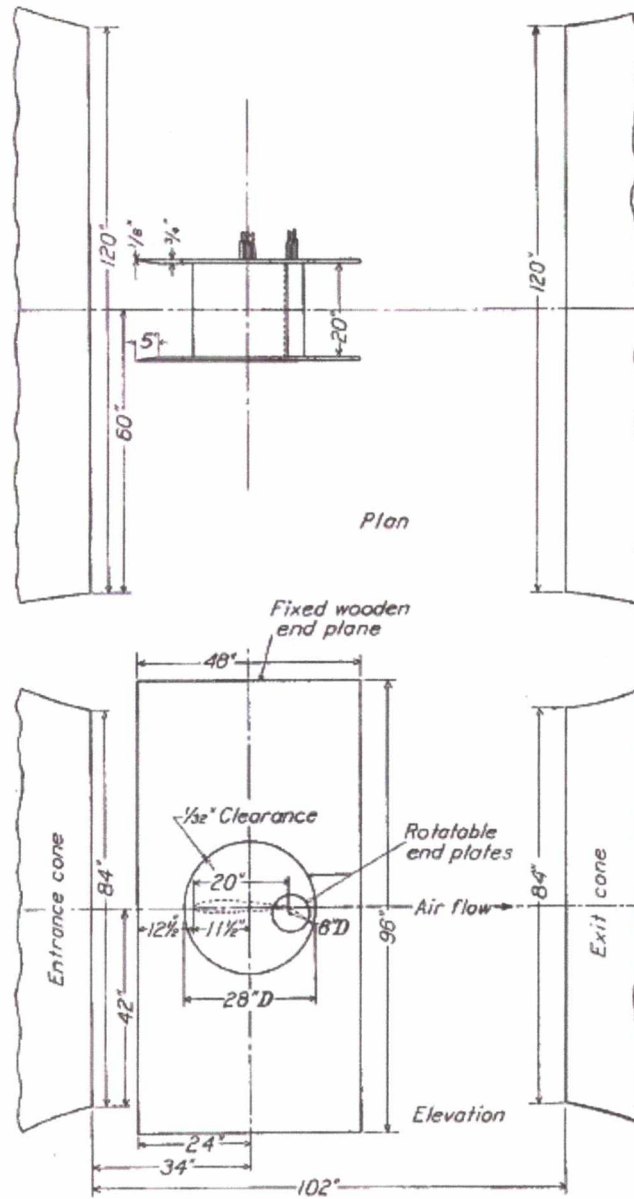


## 2.5 Πειραματική μελέτη πτέρυγας NACA 23012 με εξωτερικό flap

Η υπεραντωτική διάταξη που εξετάστηκε αποτελούνταν από μία ορθογωνική πτέρυγα NACA23012 με εκπέτασμα και χορδή 0.5m και ένα flap NACA23012 με εκπέτασμα 0.5m και 0.1m χορδή. Η διάταξη εξετάστηκε σε αεροσήραγγα N.A.C.A 3m επί 2.1m στα μέσα του 1937.

Για την πραγματοποίηση των δοκιμών η κυρίως πτέρυγα τοποθετήθηκε σταθερά μεταξύ δύο κυκλικών πλακών όπως επίσης και το flap, σύμφωνα με το Σχήμα 42. Έπειτα, το σύστημα τοποθετήθηκε σε δύο ορθογωνικές πλάκες που εκτείνονταν σε όλο το ύψος της ροής και σε κάποια απόσταση μπροστά και πίσω από την υπεραντωτική διάταξη. Η διάταξη τοποθετήθηκε με τον τρόπο αυτό ανάμεσα στις ορθογωνικές πλάκες ούτως ώστε να προσεγγίζεται δυσδιάστατη ροή και να μπορούν να κινούνται ανεξάρτητα η κύρια πτέρυγα και το flap με σκοπό να ρυθμίζεται η γωνία προσβολής και η γωνία εκτροπής.

Κατά την εκτέλεση του πειράματος με χρήση ταινίας μετρήθηκαν οι πιέσεις της επάνω και κάτω επιφάνειας της υπεραντωτικής διάταξης όπου και παρουσιάστηκαν σε αντίστοιχα διαγράμματα. Ενώ με ολοκλήρωση των πιέσεων υπολογίστηκαν και οι δυνάμεις.



Σχήμα 42, διάγραμμα στήριξης πειραματικής διάταξης σε αεροσήραγγα N.A.C.A [21]

## Κεφάλαιο 3 Υπολογιστική Μελέτη

### 3. Εισαγωγή

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η υπολογιστική μελέτη υπεραντωτικής διάταξης για διαφορετικές γωνίες προσβολής και εκτροπής, η εξαγωγή αποτελεσμάτων για τους συντελεστές  $C_N$ ,  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $L/D$  και  $C_p$  και η σύγκρισή τους με τα αντίστοιχα πειραματικά όπου αυτό είναι εφικτό. Για την πραγματοποίηση της μελέτης επιλέχθηκε υπεραντωτική διάταξη, πτέρυγας με εξωτερικό flap, NACA 23012 καθώς αποτελεί μία συνήθη αεροτομή για την οποία υπάρχει πληθώρα δεδομένων.

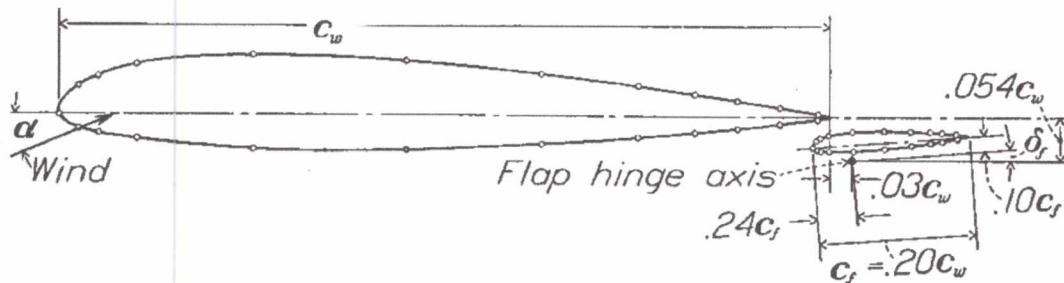
Στο παρόν κεφάλαιο παρουσιάζεται αναλυτικά η πορεία που ακολουθήθηκε, από τον σχεδιασμό της διάταξης στο Solidworks μέχρι και την προετοιμασία που απαιτήθηκε για την επίλυση του προβλήματος στο υπολογιστικό πακέτο ANSYS CFX.

#### 3.1 Περιγραφή γεωμετρίας-NACA, περιγραφή προβλήματος, πειραματική μελέτη

##### 3.1.1 Γεωμετρία και περιγραφή του προβλήματος

Για τη μελέτη αυτή, επιλέχθηκε να εξεταστεί μία υπεραντωτική διάταξη που αποτελείται από μία ορθογωνική πτέρυγα NACA23012 εκπετάσματος και χορδής 1m και ένα εξωτερικό flap NACA23012 χορδής 0.2m. Η επιλογή των αναλογιών μεταξύ των χορδών των δύο στοιχείων έγινε κατά αντιστοιχία με τα δεδομένα της πειραματικής μελέτης [21], με την χορδή του flap να αντιστοιχεί στο 20% της χορδής της κύριας πτέρυγας. Η υπεραντωτική αυτή διάταξη εξετάστηκε για διαφορετικές γωνίες προσβολής και εκτροπής.

Η γεωμετρία πάνω στην οποία στηρίχτηκε ο σχεδιασμός της διάταξης στο Solidworks απεικονίζεται στο Σχήμα 43.



Σχήμα 43, βασική γεωμετρία υπεραντωτικής διάταξης [21]

Η γεωμετρία των αεροτομών NACA 5 ψηφίων περιγράφεται από τις εξισώσεις:

Μύτη, από  $x=0$  μέχρι  $x=m$

$$y_c = \frac{k_1}{6} [x^3 - 3mx^2 + m^2(3-m)x] \quad \text{εξ. 24}$$



Ουρά,  $x=0$  μέχρι  $x=1$

$$y_c = \frac{k_1 m^3}{6} (1 - x) \quad \text{εξ. 25}$$

Όπου για NACA 23012  $m=0.2025$  και  $k=15.957$ .

Η μελέτη πραγματοποιήθηκε για πίεση αναφοράς 1 atm, δυναμική πίεση 948 [Pa],  $T=25$  [C] και  $V_0=40$  [m/s] που είναι μία τυπική τιμή σε συνθήκες απογείωσης. Ο αριθμός Reynolds για την περίπτωση αυτή υπολογίστηκε βασιζόμενος στο άθροισμα των χορδών της κυρίως πτέρυγας και του flap και δίνεται από:

$$Re = \frac{\rho V_0 (c_w + c_f)}{\mu} = \frac{1.185 * 40 * (1 + 0.2)}{1.831 * 10^{-5}} = 3,106,796$$

Η διάταξη εξετάστηκε για τους συνδυασμούς γωνιών προσβολής και εκτροπής όπως αυτοί παρουσιάζονται στον Πίνακα 1.

### Γωνία Εκτροπής

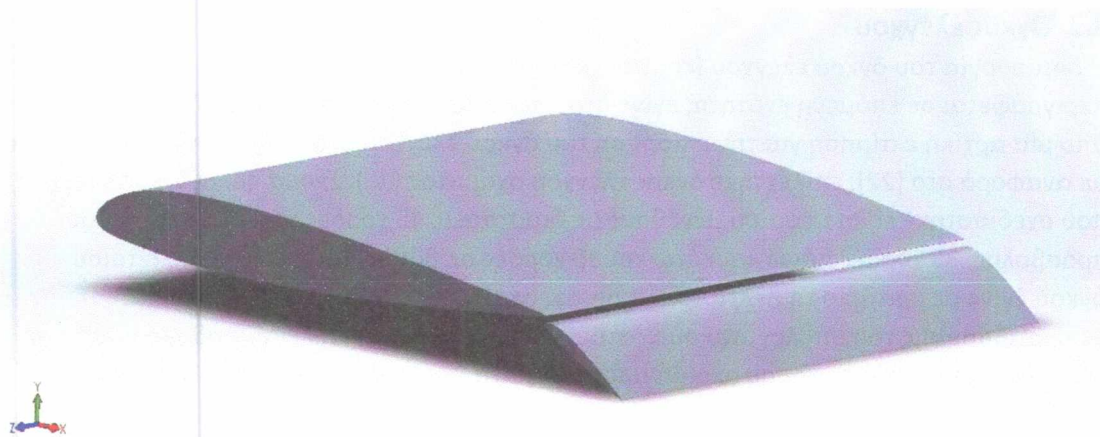
Wing	-5°	0°	5°	7.5°	10°	15°
0°	-5°	0°	5°	7.5°	10°	15°
10°	-5°	0°	5°	7.5°	10°	15°
20°	-5°	0°	5°	7.5°	10°	15°
30°	-5°	0°	5°	7.5°	10°	15°
40°	-5°	0°	5°	7.5°	10°	15°

Πίνακας 1, περιπτώσεις που μελετήθηκαν

### 3.2 Σχεδιασμός υπεραντωτικής διάταξης

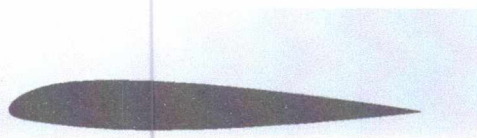
Ο σχεδιασμός της πτέρυγας και του flap έγινε με το σχεδιαστικό πρόγραμμα Solidworks. Ως βάση για το σχεδιασμό τους χρησιμοποιήθηκαν οι συντεταγμένες του πίνακα στο Παράρτημα Α, με την υπεραντωτική διάταξη να φαίνεται στο Σχήμα 44. Με βάση τις συντεταγμένες οι διαστάσεις της υπεραντωτικής διάταξης είναι  $c_w=1$  [m] και  $c_f=0.2$  [m]. Ενώ για να ανταποκρίνεται στις αναλογίες των διαστάσεων της πειραματικής μελέτης το εκπέτασμα επιλέχτηκε να είναι  $s=1$  [m].

Αρχικά έγινε εισαγωγή των συντεταγμένων της υπεραντωτικής διάταξης, πηγαίνοντας Features-> Curves-> Curve Through XYZ Points ενώ έπειτα ολοκληρώνοντας τη διαδικασία αυτή δημιουργήθηκε ένα Sketch πάνω στο οποίο αποτυπώθηκε η περίμετρος της διάταξης. Τέλος πηγαίνοντας Features-> Extruded Boss/Base, επιλέγοντας το Sketch και θέτοντας Width 1m ολοκληρώθηκε ο σχεδιασμός της υπεραντωτικής διάταξης.

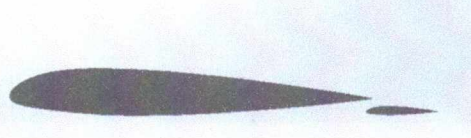


Σχήμα 44, υπεραντωτική διάταξη όπως αυτή αναπτύχθηκε στο Solidworks

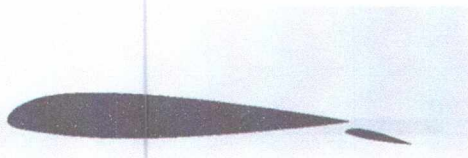
Η περιστροφή του flap πραγματοποιήθηκε γύρω από το σημείο που αναφέρεται στο Σχήμα 43, με χρήση της εντολής Rotate και η μορφές της υπεραντωτικής διάταξης για τις διάφορες γωνίες εκτροπής παρουσιάζονται στο Σχήμα 45.



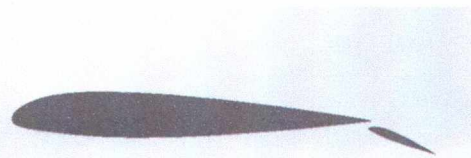
Κυρίως πτέρυγα



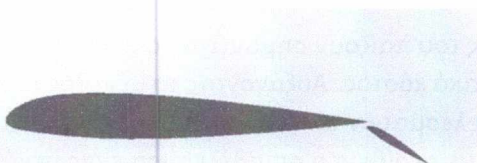
Γωνία εκτροπής flap 0°



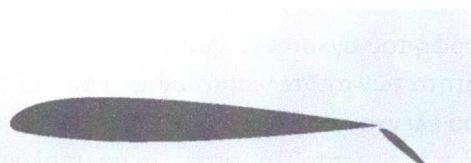
Γωνία εκτροπής flap 10°



Γωνία εκτροπής flap 20°



Γωνία εκτροπής flap 30°



Γωνία εκτροπής flap 40°

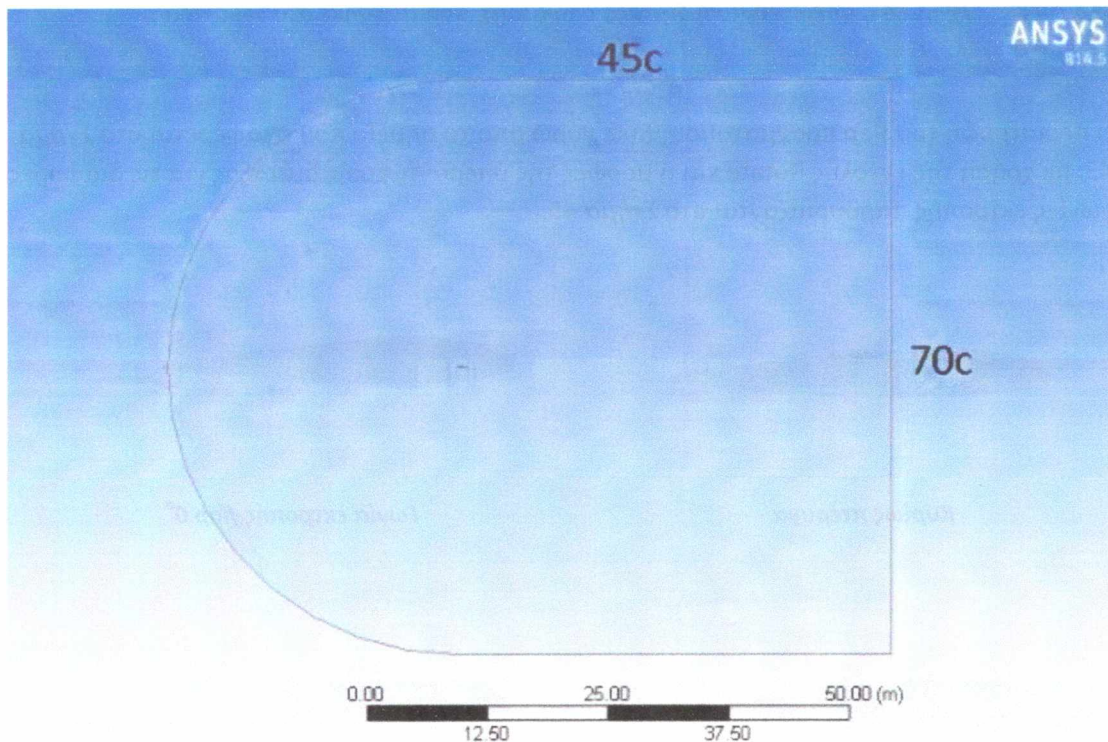
Σχήμα 45, υπεραντωτική διάταξη από Solidworks





### 3.3 Όγκος ελέγχου

Η δημιουργία του όγκου ελέγχου (control volume) και του πλέγματος (grid), που περιγράφεται σε επόμενη ενότητα, έγινε στο υπολογιστικό πρόγραμμα ANSYS 14.5. Μετά από μία αρχική εκτίμηση για την επίδραση του όγκου ελέγχου στα τελικά αποτελέσματα και με αναφορά στο [22], επιλέχθηκε όγκος ελέγχου σχήματος (C), Σχήμα 46. Ο όγκος ελέγχου που σχεδιάστηκε είναι μεσαίου μεγέθους με διαστάσεις 45 χορδές πίσω από το χείλος προσβολής, 35 χορδές πάνω και κάτω και 30 χορδές σε βάθος. Η επιλογή ενός τέτοιου όγκου έγινε με κριτήριο τη βελτιστοποίηση της ακρίβειας των αποτελεσμάτων και ελαχιστοποίησης του υπολογιστικού κόστους. Με αυτό τον όγκο ελέγχου οδηγούμαστε σε ένα λογικό αριθμό cells και σε ακριβή αποτελέσματα.

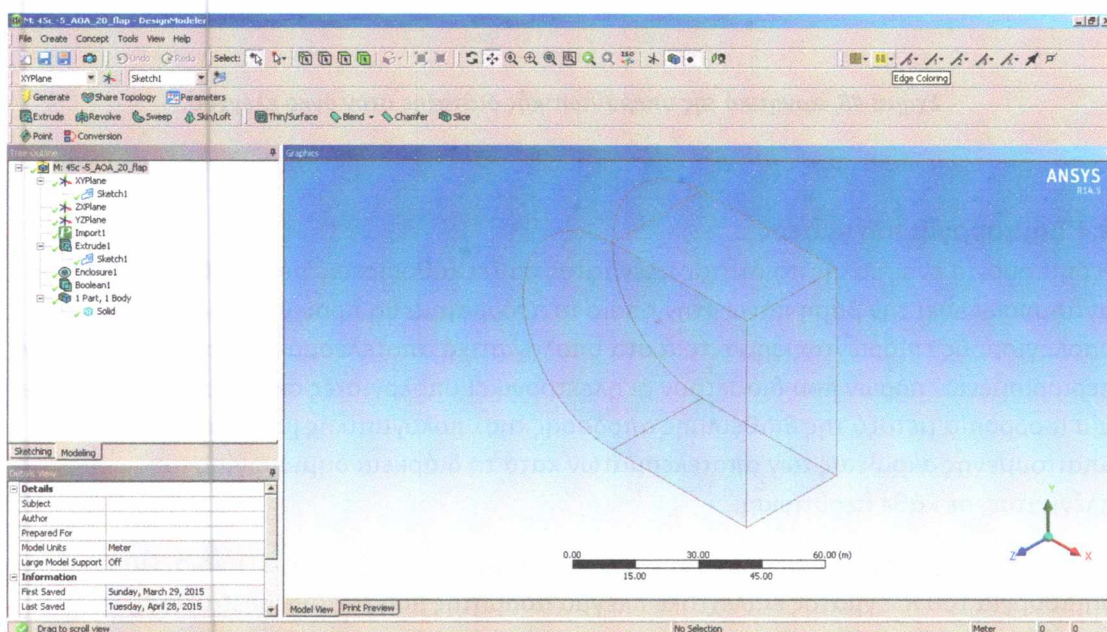


Σχήμα 46, όγκος ελέγχου

Η μορφή του όγκου ελέγχου αλλά και το μέγεθος του παίζουν σημαντικό ρόλο στην ποιότητα των αποτελεσμάτων και στο υπολογιστικό κόστος. Αυξάνοντας το μέγεθος του όγκου ελέγχου αυξάνει και η ακρίβεια των αποτελεσμάτων αλλά παράλληλα μεγαλώνει και το κόστος του προβλήματος. Για να υπολογιστεί με ακρίβεια η οπισθέλκουσα ένας μεγάλος όγκος ελέγχου κρίνεται απαραίτητος, με μέγεθος τουλάχιστον 50 χορδές πίσω από την αεροτομή, όπως αναφέρετε στο [23]. Παρόλα αυτά, δεν είναι υποχρεωτικό να χρησιμοποιείται ένας τόσο μεγάλος όγκος ελέγχου. Με βάση αυτά τα δεδομένα έγινε η επιλογή του μεγέθους και της μορφής που χρησιμοποιήθηκε.

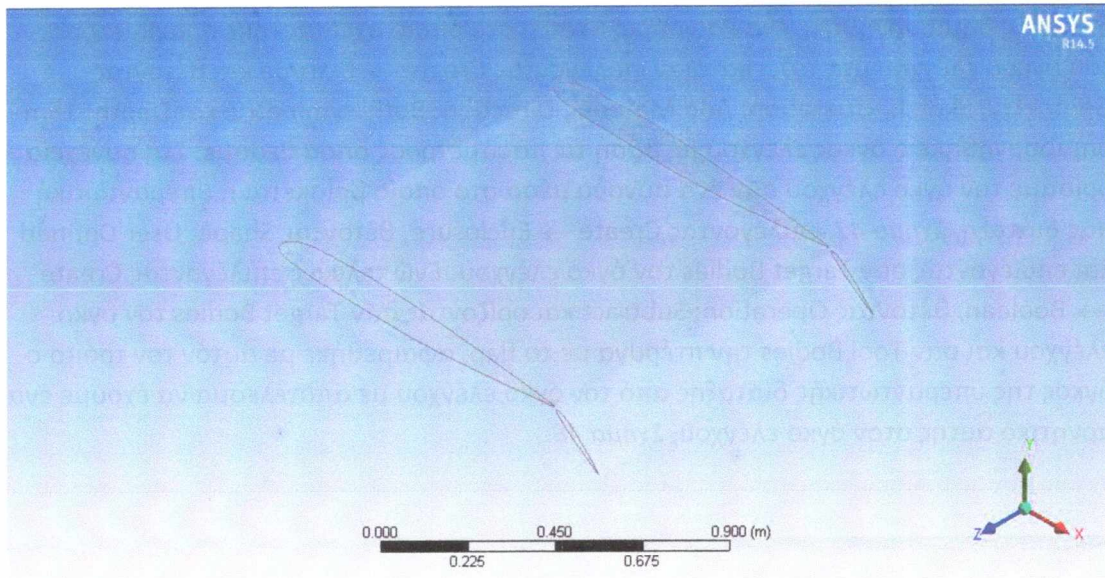
Ο όγκος ελέγχου, μέσα στον οποίο δημιουργήθηκε το πλέγμα σχεδιάστηκε στο DesignModeler του ANSYS 14.5 αφού πρώτα είχε εισαχθεί η υπεραντωτική διάταξη από το Solidworks, σε αρχείο τύπου Parasolid.x\_t. Μετά την εισαγωγή της υπεραντωτικής

διάταξης δημιουργήθηκε ένα καινούριο Sketch στο οποίο σχεδιάστηκε η περίμετρος του όγκου ελέγχου μας, ενώ κατόπιν επιλέγοντας Create → Extrude και θέτοντας Geometry: Sketch, Operation: Add Material, Direction: Both-Symmetric και Depth: 15m δημιουργήθηκε ο όγκος ελέγχου με βάση τις παραμέτρους όπου θέσαμε. Στη συνέχεια ορίσαμε τον όγκο ελέγχου σαν ένα σύνορο μέσα στο οποίο βρίσκεται η υπεραντωτική μας διάταξη, *Σχήμα 47*, επιλέγοντας Create → Enclosure, θέτοντας Shape: User Defined και επιλέγοντας σαν Target Bodies τον όγκο ελέγχου. Ενώ τελικώς επιλέγοντας Create → Boolean, θέτοντας Operation: Subtract και ορίζοντας σαν Target Bodies τον όγκο ελέγχου και σαν Tool Bodies την πτέρυγα με το flap, αφαιρέθηκε με αυτόν τον τρόπο ο όγκος της υπεραντωτικής διάταξης από τον όγκο ελέγχου με αποτέλεσμα να έχουμε ένα αρνητικό αυτής στον όγκο ελέγχου, *Σχήμα 48*.



*Σχήμα 47, επιφάνεια εργασίας DesingModeler*





**Σχήμα 48, αρνητικό της υπεραντωτικής διάταξης στον όγκο ελέγχου.**

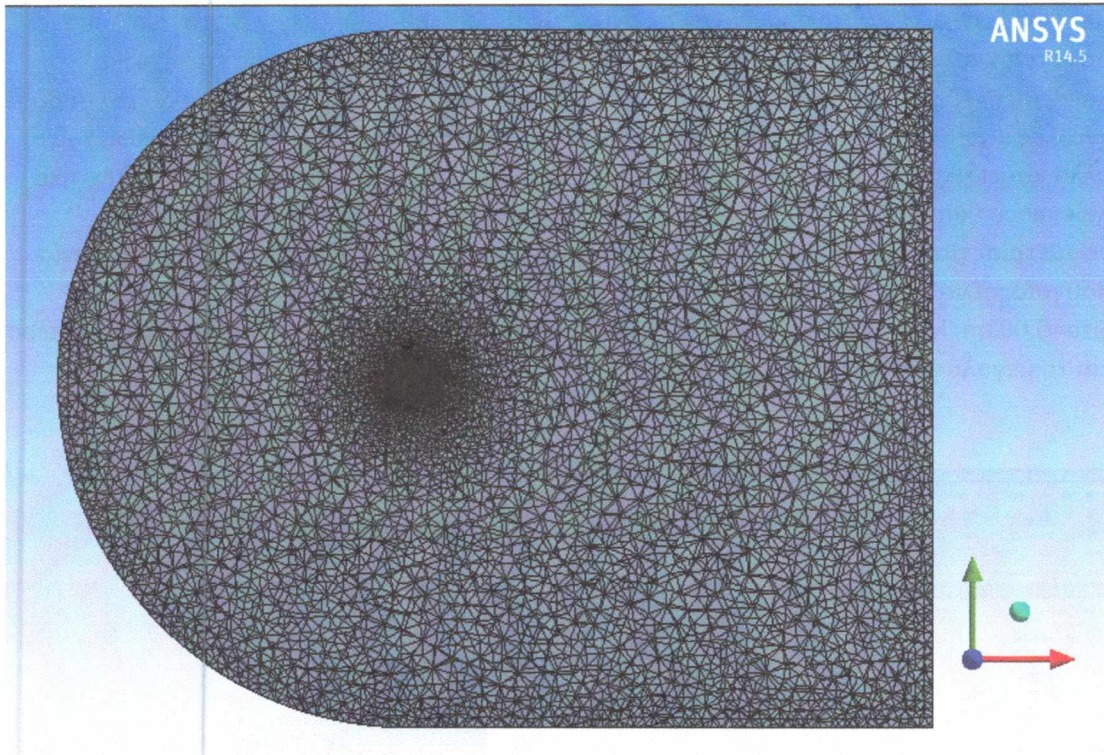
### 3.4 Δημιουργία πλέγματος

Η δημιουργία ενός καλής ποιότητας πλέγματος παίζει καθοριστικό ρόλο καθώς αυτό αντιπροσωπεύει την βάση πάνω στην οποία το πρόγραμμα θα πραγματοποιήσει τους υπολογισμούς επιδρώνοντας σημαντικά στα υπολογιστικά αποτελέσματα. Εξαιτίας όμως των περιορισμένων πόρων που διαθέτουν οι ηλεκτρονικοί υπολογιστές σκόπιμο είναι να βρεθεί μία ισορροπία μεταξύ της διαθέσιμης απόδοσης της υπολογιστικής μονάδας και της απαιτούμενης ακρίβειας των αποτελεσμάτων κατά τη διάρκεια δημιουργίας του πλέγματος, σε κάθε περίπτωση.

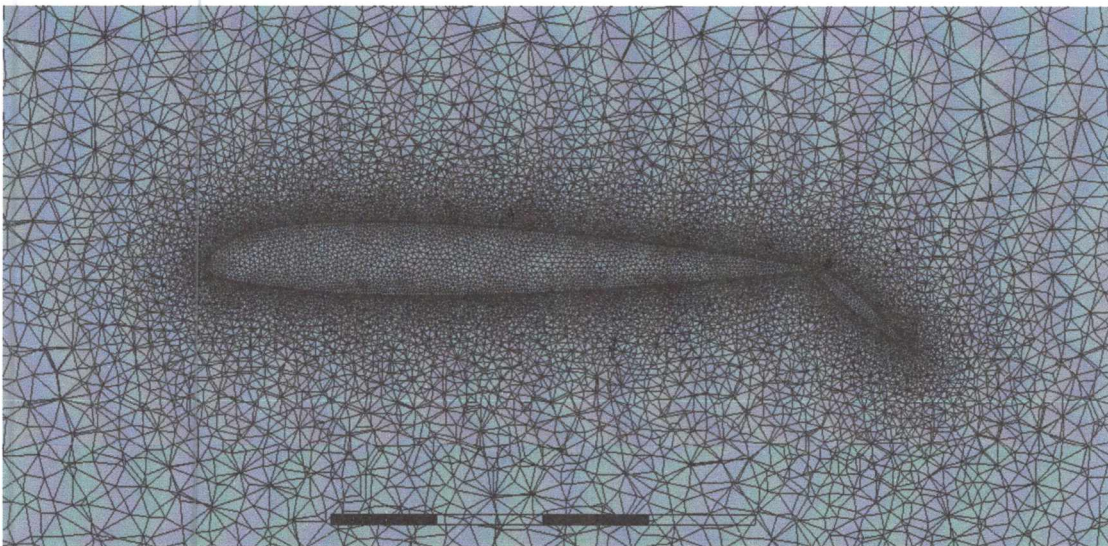
Η στρατηγική που ακολουθήθηκε και για τους δύο όγκους ελέγχου ήταν η ίδια. Για τη δημιουργία του πλέγματος επιλέχτηκε πλέγμα αδόμητης μορφής (unconstructed), καθώς του είδους αυτό το πλέγμα χρησιμοποιείται κατά κύριο λόγο σε σύνθετες γεωμετρίες και μπορεί να δημιουργηθεί γρήγορα και εύκολα. Χάρη δε της ευελιξίας του αδόμητου πλέγματος ακόμα και σε πολύπλοκες γεωμετρίες, όπως οι υπεραντωτικές διατάξεις, μπορεί να επιτευχθεί μεγάλη ακρίβεια αποτελεσμάτων. Ωστόσο όμως, επειδή τα σημεία του πλέγματος δεν είναι διατεταγμένα σε μία σειρά αλλά τυχαία μοιρασμένα στο χώρο ο χρόνος που απαιτείται για σύγκλιση είναι αρκετά μεγάλος.

Κατά τη δημιουργία του πλέγματος ιδιαίτερη προσοχή δόθηκε στην περιοχή κοντά και γύρω από την υπεραντωτική διάταξη πυκνώνοντας το πλέγμα στα σημεία αυτά, *Σχήμα 49* και *Σχήμα 50*, καθώς στις περιοχές αυτές αναμένονται σημαντικές αλλαγές στα χαρακτηριστικά του πεδίου ροής.





*Σχήμα 49, μορφή πλέγματος σε μία τομή του όγκου ελέγχου*

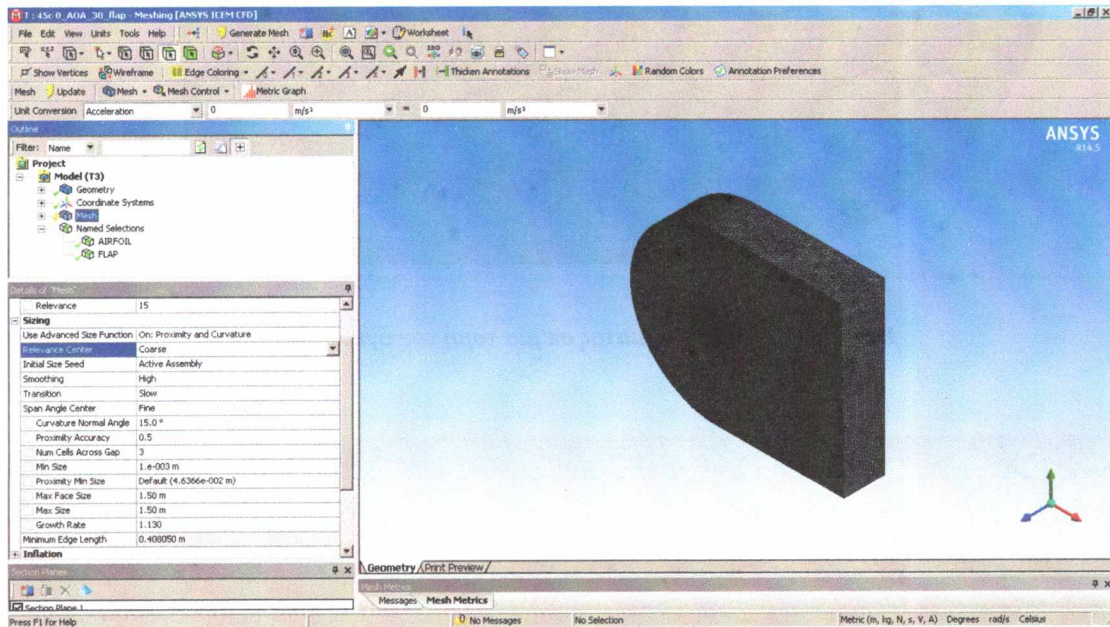


*Σχήμα 50, πυκνωση πλέγματος γύρω από την υπεραντωτική διάταξη*

Αρχικά πραγματοποιήθηκαν κάποιες γενικές ρυθμίσεις παραμέτρων με σκοπό να γίνει όσο το δυνατόν καλύτερη δημιουργία πλέγματος. Η επιλογή που έγιναν, πιο αναλυτικά, αποσκοπούσαν στην καλύτερη κάλυψη των καμπύλων τμημάτων στο χείλος προσβολής και στο χείλος εκφυγής, αναγκάζοντας τα cells να δημιουργούν μικρότερη μεταξύ τους γωνία αλλά και ορίζοντας μέσα στον όγκο ελέγχου η μικρότερη διάσταση του πλέγματος να είναι 0.001m. Με τον τρόπο αυτό αυξήθηκε σημαντικά ο αριθμός των cells αλλά η κάλυψη της διάταξης ήταν εξαιρετικά αποτελεσματική.



Περιγραφικά οι αλλαγές που έγιναν σε σχέση με τις Default ρυθμίσεις είναι οι ακόλουθες. Αρχικά πηγαίνοντας στο Mesh και ανοίγοντας το μενού Default και Sizing επιλέχθηκε Relevance=15 και Use Advanced Size Function=On:Proximity and Curvature όπου και οι δύο εντολές αυτές είχαν σκοπό την πύκνωση του πλέγματος, γενικά σε όλο τον όγκο ελέγχου αλλά και ειδικά γύρω από την υπεραντωτική διάταξη, Σχήμα 51. Στη συνέχεια επιλέχθηκε Relevance Center=Fine και Smoothing=High με σκοπό την ακριβέστερη κάλυψη της γεωμετρίας μας, ενώ έπειτα ορίστηκε Curvature Normal Angle=15° μικραίνοντας τη γωνία που μπορεί να δημιουργήσει το πλέγμα από τις 18° στις 15°. Κατόπιν ορίστηκαν Min Size=0.001m, Max Face Size=1.5m και Max Size=1.5m καθορίζοντας αντίστοιχα το μικρότερο και το μεγαλύτερο μέγεθος των cells μέσα στον όγκο ελέγχου.

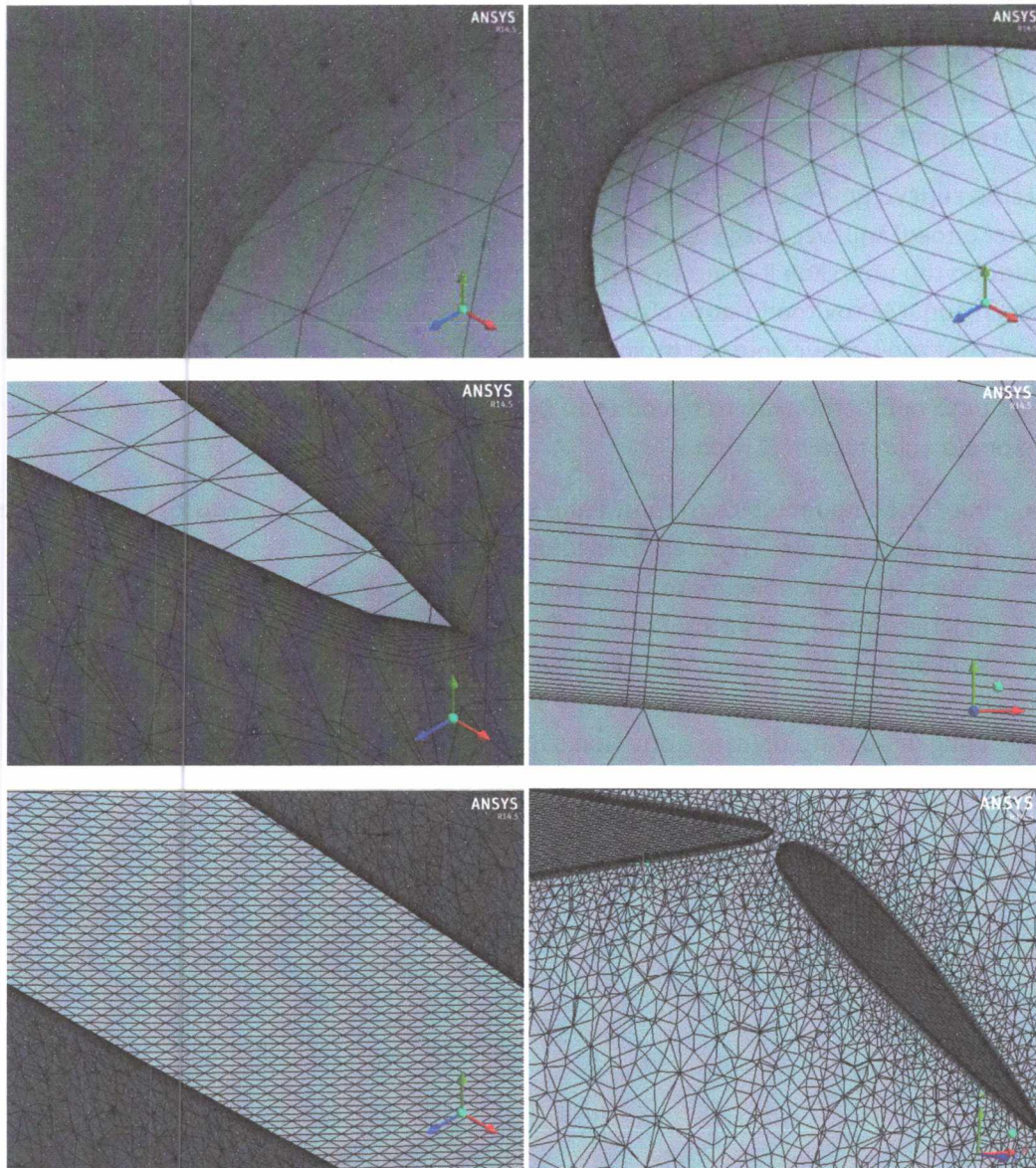


Σχήμα 51, επιφάνεια εργασίας Meshing

Έπειτα προχωρώντας σε πιο λεπτομερείς και ειδικευμένες ρυθμίσεις, με σκοπό την περαιτέρω βελτίωση του πλέγματος, αρχικά ορίστηκαν τα ονόματα AIRFOIL και FLAP κάνοντας δεξί κλικ στη περιοχή του Outline και επιλέγοντας Insert → Named Selection, αφού πρώτα μαρκάραμε την πτέρυγα και το flap αντίστοιχα. Στη συνέχεια αφού ορίστηκαν τα ονόματα των διαφόρων τμημάτων της υπεραντωτικής διάταξης δημιουργήθηκαν τρία Face Sizing, ένα για τον όγκο ελέγχου, ένα για την πτέρυγα και ένα για το flap. Για την πτέρυγα και το flap ορίστηκαν, Scope Method=Named Selection και στο Named Selection επιλέχθηκαν τα ονόματα όπως αυτά αναφέρθηκαν προηγουμένως, ενώ και στα δύο σαν Element Size ορίστηκε 0.005m αναγκάζοντας το πλέγμα πάνω στην υπεραντωτική διάταξη να έχει αυτό το μέγεθος. Ακολούθως στο Face Sizing για τον όγκο ελέγχου επιλέχθηκαν οι τέσσερις πλευρές στις οποίες το μέγεθος του πλέγματος τέθηκε 1m. Κατόπιν δημιουργήθηκαν δύο Mapped Face Meshing ένα για το flap και ένα για την πτέρυγα εξαναγκάζοντας το πλέγμα πάνω στην υπεραντωτική διάταξη να αποκτήσει μία δομημένη μορφή. Τελικώς επιλέχθηκε Inflation γύρω από όλη τη διάταξη με σκοπό τη σωστή καταγραφή του οριακού στρώματος. Για το Inflation σαν Scoping Method ορίστηκε ο όγκος ελέγχου, ενώ σαν Boundary Scoping Method το AIRFOIL και το FLAP. Ακόμα ορίστηκε σαν Inflation option=Smooth Transition θέτοντας στα Transition Ratio, Maximum Layers και



Growth Rate τις τιμές 0.12, 17 και 1.2 αντίστοιχα. Το αποτέλεσμα ήταν η δημιουργία ενός πλέγματος γύρω από την υπεραντωτική διάταξη όπως φαίνεται στο Σχήμα 52.



Σχήμα 52, μορφή πλέγματος γύρω από την υπεραντωτική διάταξη

Κατά τη δημιουργία του πλέγματος στόχος ήταν η ελαχιστοποίηση του αριθμού των στοιχείων μειώνοντας στο ελάχιστο δυνατό τον υπολογιστικό χρόνο διατηρώντας όμως παράλληλα μεγάλη ακρίβεια αποτελεσμάτων. Με βάση τις επιλογές όπου έγιναν το πλέγμα που δημιουργήθηκε και για τους δύο όγκους ελέγχου αποτελούταν από 2373474 Nodes και 7800235 Elements.



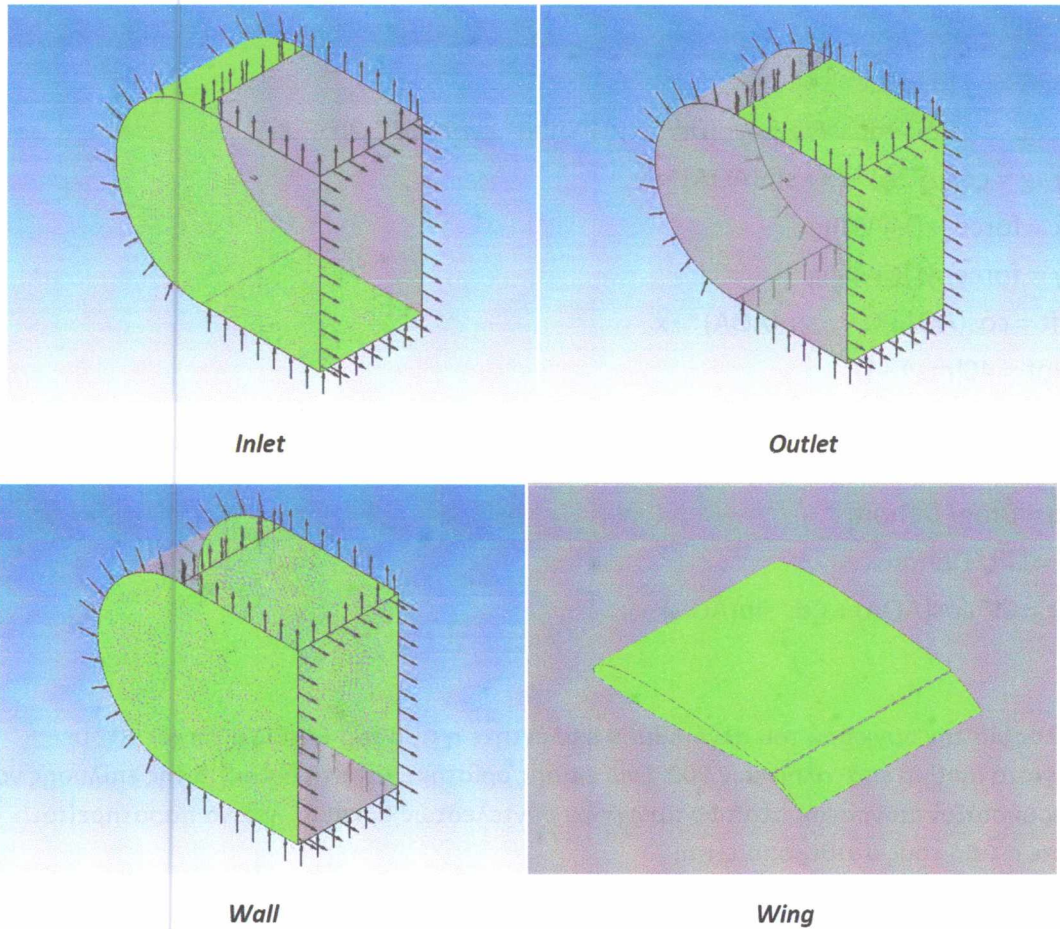
### 3.5 Προετοιμασία επίλυσης και συνοριακές συνθήκες

Για την πραγματοποίηση των αριθμητικών υπολογισμών επιλέχτηκε το λογισμικό CFX όπου έγινε εισαγωγή της γεωμετρίας και του πλέγματος. Έπειτα πηγαίνοντας Simulation → Flow Analysis → Default Domain ορίστηκαν οι συνθήκες του προβλήματος μας. Σαν Material τέθηκαν Air at 25 [C], Reference Pressure=1atm και Buoyancy Method=Non Buoyant από την καρτέλα Basic Settings, ενώ από την καρτέλα Fluid Models επιλέχτηκαν Heat Transfer=Isothermal με Fluid Temperature=25 [C] καθώς επίσης και Turbulence=Shear Stress Transport.

Το εξειδικευμένο μοντέλο τύρβης SST είναι ένα μοντέλο δύο εξισώσεων που μπορεί να χειριστεί αποκολλημένες ροές γύρω από πολύπλοκες γεωμετρίες. Αποτελεί πρακτικά το συνδυασμό του μοντέλου k- $\omega$  για τη ροή κοντά στην επιφάνεια και του k- $\epsilon$  για την ελεύθερη ροή. Με τον τρόπο αυτό εξασφαλίζεται μεγάλη ακρίβεια αποτελεσμάτων στις περιοχές του τυρβώδους οριακού στρώματος αλλά και στην ελεύθερη επιφάνεια.

Αμέσως μετά οριοθετήθηκαν τα σύνορα του όγκου ελέγχου, κάνοντας Insert → Boundary και τα οποία είναι τα εξής, Σχήμα 53.

- Inlet όπου προσδιόριζε το τμήμα από το οποίο εισερχόταν το ρευστό, την ταχύτητα του και την τύρβη, Turbulence=Medium (Intensity 5%).
- Outlet όπου προσδιόριζε το τμήμα από το οποίο εξερχόταν το ρευστό, θέτοντας Relative Pressure=0 Pa και Pressure Profile Blend=0.005.
- Wall όπου ορίστηκε σαν Free Slip Wall επιτρέποντας το ρευστό να περάσει από αυτό το σύνορο.
- Wing όπου αυτό ορίστηκε σαν Non Slip Wall περιλαμβάνοντας την υπεραντωτική διάταξη και αποτρέποντας το ρευστό να το διασχίσει.



Σχήμα 53, σύνορα του όγκου ελέγχου

Αφότου ολοκληρώθηκε η οριοθέτηση των συνόρων του όγκου ελέγχου κατασκευάστηκαν συναρτήσεις, πηγαίνοντας Expressions-> Insert-> Expression και κατόπιν εισάγοντας τον κατάλληλο τύπο για τον υπολογισμό διαφόρων μεγεθών που μας ενδιέφερε η τιμή τους, αλλά και για τον προσδιορισμό των συνιστωσών της ταχύτητας του ρεύματος αέρα εισάγοντας μόνο τη γωνία προσβολής σε κάθε περίπτωση.

Συναρτήσεις:

$$AOA = \_ \text{[deg]}$$

$$Denom = 0.5 * massFlowAve(Density)@Inlet * Uinf^2 * 1.2[m^2]$$

$$Drag = \cos(AOA) * Fx + \sin(AOA) * Fy$$

$$Fx = force\_x()@Wing$$

$$Fy = force\_y()@Wing$$

$$Lift = \cos(AOA) * Fy - \sin(AOA) * Fx$$

$$Uinf = 40[ms^{-1}]$$

$$Ux = Uinf * \cos(AOA)$$

$$Uy = Uinf * \sin(AOA)$$

$$Cd = Drag / Denom$$

$$Cl = Lift / Denom$$

$$Cn = Cl * \cos(AOA) + Cd * \sin(AOA)$$

Τέλος για την σύγκλιση του αλγόριθμου επιλέχτηκε η τιμή του Residual Target  $10^{-4}$  με μέγιστο αριθμό επαναλήψεων 900. Ενώ επίσης ορίστηκε κατά τη διάρκεια της επίλυσης να παρουσιάζονται γραφήματα των τιμών των συντελεστών  $C_l$  και  $C_D$ , για να παρατηρείται πότε η τιμή τους σταθεροποιείται.

