



Τ.Ε.Ι. Κρήτης
Σ.Τ.Ε.Φ.
Τμήμα Μηχανολόγων
Μηχανικών Τ.Ε.

ΗΡΑΚΛΕΙΟ 2014

ΘΕΩΡΗΤΙΚΗ ΚΑΙ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ
ΠΤΕΡΥΓΑΣ ΜΗΔΕΝΙΚΟΥ ΣΥΝΤΕΛΕΣΤΗ
ΡΟΠΗΣ



Σπουδάστρια: Τοτοζάνι Εμίλντα Αιμιλία 5177 |

Επιβλέπων: Δρ. Χρηστάκης Δημήτριος

ABSTRACT

The *NACA 66215* airfoil is tested in a small wind tunnel and the measurements are compared with numerical calculations. All the three coefficients, C_L , C_D , C_m are compared with the *NACA* coefficients as they are edited in the “*Abbott & von Doenhoff*” book, “*Theory of Wing Section*”. The above coefficients are also compared with the results from a Solidworks Flow Simulation project.

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η αεροτομή *NACA 66215* μελετάται σε μια μικρή αεροσήραγγα και από τα αποτελέσματα υπολογίζονται τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της. Οι τρεις συντελεστές C_L , C_D και C_m , συγκρίνονται με τους συντελεστές της *NACA* ;όπως φαίνονται στο βιβλίο των “*Abbott & von Doenhoff*”, “*Theory of Wing Section*”. Μελετήθηκαν επίσης οι παραπάνω συντελεστές μέσω του προγράμματος *Solidworks Flow Simulation* και συγκρίθηκαν με τα παραπάνω.

Περιεχόμενα

ABSTRACT.....	1
ΠΕΡΙΛΗΨΗ.....	1
1. Σκοπός της Εργασίας.....	6
1.1. Δομή της Εργασίας.....	6
Εισαγωγή.....	8
2. Βασικές Αρχές Αεροδυναμικής.....	8
2.1. Η Ροή και τα Χαρακτηριστικά της.....	8
2.1.1. Είδη Ροής.....	9
2.1.2. Ο Αριθμός Reynolds.....	11
2.2. Αρχή της Συνέχειας της Ροής.....	12
2.3. Θεώρημα Bernoulli.....	13
2.4. Πτέρυγες – Αεροδυναμικές Τομές.....	14
2.4.2. Γεωμετρικά χαρακτηριστικά Αεροτομών NACA.....	17
3. Δυναμική Άνωση.....	22
3.1. Μηχανισμός Δημιουργίας της Δυναμικής Άνωσης.....	22
3.1.1. Άνωση Σύμφωνα με τη Θεωρία «Ίσου Χρόνου Διέλευσης».....	22
3.1.2. Άνωση Σύμφωνα με τον Νόμο «Δράσης - Αντίδρασης» του Newton.....	27
3.2. Παράγοντες που Επηρεάζουν την Δυναμική Άνωση.....	28
3.2.1. Επίδραση της Γωνίας Προσβολής (α).....	28
3.2.2. Επίδραση της Ταχύτητας (V).....	29
3.2.3. Επίδραση της Πυκνότητας του Ρευστού (ρ).....	29
3.2.4. Επίδραση του εμβαδού της επιφάνειας της πτέρυγας (A).....	29
3.2.5. Επίδραση του Σχήματος της Αεροτομής.....	30
3.3. Υπολογισμός Άνωσης και Συντελεστή Άνωσης.....	31
4. Αεροδυναμική Αντίσταση (Drag).....	33
4.1. Είδη Αντίστασης.....	33

4.1.1. Αντίσταση λόγω τριβής	33
4.1.2. Αντίσταση Λόγω Μορφής (Pressure Drag)	34
4.1.3. Επαγόμενη Αντίσταση (Lift Induced Drag)	36
4.2. Συνολική Οπισθέλκουσα Αντίσταση	37
4.2.1. Παράγοντες που Επηρεάζουν την Συνολική Αντίσταση	37
4.3. Ο Συντελεστής Οπισθέλκουσας Αντίστασης.....	37
4.3.1. Γραφική Αναπαράσταση του Συντελεστή Αντίστασης.....	37
4.4. Λόγος Άνωσης-Αντίστασης (K)	38
5. Μεταβολή των Δυνάμεων Πέραν της Κρίσιμης Γωνίας Προσβολής.....	40
5.1. Οριακό Στρώμα.....	40
5.2. Το φαινόμενο Αποκόλλησης της Ροής	42
5.2.1. Αποκόλληση της Ροής και Γωνία Προσβολής	44
5.3. Αίτια της Απότομης Μεταβολής των Αεροδυναμικών Συντελεστών Πέραν της Κρίσιμης Γωνίας.....	45
5.3.1. Συντελεστής Δυναμικής Άνωσης.....	45
5.3.2. Συντελεστής Αντίστασης	45
6. Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD)	46
6.1 Γενικά.....	46
6.2. Οι Εξισώσεις Navier-Stokes	47
6.3 Εφαρμογές και Πλεονεκτήματα CFD Modelling	49
7. Μεθοδολογία.....	52
7.1. Περιγραφή μοντέλου	52
7.2. Διαδικασία Προσομοίωσης.....	52
7.2.1. Σχεδιασμός Μοντέλου	52
7.2.2. Τοποθέτηση του 3D Μοντέλου	54
7.2.3. Δημιουργία πργράμματος ανάλυσης.....	55
7.2.4. Ορισμός πεδίου ροής	60

7.2.5. Ορισμός Τοπικών Οριακών Συνθηκών.....	62
7.2.6. Ορισμός στόχων ανάλυσης.....	64
7.2.7. Εκτέλεση Προσομοίωσης Ροής.....	65
7.2.8. Πρόγραμμα Επίλυσης (<i>Solver</i>).....	66
7.3. Διαδικασία Προσομοίωσης <i>NACA 662₂15</i>	68
7.3.1. Προσδιορισμός Παραμέτρων.....	68
7.3.2.Επιλογή Μεγέθους Πλέγματος (<i>Mesh Setting</i>).....	69
7.3.2. Αποτελέσματα Μετρήσεων.....	69
7.3.3 Πειραματικά δεδομένα <i>NACA</i>	71
7.3.4. Σύγκριση αποτελεσμάτων <i>solidworks</i> με πειραματικά δεδομένα της <i>NACA</i>	74
7.3.5. Υπολογισμός σφάλματος.....	76
7.4. Αποτελέσματα Ανάλυσης.....	79
7.4.1. Διαγράμματα Κατανομής Πίεσης γύρω από την αεροτομή <i>NACA 66₂215</i> για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.....	79
7.4.2 Διαγράμματα Διακύμανσης της Ταχύτητας γύρω από την αεροτομή <i>NACA 66₂215</i> για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.....	82
7.4.3. Διαγράμματα Κατανομής Θερμοκρασίας γύρω από την αεροτομή <i>NACA 66₂215</i> για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.....	85
8. Πειραματική Διαδικασία.....	88
8.1. Κατασκευή πτερυγίου.....	88
8.2. Δυναμοκυψέλες (<i>Load Cell</i>).....	89
8.2.1. Η Δυναμοκυψέλη σαν μέθοδος μέτρησης βάρους.....	89
8.2.2. Αρχή λειτουργίας δυναμοκυψέλης.....	90
8.2.3. Δυναμοκυψέλη καμπτόμενης δοκού.....	95
8.2. Αεροσήραγγα.....	98
8.4. Αποτελέσματα Μετρήσεων.....	101
9. Συμπεράσματα.....	106

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ 109

1. Σκοπός της Εργασίας

Στην παρούσα εργασία γίνεται ο υπολογισμός των συντελεστών δυναμικής άνωσης (C_L), οπισθέλκουσας αντίστασης (C_D) και του συντελεστή ροπής (C_M) της αεροτομής NACA 66215, κάνοντας χρήση του λογισμικού εφαρμοσμένης υπολογιστικής ρευστοδυναμικής Solidworks Flow Simulation. Στη συνέχεια γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων με τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα της NACA και σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα από την αεροσήραγγα του εργαστηρίου Αιολικής Ενέργειας.

1.1. Δομή της Εργασίας

Η εργασία αποτελείται από 9 κεφάλαια συμπεριλαμβανομένης της εισαγωγής

Στο εισαγωγικό κεφάλαιο ορίζεται ο σκοπός της εργασίας και περιγράφεται η δομή της

Στο δεύτερο κεφάλαιο παρουσιάζονται οι βασικές αρχές της μηχανικής ρευστών και της αεροδυναμικής που είναι απαραίτητες για την ακτανόηση του προβλήματος.

Στο τρίτο κεφάλαιο αναλύεται η έννοια της δυναμικής άνωσης (Lift), ο μηχανισμός δημιουργίας της, οι παράγοντες που την επηρεάζουν και ο τρόπος υπολογισμού της.

Ομοίως στο τέταρτο κεφάλαιο αναλύεται η οπισθέλκουσα αεροδυναμική αντίσταση (Drag), τα επιμέρους είδη αντίστασης που την αποτελούν, ο μηχανισμός δημιουργίας της, οι παράγοντες που την επηρεάζουν καθώς και ο τρόπος υπολογισμού της.

Στο πέμπτο κεφάλαιο μελετάται η μεταβολή των αεροδυναμικών δυνάμεων lift και drag σε γωνίες μεγαλύτερες της κρίσιμης και παρουσιάζονται επιπλέον αεροδυναμικές έννοιες όπως το οριακό στρώμα και το φαινόμενο της αποκόλλησης της ροής.

Στο έκτο κεφάλαιο γίνεται μια σύντομη παρουσίαση στην επιστήμη της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής. Αρχικά αναλύονται οι δυνατότητές της και τα πλεονεκτήματα που προκύπτουν από τη χρήση της. Στη συνέχεια γίνεται αναφορά σε πλήθος εφαρμογών της κι στις εξισώσεις πάνω στις οποίες βασίζεται.

Το έβδομο κεφάλαιο ασχολείται με τη μεθοδολογία απόκτησης δεδομένων. Γίνεται περιγραφή του μοντέλου και της διαδικασίας προσομοίωσης της ροής.

Παραθέτονται επίσης πίνακες με τα συνολικά αποτελέσματα της ανάλυσης και γίνεται η σύγκρισή τους με τα πειραματικά δεδομένα της NACA.

Το όγδοο κεφάλαιο ασχολείται με την μεθοδολογία απόκτησης των πειραματικών δεδομένων από την αεροσήραγγα του εργαστηρίου Αιολικής Ενέργειας του Τ.Ε.Ι. Ηρακλείου και τη σύγκρισή τους με τα πειραματικά δεδομένα της NACA.

Στο ένατο κεφάλαιο παραθέτονται τα συμπεράσματα της εργασίας συγκρίνοντας τα αποτελέσματα από την προσομοίωση στο Solidworks Flow Simulation με τα αποτελέσματα από την αεροσήραγγα του εργαστηρίου και με τα πειραματικά δεδομένα της NACA.

Εισαγωγή

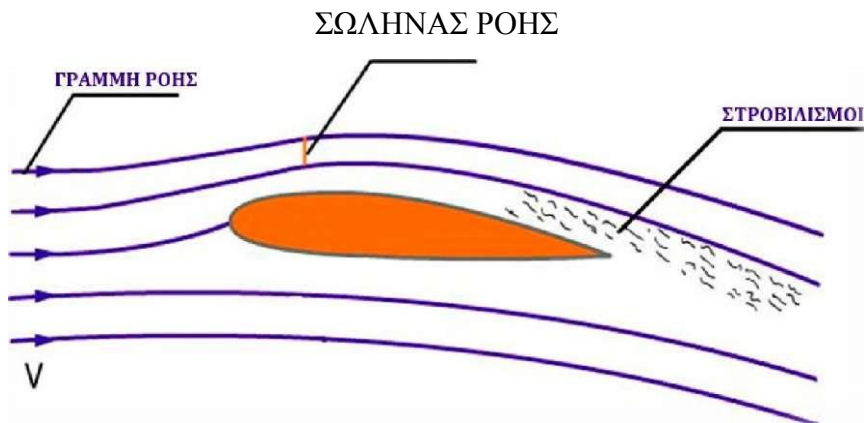
Η παρούσα εργασία είναι μία επαλήθευση μεθοδολογίας μελέτης αεροδυναμικών χαρακτηριστικών αεροτομών. Εάν καταφερθεί να υπολογισθούν σωστά με δυο διαφορετικούς τρόπους οι συντελεστές άνωσης, αντίστασης και ροπής για μια τυποποιημένη αεροτομή, τότε μπορεί να δημιουργηθεί μια οποιαδήποτε αεροτομή και να μελετηθούν τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της με πλήρη εγκυρότητα.

2. Βασικές Αρχές Αεροδυναμικής

Αεροδυναμική ονομάζεται το κομμάτι της ρευστομηχανικής που ασχολείται με την μελέτη της ροής γύρω από σώματα αεροδυναμικής μορφής και τις δυνάμεις που αναπτύσσονται πάνω σ' αυτά. Αεροδυναμικής μορφής θεωρούνται τα στερεά τα οποία έχουν την μικρότερη διάσταση σε σχέση με τις υπόλοιπες στην πλευρά κάθετη στην ροή του αέρα. Τα σώματα αυτά είναι σχεδιασμένα έτσι ώστε να αποφεύγεται κατά το δυνατόν το φαινόμενο αποκόλλησης ροής που θα αναλυθεί σε επόμενο κεφάλαιο.

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 Διάγραμμα Ροής σε Αεροδυναμικό Σώμα (Peng, 2001)

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 V ονομάζεται γραμμή ροής.

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

2.1.1. Είδη Ροής

2.1.1.1. Ιδανική / Πραγματική Ροή

Ιδανική χαρακτηρίζεται η ροή που μεταξύ των μορίων της και των τοιχωμάτων των στερεών ορίων που την περιορίζουν, δεν ασκούνται τριβές. Τα ρευστά που την πραγματοποιούν ονομάζονται Ιδανικά Ρευστά, δεν έχουν ιξώδες, και είναι υποθετικά ρευστά.

Πραγματική λέγεται η ροή που μεταξύ των μορίων της και των τοιχωμάτων που περιορίζουν αυτή, ασκούνται τριβές και διατμητικές τάσεις. Τα ρευστά που την πραγματοποιούν λέγονται Πραγματικά Ρευστά, είναι αυτά που βρίσκονται στη φύση και έχουν ιξώδες (ιξώδη ρευστά).

2.1.1.2. Συμπιεστή / Ασυμπιεστή Ροή

Η ροή του αέρα είναι ασυμπιεστή ή συμπιεστή ανάλογα με την τιμή του αριθμού Mach (M) που ορίζεται ως εξής:^[3]

$$(2.1) \quad M = V/a$$

Όπου:

- ✓ V είναι η σχετική ταχύτητα του ρευστού μέσου με το αεροσκάφος και
- ✓ a είναι η ταχύτητα του ήχου στο ρευστό μέσο. Για τον αέρα στο επίπεδο της θάλασσας η ταχύτητα του ήχου είναι 1225Km/h ή 340,3 m/s.

Ασυμπιεστή χαρακτηρίζεται η ροή, όταν η πυκνότητα ρ παραμένει σταθερή. Ο αέρας μπορεί να θεωρηθεί ασυμπιεστος για περιθώριο ταχυτήτων μέχρι 0,4 M . Στην περίπτωση αυτή μιλάμε για Ασυμπιεστή Αεροδυναμική ή Αεροδυναμική μικρών υποηχητικών ταχυτήτων.

Συμπιεστή χαρακτηρίζεται η ροή κατά την οποία μεταβάλλεται η τιμή της πυκνότητας ρ . Ο αέρας λαμβάνεται υποχρεωτικά συμπιεστός για ταχύτητες μεγαλύτερες από 0,4 M . Την περιοχή αυτή ταχυτήτων μελετάει η Συμπιεστή

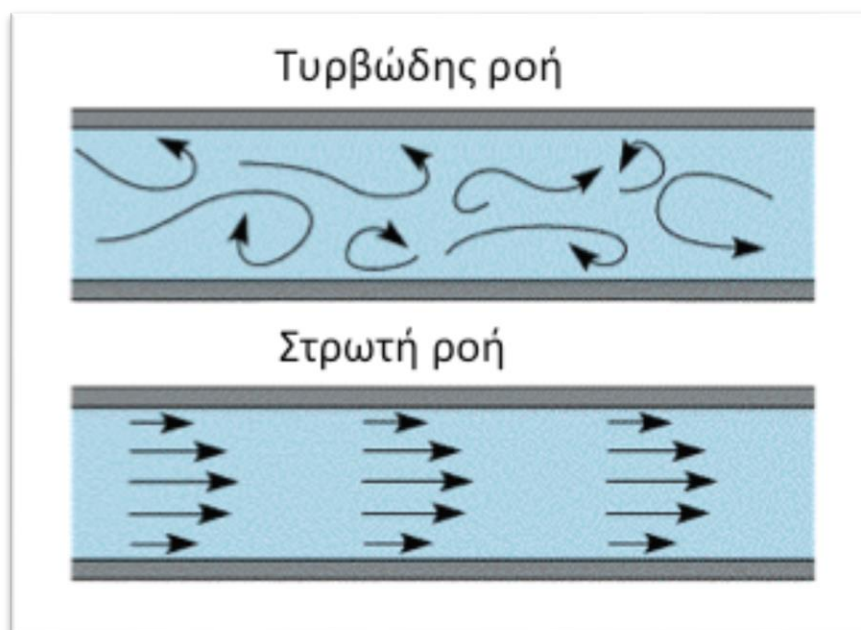
Αεροδυναμική, η οποία χωρίζεται στην Αεροδυναμική μεγάλων υποηχητικών ταχυτήτων (από 0,4 -0,9M) στη Διηχητική Αεροδυναμική (M=1), στην Υπερηχητική Αεροδυναμική (1<M<6) και στην Υπερυχητική Αεροδυναμική (M>6).



Εικόνα 2-2: Πολεμικό αεροσκάφος τη στιγμή που σπάει το φράγμα του ήχου

2.1.1.3. Στρωτή και Τυρβώδης ροή

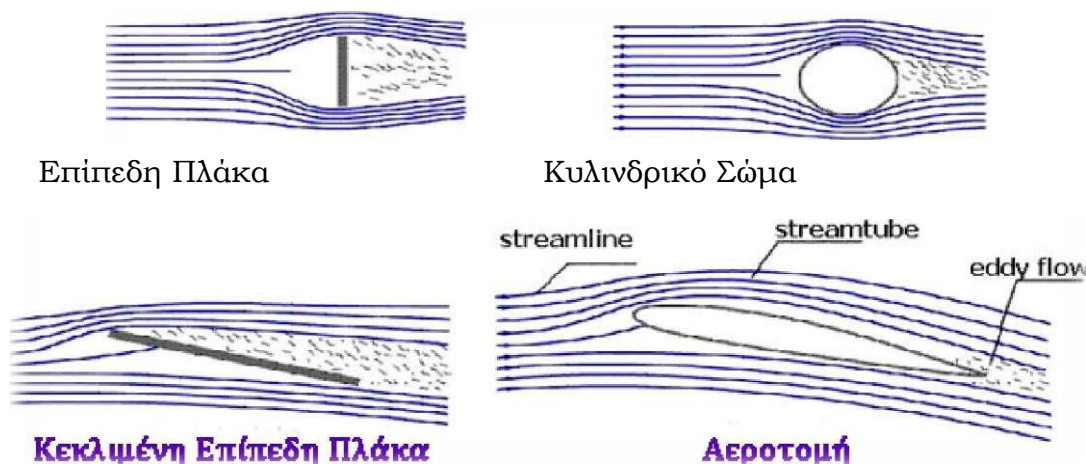
Η ροή, ανεξαρτήτως αν είναι συμπίεστη ή όχι, μπορεί να διακριθεί σε στρωτή και τυρβώδης ανάλογα με το μοτίβο των ρευματικών γραμμών. Στρωτή ή παράλληλη ροή υπάρχει όταν το ρευστό ρέει παράλληλα με τα τοιχώματα του μέσου που το περιέχει και οι γραμμές ροής είναι παράλληλες μεταξύ τους. Στην κατάσταση τυρβώδους ή στροβιλώδους ροής, οι γραμμές ροής έχουν την μορφή ακανόνιστων καμπυλών που (σε διδιάστατη προβολή) τέμνουν συνεχώς η μία την άλλη δίνοντας την εικόνα ροής με στροβιλισμούς (Εικόνα 2-3). ^[2]



Εικόνα 2-3: Αναπαράσταση για τυρβώδη και στρωτή ροή

Το διάγραμμα ροής (Εικόνα 2-3) είναι ένας γραφικός τρόπος αναπαράστασης της ροής από τον οποίο φαίνεται το μοτίβο των ρευματικών σωλήνων και κατ'επέκταση το είδος της ροής σε διαφορετικά σημεία του χώρου παρατήρησης.

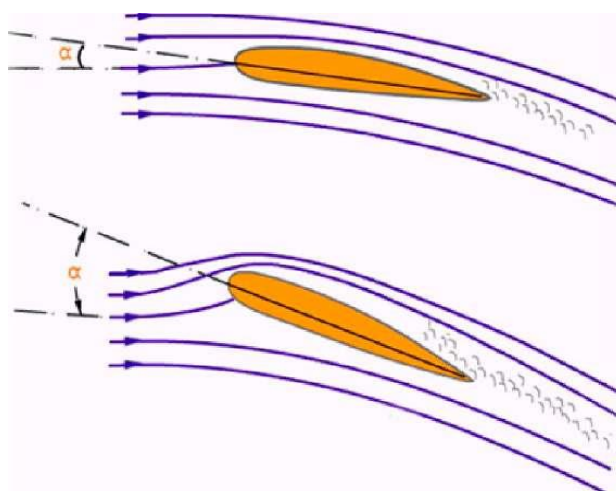
Σε χαμηλές ταχύτητες ροής γύρω από ένα σώμα το είδος της ροής εξαρτάται μόνο από το σχήμα του σώματος και την σχετική θέση του με τη ροή^[4]



Εικόνα 2-4 Επίδραση του σχήματος του σώματος στο είδος ροής (Μπεργελές, 1995)

Στην Εικόνα 2-4 φαίνεται ότι σε κάθε περίπτωση, το πάχος των ρευματικών σωλήνων είναι μεγαλύτερο στο εμπρόσθιο τμήμα του εκάστοτε σώματος από το πλάι του και όπισθεν του αντικειμένου δημιουργούνται στροβιλισμοί.

Όπως φαίνεται στην Εικόνα 2-5, το μοτίβο των ρευματικών σωλήνων επηρεάζεται από την γωνία προσβολής (α) του ρευστού επάνω στο σώμα. Στα κεφάλαια 3 και 4 θα γίνει ανάλυση όλων των παραγόντων που επηρεάζουν το είδος της ροής.



Εικόνα 2-5 Επίδραση της θέσης του σώματος στην ροή (Peng, 2001)

2.1.2. Ο Αριθμός Reynolds

Μια ακόμη παράμετρος η οποία χαρακτηρίζει τη ροή του αέρα είναι και ο αριθμός Reynolds, ο οποίος ορίζεται ως εξής:^[4]

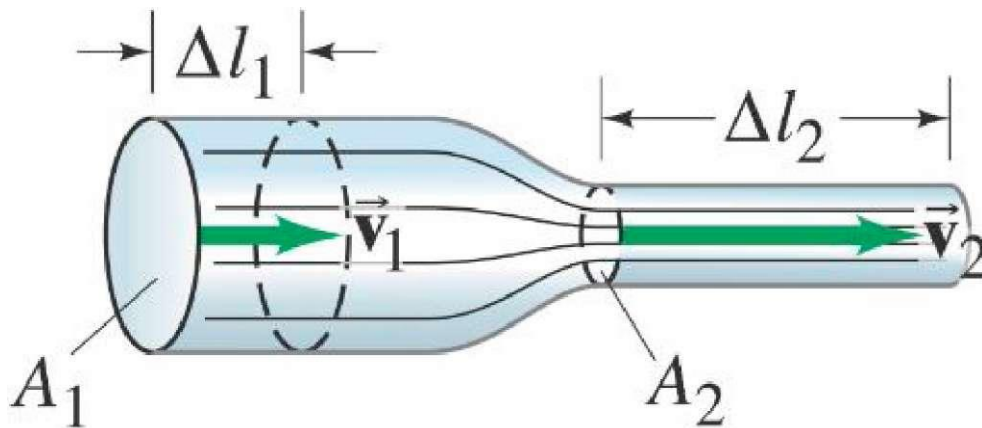
$$(2.2) \quad Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} = \frac{V \cdot L}{\nu}$$

Όπου ρ είναι η πυκνότητα του υλικού, L είναι ένα χαρακτηριστικό μήκος του σώματος συνήθως το μήκος της χορδής της αεροτομής c , V η ταχύτητα της ροής, μ το ιξώδες και ν το κινηματικό ιξώδες. Όπως φαίνεται από φυσικής πλευράς, ο Re εκφράζει ένα μέτρο μεταξύ των αδρανειακών δυνάμεων και των δυνάμεων συνεκτικότητας. Έτσι μικροί αριθμοί Reynolds, σημαίνουν ροή στην οποία υπερέχουν οι δυνάμεις συνεκτικότητας, ενώ μεγάλοι αριθμοί Reynolds, ροή στην οποία υπερέχουν οι αδρανειακές δυνάμεις. Η πρώτη περίπτωση (Re πολύ μικρό) συμβαίνει όταν μελετάμε σώματα πολύ μικρών διαστάσεων ή μικρών ταχυτήτων και που το ρευστό έχει μεγάλο κινηματικό ιξώδες, όπως π.χ. στην περίπτωση νέφους σωματιδίων ή φιλμ ελαίου μεταξύ του στροφέα και του εδράνου ενός περιστρεφόμενου άξονα (έρπουσα ροή).

Ιδιαίτερη σπουδαιότητα όμως έχει η δεύτερη περίπτωση των μεγάλων αριθμών Reynolds, η οποία έχει πολλές τεχνικές εφαρμογές, ιδιαίτερα σε προβλήματα τεχνικής της πτήσης ενός αεροπλάνου, και τούτο διότι αυτή συμβαίνει σε ρευστά με πολύ μικρό κινηματικό ιξώδες ν (νερό και αέρα) και σε σώματα που οι διαστάσεις τους και οι ταχύτητες τους είναι μεγάλες. Αναφέρεται ότι η επίδραση του αριθμού Reynolds στη ροή γύρω από σώματα είναι καθοριστική για τη μορφή της ροής γύρω από αυτό. Από διάφορα πειράματα που είχαν γίνει, έχει διαπιστωθεί ότι όταν αυξάνεται ο αριθμός Reynolds γίνεται μετάπτωση της ροής από στρωτή σε τυρβώδη.

2.2. Αρχή της Συνέχειας της Ροής

Ο Νόμος της συνέχειας της ροής είναι από 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 μίας φλέβας (ενός σωλήνα), που διαρρέεται από ένα ρευστό. Η εξίσωση αυτή είναι άμεση συνέπεια της αρχής διατήρησης της ύλης.



Εικόνα 2-6 Μείωση της διατομής A συνεπάγεται αύξηση της ταχύτητα ροής V .
(*physatwes.com*)

Έστω ότι ο αέρας εισέρχεται από το σημείο 1 και εξέρχεται από το σημείο 2 με παροχή m_1 και m_2 αντίστοιχα. Επειδή η μάζα του αέρα που μπαίνει στο σωλήνα δεν έχει πουθενά αλλού να πάει εκτός από την έξοδο του σωλήνα (2) θεωρούμε ότι η παροχή μάζας στα σημεία 1 και 2 είναι ίση^[4]

Αναλυτικά:

$$(2.3) \quad m_{\text{in}} = m_{\text{out}}$$

$$(2.4) \quad \rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot V_2$$

Για ασυμπίεστη ροή όπου $\rho_1 = \rho_2$

$$(2.5) \quad A_1 \cdot V_1 = A_2 \cdot V_2$$

$$(2.6) \quad \rho \cdot A \cdot v = \text{σταθερό}$$

Όπου

- ✓ ρ_1, ρ_2 : Πυκνότητα του ρευστού στα σημεία 1 και 2
- ✓ $m_{\text{in}}, m_{\text{out}}$: Παροχή μάζας εισόδου και εξόδου
- ✓ V_1, V_2 : Ταχύτητα ροής στα σημεία 1 και 2

Η παραπάνω εξίσωση μας δείχνει ότι η πυκνότητα του αέρα που κινείται με μικρή ταχύτητα παραμένει σχεδόν σταθερή ανάμεσα στα σημεία 1 και 2 και ότι η ταχύτητα ροής του αέρα είναι αντιστρόφως ανάλογη της διατομής του σωλήνα που περνάει. Ουσιαστικά όσο στενεύει η διατομή του σωλήνα τόσο αυξάνεται η ταχύτητα του ρευστού και αντιστρόφως.

2.3. Θεώρημα Bernoulli

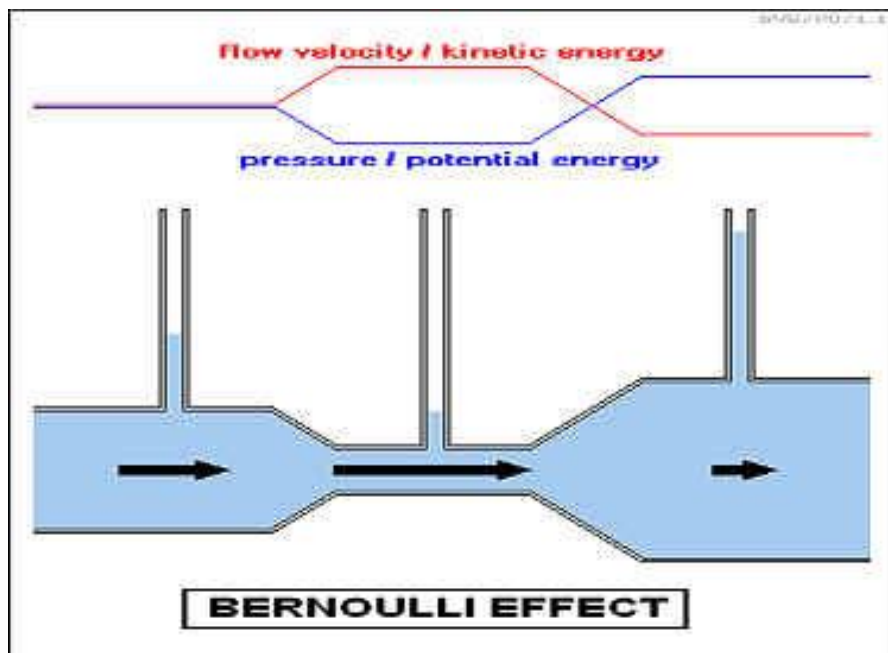
Θεώρημα Bernoulli είναι το θεμελιώδες θεώρημα της ρευστομηχανικής καθώς ορίζει την σχέση ανάμεσα στην πίεση και την ταχύτητα ροής ενός ρευστού σε κίνηση. Ταυτίζεται με την αρχή διατήρησης της ενέργειας στα ρευστά.

