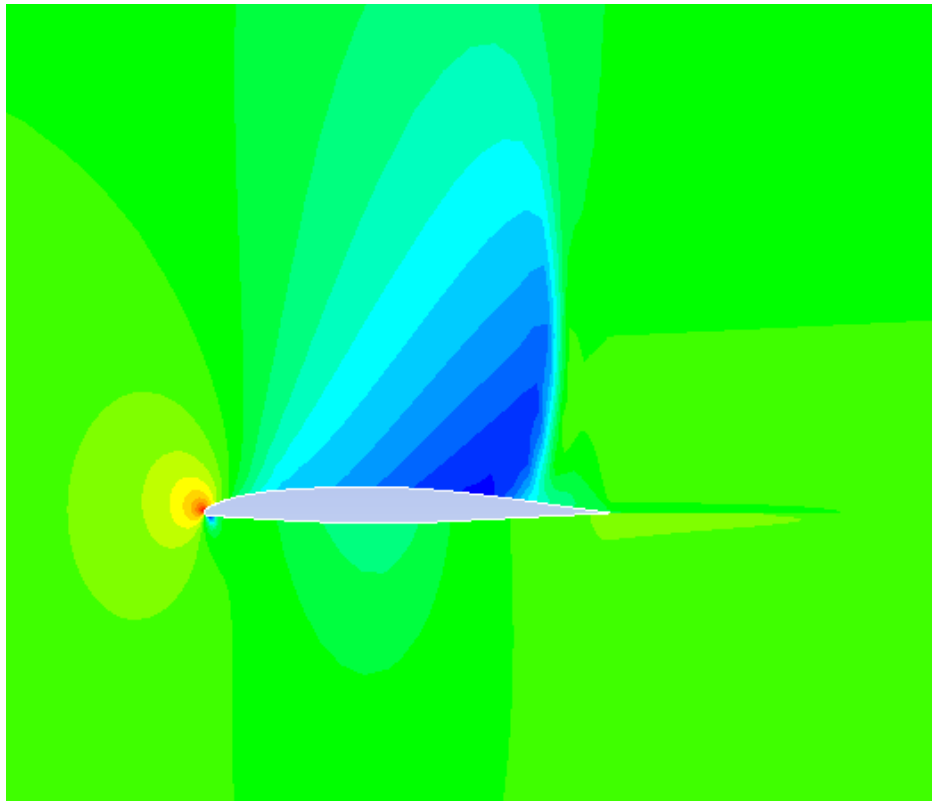




ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟ ΕΚΠΑΙΔΕΥΤΙΚΟ ΙΔΡΥΜΑ ΔΥΤΙΚΗΣ ΕΛΛΑΔΑΣ
ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ Τ.Ε.

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ ΚΑΙ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑΣ ΠΤΕΡΥΓΙΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ



ΑΛΕΞΑΝΔΡΟΣ ΤΑΜΠΟΥΡΗΣ Α.Μ. : 5934

ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΣ ΚΑΡΑΜΠΕΛΑΣ Α.Μ. : 5866

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ : ΑΛΕΞΑΝΔΡΟΣ ΚΑΛΑΡΑΚΗΣ
ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ

ΠΑΤΡΑ 2014

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Η συγκεκριμένη Πτυχιακή Εργασία εκπονήθηκε στα πλαίσια των σπουδών του Τμήματος Μηχανολογίας του Τεχνολογικού Εκπαιδευτικού Ιδρύματος Δυτικής Ελλάδας. Το αντικείμενό της είναι η μελέτη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς των πτερυγίων των αεροσκαφών. Στην παρούσα Εργασία αυτό επιτυγχάνεται με τις προσομοιώσεις, σε δισδιάστατες τομές των πτερυγίων των αεροσκαφών, με τη χρήση υπολογιστικού λογισμικού.

Η ρευστοδυναμική και ειδικότερα η αεροδυναμική είναι ένα πολύ ενδιαφέρον πεδίο της Μηχανολογίας. Έτσι με την επιλογή ενός τέτοιου θέματος, μας δόθηκε η δυνατότητα να μπούμε στο πνεύμα αυτού του τομέα.

Από αυτή τη θέση θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους όσους με στήριξαν καθ' όλη τη διάρκεια της εκπόνησης της παρούσας πτυχιακής, αλλά και των σπουδών μου.

Πρώτα από όλα την οικογένεια μου που μου έδωσε τη δυνατότητα να πραγματοποιήσω τις σπουδές μου, όσο δύσκολο και αν ακουγόταν κάτι τέτοιο τον πρώτο καιρό. Έπειτα το Ναυπηγό Μηχανολόγο Μηχανικό και ξάδερφό μου Γιώργο Κουγιουμτζόγλου για την αμέριστη βοήθειά του σε όποιες δυσκολίες αντιμετώπισα, καθώς και τη Νίκη Καραγκούνη για όλη τη ψυχική δύναμη που μου έδωσε, αλλά και την υπομονή που υπέδειξε στους δύσκολους καιρούς. Ακόμη ένα μεγάλο ευχαριστώ σε όλους τους φίλους και συγγενείς για όλη την υποστήριξη και τη δύναμη που μου έδωσαν όλα αυτά τα χρόνια.

Ειδικές ευχαριστίες στον συμφοιτητή και φίλο Αλέξη Ταμπούρη, με τον οποίο εκπονήσαμε την παρούσα Πτυχιακή Εργασία, και μείναμε ψύχραιμοι σε όσες δυσκολίες εμφανίστηκαν. Εύχομαι από καρδιάς να πετύχει όλους τους στόχους που έχει θέσει στη ζωή του.

Τέλος θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή της πτυχιακής, διδάκτορα Αλέξανδρο Καλαράκη, για όλες τις στοχευμένες παρατηρήσεις του, καθώς και τους διδάκτορες Αλέξανδρο Ρωμαίο και Γεώργιο Γιαννόπουλο για τις πολύ χρήσιμες συμβουλές και οδηγίες που μας έδωσαν κατά τη διάρκεια της εκπόνησης της πτυχιακής.

Αφιερωμένη στον Πατέρα μου

Κώστας Καράμπελας

Με την σειρά μου και εγώ θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους αυτούς που ήταν πραγματικά δίπλα μου καθ' όλη την διάρκεια των σπουδών μου και με βοήθησαν να τις φέρω εις πέρας.

Πάνω από όλους και απ' όλα το μεγαλύτερο ευχαριστώ πάει στο ΘΕΟ που μας έχει καλά στην υγεία μας και μας δίνει δύναμη να παλέψουμε τα πάντα. Ακολούθως είναι οι γονείς μου, Παναγιώτης και Ιωάννα, που κατάφεραν να με σπουδάσουν κάτω από αντίξοες, η αλήθεια είναι, συνθήκες και τους ευχαριστώ μέσα από τα βάθη της καρδιάς μου, αλλά και οι θείοι μου Δημήτρης και Σοφία που και αυτοί ήταν δίπλα μου σε ότι χρειάστηκα όλο αυτό το διάστημα, όπως και την σύντροφο μου Γκαϊντατζή Ελένη που όσο σπούδαζα ήταν δίπλα μου σε ότι χρειάστηκα. Οι επόμενοι που θα ήθελα να ευχαριστήσω είναι ίσως το πιο σημαντικό κομμάτι για εμένα και είναι οι Φίλοι μου που με υπέμειναν και με βοήθησαν όλα αυτά τα 5 χρόνια εδώ στην Πάτρα και ιδιαίτερα τον Παναγιώτη Σχοινοχωρίτη φοιτητή του Τμήματος Μηχανικών Η/Υ & Πληροφορικής Πάτρας, που είμαστε από μικροί μαζί, και με την δίψα του και τις γνώσεις του για τα αεροσκάφη συντέλεσε στο να κατανοήσουμε καλύτερα κάποια πράγματα για την Πτυχιακή μας. Ακόμη θα ήθελα να ευχαριστήσω τον συνάδελφο και φίλο Κώστα Καράμπελα ο οποίος ειλικρινά με εκπλήσσει ευχάριστα με το πόσο πολύ προοδεύει στην ζωή του, και μακάρι να συνεχίσει έτσι.

Τέλος θα ήθελα να ευχαριστήσω και τον επιβλέπων καθηγητή της Πτυχιακής μας και διδάκτωρ κ. Καλαράκη Αλέξανδρο για την αμέριστη βοήθεια που μας προσέφερε, όπως επίσης και έναν άλλον καθηγητή και διδάκτωρ τον κ. Γιαννόπουλο Γεώργιο που και αυτός όποτε τον χρειάστηκα ήταν εκεί και με βοήθησε με τις συμβουλές και τις παροτρύνσεις του.

Αλέξανδρος Ταμπούρης

Υπεύθυνη Δήλωση Σπουδαστών: Οι κάτωθι υπογεγραμμένοι σπουδαστές έχουμε επίγνωση των συνεπειών του Νόμου περί λογοκλοπής και δηλώνουμε υπεύθυνα ότι είμαστε συγγραφείς αυτής της Πτυχιακής Εργασίας, αναλαμβάνοντας την ευθύνη επί ολοκλήρου του κειμένου εξ ίσου, έχουμε δε αναφέρει στην Βιβλιογραφία μας όλες τις πηγές τις οποίες χρησιμοποιήσαμε και λάβαμε ιδέες ή δεδομένα. Δηλώνουμε επίσης ότι, οποιοδήποτε στοιχείο ή κείμενο το οποίο έχουμε ενσωματώσει στην εργασία μας προερχόμενο από Βιβλία ή άλλες εργασίες ή το διαδίκτυο, γραμμένο ακριβώς ή παραφρασμένο, το έχουμε πλήρως αναγνωρίσει ως πνευματικό έργο άλλου συγγραφέα και έχουμε αναφέρει ανελλιπώς το όνομά του και την πηγή προέλευσης.

Οι σπουδαστές

Αλέξανδρος Ταμπούρης

Κωνσταντίνος Καράμπελας

.....

.....

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα Πτυχιακή Εργασία έχει θέμα την αεροδυναμική μελέτη σε δισδιάστατες τομές πτερυγίων υποηχητικών, αλλά και υπερηχητικών αεροσκαφών. Η αεροδυναμική είναι ένας από τους βασικότερους παράγοντες σχεδιασμού και ανάπτυξης ενός προϊόντος, έτσι ώστε αυτό να αποδίδει όσο το δυνατόν καλύτερα. Στην παρούσα Πτυχιακή Εργασία αυτή η μελέτη έγινε με τη χρήση του υπολογιστικού λογισμικού προσομοιώσεων Ansys Fluent. Η ανάπτυξη του θέματος γίνεται σε επτά Κεφάλαια.

Στο πρώτο Κεφάλαιο εξηγείται τι είναι αεροδυναμική και ορισμένες από τις εφαρμογές στις οποίες συναντάται. Επίσης αναλύονται κάποιοι όροι της ρευστομηχανικής όπως ο αριθμός Reynolds, ο αριθμός Mach και το οριακό στρώμα.

Στο δεύτερο Κεφάλαιο αναλύονται τα πτερύγια ή αεροτομές, και περιγράφεται η γεωμετρία τους καθώς και οι δυνάμεις που δρουν πάνω σε αυτές. Επίσης γίνεται και μια αναφορά στην ιστορική εξέλιξη των αεροτομών, καθώς και μια περαιτέρω ανάλυση των αεροτομών NACA.

Στο τρίτο Κεφάλαιο περιγράφονται οι αεροδυναμικές σήραγγες, οι οποίες είναι ένας από τους δύο τρόπους της μελέτης και της ανάλυσης της αεροδυναμικής. Δίνονται επίσης και 3 παραδείγματα υπαρχόντων αεροδυναμικών σηραγγών, διαφορετικής ροής.

Στο τέταρτο Κεφάλαιο περιγράφονται 3 από τα πακέτα που περιλαμβάνει το υπολογιστικό λογισμικό Ansys. Αυτά είναι το Ansys CFD, το Ansys ICEM και το Ansys Fluent. Επίσης στο ίδιο κεφάλαιο περιγράφονται και τα μοντέλα ροής του Fluent, που χρησιμοποιήθηκαν στην παρούσα Πτυχιακή Εργασία, καθώς και οι αλλαγές στις προεπιλεγμένες ρυθμίσεις, οι οποίες έγιναν στο Fluent, και ισχύουν για όλες τις προσομοιώσεις ανεξαρτήτως μοντέλου. Ακόμη στο συγκεκριμένο Κεφάλαιο, παρουσιάζεται ένας μικρός οδηγός του Fluent, για τέτοιου είδους προβλήματα.

Στο πέμπτο Κεφάλαιο περιγράφεται αναλυτικά και βήμα προς βήμα η κατασκευή του πλέγματος (meshing), γύρω από μια αεροτομή, με τη χρήση του σχεδιαστικού προγράμματος κατασκευής πλέγματος ICEM. Με αυτό το πλέγμα ορίζεται το ροϊκό πεδίο μέσα στο οποίο βρίσκεται το στερεό σώμα, το οποίο στη δική μας περίπτωση είναι η πτέρυγα των αεροσκαφών.

Στο έκτο Κεφάλαιο γίνεται η εισαγωγή του αρχείου .msh και το οποίο κατασκευάστηκε στο ICEM, μέσα στο Ansys Fluent. Αφού υπολογιστούν οι διάφοροι παράμετροι για τις συνθήκες πτήσης στο υψόμετρο που μελετάμε, ξεκινούν οι προσομοιώσεις, με τα μοντέλα που έχουν επιλεχθεί, και όπως αναφέρθηκε παραπάνω, περιγράφονται στο τέταρτο Κεφάλαιο. Κάθε προσομοίωση «τρέχει» για δύο γωνίες πρόσπτωσης (Angle of Attack), 0° και 4° και παρατίθενται τα διαγράμματα του συντελεστή άνωσης και του συντελεστή οπισθέλκουσας, καθώς και η κατανομή της πίεσης και της ταχύτητας γύρω από τα πτερύγια (contours), για τις

συγκεκριμένες γωνίες πρόσπτωσης. Επίσης παρατίθενται και τα διαγράμματα $C_l, C_d = f(\text{AOA})$.

Τέλος στο έβδομο και τελευταίο κεφάλαιο παρουσιάζονται τα συμπεράσματα που βγήκαν από αυτή τη μελέτη.

Τα κυριότερα συμπεράσματα που βγαίνουν από την παρούσα Πτυχιακή Εργασία, είναι ότι σε γωνία πρόσπτωσης 0° , έχουμε χαμηλότερο συντελεστή άνωσης από ότι στην περίπτωση των 4° . Αρχικά αυτό μπορεί να έχει αφήνει μια θετική εντύπωση, όμως όπως θα φανεί και στα αποτελέσματα, όσο αυξάνεται η γωνία πρόσπτωσης, αυξάνεται ο συντελεστής άνωσης, αλλά αυξάνεται και ο συντελεστής οπισθέλκουσας. Και έτσι ο λόγος L/D (Lift to Drag ratio) είναι μεγαλύτερος στην περίπτωση των 4° . Ακόμη, θα φανεί πως στις προσομοιώσεις των υπερηχητικών πτερυγίων, είμαστε μέσα στο κρουστικό κύμα.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

ΕΙΣΑΓΩΓΗ	1
1. ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗ ΚΑΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ	3
1.1 ΓΕΝΙΚΑ ΠΕΡΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΚΑΙ ΡΕΥΣΤΩΝ	3
1.2 ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΡΟΗΣ	5
1.2.1 Συμπιεστή και ασυμπίεστη ροή	5
1.2.2 Μόνιμη και μη μόνιμη ροή	5
1.2.3 Ο αριθμός Reynolds	5
1.2.4 Ο αριθμός Mach	6
1.3 ΚΑΘΕΣΤΩΤΑ ΡΟΗΣ	7
1.4 ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ	8
1.4.1. Το οριακό στρώμα και τα χαρακτηριστικά του	8
1.4.2. Η μορφή του οριακού στρώματος	10
1.5 ΟΙ ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΕΝΑ ΑΕΡΟΠΛΑΝΟ	11
2. ΠΤΕΡΥΓΙΑ ΚΑΙ ΑΕΡΟΤΟΜΕΣ	13
2.1 ΓΕΝΙΚΑ	13
2.1.1. Γεωμετρία αεροτομής – πτερυγίου	14
2.1.2. Δυνάμεις αεροτομής – πτερυγίου	15
2.2 Η ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΕΞΕΛΙΞΗ ΤΩΝ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ	17
2.3 ΟΙ ΑΕΡΟΤΟΜΕΣ NACA	18
2.3.1 Τετραπήφια αεροτομή NACA	18
2.3.2 Πενταπήφια αεροτομή NACA	19
2.3.3 Άλλες σειρές αεροτομών NACA	20
3. ΟΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΣΗΡΑΓΓΕΣ	21
3.1 Η ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΚΑΙ Η ΧΡΗΣΗ ΤΗΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΣΗΡΑΓΓΑΣ	21

3.2 Η ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΕΞΕΛΙΞΗ ΤΗΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΣΗΡΑΓΓΑΣ	23
3.3 ΤΥΠΟΙ ΤΩΝ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΣΗΡΑΓΓΩΝ	25
3.3.1 Supersonic Wind Tunnel της NASA.....	25
3.3.2 Subsonic Wind Tunnel της Boeing	26
3.3.3 Transonic Wind Tunnel της ETW.....	26
4. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΟ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ ANSYS	28
4.1 Η ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΤΟΥ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟΥ	28
4.2 ICEM CFD	29
4.3 ANSYS CFX	30
4.4 ANSYS FLUENT.....	31
4.4.1 Επιλογή παραμέτρων στο Fluent	32
4.4.2 Τα μοντέλα του Fluent	33
4.5 ΟΔΗΓΟΣ FLUENT	34
5. Η ΔΗΜΙΟΥΡΓΙΑ ΤΟΥ ΠΛΕΓΜΑΤΟΣ	38
5.1 ΔΗΜΙΟΥΡΓΙΑ ΠΛΕΓΜΑΤΟΣ ΜΕ ΤΟ ICEM.....	38
6. ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ	47
6.1 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΜΕΓΕΘΩΝ ΠΤΗΣΗΣ ΓΙΑ ΤΙΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ ΤΩΝ BOEING 707 ΚΑΙ 737.....	47
6.1.1 Υπολογισμός θερμοκρασίας.....	48
6.1.2 Υπολογισμός πίεσης	48
6.1.3 Υπολογισμός πυκνότητας.....	49
6.1.4 Υπολογισμός ταχύτητας πτήσης του Boeing 737	49
6.1.5 Υπολογισμός αριθμού Mach του Boeing 707	51
6.2 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΜΕΓΕΘΩΝ ΠΤΗΣΗΣ ΓΙΑ ΤΙΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ.....	52
ΤΩΝ F-16 ΚΑΙ F-15.....	52
6.2.1 Υπολογισμός θερμοκρασίας.....	52
6.2.2 Υπολογισμός πίεσης	52
6.2.3 Υπολογισμός πυκνότητας.....	52
6.2.4 Υπολογισμός ταχύτητας πτήσης του F-16.....	52

6.2.5 Υπολογισμός ταχύτητας πτήσης του F-15.....	53
6.3 ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ ΣΤΙΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ ΤΩΝ 707, 737, F-16 και F-15...	54
6.3.1 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του Boeing 707	54
6.3.2 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του Boeing 737	61
6.3.3 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του F-16.....	67
6.3.4 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του F-15.....	74
7. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ.....	81
7.1 ΥΠΟΗΧΗΤΙΚΕΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ – BOEING 707 ΚΑΙ 737.....	83
7.2 ΥΠΕΡΗΧΗΤΙΚΕΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ – F-16 ΚΑΙ F-15.....	83

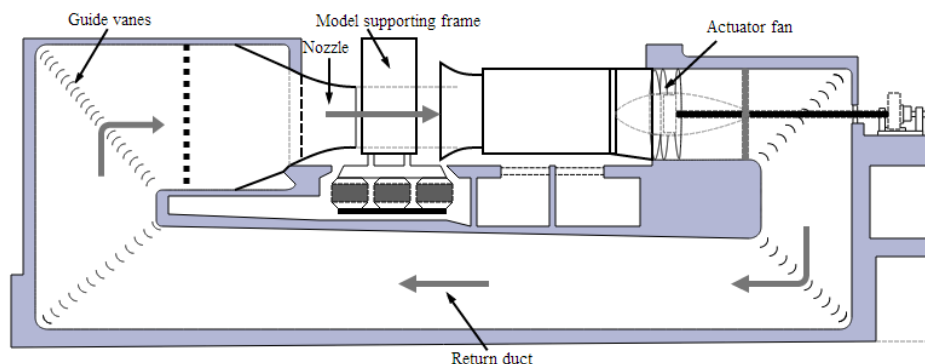
ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η αεροδυναμική είναι ένας κλάδος ο οποίος «αγκαλιάζει» πολλές εφαρμογές στην καθημερινότητά μας. Διακρίνεται σε διάφορες κατηγορίες αναλόγως με το αντικείμενο το οποίο μελετάει.

Μια από αυτές τις κατηγορίες είναι η αεροναυτική αεροδυναμική, η οποία είναι το αντικείμενο και της παρούσας Πτυχιακής Εργασίας και ασχολείται με τα αεροσκάφη, τα διαστημικά λεωφορεία και άλλα αντίστοιχα οχήματα. Υπάρχει ακόμη η ναυπηγική αεροδυναμική, η οποία έχει ως αντικείμενο μελέτης τα πλοία και τα διάφορα σκάφη. Άλλη μια κατηγορία στην οποία διακρίνεται η αεροδυναμική, είναι η βιομηχανική αεροδυναμική, η οποία ερευνά τη ροή του αέρα γύρω από κατασκευές, όπως είναι τα κτίρια και οι γέφυρες. Οι συγκεκριμένες μελέτες έχουν ως στόχο τον προσδιορισμό των διαφόρων ταλαντώσεων σε αυτές τις κατασκευές, λόγω της κίνησης του αέρα γύρω από αυτές. Ακόμη υπάρχει και η εσωτερική αεροδυναμική η οποία έχει ως αντικείμενο μελέτης τους αεριοστροβίλους ή ακόμη και τις μηχανές εσωτερικής καύσης (Μ.Ε.Κ.).

Όπως γίνεται αντιληπτό η αεροδυναμική είναι στην καθημερινότητά μας, και η επίδρασή της πολύ μεγάλη. Έτσι καθώς περνάνε τα χρόνια, οι μέθοδοι μελέτης και έρευνας εξελίσσονται. Όταν πρωτοξεκίνησε η μελέτη και η έρευνα της αεροδυναμικής ήταν μια πειραματική επιστήμη.

Η ανάγκη για περαιτέρω έρευνα σε αυτόν τον τομέα οδήγησε στην κατασκευή κάποιων μεγάλων εγκαταστάσεων, τις λεγόμενες αεροδυναμικές σήραγγες. Οι αεροδυναμικές σήραγγες είναι ολόκληρες εγκαταστάσεις οι οποίες ουσιαστικά, «παίρνουν» τον ατμοσφαιρικό αέρα, και τον διοχετεύουν στο θάλαμο όπου υπάρχει το αντικείμενο που μελετάτε.

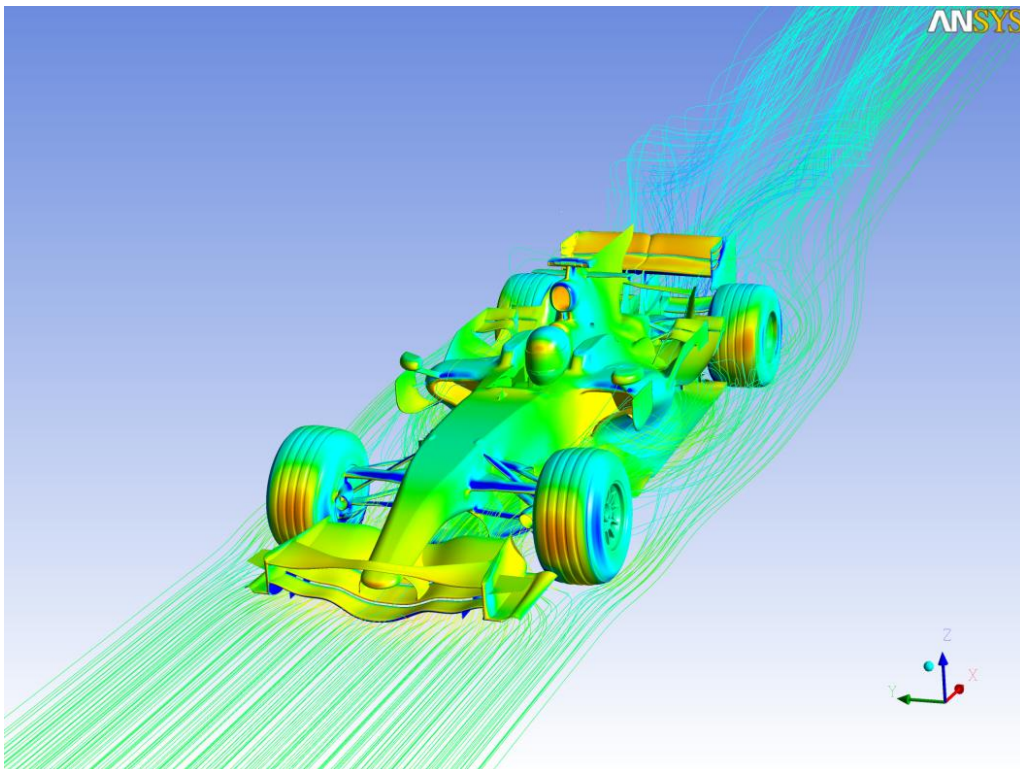


ΣΧΗΜΑ 1 : Σχηματική αναπαράσταση αεροδυναμικής σήραγγας (ΠΗΓΗ : www.wikipedia.org)

Βέβαια, όπως είναι κατανοητό αυτές οι εγκαταστάσεις, και οι μελέτες μέσα σε αυτές, είναι πολύ δαπανηρές. Έτσι η ανάγκη εξοικονόμησης χρημάτων, άλλα και η ανάπτυξη της τεχνολογίας, οδήγησε στην υπολογιστική ρευστοδυναμική. Όπως είναι λογικό, με το πέρασμα των χρόνων έρχεται και η ανάπτυξη. Έτσι γίνεται λοιπόν και στην περίπτωση των λογισμικών υπολογιστικών προσομοιώσεων.

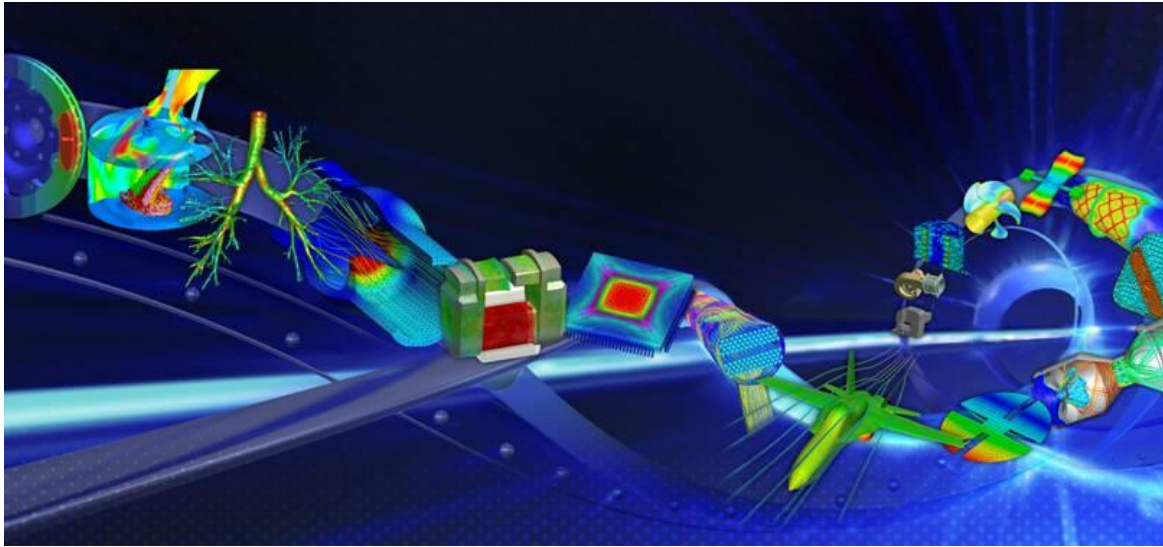
Αφού λοιπόν σχεδιαστεί μια γεωμετρία που θέλουμε να μελετηθεί, σε κάποιο σχεδιαστικό πρόγραμμα, σχεδιάζετε το πλέγμα (ο ρόλος και η δημιουργία του πλέγματος αναλύεται στο Κεφάλαιο 5 της παρούσας Πτυχιακής Εργασίας), και έπειτα εισάγετε η γεωμετρία στο λογισμικό προσομοιώσεων. Έτσι με τις όποιες προσομοιώσεις, μπορεί να παρθεί μια πρώτη εικόνα και άποψη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς του αντικειμένου που μελετάτε, πριν προχωρήσει το δεύτερο στάδιο της μελέτης το οποίο είναι στις αεροδυναμικές σήραγγες.

Πλέον η υπολογιστική ρευστοδυναμική είναι ένα πολύ σημαντικό και χρήσιμο εργαλείο για την αεροδυναμική. Τα λογισμικά έχουν αναπτυχθεί σε τέτοιο βαθμό που είναι δυνατή η αναπαράσταση και η προσομοίωση πολλών ειδών και καταστάσεων ροής, αν όχι όλες. Βέβαια τα συγκεκριμένα λογισμικά δεν περιορίζονται μόνο στην αεροδυναμική, ή τη ρευστοδυναμική γενικότερα, αλλά καλύπτουν πολλά πεδία.



ΕΙΚΟΝΑ 1 : Η ροή γύρω από ένα μονοθέσιο της Formula 1 (ΠΗΓΗ : www.ansys.org)

1. ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗ ΚΑΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ



ΕΙΚΟΝΑ 1.1 : Διάφορες εικόνες από προσομοιώσεις με τη χρήση των πακέτων του ANSYS
(ΠΗΓΗ : www2.cadit.com.sg)

1.1 ΓΕΝΙΚΑ ΠΕΡΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΚΑΙ ΡΕΥΣΤΩΝ

Η αεροδυναμική είναι ο κλάδος της δυναμικής που ασχολείται με τη ροή του αέρα γύρω από διάφορα σώματα. Η αεροδυναμική υπάγεται στο πεδίο της ρευστοδυναμικής. Με τη μελέτη της είναι εφικτό να καθοριστούν οι δυνάμεις που ασκούνται σε αυτά τα σώματα, όπως επίσης και να προταθούν διάφορες βελτιώσεις για καλύτερη αεροδυναμική συμπεριφορά και συνεπώς καλύτερη απόδοση. Αυτή η βελτιστοποίηση μπορεί να σχετίζεται είτε με την επίτευξη της μείωσης της αντίστασης του αέρα, είτε με την επίτευξη μέγιστης άντωσης με ελάχιστη οπισθέλκουσα δύναμη.

Η αεροδυναμική βρίσκει πολλές εφαρμογές στην καθημερινότητά μας. Χαρακτηριστικό παράδειγμα αυτού είναι, ότι ένας από τους σημαντικότερους παράγοντες σχεδιασμού ενός οχήματος είναι η αεροδυναμική συμπεριφορά του. Όσο καλύτερα αεροδυναμικά σχεδιασμένο είναι ένα όχημα, τόσο πιο ασφαλές (ευσταθές) και οικονομικό (λιγότερη κατανάλωση καυσίμου) είναι.

Επίσης με την κατανόηση της αεροδυναμικής μπορούμε να κατανοήσουμε και τον τρόπο με τον οποίο πετούν τα αεροσκάφη και τις δυνάμεις οι οποίες επιδρούν πάνω σε αυτό ή από αυτό. Επίσης είναι σημαντικός παράγοντας σχεδιασμού και στις πτέρυγες των ανεμογεννητριών, για τη μέγιστη απόδοση. Ακόμη βρίσκει εφαρμογή και σε κτίρια (κυρίως ουρανοξύστες) και σε γέφυρες, καθώς λόγω του αέρα, οι συγκεκριμένες κατασκευές ταλαντώνονται.

Για τον καθορισμό και την επίλυση ενός αεροδυναμικού προβλήματος κάποιες από τις εξισώσεις που χρησιμοποιούνται είναι οι εξισώσεις Navier-Stokes οι οποίες είναι ένα σύνολο εξισώσεων, όπου περιγράφουν την κίνηση των ρευστών. Ουσιαστικά, αυτές οι εξισώσεις περιγράφουν το ρυθμό μεταβολής διαφόρων μεγεθών του ρευστού, ή ακόμη και το ρυθμό μεταβολής της ροής του ρευστού. Η χρήση τους ενδείκνυται για μόνιμες καταστάσεις και για στρωτές ροές. Στις πιο περίπλοκες και σύνθετες καταστάσεις, όπως είναι η ροή του αέρα γύρω από τα πτερύγια ενός αεροπλάνου, όπου μελετώνται στην παρούσα Εργασία, είναι απαραίτητη η χρήση υπολογιστικού λογισμικού, καθώς εκεί επικρατούν σύνθετες καταστάσεις, και ειδικά στις περιπτώσεις όπου έχουμε τυρβώδεις ροές με στροβιλισμούς.

Εκτός όμως από τον τομέα της αεροδυναμικής οι εξισώσεις Navier-Stokes μπορούν να χρησιμοποιηθούν για να μοντελοποιήσουν τα ρεύματα των ωκεανών, τον καιρό καθώς και τη ροή ενός ρευστού εντός αγωγών.

Άλλη εξίσωση που επιλύει ένα αεροδυναμικό πρόβλημα, είναι η εξίσωση της συνέχειας ή εξίσωση διατήρησης της μάζας. Η συγκεκριμένη εξίσωση «λέει», ότι η ποσότητα του ρευστού που εισέρχεται εντός ενός αγωγού, είναι ίσο με την ποσότητα του ρευστού που εξέρχεται από τον αγωγό. Δηλαδή η παροχή παραμένει σταθερή κατά μήκος του αγωγού. Αυτό σημαίνει ότι στην περίπτωση που υπάρχει μεταβολή της διατομής του αγωγού σε κάποιο σημείο, τότε θα υπάρχει και μεταβολή της ταχύτητας του ρευστού στο ίδιο σημείο. Δηλαδή αν η διατομή διευρυνθεί, η ταχύτητα σε εκείνο το σημείο θα ελαττωθεί. Αν η διατομή σμικρυνθεί, η ταχύτητα σε εκείνο το σημείο θα αυξηθεί. Τέτοιες εξισώσεις είναι χρήσιμες σε μελέτες σωληνογραμμών, στη ροή των καυσαερίων και όχι μόνο.

Ο τύπος της εξίσωσης αυτής είναι :

$$Q = \frac{dV}{dt} = A \cdot u = \text{σταθερό} \quad (1.1)$$

όπου,

- Q : Παροχή ($\frac{m^3}{s}$)
- V : Όγκος του ρευστού (m^3)
- t : Χρόνος (sec)
- u : Ταχύτητα του ρευστού ($\frac{m}{s}$)
- A : Επιφάνεια αγωγού (m^2)

Βέβαια, υπάρχουν και άλλες εξισώσεις, οι οποίες μπορούν να περιγράψουν συνθετότερες καταστάσεις, και τις οποίες χρησιμοποιούν τα υπολογιστικά λογισμικά.

1.2 ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΡΟΗΣ

1.2.1 Συμπιεστή και ασυμπιεστή ροή : Συμπιεστή ονομάζεται η ροή στην οποία η πυκνότητα του ρευστού μεταβάλλεται, στο ροϊκό πεδίο. Κάτι τέτοιο συμβαίνει όταν ο αριθμός Mach, ο οποίος εξηγείται παρακάτω, είναι μεγαλύτερος από 0,3. Μια συμπιεστή ροή απαιτεί λύση της εξίσωσης διατήρησης της ενέργειας και της εξίσωσης διατήρησης της εντροπίας.

Ασυμπιεστή είναι η ροή κατά την οποία η πυκνότητα του ρευστού παραμένει σταθερή, στο ροϊκό πεδίο, στις όποιες μεταβολές. Περιγράφεται με την εξίσωση διατήρησης της μάζας, ή εξίσωση συνέχειας, και με την εξίσωση διατήρησης της ορμής.

1.2.2 Μόνιμη και μη μόνιμη ροή : Με τον όρο μόνιμη ροή περιγράφεται η ροή κατά την οποία οι ιδιότητες του ρευστού, στο πεδίο ροής, παραμένουν σταθερές στις όποιες μεταβολές του χρόνου.

Η μη μόνιμη ροή είναι εκείνη κατά την οποία οι ιδιότητες του ρευστού, στο ροϊκό πεδίο, μεταβάλλονται όταν μεταβάλλεται και ο χρόνος.

1.2.3 Ο αριθμός Reynolds : Ο χαρακτήρας της ροής καθώς και το πεδίο ταχυτήτων και πίεσεως, καθορίζεται από το σχετικό μέγεθος των δυνάμεων συνεκτικότητας και αδράνειας. Μέτρο συγκρίσεως αυτών των δυνάμεων αποτελεί ο αριθμός Reynolds.

Ο αριθμός Reynolds είναι ένας αδιάστατος αριθμός ο οποίος απέδειξε πειραματικά, για πρώτη φορά, ότι η ροή ενός ρευστού δεν γίνεται πάντοτε με ομοιόμορφο τρόπο. Αυτός ο αδιάστατος αριθμός σχετίζεται με τις δυνάμεις αδρανείας του ρευστού, δηλαδή την αντίσταση του ρευστού στην κίνηση και την επιτάχυνση, και με τις δυνάμεις συνεκτικότητας, ή αλλιώς δυνάμεις ιξώδους, δηλαδή με την αντίσταση στην παραμόρφωση του ρευστού. Την έννοια του αριθμού Reynolds εισήγαγε ο George Gabriel Stokes το 1851, όμως πήρε το όνομά του από τον Osborne Reynolds, ο οποίος διέδωσε τη χρήση του το 1883.

Ο τύπος υπολογισμού του αριθμού Reynolds είναι :

$$Re = \frac{\rho \cdot u \cdot d}{\mu} = \frac{u \cdot d}{\nu} \quad (1.2)$$

όπου,

- ρ : η πυκνότητα του ρευστού ($\frac{kg}{m^3}$).
- u : η μέση ταχύτητα ροής ($\frac{m}{s}$).

- d : χαρακτηριστική γραμμική διάσταση (m).
- μ : το ιξώδες του ρευστού ($\text{Pa}\cdot\text{sec} = \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{m}^2} = \frac{\text{kg}}{\text{m}\cdot\text{s}}$).
- ν : το κινηματικό ιξώδες ($\frac{\text{m}^2}{\text{s}}$).

Στην περίπτωση ενός πτερυγίου, ο αριθμός Reynolds υπολογίζεται από τον εξής τύπο :

$$Re = \frac{\rho \cdot u \cdot c}{\mu}$$

όπου,

- c : Το μήκος της χορδής, η έννοια του οποίου εξηγείται παρακάτω.

1.2.4 Ο αριθμός Mach : Όπως ο αριθμός Re, έτσι και ο αριθμός Mach είναι ένας αδιάστατος αριθμός ο οποίος μπορεί να καθορίσει ένα αεροδυναμικό πρόβλημα. Ορίζεται ως ο λόγος της ταχύτητας του αντικειμένου, το οποίο κινείται διάμεσο ενός ρευστού, προς την ταχύτητα του ήχου.

$$M = \frac{u}{a} \quad (1.3)$$

όπου,

- u : ταχύτητα αντικειμένου
- a : ταχύτητα του ήχου

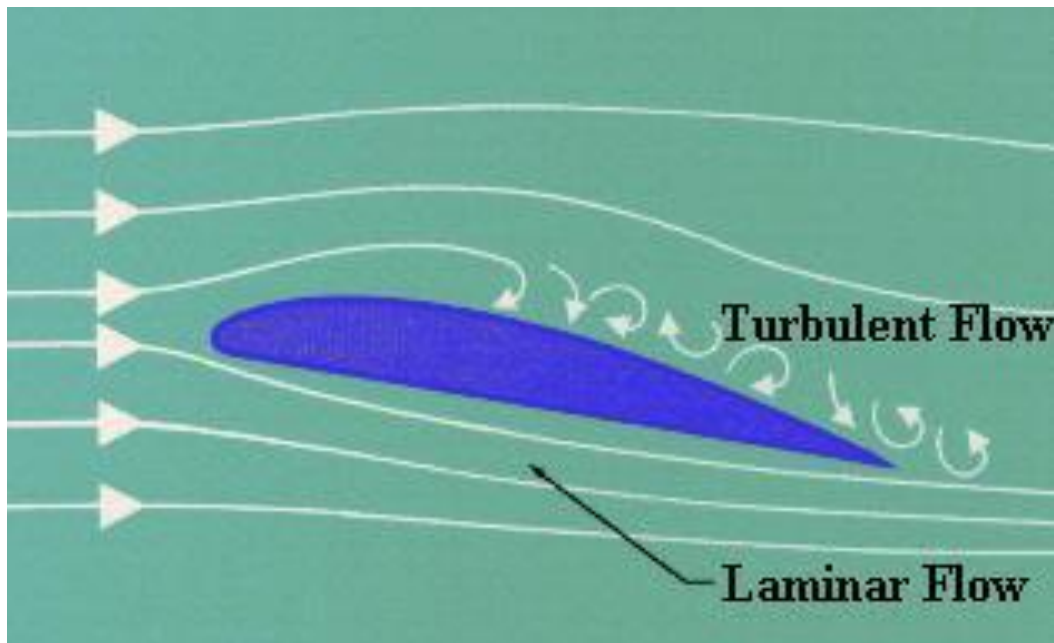
Επίσης ισχύει ότι :

- Όταν $M < 1$, η ροή είναι υποηχητική .
- Όταν $M = 1$, η ροή είναι ηχητική.
- Όταν $M > 1$, η ροή είναι υπερηχητική.

Γενικότερα είναι δυνατό και ορθό να πούμε ότι «υποηχητικό» είναι κάθε αντικείμενο που κινείται με ταχύτητα μικρότερη από την ταχύτητα του ήχου, «ηχητικό» κάθε αντικείμενο που κινείται με ταχύτητα ίση με αυτήν του ήχου και τέλος, «υπερηχητικό» κάθε αντικείμενο που κινείται με ταχύτητα μεγαλύτερη από την ταχύτητα του ήχου.

