

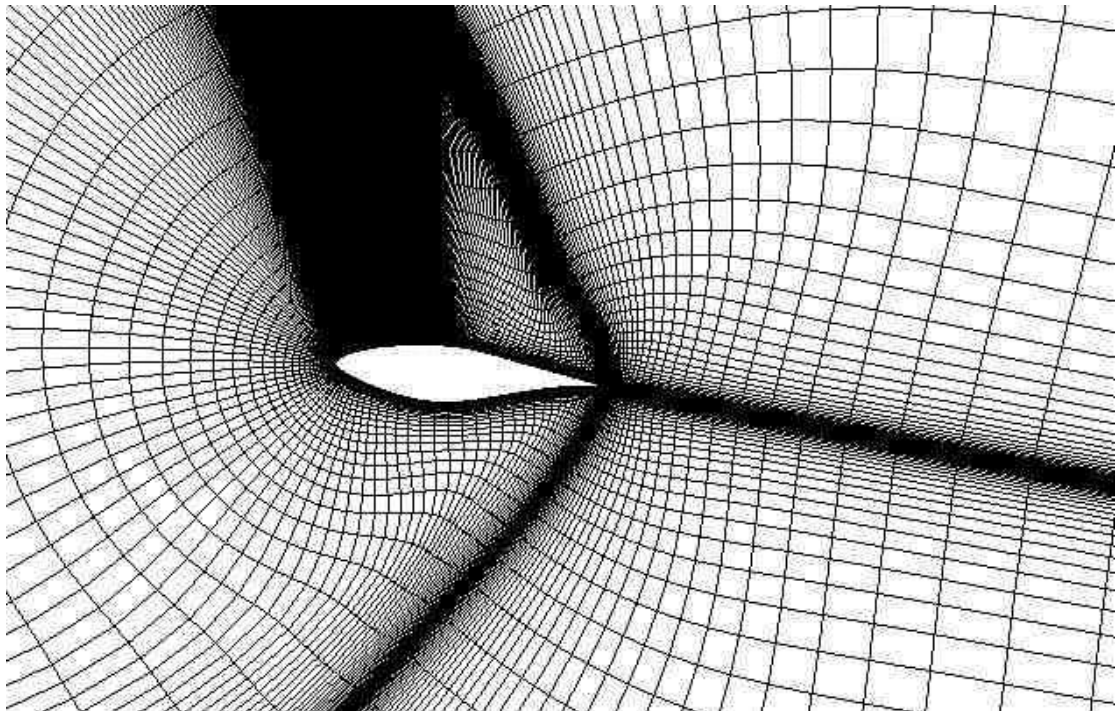


ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟ ΕΚΠΑΙΔΕΥΤΙΚΟ
ΙΔΡΥΜΑ ΚΡΗΤΗΣ

ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΙΑΣ

ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΩΝ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΩΝ ΜΕΣΩ
ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΟΥ ΠΡΟΓΡΑΜΜΑΤΟΣ.



Σπουδαστής :

Κωνσταντίνος Μακαρόνας

Εισηγητής :

Δρ. Κωνσταντίνος Κονταξάκης

Ευχαριστίες

Κατά το τέλος της πτυχιακής μου εργασίας και σχεδόν ταυτόχρονα των σπουδών μου οφείλω να αναγνωρίσω και να ευχαριστήσω τους ανθρώπους που συνέβαλαν στην ολοκλήρωση αυτού του κύκλου.

Τον Δρ. Κωνσταντίνο Κονταξάκη για την αμέριστη υπομονή και ανοχή που έδειξε καθώς επίσης και για την εμπιστοσύνη του σε μένα με την ανάθεση αυτής της πτυχιακής εργασίας.

Τους γονείς μου Γρηγόριο και Ευαγγελία για την πνευματική, ψυχολογική και υλική υποστήριξη τους όλα αυτά τα χρόνια. Καθώς επίσης και για την διατήρηση της πίστης τους σε μένα παρά τις δυσκολίες που προηγήθηκαν.

Τον κ. Κοζυράκη για τις συμβουλές που μου έδωσε καθώς επίσης και κάθε καθηγητή και εκπαιδευτικό εντός και εκτός του Τ.Ε.Ι., που συνέβαλε στην εκπαίδευση μου όλα αυτά τα χρόνια.

ABSTRACT

In this undergraduate project, the aerodynamic coefficients for lift-drag are calculated through the Solidworks Flow Simulation program for the S809 airfoil, and then compared with the experimental data from the analysis of NREL "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil".

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στην παρούσα πτυχιακή εργασία υπολογίζονται οι αεροδυναμικοί συντελεστές άνωσης- αντίστασης για την αεροτομή S809 μέσω του προγράμματος Solidworks Flow Simulation και στη συνέχεια συγκρίνονται με τα πειραματικά δεδομένα από την ανάλυση του NREL "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil".

Περιεχόμενα

Ευχαριστίες.....	2
ABSTRACT	3
ΠΕΡΙΛΗΨΗ	3
1.Εισαγωγή.....	7
1.1 Σκοπός της εργασίας	7
1.2Δομή της εργασίας	7
2.Βασικές Αρχές Αεροδυναμικής.....	9
2.1 Η ροή και τα χαρακτηριστικά της.....	9
2.1.1 Είδη Ροής.....	10
2.1.2 Ο Αριθμός Reynolds.....	12
2.2 Αρχή της συνέχειας της ροής	14
2.3 Θεώρημα Bernulli	15
2.4. Πτέρυγες – Αεροδυναμικές Τομές	16
2.4.1 Γεωμετρικά Στοιχεία Πτερύγων.....	16
2.4.2. Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά Αεροτομών NACA.....	18
3.Δυναμική Άνωση (Lift).....	20
3.1 Μηχανισμός Δημιουργίας της Δυναμικής Άνωσης.....	20
3.1.1 Άνωση Σύμφωνα με τη Θεωρία « Ίσου Χρόνου Διέλευσης»	20
3.1.2. Άνωση Σύμφωνα με τον Νόμο «Δράσης-Αντίδρασης» του Νεύτωνα.....	25
3.2 Παράγοντες που Επηρεάζουν την Δυναμική Άνωση	26
3.2.1. Επίδραση της Γωνίας Προσβολής.....	26
3.2.2. Επίδραση της Ταχύτητας (V)	26
3.2.3. Επίδραση της πυκνότητας του ρευστού (ρ).....	26
3.2.4. Επίδραση του εμβαδού της επιφάνειας της πτέρυγας (A).....	27
3.2.5. Επίδραση του σχήματος της αεροτομής.....	27
3.3 Υπολογισμός Άνωσης και Συντελεστή Άνωσης	28
4.Αεροδυναμική Αντίσταση (Drag)	29
4.1 Είδη Αντίστασης	30
4.1.1 Αντίσταση Λόγω Τριβής (Friction Drag).....	30
4.1.2. Αντίσταση Λόγω Μορφής (Pressure Drag).....	31
4.1.3. Επαγόμενη Αντίσταση (Lift Induced Drag)	32
4.2 Συνολική Οπισθέλκουσα Αντίσταση	33
4.3 Ο Συντελεστής Οπισθέλκουσας Αντίστασης	34

4.3.1. Γραφική Αναπαράσταση του Συντελεστή Αντίστασης.....	34
4.4 Λόγος Άνωσης –Αντίστασης (K).....	35
5.Μεταβολή των Δυνάμεων Πέραν της Κρίσιμης Γωνίας Προσβολής.....	36
5.1 Οριακό Στρώμα	36
5.2 Το φαινόμενο Αποκόλλησης της Ροής.....	38
5.2.1. Αποκόλληση της Ροής και Γωνία Προσβολής	39
5.3 Αίτια της Απότομης Μεταβολής των Αεροδυναμικών Συντελεστών Πέραν της κρίσιμης Γωνίας	40
5.3.1. Συντελεστής Δυναμικής άνωσης.....	40
5.3.2. Συντελεστής Αντίστασης.....	40
6.Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD)	40
6.1 Γενικά.....	40
6.2. Οι Εξισώσεις Navier-Stokes.....	42
6.3 Εφαρμογές και Πλεονεκτήματα CFD Modeling	43
7.Μεθοδολογία δεδομένων.....	45
7.1 Περιγραφή Μοντέλου.....	45
7.2 Διαδικασία Προσομοίωσης	46
7.2.1. Σχεδιασμός Μοντέλου.....	46
7.2.2 Αλλαγή κλίσης του 3D Μοντέλου.....	50
7.2.3 Δημιουργία Προγράμματος ανάλυσης	50
7.2.4. Ορισμός Πεδίου ροής	55
7.2.6. Ορισμός Στόχων Ανάλυσης.....	56
7.2.7. Εκτέλεση Προσομοίωσης Ροής.....	57
7.2.8 Πρόγραμμα Επίλυσης (Solver).....	58
7.3 Παράμετροι προσομοίωσης.....	61
7.3.1. Προσδιορισμός Παραμέτρων	61
7.3.2. Επιλογή Μεγέθους Πλέγματος.....	61
7.3.3 Επιλογή 2D Μεθόδου.....	62
7.4 Συνολικά Αποτελέσματα	63
7.5 Μέθοδος Εισαγωγής Πειραματικών Δεδομένων.....	67
8 Παρουσίαση Αποτελεσμάτων	68
8.1 Πειραματικά Δεδομένα	68
8.1.1 Δεδομένα Για Την NACA 4415	68
8.1.2 Δεδομένα για την SERI S809.....	71

8.2 Αποτελέσματα Ανάλυσης.....	74
8.2.1. Διαγράμματα Κατανομής Πίεσης.....	74
8.2.2 Διαγράμματα Διακύμανσης Ταχύτητας.....	80
8.2.3 Συντελεστές Δυναμικής Άνωσης.....	85
8.2.4. Συντελεστές Οπισθέλκουσας Αντίστασης.....	86
8.2.5 Λόγοι Συντελεστών Άνωσης /Αντίστασης.....	87
9. Σύγκριση Αποτελεσμάτων- Συζήτηση	88
9.1 Μέθοδος Υπολογισμού Σφαλμάτων.....	88
9.1.1 Απόλυτο Σφάλμα.....	88
9.1.2 Σχετικό Σφάλμα.....	88
9.2 Συντελεστής Οπισθέλκουσας Αντίστασης.....	89
9.3 Συντελεστής Δυναμικής Άνωσης.....	90
9.4 Λόγοι Συντελεστών Άνωσης /Αντίστασης.....	92
10. Συμπεράσματα.....	95
Βιβλιογραφία.....	98

1.Εισαγωγή

1.1 Σκοπός της εργασίας

Στην παρούσα εργασία γίνεται επεξήγηση των βασικών αρχών της αεροδυναμικής θεωρίας , των φυσικών φαινομένων που λαμβάνουν χώρα κατα την διέλευση αερίου μέσω ενός αεροδυναμικού γεωμετρικού σχήματος , της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής μέσω του προγράμματος Solidworks και η επαλήθευση (όσο είναι εφικτό με μεγαλύτερη ακρίβεια) των παραπάνω, με τον υπολογισμό των συντελεστών δυναμικής άωσης (CL) και οπισθέλκουσας αντίστασης (Cd) της αεροτομής S809.

1.2Δομή της εργασίας

Η εργασία αποτελείται απο δέκα κεφάλαια μαζί με την εισαγωγή.

Στο πρώτο κεφάλαιο ορίζεται ο κύριος στόχος της εργασίας και περιγράφεται η δομή της.

Στο δεύτερο κεφάλαιο αναφέρονται οι βασικοί νόμοι και αρχές που διέπουν την μηχανική των ρευστών και την αεροδυναμική και είναι απαραίτητες για την κατανόηση της παρούσας εργασίας.

Το τρίτο κεφάλαιο αναλύει την δυναμική άωση και τα φαινόμενα που την επηρεάζουν καθώς και τον τρόπο υπολογισμού της

Το τέταρτο κεφάλαιο αναλύει με παρόμοιο τρόπο με το τρίτο την οπισθέλκουσα αντίσταση και τα φαινόμενα γύρω απο αυτή καθώς και τον τρόπο υπολογισμού της .

Το πέμπτο κεφάλαιο μελετάει την συμπεριφορά της αεροτομής και των αεροδυναμικών μεγεθών σε γωνίες μεγαλύτερες της κρίσιμης και κατά συνέπεια γίνεται αναφορά και στα φαινόμενα που προκύπτουν.

Στο έκτο κεφάλαιο γίνεται αναφορά στις βασικές εξισώσεις απο τις οποίες απαρτίζεται η υπολογιστική ρευστομηχανική , και στις δυνατότητες και τα πλεονεκτήματα που έχει.

Στο έβδομο κεφάλαιο γίνεται αναφορά όλων των μεθόδων που χρησιμοποιήθηκαν στη παρούσα πτυχιακή για την υπολογιστική ανάλυση και των λόγων που επιλέχθηκαν αυτοί.

Στο όγδοο κεφάλαιο γίνεται παρουσίαση όλων των αποτελεσμάτων πειραματικών και θεωρητικών , που αφορούν το στόχο της παρούσας εργασίας.

Στο ένατο κεφάλαιο γίνεται η σύγκριση αποτελεσμάτων θεωρητικών και πειραματικών και ο υπολογισμός σφάλματος.

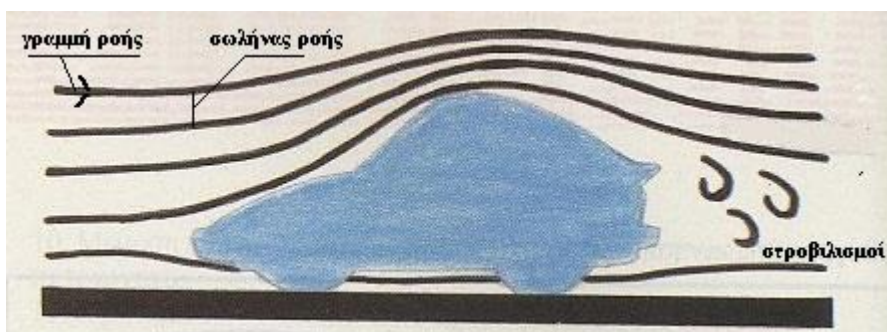
Στο δέκατο κεφάλαιο παρατίθενται τα συμπεράσμα της εργασίας πάνω στο πρόγραμμα εργασίας και της κύριας αεροτομής.

2.Βασικές Αρχές Αεροδυναμικής

Η αεροδυναμική έχει ως αντικείμενο έρευνας και μελέτης τους νόμους που διέπουν τη ροή του αέρα ή άλλων αερίων γύρω από αεροδυναμικής μορφής σώματα κατά την κίνηση αυτών μέσα στον αέρα ή του αέρα μέσα σε αυτά . Αεροδυναμικής μορφής , που σημαίνει οτι η μια διάσταση τους , που είναι κάθετη στη ροή του αέρα , είναι μικρότερη σε σχέση με τις άλλες και με τέτοιο γεωμετρικό σχήμα ώστε να μην εμφανίζεται το φαινόμενο αποκόλλησης ροής που θα αναλυθεί αργότερα.

2.1 Η ροή και τα χαρακτηριστικά της

Στην ρευστομηχανική και κατ' επέκταση στην αεροδυναμική ο όρος ροή ορίζει την κίνηση των μορίων ενός ρευστού από το αρχικό σημείο της παρατήρησης μας στο τελικό σε βάθος χρόνου.



Εικόνα 2-1 γραμμή ροής αέρα .

Ο γεωμετρικός τόπος των θέσεων ενός μορίου ρευστού που κινείται ονομάζεται τροχιά του ρευστού.

Η φανταστική γραμμή η οποία έχει την ιδιότητα σε κάθε σημείο της να έχει εφαπτόμενο το διάνυσμα της ταχύτητας ονομάζεται γραμμή ροής (εικόνα 2-1).

Σωλήνας ροής (Εικόνα 2-1) ονομάζεται ένας απειροστός αγωγός ή σωλήνας του οποίου η επιφάνεια αποτελείται από γραμμές ροής με οδηγό μια κλειστή καμπύλη .

Η ταχύτητα ροής ορίζεται ως το όριο του λόγου της απόστασης που διανύει ένα στοιχείο ρευστού προς τον χρόνο που απαιτείται. Στις περιπτώσεις που μελετάται η ροή του ρευστού γύρω από ένα σώμα ο όρος αντικαθίσταται ισοδύναμα από την σχετική ταχύτητα του ρευστού με το σώμα .

2.1.1 Είδη Ροής

Απο τα τέλη του 18^{ου} αιώνα προτάθηκε η διάκριση της ροής των ρευστών στις τρεις ακόλουθες κατηγορίες - πρότυπα, αντίστοιχα με τη διάκριση των ίδιων των ρευστών: στη ροή των τέλειων ή ιδανικών, τη ροή των φυσικών, ή νευτώνειων ρευστών και τη ροή των μη νευτώνειων, ή θιξότροπων ρευστών.

2.1.1.1 Ιδανική/ πραγματική ροή

Ροή των τέλειων ή ιδανικών ρευστών ονομάζεται η ροή που μεταξύ των μορίων της και των τοιχωμάτων των στερεών μορίων που την περιορίζουν δεν ασκούνται τριβές. Εφαρμόζονται δυο βασικοί νόμοι για την ανάλυση της, ο νόμος της συνέχειας της ροής και ο νόμος του Μπερνουλί.

Πραγματική ή φυσική ροή ονομάζεται η ροή που μεταξύ των μορίων της και των τοιχωμάτων που περιορίζουν αυτή, ασκούνται τριβές και διατμητικές τάσεις. Τα ρευστά που την πραγματοποιούν ονομάζεται πραγματικά ή νευτώνεια ρευστά ή φυσικά ρευστά και είναι ιξώδη ρευστά.

2.1.1.2 Συμπιεστή / Ασυμπίεστη ροή

Η ροή του αέρα είναι συμπιεστή ή ασυμπίεστη ανάλογα με την τιμή του αριθμού Mach (μάχ) που ορίζεται ως εξής :

$$(2.1) \quad Ma = \frac{V}{a}$$

Όπου : V είναι η σχετική ταχύτητα του ρευστού μέσου με το αντικείμενο και a είναι η ταχύτητα του ήχου στο ρευστό αυτό. Η ταχύτητα του ήχου είναι παράγοντας πολλών μεταβλητών, όπως η θερμοκρασία, η πίεση, η πυκνότητα κ.α. Για τον αέρα στο επίπεδο της θάλασσας η ταχύτητα του ήχου είναι 1225km/h.

Ασυμπίεστη ροή χαρακτηρίζεται όταν η πυκνότητα του ρευστού παραμένει σταθερή και δεν μεταβάλλεται ως συνάρτηση πίεσης, θεωρούμε ότι αυτό γίνεται για ταχύτητες μέχρι 0,4 Ma . Στην περίπτωση αυτή μιλάμε για Ασυμπίεστη Αεροδυναμική ή Αεροδυναμική μικρών υποηχητικών ταχυτήτων.

Συμπιεστή θεωρείται η ροή όταν η πυκνότητα του ρευστού μεταβάλλεται ως συνάρτηση της πίεσης. Για αριθμούς Mach μεγαλύτερους από 0,4 Ma , ο αέρας λαμβάνεται υποχρεωτικά συμπιεστός και μελετάται η περιοχή αυτή ταχυτήτων από την συμπιεστή αεροδυναμική, η οποία χωρίζεται στην αεροδυναμική μεγάλων υποηχητικών ταχυτήτων (από 0,4 – 0,9 Ma), στη διαχητική αεροδυναμική ($M=1$), στην υπερηχητική αεροδυναμική ($1 < M < 6$) και στην υπερυπερηχητική αεροδυναμική ($M > 6$).

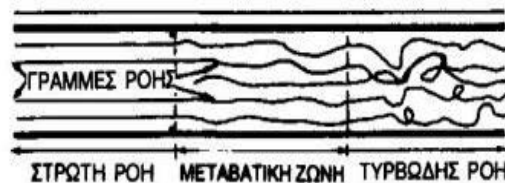


Εικόνα 2-2 Αεροσκάφος την ώρα που σπάει το φραγμα του ήχου ($Ma=1$) .

2.1.1.3 Στρωτή και Τυρβώδης Ροή

Μια άλλη κατηγοριοποίηση της ροής γίνεται με βάση το μοτίβο των ρευματικών γραμμών , έτσι εαν το ρευστό ρέει σε παράλληλες προς τον άξονα του αγωγού γραμμές έχουμε την *ομαλή* ή *στρωτή* ή *παράλληλη* ή *μόνιμη ροή* , επιπλέον όλα τα σωματίδια που διέρχονται από ένα σημείο(σε αυτό το είδος ροής) έχουν την ίδια ταχύτητα. Συνήθης εικόνα στρωτής ροής είναι εκείνη του νερού από τις βρύσες.

Στην περίπτωση που οι γραμμές ροής του ρευστού λαμβάνουν μορφή ακανόνιστων καμπυλών οι οποίες τέμνουν συνεχώς αλλήλους, δίνοντας έτσι την εικόνα ροής με στροβιλισμούς έχουμε τη *στροβιλώδη*, ή *στροβιλοειδή*, ή *τυρβώδη* ροή.

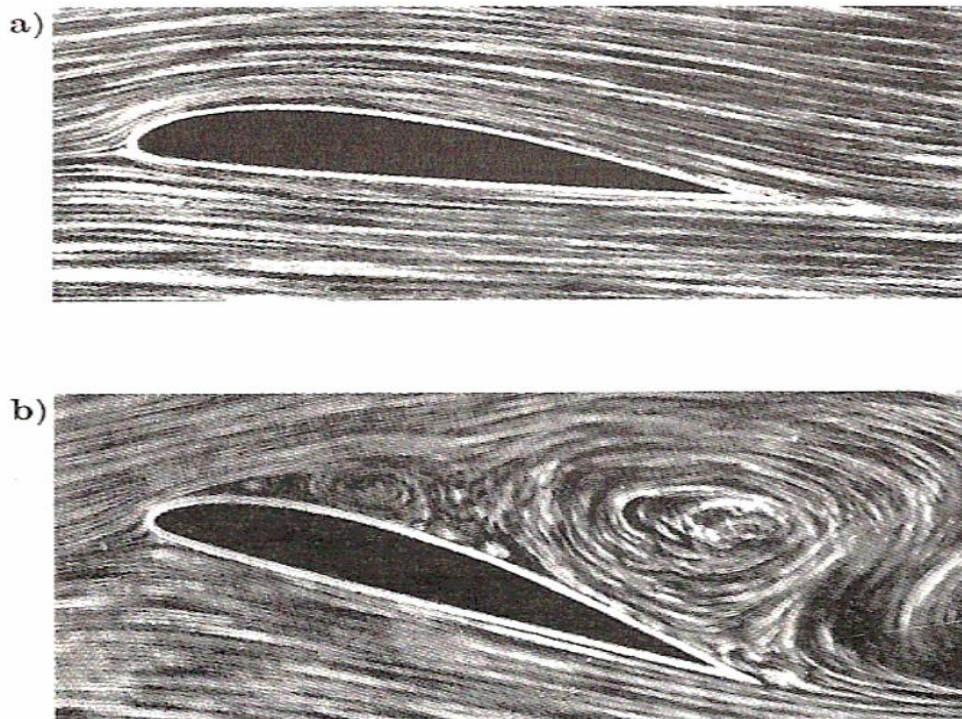


Εικόνα 2-3 : Στρωτή και τυρβώδης ροή σε αγωγό κυκλικής διατομής.

Στην εικόνα 2-3 φαίνεται χαρακτηριστικά το είδος της εκάστοτε ροής και η ομαλή μετάβαση της απο τη μια στην άλλη, στη μεταβατική ζώνη είμαστε στο μεσοδιάστημα των αριθμών Re που οδηγείται απο την στρωτή στην τυρβώδη ροή (για τον αριθμό Re θα δούμε παρακάτω) . Σε χαμηλές ταχύτητες ροής γύρω απο ένα σώμα το είδος της ροής εξαρτάται μόνο απο το σχήμα του σώματος και τη σχετική θέση του με τη ροή.

Στην παρακάτω εικόνα (εικ. 2-4) φαίνεται πως επηρεάζει η γωνία προσβολής (α) του ρευστού πάνω στο σώμα. Στη συνέχεια θα γίνει ανάλυση όλων των παραγόντων που επηρεάζουν το είδος της ροής . Βλέπουμε στη δεύτερη εικόνα οτι μετά απο μια οριακή θέση (της γωνίας προσβολής) η ροή του αέρα είναι πλέον ακατάστατη και έχει μεταβεί στη τυρβώδη ροή , γεγονός που όπως θα

δούμε στη συνέχεια επηρεάζει την απόδοση της πτέρυγας (και γενικά των αεροδυναμικών κατασκευών) σε αρκετά σημαντικό βαθμό.



Εικόνα 2-4 Η αλλαγή στη θέση της ροής και το αποτέλεσμα της αποκόλλησης της ροής με στροβιλισμούς στη δευτερη εικόνα .

2.1.2 Ο Αριθμός Reynolds

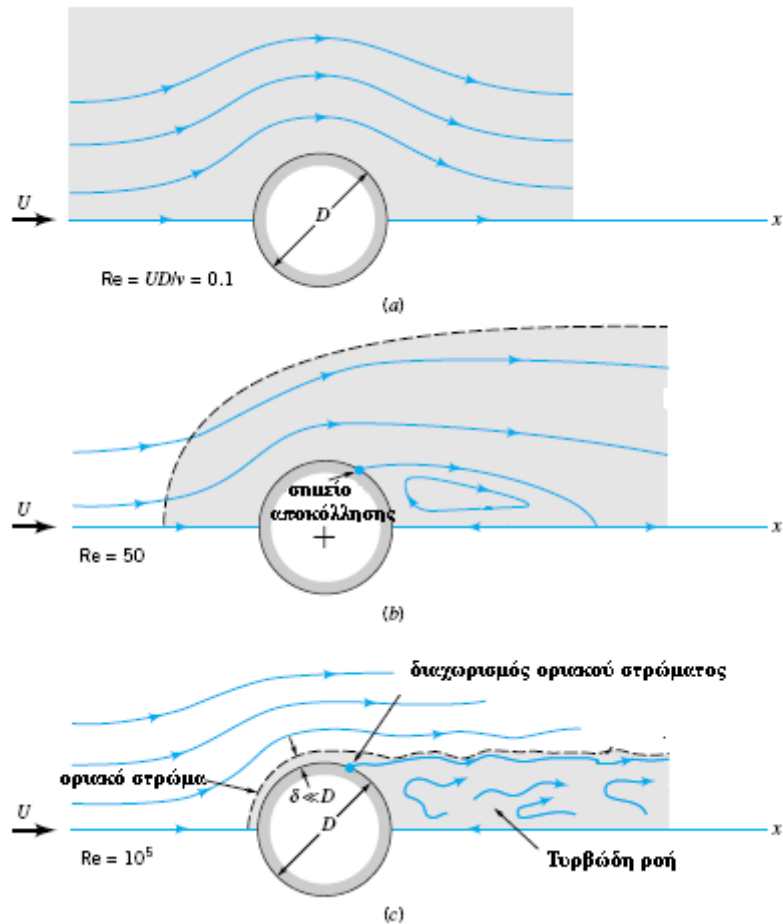
Ο αριθμός *Reynolds* (*Re*) είναι ένας αδιάστατος αριθμός που εκφράζει την αναλογία αδρανειακών δυνάμεων σε ιξώδη δυνάμεις και κατά συνέπεια ποσοτικοποιεί τη σχετική σημασία αυτών των δύο τύπων των δυνάμεων για δεδομένες συνθήκες ροής και μας δίνεται απο τον εξής τύπο :

$$(2.2) \quad Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} = \frac{V \cdot L}{\nu}$$

Όπου ρ είναι η πυκνότητα του ρευστού (kg/m^3) , L είναι μια χαρακτηριστική γραμμική διάσταση και στη περίπτωση της αεροτομής το μήκος της χορδής c (m) , V η μέση ταχύτητα του αντικείμενου σε σχέση με το ρευστό (m/s) , μ είναι το δυναμικό ιξώδες του υγρού ($\text{kg/m}\cdot\text{s}$) και ν το κινηματικό ιξώδες του ρευστού (m^2/s) . Το χαρακτηριστικό μήκος L είναι θέμα σύμβασης και διαφέρει με το αντικείμενο.

Η στρωτή ροή λαμβάνει χώρα σε χαμηλό αριθμό *Re* όπου οι ιξώδεις δυνάμεις είναι κυρίαρχες και χαρακτηρίζεται απο ομαλή, συνεχή κίνηση του ρευστού. Σε υψηλούς αριθμούς *Re* η ροή κυριαρχείται απο δυνάμεις αδράνειας (οι οποίες

χαρακτηρίζουν πόσο ένα συγκεκριμένο ρευστό αντιστέκεται σε οποιαδήποτε αλλαγή στην κίνηση) οι οποίες τείνουν να παράγουν χαοτικές δίνες και άλλες αστάθειες της ροής.



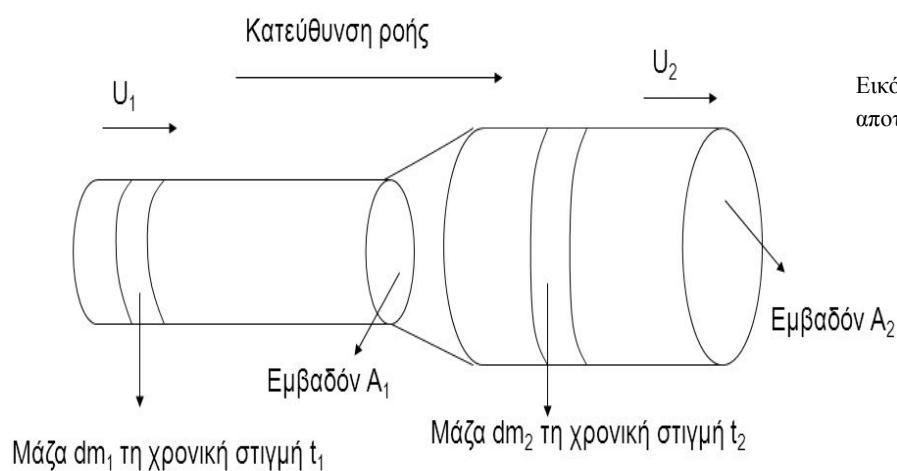
Εικόνα 2-5 αλλαγή στην ροή με βάση τον αριθμό Re .

Στην εικόνα 2-5 βλέπουμε την αλλαγή της ροής με την αύξηση του αριθμού Re και την συνεχή επικράτηση των αδρανειακών δυνάμεων με τη δημιουργία δινών. Κάτω από ένα οριακό αριθμό Re που διαφέρει από περίπτωση σε περίπτωση (π.χ. $Re < 2300$ για σωλήνα) έχουμε στρωτή ροή και πάνω από ένα οριακό αριθμό (π.χ. $Re > 4000$ για σωλήνα) έχουμε τυρβώδη ροή , στο μεσοδιάστημα (π.χ. $2300 < Re < 4000$ για σωλήνα) είμαστε στην μεταβατική ζώνη όπως φαίνεται στην εικόνα 2-3.

2.2 Αρχή της συνέχειας της ροής

Ο νόμος της συνέχειας της ροής είναι απο τους σημαντικότερους νόμους στην ρευστομηχανική. Η σχέση που περιγράφει αυτόν τον νόμο ονομάζεται εξίσωση της συνέχειας της ροής και ορίζει ότι η παροχή παραμένει σταθερή κατά μήκος μιας φλέβας (ενός σωλήνα) , που διαρρέεται απο ένα ρευστό. Η εξίσωση αυτή είναι άμεση συνέπεια της αρχής διατήρησης της ύλης .

Αρχή διατήρησης της μάζας – Εξίσωση συνέχειας



Εικόνα 2-6. Μείωση της διατομής έχει αποτέλεσμα την αύξηση της ταχύτητας.

$$dm_1 = dm_2$$

Θεωρώντας σταθερή πυκνότητα (Για ασυμπίεστη ροή).

$$dm_1 = dm_2 \Leftrightarrow \rho \cdot dV_1 = \rho \cdot dV_2 \Leftrightarrow$$

$$\rho \cdot A_1 \cdot dx_1 = \rho \cdot A_2 \cdot dx_2 \Leftrightarrow \rho \cdot A_1 \cdot u_1 \cdot dt = \rho \cdot A_2 \cdot u_2 \cdot dt \Leftrightarrow$$

$$(2.3) \quad A_1 \cdot u_1 = A_2 \cdot u_2$$

$$A \cdot dx = V \Leftrightarrow A \cdot \frac{dx}{dt} = \frac{dV}{dt} \Leftrightarrow Au = \frac{dV}{dt}$$

Όπου dm είναι η μάζα και εφόσον η ύλη διατηρείται $dm_1 = dm_2$. Σε ασυμπίεστη ροή (η πυκνότητα μένει σταθερή) $\rho_1 = \rho_2$. Με u συμβολίζουμε την ταχύτητα και καταλήγουμε στην παραπάνω εξίσωση $A_1 \cdot u_1 = A_2 \cdot u_2$ που για σταθερή πυκνότητα ρευστού μας λέει ότι όσο η διατομή του σωλήνα μειώνεται τόσο αυξάνεται η ταχύτητα και αντιστρόφως.

2.3 Θεώρημα Bernulli

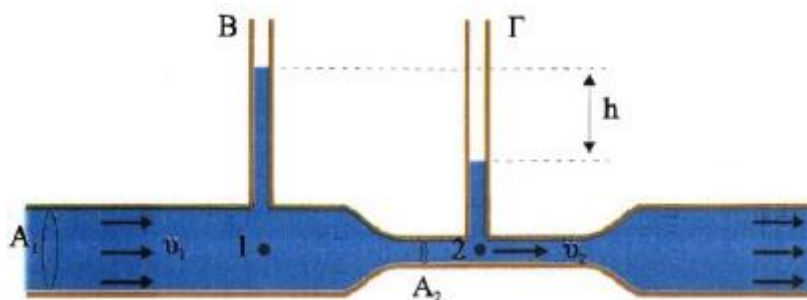
Προηγουμένως φτάσαμε σε μια πολύ σημαντική σχέση εφαρμόζοντας την αρχή διατήρησης της μάζας, για την επόμενη σχέση που θα διατυπωθεί θα εφαρμοσθεί η αρχή διατήρησης της ενέργειας. Σύμφωνα με τον ελβετό φυσικό Ντάνιελ Μπερνούλι το σύνολο της ενέργειας ενός μορίου ρευστού που βρίσκεται σε κίνηση σε μία γραμμή ροής παραμένει σταθερό και ισούται με το άθροισμα της δυναμικής ενέργειας, της κινητικής ενέργειας και της ενέργειας θέσεως στο κάθε σημείο.

Στην απλοποιημένη μορφή του ο τύπος δίνεται ως εξής :

$$(2.4) \quad P_1 + \frac{1}{2} \cdot V_1^2 + \rho \cdot g \cdot h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \cdot V_2^2 + \rho \cdot g \cdot h_2$$

Όταν τα σημεία 1 και 2 δεν έχουν υψομετρική διαφορά η εξίσωση (2.4) γίνεται

$$(2.5) \quad P_1 + \frac{1}{2} \cdot V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \cdot V_2^2$$

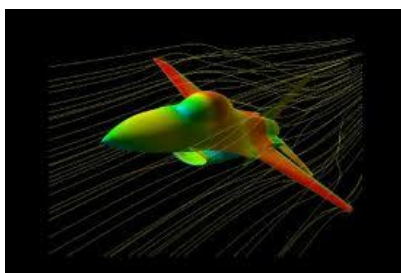
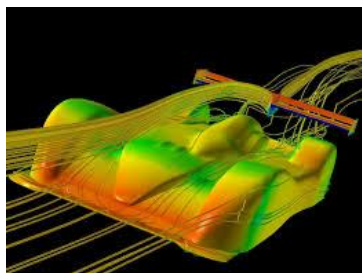


Εικόνα 2-7 Φαινόμενο Bernulli

Ο πρώτος όρος (P_1) παριστάνει την υπό των εξωτερικών δυνάμεων δημιουργούμενη πίεση που αποτελεί ακριβώς το μέτρο της ενέργειας θέσεως, ο δεύτερος όρος ($\frac{1}{2} \cdot V_1^2$) εκφράζει την δυναμική πίεση και αποτελεί το μέτρο της κινητικής ενέργειας του υγρού. Τέλος η παράσταση ($\rho \cdot g \cdot h_1$) είναι αυτή που εκφράζει την υδροστατική πίεση που είναι και το μέτρο της δυναμικής ενέργειας. Το δε άθροισμα αυτών (ολική ενέργεια του ρευστού) είναι σταθερό. Συμπεραίνουμε (εφόσον η πυκνότητα δεν μεταβάλλεται) ότι η αύξηση της ταχύτητας ροής σε ένα σημείο συνεπάγεται μείωση της πίεσης και αντιστρόφως.

2.4. Πτέρυγες – Αεροδυναμικές Τομές

Οι πτέρυγες είναι σώματα αεροδυναμικής γεωμετρίας με σκοπό την μέγιστη δυνατή δυναμική άνωση όταν έρχονται σε επαφή με κινούμενο ρευστό εκμεταλλευόμενα το φαινόμενο Bernulli, το φαινόμενο Coanda και τον τρίτο νόμο του Νεύτωνα που θα δούμε παρακάτω . Χρησιμοποιούνται για να δεσμεύσουν ένα μέρος της ενέργειας του ανέμου με πολλές και διάφορες εφαρμογές π.χ. για παραγωγή ενέργειας (ανεμογεννήτριες) , για πτήση και πλοήγηση αεροσκαφών , στα αυτοκίνητα για την βελτίωση της πέδησης και την ελάττωση της αεροδυναμικής αντίστασης , κ.α..

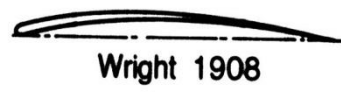


Εικόνες 2-8 και 2-9 Αεροδυναμικοί σχεδιασμοί σε αυτοκίνητο και μαχητικό αεροσκάφος με την αναπαράσταση της ροής αέρα

2.4.1 Γεωμετρικά Στοιχεία Πτερύγων

Η πτέρυγα του αεροσκάφους αποτελεί το φορέα εφαρμογής της δυναμικής άνωσης και μέρους των διατμητικών τάσεων . Ανάλογα λοιπόν με τα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους η πτέρυγα παίρνει διάφορες μορφές, τόσο ως προς την κάτοψη όσο και ως προς την τομή κατα την κατεύθυνση πτήσης ή όπως λέγεται την αεροτομή της .

Στην εικόνα 2-10 φαίνεται η εξέλιξη των πτερύγων απο το 1908-1944. Τα φτερά είναι σε τομή και μπορούμε να δούμε την τομή των φτερών των Wright των πατέρων των αεροσκαφών. Οι δυο τελευταίες αεροτομές (N.A.C.A. 661-212 και N.A.C.A. 747A315) είναι σχεδιασμένες για να έχουν στρωτή ροή πάνω απο 60 και έως 70 τοις εκατό της χορδής , τόσο στην άνω όσο και στην κάτω επιφάνεια.



Wright 1908



Göttingen 387 1919



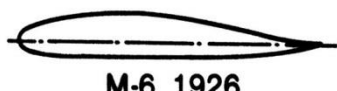
Bleriot 1909



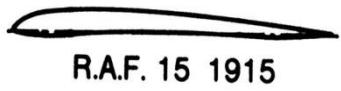
Clark Y 1922



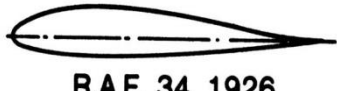
R.A.F. 6 1912



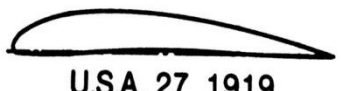
M-6 1926



R.A.F. 15 1915



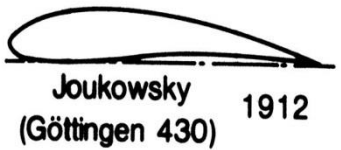
R.A.F. 34 1926



U.S.A. 27 1919



N.A.C.A. 2412 1933



Joukowsky
(Göttingen 430) 1912



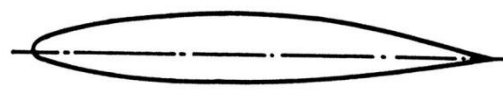
N.A.C.A. 23012 1935



Göttingen 398 1919



N.A.C.A. 23021 1935



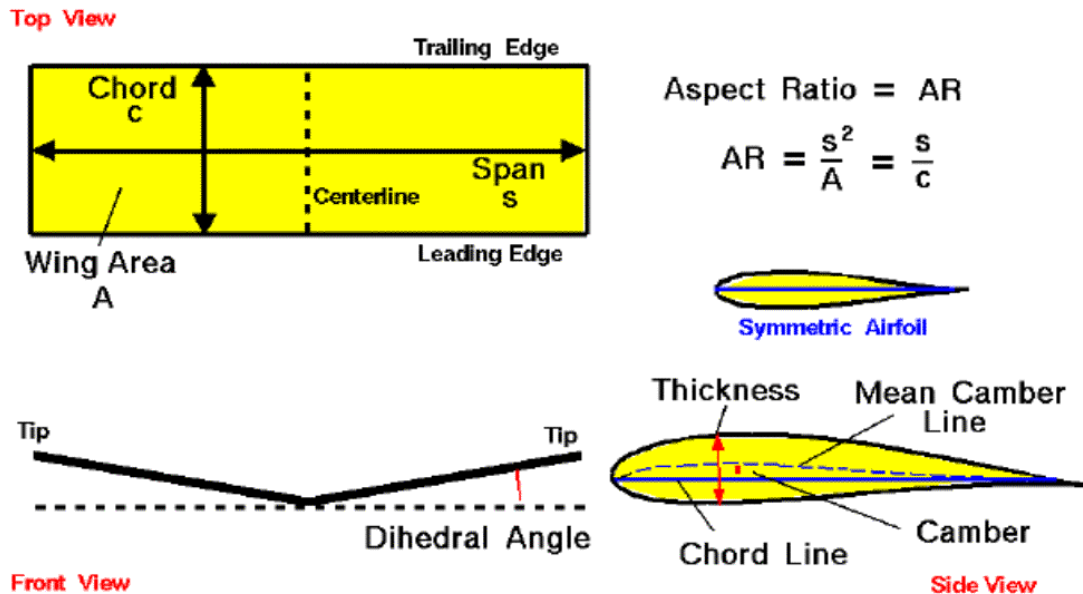
N.A.C.A. 66₁-212 1940



N.A.C.A. 747A315 1944

Εικόνα 2-10 Εξέλιξη Πτερόνων

Η ιστορική εξέλιξη των πτερόγων 1908-1944. Τα δυο τελευταία σχήματα (N.A.C.A. 661-212 και N.A.C.A. 747A315) είναι σχεδιασμένα για να έχουν στρωτή ροή πάνω από 60 και έως 70 τοις εκατό της χορδής, τόσο στην άνω όσο και στην κάτω επιφάνεια



Εικόνα 2-11 Βασικά χαρακτηριστικά μιας ορθογωνικής αεροπτερυγας (NASA,2006)

Στην Εικόνα 2-11 φαίνονται σχηματικά τα βασικά χαρακτηριστικά μιας πτέρυγας κι της αεροτομής της τα οποία είναι τα εξής :

Εκπέτασμα (Span s) : Ονομάζεται η απόσταση μιας πτέρυγας από το ένα άκρο στο άλλο μετρημένη σε ευθεία γραμμή.