## **Κεφάλαιο 4 Αποτελέσματα**

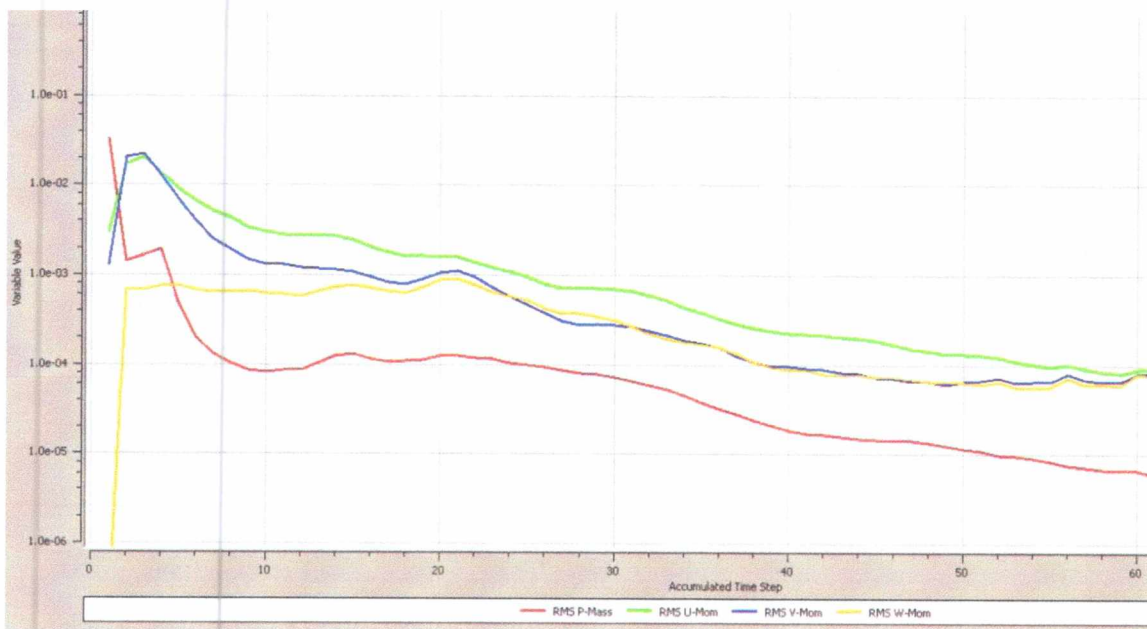


## 4. Εισαγωγή

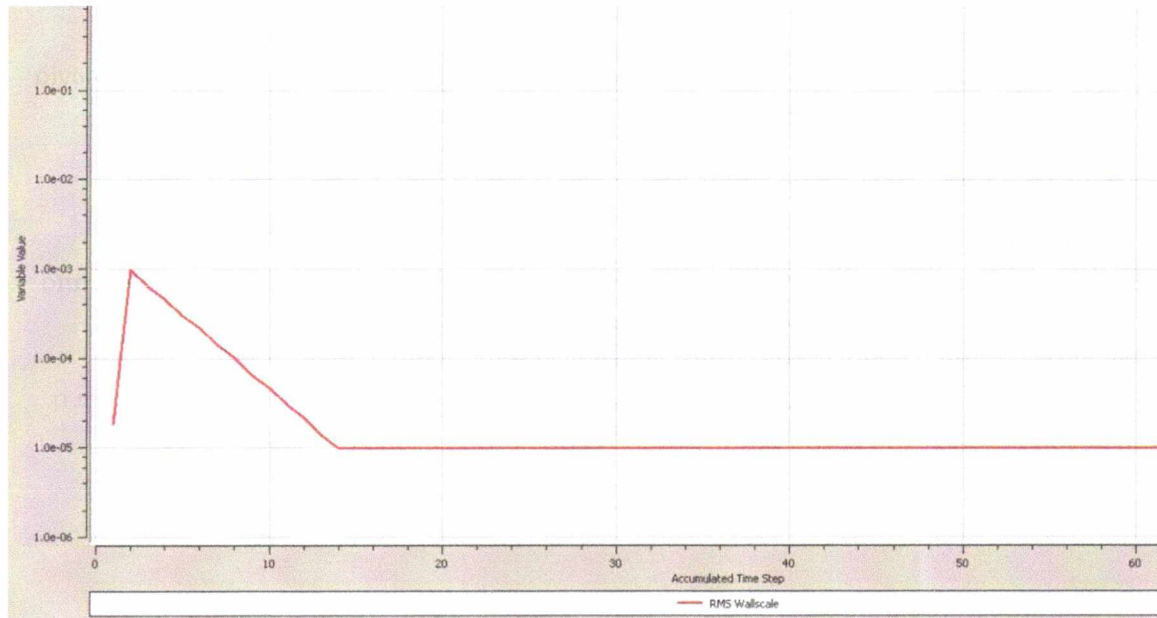
Ο αριθμός των περιπτώσεων που εξετάστηκαν ήταν 36, με βάση τον Πίνακα 1, με τη γωνία προσβολής να παίρνει έξι διαφορετικές τιμές και τη γωνία εκτροπής πέντε.

### 4.1 Σύγκλιση

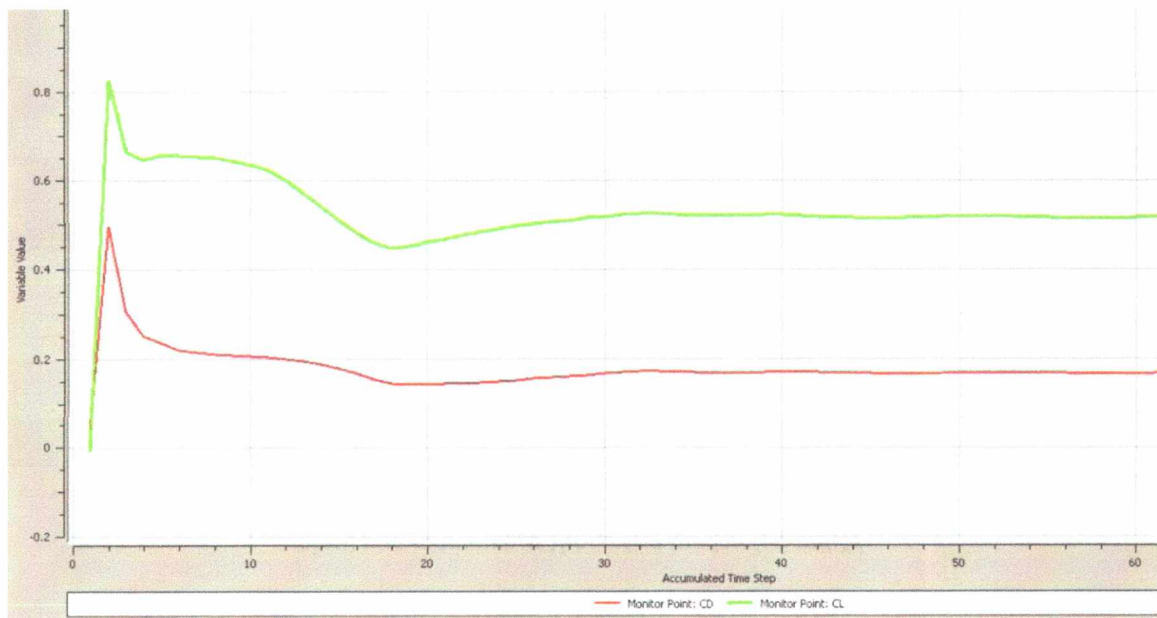
Κατά μέσο όρο, όλες οι περιπτώσεις συνέκλιναν στην επιθυμητή τιμή σφάλματος μετά από περίπου 80 επαναλήψεις. Με μεγαλύτερο αριθμό επαναλήψεων να παρατηρείται στις περιπτώσεις όπου αναμενόταν έντονα φαινόμενα αποκόλλησης. Σε όλες όμως, τις υπό μελέτη περιπτώσεις, τελικώς προήλθε σύγκλιση. Στα σχήματα παρακάτω παρουσιάζεται η πορεία σύγκλισης της υπεραντωτικής διάταξης σε  $5^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής.



Σχήμα 54, πορεία σύγκλισης Momentum and Mass



Σχήμα 55, πορεία σύγκλισης Wall and Boundary Scale

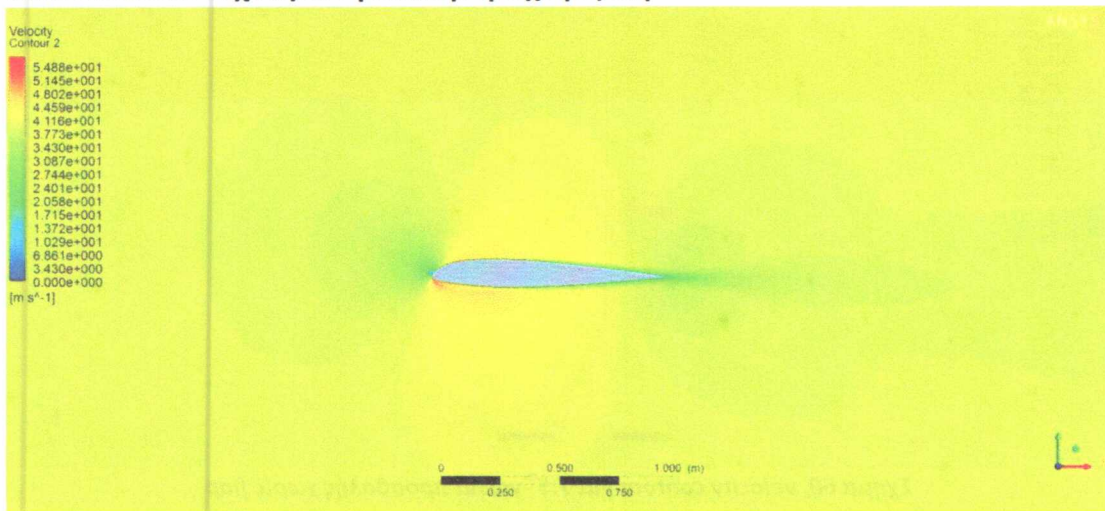


Σχήμα 56, πορεία σύγκλισης  $C_L$  και  $C_D$

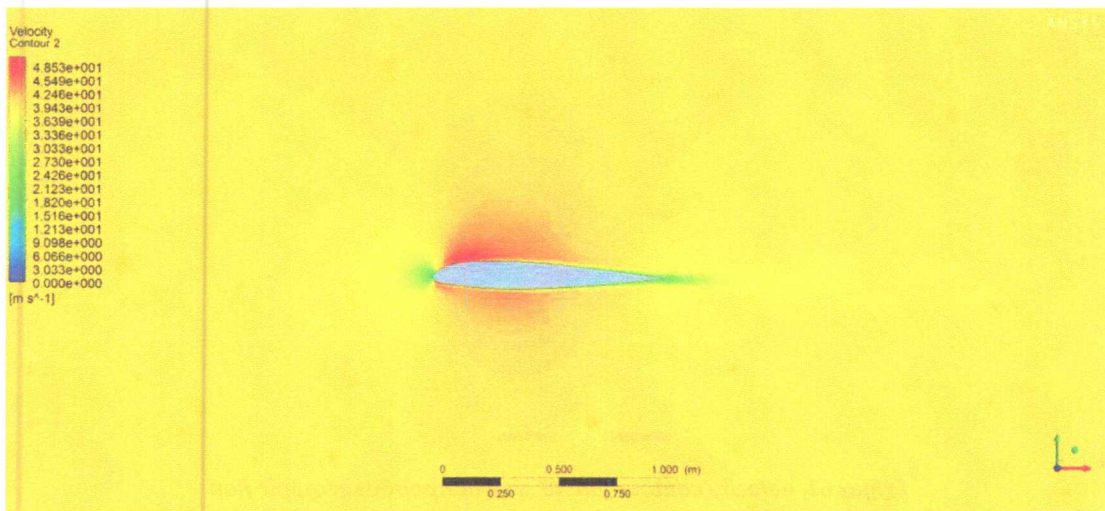
#### 4.2 Διαμόρφωση του πεδίου ροής γύρω από πτέρυγα χωρίς flap

Στην ενότητα αυτή παρουσιάζονται οπτικοποιημένα τα αποτελέσματα της επίλυσης για 3D πτέρυγα NACA 23012 χωρίς τη χρήση flap. Τα contours αναπαριστούνται πάνω σε μία επίπεδη τομή στον όγκο ελέγχου στο  $x=0$ .

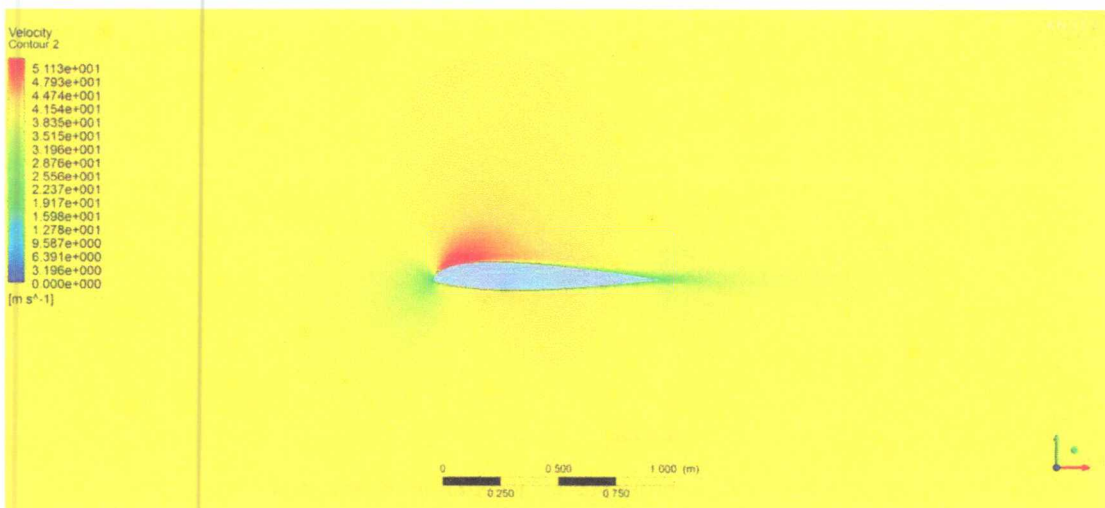
### 4.2.1 Contours ταχυτήτων για πτέρυγα χωρίς flap



Σχήμα 57, velocity contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap

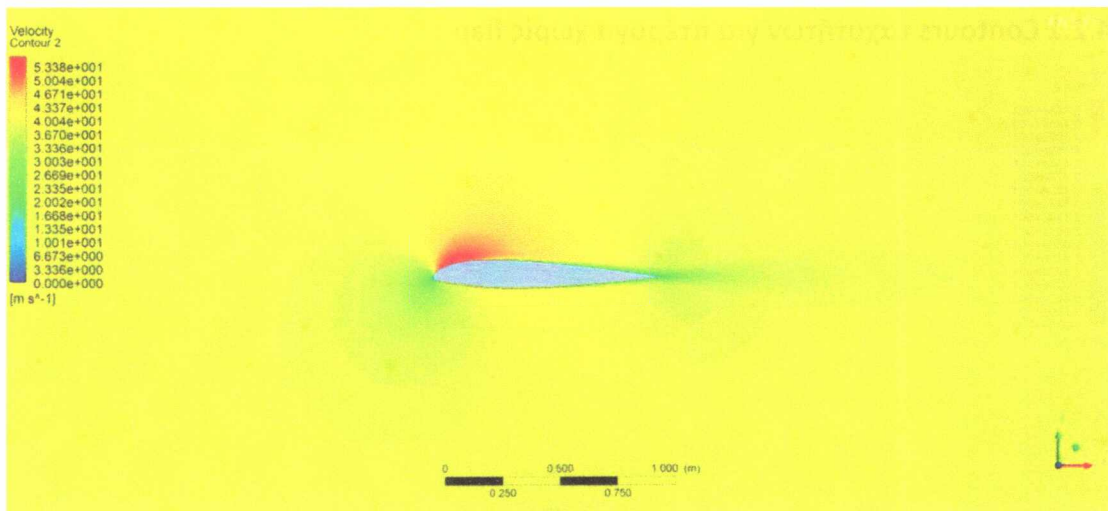


Σχήμα 58, velocity contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap

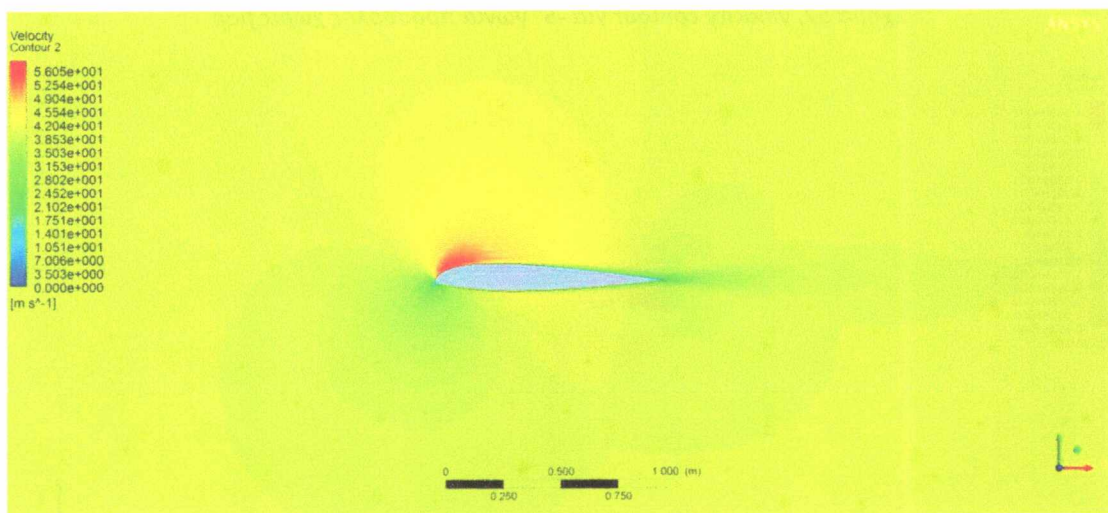


Σχήμα 59, velocity contour για  $5^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap

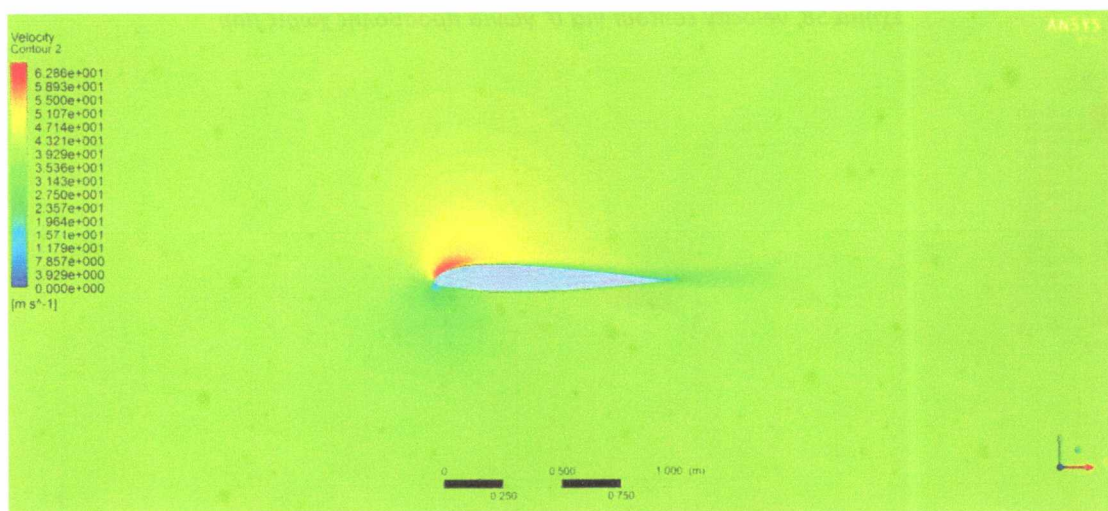




Σχήμα 60, velocity contour για 7.5° γωνία προσβολής χωρίς flap



Σχήμα 61, velocity contour για 10° γωνία προσβολής χωρίς flap

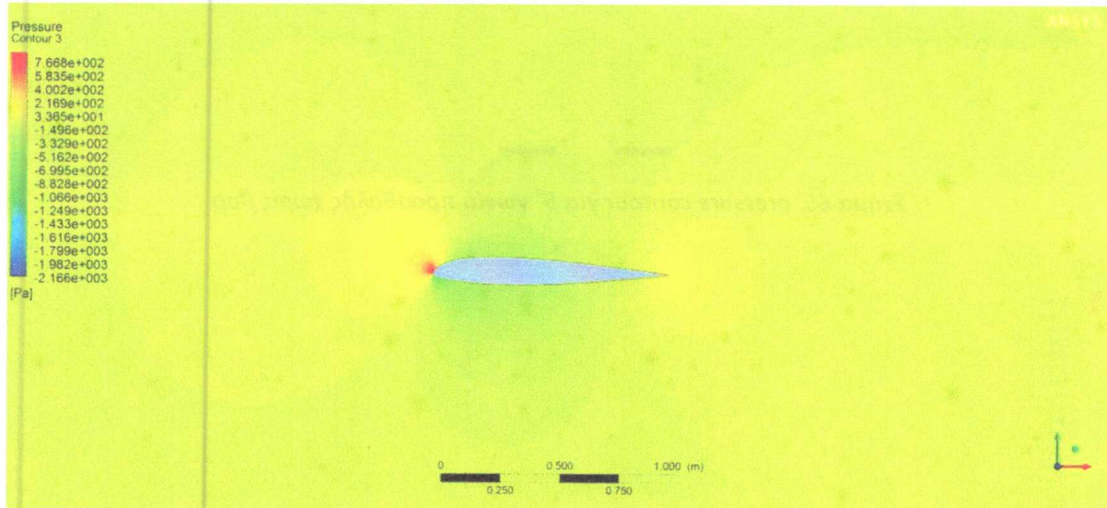


Σχήμα 62, velocity contour για 15° γωνία προσβολής χωρίς flap

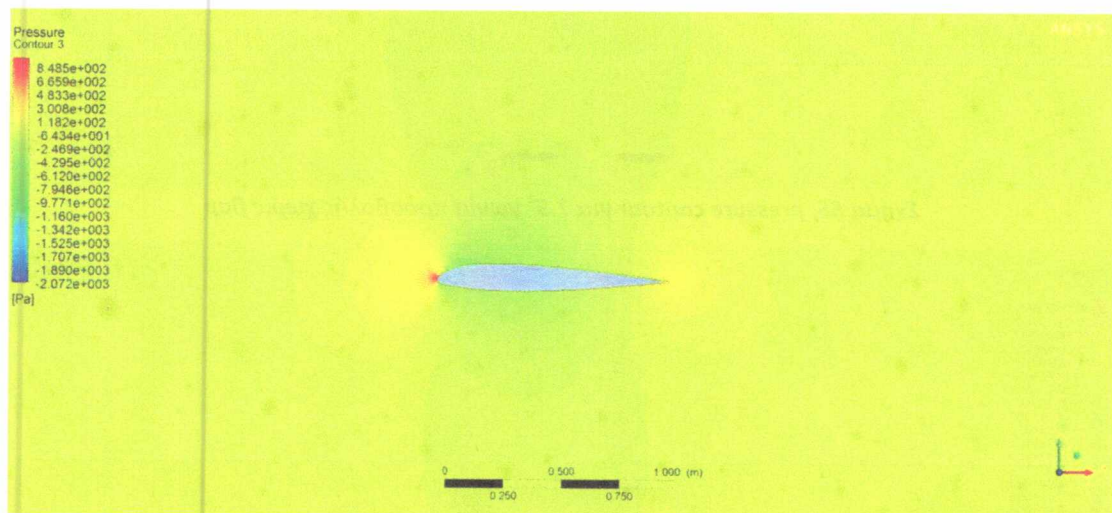
Στα σχήματα Σχήμα 57-62 αποτυπώνεται τα contours των ταχυτήτων γύρω από την πτέρυγα καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής.

Εξετάζοντας τις κλίμακες στο αριστερό μέρος των επάνω γραφημάτων, παρατηρείται αύξηση της μέγιστης τιμής της ταχύτητας καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής. Ενώ εστιάζοντας στο χείλος εκφυγής, σημειώνεται σημαντική αύξηση της περιοχής όπου επικρατούν ταχύτητες πολύ κοντά στο μηδέν, γεγονός που υποδεικνύει επικείμενη αποκόλληση της ροής στην επάνω επιφάνεια της πτέρυγας.

#### 4.2.2 Contours πιέσεων πτέρυγας χωρίς flap

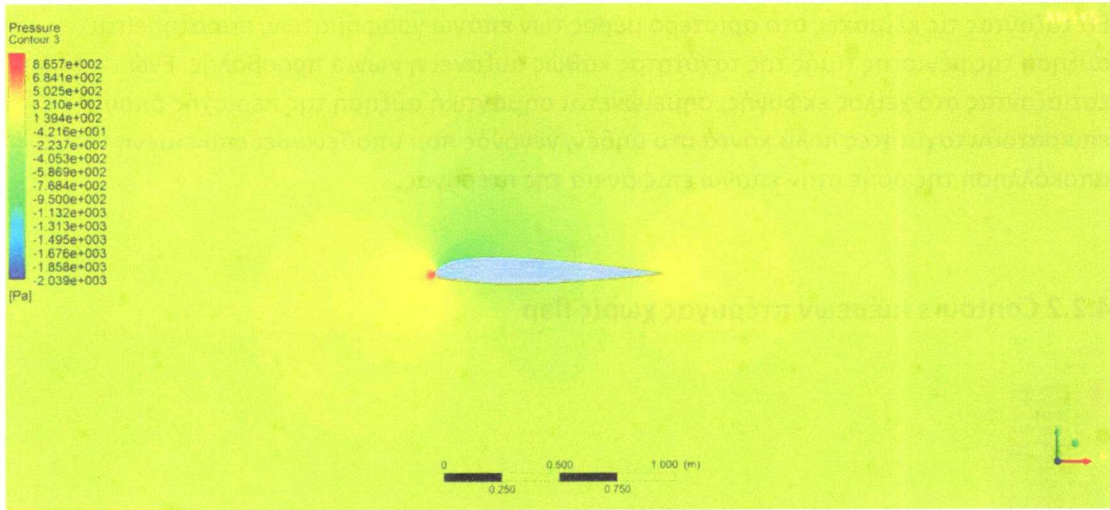


Σχήμα 63, pressure contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap

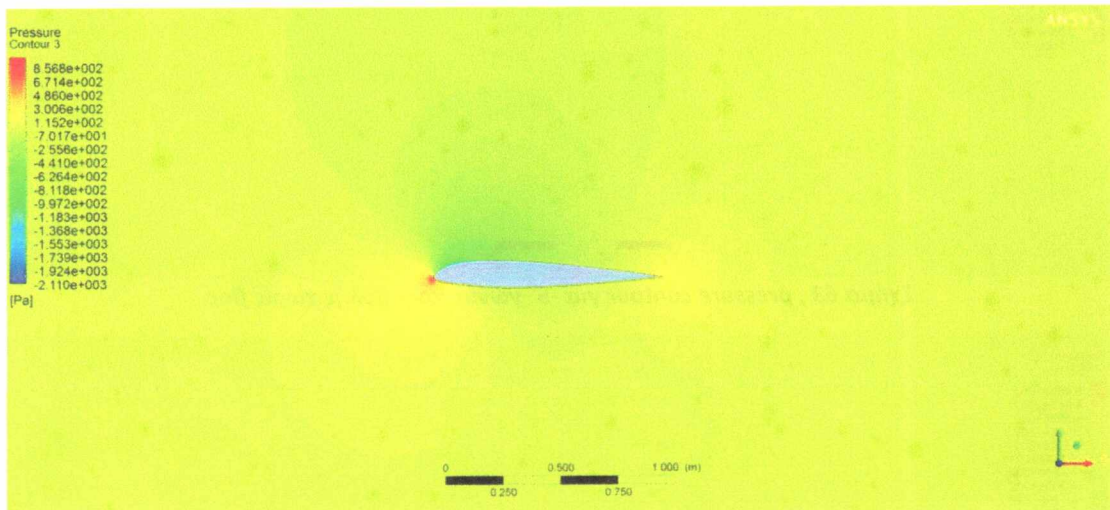


Σχήμα 64, pressure contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap

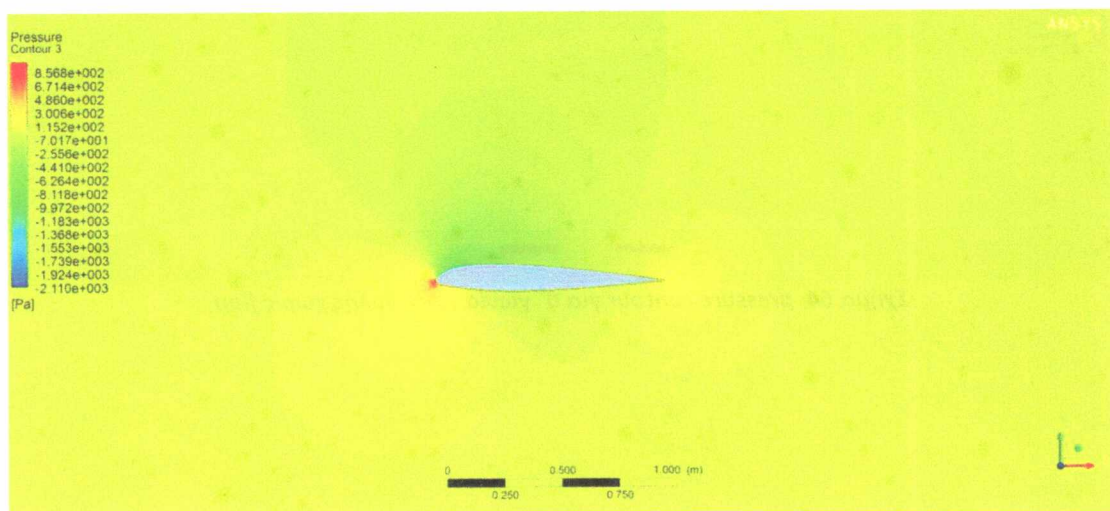




Σχήμα 65, pressure contour για 5° γωνία προσβολής χωρίς flap

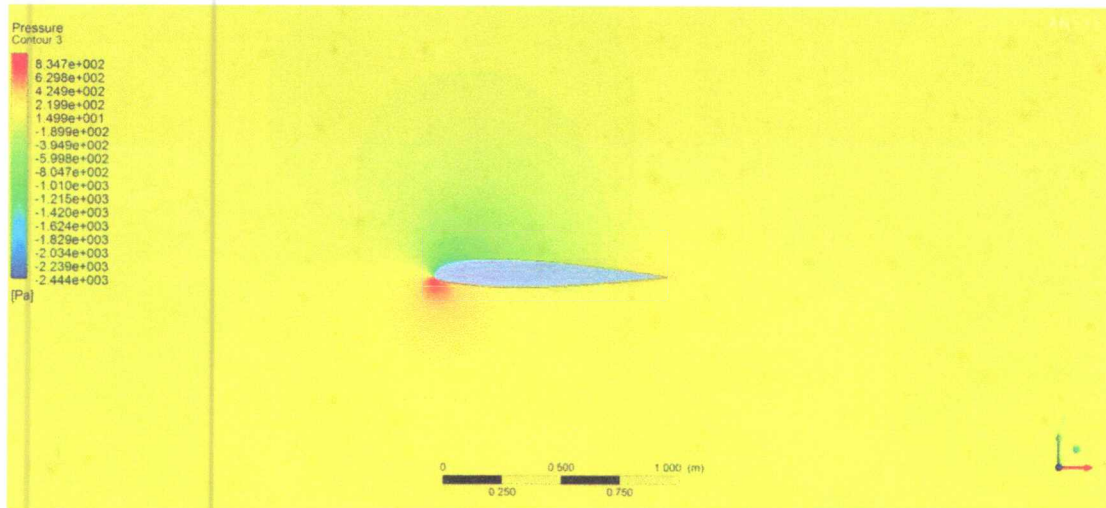


Σχήμα 66, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής χωρίς flap



Σχήμα 67, pressure contour για 10° γωνία προσβολής χωρίς flap



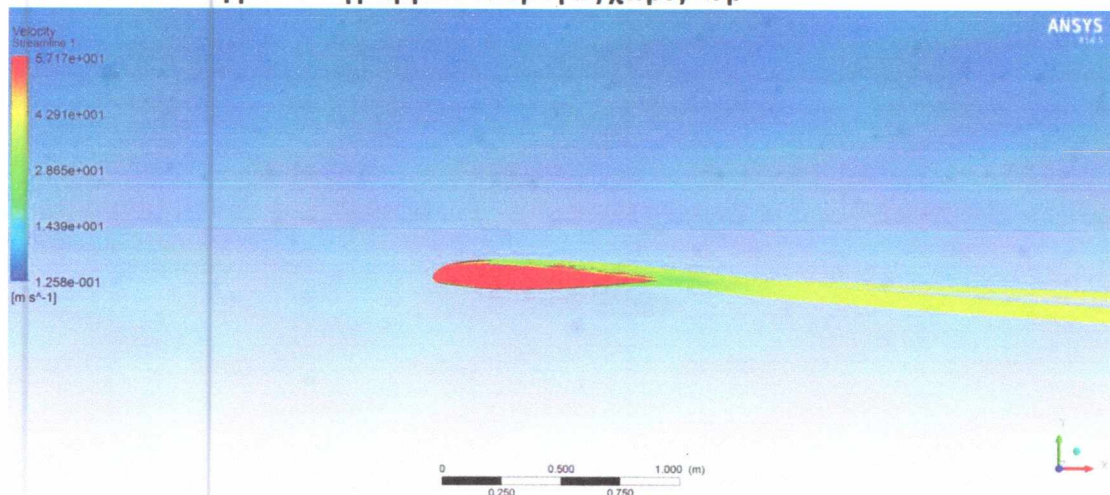


Σχήμα 68, pressure contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap

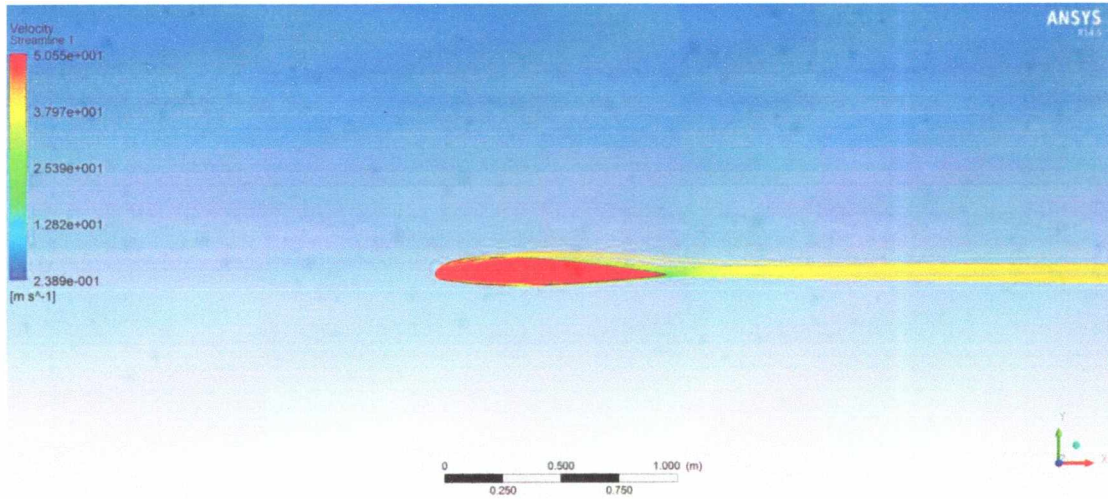
Όσον αφορά τα contours των πιέσεων, εξετάζοντας τα σχήματα Σχήμα 63-68, το κύριο συμπέρασμα που εξάγεται είναι η αύξηση της διαφοράς πίεσης μεταξύ επάνω και κάτω επιφάνειας, καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής. Μεγαλώνοντας η πίεση στην κοιλία και μειώνοντας αντίστοιχα στη ράχη της πτέρυγας. Γεγονός που εξηγεί την αύξηση της άντωσης καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής.

Επιπλέον η μέγιστη πίεση σημειώνεται στο χείλος προσβολής της πτέρυγας, στο σημείο όπου η ελεύθερη ροή την συναντάει για πρώτη φορά. Μια τέτοια συμπεριφορά είναι αναμενόμενη διότι το σημείο αυτό αποτελεί το σημείο ανακοπής όπου μηδενίζεται η ταχύτητα και άρα η πίεση παίρνει την μέγιστη τιμή της σύμφωνα με το νόμο του Bernoulli.

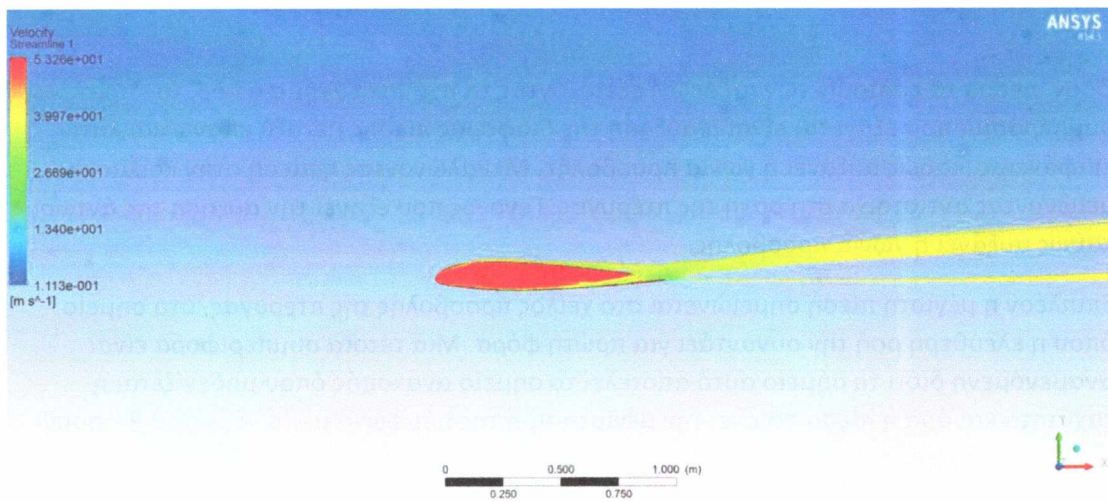
#### 4.2.3 Απεικόνιση ροϊκών γραμμών πτέρυγας χωρίς flap



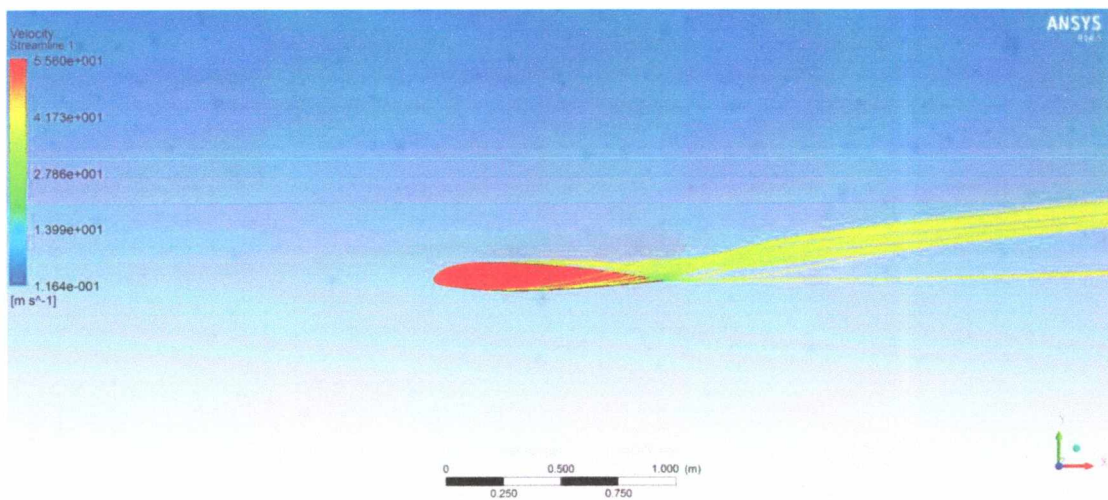
Σχήμα 69, velocity streamlines για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap



**Σχήμα 70, velocity streamlines για 0° γωνία προσβολής χωρίς flap**

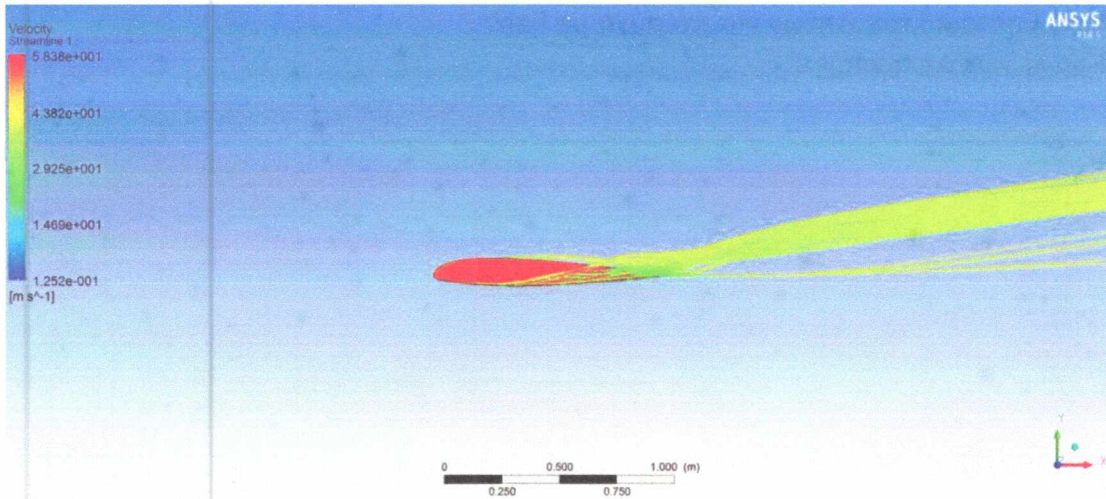


**Σχήμα 71, velocity streamlines για 5° γωνία προσβολής χωρίς flap**

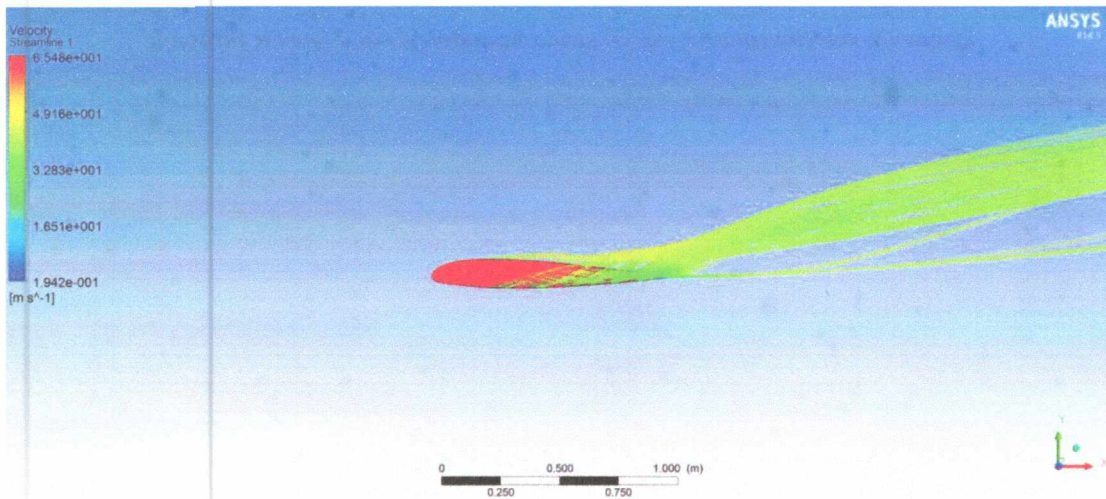


**Σχήμα 72, velocity streamlines για 7.5° γωνία προσβολής χωρίς flap**





Σχήμα 73, velocity streamlines για  $10^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap



Σχήμα 74, velocity streamlines για  $15^\circ$  γωνία προσβολής χωρίς flap

Στα σχήματα Σχήμα 69-74 αναπαριστούνται οι ροϊκές γραμμές, ξεκινώντας από το χείλος προσβολής της πτέρυγας και φτάνοντας μέχρι την έξοδο του όγκου ελέγχου.

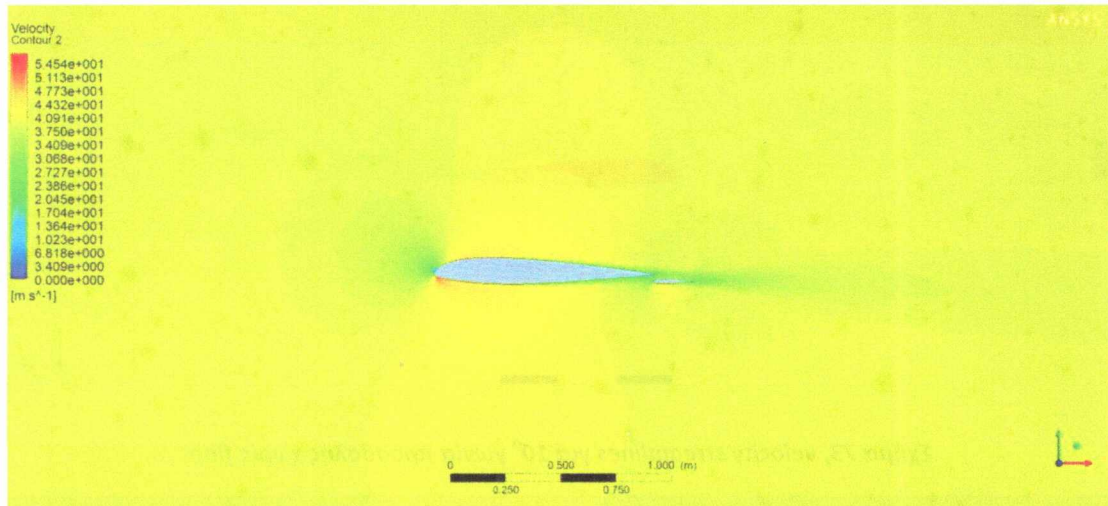
Προφανής είναι ο στροβιλισμός των ροϊκών γραμμών που οφείλεται στην εκκρέουσα στοβιλότητα που σχηματίζονται στις άκρες της πτέρυγας και που ενισχύονται, όπως φαίνεται και από τα σχήματα, καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής.

#### 4.3 Διαμόρφωση του πεδίου ροής γύρω από υπεραντωτική διάταξη

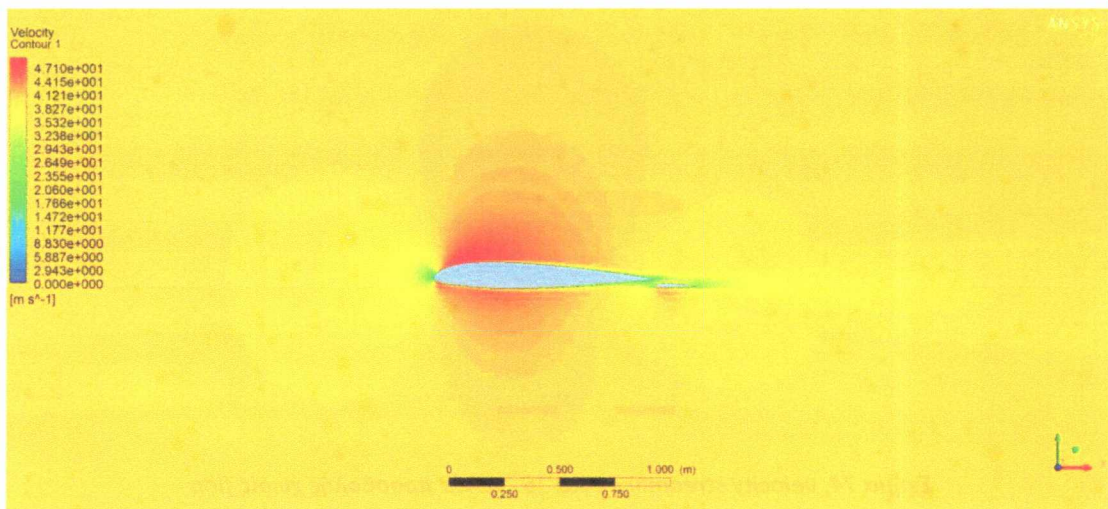
Στην ενότητα αυτή παρουσιάζονται οπτικοποιημένα τα αποτελέσματα της επίλυσης για 3D υπεραντωτική διάταξη, πτέρυγας με εξωτερικό flap NACA 23012.



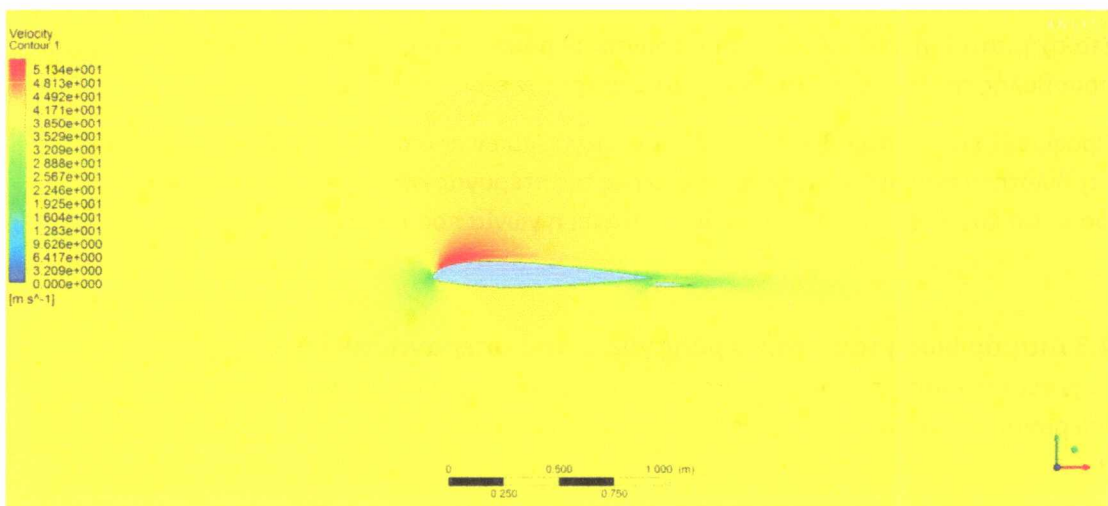
### 4.3.1 Contours ταχυτήτων για πτέρυγα με flap Flap σε γωνία εκτροπής $0^\circ$



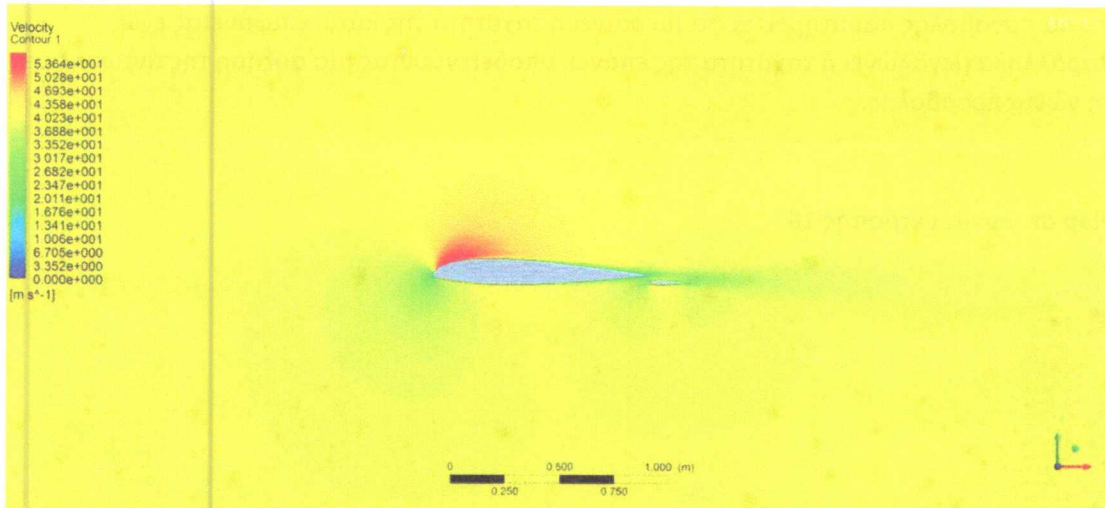
Σχήμα 75, velocity contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής



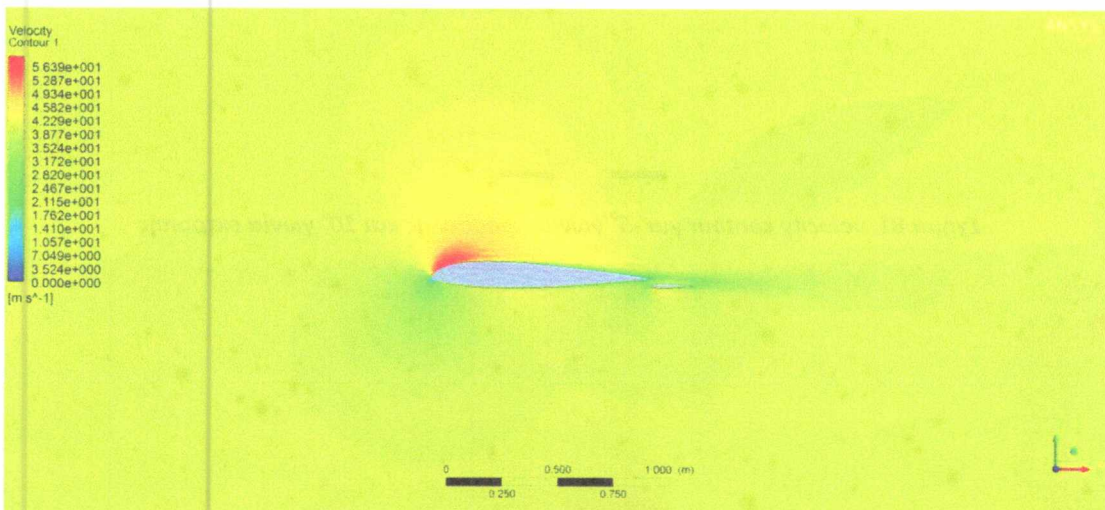
Σχήμα 76, velocity contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής



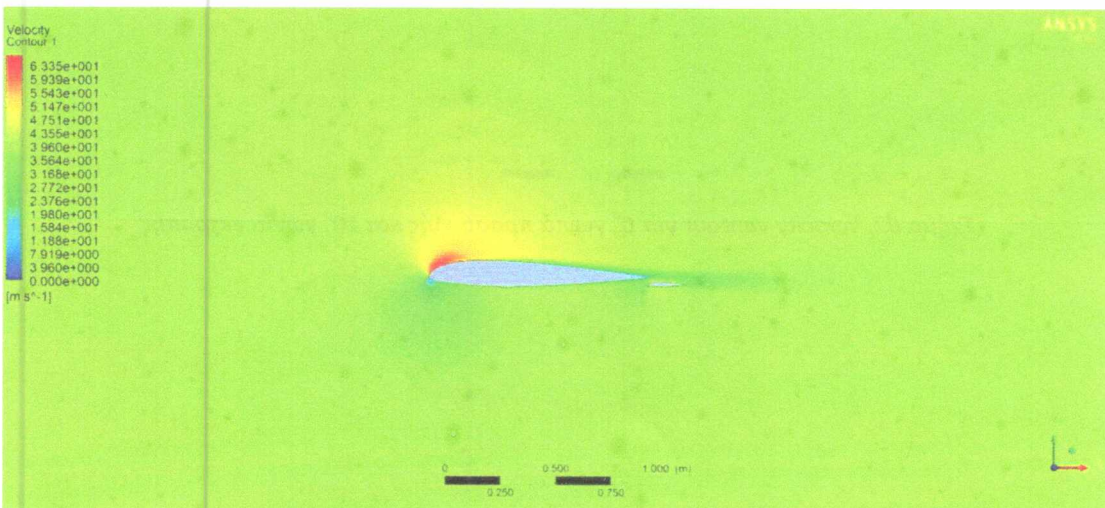
Σχήμα 77, velocity contour για  $5^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής



Σχήμα 78, velocity contour για 7.5° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής



Σχήμα 79, velocity contour για 10° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής



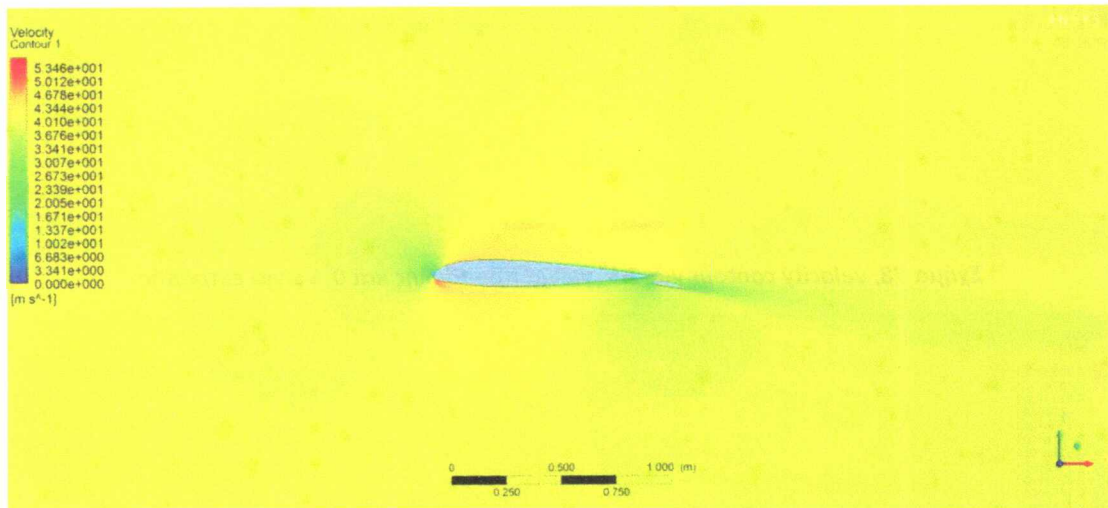
Σχήμα 80, velocity contour για 15° γωνία προσβολής και 0° γωνία εκτροπής

Παρατηρώντας τα σχήματα Σχήμα 75-80 γίνεται φανερό ότι στις -5° οι ταχύτητες που επικρατούν στην επάνω και κάτω επιφάνεια της πτέρυγας είναι περίπου η ίδια, υποδηλώνοντας σχεδόν μηδενική άντωση στο σημείο αυτό. Επιπλέον, καθώς αυξάνει η

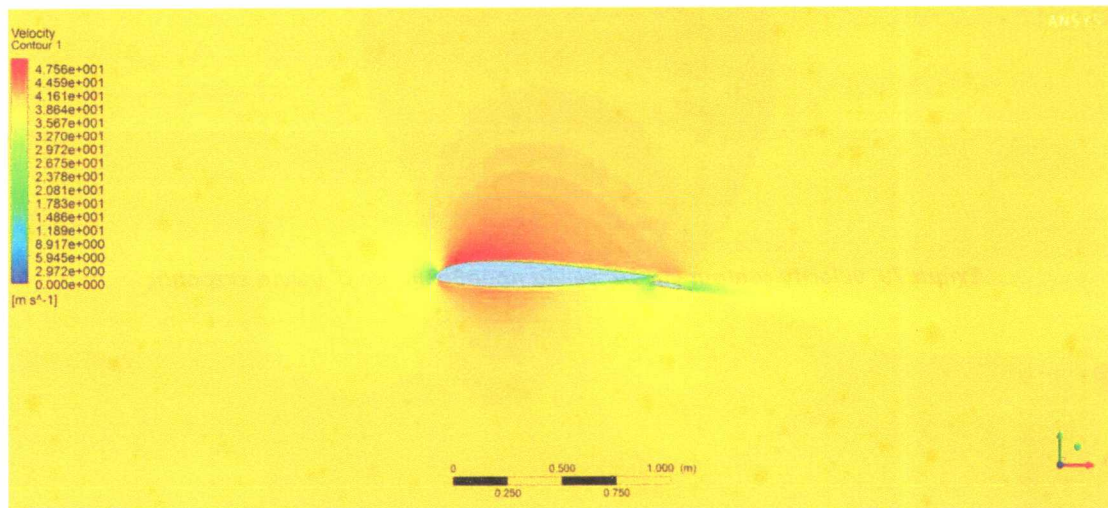


γωνία προσβολής παρατηρείται ότι μικραίνει η ταχύτητα της κάτω επιφάνειας ενώ παράλληλα μεγαλώνει η ταχύτητα της επάνω, υποδεικνύοντας μια αύξηση της άντωσης με τη γωνία προσβολής.