1.3 ΚΑΘΕΣΤΩΤΑ ΡΟΗΣ

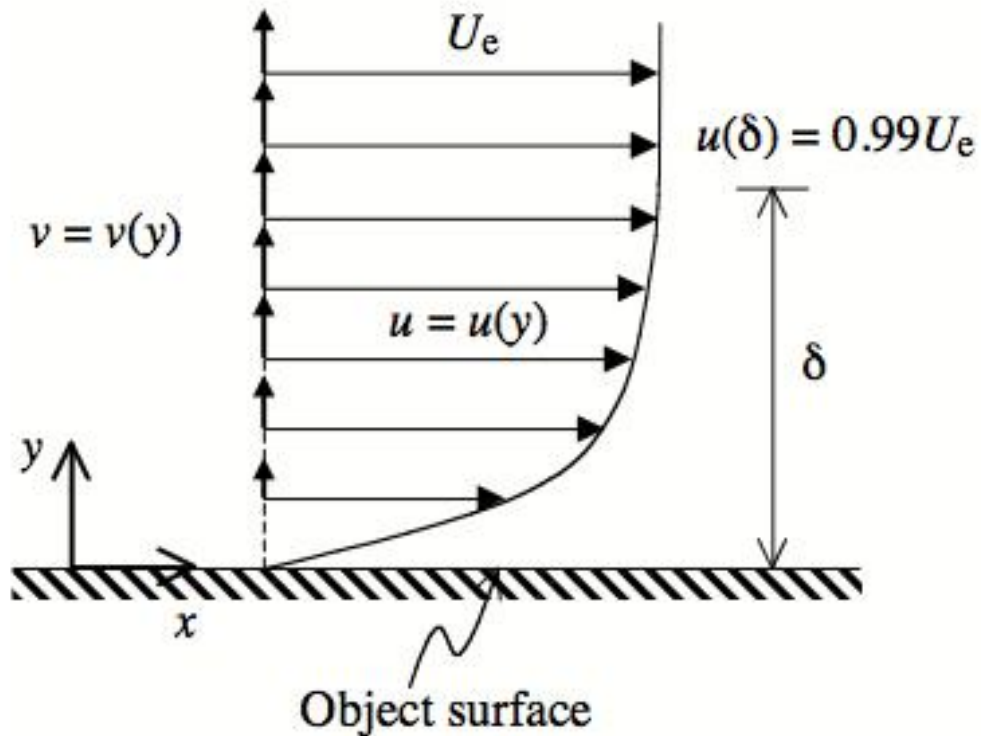
Ο αριθμός Reynolds χρησιμοποιείται για τον καθορισμό των διαφορετικών καθεστώτων ροής. Υπάρχουν τρία βασικά καθεστώτα ροής. Αυτά είναι η στρωτή ροή, η μεταβατική ή ενδιάμεση ροή και η τυρβώδης ροή. Όταν οι δυνάμεις αδράνειας είναι μικρές σε σχέση με τις δυνάμεις συνεκτικότητας, άρα ο αριθμός Reynolds είναι μικρός, η ροή επηρεάζεται σημαντικά από τις δυνάμεις συνεκτικότητας και είναι σταθερή, ή αλλιώς στρωτή. Στην αντίθετη περίπτωση, όπου δηλαδή οι δυνάμεις αδράνειας είναι σημαντικές σε σχέση με τις δυνάμεις συνεκτικότητας, άρα και ο αριθμός Reynolds είναι μεγάλος, τότε η ροή επηρεάζεται από τις δυνάμεις αδράνειας και χαρακτηρίζεται ασταθής, ή αλλιώς τυρβώδης. Στην τυρβώδη ροή τα ρευστά έχουν ακανόνιστη κίνηση και η ταχύτητα σε κάθε σημείο του ρευστού μεταβάλλεται με το χρόνο κατά μέγεθος και διεύθυνση.



ΕΙΚΟΝΑ 1.2 : Τυρβώδης και στρωτή ροή γύρω από τομή πτερυγίου (ΠΗΓΗ: www.aviation-history.com)

1.4 ΟΡΙΑΚΟ ΣΤΡΩΜΑ

1.4.1. Το οριακό στρώμα και τα χαρακτηριστικά του



ΣΧΗΜΑ 1.1 : Το οριακό στρώμα και τα χαρακτηριστικά του
(ΠΗΓΗ : www.fugahumana.wordpress.com/)

Το πραγματικό ρευστό αποτελείται από μόρια, και θεωρείται ως συνεχές μέσο όταν ο αριθμός των μορίων είναι μεγάλος. Καθώς το ρευστό κινείται, κινούνται και τα μόρια, και έτσι υπάρχουν επαφές και συγκρούσεις μεταξύ τους, οι οποίες προκαλούν μεταφορά ορμής, ενέργειας και μάζας, δίνοντας στο ρευστό τις ιδιότητες μεταφοράς. Μια από αυτές τις ιδιότητες είναι και η εσωτερική τριβή ή συνεκτικότητα, οι οποίες έχουν σαν αποτέλεσμα την αντίστασή του σε κάθε αλλαγή του σχήματός του.

Σε περιπτώσεις όπου υπάρχει ροή ρευστού γύρω από ένα στερεό σώμα, επακόλουθο των εσωτερικών τριβών είναι και η προσκόλληση του ρευστού στην επιφάνεια, ώστε η ροϊκή ταχύτητα να μηδενίζεται. Γενικά το ροϊκό πεδίο γύρω από ένα σώμα χωρίζεται σε δύο περιοχές. Στην περιοχή η οποία βρίσκεται πολύ κοντά στην επιφάνεια του στερεού σώματος και στην περιοχή του εξωτερικού ροϊκού πεδίου όπου βρίσκεται μακριά από αυτήν.

Στην πρώτη περιοχή, η επίδραση του ιξώδους (των εσωτερικών δυνάμεων δηλαδή), παίζει καθοριστικό ρόλο στη διαμόρφωση της ροής και η ταχύτητα του ρευστού είναι μηδενική. Στη δεύτερη περιοχή, οι δυνάμεις αυτές δεν είναι τόσο καθοριστικές και η ροή ελέγχεται από τις δυνάμεις αδράνειας και πίεσεως. Η μεταβολή της ταχύτητας του ρευστού από $u=0$ σε $u=u_{\infty}$ στο εξωτερικό πεδίο πραγματοποιείται εντός μιας μεταβατικής περιοχής που ονομάζεται **οριακό στρώμα**. Στο οριακό στρώμα ισχύει ο νόμος της τριβής του Newton, σύμφωνα με τον οποίο η διατμητική τάση που αναπτύσσεται εξαιτίας της τριβής είναι :

$$\tau = \mu \cdot \frac{du}{dy} \quad (1.4)$$

όπου,

μ : ο συντελεστής δυναμικού ιξώδους ($\frac{\text{kg}}{\text{m}\cdot\text{s}}$) και υπολογίζεται με τη βοήθεια της κινητικής θεωρίας των ρευστών.

$\frac{du}{dy}$: η μεταβολή της ροϊκής ταχύτητας στο οριακό στρώμα.

Η μεταβολή $\frac{du}{dy}$ πραγματοποιείται μέσα σε μια απόσταση από τη στερεή επιφάνεια στην οποία $u = u_{\infty}$. Αυτό το εύρος της περιοχής μεταβολής της ταχύτητας ονομάζεται πάχος οριακού στρώματος δ και κατά τη διεύθυνση της ροής αυξάνεται. Πάντως το οριακό στρώμα δεν έχει συγκεκριμένο πάχος διότι η εξίσωση των ταχυτήτων $u = u_{\infty}$ συντελείται στο άπειρο. Έτσι πάχος οριακού στρώματος ορίζεται η απόσταση δ , όπου η ταχύτητα u διαφέρει κατά 1% από την ταχύτητα του ελεύθερου ροϊκού πεδίου. Αυτό σημαίνει ότι η ταχύτητα στην απόσταση y είναι $u=0.99 \cdot u_{\infty}$.

Ακόμη ένας σημαντικός όρος είναι το πάχος μετατοπίσεως δ^* , το οποίο ορίζεται ως το πάχος του στρώματος κατά το οποίο μετατίθεται η εξωτερική ροή για τη διατήρηση της συνέχειας μέσα στο οριακό στρώμα πάχους δ . Αυτό γίνεται διότι η ταχύτητα μετακινήσεως της μάζας εντός του οριακού στρώματος ελαττώνεται, κάτι το οποίο προκαλεί και απώλεια της ποσότητας κινήσεως. Έτσι ορίζεται και το πάχος απώλειας της ορμής θ , που είναι το πάχος θ ενός ρευστού ταχύτητας u_{∞} και ορμής ίσης με το ποσόν κατά το οποίο ελαττώνεται η ορμή της ροής στο πραγματικό οριακό στρώμα πάχους δ .

Τέλος υπάρχει και ο σχηματικός συντελεστής H , ο οποίος ορίζεται ως το πηλίκο του πάχους μετατοπίσεως δ^* προς το πάχος απώλειας της ορμής θ , και σχετίζεται με τη μεταβολή του σχήματος του οριακού στρώματος.

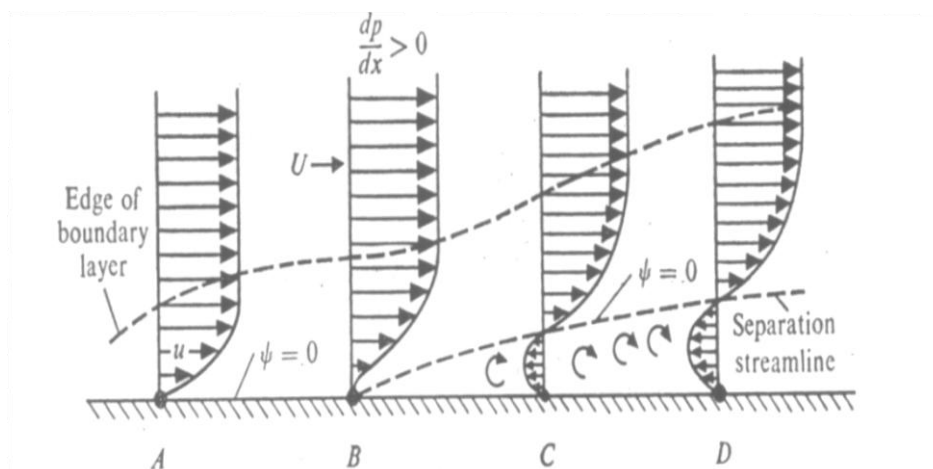
Η αποκόλληση του οριακού στρώματος είναι ένα φαινόμενο το οποίο λαμβάνει τόπο όταν η πίεση αυξάνεται αρκετά, και για το λόγο αυτό η ταχύτητα στο οριακό στρώμα αντιστρέφεται κοντά στην επιφάνεια της πλάκας και έτσι αυτό αποκολλάται.

1.4.2. Η μορφή του οριακού στρώματος

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, λόγω των τριβών αναπτύσσονται διαμητικές τάσεις στο ρευστό. Όμως όταν αυτό είναι εντός του οριακού στρώματος, τότε υπόκειται και σε μια μεταβολή πίεσης η οποία καθορίζεται από τη δυναμική ροή, και έχει μια αναλογική σχέση με το πάχος του οριακού στρώματος. Σε περίπτωση ελάττωσης της πίεσης κατά τη διεύθυνση της ροής, το πάχος του οριακού στρώματος ελαττώνεται και αυτό. Όταν η πίεση αυξάνεται κατά τη διεύθυνση της ροής, αυξάνεται και το πάχος. Όπως φαίνεται στο Σχήμα 1.2 στη θέση B, οι διαμητικές τάσεις και η αύξηση της πίεσης, προκαλούν ελάττωση της ορμής στο οριακό στρώμα και σε κάποιο σημείο ανακόπτεται. Μέχρι να γίνει αυτό η ροή μπορεί να θεωρηθεί στρωτή και έτσι η περιοχή ονομάζεται στρωτό οριακό στρώμα.

Έπειτα από τη θέση B, του ίδιου σχήματος, η μορφή του οριακού στρώματος αλλάζει. Σε εκείνο το σημείο αρχίζουν να δημιουργούνται στρόβιλοι, και πλέον παύει να υπάρχει στρωτή ροή. Το παραπάνω φαινόμενο ονομάζεται αναστροφή της ροής και η θέση όπου αρχίζει να γίνεται αυτό ονομάζεται σημείο αποκόλλησης. Δηλαδή όταν η πίεση αυξηθεί αρκετά, η ταχύτητα στο οριακό στρώμα αντιστρέφεται κοντά στην επιφάνεια της πλάκας και το οριακό στρώμα αποκολλάται. Έτσι πέρα από τη θέση B, το οριακό στρώμα ονομάζεται τυρβώδες.

Για λείες πτέρυγες ή αεροτομές το στρωτό οριακό στρώμα εμφανίζεται στο χείλος πρόσπτωσης, ενώ το τυρβώδες στο χείλος εκφυγής, έννοιες οι οποίες θα αναλυθούν σε παρακάτω κεφάλαιο.



ΣΧΗΜΑ 1.2 : Η αναστροφή της ροής στο οριακό στρώμα (ΠΗΓΗ : www.wordpress.com)

1.5 ΟΙ ΔΥΝΑΜΕΙΣ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΕΝΑ ΑΕΡΟΠΛΑΝΟ

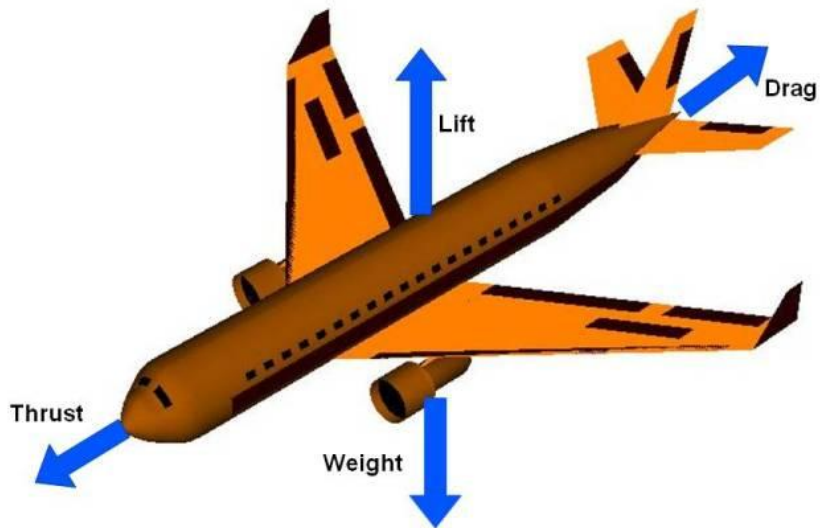
Σε ένα αεροσκάφος υπάρχουν τέσσερις δυνάμεις εν ώρα πτήσης. Η δύναμη ανύψωσης, η οποία ωθεί το αεροσκάφος προς τα επάνω εξαιτίας της συμπεριφοράς του, δηλαδή της επιτάχυνσης του και της ρύθμισης των πτερυγίων για να απογειωθεί και στη συνέχεια για να πετάει, είναι η πρώτη. Η δεύτερη δύναμη είναι αυτή που δέχεται το αεροσκάφος λόγω της κίνησης του μέσα στον αέρα και είναι η δύναμη αντίστασης του αέρα. Το σύνολο των τριβών και των στροβιλισμών είναι η αιτία αυτής της δεύτερης δύναμης. Έπειτα έχουμε τη δύναμη ώθησης, η οποία προέρχεται από τη δύναμη που δίνει ο κινητήρας στο αεροσκάφος για να κινείται και να επιταχύνει. Και τέλος έχουμε τη δύναμη της βαρύτητας, που δημιουργείται από το βάρος του αεροσκάφους.

- Η δύναμη ανύψωσης (Lift) : Αυτή η δύναμη εξαρτάται από διάφορους παράγοντες, όπως το σχήμα, το μέγεθος και την ταχύτητα του αεροσκάφους.
- Η οπισθέλκουσα (Drag) : Η οπισθέλκουσα δύναμη, είναι η αντίσταση του αέρα στο αεροσκάφος και κατευθύνεται κατά μήκος και αντίθετα της φοράς της πτήσης. Όπως και η δύναμη της ανύψωσης, έτσι και η οπισθέλκουσα εξαρτάται από το σχήμα του αεροπλάνου και την ταχύτητά του.
- Το βάρος (Weight) : Το βάρος κατανέμεται σε όλο το αεροσκάφος, αλλά για να το προσδιορίσουμε χρησιμοποιείται το κέντρο βάρους. Αυτή η δύναμη εξαρτάται από τη μάζα όλων των τμημάτων του αεροπλάνου και από το καύσιμό του. Κατά τη διάρκεια της πτήσης, λόγω της κατανάλωσης του καυσίμου, η κατανομή του βάρους, όπως και το κέντρο βάρους αλλάζουν συνεχώς.
- Η δύναμη ώθησης (Thrust) : Η δύναμη ώθησης υπερνικά την οπισθέλκουσα δύναμη και έτσι έχουμε την κίνηση του αεροσκάφους. Εξαρτάται από τον αριθμό των κινητήρων, την ισχύ των κινητήρων καθώς και από τη ρύθμιση του «γκαζιού» που καθορίζει ο πιλότος.

National Aeronautics and Space Administration




Four Forces on an Airplane



www.nasa.gov

ΕΙΚΟΝΑ 1.3 : Οι δυνάμεις πάνω σε ένα αεροσκάφος (ΠΗΓΗ: www.nasa.gov)



Simplified Aircraft Motion

Unbalanced Forces

Glenn
Research
Center

Flight Condition	Effect
Lift > Weight	Plane Rises
Weight > Lift	Plane Falls
Drag > Thrust	Plane Slows
Thrust > Drag	Plane Accelerates

ΕΙΚΟΝΑ 1.4 : Οι δυνάμεις πάνω σε ένα αεροσκάφος (ΠΗΓΗ: www.nasa.gov)

2. ΠΤΕΡΥΓΙΑ ΚΑΙ ΑΕΡΟΤΟΜΕΣ



ΕΙΚΟΝΑ 2.1 : Πτερύγιο αεροσκάφους (ΠΗΓΗ: www.americanmetalsourceinc.com)

2.1 ΓΕΝΙΚΑ

Οι αεροτομές ή πτερύγια είναι σώματα αεροδυναμικής μορφής, των οποίων η διατομή μεταβάλλεται κατά το μήκος τους. Τα σώματα αυτά παρουσιάζουν μικρή επιφάνεια κάθετα προς την κύρια κατεύθυνση της ροής και η μορφολογία τους είναι τέτοια ώστε να μην υπάρχει αποκόλληση της ροής από την επιφάνειά τους. Άρα αυτά τα σώματα δεν παρουσιάζουν μεγάλες ανωμαλίες στην επιφάνειά τους, είναι δηλαδή όσο το δυνατόν πιο λεία, και επίσης έχουν μικρή μετωπική επιφάνεια.

Ο σχεδιασμός του πτερυγίου ενός αεροσκάφους είναι ένας από τους βασικότερους παράγοντες που λαμβάνονται υπόψη κατά το σχεδιασμό ολόκληρου του αεροσκάφους. Το πτερύγιο πρέπει να έχει μια συγκεκριμένη γωνία πρόσπτωσης, η οποία εξηγείται παρακάτω τι είναι, έτσι ώστε ο αέρας που προσκρούει πάνω του, να εκτρέπεται στην κάτω επιφάνεια του. Βέβαια καθώς κινείται το αεροσκάφος η γωνία που προσκρούει ο αέρας στο πτερύγιο αλλάζει. Για το λόγο αυτό, ο πιλότος ρυθμίζει τις κλίσεις του πτερυγίου με το χειριστήριό του (joystick), αναλόγως με την πορεία και την κλίση που έχει το αεροπλάνο.

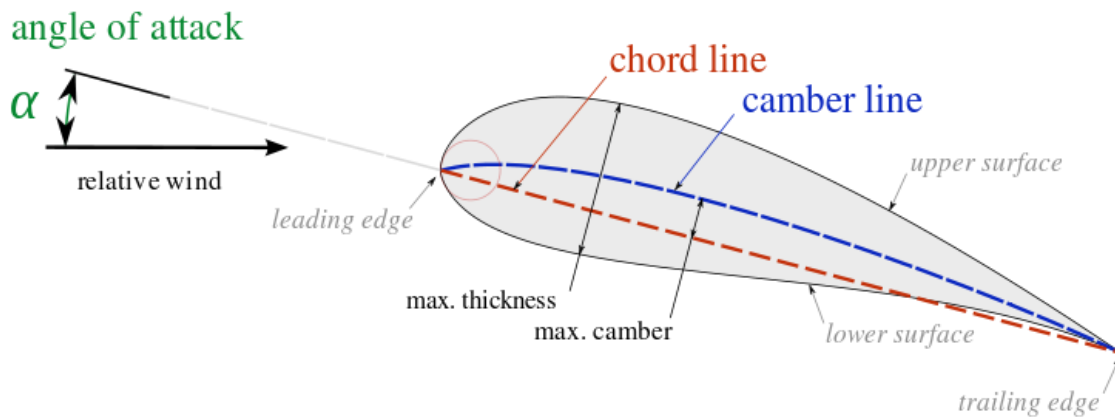
(Σημ. : Ο όρος αεροτομή και ο όρος πτέρυγα ή πτερύγιο, έχουν την ίδια έννοια και στην παρούσα Πτυχιακή Εργασία χρησιμοποιούνται χωρίς να διαφοροποιούν την έννοια των διαφόρων ορισμών, ή προτάσεων γενικότερα).

2.1.1. Γεωμετρία αεροτομής – πτερυγίου : Στην Εικόνα 2.2, απεικονίζεται μια αεροτομή σε δισδιάστατη τομή, η οποία βοηθάει στην κατανόηση των κύριων χαρακτηριστικών της.

Αυτά τα χαρακτηριστικά καθορίζουν τη γεωμετρία της και είναι τα εξής :

- Leading edge: Το χείλος πρόσπτωσης ή προσβολής, το οποίο είναι το εμπρόσθιο μέρος της πτέρυγας.
- Trailing edge : Η ακμή διαφυγής ή χείλος εκφυγής, το οποίο είναι το πίσω μέρος της πτέρυγας.
- Chord line: Η γραμμή χορδής, η οποία είναι η γραμμή που συνδέει τα δύο άκρα του πτερυγίου, δηλαδή το χείλος πρόσπτωσης με το χείλος διαφυγής.
- Upper surface : Η άνω επιφάνεια του πτερυγίου.
- Lower surface : Η κάτω επιφάνεια του πτερυγίου.
- Camber line : Η μέση γραμμή, ή γραμμή κυρτότητας, η οποία ισαπέχει από την άνω και την κάτω επιφάνεια κατά μήκος της αεροτομής.
- Max camber : Η μέγιστη κυρτότητα, η θέση της οποίας βοηθάει στον καθορισμό του σχήματος της μέσης γραμμής.
- Max thickness : Το μέγιστο πάχος, η θέση του οποίου βοηθάει στον καθορισμό του σχήματος της αεροτομής, και εκφράζεται ως ποσοστό του μήκους της χορδής.
- Camber of the airfoil : Η απόσταση f , μεταξύ της μέσης γραμμής κυρτότητας και της χορδής, ονομάζεται καμπυλότητα (ή κυρτότητα) της αεροτομής.
- Angle of Attack : Η γωνία προσβολής ή πρόσπτωσης. Είναι η γωνία μεταξύ της χορδής της αεροτομής και της προσπίπτουσας ροής του ρευστού. Η γωνία προσβολής επηρεάζει την άντωση και την οπισθέλκουσα σε μια πτέρυγα. Αν αλλαχθεί η γωνία αλλάζει η κατανομή της ταχύτητας και η κατανομή της πίεσης, γύρω από την πτέρυγα. Όπως αναφέρθηκε παραπάνω είναι συγκεκριμένη για κάθε αεροτομή. Μέσα από μελέτες έχει καθοριστεί μια συγκεκριμένη γωνία ενός πτερυγίου, ενός πραγματικού αεροσκάφους, η οποία

δίνει τη μεγαλύτερη άντωση και τη μικρότερη οπισθέλκουσα δύναμη, μεγέθη τα οποία εξηγούνται παρακάτω.



ΕΙΚΟΝΑ 2.2 : Τα κύρια χαρακτηριστικά της αεροτομής (ΠΗΓΗ: www.wikipedia.com)

Βέβαια οι πτέρυγες ενός αεροσκάφους έχουν και κάποιες άλλες διατάξεις, ενσωματωμένες πάνω τους, οι οποίες δε φαίνονται στην Εικόνα 2.2, και βελτιώνουν την αεροδυναμική της πτέρυγας, μειώνοντας την οπισθέλκουσα δύναμη και αυξάνοντας την άντωση. Τέτοιες διατάξεις είναι τα πτερύγια καμπυλότητας, ή flaps, και τα slots, ή σχισμές. Στην παρούσα Πτυχιακή Εργασία δε μελετούνται αυτές οι διατάξεις.

2.1.2. Δυνάμεις αεροτομής – πτερυγίου : Το πτερύγιο, ή αεροτομή, δέχεται μια ολική δύναμη η οποία αναλύεται σε δύο συνιστώσες. Στη δυναμική άνωση L (από το *Lift*) και στην οπισθέλκουσα D (από το *Drag*). Σκοπός ενός αεροδυναμικού σώματος είναι η μεγιστοποίηση του λόγου L/D (Lift to Drag ratio).

- ❖ Δυναμική άνωση, ή άντωση, ονομάζεται η δύναμη που δρα πάνω σε ένα σώμα, ως αποτέλεσμα της κίνησης του σώματος αυτού μέσα σε ένα ρευστό. Στις πτέρυγες συγκεκριμένα, λόγω της διαφοράς ταχύτητας και πίεσης της άνω και της κάτω πλευράς του πτερυγίου, δημιουργείται μια δύναμη, η οποία ωθεί το πτερύγιο προς τα πάνω. Η δυναμική άνωση είναι κάθετη στην επιφάνεια του πτερυγίου και εξαρτάται από τη γωνία πρόσπτωσης.

Όσο μεγαλύτερη είναι η γωνία πρόσπτωσης τόσο μεγαλύτερη είναι και η δυναμική άνωση. Όμως πάνω από μια ορισμένη γωνία πρόσπτωσης επέρχεται αποκόλληση του οριακού στρώματος στην άνω πλευρά της αεροτομής, με αποτέλεσμα να σχηματίζονται στροβιλισμοί και να έχουμε μείωση της άντωσης και αύξηση της αντίστασης (οπισθέλκουσας). Το παραπάνω φαινόμενο ονομάζεται φαινόμενο *stall*. Κάθε πτέρυγα έχει

προσδιορισμένη Stall Angle, η οποία δηλώνει πως από αυτή τη γωνία πρόσπτωσης και πάνω, εμφανίζεται το παραπάνω φαινόμενο, stall, που περιγράψαμε.

Η άνωση δίνεται από τον εξής τύπο :

$$L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot A \cdot u^2 \quad (2.1)$$

όπου,

- C_L : συντελεστής άνωσης (Lift Coefficient)
 - ρ : πυκνότητα ρευστού
 - A : επιφάνεια σώματος κάθετη στη ροή
 - u : ταχύτητα σώματος ως προς το ρευστό
- ❖ Η οπισθέλκουσα δύναμη, η οποία μερικές φορές συναντάται και ως δύναμη αντίστασης ή δύναμη αντίδρασης, εμφανίζεται κατά την κίνηση αντικειμένων εντός του ρευστού και είναι παράλληλη στην επιφάνεια του πτερυγίου. Κατά την κίνηση της αεροτομής εντός του αέρα δημιουργούνται δυνάμεις τριβής, οι οποίες είναι και η αιτία της οπισθέλκουσας δύναμης. Αυτή η δύναμη αντιτίθεται στην κίνηση των σωμάτων και έχει αρνητικές επιπτώσεις στη λειτουργία του πτερυγίου, συνεπώς και του αεροσκάφους.

Η οπισθέλκουσα, μαθηματικά εκφράζεται ως:

$$D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot A \cdot u^2 \quad (2.2)$$

όπου:

- C_L : συντελεστής οπισθέλκουσας
- ρ : πυκνότητα ρευστού
- A : Η μέγιστη μετωπική επιφάνεια του κινούμενου σώματος
- u : σχετική ταχύτητα σώματος-ρευστού

Θεωρητικά μπορεί να ειπωθεί ότι ο συντελεστής άνωσης και ο συντελεστής οπισθέλκουσας εξαρτώνται από τους αριθμούς Reynolds και Mach. Πρακτικά όμως ο αριθμός Reynolds επηρεάζει τους συντελεστές μόνο για υποηχητικές ταχύτητες, δηλαδή $M < 1$. Σε περιπτώσεις όπου έχουμε ηχητικές ή υποηχητικές ταχύτητες, $M = 1$ και $M > 1$ αντίστοιχα, η συμπίεση που προκαλείται στο ρευστό επηρεάζει σημαντικά τους συντελεστές. Έτσι μπορούμε να πούμε ότι σε υποηχητικές ταχύτητες ο αριθμός Reynolds είναι αυτός όπου επηρεάζει

σημαντικά τους συντελεστές, ενώ σε ηχητικές και υπερηχητικές ταχύτητες ο αριθμός Mach.

Ακόμη έχει αποδειχθεί θεωρητικά ότι οι παραπάνω αδιάστατοι συντελεστές, εξαρτώνται από το σχήμα της πτέρυγας, τη γωνία προσβολής, και σε μεγάλες ροϊκές ταχύτητες, από τη συμπίεστικότητα της ροής. Επίσης, για κάθε αεροτομή ή πτερύγιο υπάρχει μια ορισμένη γωνία προσβολής όπου η δυναμική άνωση και ο συντελεστής της μηδενίζονται.

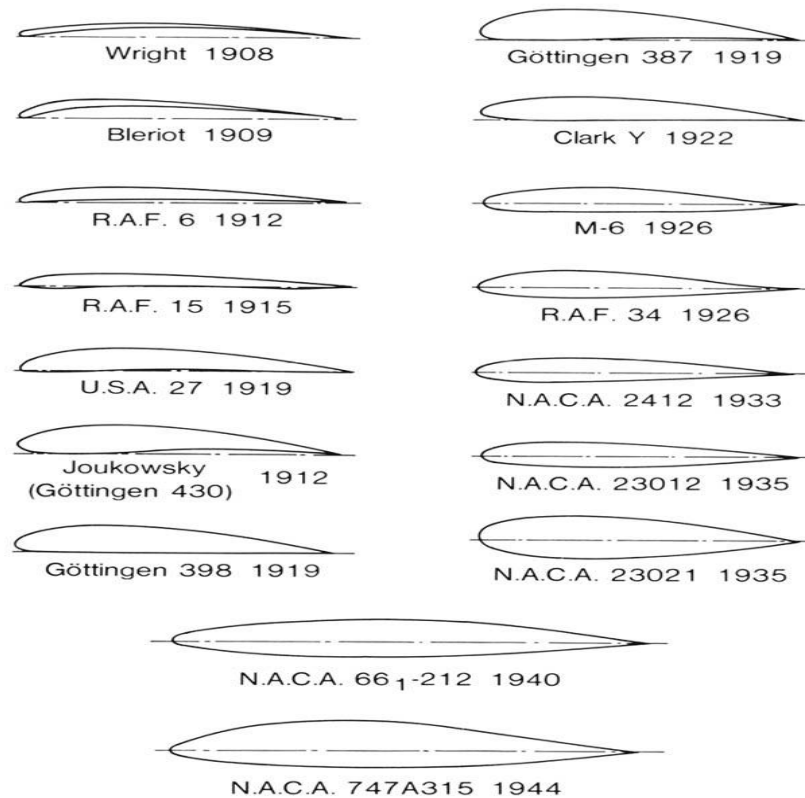
2.2 Η ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΕΞΕΛΙΞΗ ΤΩΝ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ

Στα τέλη του 1800 άρχισαν να γίνονται οι πρώτες μελέτες γύρω από τις αεροτομές. Ήταν ήδη γνωστό βέβαια, πως καθίστατο δυνατό να δημιουργηθεί άντωση αν μια επίπεδη επιφάνεια τοποθετούνταν υπό κλίση ως προς μια ροή αέρα, αφού έτσι δημιουργούνταν διαφορά πίεσης και ταχύτητας μεταξύ των δύο πλευρών-επιφανειών της πτέρυγας. Μέσα από τα διάφορα πειράματα που πραγματοποιήθηκαν στις πρώτες αεροδυναμικές σήραγγες, ο Horatio Frederick Phillips κατάφερε να αποδείξει την ιδέα του George Cayley. Ότι δηλαδή στις αεροτομές οι οποίες είχαν καμπυλότητα δημιουργούταν μεγαλύτερη άνωση αφού μειωνόταν η πίεση στην κάτω πλευρά του πτερυγίου και σαν αποτέλεσμα ήταν πιο αποδοτικές. Την ίδια στιγμή ο Γερμανός μηχανικός Otto Lilienthal είχε κάποιες ιδέες, και μαζί με τον αδερφό του Gustav Lilienthal στα μέσα του 1800 μελέτησαν προσεκτικά τα σχήματα των φτερών των πτηνών, προσπαθώντας μετέπειτα να τα αποτυπώσουν πάνω σε πτέρυγες.

Πολύ σημαντική συνεισφορά στη βελτίωση και την εξέλιξη των αεροτομών ήταν αυτή του Γερμανού μαθηματικού Martin Wilhelm Kutta και του Σοβιετικού επιστήμονα Nikolai Joukowski, οι οποίοι ανέπτυξαν το θεώρημα Kutta - Joukowski στις αρχές του 20^{ου} αιώνα. Θεωρείται ένα θεμελιώδες θεώρημα της αεροδυναμικής το οποίο επέτρεψε τη συστηματική και ανεξάρτητη μελέτη της επίδρασης του πάχους της αεροτομής (thickness) και της μέσης γραμμής (camber line), πάνω στα αεροδυναμικά της χαρακτηριστικά.

Το 1939 ο επικεφαλής στο τμήμα αεροδυναμικής ερευνητικού κέντρου Langley της NACA, Eastman Jacobs, σχεδίασε και μελέτησε την πρώτη αεροτομή στρωτής ροής ή οποία δεν παρουσίαζε υψηλή οπισθέλκουσα δύναμη.

Πλέον με τα διάφορα μέσα που έχουν στα χέρια τους, όπως οι αεροδυναμικές σήραγγες και οι ηλεκτρονικοί υπολογιστές, οι επιστήμονες, οι μηχανικοί και οι φυσικοί, μπορούν να σχεδιάσουν και να μελετήσουν διαφόρων σχημάτων αεροτομές και πτερύγια, και να προχωρήσουν σε βελτιώσεις για τη μέγιστη απόδοση.



ΕΙΚΟΝΑ 2.3 : Η εξέλιξη των αεροτομών (ΠΗΓΗ: history.nasa.gov)

2.3 ΟΙ ΑΕΡΟΤΟΜΕΣ NACA

Η Εθνική Συμβουλευτική Επιτροπή Αεροναυτικής (National Advisory Committee for Aeronautics) ιδρύθηκε το 1915, και ήταν αμερικάνικη ομοσπονδιακή υπηρεσία με αντικείμενο την αεροναυτική έρευνα. Το 1958 διαλύθηκε και τα περιουσιακά στοιχεία και το προσωπικό του οργανισμού, πέρασαν στην Εθνική Υπηρεσία Αεροναυτικής και Διαστήματος (National Aeronautics and Space Administrator - NASA).

Μεταξύ άλλων η NACA, ανέπτυξε και ερεύνησε μια σειρά αεροτομών οι οποίες χρησιμοποιούνται μέχρι και σήμερα στη μελέτη και την κατασκευή αεροσκαφών, στην αυτοκινητοβιομηχανία, στις ανεμογεννήτριες και σε διάφορες άλλες εφαρμογές. Οι αεροτομές NACA είναι σχήματα πτερυγίων και μορφολογία τους περιγράφεται με μια σειρά ψηφίων μετά τη λέξη NACA.

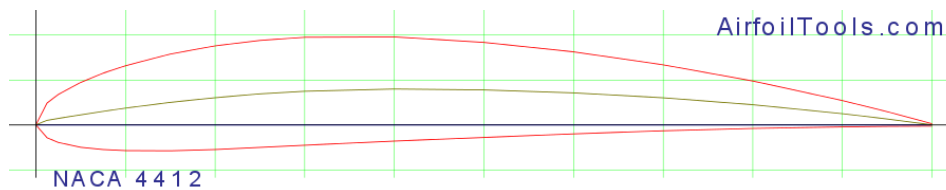
2.3.1 Τετραψήφια αεροτομή NACA : Οι τετραψήφιες αεροτομές, είναι η πρώτη σειρά των αεροτομών NACA. Μια τέτοια αεροτομή συναντάται με τη μορφή NACA $X_1 X_2 X_3 X_4$.

- Το πρώτο ψηφίο περιγράφει τη μέγιστη καμπυλότητα σαν ποσοστό της χορδής.
- Το δεύτερο ψηφίο περιγράφει την απόσταση της μέγιστης καμπυλότητας, από το χείλος πρόσπτωσης της αεροτομής, σαν ποσοστό της χορδής
- Τα δύο τελευταία ψηφία περιγράφουν το μέγιστο πάχος της αεροτομής σαν ποσοστό της χορδής.

Σαν παράδειγμα για την καλύτερη κατανόηση του ρόλου των ψηφίων σε μια αεροτομή NACA τεσσάρων ψηφίων, χρησιμοποιούμε την NACA 4412. Σύμφωνα με τα παραπάνω, τα ψηφία αυτής της αεροτομής συμβολίζουν τα εξής :

- 4 : Μέγιστη καμπυλότητα 4%.
- 4 : Η θέση της μέγιστης καμπυλότητας είναι 40%.
- 12 : Το μέγιστο πάχος της χορδής είναι 12%.

Οι αεροτομές NACA 00xx, είναι συμμετρικές και τα δύο πρώτα μηδενικά υποδεικνύουν ότι δεν υπάρχει καμπυλότητα.

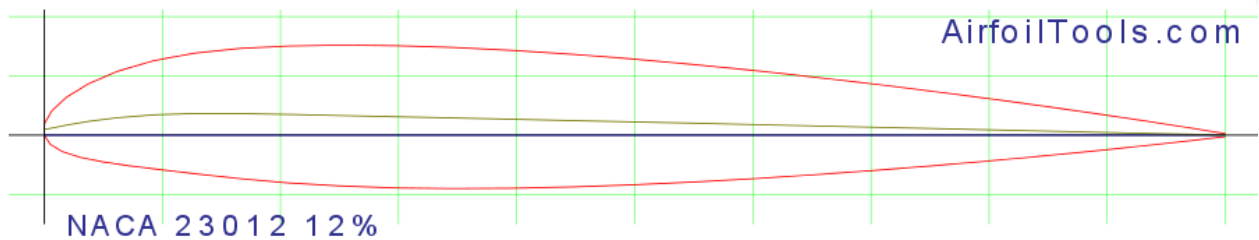


ΕΙΚΟΝΑ 2.4 : Η αεροτομή NACA (ΠΗΓΗ: www.airfoiltools.com)

2.3.2 Πενταψήφια αεροτομή NACA : Βελτίωση των αεροτομών τεσσάρων ψηφίων αποτελούν οι πενταψήφιες αεροτομές, οι οποίες μπορούν να περιγράψουν πολυπλοκότερα και πιο σύνθετα σχήματα. Σε αυτές τις αεροτομές μεταφέρθηκε, όσο το δυνατό πιο μπροστά, η θέση της μέγιστης καμπυλότητας της μέσης γραμμής, για να αυξηθεί ο συντελεστής άνωσης (C_L) της αεροτομής, αφήνοντας το πάχος ίδιο. Μια τέτοια αεροτομή ίδιου πάχους και καμπυλότητας, σε σχέση με μια τεσσάρων ψηφίων, έχει 10% με 20% μεγαλύτερο συντελεστή άνωσης.

Στη σειρά 5 ψηφίων της NACA, όταν το πρώτο ψηφίο πολλαπλασιάζεται με 0.15, τότε παίρνουμε το συντελεστή άνωσης. Όταν το δεύτερο και το τρίτο ψηφίο διαιρεθούν με 2, τότε παίρνουμε την απόσταση της μέγιστης καμπυλότητας από το σημείο πρόσπτωσης. Τέλος το τέταρτο και το πέμπτο ψηφίο εκφράζουν το μέγιστο πάχος της αεροτομής σαν ποσοστό της χορδής. Σαν παράδειγμα για την κατανόηση μιας πτέρυγας NACA 5^{ης} σειράς, χρησιμοποιούμε τη NACA 23012. Έτσι έχουμε :

- 2 : $C_L = 2 \cdot 0.15 \Rightarrow C_L = 0,3$.
- 30 : Η θέση της μέγιστης καμπυλότητας είναι $30/2 = 15\%$.
- 12 : Το μέγιστο πάχος της χορδής είναι 12%.



ΕΙΚΟΝΑ 2.5 : Η αεροτομή NACA 23012 (ΠΗΓΗ: www.airfoiltools.com)

2.3.3 Άλλες σειρές αεροτομών NACA : Η 6^η σειρά δημιουργήθηκε με σκοπό τη μεγιστοποίηση της στρωτής ροής γύρω από τις αεροτομές. Το πρώτο ψηφίο αυτής της σειράς εκφράζει την περιοχή της ελάχιστης πίεσης στην άνω επιφάνεια του πτερυγίου, σαν ποσοστό της χορδής.

Σημαντική πρόοδος στη μεγιστοποίηση αυτού του καθεστώτος ροής, επιτυγχάνεται με τον προσδιορισμό των ζωνών χαμηλής πίεσης στην άνω και στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής. Έτσι αναπτύχθηκαν οι αεροτομές NACA επτά ψηφίων. Όπως και στις εξαψήφια αεροτομές, έτσι και στην 7^η σειρά, το πρώτο ψηφίο περιγράφει την περιοχή της ελάχιστης πίεσης στην άνω επιφάνεια του πτερυγίου, σαν ποσοστό της χορδής. Το δεύτερο ψηφίο, όπου είναι το επιπρόσθετο σε σχέση με την προηγούμενη σειρά, περιγράφει την περιοχή της ελάχιστης πίεσης στην κάτω επιφάνεια του πτερυγίου, σαν ποσοστό της χορδής.

Τέλος σχεδιάστηκε και ακόμη μια σειρά, 8 ψηφίων, οι οποίες μεγιστοποιούν τη ροή γύρω από τις αεροτομές ανεξαρτήτου είδους. Η αρίθμηση είναι πανομοιότυπη με αυτήν των επταψήφια αεροτομών, μόνο που σαν πρώτο ψηφίο είναι το 8, με σκοπό τον προσδιορισμό της σειράς.

3. ΟΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΕΣ ΣΗΡΑΓΓΕΣ



ΕΙΚΟΝΑ 3.1 : Οι ανεμιστήρες το εσωτερικό της αεροσήραγγας A2, στη Βόρεια Καρολίνα
(ΠΗΓΗ: www.A2TW.com)

3.1 Η ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΚΑΙ Η ΧΡΗΣΗ ΤΗΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΣΗΡΑΓΓΑΣ

Η αεροδυναμική σήραγγα είναι ένα πολύ σημαντικό εργαλείο που χρησιμοποιείται για τη μελέτη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς διαφόρων στερεών αντικειμένων που κινούνται μέσα στον αέρα, και όχι μόνο. Πρόκειται για μεγάλες εγκαταστάσεις οι οποίες λειτουργούν ως εξής.

Η διαδικασία ξεκινάει με την «απορρόφηση» του ατμοσφαιρικού αέρα με τη βοήθεια ειδικών μηχανισμών, όπως οι αντλίες αναρρόφησης, έξω από την σήραγγα, δηλαδή από το περιβάλλον. Από εκεί μέσω αγωγών ο αέρας μεταφέρεται εντός της αεροσήραγγας και στη συνέχεια περνάει από ειδικά φίλτρα για να καθαρίζεται από σωματίδια σκόνης και άλλες ουσίες. Έπειτα ξαναπερνάει μέσα από αγωγούς, αυτή τη φορά μικρότερης διατομής, έτσι ώστε να αποκτήσει μεγαλύτερη ταχύτητα. Τέλος με τη χρήση μεγάλων ανεμιστήρων, οι οποίοι περιστρέφονται με αρκετές στροφές ανά

λεπτό (rpm), τροφοδοτείται μέσα στο χώρο-θάλαμο όπου γίνονται οι δοκιμές και οι μελέτες.

Είναι σημαντικό για την αξιοπιστία του πειράματος και των αποτελεσμάτων, αυτοί οι ανεμιστήρες να έχουν πτερύγια ευθυγράμμισης, έτσι ώστε να εξομαλύνεται η ροή του αέρα, μειώνοντας με αυτόν τον τρόπο στο ελάχιστο τους στροβιλισμούς που μπορεί να προκληθούν από τα ίδια τα πτερύγια του ανεμιστήρα. Ο αέρας, που πλέον έχει τροφοδοτηθεί στο χώρο των δοκιμών, μπορεί να περιέχει διάφορες ουσίες, όπως χρώμα ή καπνό, για να είναι ορατές οι ροϊκές γραμμές γύρω από το υπό δοκιμή αντικείμενο. Ακόμη για τον καθορισμό της κατεύθυνσης της ροής του αέρα μπορούν να τοποθετηθούν τούφες νήματος ή μαλλιού κατάλληλα στερεωμένες επάνω στις επιφάνειες όπου εξετάζονται.

Μέσα σε αυτές τις εγκαταστάσεις μπορούν να μελετηθούν αυτοκίνητα, αεροσκάφη, ανεμογεννήτριες ακόμη και γέφυρες ή και κτίρια. Όταν η μελέτη γίνεται σε ένα αυτοκίνητο, τότε αυτό τοποθετείται πάνω σε μια βάση, η οποία με τη βοήθεια ενός ηλεκτροκινητήρα και ιμάντων κινείται και έτσι προσομοιώνεται η κίνησή του αυτοκινήτου στο οδόστρωμα. Αντίθετα κάτι τέτοιο δε χρειάζεται όταν μελετάται ένα αεροσκάφος, το οποίο είναι στερεωμένο σε έναν σύλο. Βέβαια σε αυτήν την περίπτωση χρειάζεται η ρύθμιση του υψόμετρου πτήσης. Κάτι τέτοιο επιτυγχάνεται με τη ρύθμιση της θερμοκρασίας και της πίεσης. Όπως θα δούμε σε παρακάτω Κεφάλαια, αναλόγως με το υψόμετρο πτήσης, αλλάζει η θερμοκρασία αλλά και η πίεση.

Η μελέτη των αντικειμένων πραγματοποιείται σε κλίμακα μικρότερης της πραγματικής (1:1), και αυτό διότι σε αντίθετες περιπτώσεις θα απαιτούνταν μεγαλύτερες εγκαταστάσεις, κάτι το οποίο θα ήταν πολύ πιο δαπανηρό. Έτσι αφού γίνουν οι όποιες μελέτες και παρθούν τα όποια αποτελέσματα για τα μικρότερης κλίμακας μοντέλα, ο μηχανικός μπορεί με κατάλληλη επεξεργασία των αποτελεσμάτων να προβλέψει, αυτό που μελετήθηκε εντός της αεροσήραγγας, στην πλήρη κλίμακα του αντικειμένου.

Στις αεροδυναμικές σήραγγες αεροσκαφών πρέπει να διασφαλίζεται ότι οι παράμετροι ροής, όπως οι αριθμοί Mach και Reynolds, είναι όμοιες με αυτές στις συνθήκες πτήσης, σε περίπτωση μελέτης ενός αεροσκάφους. Τόσο ο αριθμός Mach όσο και ο αριθμός Reynolds, εξαρτώνται από την ταχύτητα και την πυκνότητα του αερίου στη σήραγγα. Αυτά πρέπει να ληφθούν υπόψη για να είναι ουσιαστικά και αξιόπιστα τα αποτελέσματα των μετρήσεων.

3.2 Η ΙΣΤΟΡΙΚΗ ΕΞΕΛΙΞΗ ΤΗΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ ΣΗΡΑΓΓΑΣ

Το 1742 ο Άγγλος στρατιωτικός, μηχανικός και μαθηματικός Benjamin Robins κατασκεύασε το πρώτο μοντέλο φυγόκεντρου, το οποίο στροβιλιζόταν ασκώντας χειροκίνητα μια δύναμη στο βραχίονα της συσκευής. Με αυτόν τον τρόπο, έγινε ο πρώτος επιστήμονας ο οποίος μπόρεσε να μετρήσει την δύναμη της αντίστασης με όργανο. Αυτός ο μηχανισμός χρησιμοποιήθηκε από αρκετούς επιστήμονες, μεταξύ άλλων και από το George Cayley ο οποίος μέτρησε την οπισθέλκουσα δύναμη και την άντωση σε διάφορες αεροτομές. Η αδυναμία όμως αυτής της κατασκευής να παράγει μια αξιόπιστη ροή αέρα οδήγησε τον Francis Herbert Wenham, μέλος του συμβουλίου της αεροναυτικής εταιρείας της Μεγάλης Βρετανίας, στο σχεδιασμό και τη λειτουργία της πρώτης αεροδυναμικής σήραγγας. Από εκεί και έπειτα άρχισαν να γίνονται μελέτες και έρευνες πάνω σε διάφορα αντικείμενα, συσκευές και μηχανισμούς. Ο Δανός επιστήμονας και ερευνητής, Poulla Cour, χρησιμοποίησε τις αεροδυναμικές σήραγγες για την ανάπτυξη και τη βελτίωση της λειτουργίας των ανεμογεννητριών και ο Σουηδός Carl Rickard Nyberg σχεδίασε το Flugan το οποίο αποτελεί τον «πρόγονο» του σημερινού αεροπλάνου. Ακόμη μέσα σε αεροσήραγγες εργάστηκαν το 1901 και οι αμερικανοί αδερφοί Wright στους οποίους αποδίδεται η κατασκευή του πρώτου επιτυχημένου αεροπλάνου.

Το 1916 το πολεμικό ναυτικό των Η.Π.Α. κατασκεύασε τη μεγαλύτερη αεροδυναμική σήραγγα έως τότε, η οποία είχε διάμετρο 3,5 m και ο ηλεκτροκινητήρας, ισχύος 500 HP, ήταν υπεύθυνος για τη λειτουργία του ανεμιστήρα εντός αυτής. Κατά τη διάρκεια του Β' Παγκοσμίου πολέμου (1939-1945), κατασκευάστηκαν αεροσήραγγες με ανεμιστήρες διαμέτρου 12 m, όπου κινούνταν από ηλεκτροκινητήρες 40 kHP και η ταχύτητα του αέρα, μέσα σε αυτές, έφτανε τα 640 km/h. Ακόμη οι Γερμανοί μηχανικοί είχαν κατασκευάσει υπερηχητικές αεροσήραγγες στις οποίες ο αριθμός Mach έφτανε 4.4. Καθώς περνούσαν τα χρόνια, προχωρούσε σημαντικά η εξέλιξη και η ανάπτυξη αυτών των εγκαταστάσεων και έτσι ήταν εφικτή η μελέτη παραπάνω παραμέτρων μέσα σε αυτές. Όμως ανάπτυξη υπήρχε και στους ηλεκτρονικούς υπολογιστές. Έτσι κατέστη δυνατό αυτή η μελέτη να γίνεται μέσω προσομοιώσεων με τη χρήση των ηλεκτρονικών υπολογιστών. Κάτι το οποίο είναι πολύ σημαντικό από οικονομικής πλευράς. Πλέον η υπολογιστική ρευστοδυναμική αποτελεί αναπόσπαστο κομμάτι στην αεροδυναμική μελέτη, όπως θα διαπιστωθεί και στην συνέχεια της Παρούσας Εργασίας.



ΕΙΚΟΝΑ 3.2 : Το Datsun Classic 240z, δοκιμάζεται στην αεροσήραγα της Datsun το 1970 (ΠΗΓΗ: www.goodoldvalves.tumblr.com)



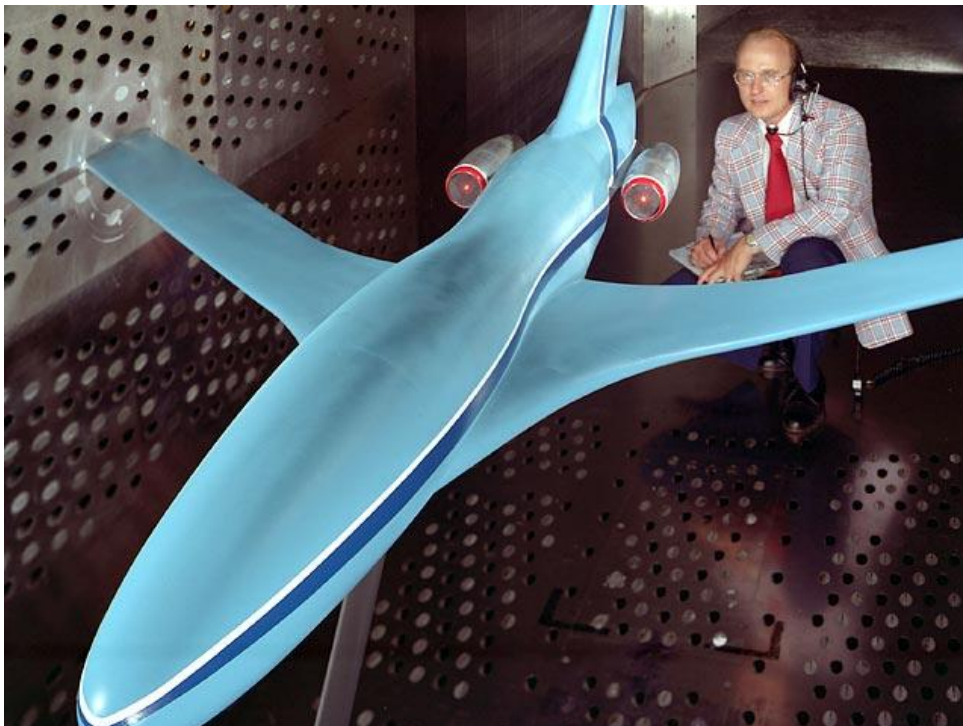
ΕΙΚΟΝΑ 3.3 : Το μονοθέσιο της Red Bull Racing RB10, δοκιμάζεται στην αεροσήραγα της Red Bull Racing το 2009 (ΠΗΓΗ: www.debutart.com)

3.3 ΤΥΠΟΙ ΤΩΝ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΣΗΡΑΓΓΩΝ

Μια αεροδυναμική σήραγγα μπορεί να κατασκευαστεί έτσι ώστε να δουλεύει μέσα σε ένα εύρος τιμών του αριθμού Mach και έτσι σύμφωνα με αυτό μπορεί να κατηγοριοποιηθεί. Όπως αναφέρθηκε στο Κεφάλαιο 1, τον όρο υπερηχητικό (supersonic) τον χρησιμοποιούμε για $M > 1$, τον όρο υποηχητικό (subsonic) για $M < 1$ και τον όρο διηχητικό (transonic) τον χρησιμοποιούμε για να περιγράψουμε υψηλές υποηχητικές και χαμηλές υπερηχητικές ταχύτητες ($0.7 \leq M \leq 1.4$). Παρακάτω γίνεται μια αναφορά σε τρεις αεροδυναμικές σήραγγες.

3.3.1 Supersonic Wind Tunnel της NASA : Η 8 x 6 ft, πρόκειται για μια υπερηχητική αεροδυναμική σήραγγα της NASA, στην οποία έχουν μελετηθεί αεροσκάφη όπως το Turboprop, το F-35 Lightning II και το Advanced Tactical Fighter. Έχει ύψος 2.5 m, πλάτος 1.85 m, μήκος 23.5 m, και είναι κατασκευασμένη από ανοξείδωτο χάλυβα.

Η σήραγγα παρότι κατά κύριο λόγο είναι κατασκευασμένη για υπερηχητικές ροές με αριθμό Mach έως 2, μπορεί να λειτουργήσει και σε πολύ χαμηλές ταχύτητες με αριθμό Mach από 0 - 0.1. Το υψόμετρο της πτήσης μπορεί να ρυθμιστεί από 305 - 10670 m και οι θερμοκρασίες στο του χώρου δοκιμών, εντός ενός μεγάλου εύρους τιμών. Τέλος η οπτικοποίηση της ροής γίνεται με προσθήκη χρώματος στον αέρα.



ΕΙΚΟΝΑ 3.4 : Μοντέλο αεροσκάφους, σε κλίμακα, στην υπερηχητική αεροσήραγγα 8 x 6 ft της NASA (ΠΗΓΗ: www.nasa.gov)

3.3.2 Subsonic Wind Tunnel της Boeing : Η 9 x 9 ft, πρόκειται για μια υποηχητική αεροδυναμική σήραγγα κατασκευασμένη από την εταιρία Boeing, και η οποία βρίσκεται Σιάτλ της Ουάσιγκτον. Το πλάτος και το ύψος της είναι 2.75 m, με το μήκος της να φτάνει στα 4.3 m. Η ταχύτητα του αέρα κυμαίνεται από 0 έως 365 km/h και το μοντέλο που εξετάζεται στηρίζεται σε μια περιστρεφόμενη, κατά 360°, βάση.

Στη συγκεκριμένη σήραγγα εκτός από πραγματικά αεροσκάφη, έχουν μελετηθεί και μη τυποποιημένα μοντέλα αεροσκαφών, στο πλαίσιο της έρευνας. Η τροφοδοσία του αέρα στο θάλαμο μελέτης της σήραγγας, πραγματοποιείται μέσω αγωγών και ανεμιστήρων, και η αναρρόφηση του αέρα γίνεται με τη βοήθεια ενός στροβιλοκινητήρα, ο οποίος βρίσκεται έξω από τη σήραγγα.



ΕΙΚΟΝΑ 3.5 : Ο χώρος δοκιμών της υποηχητικής αεροσήραγγας 9 x 9 ft της Boeing
(ΠΗΓΗ: www.boeing.com)

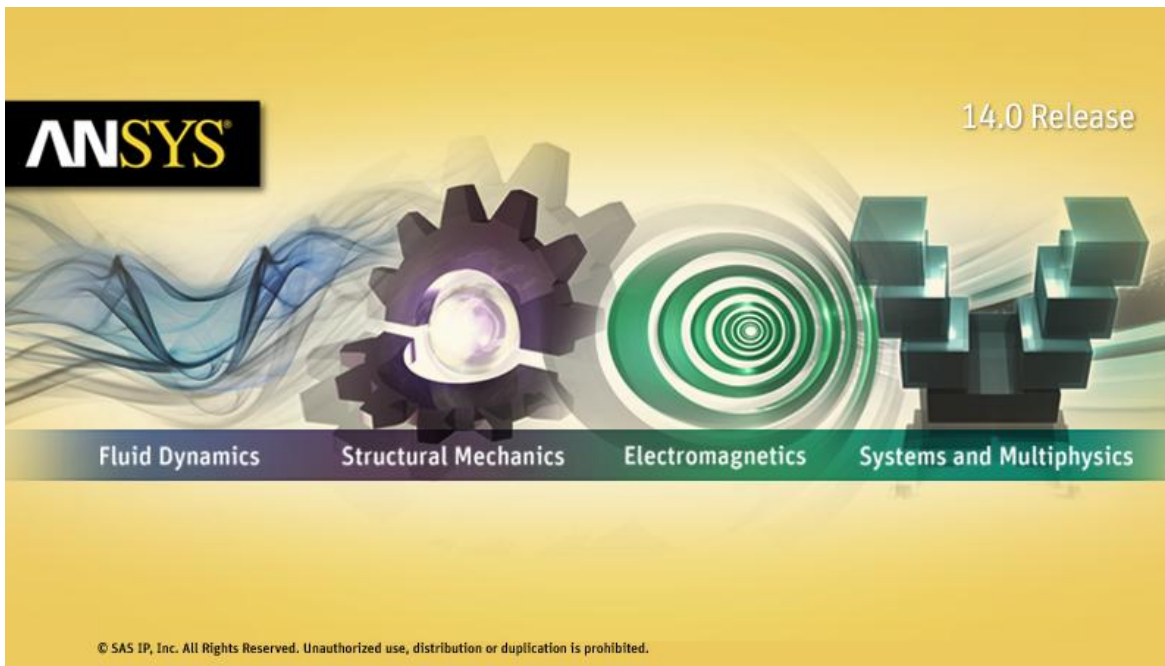
3.3.3 Transonic Wind Tunnel της ETW : Πρόκειται για την διηχητική αεροσήραγγα της European Transonic Wind Tunnel, η οποία βρίσκεται στην Κολωνία της Γερμανίας. Έχει πλάτος 2.4 m, ύψος 2 m, μήκος 9 m, και το υπό κλίμακα αεροσκάφος μπορεί να έχει άνοιγμα φτερών 1.6 m. Μπορεί να λειτουργήσει με αριθμό Mach 0.15 - 0.7, για δοκιμές υψηλής άνωσης στις πτέρυγες και τα φτερά αεροσκαφών, με Mach από 0.7 - 0.9 για δοκιμές εμπορικών και επιβατικών αεροσκαφών, καθώς και με Mach από 0.9 - 1.35 για μελέτες σε μαχητικά αεροσκάφη και διαστημικά οχήματα. Η συνολική πίεση στο θάλαμο της δοκιμής είναι 4.5 bar με την ελάχιστή της τιμή 1.15 bar. Ακόμη η ελάχιστη θερμοκρασία μέσα στο θάλαμο δοκιμών μπορεί να είναι 110 K ή -163 °C, με τη μέγιστη να φτάνει τους 313 K ή 40 °C. Τέλος, η παρακολούθηση της δοκιμής είναι πολύ εύκολη, καθώς εκτός από τις

κάμερες και την παρατήρησή της μέσω υπολογιστών, υπάρχουν 90 ειδικά παράθυρα στο θάλαμο των δοκιμών.



ΕΙΚΟΝΑ 3.6 : Ο χώρος δοκιμών της διηχητικής αεροσήραγγας 8 x 6.5 ft της ETW (ΠΗΓΗ: www.etw.de)

4. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΟ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟ ANSYS



ΕΙΚΟΝΑ 4.1 : Το υπολογιστικό λογισμικό ANSYS 14.0

4.1 Η ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΤΟΥ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟΥ

Το 1970 ο Δρ. John Sawson ιδρύει την εταιρία Systems Analysis Swanson - Inc SASI - η οποία το 1994 πωλείται στην TA Associates, με τους νέους ιδιοκτήτες να την μετονομάζουν σε Ansys Inc. Ο στόχος της, ήταν η ανάπτυξη και η λειτουργία ενός λογισμικού πεπερασμένων στοιχείων και διαφορών, με το οποίο θα ήταν δυνατή η προσομοίωση και η έρευνα σε διάφορες εφαρμογές.

Τα πολλά πακέτα τα οποία εμπεριέχονται στο ANSYS δίνουν τη δυνατότητα για μελέτες, μέσω προσομοιώσεων, σε τομείς όπως η ρευστομηχανική, η στατική, η ηλεκτρομαγνητική, η μηχανική των υλικών και η μετάδοση θερμότητας.

Με το πέρασμα των χρόνων η εταιρία επένδυσε πολλά κεφάλαια έτσι ώστε να αναπτύξει το προϊόν της με αποτέλεσμα την ευρεία χρήση του.

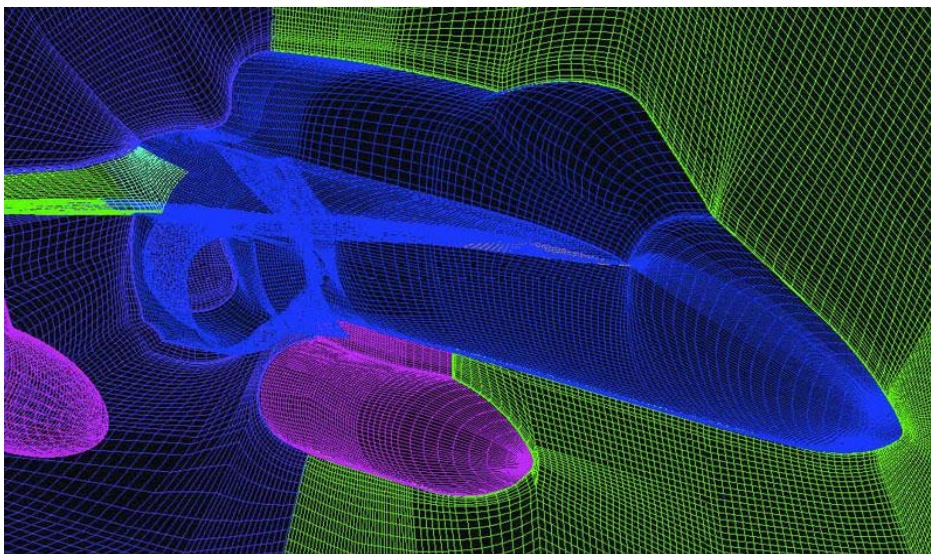
Η Ansys ανέπτυξε το πρόγραμμα υπολογιστικής ρευστομηχανικής CFX και αργότερα ακολούθησε το παρόμοιο Fluent. Επίσης έχει αναπτύξει και ένα λογισμικό κατασκευής πλέγματος, το ICEM CFD.

4.2 ICEM CFD

Το ICEM CFD είναι ένα λογισμικό δημιουργίας πλεγμάτων, ή αλλιώς ένα λογισμικό meshing. Υπάρχει η δυνατότητα της εισαγωγής μιας γεωμετρίας, η οποία έχει σχεδιαστεί σε κάποιο πρόγραμμα σχεδίασης, όπως το SolidWorks και το Catia.

Το ICEM, μας δίνει τη δυνατότητα να κατασκευάσουμε το πλέγμα, με τη μορφή που εμείς θέλουμε. Μπορούμε να επιλέξουμε ανάμεσα σε τριγωνικό meshing (AllTri), τετραγωνικό meshing (Quad), τριγωνικό-τετραγωνικό (Tri/Quad). Επίσης το ICEM δεν περιορίζεται σε 2D προβλήματα. Υπάρχει η δυνατότητα κατασκευής ενός 3D meshing, όπως φαίνεται και στην Εικόνα 4.2, αν κάτι τέτοιο απαιτείται για τη μελέτη μας. Εφόσον δημιουργήσουμε το πλέγμα, με τη χρήση πολλών εργαλείων μπορούμε να το βελτιστοποιήσουμε και να το διορθώσουμε, ώστε να έχουμε όσο το δυνατόν μεγαλύτερη αξιόπιστα των αποτελεσμάτων στα μετέπειτα προγράμματα προσομοιώσεων που θα χρησιμοποιήσουμε.

Ακόμη η δημιουργία ενός πλέγματος (mesh), μπορεί να γίνει και μέσα από το Ansys Workbench και τα εργαλεία που αυτό εμπεριέχει, τα οποία είναι το Ansys Design Modeler και το Ansys Meshing. Βέβαια το Ansys Workbench δεν περιορίζεται μόνο στην κατασκευή ενός πλέγματος, αλλά υπάρχει η δυνατότητα ολόκληρου του καθορισμού του προβλήματος. Από τον καθορισμό της γεωμετρίας, έως και την επεξεργασία των αποτελεσμάτων.



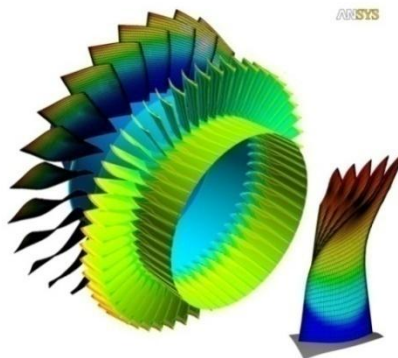
ΕΙΚΟΝΑ 4.2 : 3D Mesh σε μαχητικό αεροσκάφος (ΠΗΓΗ: www.ANSYS.SOFTEN.com)

4.3 ANSYS CFX

Το ANSYS CFX είναι ένα υψηλής απόδοσης και γενικής χρήσεως, λογισμικό πεπερασμένων διαφορών και επεξεργασίας δυναμικής ρευστών, το οποίο χρησιμεύει στη λύση προβλημάτων της ροής των ρευστών, σε μεγάλο εύρος, για πάνω από είκοσι χρόνια.

Στην «καρδιά» του ANSYS CFX υπάρχει ένας προηγμένης τεχνολογίας solver («λύτης»), με τον οποίο επιτυγχάνεται, μεταξύ άλλων, η αξιοπιστία των αποτελεσμάτων. Ο σύγχρονος αυτός solver είναι το θεμέλιο για μια άφθονη επιλογή των φυσικών μοντέλων που αναπαριστούν εικονικά κάθε είδους φαινόμενο, το οποίο σχετίζεται με τη ροή των ρευστών. Ο solver και πολλά φυσικά μοντέλα είναι ενσωματωμένα σε ένα σύγχρονο και ευέλικτο γραφικά περιβάλλον με εκτεταμένες δυνατότητες και αυτοματοποίηση, χρησιμοποιώντας διάφορα αρχεία και δεδομένα, ενώ διαθέτει και μια ισχυρή γλώσσα γραφής.

Βέβαια το ANSYS CFX είναι κάτι παραπάνω από ένας ισχυρός κώδικας CFD. Η ενσωμάτωση στην πλατφόρμα ANSYS WorkBench, που όπως περιγράψαμε μας δίνει τη δυνατότητα καθορισμού-λύσης-επεξεργασίας αποτελεσμάτων ενός προβλήματος, παρέχει ανώτερες αμφίδρομες συνθέσεις σε όλα τα μεγάλα CAD συστήματα, καθώς και ισχυρή τροποποίηση γεωμετρίας και δημιουργίας πλέγματος, με τα εργαλεία που αναφέρθηκαν παραπάνω. Επίσης η ενσωμάτωση αυτή παρέχει ευκολία στη μεταφορά δεδομένων και αποτελεσμάτων, τα οποία μπορούν να μοιραστούν μεταξύ των διάφορων εφαρμογών. Για παράδειγμα μια λύση ενός προβλήματος που ασχολείται με τη ροή ενός ρευστού, είναι εφικτό να χρησιμοποιηθεί στον ορισμό ενός οριακού φορτίου μεταγενέστερης δομικής μηχανικής προσομοίωσης. Μια αμφίδρομη σύνδεση με το ANSYS Structural Mechanics Products επιτρέπει τη σύλληψη ακόμα και των πιο σύνθετων δομών ενός ρευστού, δηλαδή FSI (Fluid - Structure Interaction) προβλημάτων, με την ίδια ευκολία στο περιβάλλον χρήσης, εξοικονομώντας την ανάγκη για την αγορά, τη διαχείριση ή την εκτέλεση από άλλα περαιτέρω λογισμικά.



ΕΙΚΟΝΑ 4.3 : Αεροελαστική προσομοίωση σε ανεμιστήρα, με τη χρήση του Ansys CFD
(ΠΗΓΗ: www.ansys.com)

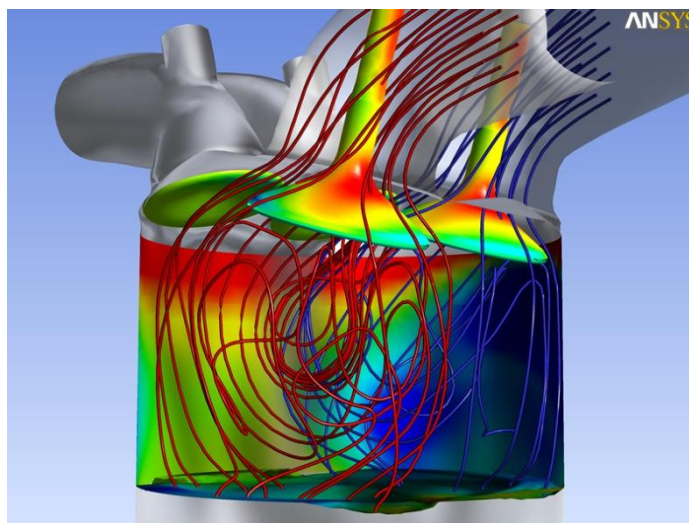
4.4 ANSYS FLUENT

Το λογισμικό ANSYS Fluent περιέχει τις ευρείες δυνατότητες φυσικής μοντελοποίησης που απαιτούνται για τα μοντέλα διαφόρων ροών, αναταράξεων, μεταφορά θερμότητας κ.α., για βιομηχανικές εφαρμογές που κυμαίνονται από τη ροή του αέρα πάνω σε ένα πτερύγιο ενός αεροσκάφους, μέχρι την καύση σε κλίβανο, από τις στήλες φυσαλίδων μέχρι τις εξέδρες άντλησης πετρελαίου, από τη ροή του αίματος μέχρι την παραγωγή ημιαγωγών, και από έναν καθαρά απλό σχεδιασμό δωματίου, σε εγκαταστάσεις επεξεργασίας λυμάτων.

Σήμερα, χιλιάδες επιχειρήσεις σε όλο τον κόσμο επωφελούνται από τη χρήση του λογισμικού ANSYS Fluent, και είναι αναπόσπαστο εργαλείο για το σχεδιασμό και τη βελτιστοποίηση της ανάπτυξης του προϊόντος τους.

Ο προηγμένης τεχνολογίας solver παρέχει γρήγορα και ακριβή αποτελέσματα, με ευέλικτη μετακίνηση και μετασχηματισμό πεδίων. Ο χρήστης έχει τη δυνατότητα να παρέμβει στα διάφορα μοντέλα και τις διάφορες παραμέτρους που ορίζει το Fluent, έτσι ώστε να προσαρμόσει το ίδιο το Fluent πάνω στο πρόβλημά του, και όχι ο ίδιος πάνω στο Fluent. Ακόμη κατά τη διάρκεια της λύσης ενός προβλήματος, το ANSYS Fluent δίνει τη δυνατότητα της διακοπής ενός υπολογισμού, και έτσι ο χρήστης μπορεί να εξετάσει τα αποτελέσματα, να αλλάξει οποιαδήποτε ρύθμιση, και στη συνέχεια να συνεχίσει τον υπολογισμό από εκεί που τον είχε σταματήσει.

Τέλος όλες οι ρυθμίσεις και όλα τα δεδομένα που έχει εισάγει ο χρήστης, αποθηκεύονται ως case & data, και υπάρχει η δυνατότητα της εισαγωγής αυτών σε αντίστοιχα προβλήματα. Δηλαδή το μόνο που έχει να κάνει ο χρήστης, είναι να εισάγει τη νέα γεωμετρία.



ΕΙΚΟΝΑ 4.4 : Προσομοίωση σε κινητήρα εσωτερικής καύσης (ΠΗΓΗ: www.ansys.com)

4.4.1 Επιλογή παραμέτρων στο Fluent : Το Fluent, έχει ένα μεγάλο αριθμό μοντέλων προσομοίωσης, και καθένα από αυτά πολλές παραμέτρους, οι οποίες ρυθμίζονται σύμφωνα με τις απαιτήσεις μας. Επίσης πολλές παράμετροι μπορούν να ρυθμιστούν, πριν γίνει η επιλογή του μοντέλου, για τον καλύτερο καθορισμό και κυρίως, για την καλύτερη επίλυση του προβλήματος. Στην παρούσα Πτυχιακή Εργασία, έγιναν κάποιες τροποποιήσεις στις προεπιλεγμένες ρυθμίσεις του Fluent.

Αφού πρώτα από την καρτέλα General, στην επιλογή mesh, ελέγξουμε την ποιότητα, και όχι μόνο, του πλέγματος, προχωράμε σε κάποιες αλλαγές που πραγματοποιήθηκαν.

Αυτές οι αλλαγές που έγιναν στις προεπιλεγμένες επιλογές του Fluent, είναι κοινές για όλα τα μοντέλα τα οποία χρησιμοποιήθηκαν, έτσι ώστε να υπάρχει συνοχή στα αποτελέσματα. Με αυτές τις αλλαγές πάρθηκαν τα βέλτιστα αποτελέσματα.

Στην κατηγορία General το Fluent δίνει δύο επιλογές Type, οι οποίες είναι η Pressure Based και η Density Based. Η επιλογή Pressure Based χρησιμοποιείται για προβλήματα ασυμπίεστης ροής και για «ήπιες» συμπιεστές ροές. Η άλλη επιλογή, Density Based, χρησιμοποιείται για προβλήματα συμπιεστής ροής υψηλής ταχύτητας, καθώς δίνει καλύτερα αποτελέσματα σε τέτοιες περιπτώσεις. Όλες οι προσομοιώσεις που έγιναν στην παρούσα Πτυχιακή, είχαν ως επιλογή Type, το Density Based. Επίσης στο General, βρίσκουμε και την επιλογή Time, στην οποία επιλέγουμε Steady, καθώς έχει επιλεγθεί το πρόβλημα να είναι σταθερό προς το χρόνο. Επίσης στην κατηγορία Model, επιλέχθηκε το Energy On, καθώς η ροή, στο πρόβλημα είναι συμπιεστή.

Στην κατηγορία Boundary Conditions (Συνοριακές Συνθήκες), ορίσαμε τον τύπο του πτερυγίου, όπου στο ICFM το έχουμε ονομάσει CRVS(curves), όπως θα φανεί στο 5^ο Κεφάλαιο, ως wall (τοίχος). Το Fluent, δίνει διάφορους τύπους συνοριακών συνθηκών που μπορούν να επιλεγθούν για το πεδίο ροής, FARFIELD όπως έχουμε ονομάσει. Ένας τύπος συνοριακής συνθήκης είναι το *Velocity Inlet*, με την οποία, ορίζεται το μέτρο της ταχύτητας και η ένταση της τύρβης. Άλλος τύπος είναι το *Pressure Outlet*, στο οποίο όλες οι ποσότητες της ροής, στην έξοδο, υπολογίζονται από την κατάσταση μέσα στο ροϊκό πεδίο.

Ο τύπος που επιλέχθηκε για το FARFIELD, ήταν το *Pressure-Far-Field*. Ο συγκεκριμένος τύπος απαιτεί το ορισμένο farfield, να βρίσκεται σε ακτίνα τουλάχιστον 20 φορές το μήκος της χορδής, από την πτέρυγα. Κάτι τέτοιο ισχύει στην περίπτωση μας, όπως θα φανεί και στο 5^ο Κεφάλαιο, με τη σχεδίαση του πλέγματος. Έχοντας επιλέξει αυτόν τον τύπο, το Fluent μας δίνει τη δυνατότητα να καθορίσουμε την πίεση, τη θερμοκρασία, τον αριθμό Mach, ακόμη και τη γωνία πρόσπτωσης (AOA). Αυτός ο καθορισμός γίνεται στα επόμενα κεφάλαια.

Στην κατηγορία Solution → Monitor , μέσω της επιλογής *Residual Monitors*, επιλέγουμε να μη γίνεται έλεγχος της σύγκλισης των εξισώσεων, έτσι ώστε όλες οι

προσομοιώσεις να τρέξουν με τον ίδιο αριθμό επαναλήψεων. Αυτό γίνεται επιλέγοντας την εντολή *none*, στο *Convergence Criterion*. Προτού επιλεγθεί αυτό οι προσομοιώσεις έτρεξαν και με έλεγχο σύγκλισης και σε όλες, οι εξισώσεις συγκλίνουν.

Όπως προαναφέραμε αυτές οι αλλαγές στις προεπιλεγμένες ρυθμίσεις του Fluent, έγιναν σε όλες τις προσομοιώσεις.

4.4.2 Τα μοντέλα του Fluent : Στην παρούσα Πτυχιακή επιλέχθηκαν τα μοντέλα *Laminar*, *Spalart Allmaras*, *k-ε* και *k-ω* για τη μελέτη των πτερυγίων. Παρακάτω περιγράφονται αυτά τα μοντέλα και τα πλεονεκτήματα ή μειονεκτήματα που εμφανίζουν.

- k – omega SST

Το μοντέλο *k-omega*, είναι ένα μοντέλο δύο εξισώσεων, στο οποίο προστίθενται δύο ακόμη μεταβλητές από τις οποίες υπολογίζεται το πεδίο τυρβώδους συνεκτικότητας. Το μοντέλο *SST*, είναι ένα εξελιγμένο μοντέλο του *k-ω standard*. Το *k-omega Standard* είναι πιο ακριβής στα στρώματα κοντά στο τοίχωμα, από το μοντέλο *k-epsilon*. Όμως είναι πιο «ευαίσθητο» στο πεδίο μακριά από το τοίχωμα. Έτσι με την επιλογή *SST*, αυτή η αδυναμία επιλύεται, καθώς το *k-ω SST* λύνει την *k-omega standard* κοντά στο τοίχος και την *k-epsilon standard* στο υπόλοιπο πεδίο ροής, δηλαδή στο *farfield*. Έτσι όπως είναι λογικό το *SST*, χρειάζεται ένα πιο απαιτητικό πλέγμα γύρω από το τοίχος, από ότι στο υπόλοιπο *farfield*.

- Spalart Allmaras

Το *Spalart-Allmaras* είναι ένα μοντέλο μιας εξίσωσης. Σε σχέση με άλλα μοντέλα τύρβης (όπως το *k-epsilon* και το *k-omega*), είναι πιο απλό. Έχει σχεδιαστεί ειδικά για προβλήματα αεροδιαστημικής και αεροναυτικής. Επίσης είναι κατάλληλο για μελέτες ροών κοντά σε τοιχώματα, κάτι το οποίο είναι αναγκαίο στην παρούσα Πτυχιακή Εργασία. Η προσθήκη που γίνεται σε αυτό το μοντέλο είναι μια εξίσωση μεταφοράς για το τυρβώδες ιξώδες. Η μεταβλητή $\tilde{\nu}$ χαρακτηρίζει αυτήν την επιπλέον εξίσωση του μοντέλου. Ένα σημαντικό πλεονέκτημα του συγκεκριμένου μοντέλου είναι ότι, από τη στιγμή που δεν είναι ιδιαίτερα απαιτητικό, είναι πιο ελαστικό –και έτσι καταλληλότερο- για περιπτώσεις όπου το πλέγμα δεν είναι υψηλής ποιότητας. Το μειονέκτημα του μοντέλου είναι ότι μπορεί να παρουσιάσει προβλήματα, σε απότομες μεταβάσεις από τα τοιχώματα στην ελεύθερη ροή.

- k-epsilon standard

Το *k-epsilon* είναι ένα μοντέλο τύρβης, δύο εξισώσεων. Οι δύο επιπλέον εξισώσεις που περιλαμβάνει, είναι εξισώσεις μεταφοράς οι οποίες περιγράφουν τις τυρβώδεις ιδιότητες της ροής. Στην παρούσα Εργασία, χρησιμοποιείται το *standard* μοντέλο, το οποίο είναι πιο εύκολο στο

«χειρισμό» του. Επίσης οδηγεί σε σταθερούς υπολογισμούς, οι οποίοι συγκλίνουν σχετικά εύκολα. Το μειονέκτημα του συγκεκριμένου μοντέλου είναι ότι δεν αποδίδει καλά σε περιπτώσεις μεγάλων κλίσεων πίεσης.

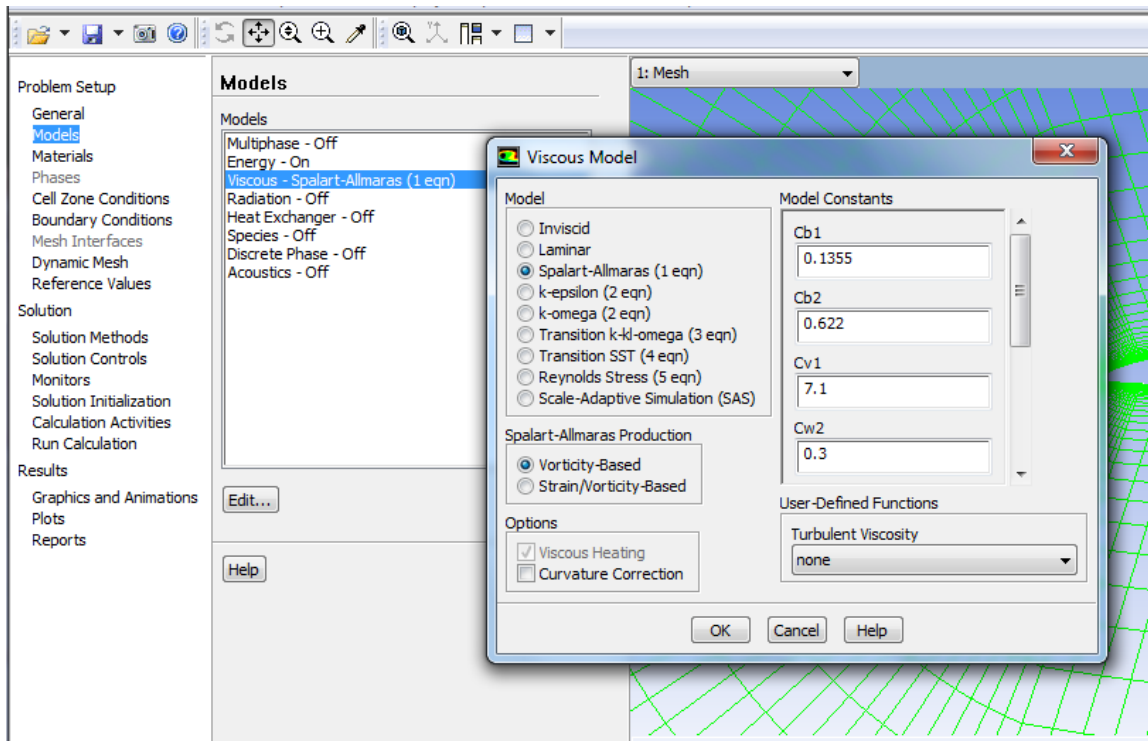
- Laminar

Είναι ένα μοντέλο το οποίο δε μοντελοποιεί τις τυρβώδεις καταστάσεις. Όπως λέει και το όνομά του (Laminar = Στρωτή), αναφέρεται σε στρωτές ροές. Οι δυνατότητες εισαγωγής δεδομένων είναι οι βασικές, χωρίς να ασχολούμαστε με παραμέτρους τύρβης. Οι τυρβώδεις ροές μπορούν να μοντελοποιηθούν με τα μοντέλα που περιγράφονται παραπάνω (S-A, k-ε και k-ω), καθώς όπως αναφέρθηκε το Laminar model δεν έχει τη δυνατότητα να το κάνει.