Σύμφωνα με το θεώρημα Bernoulli, το σύνολο της ενέργειας ενός μορίου ρευστού που βρίσκεται σε κίνηση σε μία ρευματική γραμμή παραμένει σταθερό και ισούται με το άθροισμα της δυναμικής ενέργειας, της κινητικής ενέργειας και της ενέργειας θέσεως στο κάθε σημείο. ^[8]

$$(2.7) \quad P_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_1^2 + \rho \cdot g \cdot h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_2^2 + \rho \cdot g \cdot h_2$$

Όταν τα σημεία 1 και 2 δεν έχουν υψομετρική διαφορά η εξίσωση (2.7) γίνεται:

$$(2.8) \quad P_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_2^2$$



Εικόνα 2-7 Φαινόμενο Bernoulli (Encyclopedia Britannica) ^[8]

Σύμφωνα με την εξίσωση (2.8) το άθροισμα της στατικής πίεσης και της δυναμικής είναι σταθερό σε κάθε σημείο της ροής. Εφόσον η δυναμική πίεση ορίζεται ως $q_i = 0.5 \cdot \rho \cdot V_i^2$ και η πυκνότητα δεν μεταβάλλεται, συμπεραίνουμε ότι η αύξηση της ταχύτητας ροής σε ένα σημείο συνεπάγεται την αντίστοιχη μείωση της στατικής πίεσης P και αντίστροφα.

2.4. Πτέρυγες – Αεροδυναμικές Τομές

Οι πτέρυγες είναι αεροδυναμικά σώματα σκοπός των οποίων είναι η δημιουργία της μέγιστης δυνατής δυναμικής άνωσης όταν έρχονται σε επαφή με κινούμενο ρευστό εκμεταλλευόμενα το φαινόμενο Bernoulli. Χρησιμοποιούνται στην αεροναυπηγική για την πτήση και την πλοήγηση των αεροσκαφών, στην ναυσιπλοΐα για την κίνηση και πλοήγηση των πλοίων (προπέλες, πηδάλια), στην αυτοκινητοβιομηχανία για την βελτίωση της πέδησης και την ελάττωση της

αεροδυναμικής αντίστασης, στην μηχανική για την μετατροπή αιολικής και υδροηλεκτρικής ενέργειας σε ηλεκτρική κ.ο.κ.



Εικόνα 2-8 Μαχητικό Αεροσκάφος F14

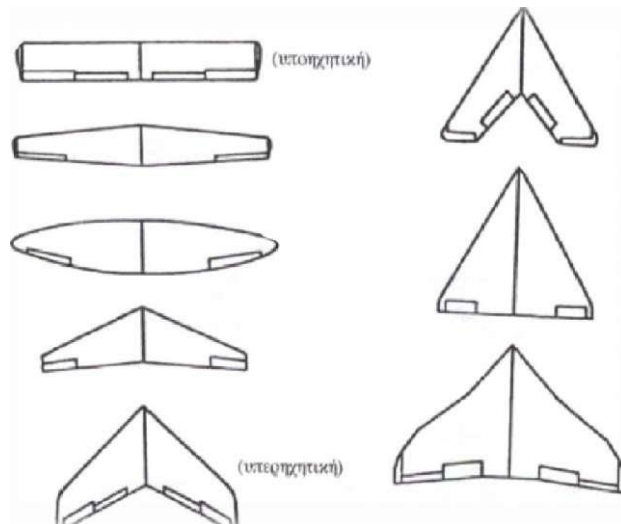


Εικόνα 2-9 Αεροδυναμικός Σχεδιασμός Αγωνιστικού Αυτοκινήτου

2.4.1. Γεωμετρικά στοιχεία πτερύγων

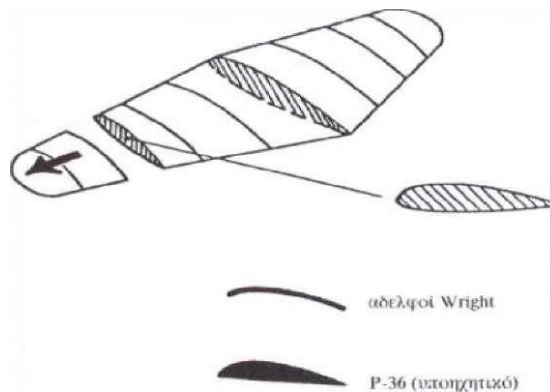
Η πτέρυγα του αεροσκάφους αποτελεί το φορέα εφαρμογής της δυναμικής άνωσης και μέρους των διατμητικών τάσεων. Ανάλογα λοιπόν με τα χαρακτηριστικά του αεροσκάφους η πτέρυγα παίρνει διάφορες μορφές, τόσο ως προς την κάτοψη όσο και ως προς την τομή κατά την κατεύθυνση πτήσης ή όπως λέγεται την αεροτομή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

Στην Εικόνα 2-10 φαίνονται διάφορες κατόψεις πτερύγας που δείχνουν την εξέλιξη τους ανάλογα με την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, ξεκινώντας από την ορθογωνική κάτοψη πτέρυγας των αδερφών Wright φτάνοντας μέχρι πτέρυγες τύπου δέλτα των σύγχρονων υπερηχητικών αεροσκαφών ^[5]

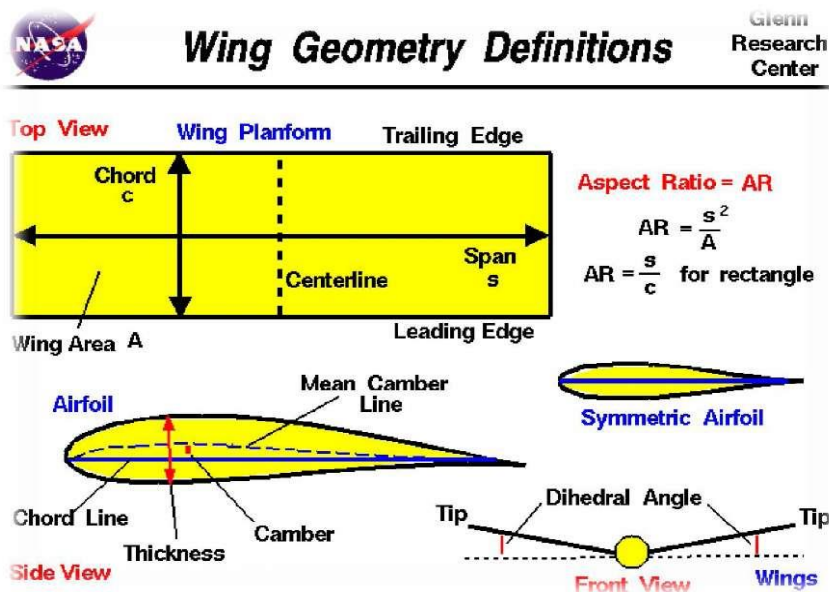


Εικόνα 2-10 Η εξέλιξη πτερύγων αεροσκαφών (Μπεργελές, 1995)

Στην Εικόνα 2-11 φαίνεται η εξέλιξη των αεροτομών ανάλογα με την ταχύτητα πτήσης ξεκινώντας από την απλή αεροτομή των αδελφών Wright μέχρι την υπερκρίτική πτέρυγα τύπου Whitcomb του υπερηχητικού αεροσκάφους.



Εικόνα 2-11 Η εξέλιξη των αεροτομών (Μπεργελές, 1995)



Εικόνα 2-12 Βασικά χαρακτηριστικά μιας ορθογωνικής αεροπύργας. (NASA, 2006)

Στην Εικόνα 2-12 φαίνονται σχηματικά τα βασικά χαρακτηριστικά μιας πτέρυγας και της αεροτομής της τα οποία είναι τα εξής:^[1]

- **Εκπέτασμα (*Span s*):** Ονομάζεται η απόσταση μεταξύ των άκρων μιας πτέρυγας.
- **Εμβαδό της πτέρυγας (*Area A*):** Είναι το εμβαδόν της κάτοψης της πτέρυγας. (στις ορθογώνιες πτέρυγες $A = chord * span$)
- **Χείλος Προσβολής (*Leading Edge*):** Ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο προσκρούει ο αέρας και από 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*):** 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 στην 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

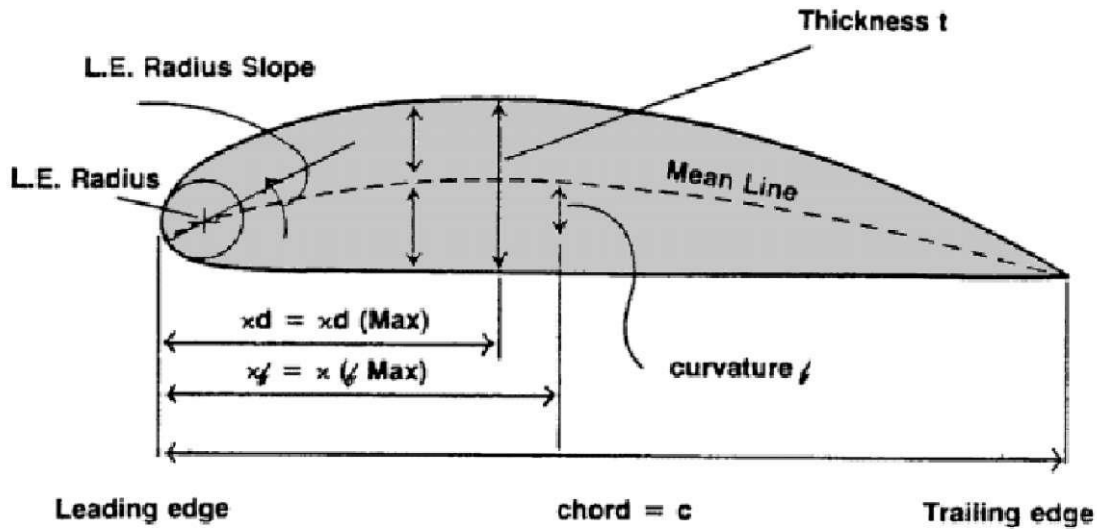
Μία αεροτομή συντίθεται από την άνω επιφάνεια (πλευρά υποπίεσης) και την κάτω επιφάνεια (πλευρά υπερπίεσης). Μια οικογένεια αεροτομών βασίζεται σε ένα μικρό αριθμό παραμέτρων, με την μεταβολή των οποίων υπολογίζονται διαφορετικές συντεταγμένες των δύο επιφανειών της αεροτομής.

Μερικές από τις κύριες παραμέτρους, που χρησιμοποιούνται για την κατασκευή διαφόρων οικογενειών αεροτομών είναι οι εξής:^[1]

- 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 από τον Eastman Jacobs στις αρχές της δεκαετίας του 1930 για να δημιουργήσει μια οικογένεια αεροτομών, γνωστές ως αεροτομές NACA. Τα

Βασικά χαρακτηριστικά μια αεροτομής παρουσιάζονται στην Εικόνα 2-13 και αναλύθηκαν στην προηγούμενη παράγραφο.



Εικόνα 2-13 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά μιας αεροτομής (Houghton & Carpendar, 1982)

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 κρύβεται πίσω από την ανάπτυξή 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.

Οι αεροτομές NACA κατασκευάζονται συνδυάζοντας το πάχος (thickness) με την καμπυλότητα (camber) ή την μέση γραμμή (mean line). Οι εξισώσεις που περιγράφουν αυτή την διαδικασία για την πάνω επιφάνεια (upper surface) της αεροτομής είναι: ^[2]

$$(2.9) \quad \begin{aligned} x_u &= x - y_t(x) \cdot \sin\theta \\ y_u &= y_c(x) + y_t(x) \cdot \cos\theta \end{aligned}$$

Και για την κάτω επιφάνεια (lower surface) είναι:

$$(2.10) \quad \begin{aligned} x_L &= x + y_t(x) \cdot \sin\theta \\ y_L &= y_c(x) - y_t(x) \cdot \cos\theta \end{aligned}$$

Όπου:

- ✓ $y_t(x)$ η συνάρτηση του πάχους (thickness function)
- ✓ $y_c(x)$ η συνάρτηση καμπυλότητας της αεροτομής (camber line function)
- ✓ θ η κλίση της γραμμής καμπυλότητας (camber line slope) με συνάρτηση: ^[2]

$$(2.11) \quad \theta = \tan^{-1}\left(\frac{dy_c}{dx}\right)$$

Αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων (4-Digit Airfoil)

Το σύστημα αρίθμησης για τις αεροτομές αυτές καθορίζεται ως εξής: ^[2]

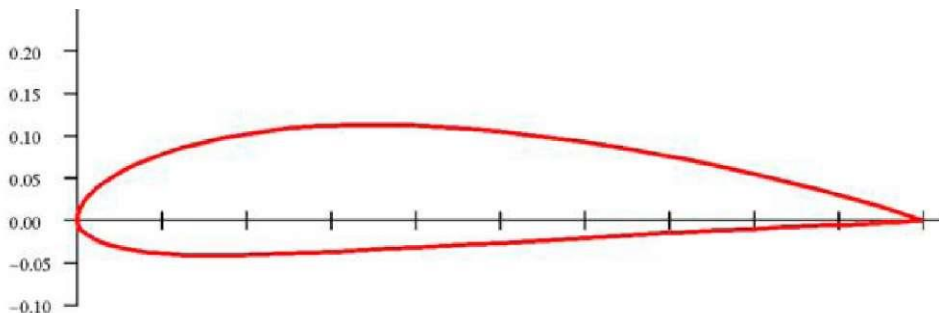
NACA MPXX

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 της προσομοίωσής μας έχουμε:

- ✓ 15% πάχος αεροτομής
- ✓ μέγιστη τιμή της κύρτωσης 0,04c
- ✓ θέση μέγιστης κύρτωσης



Εικόνα 2-14 Γεωμετρική αναπαράσταση προφίλ αεροτομής NACA 4415 (UIUC Applied Aerodynamics Group-Department of Aerospace Engineering, 2001) ^[6]

Οι αεροτομές που τα δυο πρώτα τους ψηφία αρχίζουν με 00 δεν διαθέτουν καμπυλότητα και αναφερόμαστε σε αυτές ως συμμετρικές αεροτομές (π.χ. NACA 0012). Να σημειώσουμε ότι όταν μια αεροτομή αρχίζει με μη-μηδενικό αριθμό στα πρώτα δύο ψηφία, τότε και το τρίτο θα είναι ένας μη -μηδενικός αριθμός. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι η εξίσωση παρουσιάζει μια ιδιομορφία όταν το σημείο της μέγιστης καμπυλότητας ταυτίζεται με το χείλος προσβολής (leading edge).

Η κατανομή πάχους για τις αεροτομές τεσσάρων ψηφίων δίνεται από την σχέση: ^[2,3]

$$(2.1) \frac{y_t}{c} = \left(\frac{t}{c}\right) [a_0 \sqrt{xf c} - a_1 (xf c) - a_2 (xf c)^2] + a_3 (xf c)^3 - a_4 (xf c)^4]$$

Οπου

$$\alpha_0 = \frac{0,29690}{0,20} = 1,4845$$

$$\alpha_1 = \frac{0,1260}{0,20} = 0,6300$$

$$\alpha_2 = \frac{0,35160}{0,20} = 1,7580$$

$$\alpha_3 = \frac{0,28430}{0,20} = 1,4215$$

$$\alpha_4 = \frac{0,10150}{0,20} = 0,5075$$

Το μέγιστο πάχος εμφανίζεται όταν $x/c = 0,30$ και η ακτίνα του χείλους προσβολής (leading edge radius) είναι: ^[2]

$$(2.13) \quad \left(\frac{r_{LE}}{c}\right) = 1,1019 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^2$$

Η περιεχόμενη γωνία του πίσω τμήματος του αεροσκάφους είναι: ^[2]

$$(2.14) \quad \delta_{TE} = 2 \cdot \tan^{-1} \left\{ 1,16925 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^2 \right\}$$

Είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι η αεροτομή έχει ένα πεπερασμένο πάχος στο πίσω τμήμα του αεροσκάφους, δεν καταλήγει δηλαδή το πάχος σε μηδενική τιμή για $x/c = 1,0$.

Η μέση γραμμή (camber line) δίνεται από τις ακόλουθες σχέσεις: ^[2]

$$(2.15) \quad \frac{y_c}{c} = \frac{M}{P^2} \cdot [2 \cdot P \cdot (xf c) - (xf c)^2] \quad \text{για } \left(\frac{x}{c}\right) < P$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2 \cdot M}{P^2} [P - (xf c)] \quad \text{για } \left(\frac{x}{c}\right) < P$$

$$(2.16) \quad \frac{y_c}{c} = \frac{M}{(1-P)^2} [1 - 2 \cdot P + 2P(xf c) - (xf c)^2] \quad \text{για } \left(\frac{x}{c}\right) \geq P$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{2 \cdot M}{(1-P)^2} \cdot [P - (xf c)] \quad \text{για } \left(\frac{x}{c}\right) \geq P$$

Η κλίση της μέσης γραμμής (camber line slope) υπολογίζεται από την εξίσωση (2.11) χρησιμοποιώντας τις (2.15) και (2.16) ενώ οι συντεταγμένες των άνω και κάτω επιφανειών υπολογίζονται χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις (2.9) και (2.10).

3. Δυναμική Άνωση

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 συνιστάμενη 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 ($D \parallel V$), δηλαδή, ^[2]

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

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 την σύγχυσης με την στατική άνωση, από την αρχή του Αρχιμήδη).

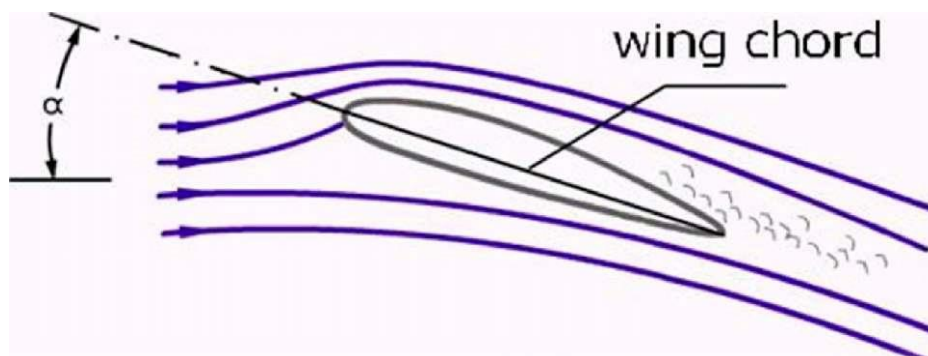
3.1. Μηχανισμός Δημιουργίας της Δυναμικής Άνωσης

3.1.1. Άνωση Σύμφωνα με τη Θεωρία «Ίσου Χρόνου Διέλευσης»

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

Η μεγαλύτερη κυρτότητα της άνω επιφάνειας της αεροτομής έχει ως αποτέλεσμα την λέπτυνση του σωλήνα ροής στην πάνω πλευρά. Σύμφωνα με το

Κατά την πρόσκρουση του αέρα στο μέτωπο 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.

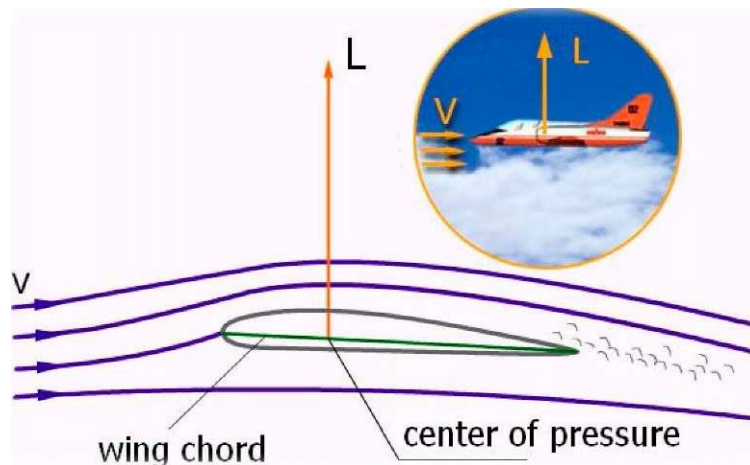


Εικόνα 3-1 Η ροή του αέρα γύρω από την αεροτομή (Peng, 2001)

θεώρημα Bernoulli, η ταχύτητα του αέρα αυξάνεται εις βάρος της πίεσης, η οποία μειώνεται. Αντιθέτως ο σωλήνας ροής στην κάτω επιφάνεια διαπλατύνεται, η ταχύτητα του ρευστού μειώνεται και η πίεση προς την επιφάνεια αυξάνεται.

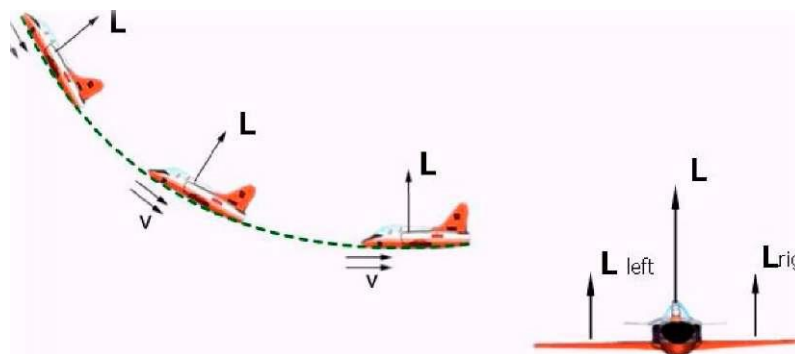
Έτσι δημιουργείται μια διαφορά πίεσης ανάμεσα στην άνω και κάτω επιφάνεια της πτέρυγας, κάθετη στην φορά κίνησης του αεροσκάφους η οποία ονομάζεται δυναμική άνοση (Lift). Αξίζει να σημειωθεί ότι μόνιμη δυναμική άνοση εμφανίζεται μόνο σε μη συμμετρικές αεροτομές.

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



Εικόνα 3-2 Μηχανισμός δημιουργίας της άνοσης(NASA, 2006)

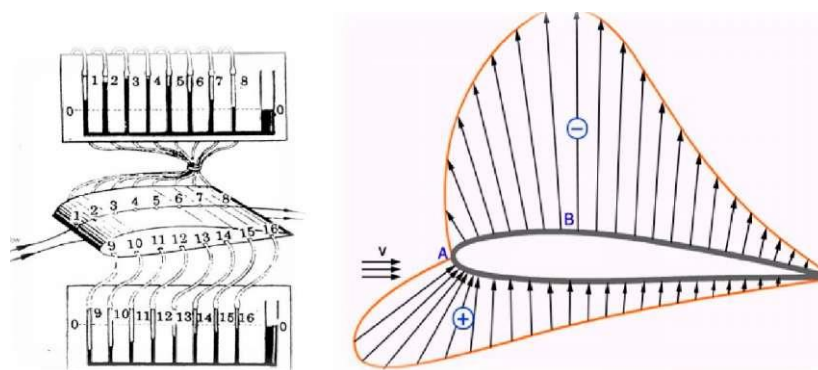
Η κατεύθυνση της δυναμικής άνοσης είναι πάντα κάθετη στην κατεύθυνση της κίνησης του αεροσκάφους και, εφόσον τα δυο φτερά (δεξί και αριστερό) είναι μεταξύ τους συμμετρικά, η δυναμικές ανώσεις των φτερών είναι ίσες μεταξύ τους σε κανονική πτήση



Εικόνα 3-3 Προσανατολισμός και σημεία εφαρμογής συνισταμένης άνοσης. (Peng, 2001)

Για τον λόγο αυτό, η συνισταμένη δυναμική άνοση L εφαρμόζεται στο επίπεδο συμμετρίας του αεροσκάφους που το χωρίζει σε δεξί και αριστερό τμήμα όπως φαίνεται και στην εικόνα 3-3.

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 3-4α και 3-4β Πειραματικές μετρήσεις και διάγραμμα της κατανομής πίεσης σε μια αεροτομή. (Peng, 2001)

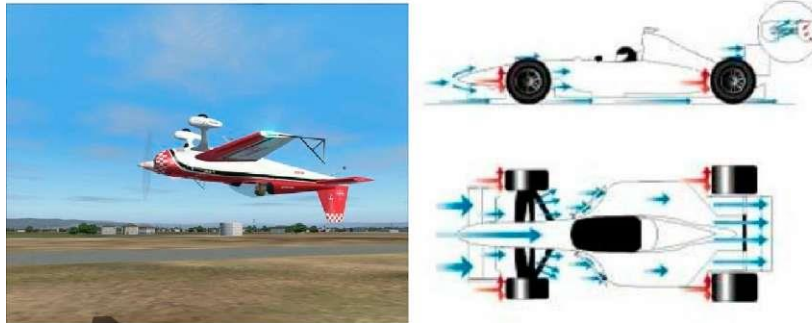
Στην περίπτωση του πειράματος, αρχικά τοποθετούνται αισθητήρες πίεσης κατά μήκος της χορδής του φτερού στην άνω και κάτω επιφάνεια, στην συνέχεια το φτερό τοποθετείται στην αεροσήραγγα όπου υποβάλλεται στις συνθήκες ροής και μετρούνται οι ενδείξεις των αισθητήρων. Τέλος οι ενδείξεις των πιέσεων αναπαριστούνται με διανύσματα τα οποία ξεκινούν η καταλήγουν στις πλευρές της αεροτομής. Τα διανύσματα / βέλη 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 3-4β) προκύπτει αν ενωθούν τα βέλη μεταξύ τους με μια καμπύλη.

Το σημείο της αεροτομής που δέχεται την μικρότερη πίεση δηλαδή την μεγαλύτερη υποπίεση (Σημείο B) ονομάζεται σημείο ελάχιστης πίεσης (αγγλ. *Minimum Pressure Point*). Στο σημείο A του μετώπου προσβολής η ταχύτητα ροής είναι μηδενική και η πίεση βρίσκεται στην μέγιστη τιμή της. Για τον λόγο αυτό το σημείο A ονομάζεται σημείο στασιμότητας (αγγλ. *Stagnation Point*).

Από το διάγραμμα κατανομής της πίεσης (Εικόνα 3-4β) φαίνεται ότι η δυναμική άνωση οφείλεται κυρίως στην υποπίεση που αναπτύσσεται στην άνω πλευρά απ' ότι στις θετικές πιέσεις που αναπτύσσονται στην κάτω. [\[1\]](#)

3.1.1.1. Ελλείψεις της Θεωρίας «Ίσου Χρόνου Διέλευσης»

Με βάση τα παραπάνω, δημιουργούνται κάποια πολύ απλά ερωτήματα στα οποία όμως η θεωρία του Bernoulli δεν δίνει σαφείς απαντήσεις.



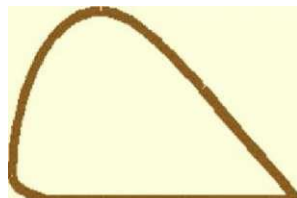
Εικόνες 3-5α και 3-5β : Αναπάντητα ερωτήματα από την θεωρία «Ίσου Χρόνου Διέλευσης» (Hoffman, Jansson, & Johnson, 2012) ^[9]

Ένα από αυτά είναι το πώς ένα αεροσκάφος έχει την δυνατότητα να πετά ανάποδα ενώ σύμφωνα με τα παραπάνω θα έπρεπε να πέφτει στο έδαφος μιας και η αρνητική δυναμική άνωση θα το έσπρωχνε προς αυτό;

Παραδείγματος χάρι οι πτέρυγες των μονοθέσιων της Formula 1 που λειτουργούν με βάση την ίδια αρχή όπως τα φτερά ενός αεροσκάφους, με την διαφορά ότι είναι τοποθετημένες ανάποδα. Με αυτόν τον τρόπο η αρνητική δυναμική άνωση πιέζει το μονοθέσιο στο οδόστρωμα και το εμποδίζει να απογειωθεί. Μάλιστα, η δύναμη είναι τόσο ισχυρή που από μια ταχύτητα και πάνω ένα μονοθέσιο θα μπορούσε να κινείται ακόμα και στην οροφή μιας σήραγγας.

Άλλο ένα ερώτημα προκύπτει από την εξής παρατήρηση. Αν αφήσουμε από κάποιο ύψος, υπό κάποια σχετική γωνία μια επίπεδη πλάκα αυτή για κάποια μέτρα μπαίνει σε πορεία πτήσης. Αυτό δεν θα έπρεπε να γίνεται εφόσον και οι δυο πλευρές της είναι επίπεδες.

Έτσι απ' ό,τι φαίνεται η πιο διαδεδομένη θεωρία που στηρίζεται στο θεώρημα του Bernoulli είναι εν μέρει σωστή αλλά όχι απόλυτα. ^[9]



Εικόνα 3-6 Αεροτομή με 50% διαφορά μήκους επιφανειών.

Είναι ευρέως αποδεκτό ότι ισχύει το κομμάτι της θεωρίας που ασχολείται με τις διαφορές πιέσεων που εξασκούνται γύρω από ένα σώμα ανάλογα με την σχετική ταχύτητα κίνησης του ρευστού μέσου. Όμως δεν φαίνεται να ισχύει η θεωρία του

«ίσου χρόνου διέλευσης» μιας και στην πραγματικότητα η ταχύτητα των μορίων του αέρα είναι πολύ μεγαλύτερη από αυτή του ίσου χρόνου διέλευσης. Επίσης για να υπάρχει επαρκής δυναμική άνωση, σύμφωνα με την θεωρία αυτή, θα έπρεπε όλες οι πτέρυγες να είναι σχεδιασμένες έτσι ώστε η πάνω επιφάνειές τους να είναι κατά 50% μεγαλύτερες από τις κάτω. Τέτοιες πτέρυγες θα είχαν πολύ μεγάλες αντιστάσεις και στροβιλισμούς λόγω του μεγάλου όγκου και του σχήματος τους.

Άξιο αναφοράς είναι ότι στα περισσότερα αεροπλάνα η διαφορά μήκους της άνω με την κάτω επιφάνεια διέλευσης είναι της τάξεως των 5%-10% ενώ στα μαχητικά και τα ακροβατικά αεροσκάφη δεν υπάρχουν καθόλου διαφορές.