Εμβαδό της αεροτομής (Area A) : Είναι το σύνολο της επιφάνειας που έρχεται σε επαφή με το ρευστό (στις ορθογώνιες πτέρυγες $A = \text{chord} * \text{span}$)

Χείλος προσβολής (Leading Edge) : Ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο προσκρούει ο αέρας και απο το οποίο ξεκινά η μέση γραμμή της

Ακμή διαφυγής (Trailing Edge) : Ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο καταλήγει η μέση γραμμή της.

Χορδή (Chord c) : Ονομάζεται το ευθύγραμμο τμήμα τα άκρα της μέσης γραμμής , δηλαδή το χείλος προσβολής και το χείλος διαφυγής

Μέση γραμμή καμπυλότητας (Mean Camber Line) : Είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που απέχουν ίση απόσταση ανάμεσα στην πάνω και κάτω επιφάνεια της αεροτομής. Σε συμμετρικές αεροτομές η μέση γραμμή καμπυλότητας ταυτίζεται με την χορδή.

Πάχος αεροτομής (Thickness t) : Είναι η συνάρτηση που καθορίζει την κατανομή πάχους σε όλο το μήκος της μέσης γραμμής της αεροτομής.

2.4.2. Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά Αεροτομών NACA

Θα δούμε παρακάτω τα χαρακτηριστικά των αεροτομών NACA , πρώτον, επειδή είναι ευρέως γνωστές αεροτομές με πολλές εφαρμογές και χρήσεις σε παγκόσμιο

επίπεδο και δεύτερον επειδή η αεροτομή που χρησιμοποίησα για σύγκριση αποτελεσμάτων της αεροσήραγγας με το Solidworks Flow Simulation ήταν η NACA 4415.

Μια οικογένεια αεροτομών (όπως η NACA) βασίζεται σε ένα μικρό αριθμό παραμέτρων , με την μεταβολή των οποίων υπολογίζονται διαφορετικές συντεταγμένες των δύο επιφανειών (την πάνω πλευρά της υποπίεσης , και την κάτω πλευρά της υπερπίεσης) της αεροτομής. Μερικές απο τις κύριες παραμέτρους , που χρησιμοποιούνται για την κατασκευή διαφόρων οικογενειών αεροτομών είναι οι εξής:

- Μέγιστο πάχος (maximum thickness)
- Μέγιστη καμπυλότητα σε σχέση με τη χορδή (maximum camber)
- Θέση του μέγιστου πάχους (position of max thickness)
- Θέση της μέγιστης καμπυλότητας (position of maximum camber)
- Ακτίνα καμπυλότητας του χείλους προσβολής (nose radius)

Χρησιμοποιώντας πολυώνυμα συγκεκριμένου βαθμού και τις παραπάνω παραμέτρους μπορούν να παραχθούν διαφορετικές μορφές αεροτομών. Αυτό έγινε απο τον Eastman Jacobs στις αρχές της δεκαετίας του 1930 για να δημιουργήσει μια οικογένεια αεροτομών , γνωστές και ως αεροτομές NACA.

Οι αεροτομές NACA κατασκευάζονται με βάση μία κατανομή μέσης γραμμής και μία κατανομή πάχους . Η μέση γραμμή δημιουργεί την κύρτωση της αεροτομής. Η τελική αεροτομή προκύπτει εάν στη μέση γραμμή τοποθετηθούν κύκλοι με ακτίνα τη κατανομή πάχους στο συγκεκριμένο σημείο. Η περιβάλλουσα των κύκλων αποτελεί την τελική αεροτομή. Οι αρχικές εξισώσεις που υιοθετήθηκαν για την δημιουργία των πρώτων αεροτομών NACA είναι εμπειρικές σχέσεις χωρίς να υπάρχει καμία θεμελιώδης θεωρία που να κρύβεται πίσω από την ανάπτυξη τους. Για παράδειγμα οι εξισώσεις της μέσης γραμμής επιλέχθηκαν αυθαίρετα ως παραβολικές εξισώσεις , δεδομένου ότι μια εξίσωση αυτής της μορφής ταίριαζε με τις γραμμές καμπυλότητας που χρησιμοποιήθηκαν σε πολλές από τις επιτυχημένες αεροτομές της εποχής.

Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)

Το σύστημα αρίθμησης για τις αεροτομές αυτές καθορίζεται ως εξής : NACA MPXX

Όπου :

- XX είναι το μέγιστο πάχος , t/c ως ποσοστό χορδής επί τοις εκατό.
- M είναι η μέγιστη τιμή της κύρτωσης της μέσης γραμμής (mean line) επί τοις εκατό της χορδής .
- P είναι η θέση της μέγιστης κύρτωσης (camber) σε δέκατα της χορδής .

Παραδείγματος χάρη στην NACA 4415 έχουμε 15% πάχος αεροτομής , μέγιστη τιμή της κύρτωσης 0,04c και θέση μέγιστης κύρτωσης $x = 0,4 c$.

3. Δυναμική Άνωση (Lift)

Κατά την σχετική κίνηση μεταξύ ρευστού και στερεού σώματος, που βρίσκεται μέσα σ' αυτό, εξασκείται ως γνωστό μια δύναμη Γ από το ρευστό προς το στερεό σώμα που είναι η συνισταμένη των δυνάμεων λόγω τάσεων και πιέσεων στην επιφάνεια του στερεού. Έστω ότι, η σχετική ταχύτητα V , μεταξύ του στερεού και ρευστού είναι σταθερή, και ότι η Γ έχει συνιστώσες την L (L κάθετη της V) και την D ($D//V$), δηλαδή :

$$(3.1) \quad \vec{\Gamma} = \vec{L} + \vec{D}, \quad \Gamma^2 = L^2 + D^2$$

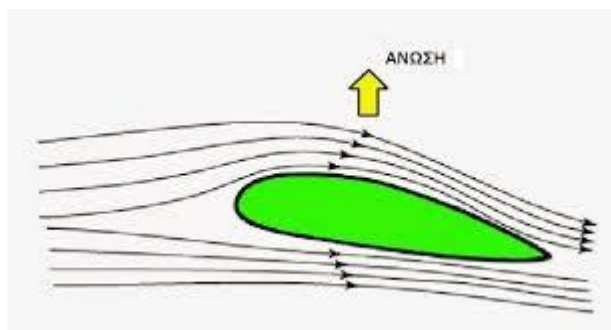
Η συνιστώσα D , που είναι παράλληλη προς την ροή, ονομάζεται «αντίσταση» (ή οπισθέλκουσα) του αντικειμένου, και η κάθετη προς την ροή συνιστώσα L ονομάζεται «άνωση» του αντικειμένου (ή και δυναμική άνωση, για την αποφυγή της σύγχυσης με την στατική άνωση, από την αρχή του Αρχιμήδη).

3.1 Μηχανισμός Δημιουργίας της Δυναμικής Άνωσης

3.1.1 Άνωση Σύμφωνα με τη Θεωρία «Ίσου Χρόνου Διέλευσης»

Η θεωρία « ίσου χρόνου διεύλεσης » βασίζεται στο θεώρημα Bernulli και είναι ο πιο διαδεδομένος τρόπος εξήγησης του φαινομένου της δυναμικής άνωσης. Η θεωρία λέει τα εξής :

Κατα την πρόσκρουση του αέρα στο μέτωπο της προσβολής μιας πτέρυγας (βλ. Εικόνα 3-1), μέρος αυτού κινείται στο επάνω μέρος της πτέρυγας και το υπόλοιπο στο κάτω. Στη συνέχεια το ρευστό ρέει στις άνω και κάτω επιφάνειες αντίστοιχα μέχρι την ακμή διαφυγής όπου τα δύο μέρη του ρευστού ενώνονται ξανά.

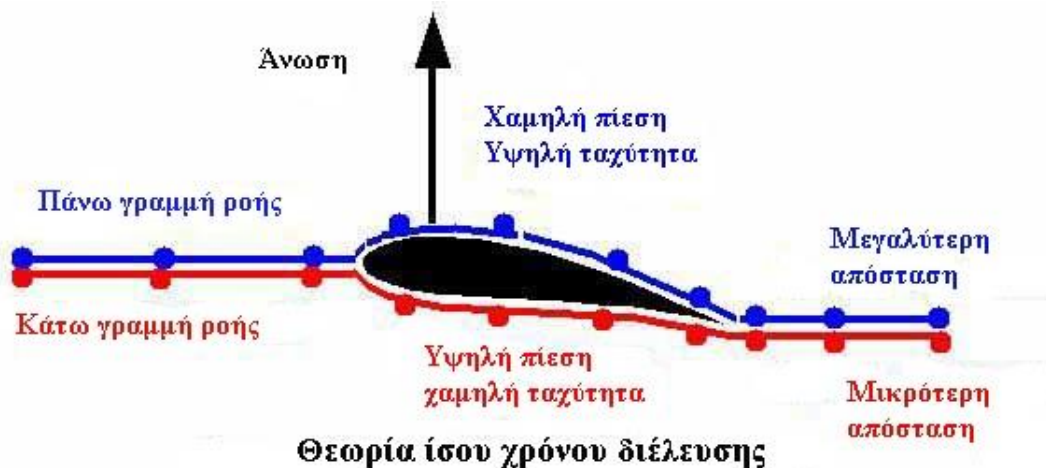


Εικόνα 3-1 Η λέπτυνση του σωλήνα ροής και η άνωση

Η μεγαλύτερη κυρτότητα της πάνω επιφάνειας της αεροτομής έχει ως αποτέλεσμα ο αέρας να διανύει μεγαλύτερη απόσταση από' ότι στην κάτω επιφάνεια και άρα να

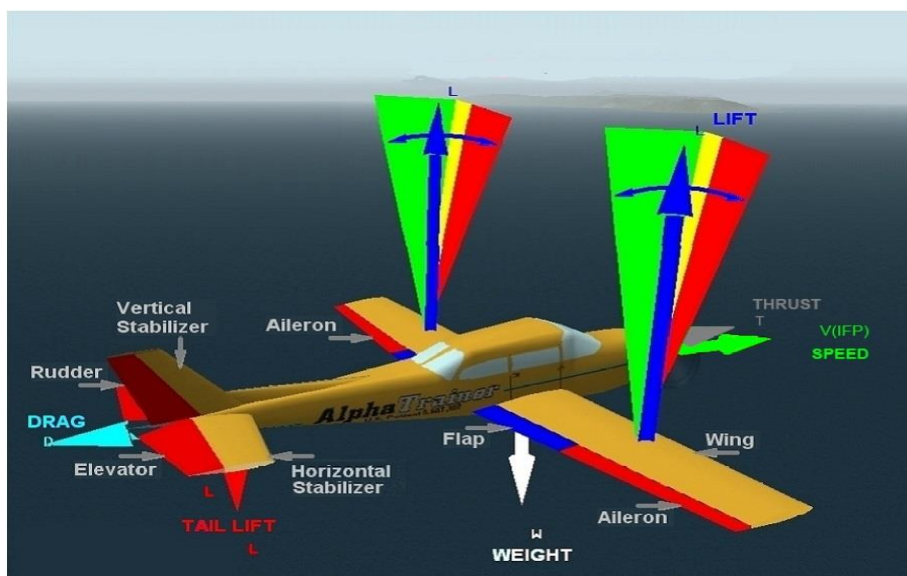
αυξάνεται η ταχύτητα του (και σύμφωνα με το θεώρημα Bernoulli) εις βάρος της πίεσης , η οποία μειώνεται. Αντιθέτως η ταχύτητα στην κάτω πλευρά μειώνεται και η πίεση προς την επιφάνεια , αυξάνεται . Έτσι δημιουργείται μια διαφορά πίεσης ανάμεσα στην άνω και κάτω επιφάνεια της πτέρυγας , κάθετη στην φορά κίνησης του αεροσκάφους η οποία ονομάζεται δυναμική άνοση (Εικόνα 3-2) . Αξίζει να σημειωθεί οτι μόνιμη δυναμική άνοση εμφανίζεται μόνο σε μη συμμετρικές αεροτομές.

Το σημείο εφαρμογής της δυναμικής άνοσης επί της χορδής c της πτέρυγας ονομάζεται κέντρο πίεσης.



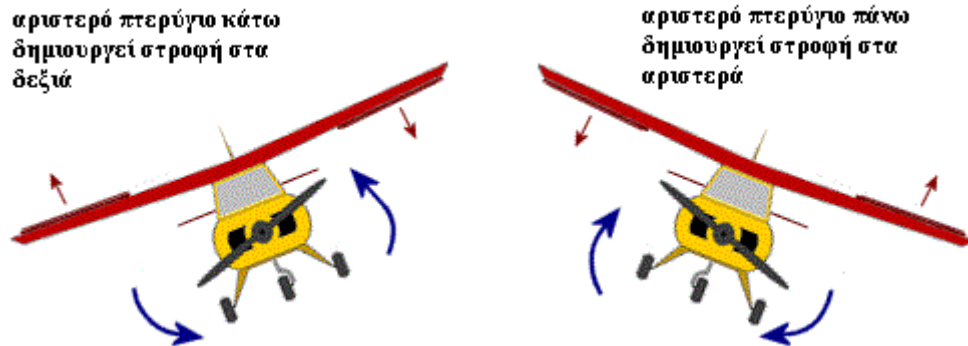
Εικόνα 3-2 Θεωρία «Ισου χρόνου διέλευσης»

Η κατεύθυνση της δυναμικής άνοσης είναι πάντα κάθετη στην κατεύθυνση της κίνησης του αεροσκάφους και , εφόσον τα δυο φτερά είναι μεταξύ τους συμμετρικά, οι δυναμικές ανώσεις των φτερών είναι ίσες μεταξύ τους σε κανονική πτήση .



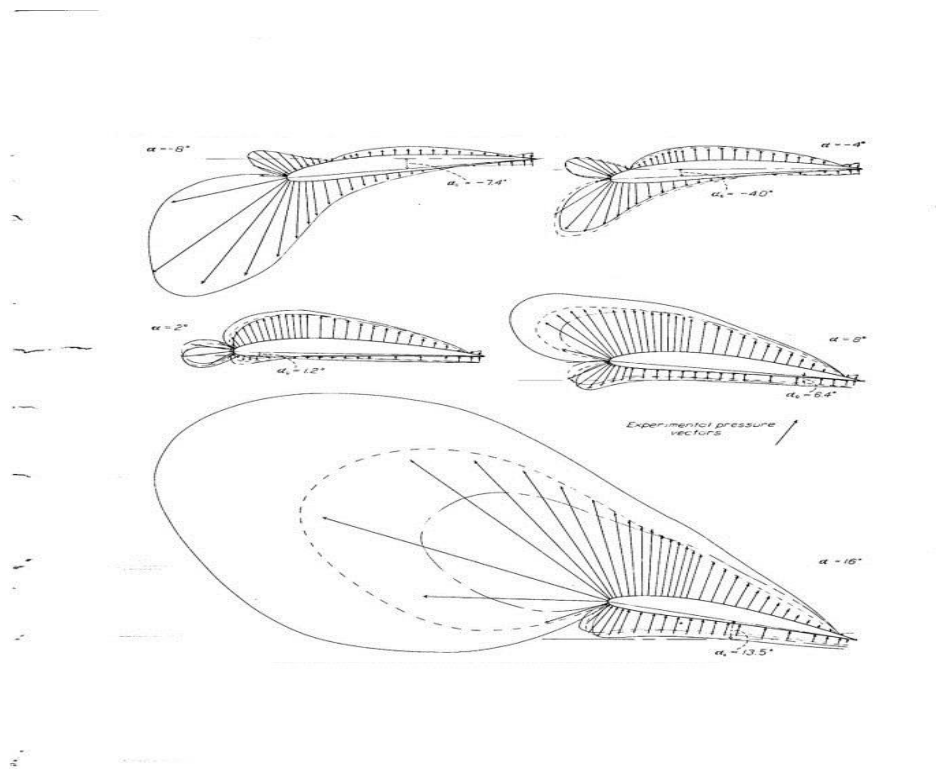
Εικόνα 3-3 συμμετρικά φτερά με ίση δυναμική άνοση

Εάν τώρα το αεροπλάνο αλλάξει την κλίση σε ένα φτερό τότε θα παράξει διαφορετική άνωση σε κάθε φτερό και θα τείνει να στρίψει.



Εικόνα 3-4 αλλάζει η κλίση στα πτερύγια με αποτέλεσμα διαφορετική άνωση σε κάθε φτερό.

Για να κατανοηθούν περαιτέρω τα μεγέθη των δυνάμεων που ασκούνται σε κάθε σημείο του φτερού είναι απαραίτητο να είναι γνωστή η κατανομή της πίεσης στις επιφάνειες αυτού. Οι διαφορές σε κάθε σημείο ανάμεσα στην εκάστοτε πίεση που ασκείται στο φτερό και την ατμοσφαιρική, μπορούν να μετρηθούν με πειραματικές μεθόδους στην αεροσήραγγα ή μέσω αεροδυναμικής προσομοίωσης σε κάποιο πρόγραμμα CFD.



Εικόνα 3-5 Διάγραμμα κατανομής πίεσης της NACA 4412 σε διαφορετικές γωνίες προσβολής

Στην περίπτωση του πειράματος αρχικά τοποθετούνται αισθητήρες πίεσης κατά μήκος της χορδής του φτερού στην άνω και κάτω επιφάνεια , στην συνέχεια το φτερό τοποθετείται στην αεροσήραγγα όπου υποβάλλεται στις συνθήκες ροής και μετρούνται οι ενδείξεις των αισθητήρων . Τέλος οι ενδείξεις των πιέσεων αναπαριστούνται με διανύσματα τα οποία ξεκινούν ή καταλήγουν στις πλευρές της αεροτομής. Τα διανύσματα που αναπαριστούν θετικές πιέσεις βλέπουν προς την αεροτομή ενώ αυτά που δείχνουν αρνητικές πιέσεις (υποπίεση) βλέπουν προς τα έξω. Ο σχεδιασμός του διαγράμματος κατανομής πίεσης (εικόνα 3-5) προκύπτει αν ενωθούν τα βέλη μεταξύ τους με μια καμπύλη.

Το σημείο της αεροτομής που δέχεται την μικρότερη πίεση δηλαδή την μεγαλύτερη υποπίεση ονομάζεται σημείο ελάχιστης πίεσης. Στο μπροστινό σημείο προσβολής η ταχύτητα είναι μηδενική και η πίεση βρίσκεται στη μέγιστη τιμή της , το σημείο αυτό ονομάζεται σημείο στασιμότητας. Απο το διάγραμμα κατανομής πίεσης (εικόνα 3-5) φαίνεται ότι η δυναμική άνοση οφείλεται κυρίως στην υποπίεση που αναπτύσσεται στην άνω επιφάνεια απ'ότι στις θετικές πιέσεις που αναπτύσσονται στην κάτω.

3.1.1.1 Ελλείψεις της Θεωρίας «ίσου χρόνου διέλευσης»

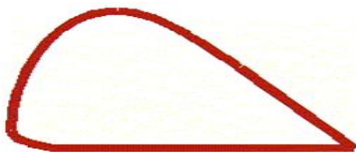
Η θεωρία του ίσου χρόνου διέλευσης δεν αρκεί για να ερμηνευτεί το φαινόμενο της δύναμης άνοσης που παράγει μια πτέρυγα . Έτσι υπάρχουν κάποια ερωτήματα που η θεωρία αυτή δεν δίνει απαντήσεις.



Εικόνα 3-6 Αεροπλάνο σε ανάποδη πτήση

Ένα απο αυτά είναι το πώς ένα αεροσκάφος έχει την δυνατότητα να πετά ανάποδα ενώ σύμφωνα με τα παραπάνω θα έπρεπε να πέφτει στο έδαφος μιας κ η αρνητική δυναμική άνοση θα το έσπρωχνε κάτω ; Ακριβώς αυτό όμως συμβαίνει με τα μονοθέσια της Formula 1 που λειτουργούν με την ίδια αρχή όπως τα φτερά ενός αεροπλάνου με τη διαφορά ότι είναι τοποθετημένες ανάποδα . Με αυτόν τον τρόπο παράγουν αρνητική δυναμική άνοση και πιέζουν το μονοθέσιο στο οδόστρωμα εμποδίζοντας το να απογειωθεί. Η δύναμη αυτή είναι τόσο ισχυρή , που μπορεί (απο μια ταχύτητα και πάνω) το μονοθέσιο να κινείται ανάποδα σε μια σήραγγα.

Επίσης για να υπάρχει επαρκής δυναμική άνωση θα πρέπει η πτέρυγα να είναι σχεδιασμένη έτσι ώστε η πάνω επιφάνεια να είναι κατα 50% μεγαλύτερη απο την κάτω (εικόνα 3-7). Μια τέτοια πτέρυγα θα είχε πολύ μεγάλη αντίσταση και στροβολισμούς λόγω του μεγάλου όγκου και του σχήματος της. Άξιο αναφοράς είναι ότι στα περισσότερα αεροπλάνα η διαφορά μήκους της πάνω με της κάτω επιφάνειας διέλευσης είναι της τάξεως των 5%-10% ενώ στα μαχητικά και τα ακροβατικά αεροσκάφη δεν υπάρχουν καθόλου διαφορές.

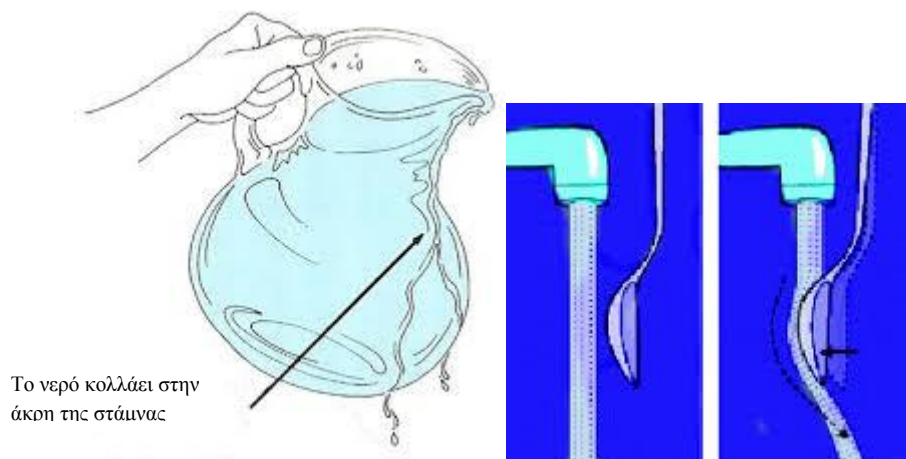


Τα προβλήματα που προκύπτουν επιλύονται με τις παρακάτω θεωρίες του φαινομένου coanda και του 3^{ου} νόμου του Νεύτωνα .

Εικόνα 3-7 Αεροτομή με 50% διαφορά μήκους

3.1.1.2. Το φαινόμενο Coandă

Το φαινόμενο «Κοάντα» (Coandă) ανακαλύφθηκε το 1930 από τον Ρουμάνο φυσικό Χένρυ-Μαρί Κοάντα απ' όπου πείρε και το όνομα του. Ο Κοάντα παρατήρησε ότι ο ατμός αέρα ή κάποιου άλλου ρευστού που βγαίνει από ένα ακροφύσιο , τείνει να ακολουθήσει το σχήμα της κυρτής επιφάνειας που ακολουθεί. Στην ουσία φαινόμενο Κοάντα ονομάζεται η τάση ενός ρεύματος ρευστού να μείνει σε επαφή κατά την πορεία του με μια κυρτή επιφάνεια από το να ακολουθήσει μια πορεία σε ευθεία γραμμή όπως η αρχική του.



Το νερό κολλάει στην άκρη της στάμνας

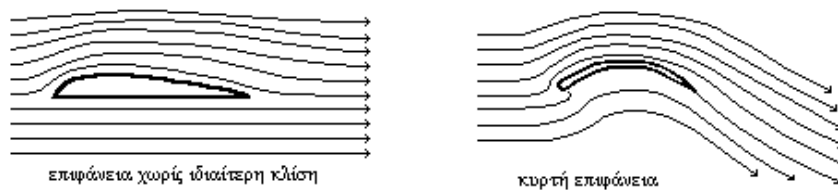
Εικόνα 3-8 Το φαινόμενο Coandă

Αυτό έχει εφαρμογή σε όλα τα συνήθη υγρά αλλά και στον αέρα στις συνήθεις θερμοκρασίες και ταχύτητες , πλην ελαχίστων εξαιρέσεων οι οποίες δεν ισχύουν στην εφαρμογή μας.

Για να κατανοηθεί καλύτερα το φαινόμενο «Κοάντα» αρκεί το εξής πείραμα.

Αν στην ροή του νερού μιας βρύσης τοποθετηθεί ένα κουτάλι με τέτοιο τρόπο ώστε να εφάπτεται η πλάτη του με το νερό, η ροή του νερού ακολουθεί το κυρτό σχήμα του κουταλιού ώσπου να φτάσει στην άκρη του (Εικ. 3-8) . Το ίδιο θα συμβεί αν βάλουμε μια μπάλα να εφάπτεται στη ροή του νερού. Η ροή θα ακολουθήσει τη κυρτή επιφάνεια της μπάλας, ώσπου σε κάποιο σημείο θα αποκολληθεί. Το φαινόμενο οφείλεται στο ιξώδες του ρευστού που αναγκάζει το ρεύμα να «κολλήσει» στην επιφάνεια και να ακολουθήσει την διεύθυνση της.

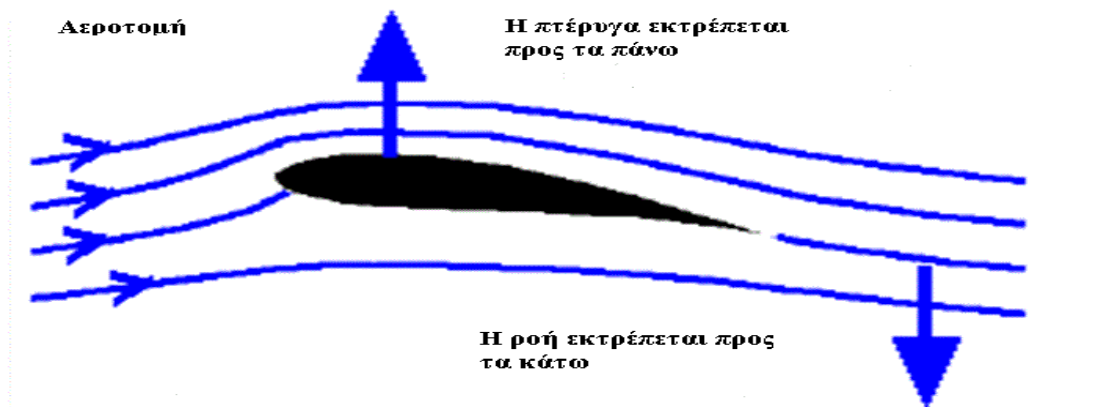
Όπως φαίνεται και στην εικόνα 3-9, αν ένα ρεύμα αέρα κινείται παράλληλα σε μια επίπεδη επιφάνεια έχει την τάση να ακολουθεί ευθεία πορεία ενώ αν κινείται παράλληλα σε επιφάνεια η οποία στο τελείωμα της είναι κυρτή ακολουθεί την κυρτότητα της.



Εικόνα 3-9 Η κλίση του χείλους εκφυγής παίζει μεγάλο ρόλο στη δημιουργία άνωσης

3.1.2. Άνωση Σύμφωνα με τον Νόμο «Δράσης-Αντίδρασης» του Νεύτωνα

Το φαινόμενο Coandă που ισχύει για τα υγρά ισχύει και για τα αέρια. Έτσι, ο αέρας λόγω της ροής του ακολουθεί το σχήμα της πτέρυγας, το οποίο στο τελείωμα τον οδηγεί προς τα κάτω (εικόνα 3-10). Οι πτέρυγες στην ουσία λόγω του σχήματος τους αλλά και της γωνίας προσβολής, αυτό που κάνουν είναι να εκτρέπουν μάζες αέρα προς τα κάτω.



Εικόνα 3-10 Η εκτροπή του αέρα προς τα κάτω δημιουργεί δύναμη αντίδρασης αντίθετης κατεύθυνσης.

Η αντίδραση της δύναμης που εξασκεί η πτέρυγα στα μόρια του αέρα, τα οποία εκτρέπει προς τα κάτω (εκόνα 3-10) μ είναι η δύναμη που εξασκούν αυτά στην πτέρυγα και δημιουργούν την άνοση. Το μέγεθος της άνωσης είναι ανάλογο της έντασης και του ρυθμού μεταβολής της ορμής των εκτρεπομένων αερίων μαζών απο την πτέρυγα.

3.2 Παράγοντες που Επηρεάζουν την Δυναμική Άνοση

3.2.1. Επίδραση της Γωνίας Προσβολής

Γωνία προσβολής (αγγλ. Angle of Attack) ονομάζεται η γωνία ανάμεσα στην χορδή της αεροτομής και την κατεύθυνση της σχετικής ταχύτητας της ροής του ρευστού. Η αύξηση της γωνίας προσβολής προκαλεί καμπύλωση των σωλήνων ροής στο προσήνεμο μέρος της άνω επιφάνειας της αεροτομής (βλ. Εικόνα 3-5) . Η άνω επιφάνεια επαφής μεγαλώνει , η ταχύτητα ροής αυξάνεται εις βάρος της πίεσης η οποία μειώνεται περαιτέρω. Παράλληλα οι σωλήνες ροής στο κάτω μέρος της αεροτομής διαπλατώνονται , η ταχύτητα της ροής μειώνεται και η πίεση αυξάνεται. Κατ' επέκταση αυτο συνεπάγεται αύξηση της δυναμικής άνωσης. Αυτό δεν συνεχίζεται επ' άπειρο , γιατί πάνω από μια ορισμένη γωνία προσβολής (τυπικά γύρω στις 15 με 20 μοίρες ανάλογα την αεροτομή) επέρχεται αποκόλληση του οριακού στρώματος στην άνω πλευρά της αεροτομής κοντά στην ακμή προσβολής. Η αποκόλληση του οριακού στρώματος έχει ως αποτέλεσμα την μείωση της άνωσης και την αύξηση της αντίστασης. Το φαινόμενο λέγεται stall. Η μέγιστη δυνατή άνοση παρατηρείται ακριβώς πριν την εμφάνιση του stall . Η αποκόλληση της ροής θα αναπτυχθεί περαιτέρω σε επόμενο κεφάλαιο.

3.2.2. Επίδραση της Ταχύτητας (V)

Η αύξηση της ταχύτητας προκαλεί αύξηση της δυναμικής άνωσης . Και αυτό γιατί μεγαλώνει η ορμή και με την αλλαγή της κατεύθυνσης του αέρα δημιουργείται μεγαλύτερη δύναμη. Πειραματικά δεδομένα δείχνουν οτι ο διπλασιασμός της τιμής της ταχύτητας συνεπάγεται τετραπλασιασμό της τιμής της δυναμικής άνωσης , τριπλασιασμός της ταχύτητας εννεαπλασιασμό της άνωσης κ.ο.κ. Εν ολίγοις η τιμή της δυναμικής άνωσης είναι ευθέως ανάλογη με το τετράγωνο της ταχύτητας.

3.2.3. Επίδραση της πυκνότητας του ρευστού (ρ)

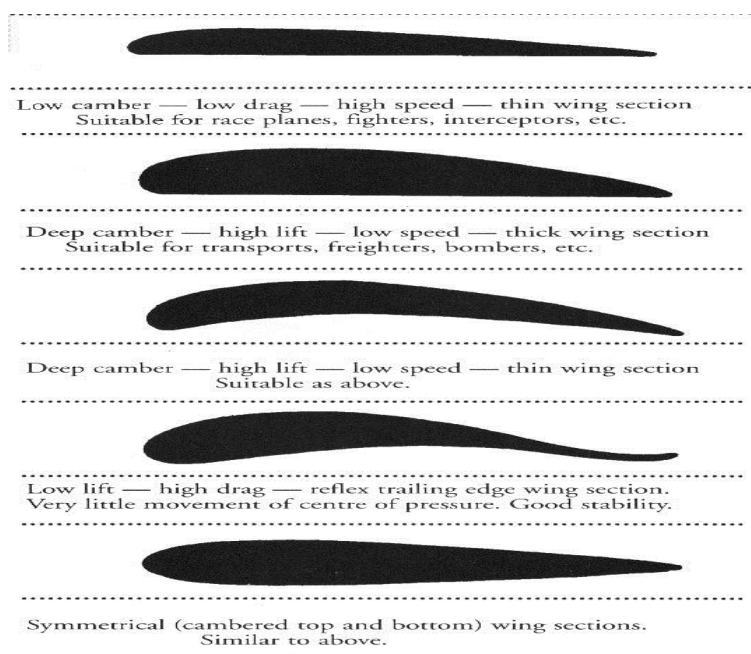
Η αύξηση της πυκνότητας του αέρα προκαλεί αύξηση της άνωσης. Αυτό γιατί τώρα στην ίδια γραμμή ροής θα υπάρχουν περισσότερα μόρια αέρα και άρα περισσότερη προσδιδόμενη ενέργεια στην αεροτομή. Απο πειραματικά δεδομένα ο διπλασιασμός της πυκνότητας συνεπάγεται διπλασιασμό και της τιμής της δυναμικής άνωσης. Δηλαδή η τιμή της δυναμικής άνωσης είναι ευθέως ανάλογη με την τιμή της πυκνότητας του ρευστού μέσου.

3.2.4. Επίδραση του εμβαδού της επιφάνειας της πτέρυγας (A)

Όσο μεγαλύτερο εμβαδό έχει η πτέρυγα , τόσο μεγαλύτερη επιφάνεια θα έχει στην άνω πλευρά για την παραγωγή υποπίεσης και τόσο στην κάτω πλευρά για την παραγωγή θετικής πίεσης. Εφόσον άνωση είναι ουσιαστικά η διαφορά ανάμεσα στις πιέσεις των 2 επιφανειών , αύξηση του εμβαδού προκαλεί ανάλογη αύξηση στην τιμή της άνωσης.

3.2.5. Επίδραση του σχήματος της αεροτομής

Όπως είδαμε και πριν στην εικόνα 3-9 διαφορετικού σχήματος αεροτομή είχε σαν αποτέλεσμα τελείως διαφορετική ροή αέρα , και άρα διαφορετικά αποτελέσματα στην άνωση. Αυτό γιατί μια αεροτομή με το σχήμα της μπορεί είτε να εκμεταλευτεί περισσότερο το θεώρημα Bernulli και έτσι να δημιουργήσει μεγαλύτερη διαφορά ταχυτήτων στην άνω και κάτω επιφάνεια (λόγω διαφοράς της διανυθείσας απόστασης του αέρα, βλ. 3.1) και άρα μεγαλύτερη διαφορά πίεσης , είτε τον τρίτο νόμο του Νεύτωνα και να ωθήσει περισσότερες μάζες αέρα προς τα κάτω με αποτέλεσμα μεγαλύτερη δύναμη αντίδρασης προς τα πάνω(βλ. 3.1.2.) . Παρακάτω ακολουθεί μια εικόνα με διαφορετικού σχήματος αεροτομές , διαφορετικά χαρακτηριστικά όσον αφορά την άνωση αλλά και την οπισθέλκουσα αντίσταση (που θα δούμε παρακάτω) και όπως είναι λογικό διαφορετικές χρήσεις.



Εικόνα 3-11 Διαφορετικού σχήματος αεροτομές για διαφορετική χρήση

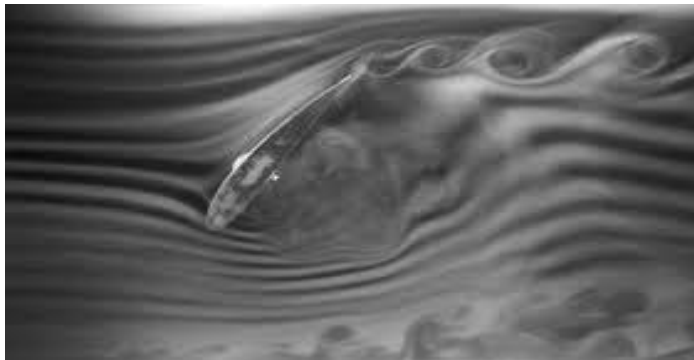
3.3 Υπολογισμός Άνωσης και Συντελεστή Άνωσης

Αν ξεκινούσαμε λοιπόν να υπολογίζαμε την δύναμη άνωσης μόνοι μας , σύμφωνα με τα παραπάνω γνωρίζουμε οτι η άνωση (L) είναι ανάλογη της επιφάνειας (A) , του τετραγώνου της ταχύτητας (V^2) , της πυκνότητας (ρ) και του σχήματος της αεροτομής . Άρα λοιπόν θα είχαμε μέχρι τώρα $L = A \cdot \rho \cdot V^2$, το μόνο που μας λείπει είναι ο παράγοντας που εκφράζει τη γεωμετρία της αεροτομής και την γωνία προσβολής , αυτό το παράγοντα λοιπόν τον ονομάζουμε *συντελεστή άνωσης* και τον συμβολίζουμε με C_L . Συντελεστής άνωσης λοιπόν είναι το μέγεθος που μας δείχνει το ποσό ενέργειας που εκμεταλεύεται μια αεροτομή απο τον αέρα για να παράξει άνωση και εξαρτάται απο το γεωμετρικό σχήμα της αεροτομής και την γωνία προσβολής.

Με βάση τα παραπάνω και μετά απο πειραματικές μετρήσεις καταλήγουμε στον εξής τύπο:

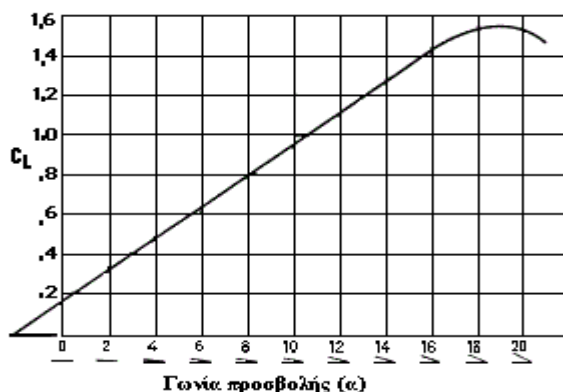
$$(3.2) \quad L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot V^2$$

Τον συντελεστή άνωσης για διαφορετικές γωνίες προσβολής τον βρίσκουμε μέσα απο πειραματικές μετρήσεις (αεροσήραγγα σε εργαστήριο , εικ. 3-11) ή προσομοιώσεις με προγράμματα CFD όπως το Solidworks Flow Simulation .



Εικόνα 3-11 Αεροτομή σε αεροσήραγγα και αναπαράσταση του αέρα με ριπές ατμού για να είναι εμφανής η ροή και οι στροβιλισμοί.

Παρακάτω έχουμε ένα γράφημα που μας δείχνει τον συντελεστή άνωσης της αεροτομής NACA 2312 για διαφορετικές τιμές της γωνίας προσβολής



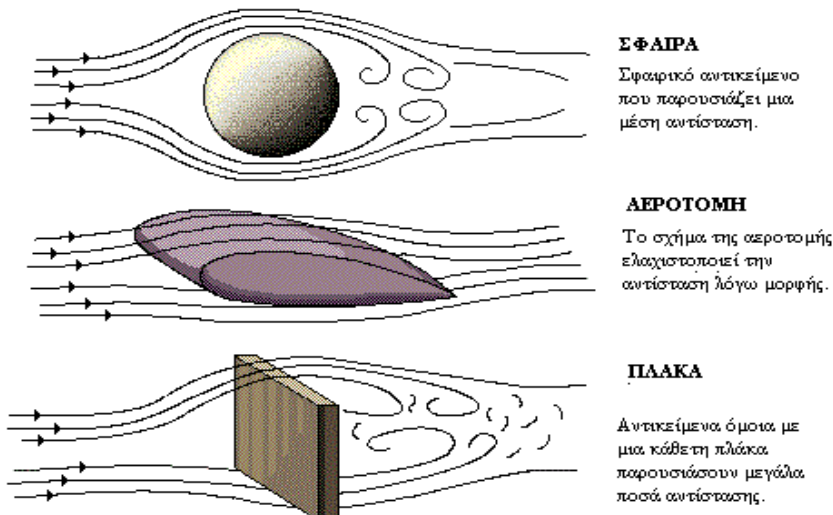
Εικόνα 3-12 Τυπική καμπύλη συντελεστή άνωσης της NACA 2312

Απο το παραπάνω γράφημα (εικ. 3-12) παρατηρούνται τα εξής :

- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης (zero angle of attack) όπου μας δείχνει την γωνία προσβολής που έχουμε μηδενική άνωση. Εξαρτάται κυρίως απο την κυρτότητα μιας και όσο πιο ασύμμετρη είναι μια αεροτομή τόσο η γωνία απομακρύνεται απο το μηδέν. Η τιμή της βρίσκεται από την τομή της καμπύλης με τον άξονα της γωνίας α και στην προκειμένη περίπτωση είναι περίπου στις -2 μοίρες
- Η κρίσιμη γωνία προσβολής (critical angle of attack) όπου μας δείχνει την γωνία προσβολής που εμφανίζεται η μέγιστη τιμή της άνωσης. Στην προκειμένη περίπτωση είναι 19 μοίρες .
- Ο ρυθμός μεταβολής του συντελεστή με βάση την γωνία α . Όπως είδαμε κ απο τα παραπάνω ο συντελεστής άνωσης αυξάνεται απο τη γωνία μηδενικής άνωσης μέχρι τη κρίσιμη γωνία προσβολής και στη συνέχεια μειώνεται απότομα.