4.5 ΟΔΗΓΟΣ FLUENT

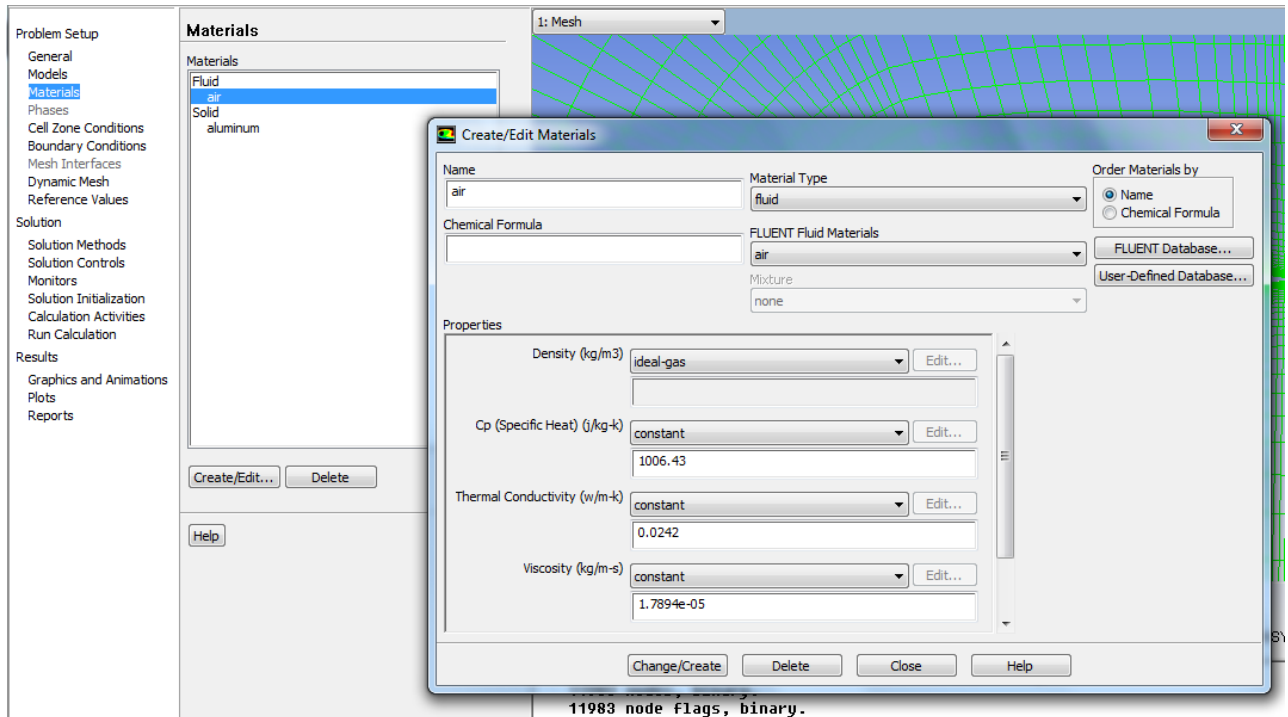
Παρακάτω παρουσιάζονται κάποια βήματα, όπως η επιλογή του μοντέλου και η ρύθμιση διαφόρων παραμέτρων που έγιναν στο Fluent.

Στην εικόνα 4.5, φαίνεται η επιλογή μοντέλου που γίνεται από την καρτέλα Model. Δίπλα στο όνομα των μοντέλων, αναφέρονται και οι εξισώσεις που περιέχει. Όπως αναφέραμε το Spalart-Allmaras είναι μοντέλο μιας εξίσωσης (1 eqn).



ΕΙΚΟΝΑ 4.5 : Η επιλογή του μοντέλου.

Στην Εικόνα 4.6 επιλέγεται το είδος του ρευστού, που στην περίπτωση μας είναι αέρας. Το υλικό του στερεού σώματος, δηλαδή της πτέρυγας του αεροσκάφους, δε μας απασχολεί στη συγκεκριμένη μελέτη. Αυτή η επιλογή είναι χρήσιμη για άλλου είδους μελέτες, όπως είναι τα θερμικά προβλήματα. Όπως φαίνεται στη συγκεκριμένη Εικόνα, στην επιλογή Density (πυκνότητα), η προεπιλεγμένη παράμετρος έχει αλλαχθεί, από constant σε ideal-gas. Αυτή η αλλαγή έγινε διότι, όπως θα φανεί και στο Κεφάλαιο 6, η πυκνότητα αλλάζει όταν αλλάζει και το υψόμετρο και δεν είναι η ίδια με την τιμή που έχει σε κανονικές συνθήκες. Το Fluent υπολογίζει αυτόματα την πυκνότητα βάσει των παραμέτρων που δίνουμε εμείς(θερμοκρασία, πίεση κ.λ.π.).

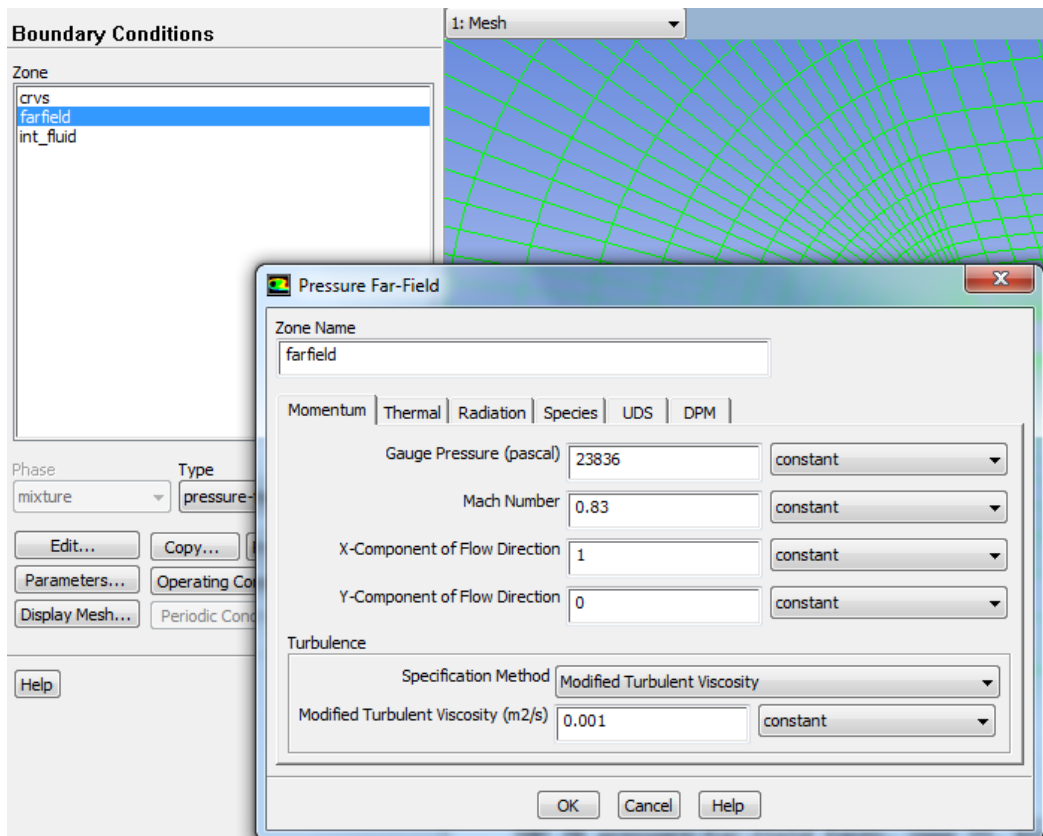


ΕΙΚΟΝΑ 4.6 : Η επιλογή του ρευστού, και του υλικού του στερεού σώματος.

Στην Εικόνα 4.7 γίνεται ο καθορισμός των συνοριακών συνθηκών. Στο Κεφάλαιο 6, υπολογίζονται τα μεγέθη όπου πρέπει να εισάγουμε ως δεδομένα, όπως η πίεση, η θερμοκρασία και ο αριθμός Mach. Ακόμη σε από αυτήν την καρτέλα, καθορίζεται και η γωνία πρόσπτωσης (AOA). Η συγκεκριμένη εικόνα είναι από προσομοίωση του Boeing 707 με Angle of Attack 0° .

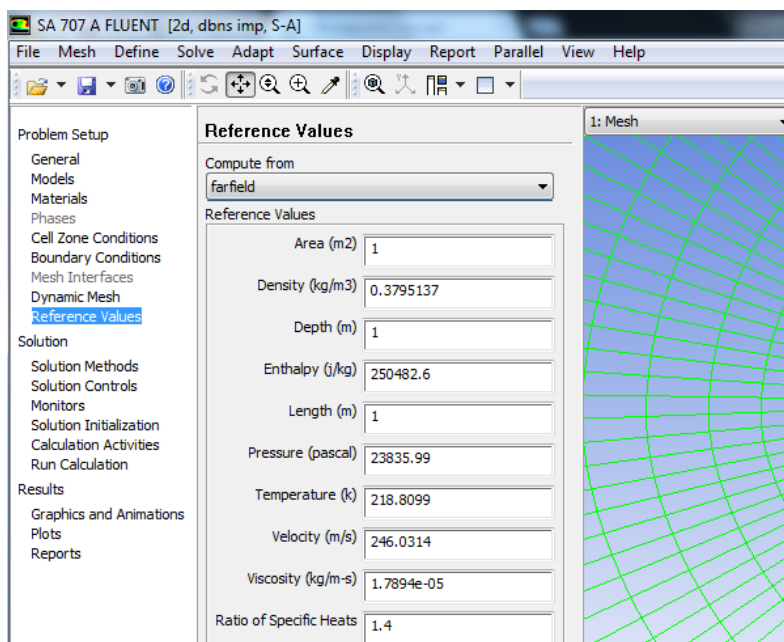
Άρα έχουμε :

- X - Component of Flow Direction $\rightarrow \cos 0^\circ = 1$
- Y - Component of Flow Direction $\rightarrow \sin 0^\circ = 0$



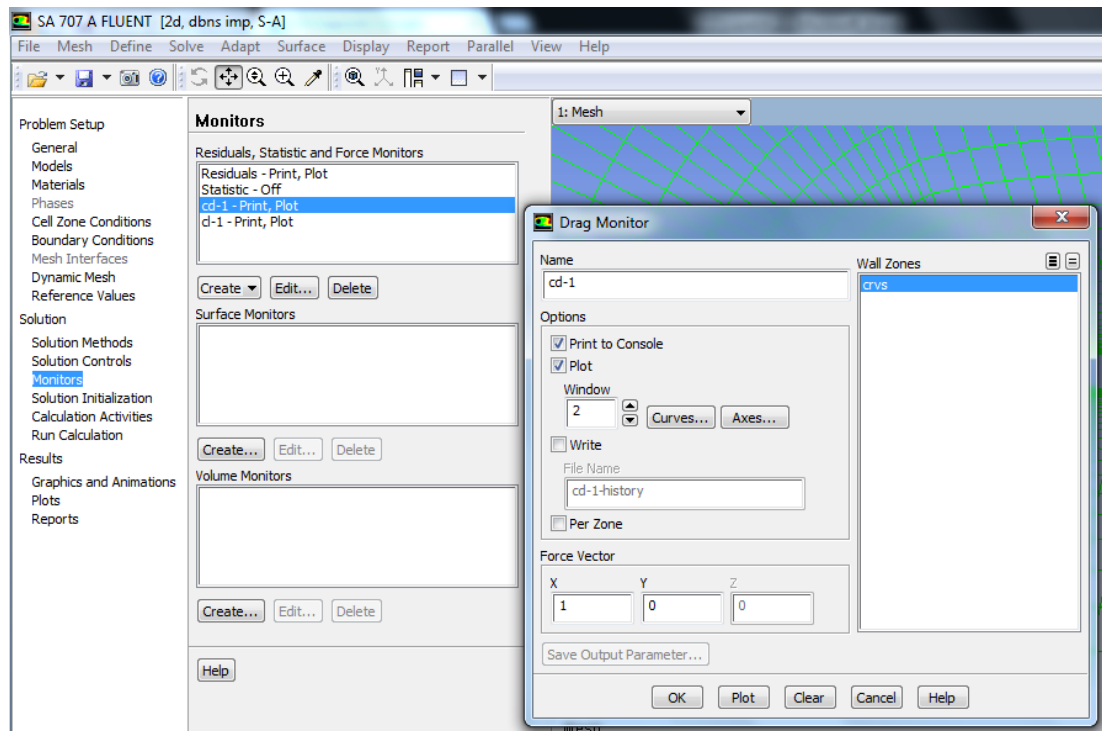
ΕΙΚΟΝΑ 4.7 : Συνοριακές συνθήκες (ΕΙΚΟΝΑ ΑΠΟ ΤΟ FLUENT).

Στην εικόνα 4.8, καθορίζουμε πιο θα είναι το σημείο αναφοράς για τους υπολογισμούς. Επιλέγουμε το Farfield, και έτσι οι υπολογισμοί θα γίνουν βάσει των δεδομένων που έχουμε εισάγει στις συνοριακές συνθήκες του ροϊκού πεδίου.



ΕΙΚΟΝΑ 4.8 : Σημείο αναφοράς για τους υπολογισμούς

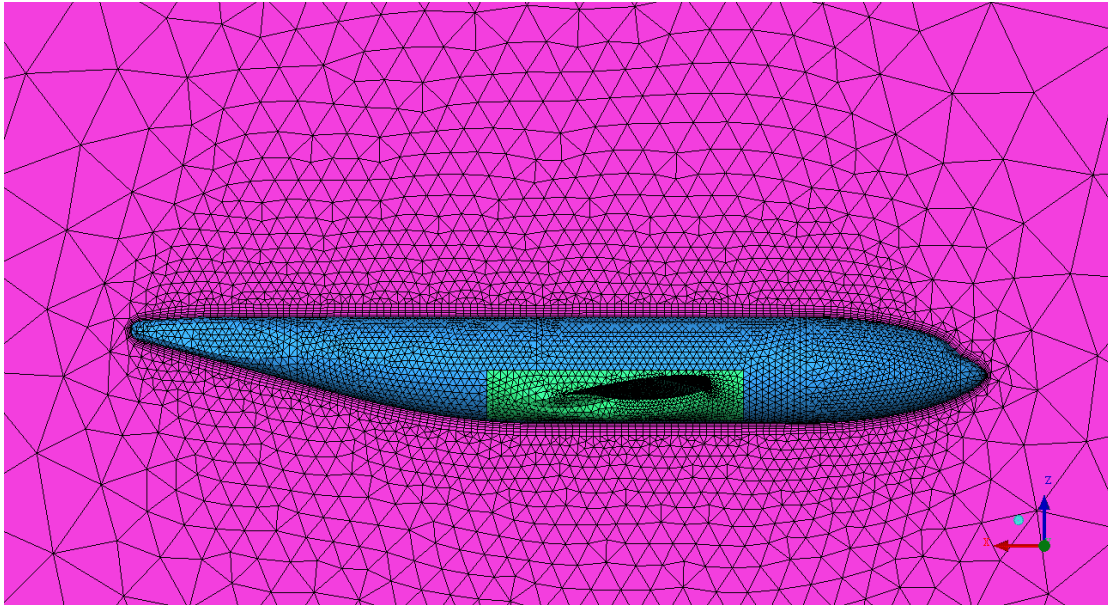
Από την καρτέλα Monitors δημιουργούμε, με την επιλογή Create, τα διαγράμματα C_i και C_d. Επίσης μπορούμε να καθορίσουμε και τα υπόλοιπα των εξισώσεων από την υποκαρτέλα Residuals.



ΕΙΚΟΝΑ 4.9 : Εισαγωγή διαγράμματος οπισθέλκουσας

Με τον ίδιο ακριβώς τρόπο όπου εισάγαμε τα διαγράμματα C_i και C_d, μπορούμε να εισάγουμε τις κατανομές πίεσης και ταχύτητας (και όχι μόνο, καθώς το Fluent έχει πολλές άλλες επιλογές όπως η κατανομή του αριθμού Mach, της θερμοκρασίας και της τύρβης). Αυτό επιτυγχάνεται μέσω της καρτέλας Graphics and Animations. Τέλος από την καρτέλα Run Calculation, επιλέγουμε τον αριθμό επαναλήψεων.

5. Η ΔΗΜΙΟΥΡΓΙΑ ΤΟΥ ΠΛΕΓΜΑΤΟΣ



ΕΙΚΟΝΑ 5.1 : 3D Mesh, σε αεροσκάφος (ΠΗΓΗ: www.microc.tistory.com)

5.1 ΔΗΜΙΟΥΡΓΙΑ ΠΛΕΓΜΑΤΟΣ ΜΕ ΤΟ ICEM

Είναι πολύ σημαντικό για την αξιοπιστία των αποτελεσμάτων από το Ansys Fluent, να έχουμε ένα σωστό meshing. Παρακάτω γίνεται μια επίδειξη δημιουργίας πλέγματος με τη βοήθεια του ICEM-CFD και τη χρήση μιας αεροτομής NACA 4424. Με τον τρόπο που περιγράφεται παρακάτω, έγινε και η δημιουργία πλέγματος, στις πτέρυγες που μελετώνται στο 6^ο Κεφάλαιο.

Το πρώτο που κάνουμε είναι να εισάγουμε τα σημεία της αεροτομής. File → Import Geometry → *Formatted points data*. Είναι σημαντικό το αρχείο .dat, το οποίο περιέχει τα σημεία της αεροτομής να το επεξεργαστούμε πριν το ανοίξουμε με το ICEM. Αυτό που έχουμε να κάνουμε είναι να μετρήσουμε από πόσα σημεία αποτελείται η αεροτομή και στην πρώτη γραμμή του αρχείου(το ανοίγουμε με το Notepad) να γράψουμε αυτό το νούμερο, δίπλα στο οποίο βάζουμε και τον αριθμό των καμπυλών που θέλουμε να ενωθούν αυτά τα σημεία μεταξύ τους. (Επίσης η επεξεργασία των σημείων της αεροτομής, μπορεί να γίνει μέσω του Microsoft Office Excel)

Βέβαια αυτή η δεύτερη επεξεργασία δεν είναι απαραίτητη καθώς μπορούμε να ενώσουμε τα σημεία μόνοι μας και με τη χρήση των εντολών του ICEM. Αυτό όμως που είναι σημαντικό, είναι το αρχείο .dat, να έχει τα σημεία και των τριών αξόνων (x,y,z). Στα προβλήματα δύο διαστάσεων, τα σημεία του άξονα z μπορεί να είναι

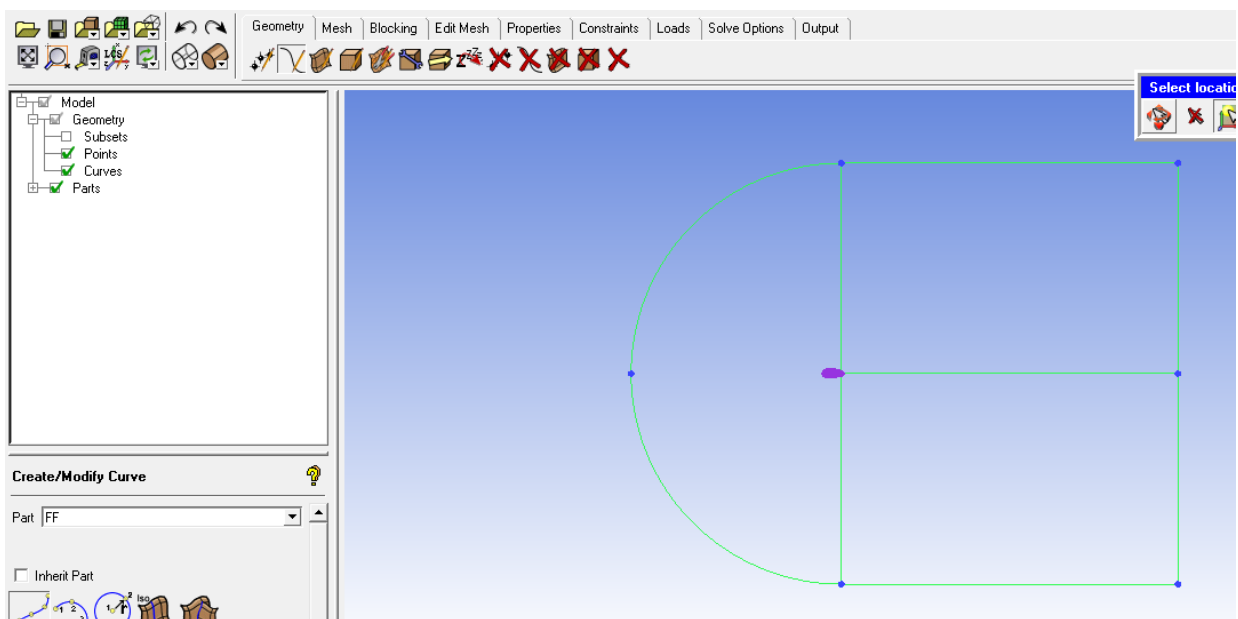
μηδέν, όμως πρέπει να υπάρχουν μέσα στο αρχείο, διότι σε διαφορετική περίπτωση δε θα μπορεί να το διαβάσει το πρόγραμμα.

Αφού ολοκληρώσουμε τα παραπάνω, μέσα από το ICEM πλέον μπορούμε δημιουργήσουμε τα σημεία, που ορίζουν το ροϊκό πεδίο, farfield. Υπάρχουν διάφοροι τύποι farfield, όπως το κυκλικό, το τριγωνικό και το τύπου C. Εμείς επιλέξαμε το τύπου C. Από την καρτέλα Geometry και με την εντολή Create Points → *Explicit Coordinates* δημιουργούμε τα σημεία με τις εξής συντεταγμένες, οι οποίες είναι και ιδανικές για τον ορισμό *Pressure-Far-Field* ως συνοριακή συνθήκη για το ροϊκό πεδίο.

Πίνακας 5.1 : Οι συντεταγμένες των σημείων που ορίζουν το ροϊκό πεδίο

α/α	Άξονας x	Άξονας y	Άξονας z
1	-11.5	0	0
2	21	0	0
3	21	12.5	0
4	21	-12.5	0
5	1	12.5	0
6	1	-12.5	0

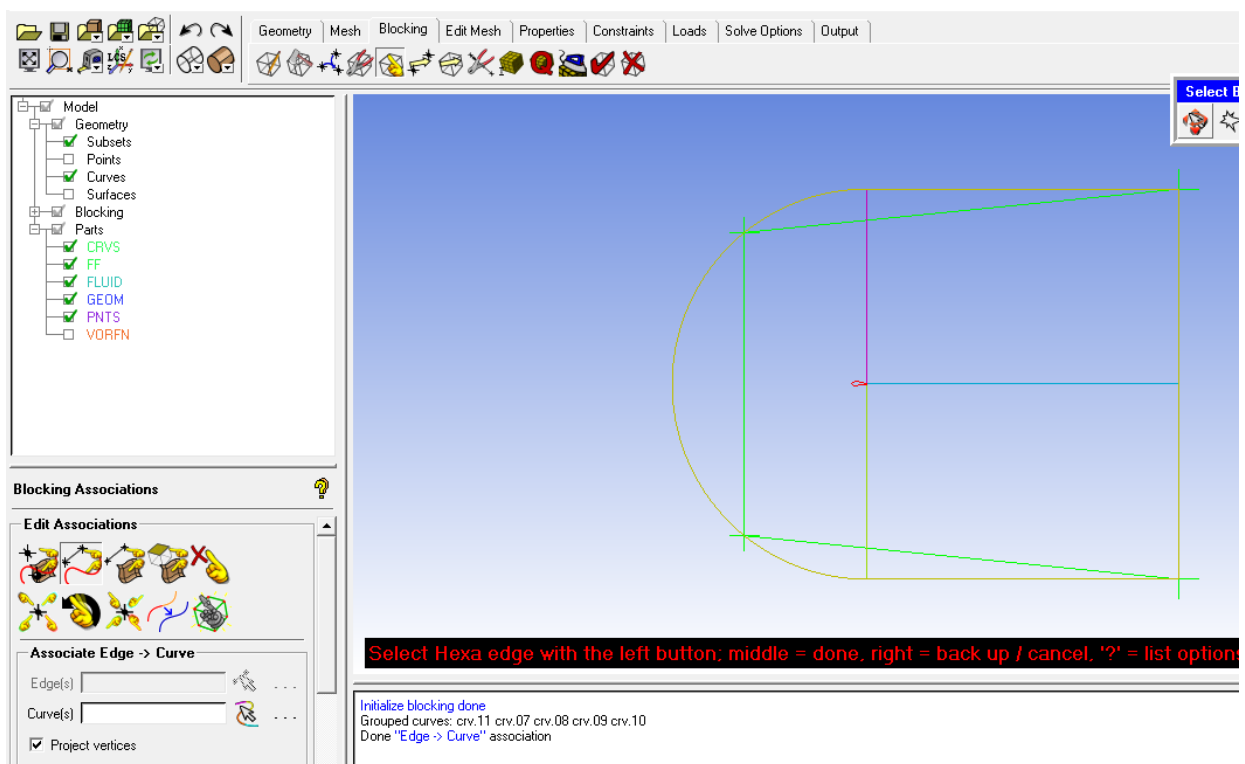
Με την εντολή Create/Modify Curve → From Points και Arc ενώνουμε τα σημεία που δημιουργήσαμε προηγουμένως. Μέχρι στιγμής έχουμε το παρακάτω αποτέλεσμα, όπως φαίνεται στην Εικόνα 5.2.



ΕΙΚΟΝΑ 5.2 : Το ορισμένο FARFIELD.

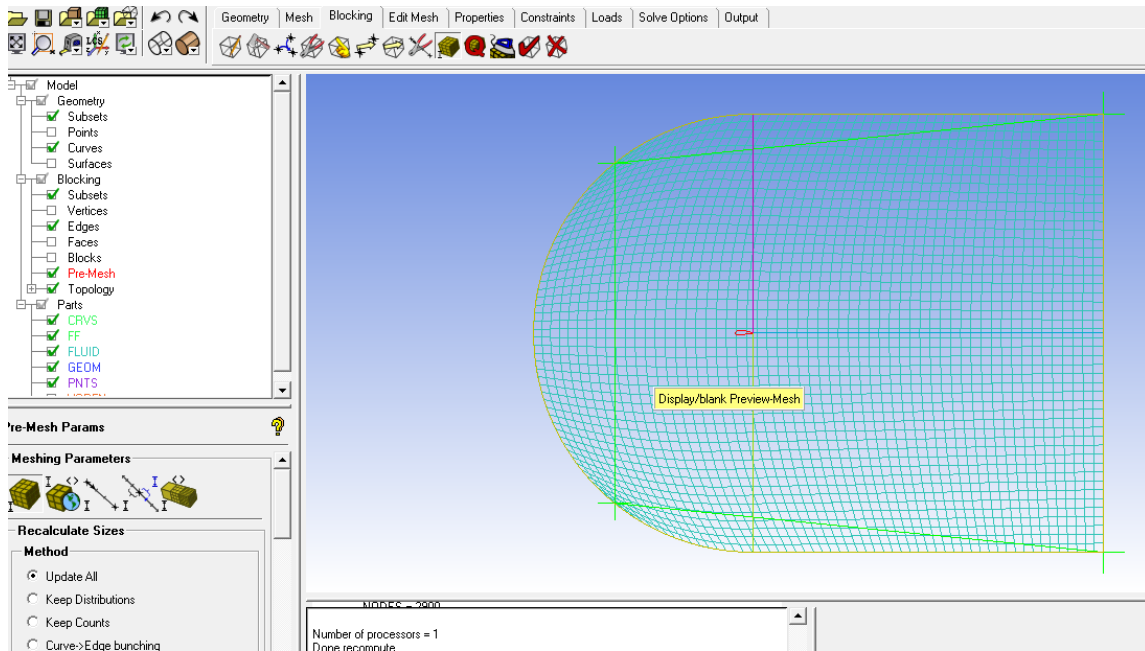
Έπειτα δημιουργούμε μια επιφάνεια με όνομα FLUID, με την εντολή Create/Modify Surfaces → *Simple Surface*, επιλέγοντας το περίγραμμα του Farfield.

Πλέον μπορούμε να προχωρήσουμε στο επόμενο βήμα, το οποίο είναι η δημιουργία του Block. Με αυτό το βήμα θα μπορέσουμε στη συνέχεια να απομονώσουμε το χώρο στον οποίο βρίσκεται η πτέρυγα, έτσι ώστε να μην έχει πλέγμα. Στην καρτέλα Blocking βρίσκουμε την εντολή Create Block → *Initialize Block* και επιλέγουμε ως part το Fluid και τύπο του Block , 2D Planar. Το επόμενο που έχουμε να κάνουμε είναι να φέρουμε το Block μέσα στο Farfield. Επιλέγουμε την εντολή Associate → *Associate Edge to Curves*, και δίνουμε ως πρώτη είσοδο τις πλευρές του block, και ως δεύτερη τα μέρη που ορίζουν το Farfield. Επιλέγουμε το *Project Vertices* και έχουμε το αποτέλεσμα που φαίνεται στην Εικόνα 5.3.



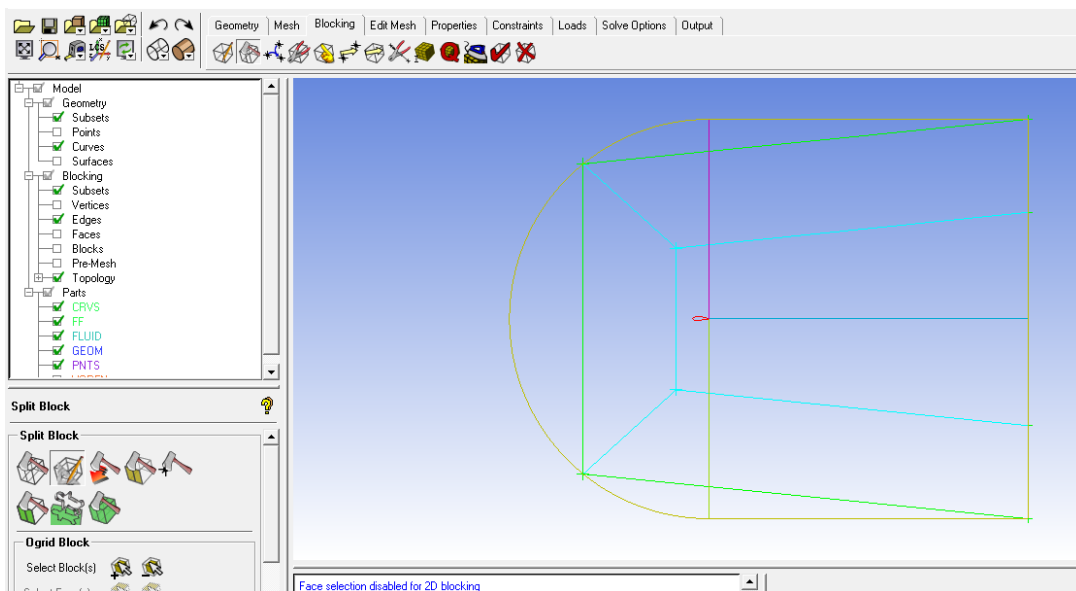
ΕΙΚΟΝΑ 5.3 : Το ορισμένο FARFIELD στο εσωτερικό του οποίου διακρίνεται το block.

Στην καρτέλα Mesh, επιλέγουμε *Part Mesh Setup* και στον πίνακα που ανοίγει βάζουμε ως max size των καμπυλωτήτων (CRVS) που έχουμε ορίσει 0.015 και του Farfield (FF) 0.5. Πηγαίνουμε ξανά στην καρτέλα Blocking και στην επιλογή Pre Mesh Params → *Uptade Sizes* πατάμε Apply. Οι τιμές του πίνακα δεν είναι συγκεκριμένες, αλλά καθορίζονται από το χρήστη, ανάλογα με τις απαιτήσεις του.



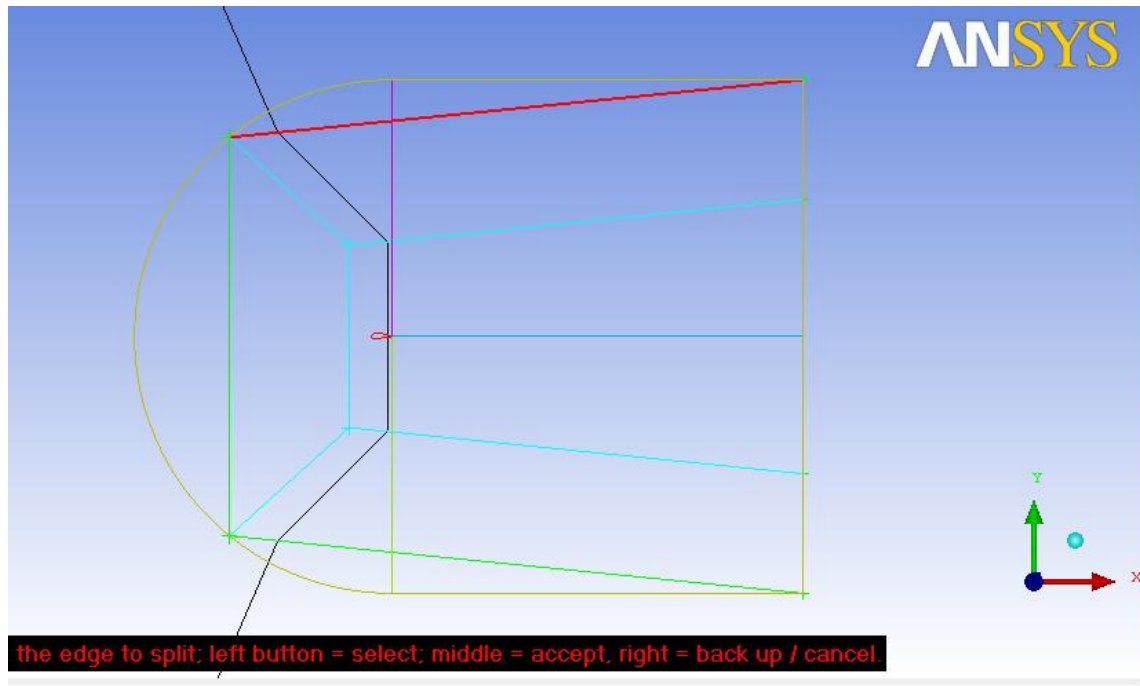
ΕΙΚΟΝΑ 5.4 : Το αρχικό pre-mesh.

Συνεχίζουμε την επεξεργασία του Block επιλέγοντας την εντολή Split Block → *Ogrid Block*. Πατάμε στην πρώτη υποεντολή του *Ogrid Block*, η οποία είναι η *Select Block(s)* και επιλέγουμε το εσωτερικό του Block που δημιουργήσαμε πριν. Έπειτα πατάμε την τρίτη υποεντολή, *Select Edge(s)*, και επιλέγουμε τη δεξιά ακμή του Farfield. Αυτά τα τελευταία βήματα έγιναν με σκοπό να χωρίσουμε το αρχικό Block μας, σε επιμέρους Blocks, κάτι που θα μας βοηθήσει στη συνέχεια να αφαιρέσουμε το πλέγμα που έχουμε δημιουργήσει, από την αεροτομή.



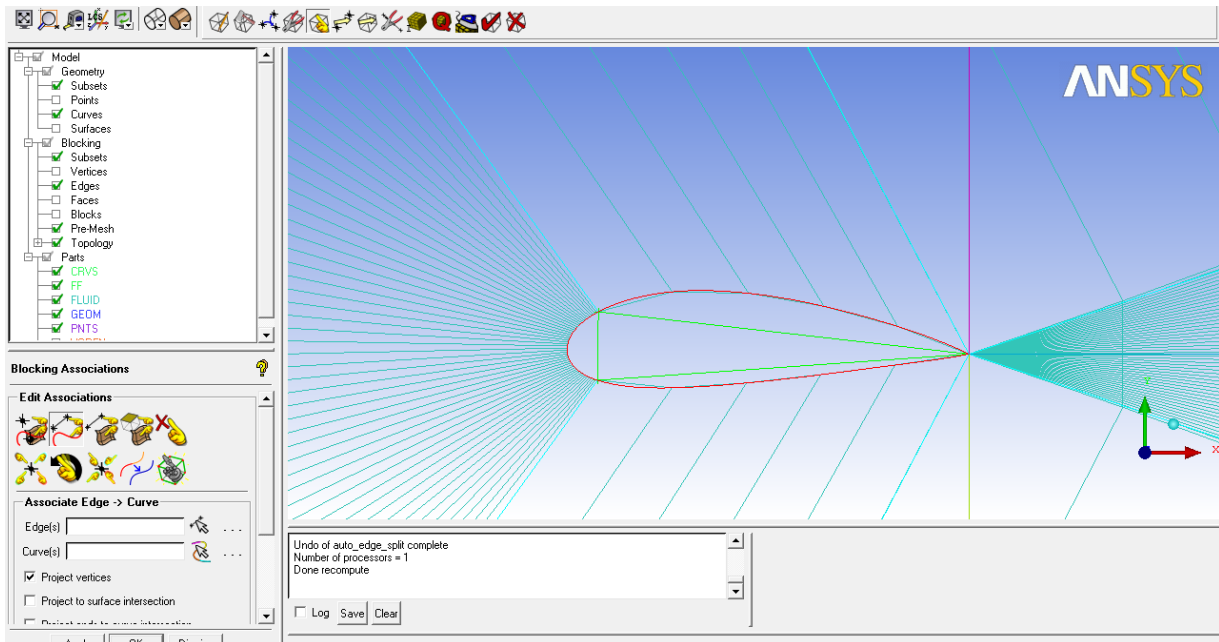
ΕΙΚΟΝΑ 5.5 : Το αρχικό block, το οποίο πλέον, έχει διαχωριστεί σε τέσσερα επιμέρους blocks.

Για να αφαιρέσουμε το πλέγμα μέσα από την αεροτομή, πρέπει να δημιουργήσουμε ένα ακόμη Block. Πηγαίνουμε στην εντολή *Split Block* → *Split Block(s)* και επιλέγουμε μια κάθετη ακμή (στην Εικόνα 5.6 φαίνεται η ακμή με κόκκινο χρώμα), και τοποθετούμε την ακμή στο πίσω μέρος της αεροτομής.



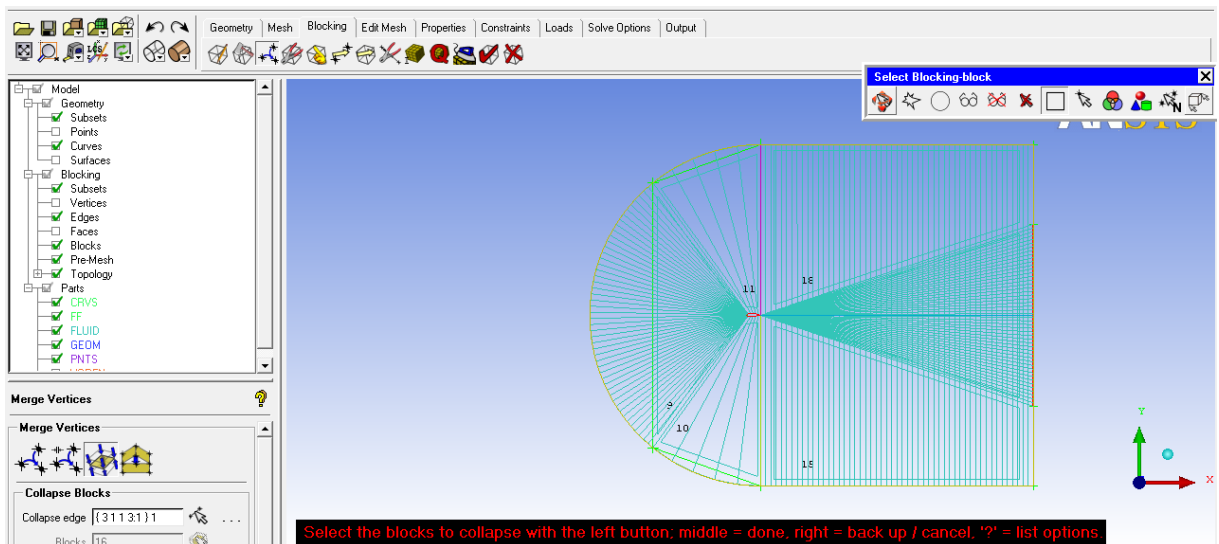
ΕΙΚΟΝΑ 5.6 : Η δημιουργία ενός πέμπτου block.

Πλέον έχουμε 5 Blocks, σε ένα εκ των οποίων βρίσκεται η αεροτομή. Αυτό που έχουμε να κάνουμε τώρα είναι να αφαιρέσουμε το πλέγμα (meshing) μέσα από την αεροτομή. Πρώτα σβήνουμε το εσωτερικό του block που περιέχει την αεροτομή με την εντολή *Delete Block*, και έπειτα το φέρνουμε να συμπέσει με την αεροτομή. Το δεύτερο βήμα το πετυχαίνουμε με την εντολή *Associate* → *Associate Edge to Curves*, και εκεί δίνουμε ως πρώτη είσοδο τις πλευρές του block που σβήσαμε, και ως δεύτερη, την αεροτομή. Επιλέγουμε το *Project Vertices* και έχουμε το παρακάτω αποτέλεσμα.



ΕΙΚΟΝΑ 5.7 : Η αεροτομή, από το εσωτερικό της οποίας έχει αφαιρεθεί το πλέγμα.