### Flap σε γωνία εκτροπής $10^\circ$

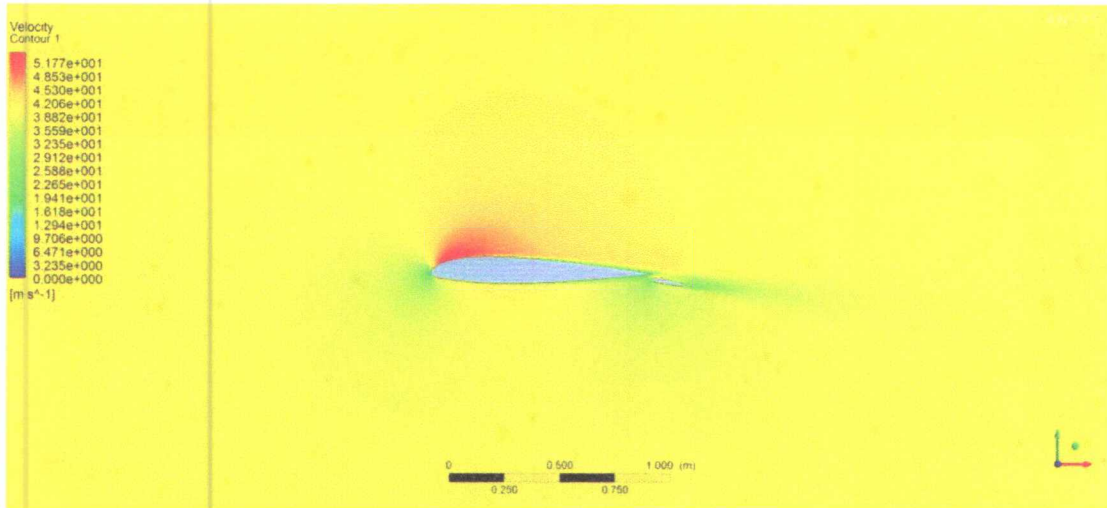


Σχήμα 81, velocity contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής και  $10^\circ$  γωνία εκτροπής

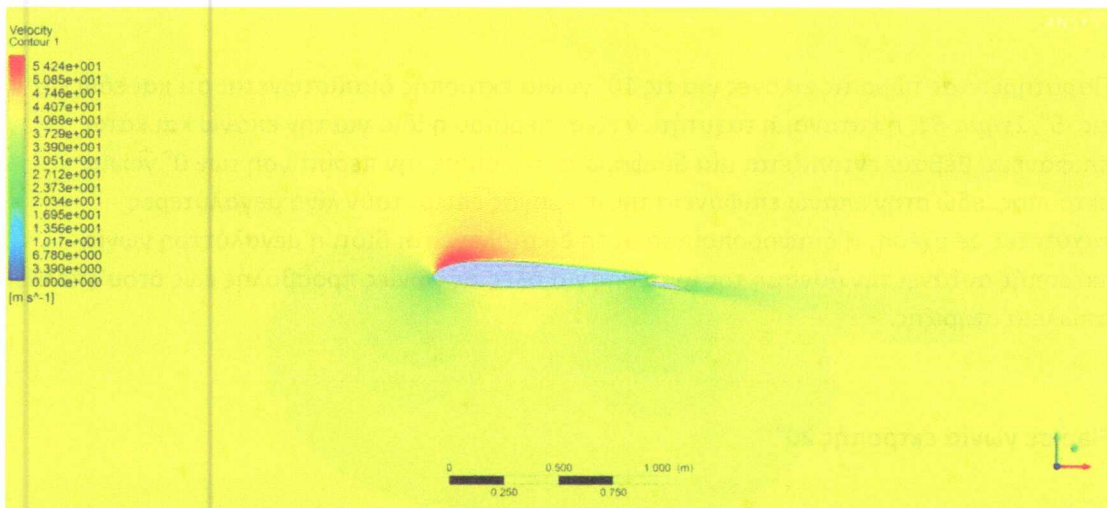


Σχήμα 82, velocity contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής και  $10^\circ$  γωνία εκτροπής

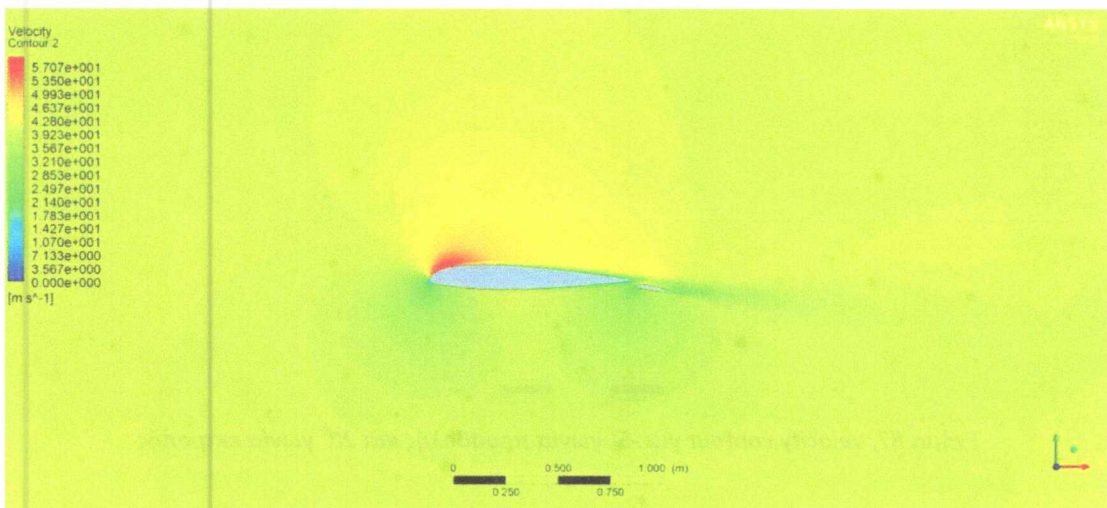




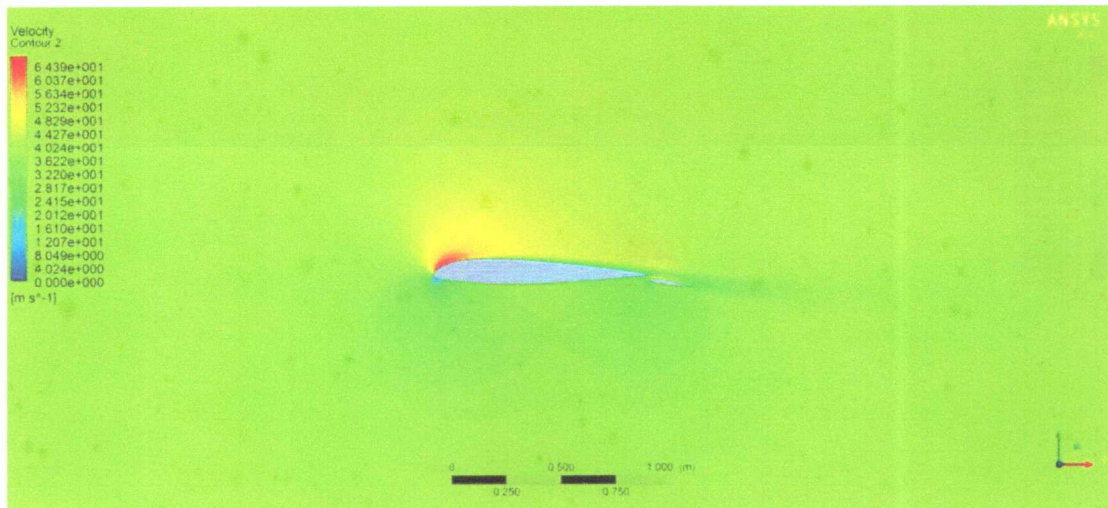
Σχήμα 83, velocity contour για 5° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής



Σχήμα 84, velocity contour για 7.5° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής



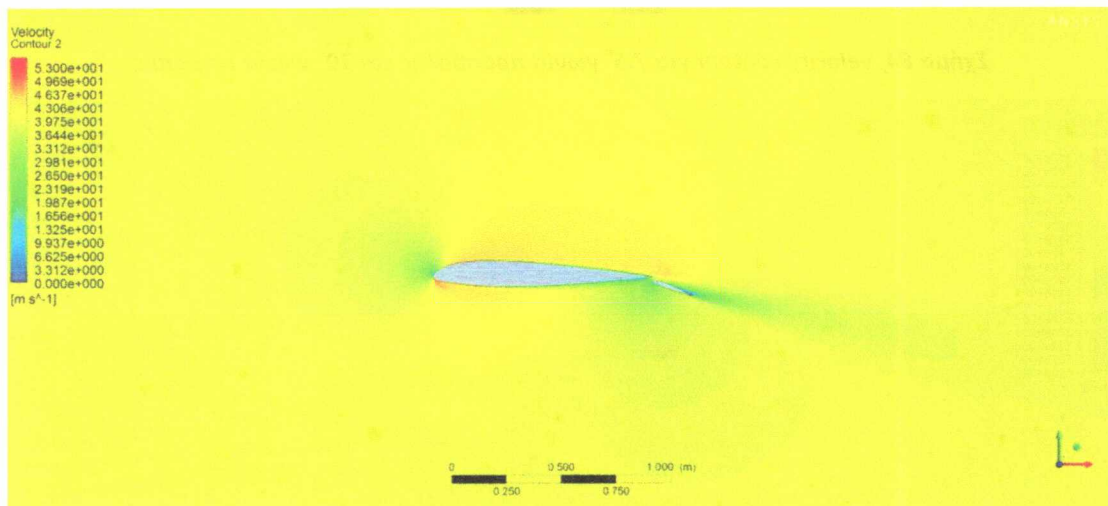
Σχήμα 85, velocity contour για 10° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής



Σχήμα 86, velocity contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής και  $10^\circ$  γωνία εκτροπής

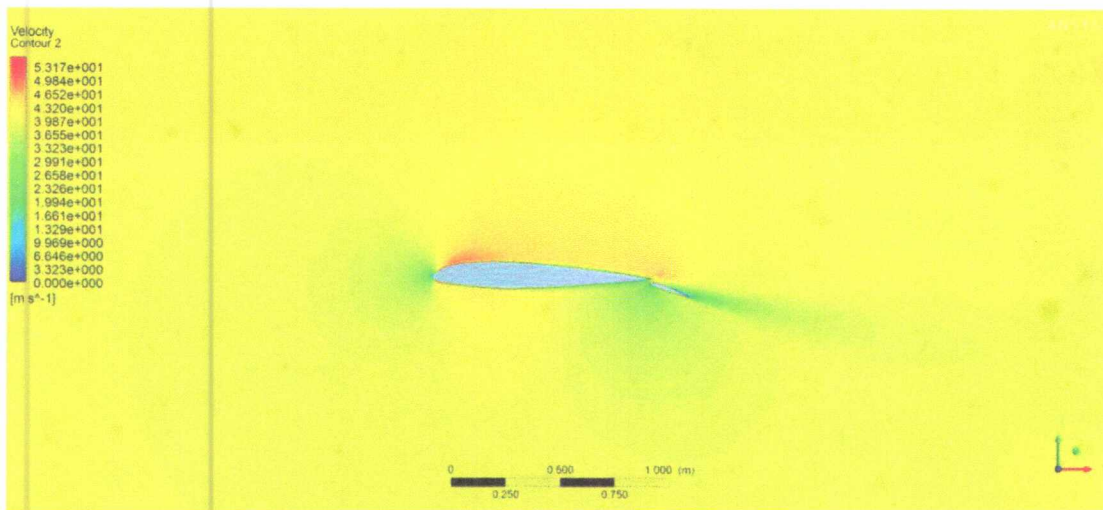
Παρατηρώντας τώρα τις εικόνες για τις  $10^\circ$  γωνία εκτροπής διαπιστώνεται ότι και εδώ για τις  $-5^\circ$ , Σχήμα 81, η κατανομή ταχυτήτων είναι περίπου η ίδια για την επάνω και κάτω επιφάνεια. Βέβαια εντοπίζεται μία διαφορά σε σχέση με την περίπτωση των  $0^\circ$  γωνία εκτροπής, εδώ στην επάνω επιφάνεια της πτέρυγας επικρατούν λίγο μεγαλύτερες ταχύτητες σε σχέση. Η διαφοροποίηση αυτή δικαιολογείται διότι η μεγαλύτερη γωνία εκτροπής αυξάνει την δύναμη της άντωσης για όλες τις γωνίες προσβολής έως ότου επέλθει απώλεια στήριξης.

### Flap σε γωνία εκτροπής $20^\circ$

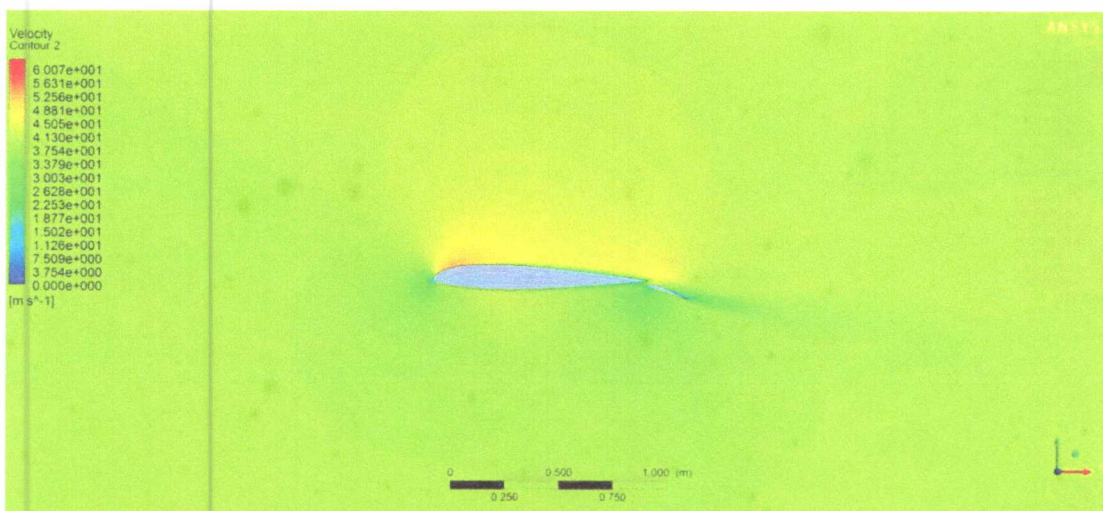


Σχήμα 87, velocity contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής και  $20^\circ$  γωνία εκτροπής

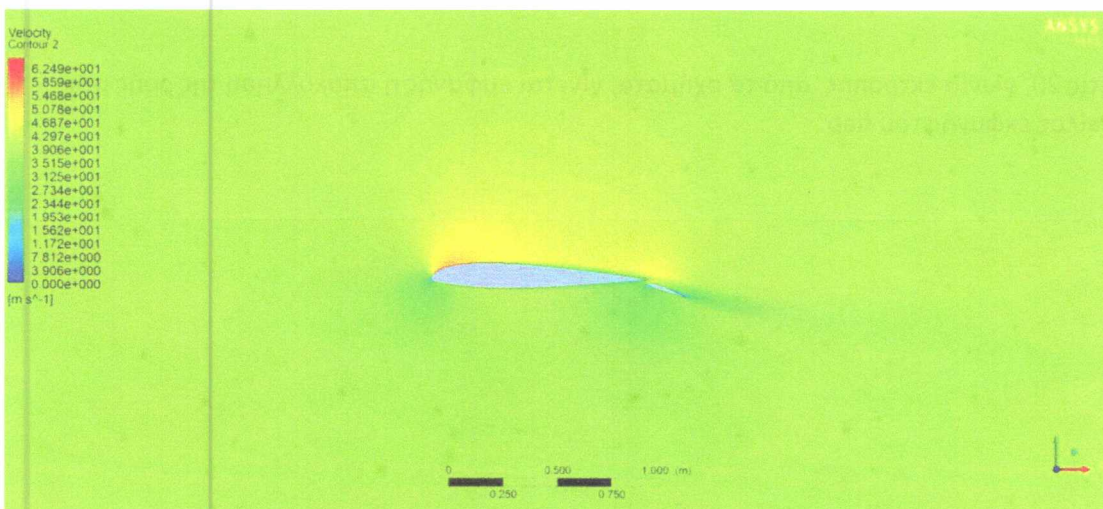




Σχήμα 88, velocity contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής και  $20^\circ$  γωνία εκτροπής

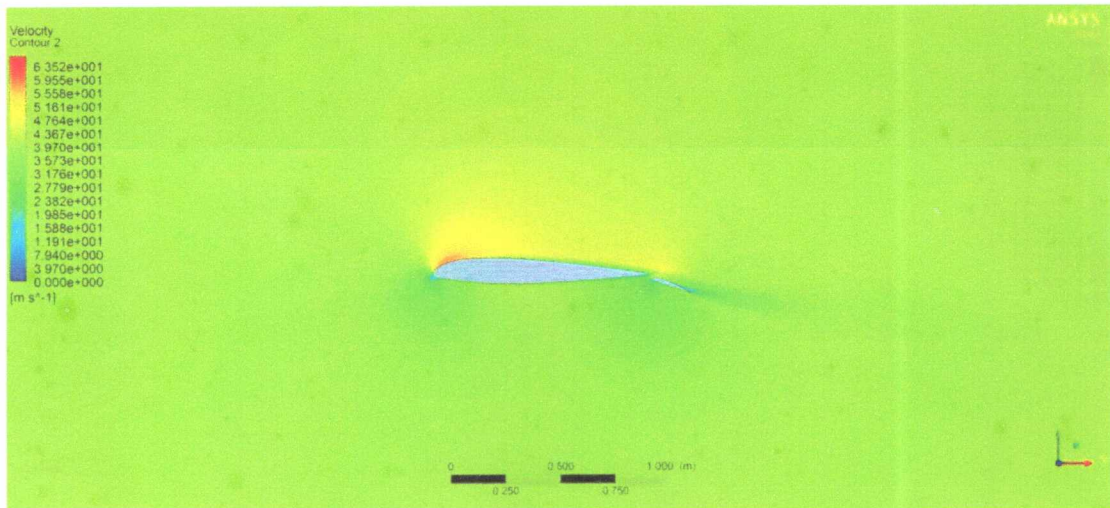


Σχήμα 89, velocity contour για  $5^\circ$  γωνία προσβολής και  $20^\circ$  γωνία εκτροπής

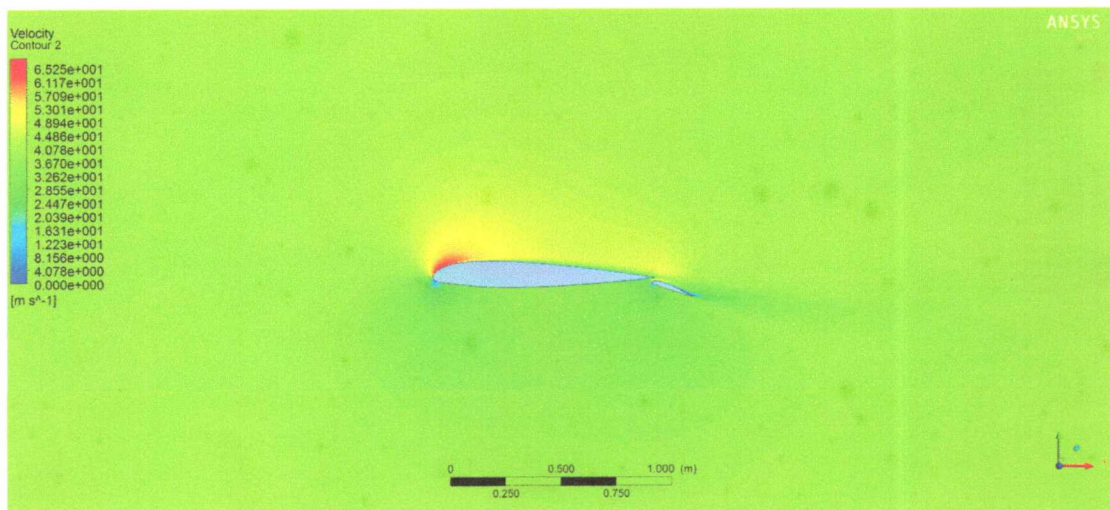


Σχήμα 90, velocity contour για  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής και  $20^\circ$  γωνία εκτροπής





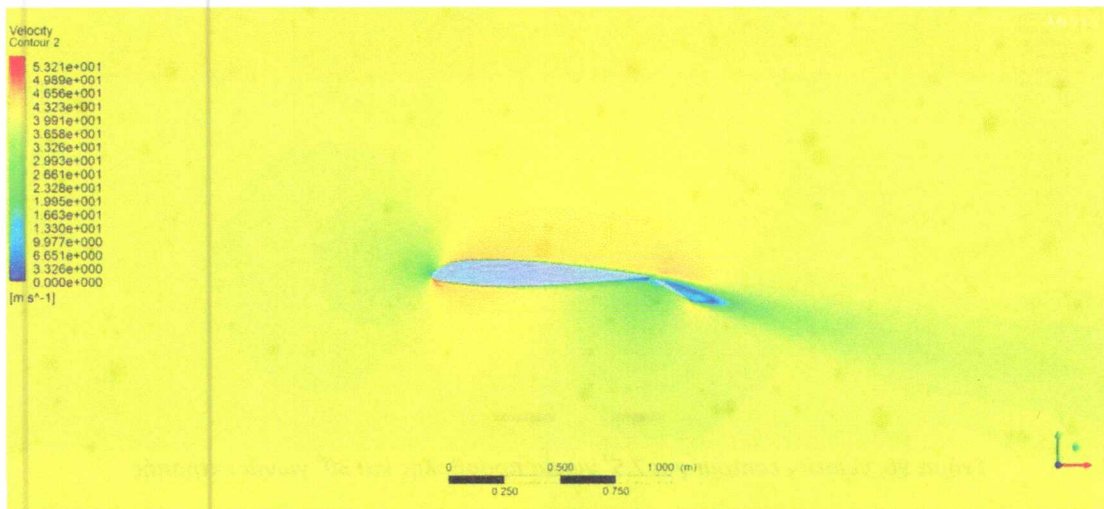
Σχήμα 91, velocity contour για 10° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής



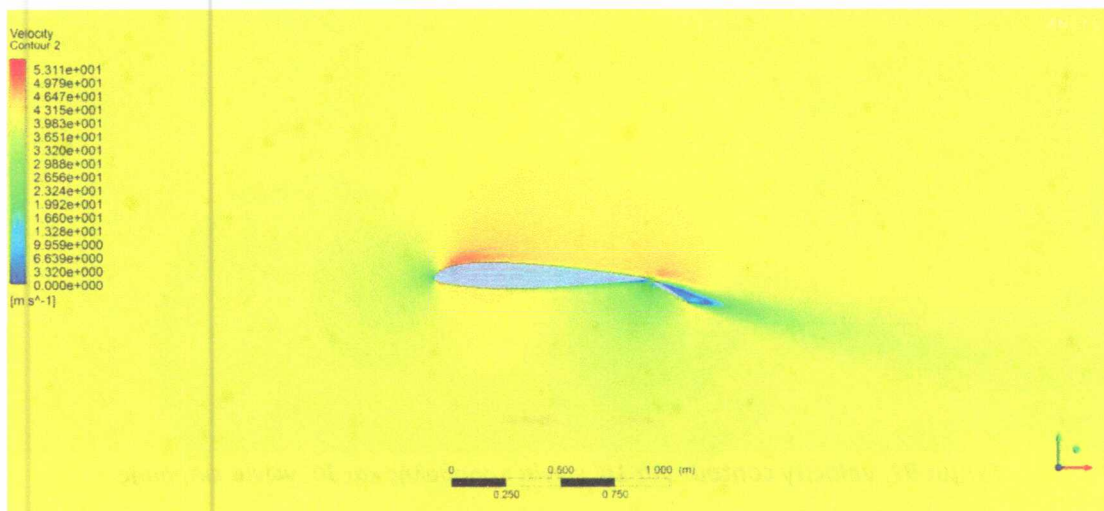
Σχήμα 92, velocity contour για -5° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής 15°

Στις 20° γωνία εκτροπής, από τα σχήματα, γίνεται εμφανής η αποκόλληση της ροής στο χείλος εκφυγής του flap

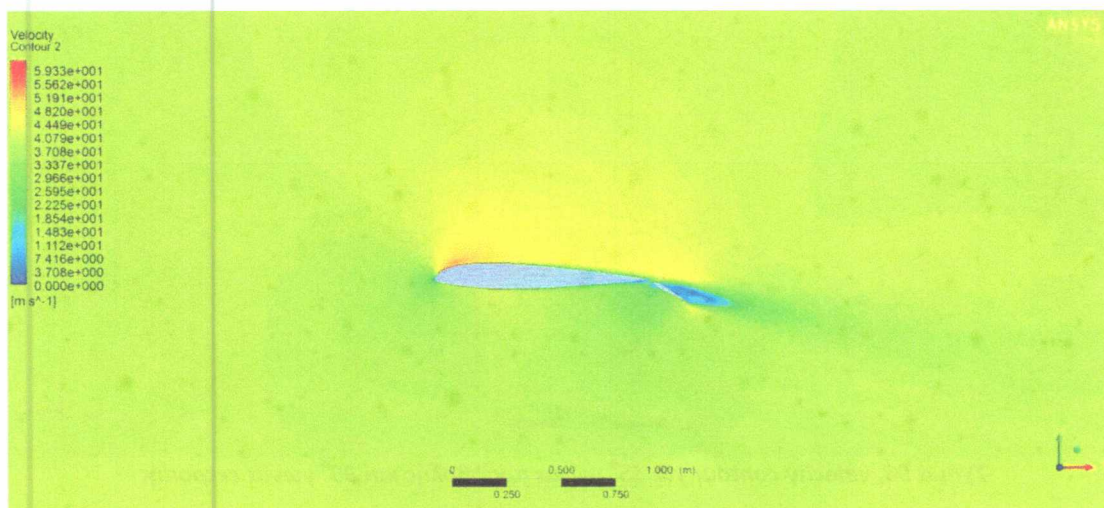
Flap σε γωνία εκτροπής 30°



Σχήμα 93, velocity contour για -5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής

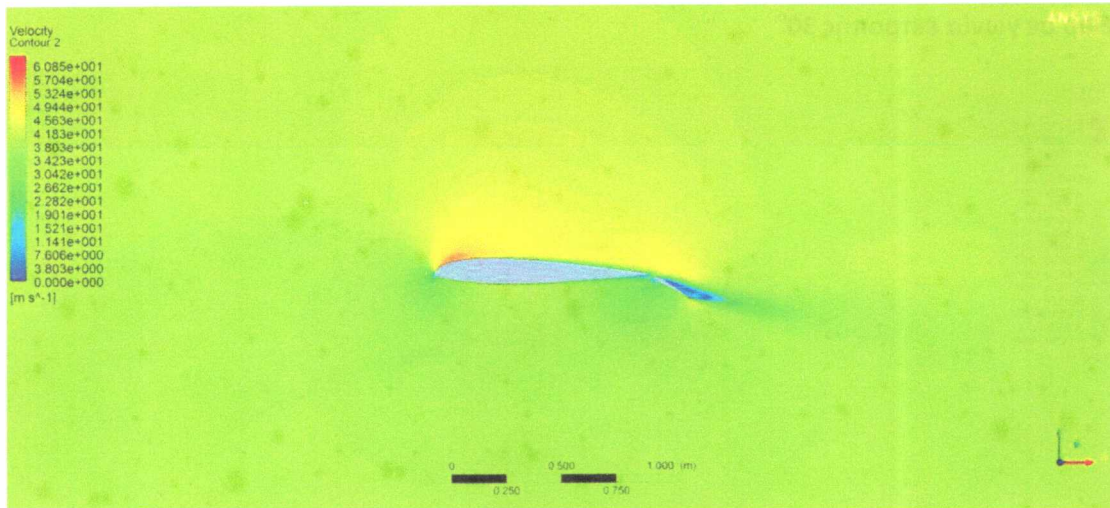


Σχήμα 94, velocity contour για 0° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής

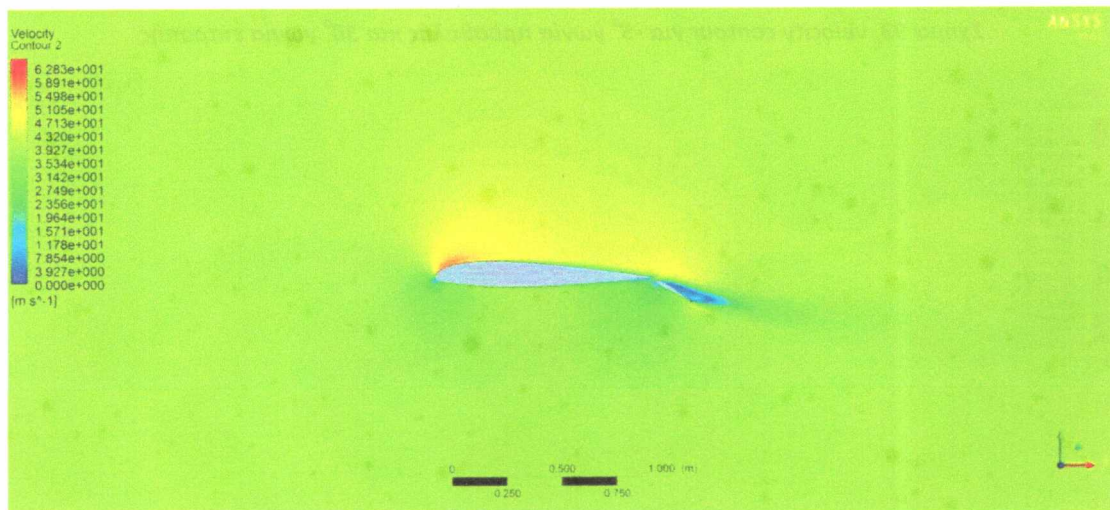


Σχήμα 95, velocity contour για 5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής

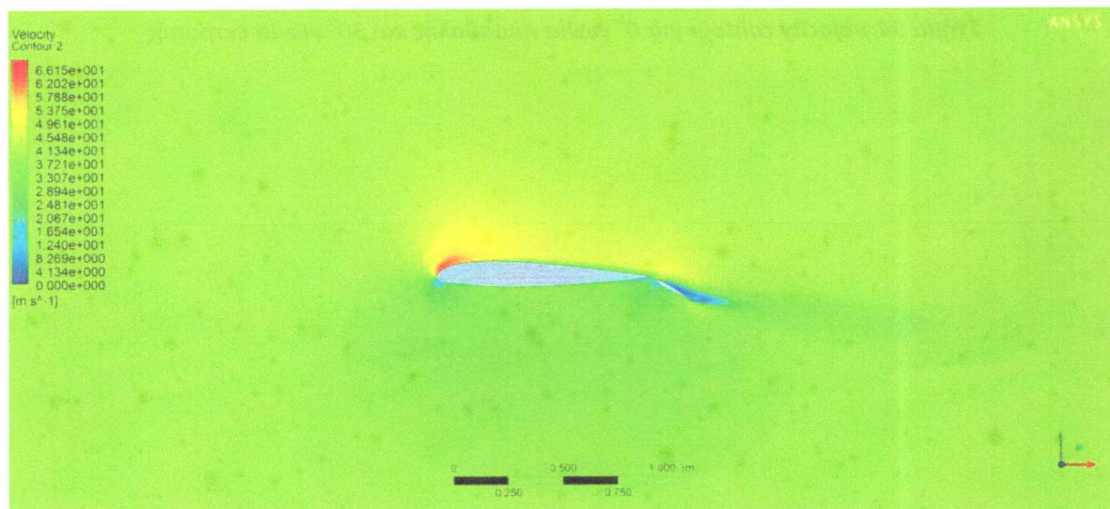




Σχήμα 96, velocity contour για 7.5° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής



Σχήμα 97, velocity contour για 10° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής



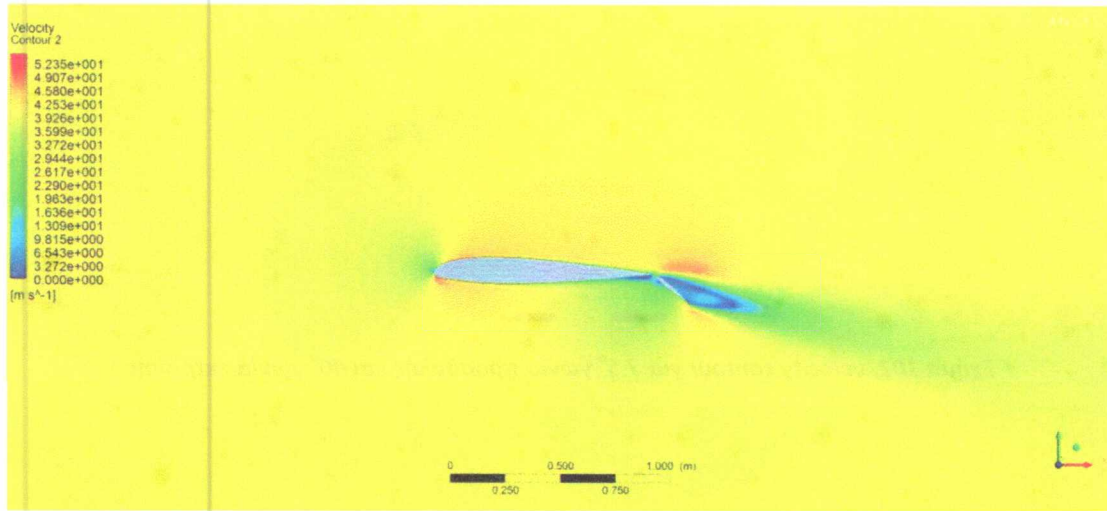
Σχήμα 98, velocity contour για 15° γωνία προσβολής και 30° γωνία εκτροπής

Στις 30° γωνία εκτροπής όπως μπορεί να διαπιστωθεί και από τα σχήματα η περιοχή όπου η ροή είναι αποκολλημένη καταλαμβάνει όλη την έκταση του flap, ενώ πλέον αποκολλημένη

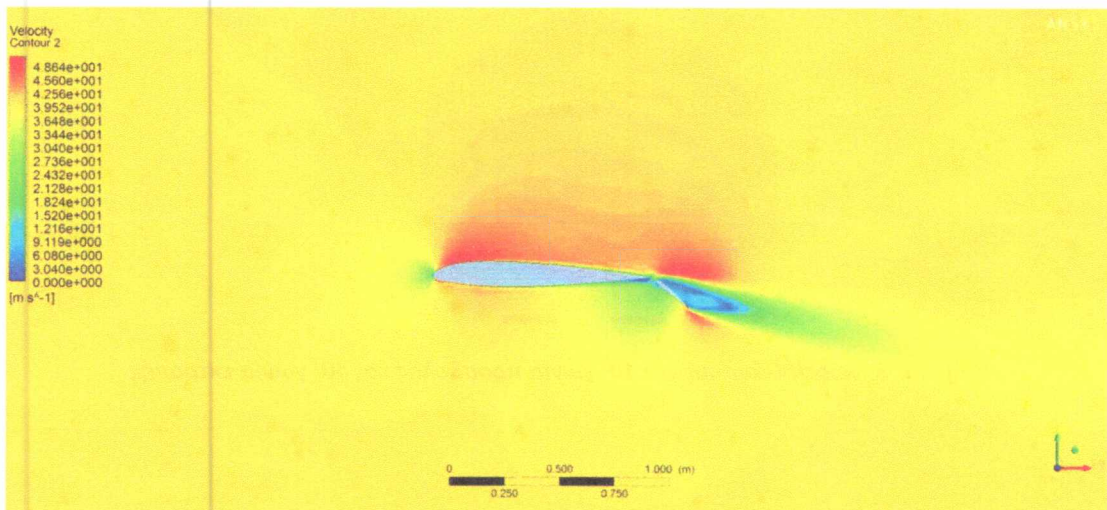


ροή παρατηρείται και στο χείλος εκφυγής της κύριας πτέρυγας.

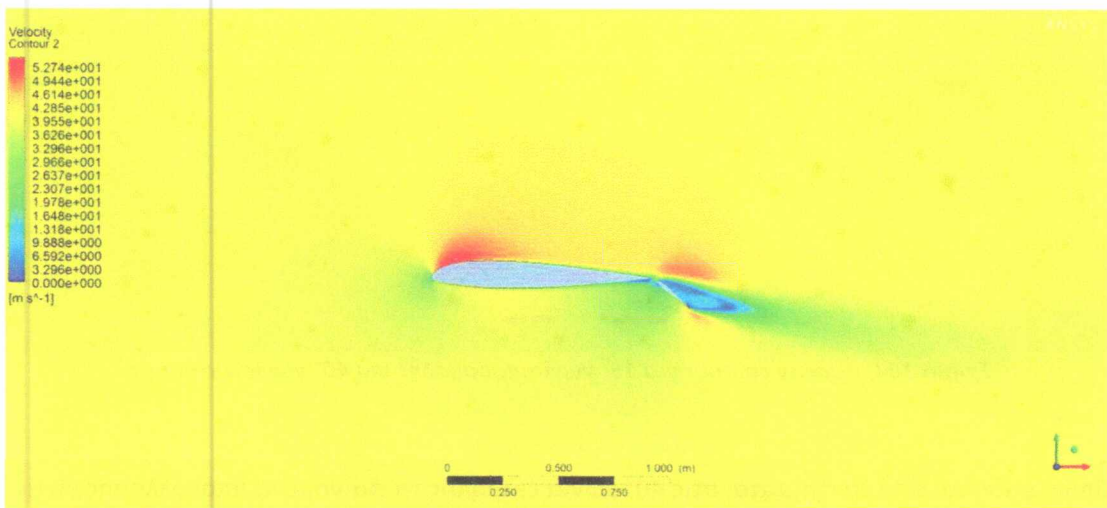
### Flap σε γωνία εκτροπής $40^\circ$



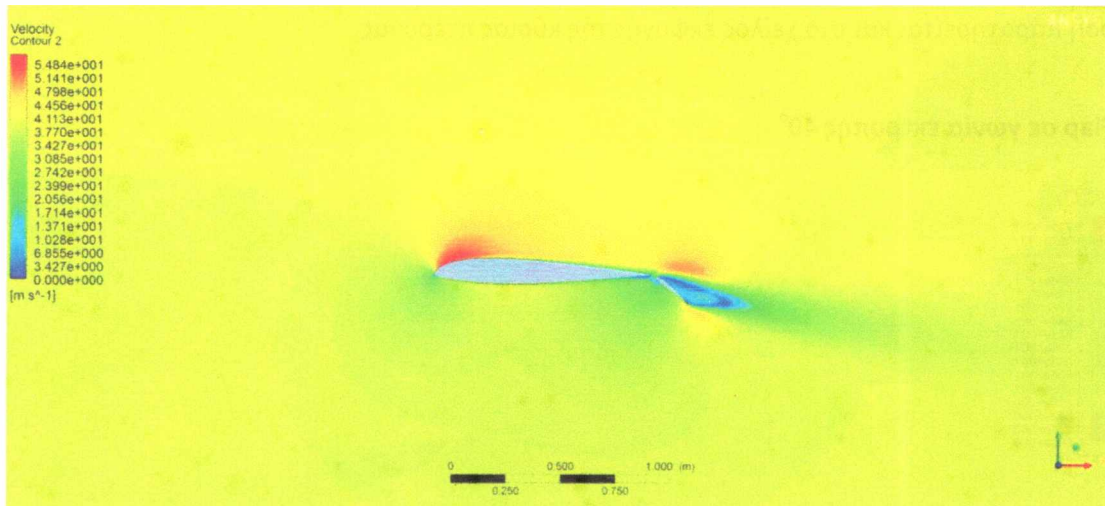
Σχήμα 99, velocity contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής



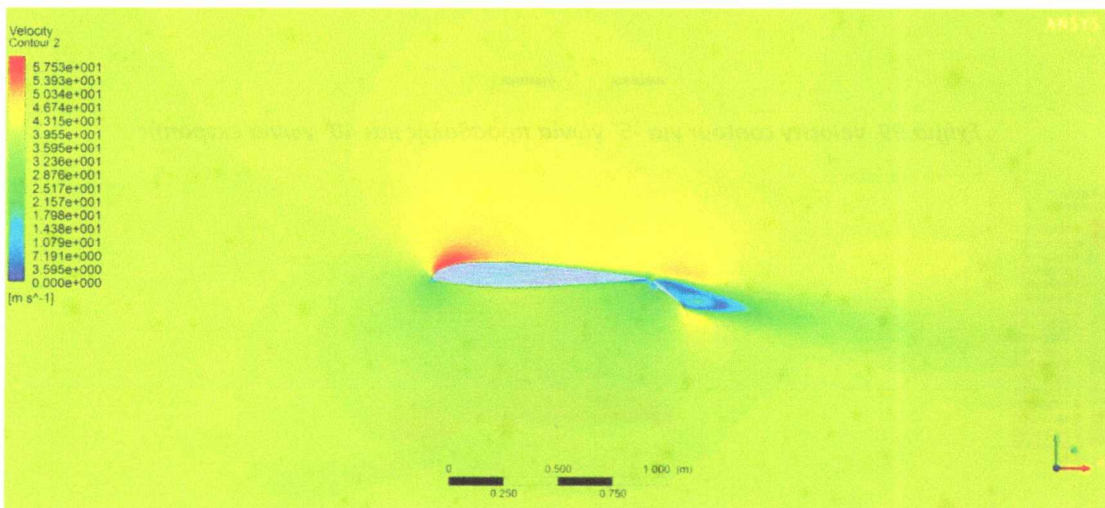
Σχήμα 100, velocity contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής



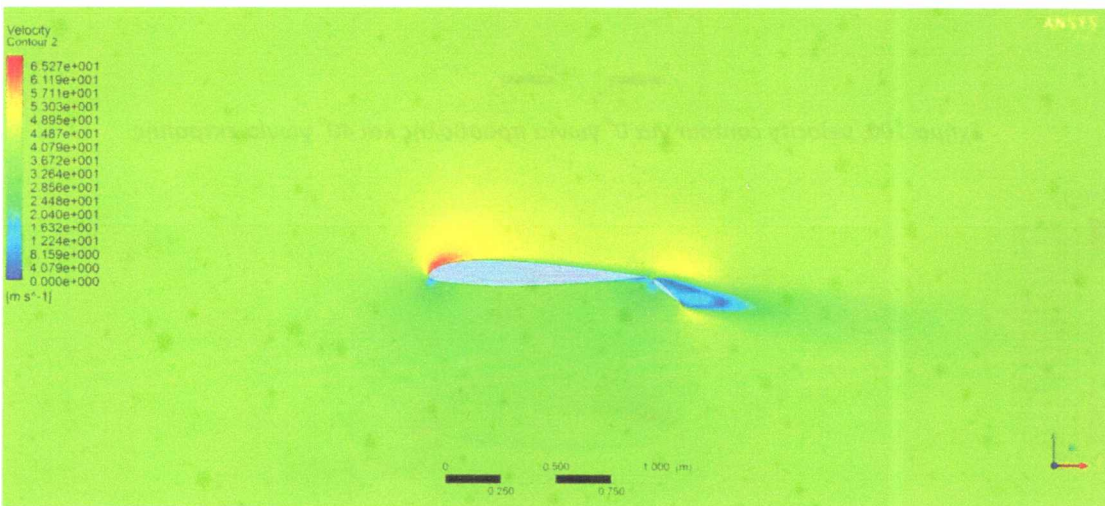
Σχήμα 101, velocity contour για  $5^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής



Σχήμα 102, velocity contour για  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής



Σχήμα 103, velocity contour για  $10^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής

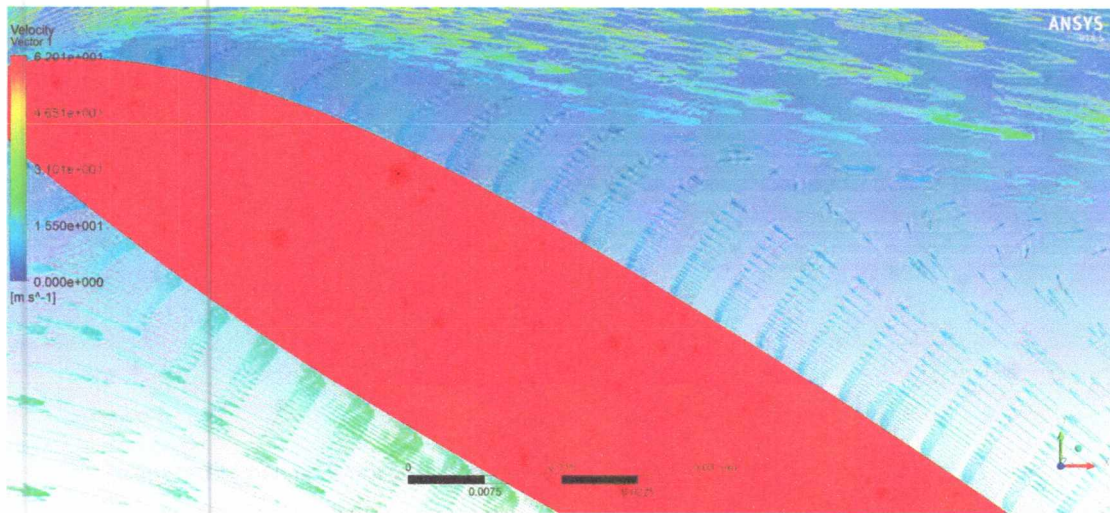


Σχήμα 104, velocity contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής

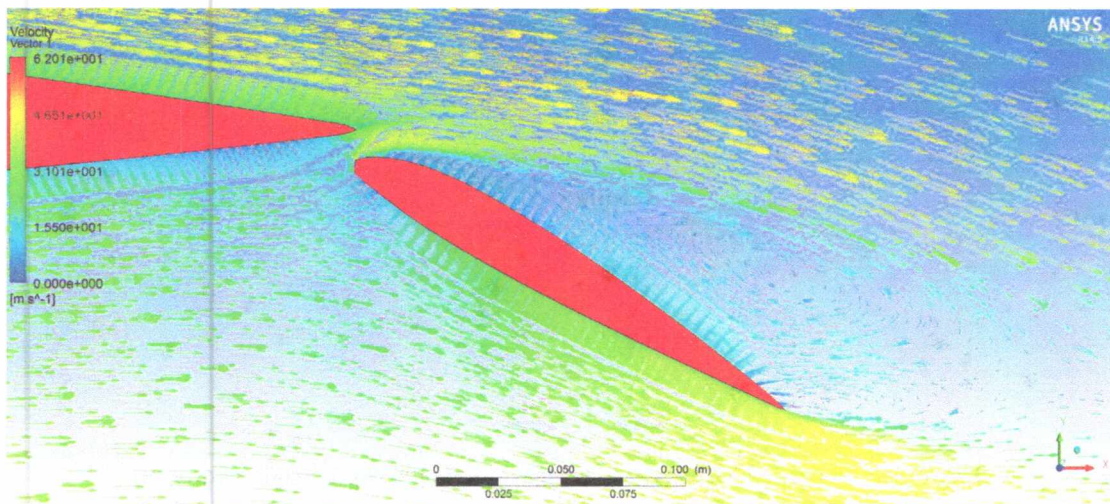
Όπως φαίνεται από τα σχήματα, στις  $40^\circ$  γωνία εκτροπής τα φαινόμενα αποκόλλησης είναι πολύ έντονα γεγονός όπου μας δείχνει ότι αναμένεται απώλεια στήριξης τις διάταξης. Ακόμα όπως παρατηρείται και από τις απεικονίσεις των διανυσμάτων της ταχύτητας, Σχήμα



105 και Σχήμα 106, στην επάνω επιφάνεια του flap έχουμε πλήρη αποκόλληση με τη φορά των διανυσμάτων πλέον να είναι αντίθετη με αυτών της ελεύθερης ροής.