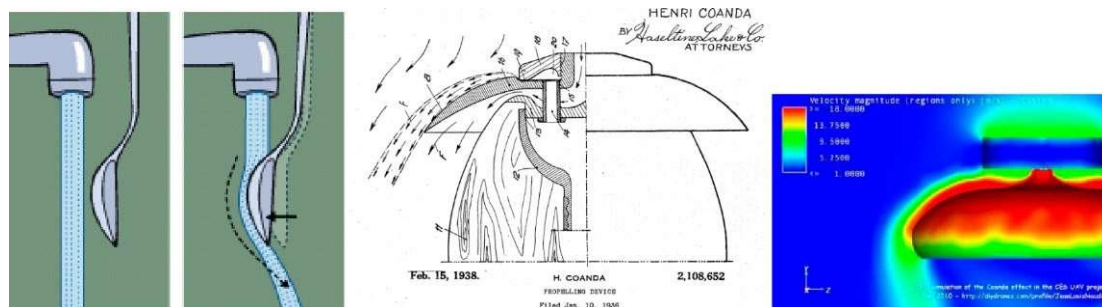
Μια εναλλακτική θεωρία η οποία επιλύει και τα προβλήματα που προκύπτουν στην θεωρία του Bernoulli βασίζεται στο φαινόμενο Coanda και τον 3ο νόμο του Newton.

3.1.1.2. Το Φαινόμενο Coanda

Το φαινόμενο «Κοάντα» (*Coanda*) ανακαλύφθηκε το 1930 από τον Ρουμάνο φυσικό Χένρυ-Μαρί Κοάντα (*Henri-Marie Coanda, 1885-1972*) απ' όπου πήρε και το όνομά 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 το φαινόμενο Κοάντα ονομάζεται η τάση ενός ρεύματος ρευστού να μένει σε επαφή κατά την πορεία του με μια κυρτή επιφάνεια από το να ακολουθήσει μια πορεία σε ευθεία γραμμή όπως η αρχική του. [\[10\]](#)

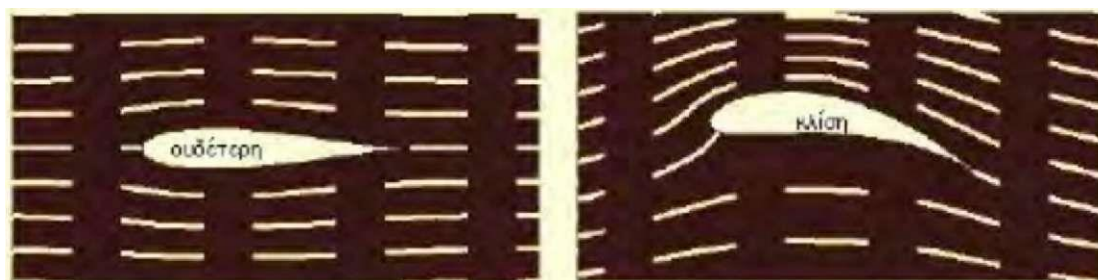


Εικόνα 3-7 Το φαινόμενο Coanda (Colon)

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 την άκρη του (Εικόνα 3-7). Το ίδιο θα συμβεί αν βάλουμε μια μπάλα να εφάπτεται στη ροή του νερού. Η ροή θα ακολουθήσει την 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 διεύθυνσή της. Ένα παράδειγμα που εξηγεί την εφαρμογή του φαινομένου στην άνωση των ακροπτερυγίων είναι το εξής:

Όπως φαίνεται στην Εικόνα 3-8, 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 τελειώμά της είναι κυρτή ακολουθεί την κυρτότητα της.



Εικόνα 3-8 Η κλίση του χείλους εκφυγής παίζει μεγάλο ρόλο στην δημιουργία της άνωσης α. επιφάνεια χωρίς ιδιαίτερη κλίση β. κυρτή επιφάνεια.

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

Το φαινόμενο Coanda 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 τελειώμα τον οδηγεί προς τα κάτω (Εικόνα 3-9). Οι πτέρυγες στην ουσία λόγω του σχήματός τους αλλά και της γωνίας προσβολής, αυτό που κάνουν είναι να εκτρέπουν μάζες αέρα προς τα κάτω.



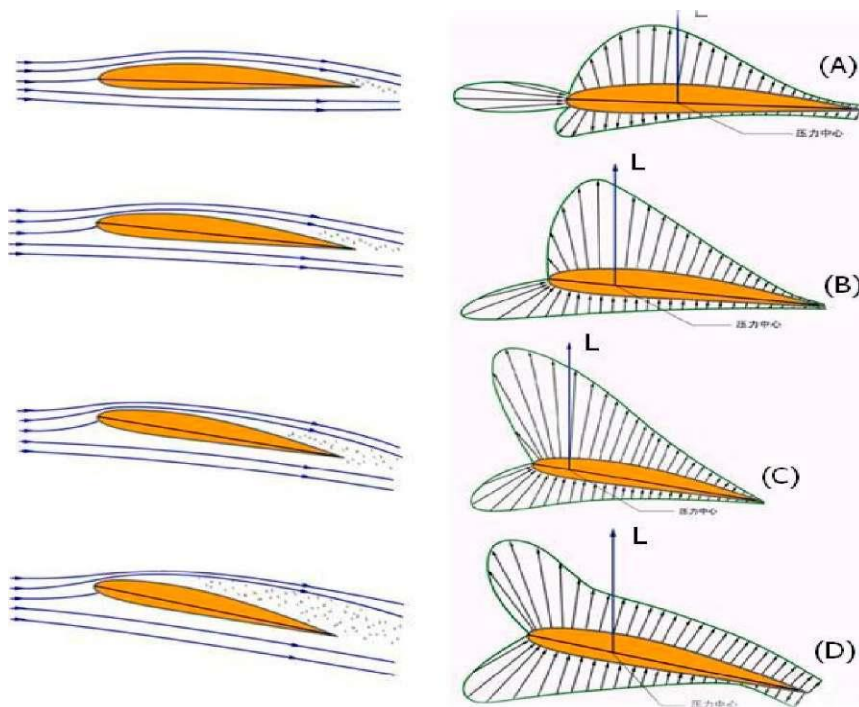
Εικόνα 3-9 Η αντίδραση από την διαρροή της ροής προς την κάτω πλευρά της αεροτομής είναι ο λόγος που δημιουργείται η απαιτούμενη άντωση για την πτήση.

Η αντίδραση της δύναμης που εξασκεί η πτέρυγα στα μόρια του αέρα, τα οποία εκτρέπει προς τα κάτω (Εικόνα 3-9), είναι η δύναμη που εξασκούν αυτά στην πτέρυγα και δημιουργούν την άνωση. Το μέγεθος της άνωσης είναι ανάλογο της έντασης και του ρυθμού μεταβολής της ορμής των εκτρεπωμένων αερίων μαζών από την πτέρυγα.

3.2. Παράγοντες που Επηρεάζουν την Δυναμική Άνωση

3.2.1. Επίδραση της Γωνίας Προσβολής (α)

Γωνία προσβολής (αγγλ. *Angle of Attack*) ονομάζεται η γωνία ανάμεσα την χορδή της αεροτομής και την κατεύθυνση της σχετικής ροής του ρευστού.



Εικόνα 3-10 Δυναμική άνωση σε διάφορες γωνίες προσβολής (Peng, 2001)

Όπως φαίνεται και στην Εικόνα 3-10, η αύξηση της γωνίας προσβολής προκαλεί καμπύλωση των σωλήνων ροής στο προσήνεμο μέρος της άνω επιφάνειας της αεροτομής. 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 αυτό 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 με 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 άνωση παρατηρείται κατά συνέπεια λίγο πριν την εμφάνιση του stall. Το φαινόμενο της αποκόλλησης ροής θα αναπτυχθεί περαιτέρω σε επόμενο κεφάλαιο. [\[1\]](#)

3.2.2. Επίδραση της Ταχύτητας (V)

Η αύξηση της ταχύτητας προκαλεί αύξηση της δυναμικής άνωσης. Πειραματικά δεδομένα δείχνουν ότι 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. [\[1\]](#)

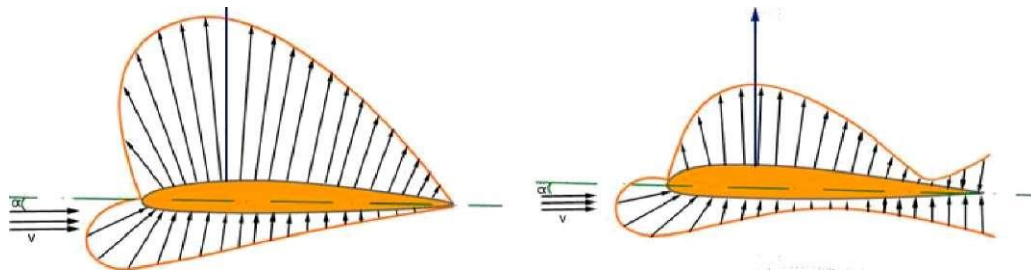
3.2.3. Επίδραση της Πυκνότητας του Ρευστού (ρ)

Η αύξηση της πυκνότητας του αέρα προκαλεί αύξηση της άνωσης. Πειραματικά δεδομένα δείχνουν ότι ο διπλασιασμός της τιμής της πυκνότητας συνεπάγεται διπλασιασμό και της τιμής της δυναμικής άνωσης. Εν ολίγοις η τιμή της δυναμικής άνωσης είναι ευθέως ανάλογη με την τιμή της πυκνότητας του ρευστού μέσου. [\[1\]](#)

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

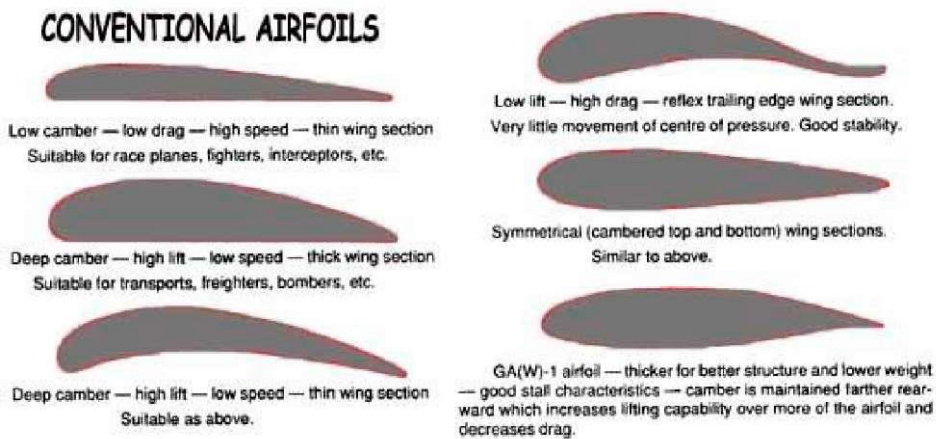
Όσο μεγαλύτερο εμβαδό έχει η αεροπτέρυγα, τόσο μεγαλύτερη επιφάνεια θα έχει στην άνω πλευρά για την παραγωγή της υποπίεσης. Το ίδιο ισχύει και για την κάτω επιφάνεια και την παραγωγή της θετικής πίεσης. Εφόσον άνωση είναι ουσιαστικά η διαφορά ανάμεσα στις πιέσεις των 2 επιφανειών, αύξηση του εμβαδού προκαλεί ανάλογη αύξηση στην τιμή της άνωσης. [\[1\]](#)

3.2.5. Επίδραση του Σχήματος της Αεροτομής



Εικόνα 3-11 Κατανομή πίεσης ανάμεσα σε αεροτομές με επίπεδη ή κυρτή κάτω επιφάνεια (Peng, 2001)

Η τιμή της δυναμικής άνωσης διαφέρει ανάλογα με το σχήμα της αεροτομής. Παραδείγματος χάρη συγκρίνοντας μια αμφίκυρτη αεροτομή (αγγλ. biconvex) με μια αεροτομή κυρτή μόνο στην άνω επιφάνεια (αγγλ. flat-convex) ίδιου πάχους, μήκους χορδής και γωνίας προσβολής παρατηρούνται τα εξής. Επειδή η κύρτωση της άνω επιφάνειας της flat convex αεροτομής είναι μεγαλύτερη, ο σωλήνας ροής γίνεται πιο λεπτός, η τοπική ταχύτητα ροής μεγαλώνει περισσότερο από ότι στην biconvex και η πίεση μειώνεται (βλ. Εικόνα 3-11). Παράλληλα ο σωλήνας ροής στην κάτω επιφάνεια γίνεται πιο πλατύς με την πίεση να αυξάνεται εις βάρος της ταχύτητας. Για τον λόγο αυτό οι αεροτομές με επίπεδη την κάτω επιφάνεια παράγουν μεγαλύτερη δυναμική άνωση από τις αμφίκυρτες (Desktop Aeronautics, Inc., 2007). [\[11\]](#)



Εικόνα 3-12 Πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα διαφόρων τύπων αεροτομών (Desktop Aeronautics, Inc., 2007)

3.3. Υπολογισμός Άνωσης και Συντελεστή Άνωσης

Σύμφωνα με την παραπάνω ανάλυση, η δυναμική άνωση (L) εξαρτάται από την γωνία προσβολής (α), την ταχύτητα πτήσης (V), την πυκνότητα του αέρα (ρ), το εμβαδό της πτέρυγας (A), και το σχήμα της αεροτομής. Από το σύνολο των παρατηρήσεων καταλήγουμε στον εξής τύπο: ^[2]

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

Όπου C_L είναι ο συντελεστής άνωσης.

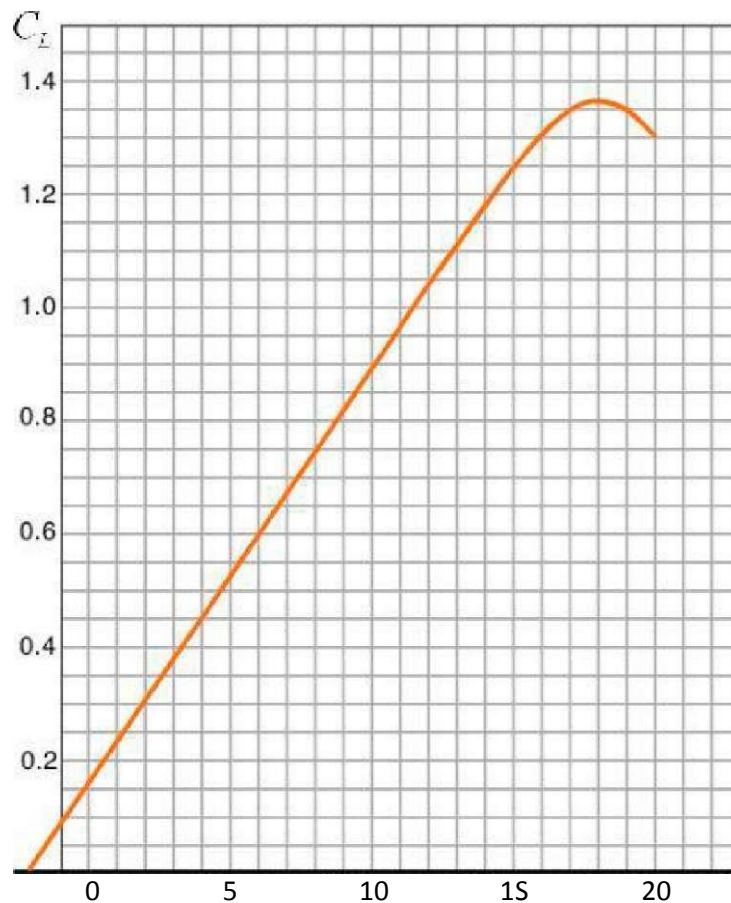
Ο συντελεστής δυναμικής άνωσης είναι ένας αδιάστατος πειραματικά μετρήσιμος συντελεστής ο οποίος αναπαριστά μονοσήμαντα το μέγεθος της επίδρασης της γωνίας προσβολής και του σχήματος της εκάστοτε αεροτομής στην δυναμική άνωση. Αν υποθέσουμε ότι ένα αεροσκάφος δεν αλλάζει αεροτομή κατά την διάρκεια της πτήσης του η τιμή του συντελεστή άνωσης έχει να κάνει με την μεταβολή της γωνίας προσβολής. Οι συντελεστές άνωσης για διαφορετικές γωνίες βρίσκονται μέσα από πειραματικές μετρήσεις ή προσομοιώσεις με προγράμματα CFD όπως το Dassault Solidworks©.

Ενδεικτικά οι τιμές μιας αεροτομής εκπαιδευτικού αεροσκάφους (type-6) είναι ως Απο το παραπάνω γράφημα (Εικόνα 3-13) παρατηρούνται τα εξής :

α (°)	-10	2	6	8,9	10	14	16	18	19	20
CL	0,073	0,222	0,52	0,73	0,822	1,12	1,27	1,36	1,37	1,37

Πίνακας 1 Ενδεικτικές τιμές συντελεστή δυναμικής άνωσης Type 6 Trainer. (Peng, 2001)

Σύμφωνα με τις γωνίες προσβολής και τις τιμές του συντελεστή άνωσης του παραπάνω πίνακα μπορεί να σχεδιαστεί η καμπύλη του συντελεστή άνωσης όπως φαίνεται στην Εικόνα 3-13.



Εικόνα 3-13 Τυπική καμπύλη συντελεστή άνωσης ενός type-6 primary trainer. (Peng, 2001).

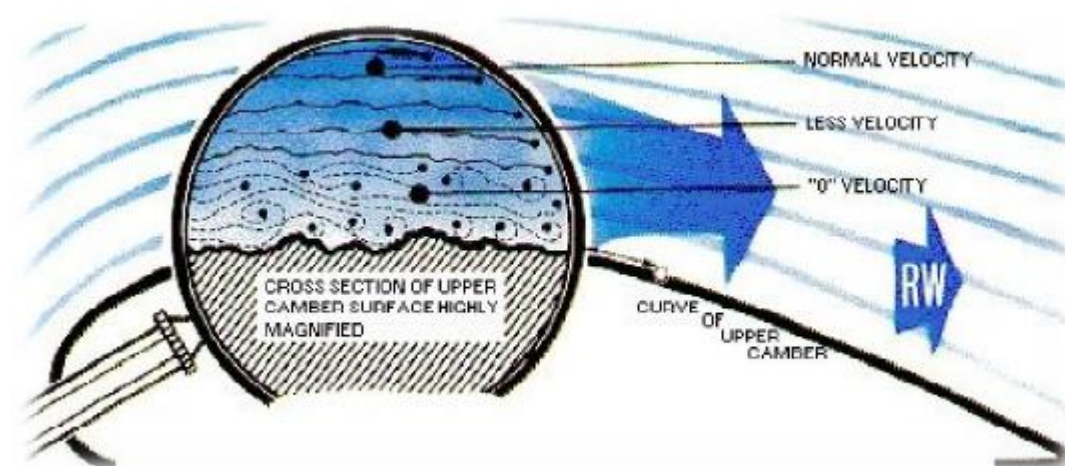
- Η γωνία προσβολής μηδενικής άνωσης (*zero lift angle of attack*): Είναι η γωνία προσβολής στην οποία εμφανίζεται μηδενική άνωση. Εξαρτάται κυρίως από την camber μιας και όσο πιο ασύμμετρη είναι μια αεροτομή τόσο η γωνία απομακρύνεται από το μηδέν. Η τιμή της στην βρίσκεται από την τομή της καμπύλης με τον άξονα της γωνίας α .
- Η κρίσιμη γωνία προσβολής (*critical angle of attack*): Είναι η γωνία στην οποία εμφανίζεται η μέγιστη τιμή της άνωσης. Στην προκειμένη περίπτωση είναι 19° .
- Ο ρυθμός μεταβολής του συντελεστή με βάση την γωνία α : Ο συντελεστής άνωσης ξεκινά από την γωνία μηδενικής άνωσης και αυξάνεται μέχρι την κρίσιμη γωνία προσβολής. Στη συνέχεια μειώνεται απότομα καθώς αυξάνεται περαιτέρω η γωνία προσβολής.

4. Αεροδυναμική Αντίσταση (Drag)

Η αντίσταση του αντικειμένου οφείλεται στις τάσεις τριβής στην επιφάνεια και στις διαφορετικές πιέσεις κατά μήκος του αντικειμένου. Το μέρος της αντίστασης που οφείλεται στις δυνάμεις τριβής ονομάζεται αντίσταση λόγω τριβής, ενώ το μέρος της αντίστασης που οφείλεται στις διαφορετικές πιέσεις κατά μήκος του αντικειμένου ονομάζεται αντίσταση λόγω μορφής. Για πεπλατυσμένα αντικείμενα η αντίσταση λόγω τριβής είναι η κυρίαρχη συνιστώσα, ενώ για ογκώδη αντικείμενα η αντίσταση λόγω μορφής είναι η κυρίαρχη συνιστώσα. Στην ακραία περίπτωση μιας πλάκας παράλληλης προς την ροή η αντίσταση οφείλεται αποκλειστικά στην τριβή, ενώ στην αντίθετη περίπτωση μιας πλάκας κάθετης προς την ροή η αντίσταση οφείλεται σχεδόν αποκλειστικά στην διαφορά πίεσης ανάμεσα στις δυο πλευρές της πλάκας.

4.1. Είδη Αντίστασης

4.1.1. Αντίσταση λόγω τριβής



Εικόνα 4-1 Μηχανισμός Δημιουργίας Αντίστασης Λόγω Τριβής (Gruman)

Κατά τη διάρκεια της πτήσης, ο αέρας που έρχεται σε επαφή με τις επιφάνειες του αεροσκάφους ασκεί τάσεις τριβής σε αυτές (Εικόνα 4-1). 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 υπολογιστεί 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 εξωτερική ροή. Η κλίση πίεσης κατά μήκος της πλάκας είναι μηδενική, όποτε η αντίσταση οφείλεται αποκλειστικά στις τάσεις τριβής. Ορίζουμε σαν συντελεστή τριβής την ποσότητα : ^[2]

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

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 στην συγκεκριμένη περίπτωση είναι και η συνολική αντίσταση).

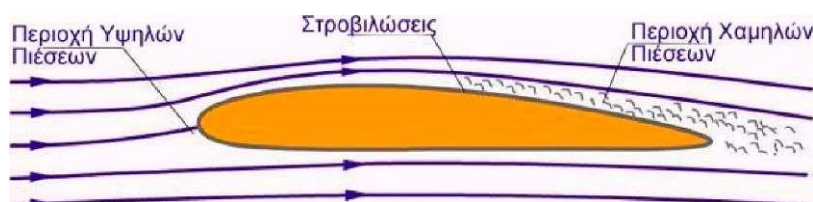
Ο αναλυτικός προσδιορισμός του συντελεστή αντίστασης είναι δυνατός μόνο στην περίπτωση στρωτού οριακού στρώματος (δηλ. αριθμού *Reynolds* μικρότερου από 500000). Στην περίπτωση αυτή από την λύση του *Blasius* (Τριανταφύλλου, 2002) ο συντελεστής αντίστασης μπορεί να υπολογιστεί αναλυτικά, και δίνεται από την σχέση : ^[2]

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

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

4.1.2. Αντίσταση Λόγω Μορφής (Pressure Drag)

Η αντίσταση λόγω μορφής δημιουργείται λόγω της διαφοράς πίεσης ανάμεσα στην προσήνεμη (πρόσθια) πλευρά και στην υπήνεμη (πίσω) πλευρά του αντικειμένου. Όπως φαίνεται και στην Εικόνα 4-2, ο αέρας προσκρούει στην προσήνεμη επιφάνεια μειώνοντας την ταχύτητα του και αυξάνοντας την πίεση στην επιφάνεια προσβολής. Στην ακμή διαφυγής υπάρχει μια περιοχή στην οποία εμφανίζονται στροβιλισμοί και όπου η πίεση του αέρα μειώνεται. Η διαφορά αυτή των πιέσεων προκαλεί την αντίσταση λόγω μορφής γνωστή και ως *pressure drag*.



Εικόνα 4-2 Μηχανισμός Δημιουργίας Αντίστασης Λόγω Μορφής. (Peng, 2001)

Ο συντελεστής αντιστάσεως 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 την ροή. (Για παράδειγμα αν το αντικείμενο είναι ορθογώνιο παραλληλεπίπεδο με διάσταση l παράλληλα προς την ροή, και διαστάσεις b, h κάθετα προς την ροή

Η αντίσταση λόγω μορφής, σε συνέπεια με το όνομα της, επηρεάζεται πολύ από το σχήμα και τον προσανατολισμό του αντικειμένου. Για αντικείμενα με γωνίες (π.χ. ορθογώνιο παραλληλεπίπεδο ή κυκλικός δίσκος) η ροή αποκολλάται πάντοτε από τις γωνίες και ο συντελεστής αντιστάσεως λόγω μορφής γίνεται σχεδόν ανεξάρτητος από τον αριθμό *Reynolds*. Για αντικείμενα με καμπυλωμένες επιφάνειες χωρίς γωνίες (π.χ. σφαίρα) η αποκόλληση της ροής συμβαίνει σε σημεία των οποίων η θέση εξαρτάται από τον αριθμό *Reynolds*. Η αντίσταση λόγω μορφής του αντικειμένου εξαρτάται κατά συνέπεια επίσης από τον αριθμό *Reynolds*. Ο συντελεστής αντίστασης λόγω μορφής προσδιορίζεται με την βοήθεια πειραματικών μετρήσεων.

Στις εφαρμογές μας ενδιαφέρει η συνολική αντίσταση του αντικειμένου, δηλαδή το άθροισμα της αντίστασης λόγω τριβής και της αντίστασης λόγω μορφής. Ο συνολικός συντελεστής αντίστασης ορίζεται όπως στην εξίσωση (4.5) αυτού του κεφαλαίου, όπου D είναι η συνολική αντίσταση του αντικειμένου και A είναι η επιφάνεια προβολής, ή η επιφάνεια που έρχεται σε επαφή με το ρευστό. Γενικά για αντικείμενα των οποίων η αντίσταση οφείλεται κυρίως στην μορφή τους (π.χ. κύλινδρος) μεταχειριζόμαστε την επιφάνεια προβολής. Για αντικείμενα που η αντίσταση τους οφείλεται κυρίως σε τριβή (όπως όλα τα αεροδυναμικά σχήματα) μεταχειριζόμαστε την επιφάνεια με την οποία έρχεται σε επαφή το ρευστό. Στις αεροτομές η επιφάνεια ορίζεται από την χορδή επί το εκπέτασμα.

Παραθέτονται ενδεικτικά συντελεστές αντίστασης ορισμένων σχημάτων που συναντούνται σε πρακτικές εφαρμογές στον πίνακα που ακολουθεί. Ο συντελεστής αντίστασης στηρίζεται στην επιφάνεια προβολής.

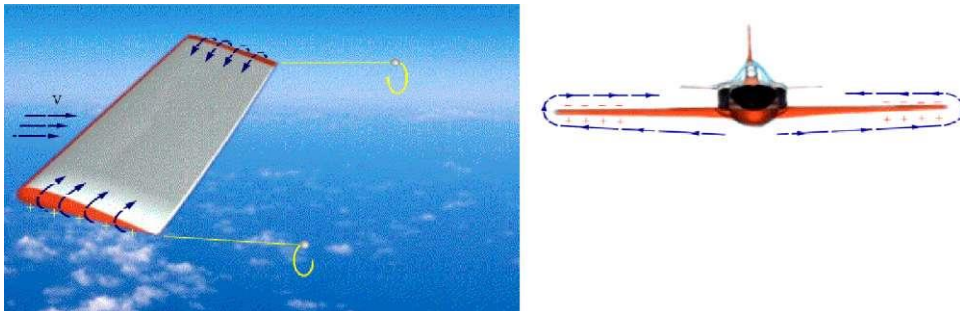
Πίνακας 2 Συντελεστές Αντιστάσεως Απλών Σχημάτων(Gruman)

Αντικείμενο	Συντελεστής Αντίστασης
Πλάκα Κάθετη Προς την Ροή	2,05
Κυκλικός Δίσκος	1,17
Ημισφαίριο (κούφιο, σφαιρική επιφάνεια προσήνεμη)	0,38
Ημισφαίριο (κούφιο, σφαιρική επιφάνεια υπήνεμη)	1,42

Για την αντίσταση λόγω μορφής είναι αναγκαίο να χρησιμοποιηθούν υπάρχοντα πειραματικά δεδομένα. Για αντικείμενο με σχήμα 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 αντίσταση λόγω των δινών των ακροπτερυγίων ονομάζεται επαγόμενη αντίσταση (C_{Di}). Η επαγόμενη αντίσταση, σε αντίθεση με τις αντιστάσεις λόγω τριβής και μορφής εξαρτάται από το μέγεθος της δύναμης της Δυναμικής Άνωσης.



Εικόνα 4-3 Μηχανισμός Δημιουργίας Επαγόμενης Αντίστασης(Peng, 2001)

Ο σχηματισμός των δινών ακροπτερυγίων είναι αναπόφευκτη συνέπεια της διαφοράς πίεσης ανάμεσα στην κάτω και στην άνω πλευρά της αεροτομής, η οποία διαφορά προκαλεί ροή του ρευστού γύρω από τα δυο άκρα (Εικόνα 4-3). Η ροή αυτή όταν φτάσει στο άκρο εκφυγής της αεροτομής μετατρέπεται σε στροβιλισμό γύρω από άξονα παράλληλο προς την ταχύτητα της 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 άνοση στην αεροτομή. Κατά συνέπεια, αύξηση της γωνίας προσβολής προκαλεί αύξηση, όχι μόνο

της άνωσης που είναι το επιδιωκόμενο αποτέλεσμα, αλλά και της επαγόμενης αντίστασης της αεροτομής, που είναι ανεπιθύμητη. [\[12\]](#)

4.2. Συνολική Οπισθέλκουσα Αντίσταση

Η συνολική οπισθέλκουσα αντίσταση είναι το άθροισμα των επιμέρους αντιστάσεων ενός σώματος. Μπορεί να μετρηθεί με χρήση πειραματικών μεθόδων ή με προσομοίωση της ροής σε μοντέλο του αντικειμένου σε λογισμικό εφαρμοσμένης ρευστοδυναμικής (CFD).

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

Όπου D είναι η συνολική αντίσταση, D_f η αντίσταση λόγω τριβής, D_p η αντίσταση λόγω μορφής και D_i η επαγόμενη αντίσταση που οφείλεται στην άνωση.