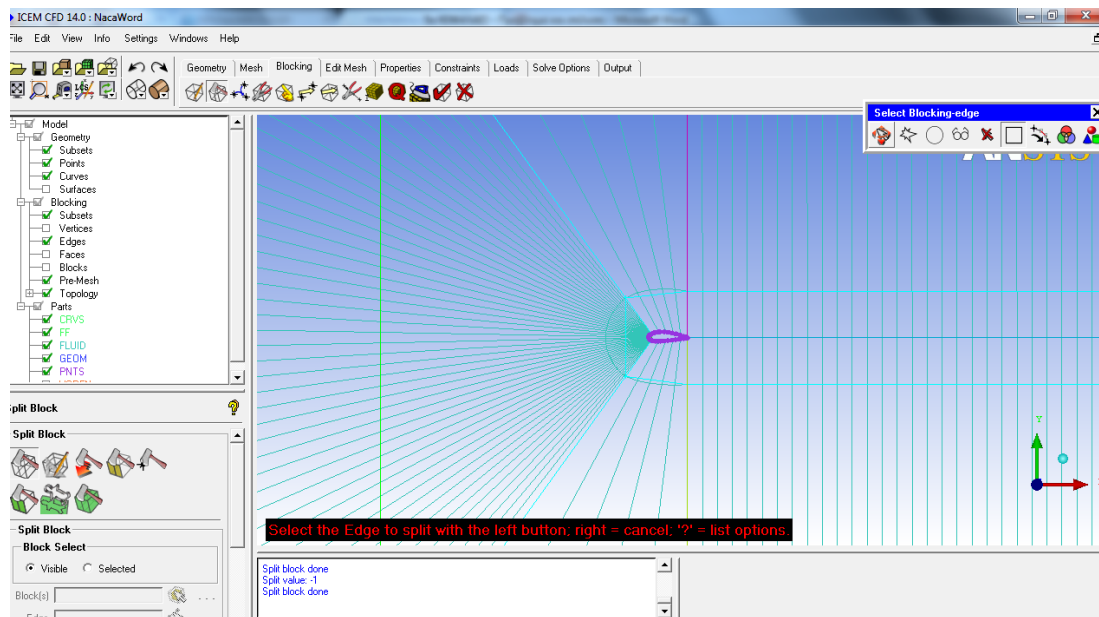
Με την εντολή *Move Vertex*, μπορούμε να μετακινήσουμε τις ακμές που φεύγουν από την αεροτομή, για να βελτιώσουμε το πλέγμα. Επίσης με την εντολή *Edit Edge* → *Split Edge* και επιλέγοντας μέθοδο *Automatic Linear*, φέρνουμε τις ακμές που βρίσκονται μέσα στην αεροτομή, να συμπέσουν με αυτήν (στο τοίχωμα δηλαδή).



ΕΙΚΟΝΑ 5.8 : Ένα βελτιωμένο pre-mesh, με τα blocks να είναι ορατά.

Με την εντολή *Merge Vertices* → *Collapse Block*, ενώνουμε τις δύο ακμές που χωρίζουν τα πίσω Blocks, διαγράφοντας το Block 16. Επιλέγουμε ως *Collapse Edge* την πίσω ακμή (με το πορτοκαλί χρώμα όπως φαίνεται στην εικόνα 5.8) και σαν *Block*, το Block που βρίσκεται πίσω από την αεροτομή.

Το επόμενο βήμα είναι να δημιουργήσουμε ένα boundary layer. Αυτό θα μας χρησιμεύσει για να κάνουμε ένα πιο ικανοποιητικό και απαιτητικό πλέγμα γύρω από την αεροτομή, έτσι ώστε να έχουμε μεγαλύτερη ορθότητα και αξιοπιστία, στα αποτελέσματα των μελετών που θα ακολουθήσουν. Πηγαίνουμε στην εντολή Split Block → *Split Block(s)* και επιλέγουμε μια ακμή που φεύγει από την αεροτομή. Το μέγεθος του boundary layer το καθορίζουμε εμείς, με τη βοήθεια του ποντικιού και ανάλογα με τις απαιτήσεις μας.



ΕΙΚΟΝΑ 5.9 : Το boundary layer, το οποίο δημιουργήσαμε γύρω από την αεροτομή.

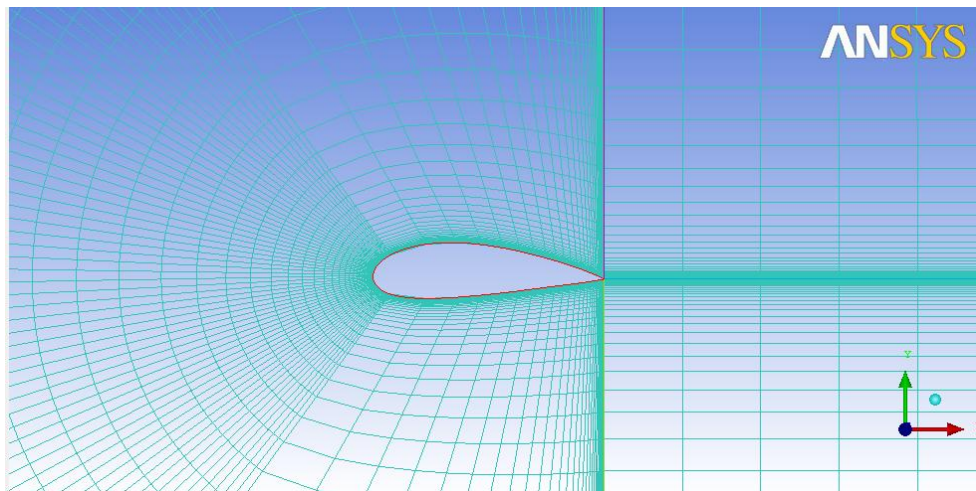
Πριν προχωρήσουμε στο τελευταίο στάδιο της δημιουργίας του πλέγματος είναι σημαντικό να τονίσουμε ότι έχουμε τη δυνατότητα, να έχουμε ένα πιο ελαφρύ πλέγμα, άρα και μια πιο γρήγορη ανάλυση-επίλυση στο Fluent, κάνοντας το πλέγμα πιο αραιό μακριά από την αεροτομή. Βέβαια αυτό καθορίζεται από τη μελέτη που θέλουμε να κάνουμε. Στην περίπτωσή μας, μας δίνεται αυτή η δυνατότητα, καθώς τα αποτελέσματα που μας έδινε το Fluent, ενός απαιτητικού πλέγματος, με το πλέγμα που χρησιμοποιήσαμε, δεν είχαν ιδιαίτερες διαφορές. Έτσι έχοντας ένα πιο ελαφρύ πλέγμα, οι προσομοιώσεις δε διαρκούν πολύ ώρα. Αυτό βέβαια έχει να κάνει και με τις δυνατότητες του υπολογιστή που διαθέτουμε.

Για να ολοκληρώσουμε το πλέγμα πηγαίνουμε στην καρτέλα Blocking → Pre Mesh Params → *Edge Params*. Για αρχή επιλέγουμε μια ακμή έξω από το boundary layer, και ορίζουμε τις παραμέτρους. Επιλέγουμε 30 κελιά, με mesh law → *BiGeometric*. Πατάμε *Copy Parameters*, για να περαστούν τα δεδομένα και στις άλλες ακμές, εκτός του boundary layer. Έπειτα διαλέγουμε μια ακμή του boundary layer και επιλέγουμε 40 κελιά και mesh law → *Geometric2*, καθώς όπως είπαμε το πλέγμα γύρω από την αεροτομή θέλουμε να είναι πιο απαιτητικό και πυκνό.

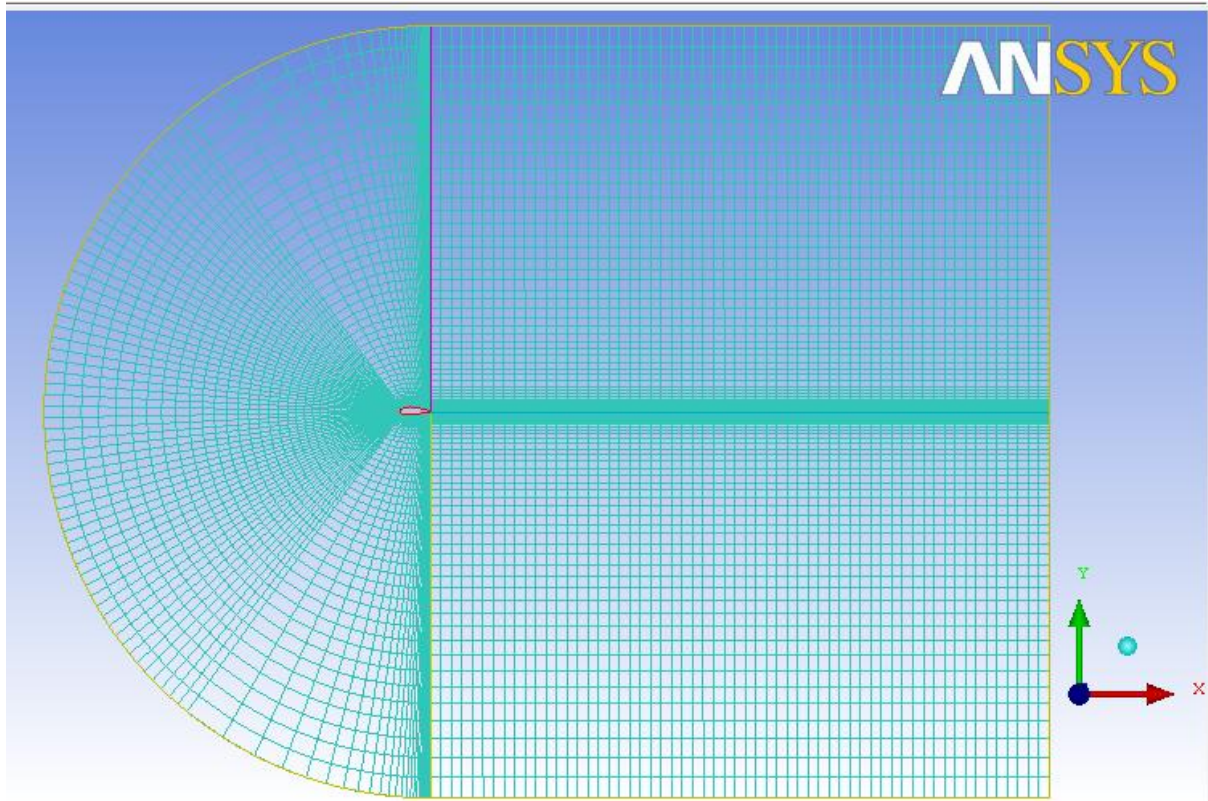
Το τελευταίο που έχουμε να κάνουμε είναι, να πάμε δεξιά στο δέντρο, να ανοίξουμε το blocking και να πατήσουμε δεξί κλικ στο Pre-Mesh. Πατάμε για αρχή *Recompute* και μετά *Convert to Unstruct Mesh*. Έπειτα πηγαίνουμε στην καρτέλα Output → *Select Solver* και διαλέγουμε το Ansys Fluent. Επίσης από το Output → *Common Structural Solver* επιλέγουμε Ansys.

Μέσα από το ICEM-CFD, υπάρχει η δυνατότητα να ορίσουμε τις συνοριακές συνθήκες, κάτι όμως που εμείς επιλέξαμε να το κάνουμε στο Fluent, καθώς είναι πιο εύχρηστο.

Όσον αφορά τις παραμέτρους που αναφέρονται παραπάνω (*Mesh Params* → *Edge Params*), επιλέχθηκαν μετά από πολλές δοκιμές. Οι συγκεκριμένες τιμές μας έδιναν ένα καλό αποτέλεσμα, από πλευράς ποιότητας. Βέβαια η ποιότητα θα μπορούσε να είναι καλύτερη. Όμως το συγκεκριμένο πλέγμα, είναι ελαφρύ, και έτσι οι προσομοιώσεις στο Fluent διαρκούν πολύ λιγότερο, από ότι στην περίπτωση ενός πυκνού πλέγματος.

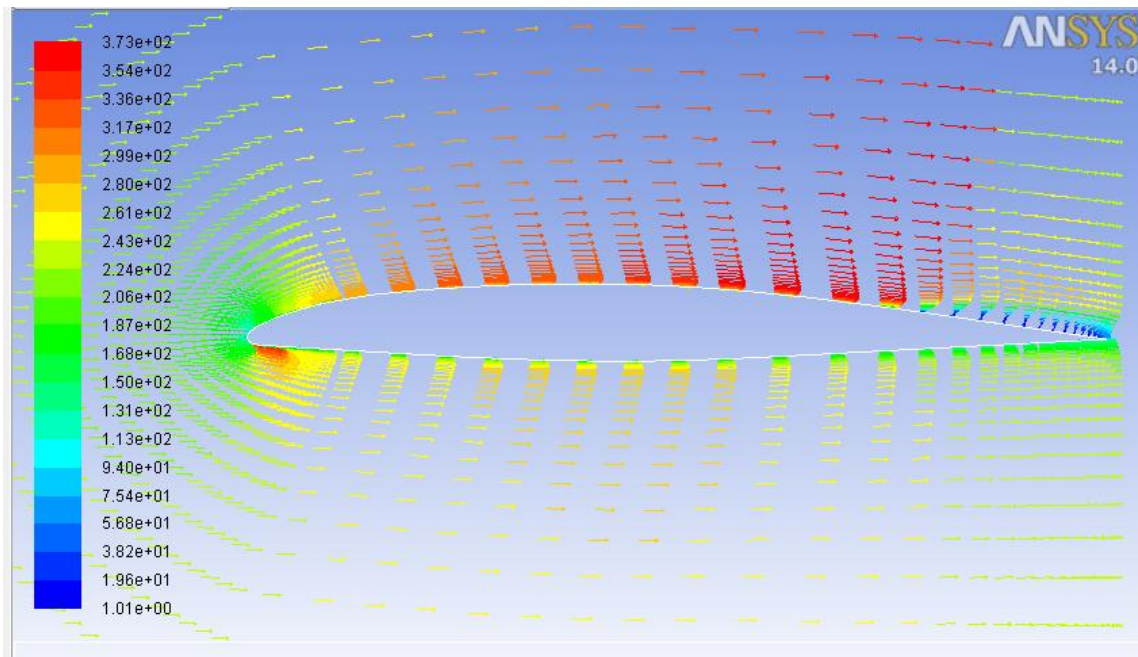


ΕΙΚΟΝΑ 5.10 : Το τελικό πλέγμα γύρω από την αεροτομή.



ΕΙΚΟΝΑ 5.11 : Το τελικό αποτέλεσμα του πλέγματος.

6. ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ



ΕΙΚΟΝΑ 6.1 : Το πεδίο ταχυτήτων στο B707, με AOA 0°

6.1 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΜΕΓΕΘΩΝ ΠΤΗΣΗΣ ΓΙΑ ΤΙΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ ΤΩΝ BOEING 707 ΚΑΙ 737

Προτού αρχίσουν οι προσομοιώσεις στο Fluent, πρέπει να υπολογιστούν κάποια μεγέθη. Η πίεση, η θερμοκρασία αλλά και η πυκνότητα του αέρα αλλάζουν όταν αλλάζει και το υψόμετρο πτήσης. Οι προσομοιώσεις στις πτέρυγες των δύο Boeing θα γίνουν σε υψόμετρο πτήσης 35.000 ft. Το συγκεκριμένο υψόμετρο είναι αυτό όπου συνήθως πετάνε τα δύο Boeing, των οποίων οι πτέρυγες μελετώνται στην παρούσα Πτυχιακή Εργασία.

Όπως είναι κατανοητό η θερμοκρασία, η πυκνότητα και η πίεση δεν είναι αυτές που συναντώνται στην επιφάνεια της θάλασσας και σε κανονικές συνθήκες, αλλά μεταβάλλονται. Επίσης υπολογίζεται και η ταχύτητα του ενός αεροσκάφους, και ο αριθμός Mach του άλλου. Παρακάτω θα δούμε το λόγο όπου γίνεται αυτός ο διαχωρισμός.

Στη συνέχεια του Κεφαλαίου υπολογίζονται αυτά τα μεγέθη, έτσι ώστε να περαστούν ως δεδομένα στο λογισμικό Fluent, και να ξεκινήσουν οι προσομοιώσεις.

6.1.1 Υπολογισμός θερμοκρασίας : Ο υπολογισμός της θερμοκρασίας σε διαφορετικό υψόμετρο από την επιφάνεια της θάλασσας γίνεται με τη βοήθεια του εξής τύπου [25,26] :

$$T_1 = T_0 + \alpha \cdot (h_1 - h_0) \quad (6.1)$$

όπου ,

- T_1 : Η ζητούμενη θερμοκρασία στο υψόμετρο που μελετάμε (Kelvin).
- T_0 : Η θερμοκρασία αναφοράς, η οποία ισούται με 288,15 K ή 15 °C, στην επιφάνεια της θάλασσας, στα 0 ft δηλαδή (Kelvin).
- α : Ο συντελεστής θερμικής μεταβολής. Έχει βρεθεί ότι μέχρι ένα συγκεκριμένο υψόμετρο (36.089 ft ή 11.000 m), η θερμοκρασία αυξάνεται κατά 0,0065 βαθμούς Kelvin ανά ένα μέτρο. Μετά από αυτό το υψόμετρο η θερμοκρασία παραμένει σταθερή. Άρα ο συντελεστής α ισούται με $\alpha = -0,0065$ (K/m).
- h_1 : Το υψόμετρο πτήσης στο οποίο γίνεται η μελέτη. Στην περίπτωση μας $h_1 = 35.000$ ft ή 10.668 m. Στον τύπο, οι μονάδες του h_1 είναι σε m.
- h_0 : Το υψόμετρο αναφοράς, το οποίο είναι το υψόμετρο στην επιφάνεια της θάλασσας και είναι ίσο με $h_0 = 0$ ft ή 0 m. Στον τύπο, οι μονάδες του h_0 είναι σε m.

Οπότε αντικαθιστώντας τα δεδομένα στον τύπο (6.1) έχουμε :

$$T_1 = 288.15 + [-0,0065 \cdot (10668 - 0)] \rightarrow T_1 = 218,81 \text{ K ή } -54,34 \text{ }^\circ\text{C}.$$

6.1.2 Υπολογισμός πίεσης : Η πίεση εξαρτάται από τη θερμοκρασία, και όπως είναι λογικό από τη στιγμή που η θερμοκρασία εξαρτάται από το υψόμετρο, έτσι με τη σειρά της και η πίεση εξαρτάται και αυτή από το υψόμετρο. Με τη βοήθεια του παρακάτω τύπου, υπολογίζεται η πίεση σε υψόμετρο διαφορετικό, από την επιφάνεια της θάλασσας [25,26] :

$$\frac{P_1}{P_0} = \left(\frac{T_1}{T_0} \right)^{-\frac{g}{\alpha \cdot R}} \quad (6.2)$$

όπου ,

- P_1 : Η ζητούμενη πίεση στο υψόμετρο που μελετάμε (Pa).

- P_0 : Η πίεση αναφοράς, η οποία ισούται με 101325 (Pa), στην επιφάνεια της θάλασσας , στα 0 ft δηλαδή.
- g : Η επιτάχυνση της βαρύτητας, η οποία ισούται με 9,80665 (m/s²).
- R : Η παγκόσμια σταθερά των αερίων, η οποία ισούται 287 ($\frac{J}{kg \cdot K}$).

Οπότε αντικαθιστώντας τα δεδομένα στον τύπο (6.2) έχουμε :

$$\frac{P_1}{101325} = \left(\frac{218,81}{288,15} \right)^{-\frac{9,80665}{-0,0065 \cdot 287}} \rightarrow P_1 = 23836 \text{ Pa} .$$

6.1.3 Υπολογισμός πυκνότητας : Παρότι το Fluent υπολογίζει μόνο του την πυκνότητα, σύμφωνα με τα δεδομένα που εμείς εισάγουμε, δείχνουμε τον τρόπο υπολογισμού της.

Έτσι μαζί με την θερμοκρασία και την πίεση, και η πυκνότητα επηρεάζεται από το υψόμετρο. Ο υπολογισμός της γίνεται με τη βοήθεια του παρακάτω τύπου [25,26] :

$$\frac{\rho_1}{\rho_0} = \left(\frac{T_1}{T_0} \right)^{\left(-\frac{g}{a \cdot R} \right) - 1} \quad (6.3)$$

όπου ,

- ρ_1 : Η ζητούμενη πυκνότητα στο υψόμετρο που μελετάμε ($\frac{kg}{m^3}$).
- ρ_0 : Η πυκνότητα αναφοράς, η οποία ισούται με 1.225 $\frac{kg}{m^3}$, στην επιφάνεια της θάλασσας (στα 0 ft δηλαδή).

Με αντικατάσταση των δεδομένων στον τύπο έχουμε :

$$\frac{\rho_1}{1.225} = \left(\frac{218,81}{288,15} \right)^{\left(-\frac{9,80665}{-0,0065 \cdot 287} \right) - 1} \rightarrow \rho_1 = 0,3795 \frac{kg}{m^3} .$$

6.1.4 Υπολογισμός ταχύτητας πτήσης του Boeing 737 : Για το συγκεκριμένο αεροσκάφος, η εταιρεία Boeing έχει ως δεδομένο πτήσης τον αριθμό Mach. Αυτό σημαίνει, ότι έχει καθορίσει ένα συγκεκριμένο cruising speed (ταχύτητα εν ώρα πτήσης) βασισμένη στον αριθμό Mach. Αυτός ο καθορισμός γίνεται βάσει διαφόρων παραμέτρων, όπως είναι το βάρος του αεροσκάφος σε συνθήκες πτήσης (μαζί με το

προσωπικό, τους επιβάτες και το φορτίου καυσίμου), η οικονομία (η μικρότερη δυνατή κατανάλωση καυσίμου), και διάφορους άλλους παράγοντες.

Με άλλα λόγια ο αριθμός Mach πρέπει να είναι σταθερός, κατά τη διάρκεια της πτήσης, και αυτό που θα μεταβάλλεται θα είναι η ταχύτητα του αεροσκάφους. Η εταιρεία δίνει ότι σε συνθήκες πτήσης ο αριθμός Mach, πρέπει να είναι $M = 0.785$, ο οποίος είναι μικρότερος της μονάδας, οπότε έχουμε υποηχητική ροή.

Ο υπολογισμός της ταχύτητας γίνεται με τον τύπο (1.3) : $M = \frac{u}{a}$

Λύνουμε ως προς την ταχύτητα του αεροσκάφους u , και έχουμε :

$$u = a \cdot M \quad (6.4)$$

Ο αριθμός Mach για το Boeing 737, όπως προαναφέραμε, είναι 0,785.

Η ταχύτητα του ήχου μεταβάλλεται ανάλογα με το υψόμετρο πτήσης και υπολογίζεται από τον τύπο:

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_1} \quad (6.5)$$

όπου,

- γ : Ο αδιαβατικός συντελεστής, ο οποίος είναι ίσος με 1,4 για τον αέρα.
- T_1 : Η θερμοκρασία, που υπολογίστηκε προηγουμένως, σε υψόμετρο 35.000 ft, και ισούται με 218,81 K.

Από τον τύπο (6.5) έχουμε :

$$a = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 218,81} \rightarrow a = 296,5 \text{ m/s} \quad \text{ή} \quad a = 1067,4 \text{ km/h.}$$

Με αντικατάσταση δεδομένων στον τύπο (6.4) έχουμε :

$$u = 296,5 \cdot 0,785 \rightarrow u = 232,75 \text{ m/s} \quad \text{ή} \quad u = 837,25 \text{ km/h.}$$

Ο αριθμός Reynolds που χαρακτηρίζει τη ροή γύρω από το πτερύγιο του Boeing 737 είναι :

$$Re = \frac{0.3795 \cdot 232.75 \cdot 1}{0.000017} \rightarrow Re = 5.2 \times 10^6$$

6.1.5 Υπολογισμός αριθμού Mach του Boeing 707 : Για το συγκεκριμένο αεροσκάφος, η εταιρεία Boeing έχει ως δεδομένο πτήσης την ταχύτητα. Αυτό σημαίνει, ότι έχει καθορίσει ένα συγκεκριμένο cruising speed (ταχύτητα εν ώρα πτήσης) βασισμένη στην ταχύτητα πτήσης u . Και στη συγκεκριμένη περίπτωση ο καθορισμός γίνεται βάσει διαφόρων παραμέτρων, όπως είναι το βάρος του αεροσκάφους σε συνθήκες πτήσης, η οικονομία και διάφορους άλλους παράγοντες.

Σε αντίθεση με το Boeing 737, στο Boeing 707 η ταχύτητα του αεροσκάφους πρέπει να είναι σταθερή, κατά τη διάρκεια της πτήσης, και αυτό που θα μεταβάλλεται θα είναι η ο αριθμός Mach. Η εταιρεία δίνει ότι σε συνθήκες πτήσης η ταχύτητα του αεροσκάφους πρέπει να είναι $u = 245,83 \text{ m/s}$ ή $u = 885 \text{ km/h}$.

Η ταχύτητα του ήχου είναι η ίδια με αυτή που υπολογίσαμε παραπάνω, αφού όπως αναφέρθηκε στην αρχή του Κεφαλαίου, τα δύο Boeing μελετώνται για το ίδιο υψόμετρο πτήσης.

Οπότε $a = 296,5 \text{ m/s}$ ή $a = 1067,4 \text{ km/h}$.

Ταχύτητα αεροσκάφους Boeing 707, $u = 245,83 \text{ m/s}$ ή $u = 885 \text{ km/h}$.

Κάνοντας αντικατάσταση των δεδομένων στον τύπο (1.3) έχουμε :

$$M = \frac{245,83}{296,5} \rightarrow M = 0,83.$$

Και σε αυτήν την περίπτωση, όπως ήταν αναμενόμενο, έχουμε υποηχητική ροή αφού $M < 1$.

Ο αριθμός Reynolds που χαρακτηρίζει τη ροή γύρω από το πτερύγιο του Boeing 707 είναι :

$$Re = \frac{0.3795 \cdot 245.83 \cdot 1}{0.000017} \rightarrow Re = 5.5 \times 10^6$$

Συνοπτικά, στην περίπτωση του Boeing 737 αναλόγως με το υψόμετρο, αυτό που μεταβάλλεται είναι η ταχύτητα του ήχου και η ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, και στην περίπτωση του Boeing 707, αυτό που μεταβάλλεται είναι η ταχύτητα του ήχου και ο αριθμός Mach.

6.2 ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ ΜΕΓΕΘΩΝ ΠΤΗΣΗΣ ΓΙΑ ΤΙΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ ΤΩΝ F-16 ΚΑΙ F-15

Η μελέτη στο μαχητικό F-16, γίνεται για υψόμετρο 60000 ft (18288 m), καθώς σε αυτό το υψόμετρο πετάει συνήθως το συγκεκριμένο αεροσκάφος.

Για το μαχητικό αεροσκάφος F-15, η μελέτη θα γίνει για υψόμετρο πτήσης 65000 ft (20000 m), καθώς εκεί πετάει συνήθως.

Βέβαια η πίεση, η πυκνότητα και η θερμοκρασία θα είναι οι ίδιες και για τα δύο αεροσκάφη. Όπως αναφέρθηκε πριν, η θερμοκρασία μεταβάλλεται ανάλογα με το υψόμετρο, μέχρι ένα σημείο. Πάνω από τα 36089 ft, η θερμοκρασία παραμένει σταθερή. Οπότε είναι η ίδια για τα 60000 ft και για τα 65000 ft.

6.2.1 Υπολογισμός θερμοκρασίας : Για τον υπολογισμό της θερμοκρασίας χρησιμοποιούμε, όπως και πριν, τον τύπο (6.1) :

Σαν h_1 στον τύπο (6.1), βάζουμε τα 36089 ft (11000 m), δηλαδή, το υψόμετρο πάνω από το οποίο η θερμοκρασία παραμένει σταθερή. Έτσι έχουμε :

$$T_1 = 288.15 + [-0,0065 \cdot (11000 - 0)] \rightarrow T_1 = 216,65 \text{ K ή } -56,5 \text{ }^\circ\text{C}.$$

6.2.2 Υπολογισμός πίεσης : Η πίεση υπολογίζεται με τη χρήση του τύπου (6.2). Με αντικατάσταση δεδομένων, και τη θερμοκρασία T_1 που βρήκαμε, έχουμε :

$$\frac{P_1}{101325} = \left(\frac{216,65}{288,15} \right)^{-\frac{9,80665}{-0,0065 \cdot 287}} \rightarrow P_1 = 22625 \text{ Pa}.$$

6.2.3 Υπολογισμός πυκνότητας : Η πυκνότητα υπολογίζεται με τη χρήση του τύπου (6.3). Με αντικατάσταση δεδομένων, και τη θερμοκρασία T_1 που βρήκαμε, έχουμε :

$$\frac{\rho_1}{1,225} = \left(\frac{216,65}{288,15} \right)^{\left(-\frac{9,80665}{-0,0065 \cdot 287} \right) - 1} \rightarrow \rho_1 = 0,3638 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}.$$

6.2.4 Υπολογισμός ταχύτητας πτήσης του F-16 : Για το συγκεκριμένο αεροσκάφος, η εταιρεία Lockheed Martin (πρώην General Dynamics), έχει ως δεδομένο πτήσης τον αριθμό Mach. Όπως αναφέρθηκε και στο Κεφάλαιο (6.1.4), αυτό σημαίνει ότι η εταιρεία έχει καθορίσει ένα συγκεκριμένο cruising speed βασισμένη στον αριθμό Mach.

Με άλλα λόγια ο αριθμός Mach πρέπει να είναι σταθερός, κατά τη διάρκεια της πτήσης, και αυτό που θα μεταβάλλεται θα είναι η ταχύτητα του αεροσκάφους. Η

εταιρεία δίνει ότι σε υψόμετρο πτήσης 60000 ft, ο αριθμός Mach πρέπει να είναι $M = 2$ (> 1 , υπερηχητική ροή).

Ο υπολογισμός της ταχύτητας γίνεται με τον τύπο (6.4) : $u = a \cdot M$

Η ταχύτητα του ήχου μεταβάλλεται ανάλογα με το υψόμετρο πτήσης και υπολογίζεται από τον τύπο (6.5):

Με αντικατάσταση δεδομένων έχουμε :

$$a = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 216,65} \rightarrow a = 295 \text{ m/s} \text{ ή } a = 1062 \text{ km/h.}$$

Με αντικατάσταση δεδομένων στον τύπο (6.4) έχουμε :

$$u = 295 \cdot 2 \rightarrow u = 590 \text{ m/s} \text{ ή } u = 2124 \text{ km/h.}$$

Ο αριθμός Reynolds που χαρακτηρίζει τη ροή γύρω από το πτερύγιο του F-16 είναι :

$$Re = \frac{0.3638 \cdot 590 \cdot 1}{0.000017} \rightarrow Re = 12.6 \times 10^6$$

6.2.5 Υπολογισμός ταχύτητας πτήσης του F-15 : Και για το συγκεκριμένο αεροσκάφος, η εταιρεία Boeing έχει ως δεδομένο πτήσης τον αριθμό Mach. Όπως αναφέρθηκε και στο Κεφάλαιο (6.1.4), αυτό σημαίνει ότι η εταιρεία έχει καθορίσει ένα συγκεκριμένο cruising speed βασισμένη στον αριθμό Mach.

Με άλλα λόγια ο αριθμός Mach πρέπει να είναι σταθερός, κατά τη διάρκεια της πτήσης, και αυτό που θα μεταβάλλεται θα είναι η ταχύτητα του αεροσκάφους. Η εταιρεία δίνει ότι σε υψόμετρο πτήσης 65000 ft, ο αριθμός Mach πρέπει να είναι $M = 2.5$ (> 1 , υπερηχητική ροή).

Ο υπολογισμός της ταχύτητας γίνεται με τον τύπο (6.4) : $u = a \cdot M$

Η ταχύτητα του ήχου είναι η ίδια με αυτήν στην περίπτωση του F-16

$$a = 295 \text{ m/s} \text{ ή } a = 1062 \text{ km/h.}$$

Με αντικατάσταση δεδομένων στον τύπο (6.4) έχουμε :

$$u = 295 \cdot 2.5 \rightarrow u = 737.5 \text{ m/s} \text{ ή } u = 2655 \text{ km/h.}$$

Ο αριθμός Reynolds που χαρακτηρίζει τη ροή γύρω από το πτερόγιο του Boeing 737 είναι :

$$Re = \frac{0.3638 \cdot 737.5 \cdot 1}{0.000017} \rightarrow Re = 15.8 \times 10^6$$

6.3 ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ ΣΤΙΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ ΤΩΝ 707, 737, F-16 και F-15.

Όλες οι πτέρυγες προσομοιώθηκαν στα μοντέλα k-epsilon Standard, k-omega SST, Spalart Allmaras και Laminar, για δύο Angle of Attack. Βέβαια παρουσιάζονται τα διαγράμματα C_L και C_D συναρτήσει των επαναλήψεων, καθώς και η κατανομή πίεσης και ταχύτητας γύρω από το πτερόγιο, για ένα μοντέλο σε κάθε πτέρυγα. Επίσης παρουσιάζονται και πίνακες οι οποίοι έχουν τα αποτελέσματα των συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας, όλων των μοντέλων σε κάθε πτερόγιο, έτσι ώστε να υπάρξει και μια σύγκριση μεταξύ των μοντέλων.

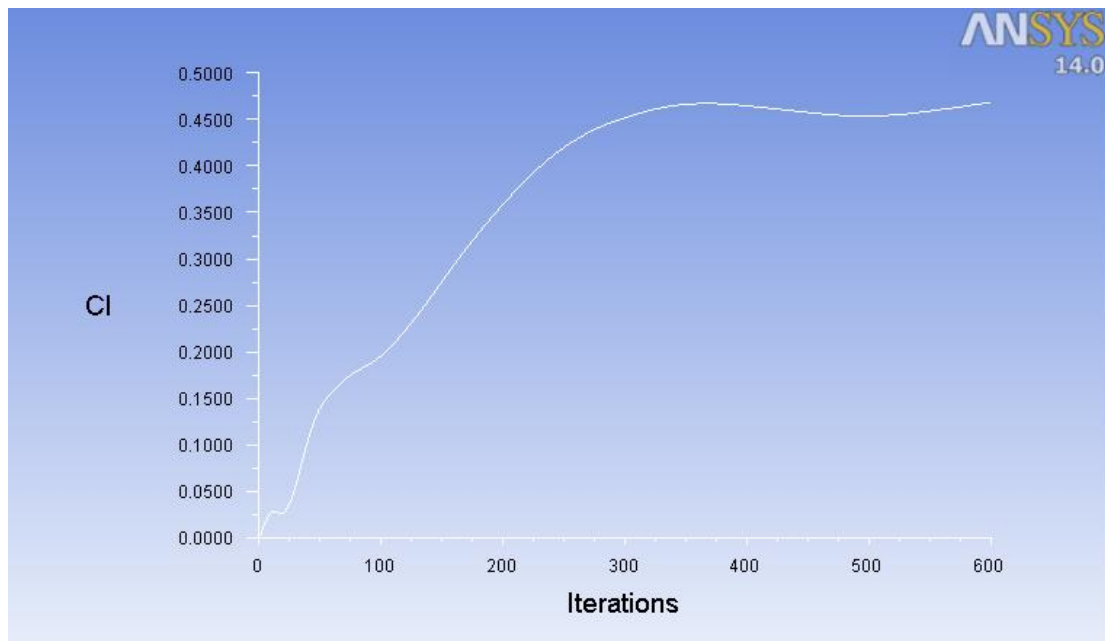
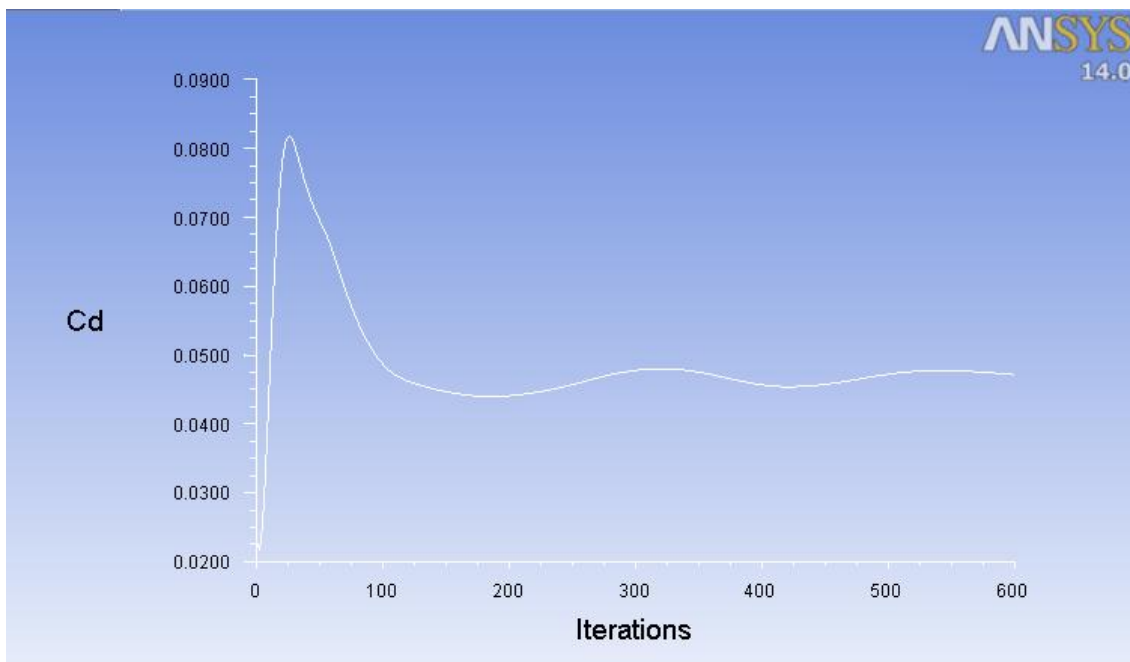
Ακόμη για κάθε πτέρυγα (και το μοντέλο που παρουσιάζεται σε αυτή), παρουσιάζονται τα διαγράμματα των συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας συναρτήσει των ΑΟΑ. Για να γίνει αυτό έγιναν προσομοιώσεις και σε άλλες 2 γωνίες πρόσπτωσης (8° και 12°).

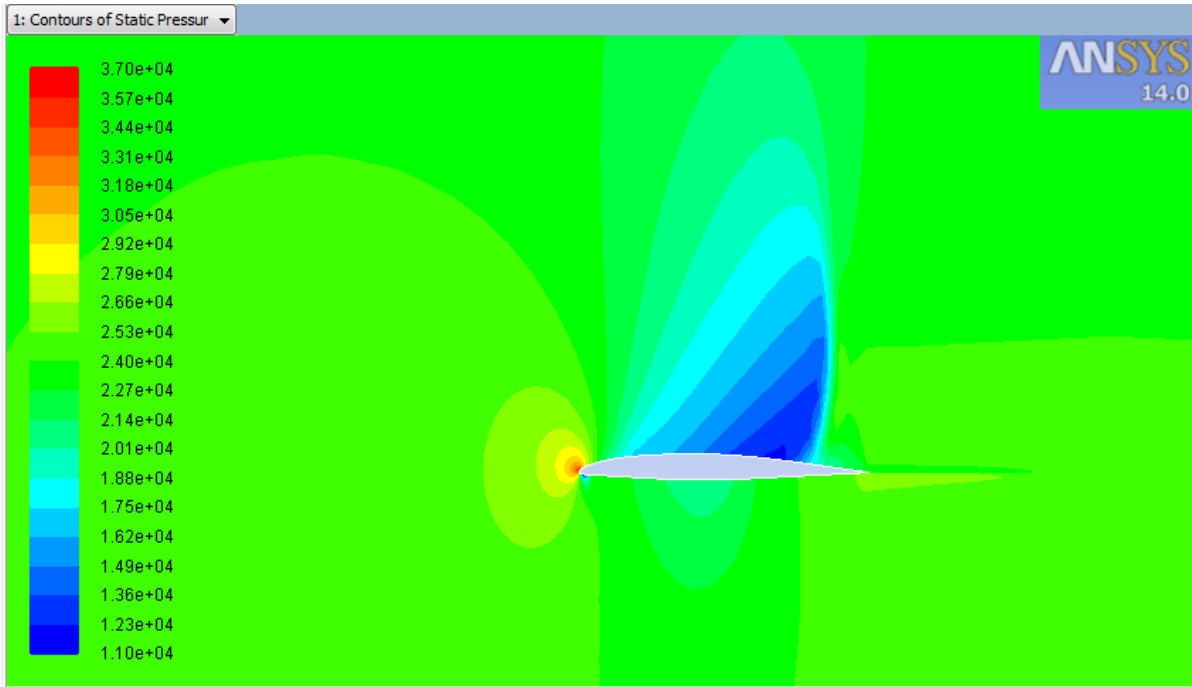
Η επιλογή του μοντέλου παρουσίασης – πτέρυγας έγινε τυχαία.

6.3.1 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του Boeing 707 : Για το Boeing 707, επιλέχθηκε το μοντέλο Spalart Allmaras.