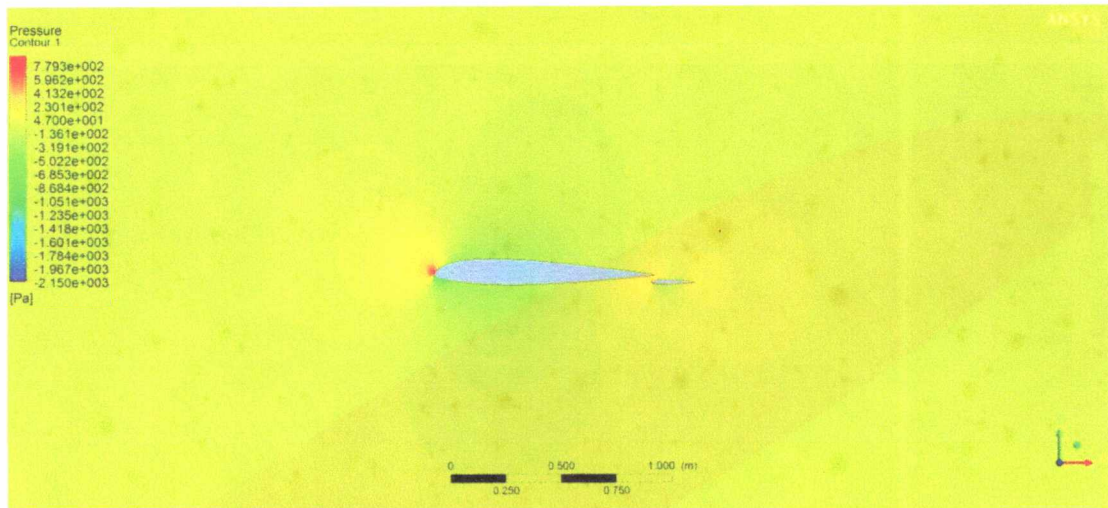
Σχήμα 105, διανύσματα ταχυτήτων στην περιοχή του flap



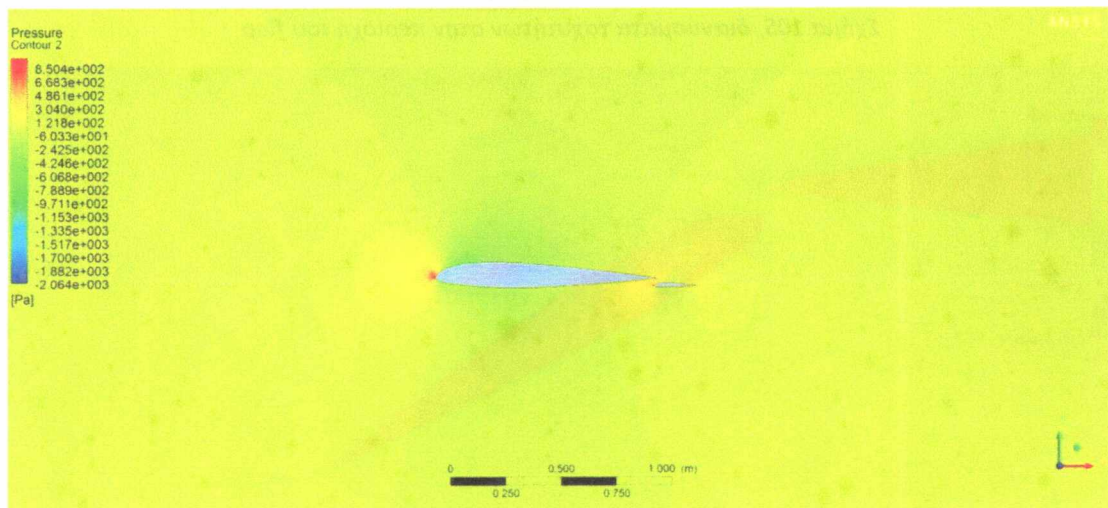
Σχήμα 106, διανύσματα ταχυτήτων για γωνία εκτροπής  $40^\circ$  και γωνιά προσβολής  $15^\circ$



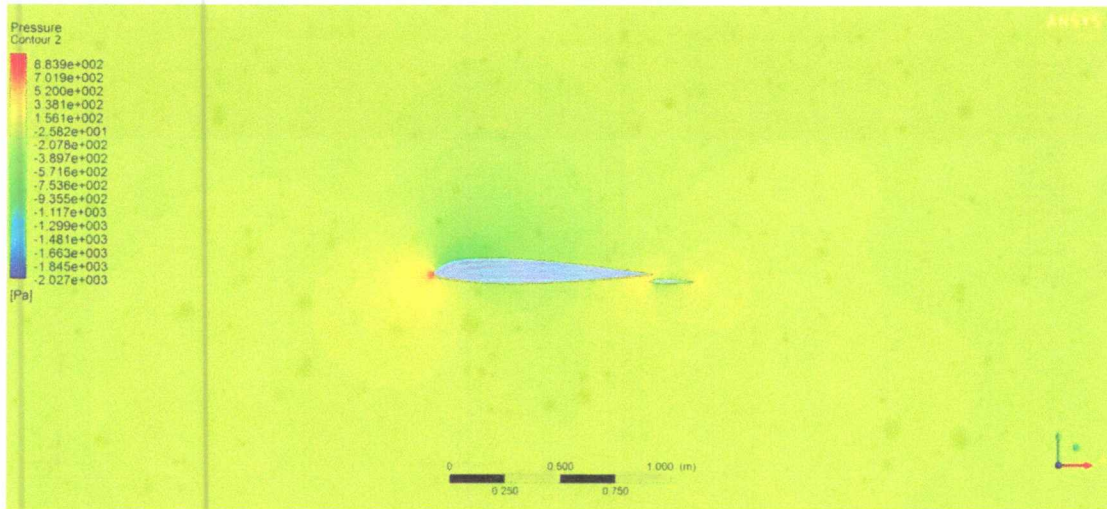
### 4.3.2 Contours πιέσεων για πτέρυγα με flap Flap σε γωνία εκτροπής $0^\circ$



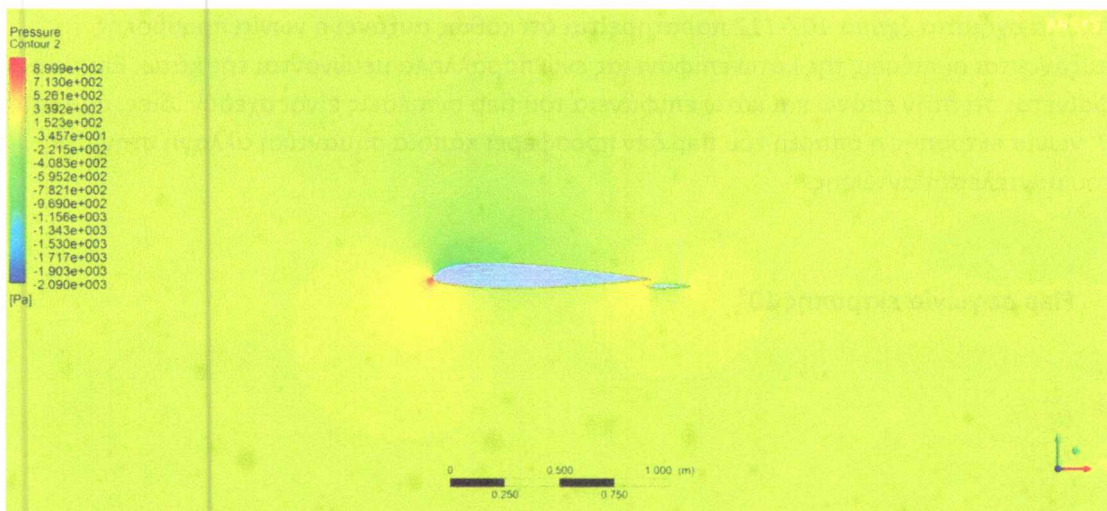
Σχήμα 107, pressure contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής



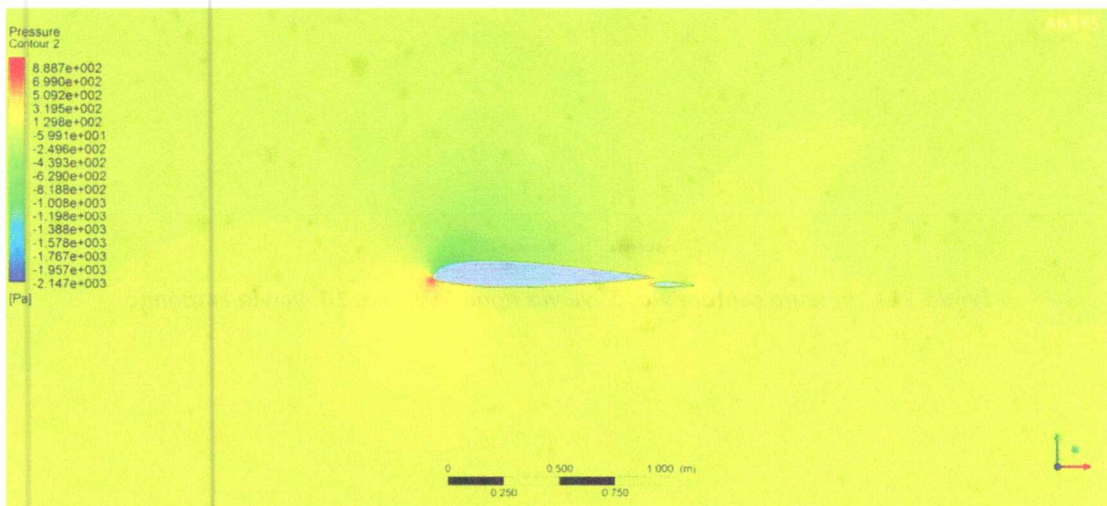
Σχήμα 108, pressure contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής



Σχήμα 109, pressure contour για  $5^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής

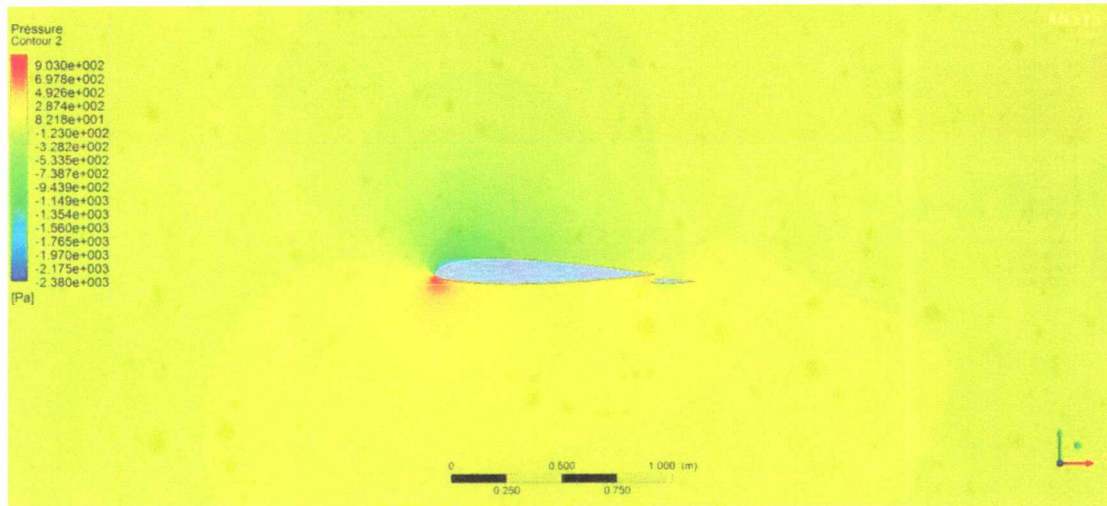


Σχήμα 110, pressure contour για  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής



Σχήμα 111, pressure contour για  $10^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής

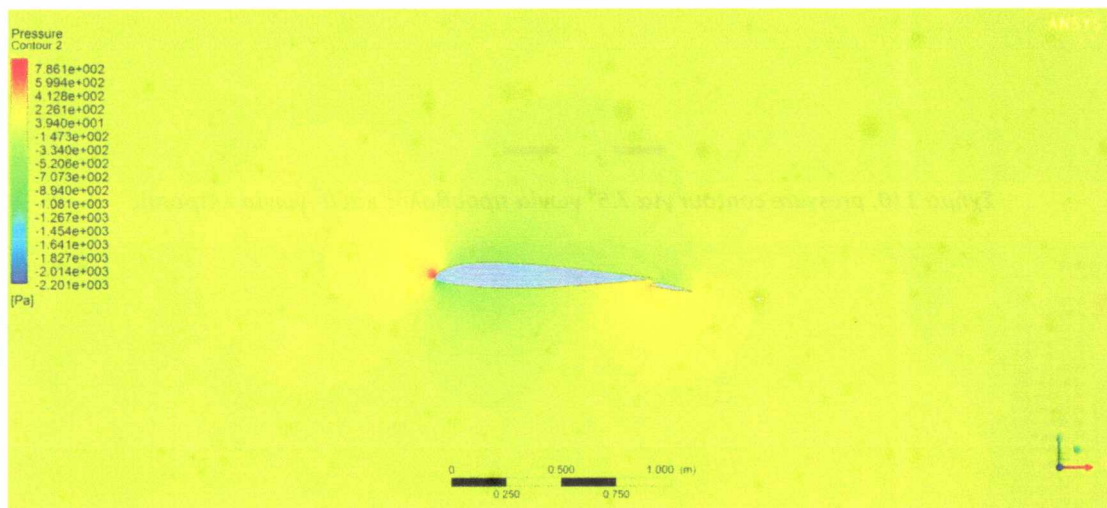




Σχήμα 112, pressure contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής και  $0^\circ$  γωνία εκτροπής

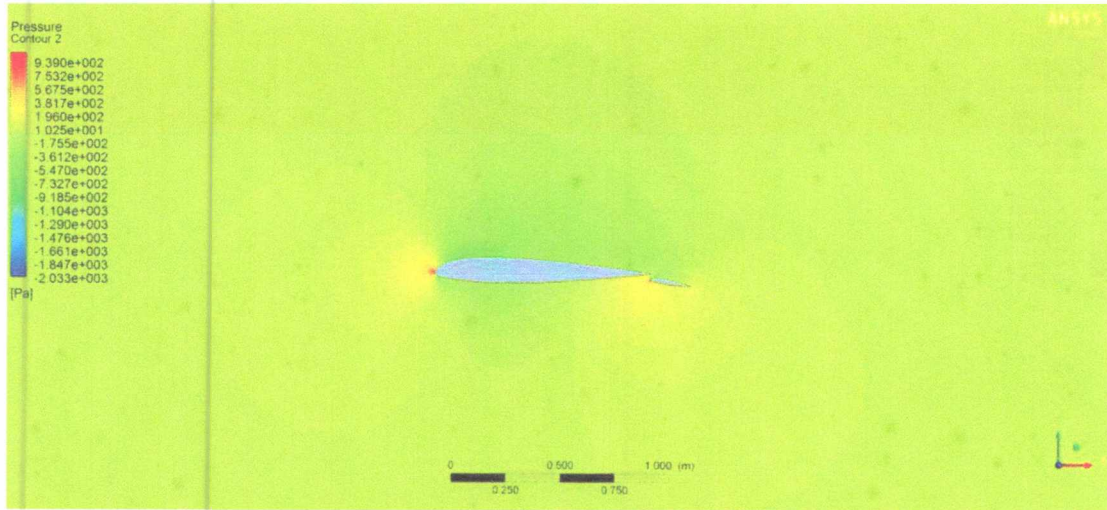
Από τα σχήματα Σχήμα 107-112 παρατηρείται ότι καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής αυξάνονται οι πιέσεις της κάτω επιφάνειας ενώ παράλληλα μειώνονται της κάτω. Επιπλέον φαίνεται ότι στην επάνω και κάτω επιφάνεια του flap οι πιέσεις είναι σχεδόν ίδιες, άρα στις  $0^\circ$  γωνία εκτροπής η ύπαρξη του flap δεν προσφέρει κάποια σημαντική αλλαγή στην τιμή του συντελεστή άντωσης.

#### Flap σε γωνία εκτροπής $10^\circ$

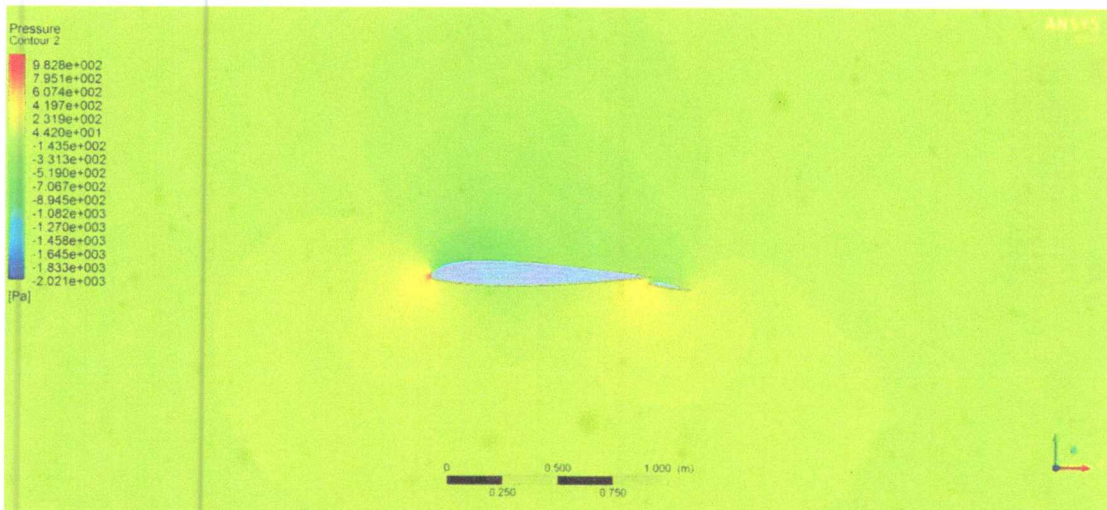


Σχήμα 113, pressure contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής και  $10^\circ$  γωνία εκτροπής

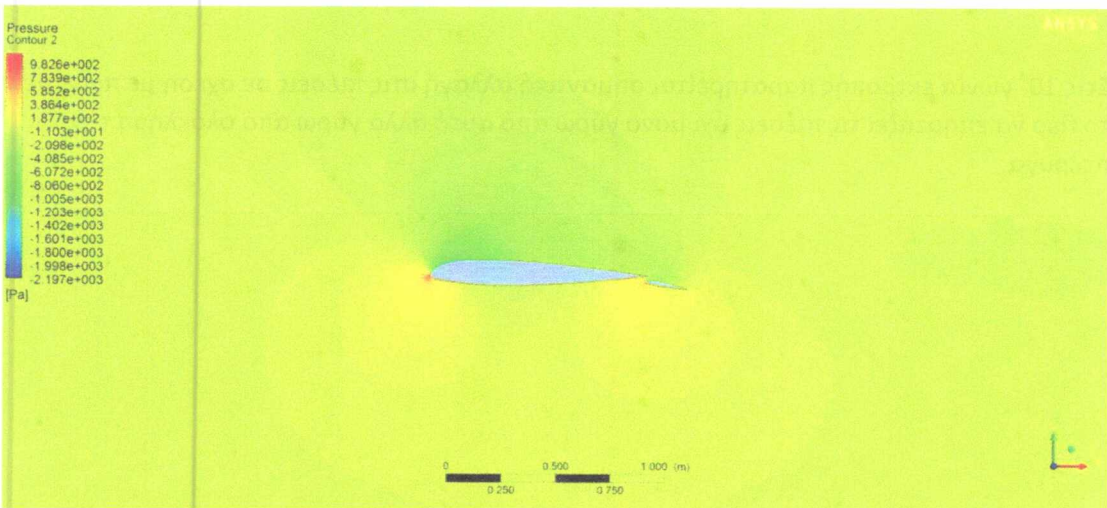




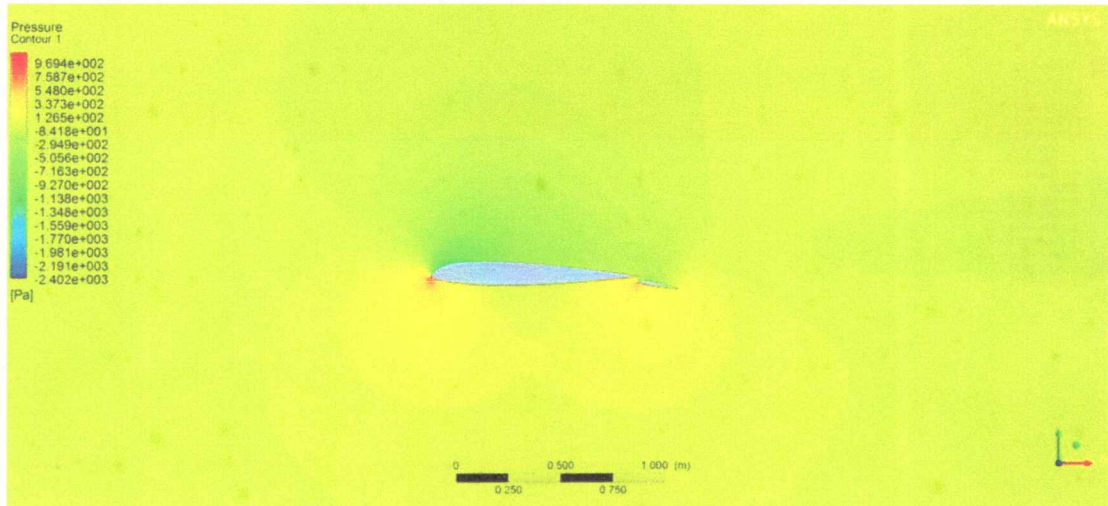
Σχήμα 114, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής



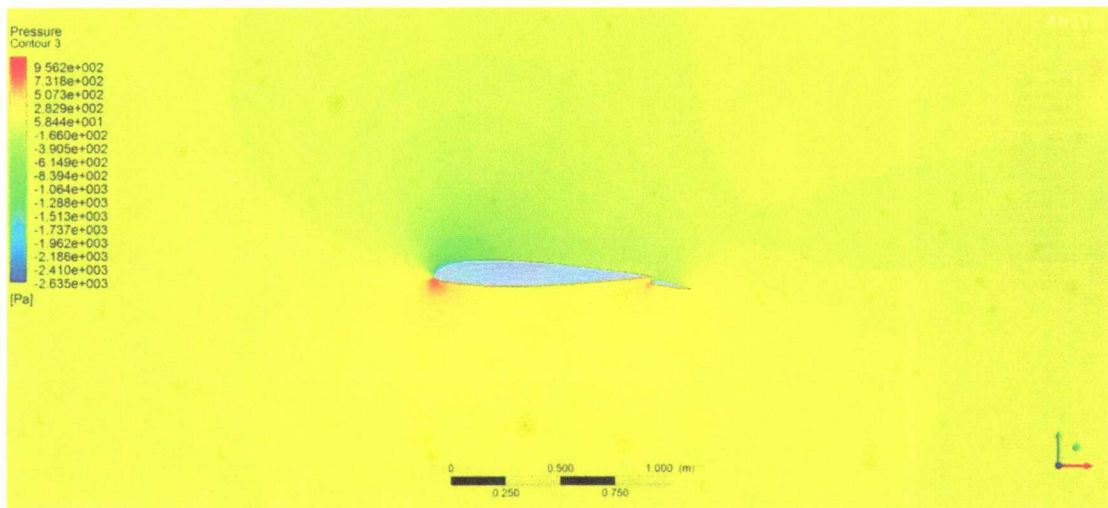
Σχήμα 115, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής



Σχήμα 116, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 10° γωνία εκτροπής



Σχήμα 117, pressure contour για  $10^\circ$  γωνία προσβολής και  $10^\circ$  γωνία εκτροπής

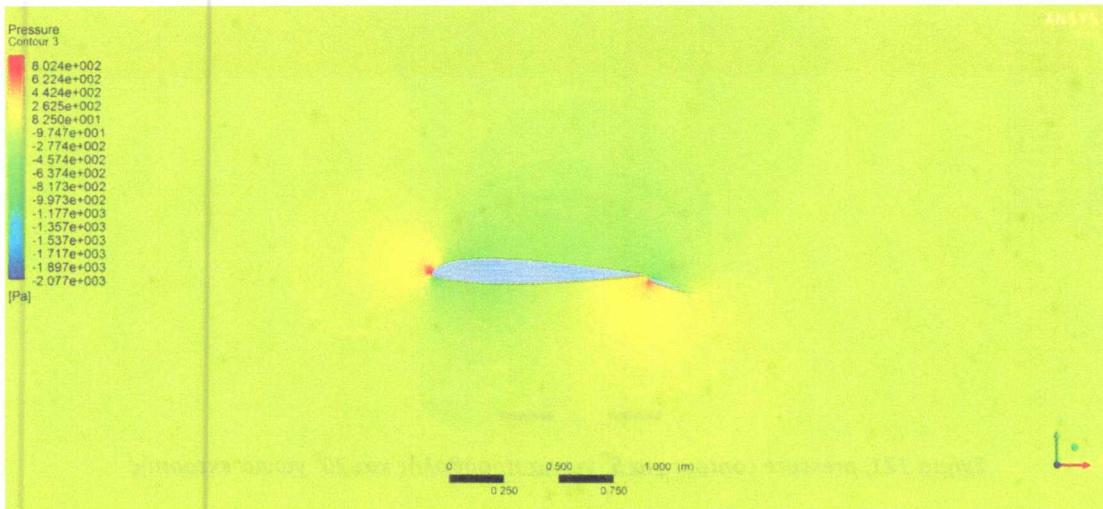


Σχήμα 118, pressure contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής και  $10^\circ$  γωνία εκτροπής

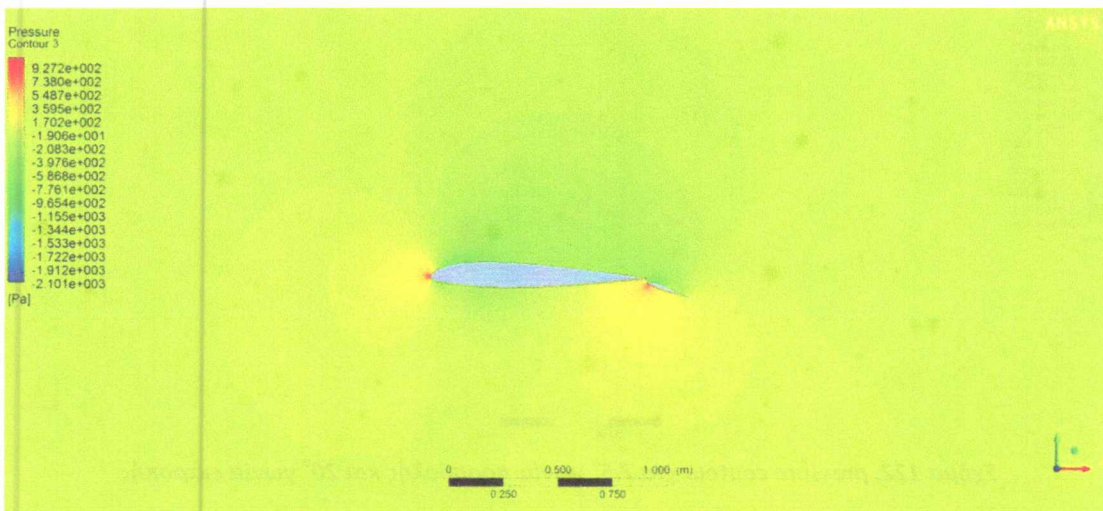
Στις  $10^\circ$  γωνία εκτροπής παρατηρείται σημαντική αλλαγή στις πιέσεις σε σχέση με πριν, με το flap να επηρεάζει τις πιέσεις όχι μόνο γύρω από αυτό αλλά γύρω από ολόκληρη την πτέρυγα.



Flap σε γωνία εκτροπής 20°

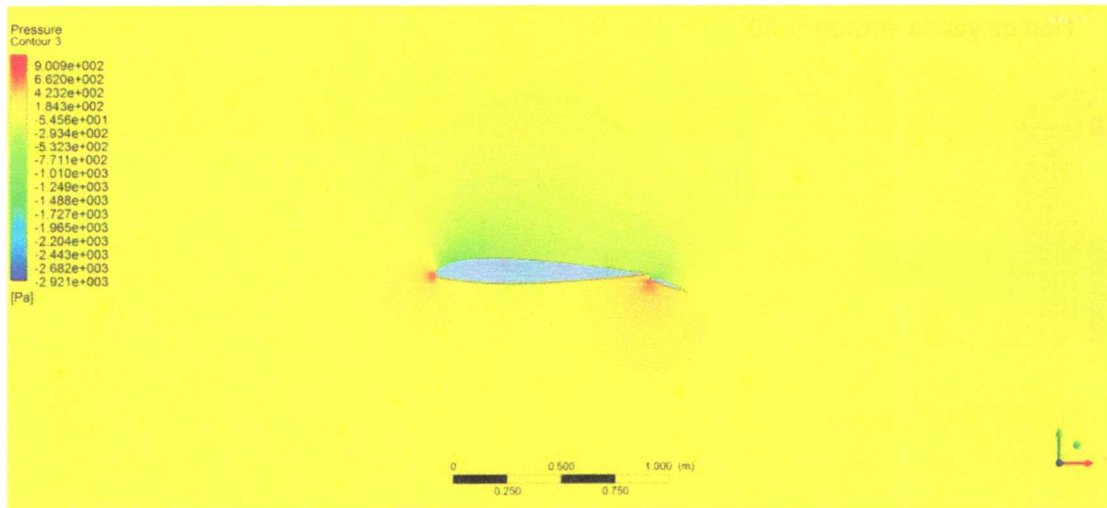


Σχήμα 119, pressure contour για -5° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής

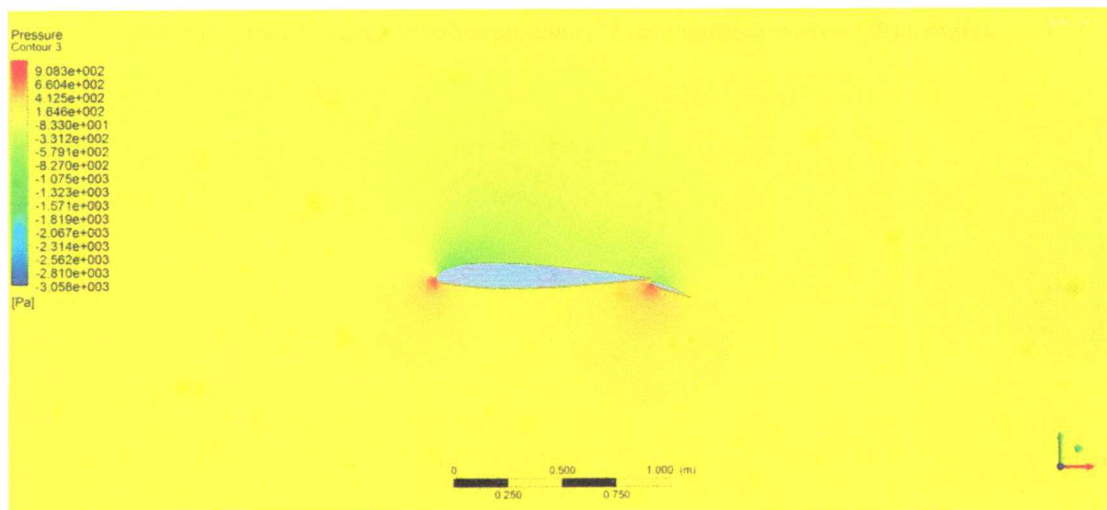


Σχήμα 120, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής

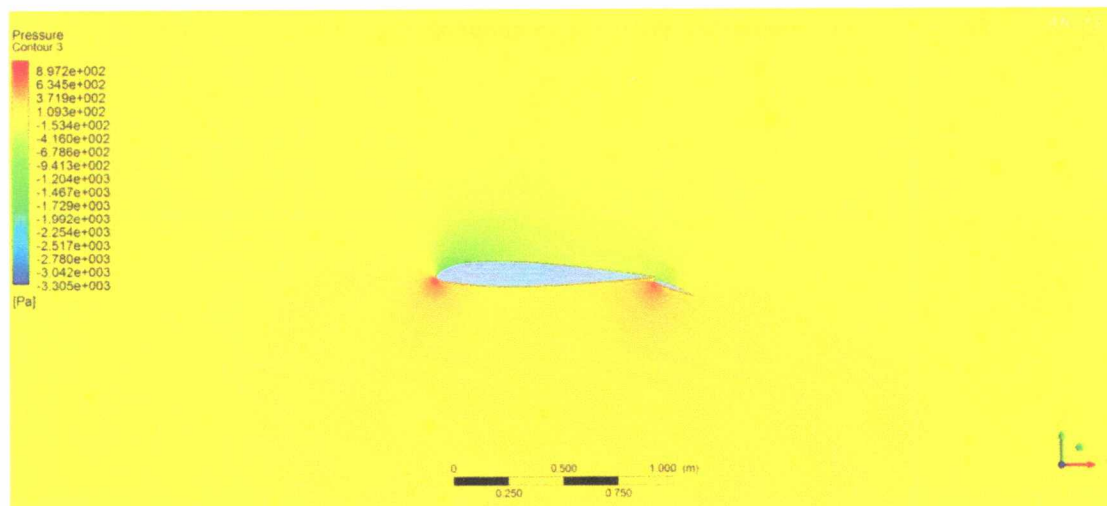




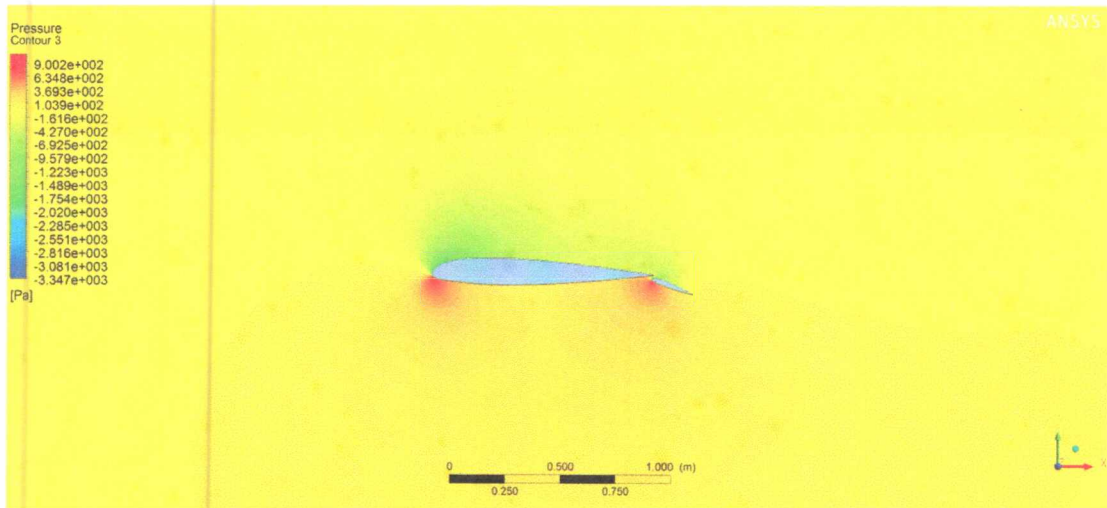
Σχήμα 121, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής



Σχήμα 122, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής



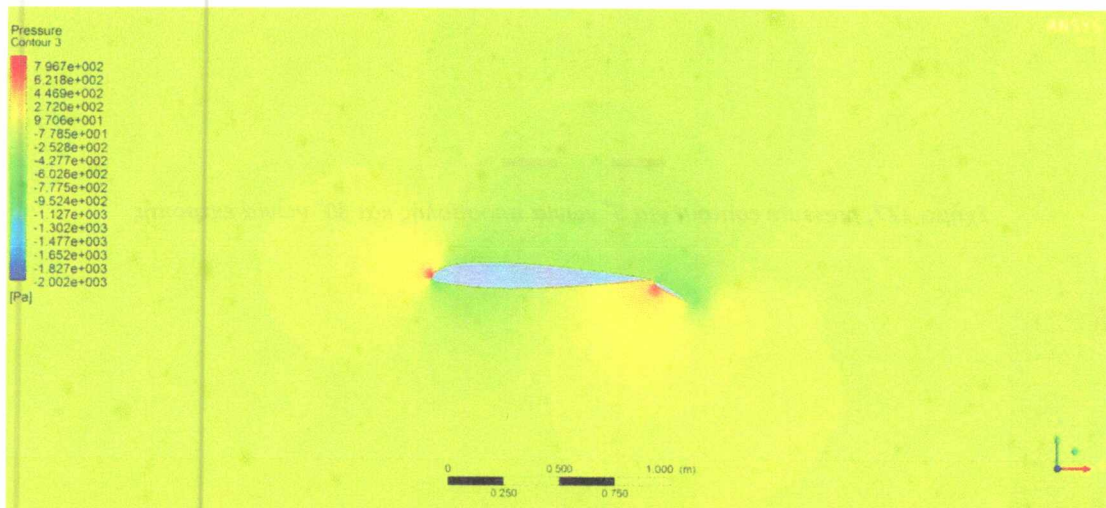
Σχήμα 123, pressure contour για 10° γωνία προσβολής και 20° γωνία εκτροπής



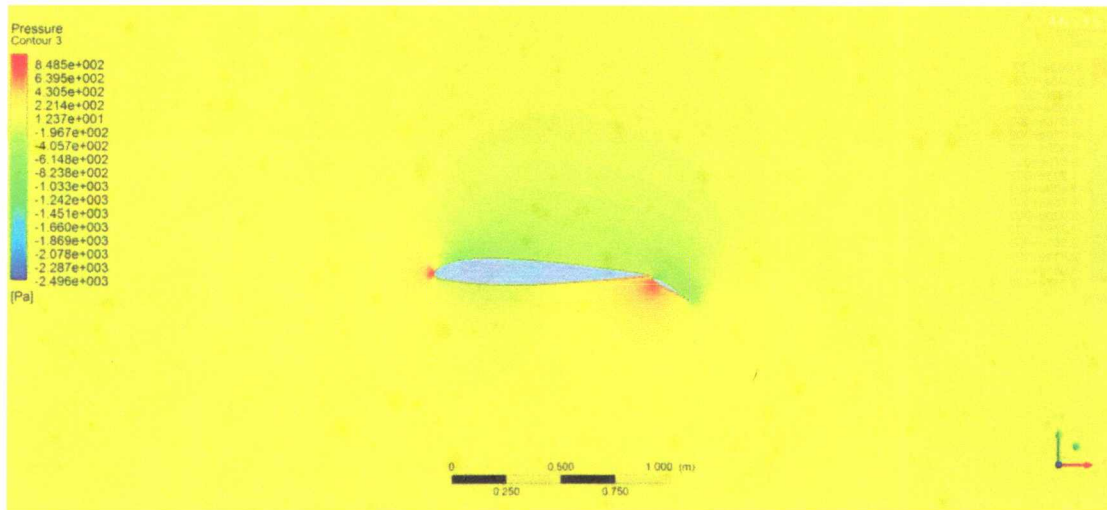
Σχήμα 124, pressure contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής και  $20^\circ$  γωνία εκτροπής

Στις  $20^\circ$  μοίρες πλέον γωνία εκτροπής, όπως μπορεί να διαπιστωθεί από τα σχήματα, η διαφορά πιέσεων έχει αυξηθεί σημαντικά. Με τις πιέσεις στην επάνω επιφάνεια να ελαττώνονται ενώ στην κάτω να αυξάνονται.

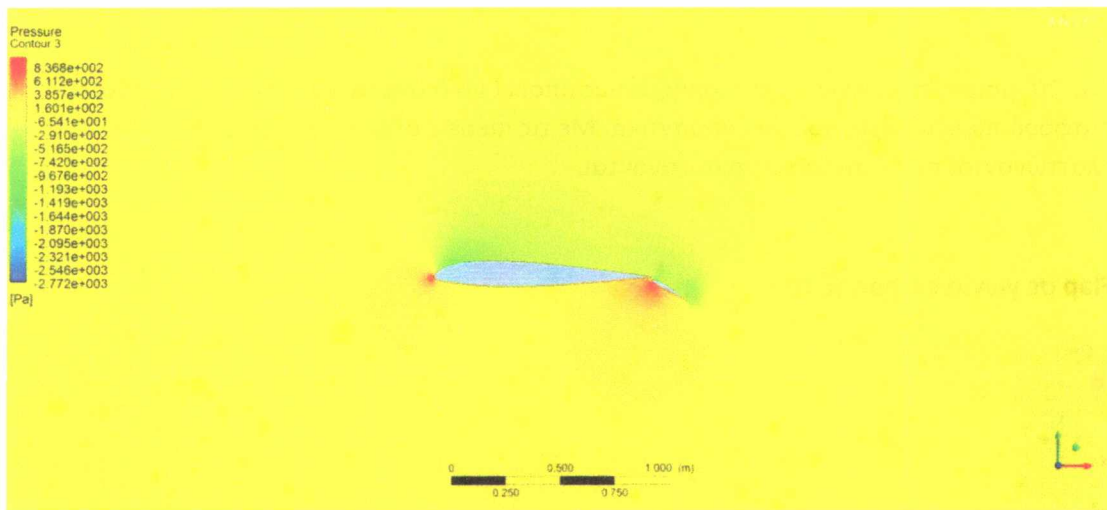
#### Flap σε γωνία εκτροπής $30^\circ$



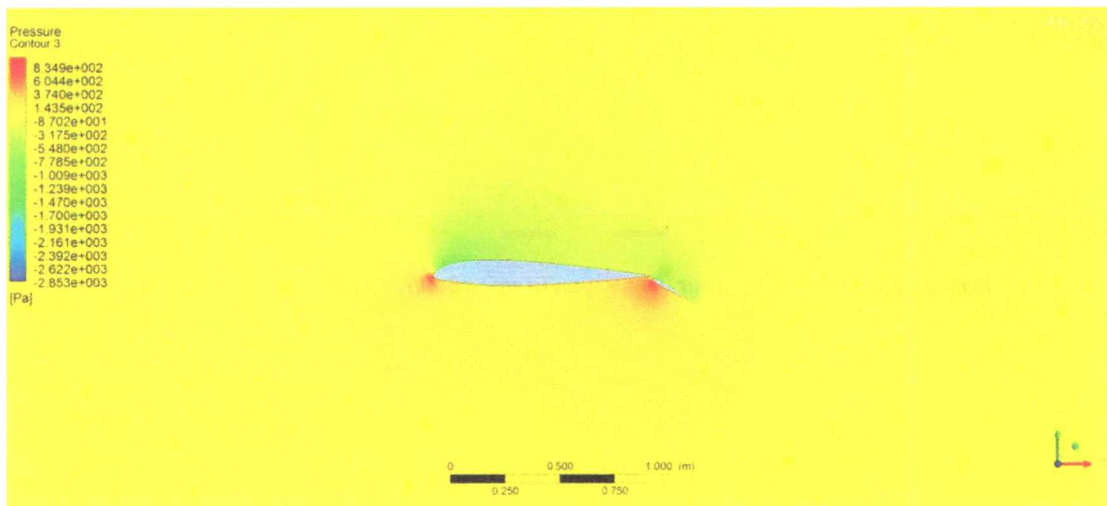
Σχήμα 125, pressure contour για  $-5^\circ$  γωνία προσβολής και  $30^\circ$  γωνία εκτροπής



Σχήμα 126, pressure contour για  $0^\circ$  γωνία προσβολής και  $30^\circ$  γωνία εκτροπής

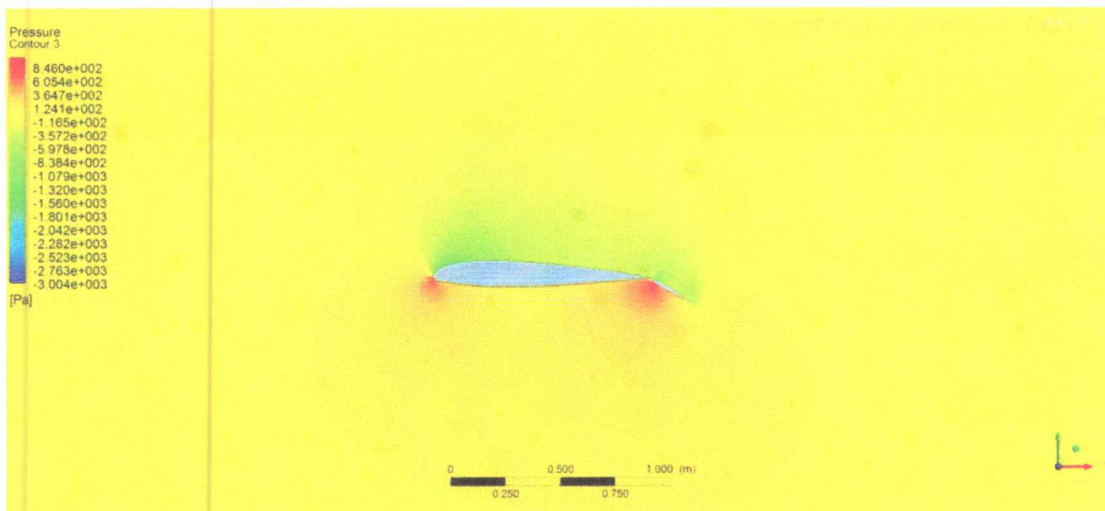


Σχήμα 127, pressure contour για  $5^\circ$  γωνία προσβολής και  $30^\circ$  γωνία εκτροπής

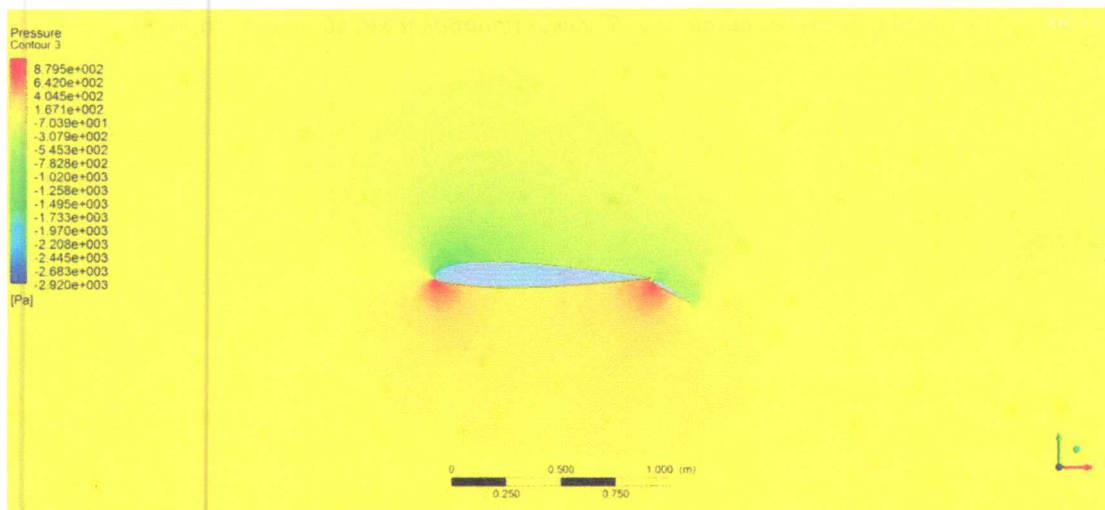


Σχήμα 128, pressure contour για  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής και  $30^\circ$  γωνία εκτροπής





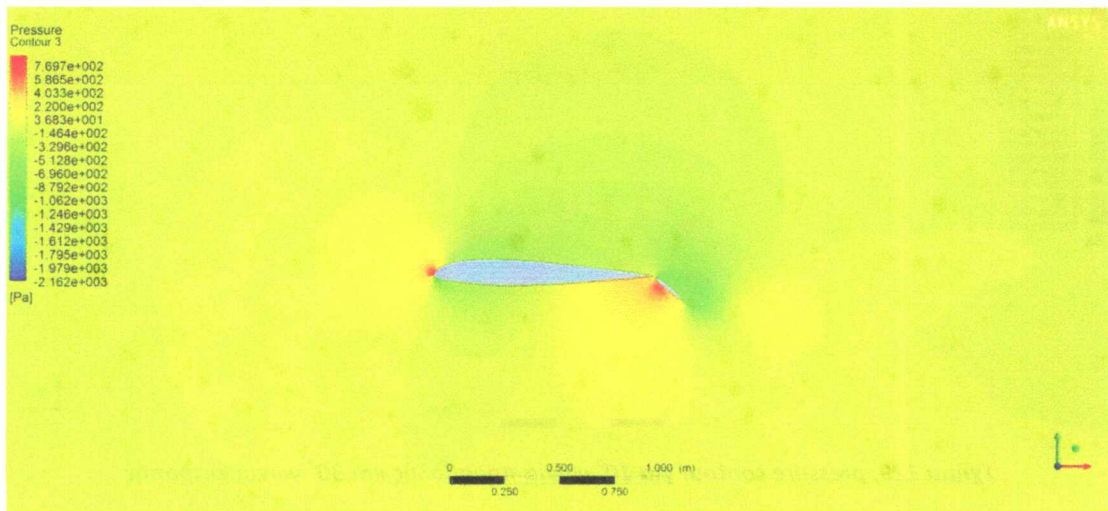
Σχήμα 129, pressure contour για  $10^\circ$  γωνία προσβολής και  $30^\circ$  γωνία εκτροπής



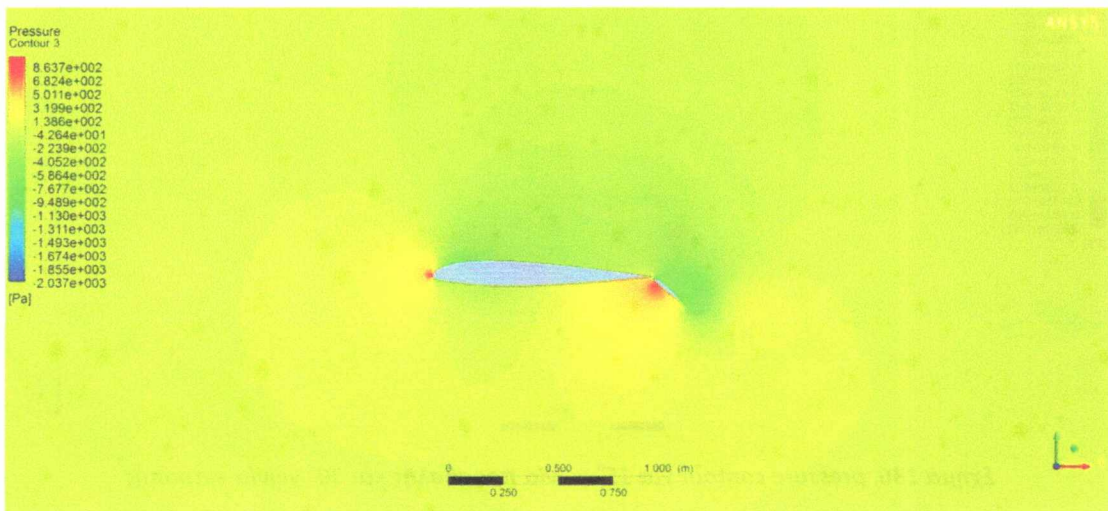
Σχήμα 130, pressure contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής και  $30^\circ$  γωνία εκτροπής

Στις  $30^\circ$  γωνία εκτροπής η τιμή της μέγιστης πίεσης έχει μειωθεί για όλες τις γωνίες προσβολής συγκριτικά με τις τιμές που δεχόταν στις  $20^\circ$ . Η συμπεριφορά αυτή είναι αναμενόμενη διότι στις  $30^\circ$  γωνία εκτροπής τα φαινόμενα αποκόλλησης είναι πολύ έντονα επηρεάζοντας σημαντικά την τιμή της άντωσης.