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 από τους ίδιους παράγοντες που εξαρτάται και η δυναμική άνωση. Η συνολική αντίσταση είναι ευθέως ανάλογη με το τετράγωνο της ταχύτητας, την πυκνότητα του αέρα, και την επιφάνεια της πτέρυγας με την οποία έρχεται σε επαφή. Σχετίζεται ακόμα με την γωνία προσβολής, το σχήμα της αεροτομής κ.α. Η συνολική αντίσταση ορίζεται με τον παρακάτω τύπο : [\[2\],\[12\]](#)

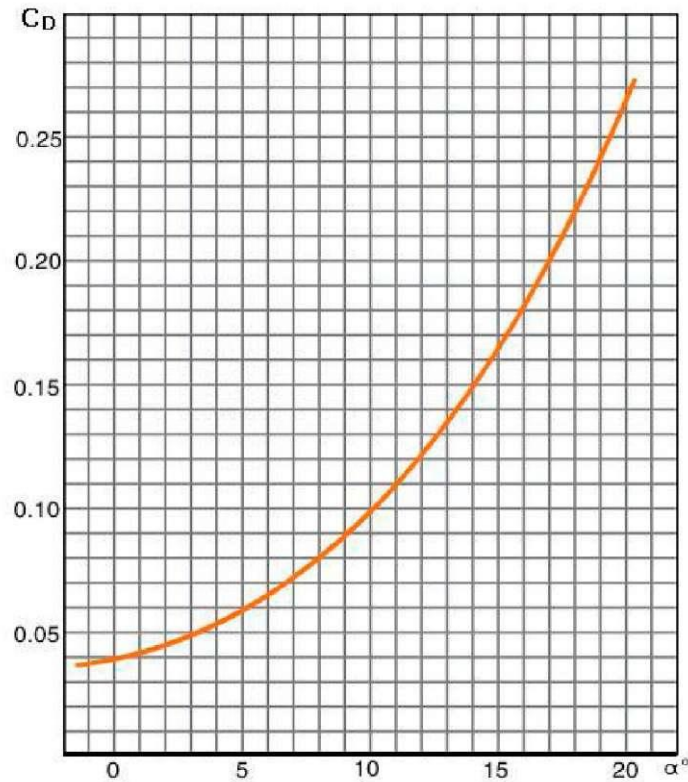
$$(4.5) \quad D = C_D \cdot \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S}{2}$$

4.3. Ο Συντελεστής Οπισθέλκουσας Αντίστασης

Ο ορισμός του συντελεστή αντίστασης είναι παρόμοιος με αυτόν του συντελεστή άνωσης. Εν ολίγοις εκφράζει πλήρως την επίδραση της γωνίας προσβολής και της γεωμετρίας του αεροσκάφους στο μέγεθος της αντίστασης. Εφόσον στην πλειονότητα των περιπτώσεων κατά την διάρκεια της πτήσεως η γεωμετρία ενός αεροσκάφους παραμένει αμετάβλητη, ο συντελεστής αντίστασης εξαρτάται από το μέγεθος της γωνίας προσβολής του αέρα στο αεροσκάφος. [\[2\]](#)

4.3.1. Γραφική Αναπαράσταση του Συντελεστή Αντίστασης

Ο τρόπος μεταβολής του συντελεστή αντίστασης σε σχέση με την γωνία προσβολής εκφράζεται από την καμπύλη του παρακάτω γραφήματος.



Εικόνα 4-4 Μεταβολή Συντελεστή Αντίστασης σε ένα τυπικό Αεροσκάφος (Peng, 2001)

Από την καμπύλη του συντελεστή αντίστασης (Εικόνα 4-4) παρατηρείται ότι ισόποση αύξηση της γωνίας προσβολής στην περιοχή μικρών γωνιών προσβολής προκαλεί πολύ μικρότερη αύξηση του συντελεστή αντίστασης σε σχέση με την περιοχή μεγαλύτερων γωνιών. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι σε μεγαλύτερες γωνίες παρατηρείται μεγαλύτερη αύξηση της αντίστασης λόγω μορφής και της επαγόμενης αντίστασης. Σε γωνίες μεγαλύτερες της κρίσιμης γωνίας προσβολής, ο συντελεστής αντίστασης αυξάνεται πολύ απότομα γεγονός που οφείλεται στην αποκόλληση της ροής και στην αύξηση της αντίστασης λόγω διαφοράς 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 από τους αντίστοιχους συντελεστές C_L και C_D .

Ο λόγος άνωσης-αντίστασης είναι πολύ σημαντικό μέγεθος για τους σχεδιαστές αεροσκαφών μιας και εφόσον η απαιτούμενη δυναμική άνωση σε ένα αεροσκάφος ορίζεται από το βάρος του, μεγαλύτερες τιμές του λόγου K συνεπάγονται μικρότερη

κατανάλωση καυσίμων, μεγαλύτερη ικανότητα αναρρίχησης και μεγαλύτερο λόγο ολίσθησης του αεροσκάφους. Ο υπολογισμός του λόγου γίνεται με χρήση του τύπου (5.1). ^[2]

$$(5.1) \quad K = \frac{Lift}{Drag} = \frac{C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S}{C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S} = \frac{C_L}{C_D}$$

Όπως και οι συντελεστές άνωσης και αντίστασης, για κάθε σταθερή ταχύτητα, ο λόγος K μεταβάλλεται ανάλογα με την γωνία προσβολής. Στον (Πίνακας 3) παραθέτονται οι λόγοι K συναρτήσει διαφόρων γωνιών προσβολής σε ένα εκπαιδευτικό αεροσκάφος.

Πίνακας 3 Λόγος Lift/Drag σε ένα Type-6 primary trainer. (Peng, 2001)

α (°)	-1	0	2	6	8,9	10	14	16	18	19	20
C_L	0,000	0,073	0,222	0,520	0,732	0,822	1,120	1,270	1,360	1,370	1,350
C_d	0,036	0,073	0,041	0,064	0,086	0,097	0,144	0,178	0,216	0,237	0,261
K	0,00	1,00	5,41	8,13	8,51	8,47	7,78	7,13	6,30	5,78	5,17

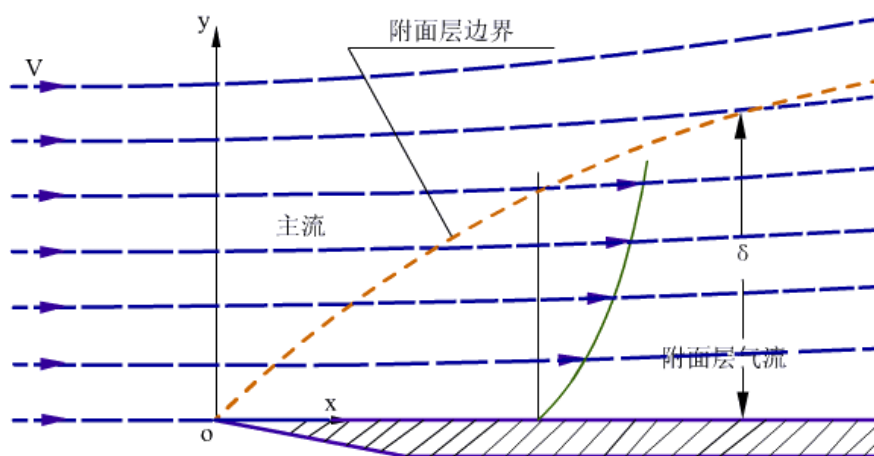
Από τα δεδομένα του παραπάνω πίνακα παρατηρούνται τα εξής:

Όταν η γωνία προσβολής (α) αυξάνεται προοδευτικά, ο ρυθμός μεταβολής του C_L είναι μεγαλύτερος από τον αντίστοιχο C_D με αποτέλεσμα ο λόγος K να αυξάνεται προοδευτικά στην μέγιστη τιμή του στις 8,9°. Περαιτέρω αύξηση της γωνίας προσβολή οδηγεί σε μείωση της τιμής του λόγου K, μιας και σε μεγαλύτερες γωνίες ο ρυθμός μεταβολής του C_L είναι μικρότερος του αντίστοιχου C_D . Η γωνία στην οποία ο συντελεστής K παρουσιάζει την μέγιστη τιμή του ονομάζεται βέλτιστη γωνία προσβολής (optimum angle of attack).

5. Μεταβολή των Δυνάμεων Πέραν της Κρίσιμης Γωνίας Προσβολής

5.1. Οριακό Στρώμα

Για μεγάλους αριθμούς του Reynolds, η ροή παράλληλα προς τοίχωμα χαρακτηρίζεται από ένα λεπτό οριακό στρώμα πλάι στο τοίχωμα. Μέσα στο οριακό στρώμα η ταχύτητα του ρευστού παράλληλα προς το τοίχωμα μεταβάλλεται από την τιμή της έξω από το οριακό στρώμα στην τιμή μηδέν που επιβάλλει η φυσική οριακή συνθήκη πάνω στο τοίχωμα. Το ρευστό που βρίσκεται μέσα στο οριακό στρώμα κινείται βραδύτερα από ότι το ρευστό εκτός οριακού στρώματος. Κατά συνέπεια το οριακό στρώμα χαρακτηρίζεται από ελαττωμένη ροή μάζας και ελαττωμένη ροή ορμής.



Εικόνα 5-1: Κατανομή της ταχύτητας στο οριακό στρώμα. (Peng, 2001)

Μεγέθη που χαρακτηρίζουν το οριακό στρώμα, ανεξαρτήτως του αν είναι τυρβώδες ή όχι, είναι τα εξής: [\[13\]](#)

- Το πάχος του οριακού στρώματος δ ορίζεται σαν η απόσταση από το τοίχωμα όπου η ταχύτητα (ή η μέση ταχύτητα αν το στρώμα είναι τυρβώδες) έχει γίνει ίση με τα 99% της εξωτερικής ταχύτητας της ροής.

- Το πάχος μετατόπισης του οριακού στρώματος ορίζεται σαν το πάχος στρώματος ρευστού που κινείται με την εξωτερική ταχύτητα της ροής που μεταφέρει παροχή ίση με την απώλεια παροχής που προκαλεί το οριακό στρώμα. [\[13\]](#)

$$(5.2) \quad \delta^* U_0 = \int_0^{\delta} (U_0 - \bar{u}) dy$$

- Το πάχος ορμής του οριακού στρώματος ορίζεται σαν το πάχος στρώματος ρευστού που κινείται με την εξωτερική ταχύτητα της ροής που μεταφέρει ορμή ίση προς την απώλεια ορμής του οριακού στρώματος. [\[13\]](#)

$$(5.3) \quad \theta U_0^2 = \int_0^{\delta} (U_0 - \bar{u})^2 dy$$

- Τέλος σημαντικό μέγεθος είναι η τάση στο τοίχωμα (μέση τάση για τυρβώδες οριακό στρώμα) και ο τοπικός συντελεστής τριβής. Τα δυο αυτά μεγέθη ορίζονται αντίστοιχα ως εξής: [\[13\]](#)

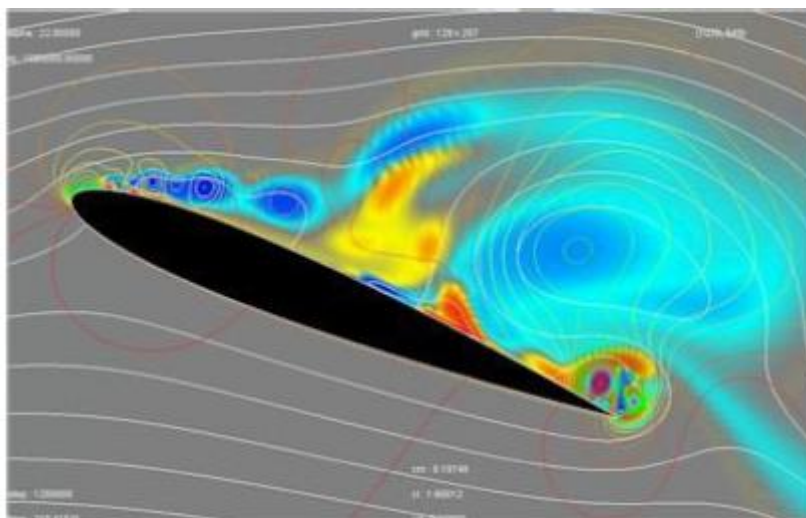
$$(5.4) \quad \tau_w = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \Big|_{y=0} = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \Big|_{y=0}$$

$$(5.5) \quad C_f = \frac{\tau_w}{\rho U_0^2 / 2}$$

Στην γενική περίπτωση ο τοπικός συντελεστής τριβής εξαρτάται από τον αριθμό Reynolds βασισμένο στην απόσταση από το ανάντη άκρο, και στην τραχύτητα της επιφάνειας.

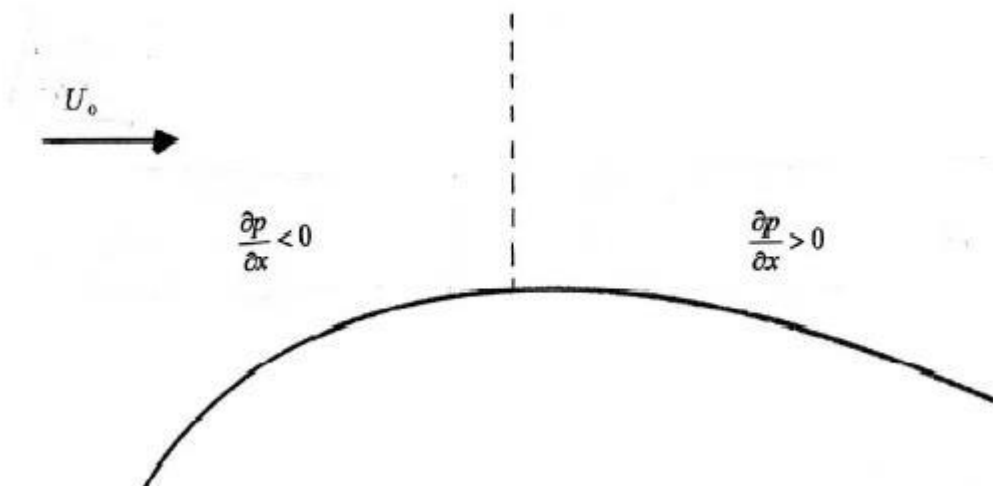
Σε μικρή απόσταση από το ανάντη άκρο της επιφάνειας η ροή στο οριακό στρώμα παραμένει στρωτή. Στην συνέχεια όμως η ροή γίνεται αεροδυναμικά ασταθής, δηλαδή μικρές διαταραχές αυξάνονται καθώς διαδίδονται κατά τη φορά της ροής. Λόγω της αεροδυναμικής αστάθειας η ροή στο οριακό στρώμα μετατρέπεται σε τυρβώδη. Για λεία επιφάνεια η μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή ολοκληρώνεται όταν ο αριθμός του Reynolds βασισμένος στην απόσταση από το ανάντη άκρο υπερβεί την τιμή 500000. Η ροή παραμένει στρωτή μόνο σε ένα πολύ λεπτότερο στρώμα κοντά στην επιφάνεια, το οποίο λέγεται οριακό υπόστρωμα.

5.2. Το φαινόμενο Αποκόλλησης της Ροής



Εικόνα 5-2: Αποκόλληση Ροής σε Αεροπτέρυγα. (Kunio Kuwahara - Institute of Space and Astronautical Science, Japan)

Σε ροή πάνω από καμπυλωμένη επιφάνεια το οριακό στρώμα αναπτύσσεται υπό την επίδραση εξωτερικής κλίσης πίεσης. Στην περιοχή μέχρι το σημείο μεγίστου πλάτους η εξωτερική ροή επιταχύνεται και κατά συνέπεια από τον νόμο του Bernoulli η κλίση πίεσης είναι αρνητική (Εικόνα 5-3). 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 μεγίστου πάχους 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. [\[12\]](#)



Εικόνα 5-3: Πριν από το σημείο μέγιστου πλάτους η κλίση πίεσης είναι ευνοϊκή (μεγαλύτερες πιέσεις ανάντη). Μετά το σημείο μέγιστου πλάτους η κλίση πίεσης γίνεται δυσμενής (μεγαλύτερες πιέσεις κατόντη). Το οριακό στρώμα αποκολλάται σε κάποιο σημείο, του οποίου η θέση εξαρτάται από την καμπυλότητα του αντικείμενου και από τον αριθμό Reynolds. (Τριανταφύλλου, 2002)

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). [\[14\]](#)

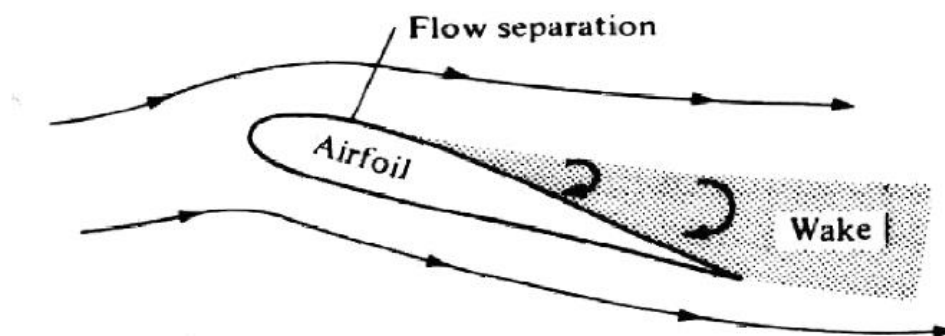
Τα σωματίδια που αποκολλούνται από την επιφάνεια έχουν σημαντική στροβιλότητα την οποία και διατηρούν όταν μπουν στην εξωτερική ροή (λόγω διατήρησης της στροφορμής). Η αποκόλληση του οριακού στρώματος μεταφέρει στροβιλότητα σε περιοχή που η ροή ήταν αστρόβιλη.

Η αποκόλληση οριακού στρώματος συνοδεύεται από αύξηση της αντίστασης και μείωση της δυναμικής άνωσης. Η αποκόλληση είναι κατά συνέπεια ανεπιθύμητο φαινόμενο. Ο σχεδιασμός πλοίων, υποβρύχιων, αεροπλάνων κλπ γίνεται με σκοπό να αποφευχθεί η αποκόλληση του οριακού τους στρώματος. Σώματα στα οποία το οριακό στρώμα δεν αποκολλάται πριν από το άκρο εκφυγής λέγονται υδροδυναμικά (η αεροδυναμικά). Γενικός κανόνας σχεδιασμού για να γίνει ένα σώμα αεροδυναμικό είναι ότι στο άκρο πρόσπτωσης το σχήμα του σώματος πρέπει να είναι στρογγυλευμένο, 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. Κλασικό παράδειγμα τέτοιου σχεδιασμού είναι οι αεροτομές. (Ο κανόνας αυτός παρατηρείται και στο σχήμα των ψαριών, ιδιαίτερα των μεγαλύτερων που έχουν και μεγαλύτερους αριθμούς Reynolds). [\[15\]](#)

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 οποιοσδήποτε μικροπροεξοχές έχει η επιφάνεια να είναι πλήρως βυθισμένες στο οριακό υπόστρωμα..2.1. Αποκόλληση της Ροής και Γωνία Προσβολής

5.2.1. Αποκόλληση της Ροής και Γωνία Προσβολής



Εικόνα 5-4 Η μετατόπιση του σημείου αποκόλλησης(Houghton & Carpendar, 1982)

Σε μικρές γωνίες προσβολής η επίδραση της αρνητικής κλίσης πίεσης 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 μετακινείται προς τα εμπρός και η περιοχή τυρβώδους ροής επεκτείνεται παρομοίως (βλ Εικόνα 5-4). 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 σωλίνες ροής στο εμπρόσθιο τμήμα της άνω επιφάνειας διαπλατώνονται, η ταχύτητα ροής μειώνεται και η δύναμη υποπίεσης μειώνεται. Αυτό επιδρά αρνητικά στην τιμή του συντελεστή άνωσης και θα έπρεπε να την μειώνει, 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.

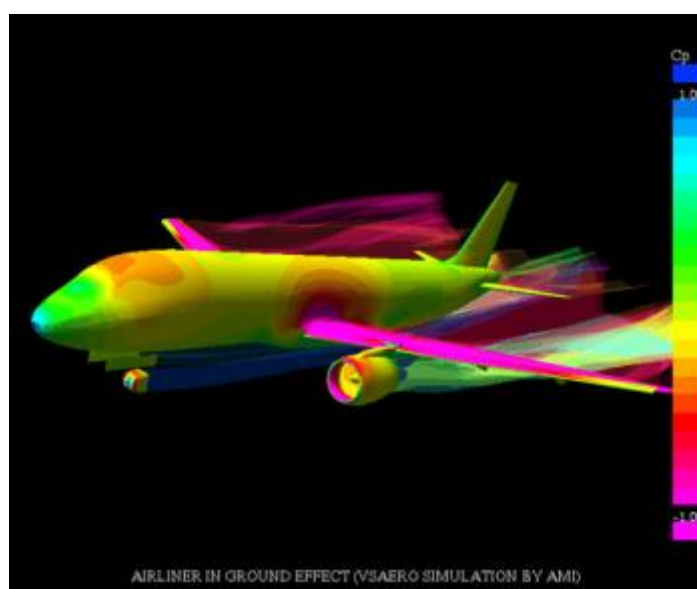
6. Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD)

6.1 Γενικά

Οι φυσικές πτυχές οποιασδήποτε ροής διέπονται από τις εξής τρεις θεμελιώδεις αρχές:

- Αρχή διατήρησης της μάζας
- Αρχή διατήρησης της ορμής ($F = m \cdot a$)
- Αρχή διατήρησης της ενέργειας.

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



Εικόνα 6-1 Προσομοίωση – Υπολογισμοί Ιξώδους-Αδόμητου πλέγματος, από William K. Anderson, NASA Langley

Η υπολογιστική ρευστοδυναμική (CFD) είναι -εν μέρει- η τέχνη της αντικατάστασης των μερικά διαφορικών εξισώσεων με *αριθμούς* και η πρόοδος/επικαιροποίηση αυτών των αριθμών σε διαφορετικές τιμές χρόνου ή και χώρου ώστε να αποκτηθεί μια πλήρης αριθμητική περιγραφή της ενδιαφερόμενης ροής.

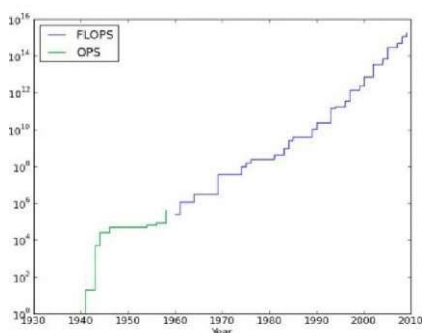
Αυτός ο ορισμός της CFD δεν περιλαμβάνει απαραίτητα όλες τις πτυχές της μιας και, παραδείγματος χάρη, υπάρχουν προβλήματα στα οποία βρίσκονται άμεσα λύσεις χωρίς να είναι απαραίτητη η επικαιροποίηση σε διαφορετικές τιμές χρόνου. Επίσης υπάρχουν προβλήματα τα οποία επιλύονται (ως προς αριθμούς) με τη χρήση ολοκληρωτικών αντί διαφορικών εξισώσεων.

Το τελικό προϊόν μιας ανάλυσης CFD είναι πάντα μια συλλογή αριθμών, σε αντίθεση με την κλειστή μορφή μιας αναλυτικής επίλυσης. Εν τέλει όμως ο σκοπός

των περισσότερων μηχανολογικών αναλύσεων είναι η ποσοτική περιγραφή του εκάστοτε προβλήματος δηλαδή αριθμητικά δεδομένα.

Το όργανο το οποίο επέτρεψε την πρακτική ανάπτυξη της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής δεν είναι άλλο από τον ηλεκτρονικό υπολογιστή. Οι αναλύσεις *CFD* απαιτούν την λύση χιλιάδων ή ακόμα και αρκετών εκατομμυρίων εξισώσεων/αριθμών, κάτι το οποίο δεν θα ήταν ανθρωπίνως δυνατό χωρίς την βοήθεια των ηλεκτρονικών υπολογιστών.

Η ραγδαία αύξηση της επεξεργαστικής ισχύος και της ενεργειακής αποδοτικότητας των Ηλεκτρονικών Υπολογιστών (Εικόνα 6-2) είναι μαζί με την πρόοδο των μεθόδων αριθμητικής ανάλυσης οι πιο καθοριστικοί παράγοντες στην εξέλιξη της εφαρμοσμένης ρευστοδυναμικής.



Εικόνα 6-2 α) Η αύξηση της επεξεργαστικής ισχύος από την δεκαετία του '50 (500 FLOPS/s) μέχρι σήμερα 2012 (16,32 PFLOPS/s). β) Ο Υπερυπολογιστής IBM Deep Blue/P Sequoia υπολογιστικής ισχύος 16,32 PFlops/s (top500.org, 2012)

Για τον λόγο αυτό, η πρόοδος της *CFD* και η επέκταση των εφαρμογών της σε όλο και πιο σύνθετα προβλήματα είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με την πρόοδο της τεχνολογίας στον τομέα hardware των ηλεκτρονικών υπολογιστών με έμφαση στην ταχύτητα υπολογισμού και τον αποθηκευτικό χώρο. Δεν είναι τυχαίο λοιπόν που η κινητήρια δύναμη που επιτάσσει την δημιουργία νέων υπερ-υπολογιστών προέρχεται από την κοινότητα που ασχολείται με την υπολογιστική ρευστοδυναμική.

6.2. Οι Εξισώσεις Navier-Stokes

Οι εξισώσεις Navier-Stokes (Εικόνα 6-3) είναι ένα σύνολο μη γραμμικών διαφορικών εξισώσεων οι οποίες περιγράφουν την κίνηση των ρευστών όπως είναι τα υγρά και τα αέρια. Οι εξισώσεις αυτές 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. ^[16]



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 6-3 Οι εξισώσεις Navier-Stokes για 3Δ ασταθή ροή (NASA, 2006) ^[16]

Για παράδειγμα, οι εξισώσεις *Navier-Stokes* για την πιο απλή περίπτωση ενός ιδανικού ρευστού ορίζουν ότι η επιτάχυνση είναι ανάλογη με τη βαθμίδα της εσωτερικής πίεσης του ρευστού.

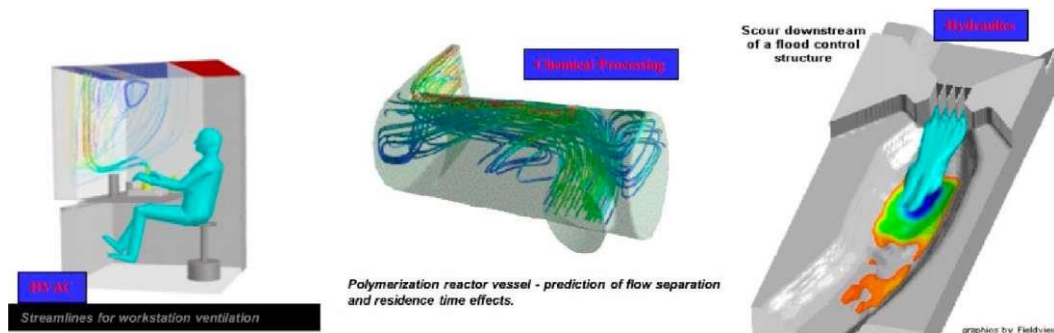
Πρακτικά αυτό σημαίνει ότι μόνο οι πιο απλές περιπτώσεις αυτών των εξισώσεων μπορούν να λυθούν μέσα στα πλαίσια του διαφορικού και ολοκληρωτικού λογισμού και να οδηγήσουν σε ακριβείς λύσεις. Οι περιπτώσεις αυτές γενικά περιλαμβάνουν μόνο ροή χωρίς στροβίλους σε μόνιμες καταστάσεις. Δηλαδή καταστάσεις 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 για παράδειγμα η ροή αέρα γύρω από μια πτέρυγα, οι λύσεις των εξισώσεων *Navier-Stokes* πρέπει να βρεθούν με τη βοήθεια υπολογιστών.

Για τον λόγο αυτό έχει αναπτυχθεί ευρύ φάσμα λογισμικών *CFD* τα οποία πωλούνται είτε ως μεμονωμένα πακέτα ανάλυσης, όπως για παράδειγμα είναι τα

ANSYS και FLOW - 3D, είτε ενσωματωμένα modules σε εξειδικευμένα σχεδιαστικά λογισμικά πακέτα όπως είναι το Dassault© Solidworks© που θα χρησιμοποιηθεί και σε αυτή την εργασία.

Αν και θεωρητικά η CFD δουλεύει σε κάθε περίπτωση ροής, κάποιες περιπτώσεις ροής περιέχουν τόσο πολλές λεπτομέρειες που κανένα πρόγραμμα υπολογιστή δεν μπορεί να λύσει το πρόβλημα σε λογικό χρονικό διάστημα.

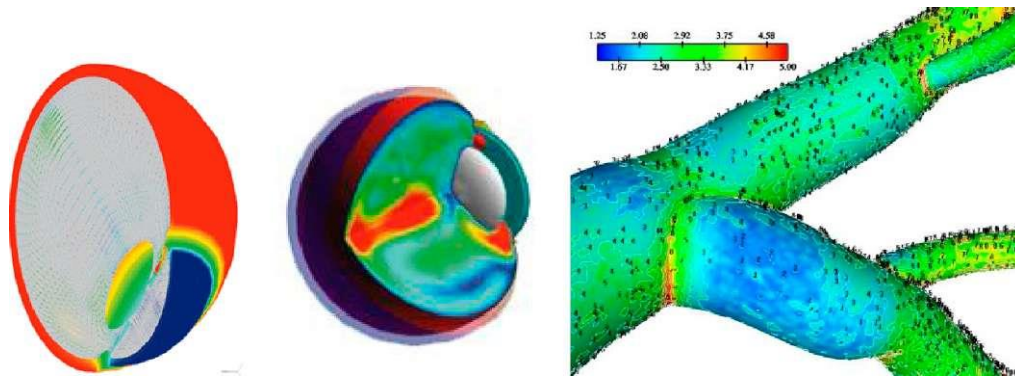


Εικόνα 6-4 α) Αερισμός θέσης εργασίας β) Αντιδραστήρα Πολυμερισμού και γ) Αντιπλημμυρική κατασκευή (CFD Online)

6.3 Εφαρμογές και Πλεονεκτήματα CFD Modelling

Η υπολογιστική ρευστοδυναμική έχει πολλές εφαρμογές στους παρακάτω τομείς:

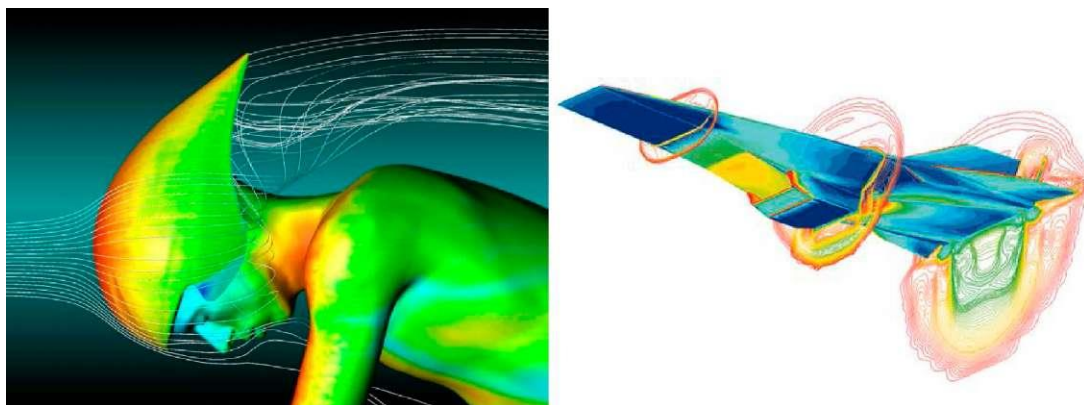
- Αεροδιαστημική (Εικόνα 6-6β)
- Αυτοκινητοβιομηχανία (Εικόνα 6-1)
- Βιο-ιατρική (Εικόνα 6-5)
- Χημική επεξεργασία (Εικόνα 6-4β)
- Σχεδιασμός κτιρίων (Εικόνα 6-4α)
- Υδραυλική (Εικόνα 6-4γ)
- Ναυπηγική - Ναυσιπλοΐα
- Εξορύξεις Πετρελαίου
- Παραγωγή ενέργειας
- Αθλητισμός (Εικόνα 6-6α)



Εικόνα 6-5 α) Διάχυση θερμότητας σε οφθαλμό μετά από επέμβαση με Laser.
β) Συγκέντρωση LDL χοληστερίνης σε αρτηρίες [\[17\]](#)

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 εξορύξης
- Χειρουργούς να θεραπεύουν αρτηριακές παθήσεις (υπολογιστική αιμοδυναμική)
- 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 αναπτύσσουν όπλα και να υπολογίζουν την δραστηρότητά τους.