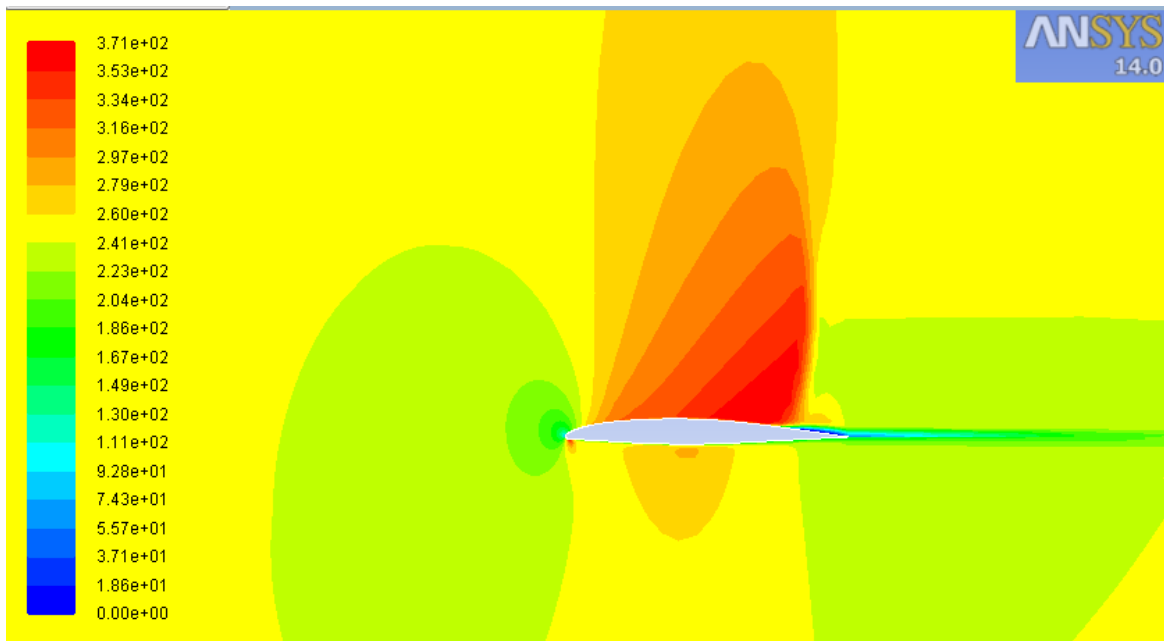
Οι συνθήκες που επικρατούν στο υψόμετρο που γίνεται η μελέτη, και υπολογίστηκαν παραπάνω, είναι :

- Υψόμετρο : $h_1 = 35.000 \text{ ft}$ ή 10.668 m .
- Θερμοκρασία : $T_1 = 218,81 \text{ K}$ ή $-54,34 \text{ }^\circ\text{C}$.
- Πίεση : $P_1 = 23836 \text{ Pa}$.
- Πυκνότητα : $\rho_1 = 0,3795 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$.
- Ταχύτητα αεροσκάφους : $u = 232.75 \text{ m/s}$ ή $u = 837,25 \text{ km/h}$.
- Mach : $M = 0,785$

707 : AOA 0°**ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.1 :** Συντελεστής άνωσης στο Boeing 707, για AOA 0°**ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.2 :** Συντελεστής οπισθέλκουσας στο Boeing 707, για AOA 0°



ΕΙΚΟΝΑ 6.2 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερόγιο του Boeing 707, για AOA 0°

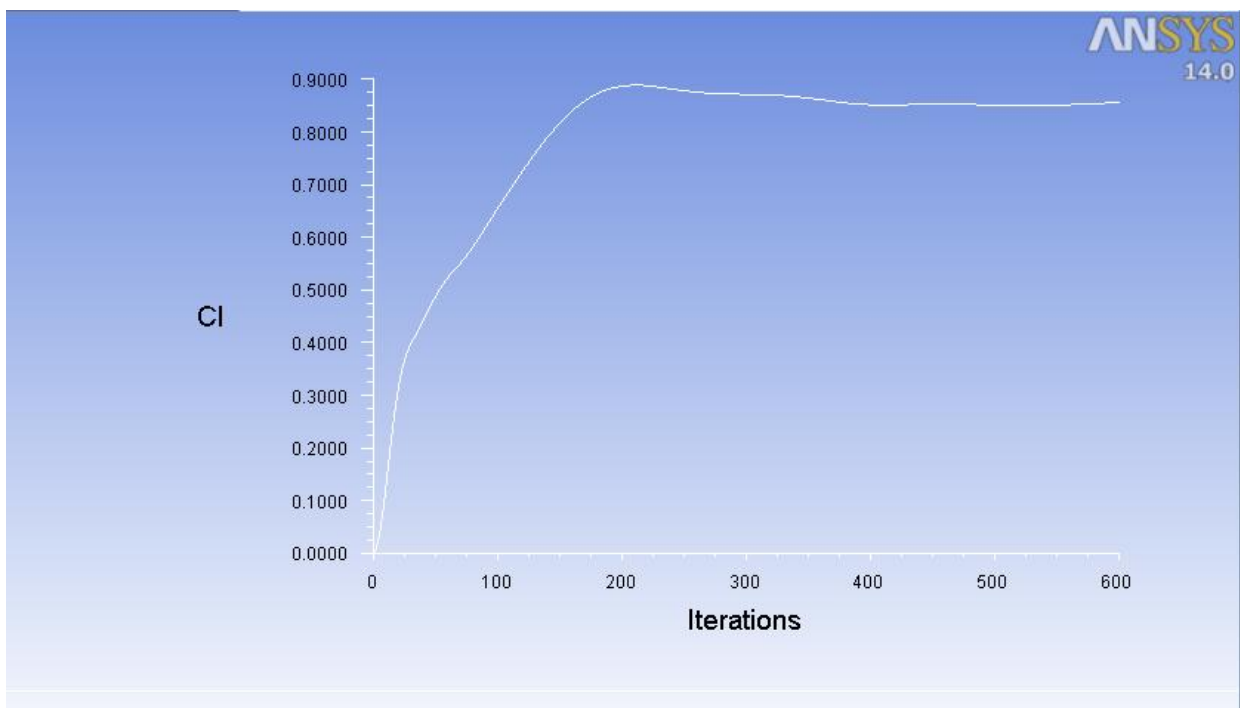


ΕΙΚΟΝΑ 6.3 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερόγιο του Boeing 707, για AOA 0°

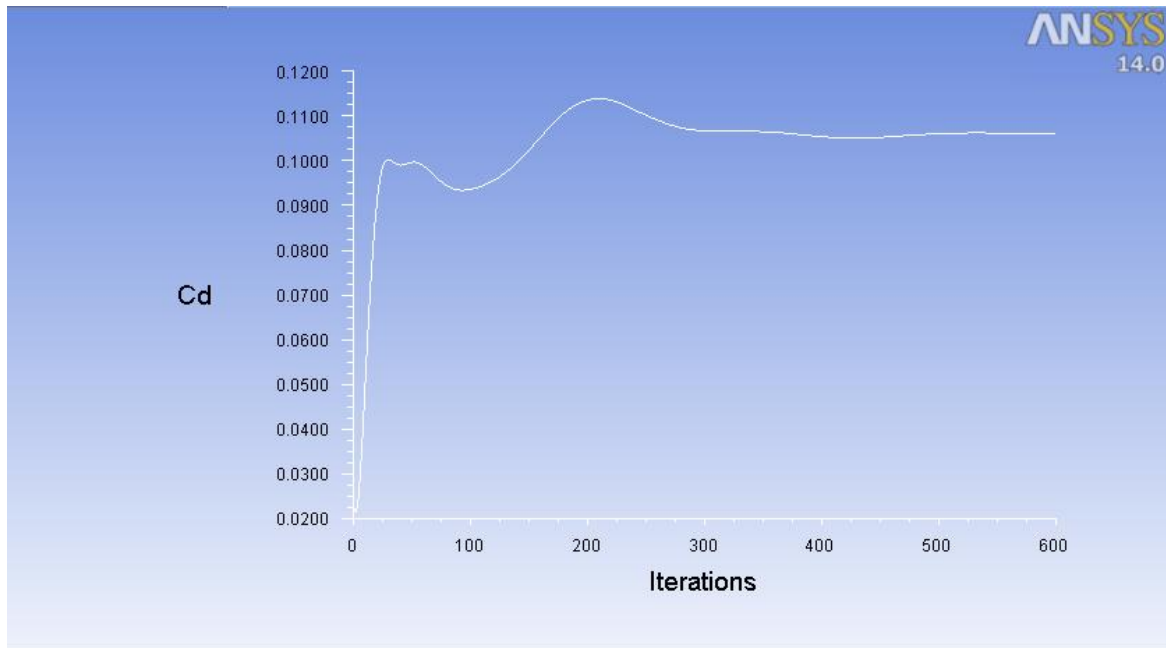
Πίνακας 6.1 : Τιμές C_L , C_D και L/D του Boeing 707 για $AOA\ 0^\circ$, των μοντέλων Laminar, k-e, k- ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Stanard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	0.463850	0.495290	0.468330	0.493350
2	C_D	0.046771	0.046712	0.047139	0.044857
3	L/D	9.92	10.60	9.94	11.00

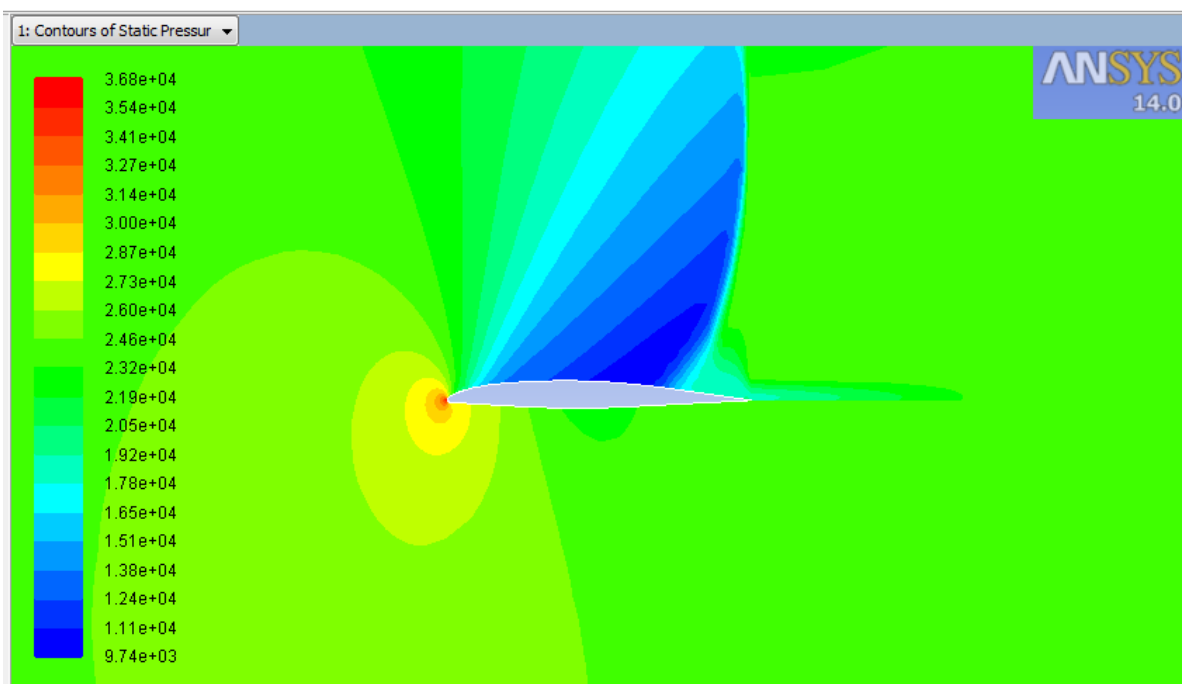
707 : $AOA\ 4^\circ$



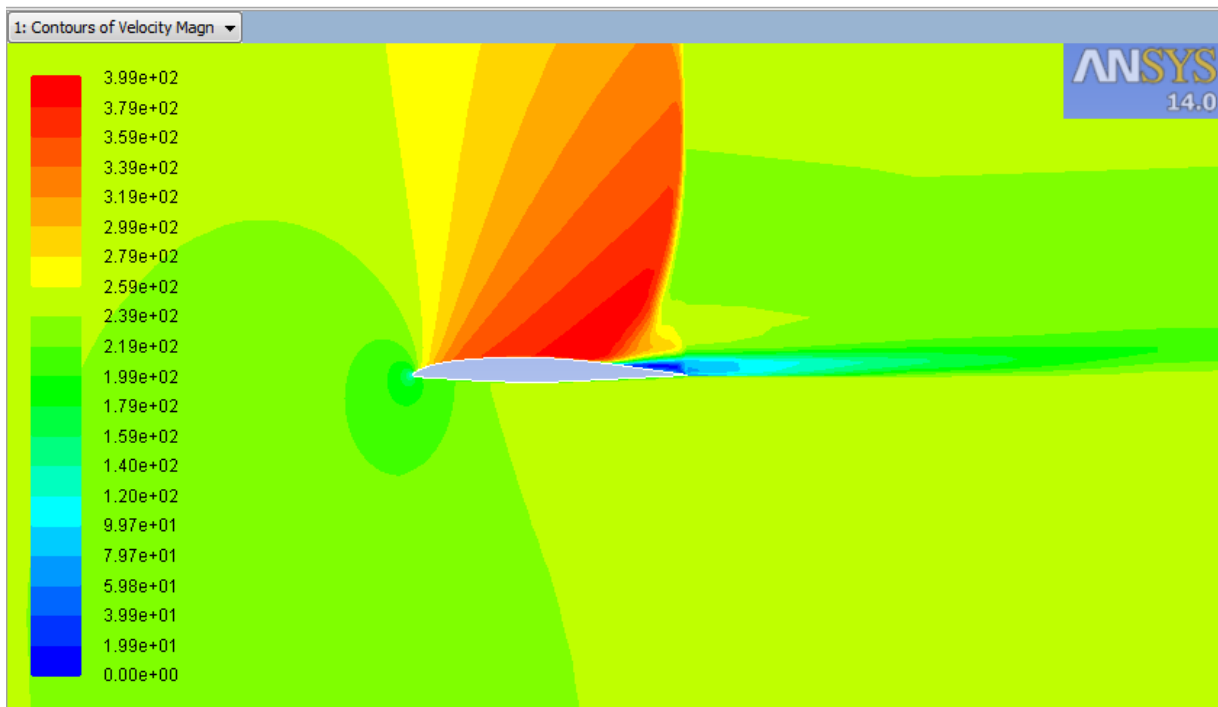
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.3 : Συντελεστής άνωσης στο Boeing 707, για $AOA\ 4^\circ$



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.4 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο Boeing 707, για AOA 4°



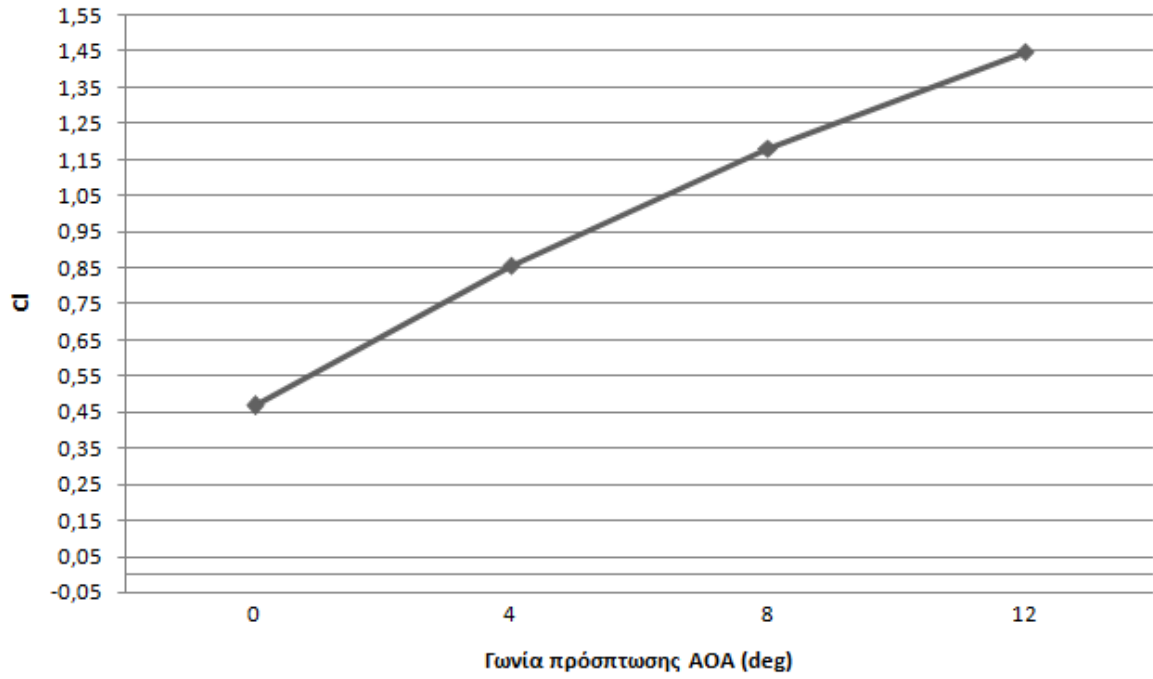
ΕΙΚΟΝΑ 6.4 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερύγιο του Boeing 707, για AOA 4°



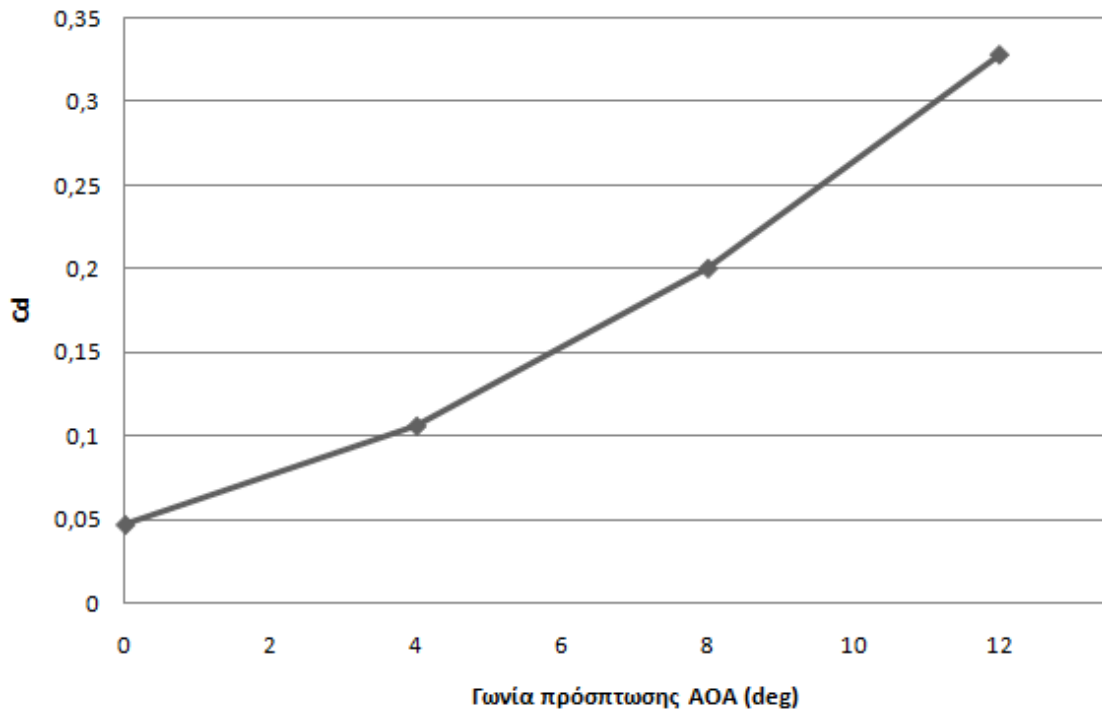
ΕΙΚΟΝΑ 6.5 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερύγιο του Boeing 707, για AOA 4°

Πίνακας 6.2 : Τιμές C_L , C_D και L/D του Boeing 707 για AOA 4°, των μοντέλων Laminar, k-ε, k-ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Stanard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	0.88093	0.727300	0.85565	0.74964
2	C_D	0.10978	0.086188	0.10614	0.08570
3	L/D	8.03	8.44	8.06	8.75



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.5 : Συντελεστής άνωσης στο Boeing 707, για AOA 0°,4°,8°,12°



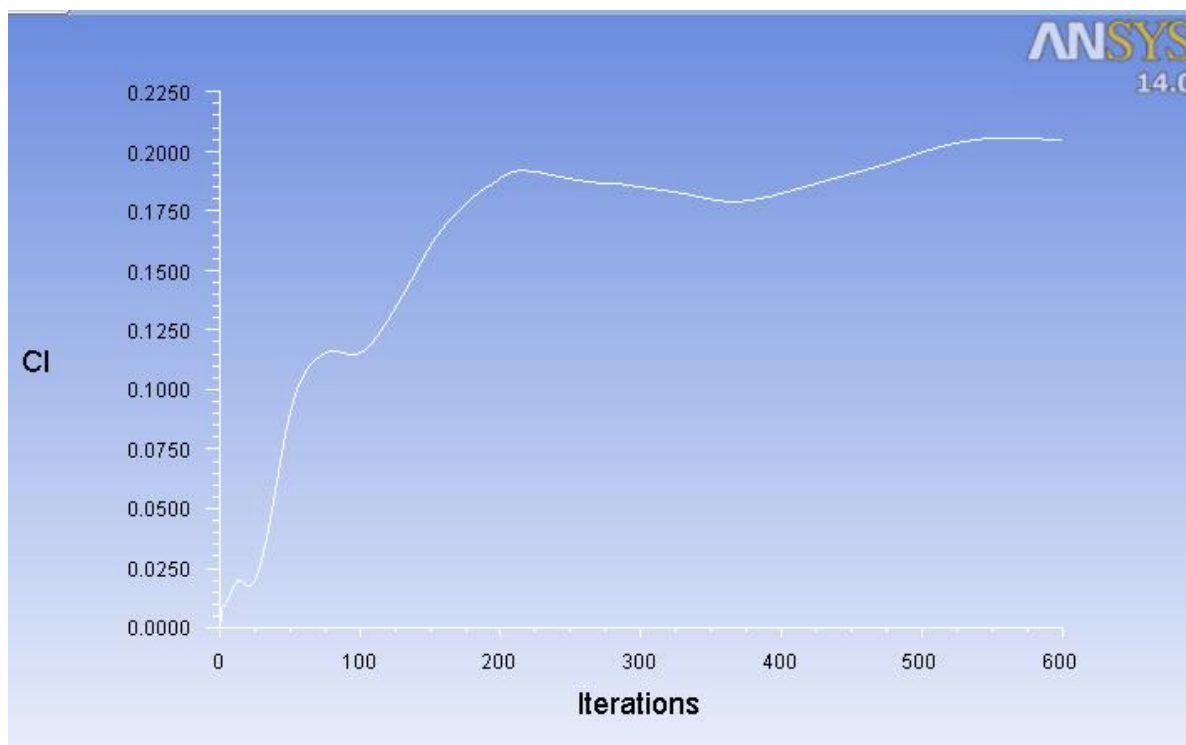
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.6 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο Boeing 707, για AOA 0°,4°,8°,12°

6.3.2 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του Boeing 737 : Για το Boeing 737, επιλέχθηκε το μοντέλο k-epsilon Standard.

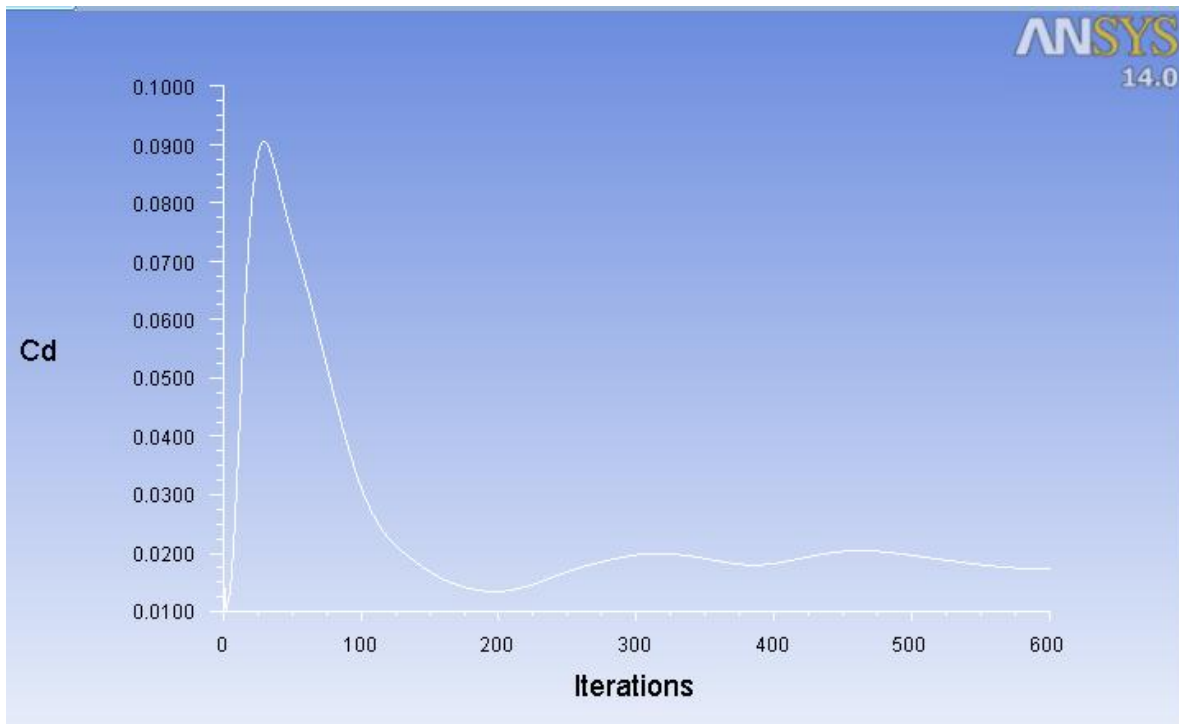
Οι συνθήκες που επικρατούν στο υψόμετρο που γίνεται η μελέτη, και υπολογίστηκαν παραπάνω είναι :

- Υψόμετρο : $h_1 = 35.000 \text{ ft}$ ή 10.668 m .
- Θερμοκρασία : $T_1 = 218,81 \text{ K}$ ή $-54,34 \text{ }^\circ\text{C}$.
- Πίεση : $P_1 = 23836 \text{ Pa}$.
- Πυκνότητα : $\rho_1 = 0,3795 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$.
- Ταχύτητα αεροσκάφους : $u = 245,83 \text{ m/s}$ ή $u = 885 \text{ km/h}$.
- Mach : $M = 0,83$

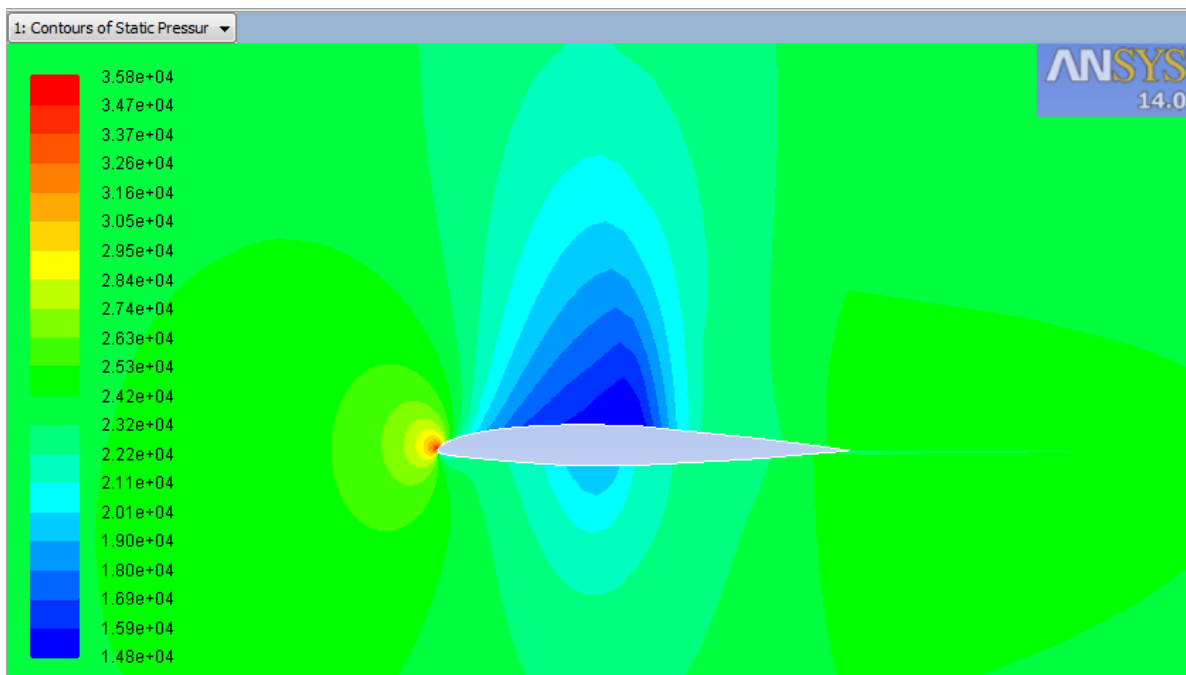
737 : AOA 0°



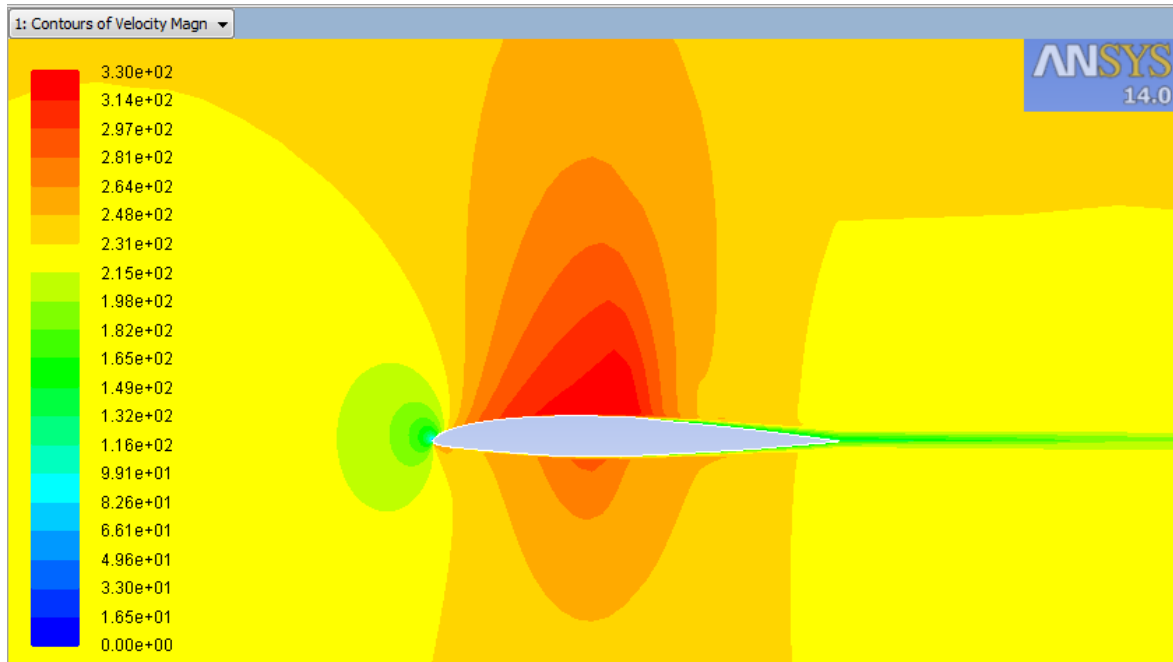
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.7 : Συντελεστής άνωσης στο Boeing 737, για AOA 0°



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.8 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο Boeing 737, για AOA 0°



ΕΙΚΟΝΑ 6.6 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερύγιο του Boeing 737, για AOA 0°

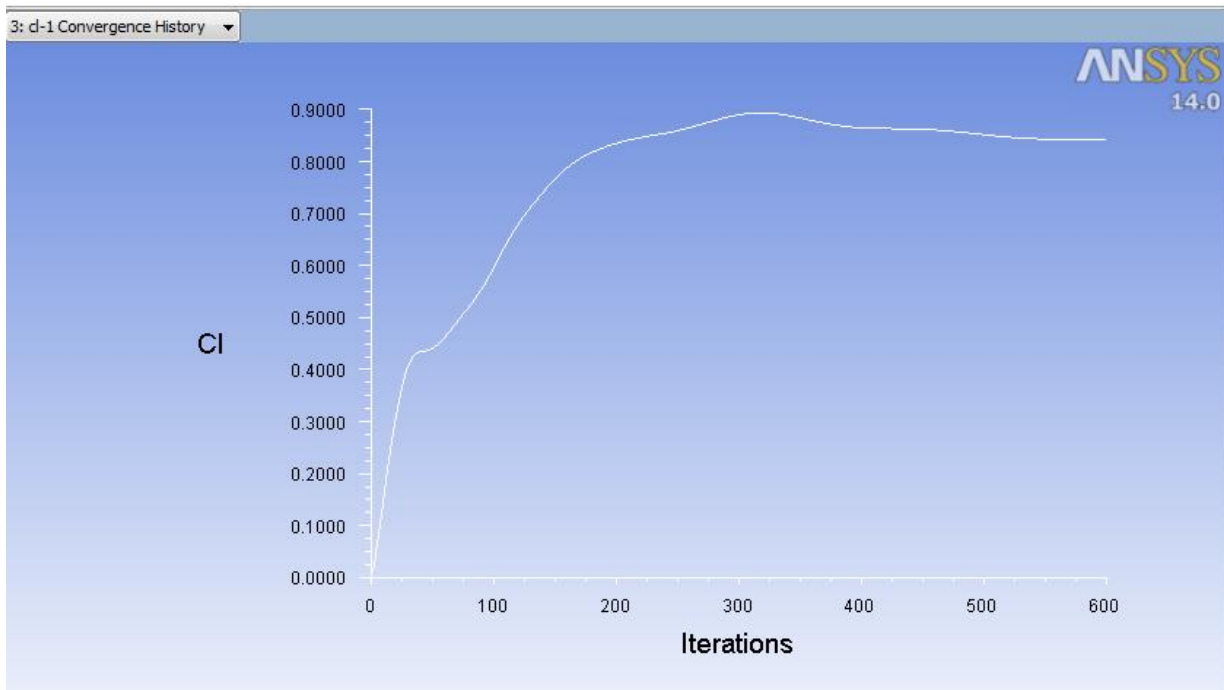


ΕΙΚΟΝΑ 6.7 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερύγιο του Boeing 737, για AOA 0°

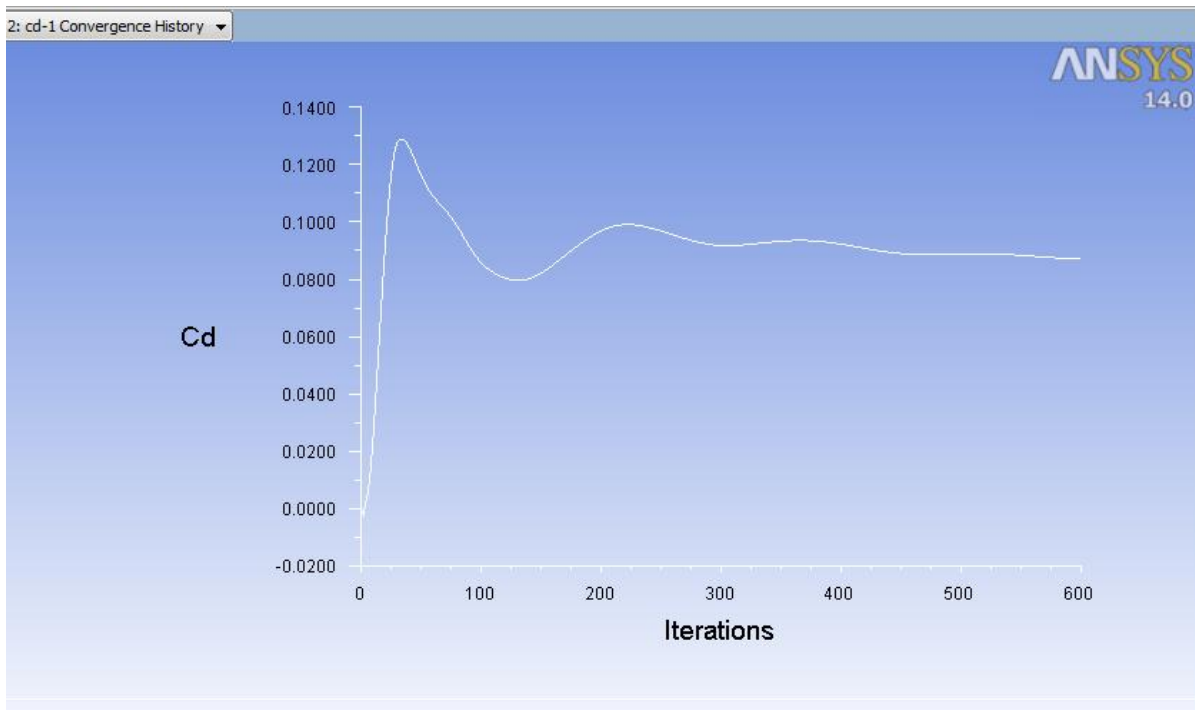
Πίνακας 6.3 : Τιμές C_L , C_D και L/D του Boeing 737 για AOA 0°, των μοντέλων Laminar, k-ε, k-ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Stanard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	0.204390	0.216270	0.212710	0.210170
2	C_D	0.017387	0.017927	0.017494	0.016170
3	L/D	11.76	12.06	12.16	13.00

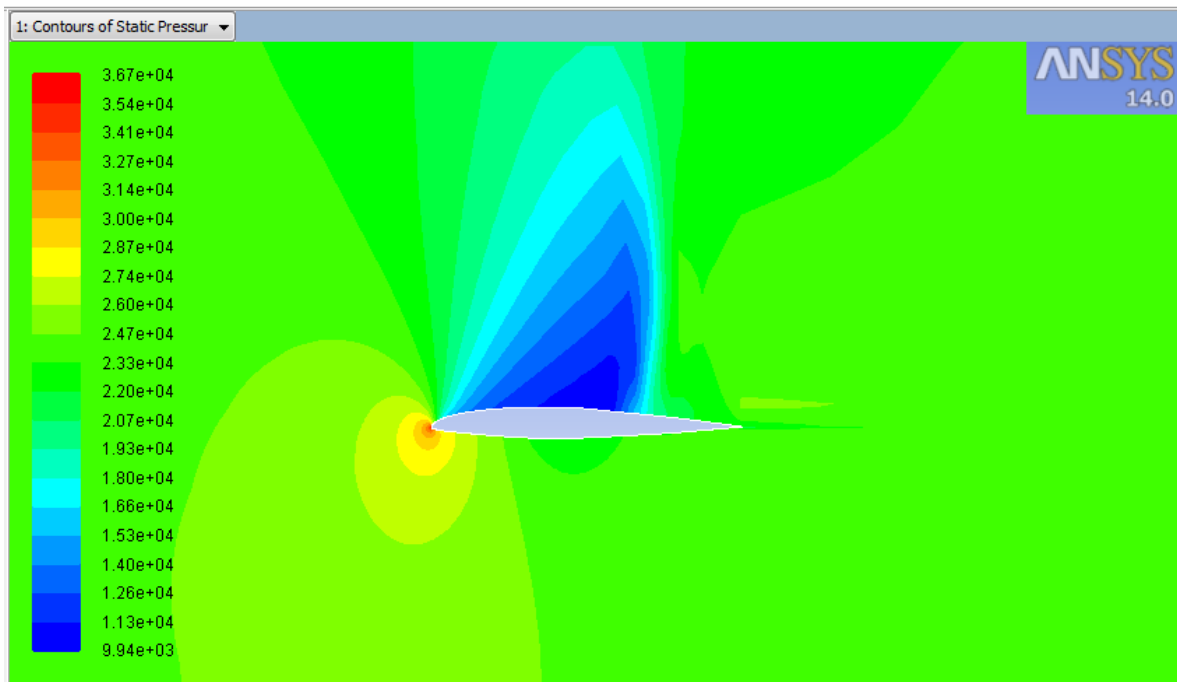
737 : AOA 4°



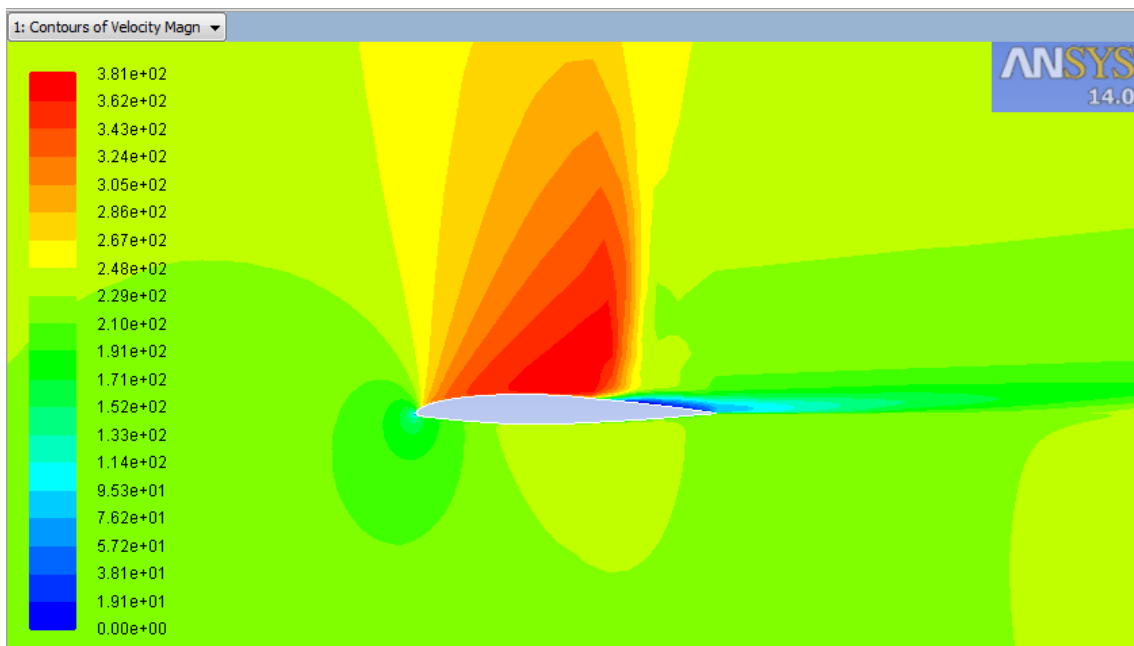
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.9 : Συντελεστής άνωσης στο Boeing 737, για AOA 4°



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.10 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο Boeing 737, για AOA 4°