4.Αεροδυναμική Αντίσταση (Drag)

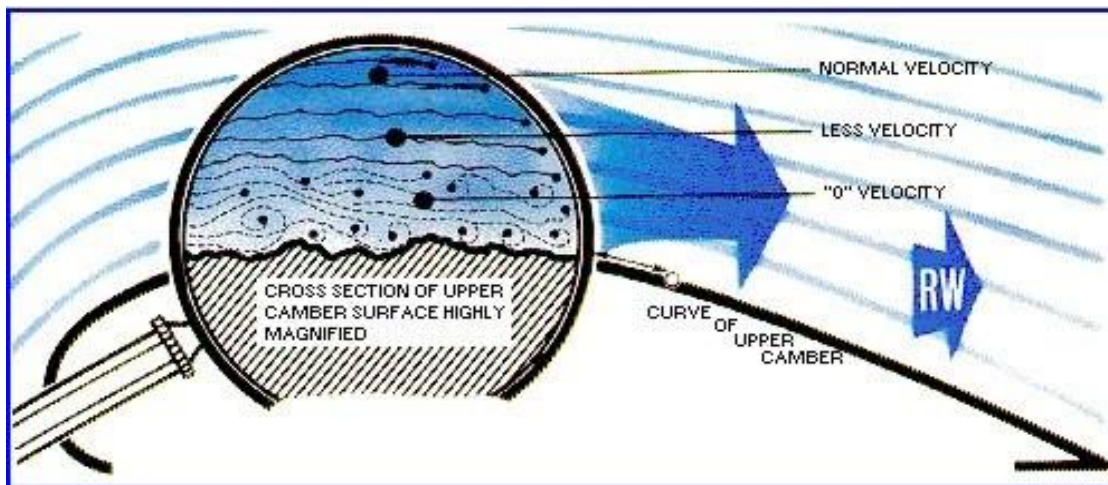
Μια άλλη δύναμη που παράγεται την ώρα που ο αέρας περνάει μέσο ενός αντικειμένου , είναι η αεροδυναμική αντίσταση. Η παρουσία της δύναμης οφείλεται είτε σε δυνάμεις τριβείς και ονομάζεται αντίσταση λόγω τριβής , είτε στην διαφορετική πίεση ανάμεσα στις δυο πλευρές ενός σώματος οπου ονομάζεται αντίσταση λόγω μορφής. Ανάλογα την μορφή των αντικειμένων , η αντίσταση λόγω μορφής (ογκώδη αντικείμενα) μπορεί να είναι η κυρίαρχη συνιστώσα , ενώ για αντικείμενα πιο αεροδυναμικά (βλ. Κεφ. 2) η αντίσταση λόγω τριβής είναι η κυρίαρχη συνιστώσα .Άρα με βάση τα παραπάνω μια πλάκα παράλληλη στη ροή του αέρα θα έχει σχεδόν αποκλειστικά αντίσταση λόγω τριβής , ενώ μια πλάκα κάθετη στο ροή του αέρα θα έχει σχεδόν αποκλειστικά αντίσταση λόγω μορφής (Εικ. 4-1) .



Εικόνα 4-1 αντικείμενα διαφόρων σχημάτων παρουσιάζουν διαφορετική αντίσταση

4.1 Είδη Αντίστασης

4.1.1 Αντίσταση Λόγω Τριβής (Friction Drag)



Εικόνα 4-2 Μηχανισμός αντίστασης λόγω τριβής (Gruman)

Ο διερχόμενος αέρας που έρχεται σε επαφή με την επιφάνεια του αντικειμένου ασκεί τάσεις τριβής σε αυτές (Εικ. 4-2) . Οι τάσεις οφείλονται στην συνεκτικότητα του ρευστού και στην τραχύτητα των επιφανειών με τις οποίες έρχεται σε επαφή. Το σύνολο των τάσεων συγκροτούν την δύναμη που ονομάζεται αντίσταση λόγω τριβής (D_f) .

Η αντίσταση λόγω τριβής μπορεί να υπολογισθεί υποθέτοντας ότι είναι ίση με την αντίσταση επίπεδης πλάκας που έχει μήκος ίσο με το μήκος του αντικειμένου και επιφάνεια ίση με την συνολική επιφάνεια του αντικειμένου που έρχεται σε επαφή με το ρευστό.

Θεωρούμε μια πλάκα παράλληλη προς εξωτερικά ροή. Η κλίση πίεσης κατά μήκος της πλάκας είναι μηδενική, οπότε η αντίσταση οφείλεται αποκλειστικά στις τάσεις τριβής. Ορίζουμε σαν συντελεστή τριβής την ποσότητα :

$$(4.1) \quad C_{DF} = \frac{2 \cdot D_f}{\rho \cdot V^2 \cdot A}$$

Όπου A είναι η επιφάνεια της πλάκας , V η ταχύτητα της ροής , ρ η πυκνότητα του ρευστού και D_f η αντίσταση λόγω τριβής της πλάκας (όπου σε αυτή τη περίπτωση είναι και η συνολική αντίσταση).

Ο αναλυτικός προσδιορισμός του συντελεστή αντίστασης είναι δυνατός μόνο στη περίπτωση στρωτού οριακού στρώματος (δηλ. αριθμού $Re < 0,5 \cdot 10^6$) . Στην περίπτωση αυτή από την λύση του Blasius ο συντελεστής αντίστασης μπορεί να υπολογιστεί αναλυτικά , και δίνεται απο την σχέση :

$$(4.2) \quad C_{DF} = \frac{1,328}{\sqrt{R_L}}$$

Όπου $R_L = \frac{V.L}{\nu}$ είναι ο αριθμός Re βασισμένος πάνω στο μήκος της πλάκας L . Η έκφραση (4.2) προκύπτει από ολοκλήρωση των τάσεων ως προς χ κατά μήκος της πλάκας. Η έκφραση για τις τάσεις προκύπτει από την εξίσωση που αφορά συντελεστή τριβής $\frac{\delta}{\chi} = \frac{5}{\sqrt{R_x}}$.

4.1.2. Αντίσταση Λόγω Μορφής (Pressure Drag)

Η αντίσταση λόγω μορφής οφείλεται στη διαφορά πίεσης η οποία επικρατεί στις δυο πλευρές ενός αντικειμένου . Για να γίνει αντιληπτή η διαφορά αυτή στην πίεση μεταξύ των πλευρών ενός αντικειμένου φανταστείτε μια επίπεδη πλάκα κάθετη στη ροή αέρα και αέρα κινούμενο προς αυτή με ταχύτητα. Τα μόρια του αέρα έχουν ορμή λόγω ταχύτητας , στη συνέχεια καθώς τα μόρια του αέρα «συγκρούονται» με την πλάκα , η ορμή αυτή μειώνεται σημαντικά και σε κάποια σημεία μηδενίζεται. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα την άσκηση δύναμης απο τον αέρα στην πλάκα , λόγω της ανταλλαγής αυτής της ορμής μεταξύ πλάκας-αέρα , διότι απο τον νόμο του Νεύτωνα έχουμε : $\sum \vec{F} = \frac{d\vec{p}}{dt} = \frac{d(m\vec{u})}{dt}$

Η δύναμη που ασκείται πάνω στην πλάκα διαιρεμένη με την μετωπική της επιφάνεια μας δίνει μια πίεση η οποία ασκείται πάνω στην πλευρά που έρχεται σε επαφή με τον αέρα. Εκεί λοιπόν έχουμε αυξημένη πίεση σε σχέση με την πίσω πλευρά που επικρατεί η ατμοσφαιρική πίεση. Η διαφορά λοιπόν μεταξύ των δυο πιέσεων δημιουργεί την αντίσταση λόγω μορφής γνωστή και ως pressure drag.

Ο συντελεστής αντίστασης ορίζεται ως εξής :

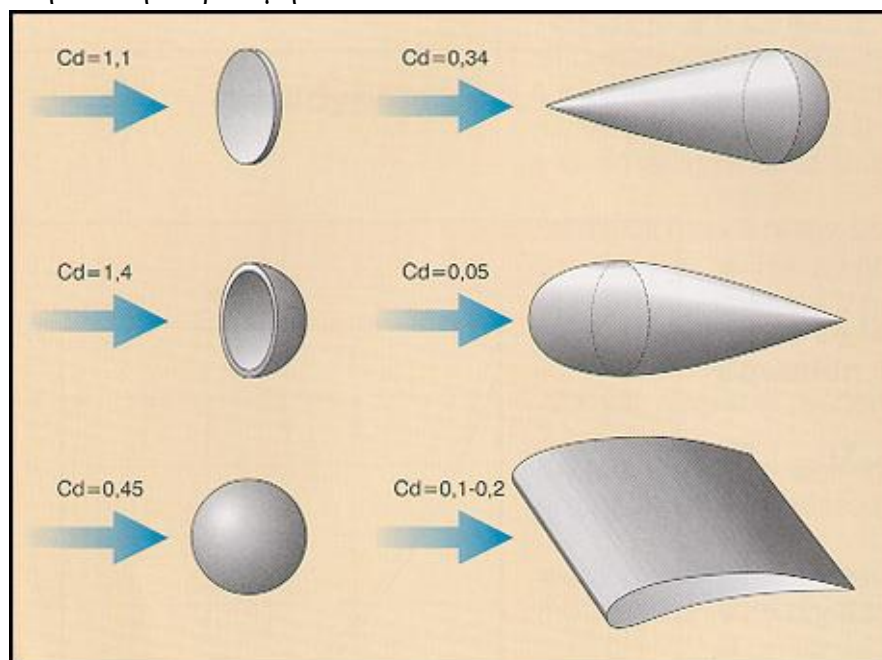
$$(4.3) \quad C_{DP} = \frac{2 \cdot D_p}{\rho \cdot V^2 \cdot A}$$

Όπου A είναι η προβαλλόμενη επιφάνεια του αντικειμένου σε επίπεδο κάθετο προς τη ροή. Για παράδειγμα αν το αντικείμενο είναι ορθογώνιο παραλληλεπίπεδο με διάσταση l παράλληλα προς τη ροή και διαστάσεις b, h κάθετα προς τη ροή $A = bh$.

Για αντικείμενα (όπως τη πλάκα που είπαμε παραπάνω) που έχουν γωνίες η ροή αποκολλάται πάντοτε απο τις γωνίες και ο συντελεστής αντίστασης λόγω μορφής γίνεται σχεδόν ανεξάρτητος απο τον αριθμό Re. Για αντικείμενα με καμπυλωμένες επιφάνειες χωρίς γωνίες (π.χ. σφαίρα) η αποκόλληση της ροής εξαρτάται απο τον αριθμό Re. Συνεπώς ο συντελεστής αντίστασης λόγω μορφής εξαρτάται απο τον αριθμό Re και προσδιορίζεται με τη βοήθεια πειραματικών μετρήσεων.

Στις εφαρμογές μας ενδιαφέρει η συνολική αντίσταση του αντικειμένου. Ο συνολικός συντελεστής άνωσης θα οριστεί παρακάτω και θα έχει σαν D την συνολική αντίσταση και A είναι είτε η επιφάνεια προβολής, είτε η επιφάνεια που έρχεται σε επαφή με το ρευστό. Γενικά για αντικείμενα που έχουν κυρίως αντίσταση λόγω μορφής, το A είναι η προβολή στην ροή του αέρα. Ενώ για αντικείμενα που έχουν κυρίως αντίσταση λόγω τριβής (αεροδυναμικά σχήματα), το A είναι η επιφάνεια που έρχεται σε επαφή με το ρευστό. Στις αεροτομές η επιφάνεια ορίζεται από την χορδή επί το εκπέτασμα.

Παρακάτω στην εικόνα 4-3 (και για κατανόηση των παραπάνω) βλέπουμε διαφορετικούς συντελεστές αντίστασης για διαφορετικού γεωμετρικού σχήματος αντικείμενα. Φαίνεται ότι ο κυκλικός δίσκος έχει σχεδόν 11 φορές μεγαλύτερη αντίσταση από την αεροτομή.



Εικόνα 4-3 Συντελεστές αντίστασης διαφόρων σχημάτων

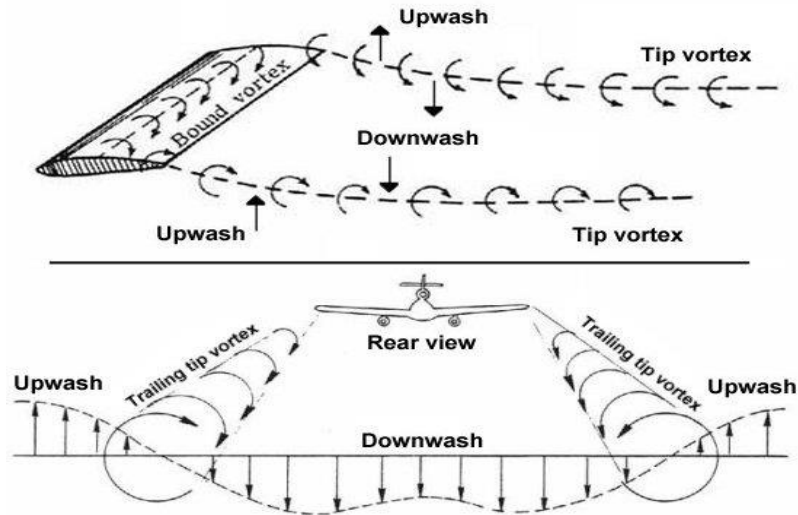
Στην περίπτωση που έχουμε ένα αντικείμενο για το οποίο δεν υπάρχουν πειραματικά δεδομένα, η αντίσταση προσδιορίζεται από πειράματα με μοντέλο του αντικειμένου.

4.1.3. Επαγόμενη Αντίσταση (Lift Induced Drag)

Η επαγόμενη αντίσταση ή αντίσταση λόγω άνωσης ή αντίσταση λόγω δινών (D_i), είναι η αντίσταση που οφείλεται στις δίνες που δημιουργούνται στα ακροπερύγια και το μέγεθος της εξαρτάται από την Δυναμική Άνωση.

Ο σχηματισμός δινών στο ακροπερύγιο είναι αναπόφευκτη συνέπεια της διαφοράς πίεσης ανάμεσα στην κάτω και στην πάνω πλευρά της αεροτομής, η οποία διαφορά προκαλεί ροή του ρευστού γύρω από τα δυο άκρα (εικ.4-4). Η ροή αυτή όταν φτάσει στο άκρο εκφυγής της αεροτομής μετατρέπεται σε στροβιλισμό γύρω από άξονα παράλληλο προς την ταχύτητα αεροτομής. Οι δίνες αυτές διατηρούνται σε

μεγάλη απόσταση πίσω από την αεροτομή και απαιτούν σημαντικό ποσό ενέργειας , που προσφέρεται από την επαγόμενη αντίσταση. Η ροή γύρω από τα άκρα της αεροτομής αυξάνει όταν αυξάνεται η διαφορά πίεσης ανάμεσα στην κάτω και στην άνω πλευρά της αεροτομής, δηλαδή όταν αυξάνεται η άνωση. Άρα αύξηση της γωνίας προσβολής προκαλεί αύξηση όχι μόνο της άνωσης αλλά και της επαγόμενης αντίστασης.



Εικόνα 4-4 Σχηματισμός δινών και Επαγόμενη Αντίσταση

4.2 Συνολική Οπισθέλκουσα Αντίσταση

Η συνολική αντίσταση είναι το άθροισμα των επιμέρους αντιστάσεων ενός σώματος. Άρα σύμφωνα με όσα είδαμε προηγουμένως η συνολική αντίσταση θα είναι :

$$(4.4) \quad D = D_f + D_p + D_i$$

Όπου η D μπορεί να υπολογισθεί με τη χρήση πειραματικών μεθόδων ή υπολογιστικής ρευστομηχανικής (CFD) .

4.2.1. Παράγοντες που επηρεάζουν την συνολική αντίσταση

Η αντίσταση και η δυναμική άνωση είναι δυνάμεις που συνίστανται από την ίδια αεροδυναμική δύναμη K . Φυσικό επακόλουθο είναι λοιπόν η αντίσταση να εξαρτάται απο τους ίδιους παράγοντες με την άνωση. Άρα όπως και για την δύναμη άνωσης έτσι και η δύναμη της συνολικής αντίστασης είναι ανάλογη με :

- Την επιφάνεια της πτέρυγας με την οποία έρχεται σε επαφή
- Την πυκνότητα του ρευστού μέσου
- Το τετράγωνο της ταχύτητας
- Και του παράγοντα που εκφράζει την γεωμετρία της αεροτομής και την γωνία προσβολής.

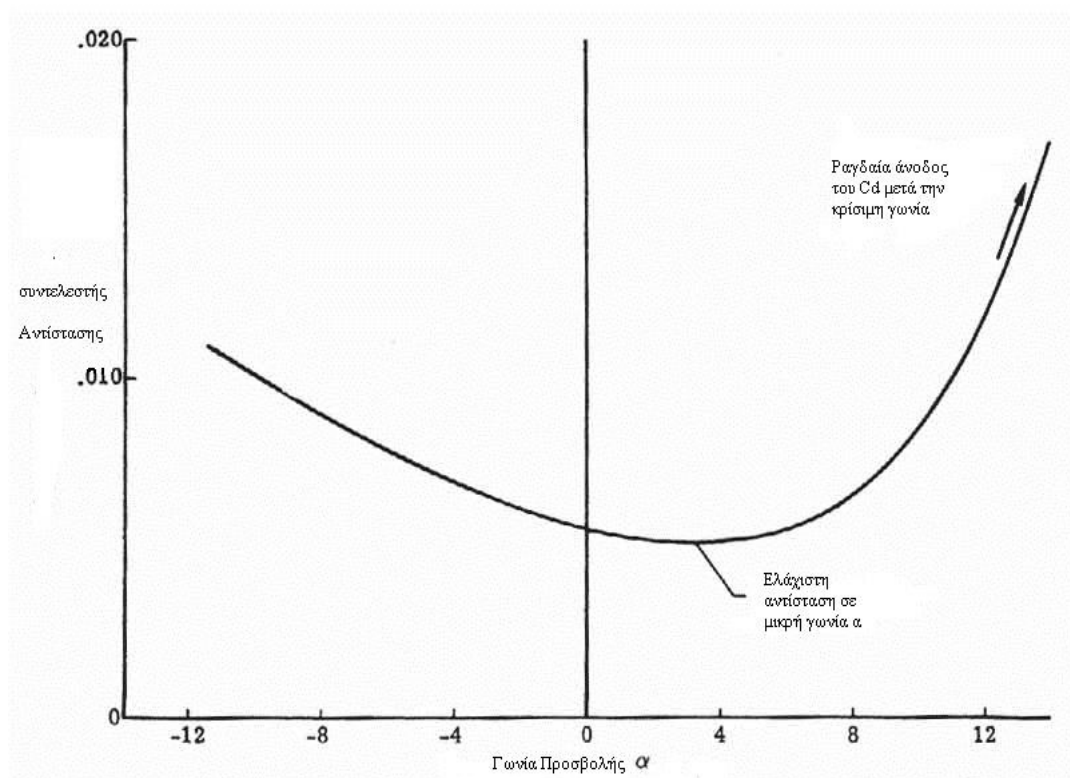
$$(4.5) \quad D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot V^2$$

4.3 Ο Συντελεστής Οπισθέλκουσας Αντίστασης

Όπως και με τον συντελεστή άνωσης, έτσι και ο συντελεστής αντίστασης εκφράζει την γεωμετρία της αεροτομής και την γωνία προσβολής γιατί όπως είδαμε κ πριν τα δυο αυτά μεγέθη μπορούν είτε να προκαλέσουν μεγάλες διαφορές πίεσης και να μεγαλώσει ο όρος D_p και κατα συνέπεια η συνολική αντίσταση που είναι το άθροισμα των τριών, είτε να υπάρχουν μικρές διαφορές πίεσης και να μειωθεί η οπισθέλκουσα αντίσταση.

4.3.1. Γραφική Αναπαράσταση του Συντελεστή Αντίστασης

Μια τυπική καμπύλη του συντελεστή αντίστασης σε σχέση με τη γωνία προσβολής εκφράζεται απο το παρακάτω γράφημα.



Εικόνα 4-5 Τυπική καμπύλη συντελεστή αντίστασης

Απο την καμπύλη στην εικόνα 4-5 παρατηρούμε οτι ο ρυθμός μεταβολής της καμπύλης είναι μεγαλύτερος στις μεγαλύτερες γωνίες και μετά απο ένα σημείο(την κρίσιμη γωνία) κάνει μια ραγδαία άνοδο. Αυτό οφείλεται στην αντίσταση λόγω μορφής (γιατι στις μεγαλύτερες μοίρες μεγαλώνει πολύ η επιφάνεια προβολής) και στην επαγόμενη αντίσταση (γιατι στις μεγαλύτερες μοίρες μεγαλώνει σημαντικά και η άνωση). Μετά την κρίσιμη γωνία προσβολής ο συντελεστής αντίστασης έχει ραγδαία άνοδο, γεγονός που οφείλεται στην αποκόλληση της ροής και τη μεγάλη διαφορά πίεσης των επιφανειών της αεροτομής.

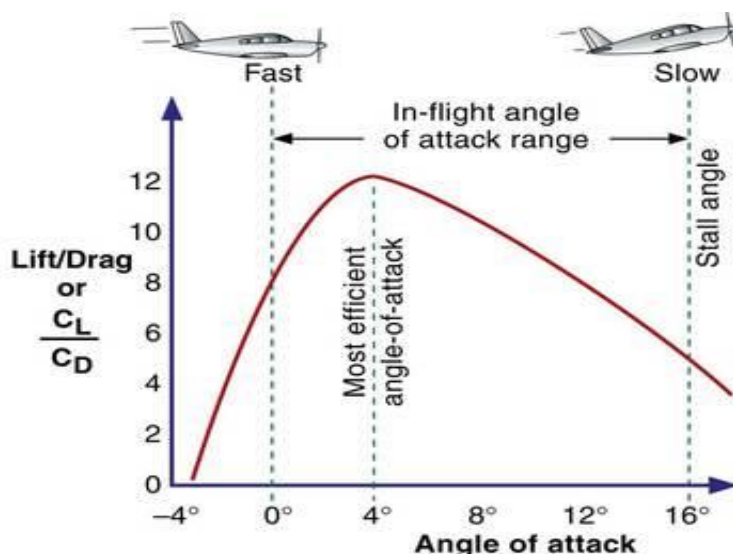
4.4 Λόγος Άνωσης –Αντίστασης (K)

Ως λόγος άνωσης-αντίστασης ορίζεται ο λόγος ανάμεσα στις τιμές της δυναμικής άνωσης και της οπισθέλκουσας αντίστασης στην ίδια γωνία προσβολής. Ισοδύναμα οι τιμές της δυναμικής άνωσης και της αντίστασης μπορούν να αντικατασταθούν απο τις τιμές των C_L, C_D .

Ο λόγος άνωσης-αντίστασης είναι απο τα σημαντικότερα μεγέθη για τους κατασκευαστές αεροσκαφών μιας και μεγαλύτερες τιμές του λόγου K συνεπάγονται μικρότερη κατανάλωση καυσίμων , μεγαλύτερη ικανότητα αναρρίχησης και μεγαλύτερο λόγο ολίσθησης του αεροσκάφους. Απο τον λόγο της άνωσης με την αντίσταση προκύπτει :

$$(4.6) \quad K = \frac{Lift}{Drag} = \frac{C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot V^2}{C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot V^2} = \frac{C_L}{C_D}$$

Όπως και οι συντελεστές άνωσης και αντίστασης , για κάθε σταθερή ταχύτητα , ο λόγος K μεταβάλλεται ανάλογα με την γωνία προσβολής. Παρακάτω ακολουθεί μια τυπική καμπύλη του λόγου K.



Εικόνα 4-6 Τυπική καμπύλη του λόγου K

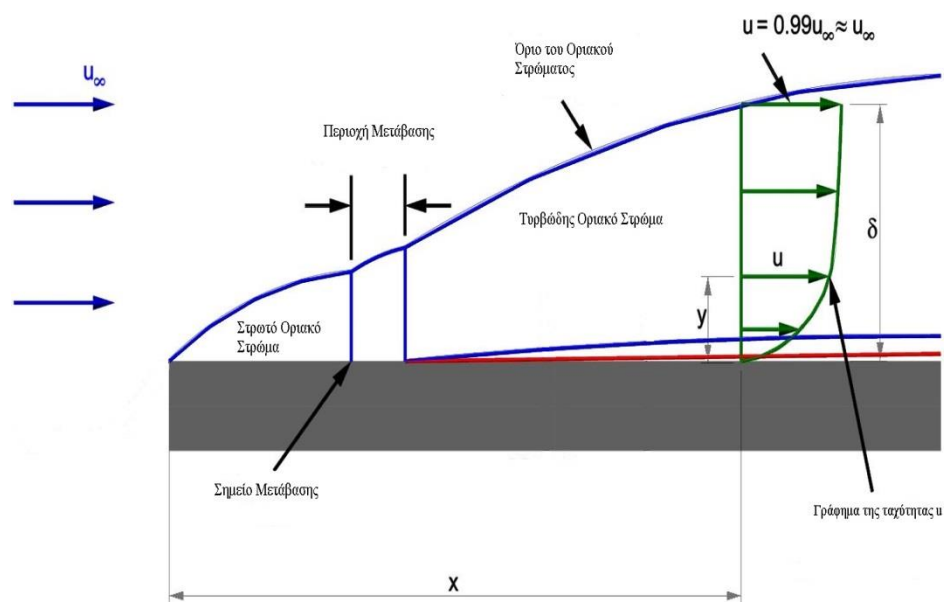
Απο την καμπύλη της εικόνας 4-6 παρατηρούμε ότι ο ρυθμός μεταβολής του C_L είναι μεγαλύτερος απο τον αντίστοιχο C_D για τις πρώτες γωνίες προσβολής με αποτέλεσμα του λόγου K μέχρι τη μέγιστη τιμή του στις 4° . Σε μεγαλύτερες γωνίες προσβολής ο λόγος K μειώνεται μιας και σε μεγαλύτερες γωνίες ο ρυθμός μεταβολής του C_L είναι μικρότερος του C_D . Η γωνία στην οποία ο συντελεστής K παρουσιάζει την μέγιστη τιμή του ονομάζεται βέλτιστη γωνία προσβολής (optimum or most efficient angle of attack) .

5. Μεταβολή των Δυνάμεων Πέραν της Κρίσιμης Γωνίας Προσβολής

5.1 Οριακό Στρώμα

Στην περίπτωση κίνησης ρευστών μικρού σχετικά ιξώδους πάνω από στερεά, η επίδραση της εσωτερικής τριβής περιορίζεται μόνο σε ένα πολύ λεπτό στρώμα ρευστού που βρίσκεται κοντά στην επιφάνεια του στερεού, το οποίο είναι γνωστό ως οριακό στρώμα. Έτσι, το πεδίο ροής μπορεί να χωριστεί σε δύο διακριτές περιοχές, το οριακό στρώμα και την περιοχή εκτός του οριακού στρώματος, στην οποία το ιξώδες παύει να αποτελεί σημαντικό παράγοντα στη διαμόρφωση της ροής.

Στην εικόνα 5-1 απεικονίζεται η ανάπτυξη οριακού στρώματος πάνω από στερεή επίπεδη επιφάνεια, η οποία είναι τοποθετημένη παράλληλα προς τη διεύθυνση ροής ενός ρευστού. Το ρευστό προσεγγίζει την πλάκα (στη θέση $x = 0$) με ομοιόμορφη ταχύτητα u_{∞} . Επάνω στη στερεή επιφάνεια η ταχύτητα του ρευστού είναι μηδενική. Σε κάποια απόσταση από την επιφάνεια η ταχύτητα αποκτά σταθερή τιμή u_{∞} . Η περιοχή του πεδίου ροής που ορίζεται από τις δύο αυτές οριακές τιμές της ταχύτητας (0 και u_{∞}) είναι το οριακό στρώμα. Η ανάπτυξη οριακού στρώματος συνεπάγεται την εμφάνιση ανομοιόμορφης κατανομής της ταχύτητας και συνακόλουθα την εμφάνιση διατμητικών τάσεων.



Εικόνα 5-1 Ανάπτυξη Οριακού Στρώματος πάνω από επίπεδη επιφάνεια

Το εύρος της περιοχής μεταβολής της ταχύτητας ονομάζεται πάχος, δ , του οριακού στρώματος. Όπως φαίνεται στο στην εικόνα 5-1, το πάχος του οριακού στρώματος δε διατηρείται σταθερό, αλλά αυξάνεται κατά τη φορά κίνησης του ρευστού. Ο προσδιορισμός σε κάθε θέση του πάχους δ , όπως αυτό ορίστηκε προηγουμένως, είναι δυσχερής. Αυτό συμβαίνει επειδή το σημείο που διαχωρίζει την

κατανομή της ταχύτητας εντός του οριακού στρώματος από εκείνη εκτός αυτού δεν είναι αυστηρώς καθορισμένο, μια και η μετάβαση από τη μία στην άλλη κατανομή γίνεται ασυμπτωτικά. Για το λόγο αυτό, έχουν προταθεί κατά καιρούς άλλοι πρακτικοί τρόποι ορισμού του πάχους δ . Συνήθως, ως πάχος, δ , του οριακού στρώματος, που αναπτύσσεται πάνω από στερεή επίπεδη επιφάνεια, ορίζεται η απόσταση y μεταξύ της επιφάνειας του στερεού και του σημείου του πεδίου ροής στο οποίο η ταχύτητα u_x του ρευστού έχει αποκατασταθεί κατά τα 0,99 της ταχύτητας u_∞ του αδιατάρακτου ρεύματος:

$$(5.1) \quad \delta = y \Big|_{u_x=0,99u_\infty}$$

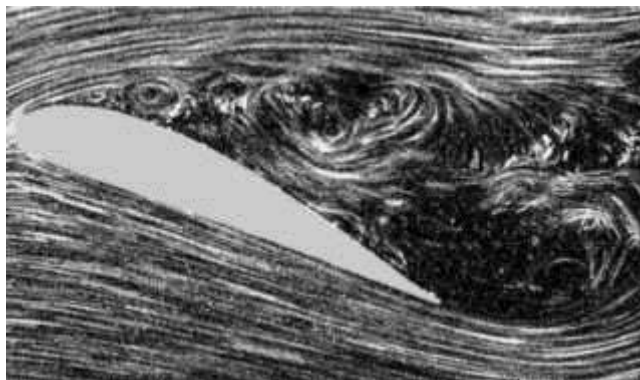
Ανάλογα με το είδος της ροής εντός του οριακού στρώματος, αυτό διακρίνεται σε στρωτό και τυρβώδες. Το στρωτό οριακό στρώμα αναπτύσσεται μέχρι μια ορισμένη απόσταση x_c από την αρχή της πλάκας, όπου η ροή είναι στρωτή. Το τμήμα του οριακού στρώματος στο οποίο η τυρβώδης ροή είναι πλήρως αναπτυγμένη χαρακτηρίζεται ως τυρβώδες οριακό στρώμα. Στην περιοχή μεταξύ του στρωτού και του τυρβώδους οριακού στρώματος, η ροή είναι ασταθής κατά διαστήματα. Η περιοχή αυτή ονομάζεται μεταβατική και η έκτασή της εξαρτάται από τις συνθήκες ροής. Στις εφαρμογές, η μετάβαση από το στρωτό στο τυρβώδες οριακό στρώμα θεωρείται ότι γίνεται στη θέση $x = x_c$. Να σημειωθεί ότι, υπό ορισμένες συνθήκες, η ανάπτυξη του τυρβώδους οριακού στρώματος μπορεί να γίνει από την αρχή της πλάκας, χωρίς να προηγηθεί στρωτό οριακό στρώμα. Η βασική παράμετρος που χαρακτηρίζει το είδος του οριακού στρώματος, σε δεδομένη απόσταση x από την αρχή της πλάκας, είναι ο τοπικός αριθμός Reynolds, Re_x , ο οποίος ορίζεται από τη σχέση:

$$(5.2) \quad Re_x = \frac{u_\infty x}{\nu}$$

όπου ν είναι το κινηματικό ιξώδες του ρευστού ($\nu = \mu/\rho$). Στην πράξη, η μετατροπή της ροής εντός του οριακού στρώματος από στρωτή σε τυρβώδη θεωρείται ότι γίνεται όταν ο αριθμός Re_x υπερβεί μια κρίσιμη τιμή $Re_{x,c}$, που ονομάζεται κρίσιμος τοπικός αριθμός Reynolds. Για ροή πάνω από επίπεδη επιφάνεια ο κρίσιμος αριθμός $Re_{x,c}$ είναι :

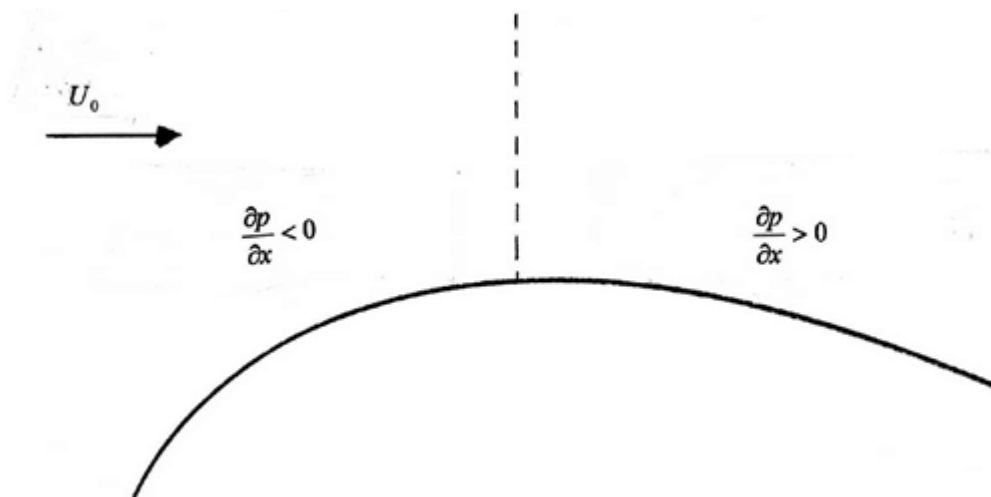
$$(5.3) \quad Re_{x,c} = 5 \times 10^5$$

5.2 Το φαινόμενο Αποκόλλησης της Ροής



Εικόνα 5-2 : Αποκόλληση της ροής σε αεροτομή

Σε ροή πάνω από καμπυλωμένη επιφάνεια το οριακό στρώμα αναπτύσσεται υπό την επίδραση εξωτερικής κλίσης πίεσης. Στην περιοχή μέχρι το σημείο μέγιστου πλάτους η εξωτερική ροή επιταχύνεται και κατά συνέπεια από τον νόμο του Bernoulli η κλίση πίεσης είναι αρνητική. Αρνητική κλίση πίεσης λέγεται «ευνοϊκή» γιατί προκαλεί δυνάμεις σε κατεύθυνση παράλληλη προς το τοίχωμα που βοηθούν τα σωματίδια του ρευστού να υπερνικήσουν την τριβή στο τοίχωμα. Αντίθετα στην περιοχή μετά το σημείο μέγιστου π'αχους η κλίση πίεσης γίνεται θετική, γιατί η εξωτερική ροή επιβραδύνεται. Θετική κλίση πίεσης λέγεται «δυσμενής» γιατί προκαλεί δυνάμεις σε κατεύθυνση παράλληλη προς το τοίχωμα που αντιτίθενται στην κίνηση των σωματιδίων του ρευστού .



Εικόνα 5-3 : Πρίν από το σημείο μέγιστου πλάτους η κλίση πίεσης είναι ευνοϊκή. Μετά το σημείο μέγιστου πλάτους η κλίση πίεσης γίνεται δυσμενής. Το οριακό στρώμα αποκολλάται σε κάποιο σημείο , του οποίου η θέση εξαρτάται από την καμπυλότητα του αντικειμένου και από τον αριθμό Reynolds. (Τριανταφύλλου-Ειδικά θέματα μηχανικής ρευστών) .

Η επίδραση της δυσμενούς κλίσης πίεσης γίνεται κατ' εξοχή αισθητή στα σωματίδια του ρευστού που βρίσκονται κοντά στην επιφάνεια, επειδή έχουν μικρότερη ταχύτητα, και κατά συνέπεια μικρότερη αδράνεια. Συνεχής μείωση της

ταχύτητας παράλληλα προς την επιφάνεια έχει σαν αποτέλεσμα η τελευταία να γίνει συγκρίσιμη με την συνιστώσα της ταχύτητας κάθετα προς την επιφάνεια. Τότε τα σωματίδια που βρίσκονται κοντά στην επιφάνεια κινούνται ανοδικά προς την εξωτερική ροή. Το φαινόμενο λέγεται αποκόλληση του οριακού στρώματος (Εικόνα 5-2).

Τα σωματίδια που αποκολλούνται από την επιφάνεια έχουν σημαντική στροβιλότητα την οποία και διατηρούν όταν μπούν στην εξωτερική ροή (λόγω διατήρησης της στροφορμής) . Η αποκόλληση του οριακού στρώματος μεταφέρει στροβιλότητα σε περιοχή που η ροή ήταν αστρόβιλη.

Η αποκόλληση του οριακού στρώματος συνοδεύεται από αύξηση της αντίστασης και μείωση της άνωσης. Η αποκόλληση είναι κατά συνέπεια ανεπιθύμητο φαινόμενο και για να τονίσω τη σημασία του φαινομένου να προσθέσω ότι αν σε κάποια αεροπλάνα αποκολληθεί η ροή , η πτώση του αεροπλάνου είναι ταχύτατη και μη αναστρέψιμη, φυσικά υπάρχουν αρκετοί μηχανισμοί για να το αποτρέψουν πριν γίνει. Με βάση την αποφυγή λοιπόν του φαινομένου της αποκόλλησης της ροής σχεδιάζονται πλοία, υποβρύχια , αεροπλάνα κ.τ.λ.. Σώματα στα οποία το οριακό στρώμα δεν αποκολλάται πριν από το πριν από το άκρο εκφυγής λέγονται αεροδυναμικά ή υδροδυναμικά. Γενικός κανόνας σχεδιασμού για να γίνει ένα σώμα αεροδυναμικό είναι ότι στο άκρο πρόσπτωσης το σχήμα του σώματος πρέπει να είναι στρογγυλεμένο, ώστε αρχικά το οριακό στρώμα να δέχεται ισχυρή ευνοϊκή κλίση πίεσης , ενώ στο άκρο εκφυγής το σχήμα πρέπει να είναι αιχμηρό, ώστε το οριακό στρώμα να εγκαταλείπει το σώμα στο πίσω άκρο. Κλασσικό παράδειγμα τέτοιου σχεδιασμού είναι οι αεροτομές.

Αποκόλληση οριακού στρώματος μπορεί να προκληθεί και από άλλους παράγοντες εκτός από την καμπυλότητα της επιφάνειας όπως γωνίες που σχηματίζει η επιφάνεια , ή οι διάφορες μικροπροεξοχές της επιφάνειας , που μπορούν να προκαλέσουν αποκόλληση ακόμα και σε μια κατά τα άλλα τελείως επίπεδη επιφάνεια . Γι' αυτό επιβάλλεται οποιεσδήποτε μικροπροεξοχές έχει η επιφάνεια να είναι πλήρως βυθισμένες στο οριακό υπόστρωμα .

5.2.1. Αποκόλληση της Ροής και Γωνία Προσβολής

Σε μικρές γωνίες προσβολής η επίδραση της αρνητικής κλίσης στο οριακό στρώμα είναι μικρότερη , η ανεπιθύμητη ροή είναι περιορισμένη , και το σημείο αποκόλλησης βρίσκεται κοντά στην ακμή διαφυγής. Με την αύξηση της γωνίας προσβολής όμως, η αρνητική κλίση πίεσης στο οριακό στρώμα επίσης αυξάνεται και η ασταθής ροή γίνεται μεγαλύτερη. Ως συνέπεια το σημείο αποκόλλησης να μετακινείται προς τα εμπρός και η περιοχή τυρβώδους ροής επεκτείνεται παρομοίως. Σε γωνίες μεγαλύτερες της κρίσιμης , η αρνητική κλίση πίεσης γίνεται ακόμα μεγαλύτερη με το σημείο αποκόλλησης ροής να κινείται απότομα

και με μεγάλα βήματα προς την επιφάνεια προσβολής και την περιοχή της τυρβώδους ροής να επεκτείνεται προς τα εμπρός.

5.3 Αίτια της Απότομης Μεταβολής των Αεροδυναμικών Συντελεστών Πέραν της κρίσιμης Γωνίας

5.3.1. Συντελεστής Δυναμικής άνωσης

Σε γωνίες λίγο μεγαλύτερες από την κρίσιμη , το σημείο αποκόλλησης ροής μετακινείται απότομα προς το σημείο προσβολής και η περιοχή τυρβώδους ροής γίνεται μεγαλύτερη. Τότε οι σωλήνες ροής στο εμπρόσθιο τμήμα της άνω επιφάνειας διαπλατώνονται , η ταχύτητα ροής μειώνεται και η δύναμη υποπίεσης μειώνεται . Αυτό με όσα είδαμε προηγουμένως θα έπρεπε να συνεπάγεται μείωση του συντελεστή άνωσης , όμως την ίδια στιγμή στην πίσω πλευρά της πτέρυγας στην τυρβώδη περιοχή παρατηρείται μικρή αύξηση της υποπίεσης που με την σειρά της τείνει να αυξήσει την τιμή του συντελεστή. Όμως σε ακόμα μεγαλύτερες γωνίες η τιμή της υποπίεσης στην άνω πλευρά μειώνεται σημαντικά επιδρώντας καθοριστικά στην τιμή του συντελεστή άνωσης η οποία μειώνεται.

5.3.2. Συντελεστής Αντίστασης

Σε γωνίες μεγαλύτερες της κρίσιμης , η πίεση μειώνεται λίγο κοντά στην ακμή διαφυγής αλλά η ταχύτητα ροής στο εμπρόσθιο τμήμα της κάτω επιφάνειας της πτέρυγας είναι πολύ μικρή και η πίεση αυξάνεται λόγω της αύξησης της γωνίας προσβολής. Έτσι η διαφορά πίεσης ανάμεσα στην επιφάνεια προσβολής και αυτή της διαφυγής αυξάνεται και η τιμή του συντελεστή αντίστασης αυξάνεται απότομα .