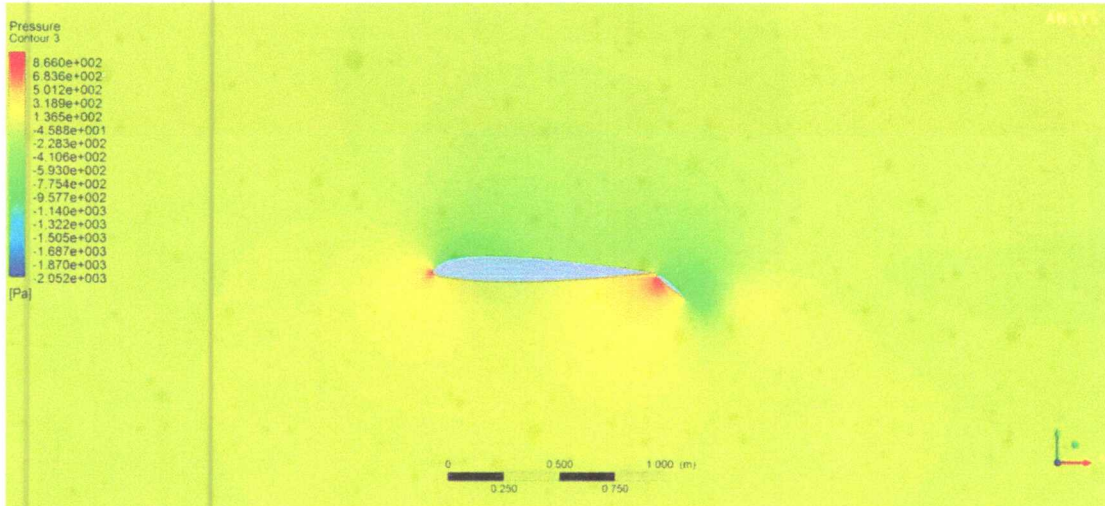
Flap σε γωνία εκτροπής 40°



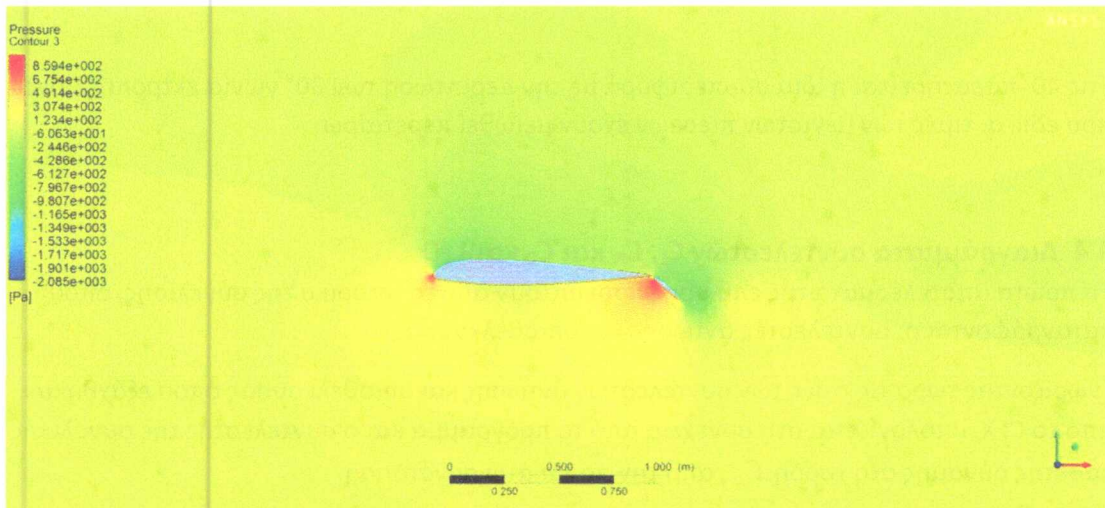
Σχήμα 131, pressure contour για -5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής



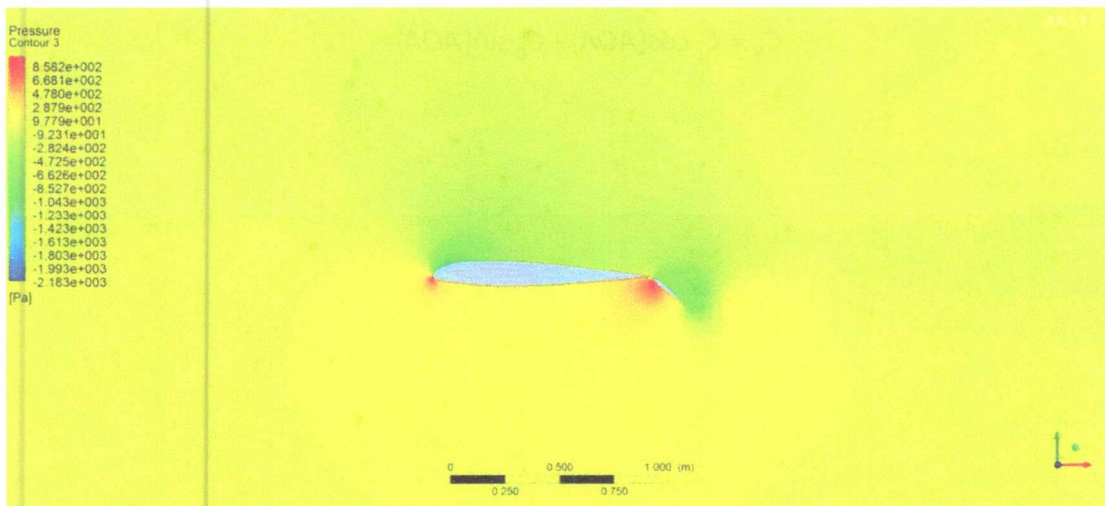
Σχήμα 132, pressure contour για 0° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής



Σχήμα 133, pressure contour για 5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής

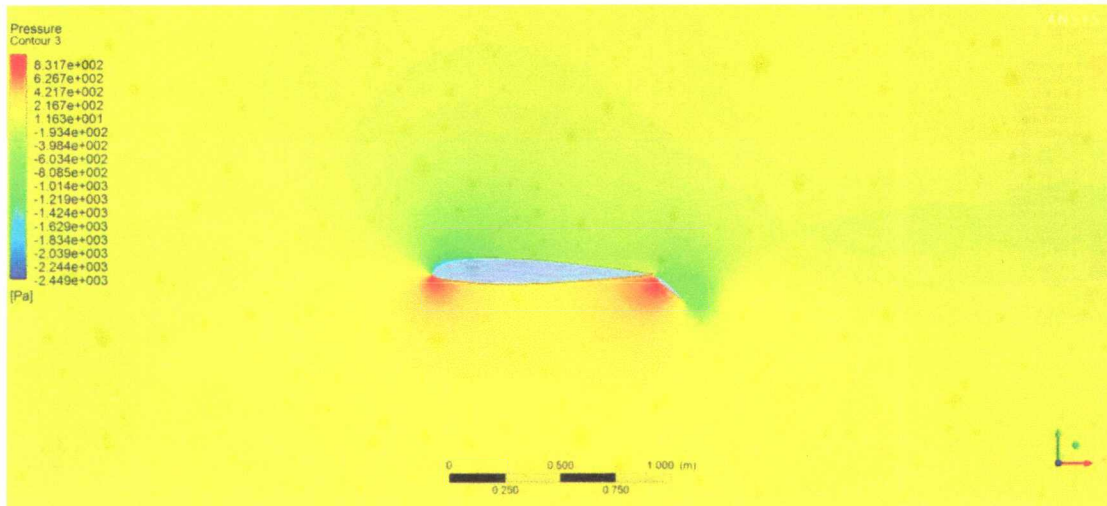


Σχήμα 134, pressure contour για 7.5° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής



Σχήμα 135, pressure contour για 10° γωνία προσβολής και 40° γωνία εκτροπής





Σχήμα 136, pressure contour για  $15^\circ$  γωνία προσβολής και  $40^\circ$  γωνία εκτροπής

Στις  $40^\circ$  παρατηρείται η ίδια συμπεριφορά με την περίπτωση των  $30^\circ$  γωνία εκτροπής μόνο που εδώ οι τιμές των μέγιστων πιέσεων έχουν μειωθεί περταίρω.

#### 4.4 Διαγράμματα συντελεστών $C_L$ , $C_N$ και $C_D$ και $L/D$

Τα πρώτα αποτελέσματα της επίλυσης προκύπτουν από το ιστορικό της σύγκλισης, όπου καταγράφονται οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας.

Γνωρίζοντας τώρα τις τιμές των συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας όπου εξάχθηκαν από το CFX, υπολογίζεται στη συνέχεια από το πρόγραμμα και ο συντελεστής της συνολικής κάθετης δύναμης στη χορδή  $C_N$ , από την παρακάτω συνάρτηση.

$$C_N = C_L \cos(AOA) + C_D \sin(AOA)$$

εξ. 26

Οι τιμές που προκύπτουν από τα αποτελέσματα της επίλυσης περιέχονται στους ακόλουθους πίνακες:

Wing	$F_x$ [N]	$F_y$ [N]	L [N]	D [N]	L/D	$C_l$	$C_d$	$C_N$
-5°	7.641	-73.159	-72.215	13.988	-0.245	-0.063	0.012	-0.064
0°	11.177	32.692	32.692	11.177	2.837	0.028	0.010	0.028
5°	5.757	177.061	175.886	21.167	8.312	0.153	0.018	0.154
7.5°	-1.255	256.720	254.687	32.264	7.895	0.222	0.028	0.224
10°	-11.293	342.131	338.894	48.288	7.019	0.295	0.042	0.298
15°	-40.661	532.558	524.936	98.560	5.326	0.458	0.086	0.464

Πίνακας 2, αποτελέσματα ANSYS για την πτέρυγα

Flap 0°	$F_x$ [N]	$F_y$ [N]	L [N]	D [N]	L/D	$C_l$	$C_d$	$C_N$
-5°	11.891	-47.175	-45.959	15.957	-2.881	-0.04	0.013	-0.041
0°	15.907	65.964	65.964	15.907	4.148	0.048	0.011	0.048
5°	11.612	233.79	231.893	31.945	7.260	0.169	0.023	0.171
7.5°	4.881	329.00	325.554	47.783	6.814	0.238	0.035	0.241
10°	-4.614	430.871	425.126	70.276	6.050	0.311	0.051	0.315
15°	-33.992	658.399	644.763	137.572	4.687	0.472	0.1	0.482

Πίνακας 3, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap 0°

Flap 10°	F <sub>x</sub> [N]	F <sub>y</sub> [N]	L [N]	D [N]	L/D	C <sub>l</sub>	C <sub>d</sub>	C <sub>N</sub>
-5°	25.000	98.202	100.008	16.346	6.120	0.073	0.011	0.072
0°	30.882	224.329	224.329	30.882	7.264	0.164	0.023	0.164
5°	28.656	408.702	404.649	64.168	6.306	0.296	0.047	0.299
7.5°	23.235	510.311	502.913	89.646	5.610	0.438	0.078	0.445
10°	14.545	619.855	607.912	121.962	4.984	0.530	0.106	0.54
15°	-12.836	857.767	831.862	209.607	4.026	0.725	0.183	0.748

Πίνακας 4, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap 10°

Flap 20°	F <sub>x</sub> [N]	F <sub>y</sub> [N]	L [N]	D [N]	L/D	C <sub>l</sub>	C <sub>d</sub>	C <sub>N</sub>
-5°	54.406	234.927	238.775	33.724	7.080	0.208	0.029	0.205
0°	64.858	380.076	380.076	64.858	5.860	0.331	0.056	0.331
5°	66.747	580.194	572.169	117.061	4.888	0.499	0.102	0.506
7.5°	62.763	687.853	673.776	152.009	4.432	0.587	0.133	0.6
10°	55.002	799.420	777.724	192.985	4.030	0.678	0.168	0.697
15°	29.158	1038.600	995.665	296.974	3.353	0.868	0.259	0.905

Πίνακας 5, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap 20°



Flap 30°	$F_x$ [N]	$F_y$ [N]	L [N]	D [N]	L/D	$C_l$	$C_d$	$C_N$
-5°	87.157	274.673	281.224	62.886	4.472	0.245	0.055	0.239
0°	101.930	420.827	420.827	101.930	4.129	0.367	0.089	0.367
5°	112.691	643.758	631.487	168.369	3.571	0.55	0.147	0.561
7.5°	103.552	713.994	694.370	195.861	3.545	0.605	0.171	0.622
10°	98.877	829.695	799.920	241.451	3.313	0.697	0.210	0.723
15°	73.038	1085.050	1029.170	351.381	2.929	0.897	0.306	0.946

Πίνακας 6, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap 30°

Flap 40°	$F_x$ [N]	$F_y$ [N]	L [N]	D [N]	L/D	$C_l$	$C_d$	$C_N$
-5°	119.973	287.768	297.130	94.435	3.146	0.260	0.082	0.250
0°	133.912	423.179	423.179	133.912	3.160	0.369	0.117	0.369
5°	138.245	605.787	591.433	190.516	3.104	0.515	0.166	0.528
7.5°	135.880	705.105	681.336	226.752	3.005	0.594	0.198	0.615
10°	129.402	808.570	773.815	267.843	2.889	0.674	0.234	0.705
15°	106.308	1030.140	967.526	369.306	2.620	0.843	0.322	0.898

Πίνακας 7, αποτελέσματα ANSYS για γωνία εκτροπής flap 40°

Με βάση τις τιμές αυτές κατασκευάστηκαν τα διαγράμματα  $C_l$ ,  $C_N$  και  $C_D$  συναρτήσει της γωνίας προσβολής σε (μοίρες). Επιπλέον για τα διαγράμματα του συντελεστή  $C_N$  πραγματοποιήθηκε και σύγκριση με τα πειραματικά αποτελέσματα αφού πρώτα έγιναν οι κατάλληλες μετατροπές.

Τα αποτελέσματα της πειραματικής μελέτης δεσμεύτηκαν από [21] και μετατράπηκαν καταλλήλως ώστε να ανταποκρίνονται σε τρισδιάστατη ροή με σκοπό να γίνουν οι απαιτούμενες συγκρίσεις. Για τον μετασχηματισμό των συντελεστών της πειραματικής μελέτης ακολουθήθηκε η εξής διαδικασία:

$$C_{N3D} = C_{N2D} \frac{AR}{2 + AR} \quad \text{εξ. 27}$$

όπου AR είναι το aspect ratio όπου για ορθογωνική πτέρυγα υπολογίζεται ως εξής:

$$AR = \frac{S^2}{A} \quad \text{εξ. 28}$$

Το μέγεθος S αναφέρεται στο εκπέτασμα της πτέρυγας και το A στο εμβαδό. Σύμφωνα με το [21] σαν εμβαδό θεωρείται:

$$A = (c_w + c_f)s \quad \text{εξ. 29}$$

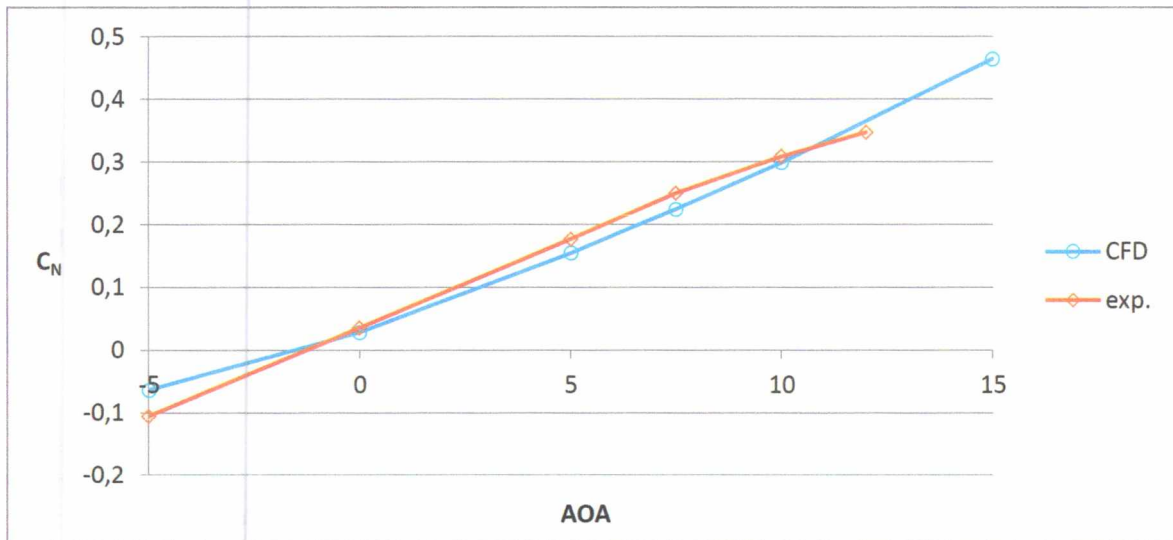
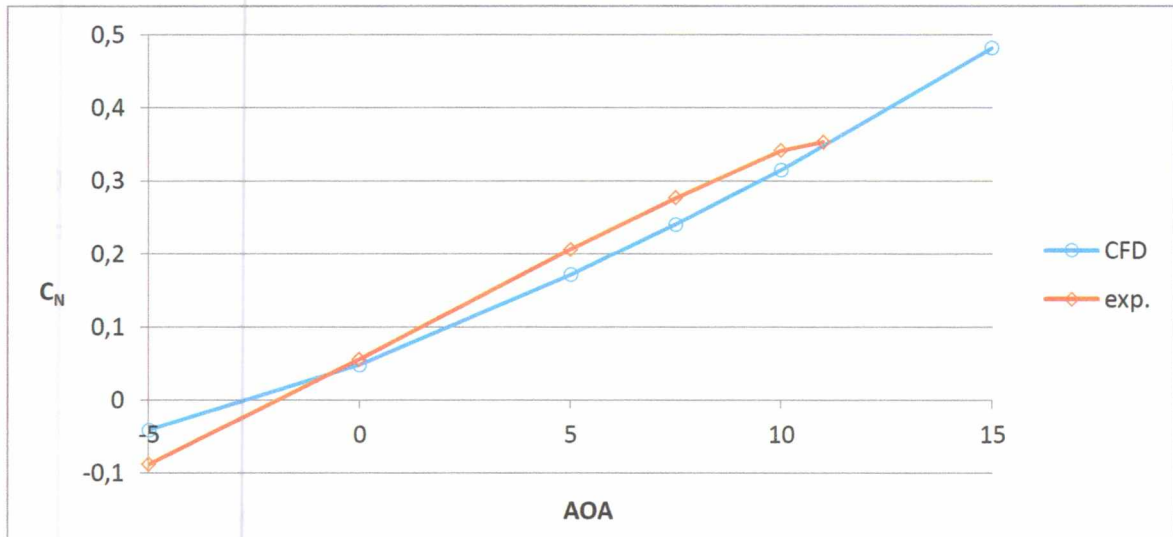
με το  $c_w$  και  $c_f$  να αντιπροσωπεύουν τα μήκη των χορδών της πτέρυγας και του flap αντίστοιχα. Άρα από εξ. 27, εξ. 28 και εξ. 29

$$AR = \frac{1^2}{1.2} = 0.833$$

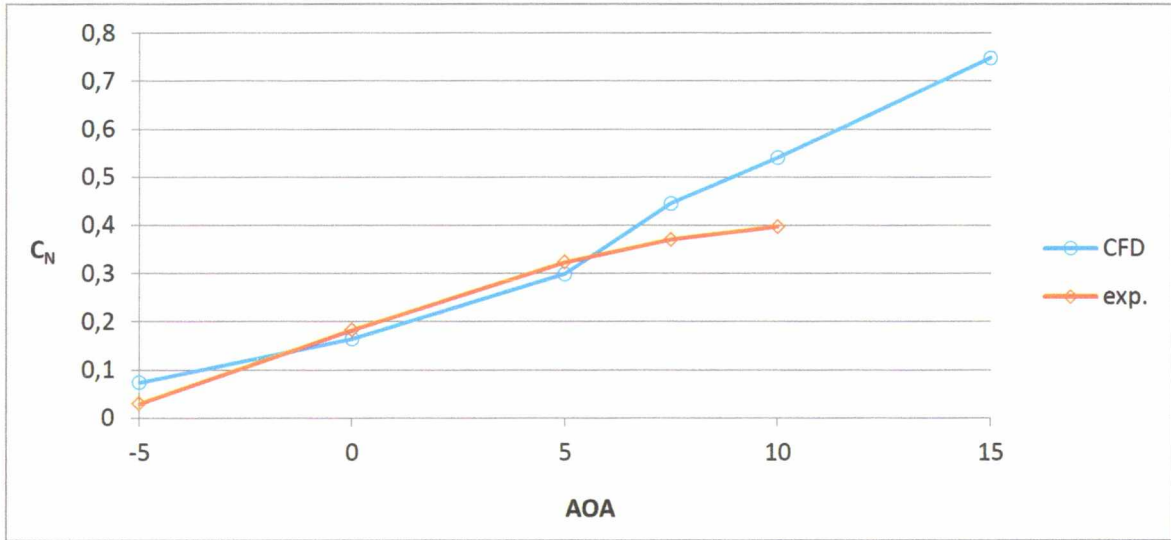
και

$$C_{N3D} = 0.294C_{N2D}$$

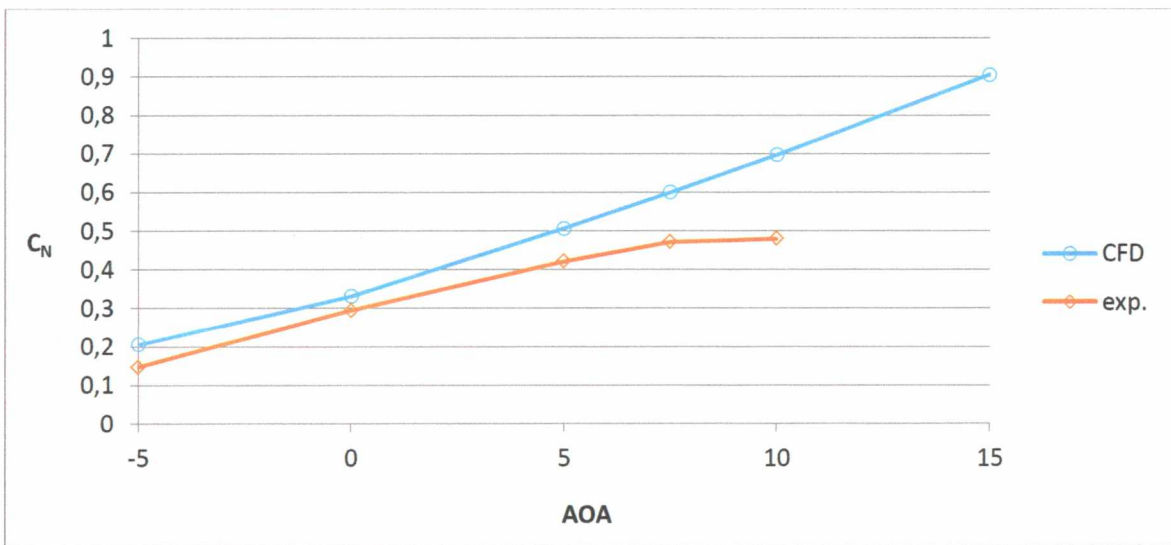
όπου  $C_{N2D}$  δεσμεύεται από τα εκάστοτε διαγράμματα της κάθε περίπτωσης από το [21].

**Διαγράμματα με βάση το συντελεστή  $C_N$** **Διάγραμμα 1, συντελεστής  $C_N$  συναρτήσει AOA για πτέρυγα χωρίς flap****Διάγραμμα 2, συντελεστής  $C_N$  συναρτήσει AOA για  $0^\circ$  γωνία εκτροπής flap**

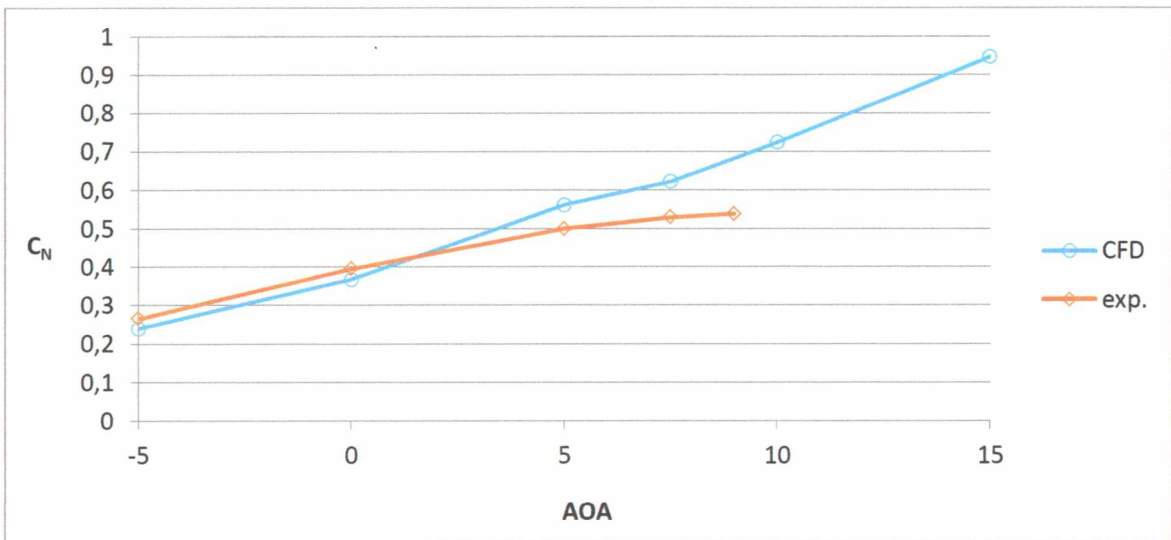




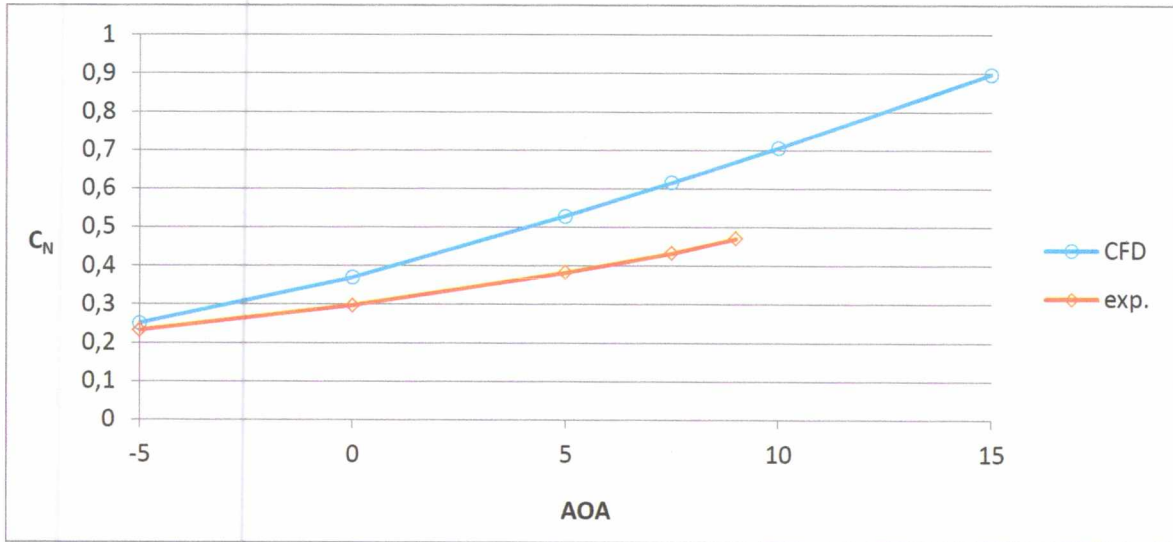
Διάγραμμα 3, συντελεστής  $C_N$  συναρτήσει AOA για 10° γωνία εκτροπής flap



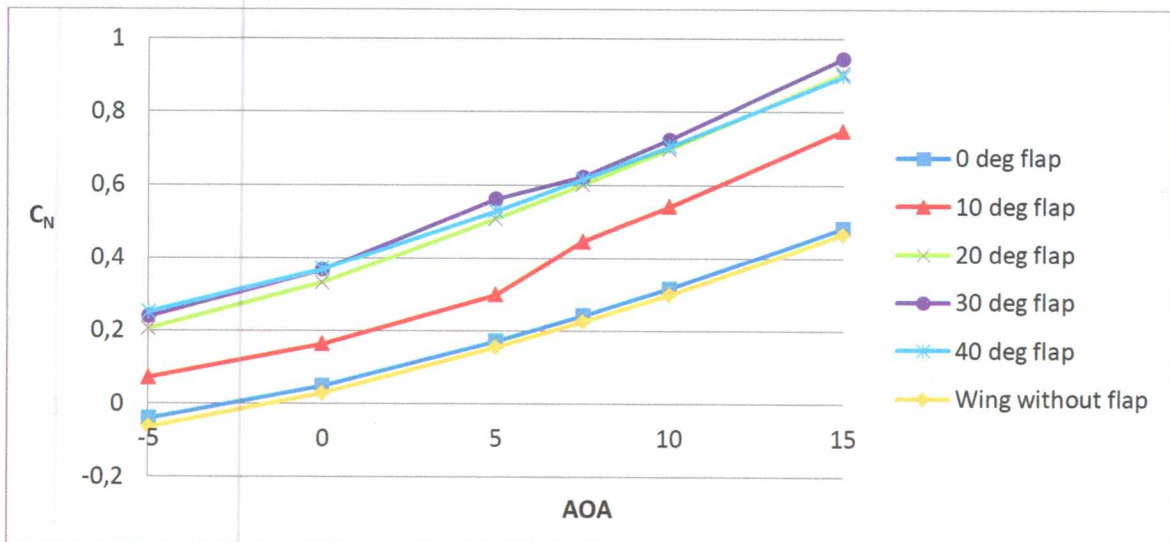
Διάγραμμα 4, συντελεστής  $C_N$  συναρτήσει AOA για 20° γωνία εκτροπής flap



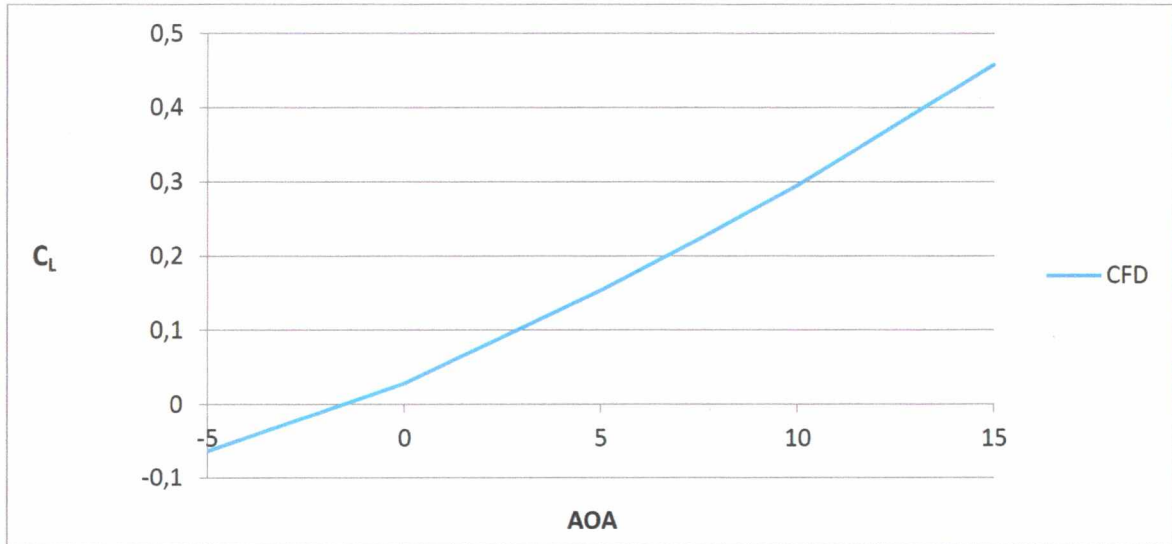
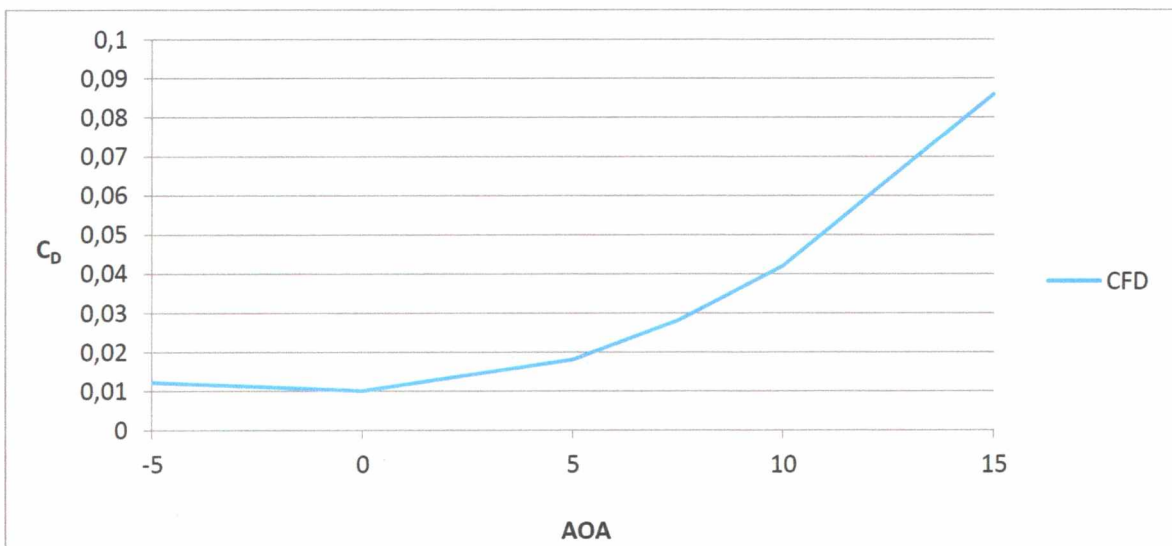
Διάγραμμα 5, συντελεστής  $C_N$  συναρτήσει AOA για 30° γωνία εκτροπής flap



Διάγραμμα 6, συντελεστής  $C_N$  συναρτήσει AOA για 40° γωνία εκτροπής flap

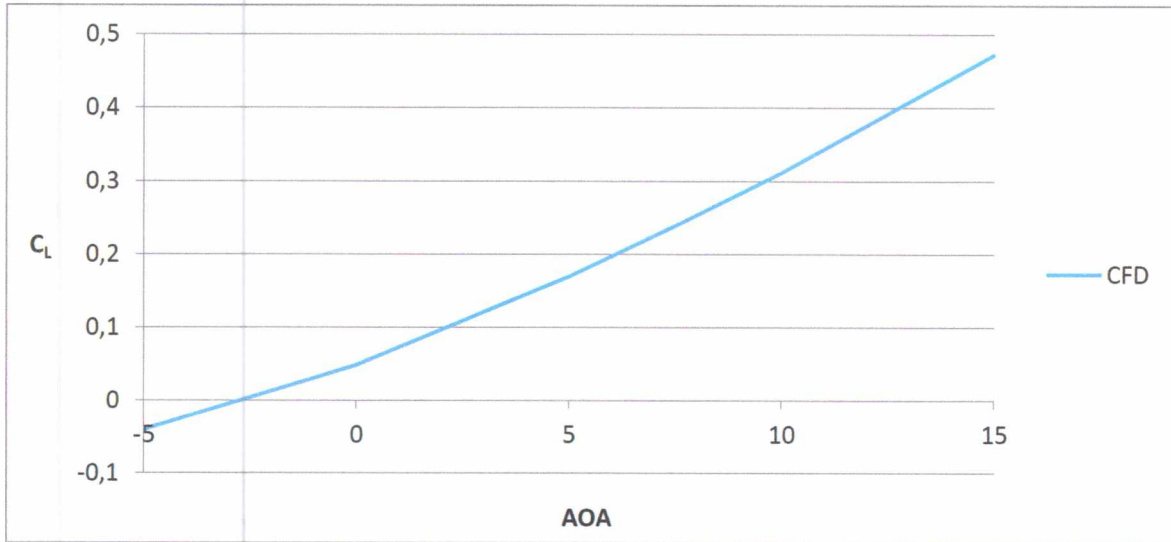
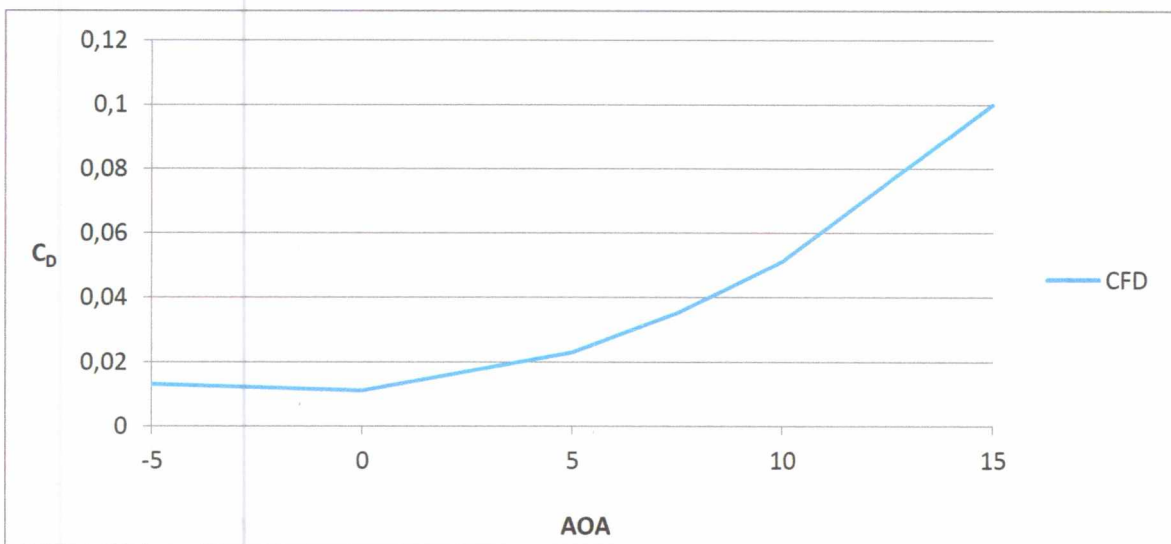


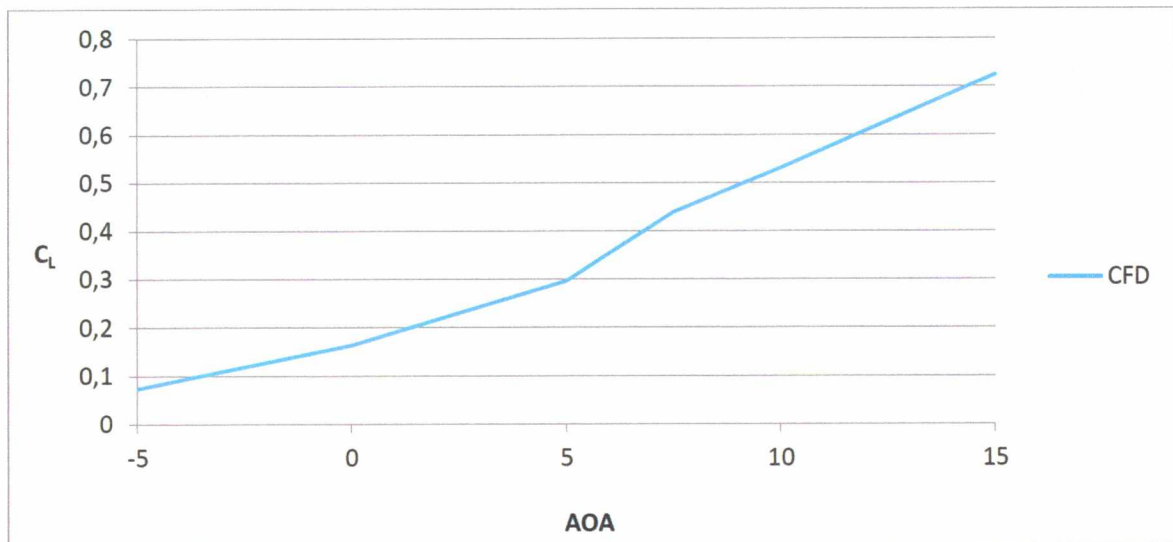
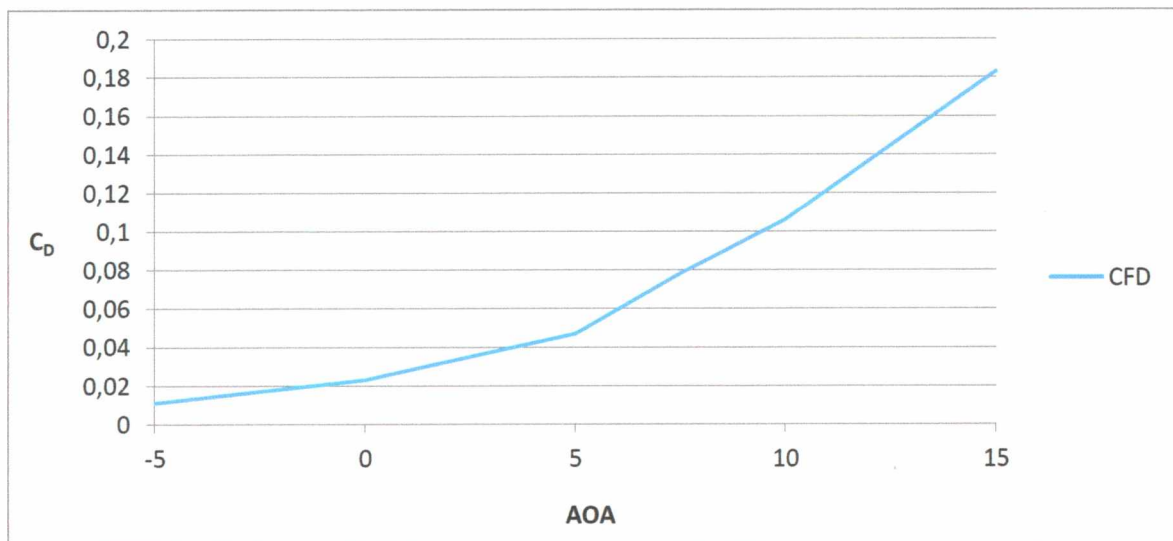
Διάγραμμα 7, συντελεστής  $C_N$  συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις

**Διαγράμματα με βάση τους συντελεστές  $C_L$  και  $C_D$** **Πτέρυγα χωρίς flap****Διάγραμμα 8, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει AOA για πτέρυγα χωρίς flap****Διάγραμμα 9, συντελεστής  $C_D$  συναρτήσει AOA για πτέρυγα χωρίς flap**

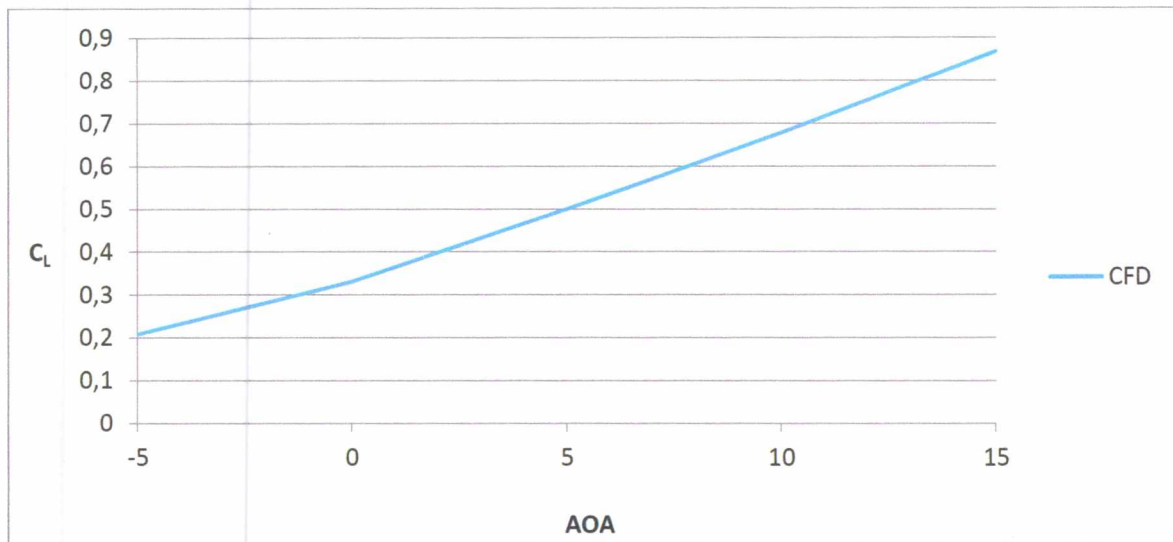
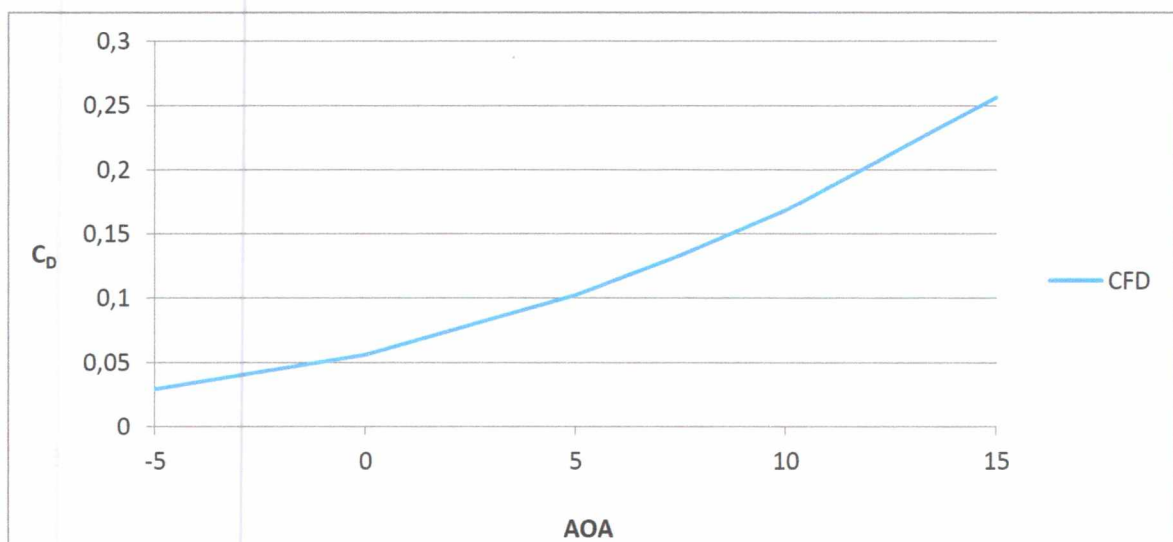


## Flap σε γωνία εκτροπής 0°

Διάγραμμα 10, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει AOA για 0° γωνία εκτροπής flapΔιάγραμμα 11, συντελεστής  $C_D$  συναρτήσει AOA για 0° γωνία εκτροπής flap

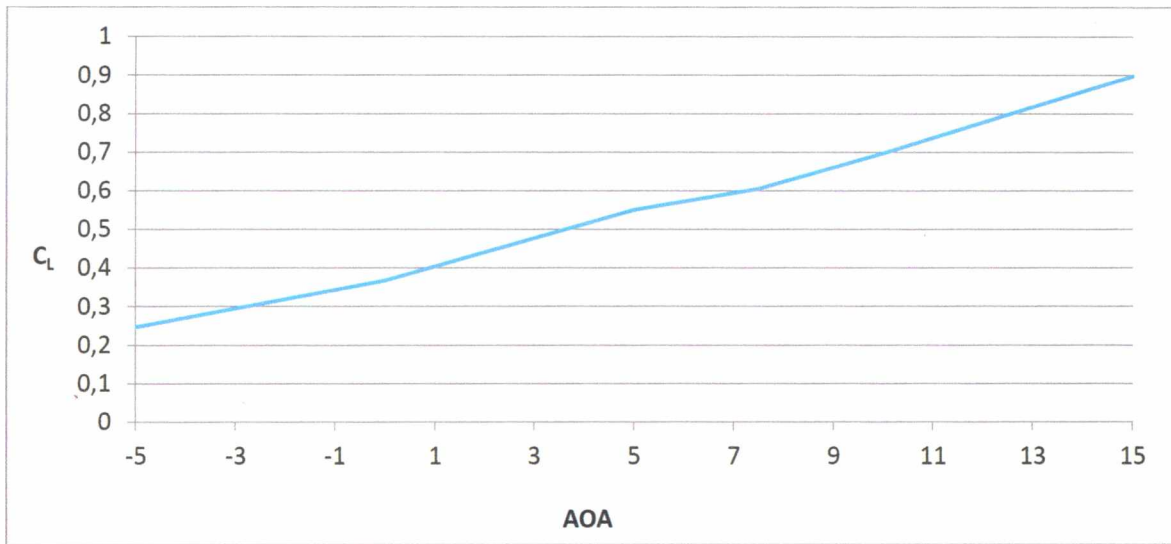
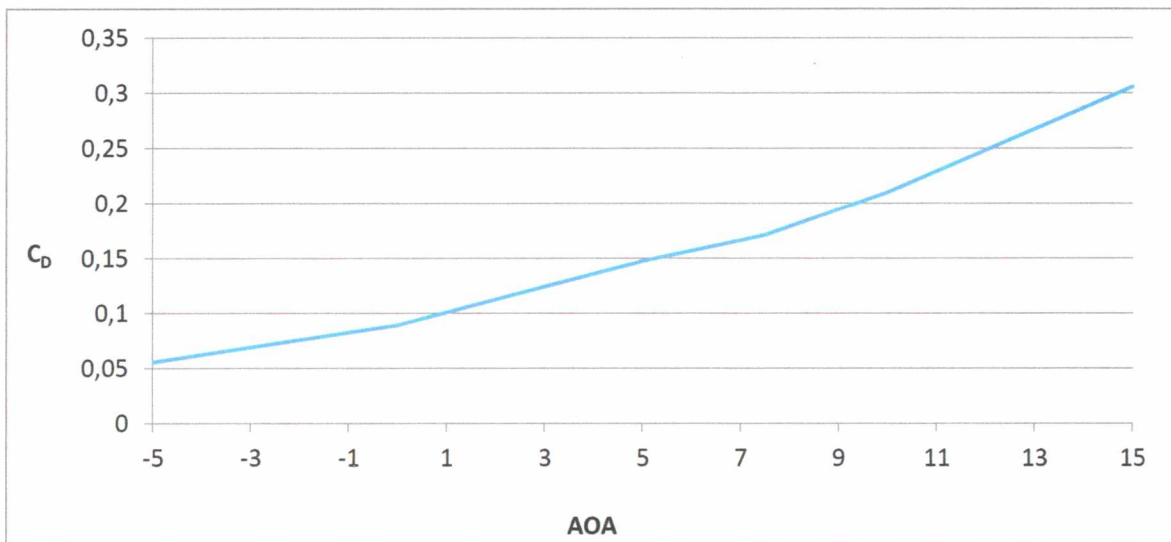
Flap σε γωνία εκτροπής  $10^\circ$ Διάγραμμα 12, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει AOA για  $10^\circ$  γωνία εκτροπής flapΔιάγραμμα 13, συντελεστής  $C_D$  συναρτήσει AOA για  $10^\circ$  γωνία εκτροπής flap