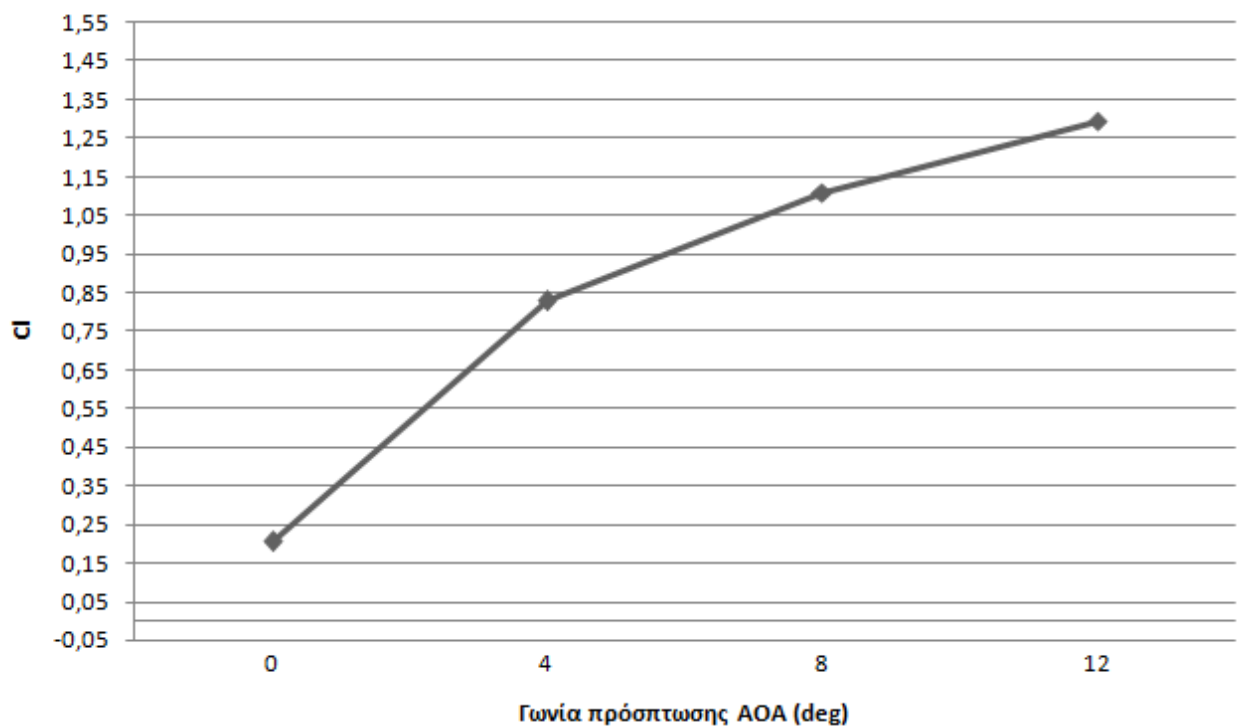
ΕΙΚΟΝΑ 6.8 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερύγιο του Boeing 737, για AOA 4°



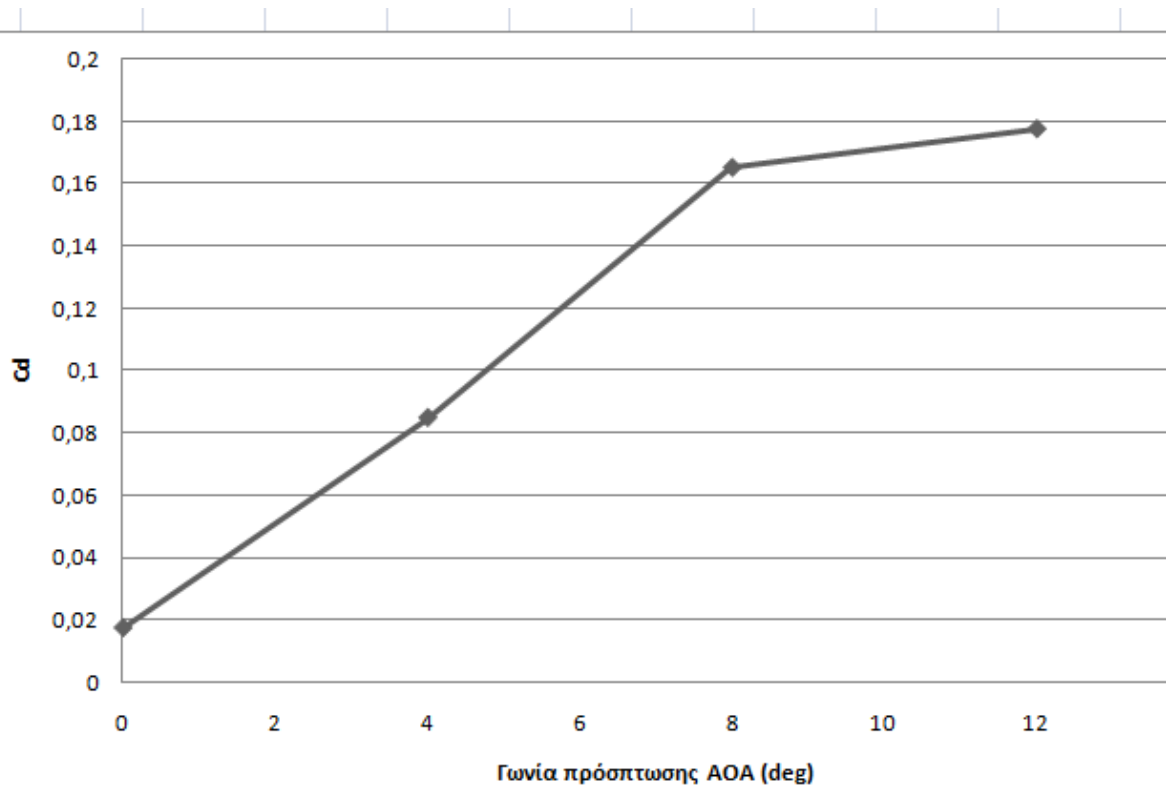
ΕΙΚΟΝΑ 6.9 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερύγιο του Boeing 737, για AOA 4°

Πίνακας 6.4 : Τιμές C_L , C_D και L/D του Boeing 737 για AOA 4° , των μοντέλων Laminar, k-ε, k-ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Stanard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	0.827510	0.694330	0.796220	0.786100
2	C_D	0.084943	0.06484	0.077235	0.070447
3	L/D	9.74	10.71	10.31	11.16



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.11 : Συντελεστής άνωση στο Boeing 737, για AOA $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$



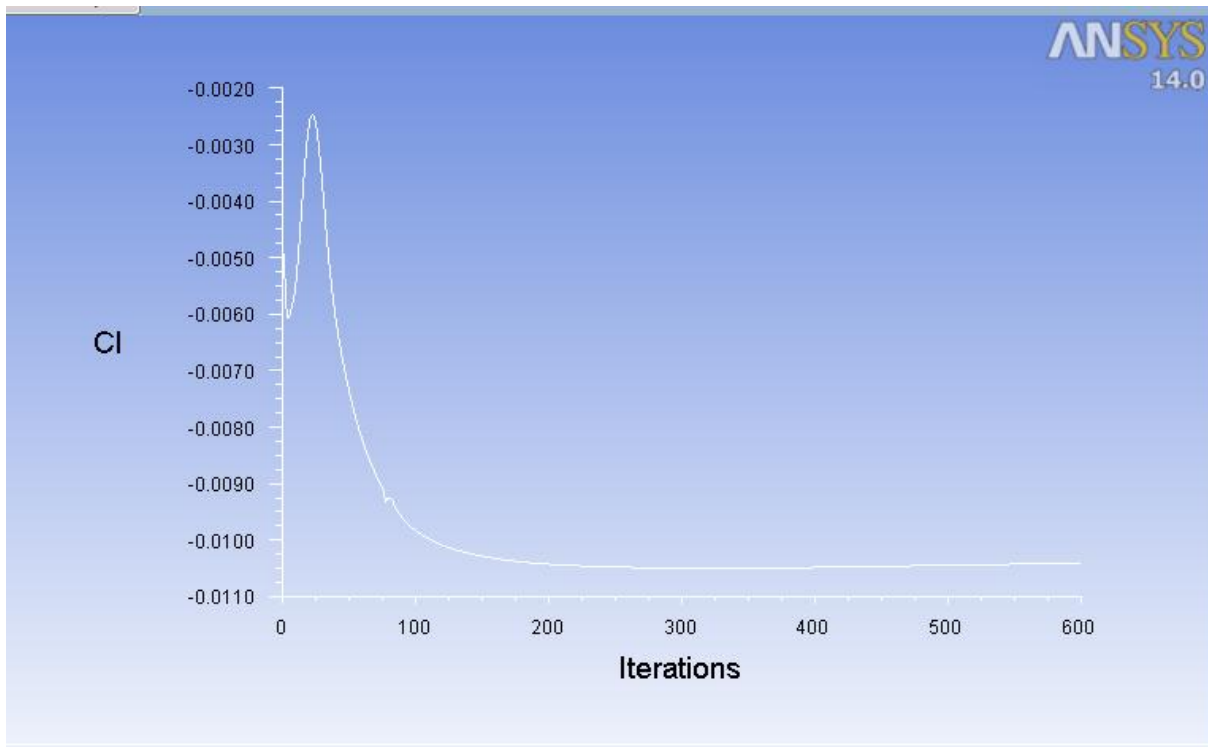
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.12 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο Boeing 737, για AOA 0°, 4°, 8°, 12°

6.3.3 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του F-16 : Για το F-16, επιλέχθηκε το μοντέλο Laminar.

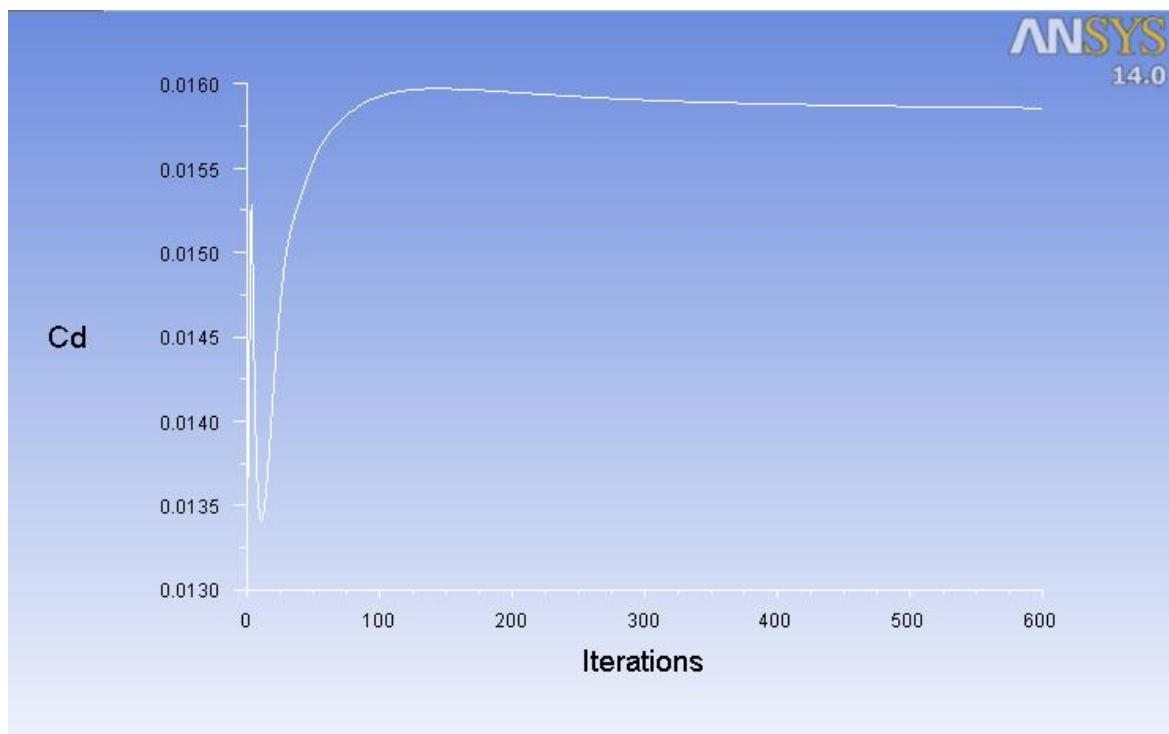
Οι συνθήκες που επικρατούν στο υψόμετρο που γίνεται η μελέτη, και υπολογίστηκαν παραπάνω, είναι :

- Υψόμετρο : $h_1 = 60.000 \text{ ft}$ ή 18.288 m .
- Θερμοκρασία : $T_1 = 216,65 \text{ K}$ ή $-56,5 \text{ }^\circ\text{C}$.
- Πίεση : $P_1 = 22625 \text{ Pa}$.
- Πυκνότητα : $\rho_1 = 0,3638 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$.
- Ταχύτητα αεροσκάφους : $u = 590 \text{ m/s}$ ή $u = 2124 \text{ km/h}$.
- Mach : $M = 2$

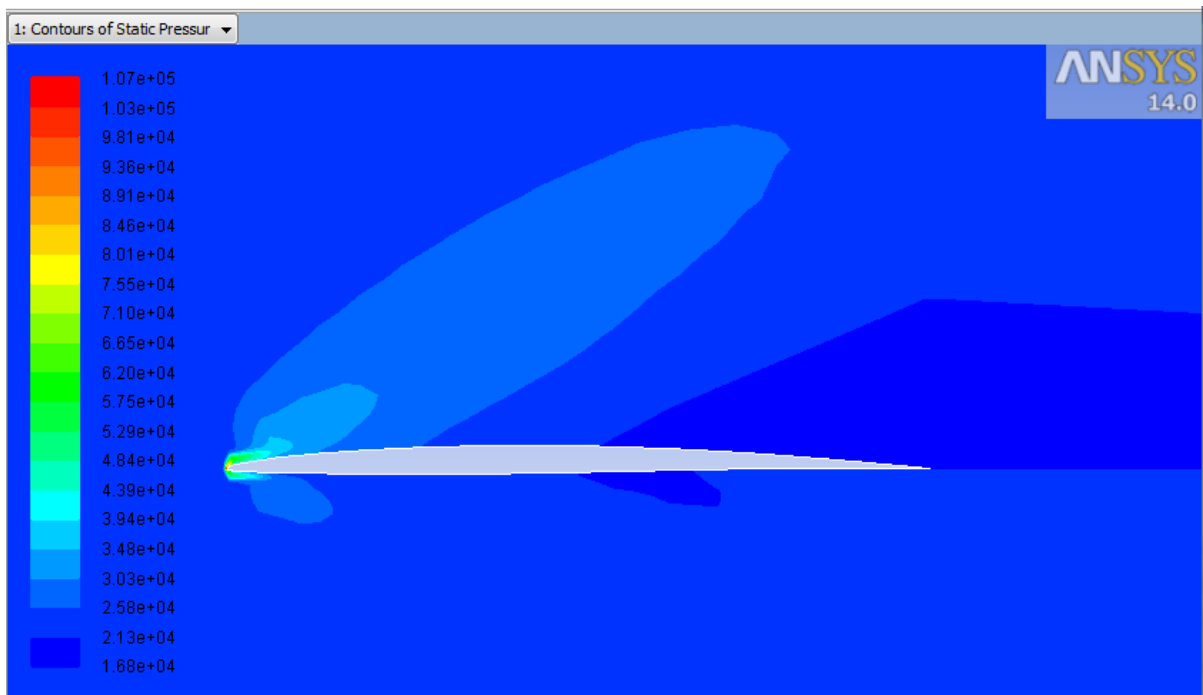
F-16 : AOA 0°



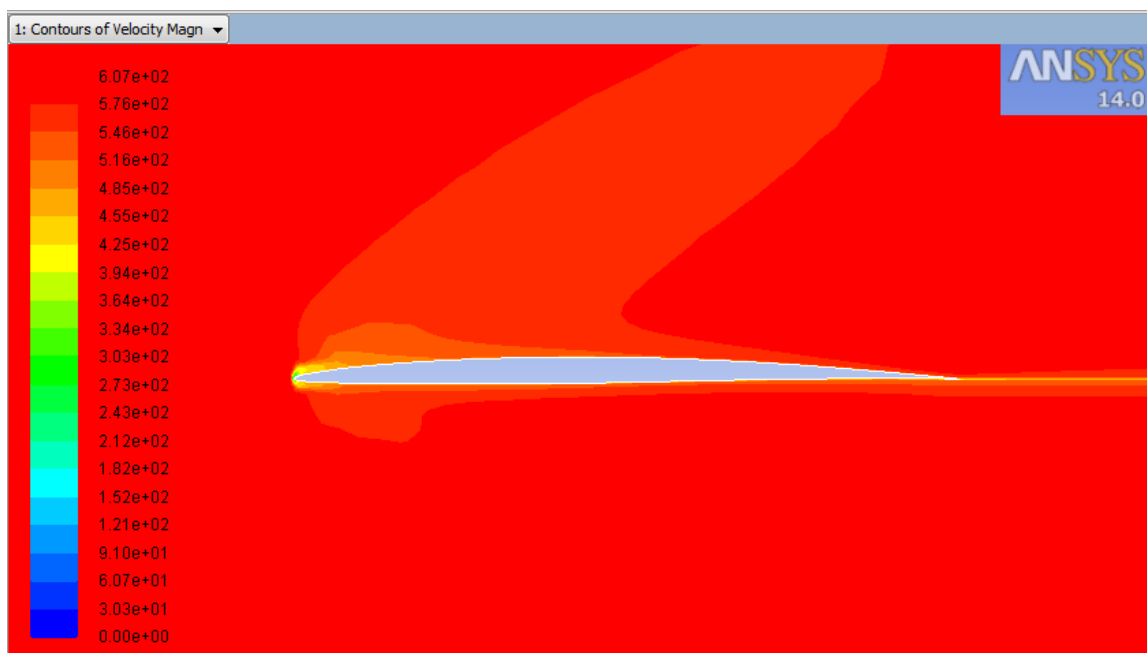
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.13 : Συντελεστής άνωσης στο F-16, για AOA 0°



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.14 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο F-16, για AOA 0°



ΕΙΚΟΝΑ 6.10 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερύγιο του F-16, για AOA 0°

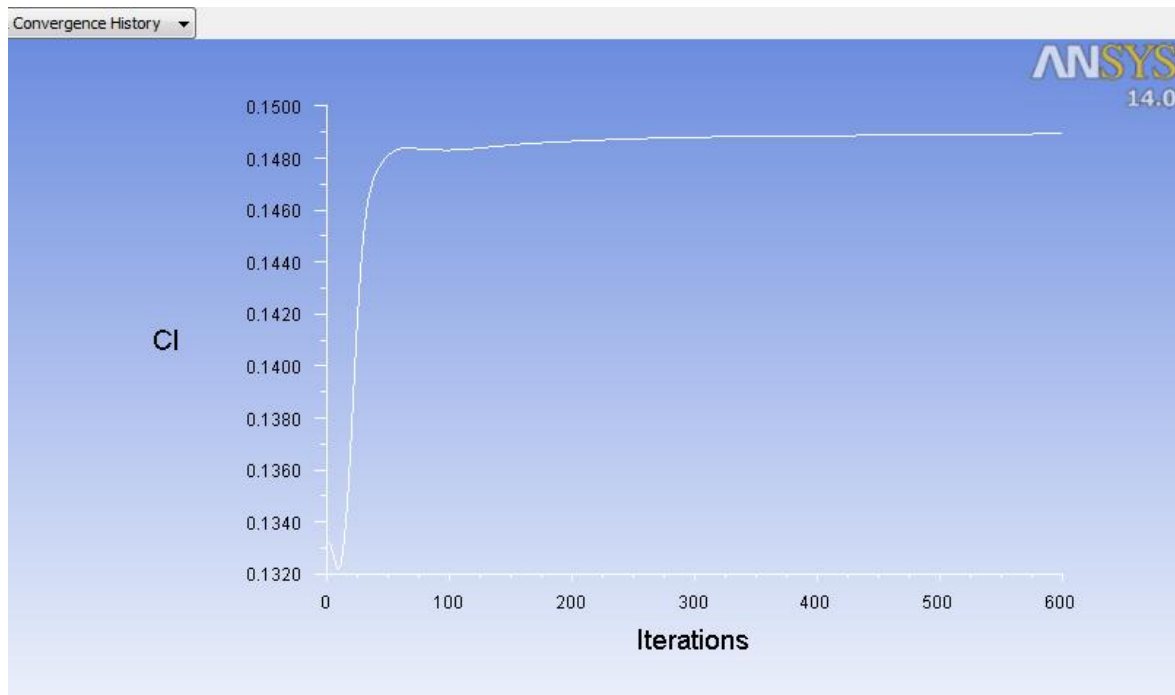


ΕΙΚΟΝΑ 6.11 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερύγιο του F-16, για AOA 0°

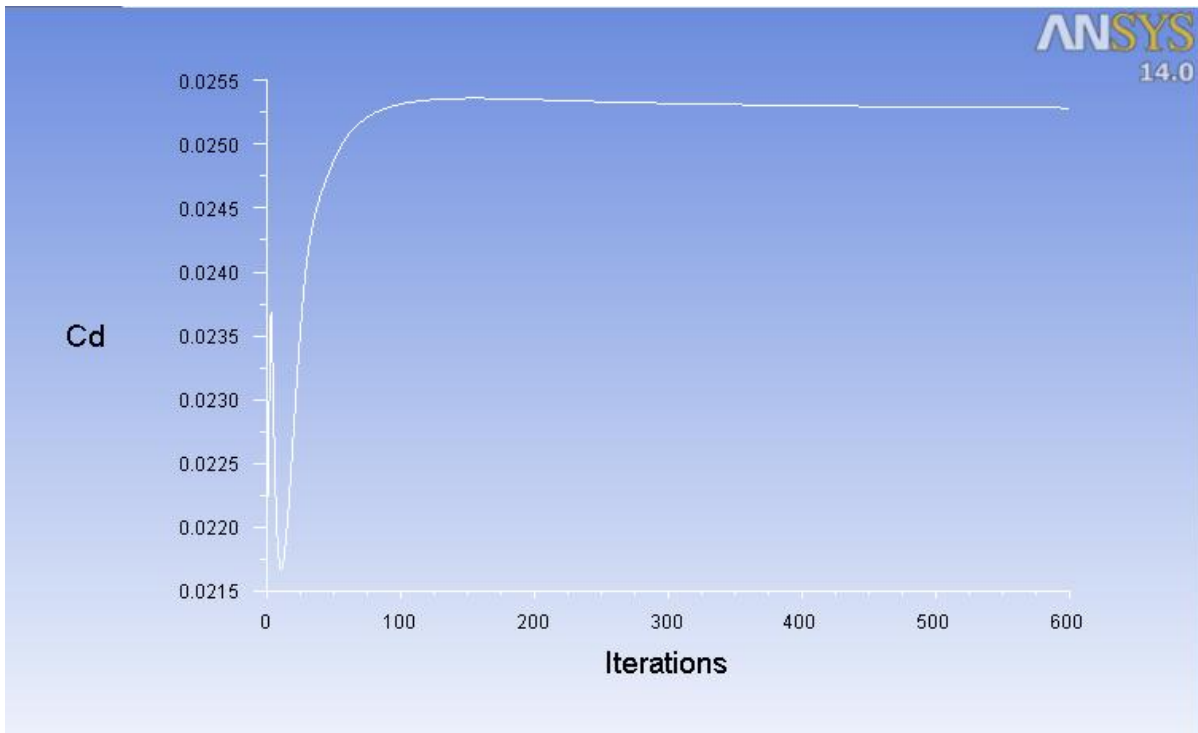
Πίνακας 6.5 : Τιμές C_L , C_D και L/D του F-16 για $AOA\ 0^\circ$, των μοντέλων Laminar, k-ε, k-ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Stanard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	-0.0096165	-0.010036	-0.0097513	-0.010345
2	C_D	0.018804	0.018987	0.018783	0.01585
3	L/D	-0.51	-0.53	-0.52	-0.65

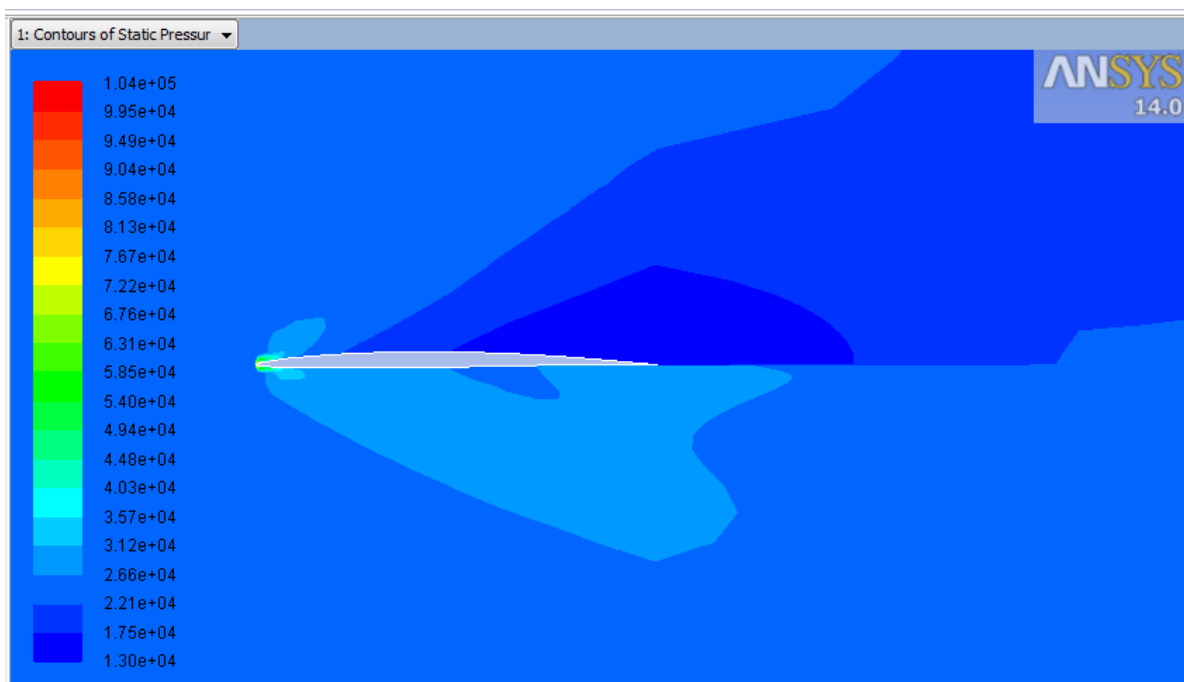
F-16 : $AOA\ 4^\circ$



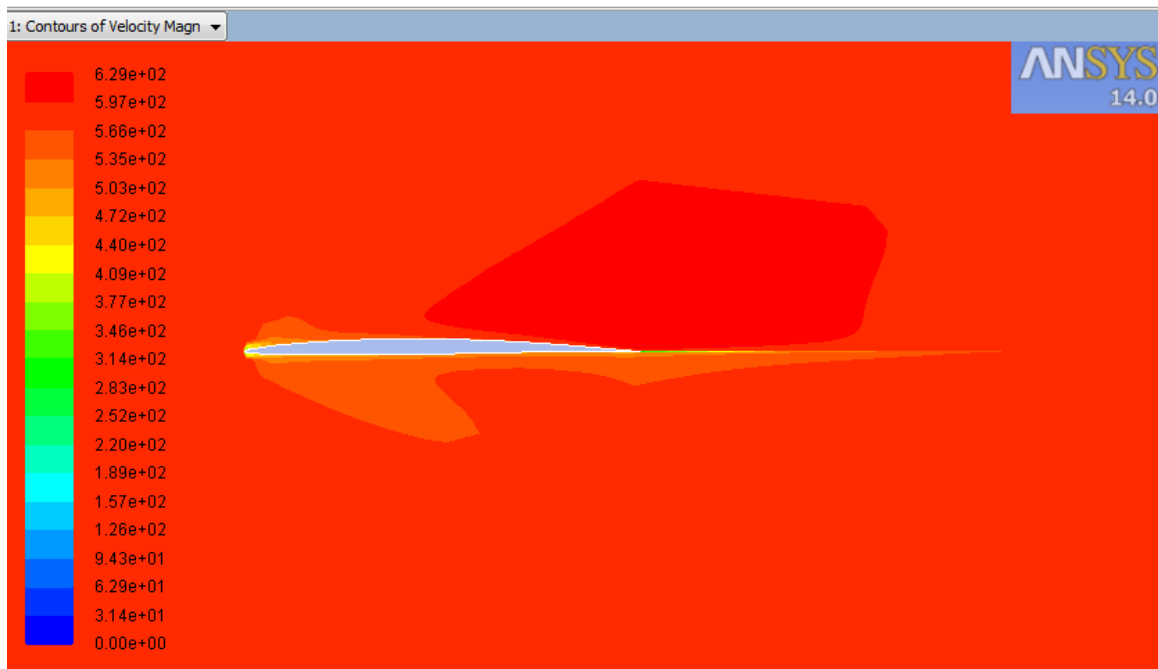
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.15 : Συντελεστής άνωσης στο F-16, για $AOA\ 4^\circ$



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.16 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο F-16, για AOA 4°



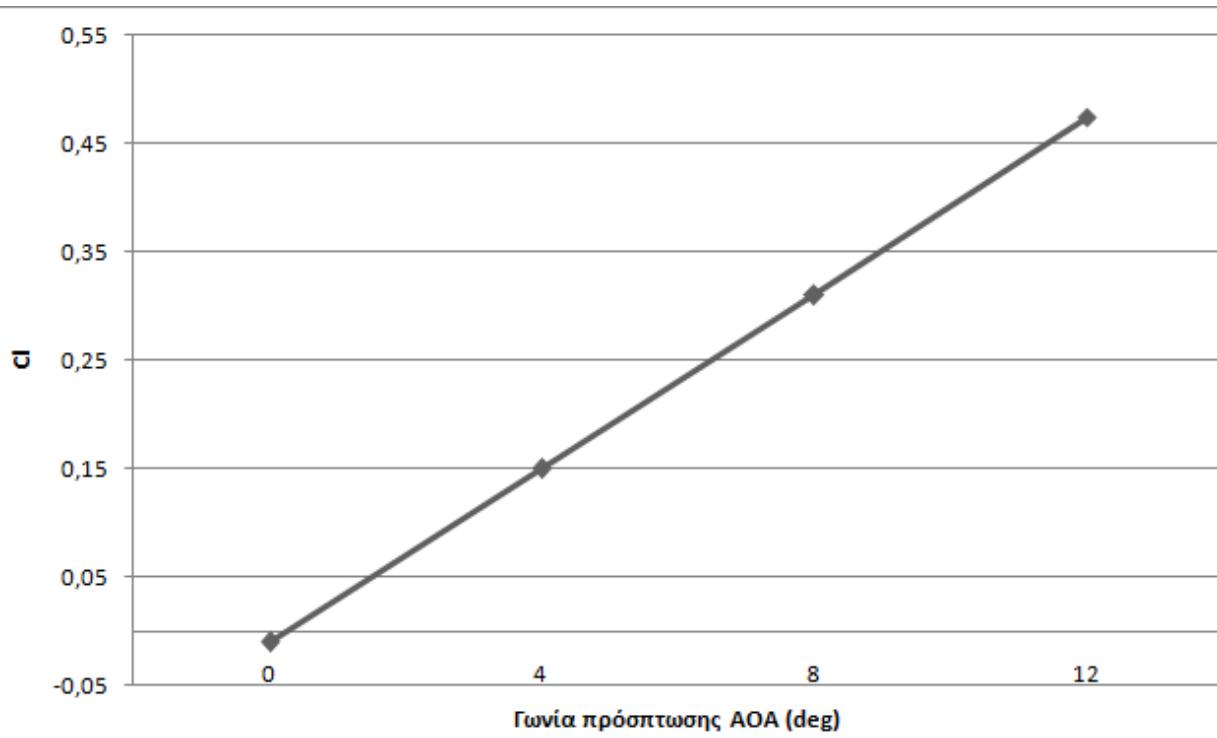
ΕΙΚΟΝΑ 6.12 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερύγιο του F-16, για AOA 4°



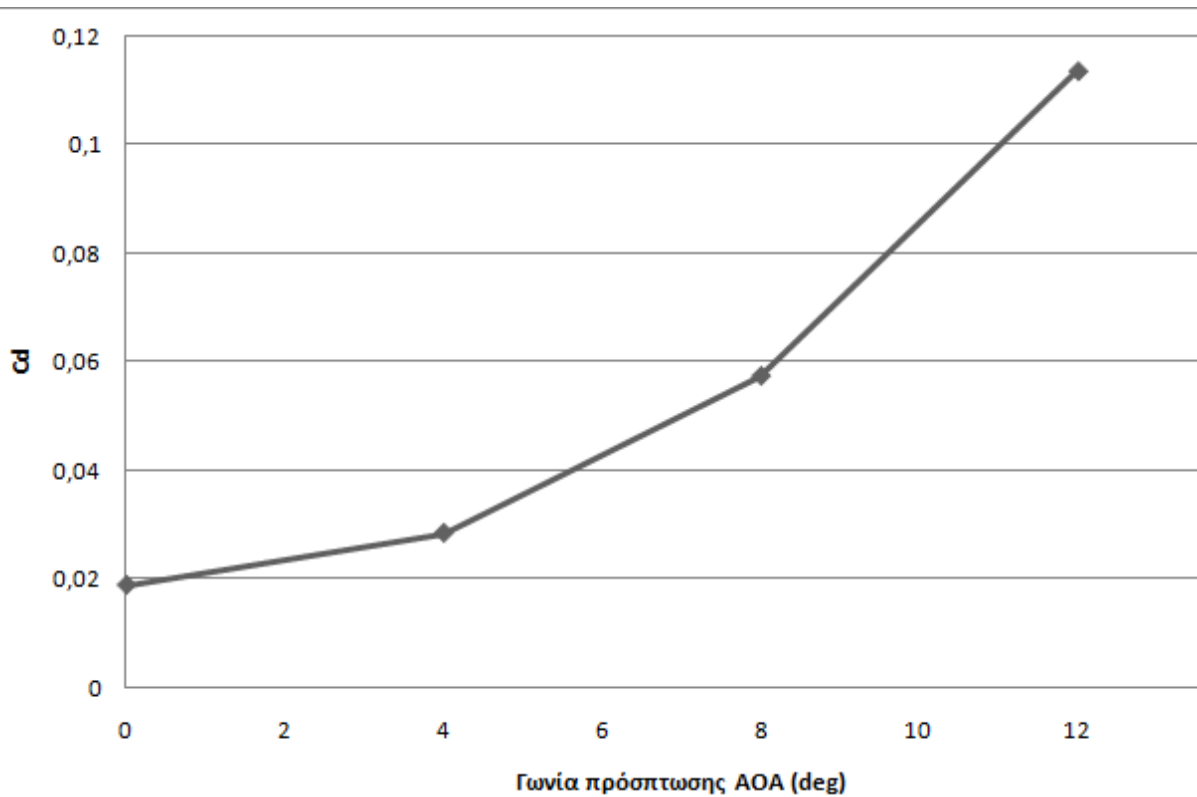
ΕΙΚΟΝΑ 6.13 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερόγιο του F-16, για AOA 4°

Πίνακας 6.6 : Τιμές C_L , C_D και L/D του F-16 για AOA 4°, των μοντέλων Laminar, k-ε, k-ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Standard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	0.15042	0.15027	0.150350	0.148930
2	C_D	0.02842	0.02847	0.028413	0.025285
3	L/D	5.29	5.28	5.29	5.89



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.17 : Συντελεστής άνωση στο F-16, για AOA 0°, 4°, 8°, 12°



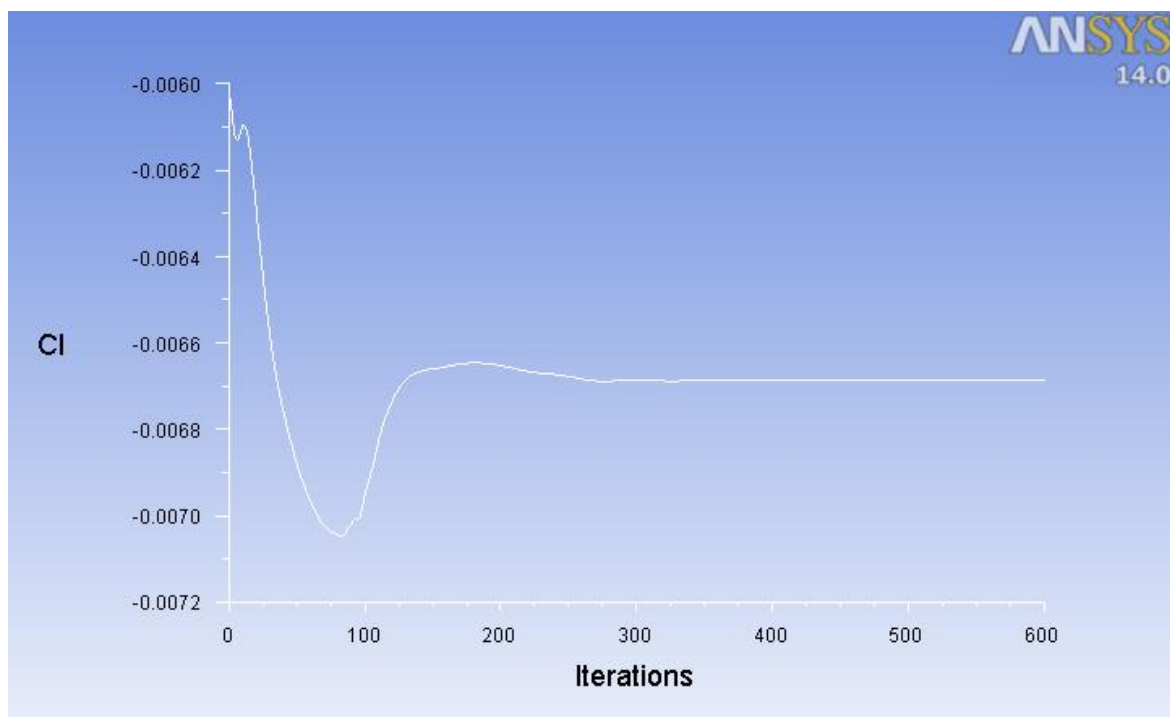
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.18 : Συντελεστής οπισθέλκουσας F-16, για AOA 0°, 4°, 8°, 12°

6.3.4 Αποτελέσματα στην πτέρυγα του F-15 : Για το F-15, επιλέχθηκε το μοντέλο k-omega SST.