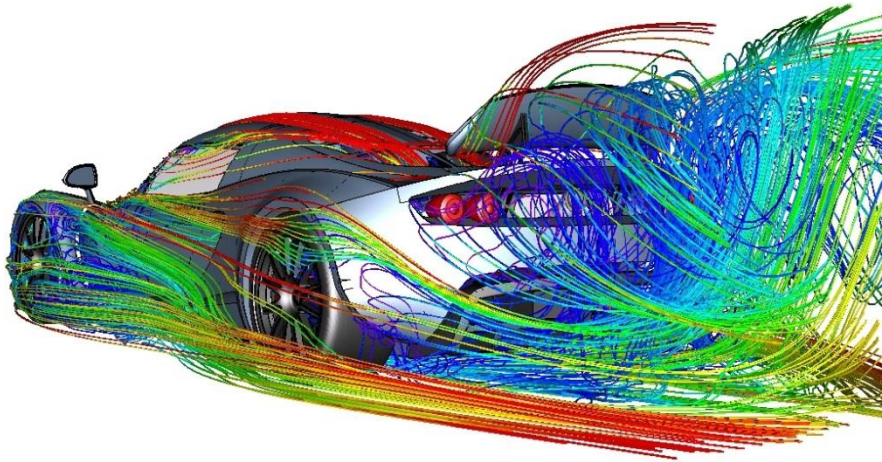
6.Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD)

6.1 Γενικά

Ο θεμέλιος λίθος για την ανάλυση οποιασδήποτε ροής είναι οι επόμενες τρεις αρχές :

- Αρχή διατήρησης της μάζας
- Αρχή διατήρησης της ορμής ($F=m*a$)
- Αρχή διατήρησης της ενέργειας

Αυτές οι αρχές εκφράζονται ως μαθηματικές εξισώσεις που στην γενικότερη τους μορφή είναι μερικά διαφορικές εξισώσεις .



Εικόνα 6-1 Ανάλυση CFD σε αεροδυναμικό αμάξι (Henness Venom Gt)

Η υπολογιστική ρευστοδυναμική είναι ουσιαστικά η εφαρμογή των παραπάνω αρχών με τη μορφή των διαφορικών εξισώσεων μετεφρασμένα στη μορφή του κώδικα προγραμματισμού ώστε να είναι δυνατή η επίλυση τους απο τον υπολογιστή στα πλαίσια θεμιτού χρόνου. Δεδομένου οτι οι αναλύσεις CFD απαιτούν τη λύση χιλιάδων ή και εκατομμυρίων εξισώσεων ήταν αδύνατον να λυθούν ακόμα και απο το πλέον ικανό ανθρώπινο χέρι .

Αν και θεωρητικά η CFD δουλεύει σε κάθε περίπτωση ροής, πολλές συνηθισμένες περιπτώσεις ροής όπως είναι η ροή γύρω από μια πτέρυγα αεροπλάνου, περιέχει τόσο πολλές λεπτομέρειες που κανένα πρόγραμμα υπολογιστή δεν μπορεί να λύσει το πρόβλημα σε λογικό χρονικό διάστημα.

Φυσικά λόγω του πλήθους των εξισώσεων ακόμα και ο ηλεκτρονικός υπολογιστής μπορεί να φτάσει στη λύση μετά απο ένα μη θεμιτό χρόνο(π.χ. ακόμα και παραπάνω απο ένα μήνα) , για αυτό η πρόοδος της υπολογιστικής ρευστομηχανικής είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με την πρόοδο της τεχνολογίας στους σημερινούς υπολογιστές. Πιο συγκεκριμένα η ανάπτυξη στην επεξεργαστική ισχύ και στον αποθηκευτικό χώρο των σημερινών υπολογιστών ευνοεί την CFD σε βαθμό να λύνει ακόμα πιο σύνθετες ροές με περισσότερους παράγοντες και σε αρκετά μικρότερους χρόνους, θέτοντας την ένα απαραίτητο εργαλείο για τον σύγχρονο μηχανικό. Δεν λοιπόν τυχαίο που η κοινότητα που ασχολείται με την υπολογιστική ρευστομηχανική επιτάσσει την δημιουργία νέων υπερ-υπολογιστών.

6.2. Οι Εξισώσεις Navier-Stokes

Οι εξισώσεις Navier-Stokes (Εικόνα 6-2) είναι ένα σύνολο εξισώσεων οι οποίες περιγράφουν την κίνηση των ρευστών όπως είναι τα υγρά και τα αέρια. Οι εξισώσεις αυτές μας λένε πως οι μεταβολές στην ορμή ενός απειροστού όγκου του ρευστού είναι απλά το αθροιστικό αποτέλεσμα των δυνάμεων ιξώδους του ρευστού, των μεταβολών της πίεσης, της βαρύτητας και των άλλων δυνάμεων που δρουν εντός του ρευστού. Πρόκειται στην ουσία για εφαρμογή του 2ου νόμου του Newton στα ρευστά. Αφορούν δηλαδή τη δυναμική της αλληλεπίδρασης της αδράνειας του ρευστού με τις διάφορες δυνάμεις που δρουν σε μια περιοχή του ρευστού. Είναι από τα πιο χρήσιμα σύνολα εξισώσεων γιατί εφαρμόζονται σε μοντέλα καιρού, μοντέλα ωκεάνιων ρευμάτων, ροή ρευστών σε σωλήνες, ροή αέρα γύρω από πτέρυγες αεροπλάνων και ανεμογεννητριών, κίνηση άστρων μέσα στο γαλαξία κ.ο.κ. Σε συνδυασμό εξάλλου με τις εξισώσεις Maxwell μπορούν να χρησιμοποιηθούν για να κάνουμε εξομοιώσεις και να μελετήσουμε μοντέλα μαγνητουδροδυναμικής.



Navier–Stokes Equations 3 – dimensional – unsteady

Glenn
Research
Center

Coordinates: (x,y,z)	Time : t Pressure: p	Heat Flux: q
Velocity Components: (u,v,w)	Density: ρ Stress: τ	Reynolds Number: Re
	Total Energy: Et	Prandtl Number: Pr

Continuity:
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0$$

X – Momentum:
$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re_r} \left[\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right]$$

Y – Momentum:
$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re_r} \left[\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right]$$

Z – Momentum:
$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{Re_r} \left[\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right]$$

Energy:
$$\frac{\partial(E_T)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_T)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_T)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_T)}{\partial z} = -\frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} - \frac{1}{Re_r Pr_r} \left[\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right] + \frac{1}{Re_r} \left[\frac{\partial}{\partial x} (u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u \tau_{xy} + v \tau_{yy} + w \tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z} (u \tau_{xz} + v \tau_{yz} + w \tau_{zz}) \right]$$

Εικόνα 6-2 Οι εξισώσεις Navier-Stokes για τρισδιάστατη χρονικά μεταβαλλόμενη ροή (NASA, 2006)

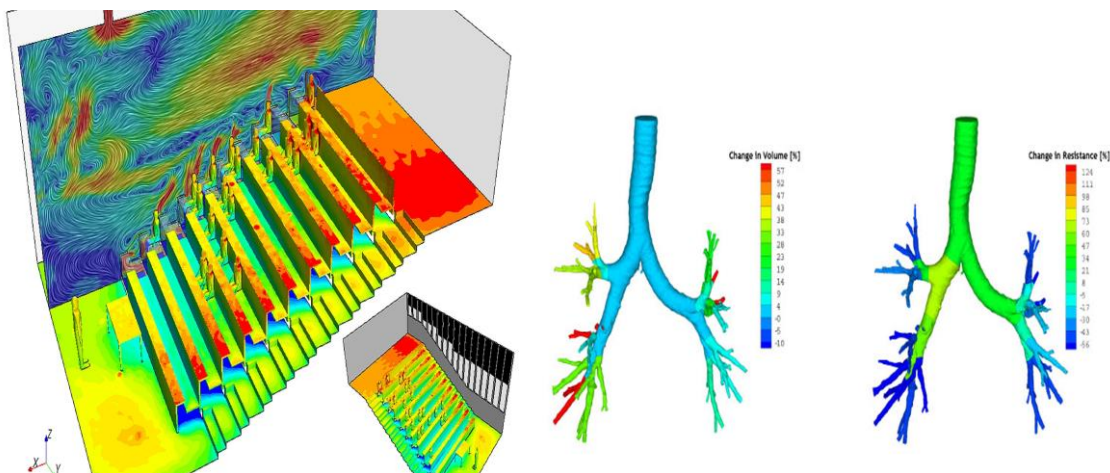
Οι εξισώσεις Navier-Stokes είναι διαφορικές εξισώσεις. Με όρους μαθηματικούς λέμε ότι οι εξισώσεις αυτές περιέχουν σχέσεις μεταξύ των παραγώγων των διαφόρων μεγεθών. Για παράδειγμα, οι εξισώσεις Navier-Stokes για την πιο απλή περίπτωση ενός ιδανικού ρευστού (χωρίς ιξώδες) μας λένε ότι η επιτάχυνση δηλ. η παράγωγος της ταχύτητας είναι ανάλογη με τη βαθμίδα (δηλ. την παράγωγο ως προς τις 3 χωρικές συντεταγμένες) της εσωτερικής πίεσης του ρευστού. Πρακτικά αυτό σημαίνει ότι μόνο οι πιο απλές περιπτώσεις αυτών των εξισώσεων

μπορούν να λυθούν μέσα στα πλαίσια του διαφορικού και ολοκληρωτικού λογισμού και να μας οδηγήσουν σε ακριβείς λύσεις. Οι περιπτώσεις αυτές γενικά περιλαμβάνουν μόνο ροή χωρίς στροβίλους σε μόνιμες καταστάσεις. Δηλαδή καταστάσεις που δεν αλλάζουν με τον χρόνο. Στις καταστάσεις αυτές είτε το ιξώδες του ρευστού είναι πολύ μεγάλο, είτε η ταχύτητα ροής πολύ μικρή. Για πιο περίπλοκες καταστάσεις, όπως είναι η ροή αέρα γύρω από μια πτέρυγα, οι λύσεις των εξισώσεων Navier-Stokes πρέπει να βρεθούν με τη βοήθεια υπολογιστών. Πράγματι, έχει αναπτυχθεί μια ποικιλία υπολογιστικών προγραμμάτων που χρησιμοποιούν αριθμητικές μεθόδους για τη λύση των εξισώσεων Navier-Stokes

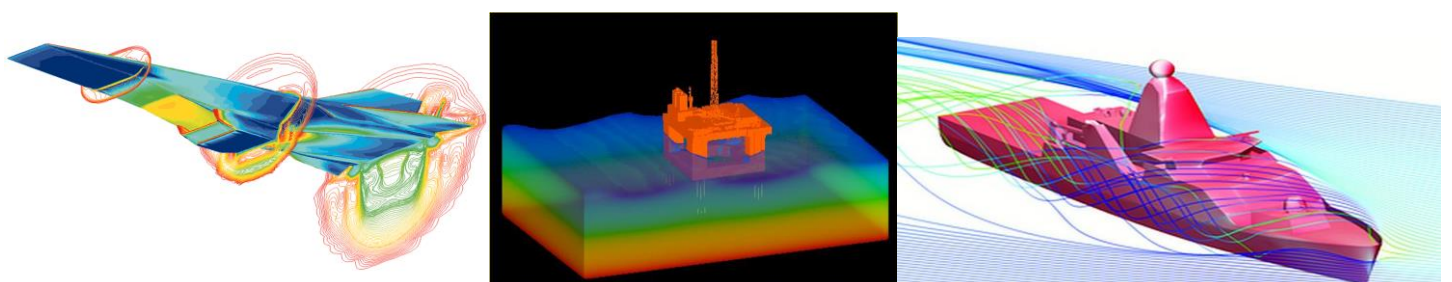
6.3 Εφαρμογές και Πλεονεκτήματα CFD Modeling

Κάποιοι από τους τομείς που η υπολογιστική ρευστομηχανική έχει πολλές εφαρμογές είναι οι παρακάτω :

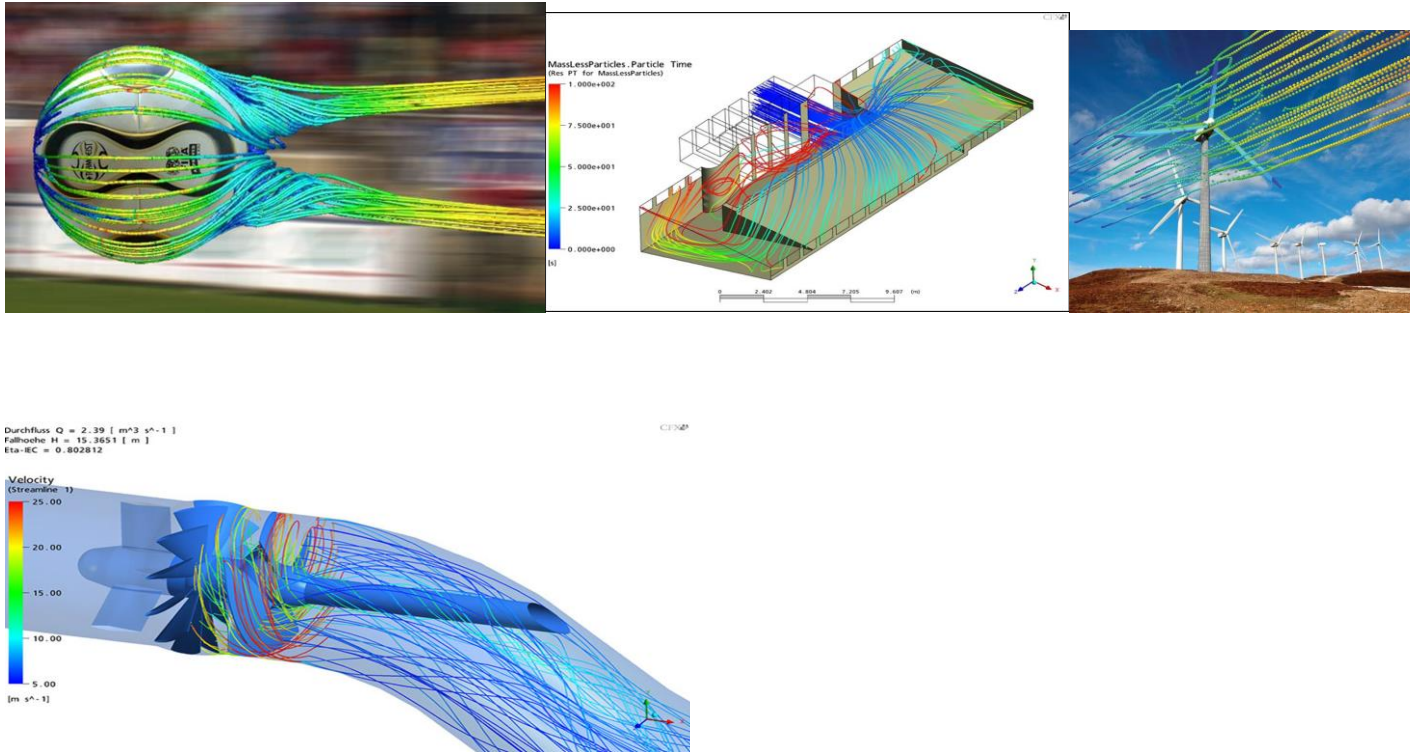
- ✓ Αεροδιαστημική (6-4α)
- ✓ Αυτοκινητοβιομηχανία (6-1)
- ✓ Βιο-ιατρική (6-3β)
- ✓ Χημική επεξεργασία (6-5β)
- ✓ Σχεδιασμός κτιρίων (6-3α)
- ✓ Υδραυλική (6-5δ)
- ✓ Ναυπηγική- Ναυσιπλοΐα (6-4γ)
- ✓ Εξορύξεις Πετρελαίου (6-4β)
- ✓ Παραγωγή Ενέργειας (6-5γ)
- ✓ Αθλητισμός (6-5α)



Εικόνα 6-3 α) Επιφάνεια ακτινοβολίας και διάγραμμα ροής σε αίθουσα διαλέξεων β) Ανάλυση στις φλέβες



Εικόνα 6-4 α) Ροή γύρω από φτερό αεροσκάφους β) ροή σε πλατφόρμα εξορύξης γ) Ροή γύρω από πλοίο



Εικόνα 6-5 α) Ροή γύρω από μπάλα ποδοσφαίρου. β) Ροή σε μονάδα επεξεργασίας λυμάτων. γ) Ροή σε ανεμογεννήτρια. δ) Υπολογισμός CFD για ένα υδροηλεκτρικό σταθμό

Οι αριθμητικές προσομοιώσεις επιτρέπουν σε :

- ✓ Αρχιτέκτονες να σχεδιάζουν άνετους και ασφαλείς χώρους εργασίας και διαβίωσης.
- ✓ Σχεδιαστές οχημάτων να βελτιώνουν τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των κατασκευών τους.
- ✓ Χημικούς μηχανικούς να μεγιστοποιούν την απόδοση του εξοπλισμού τους.
- ✓ Μηχανικούς εξορύξεων να σχεδιάζουν βέλτιστες στρατηγικές εξορύξεως.
- ✓ Χειρουργούς να θεραπεύουν αρτηριακές παθήσεις .
- ✓ Μετεωρολόγους να προβλέπουν τον καιρό και να προειδοποιούν για φυσικές καταστροφές.
- ✓ Ειδικούς ασφαλείας να προλαμβάνουν επιβλαβείς συνέπειες στην υγεία λόγω ραδιενέργειας ή άλλων κινδύνων.
- ✓ Στρατιωτικούς οργανισμούς να αναπτύσουν όπλα και να υπολογίζουν την δραστηκότητα τους.

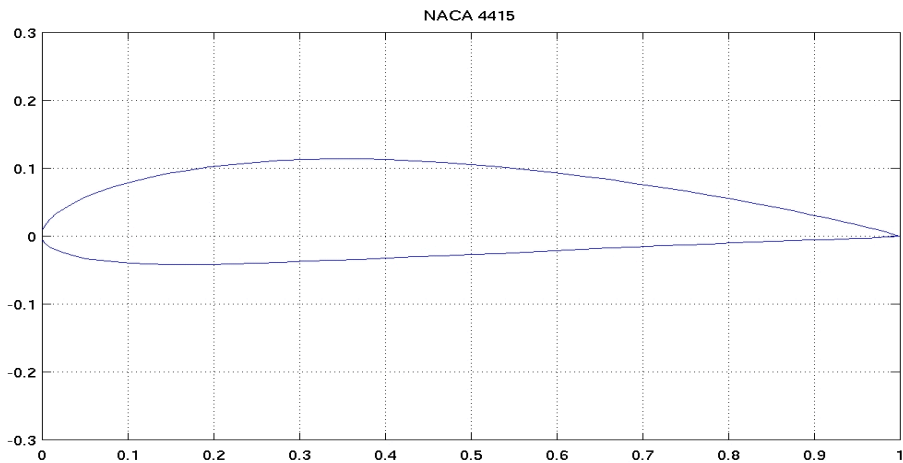
Η χρήση της εφαρμοσμένης ρευστοδυναμικής έχει αρκετά πλεονεκτήματα έναντι της κλασικής πειραματικής μεθόδου ρευστομηχανικής (EFD) μερικά εκ των οποίων αναφέρονται παρακάτω :

- Η χρήση CFD στη διαδικασία του σχεδιασμού βελτιστοποιεί τον σχεδιασμό , μειώνει πολύ τον αναγκαίο αριθμό των πρωτοτύπων που πρέπει να κατασκευαστούν , μειώνοντας έτσι το κόστος έρευνας.
- Η ανάλυση , στις περισσότερες περιπτώσεις , στοιχίζει λιγότερο από τις πειραματικές μεθόδους και παίρνει λιγότερο χρόνο μειώνοντας σημαντικά το χρόνο time to market.
- Δίνει την δυνατότητα προεπισκόπησης πιθανών αλλαγών και σύγκρισης μεταξύ εναλλακτικών συστημάτων χωρίς να απαιτείται η κατασκευή τους.
- Οι προσομοιώσεις γίνονται σε πραγματικό μέγεθος και για σενάρια που δεν θα ήταν να γίνουν με την κλασική μέθοδο λόγω επικινδυνότητας ή τοξικότητας των μέσων .

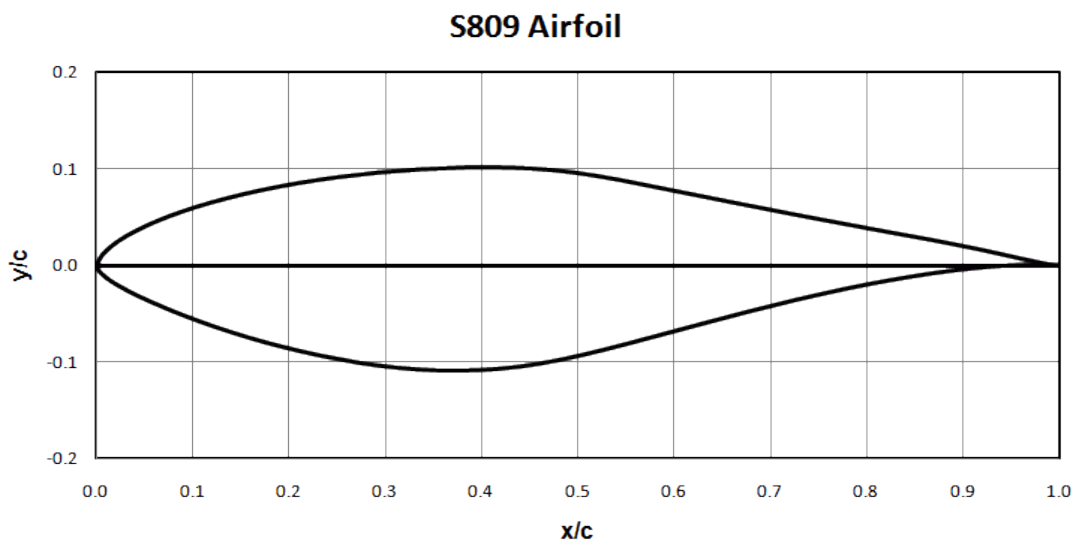
7.Μεθοδολογία δεδομένων

7.1 Περιγραφή Μοντέλου

Για την προσομοίωση ροής που ακολουθεί χρησιμοποιήθηκαν δύο αεροτομές, η αεροτομή τεσσάρων ψηφίων NACA 4415 για επαλήθευση των πειραματικών τιμών των Abbott και Von Doenhoff και η αεροτομή SERI S809 για την κύρια ανάλυση. Γίνεται και δεύτερη επαλήθευση με την SERI S809 για την προσομοίωση με βαθμό $Re=1 \times 10^6$ όπου υπήρξαν πειραματικές μετρήσεις . Η NACA 4415 είναι μήκους χορδής $c = 1m$, εκπετάσματος $1 m$ και επιφανειακής τραχύτητας $R=279.4 \mu m$ ενώ η SERI S809 είναι με μήκους χορδής $c = 1m$, εκπετάσματος $S = 1m$ και επιφανειακή τραχύτητα $R = 165.1\mu m$. Η NACA 4415 με μέγιστο πάχος (όπως δηλώνει και η ονομασία της) στο 15% επί του μήκους της χορδής , ενώ η SERI S809 με μέγιστο πάχος στο 21% επί του μήκους της χορδής.



Εικόνα 7-1 Προφίλ αεροτομής NACA 4415



Εικόνα 7-2 Προφίλ Αεροτομής SERI S809

7.2 Διαδικασία Προσομοίωσης

7.2.1. Σχεδιασμός Μοντέλου

Τα δεδομένα για την αεροτομή της NACA 4415 ελήφθησαν από την ιστοσελίδα του τμήματος εφαρμοσμένης αεροδυναμικής του πανεπιστημίου του Illinois (http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html) ενώ για την αεροτομή SERI S809 από την ιστοσελίδα του διεθνές εργαστηρίου ανανεώσιμης ενέργειας (NREL) (http://wind.nrel.gov/airfoils/shapes/S809_Shape.html) .

[NWTC Portal](#)
[CAE Tools](#)
[Seminars](#)
[MT2](#)
[Airfoils](#)

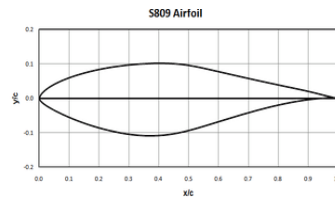
[Airfoil Families](#)
[Airfoil List](#)
[Airfoil Shapes](#)
[Airfoil Data](#)
[Airfoil Docs](#)
[NREL Patents](#)
[Airfoil Licensing](#)
[OSU WT Tests](#)

[Met Data](#)

[Other Links](#)
[NWTC Forums](#)

NREL S
S-Series
Airfoils

[S801](#)
[S802](#)
[S803](#)
[S804](#)
[S805A](#)
[S806A](#)
[S807](#)
[S808](#)
[S809](#)
[S810](#)
[S811](#)
[S812](#)
[S813](#)
[S814](#)
[S815](#)
[S816](#)
[S817](#)



S809 Airfoil	
x/c	y/c
1.000000	0.000000
0.996203	0.000487
0.985190	0.002373
0.967844	0.005960
0.945073	0.011024
0.917488	0.017033
0.885293	0.023458
0.848455	0.030280
0.807470	0.037766
0.763042	0.045974
0.715952	0.054872

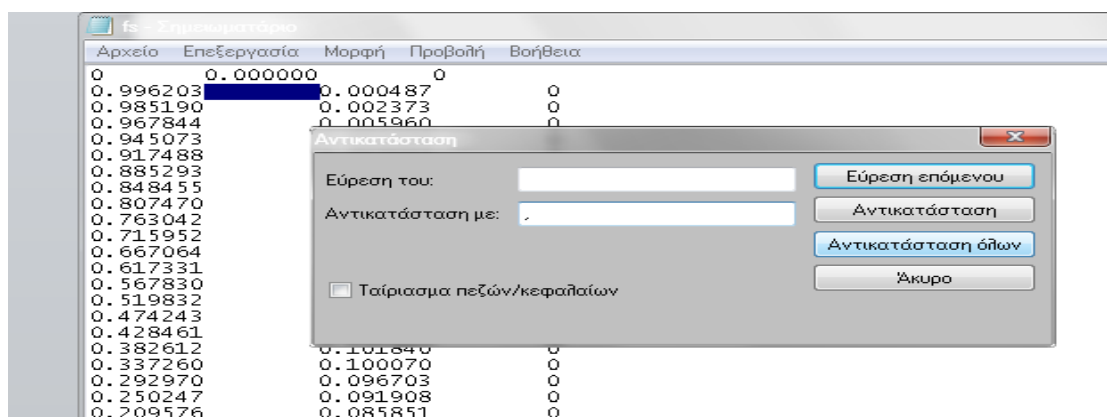
Εικόνα 7-3 Συντεταγμένες απο ιστοσελίδα

Αρχικά αντιγράφουμε τις συντεταγμένες απο την ιστοσελίδα και στη συνέχεια τα κάνουμε επικόλληση στο Microsoft Excel τα οποία αναφέρονται σε ένα δυσδύαστατο προφίλ και προσθέτουμε και μια τρίτη στήλη με μηδενικά για να δηλώσουμε την τρίτη διάσταση.

X	Y	C
0	0.000000	0
0.996203	0.000487	0
0.985190	0.002373	0
0.967844	0.005960	0
0.945073	0.011024	0
0.917488	0.017033	0
0.885293	0.023458	0
0.848455	0.030280	0
0.807470	0.037766	0
0.763042	0.045974	0
0.715952	0.054872	0

Εικόνα 7-4 Συντεταγμένες με την τρίτη στήλη που δηλώνει τον άξονα Z

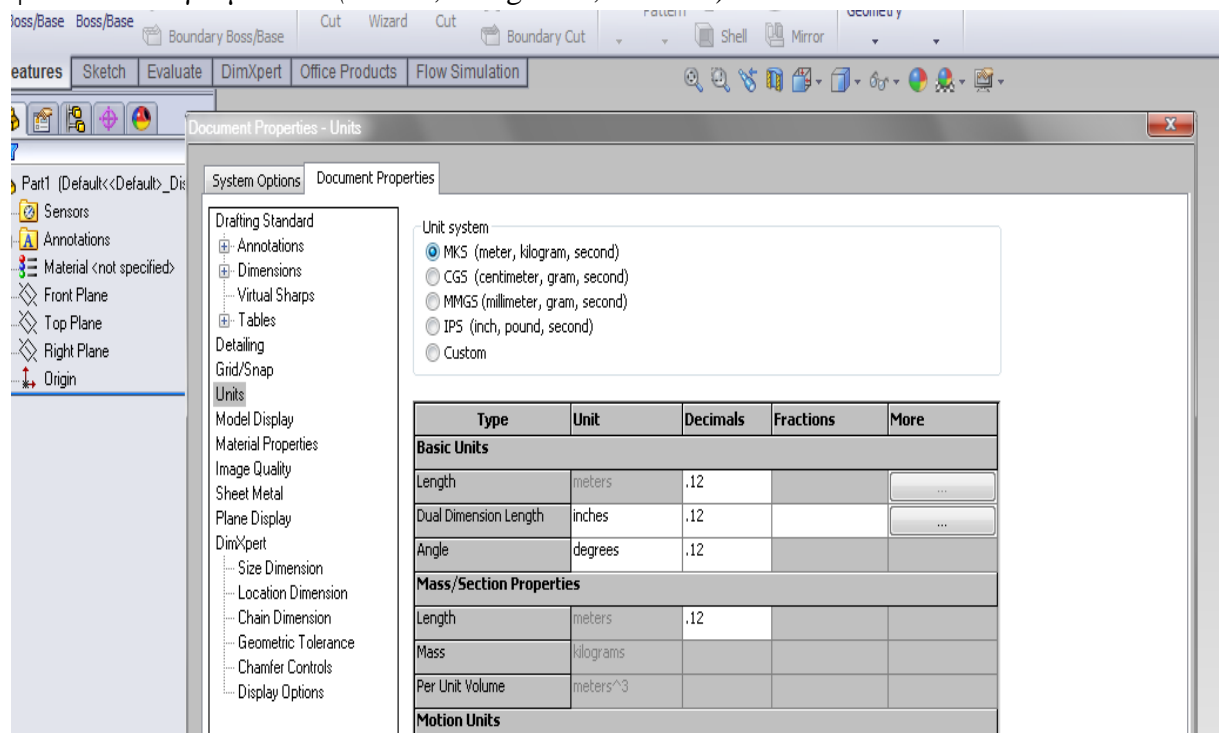
Στη συνέχεια αντιγράφουμε τα δεδομένα αυτά από το Excel σε ένα αρχείο κειμένου. Στο αρχείο κειμένου διαλέγουμε το κενό που υπάρχει απο τη μια στήλη στην άλλη και πατάμε «αντικατάσταση» με « , » ώστε να είναι στη μορφή που αναγνωρίζει το Solidworks .



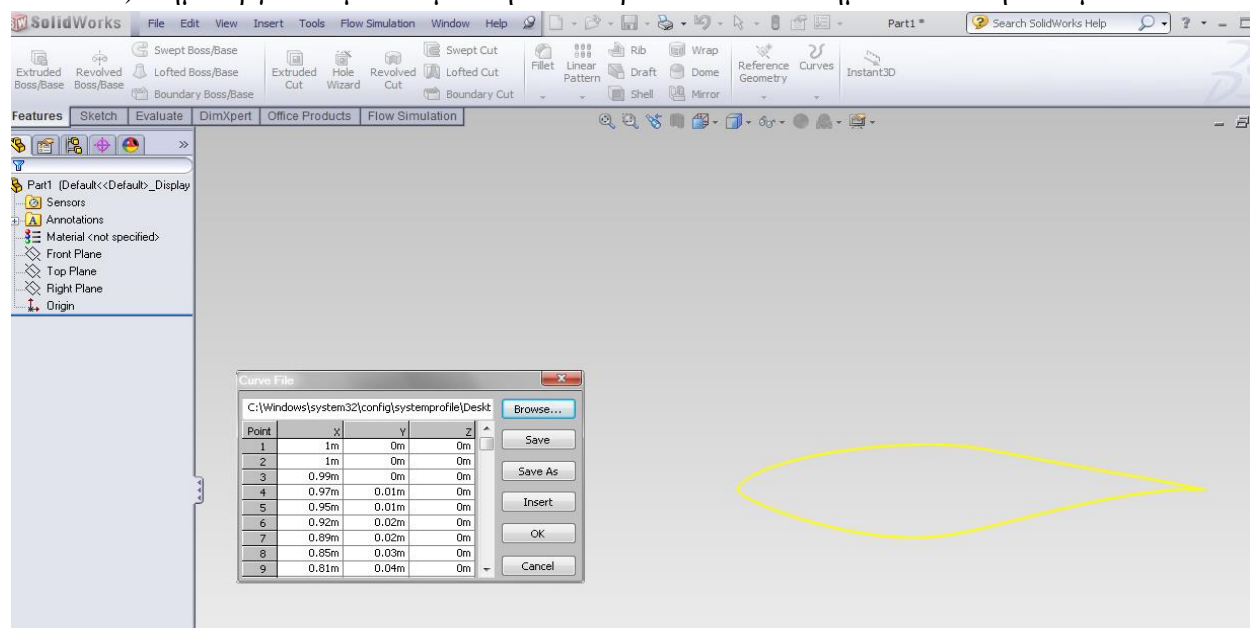
Εικόνα 7-5 Αντικατάσταση για να εισαχθεί στο Solidworks

Εδώ να σημειώσουμε ότι το Solidworks αντιλαμβάνεται την τελεία σαν κόμμα και το κόμμα σαν διαχωριστικό των στηλών, άρα αν ένας αριθμός έχει 2 τελείες π.χ. 1.000.000 αυτό θα πρέπει να το διορθώσουμε ώστε να είναι σε μορφή ικανή να την αντιληφθεί το Solidworks για να προχωρήσουμε παρακάτω. Στη συνέχεια ανοίγουμε το Solidworks και από την κατηγορία *Tools* διαλέγουμε *Options*, σε αυτό το σημείο μας βγάζει δύο καρτέλες, εμείς διαλέγουμε *Document Properties* και κάνουμε κλικ στο *Units*, εκεί διαλέγουμε το σύστημα των μονάδων που θα δουλέψουμε και εμείς φυσικά διαλέγουμε *MKS (Meter, Kilograms, Seconds)*.

Εικόνα 7-6
Αλλαγή
Μονάδων

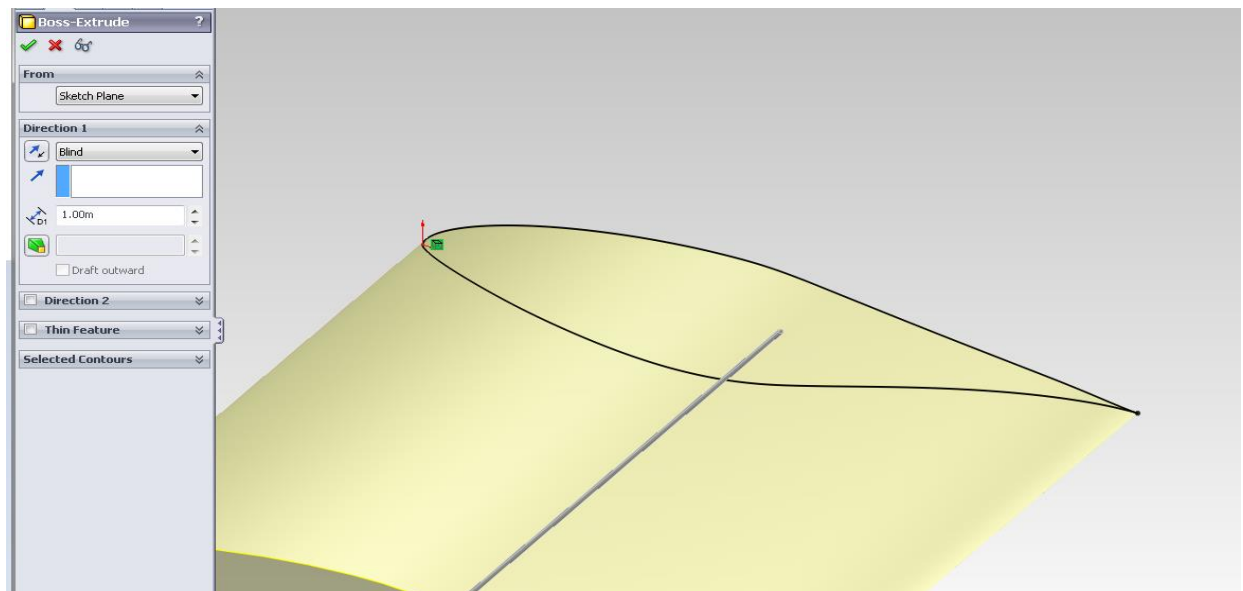
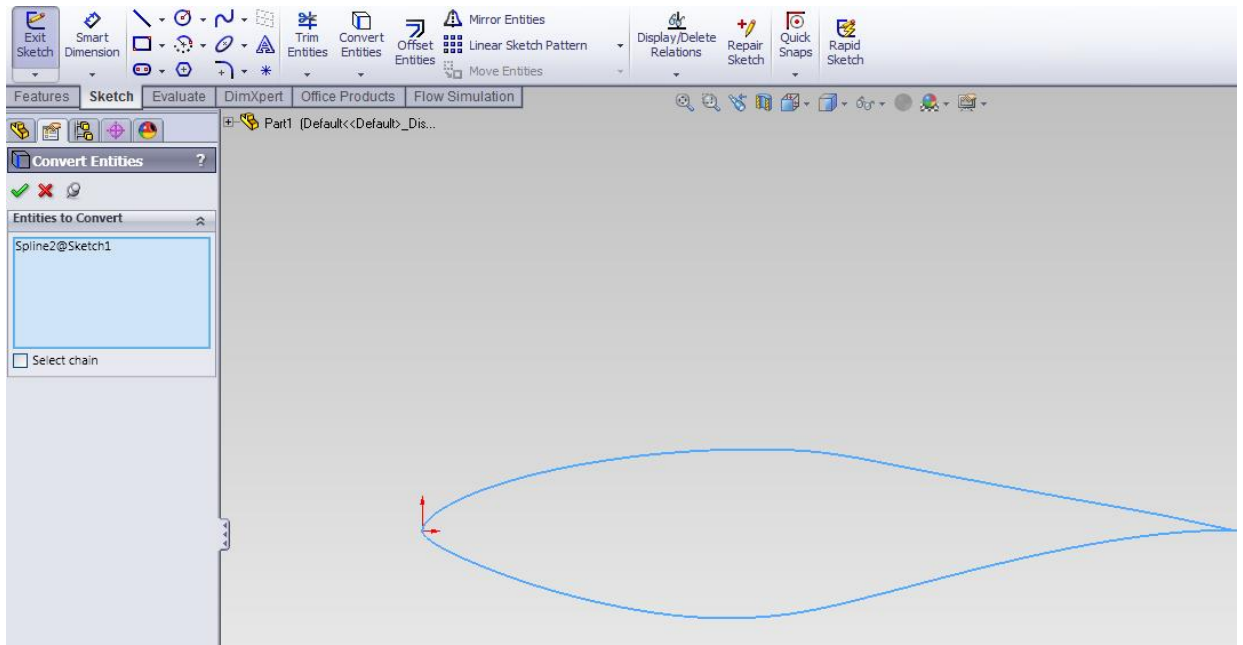


Τώρα που γνωρίζουμε ότι αντιλαμβάνεται τις μονάδες σε μέτρα, μέσω της εντολής *Curves* → *Curve Through XYZ points* (που βρίσκεται στην καρτέλα *Features*) δημιουργείται μια καμπύλη που περνάει από τα σημεία που δηλώσαμε.



Εικόνα 7-7 Καμπύλη

Αρχικά η καμπύλη αποτυπώνεται στο Front Line, έτσι για να τη μετατρέψουμε πατάμε *Front Plane* ώστε να γνωρίζει το πρόγραμμα που θα εργαστούμε και απο τη καρτέλα *Sketch* → *Convert Entities* διαλέγουμε τη καμπύλη και τη μετατρέπουμε σε μορφή που να μπορεί να γίνει στερεά κ να της δώσουμε όγκο. Αυτό γίνεται με την εντολή *Extrude Boss/Base* απο την καρτέλα *Features*.

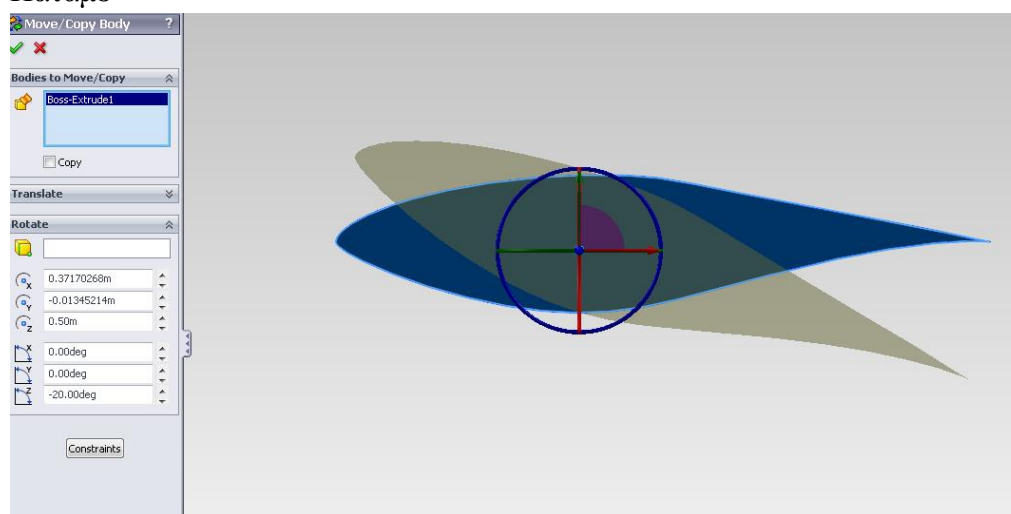


Εικόνες 7-8 , 7-9 Μετατροπή της καμπύλης σε Sketch και στη συνέχεια μετατροπή σε στερεό σώμα

7.2.2 Αλλαγή κλίσης του 3D Μοντέλου

Τώρα πλέον η αεροτομή έχει τις διαστάσεις που θέλουμε ακριβώς και βρίσκεται στην αρχική της θέση (μοίρες μηδέν), πολλές φορές όμως θα χρειαστεί να αλλάξει κλίση το αντικείμενο που θέλουμε να εργαστούμε και να περιστραφεί γύρω απο κάποιο άξονα. Αυτό επιτυγχάνεται με την εντολή *Move/Copy* που βρίσκεται στην καρτέλα *Insert* → *Surface*. Η χρήση της περιγράφεται παρακάτω.