Εικόνα 6-6 α) Ροή γύρω από ποδηλάτη. β) Ροή γύρω από φτερό αεροσκάφους(CFD Online) [\[17\]](#)

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

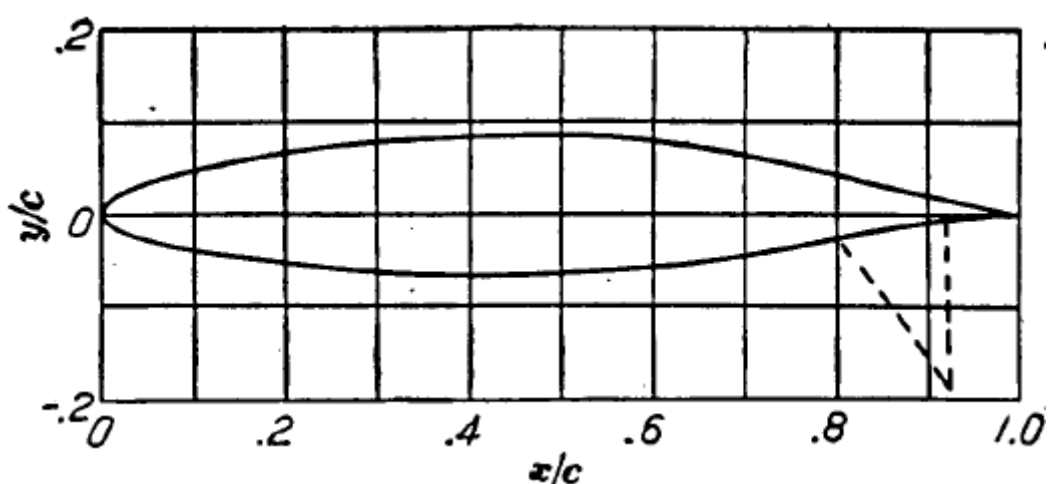
- Η χρήση *CFD* στη διαδικασία του σχεδιασμού βελτιστοποιεί τον σχεδιασμό, μειώνει πολύ τον αναγκαίο αριθμό των πρωτοτύπων που πρέπει να κατασκευαστούν, μειώνοντας έτσι το κόστος έρευνας.
- Η ανάλυση, στις περισσότερες περιπτώσεις, στοιχίζει λιγότερο από τις πειραματικές μεθόδους και παίρνει λιγότερο χρόνο μειώνοντας σημαντικά το χρόνο *time to market*.
- Δίνει τη 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 δυνατόν να γίνουν με την κλασική μέθοδο λόγω επικινδυνότητας ή τοξικότητας των μέσων.

7. Μεθοδολογία

7.1. Περιγραφή μοντέλου

Στην παρούσα προσομοίωση ροής χρησιμοποιήθηκε η αεροτομή τεσσάρων ψηφίων NACA 662₂15 μήκους χορδής $c = 1\text{m}$, εκπετάσματος $0,60\text{ m}$ και επιφανειακής τραχύτητας $30\mu\text{m}$. Όπως φαίνεται και από την ονομασία της, η αεροτομή έχει μέγιστη κύρτωση Camber 6% με το σημείο της μέγιστης κύρτωσης να βρίσκεται στο $0,6$ της χορδής. Ο αριθμός 15 αναφέρεται στο μέγιστο πάχος που ανέρχεται στο 15% επί του μήκους της χορδής. Μια σχηματική αναπαράσταση φαίνεται και στην Εικόνα 7-1

NACA 662215

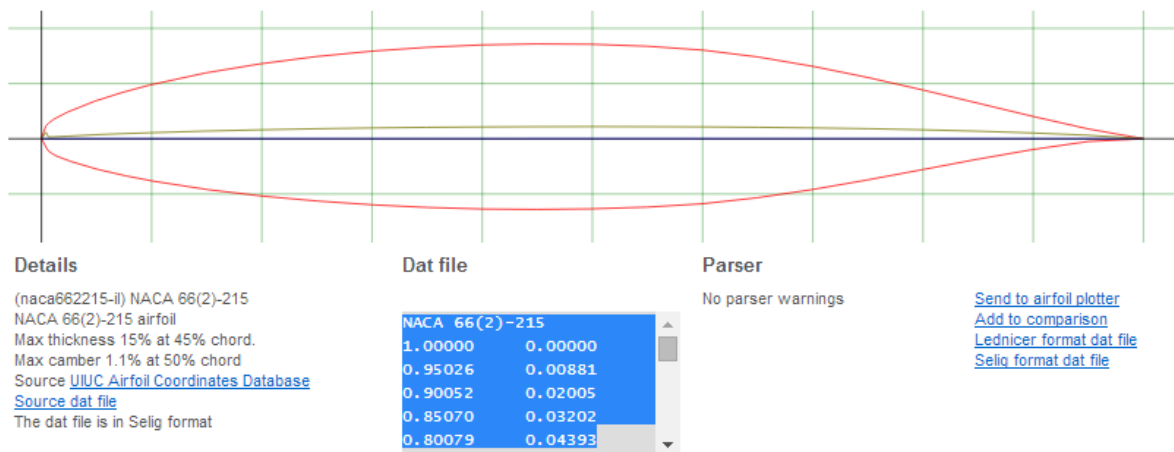


Εικόνα 7-1 Προφίλ Αεροτομής NACA 662215

7.2. Διαδικασία Προσομοίωσης

7.2.1. Σχεδιασμός Μοντέλου

Τα δεδομένα της αεροτομής NACA 662215 ελήφθησαν από την ιστοσελίδα του τμήματος εφαρμοσμένης αεροδυναμικής του Πανεπιστημίου του Illinois [\[18\]](#).

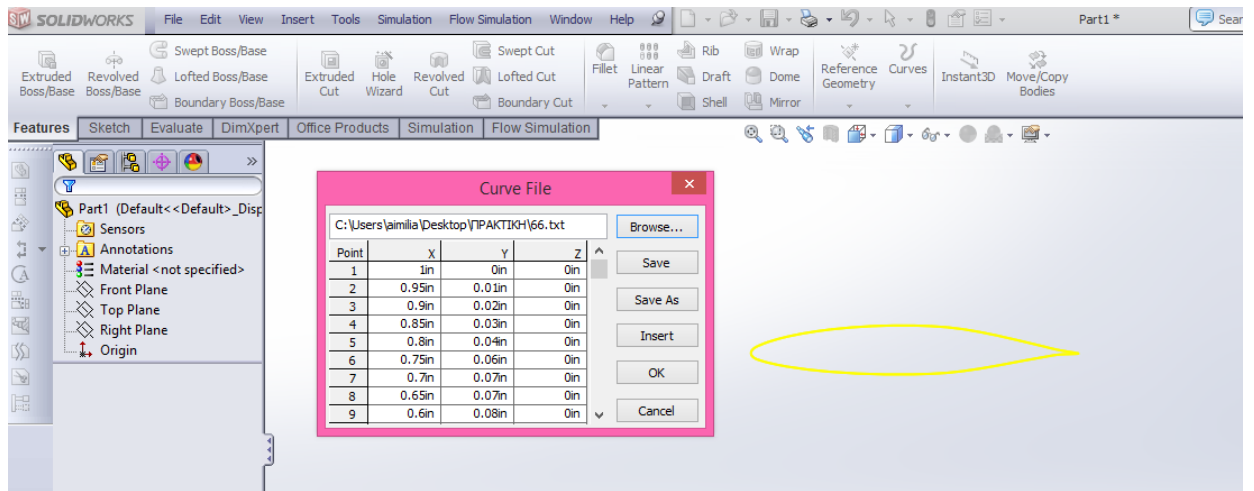


Αρχικά παίρνουμε τα δεδομένα στο Microsoft Excel τα οποία αναφέρονται σε ένα δυσδιάστατο προφίλ και προσθέτουμε και μια τρίτη στήλη με μηδενικά για να δηλώσουμε την τρίτη διάσταση. Στη συνέχεια αντιγράφουμε τα δεδομένα αυτά από το Excel σε ένα αρχείο κειμένου και το εισάγουμε στο Solidworks για το σχεδιασμό του προφίλ.

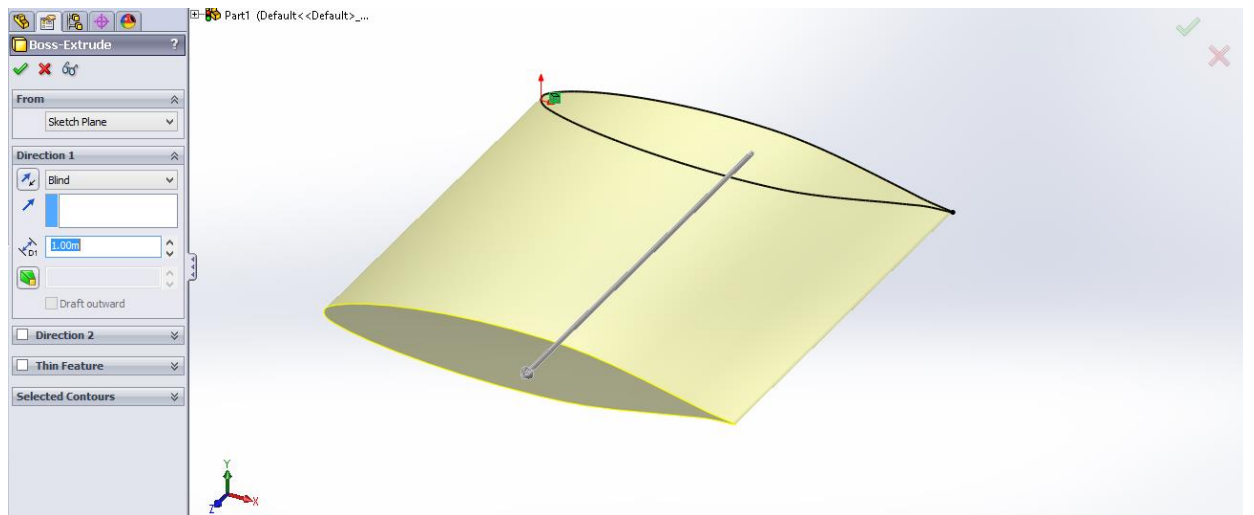
X	Y	Z
1.00000	0.00000	0
0.95026	0.00881	0
0.90052	0.02005	0
0.85070	0.03202	0
0.80079	0.04393	0
0.75081	0.05526	0

Η πρώτη στήλη ανφέρεται στις συντεταγμένες του άξονα X κάθε σημείου ενώ η δεύτερη και η τρίτη στήλη στις αντίστοιχες συντεταγμένες στον άξονα Y και Z. Κάθε σειρά χαρακτηρίζει ένα σημείο σε κλίμακα από το 0 έως το 1. Έτσι, αν για παράδειγμα θέλουμε μια αεροτομή να έχει 1 μέτρο μήκος χορδής (1000 mm) και οι μονάδες σχεδιασμού είναι σε χιλιοστά, όλες οι συντεταγμένες πρέπει να πολλαπλασιαστούν με την κλίμακα (1000:1) πριν εισαχθούν στο solidworks. Στην παρούσα μελέτη οι μονάδες σχεδιασμού είναι σε μέτρα (SI).

Έχοντας μια καμπύλη με σωστές συντεταγμένες, μέσω της εντολής curve -> through xyz point δημιουργείται μια καμπύλη με συνεχόμενη καμπυλότητα που περνάει από τα σημεία αυτά όπως φαίνεται και στην παρακάτω εικόνα.



Αρχικά η καμπύλη αποτυπώνεται σε ένα sketch προσκείμενο στο *Front Plane*, χρησιμοποιώντας την εντολή *Sketch* → *Convert Entities* και επιλέγοντας την καμπύλη. Χρησιμοποιώντας την εντολή *Extrude Boss/Base* γίνεται επέκταση στην τρίτη διάσταση στο *sketch* που περιλαμβάνει την καμπύλη διατομής αεροτομής.

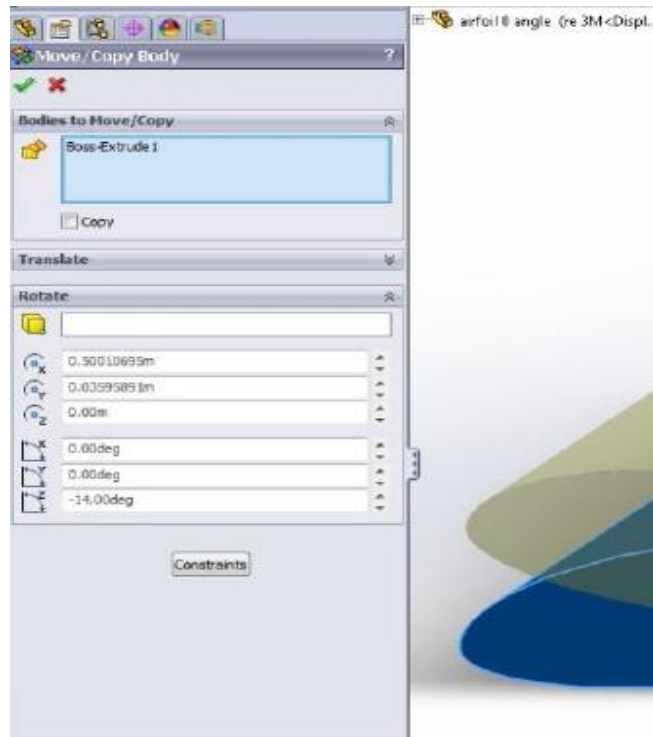


7.2.2. Τοποθέτηση του 3D Μοντέλου

Η θέση του μοντέλου ορίζεται εξ' ορισμού από τις συντεταγμένες που ορίστηκαν στην παραπάνω παράγραφο. Υπάρχουν όμως περιπτώσεις που είναι επιθυμητό η θέση του μοντέλου να είναι διαφορετική από την προεπιλεγμένη. Σε αυτές τις περιπτώσεις χρησιμοποιείται η εντολή *Move/Copy Bodies* που βρίσκεται στην καρτέλα *Features*. Η εντολή αυτή επιτρέπει στον χρήστη να μεταβάλλει τη θέση και τη γωνία του μοντέλου σε σχέση με τους αρχικούς άξονες. Η χρήση της περιγράφεται παρακάτω.

- Στην καρτέλα *Features* επιλέγουμε την εντολή *Move/Copy Bodies*
- Επιλέγουμε το μοντέλο μας

- Από το παράθυρο που εμφανίζεται μπορούμε να μεταβάλλουμε τη γωνία (*Rotate*) ή τη θέση του σώματος (*Translate*)
- Πατάμε *OK*



Με αυτόν τον τρόπο έγινε η προσομοίωση της ροής της αεροτομής *NACA 66₂215* για διαφορετικές μοίρες (γωνία προσβολής)

7.2.3. Δημιουργία προγράμματος ανάλυσης

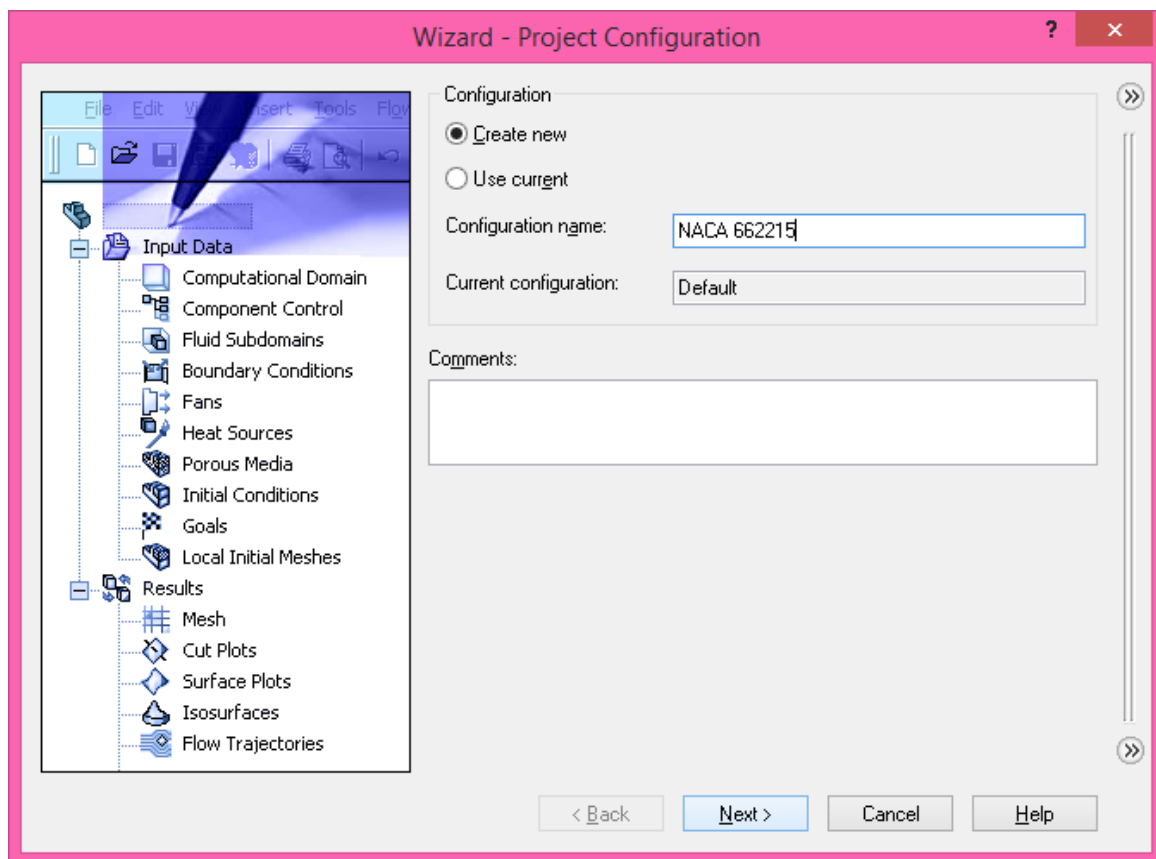
Ο σκοπός αυτής της παραγράφου είναι η βήμα προς βήμα περιγραφή της δημιουργίας και της παραμετροποίησης μιας προσομοίωσης ροής χρησιμοποιώντας ένα τρισδιάστατο μοντέλο στο *Solidworks Flow Simulation*.

Κατά τη δημιουργία ενός project ανάλυσης ροής ορίζονται οι εξής παράμετροι :

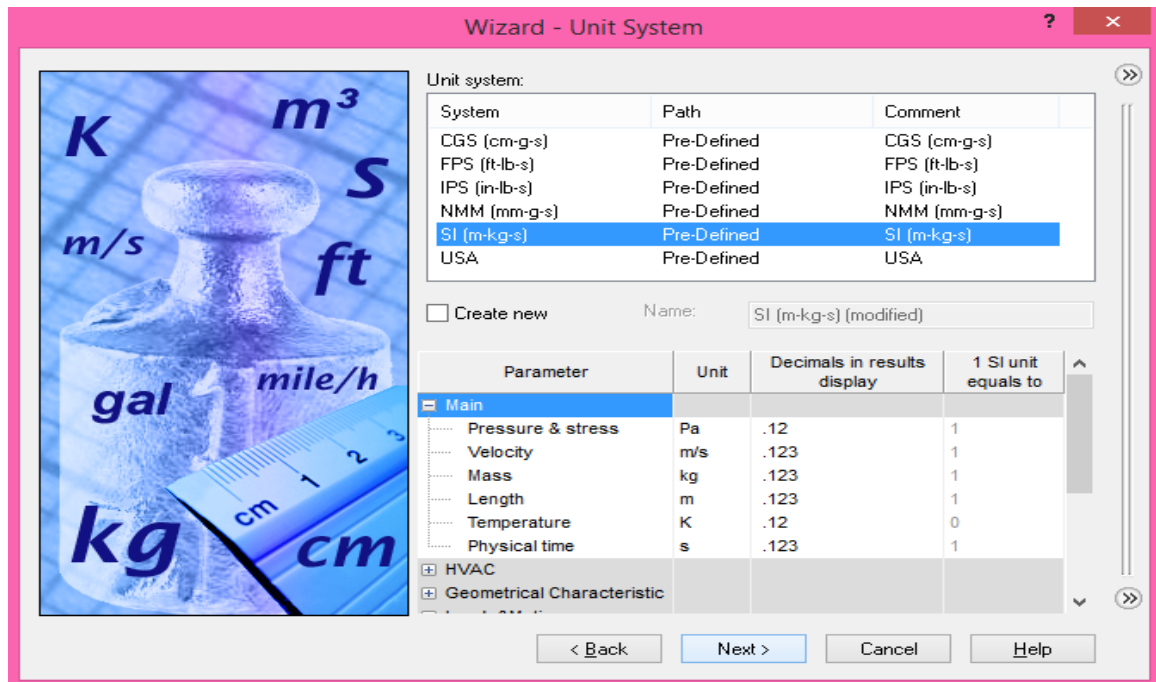
- Το όνομα του project
- Το σύστημα μονάδων
- Το είδος της ανάλυσης (εσωτερική ή εξωτερική)
- Το είδος του ρευστού μέσου και οι συνθήκες ροής του
- Οι συνθήκες τοιχωμάτων (θερμική αγωγιμότητα, τραχύτητα)
- Οι περιβαλλοντικές συνθήκες (θερμοκρασία, πίεση)
- Οι αρχικές συνθήκες (ταχύτητα κίνησης ρευστού)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

Οι παράμετροι αυτοί ισχύουν για το σύνολο του υπολογιστικού πεδίου εκτός αν οριστούν διαφορετικά για κάποιες περιοχές στον ορισμό τοπικών οριακών συνθηκών (Dassault Systèmes, 2010)^[19]. Η βήμα προς βήμα διαδικασία παρουσιάζεται παρακάτω:

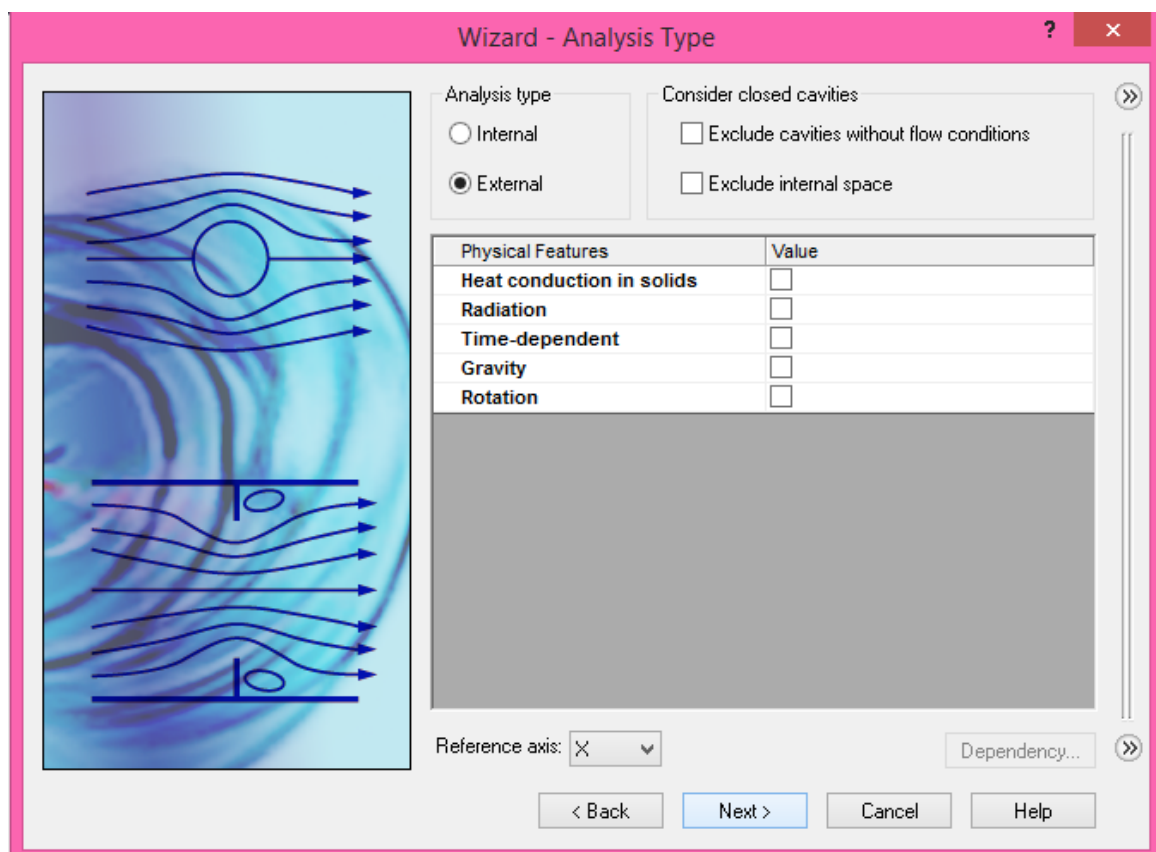
1. Επιλέγουμε *Solidworks Flow Simulation* > *Project* > *Wizard*
2. Στο παράθυρο του *Project Configuration* επιλέγουμε *Create New* έτσι ώστε να δημιουργηθεί μια νέα διαμόρφωση, θέτουμε όνομα: *NACA 662215* και πατάμε *Next*.



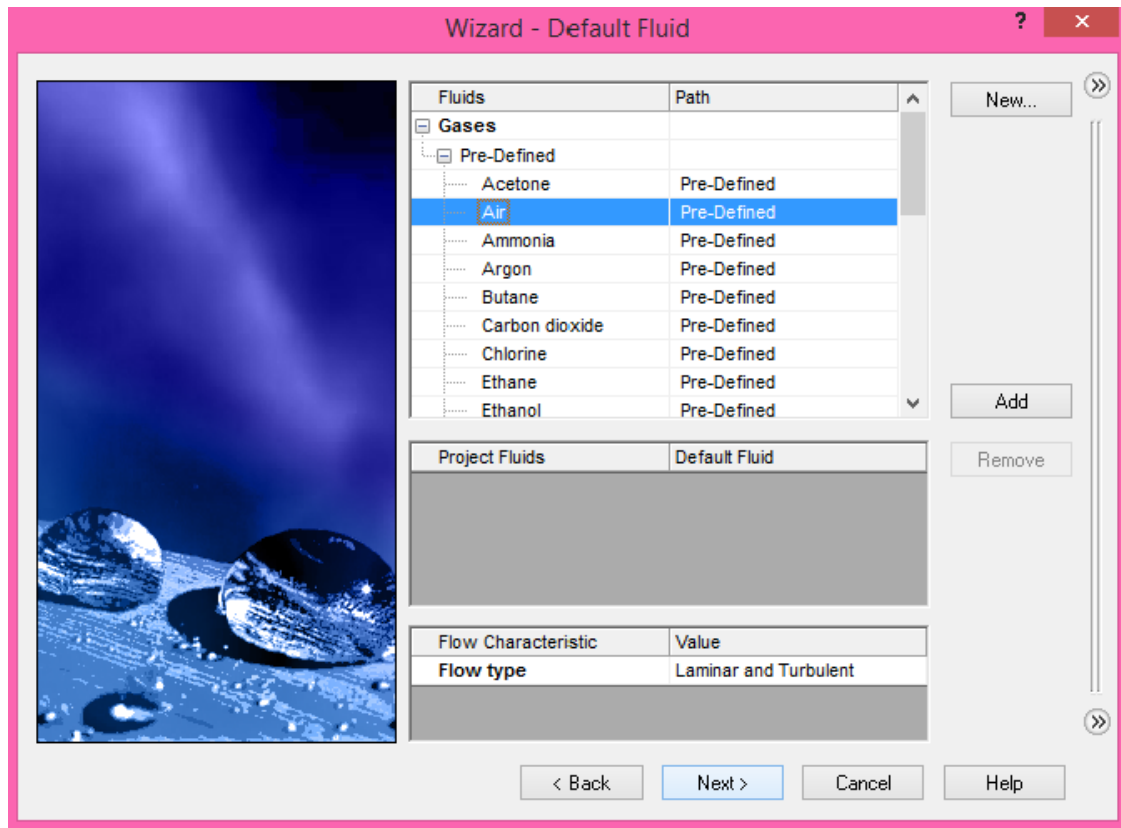
3. Στο παράθυρο *Unit System* επιλέγουμε *SI (m – kg – s)* και μετά πατάμε *Next*



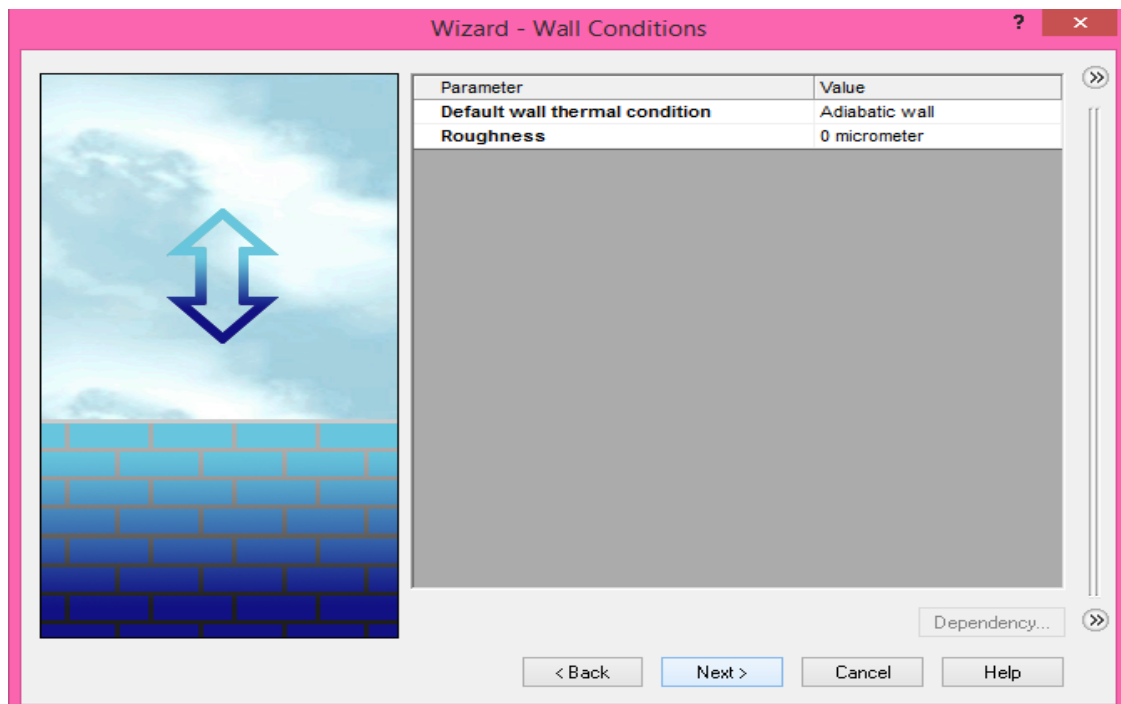
4. Στο παράθυρο *Analysis Type* θέτουμε τον τύπο της ανάλυσης σε *External* (εξωτερική ροή) και πατάμε *Next*



5. Στο παράθυρο *Default Fluid* κάνουμε ανάπτυξη του φακέλου *Gases* και επιλέγουμε *Air*. Αφήνουμε τις προεπιλεγμένες τιμές για το *Flow Characteristics* και πατάμε *Next*.