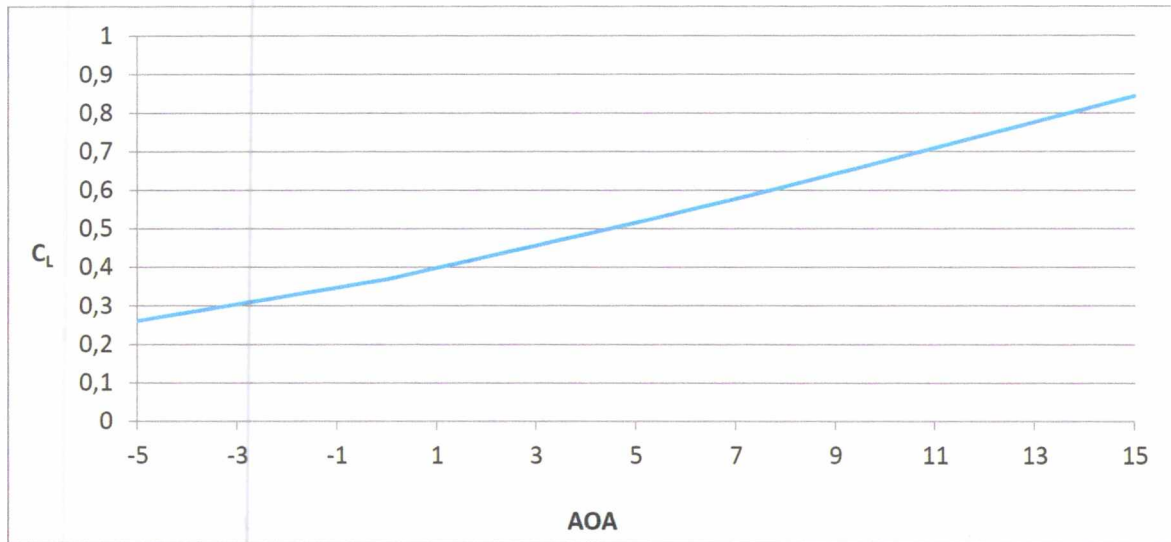
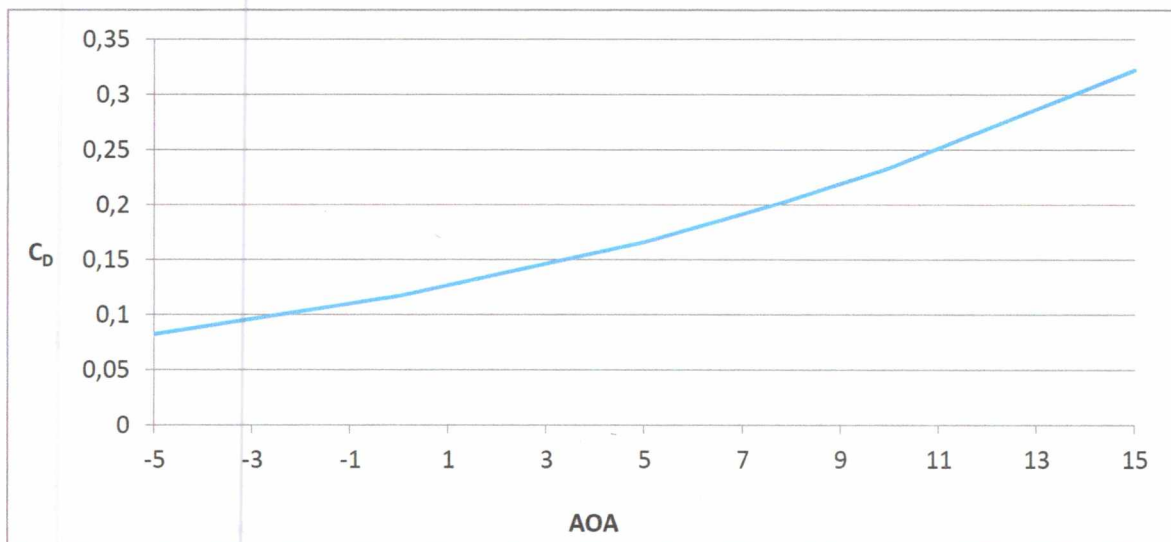
## Flap σε γωνία εκτροπής 20°

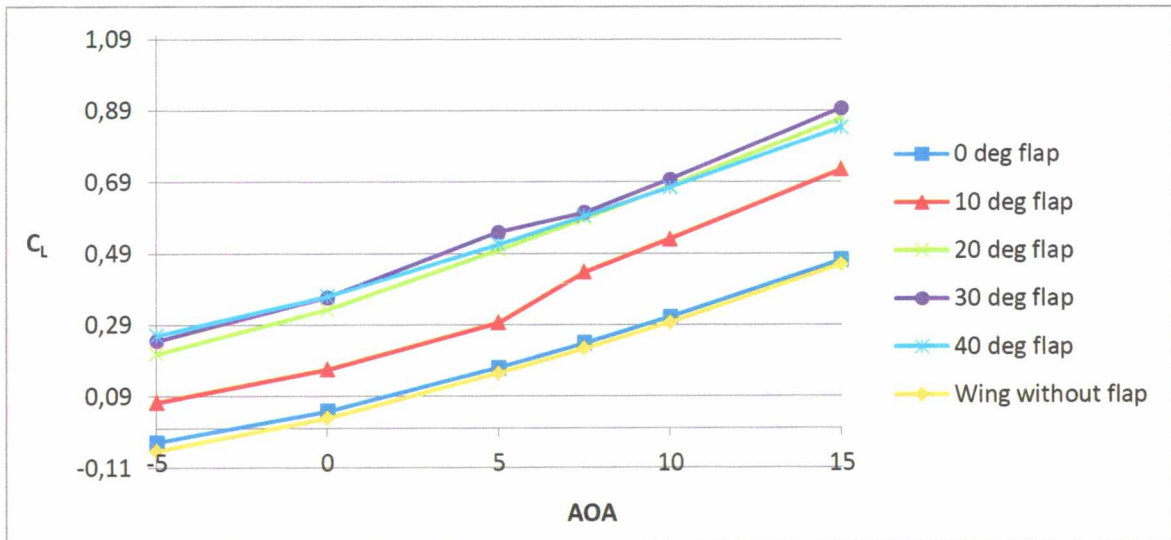
Διάγραμμα 14, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει AOA για 20° γωνία εκτροπής flapΔιάγραμμα 15, συντελεστής  $C_D$  συναρτήσει AOA για 20° γωνία εκτροπής flap



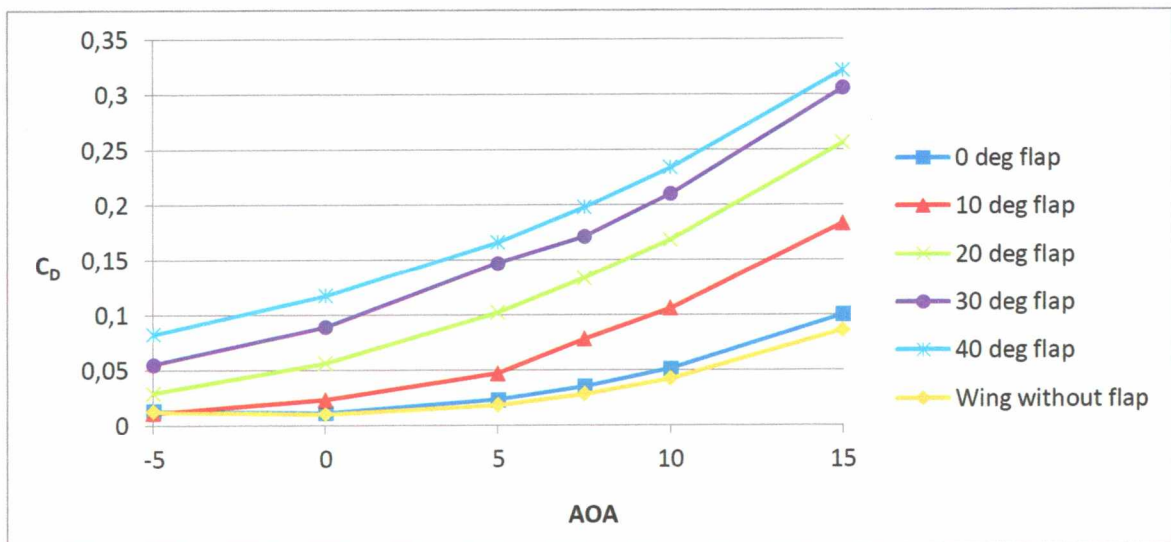
## Flap σε γωνία εκτροπής 30°

Διάγραμμα 16, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει AOA για 30° γωνία εκτροπής flapΔιάγραμμα 17, συντελεστής  $C_D$  συναρτήσει AOA για 30° γωνία εκτροπής flap

Flap σε γωνία εκτροπής  $40^\circ$ Διάγραμμα 18, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει AOA για  $40^\circ$  γωνία εκτροπής flapΔιάγραμμα 19, συντελεστής  $C_D$  συναρτήσει AOA για  $40^\circ$  γωνία εκτροπής flap



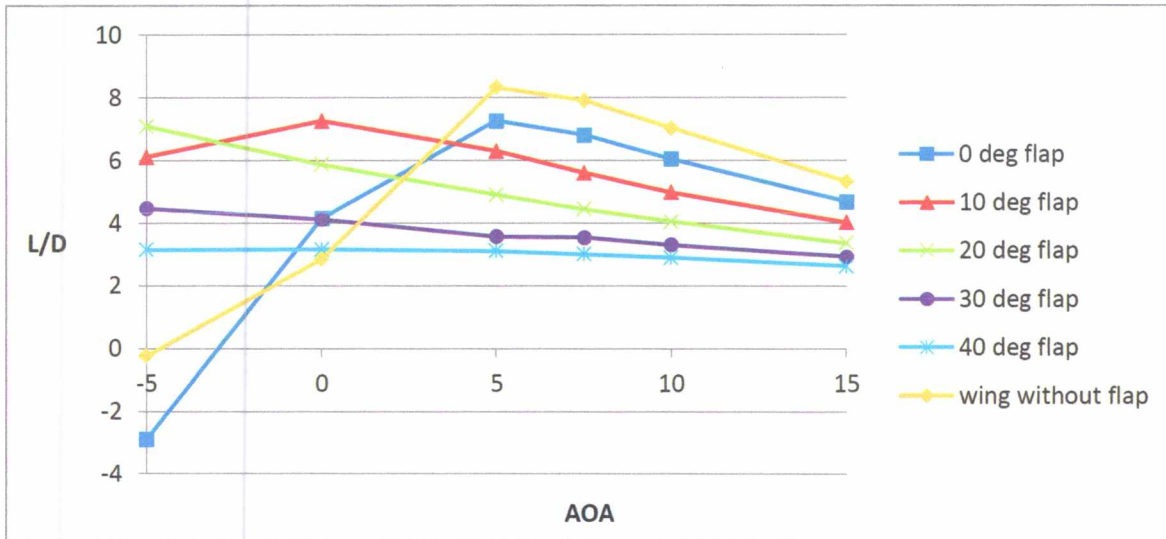
Διάγραμμα 20, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις



Διάγραμμα 21, συντελεστής  $C_D$  συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις

Μελετώντας το παραπάνω διάγραμμα γίνεται φανερό ότι η προσθήκη flap βελτιώνει τις τιμές των συντελεστών  $C_L$  και  $C_N$  παράλληλα όμως αυξάνει και την τιμή του  $C_D$ , ακόμα και σε  $0^\circ$  γωνία εκτροπής. Απότομη αύξηση παρατηρείται στη τιμή των συντελεστών  $C_L$ ,  $C_N$  από τις  $0^\circ$  μέχρι τις  $10^\circ$  ενώ ο ίδιος ρυθμός παρατηρείται και μέχρι τις  $20^\circ$  γωνία εκτροπής. Έπειτα αυξάνοντας τις μοίρες του flap ο ρυθμός αύξησης ελαττώνεται δραματικά από τις  $20^\circ$  μέχρι και τις  $30^\circ$ , καθώς πλέον από τις  $20^\circ$  έχουν αρχίσει να εμφανίζονται φαινόμενα αποκόλλησης της ροής. Από τις  $30^\circ$  μέχρι και τις  $40^\circ$  γωνία εκτροπής τα φαινόμενα αυτά ενισχύονται περεταίρω με αποτέλεσμα καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής η τιμή του συντελεστή  $C_N$  να μειώνεται αγγίζοντας στις  $15^\circ$  γωνία προσβολής την τιμή που είχε στις  $20^\circ$  γωνία εκτροπής. Παρόμοια συμπεριφορά ακολουθεί και ο συντελεστής  $C_L$  μόνο που η τιμή του πέφτει πιο κάτω από αυτή που είχε στις  $20^\circ$ .



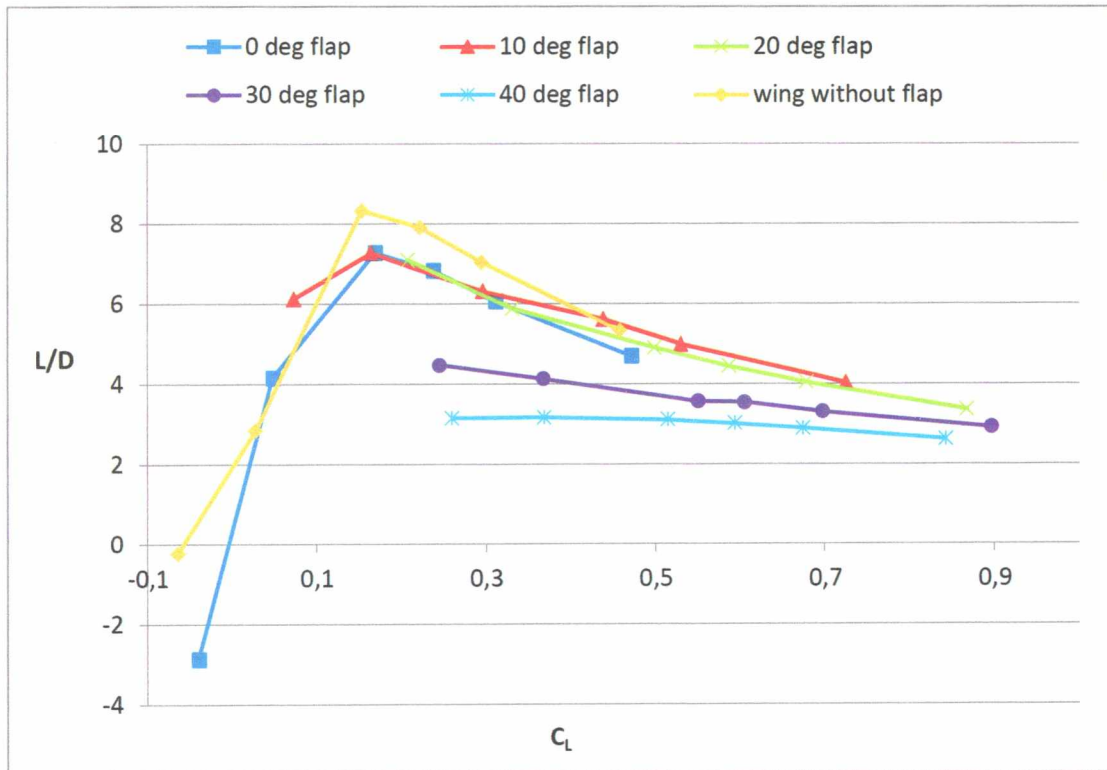
**Διαγράμματα με βάση το συντελεστή L/D**

**Διάγραμμα 22, συντελεστής L/D συναρτήσει AOA για όλες τις περιπτώσεις**

Ο λόγος L/D έχει μεγάλη σπουδαιότητα καθώς είναι η παράμετρος που καθορίζει το Climb Rate (CR) ενός αεροπλάνου για δεδομένο λόγο (Thrust/Weight). Όπως αυτό εξηγήθηκε στο Κεφάλαιο 1.

Όπως φαίνεται από το Διάγραμμα 22 η τιμή του λόγου L/D αυξάνει μέχρι και τις 5° γωνία προσβολής για τις περιπτώσεις της πτέρυγας χωρίς flap και της πτέρυγας με flap σε 10° γωνία εκτροπής. Η τιμή του λόγου για τις 10° γωνία flap δημιουργεί ένα μέγιστο λίγο πάνω από 8 το οποίο είναι και η υψηλότερη τιμή του λόγου για όλες τις εξεταζόμενες περιπτώσεις. Στη συνέχεια αυξητική πορεία έχει και στις 10° μόνο που το μέγιστο στην περίπτωση αυτή το δημιουργεί στις 0° γωνία προσβολής. Για τις περιπτώσεις των 20°, 30° και 40° γωνία εκτροπής η τιμή του λόγου L/D έχει πτωτική πορεία από την αρχή των μετρήσεων με την περίπτωση των 40° η τιμή του λόγου να διατηρεί μία σταθερή τιμή μέχρι και τις 7.5° γωνία προσβολής και από και έπειτα να πέφτει.

Επιπλέον όπως αυτό διατυπώθηκε στο Κεφάλαιο 1, ο αεροδυναμικός σχεδιασμός στοχεύει στην εύρεση της καλύτερης δυνατής σχέσης μεταξύ συντελεστή άντωσης και ρυθμού ανύψωσης ώστε να ικανοποιούνται οι προϋποθέσεις για το CR αλλά και για το μήκος του διαδρόμου που χρειάζεται μέχρι να επιτευχθεί η  $V_{LOF}$ . Η μεταβολή του λόγου L/D συναρτήσει του  $C_L$  για την συγκεκριμένη διάταξη παρουσιάζεται στο Διάγραμμα 23.



Διάγραμμα 23, συντελεστή  $L/D$  συναρτήσει του  $C_l$

#### 4.5 Διαγράμματα συντελεστή πίεσης $C_p$

Ο υπολογισμός του συντελεστή πίεσης πραγματοποιήθηκε στο υπολογιστικό πρόγραμμα CFX, προκειμένου να εξαχθούν ακριβής αποτελέσματα για την πίεση στην επάνω και κάτω επιφάνεια της πτέρυγας και του flap.

Για την γραφική αναπαράσταση του συντελεστή πίεσης, επιλέγεται αρχικά η σχεδίαση μίας επιφάνειας παράλληλης στο επίπεδο XY, η οποία τέμνει την πτέρυγα και το flap στο μέσο τους. Η επιφάνεια αυτή περιέχει δύο αεροτομές, από το σύνολο των αεροτομών που απαρτίζουν την υπεραντωτική διάταξη. Με τον τρόπο αυτό αποτυπώνεται η κατανομή πιέσεων γύρω από την υπεραντωτική διάταξη και αποφεύγεται ο μεγάλος αριθμός δεδομένων, που θα προέκυπτε αν η κατανομή πιέσεων υπολογιζόταν σε ολόκληρη την πτέρυγα και το flap.

Τα δεδομένα του συντελεστή πίεσης  $C_p$  εξάχθηκαν από τον υπολογιστικό πρόγραμμα CFX σε αρχείο τύπου (.xlsx) και στη συνέχεια διαβάστηκαν από το Excel δημιουργώντας τα διαγράμματα του συντελεστή πίεσης συναρτήσει των χορδών των στοιχείων.

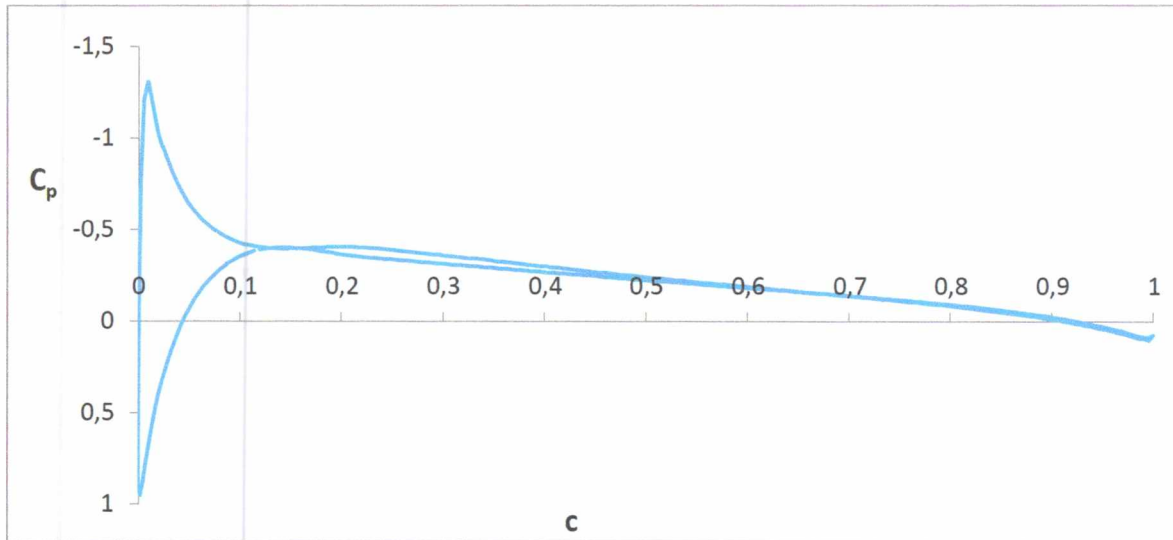
Ο υπολογισμός του συντελεστή πίεσης πραγματοποιήθηκε με βάση την εξίσωση:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad \text{εξ. 30}$$

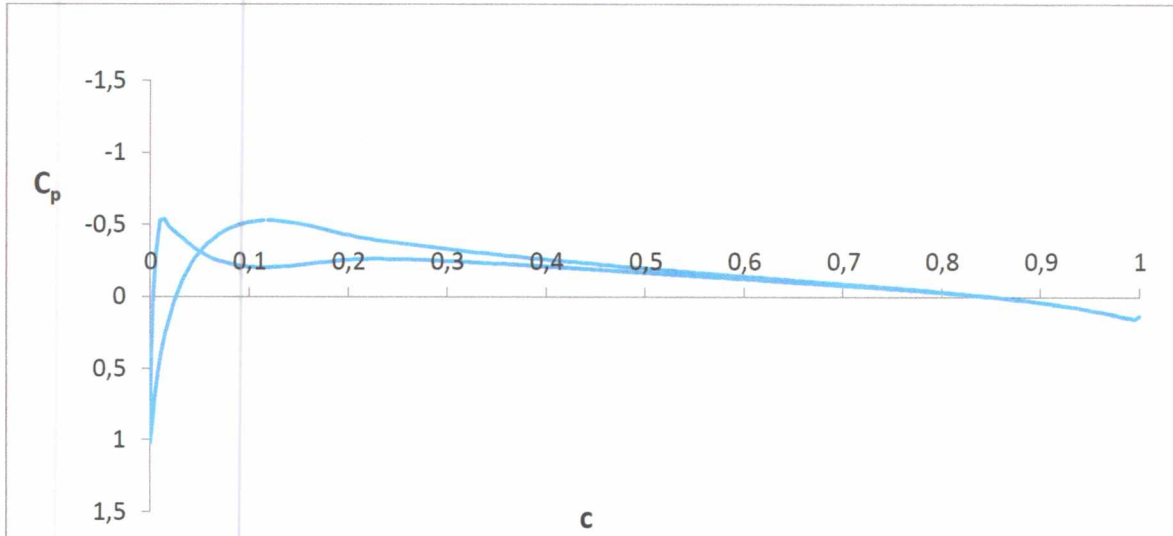
Αφού πρώτα μετατράπηκε σε κατάλληλη συνάρτηση όπου αναγνωρίζει το CFX:

$$C_p = \text{Pressure} / (0.5 * \text{massFlowAve}(\text{Density}) @ \text{Inlet} * U_{\text{inf}}^2)$$

### Πτέρυγα χωρίς flap

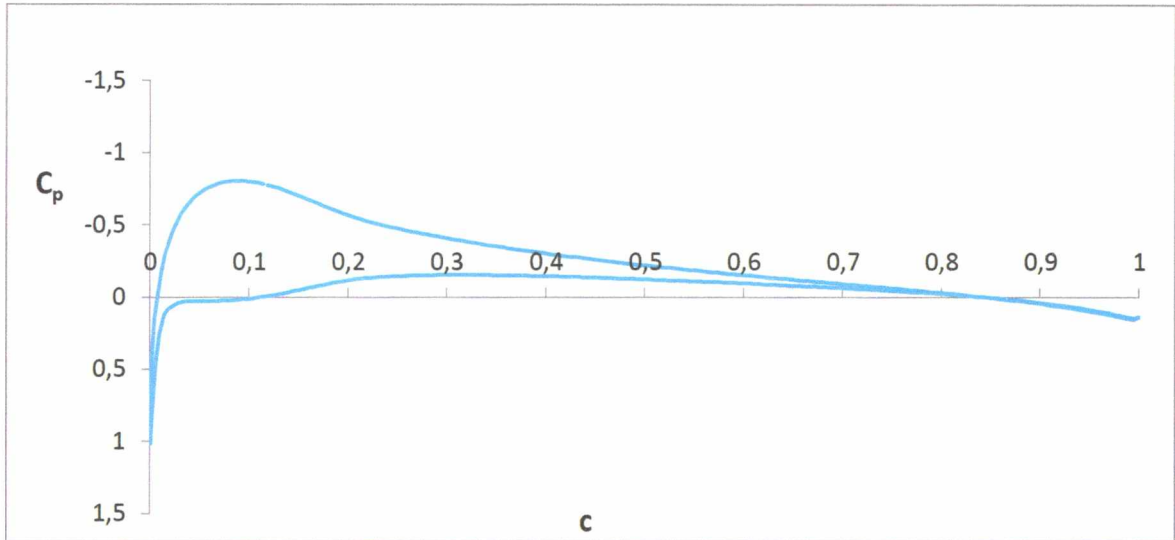


Διάγραμμα 24, συντελεστής  $C_p$  για πτέρυγα χωρίς flap σε  $-5^\circ$  γωνία προσβολής

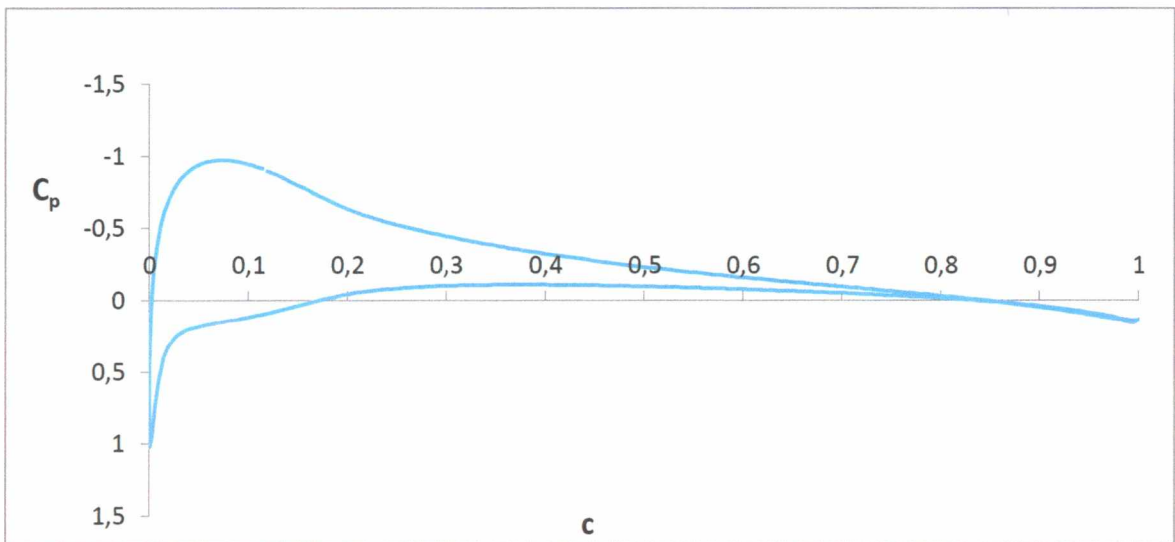


Διάγραμμα 25, συντελεστής  $C_p$  για πτέρυγα χωρίς flap σε  $0^\circ$  γωνία προσβολής

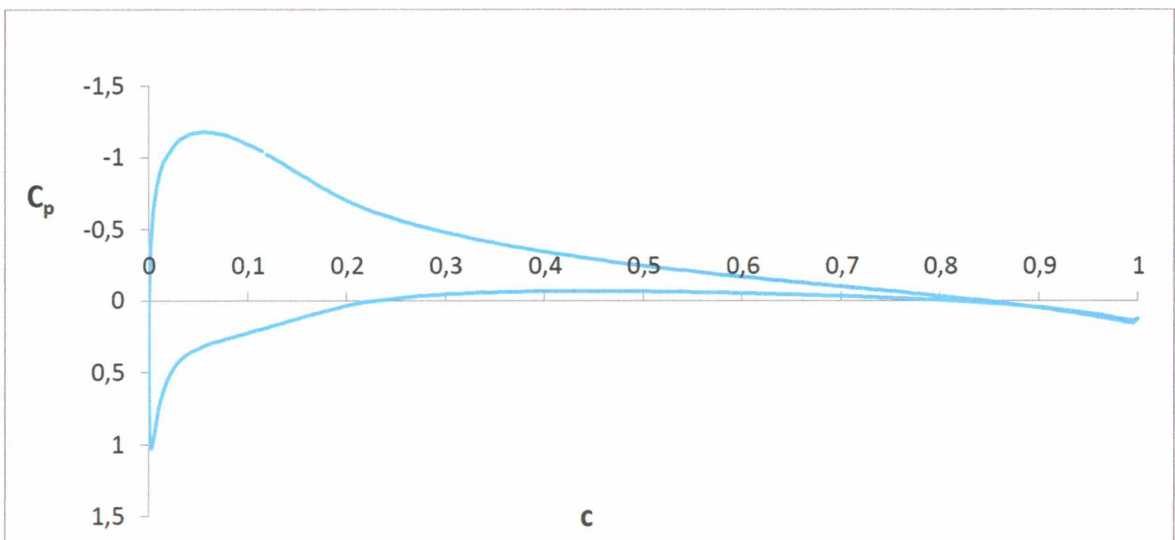




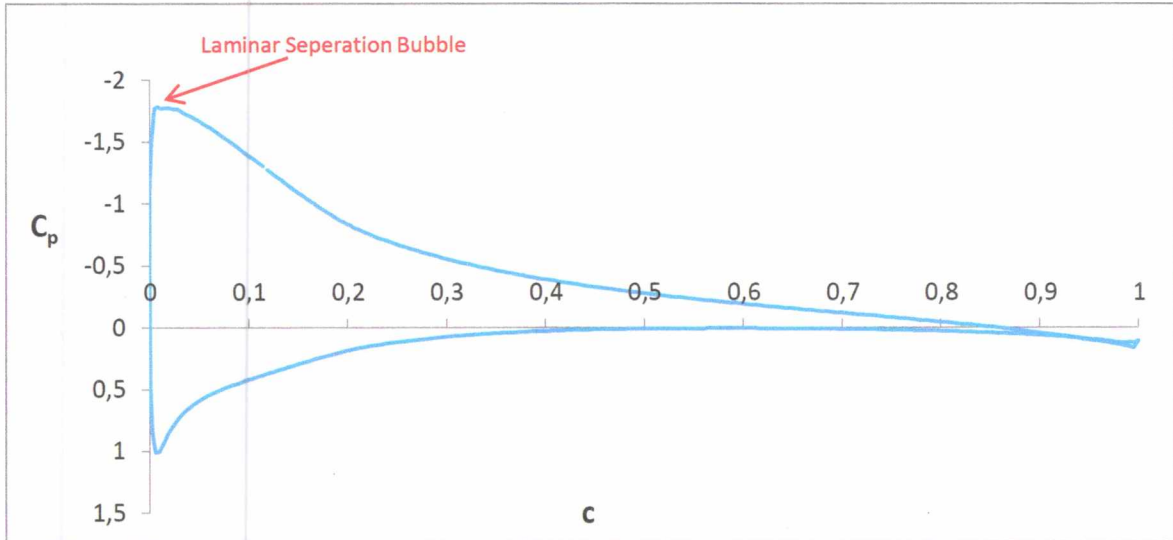
Διάγραμμα 26, συντελεστής  $C_p$  για πτέρυγα χωρίς flap σε  $5^\circ$  γωνία προσβολής



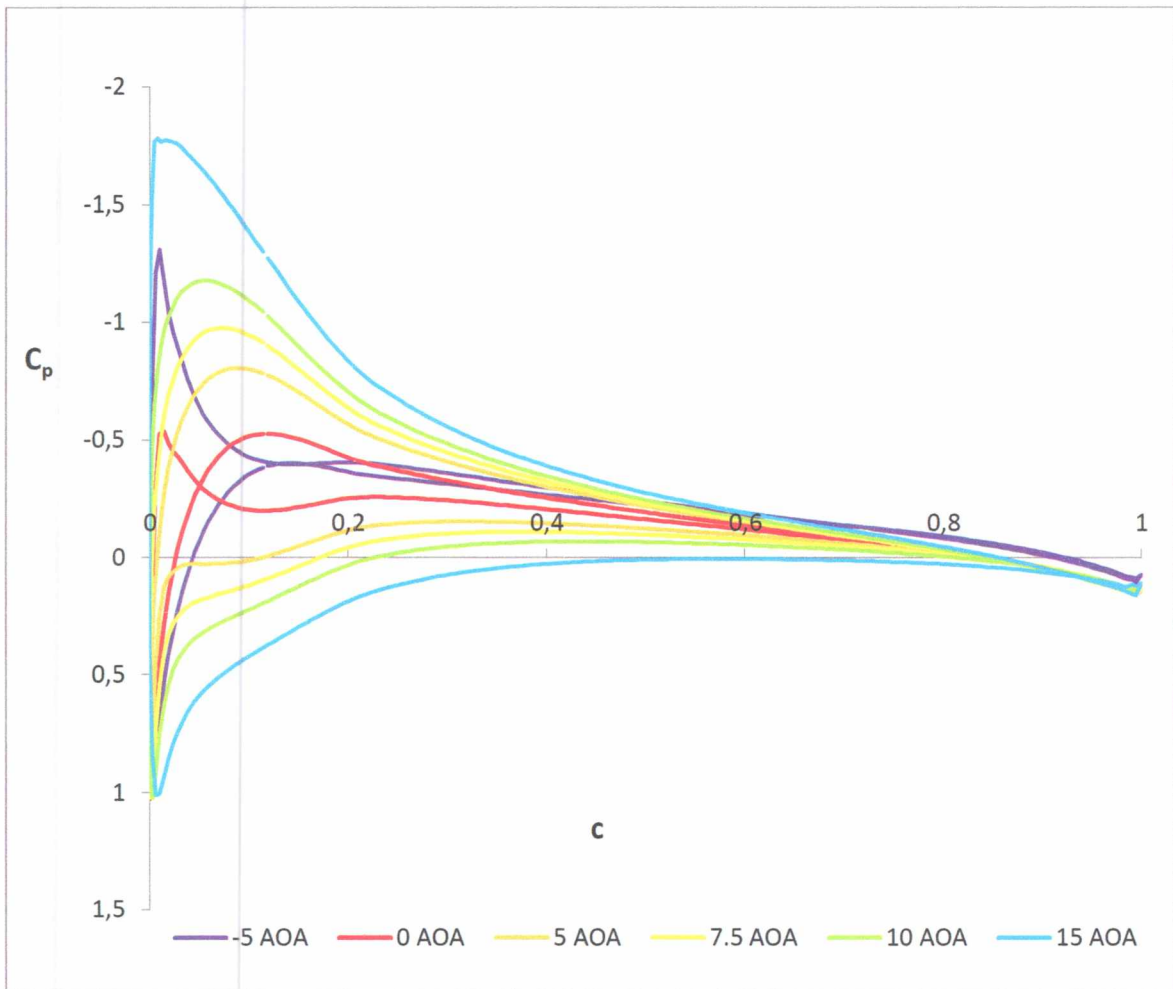
Διάγραμμα 27, συντελεστής  $C_p$  για πτέρυγα χωρίς flap σε  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής



Διάγραμμα 28, συντελεστής  $C_p$  για πτέρυγα χωρίς flap σε  $10^\circ$  γωνία προσβολής

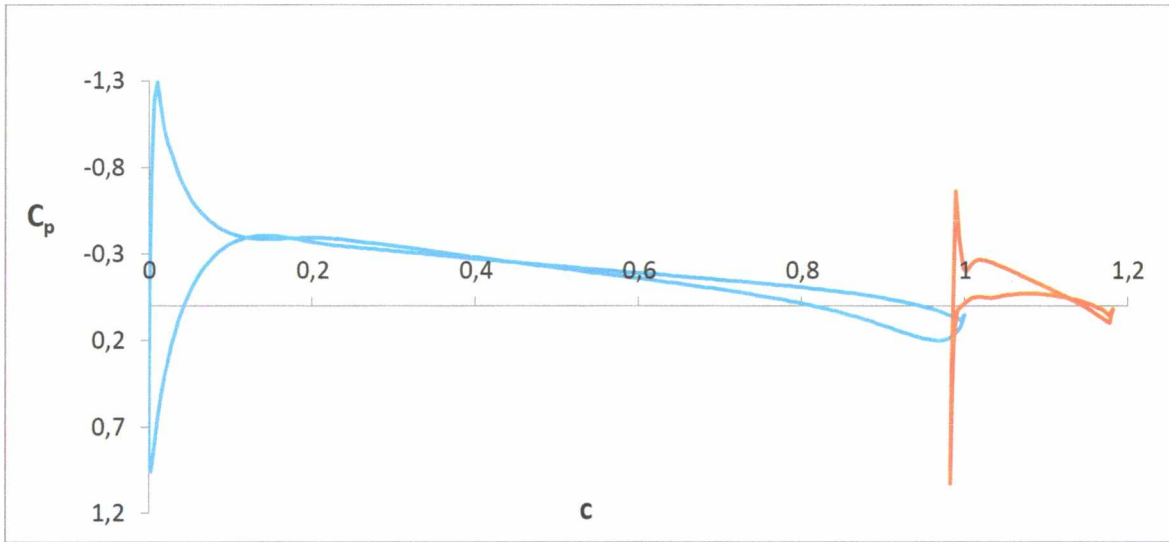


Διάγραμμα 29, συντελεστής  $C_p$  για πτέρυγα χωρίς flap σε  $15^\circ$  γωνία προσβολής

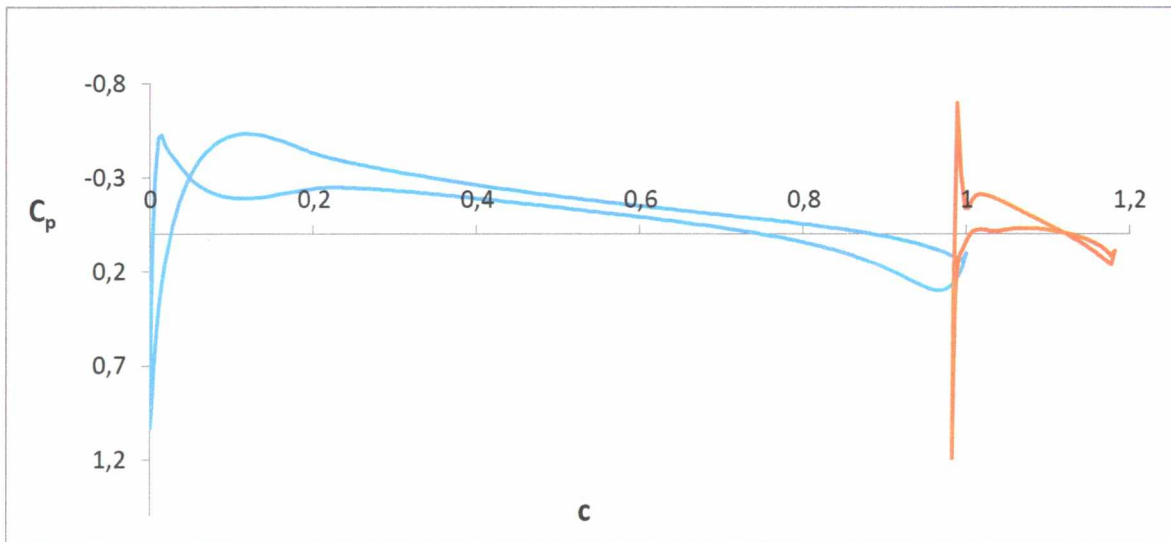


Διάγραμμα 30, συντελεστές  $C_p$  για πτέρυγα χωρίς flap

**Γωνία εκτροπής flap 0°**

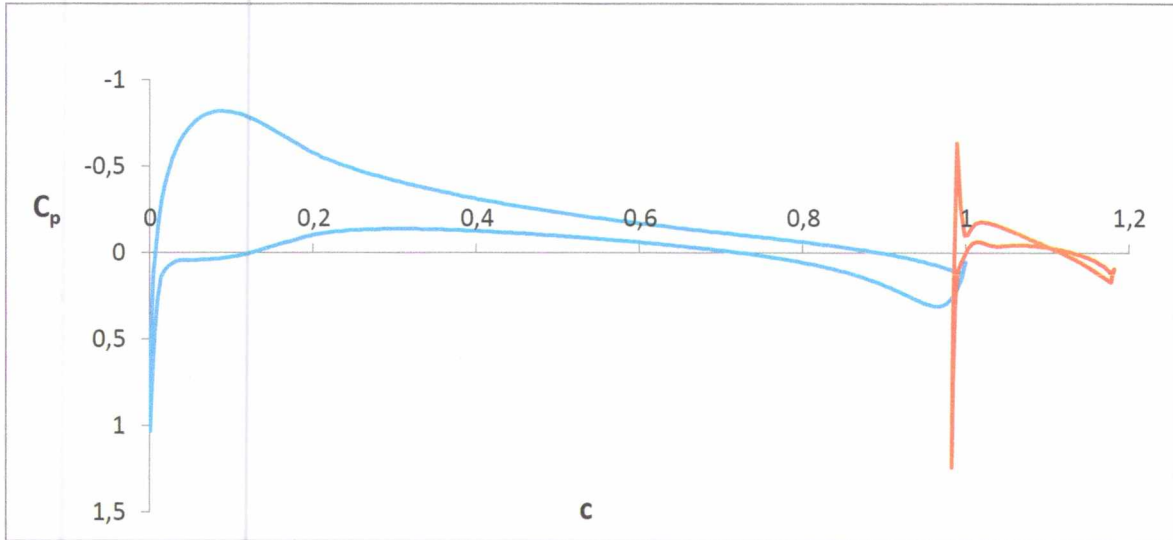


Διάγραμμα 31, συντελεστής  $C_p$  για 0° γωνία εκτροπής και -5° γωνία προσβολής

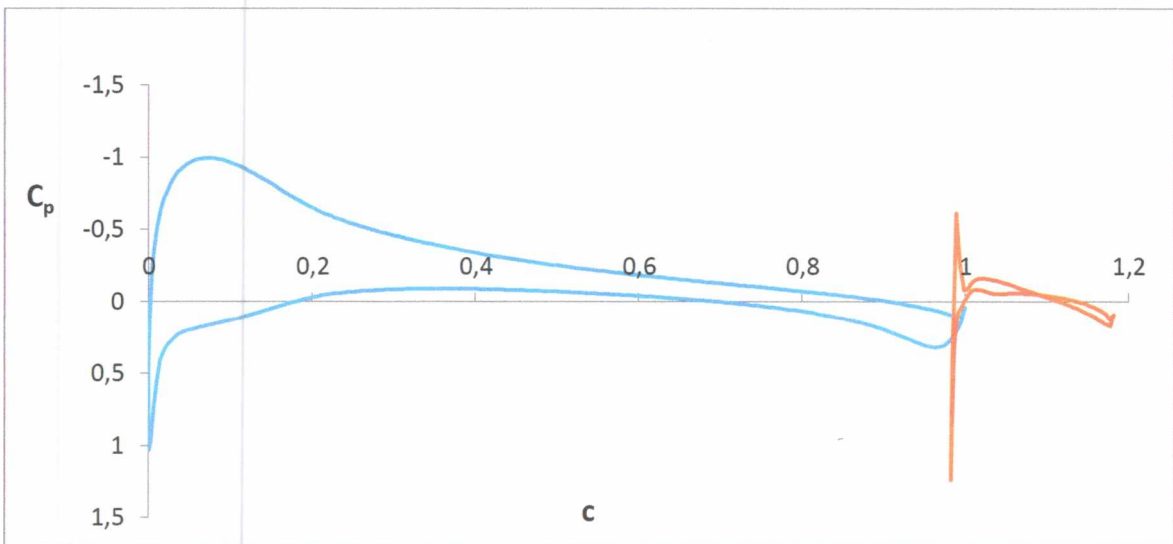


Διάγραμμα 32, συντελεστής  $C_p$  για 0° γωνία εκτροπής και 0° γωνία προσβολής

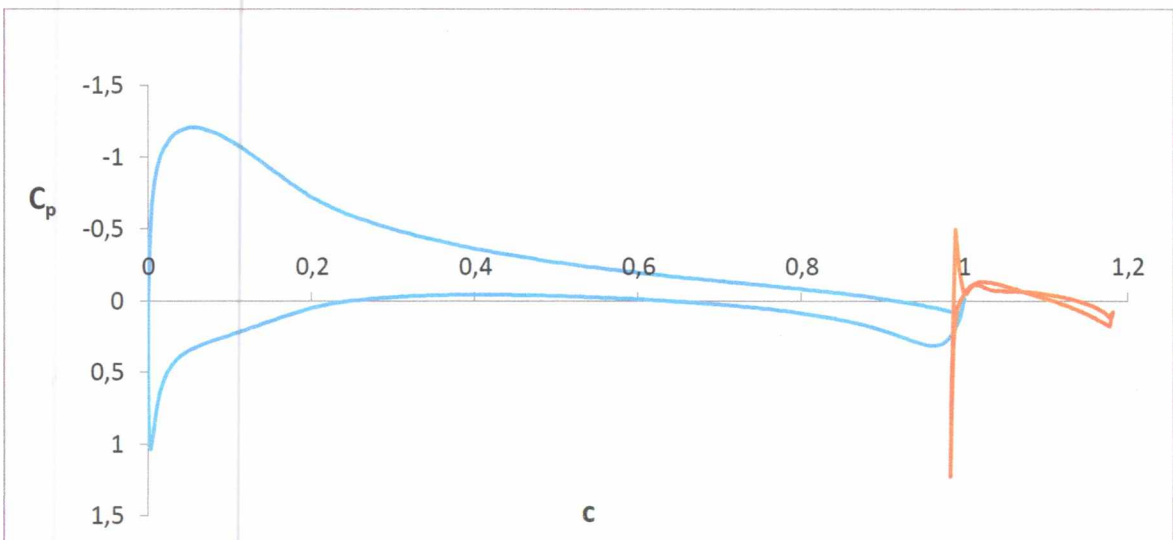




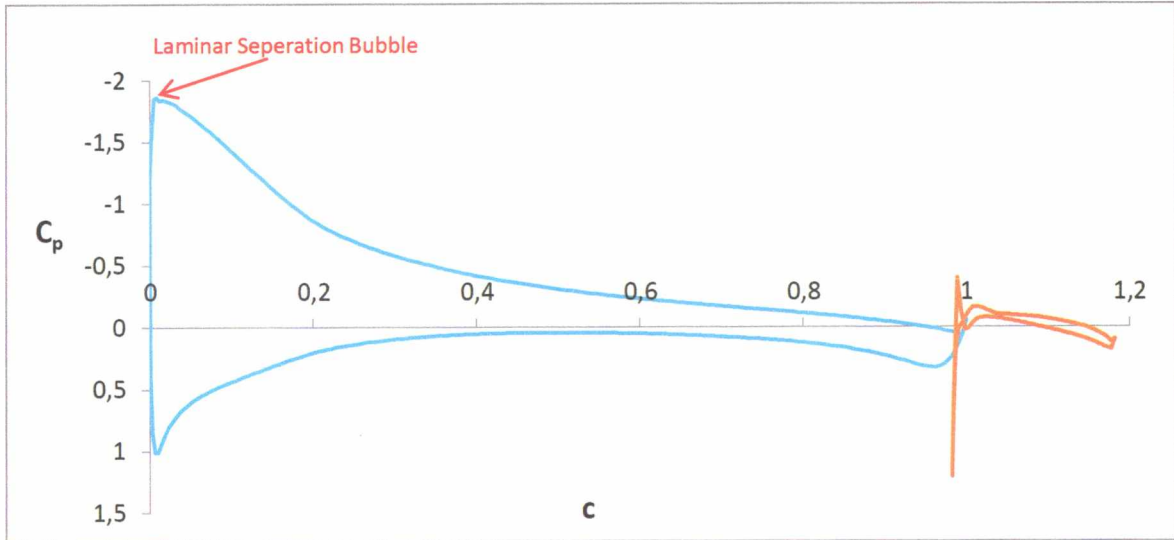
Διάγραμμα 33, συντελεστής  $C_p$  για  $0^\circ$  γωνία εκτροπής και  $5^\circ$  γωνία προσβολής



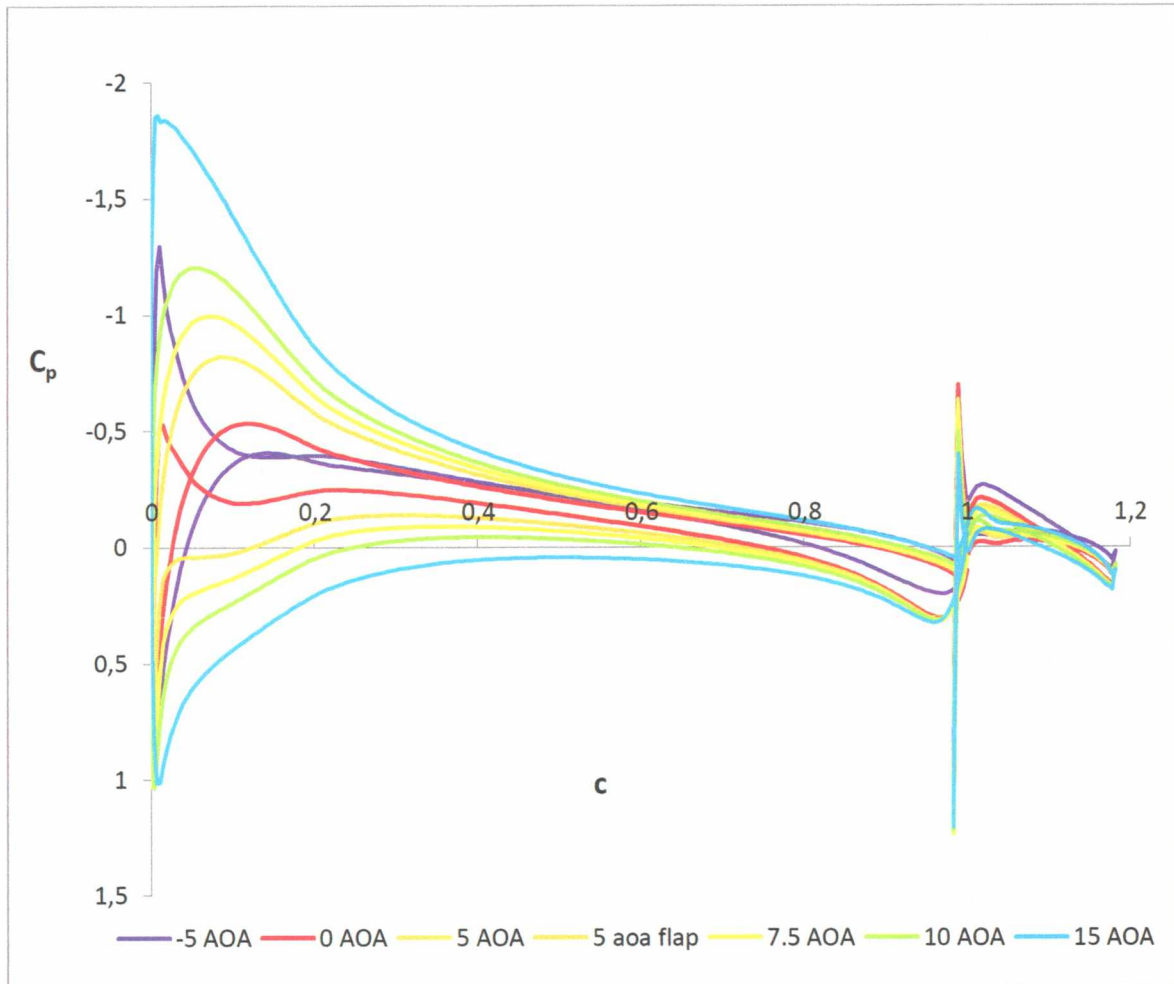
Διάγραμμα 34, συντελεστής  $C_p$  για  $0^\circ$  γωνία εκτροπής και  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής



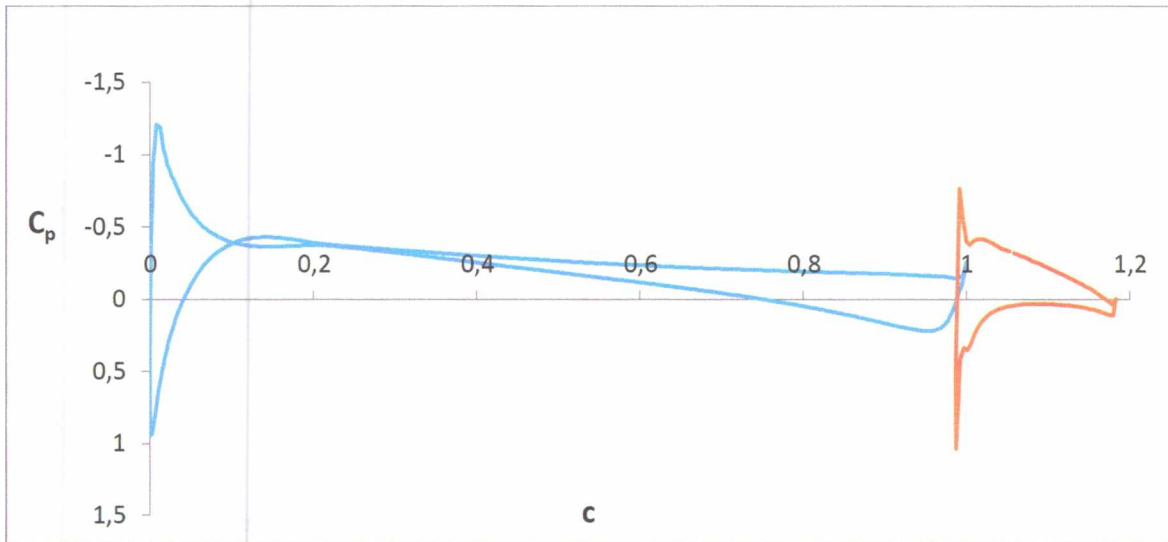
Διάγραμμα 35, συντελεστής  $C_p$  για  $0^\circ$  γωνία εκτροπής και  $10^\circ$  γωνία προσβολής