- Επιλέγουμε την εντολή *Move/Copy* απο την καρτέλα *Insert* → *Surface*..
- Επιλέγουμε το αντικείμενο που θέλουμε να περιστρέψουμε
- Απο το παράθυρο *Rotate* αλλάζουμε τις μοίρες στο άξονα που θέλουμε
- Πατάμε ✓



Εικόνα 7-10 Εντολή Move/Copy

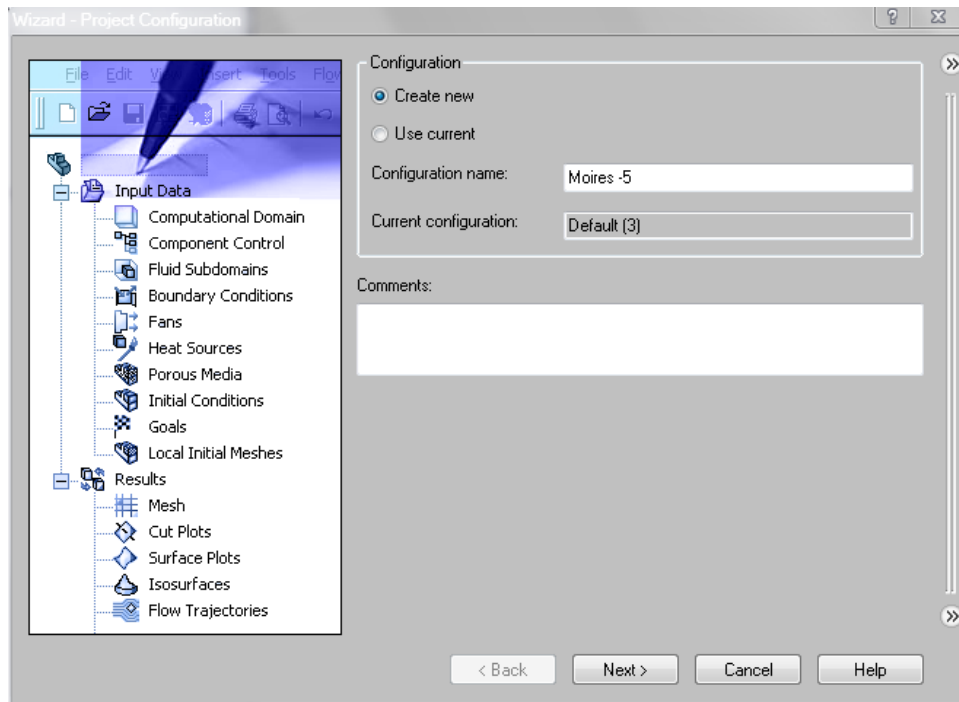
Με αυτή την εντολή έγιναν οι αλλαγές στις μοίρες της αεροτομής για το κάθε βαθμό *Re*.

7.2.3 Δημιουργία Προγράμματος ανάλυσης

Ο σκοπός αυτής της παραγράφου είναι η βήμα προς βήμα περιγραφή της δημιουργίας και της παραμετροποίησης μιας προσομοίωσης ροής χρησιμοποιώντας ένα τρισδιάστατο μοντέλο στο Solidworks Flow Simulation. Κατά τη δημιουργία ενός project ανάλυσης ροής ορίζονται οι εξής παραμέτροι :

- Το όνομα του Project
- Το σύστημα των μονάδων
- Το είδος της ανάλυσης (εσωτερική ή εξωτερική) .
- Το είδος του ρευστού και οι συνθήκες ροής του
- Οι συνθήκες τοιχωμάτων (θερμική αγωγιμότητα, τραχύτητα)
- Οι περιβαλλοντικές συνθήκες (θερμοκρασία , πίεση)
- Οι αρχικές συνθήκες (ταχύτητα κίνησης ρευστού) και αναταράξεις
- Η ακρίβεια της ανάλυσης Mesh

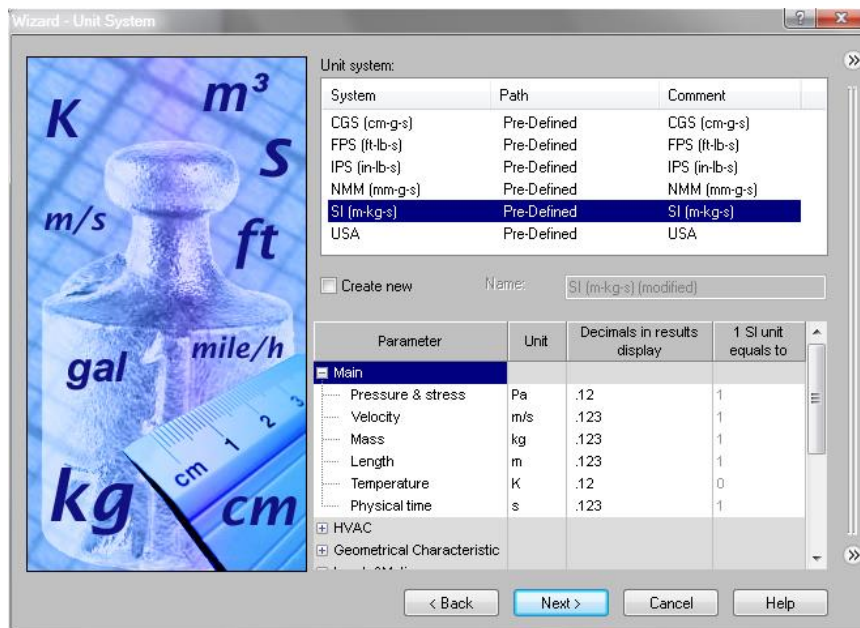
Απο την καρτέλα *Flow Simulation* πατάμε *Wizard* και ξεκινάμε το project με το να δηλώσουμε το όνομα , στη συνέχεια επιλέγουμε *Create new* και πατάμε *Next*.



Εικόνα 7-11

Project Configuration

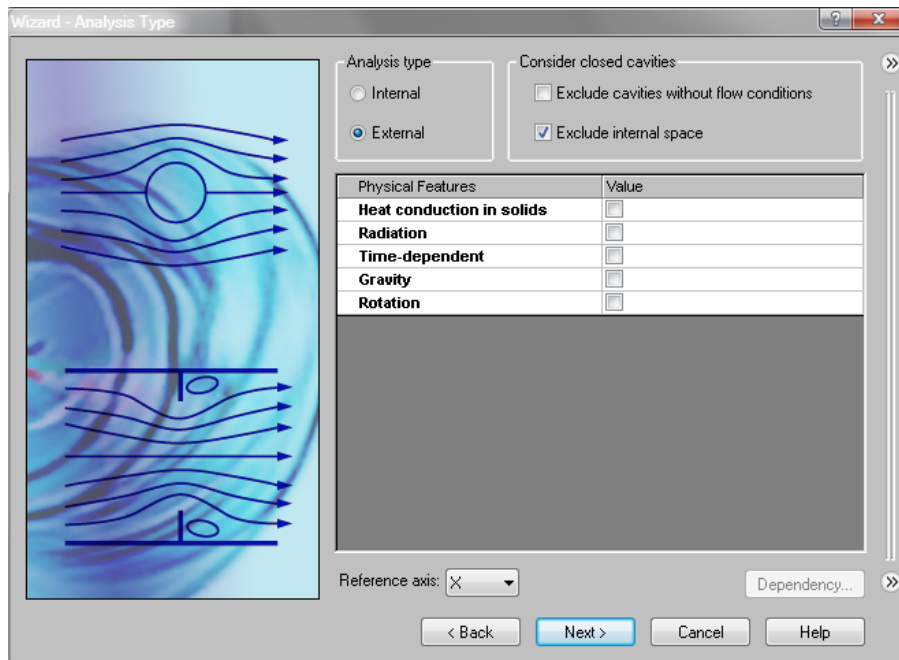
Εδώ διαλέγουμε το σύστημα των μονάδων , εμείς επιλέγουμε $SI(m\text{-}kg\text{-}s)$ και πατάμε *Next*.



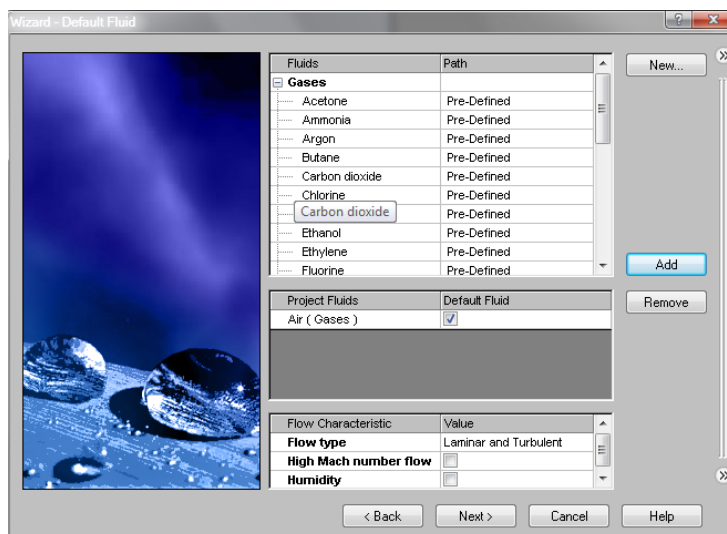
Εικόνα 7-12 Unit System

Στο επόμενο παράθυρο επιλέγουμε *external* για εξωτερική ροή , άξονα αναφοράς τον X και *exclude internal space* (αφαιρεί τον εσωτερικό χώρο) για να “ελαφρύνουμε” λίγο το πρόγραμμα αν θεωρούμε οτι αυτό δεν θα επηρεάσει το αποτέλεσμα μας. Συγκεκριμένα στην ίδια μέτρηση είχα διαφορά στην μέτρηση της τάξη του 0,000006 %.

Εικόνα 7-13
Είδος Ροής

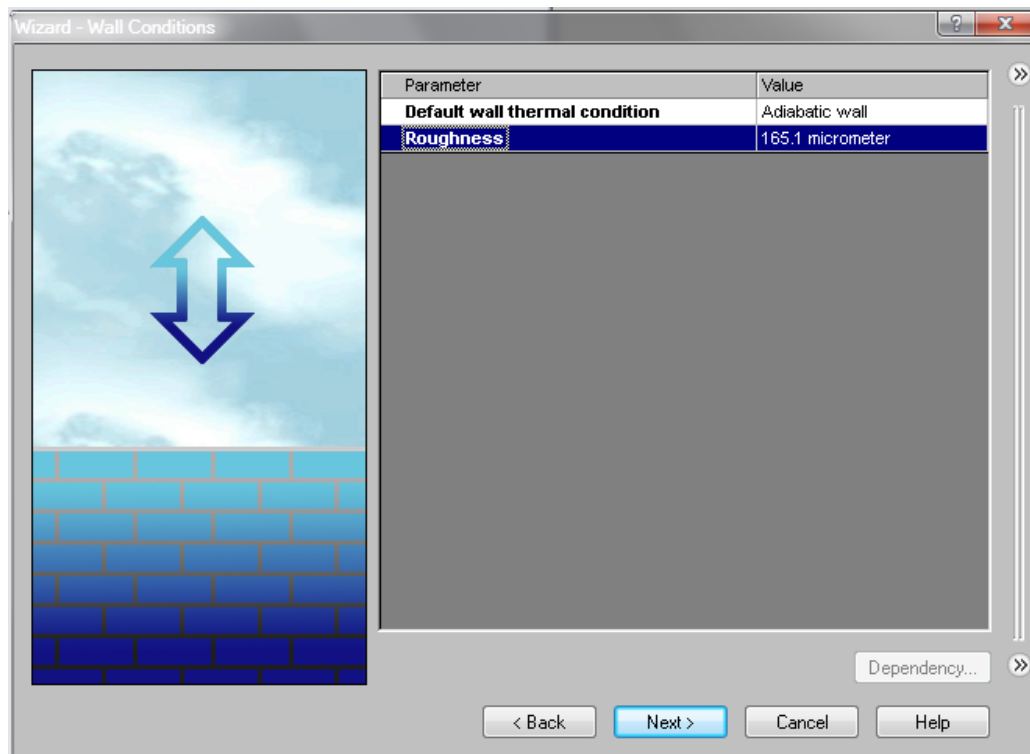


Στο επόμενο παράθυρο διαλέγουμε το είδος του ρευστού (στη προκειμένη περίπτωση αέρα) , πατάμε add και αφήνουμε τις ήδη υπάρχουσες τιμές για το *Flow characteristics (Laminar and Turbulent)*,εδώ μπορούμε να δηλώσουμε αν θα έχει υγρασία ο αέρας και να ορίσουμε τη τιμή μετά μαζί με τη ταχύτητα, εμείς δεν δηλώνουμε υγρασία και πατάμε *Next*.



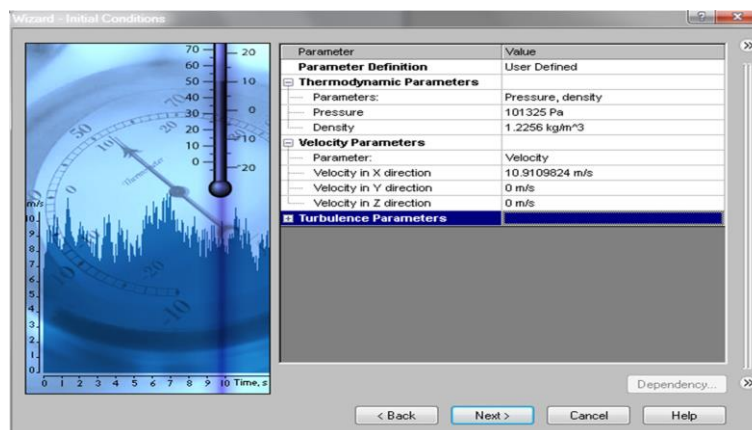
Εικόνα 7-14 Επιλογή ρευστού μέσου

Στο επόμενο παράθυρο ορίζουμε τις συνθήκες των τοιχωμάτων (τοίχωμα θεωρείται οποιοδήποτε στερεό κομμάτι , και σε αυτή τη περίπτωση η επιφάνεια της αεροτομής) . Εμείς στην θερμική κατάσταση το αφήνουμε ως έχει (αδιαβατικό τοίχωμα) και στην τραχύτητα βάζουμε την τραχύτητα της εκάστοτε αεροτομής. Στη συνέχεια πατάμε *Next*.



Εικόνα 7-15 Συνθήκες τοιχωμάτων

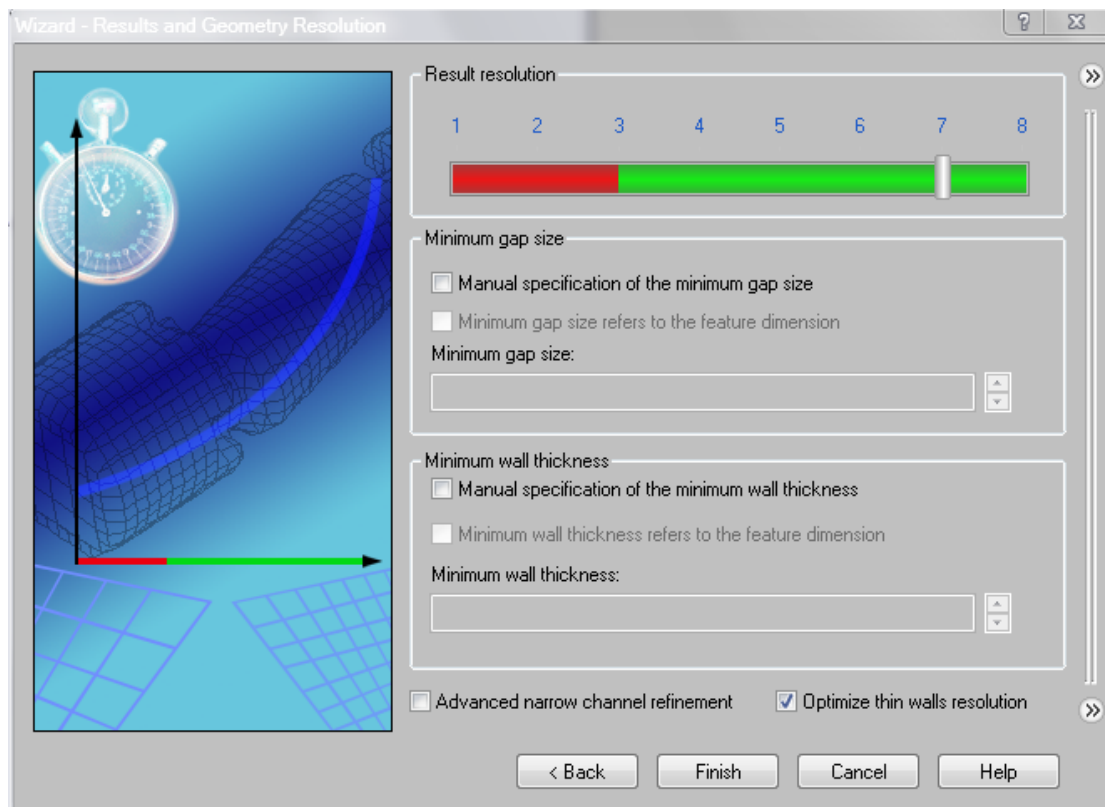
Στο επόμενο παράθυρο επιλέγουμε τις συνθήκες περιβάλλοντος (πίεση , θερμοκρασία , στροβιλότητα) της προσομοίωσης και τις παραμέτρους ροής(σχετική ταχύτητα στον άξονα X). Μέσω της ταχύτητας και της πυκνότητας ορίζουμε τον αριθμό Re και η ταχύτητα σε συνδυασμό με τον άξονα αναφοράς ορίζουν την κατεύθυνση του ρευστού.



Εικόνα 7-16 Συνθήκες περιβάλλοντος - προσομοίωσης

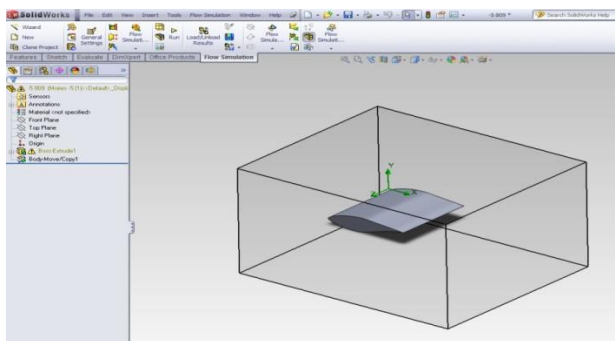
Η επίλυση των διαφορικών εξισώσεων γίνεται με το να διακριτοποιήσουμε το φυσικό χώρο σε πολύ μικρές ποσότητες όγκου. Αυτές οι ποσότητες λέγονται κύτταρα και το σύνολο των κυττάρων λέγεται πλέγμα (*mesh*) . Σε αυτό το παράθυρο λοιπόν ορίζουμε την πυκνότητα του πλέγματος και άρα την ακρίβεια των αποτελεσμάτων , φυσικά όσο μεγαλύτερη ακρίβεια τόσο μεγαλύτερος χρόνος επίλυσης. Σε προγράμματα που εξειδικεύονται στην ανάλυση ρευστών το πλέγμα αποτελεί ένα ολόκληρο αντικείμενο απο μόνο του , καθώς ο αναλυτής προσπαθεί να προβλέψει την

αποκόλληση της ροής και την αντίσταση (όταν ελείπεται απο πειραματικά δεδομένα φυσικά) . Η τιμή της ανάλυσης του πλέγματος στην παρούσα εργασία είναι εφτά απο τα οκτώ, μιας και σε αυτή την τιμή ο χρόνος επίλυσης είναι θεμιτός και το αποτέλεσμα ικανοποιητικό.



Εικόνα 7-17 Πυκνότητα του πλέγματος (ακρίβεια ανάλυσης)

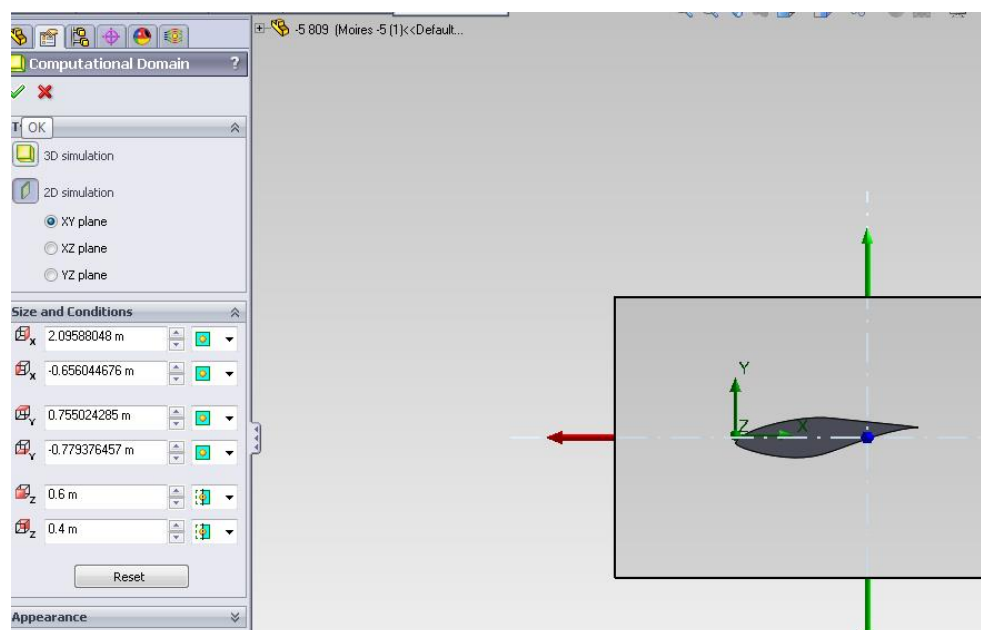
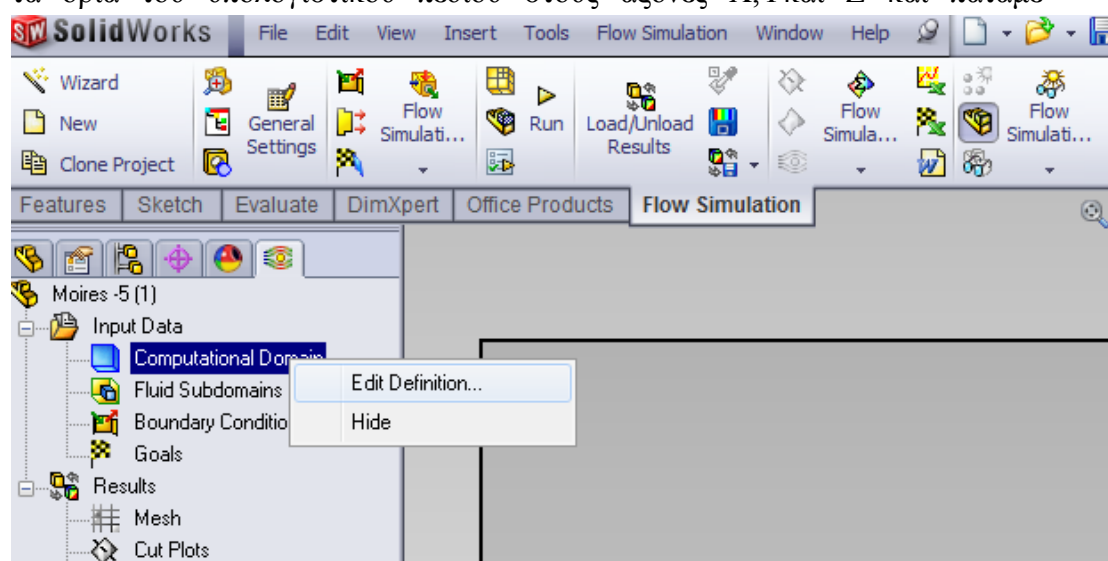
Καθώς πατάμε *Finish* δημιουργείται το Project με τα στοιχεία που δώσαμε παραπάνω και το Solidworks παρουσιάζει ένα κουτί γύρω απο την αεροτομή το οποίο δείχνει τα όρια του πλέγματος και κατά συνέπεια του υπολογιστικού πεδίου.



Εικόνα 7-18 Υπολογιστικό χώρο

7.2.4. Ορισμός Πεδίου ροής

Σε αυτήν την παράγραφο παρουσιάζεται η διαδικασία αλλαγής του υπολογιστικού πεδίου που έθεσε αυτόματα το Solidworks , μιας και με μεγαλύτερο υπολογιστικό πεδίο έχουμε περισσότερο ακριβή μέτρηση. Στο Analysis tree του Solidworks Flow Simulation , επιλέγουμε και ανοίγουμε το φάκελο *Input Data*. Στη συνέχεια κάνουμε δεξί κλικ στο εικονίδιο *Computational Domain* και επιλέγουμε *Edit Definition*. Εμφανίζεται το παράθυρο επιλογών του υπολογιστικού πεδίου. Για την συγκεκριμένη ανάλυση επιλέχθηκε 2D plane flow XY – Plane Flow (η επιλογή αυτή θα αναλυθεί παρακάτω) . Στη συνέχεια επιλέγουμε την καρτέλα *Size and Conditions* και ορίζουμε τα όρια του υπολογιστικού πεδίου στους άξονες X, Y και Z και πατάμε ✓ .



Εικόνες 7-19,20 Ρύθμιση του υπολογιστικού πεδίου

7.2.6. Ορισμός Στόχων Ανάλυσης

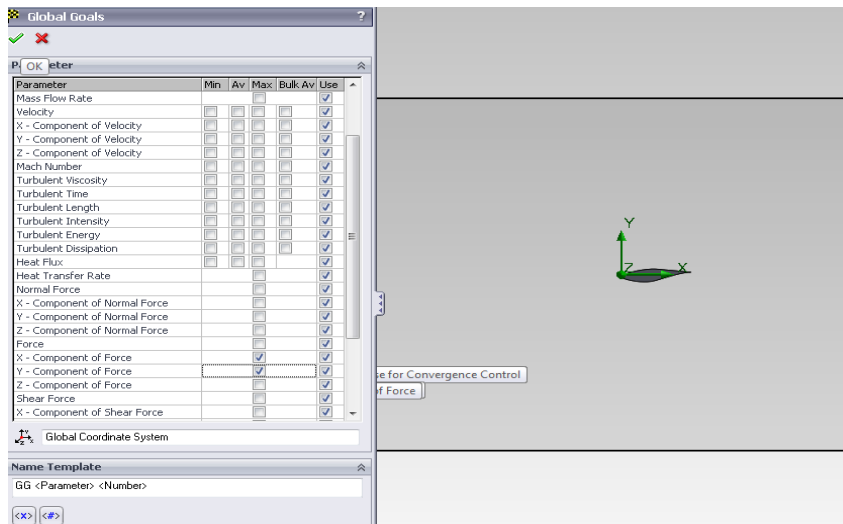
Στο Solidworks οι στόχοι (Goals) χωρίζονται σε πέντε κατηγορίες :

- **Global Goal** , ο οποίος εκφράζει μια φυσική παράμετρο που υπολογίζεται εντός ολόκληρου του υπολογιστικού πεδίου.
- **Surface Goal** , ο οποίος εκφράζει μια φυσική παράμετρο που υπολογίζεται για μια συγκεκριμένη επιφάνεια του στερεού , η οποία ορίζεται απο τον χρήστη .
- **Point Goal** , ο οποίος εκφράζει μια φυσική παράμετρο που υπολογίζεται για ένα συγκεκριμένο σημείο του στερεού και ορίζεται απο τον χρήστη.
- **Equation Goal** , ο οποίος είναι ένας στόχος που ορίζεται από μια εξίσωση , με εισόδους κάποιες παραμέτρους του project (κατάσταση περιβάλλοντος , αρχικούς στόχους κ.α.)

Για την παρούσα εργασία χρησιμοποιήθηκε η παράμετρος των Global Goals για την μέτρηση της συνολικής δύναμης που ασκείται πάνω στην αεροτομή στον άξονα $Y-Y$ και εκφράζει την συνολική δυναμική άνοση που ασκείται στην πτέρυγα (Lift) όπως και για την μέτρηση της συνολικής δύναμης που ασκείται στην αεροτομή στον άξονα $X-X$ και εκφράζει την οπισθέλκουσα δύναμη που ασκείται στην πτέρυγα (Drag) .

Για να ορίσουμε ένα Global Goal ακολουθούμε την παρακάτω διαδικασία:

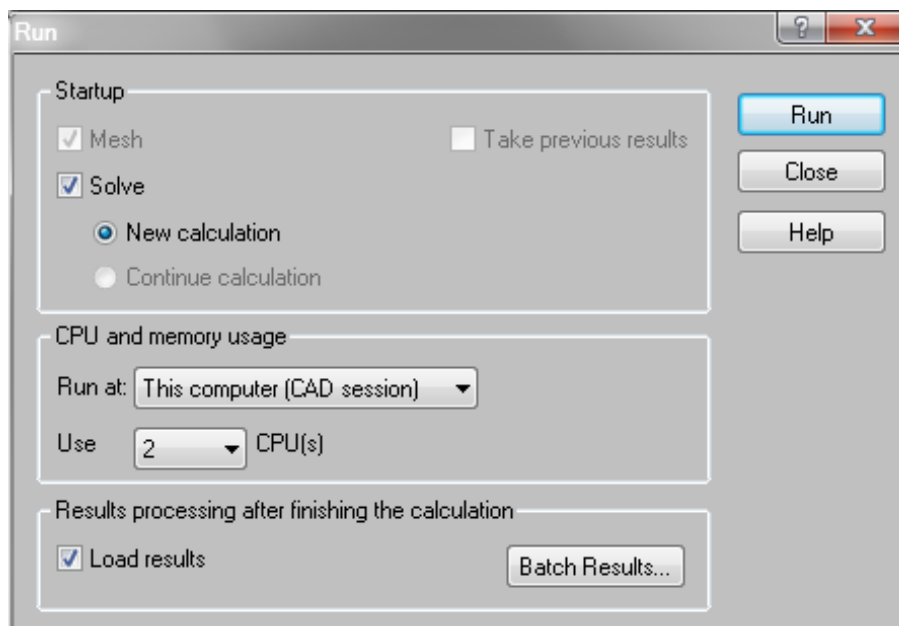
- Απο το Analysis tree που επιλέξαμε το Computational Domain προηγουμένως , κάνουμε δεξύ κλικ στο Goals και επιλέγουμε Insert Global Goals .
- Στη συνέχεια εμφανίζεται ένας πίνακας με παραμέτρους οπου διαλέγουμε Force (X) και Force (Y)
- Πατάμε \checkmark και οι στόχοι εμφανίζονται πλέον στο Analysis Tree .



Εικόνα 7-21 Global Goals

7.2.7. Εκτέλεση Προσομοίωσης Ροής

Επόμενο βήμα αφού έχουν ολοκληρωθεί τα παραπάνω είναι η εκτέλεση της προσομοίωσης της ροής. Αυτό γίνεται μέσω της εντολής Run από την καρτέλα Flow Simulation, στη συνέχεια εμφανίζεται ένα παράθυρο που μπορούμε να επιλέξουμε τον αριθμό των πυρήνων του επεξεργαστή που θέλουμε να εργάζεται κατά την ώρα της επίλυσης και αφού κάνουμε την επιλογή μας πατάμε Run.



Εικόνα 7-22 Εκτέλεση Run

Στη συνέχεια ανοίγει το παράθυρο του προγράμματος επίλυσης (Solver) στο οποίο περιλαμβάνονται λεπτομέρειες της ανάλυσης του ρευστού.

Parameter	Value
Status	Calculation
Fluid cells	33204
Partial cells	1046
Iterations	203
Last iteration finished	20:33:01
CPU time per last iteration	00:00:03
Travels	3.70443
Iterations per 1 travel	63
Cpu time	0 : 3 : 52
Calculation time left	0 : 0 : 59

Warning	Comment
No warnings	

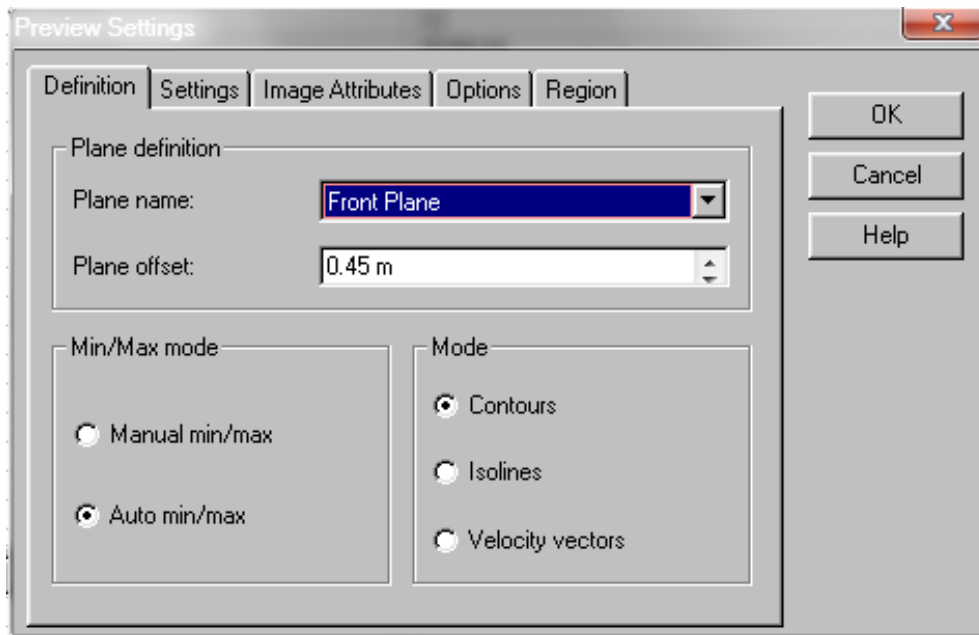
Εικόνα 7-23
Solver

7.2.8 Πρόγραμμα Επίλυσης (Solver)

Ο Solver είναι το πρόγραμμα που εκτελεί τους υπολογισμούς της ροής. Οι χρήστες μπορούν να παρακολουθούν την σύγκλιση προς την ολοκλήρωση των στόχων κατά την ανάλυση της ροής και μπορούν επίσης να σταματήσουν τους υπολογισμούς της ανάλυσης αν δεν υπάρχει ανάγκη για περαιτέρω υπολογισμούς. Οι χρήστες μπορούν επίσης να δούν τα αποτελέσματα της ανάλυσης της ροής που έχουν ολοκληρωθεί, ακόμα και αν η ανάλυση δεν έχει ολοκληρωθεί πλήρως.

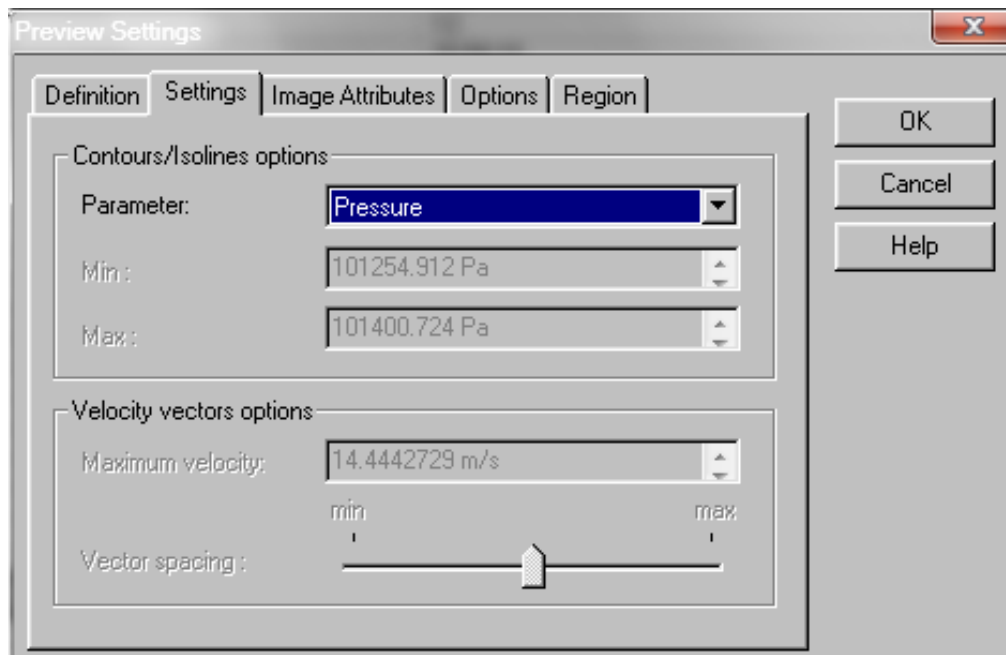
Όταν ξεκινήσει ο υπολογισμός, υπάρχει η δυνατότητα επίβλεψης των αποτελεσμάτων της ανάλυσης σε πραγματικό χρόνο, δημιουργώντας ένα παράθυρο προεπισκόπησης (*Preview Pane*) επιλέγοντας ποιά παράμετρο θέλουμε να επιβλέψουμε. Για να δημιουργήσουμε ένα παράθυρο ακολουθούμε τα παρακάτω βήματα :

- Στην καρτέλα του *Solver* επιλέγουμε *Insert* και στη συνέχεια *Preview*.
- Στο παράθυρο ρυθμίσεων προεπισκόπησης (*Preview Settings*), επιλέγουμε οποιοδήποτε επίπεδο από τη λίστα *Plane Name*. Εμείς διαλέγουμε *Front Plane* στη συγκεκριμένη περίπτωση γιατί είναι η οπτική πλευρά με τις περισσότερες ουσιώδεις πληροφορίες για την συγκεκριμένη ανάλυση ροής.



Εικόνα 7-24
Preview
Settings

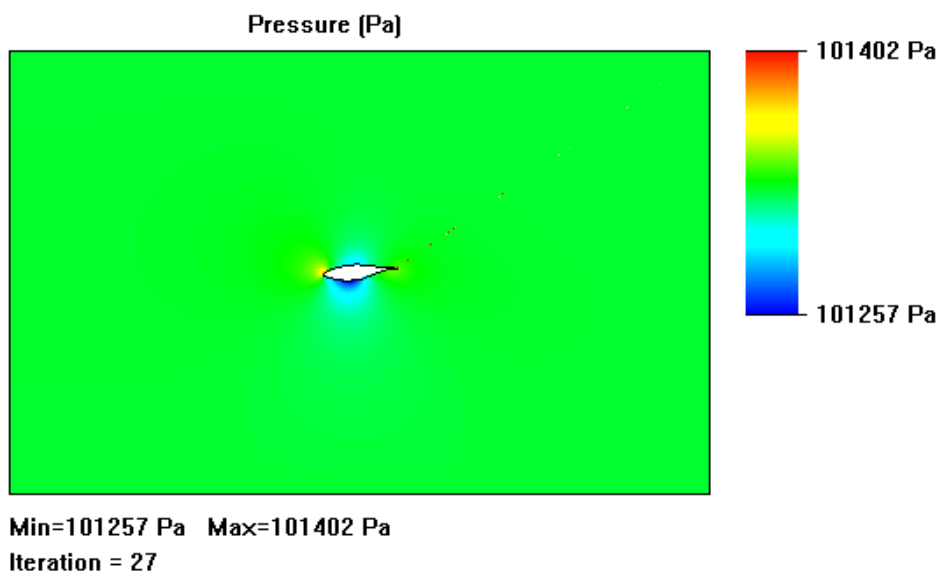
Στην καρτέλα Settings διαλέγουμε την παράμετρο, της οποίας την εξέλιξη θέλουμε να παρακολουθήσουμε και πατάμε OK.



Εικόνα 7-25 Settings

Στην συνέχεια το πρόγραμμα επίλυσης δημιουργεί μια προεπισκόπηση της παραμέτρου που διαλέξαμε προηγουμένως και την εξέλιξη της σε πραγματικό χρόνο.

Εικόνα 7-25
Προεπισκόπηση
Παραμέτρου



Η προεπισκόπηση σε πραγματικό χρόνο μας βοηθάει στην εκτίμηση του αν οι παραμέτροι που δόθηκαν είναι σωστοί και αν κινείται η ανάλυση σε ορθά πορίσματα , ένα παράδειγμα απο την εικόνα πιο πάνω είναι οτι σε αυτή τη θέση της αεροτομής περιμένω να έχω υποπίεση κάτω μιας και σε αυτό το σημείο η αεροτομή παράγει αρνητική δύναμη άνωσης , όπως και φαίνεται και στην εικόνα. Στην αρχή των υπολογισμών αναμένεται να έχουμε τελείως διαφορετική εικόνα , οπότε και θα πρέπει να περιμένουμε μέχρι να κάνει μερικούς κύκλους το πρόγραμμα (μιας και όπως είπαμε οι λύσεις που δίνει είναι προσεγγιστικές) πριν να βγάλουμε κάποιο συμπέρασμα , στη συνέχεια το αποτέλεσμα θα συγκλίνει προς την τελική τιμή των εκάστοτε μετρήσεων.

Όταν ολοκληρωθεί η μέτρηση , μπορούμε να σώσουμε τις τελικές εικόνες της παραμέτρου που δηλώσαμε κάνοντας δεξιά κλικ και *Save to File* και στη συνέχεια να κλείσουμε αυτό το παράθυρο επιλέγοντας *File* → *Close* .

7.3 Παράμετροι προσομοίωσης

7.3.1. Προσδιορισμός Παραμέτρων

Στην αεροτομή NACA 4415 η προσομοίωση έγινε για αριθμό $Re = 3 \cdot 10^6$ ώστε να ώστε να είναι δυνατή η σύγκριση των πειραματικών δεδομένων των Abbott και Von Doenhoff. Και στην αεροτομή Seri S809 η προσομοίωση έγινε για τους αριθμούς $Re = 0,5 \cdot 10^6$, $Re = 0,75 \cdot 10^6$ και $Re = 1 \cdot 10^6$.