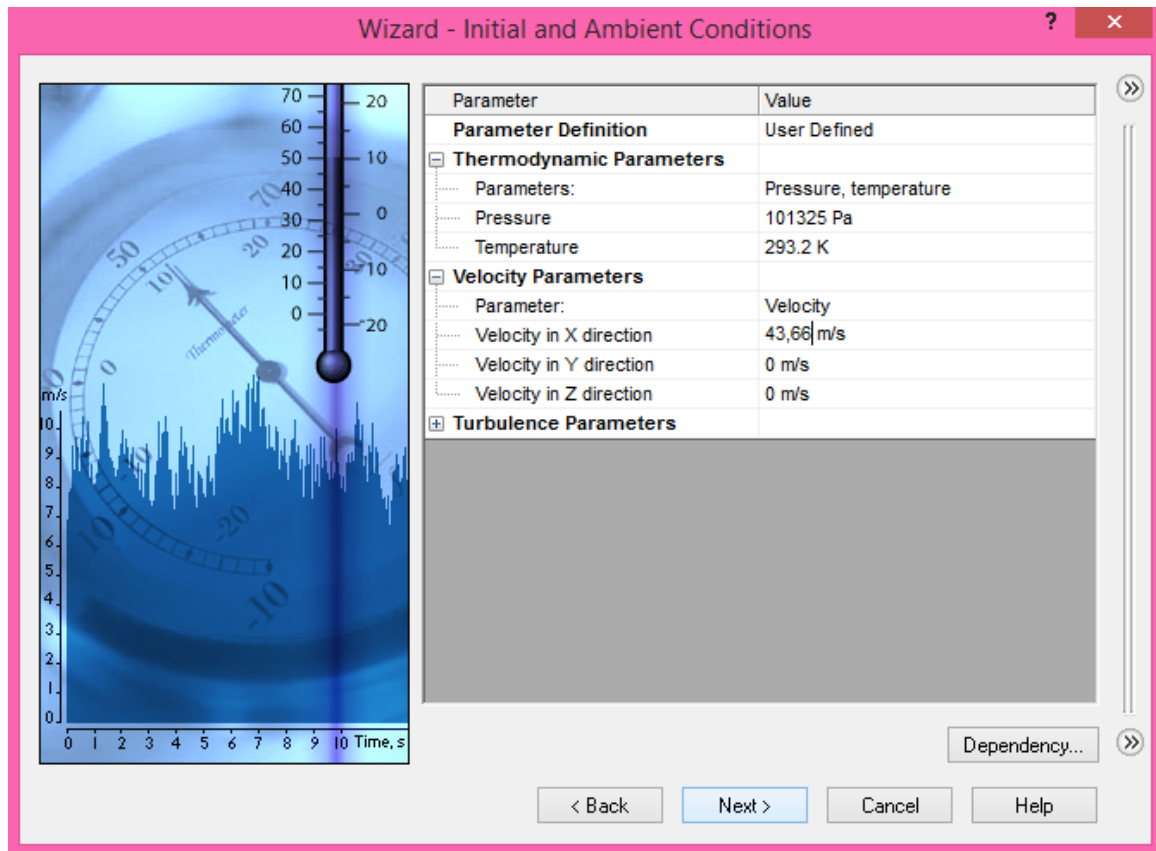


6. Στο παράθυρο *Wall Conditions* δεχόμαστε τις προεπιλεγμένες ρυθμίσεις για όλα τα τοιχώματα του υπολογιστικού πεδίου και επιλέγουμε *Next*.

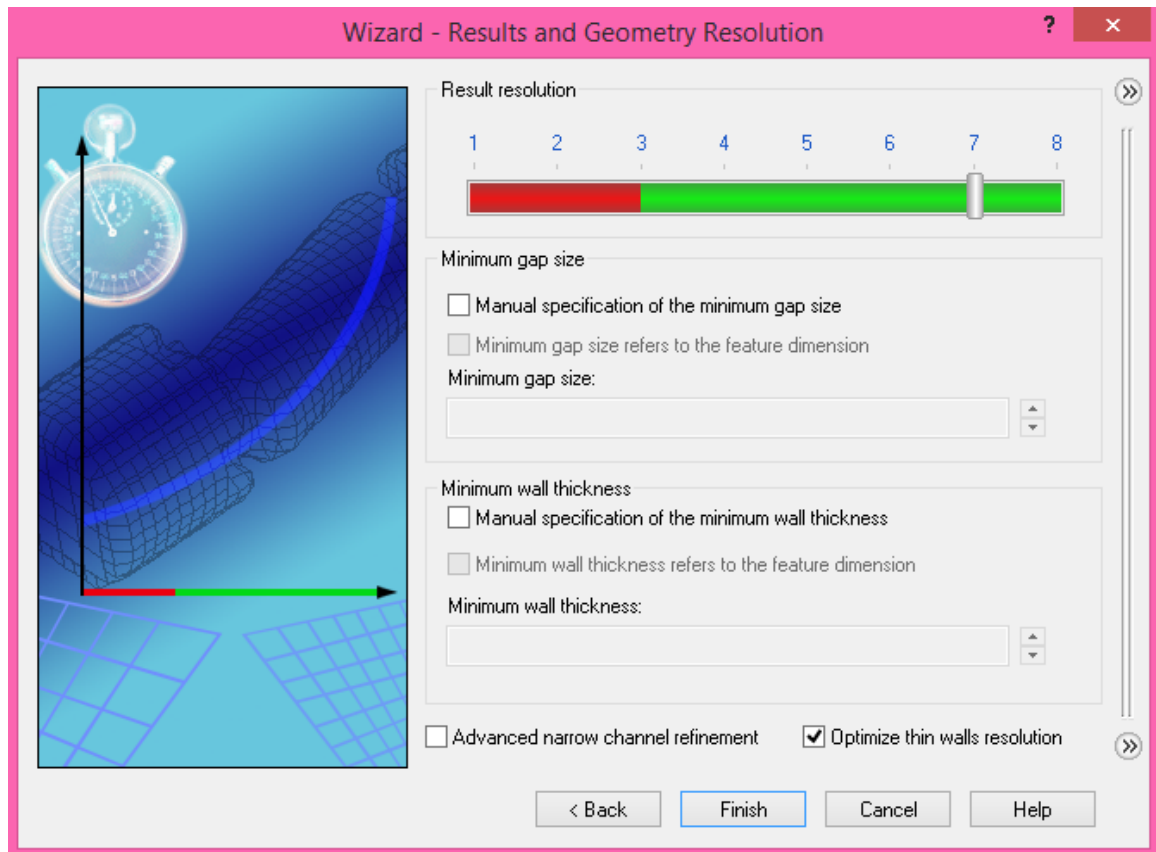


7. Στο παράθυρο *Initial and Ambient Conditions* ορίζουμε τις συνθήκες του περιβάλλοντος (πίεση, θερμοκρασία, στροβιλότητα) της προσομοίωσης και

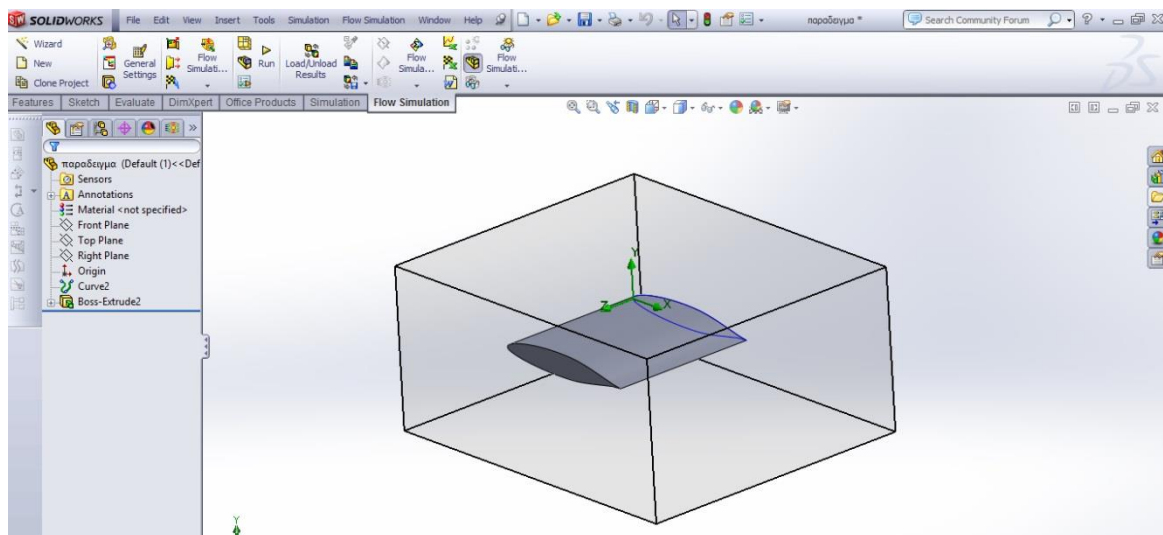
τις παραμέτρους ροής (σχετική ταχύτητα στον άξονα X) . Στη συνέχεια επιλέγουμε *Next*.



8. Στο παράθυρο *Results and Geometry Resolution* επιλέγουμε το *Result Resolution* που μας ενδιαφέρει (στην περίπτωση μας 7) και δεχόμαστε την αυτόματη εκτίμηση του *Minimum Gap Size* και *Minimum Wall Thickness*. Σε αυτό το βήμα ουσιαστικά ορίζουμε το μέγεθος του πλέγματος. Έπειτα πατάμε *Finish* και το *Solidworks Flow Simulation* δημιουργεί μια νέα διαμόρφωση με τα δεδομένα που του θέσαμε.



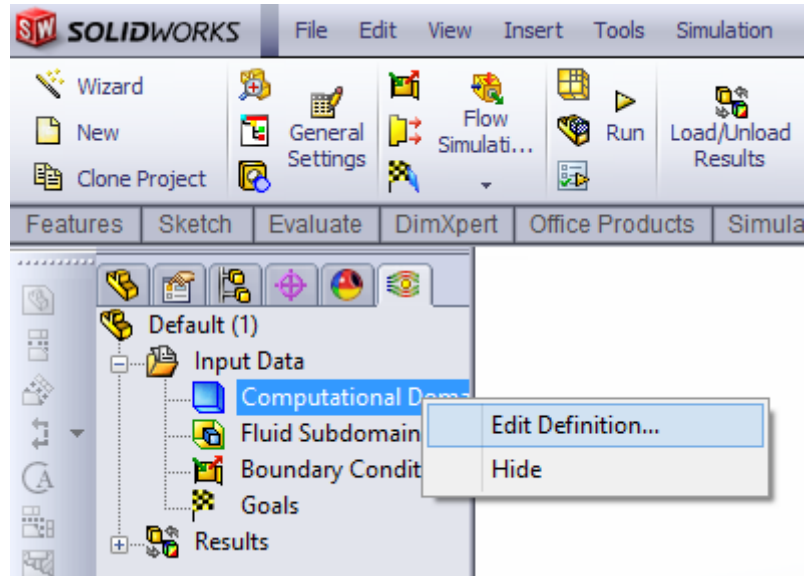
Μετά τη δημιουργία του project, το *Solidworks Flow Simulation* παρουσιάζει ένα κουτί γύρω από το μοντέλο που έχει χρησιμοποιηθεί. Αυτό το κουτί απεικονίζει το υπολογιστικό πεδίο ροής.



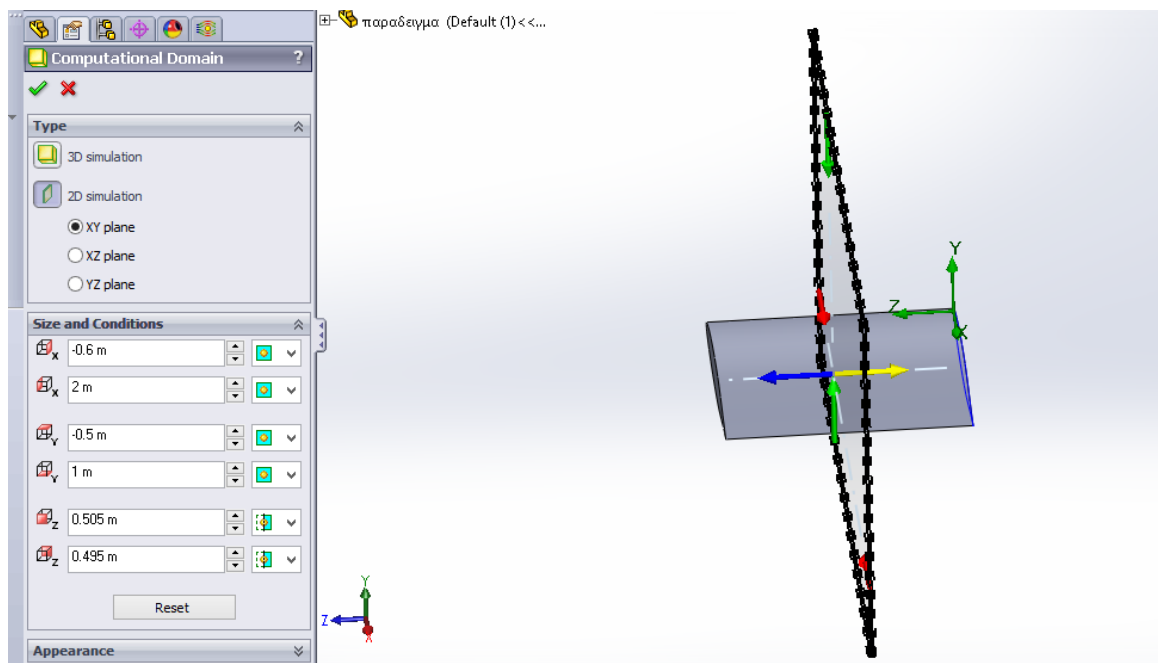
7.2.4. Ορισμός πεδίου ροής

Σε αυτή τη παράγραφο παρουσιάζεται η διαδικασία ορισμού ενός δυσδιάστατου υπολογιστικού πεδίου ροής γύρω από ένα τρισδιάστατο μοντέλο. Η διαδικασία περιγράφεται παρακάτω.

1. Στο *Analysis tree* του *Solidworks Flow Simulation*, επιλέγουμε και επεκτείνουμε το φάκελο το φάκελο *Input Data*.
2. Κάνουμε δεξί κλικ στο εικονίδιο *Computational Domain* και επιλέγουμε *Edit Definition*. Εμφανίζεται το παράθυρο επιλογών του υπολογιστικού πεδίου.



3. Επιλέγουμε *2D plane flow* και μετά *XY - Plane Flow*. Αυτομάτως ο άξονας συμμετρίας ορίζεται στα όρια *Z min* και *Z max* του υπολογιστικού πεδίου.
4. Επιλέγουμε την καρτέλα *Size and Conditions* και ορίζουμε τα όρια του υπολογιστικού πεδίου στους άξονες *X, Y* και *Z* ανάλογα με τις ανάγκες μας και πατάμε *OK*.



Στις περισσότερες περιπτώσεις που μελετάται η ροή γύρω από ένα σώμα προτείνεται να χρησιμοποιείται το αυτόματα ορισμένο υπολογιστικό πεδίο που ορίζει το *Solidworks Flow Simulation*. Για μεγαλύτερη ακρίβεια μπορεί να οριστεί χειροκίνητα μεγαλύτερο υπολογιστικό πεδίο. Τότε τα αποτελέσματα θεωρητικά θα έχουν μεγαλύτερη ακρίβεια. Αλλά θα χρειαστεί περισσότερος χρόνος υπολογισμού για να ολοκληρωθεί η ανάλυση.

7.2.5. Ορισμός Τοπικών Οριακών Συνθηκών

Οι τοπικές οριακές συνθήκες, σε αντίθεση με τις οριακές συνθήκες που ορίστηκαν κατά τη δημιουργία του *project* έχουν επίδραση μόνο σε συγκεκριμένες περιοχές του υπολογιστικού πεδίου.

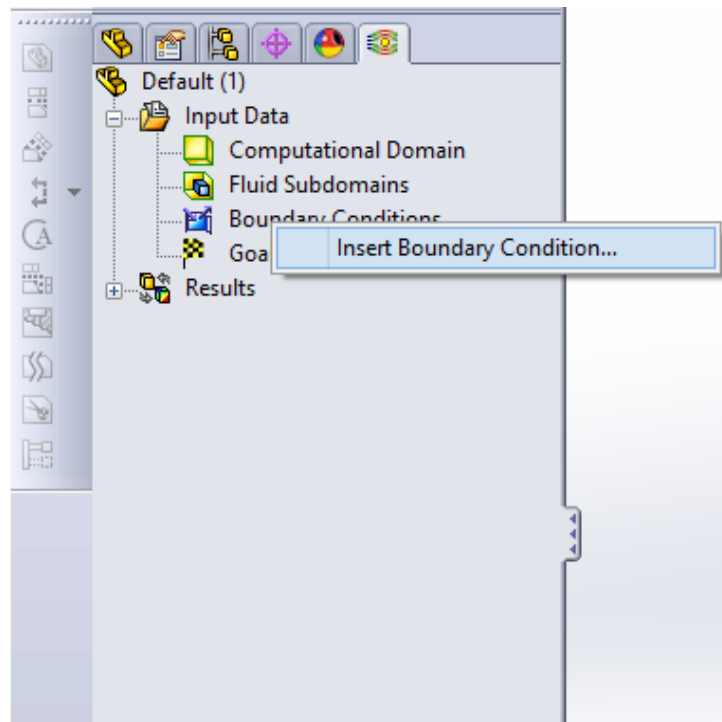
Αυτές οι συνθήκες χωρίζονται σε τρεις κατηγορίες:

- Σε τοπικές συνθήκες ροής (*Flow Openings*) στις οποίες μπορούν να οριστούν ανοίγματα, σημεία και παροχές εισερχόμενων και εξερχόμενων ροών.
- Σε τοπικές συνθήκες πίεσης (*Pressure Openings*) στις οποίες ορίζονται τοπικοί θύλακες πίεσης σε συγκεκριμένες επιφάνειες και
- Σε συνθήκες τοιχωμάτων (*Walls*) στις οποίες μπορούν να ορισθούν συνθήκες όπως η θερμοκρασία μιας επιφάνειας (T_w), ο συντελεστής μετάδοσης θερμότητάς της (a), η τραχύτητα ροής κ.ο.κ

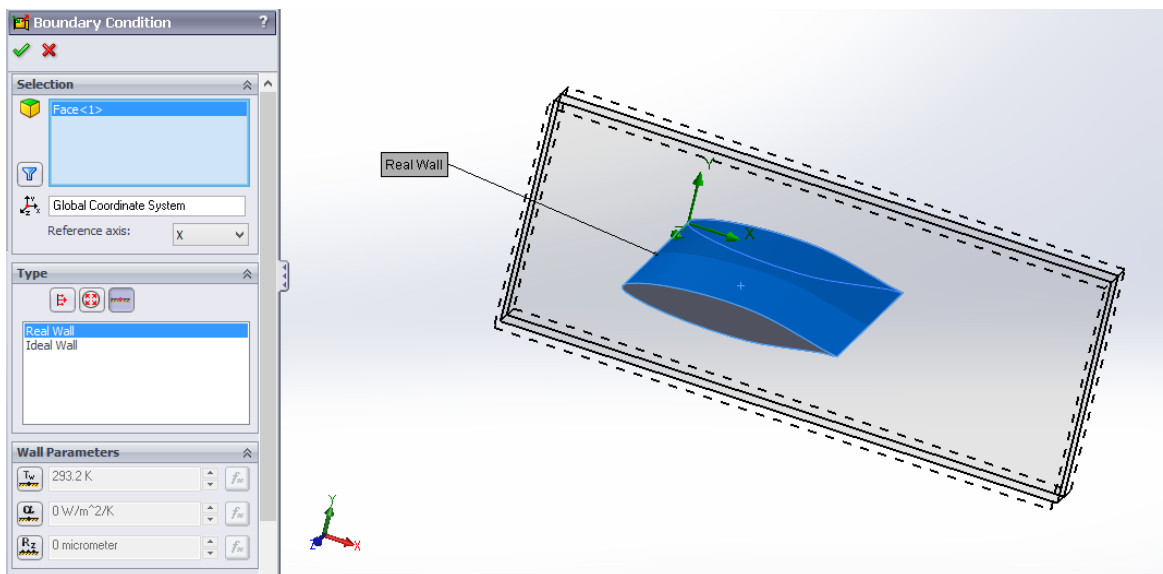
Και οι τρεις κατηγορίες έχουν δευτερεύουσες επιλογές όπως τοπικές θερμοδυναμικές συνθήκες, τοπική στροβιλότητα κ.α.

Έτσι, για παράδειγμα, για τον ορισμό της τραχύτητας μιας επιφάνειας της πτέρυγας ακολουθείται η παρακάτω διαδικασία:

1. Στο *Analysis Tree* του *Flow Simulation* επιλέγουμε και επεκτείνουμε τον φάκελο *Input Data*.
2. Κάνουμε δεξί κλικ στο *Boundary Conditions* και επιλέγουμε *Insert Boundary Condition*.



3. Στην καρτέλα *Type* επιλέγουμε *Walls* και κάνουμε κλικ στην επιφάνεια της αεροτομής.



4. Στο *Wall parameters* επιλέγουμε το *Roughness* (τραχύτητα) και εισάγουμε τη τιμή σε μm . Τέλος πατάμε *OK*.



7.2.6. Ορισμός στόχων ανάλυσης

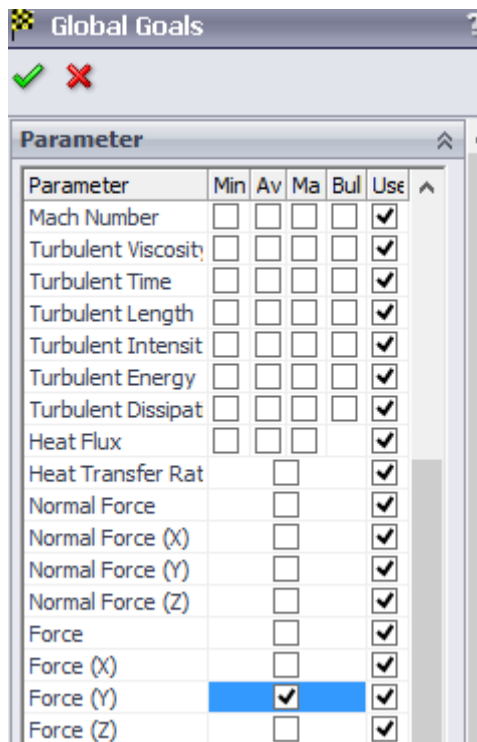
Στο Solidworks Flow Simulation οι στόχοι (*Goals*) χωρίζονται σε πέντε κατηγορίες:

- **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 από τον χρήστη
- **Point Goal**, ο οποίος εκφράζει μια φυσική παράμετρο που υπολογίζεται για ένα συγκεκριμένο σημείο του στερεού και ορίζεται από 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).

Επειδή για την παρούσα μελέτη χρησιμοποιήθηκε η παράμετρος των *Global Goals*, δίνεται παρακάτω ένα παράδειγμα για την χρήση της. Στο παράδειγμα θα οριστεί η μέτρηση της συνολικής δυναμης που ασκείται πάνω στην αεροτομή στον άξονα Y-Y, η οποία ταυτίζεται με την συνολική δυναμική άνωση που ασκείται στο περύγιο (*Lift*).

Η διαδικασία έχει ως εξής:

1. Επιλέγουμε *Solidworks Flow Simulation > Insert > Global Goals*
2. Στον πίνακα *Parameter* επιλέγουμε το πρώτο κουτάκι στη λίστα για *Force (Y)*
3. Πατάμε *OK* και ο στόχος *GG Force (Y)* εμφανίζεται στο *Analysis tree*.



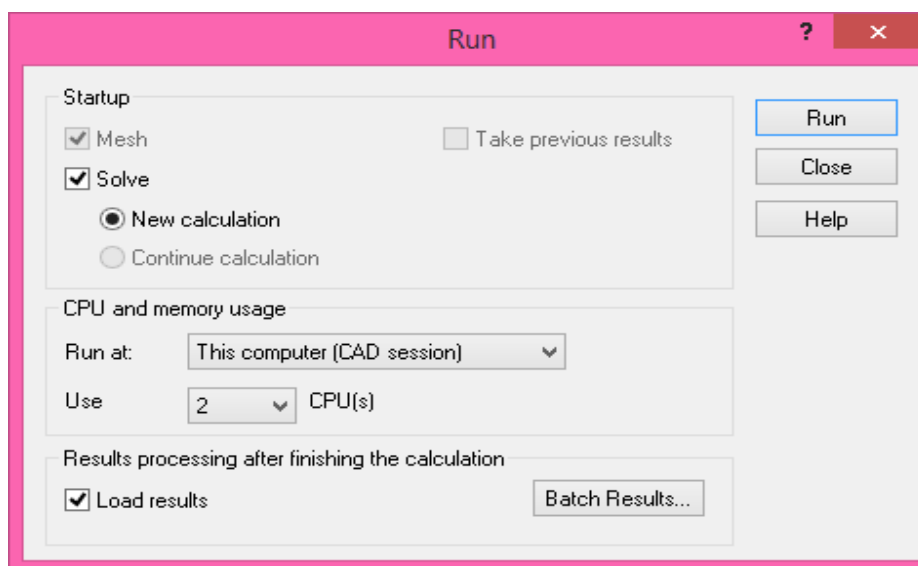
Ακολουθώντας την ίδια διαδικασία μπορεί να ορισθεί και ως στόχος η δύναμη στον άξονα τον X, ο οποίος αντιστοιχεί με την οπισθέλκουσα δύναμη που ασκείται στο περύγιο (*Drag*).

7.2.7. Εκτέλεση Προσομοίωσης Ροής

Μετά την ολοκλήρωση της δημιουργίας και της παραμετροποίησης του project Solidworks Flow Simulation σειρά έχει η εκτέλεση της προσομοίωσης ροής.

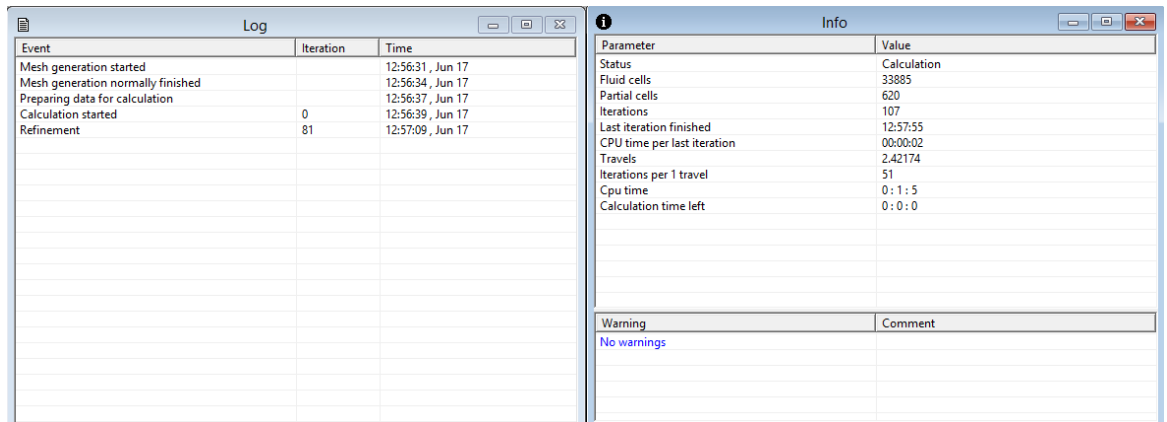
Η διαδικασία περιγράφεται παρακάτω:

- A. Για να ξεκινήσουμε τη προσομοίωση επιλέγουμε *Solidworks Flow Simulation>Solve>Run*



B. Επιλέγουμε *Run*

Τότε ανοίγει ένα παράθυρο του προγράμματος επίλυσης (*Solver*) στο οποίο περιλαμβάνονται λεπτομέρειες της ανάλυσης ροής του ρευστού.



The screenshot shows two panels from the SolidWorks Flow Simulation Solver interface. The 'Log' panel on the left displays a table of events, iterations, and times. The 'Info' panel on the right displays a table of parameters and values, and a 'Warning' section at the bottom.