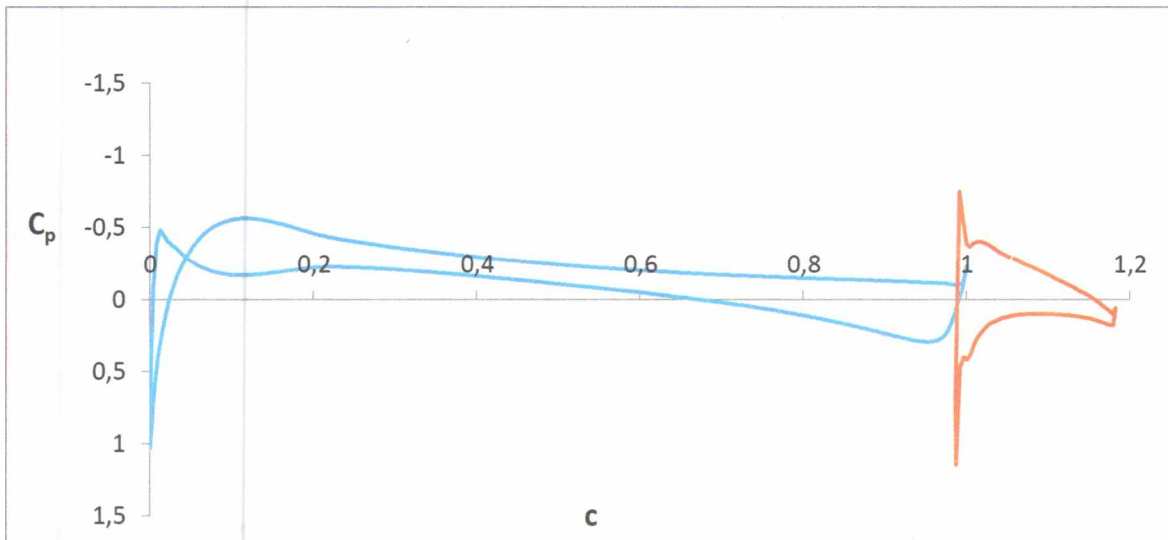
Διάγραμμα 36, συντελεστής  $C_p$  για  $0^\circ$  γωνία εκτροπής και  $15^\circ$  γωνία προσβολής



Διάγραμμα 37, συντελεστές  $C_p$  για  $0^\circ$  γωνία εκτροπής

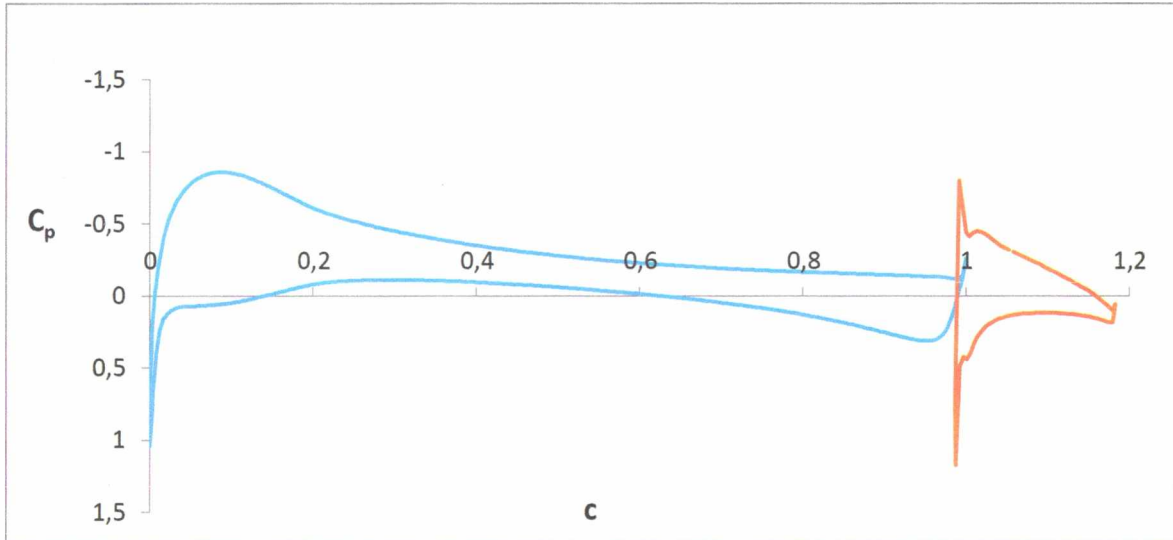
**Γωνία εκτροπής flap 10°**

Διάγραμμα 38, συντελεστής  $C_p$  για 10° γωνία εκτροπής και -5° γωνία προσβολής

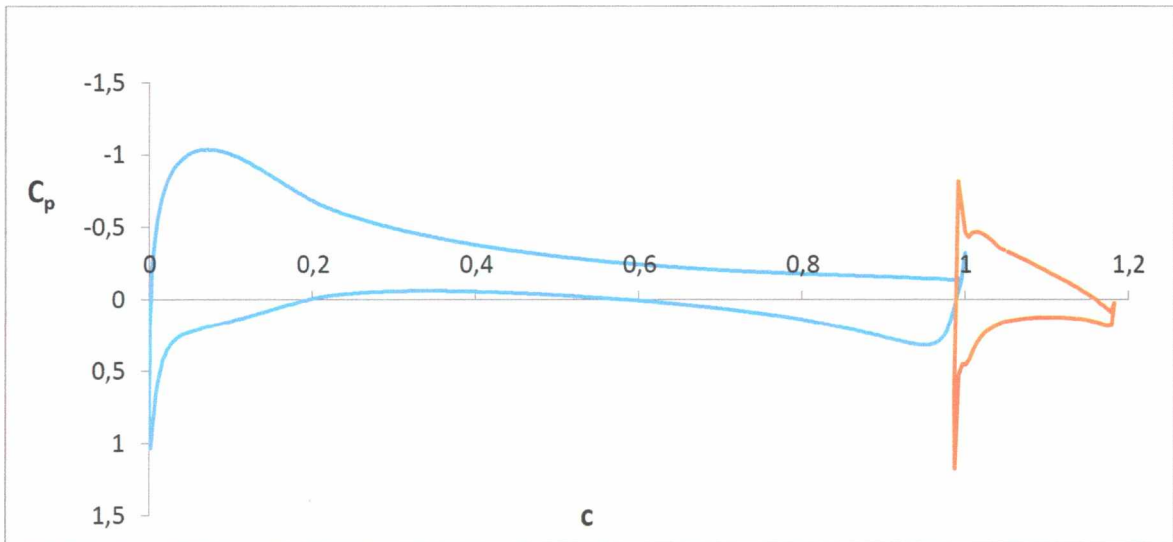


Διάγραμμα 39, συντελεστής  $C_p$  για 10° γωνία εκτροπής και 0° γωνία προσβολής

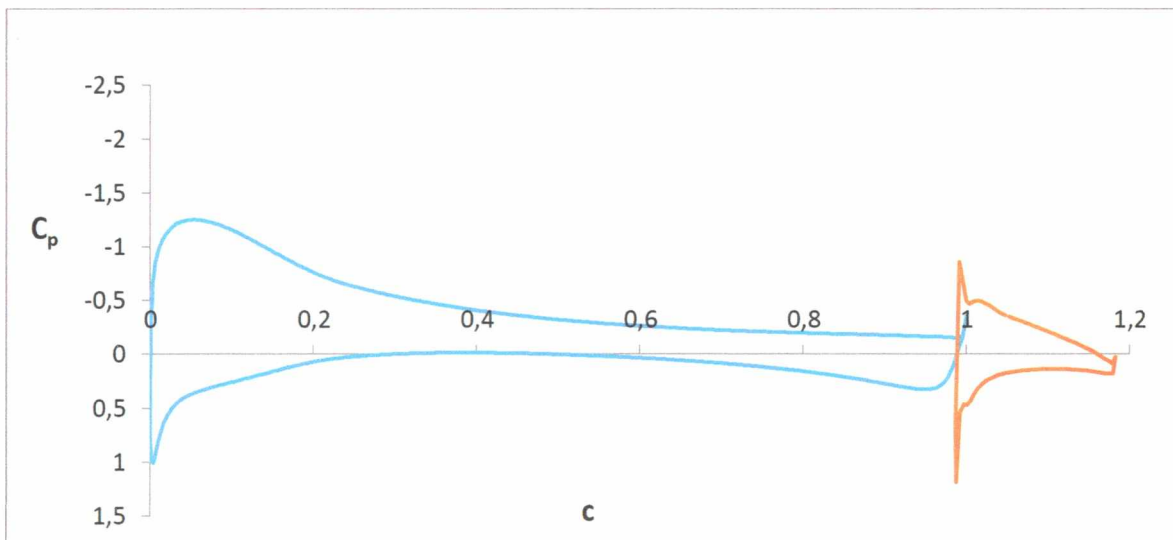




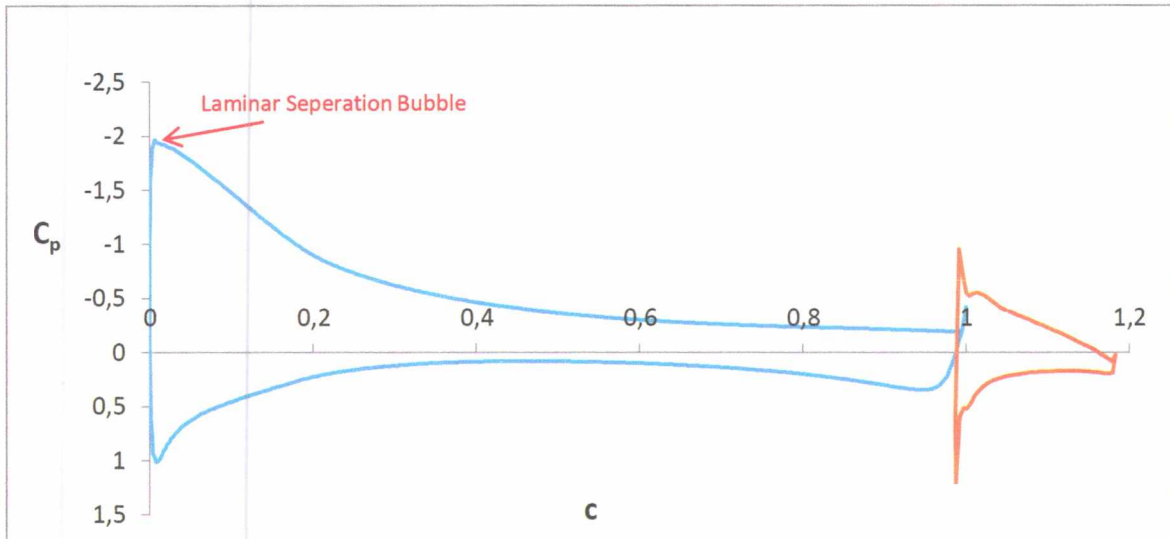
Διάγραμμα 40, συντελεστής  $C_p$  για  $10^\circ$  γωνία εκτροπής και  $5^\circ$  γωνία προσβολής



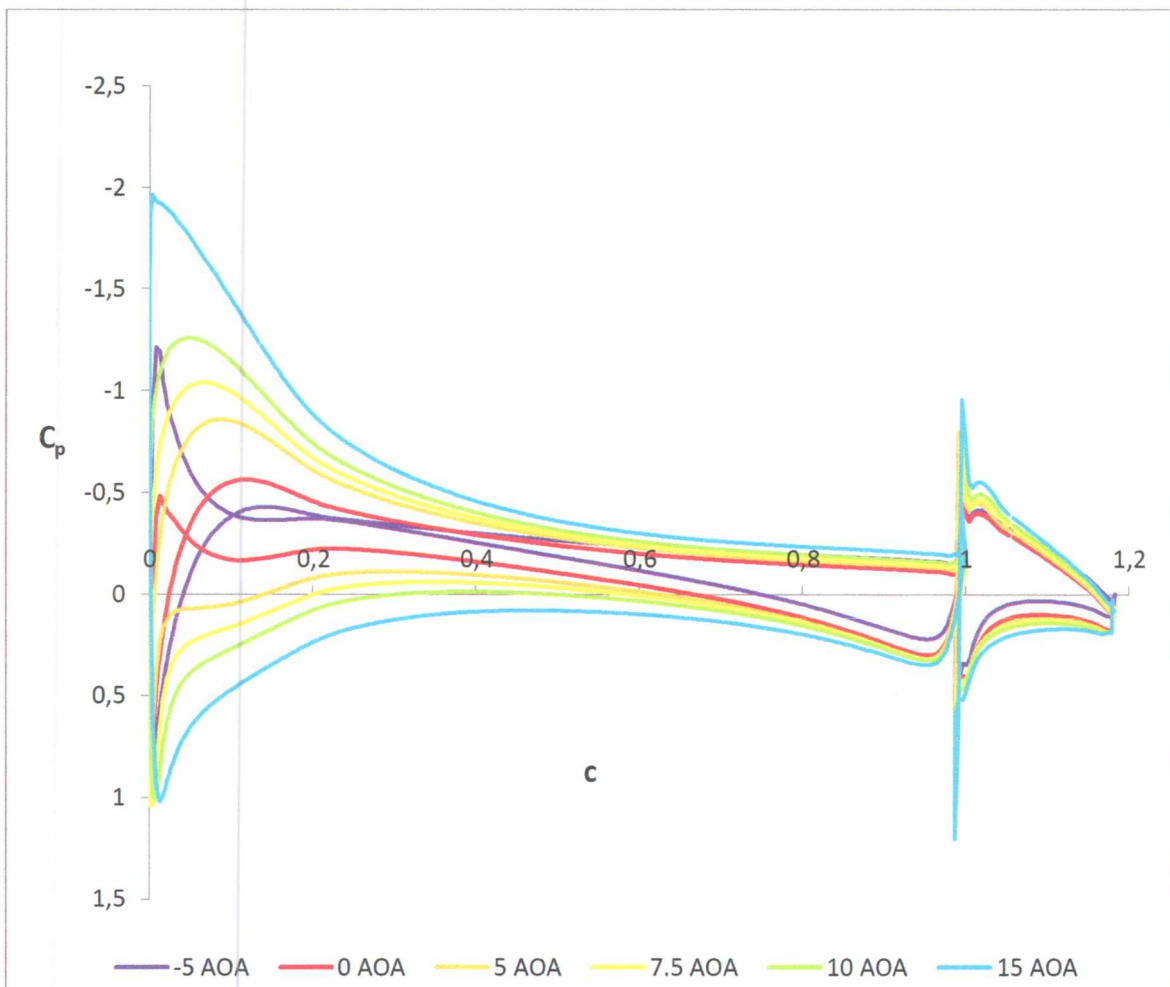
Διάγραμμα 41, συντελεστής  $C_p$  για  $10^\circ$  γωνία εκτροπής και  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής



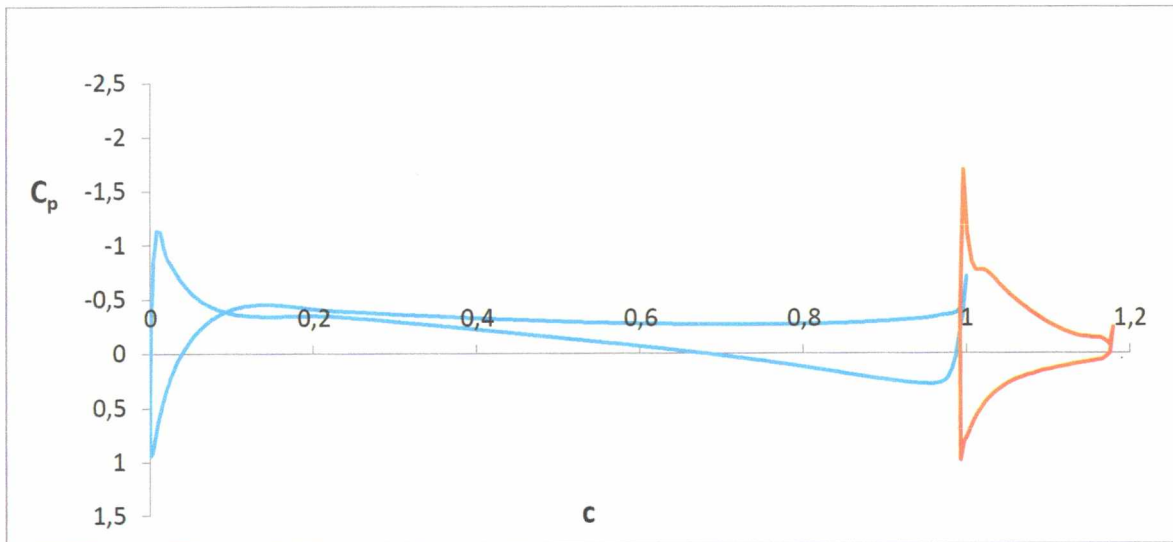
Διάγραμμα 42, συντελεστής  $C_p$  για  $10^\circ$  γωνία εκτροπής και  $10^\circ$  γωνία προσβολής



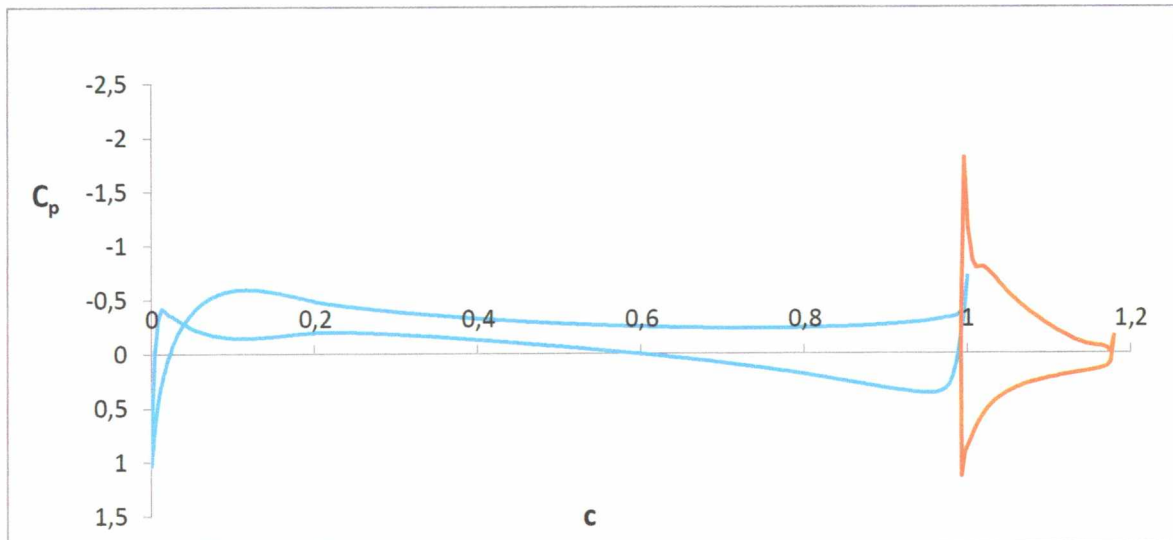
Διάγραμμα 43, συντελεστής  $C_p$  για  $10^\circ$  γωνία εκτροπής και  $15^\circ$  γωνία προσβολής



Διάγραμμα 44, συντελεστές  $C_p$  για  $10^\circ$  γωνία εκτροπής

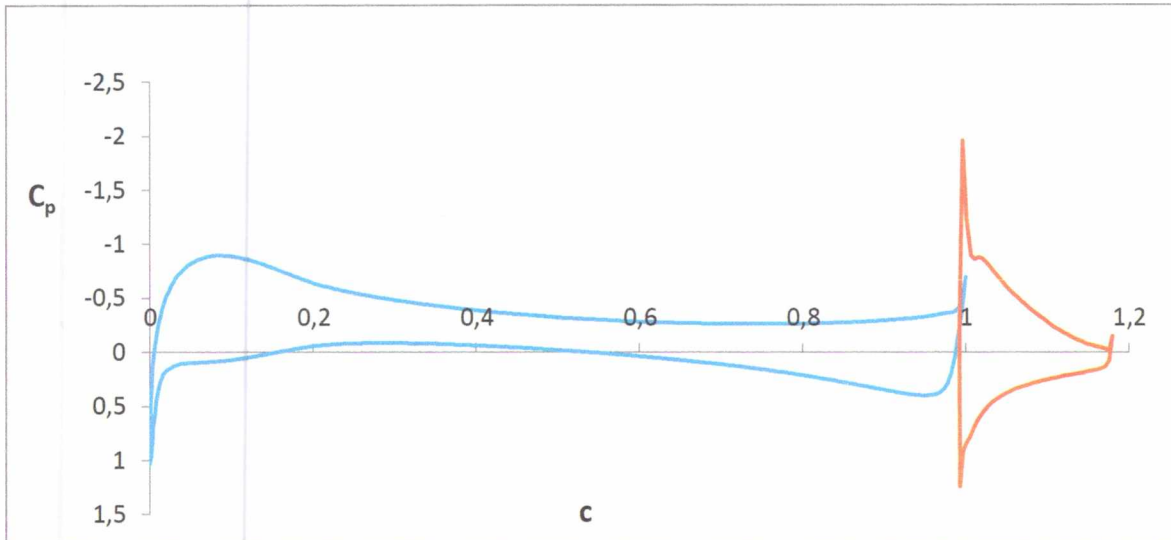
**Γωνία εκτροπής flap 20°**

Διάγραμμα 45, συντελεστής  $C_p$  για 20° γωνία εκτροπής και -5° γωνία προσβολής

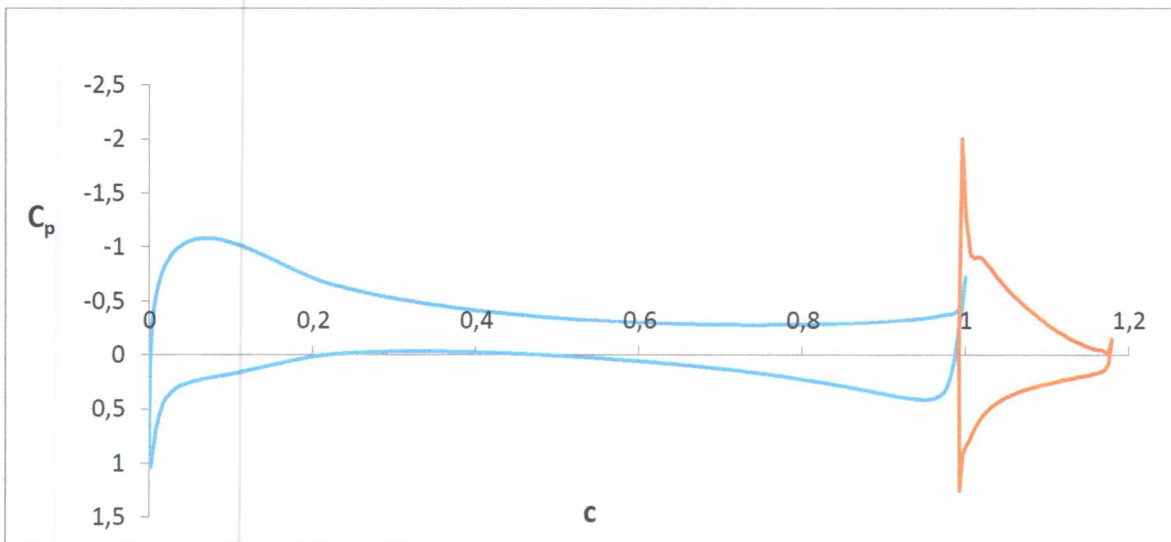


Διάγραμμα 46, συντελεστής  $C_p$  για 20° γωνία εκτροπής και 0° γωνία προσβολής

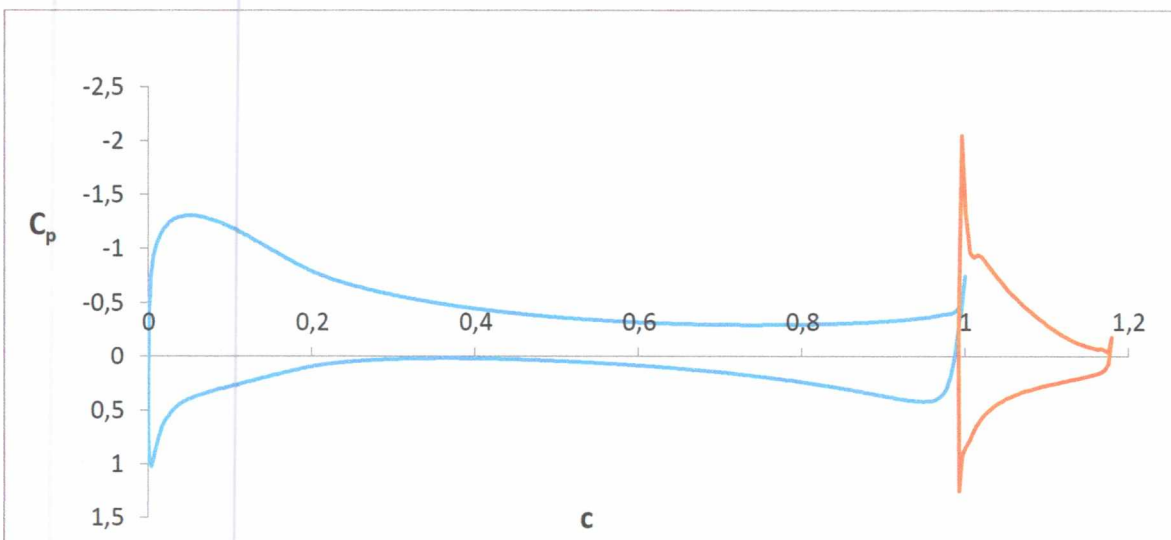




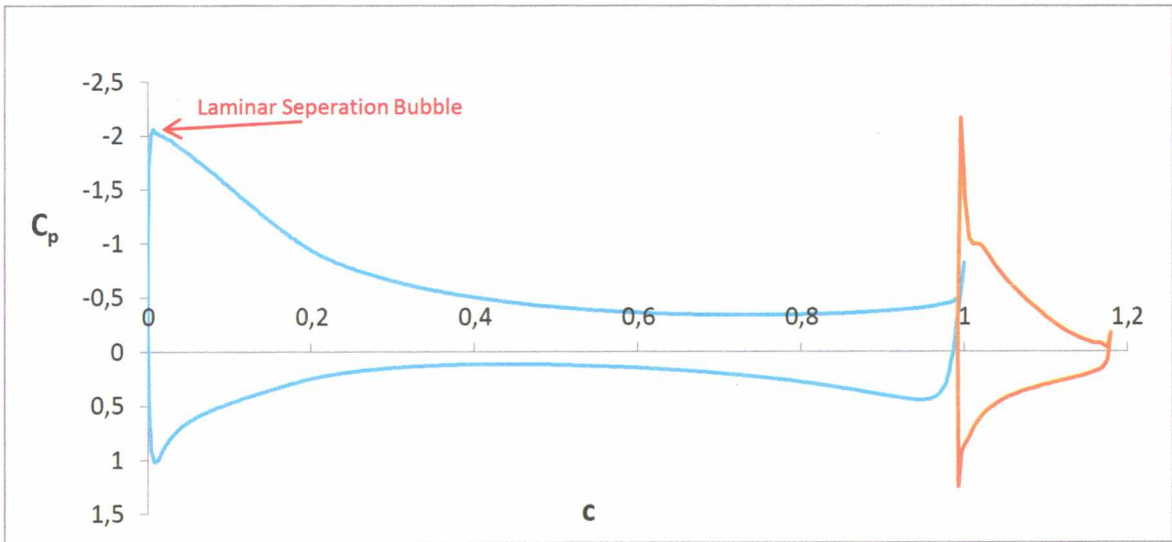
Διάγραμμα 47, συντελεστής  $C_p$  για  $20^\circ$  γωνία εκτροπής και  $5^\circ$  γωνία προσβολής



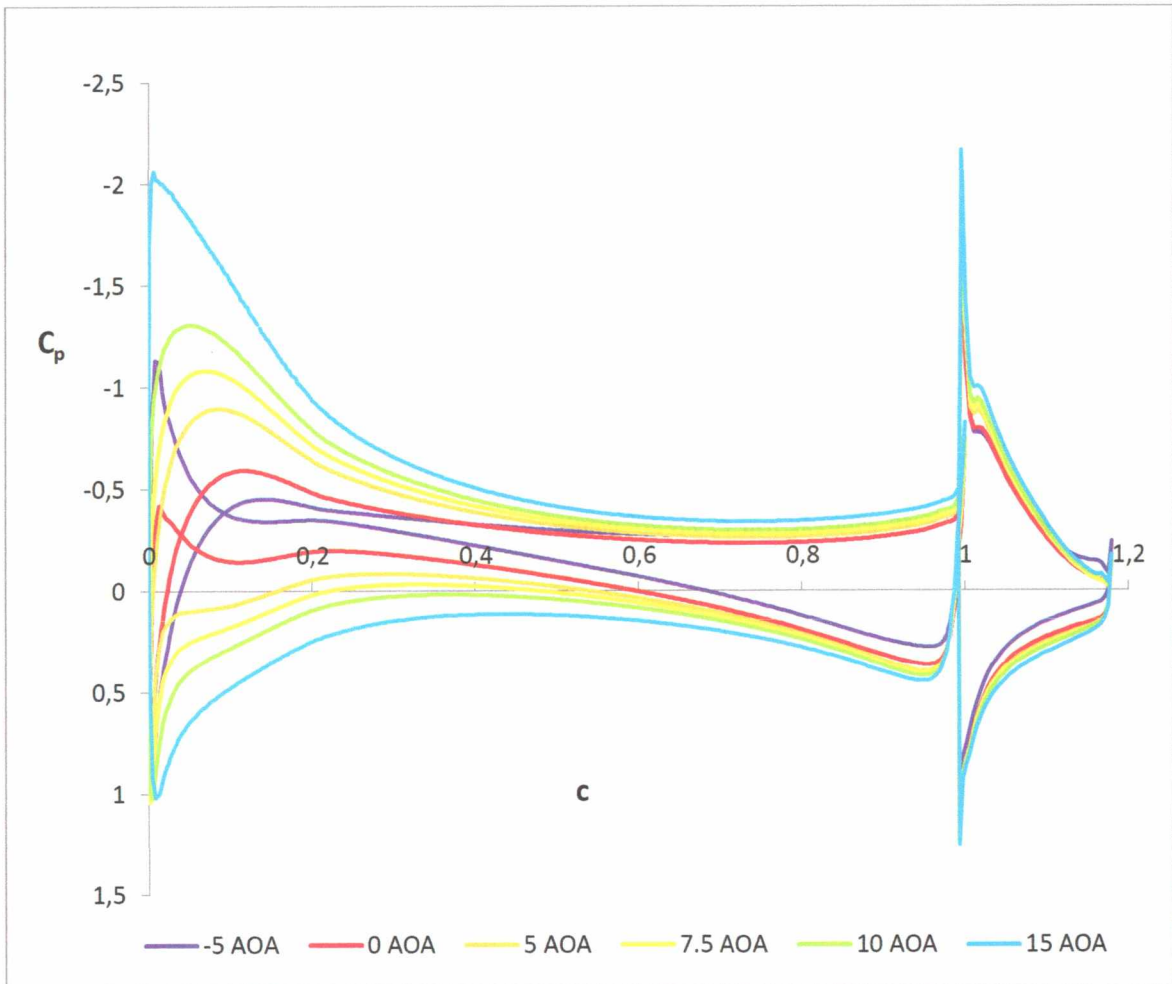
Διάγραμμα 48, συντελεστής  $C_p$  για  $20^\circ$  γωνία εκτροπής και  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής



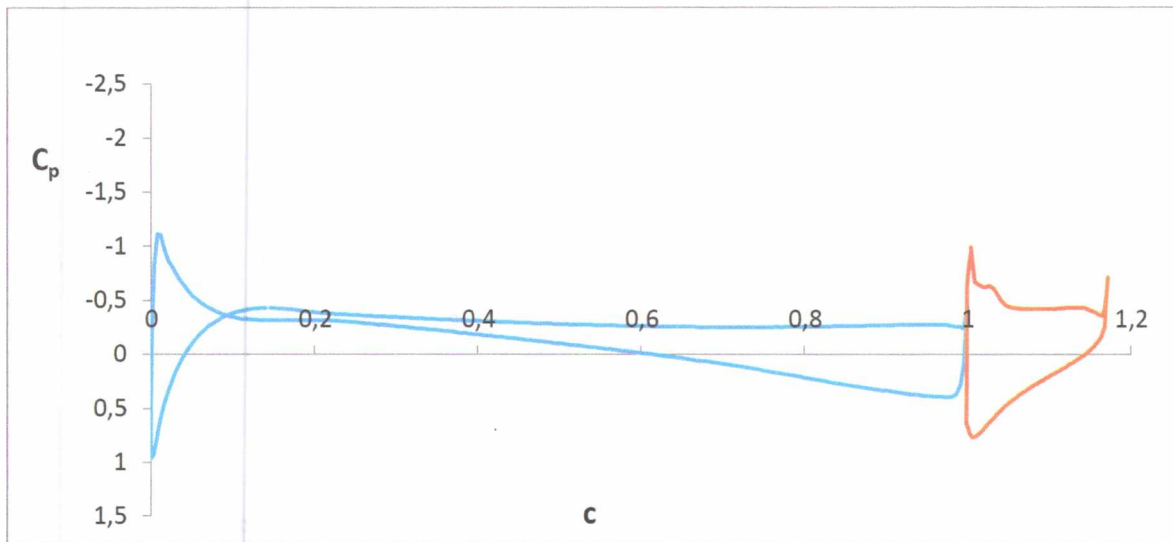
Διάγραμμα 49, συντελεστής  $C_p$  για  $20^\circ$  γωνία εκτροπής και  $10^\circ$  γωνία προσβολής



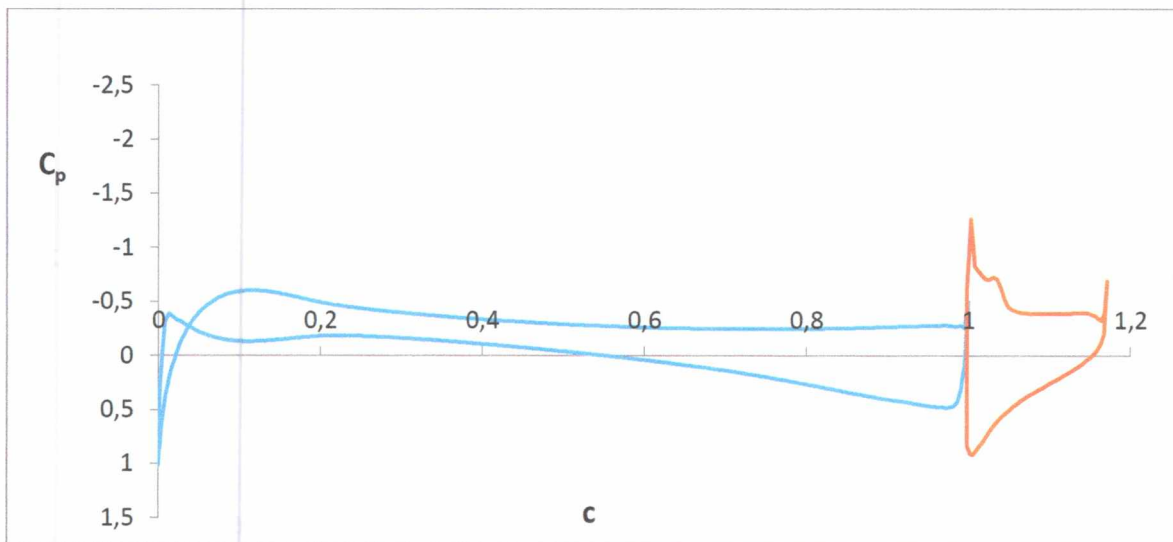
Διάγραμμα 50, συντελεστής  $C_p$  για  $20^\circ$  γωνία εκτροπής και  $15^\circ$  γωνία προσβολής



Διάγραμμα 51, συντελεστές  $C_p$  για  $20^\circ$  γωνία εκτροπής

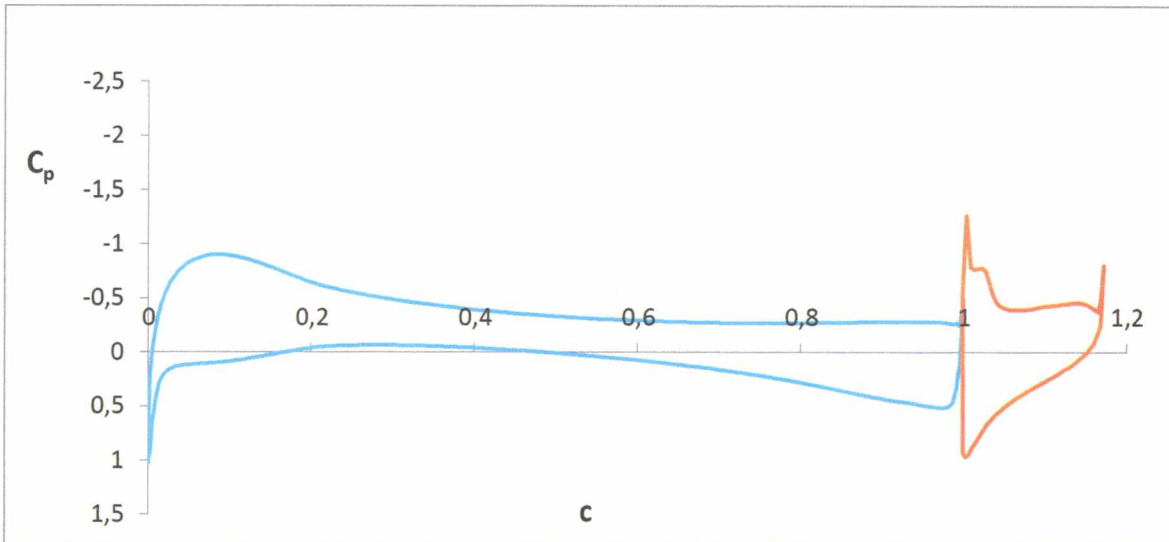
Γωνία εκτροπής flap 30°

Διάγραμμα 52, συντελεστής  $C_p$  για 30° γωνία εκτροπής και -5° γωνία προσβολής

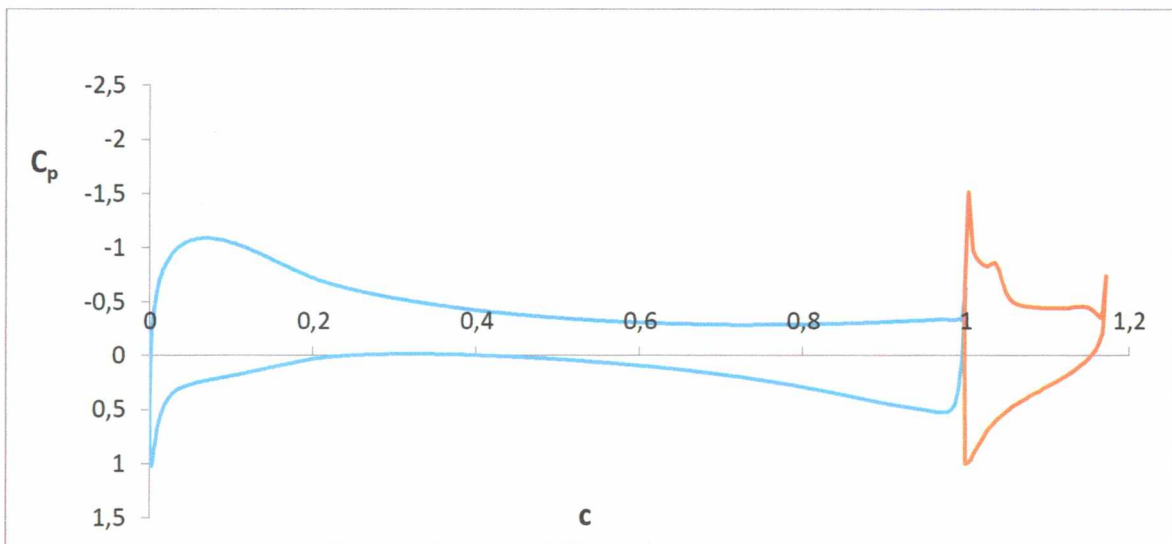


Διάγραμμα 53, συντελεστής  $C_p$  για 30° γωνία εκτροπής και 0° γωνία προσβολής

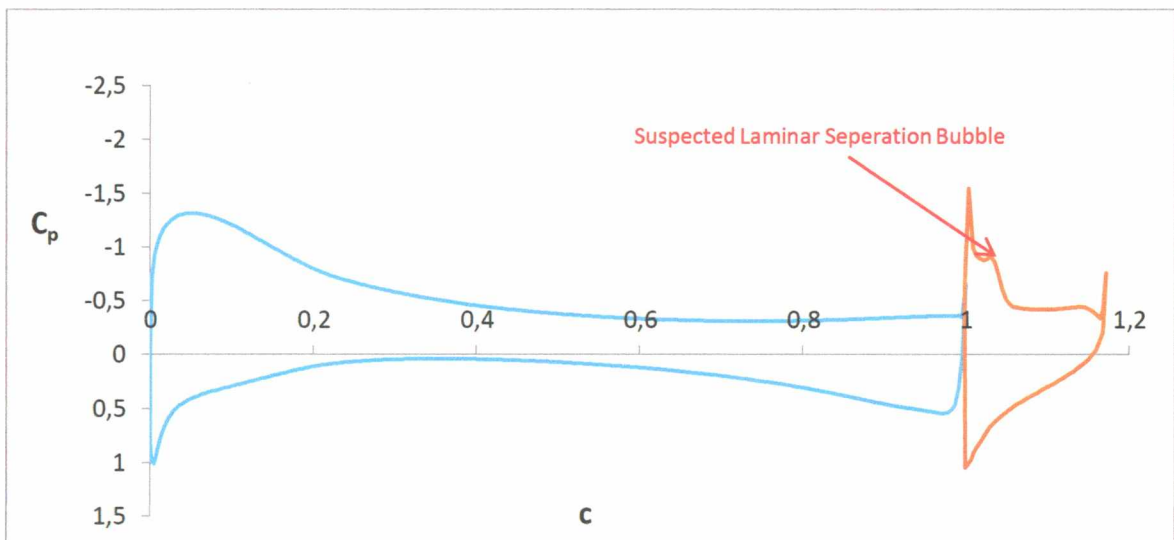




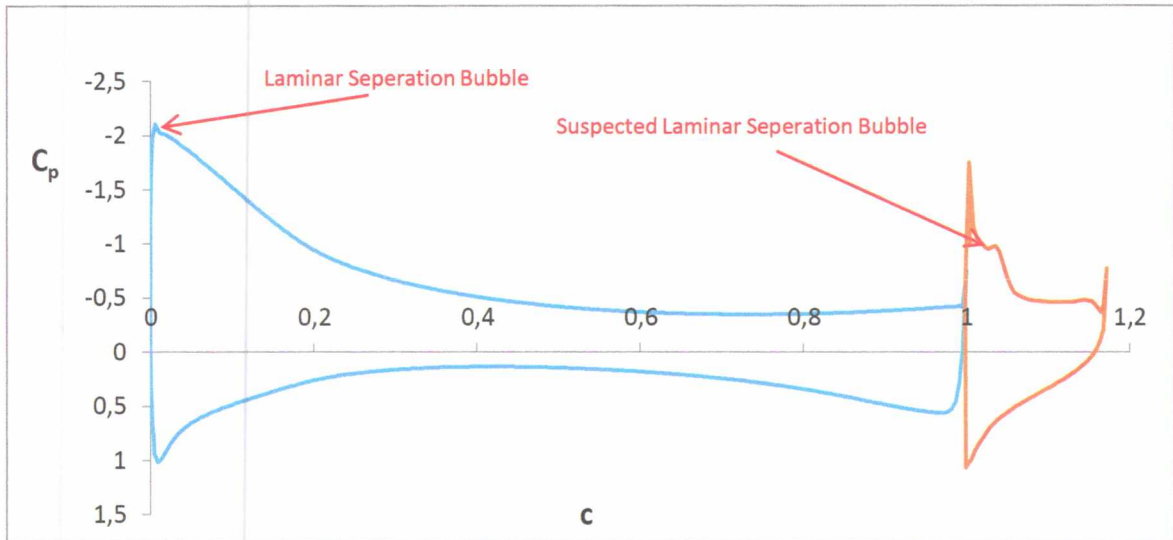
Διάγραμμα 54, συντελεστής  $C_p$  για  $30^\circ$  γωνία εκτροπής και  $5^\circ$  γωνία προσβολής



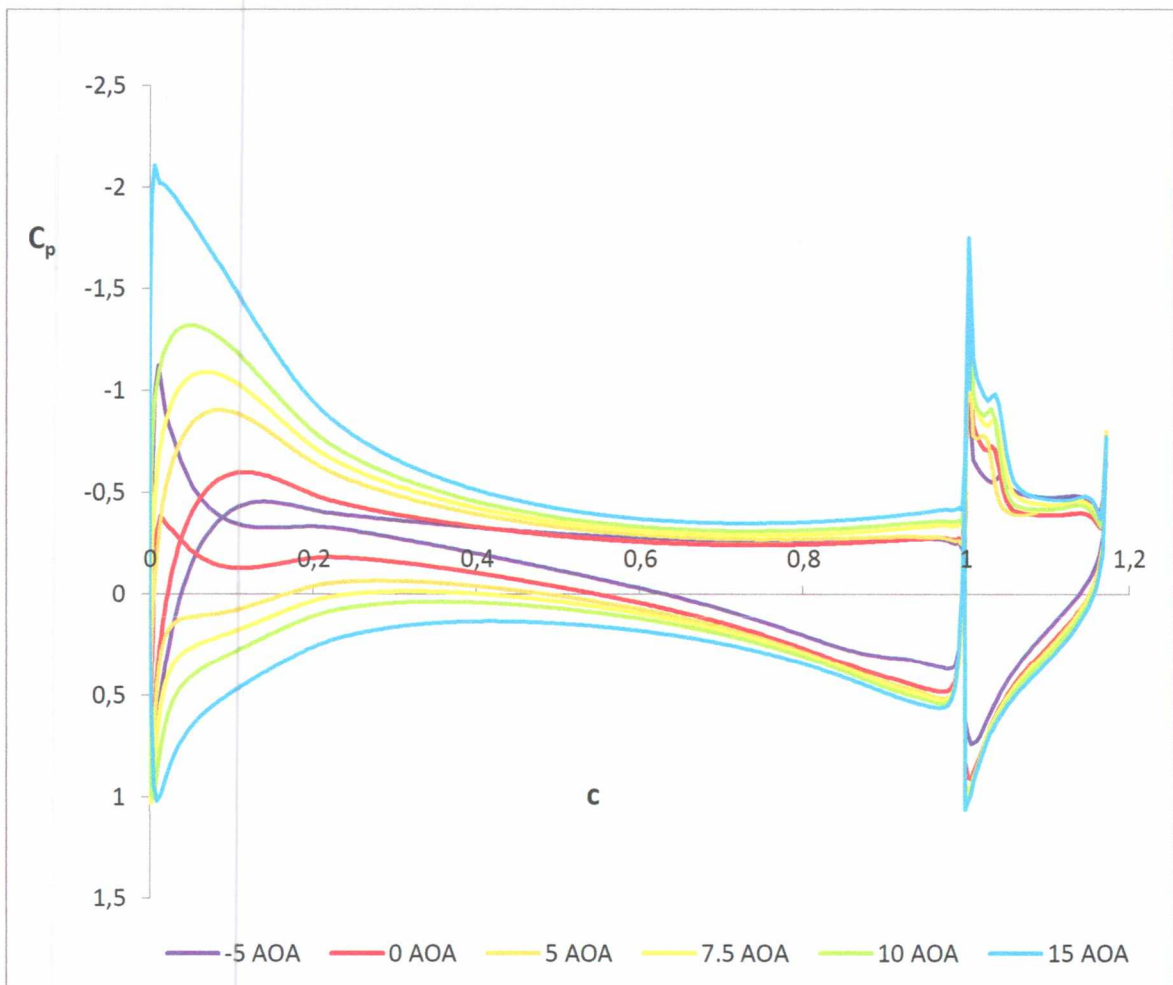
Διάγραμμα 55, συντελεστής  $C_p$  για  $30^\circ$  γωνία εκτροπής και  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής



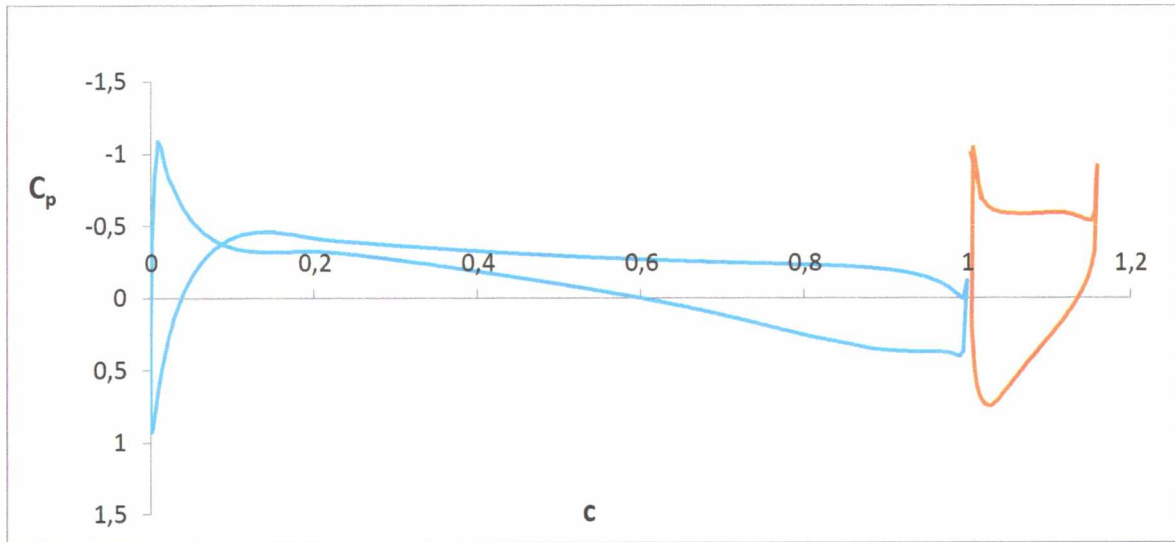
Διάγραμμα 56, συντελεστής  $C_p$  για  $30^\circ$  γωνία εκτροπής και  $10^\circ$  γωνία προσβολής



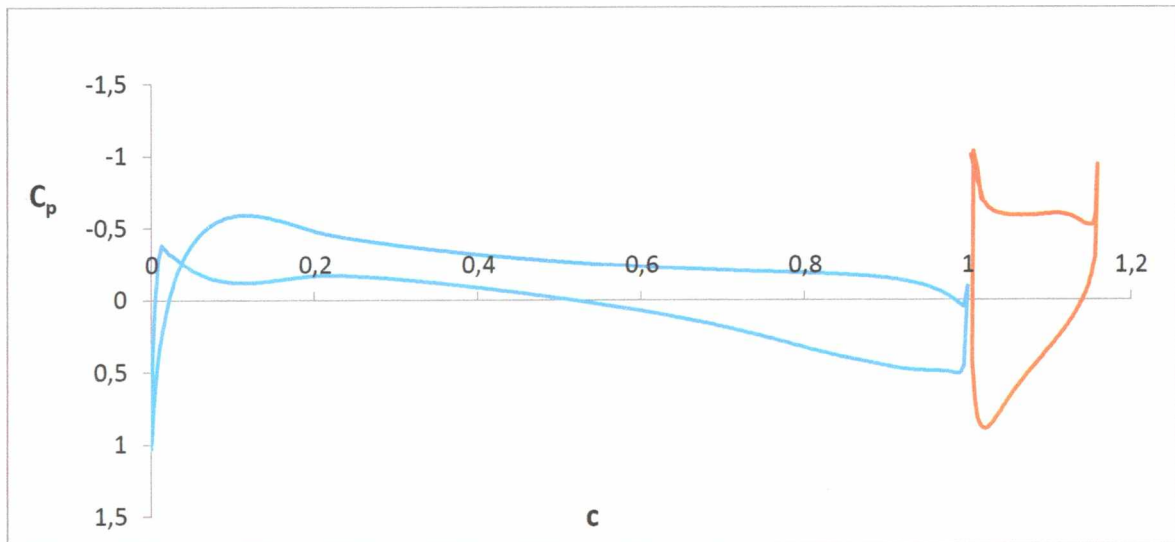
Διάγραμμα 57, συντελεστής  $C_p$  για  $30^\circ$  γωνία εκτροπής και  $15^\circ$  γωνία προσβολής