Με βάση το πρότυπο ISA- sea level conditions (Houghton & Carpender, 1982) η θερμοκρασία περιβάλλοντος ορίστηκε $T = 288,16$ K (15 C), η πυκνότητα στη συγκεκριμένη θερμοκρασία είναι $\rho = 1,2256$ kg/m³ και το δυναμικό ιξώδες $\mu = 1,783 \cdot 10^{-5}$ kg/m·s. Οι τιμές της ταχύτητας του αέρα ορίστηκαν από τον τύπο (2.2) για κάθε αριθμό Re , με μήκος χορδής ένα μέτρο και με πρόσημο θετικό για να δηλώσουμε την κατεύθυνση από τα αριστερά στα δεξιά της αεροτομής. Αριθμητικά οι τιμές δίνονται παρακάτω :

- Για $Re = 0,5 \cdot 10^6$ έχουμε $V = 7,27$ m/s
- Για $Re = 0,75 \cdot 10^6$ έχουμε $V = 10,91$ m/s
- Για $Re = 1 \cdot 10^6$ έχουμε $V = 14,55$ m/s
- Για $Re = 3 \cdot 10^6$ έχουμε $V = 43,64$ m/s

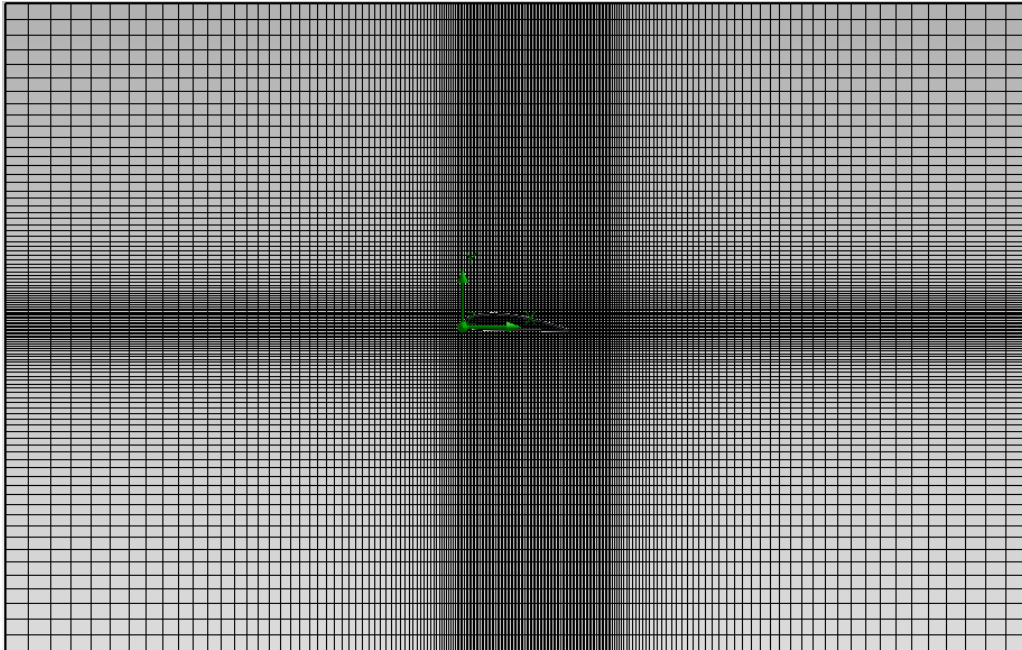
Η προσομοίωση για την NACA 4415 έγινε από -18° έως -10° με ακρίβεια μια μοίρας, από -10° έως 8° με ακρίβεια 2 μοίρες τη φορά και από 8° έως 20° με ακρίβεια μια μοίρα την φορά. Για την SERI S809 η προσομοίωση έγινε με ακρίβεια μια μοίρα την φορά από -20° έως 20° μοίρες και για τους τρεις αριθμούς Re .

7.3.2. Επιλογή Μεγέθους Πλέγματος

Όπως αναφέρθηκε και στο 7.2.3. το mesh έγινε με πυκνότητα κελιών επτά από τα οκτώ για να έχουμε ικανοποιητικό αποτέλεσμα αλλά όχι μεγάλους χρόνους επίλυσης και το μέγεθος του υπολογιστικού πεδίου (δίνεται αριθμητικά παρακάτω) ορίστηκε έτσι ώστε να είναι στο κέντρο του η αεροτομή με όσο το δυνατόν μεγαλύτερο μήκος στον X άξονα ώστε να ακολουθήσει τη γραμμή ροής που θα αφήσει πίσω της η αεροτομή αλλά και με αρκετό ύψος ώστε όταν γίνει η αποκόλληση της ροής να έχει χώρο αρκετό το πρόγραμμα να υπολογίσει όλα τα στοιχεία.

Οι διαστάσεις του υπολογιστικού πεδίου ορίστηκαν ως εξής :

- Στον άξονα X από $-4,24$ m έως $5,24$ m
- Στον άξονα Y από -3 m έως 3 m
- Στον άξονα Z 0 και 1 m



Εικόνα 7-27 Πλέγμα

7.3.3 Επιλογή 2D Μεθόδου

Στην παράγραφο 7.2.4 είπαμε ότι επιλέχθηκε για την ανάλυση το δισδιάστατο υπολογιστικό πεδίο, αντί για το τρισδιάστατο. Αυτή η επιλογή έγινε γιατί η επίλυση στο τρισδιάστατο υπολογιστικό πεδίο διαρκούσε πολύ περισσότερο σε διάρκεια (δεκάδες φορές μεγαλύτερη διάρκεια χρόνου) και ταυτόχρονα υστερούσε σε ακρίβεια μετρήσεων. Αυτό συμβαίνει, α) από πλευράς χρόνου γιατί τώρα στις εξισώσεις το πρόγραμμα λάμβανε και τον Z άξονα, με αποτέλεσμα να μεγαλώνει κατά πάρα πολύ το μέγεθος των εξισώσεων και β) από πλευράς αποτελεσμάτων πιθανόν γιατί σε μια τρισδιάστατη επίλυση υπάρχει πλήθος πληροφοριών και απαιτείται ακριβή προσομοίωση της ροής του αέρα ώστε τυχόν ανακρίβειες να μην επηρεάσουν το αποτέλεσμα, μιας και στη χαώδη κίνηση του ρευστού το ένα μόριο αλληλεπιδρά με το άλλο. Αυτό για λόγω των βασικών ρυθμίσεων που επιλέξαμε ήταν μια αρκετά μεγάλη επιβάρυνση με αποτέλεσμα τη μείωση της ακρίβειας των μετρήσεων.

7.4 Συνολικά Αποτελέσματα

Μετά απο την επιλογή της μεθόδου προσομοίωσης, η διαδικασία που περιγράφεται στην παράγραφο (7.2) επαναλήφθηκε συνολικά 148 φορές και αρκετές δεκάδες μέχρι να έρθουν τα πρώτα αποδεκτά αποτελέσματα. Κατά όλη την διάρκεια των δοκιμών στο Solidworks η αεροτομή που υπήρξε σαν βάση αναφοράς ήταν η NACA 4415 επειδή υπήρχε πληθώρα πειραματικών μετρήσεων. Όταν τα αποτελέσματα έφτασαν σε αποδεκτά (σε ακρίβεια) επίπεδα τότε ξεκίνησε η μέτρηση της SERI S809 που είναι και η κύρια σε ανάλυση αεροτομή της παρούσας πτυχιακής εργασίας. Για αυτό το λόγο τα διαγράμματα της NACA 4415 δίνονται σαν ένα παράδειγμα των μετρήσεων και όχι ως αντικείμενο ανάλυσης και συμπερασμάτων όπως της SERI S809.

Τα συνολικά αποτελέσματα παραθέτονται στους παρακάτω πίνακες (Πίνακας 1, Πίνακας 2, Πίνακας 3 , Πίνακας 4) .

$\alpha(^{\circ})$	Lift(N)	Drag(N)	CL	CD	K
-18	-549,648	245,4848	-0,47089	0,210309	-2,23903
-17	-313,354	167,0395	-0,26845	0,143104	-1,87593
-16	-577,207	120,1974	-0,4945	0,102974	-4,80216
-15	-505,937	148,0483	-0,43344	0,126834	-3,41738
-14	-640,69	126,1419	-0,54889	0,108067	-5,07912
-13	-627,005	89,62538	-0,53716	0,076783	-6,99584
-12	-655,569	68,43817	-0,56163	0,058632	-9,579
-11	-574,493	62,69742	-0,49217	0,053713	-9,16294
-10	-492,3	51,8034	-0,42176	0,04438	-9,50324
-8	-360,693	40,14834	-0,30901	0,034395	-8,98401
-6	-136,485	34,35237	-0,11693	0,02943	-3,97308
-4	27,05895	28,86949	0,023182	0,024733	0,937285
-2	231,2749	30,92677	0,198135	0,026495	7,478148
0	382,9814	33,89457	0,328104	0,029038	11,29919
2	577,5959	41,67933	0,494832	0,035707	13,85809
4	775,9952	52,17802	0,664802	0,044701	14,87207
6	979,2827	67,82904	0,838961	0,05811	14,43751
8	1133,624	80,28319	0,971186	0,068779	14,12032
9	1219,362	90,09778	1,044639	0,077188	13,53376
10	1255,99	96,17596	1,076018	0,082395	13,05929
11	1331,1	107,6961	1,140366	0,092264	12,35978
12	1418,356	118,0491	1,215119	0,101134	12,01497
13	1506,54	132,9028	1,290667	0,113859	11,33565
14	1595,45	146,5298	1,366837	0,125533	10,88823
15	1556,089	150,0233	1,333116	0,128526	10,37231
16	1620,132	162,2306	1,387982	0,138984	9,986601
17	1586,462	174,3698	1,359137	0,149384	9,098257
18	1609,139	185,9627	1,378564	0,159316	8,653018
19	1442,698	186,0096	1,235973	0,159356	7,756041
20	1473,302	223,9413	1,262192	0,191853	6,578964

Πίνακας 1 Αποτελέσματα για NACA 4415 $Re= 3 \times 10^6$

$\alpha(^{\circ})$	Lift(N)	Drag(N)	CL	CD	K
-20	-17,4863	8,053707	-0,53931	0,248389	-2,17122
-19	-21,2782	9,363895	-0,65625	0,288797	-2,27236
-18	-14,6705	4,707752	-0,45246	0,145194	-3,11624
-17	-13,9353	4,984468	-0,42979	0,153729	-2,79574
-16	-16,1918	4,285744	-0,49938	0,132179	-3,77805
-15	-13,4681	4,000163	-0,41538	0,123371	-3,36688
-14	-12,6414	3,112164	-0,38988	0,095984	-4,06193
-13	-17,0567	3,141298	-0,52605	0,096882	-5,42982
-12	-16,6835	2,928192	-0,51454	0,09031	-5,69753
-11	-15,482	2,305693	-0,47749	0,071111	-6,71467
-10	-19,2746	1,928535	-0,59446	0,059479	-9,99445
-9	-16,766	1,614594	-0,51709	0,049797	-10,384
-8	-6,82712	1,940964	-0,21056	0,059862	-3,51739
-7	-16,1678	1,223668	-0,49864	0,03774	-13,2126
-6	-1,68681	1,519799	-0,05202	0,046873	-1,10989
-5	-6,72633	1,402808	-0,20745	0,043265	-4,7949
-4	1,01271	1,280891	0,031234	0,039505	0,790629
-3	3,798749	1,337667	0,117159	0,041256	2,839832
-2	0,449454	1,286036	0,013862	0,039663	0,349488
-1	4,429086	1,107055	0,1366	0,034143	4,000781
0	4,329165	0,783291	0,133518	0,024158	5,526892
1	8,046669	1,261613	0,248172	0,03891	6,37808
2	0,549345	0,927903	0,016943	0,028618	0,592029
3	7,323233	0,876465	0,22586	0,027032	8,355423
4	7,784066	1,211592	0,240073	0,037367	6,424658
5	17,3581	1,096643	0,535351	0,033822	15,82839
6	15,54166	1,281231	0,479329	0,039515	12,13026
7	17,12258	1,11159	0,528087	0,034283	15,40368
8	16,25242	1,293584	0,50125	0,039896	12,56387
9	26,45759	1,799222	0,815993	0,055491	14,70502
10	24,83634	2,08757	0,765991	0,064384	11,89725
11	27,4056	2,45912	0,845231	0,075843	11,14447
12	28,13099	2,844604	0,867603	0,087732	9,889247
13	27,79655	3,137733	0,857288	0,096773	8,858798
14	26,32489	3,656811	0,8119	0,112782	7,198865
15	17,27765	1,100144	0,532869	0,03393	15,70489
16	18,05577	1,23935	0,556868	0,038223	14,56874
17	25,2461	4,83136	0,778629	0,149007	5,225464
18	27,64542	6,063402	0,852627	0,187005	4,559391
19	22,73883	10,03399	0,7013	0,309464	2,266181
20	29,13602	10,25774	0,8986	0,316364	2,840395

Πίνακας 2 Αποτελέσματα για SERI S809 $Re=0,5 \times 10^6$

$\alpha(^{\circ})$	Lift(N)	Drag(N)	CL	CD	K
-20	-53,8404	21,65247	-0,73801	0,296798	-2,48657
-19	-47,3358	14,95281	-0,64885	0,204963	-3,16568
-18	-44,864	11,93065	-0,61497	0,163538	-3,7604
-17	-41,1928	10,15901	-0,56464	0,139253	-4,0548
-16	-41,9922	10,89695	-0,5756	0,149368	-3,85358
-15	-38,699	9,921975	-0,53046	0,136004	-3,90034
-14	-29,4568	7,963415	-0,40377	0,109157	-3,69902
-13	-40,5873	7,376749	-0,55634	0,101116	-5,50206
-12	-36,9161	6,147672	-0,50602	0,084268	-6,00489
-11	-37,8247	5,324524	-0,51848	0,072985	-7,10387
-10	-30,4687	4,12521	-0,41764	0,056546	-7,38596
-9	-25,3183	3,385468	-0,34705	0,046406	-7,47853
-8	-40,0039	2,097785	-0,54835	0,028755	-19,0696
-7	-34,4185	1,832002	-0,47179	0,025112	-18,7874
-6	-28,0283	1,618597	-0,38419	0,022187	-17,3164
-5	-14,9119	1,478198	-0,2044	0,020262	-10,0879
-4	-19,5936	1,276763	-0,26858	0,017501	-15,3463
-3	15,05913	2,306658	0,206421	0,031618	6,52855
-2	-5,36037	0,832865	-0,07348	0,011416	-6,43606
-1	1,749518	1,012836	0,023981	0,013883	1,727346
0	6,537096	1,065627	0,089606	0,014607	6,134507
1	15,72965	1,324646	0,215612	0,018157	11,87461
2	7,782354	1,261692	0,106675	0,017294	6,168189
3	27,00962	1,229024	0,37023	0,016847	21,97648
4	31,70651	1,730647	0,434612	0,023723	18,32061
5	38,96345	1,851356	0,534086	0,025377	21,0459
6	45,52808	2,292625	0,624069	0,031426	19,8585
7	54,11078	2,706735	0,741715	0,037102	19,99117
8	59,79181	3,304194	0,819587	0,045292	18,09573
9	61,63728	3,536751	0,844884	0,048479	17,42766
10	58,04203	3,978814	0,795602	0,054539	14,58777
11	58,91917	4,817138	0,807626	0,06603	12,23116
12	60,00368	5,706587	0,822491	0,078222	10,51481
13	63,24827	6,31879	0,866966	0,086614	10,00955
14	60,57104	7,90478	0,830269	0,108354	7,662584
15	57,84397	7,819326	0,792888	0,107182	7,397565
16	54,63297	9,716965	0,748873	0,133194	5,622431
17	60,08323	11,02814	0,823582	0,151167	5,448176
18	61,92648	14,27781	0,848848	0,195711	4,337252
19	52,23883	17,32595	0,716056	0,237493	3,015063
20	57,8017	18,14122	0,792308	0,248668	3,186209

Πίνακας 3 Αποτελέσματα για SERI S809 $Re=0,75 \times 10^6$

$\alpha(^{\circ})$	Lift(N)	Drag(N)	CL	CD	K
-20	-102,29	40,32476	-0,78869	0,310919	-2,53665
-19	-86,284	26,98512	-0,66528	0,208066	-3,19747
-18	-81,2934	22,29542	-0,6268	0,171906	-3,64619
-17	-78,832	18,75927	-0,60782	0,144641	-4,20229
-16	-77,9669	19,7122	-0,60115	0,151989	-3,95526
-15	-69,8351	16,35606	-0,53846	0,126112	-4,26968
-14	-65,4379	13,53301	-0,50455	0,104345	-4,83543
-13	-69,3649	12,1078	-0,53483	0,093356	-5,72895
-12	-69,3463	11,58198	-0,53469	0,089302	-5,98743
-11	-66,4941	9,510355	-0,5127	0,073328	-6,99176
-10	-69,0571	7,538032	-0,53246	0,058121	-9,16116
-9	-46,5145	6,711119	-0,35864	0,051745	-6,93096
-8	-64,006	5,028388	-0,49351	0,038771	-12,7289
-7	-61,0201	3,901513	-0,47049	0,030082	-15,6401
-6	-51,5535	3,446103	-0,3975	0,026571	-14,9599
-5	-39,8111	3,822743	-0,30696	0,029475	-10,4143
-4	-33,7098	2,537417	-0,25992	0,019564	-13,2851
-3	-13,6369	2,176902	-0,10515	0,016785	-6,26436
-2	-10,4382	2,07366	-0,08048	0,015989	-5,0337
-1	1,471536	2,123292	0,011346	0,016371	0,693045
0	13,27991	2,002625	0,102393	0,015441	6,631251
1	27,69019	2,580786	0,213502	0,019899	10,72937
2	35,24434	2,472184	0,271747	0,019061	14,25636
3	50,32528	2,971938	0,388027	0,022915	16,93349
4	60,8325	3,437082	0,469042	0,026501	17,69888
5	72,43761	4,122898	0,558522	0,031789	17,56958
6	85,0261	4,853889	0,655584	0,037425	17,51711
7	92,36487	5,11699	0,712169	0,039454	18,05063
8	106,3708	6,37815	0,82016	0,049178	16,67737
9	110,3665	7,242755	0,850968	0,055844	15,2382
10	109,3576	8,383397	0,843189	0,064639	13,04455
11	108,0828	9,407673	0,83336	0,072537	11,4888
12	107,1455	10,79277	0,826133	0,083216	9,927524
13	119,8663	12,23616	0,924215	0,094345	9,796072
14	116,1693	14,4764	0,89571	0,111619	8,024738
15	109,704	14,75615	0,84586	0,113776	7,434455
16	106,9769	17,81213	0,824833	0,137338	6,005845
17	111,1207	20,35552	0,856783	0,156949	5,458997
18	115,8795	24,92105	0,893475	0,192151	4,649863
19	107,1722	33,01484	0,826339	0,254557	3,246183
20	98,06681	33,72325	0,756133	0,260019	2,907988

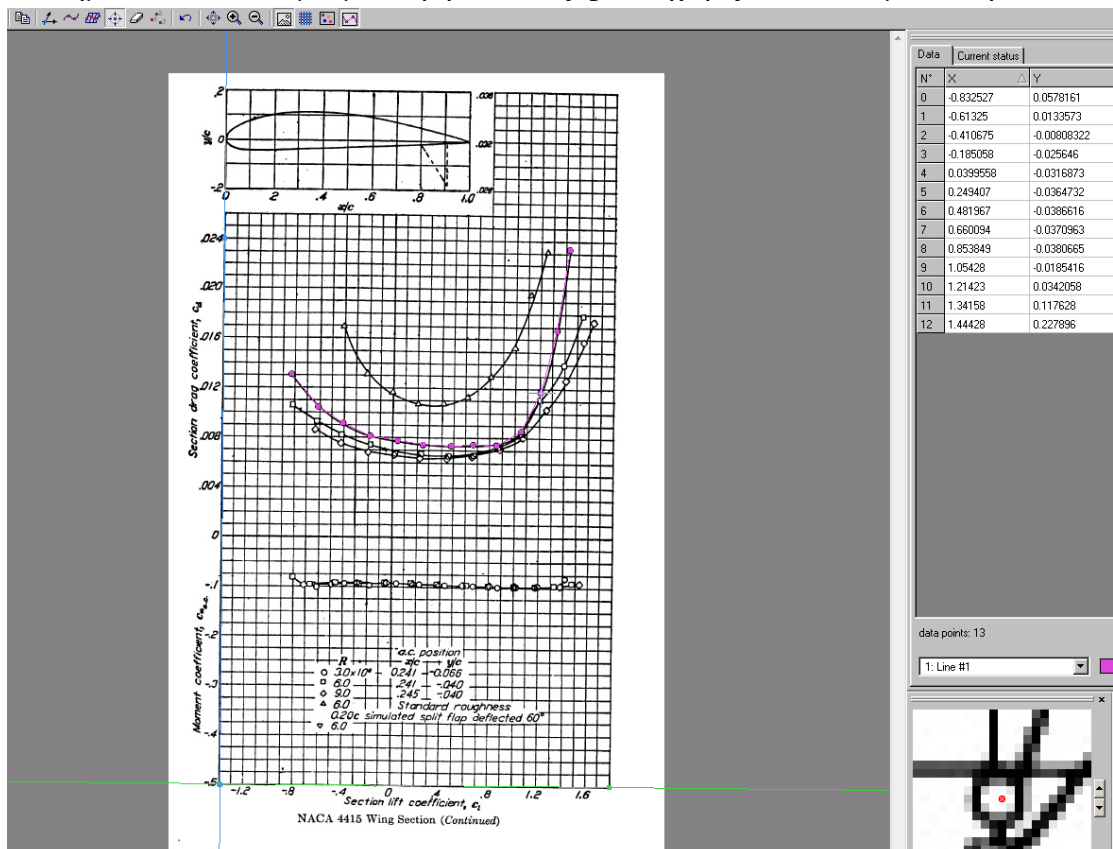
Πίνακας 4 Αποτελέσματα για SERI S809 $Re= 1x 10^6$

7.5 Μέθοδος Εισαγωγής Πειραματικών Δεδομένων

Στην αναζήτηση πειραματικών δεδομένων, το κύριο πρόβλημα ήταν η εξαγωγή πληροφοριών απο διαγράμματα με ακρίβεια. Αυτό έγινε στη παρούσα πτυχιακή με το πρόγραμμα *Get Data Graph Digitizer* το οποίο χρησιμοποιείται για την εξαγωγή δεδομένων απο διαγράμματα σε μορφή εικόνας με ακρίβεια.

Η χρήση του έχει ως εξής :

- Ανοίγουμε το πρόγραμμα και πατάμε *File* → *Open Image*
- Διαλέγουμε την εικόνα της οποίας το διάγραμμα θέλουμε να αναλύσουμε και πατάμε *Άνοιγμα*.
- Στην συνέχεια πατάμε στην εντολή *Set the scale* όπου ορίζουμε το ελάχιστο και το μέγιστο (σε αξία) σημείο του κάθε άξονα και πόσο είναι η τιμή του με βάση το διάγραμμα που βλέπουμε, ξεκινώντας απο τον X.
- Αφού ορίσουμε τους άξονες και την αξία τους επιλέγουμε την εντολή *Point capture mode* στην οποία κάνουμε κλικ στο σημείο που θέλουμε και μας δείχνει τις συντεταγμένες πάνω δεξιά. Στο κάτω δεξυ σημείο της οθόνης βλέπουμε μια μεγάλη μεγέθυνση της εικόνας που μας βοηθά να “πετύχουμε” το σημείο που θέλουμε με ακρίβεια ενός pixel χωρίς να κάνουμε λάθη .



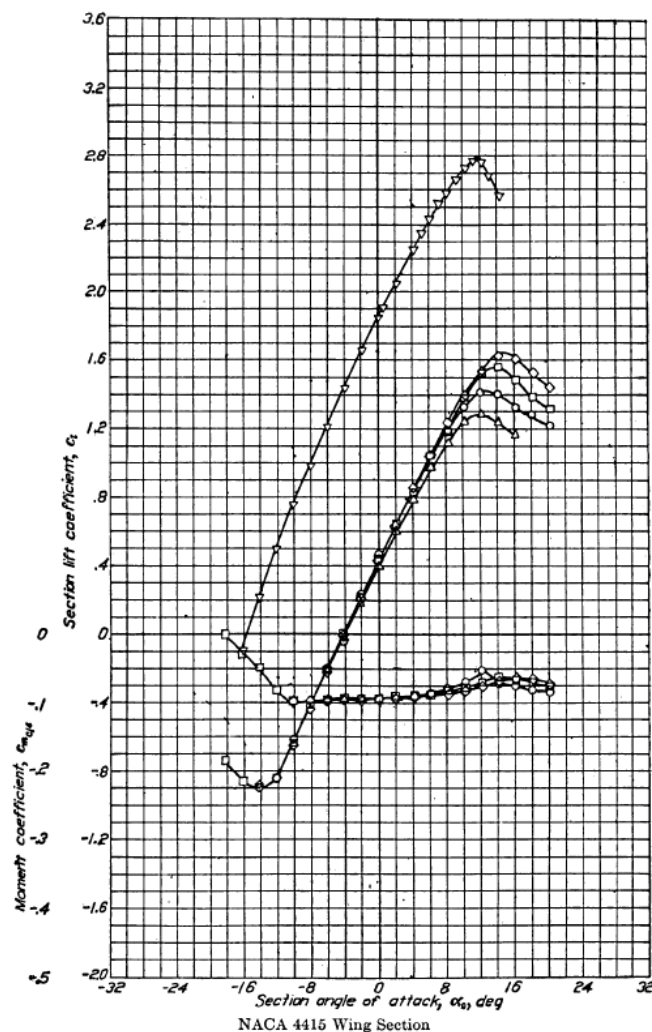
Εικόνα 7-28 Πρόγραμμα Get Data Graph Digitizer. Εδώ βλέπουμε με μπλέ τον άξονα Y που ορίσαμε , με πράσινο τον άξονα X , κάτω δεξιά τον μεγεθυντικό φακό και πάνω δεξιά τα δεδομένα για κάθε σημείο που επιλέξαμε. Με ροζ γραμμές φαίνονται τα σημεία που διαλέξαμε συνολικά και η καμπύλη που δημιουργήθηκε.

8 Παρουσίαση Αποτελεσμάτων

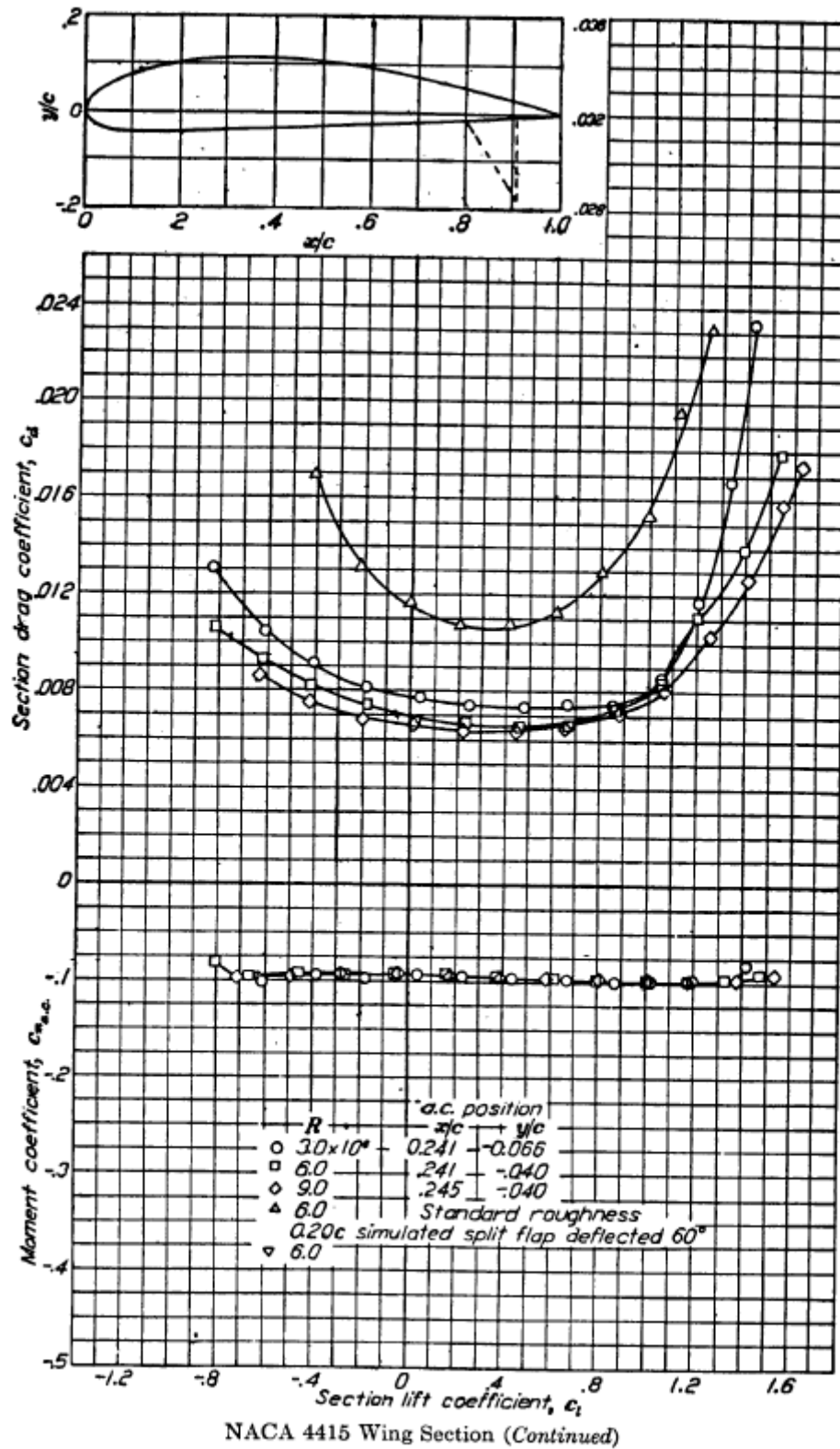
8.1 Πειραματικά Δεδομένα

Για την αεροτομή NACA 4415 τα πειραματικά δεδομένα ελήφθησαν από τα διαγράμματα στο βιβλίο «Theory Of Wing Sections» των Abbott και Von Doenhoff στις σελίδες 490-491. Για την αεροτομή SERI S809 τα πειραματικά δεδομένα ελήφθησαν από τα διαγράμματα στην αναφορά «Desing and Experimental Results for the S809 Airfoil» των Tangler και Somers του ινστιτούτου NREL στη σελίδα 66.

8.1.1 Δεδομένα Για Την NACA 4415



Εικόνα 8-1 Συντελεστής άνωσης για διάφορους βαθμούς Re



Εικόνα 8-2 Ο συντελεστής αντίστασης σε σχέση με το συντελεστή άνοσης για διάφορους βαθμούς Re

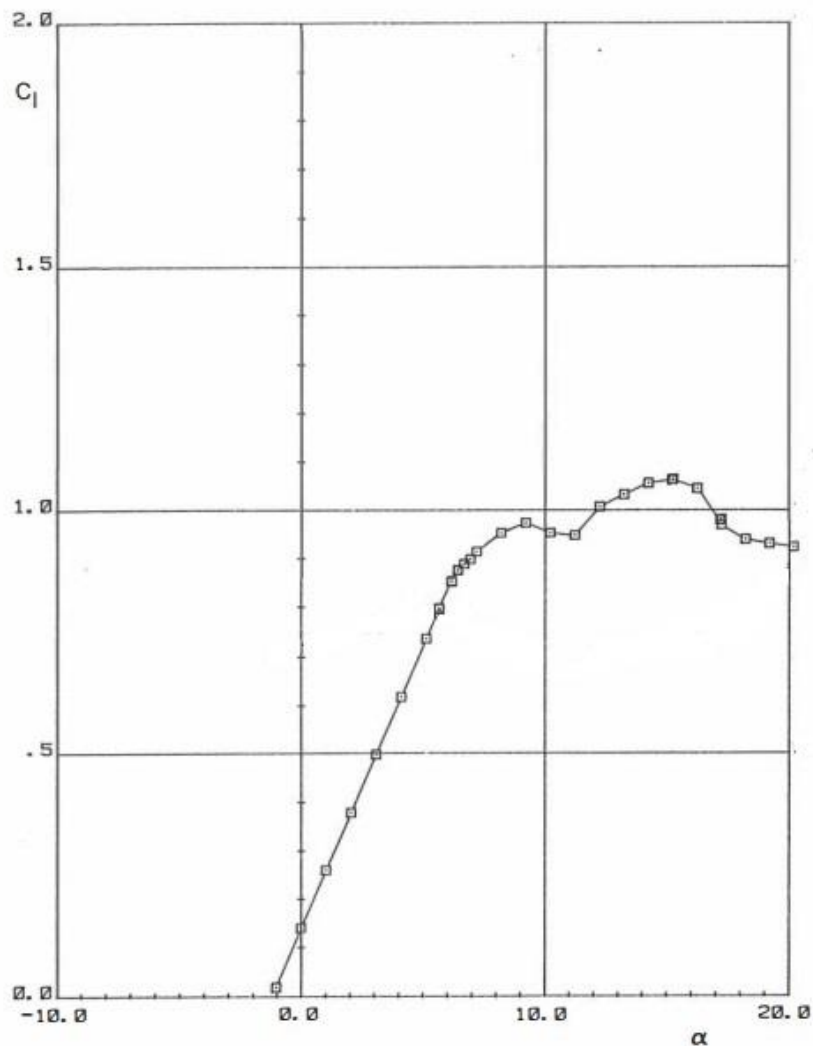
$\alpha(^{\circ})$	CL	CD	K
-14	-0,9		
-13	-0,865		
-12	-0,83	0,013092	-63,3992
-11	-0,73		
-10	-0,63	0,010444	-60,3221
-9	-0,525		
-8	-0,42	0,009166	-45,8199
-7	-0,335		
-6	-0,25	0,008268	-30,2382
-5	-0,13		
-4	-0,01	0,007756	-1,2893
-3	0,012		
-2	0,25	0,0074	33,78349
-1	0,365		
0	0,48	0,007346	65,3419
1	0,56		
2	0,64	0,007439	86,03077
3	0,725		
4	0,81	0,007377	109,8009
5	0,93		
6	1,05	0,008544	122,8902
7	1,12		
8	1,19	0,010769	110,5075
9	1,245		
10	1,3	0,014439	90,03331
11	1,36		
12	1,42	0,021465	66,15451

Πίνακας 5 Πειραματικά δεδομένα για την Αεροτομή NACA 4415

Απο το διάγραμμα της εικόνας 8-1 παρατηρούμε :

- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης (αγγλ. Zero lift angle of attack) βρίσκεται στις -4° .
- Η κρίσιμη γωνία προσβολής (αγγλ. Critical Angle of Attack) βρίσκεται περίπου στις 12° .
- Ο ρυθμός μεταβολής του CL ξεκινά με αρνητικό πρόσημο και συνεχίζει μέχρι την γωνία 15° , στην συνέχεια γίνεται θετικός και διατηρεί σχεδόν σταθερή τιμή μέχρι την κρίσιμη γωνία προσβολής στις 12° όπου ξαναγίνεται αρνητικός και ο συντελεστής CL μειώνεται απότομα

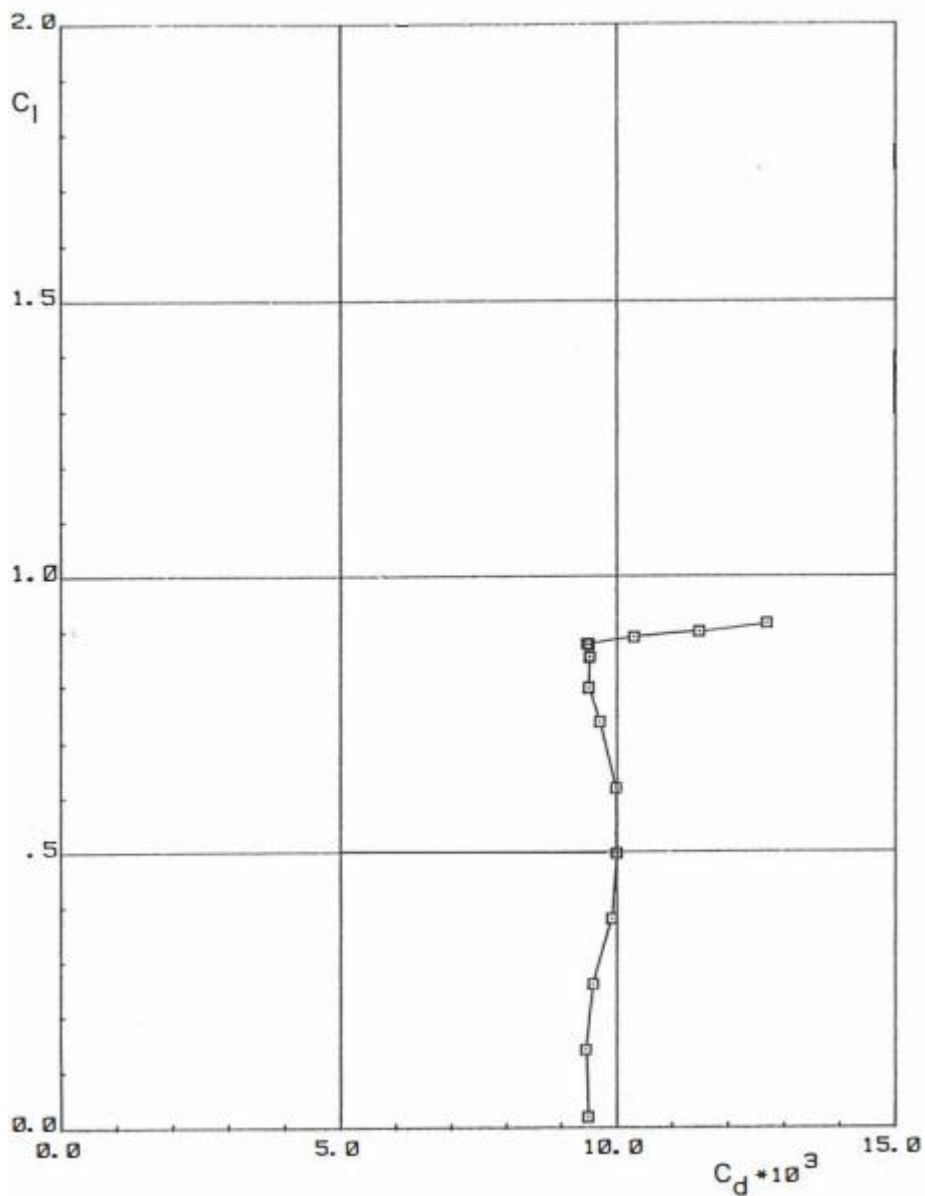
8.1.2 Δεδομένα για την SERI S809



Εικόνα 8-3 Συντελεστής Άνωσης σε σχέση με την γωνία προσβολής για $Re = 1 \times 10^6$

Απο το παραπάνω γράφημα παρατηρούμε :

- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης (αγγλ. Zero lift angle of attack) βρίσκεται στις -1° .
- Η κρίσιμη γωνία προσβολής (αγγλ. Critical Angle of Attack) βρίσκεται στις 15°
- Ο ρυθμός μεταβολής του CL απο τις -1° έως τις 9° ξεκινά με θετικό πρόσημο, στη συνέχεια γίνεται αρνητικός απο τις 9° έως τις 11° , απο εκεί και μέχρι τη κρίσιμη γωνία ξαναγίνεται θετικός και απο τη κρίσιμη γωνία και μετά μειώνεται απότομα.



Εικόνα 8-4 Ο συντελεστής άνωσης σε σχέση με τον συντελεστή αντίστασης για $Re = 1 \times 10^6$

Παρατηρούμε στο παραπάνω διάγραμμα ότι ο συντελεστής αντίστασης έχει πολύ μικρές μεταβολές μέχρι και το σημείο του 0,9 CL από εκεί και μετά για πολύ μικρές μεταβολές του συντελεστή άνωσης μεγαλώνει απότομα ο ρυθμός μεταβολής του συντελεστή αντίστασης. Όπως και ότι έχει τις μικρότερες τιμές του κοντά στη γωνία μηδενικής άνωσης.

Ακολουθεί ο πίνακας 6 με τα δεδομένα των παραπάνω γραφημάτων σε αριθμούς.

$\alpha(^{\circ})$	CL	CD	K
-1,01	0,02	0,00946	1,94
0,00	0,14	0,00942	15,03
1,01	0,26	0,00957	26,90
2,10	0,38	0,00989	38,12
3,12	0,50	0,01000	49,65
4,13	0,62	0,00996	61,85
5,14	0,74	0,00968	75,99
5,72	0,80	0,00950	83,91
6,16	0,85	0,00950	89,63
6,45	0,87	0,00946	92,31
6,74	0,89	0,01030	86,18
6,96	0,90	0,01150	78,13
7,17	0,91	0,01270	71,89
8,26	0,95		
9,28	0,97		
10,22	0,95		
11,30	0,94		
12,32	1,01		
13,26	1,03		
14,28	1,05		
15,29	1,06		
16,30	1,04		
17,25	0,98		
18,26	0,94		
19,20	0,93		
20,22	0,92		

Πίνακας 6 Πειραματικά δεδομένα για την SERI S809

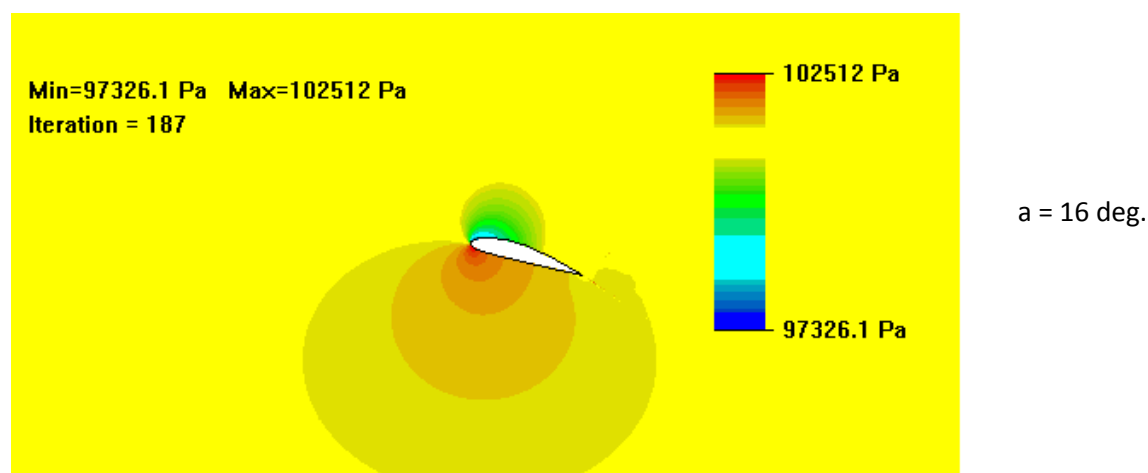
Παρατηρούμε εδώ, σε σχέση με την αεροτομή NACA 4415 ότι η SERI S809 έχει λιγότερο ακρότατο στο συντελεστή άνωσης, φτάνοντας μέγιστο συντελεστή άνωσης στις $15,29^{\circ}$ με τιμή $CL = 1,06$, ενώ η NACA 4415 φτάνει στο μέγιστο συντελεστή άνωσης στις 12° με τιμή $CL = 1,42$. Αυτή η διαφορά κάνει τη SERI S809 καταλληλότερη αεροτομή για το εξωτερικό τμήμα του φτερού της ανεμογεννήτριας μιας και με αυτή την ιδιότητα μπορεί να διαχειριστεί την μέγιστη ισχύ που μπορεί να προκύψει σε υψηλούς ανέμους που μπορεί να είναι επικίνδυνοι για την αντοχή του φτερού. Παράλληλα η SERI S809 από τις εννιά μέχρι και τις είκοσι μοίρες έχει μέγιστη διαφορά στις τιμές του συντελεστή άνωσης μόλις 0,08 ποσοτικές μονάδες, σε αντίθεση με τη NACA 4415 που εμφανίζει διαφορά στο συντελεστή άνωσης 0,175 σε μόλις 4 μοίρες διαφοράς της γωνίας προσβολής. Αυτός ήταν και ένας από τους στόχους του σχεδιασμού της SERI S809, να πετυχαίνει δηλαδή όσο το δυνατόν περισσότερο σταθερό συντελεστή άνωσης για να υπάρχει όσο το δυνατόν περισσότερο ομαλή κατανομή πιέσεων στο φτερό της ανεμογεννήτριας.