Event	Iteration	Time
Mesh generation started		12:56:31, Jun 17
Mesh generation normally finished		12:56:34, Jun 17
Preparing data for calculation		12:56:37, Jun 17
Calculation started	0	12:56:39, Jun 17
Refinement	81	12:57:09, Jun 17

Parameter	Value
Status	Calculation
Fluid cells	33885
Partial cells	620
Iterations	107
Last iteration finished	12:57:55
CPU time per last iteration	00:00:02
Travels	2.42174
Iterations per 1 travel	51
Cpu time	0 : 1 : 5
Calculation time left	0 : 0 : 0

Warning	Comment
No warnings	

7.2.8. Πρόγραμμα Επίλυσης (*Solver*)

Στο *Solidworks Flow Simulation* το πρόγραμμα που εκτελεί τους υπολογισμούς ροής ονομάζεται *Solver*. Σε αυτή τη παράγραφο εξετάζεται το γραφικό περιβάλλον της χρήσης του προγράμματος επίλυσης.

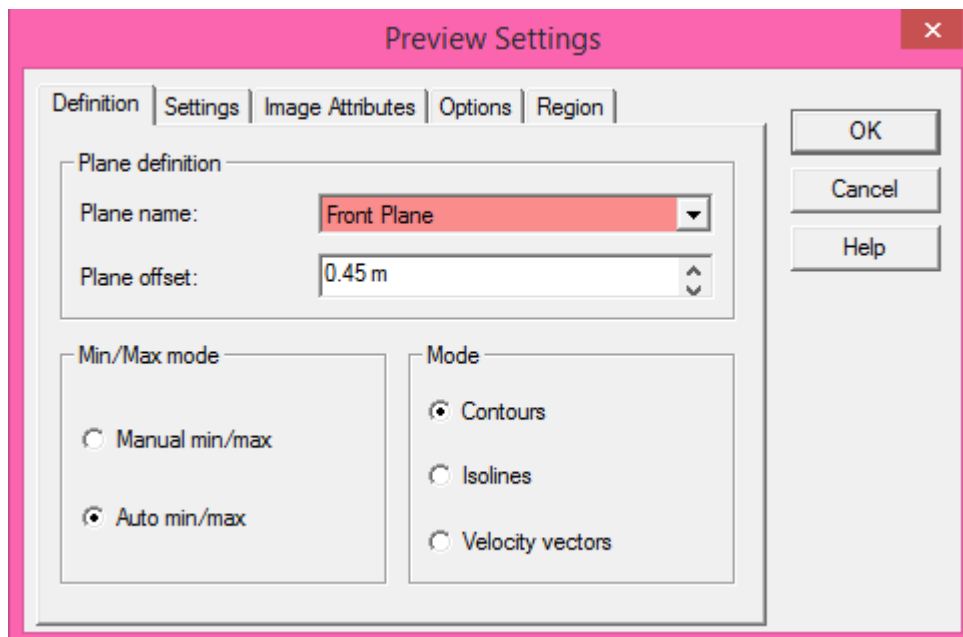
Οι χρήστες μπορούν να παρακολουθούν την σύγκλιση προς την ολοκλήρωση των στόχων κατά την ανάλυση της ροής και μπορούν επίσης να σταματήσουν τους υπολογισμούς της ανάλυσης, αν δεν υπάρχει ανάγκη για περαιτέρω υπολογισμούς. Οι χρήστες μπορούν επίσης να δούν τα αποτελέσματα της ανάλυσης της ροής που έχουν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

Όταν ξεκινήσει ο υπολογισμός, υπάρχει η δυνατότητα επιβλεψής των αποτελεσμάτων της ανάλυσης σε πραγματικό χρόνο, δημιουργώντας ένα παράθυρο προεπισκόπησης (*Preview Pane*) επιλέγοντας ποιά παράμετρο θέλουμε να επιβλέψουμε.

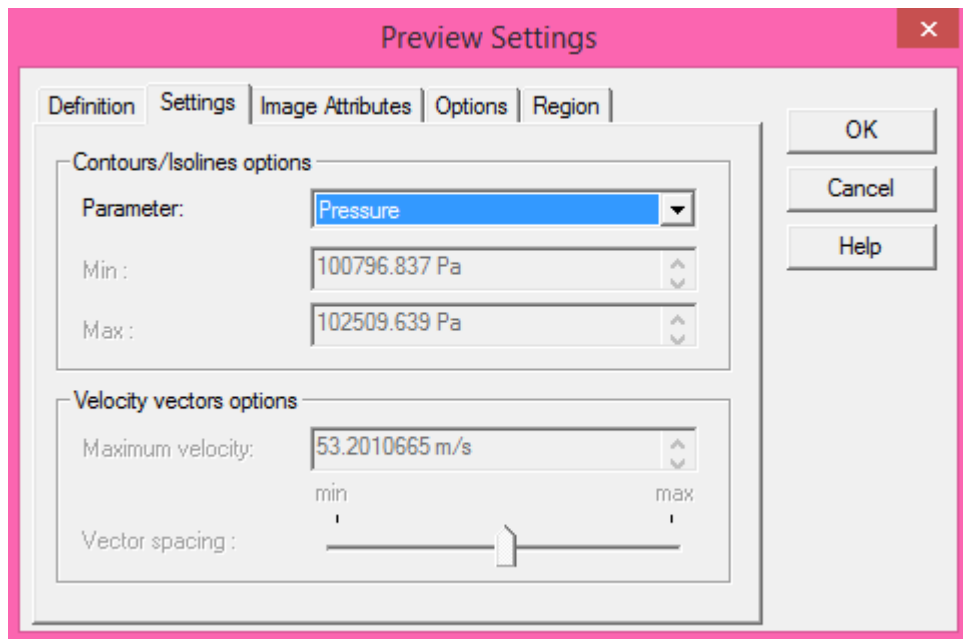
Η διαδικασία δημιουργίας ενός παραθύρου προεπισκόπησης είναι η εξής :

- Επιλέγουμε *Insert Preview* στη μπάρα εργαλείων του *Solver*

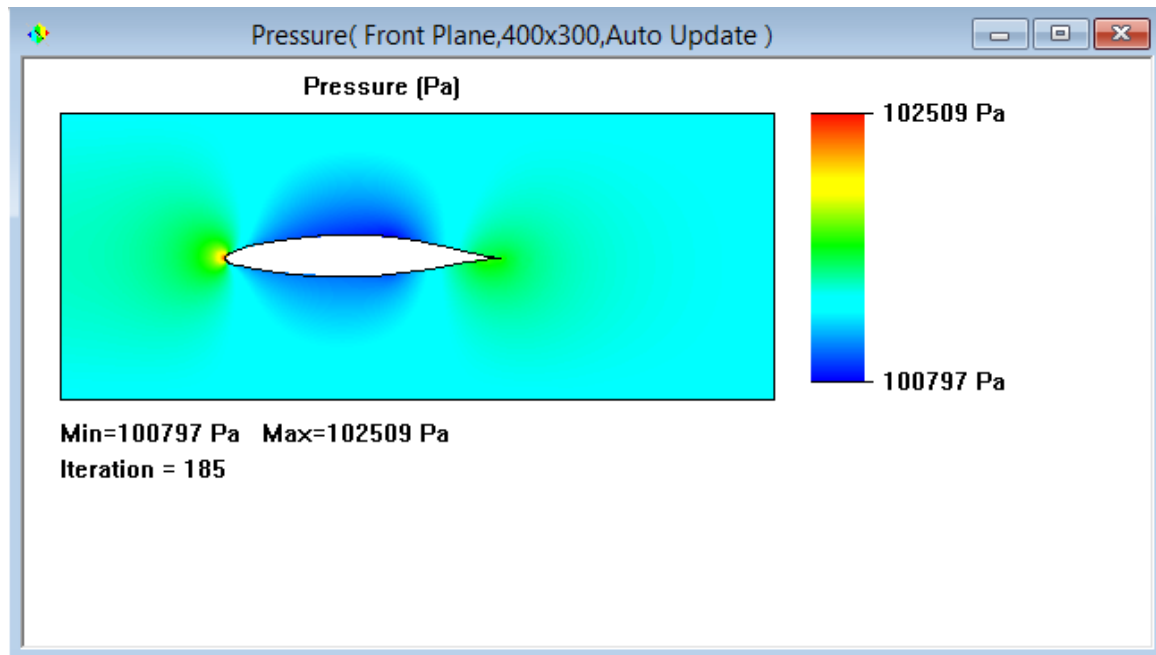
- Στο παράθυρο ρυθμίσεων προεπισκόπησης (*Preview Settings*), επιλέγουμε οποιοδήποτε επίπεδο από τη λίστα *Plane Name*. (Στη συγκεκριμένη περίπτωση επιλέγουμε *Front Plane*)



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



Το πρόγραμμα επίλυσης δημιουργεί μια προεπισκόπηση της επίλυσης στο προεπιλεγμένο επίπεδο.



Το παράθυρο προεπισκόπησης επιτρέπει στο χρήστη να βλέπει τα αποτελέσματα σε πραγματικό χρόνο κατά τη διάρκεια της εκτέλεσης των υπολογισμών. Αυτό βοηθάει στην εκτίμησή του αν οι παράμετροι που έχουν δοθεί είναι σωστοί και δίνει μια ιδέα για το πώς θα δείχνει το τελικό αποτέλεσμα ακόμα και στην αρχή των υπολογισμών. Στην αρχή τα αποτελέσματα μπορεί να αλλάζουν ριζικά, αλλά καθώς ολοκληρώνεται ο υπολογισμός τα αποτελέσματα θα συγκλίνουν στο τελικό αποτέλεσμα. Η γραφική αναπαράσταση των αποτελεσμάτων μπορεί να γίνει με χρήση χρωματικής βαθμονόμησης (contours), ισοβαρών καμπύλων (isoline), ή διανυσμάτων (*vectors*).

7.3. Διαδικασία Προσομοίωσης NACA 662₁₅

7.3.1. Προσδιορισμός Παραμέτρων

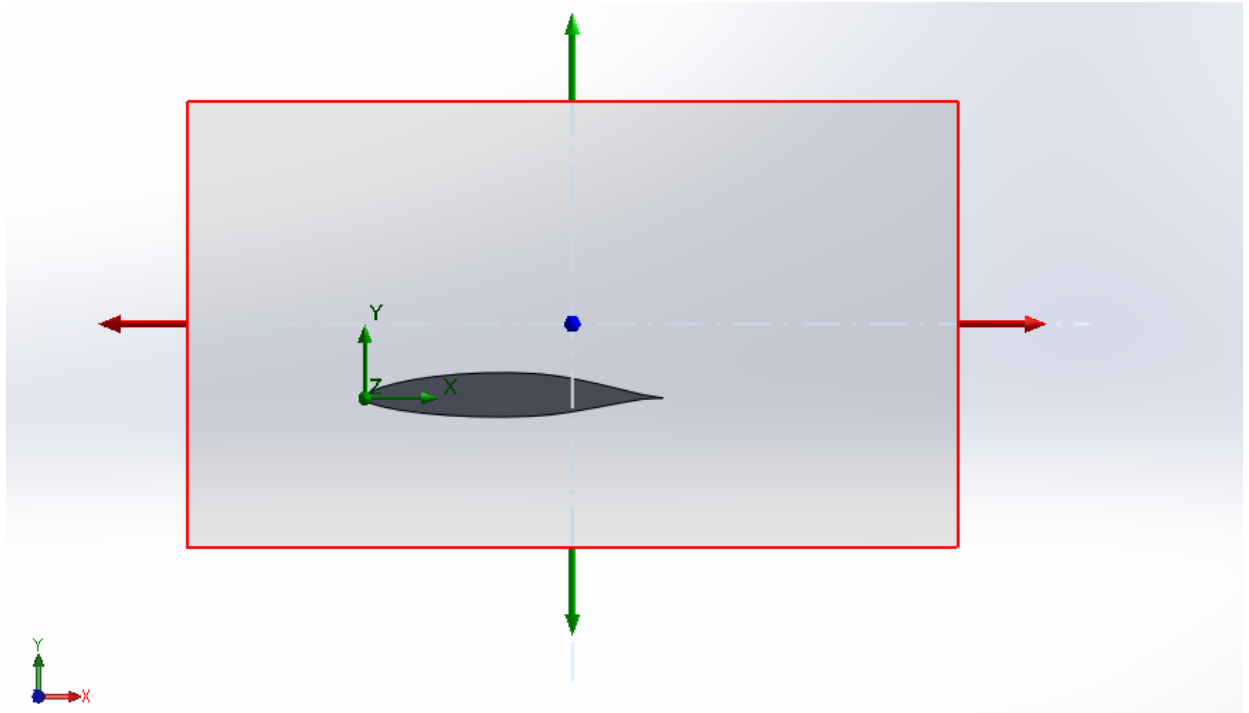
Η προσομοίωση έγινε για αριθμό *Reynolds* $Re = 3 \cdot 10^6$ ώστε να είναι δυνατή η σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα των *Abbott* και *Von Doenhoff*.

Η τιμή της ταχύτητας ροής του αέρα υπολογίστηκε από τον τύπο (2.2) συναρτήσει του αριθμού *Reynolds* και είναι ίση με $V = 43,66 \text{ m/s}$ για χορδή 1 m . Η θερμοκρασία του περιβάλλοντος ορίστηκε στους $T = 288,16 \text{ K}$ (15 C) με βάση το πρότυπο *ISA – sea level conditions* (*Houghton & Carpender*, 1982). Η πυκνότητα του αέρα στη συγκεκριμένη θερμοκρασία είναι $\rho = 1,2256 \text{ kg/m}^3$ και το δυναμικό ιξώδες $\mu = 1,783 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m}\cdot\text{s}$.

Η προσομοίωση λύθηκε για γωνίες από -12° έως 20° μοίρες ανά 2° τη φορά.

Οι διαστάσεις του πεδίου ορισμού (*computational domain*) ορίστηκαν ως εξής:

- Στον άξονα X από $-0,6m$ έως $2m$ ($0,6m$ πριν το χείλος προσβολής και $2m$ μετά την ακμή διαφυγής)
- Στον άξονα Y από $-0,5m$ έως $1m$
- Στον άξονα Z σε αποστάσεις $-0,005m$ έως $+0,005m$ από το μέσο της πτέρυγας.



Εικόνα 7-2 Υπολογιστικό Χώρος Προσομοίωσης

Ο σχεδιασμός του προφίλ της αεροτομής, ο ορισμός των οριακών συνθηκών και του πλέγματος έγινε με τη χρήση του προγράμματος *Dassault Solidworks* και η προσομοίωση με το *Solidworks Flow Simulation*.

7.3.2.Επιλογή Μεγέθους Πλέγματος (*Mesh Setting*)

Ένας αναγκαίος έλεγχος πριν την διεξαγωγή μιας προσομοίωσης *CFD* έχει να κάνει με την επίδραση του μεγέθους πλέγματος (*mesh*) στα αποτελέσματα της προσομοίωσης. Συνήθως η ακρίβεια της λύσης αυξάνεται όταν χρησιμοποιούνται περισσότεροι κόμβοι , όμως η χρήση περισσότερων κόμβων απαιτεί και μεγαλύτερους χρόνους επίλυσης. Για να επιτευχθεί όμως μεγαλύτερη ακρίβεια στα αποτελέσματα των μετρήσεων, αποφασίστηκε να γίνουν όλες οι μετρήσεις με επιλογή *Mesh 7*.

7.3.2. Αποτελέσματα Μετρήσεων

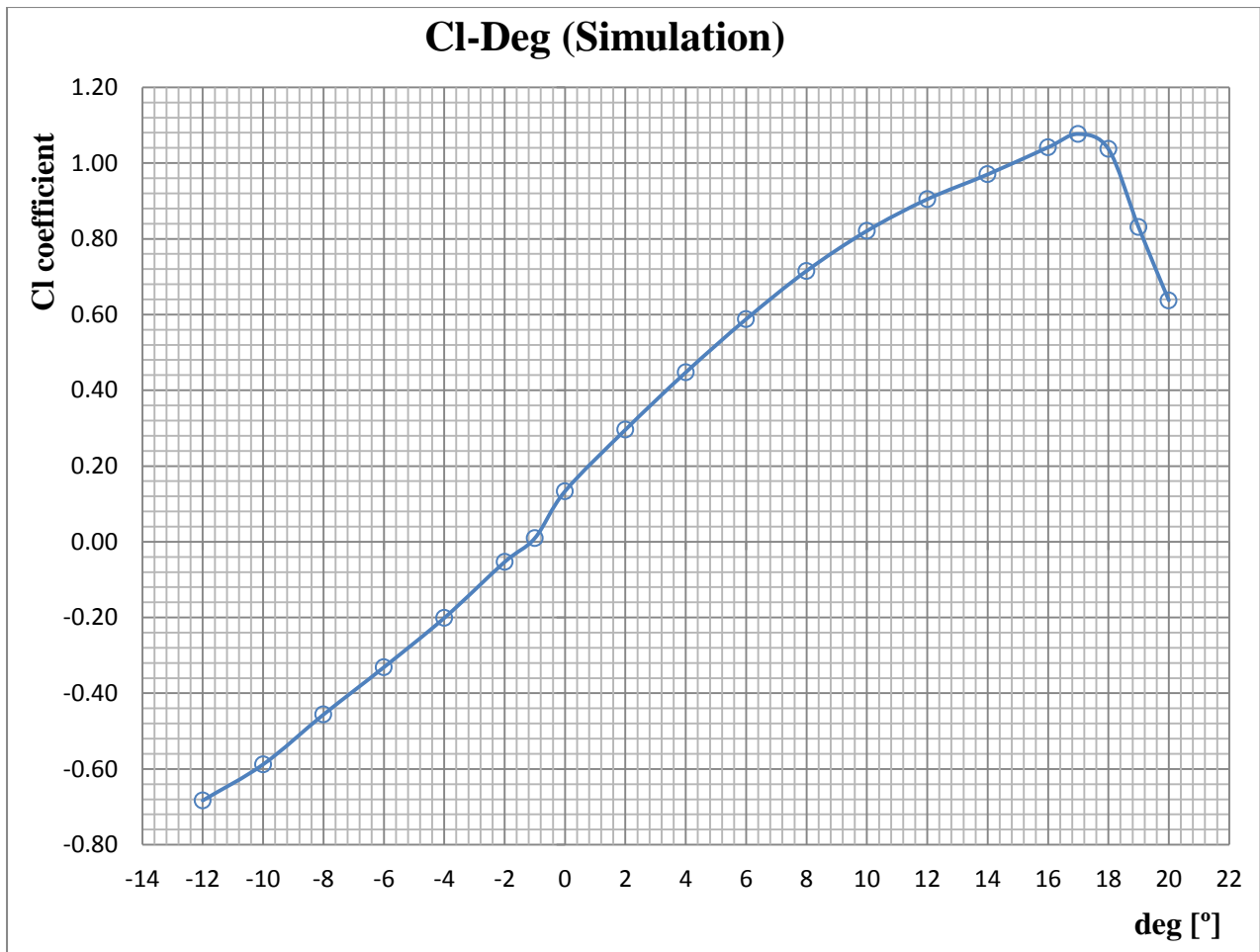
Στον παρακάτω πίνακα φαίνονται τα αποτελέσματα της προσομοίωσης ,στην οποία μετρήθηκε η δύναμη της άνωσης (*Lift*),η οπισθέλκουσα δύναμη (*Drag*) κι η ροπή (*Torque*) που επιδρούν πάνω στο πτερύγιο για διαφορετικές γωνίες πρόσπτωσης

του αέρα. Στη συνέχεια με τη βοήθεια του *Excel* υπολογίστηκαν οι συντελεστές άνωσης (C_L), οπισθέλκουσας (C_D) και ροπής (C_M) για την κάθε γωνία.

deg	Drag(sim)	Cd(sim)	Lift(sim)	Cl(sim)	Torque(sim)	C _M (sim)
-12	0.6040	0.05180	-7.9655	-0.6831	-1.4325	-0.082
-10	0.4219	0.03618	-6.8556	-0.5880	-1.1969	-0.051
-8	0.2813	0.02413	-5.3206	-0.4563	-0.8318	-0.038
-6	0.3174	0.02722	-3.8640	-0.3314	-0.4667	-0.040
-4	0.2577	0.02210	-2.3470	-0.2013	-0.1016	-0.009
-2	0.2042	0.01751	-0.6226	-0.0534	0.2635	-0.023
-1	0.2080	0.01784	0.1100	0.0094	0.6286	-0.025
0	0.0763	0.00654	1.5549	0.1334	0.8850	-0.020
2	0.1297	0.01112	3.4488	0.2958	1.3891	-0.004
4	0.2281	0.01956	5.2155	0.4473	1.8167	-0.014
6	0.3517	0.03016	6.8544	0.5879	2.1729	-0.032
8	0.4941	0.04238	8.3391	0.7152	2.4746	-0.049
10	0.6995	0.05999	9.5705	0.8208	2.7763	-0.068
12	0.8656	0.07424	10.5463	0.9045	2.8345	-0.082
14	1.1175	0.09584	11.3112	0.9701	2.9249	
16	1.3741	0.11785	12.1433	1.0414	2.5007	
17	1.4896	0.12775	12.5542	1.0767	2.8051	
18	1.6906	0.14499	12.0946	1.0373	2.9856	
19	2.0344	0.17448	9.6842	0.8305	2.6004	
20	2.6322	0.22575	7.4328	0.6375	2.3678	
25	4.1590	0.35669	8.6901	0.7453	2.9102	

Εικόνα 7-3 Αποτελέσματα προσομοίωσης

Από τα παραπάνω αποτελέσματα προκύπτει η τυπική καμπύλη μεταβολής του συντελεστή άνωσης ως προς την γωνία πρόσπτωσης και φαίνεται στην παρακάτω εικόνα (7-4).

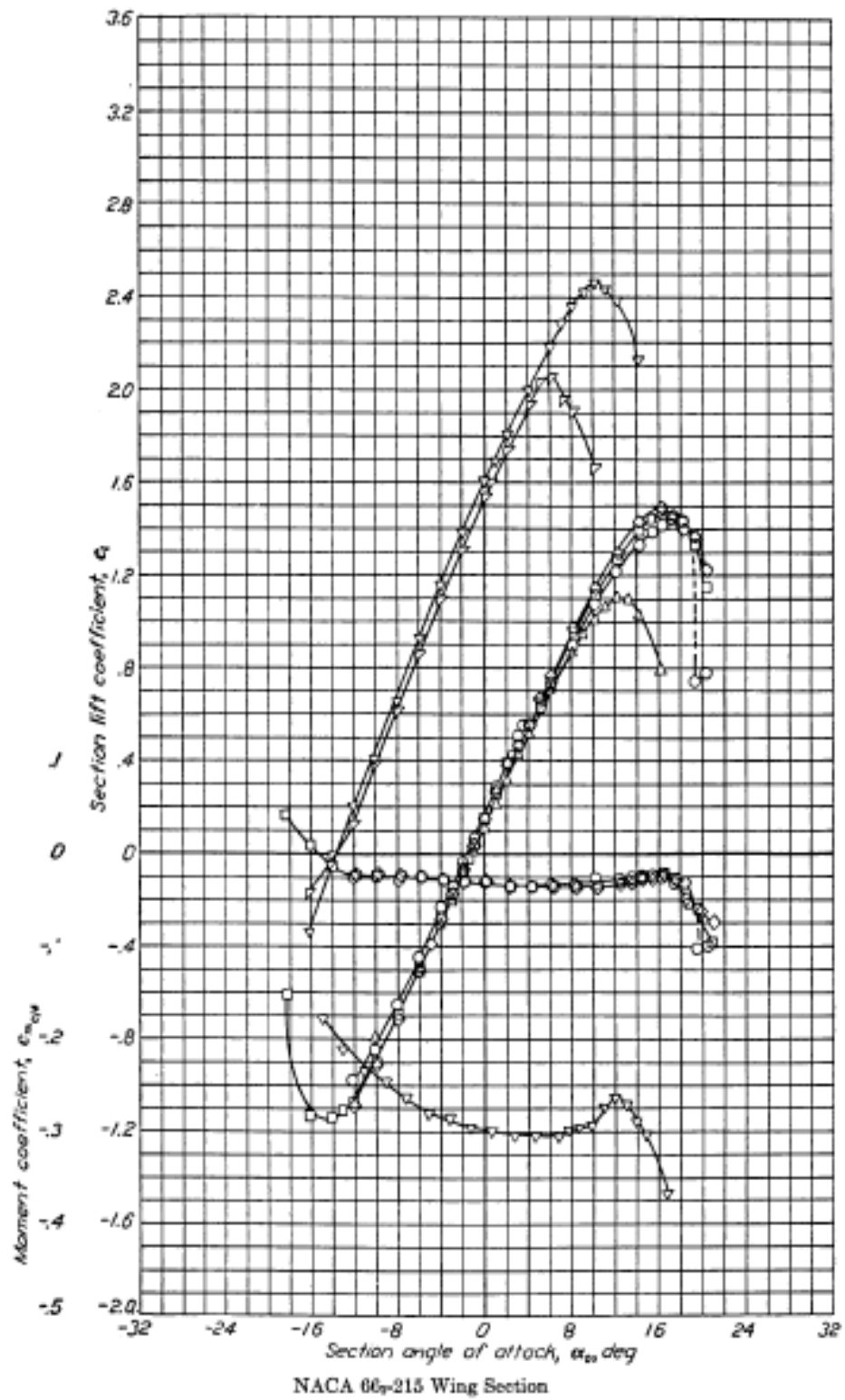


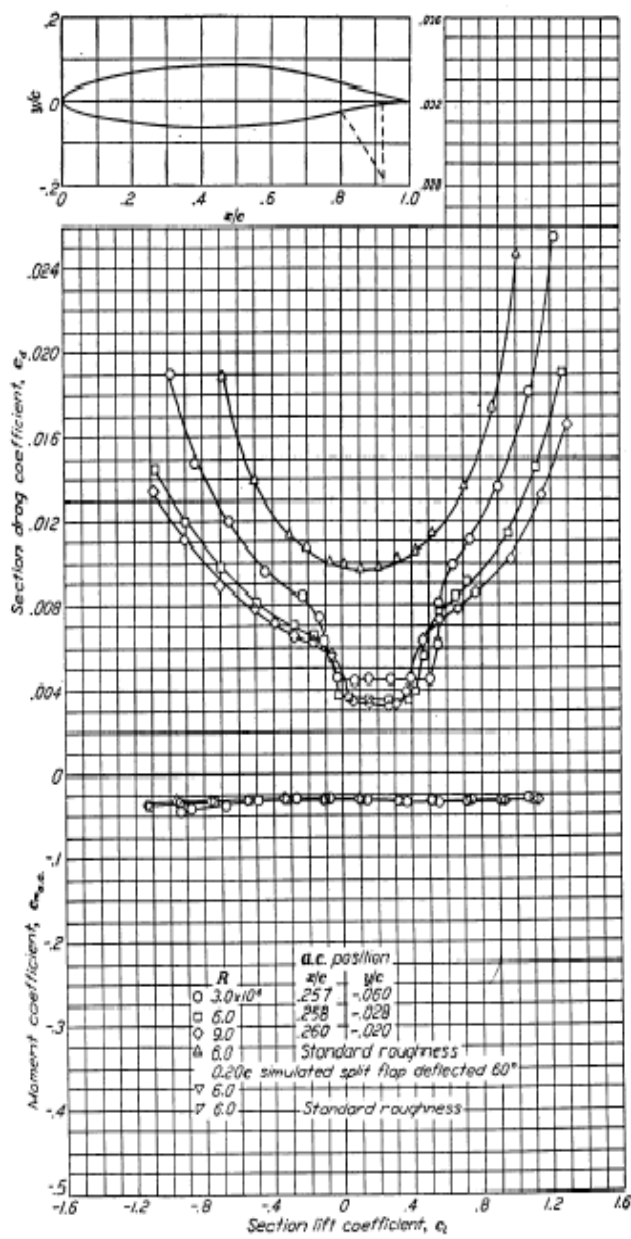
Εικόνα 7-4 Τυπική μεταβολή του συντελεστή άνωσης C_l ως προς τη γωνία πρόσπτωσης α .

Από το σχήμα διαπιστώνεται η γραμμικότητα του συντελεστή άνωσης C_l με τη γωνία πρόσπτωσης α , εντοπίζεται η γωνία μηδενικής άνωσης α_0 (όπου $C_l = 0$) και η γωνία απώλειας στήριξης α_{stall} , όπου εμφανίζεται ο μέγιστος συντελεστής άνωσης C_{lmax} πριν από την εμφάνιση της απώλειας στήριξης.

7.3.3 Πειραματικά δεδομένα NACA

Στις παρακάτω εικόνες παραθέτονται τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής NACA 66₂215 από τα πειράματα δεδομένα της NACA για να μπορέσει να γίνει σύγκριση με τα αποτελέσματα από το solidworks .