Διάγραμμα 58, συντελεστές  $C_p$  για  $30^\circ$  γωνία εκτροπής

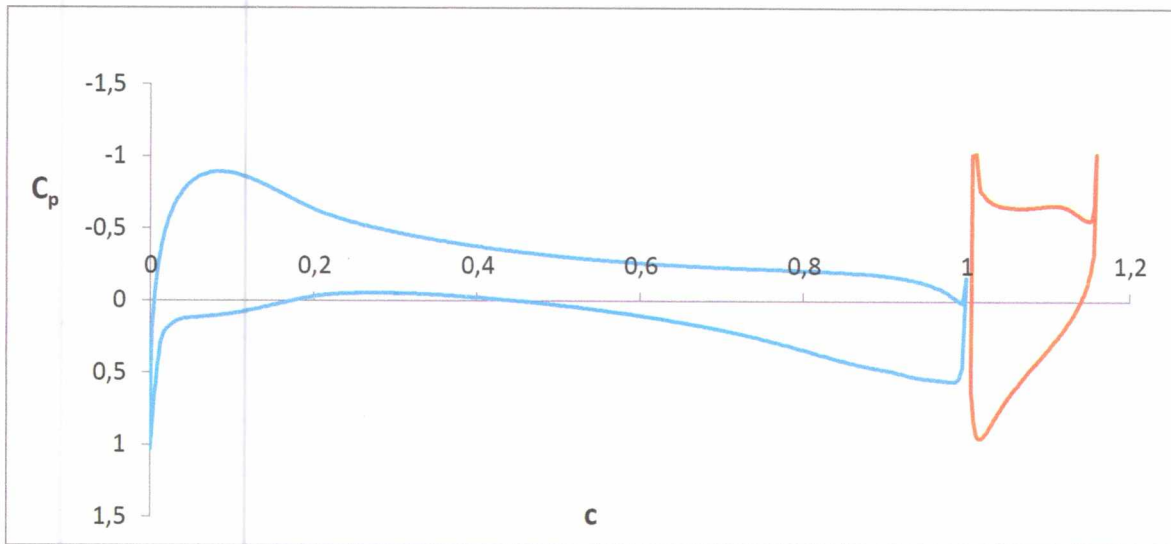
**Γωνία εκτροπής flap 40°**

Διάγραμμα 59, συντελεστής  $C_p$  για 40° γωνία εκτροπής και -5° γωνία προσβολής

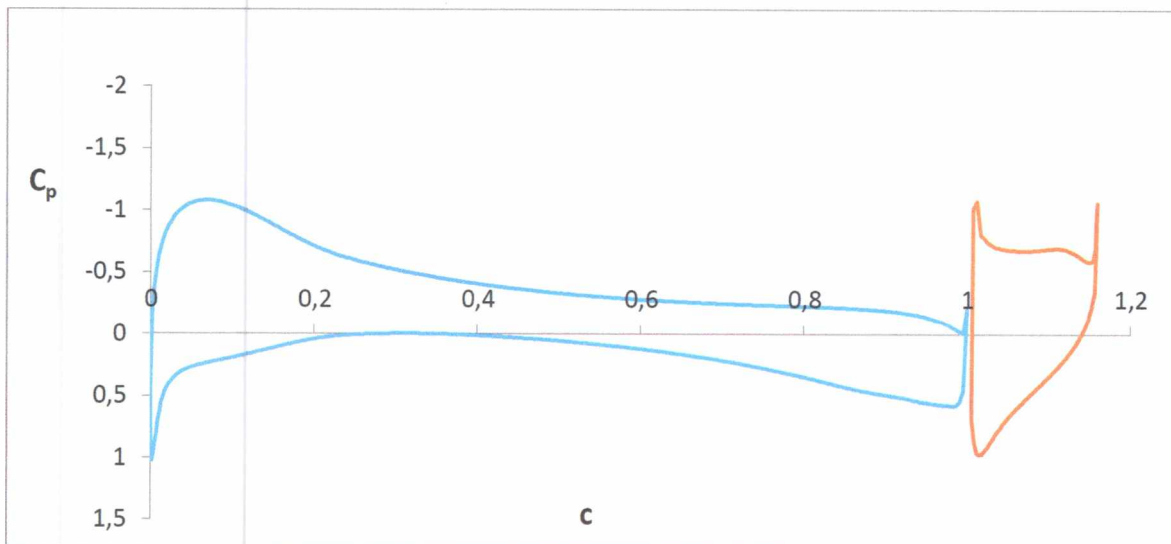


Διάγραμμα 60, συντελεστής  $C_p$  για 40° γωνία εκτροπής και 0° γωνία προσβολής

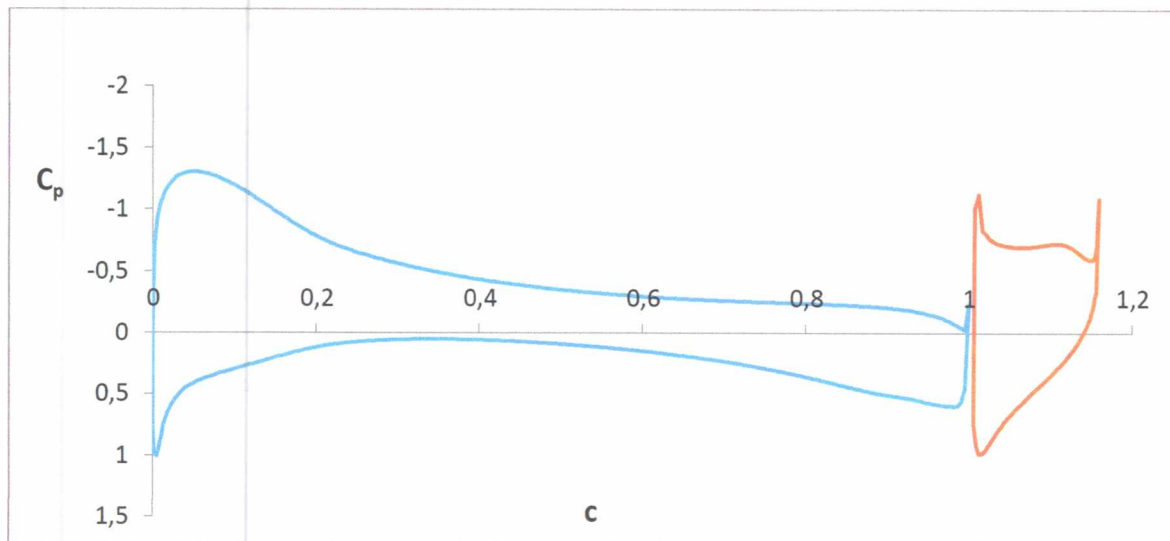




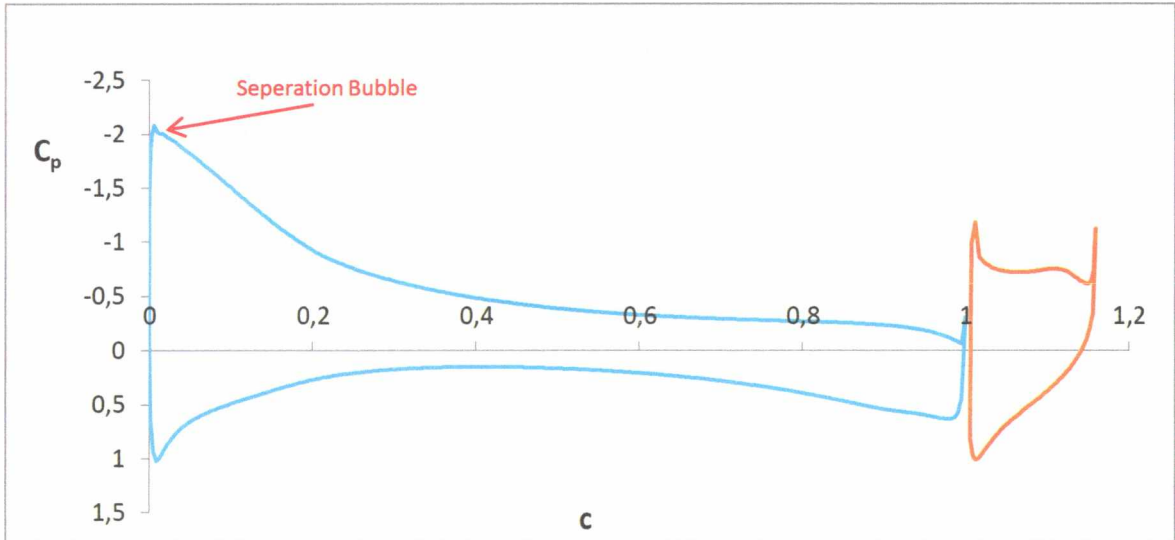
Διάγραμμα 61, συντελεστής  $C_p$  για  $40^\circ$  γωνία εκτροπής και  $5^\circ$  γωνία προσβολής



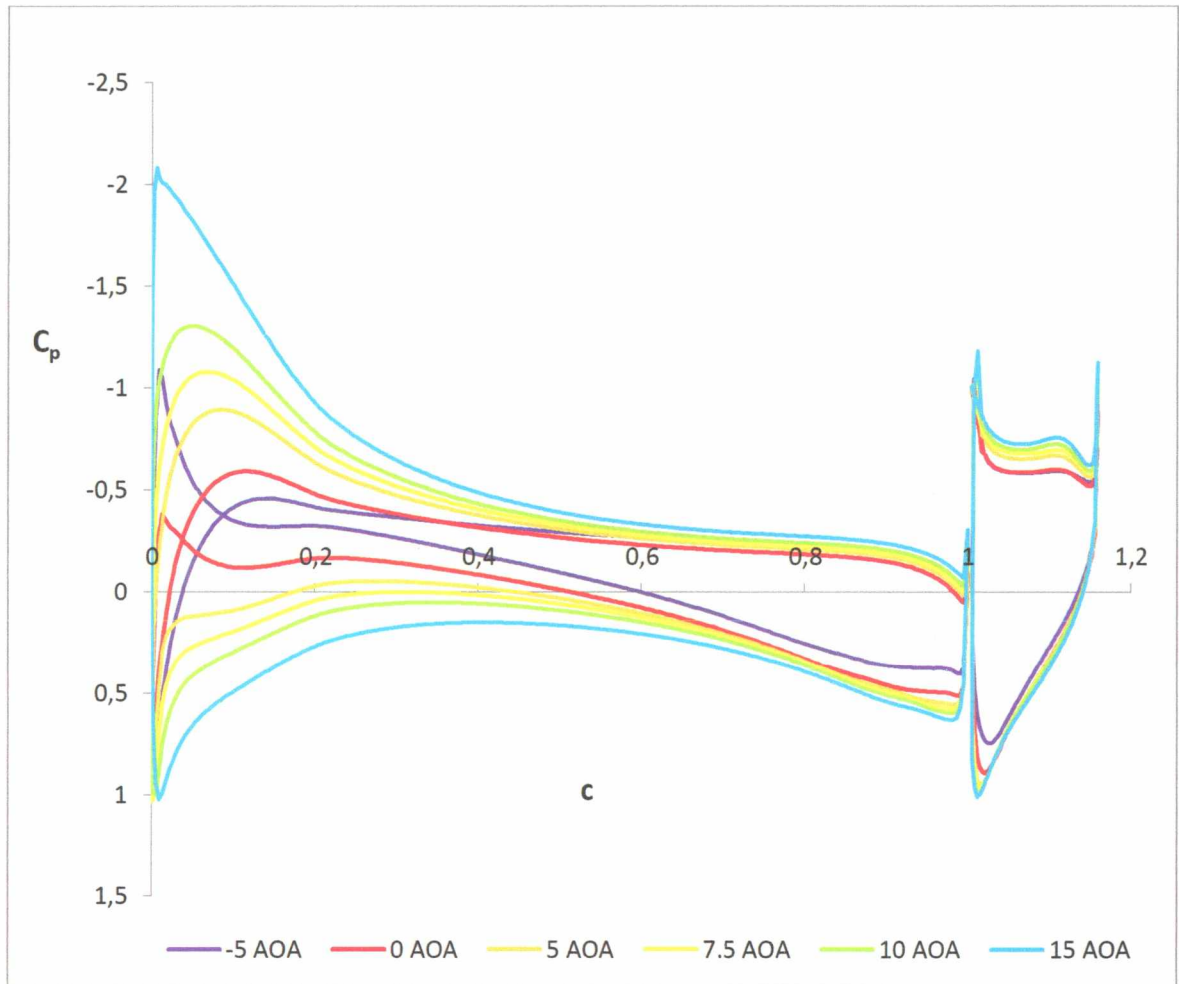
Διάγραμμα 62, συντελεστής  $C_p$  για  $40^\circ$  γωνία εκτροπής και  $7.5^\circ$  γωνία προσβολής



Διάγραμμα 63, συντελεστής  $C_p$  για  $40^\circ$  γωνία εκτροπής και  $10^\circ$  γωνία προσβολής



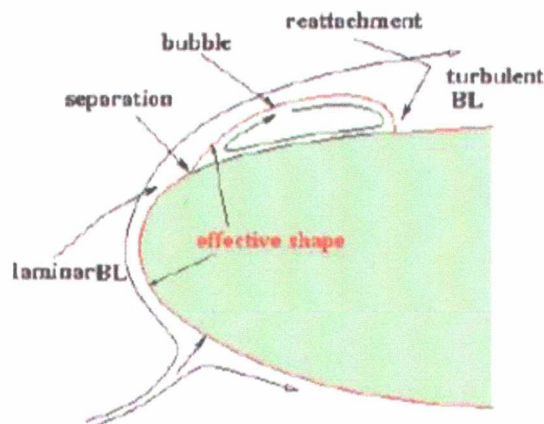
Διάγραμμα 64, συντελεστής  $C_p$  για  $40^\circ$  γωνία εκτροπής και  $15^\circ$  γωνία προσβολής



Διάγραμμα 65, συντελεστές  $C_p$  για  $40^\circ$  γωνία εκτροπής

Ο συντελεστής πίεσης έχει πολύ μεγάλη σημασία, καθώς επιτρέπει την γρήγορη εξαγωγή συμπερασμάτων για την αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας ή της αεροτομής στην οποία αναφέρεται. Στα διαγράμματα της κατανομής πιέσεων η απόσταση μεταξύ των καμπύλων, της επάνω και κάτω επιφάνειας της πτέρυγας και του flap, υποδηλώνει την μέγεθος της δύναμης της άντωσης. Με την τιμή της άντωσης να αυξάνει όσο αυξάνει η απόσταση μεταξύ των καμπύλων.

Στα διαγράμματα του συντελεστή πίεσης, όπου η υπεραντωτική διάταξη βρίσκεται σε αρνητικές γωνίες προσβολής, η μέγιστη τιμή της πίεσης αναρρόφησης παρατηρείται στο χείλος προσβολής της κυρίως πτέρυγας. Καθώς όμως η γωνία προσβολής αυξάνει από τις  $-5^\circ$  στις  $0^\circ$  το σημείο της μέγιστης πίεσης αναρρόφησης μετατοπίζεται προς το χείλος εκφυγής, σημειώνοντας μία μέγιστη απόσταση από το χείλος προσβολής στις  $0^\circ$ . Από τις  $0^\circ$  μέχρι και τις  $15^\circ$  γωνία προσβολής το σημείο αυτό μετατοπίζεται σταδιακά προς το χείλος προσβολής, αυξάνοντας παράλληλα και η απόσταση μεταξύ των καμπύλων των δύο πλευρών της κυρίως πτέρυγας υποδηλώνοντας αύξηση στη δύναμη της άντωσης. Επιπλέον στην κυρίως πτέρυγα, σε όλες τις περιπτώσεις, στις  $15^\circ$  γωνία προσβολής παρατηρείται ότι το οριακό στρώμα συναντά έντονες βαθμίδες αντίθεσης πίεσης (adverse pressure gradient) καθώς η πίεση παρατηρείται να αυξάνεται απότομα κατά τη διεύθυνση της ροής, με αποτέλεσμα να αναμένονται φαινόμενα αποκόλλησης της ροής. Επιπλέον σε αυτή τη γωνία προσβολής πολύ κοντά στο χείλος προσβολής παρατηρείται μία περιοχή σταθερών πιέσεων όπου υποδηλώνει την εμφάνιση laminar separation bubble, *Σχήμα 137*. Η φούσκα, στο σημείο αυτό, είναι ένα είδος απώλειας στήριξης κατά το οποίο το στρωτό οριακό στρώμα αποκολλάται από την αεροτομή αμέσως μετά το μέγιστο σημείο αναρρόφησης. Η ροή μεταπίπτει σε τυρβώδη έξω από τη φούσκα και τελικώς επανακολλάται εξαιτίας της αυξημένης ενέργειας.



*Σχήμα 137, laminar separation bubble*

Επιπλέον εξετάζοντας όλα τα διαγράμματα πιέσεων παρατηρείται ότι η μέγιστη τιμή του συντελεστή  $C_p$  είναι μονάδα και για την πτέρυγα και για το flap και το σημείο όπου εμφανίζεται μετατοπίζεται προς το χείλος εκφυγής καθώς η γωνία προσβολής αυξάνει. Το σημείο αυτό υποδηλώνει το σημείο ανακοπής και ο συντελεστής πίεσης παίρνει τη μέγιστη τιμή του διότι στο σημείο αυτό οι ταχύτητες μηδενίζονται.



Όσον αφορά το flap όπως και την κύρια πτέρυγα, το σημείο της μέγιστης πίεσης αναρρόφησης, σε όλες τις περιπτώσεις, παρατηρείται στο χείλος προσβολής του. Ενώ επιπλέον και η απόσταση μεταξύ των καμπύλων, της επάνω και κάτω επιφάνειας του, μεγαλώνει καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής, με εξαίρεση τις  $0^\circ$  γωνία εκτροπής όπου η συμβαίνει το αντίθετο. Ακόμα όπως παρατηρείται από τα διαγράμματα στην περιοχή του flap επικρατούν έντονες βαθμίδες αντίξοξης πίεσης

Όπως με την παρουσία flap, έτσι και χωρίς καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής μεγαλώνει και η απόσταση μεταξύ των καμπύλων των διαγραμμάτων πίεσης. Συγκριτικά τώρα με την υπεραντωτική διάταξη, στο χείλος εκφυγής της κυρίως πτέρυγας οι διαφορές πιέσεων είναι μεγαλύτερες έναντι αυτών όταν απουσιάζει το flap. Άρα συνολικά η δύναμη της άντωσης που παράγεται από την υπεραντωτική διάταξη, ακόμη και σε  $0^\circ$  γωνία εκτροπής, είναι αισθητά μεγαλύτερη από που παράγεται από την πτέρυγα μόνη της.

Γενικά, καθώς αυξάνεται η γωνία προσβολής διευρύνεται και η απόσταση μεταξύ των καμπύλων στα διαγράμματα του συντελεστή πίεσης, όπου ερμηνεύεται σε αύξηση της δύναμης της άντωσης.

Μελετώντας τώρα τις τιμές της δύναμης της άντωσης από τους πίνακες της ενότητας 4.4, της πτέρυγας χωρίς flap στις  $15^\circ$  γωνία προσβολής και της πτέρυγας με flap στις  $5^\circ$  γωνία προσβολής και  $20^\circ$  εκτροπής, παρατηρείται ότι η τιμή της είναι σχεδόν η ίδια για τις δύο αυτές περιπτώσεις. Με βάση την παρατήρηση αυτή και συγκρίνοντας τα αντίστοιχα διαγράμματα πιέσεων τους, γίνεται φανερό ότι η προσθήκη flap ελαττώνει την αντίξοξη βαθμίδα πίεσης και την τάση απώλειας στήριξης της κυρίως πτέρυγας.

## Κεφάλαιο 5 Συμπεράσματα

## 5. Εισαγωγή

Υπολογιστική μελέτη πραγματοποιήθηκε για πτέρυγα NACA 23012 με εξωτερικό flap NACA 23012. Όλοι οι υπολογισμοί πραγματοποιήθηκαν με τον κώδικα CFX χρησιμοποιώντας το εξιδανικευμένο μοντέλο τύρβης SST.

Η ανάλυση στόχευε στη μελέτη των αεροδυναμικών συντελεστών της υπεραντωτικής διάταξης σε αριθμό Reynolds  $3.107 \cdot 10^6$ .

Τα αποτελέσματα που προέκυψαν από την επίλυση του 3D προβλήματος συγκρίθηκαν με τα 2D πειρατικά αποτελέσματα, όπως αυτά παρουσιάζονται στο [21], αφού πρώτα πραγματοποιήθηκαν οι κατάλληλες μετατροπές ώστε να ανταποκρίνονται σε 3D ροή.

### 5.1 Συζήτηση

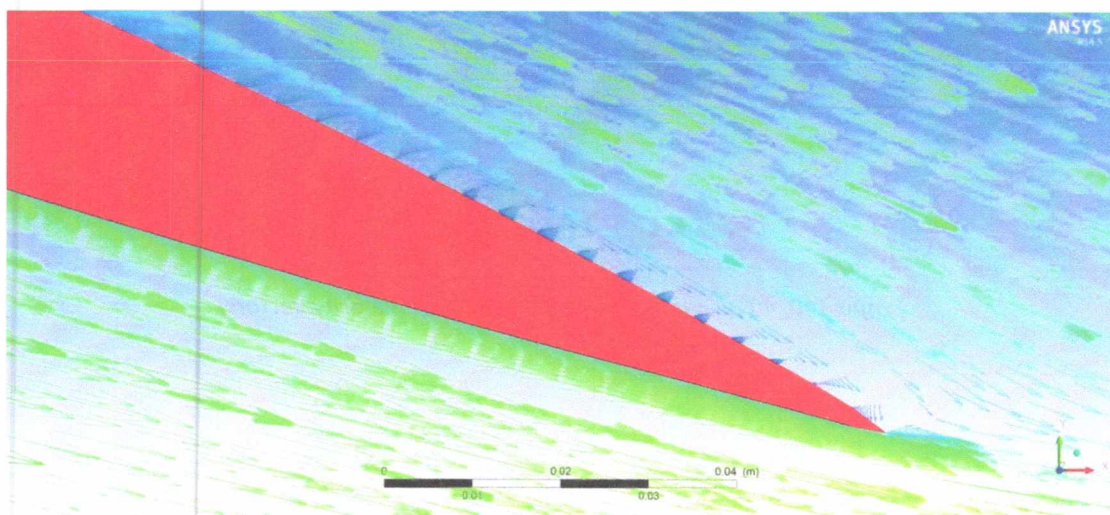
Η προσθήκη flap και η εκτροπή του στη συνέχεια έχει σαν αποτέλεσμα την αύξηση του συντελεστή άντωσης και οπισθέλκουσας όπως αυτά παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα.

#### Μέση ποσοστιαία μεταβολή

<u>Deflection</u>	<u>Wing-0°</u>	<u>0°-10°</u>	<u>10°-20°</u>	<u>20°-30°</u>	<u>30°-40°</u>
$C_L$	22.5%	134.5%	72.8%	8%	-1.8%
$C_D$	23%	85.3%	99.1%	44%	21%
L/D	5.2%	53.9%	-13.6%	-24%	-17.5%

Πίνακας 8, μέσες ποσοστιαίες μεταβολές των συντελεστών

Όπως φαίνεται από τον πίνακα η μέγιστη ποσοστιαία μεταβολή του συντελεστή  $C_L$  σημειώνεται από τις  $0^\circ$ - $10^\circ$  ενώ από το όριο αυτό και επάνω η μεταβολή καθώς αυξάνει η γωνία εκτροπής μειώνεται, ώσπου από τις  $30^\circ$ - $40^\circ$  έχουμε αρνητική μεταβολή. Αυτό συμβαίνει διότι από τις  $20^\circ$  κιόλας αρχίζουν να εμφανίζονται τα πρώτα φαινόμενα αποκόλλησης της ροής στο χείλος εκφυγής του flap, *Σχήμα 138*.

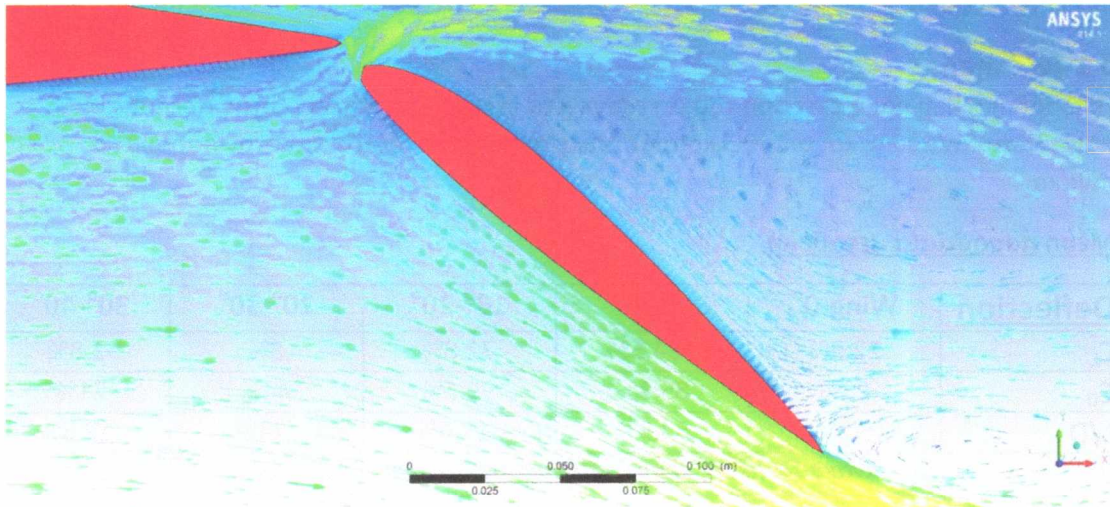


Σχήμα 138,  $20^\circ$  γωνία εκτροπής περιοχή flap

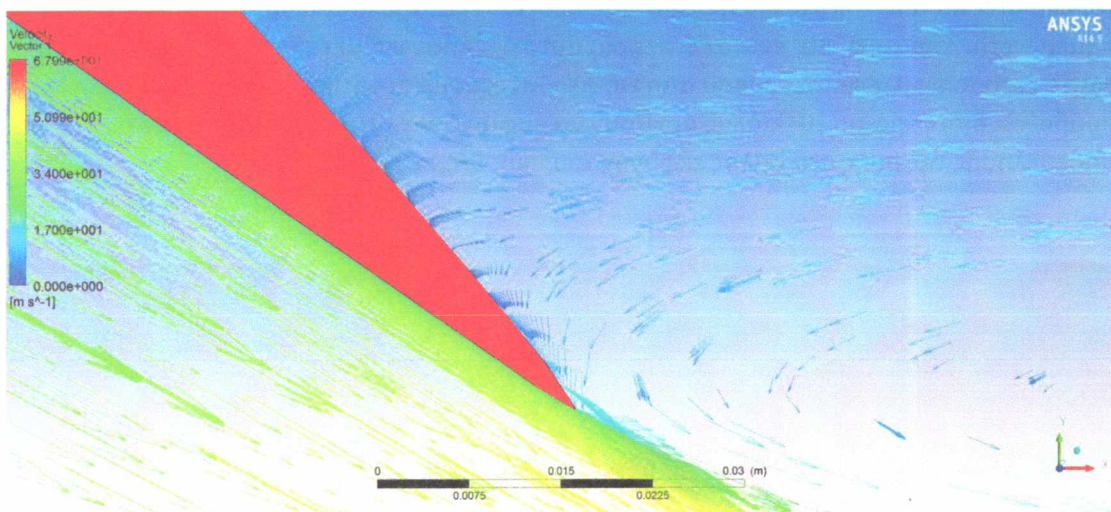


Τα φαινόμενα αυτά ενισχύονται και κορυφώνονται από τις  $30^\circ$  μέχρι και τις  $40^\circ$  όπου πλέον αποκολλημένη ροή επικρατεί σε όλο το μήκος του flap αλλά και στην κάτω επιφάνεια της πτέρυγας κοντά στο τμήμα του χείλους εκφυγής, Σχήμα 139 και Σχήμα 140 και Σχήμα 141.

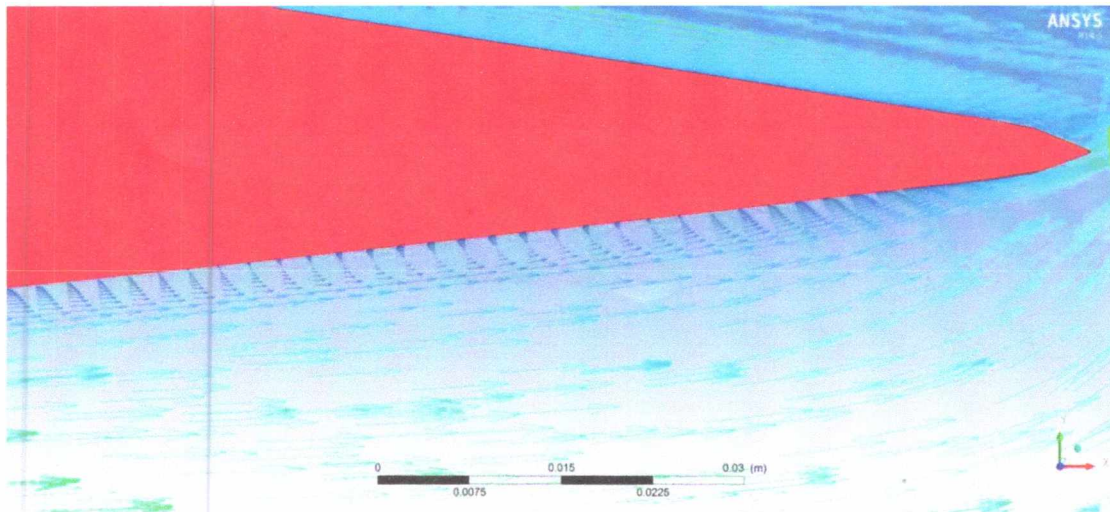
Ο υψηλότερος συντελεστής άντωσης που πετυχαίνεται για τις περιπτώσεις με flap οφείλεται αφενός στην ύπαρξη του flap και αφετέρου στο διάκενο (gap) που σχηματίζεται μεταξύ αυτού και της πτέρυγας. Το διάκενο αναγκάζει τον υψηλής πίεσης αέρα κάτω από την πτέρυγα να περάσει στην επάνω επιφάνεια του flap βοηθώντας τη ροή να μείνει προσκολλημένη.



Σχήμα 139,  $40^\circ$  γωνία εκτροπής περιοχή flap (velocity vectors)

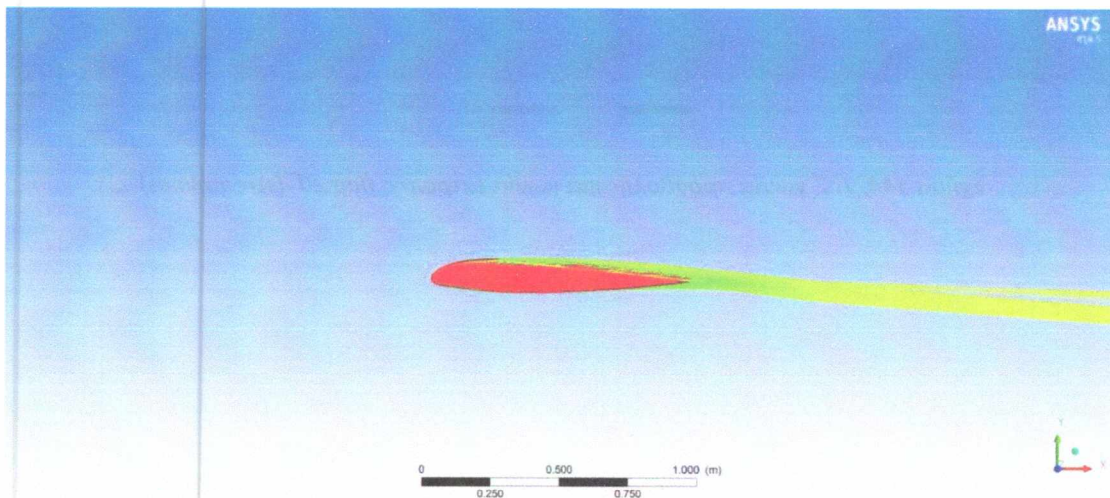


Σχήμα 140,  $40^\circ$  γωνία εκτροπής περιοχή flap (velocity vectors)



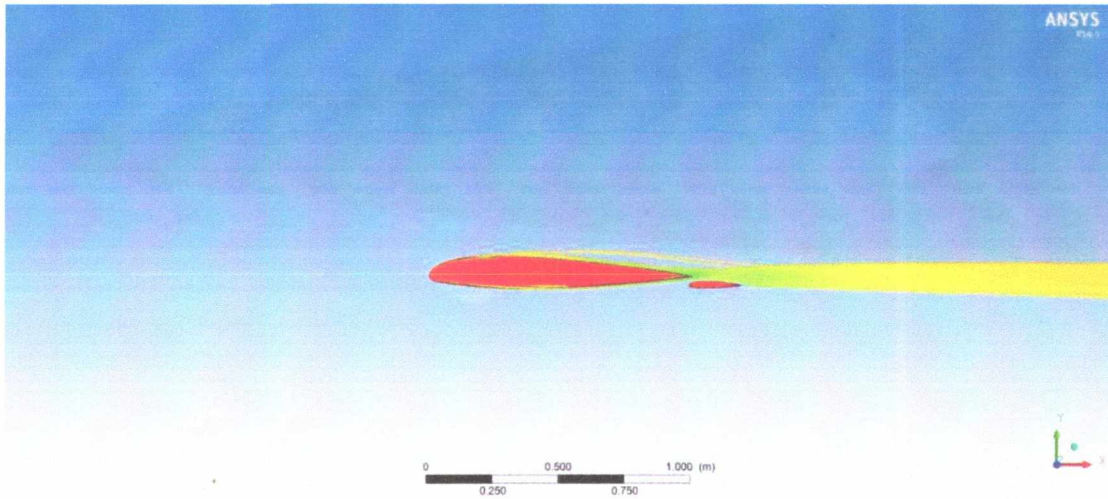
**Σχήμα 141, 40° γωνία εκτροπής περιοχή πτέρυγας (velocity vectors)**

Όπως με τον συντελεστή άντωσης έτσι και ο λόγος  $L/D$  τη σημαντικότερη θετική μεταβολή του τη σχηματίζει μεταξύ  $0^\circ$  και  $10^\circ$  ενώ στην συνέχεια μέχρι και τις  $40^\circ$  επικρατούν αρνητικές μεταβολές. Η συνεχής μείωση του λόγου  $L/D$  οφείλετε κατά κύριο λόγο στην επαγωγική οπισθέλκουσα όπου είναι αποτέλεσμα των δεινών που σχηματίζονται πίσω από την διάταξη και οι οποίες ενισχύονται καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής και εκτροπής, Σχήμα 142 και Σχήμα 143 και Σχήμα 144 και Σχήμα 145.

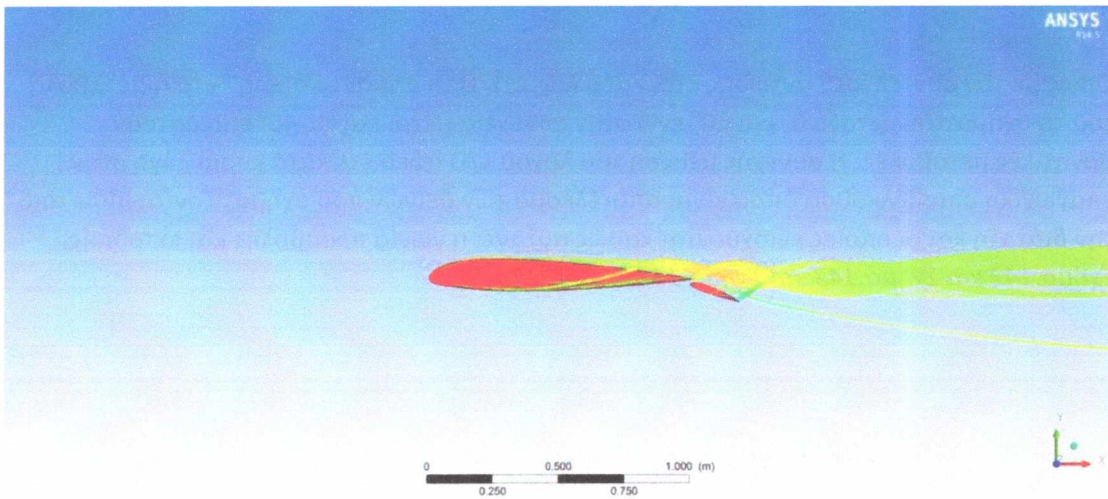


**Σχήμα 142, πτέρυγα σε  $-5^\circ$  γωνία προσβολής (streamlines)**

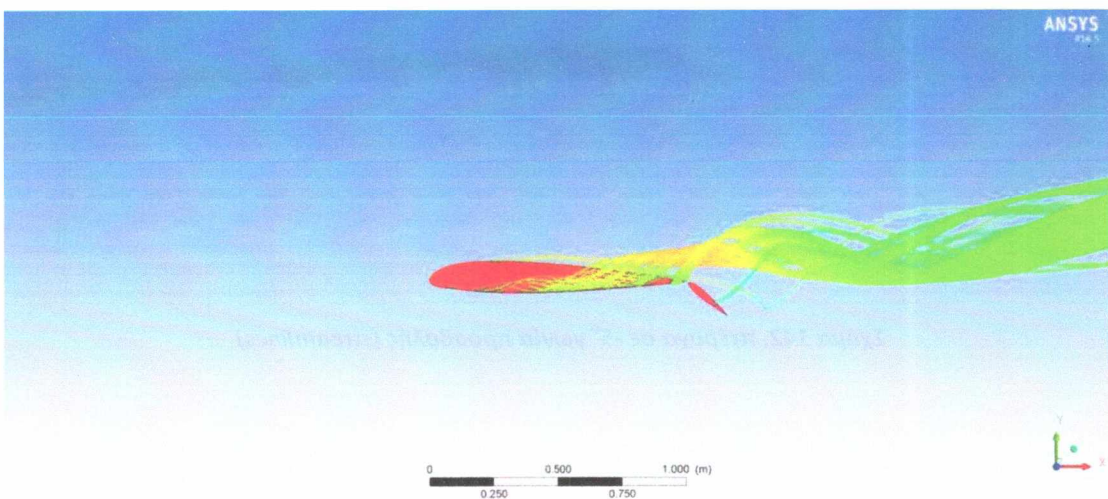




**Σχήμα 143, 0° γωνία προσβολής και γωνία εκτροπής flap 0° (streamlines)**



**Σχήμα 144, 7.5° γωνία προσβολής και γωνία εκτροπής flap 20° (streamlines)**



**Σχήμα 145, 15° γωνία προσβολής και γωνία εκτροπής flap 40° (streamlines)**



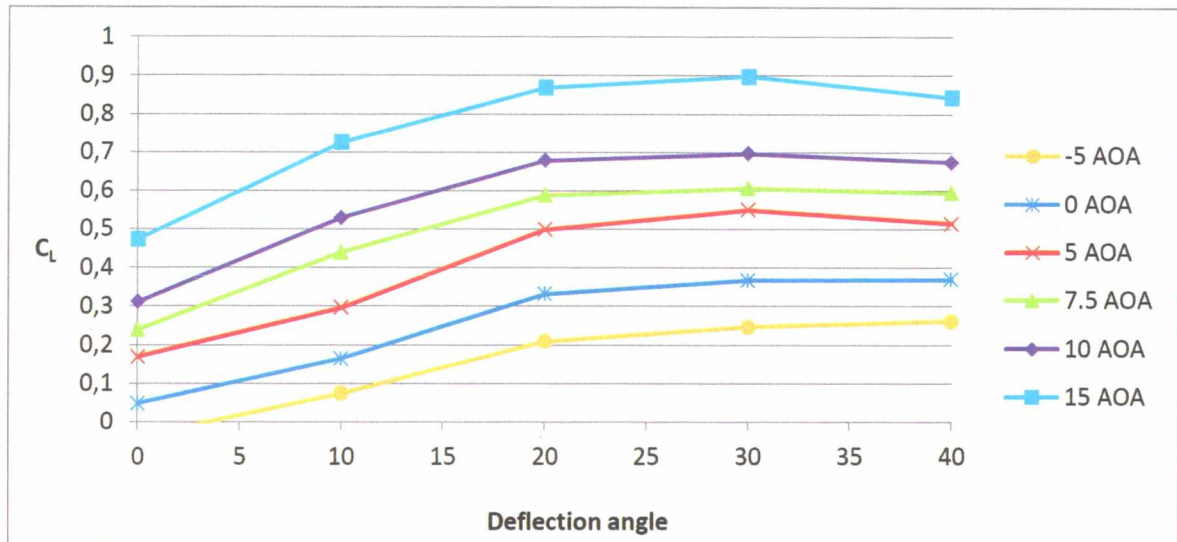
## 5.2 Συμπεράσματα

- 1) Τα αποτελέσματα τα οποία έδωσε το CFX για τη συγκεκριμένη διάταξη, πτέρυγα με εξωτερικό flap, παρουσιάζουν χαμηλότερες τιμές του συντελεστή  $C_N$  για τις περιπτώσεις της πτέρυγας χωρίς flap και με flap στις  $0^\circ$  γωνία εκτροπής. Η τάση αυτή βέβαια καθώς αυξάνει η γωνία προσβολής πάνω από τις  $10^\circ$  γωνία εκτροπής φαίνεται να αντιστρέφεται.

Ορισμένοι παράμετροι που διαδραμάτισαν σημαντικό ρόλο στη όποια απόκλιση μεταξύ των πειραματικών και υπολογισθέντων αποτελεσμάτων είναι οι ακόλουθοι:

- Η μελέτη της NACA πραγματοποιήθηκε σε αεροσήραγγα δυσδιάστατης ροής και χαμηλής τύρβης.
- Τα μοντέλα αεροτομής που χρησιμοποιήθηκαν στην πειραματική μελέτη εκτείνονταν σε όλο το πλάτος της αεροσήραγγας και συγκρατούνταν με end plates, με αποτέλεσμα να υπάρχει η επέμβαση του στοιχήματος του ακροπτερυγίου.
- Η πειραματική μελέτη εξέτασε περισσότερες γωνίες προσβολής, όπου κάλυπταν όμως μικρότερο φάσμα.

- 2) Η προσθήκη flap, όπως αυτό παρατηρείται και από το *Διάγραμμα 20*, βελτιώνει σημαντικά την τιμή του  $C_L$ . Η αύξηση αυτή της τιμής του συντελεστή παρατηρείται για όλες τις περιπτώσεις, ακόμα και για εκείνες όπου σημειώνονται φαινόμενα αποκόλλησης. Η τιμή του  $C_L$  για τις περιπτώσεις όπου επικρατούν μεγάλες γωνίες εκτροπής μπορεί να μειώνεται αλλά παρόλα αυτά συγκριτικά με την πτέρυγα χωρίς flap σημειώνεται σημαντική βελτίωση.
- 3) Με την προσθήκη flap, όπως αυτό παρατηρείται και από το *Διάγραμμα 21*, η τιμή του συντελεστή οπισθέλκουσας μεγαλώνει για όλες τις εξεταζόμενες περιπτώσεις με την μεταβολή στην τιμή του να είναι πιο έντονη από  $0^\circ$ - $10^\circ$ ,  $10^\circ$ - $20^\circ$  και  $20^\circ$ - $30^\circ$  γωνία εκτροπής.
- 4) Η επίδραση της γωνίας προσβολής (AOA) στις τιμές του συντελεστή  $C_L$  είναι καθοριστική, συνεισφέροντας στην αύξηση του μέχρι και τις  $30^\circ$  γωνία εκτροπής, βλέπε *Διάγραμμα 20*. Στις  $40^\circ$  γωνία εκτροπής η αύξηση της γωνίας προσβολής συνεισφέρει αρνητικά στις τιμές του  $C_L$  εξαιτίας των έντονων φαινομένων αποκόλλησης της ροής.
- 5) Η τιμή της γωνίας εκτροπής επηρεάζει σε μεγάλο βαθμό τις τιμές του συντελεστή  $C_L$ . Η σημαντικότερη συνεισφορά στις τιμές του συντελεστή άντωσης συμβαίνει μέχρι και τις  $30^\circ$  γωνία εκτροπής, όπως αυτό παρατηρείται από το *Διάγραμμα 66*, ενώ από εκεί και επάνω η τιμή του  $C_L$  είτε παραμένει σταθερή είτε ακολουθεί μία πτωτική πορεία.



Διάγραμμα 66, συντελεστής  $C_L$  συναρτήσει της γωνίας εκτροπής

# Βιβλιογραφία

- [1] C. v. Dam, «The aerodynamic design of multi-element high-lift systems,» *Progress in Aerospace Sciences*, αρ. 38, pp. 101-144, 2002.
- [2] N. Richardson, «Citation Excel,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [http://www.ce560xl.com//files/performance\\_part\\_25.pdf](http://www.ce560xl.com//files/performance_part_25.pdf).
- [3] P. Meredith, «Viscous Phenomena Affecting High-Lift Systems and Suggestions for Future CFD Development,» *AGARD-CP-515 - High-Lift System Aerodynamics*, pp. 19-1-19-8, 1993.
- [4] A. M. O. Smith, «High-Lift Aerodynamics,» *Journal of Aircraft*, τόμ. 12, αρ. 6, pp. 501-530, 1975.
- [5] G. V. Lachmann, *Boundary Layer and Flow Control. It's Principles and Applications*, τόμ. I, New York: Pergamon Press, 1961.
- [6] F. H. Page, «The Handley Page Wing,» *The Aeronautical Journal*, p. 263, June 1921.
- [7] Wikipedia, «Wikipedia the free encyclopedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Arado\\_Flugzeugwerke](https://en.wikipedia.org/wiki/Arado_Flugzeugwerke). [Πρόσβαση 30 June 2015].
- [8] H. D. Fowler, «The Fowler Wing Flap: The Originator's Own Description of the Theory and Uses of this Interesting Device,» *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, τόμ. 8, αρ. 9, pp. 247-249, 1936.
- [9] Wikipedia, «Wikipedia the free encyclopedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Flap\\_\(aeronautics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Flap_(aeronautics)). [Πρόσβαση 15 March 2015].
- [10] P. K. Rudolph, *High-Lift Systems on Commercial Airliners*, Seattle, 1996.
- [11] «A350 XWB News,» 14 August 2013. [Ηλεκτρονικό]. Available: <http://bloga350.blogspot.gr/2013/08/the-adhf-advanced-dropped-hinge-flap.html>. [Πρόσβαση 27 March 2015].
- [12] W. Mason, «Virginia Tech Invent The Future,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason\\_f/HiLiftPresPt2.pdf](http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/HiLiftPresPt2.pdf). [Πρόσβαση 5 March 2015].
- [13] Wikipedia, «Wikipedia the free encyclopedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/De\\_Havilland\\_Canada\\_DHC-5\\_Buffalo](https://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Canada_DHC-5_Buffalo). [Πρόσβαση 20 April 2015].
- [14] Wikipedia, «Wikipedia the free encyclopedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Bernoulli%27s\\_principle](https://en.wikipedia.org/wiki/Bernoulli%27s_principle). [Πρόσβαση 30 March 2015].
- [15] Wikipedia, «Wikipedia the free encyclopedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available:



- <https://en.wikipedia.org/wiki/Airfoil>. [Πρόσβαση 30 March 20015].
- [16] M. Drela, «Education For All,» 3 April 2009. [Ηλεκτρονικό]. Available: <http://www.edforall.net/index.php/engineering-a-technology/aeronautical-engineering/79-fluid-mechanics/1638-aerodynamic-forces-and-moments>. [Πρόσβαση 2 April 2015].
- [17] «NASA,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/geom.html>. [Πρόσβαση 1 April 2015].
- [18] Wikipedia, «Wikipedia the free encyclopedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Lift-induced\\_drag](https://en.wikipedia.org/wiki/Lift-induced_drag). [Πρόσβαση 26 March 2015].
- [19] Wikipedia, «Wikipedia the free encyclopedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Parasitic\\_drag](https://en.wikipedia.org/wiki/Parasitic_drag). [Πρόσβαση 26 March 2015].
- [20] J. Wentz W. H. και S. H. C., Development of a Fowler flap system for a high performance general aviation airfoil, NASA, 1974.
- [21] C. J. Wenzinger, «Pressure distribution over a N.A.C.A 23012 airfoil with a N.A.C.A 23012 external-airfoil flap,» National Advisory Committee for Aeronautics, Washington D.C, 1938.
- [22] W. Haase, E. Chaput, E. Elsholz, M. A. Leschziner και U. R. Muller, Ecarp - European Computational Aerodynamics Research Project: Validation of Cfd Codes and Assessment of Turbulence Models, Wiesbaden: Friedrich Vieweg & Sohn Verlagsgesellschaft mbH, 1997.
- [23] K. K, W. L και M. P, A rapidly converging viscous/inviscid coupling code for multi-element airfoil configurations, Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [24] V. Brunet, C. Verbeke και J. Dandois, «Recent Onera Flow Control Research on High-Lift Configurations,» *Journal AerospaceLab*, αρ. 6, pp. 1-11, June 2013.

# Παράστημα Α

Συντεταγμένες NACA23012 & flap

Συντεταγμένες κύριας πτέρυγας

X	γ
1000	0
993.11	-2.06
989.01	-2.54
975.43	-4.1
956.61	-6.21
932.79	-8.8
904.2	-11.8
871.18	-15.12
834.07	-18.66
793.3	-22.35
749.3	-26.07
702.57	-29.75
653.6	-33.27
602.96	-36.55
551.17	-39.45
498.83	-41.88
446.5	-41.71
394.76	-44.82
344.18	-45.1
295.31	-44.46
248.69	-42.83
204.83	-40.16
164.83	-36.6
129.54	-32.82
98.68	-29.22

71.95	-25.86
49.15	-22.48
30.29	-18.7
15.57	-14.01
5.33	-7.92
0	0
0.15	9.56
6.28	20.03
18.65	31.76
37.3	43.24
62.03	53.82
92.3	62.65
127.32	69.15
166.04	73.2
207.38	75.24
251.31	75.97
297.96	75.54
346.81	74.02
397.33	71.5
448.97	68.11
501.17	63.97
553.35	59.24
604.96	54.05
655.41	48.54
704.17	42.85
750.7	37.12
794.49	31.45
835.06	25.97
871.97	20.79
904.82	16.02
933.24	11.76
956.93	8.12
975.63	5.18



989.14	3.02
993.22	2.36
1000	0

**Συντεταγμένες flap**

X	Y
1182	-33.8
1181.444	-34
1179.802	-34.316
1177.086	-34.508
1173.322	-34.82
1168.558	-35.242
1162.84	-35.76
1156.236	-36.36
1148.814	-37.024
1140.66	-37.732
1131.86	-38.47
1122.514	-39.214
1112.72	-39.95
1102.592	-40.654
1092.234	-41.31
1081.766	-41.89
1071.3	-42.376
1060.952	-42.742
1050.836	-42.964
1041.062	-43.02
1031.738	-42.892
1022.966	-42.566
1014.966	-42.032
1007.908	-41.32
1001.736	-40.564
996.39	-39.844
991.83	-39.172
988.058	-38.496
985.114	-37.74
983.066	-36.802
982	-35.584
982.03	-34
983.256	-32.088
985.73	-29.94
989.46	-27.648
994.406	-25.352
1000.46	-23.236
1007.464	-21.47

1015.208	-20.17
1023.476	-19.36
1032.262	-18.952
1041.592	-18.806
1051.362	-18.892
1061.466	-19.196
1071.794	-19.7
1082.234	-20.378
1092.67	-21.206
1102.992	-22.152
1113.082	-23.19
1122.834	-24.292
1132.14	-25.43
1140.898	-26.576
1149.012	-27.71



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ  
ΒΙΒΛΙΟΘΗΚΗ



004000125621