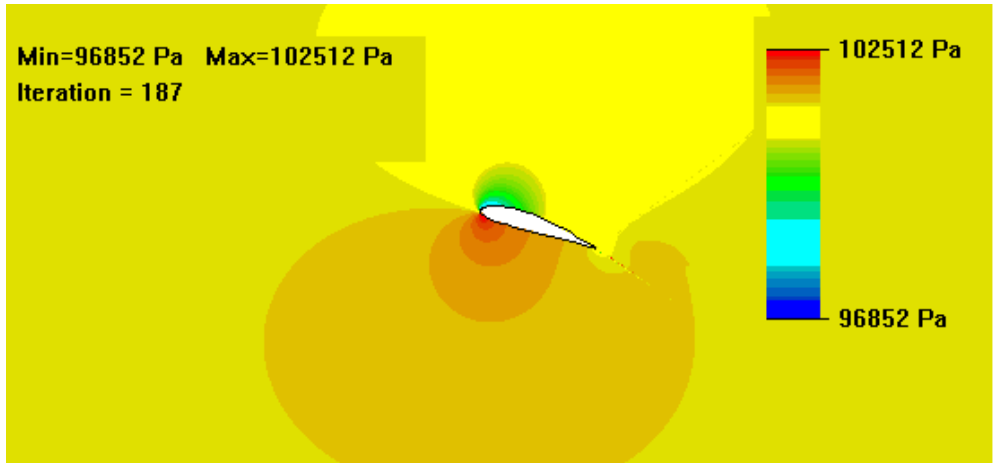
8.2 Αποτελέσματα Ανάλυσης

Μετά το τέλος κάθε προσομοίωσης γινόταν αποθήκευση στα αρχεία τύπου Excel όπου υπήρχαν οι δυνάμεις που είχαμε θέσει ως Global Goals, και στα διαγράμματα κατανομής πίεσης και ταχύτητας ροής που έδωσαν οπτική περιγραφή της ροής σε όλες τις γωνίες προσβολής που μελετήθηκαν. Στη συνέχεια σε ένα ξεχωριστό υπολογιστικό φύλλο Excel για κάθε αεροτομή και κάθε διαφορετικό βαθμό Re γινόταν αντιστοίχιση της δύναμης άνωσης και της αντίστασης με την εκάστοτε γωνία προσβολής. Στη συνέχεια μέσω των τύπων (3.2) και (4.5) υπολογίστηκε ο συντελεστής δυναμικής άνωσης και ο συντελεστής αντίστασης, ο λόγος των οποίων μας δίνει την παράμετρο K .

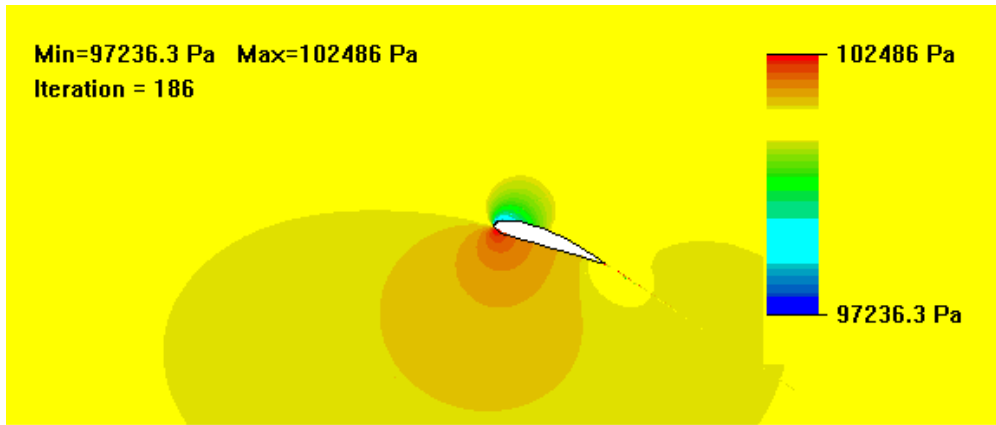
8.2.1. Διαγράμματα Κατανομής Πίεσης

Διάγραμμα 1 Κατανομή πιέσεων πάνω στη αεροτομή NACA 4415 κοντά στη κρίσιμη γωνία προσβολής

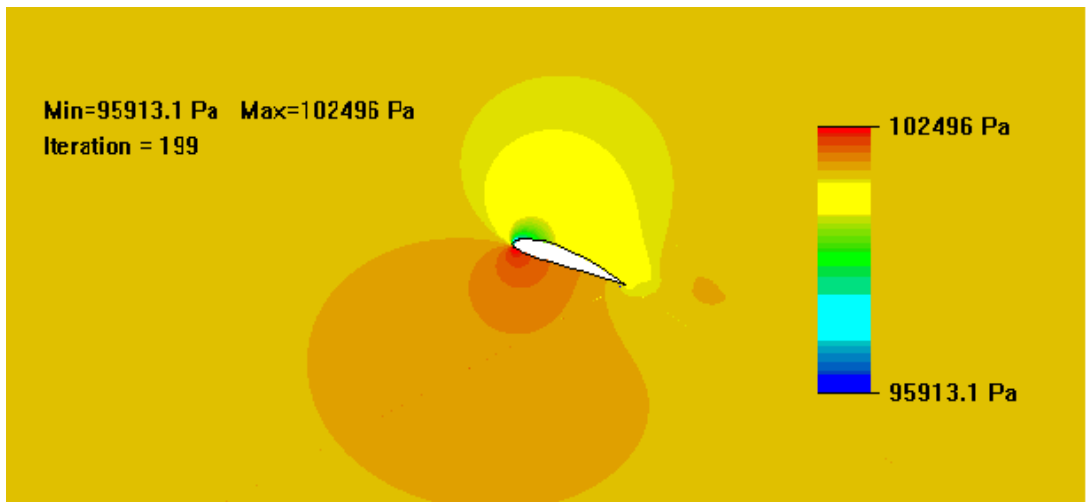




a = 18 deg.

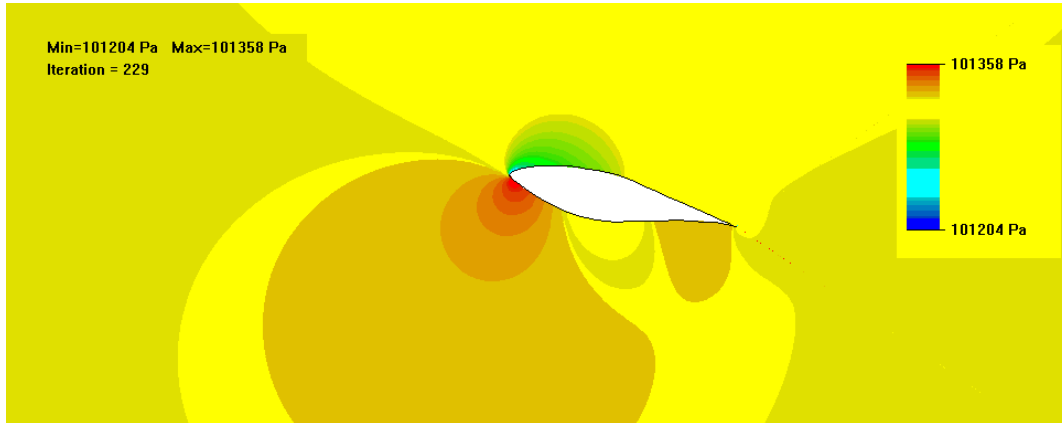


a = 19 deg.

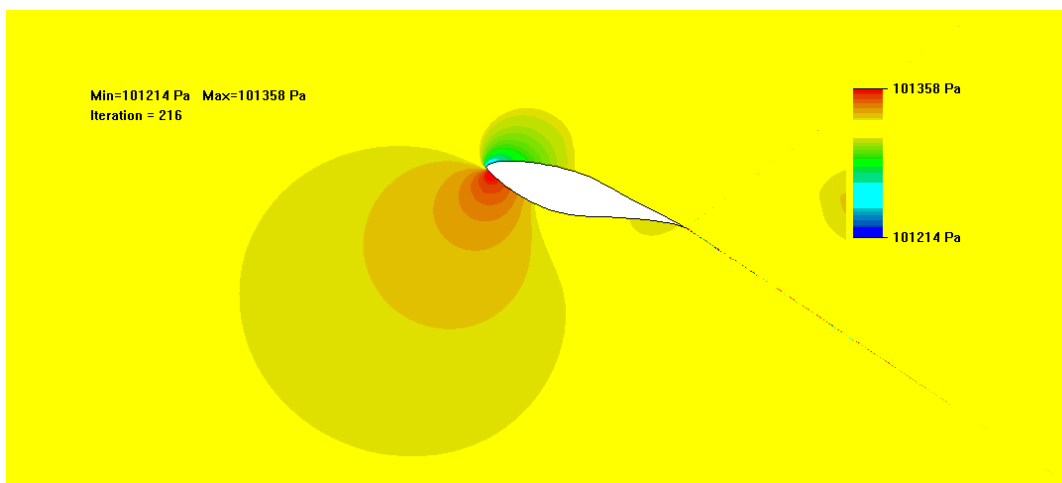


a = 20 deg.

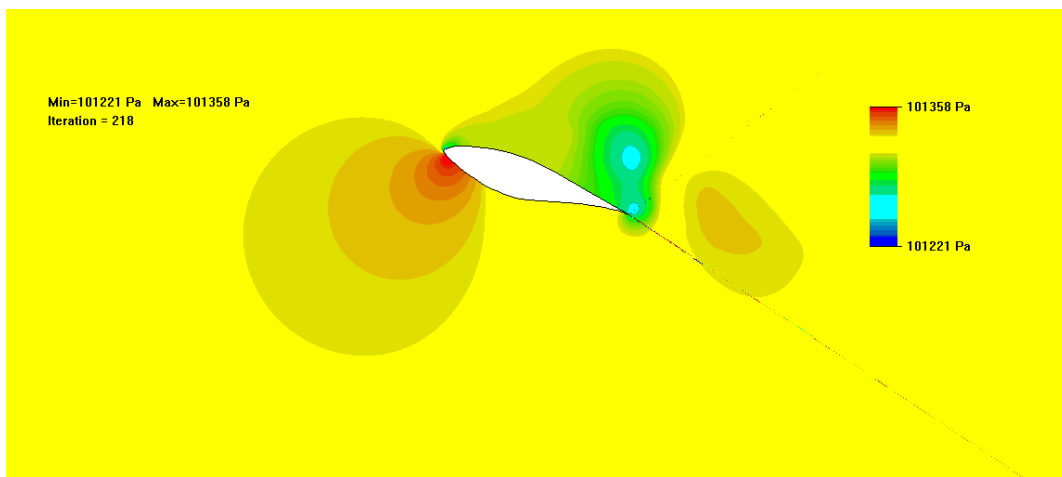
Διάγραμμα 2 Κατανομή πιέσεων πάνω στην αεροτομή S809 κοντά στη κρίσιμη γωνία προσβολής για $Re=0.5 \times 10^6$



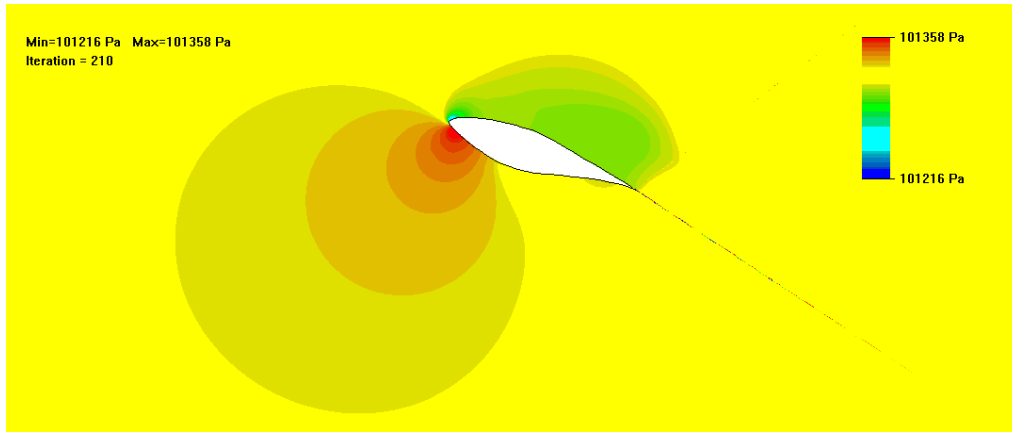
$\alpha = 13\text{deg.}$



$\alpha = 17\text{deg.}$

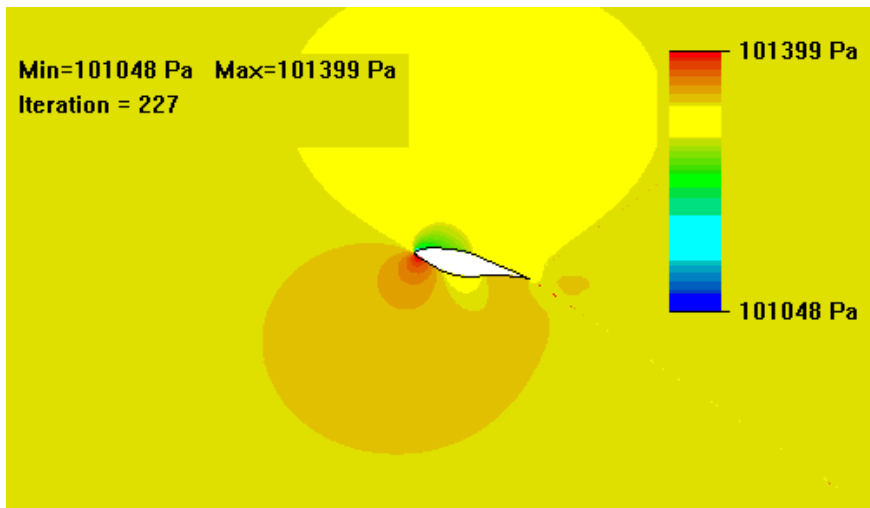


$\alpha = 19 \text{ deg.}$

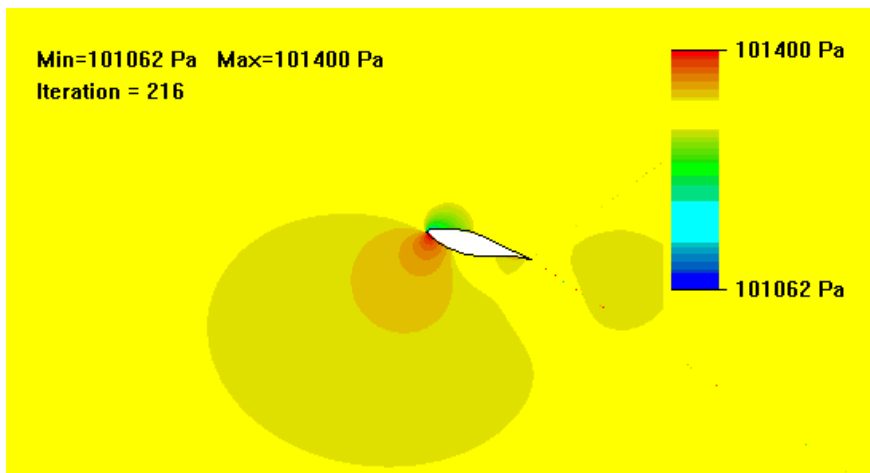


a = 20 deg.

Διάγραμμα 3 Κατανομή πιέσεων πάνω στην αεροτομή SERI S809 κοντά στη κρίσιμη γωνία προσβολής για $Re = 0,75 \times 10^6$



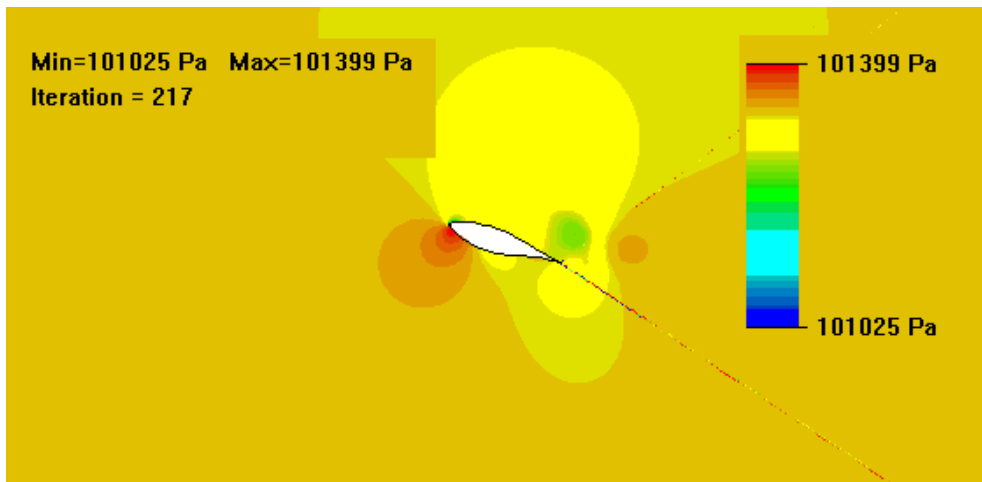
a = 13 deg.



a = 15 deg.



a = 17 deg.

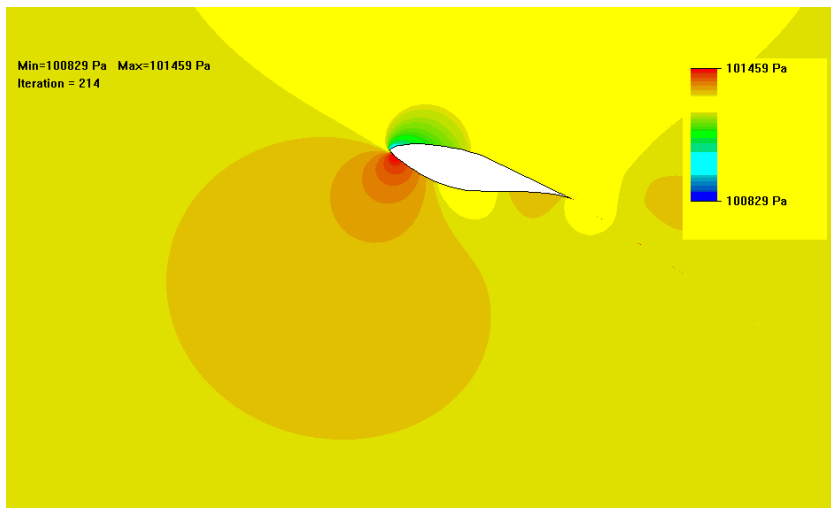


a = 19 deg.

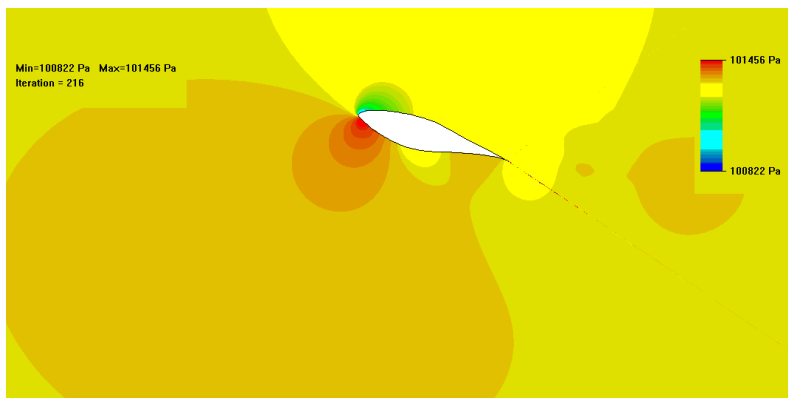
Διάγραμμα 4 Κατανομή πιέσεων πάνω στην αεροτομή S809 κοντά στη κρίσιμη γωνία προσβολής για $Re=1 \times 10^6$



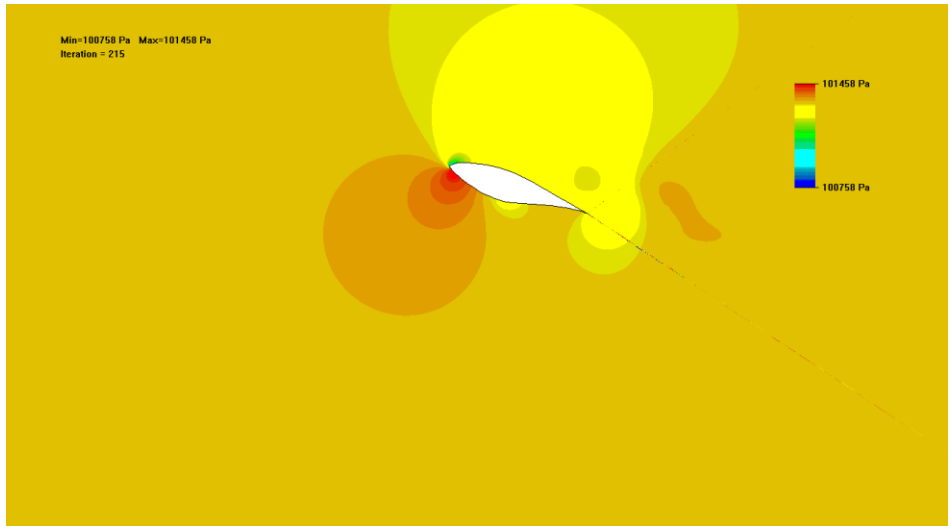
$a = 13$ deg.



$a = 15$ deg.



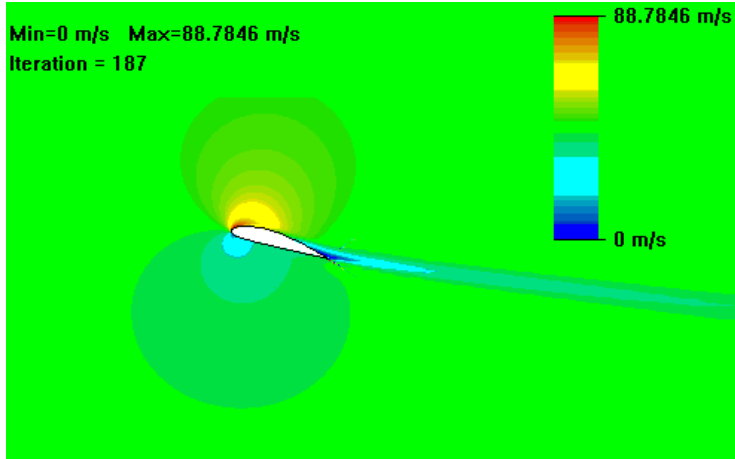
$a = 17$ deg.



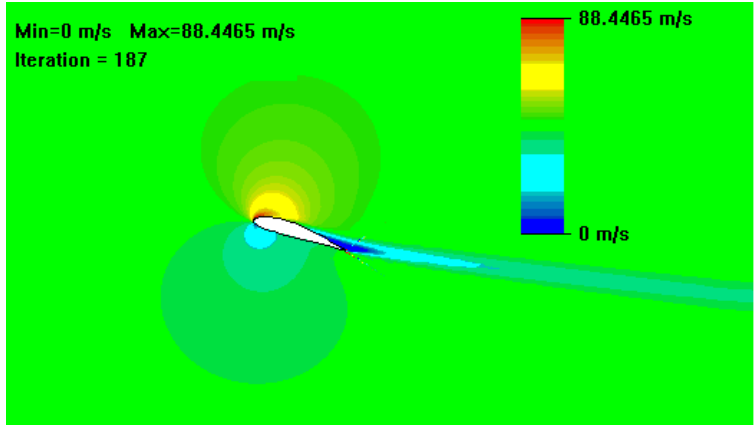
a = 19 deg.

8.2.2 Διαγράμματα Διακύμανσης Ταχύτητας

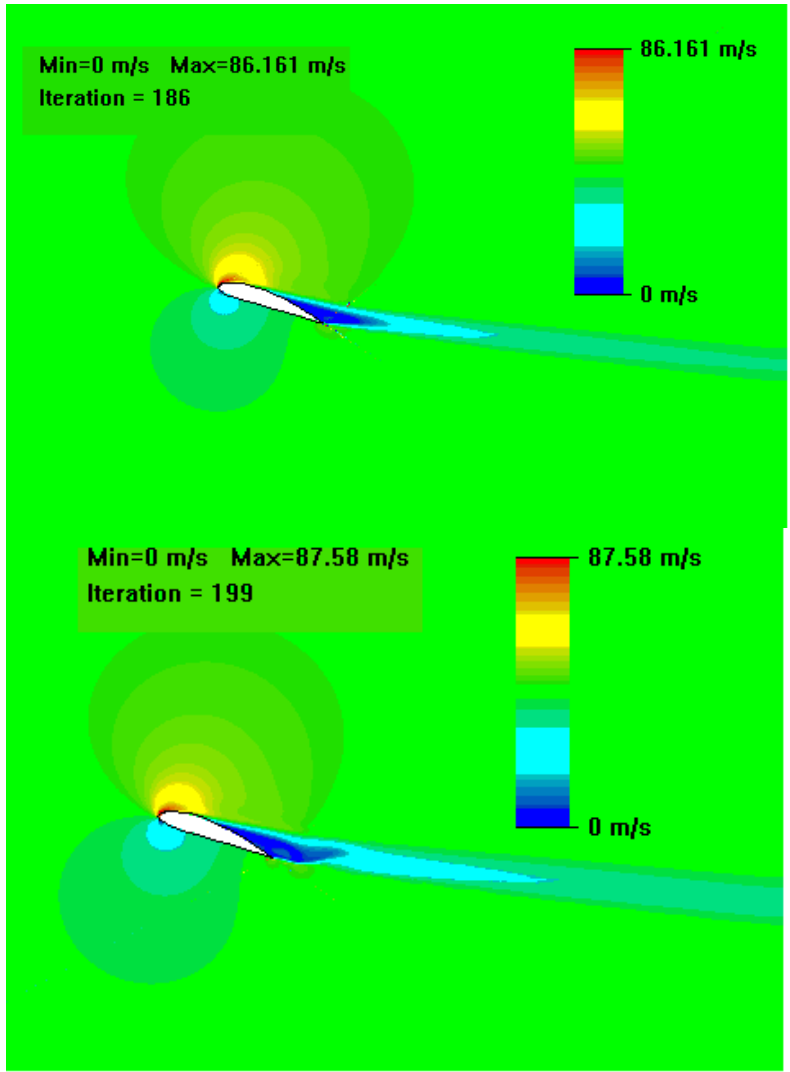
Διάγραμμα 5 Διακύμανση της ταχύτητας κοντά στην κρίσιμη γωνία προσβολής για αεροτομή NACA 4415 $Re=3 \times 10^6$



a = 16 deg.



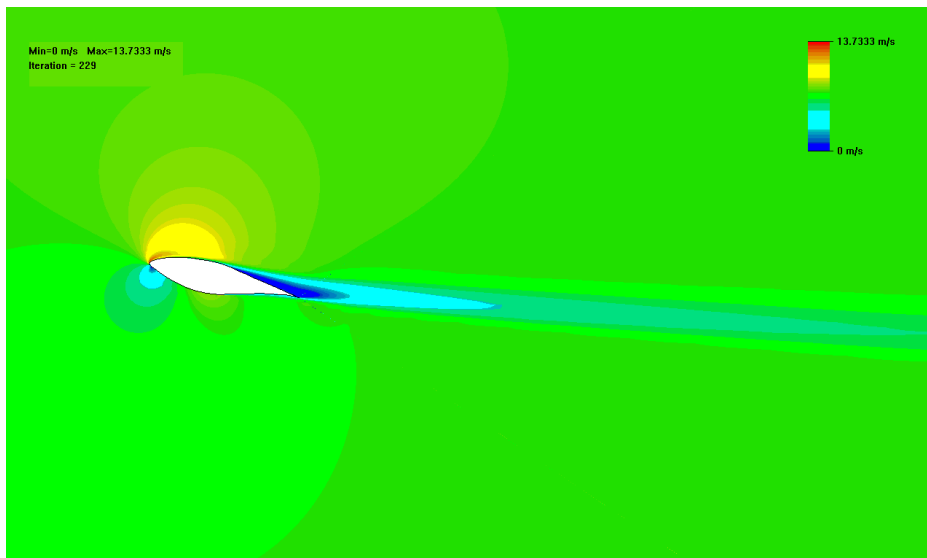
a = 18 deg.



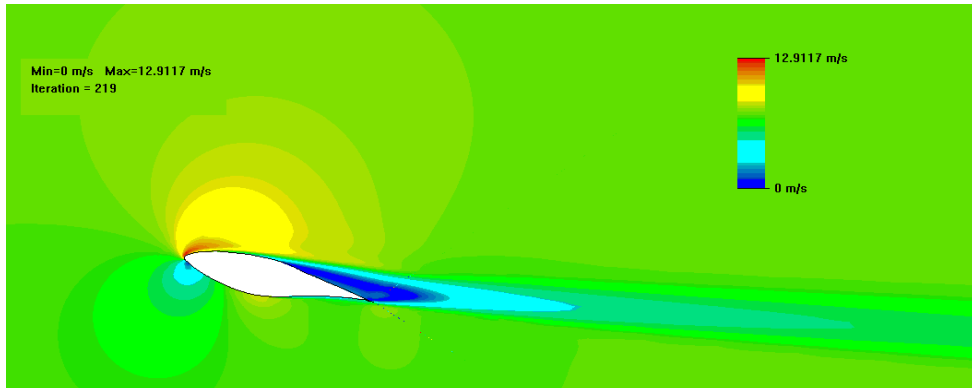
a = 19 deg.

a = 20 deg.

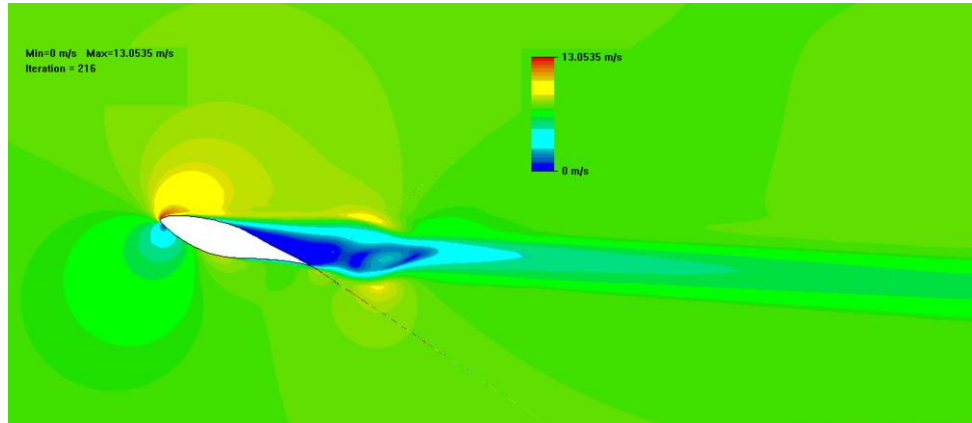
Διάγραμμα 6 Διακύμανση της ταχύτητας κοντά στην κρίσιμη γωνία προσβολής για αεροτομή SERI S809 $Re=0,5 \times 10^6$



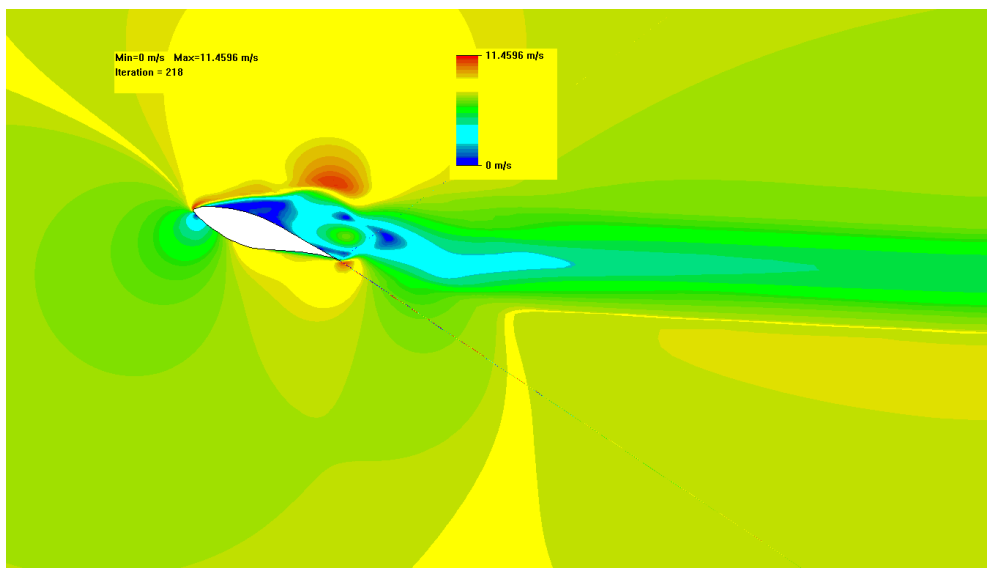
a = 13 deg.



a = 14 deg.

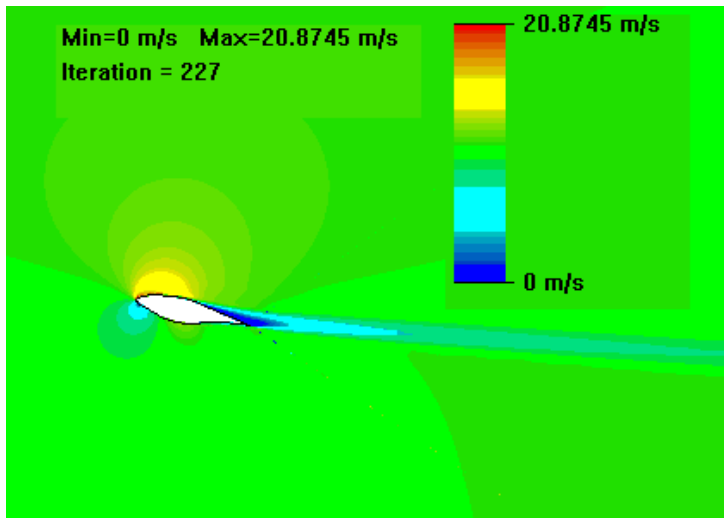


a = 17 deg.

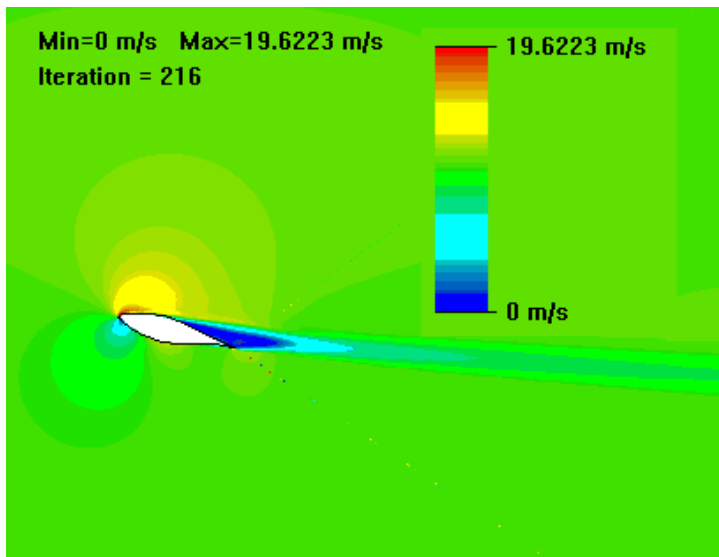


a = 19 deg.

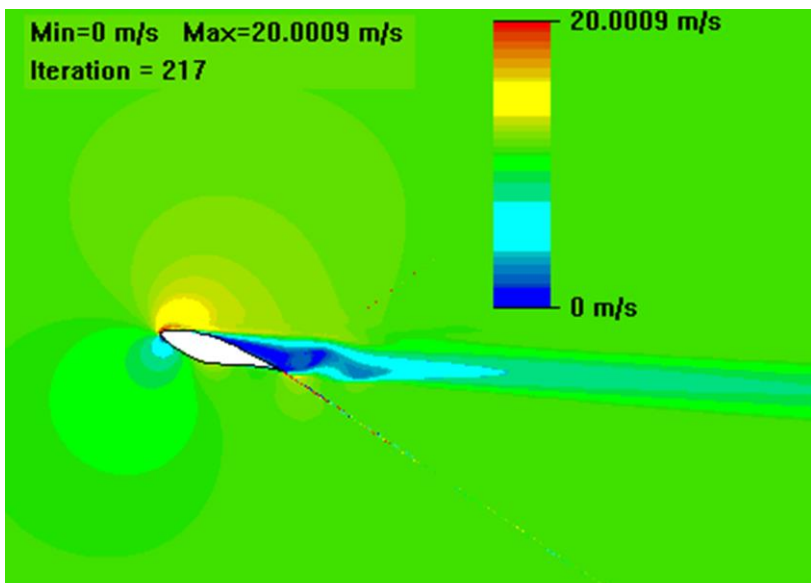
Διάγραμμα 7 Διακύμανση της ταχύτητας κοντά στην κρίσιμη γωνία προσβολής για αεροτομή S809 $Re=0,75 \times 10^6$



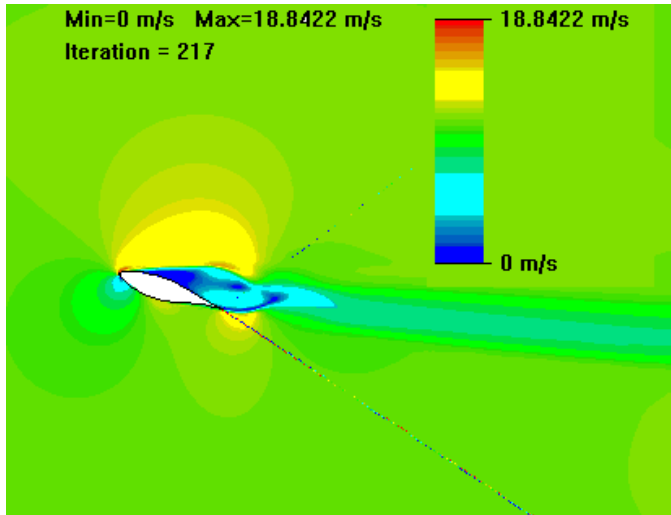
a = 13 deg.



a = 15 deg.

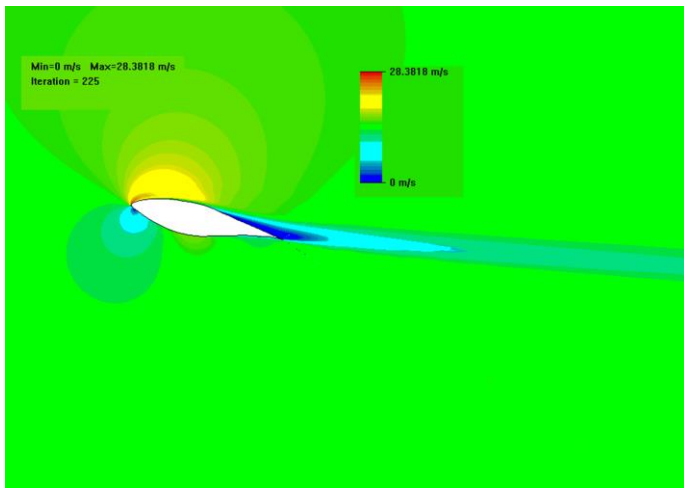


a = 17 deg.

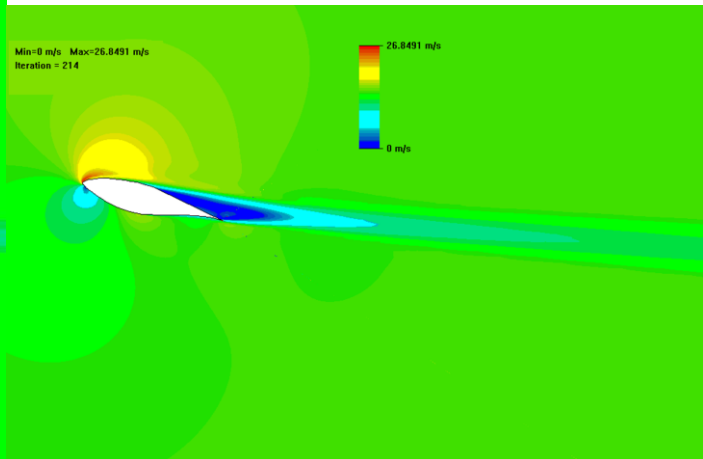


a = 19 deg.

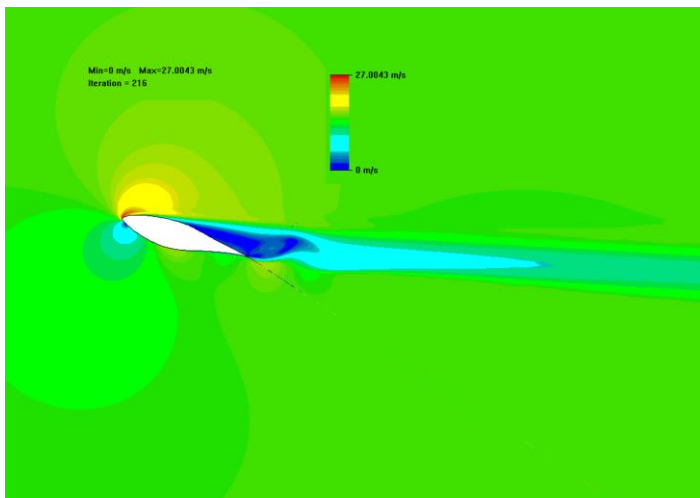
Διάγραμμα 8 Διακύμανση της ταχύτητας κοντά στην κρίσιμη γωνία προσβολής για αεροτομή SERI S809 $Re=1 \times 10^6$



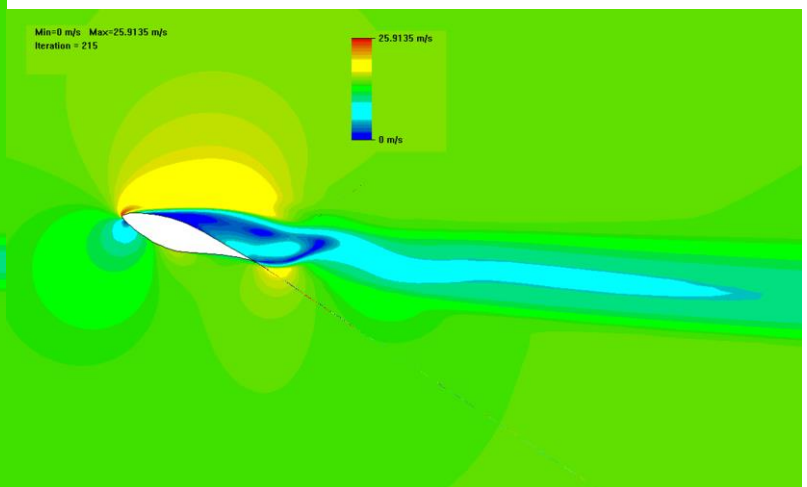
a = 13 deg.



a = 15 deg.