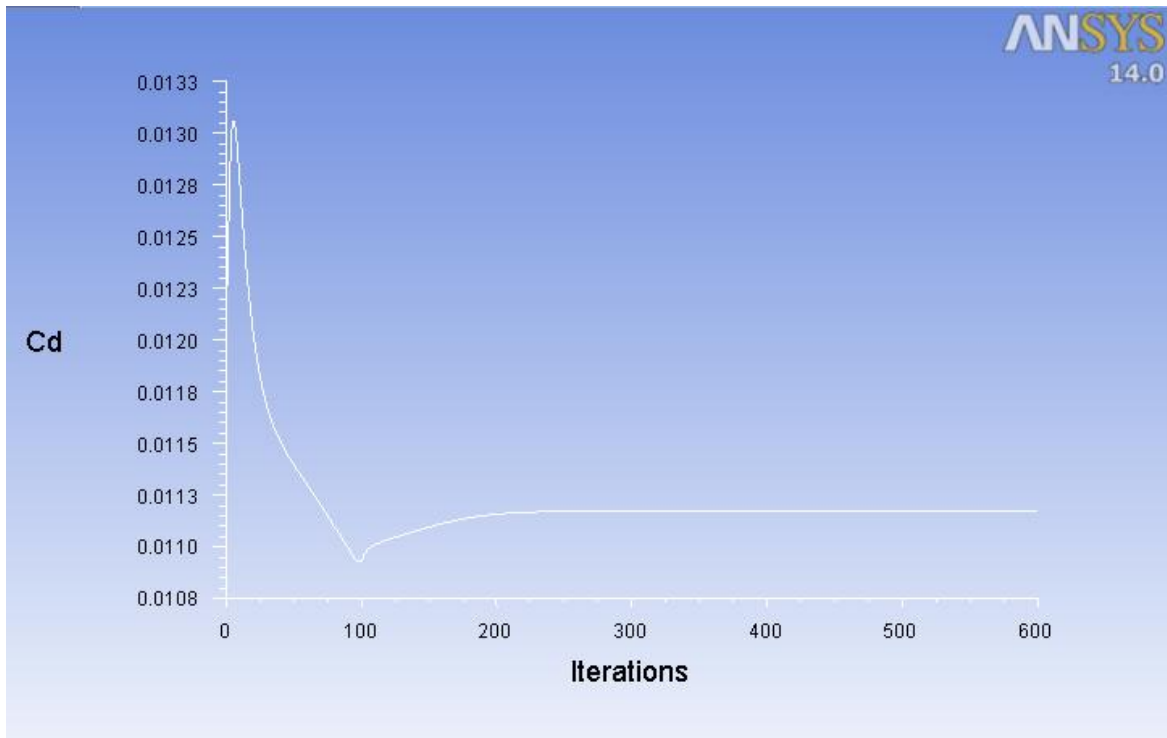
Οι συνθήκες που επικρατούν στο υψόμετρο που γίνεται η μελέτη, και υπολογίστηκαν παραπάνω, είναι :

- Υψόμετρο : $h_1 = 65.000 \text{ ft}$ ή 20.000 m .
- Θερμοκρασία : $T_1 = 216,65 \text{ K}$ ή $-56,5 \text{ }^\circ\text{C}$.
- Πίεση : $P_1 = 22625 \text{ Pa}$.
- Πυκνότητα : $\rho_1 = 0,3638 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$.
- Ταχύτητα αεροσκάφους : $u = 737.5 \text{ m/s}$ ή $u = 2655 \text{ km/h}$.
- Mach : $M = 2.5$

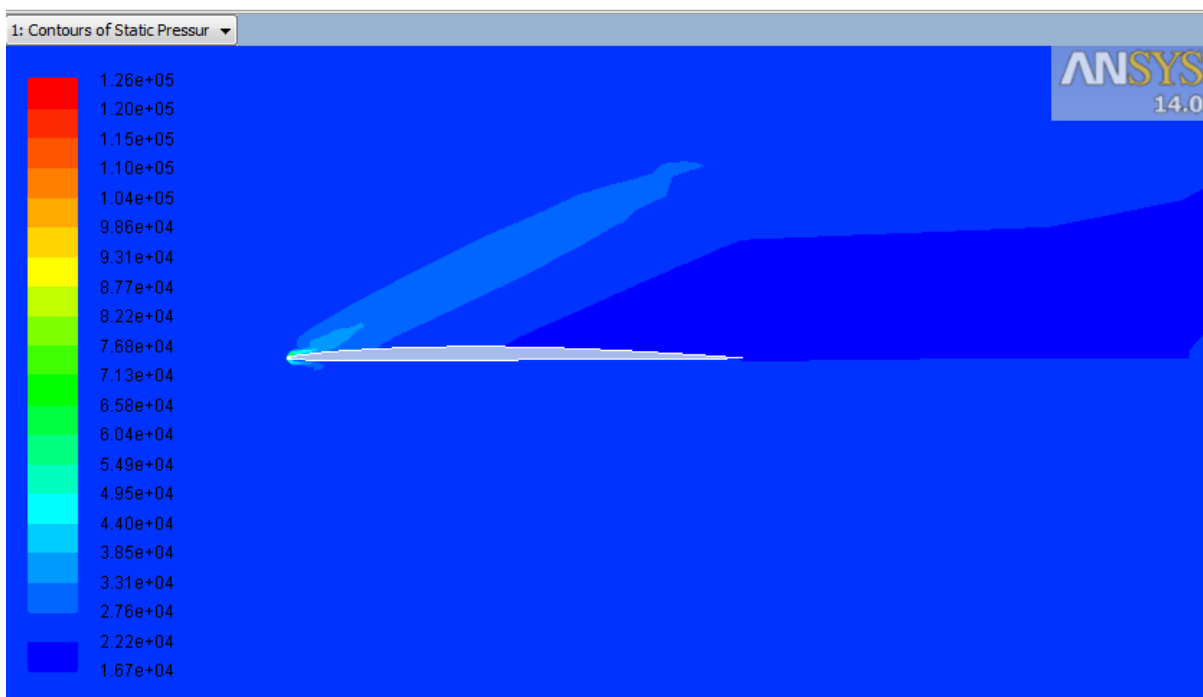
F-15 : AOA 0°



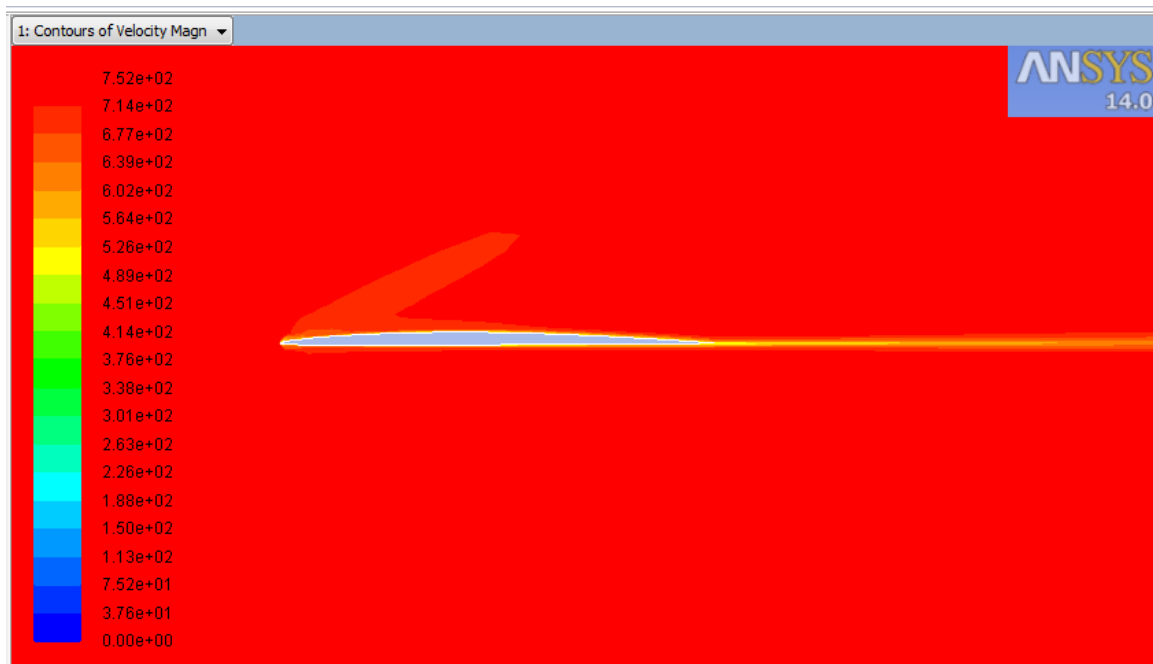
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.19 : Συντελεστής άνωσης στο F-15, για AOA 0°



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.20 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο F-15, για AOA 0°



ΕΙΚΟΝΑ 6.14 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερύγιο του F-15, για AOA 0°

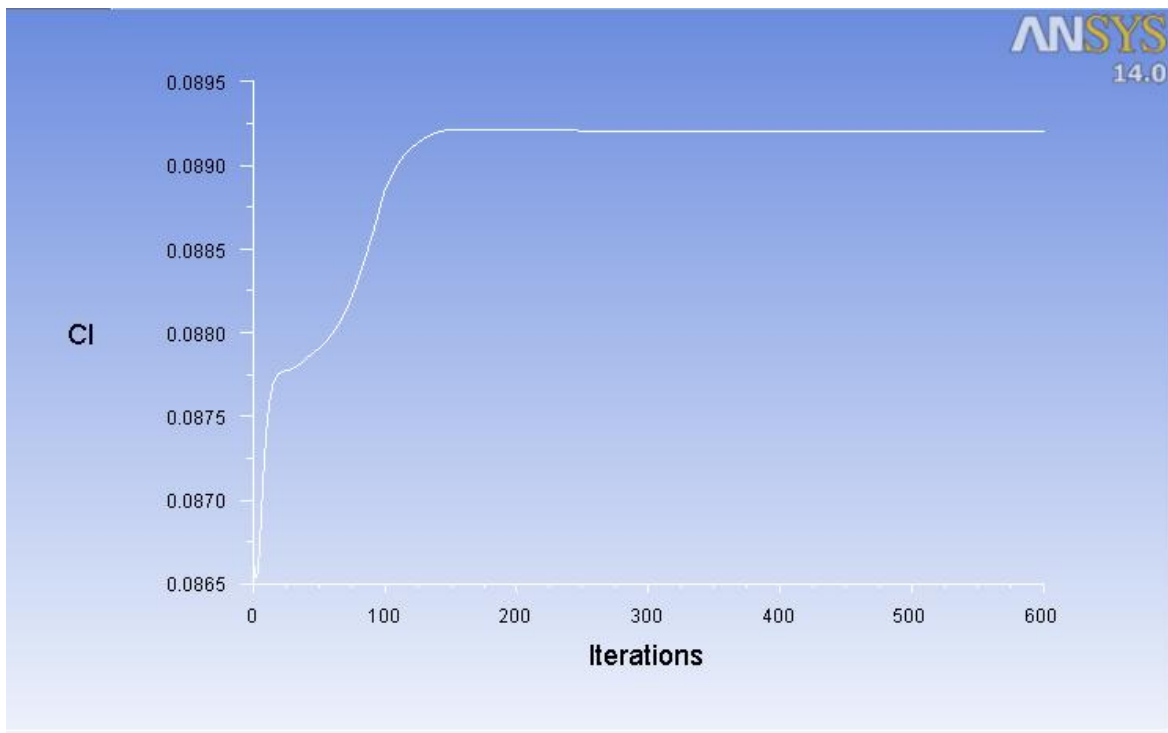


ΕΙΚΟΝΑ 6.15 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερόγιο του F-15, για AOA 0°

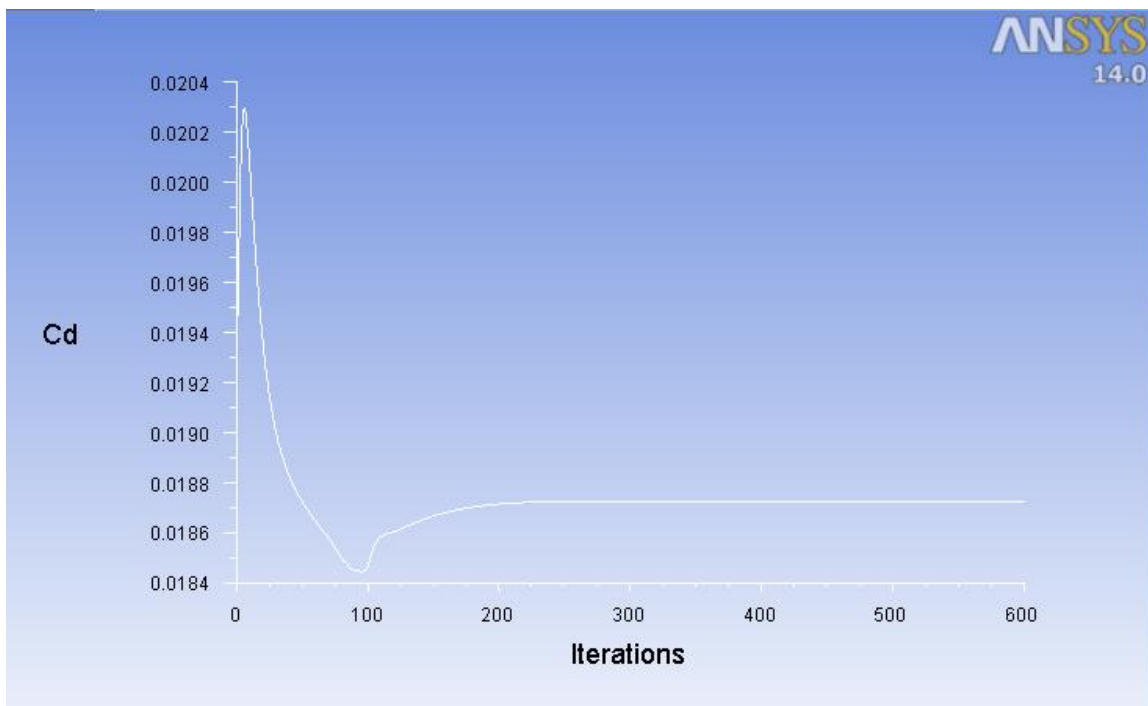
Πίνακας 6.7 : Τιμές C_L , C_D και L/D του F-15 για AOA 0°, των μοντέλων Laminar, k-ε, k-ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Stanard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	-0.0067525	-0.0066857	-0.0068143	-0.0060918
2	C_D	0.011385	0.0111710	0.0113770	0.0087382
3	L/D	-0.59	-0.59	-0.60	-0.70

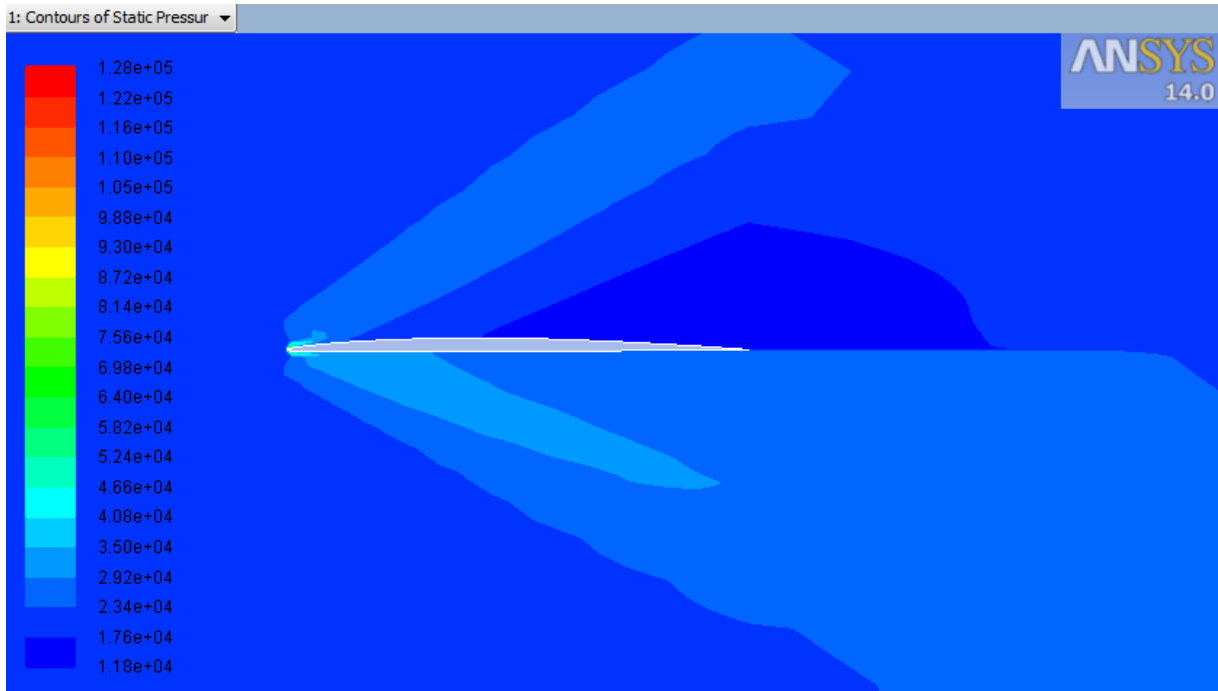
F-15 : AOA 4°



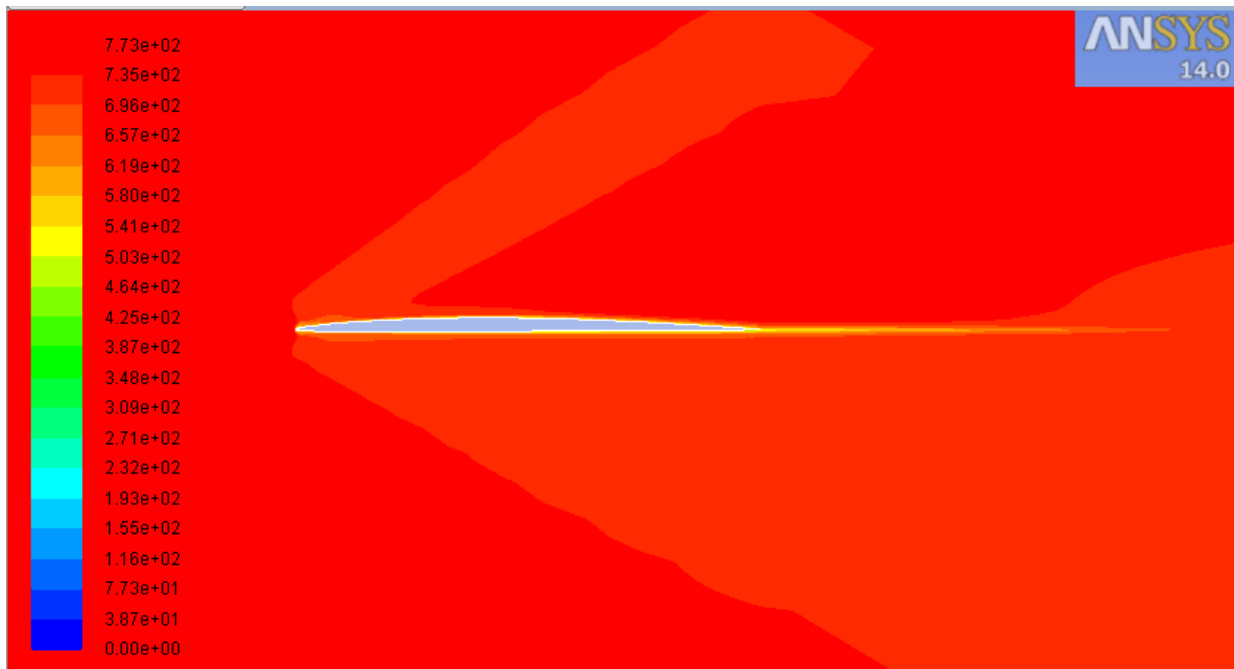
ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.21 : Συντελεστής άνωσης στο F-15, για AOA 4°



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.22 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο F-15, για AOA 4°



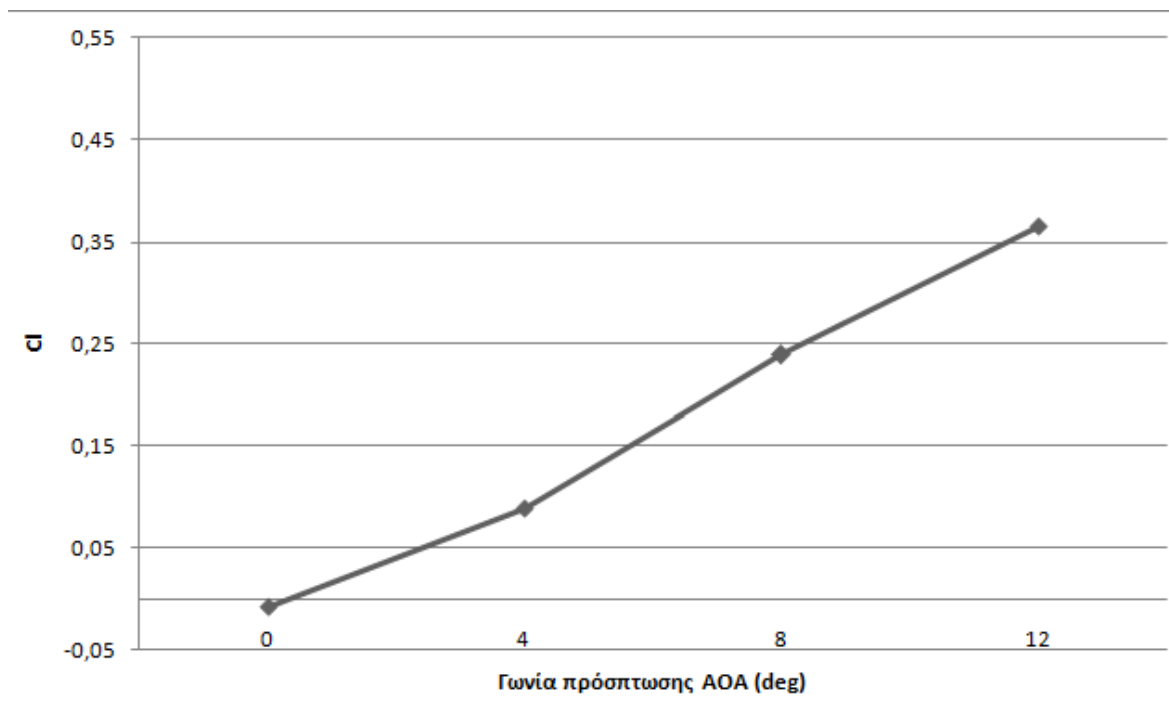
ΕΙΚΟΝΑ 6.16 : Η κατανομή πίεσης γύρω από το πτερύγιο του F-15, για AOA 4°



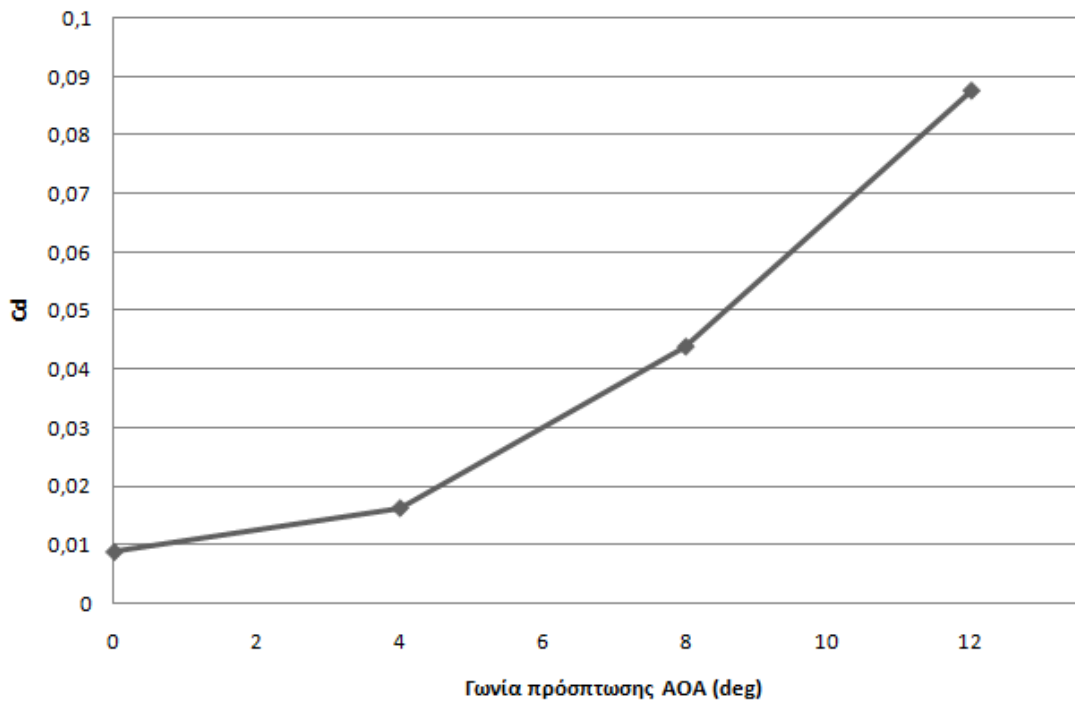
ΕΙΚΟΝΑ 6.17 : Η κατανομή ταχύτητας γύρω το πτερύγιο του F-15, για AOA 4°

Πίνακας 6.8 : Τιμές C_L , C_D και L/D του F-15 για AOA 4° , των μοντέλων Laminar, k-ε, k-ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μέγεθος	k-epsilon Standard	k-omega SST	Spalart Allmaras	Laminar
1	C_L	0.11517	0.083202	0.115120	0.11538
2	C_D	0.018902	0.018727	0.018865	0.01625
3	L/D	6.26	4.76	6.1	7.10



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.23 : Συντελεστής άνωση στο F-15, για AOA $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ$



ΔΙΑΓΡΑΜΜΑ 6.24 : Συντελεστής οπισθέλκουσας στο F-15, για AOA 0°, 4°, 8°, 12°

7. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ



Εικόνα 7.1 : Κρουστικό κύμα σε F-16 (ΠΗΓΗ : www.strategypage.com)

Για αρχή, πρέπει να αναφερθεί ότι οι τιμές που πάρθηκαν από το Ansys Fluent συμβαδίζουν με τις πραγματικές καθώς για την αεροτομή Boeing 737 η θεωρία [27] δίνει ότι για $AOA = 2,43^\circ$:

- $C_l = 0.5$ / $C_{l_{TIMH FLUENT}} = 0.55$

Επίσης όσο αναφορά τη χωρική σύγκλιση, το πλέγμα δηλαδή, στην αρχή πηγαίναμε σε αρκετά πυκνά, και ταυτόχρονα απαιτητικά για τον υπολογιστή, πλέγματα με αποτέλεσμα οι προσομοιώσεις να χρειάζονται αρκετό χρόνο για να ολοκληρωθούν. Μερικές φορές δε, μπορεί να μας εμφάνιζαν προβλήματα, όπως αδυναμία ανάγνωσης από το Fluent, καθώς ήταν πολυπλοκότερα. Τα απαιτητικά πλέγματα τα οποία δεν εμφάνιζαν προβλήματα, έδιναν αντίστοιχα αποτελέσματα, με αυτά που δίνει το πλέγμα που επιλέξαμε, έχοντας μια μικρή απόκλιση. Για παράδειγμα το πυκνό πλέγμα στις προσομοιώσεις του B707 στο μοντέλο Spalart Allmaras και για $AOA = 0^\circ$, έδινε $C_l = 0.47500$, ενώ το πλέγμα που επιλέξαμε, όπως φαίνεται και από τον πίνακα 6.1 έδωσε $C_l = 0.46833$.

Ακόμη ένα σημαντικό συμπέρασμα που βγαίνει μέσα από αυτήν την Πτυχιακή Εργασία είναι ότι το Laminar model έχει μια απόκλιση αποτελεσμάτων μόλις στο 1% - 6% από το μοντέλο k-omega SST, το οποίο θεωρείται και το πιο απαιτητικό μοντέλο τύρβης. Αυτό είναι πολύ σημαντικό, καθώς το Laminar model απαιτεί πολύ μικρότερο χρόνο προσομοίωσης από ότι το k-ω. Επίσης παρατηρείται ότι το Spalart

Allmaras δίνει αντίστοιχα αποτελέσματα με το k-epsilon Standard, το οποίο και αυτό απαιτεί παραπάνω χρόνο προσομοίωσης από ότι το SA.

Αυτό φαίνεται και από το χρόνο προσομοιώσεων στον πίνακα 7.1. Βέβαια όπως αναφέραμε ο χρόνος εξαρτάται από την ποιότητα του πλέγματος, αλλά κυρίως από τα χαρακτηριστικά του υπολογιστή, καθώς το Ansys, είναι ένα πολύ απαιτητικό πρόγραμμα.

Άρα φαίνεται ότι το Laminar, αλλά και το Spalart Allmaras, μοντέλα τα οποία είναι λιγότερο απαιτητικά από ότι είναι τα άλλα δύο μοντέλα, δίνουν εξίσου καλά αποτελέσματα, και σε αρκετά μικρότερο χρόνο.

Πίνακας 7.5 : Χρόνοι προσομοιώσεων των μοντέλων Laminar, k-e, k- ω και Spalart Allmaras.

α/α	Μοντέλο	Μέσος Χρόνος Προσομοίωσης (min)	Μέγιστος (min)
1	Laminar	3	3.5
2	Spalart Allmaras	5	7
3	k-epsilon standard	7	9
4	k-omega SST	10	13

Όπως θα φάνηκε στις υποηχητικές πτέρυγες (Boeing 707 και 737), η γωνία 4° δίνει μεγαλύτερο συντελεστή άντωσης όπως είναι φυσιολογικό, αφού όπως προαναφέρθηκε και σε παραπάνω Κεφάλαιο, με την αύξηση της γωνίας αυξάνεται και η άντωση. Όμως μαζί με την άντωση, αυξάνεται και η αντίσταση του αέρα (οπισθέλκουσα δύναμη). Οπότε έχοντας ως κριτήριο για την επιλογή της καλύτερης περίπτωσης το λόγο L/D, τότε επιλέγεται η περίπτωση των 0° , όπου είναι μεγαλύτερος από ότι στην περίπτωση που έχουμε κλίση.

Στην περίπτωση των υπερηχητικών πτερυγίων, γίνεται το αντίθετο. Όπως φαίνεται και στα αποτελέσματα του 6^{ου} Κεφαλαίου, στις προσομοιώσεις με γωνία πρόσπτωσης 0° , έχουμε αρνητικό συντελεστή άντωσης. Αυτό είναι λογικό καθώς σύμφωνα με τη θεωρία των πτερυγίων, ένα λεπτό πτερύγιο, και κατά συνέπεια υπερηχητικό, δίνει άνωση μόνο υπό γωνία.

Η σύγκριση των αποτελεσμάτων, για τις δύο αυτές περιπτώσεις, γίνεται με τους μέσους όρους των αποτελεσμάτων από όλα τα μοντέλα. Άλλα μοντέλα παρουσιάζουν μεγαλύτερη διαφορά στο συντελεστή άντωση και οπισθέλκουσας, μεταξύ των δύο γωνιών, και άλλα μικρότερη.

7.1 ΥΠΟΗΧΗΤΙΚΕΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ – BOEING 707 ΚΑΙ 737.

Στην περίπτωση του Boeing 707 με γωνία πρόσπτωσης 4° , ο συντελεστής άνωσης αυξάνεται 84% και ο συντελεστής οπισθέλκουσας 104%, σε σχέση με την περίπτωση όπου η ΑΟΑ ισούται με 0° .

Ο μέσος όρος του λόγου L/D είναι :

- L/D_0 : 10,37
- L/D_4 : 8,32

(Αυτός ο μέσος όρος είναι το άθροισμα των αποτελεσμάτων που δίνει κάθε μοντέλο, προς τον αριθμό των μοντέλων. Δηλαδή στην περίπτωση του 707 και για ΑΟΑ 0° , έχουμε : $L/D_0 = 9,92 + 10,60 + 9,94 + 11,00 \rightarrow L/D_0 = 10,37$.)

Η άλλη υποηχητική πτέρυγα, αυτή του Boeing 737, παρουσιάζει αύξηση του συντελεστή άνωσης 184% και αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας 216%.

Σε αυτήν την περίπτωση παρατηρείται πολύ μεγαλύτερη αύξηση των συντελεστών αναλόγως τη γωνία, σε σχέση με την περίπτωση της πτέρυγας του 707. Αυτό εξηγείται λόγω της μορφολογίας της αεροτομής. Είναι έτσι σχεδιασμένη, όπου δίνει αρκετά μικρότερη άνωση και οπισθέλκουσα, σε γωνία 0° .

Ο μέσος όρος του λόγου L/D είναι :

- L/D_0 : 12,25
- L/D_4 : 10,48

7.2 ΥΠΕΡΗΧΗΤΙΚΕΣ ΠΤΕΡΥΓΕΣ – F-16 ΚΑΙ F-15.

Στην περίπτωση των υπερηχητικών δεν ισχύουν όλα τα παραπάνω. Αυτό γίνεται γιατί όπως προαναφέρθηκε, ένα υπερηχητικό πτερόγιο δίνει άνωση μόνο υπό κλίση. Έτσι σε ΑΟΑ 0° το Cl βγαίνει αρνητικό, και για τις δύο πτέρυγες.

Στην περίπτωση του F-16 με γωνία πρόσπτωσης 4° , ο συντελεστής άνωσης αυξάνεται 1450% και ο συντελεστής οπισθέλκουσας 76%, σε σχέση με την περίπτωση όπου έχουμε ΑΟΑ ίση με 0° . Προφανώς η πολύ μεγάλη αύξηση της άνωσης είναι για το λόγο που αναφέραμε.

Ο μέσος όρος του λόγου L/D είναι :

- L/D_0 : -0,55
- L/D_4 : 5,44

Η άλλη υπερηχητική πτέρυγα, αυτή του F-15, παρουσιάζει αύξηση του συντελεστή άνωσης 770% και αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας 85%.

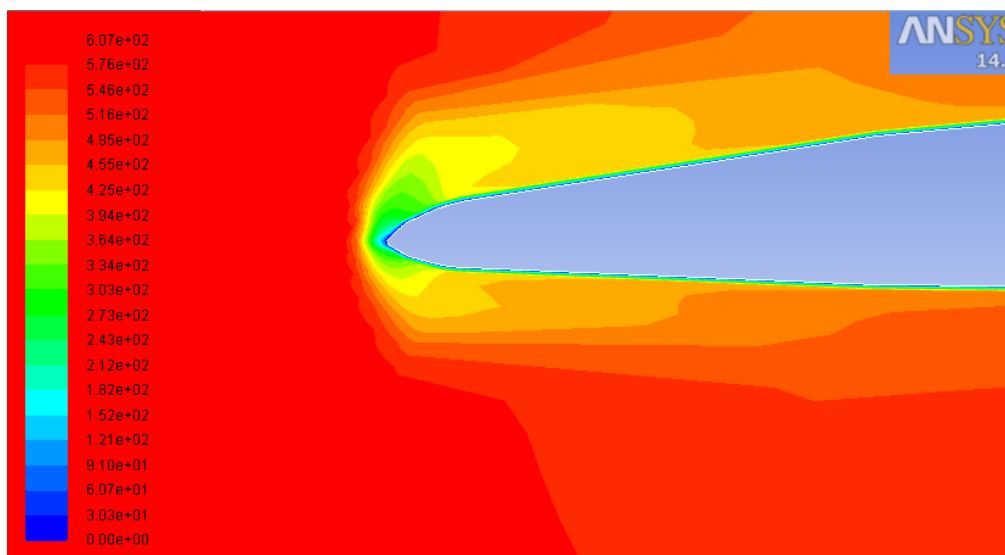
Ο μέσος όρος του λόγου L/D είναι :

- L/D_0 : -0,62
- L/D_4 : 6,05

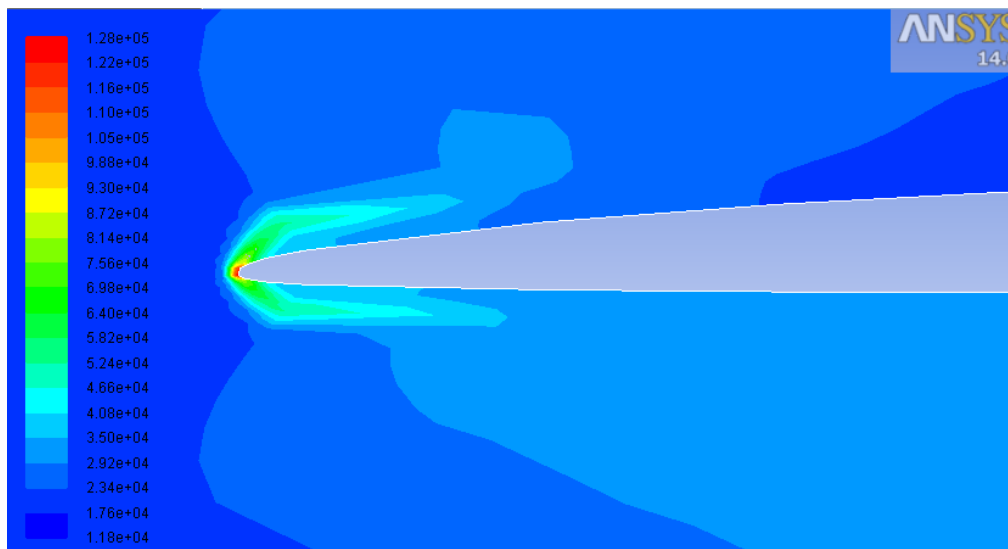
Αυτό που παρατηρείται μεταξύ υποηχητικών και υπερηχητικών είναι ότι, με την αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης η οπισθέλκουσα στα υπερηχητικά αυξάνεται γύρω στο 20-30%, λιγότερο, από ότι στα υποηχητικά πτερύγια.

Στην περίπτωση των υπερηχητικών πτερυγίων παρατηρείται επίσης, μεγάλη διαφορά στις κατανομές πίεσης και ταχύτητας γύρω από αυτά, σε σχέση με τις υποηχητικές πτέρυγες. Όπως φαίνεται και στις Εικόνες 6.10 - 6.17, γύρω από το πτερύγιο, όλο το ροϊκό πεδίο είναι μπλε, στην περίπτωση της κατανομής της πίεσης, και κόκκινο, στην περίπτωση της κατανομής της ταχύτητας. Αυτό συμβαίνει διότι είμαστε μέσα στο κρουστικό κύμα.

Το κρουστικό κύμα είναι ένα φαινόμενο, το οποίο έχει να κάνει με τη μετάδοση των πληροφοριών στη ροή, για τυχόν αλλαγές στην ίδια τη ροή. Ουσιαστικά, το κρουστικό κύμα είναι μια απότομη αλλαγή στις ιδιότητες του ρευστού. Στα πτερύγια το κρουστικό κύμα εμφανίζεται κατά τη μετάβαση της ροής από υποηχητική σε υπερηχητική. Όπως φαίνεται στις Εικόνες 7.1 και 7.2, το κρουστικό κύμα δημιουργείται στο χείλος προσβολής, και επεκτείνεται κατά το μήκος του πτερυγίου.

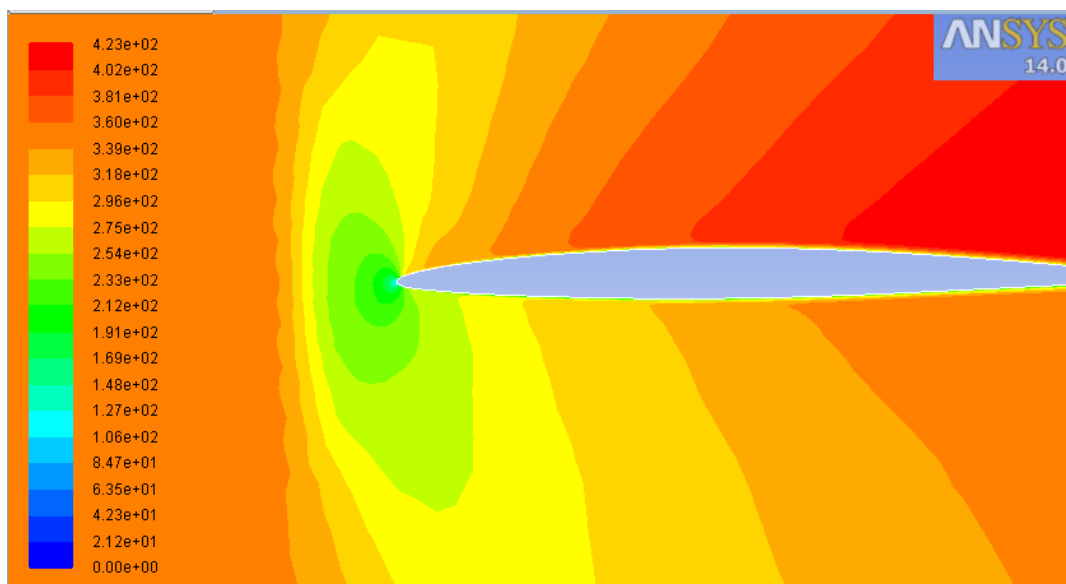


Εικόνα 7.2 : Η κατανομή της ταχύτητας στο χείλος προσβολής του F-16

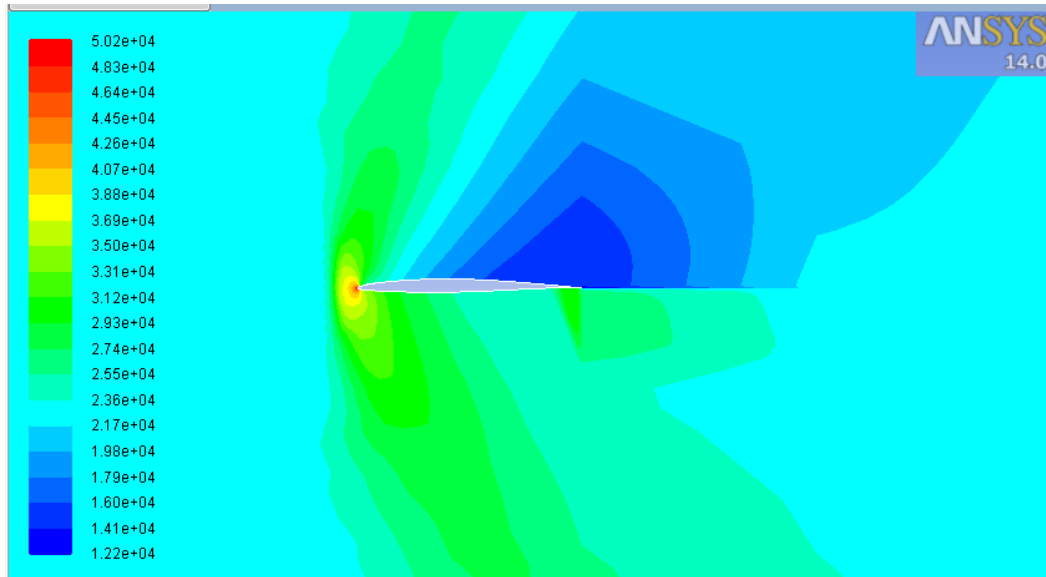


Εικόνα 7.3 : Η κατανομή της πίεσης στο χείλος προσβολής του F-15

Οι παραπάνω περιπτώσεις, των δύο υπερηχητικών πτερυγίων, είναι αρκετά απότομες, καθώς ο αριθμός Mach είναι μεγάλος. Παρακάτω, στις Εικόνες 7.4 και 7.5, φαίνεται το κρουστικό κύμα γύρω από την πτέρυγα NACA 64206, την οποία προσομοιώσαμε με συνθήκες, ίδιες με αυτές των υπερηχητικών, αλλά χαμηλότερου αριθμού Mach ($M = 1.2$). Αυτό έγινε, για να δείξουμε μια πιο ομαλή μορφή κρουστικού κύματος γύρω από μια πτέρυγα.



Εικόνα 7.4 : Η κατανομή της ταχύτητας γύρω από την NACA 64206



Εικόνα 7.5 : Η κατανομή της πίεσης γύρω από την NACA 64206

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

1. Νανούσης Δ. Νανούσης, *Ρευστομηχανική Α' Τόμος*, Εκδόσεις ΙΩΝ, Αθήνα, 2005.
2. Νανούσης Δ. Νανούσης, *Ρευστομηχανική Β' Τόμος*, Εκδόσεις ΙΩΝ, Αθήνα, 2009.
3. Σωκράτης Τσαγγάρης, *Μηχανική των Ρευστών*, Εκδόσεις ΣΥΜΕΩΝ, Αθήνα, 2005.
4. Lloyd R. Jenkinson and James F. Marchman III, *Aircraft Design Projects*, British Library Cataloguing in Publication Data, 2003.
5. Whirling Arms and the First Wind Tunnels, Taken from the book "Wind Tunnels of NASA" by Donald D. Baals and William R. Corliss *Hyperlinks added to Wright Brother's material*, <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/WindTunnel/history.html> .
6. Forces on an Airplane, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/forces.html> .
7. Wind Tunnel History, http://en.wikipedia.org/wiki/Wind_tunnel .
- 8 Computational Fluid Dynamics, <http://www.ansys.com/> .
9. Subsonic, Supersonic Wind Tunnel , <http://www.boeing.com/> .
10. Transonic Wind Tunnel, <http://www.etw.de/cms/> .
11. Aircraft List, <http://www.aviation-history.com/index-aircraft.htm> .
12. NACA airfoil data, http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html .
13. NACA airfoil database, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il> .
14. <http://www.cfd-online.com/>
15. Aerodynamic Performance Enhancement of a NACA 66-206 Airfoil Using Supersonic Channel Airfoil Design , By David Michael Giles, September 2009. <http://digitalcommons.calpoly.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1197&context=theses>
16. Αλληλεπίδραση Ομμόρροπα Περιστρεφόμενων Στροβίλων Απορρέματος, Αλέξανδρος Γ. Ρωμαίος, Διδακτορική Διατριβή, Πάτρα 2009, [http://nemertes.lis.upatras.gr/jspui/bitstream/10889/1737/3/Nimertis_Romaios\(mech\).pdf](http://nemertes.lis.upatras.gr/jspui/bitstream/10889/1737/3/Nimertis_Romaios(mech).pdf) .
17. <http://en.wikipedia.org/>
18. Σημειώσεις του μαθήματος : Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών II, τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Τ.Ε., Ανώτατο Τεχνολογικό Ίδρυμα Δυτικής Ελλάδας (Πάτρα).

19. <http://facilities.grc.nasa.gov/8x6/index.html>
20. Νικολάου Α. Αθανασιάδη, *Μηχανική Ρευστών*, Εκδόσεις ΣΥΜΕΩΝ, Αθήνα, 1989
21. Δημήτρης Γ. Παπανίκας, *Εφαρμοσμένη Ρευστοδυναμική*, 2^η έκδοση, Εκδόσεις Αχαιός, Πάτρα, 1981
22. <http://history.nasa.gov/>
23. http://cdlab2.fluid.tuwien.ac.at/LEHRE/TURB/Fluent.Inc/v140/flu_th.pdf
24. http://cdlab2.fluid.tuwien.ac.at/LEHRE/TURB/Fluent.Inc/v140/flu_ug.pdf
25. Joint Aviation Authorities, Airline Transport Pilot's License, Theoretical Knowledge Manual, Principles of Flight, Εκδόσεις OXFORD AVIATION TRAINING, JEPPESEN
26. DELFT University, Introduction to Aeronautical Engineering, <http://www.tudelft.nl/>
27. http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/winglets.pdf