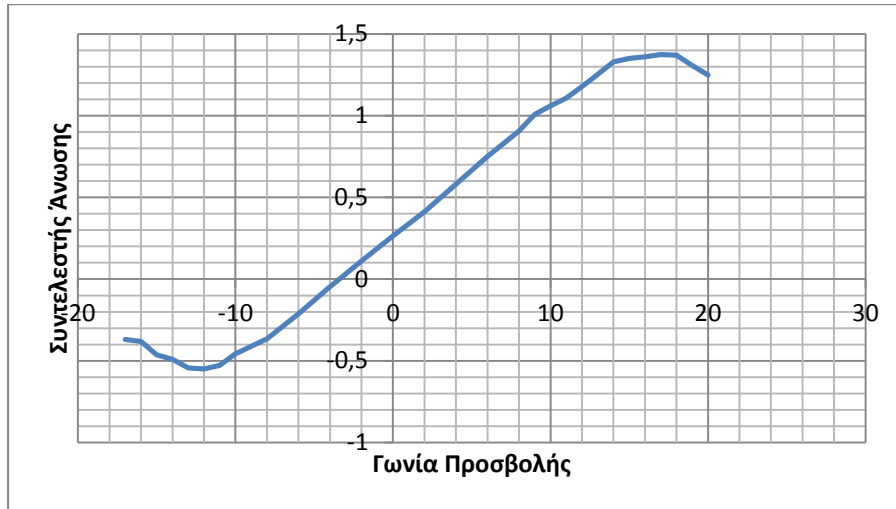
a = 17 deg.



a = 19 deg.

8.2.3 Συντελεστές Δυναμικής Άνωσης

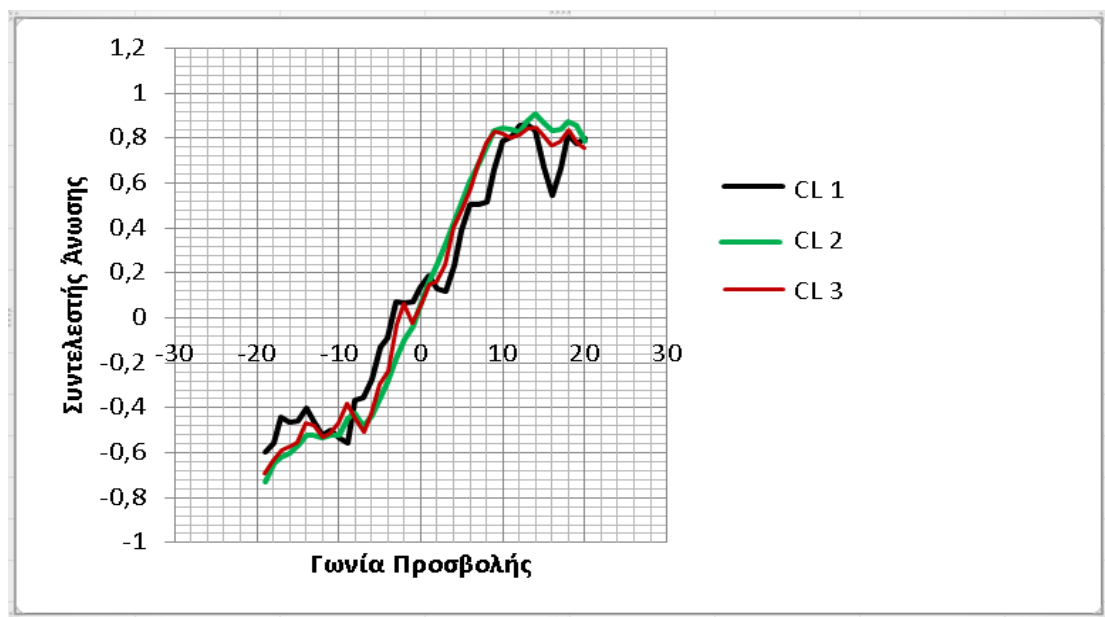
Γράφημα 1 Συντελεστής δυναμικής άνωσης για NACA 4415



Απο το παραπάνω γράφημα παρατηρείται :

- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης βρίσκεται στις -4° .
- Η κρίσιμη γωνία προσβολής βρίσκεται στις 16° .
- Ο ρυθμός μεταβολής του C_L ξεκινά αρνητικός απο τις -18° και μέχρι τις 12° , στη συνέχεια γίνεται θετικός μέχρι τη κρίσιμη γωνία των 16° , απο εκεί και πέρα μειώνεται απότομα.

Γράφημα 2 Συντελεστές δυναμικής άνωσης για SERI S809 ($CL_1=0,5 \times 10^6$ Re, $CL_2=0,75 \times 10^6$ Re, $CL_3=1 \times 10^6$ Re)

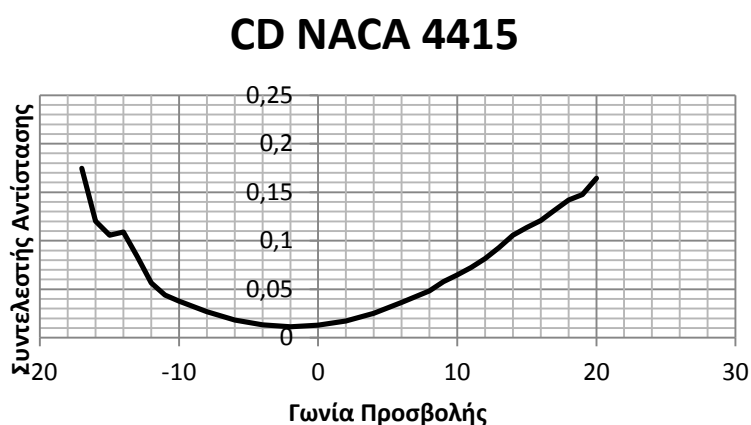


Παρατηρούνται τα εξής :

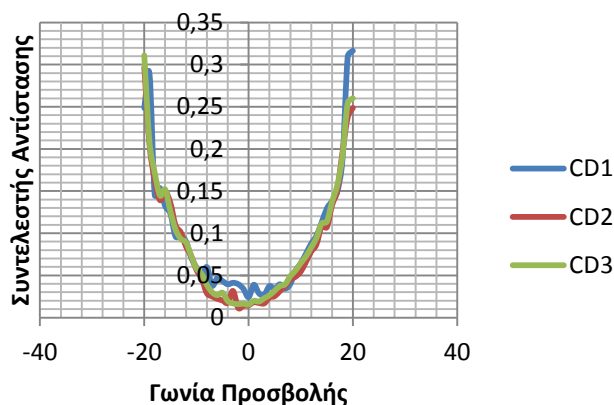
- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης για τον CL_1 βρίσκεται κοντά στις -6° , ενώ για τον CL_2 και τον CL_3 κοντά στις -4° .
- Ο μέγιστος CL δεν υπερβαίνει σε κανένα βαθμό Re την μια μονάδα
- Η κρίσιμη γωνία για τον CL_1 βρίσκεται στις 12° , για τον CL_2 στις 13° και για τον CL_3 στις 14°
- Ο συντελεστής άνωσης διατηρείται στις μέγιστες τιμές του για αρκετές μοίρες.

8.2.4. Συντελεστές Οπισθέλκουσας Αντίστασης

Γράφημα 3 Συντελεστής οπισθέλκουσας αντίστασης για NACA 4415



Γράφημα 4 Συντελεστής οπισθέλκουσας αντίστασης για SERI S809

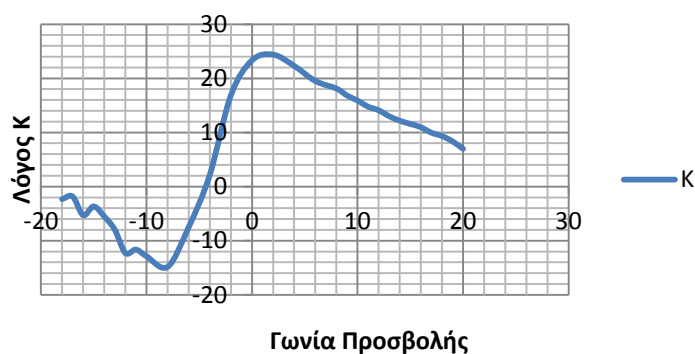


Απο τα δύο γραφήματα παρατηρούμε ότι :

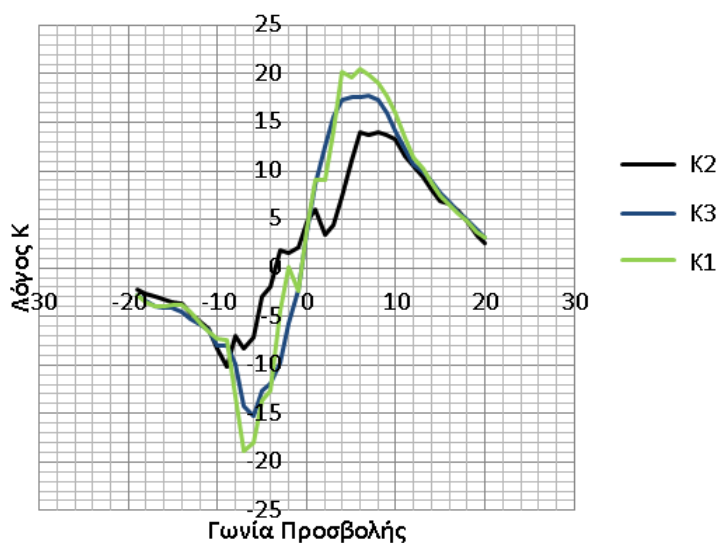
Ο ρυθμός μεταβολής των συντελεστών οπισθέλκουσας είναι μικρότερος σε γωνίες κοντά στην γωνία μηδενικής άνωσης και αυξάνεται καθώς μεγαλώνει η κλίση της αεροτομής. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι σε μεγαλύτερες γωνίες παρατηρείται μεγαλύτερη αύξηση της αντίστασης λόγω μορφής και της επαγόμενης αντίστασης. Μετά την κρίσιμη γωνία υπάρχει απότομη αύξηση του συντελεστή αντίστασης λόγω της αποκόλλησης της ροής και της αύξησης της αντίστασης λόγω διαφοράς πίεσης των επιφανειών της αεροτομής. Στην SERI S809 παρατηρούμε σε όλους τους βαθμούς Re μεγαλύτερα ποσά αντίστασης απο την NACA 4415 καθώς και πιο απότομες μεταβολές του συντελεστή αντίστασης.

8.2.5 Λόγοι Συντελεστών Άνωσης /Αντίστασης

Γράφημα 5 Λόγος συντελεστών άνωσης/αντίστασης για NACA 4415



Γράφημα 6 Λόγος συντελεστών άνωσης/αντίστασης για SERI S809



9. Σύγκριση Αποτελεσμάτων- Συζήτηση

Σε αυτό το κεφαλαίο θα αξιολογήσουμε τα αποτελέσματα της υπολογιστικής ανάλυσης με τα αντίστοιχα πειραματικά, θα βρούμε τις αποκλίσεις και θα προσπαθήσουμε να δώσουμε μια απάντηση για τις πιθανές αιτίες που τις προκαλούν.

9.1 Μέθοδος Υπολογισμού Σφαλμάτων

Καθώς η ύπαρξη αποκλίσεων είναι κάτι που αναμένουμε και ιδιαίτερα σε μια υπολογιστική ανάλυση ροής που τίθεται σε σύγκριση με πειραματικά δεδομένα, για να έχουμε εικόνα του μεγέθους απόκλισης και να μπορούμε να βγάλουμε συμπεράσματα, υπολογίζουμε αριθμητικά τις αποκλίσεις χρησιμοποιώντας τον όρο *σφάλμα*.

Μπορούμε να υπολογίσουμε το σφάλμα με δύο τρόπους, ο ένας είναι που μας δείχνει το μέγεθος του σφάλματος και ονομάζεται *απόλυτο σφάλμα*, και ο άλλος τρόπος που μας δείχνει το μέγεθος του σφάλματος σε σχέση με την επιθυμητή τιμή και ονομάζεται *σχετικό σφάλμα*.

9.1.1 Απόλυτο Σφάλμα

Η απόλυτη διαφορά ανάμεσα στην επιθυμητή και στην υπάρχουσα τιμή ορίζεται ως απόλυτο σφάλμα

$$(9.1) \quad E_{abs} = |x - a|$$

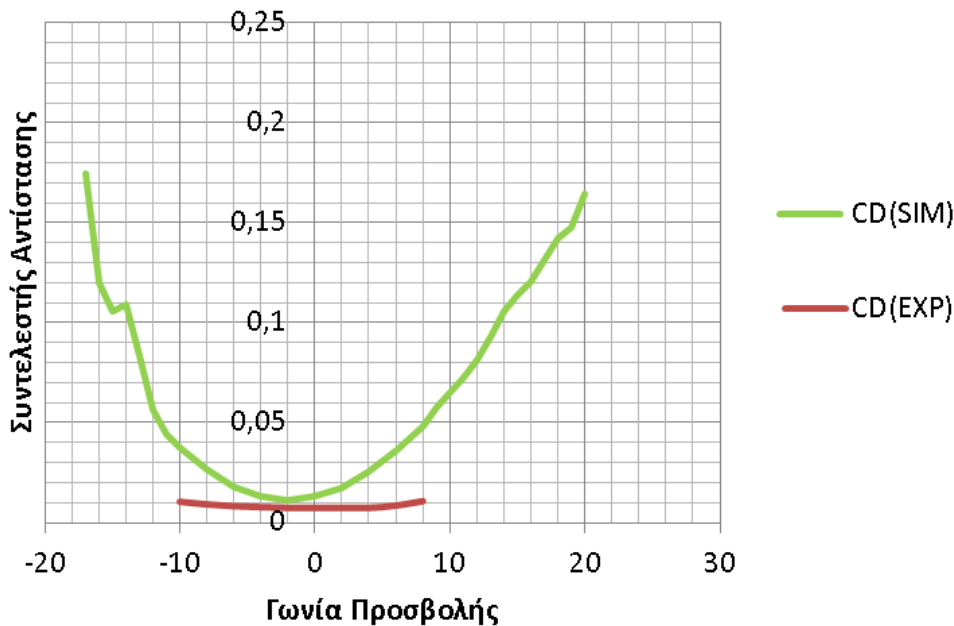
9.1.2 Σχετικό Σφάλμα

Ο λόγος του απόλυτου σφάλματος και της επιθυμητής τιμής ονομάζεται *σχετικό σφάλμα*.

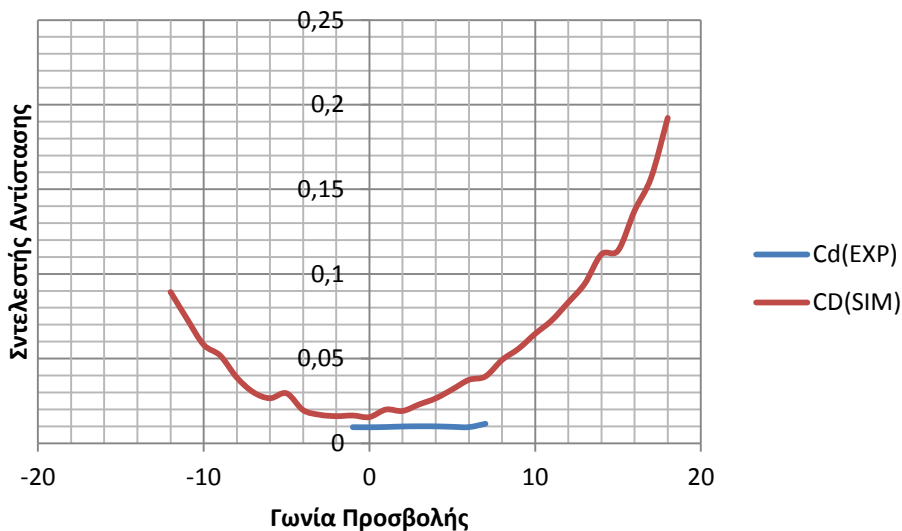
$$(9.2) \quad E_{rel} = \frac{E_{abs}}{|x|} = \frac{|x-a|}{|x|}$$

9.2 Συντελεστής Οπισθέλκουσας Αντίστασης

Γράφημα 7 Σύγκριση Συντελεστών Αντίστασης για NACA 4415



Γράφημα 8 Σύγκριση Συντελεστών Αντίστασης για SERI S809

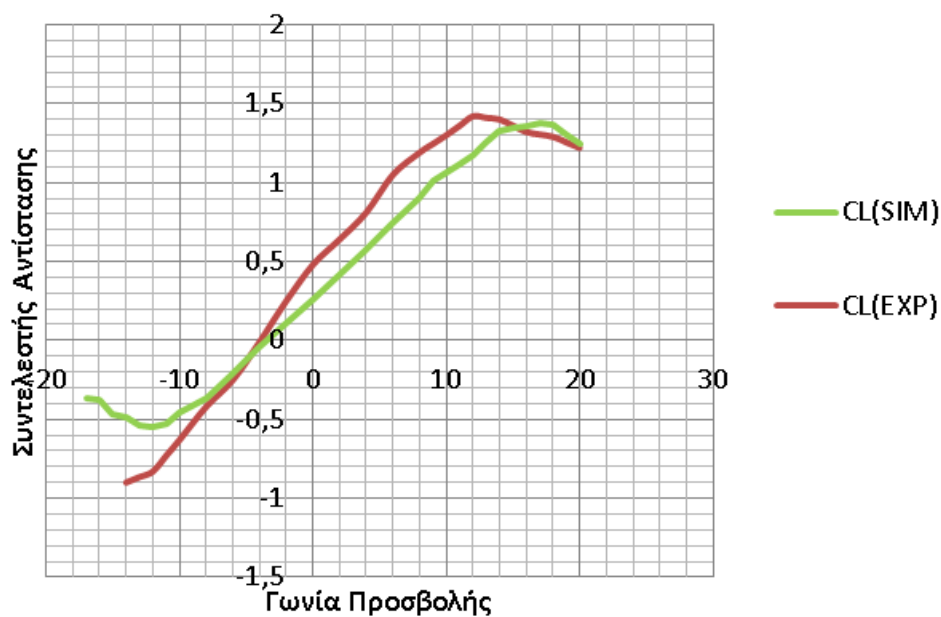


Όπως φαίνεται και στα παραπάνω γραφήματα οι τιμές των συντελεστών αντίστασης είναι κατά πολύ μεγαλύτερες των αντίστοιχων πειραματικών δεδομένων. Αυτό ήταν αναμενόμενο γιατί στη πραγματικότητα η αεροτομή παρουσιάζει στρωτή ροή στο μπροστινό μέρος της, συγκεκριμένα για την SERI S809 τα πειραματικά δεδομένα δείχνουν ότι σε θετικές γωνίες προσβολής και κάτω από πέντε μοίρες η ροή είναι στρωτή σε πάνω από το μισό μπροστινό μέρος της αεροτομής. Στη συνέχεια υποβάλλεται διαχωρισμός της στρωτής ροής ακολουθούμενος από μια τύρβη. Καθώς η γωνία προσβολής αυξάνεται περαιτέρω, το σημείο μετάβασης της άνω

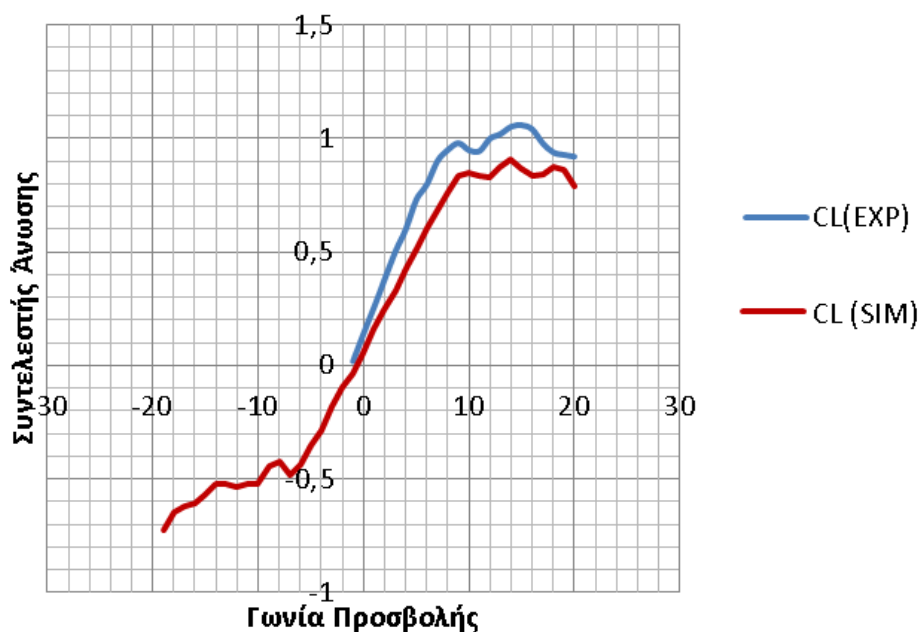
επιφάνειας κινείται προς τα εμπρός και η αεροτομή αρχίζει να βιώνει μικρές ποσότητες τυρβώδους γραμμής (trailnedge). Σε περίπου 9° , το τελευταίο 5% με 10% της άνω επιφάνειας διαχωρίζεται. Το σημείο μετάβασης της άνω επιφάνειας έχει προχωρήσει περίπου στην αιχμή. Με περαιτέρω αυξήσεις στη γωνία προσβολής, ο διαχωρισμός κινείται ταχέως προς την μπροστινή άκρη, έτσι ώστε στους περίπου 20° , το μεγαλύτερο μέρος της άνω επιφάνειας έχει αποκολληθεί (stall). Με βάση τα δεδομένα που θέσαμε, το Solidworks δεν έχει στην διάθεση του τέτοια μοντέλα τύρβης που να του δίνουν την δυνατότητα να υπολογίζει το σημείο μετάβασης από στρωτή σε τυρβώδη ροή, και έτσι υποθέτει ότι η ροή είναι τυρβώδης σε όλο το μήκος του οριακού στρώματος με αποτέλεσμα να βγάζει πολύ μεγαλύτερο CD από αυτό που θα ήταν σε ένα ιξώδες οριακό στρώμα..

9.3 Συντελεστής Δυναμικής Άνωσης

Γράφημα 9 Σύγκριση συντελεστών άνωσης για NACA 4415



Γράφημα 10 Σύγκριση συντελεστών άνωσης για SERI S809

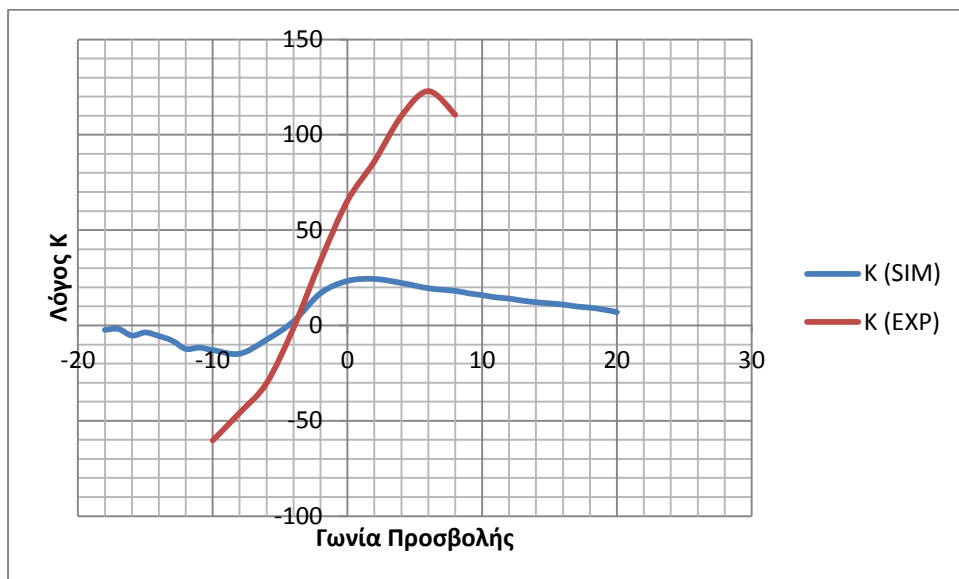


Απο τα παραπάνω γραφήματα παρατηρούμε :

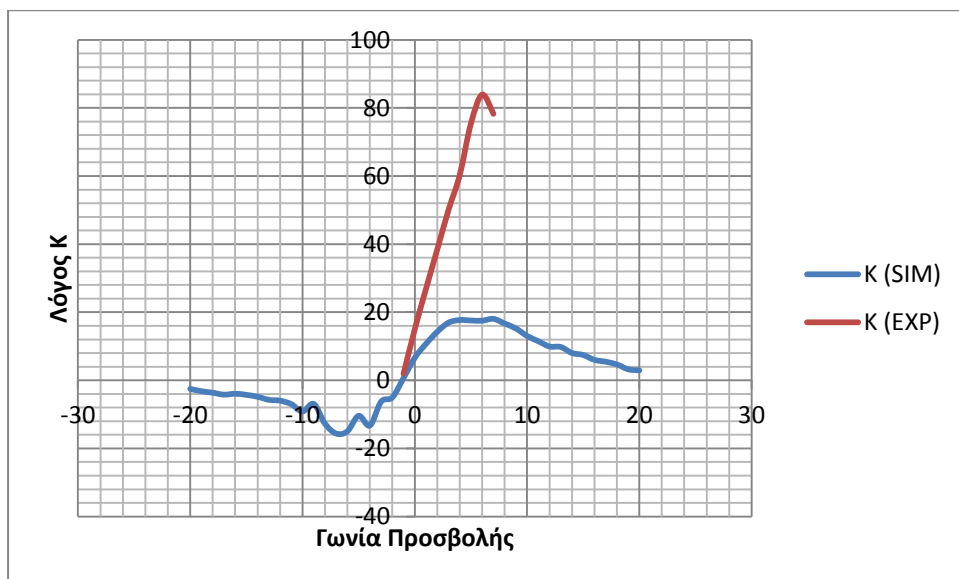
- Αρκετά μικρότερο σφάλμα σε σχέση με τον συντελεστή αντίστασης, γιατί ο συντελεστής άνωσης δεν επηρεάζεται τόσο πολύ από την στροβιλότητα του οριακού στρώματος. Φυσικά αν είχαμε στρωτή ροή στο προστινό μέρος της επιφάνειας της αεροτομής(όπως έχει πραγματικά η αεροτομή) εκτός από μικρότερο συντελεστή αντίστασης, θα είχαμε και μεγαλύτερο συντελεστή άνωσης, κάτι που φαίνεται μιας και όλοι οι πειραματικοί συντελεστές άνωσης είναι λίγο μεγαλύτεροι από της ανάλυσης.
- Στην γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης έχουμε σχεδόν ίδιες τιμές και ταύτιση των πειραματικών δεδομένων, τόσο στη NACA 4415 όσο και στη SERI S809.

9.4 Λόγοι Συντελεστών Άνωσης / Αντίστασης

Γράφημα 11 Σύγκριση Λόγων Κ για NACA 44515



Γράφημα 12 Σύγκριση Λόγων Κ για SERI S809



Απο τα γραφήματα 11 και 12 παρατηρούμε πολύ μεγαλύτερους πειραματικούς λόγους απο εκείνους της ανάλυσης. Κάτι που είναι πολύ φυσικό λόγω της μεγάλης απόκλισης των συντελεστών αντίστασης αλλά και της (μικρότερης μεν) απόκλισης

των συντελεστών άνωσης. Όπως αναφέραμε προηγουμένως, τα δεδομένα που θέσαμε δεν δίνουν στο Solidoworks την δυνατότητα να υπολογίζει το σημείο μετάβασης απο στρωτή σε τυρβώδη ροή, και έτσι υποθέτει ότι η ροή είναι τυρβώδης σε όλο το μήκος του οριακού στρώματος, αυτο συνεπάγεται μείωση του συντελεστή άνωσης και αρκετά μεγάλη αύξηση του συντελεστή αντίστασης. Και αφού ο λόγος K επηρεάζεται απο τον συντελεστή άνωσης (ανάλογα) και είχαμε πειραματικά μεγαλύτερο σταθερά συντελεστή αλλά και απο το συντελεστή αντίστασης (αντιστρόφως ανάλογα) και είχαμε αρκετά μικρότερο, ουσιαστικά προστίθεται το ένα σφάλμα στο άλλο και έχουμε τη μεγαλύτερη απόκλιση έως τώρα. χαρακτηριστικά τυρβώδους χρονικά μεταβαλλόμενες ροής που το μοντέλο δεν έχει παραμετροποιηθει για να τα λάβει υπόψη

Πίνακας 7 Σύγκριση συντελεστών άνωσης και υπολογισμός σφαλμάτων για SERI S809

a(°)	CL(EXP)	CL(SIM)	Eabs	Erel	Erel(%)
-1	0,018394	0,011346	0,007048	0,383173	38,3%
0	0,141561	0,102393	0,039168	0,276685	27,7%
1	0,257468	0,213502	0,043966	0,170763	17,1%
2	0,38	0,271747	0,108253	0,284875	28,5%
3	0,5	0,388027	0,111973	0,223945	22,4%
4	0,6	0,469042	0,130958	0,218263	21,8%
5	0,73	0,558522	0,171478	0,234902	23,5%
6	0,797163	0,655584	0,141579	0,177604	17,8%
7	0,9	0,712169	0,187831	0,208701	20,9%
8	0,95	0,82016	0,12984	0,136674	13,7%
9	0,98	0,850968	0,129032	0,131665	13,2%
10	0,948999	0,843189	0,10581	0,111496	11,1%
11	0,944633	0,83336	0,111273	0,117795	11,8%
12	1	0,826133	0,173867	0,173867	17,4%
13	1,02	0,924215	0,095785	0,093907	9,4%
14	1,052	0,89571	0,15629	0,148564	14,9%
15	1,059	0,84586	0,21314	0,201266	20,1%
16	1,041	0,824833	0,216167	0,207653	20,8%
17	0,979493	0,856783	0,12271	0,125279	12,5%
18	0,93932	0,893475	0,045845	0,048806	4,9%
19	0,928203	0,826339	0,101864	0,109743	11,0%
20	0,920698	0,756133	0,164565	0,17874	17,9%

Πίνακας 8 Σύγκριση συντελεστών άνωσης και υπολογισμός σφαλμάτων για NACA 4415

a(°)	CL(EXP)	CL(SIM)	Eabs	Erel	Erel(%)
-14	-0,54889	-0,9	0,351115	0,390128	39,0%
-13	-0,53716	-0,865	0,327839	0,379005	37,9%
-12	-0,56163	-0,83	0,268368	0,323335	32,3%
-11	-0,49217	-0,73	0,237827	0,32579	32,6%
-10	-0,42176	-0,63	0,208242	0,330543	33,1%
-8	-0,30901	-0,42	0,110991	0,264264	26,4%
-6	-0,11693	-0,25	0,133072	0,532289	53,2%
-4	0,023182	-0,01	0,033182	3,318166	331,8%
-2	0,198135	0,25	0,051865	0,207458	20,7%
0	0,328104	0,48	0,151896	0,316451	31,6%
2	0,494832	0,64	0,145168	0,226825	22,7%
4	0,664802	0,81	0,145198	0,179256	17,9%
6	0,838961	1,05	0,211039	0,20099	20,1%
8	0,971186	1,19	0,218814	0,183877	18,4%
9	1,044639	1,245	0,200361	0,160933	16,1%
10	1,076018	1,3	0,223982	0,172294	17,2%
11	1,140366	1,36	0,219634	0,161496	16,1%
12	1,215119	1,42	0,204881	0,144282	14,4%
13	1,290667	1,41	0,119333	0,084634	8,5%
14	1,366837	1,4	0,033163	0,023688	2,4%
15	1,333116	1,36	0,026884	0,019768	2,0%
16	1,387982	1,32	0,067982	0,051502	5,2%
17	1,359137	1,305	0,054137	0,041484	4,1%
18	1,378564	1,29	0,088564	0,068655	6,9%
19	1,235973	1,255	0,019027	0,015161	1,5%
20	1,262192	1,22	0,042192	0,034583	3,5%

10. Συμπεράσματα

Στην παρούσα πτυχιακή εργασία έγινε χρήση όπως είδαμε και πιο πριν δύο συντεταγμένων αεροτομών, της NACA 4415 για δοκιμαστική χρήση και της SERI S809 για ανάλυση. Στην όλη διαδικασία της ανάλυσης και της προσομοίωσης της ροής μέσω του κομματιού του Solidworks που ασχολείται με την ανάλυση των ρευστών (Flow Simulation), έγινε σχεδόν ταυτόχρονα και μια κατηγοριοποίηση του προγράμματος καθώς με την χρήση του και την σύγκριση των μετρήσεων με πειραματικά δεδομένα βγήκαν στην επιφάνεια τα ελαττώματα και τα πλεονεκτήματα του. Χωρίς φυσικά να είναι κάτι απόλυτο από τα παρακάτω, (μέσα στο πλαίσιο του κεφαλαίου των συμπερασμάτων και της κριτικής σκεψης που πρέπει να αποδοθεί) γίνεται μια σύνοψη των χαρακτηριστικών, των πλεονεκτημάτων και των μειονεκτημάτων ξεχωριστά για την αεροτομή SERI S809 και για το Solidworks Flow Simulation. Επίσης να προστεθεί ότι όποια χαρακτηριστικά αναφέρονται είναι μόνο περί της χρήσης του Solidworks Flow Simulation για ανάλυση ροής σε αεροτομή, γιατί μόνο σε αυτό το κομμάτι ασχολήθηκε η συγκεκριμένη εργασία.

Περί της αεροτομής SERI S809 :

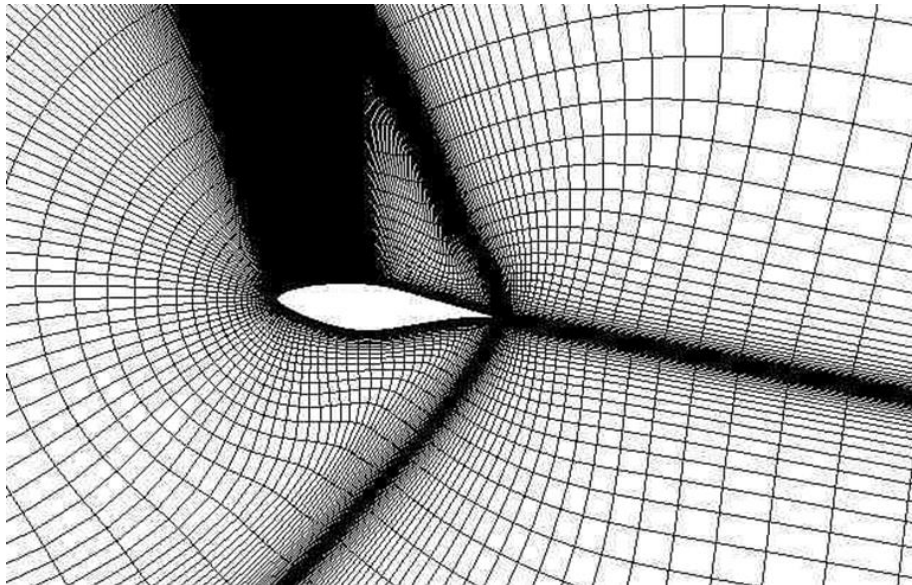
- Παρουσίασε αρκετά καλό λόγο K σε αρκετά μικρούς βαθμούς Re, και κατά συνέπεια σε μικρές ταχύτητες αέρα (απο 7 m/s έως 14 m/s) , στην ανάλυση είχε τις μεγαλύτερες τιμές για $Re = 0.75 \times 10^6$ δηλαδή για ταχύτητα αέρα περίπου 11 m/s.
- Απο την στιγμή που έφτανε στην κρίσιμη γωνία, κρατούσε τα ίδια επίπεδα με γέθους του συντελεστή άνωσης με πολύ μικρές διαφορές, για αρκετές μοίρες μετά.
- Περιορισμένος μέγιστος συντελεστής άνωσης ώστε να μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τον έλεγχο της μέγιστης ισχύς στους υψηλούς ανέμους .
- Απο τα παραπάνω φαίνεται η χρήση της κατάλληλη για το φτερό της ανεμογεννήτριας και η θέση της πιθανόν στο τέλος του φτερού για να διαχειρίζεται κατάλληλα την κατανομή των φορτίων με τον περιορισμένο σε ένταση αλλά σταθερό σε μεγάλο εύρος μοιρών συντελεστή άνωσης.

Περί του προγράμματος Solidworks Flow Simulation :

- Με βάση τη μέθοδο που χρησιμοποιήσαμε (το Wizard από το Flow Simulation), το μεγαλύτερο σφάλμα κατά τον υπολογισμό των βασικών αεροδυναμικών μεγεθών φάνηκε να είναι ότι το Solidworks δεν είχε την δυνατότητα να υπολογίσει το σημείο μετάβασης απο στρωτή σε τυρβώδη ροή με αποτέλεσμα να επηρεάζει σημαντικά τον συντελεστή αντίστασης και αρκετά λιγότερο τον συντελεστή άνωσης. Η συγκεκριμένη μέθοδος που

χρησιμοποιήσαμε έχει τις βασικές μόνο ρυθμίσεις, καθώς υπάρχουν και άλλες παραμέτρους που δεν δοκιμάσαμε λόγω χρόνου και πολυπλοκότητας των υπολογισμών. Παρ'όλα αυτά η συγκεκριμένη μέθοδος είναι αρκετά γρήγορη σε χρόνο και με αρκετά αξιόπιστα αποτελέσματα στο συντελεστή άνωσης.

- Σαν πρόγραμμα είναι αρκετά προσιτό για το νέο μηχανικό, ακόμα και για αυτόν που απέχει από το κομμάτι της υπολογιστικής ρευστομηχανικής και είναι ένας σημαντικός βοηθός για την κρίση του μηχανικού μιας και οι χρόνοι επίλυσης των προσομοιώσεων (και ειδικά στην δισδιάστατη ανάλυση) είναι αρκετά μικροί και μπορούν να γίνονται γρήγορα δοκιμές σε αλλαγές μοιρών, χαρακτηριστικά του ρευστού και άλλα μεγέθη που μπορεί να καθορίσουν το αποτέλεσμα μιας ανάλυσης.



Εικόνα 10-1 Ανάλυση του πλέγματος από μηχανικούς της NASA

Περί των μετρήσεων :

Πέρα από τη μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή, κάτι άλλο που θα μπορούσε να μας δώσει πιο ακριβείς λύσεις είναι ο ακριβής σχεδιασμός του πλέγματος του υπολογιστικού πεδίου. Αυτό να προσθέσουμε εδώ ότι σε επαγγελματικό επίπεδο υπολογισμών γίνεται από έμπειρους μηχανικούς στις μετρήσεις αναλύσεων γιατί αν δεν υπάρχουν πειραματικά δεδομένα ο μηχανικός καλείται να προβλέψει με βάση την εμπειρία του την αποκόλληση της ροής και την αντίσταση (βλ. Εικόνα 10-1). Στη συγκεκριμένη πτυχιακή δεχθήκαμε το πλέγμα όπως το ορίζει το Solidworks και δεν έγινε περαιτέρω ανάλυση σε αυτό μιας και αυτό θα απαιτούσε αρκετά περισσότερο χρόνο και πιθανόν να ήταν και εκτός στόχου της

παρούσας πτυχιακής , παρ' όλα αυτά θα μπορούσε να γίνει πτυχιακή στο μέλλον με κύριο θέμα αυτό.

Σύνοψη :

Η υπολογιστική ρευστομηχανική έχει αλματώδη πορεία τα τελευταία χρόνια και αποτελεί πλέον ένα απαραίτητο κλάδο στο τομέα της βιομηχανίας , παρ' όλα αυτά , τα πειραματικά δεδομένα θα είναι πάντα απαραίτητα για την εκπόνηση μιας αξιόπιστης ανάλυσης ροής. Για την συγκεκριμένη αεροτομή (SERI S809) βρέθηκαν περιορισμένα πειραματικά δεδομένα , αλλά θα μπορούσε κάλλιστα σε μια πτυχιακή στο μέλλον να συνεχιστεί η εργασία με την κατασκευή της εκάστοτε αεροτομής και τη μέτρηση της με πειραματικά δεδομένα απο την αεροσήραγγα του εργαστηρίου αιολικής ενέργειας στο Τ.Ε.Ι. Κρήτης.

Βιβλιογραφία

Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A.E. (1959). Theory of Wing Sections : Including a Summary of Airfoil Data. Dover Publications

David A. Spera (1994): Wind Turbine Technology Fundamental Concepts Of Wind Turbine Engineering .Asme Press

John E. Matsson, (2010) : An introduction To Solidworks Flow Simulation . SDC publications

Nancy Hall (2015) : Size Effects On Lift . National Aeronautics And Space Administration

R. Reuss Ramsay M. J. Hoffmann G.M. Gregorek (1995) : Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S809 Airfoil. The Ohio State University

J. L. Tangler and D.M. Somers (1995) : NREL Airfoil Families for HAWTs. National Renewable Energy Laboratory

Somers, D. M., 1989, “Design and Experimental Results for the S809 Airfoil,” Airfoils, Inc., State College, PA

Walter P. Wolfe Stuart S. Ochs : CFD Calculations of S809 Aerodynamic Characteristics

Abrasive Grit Sizes : <https://www.unc.edu/~rowlett/units/scales/grit.html>

J.D. Anderson Jr. (1995) : Computational Fluid Dynamics The Basics With Applications

‘Αγγελος Θ. Παπαϊωάννου (2013): Οριακό στρώμα Βασικές έννοιες και θεωρητική ανάλυση .Σημειώσεις ΕΜΠ

Μπεγλερές Γ. (1995). Η αεροδυναμική του Υποηχητικού Αεροσκάφους. Παπασωτηρίου

Τριανταφύλλου, Γ.Σ. (2002) . Ειδικά θέματα Μηχανικής Ρευστών. Πάτρα : Πανεπιστημιακές Εκδόσεις.