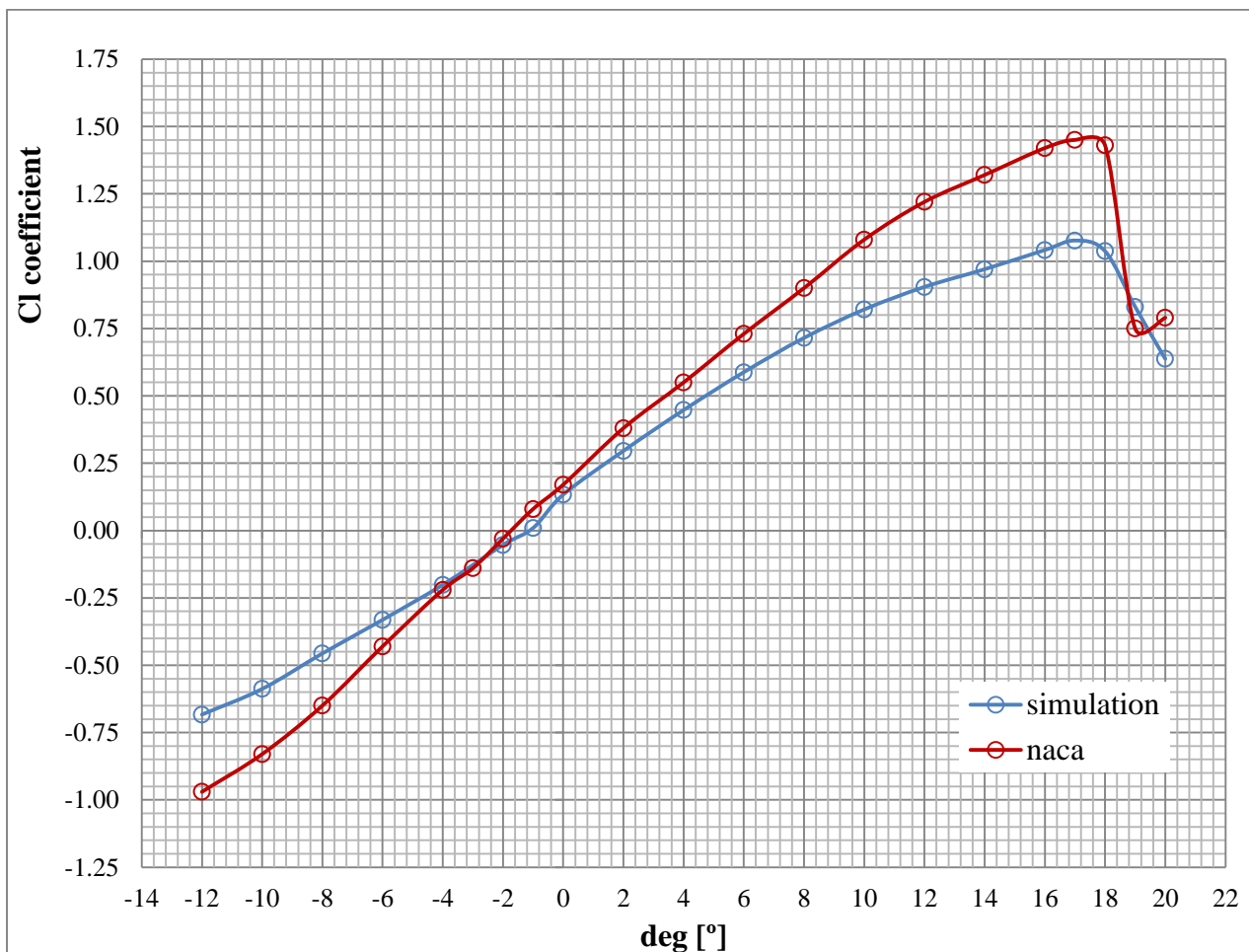
Εικόνα 7-5 Καμπύλες των αεροδυναμικών μεταβολών συντελεστών άνωσης C_l , αντίστασης C_d και ροπής $C_{mc}/4$ για διάφορους αριθμούς Reynolds.

Στα παραπάνω σχήματα παρουσιάζονται τα αποτελέσματα για την επίδραση του αριθμού Reynolds της ροής στους συντελεστές άνωσης και αντίστασης και ειδικότερα στη γωνία απώλειας στήριξης και στο μέγιστο συντελεστή άνωσης. Η γραφική παράσταση της μεταβολής του συντελεστή αντίστασης ως συνάρτηση του συντελεστή άνωσης της αεροτομής, που καλείται και πολική αντίστασης, φανερώνει την ύπαρξη ελάχιστης τιμής αντίστασης C_{di} σε κάποια γωνία πρόσπτωσης α_i , καθώς

και την σχεδόν παραβολική αύξηση της τιμής του για γωνίες πρόσπτωσης εκτός κάποιας περιοχής γύρω από την ιδανική γωνία πρόσπτωσης.

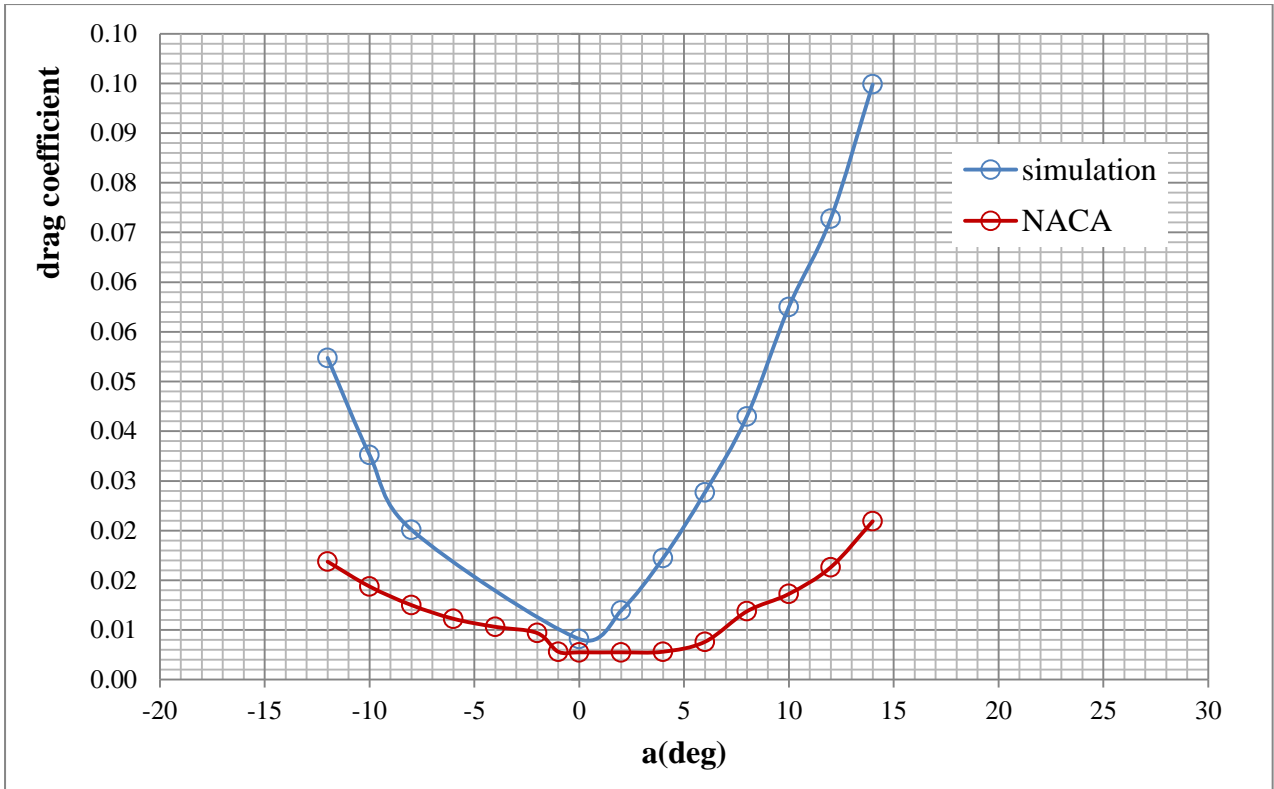
7.3.4. Σύγκριση αποτελεσμάτων solidworks με πειραματικά δεδομένα της NACA

Για να γίνει μια σωστή σύγκριση των αποτελεσμάτων του solidworks, διαχωρίστηκαν τα σχεδιαγράμματα της NACA για $Reynolds R = 3 \cdot 10^6$ με χρήση του Excel και τα συγκριτικά αποτελέσματα φαίνονται στις παρακάτω εικόνες.

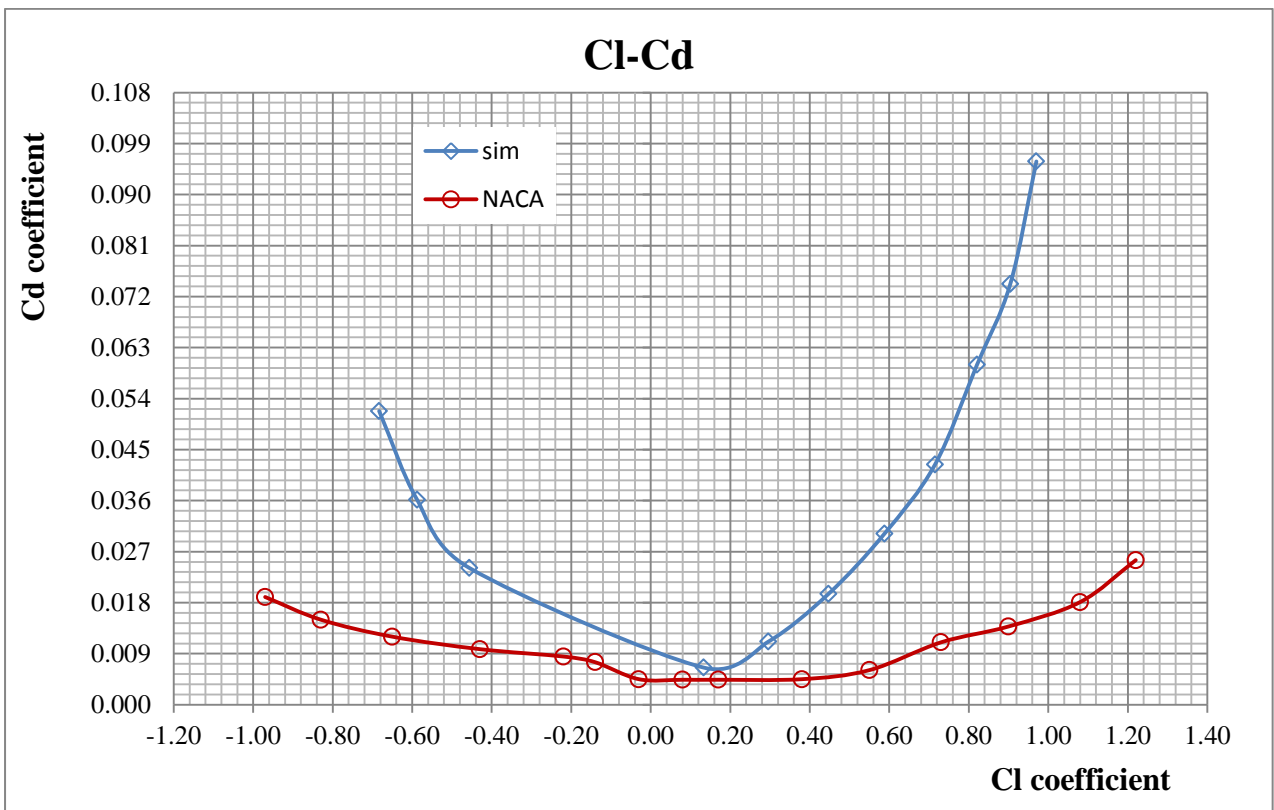


Εικόνα 7-6 Σύγκριση τυπικών καμπύλων μεταβολής συντελεστών άνωσης και γωνιών πρόσπτωσης

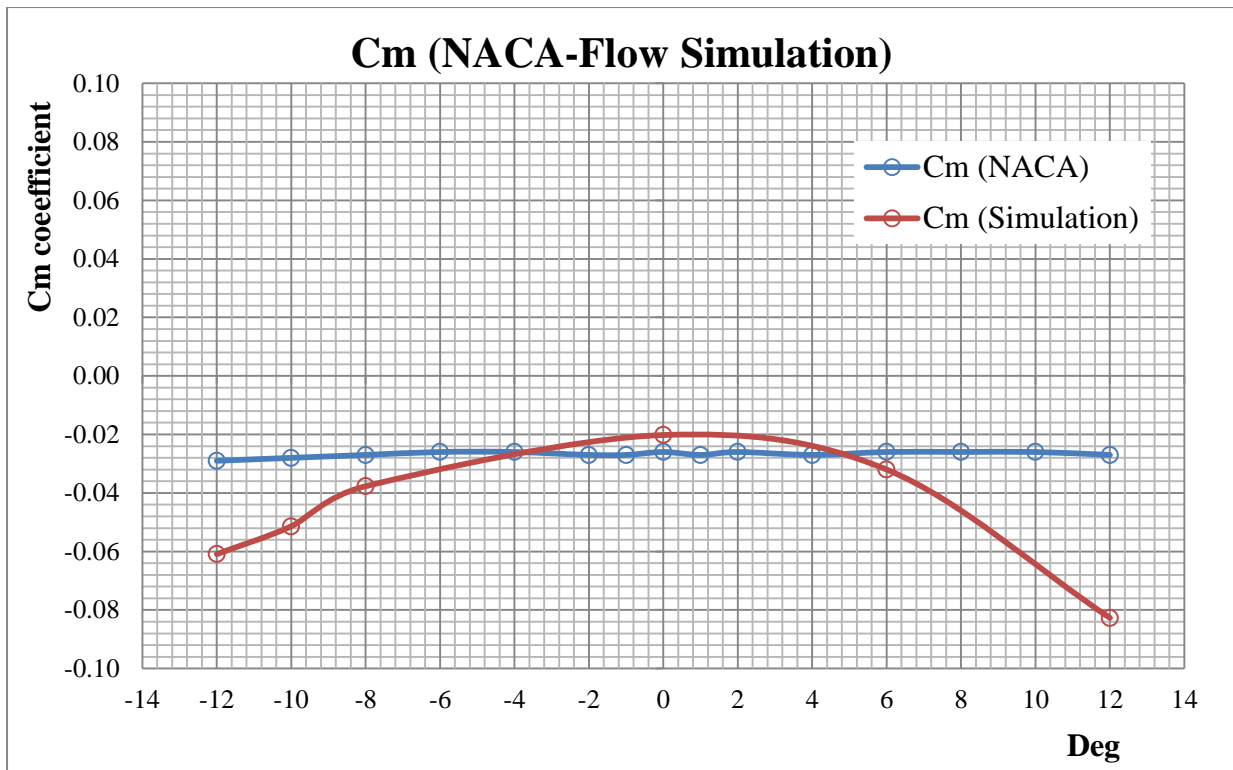
Παρατηρούμε ότι για μικρές γωνίες πρόσπτωσης, οι συντελεστές άνωσης από τα αποτελέσματα του *Solidworks* συμπίπτουν με τα πειραματικά δεδομένα από τη *NACA*.



Εικόνα 7-7: Καμπύλες συντελεστών άνωσης για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης, από προσομοίωση και πειραματικά δεδομένα της NACA



Εικόνα 7-8: Καμπύλες συντελεστή άνωσης ως προς τον συντελεστή οπισθέλκουσας για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης, από προσομοίωση και πειραματικά δεδομένα της NACA



Εικόνα 7-9: Καμπύλες συντελεστών ροπής για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης από αποτελέσματα προσομοίωσης και δεδομένα της NACA

7.3.5. Υπολογισμός σφάλματος

Σε οποιαδήποτε πειραματική διαδικασία είναι αναμενόμενη κάποια απόκλιση των μετρούμενων μεγεθών από τα θεωρητικά. Η ύπαρξη των αποκλίσεων αυτών πορεί να οφείλεται σε ποικίλους παράγοντες όπως σφάλματα μετρήσεων, αστάθμητες συνθήκες κατά την πειραματική διαδικασία κ.α. Αυτές οι αποκλίσεις ονομάζονται και σφάλματα.

Για να διορθώσουμε το σφάλμα στον συντελεστή άνωσης, που είναι πολύ σημαντικός για μια αεροτομή ακολουθήσαμε την παρακάτω διαδικασία.

Η τυπική καμπύλη μεταβολής συντελεστή άνωσης της NACA αποτελείται από ένα ευθύγραμμο τμήμα το οποίο ισούται με $y = ax + \beta$, άρα $y' = a$. Αντίστοιχα ισχύει $y = ax + \beta$ και $y'' = a'$ για την καμπύλη που προέκυψε από το Solidworks. Από τα παραπάνω προκύπτει ένας αριθμός λ που ισούται με $\lambda = \frac{a}{a'}$. Άρα παίρνοντας διάφορα σημεία της καμπύλης θα έχουμε :

Για την καμπύλη της NACA

- Για $x = 0 \Rightarrow y = 0,17 \Rightarrow \beta = 0,17$
- Για $x = 2 \Rightarrow y = 0,38 \Rightarrow 0,38 = \alpha \cdot 2 + 0,17 \Rightarrow \alpha = 0,105$
- Για $x = 4 \Rightarrow y = 0,55 \Rightarrow 0,55 = \alpha \cdot 4 + 0,17 \Rightarrow \alpha = 0,095$

- Για $x = 6 \Rightarrow y = 0,73 \Rightarrow 0,73 = \alpha \cdot 6 + 0,17 \Rightarrow \alpha = 0,0933$
- Για $x = 8 \Rightarrow y = 0,9 \Rightarrow 0,9 = \alpha \cdot 8 + 0,17 \Rightarrow \alpha = 0,09125$

Παίρνοντας λοιπόν ένα μέσο όρο των παραπάνω τιμών προκύπτει ότι $\alpha=0,094$

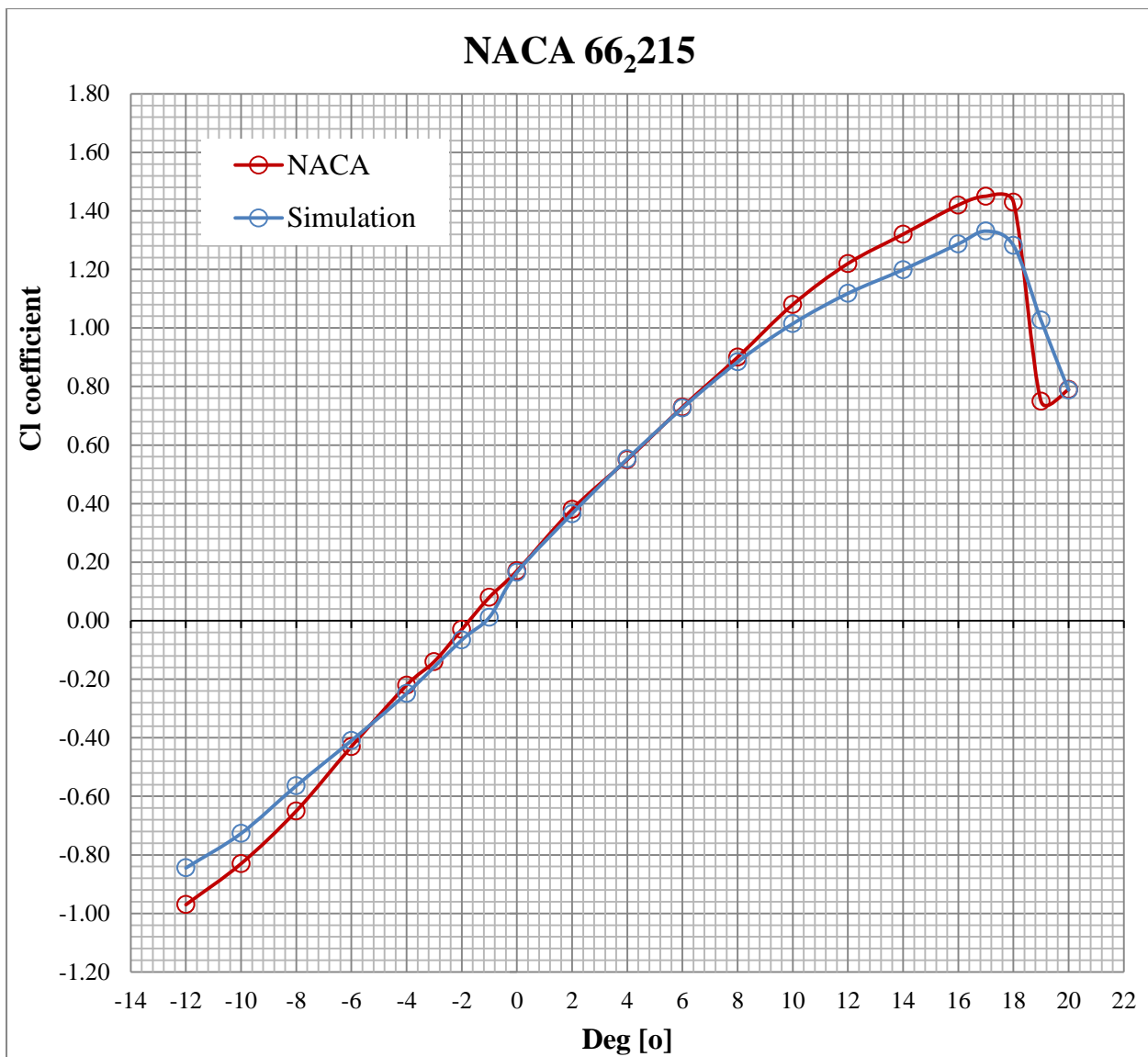
Για την καμπύλη του solidworks

- Για $x = 0 \Rightarrow y = 0,1333 \Rightarrow 0,1333 = \alpha \cdot 0 + \beta \Rightarrow \beta = 0,1333$
- Για $x = 2 \Rightarrow y = 0,295 \Rightarrow 0,295 = \alpha \cdot 2 + 0,1333 \Rightarrow \alpha' = 0,0808$
- Για $x = 4 \Rightarrow y = 0,447 \Rightarrow \alpha' = 0,0785$
- Για $x = 6 \Rightarrow y = 0,587 \Rightarrow \alpha' = 0,0756$
- Για $x = 8 \Rightarrow y = 0,7151 \Rightarrow \alpha' = 0,07272$

Παίρνοντας το μέσο όρο των παραπάνω τιμών προκύπτει $\alpha'=0,0769$

Βρίσκουμε τα λόγο $\lambda = \frac{0,094}{0,0769} \Rightarrow \lambda = 1,236$

Στη συνέχεια, πολλαπλασιάζοντας το κάθε αποτέλεσμα του συντελεστή άνωσης από το solidworks με το λ , παρατηρούμε ότι η καμπύλη διορθώνεται και οι τιμές του CI βρίσκονται πλέον πάρα πολύ κοντά με τις πραγματικές (Εικόνα 7-10)



Εικόνα 7-10: Καμπύλες συντελεστών άνωσης από πειραματικά δεδομένα της NACA και αποτελέσματα προσομοίωσης.

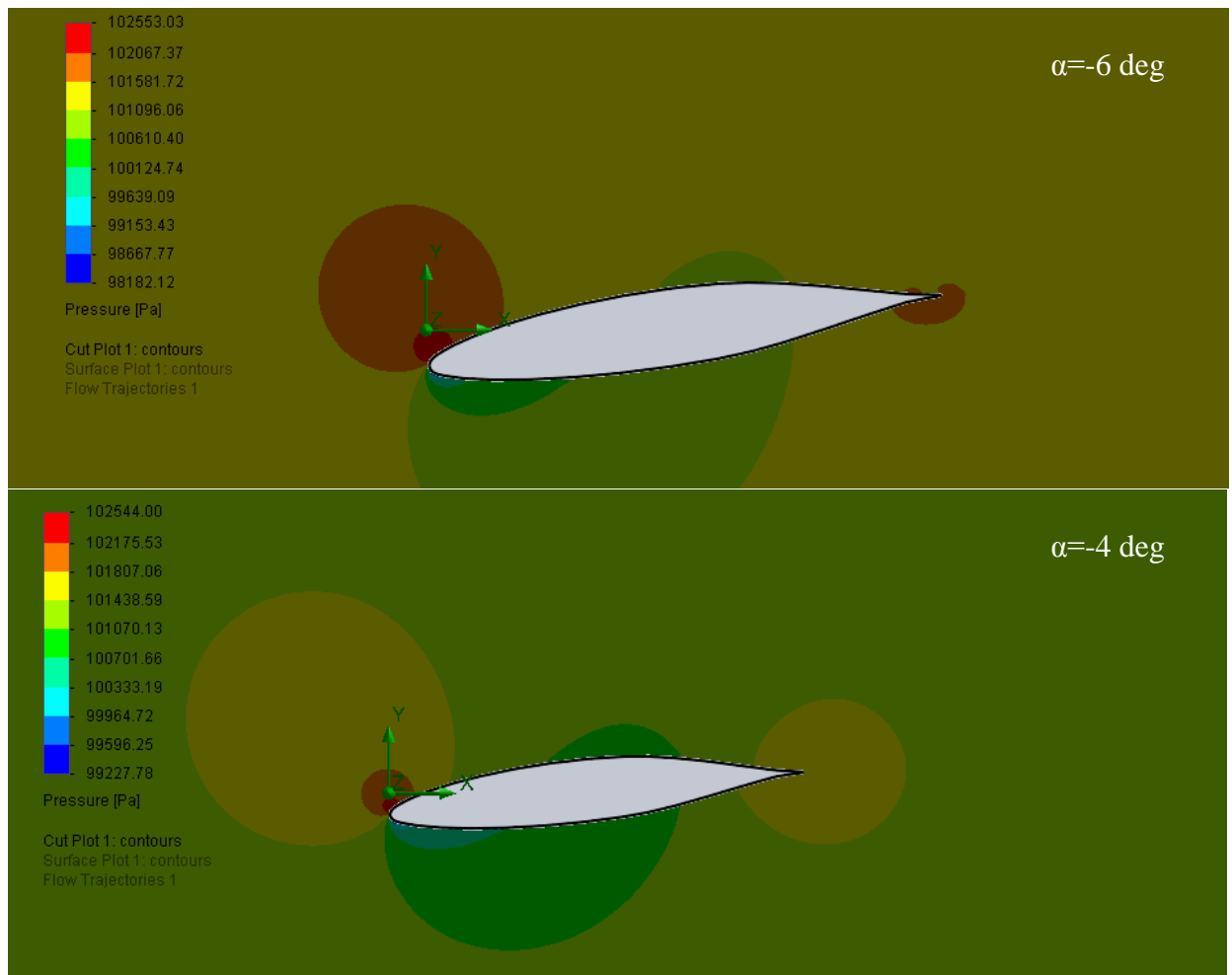
Δυστυχώς δεν μπορεί να χρησιμοποιηθεί η ίδια διαδικασία για την διόρθωση των καμπυλών των συντελεστών οπισθέλκουσας. Όπως φαίνεται και στα παραπάνω γραφήματα, οι τιμές των συντελεστών οπισθέλκουσας αντίστασης που προέκυψαν από την προσομοίωση είναι κατά πολύ μεγαλύτερες από αυτές των αντίστοιχων πειραματικών δεδομένων της NACA. Αυτό ήταν αναμενόμενο εφόσον η πραγματική αεροτομή, σύμφωνα με τη θεωρία, παρουσιάζει στρωτή ροή στο μπροστινό μέρος της. Μιας και το *Solidworks* δεν έχει στη διάθεσή του τέτοια μοντέλα τύρβης που του δίνουν τη δυνατότητα να υπολογίζει το σημείο μετάβασης από στρωτή σε τυρβώδη ροή (βλέπε *Douvi, Tsakalos, & Margaris, 2012*)^[20], το πρόγραμμα υποθέτει ότι η ροή είναι τυρβώδης σε όλο το μήκος του οριακού στρώματος.

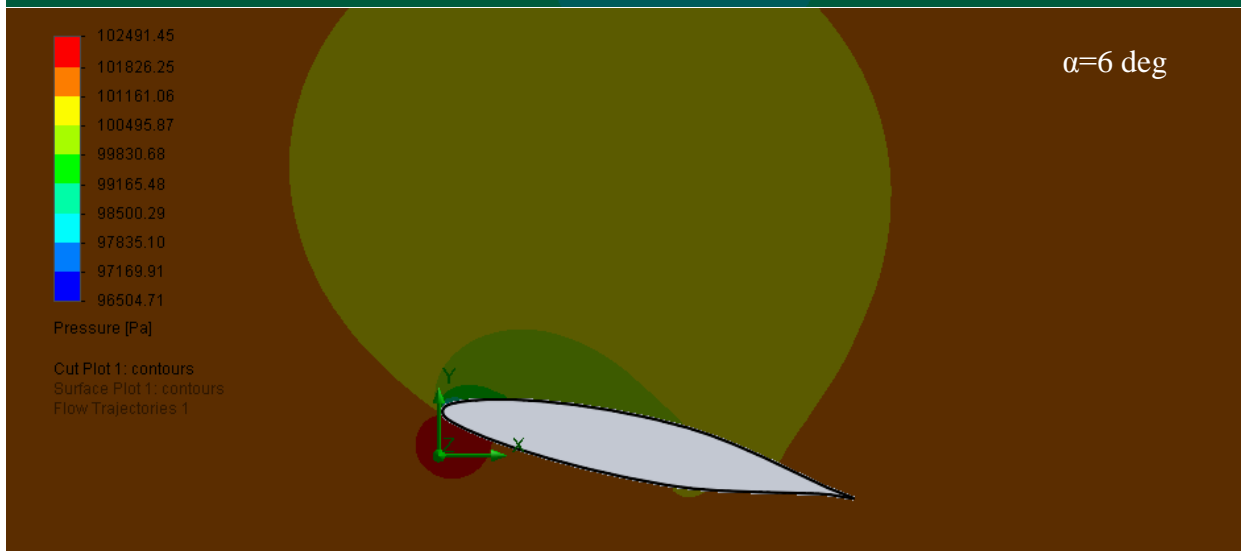
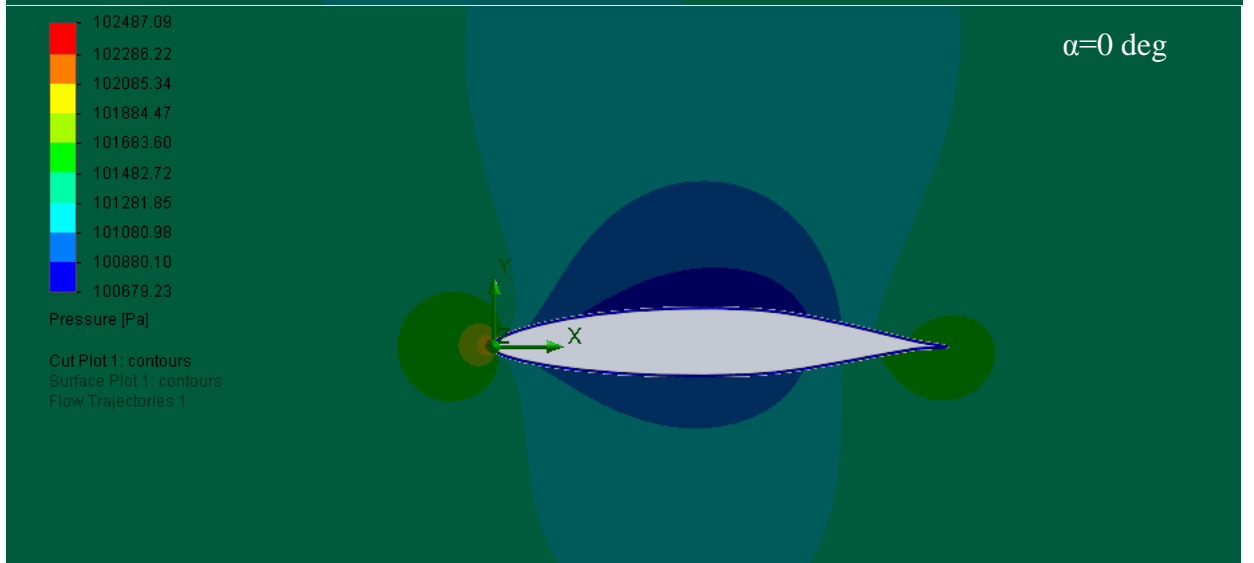
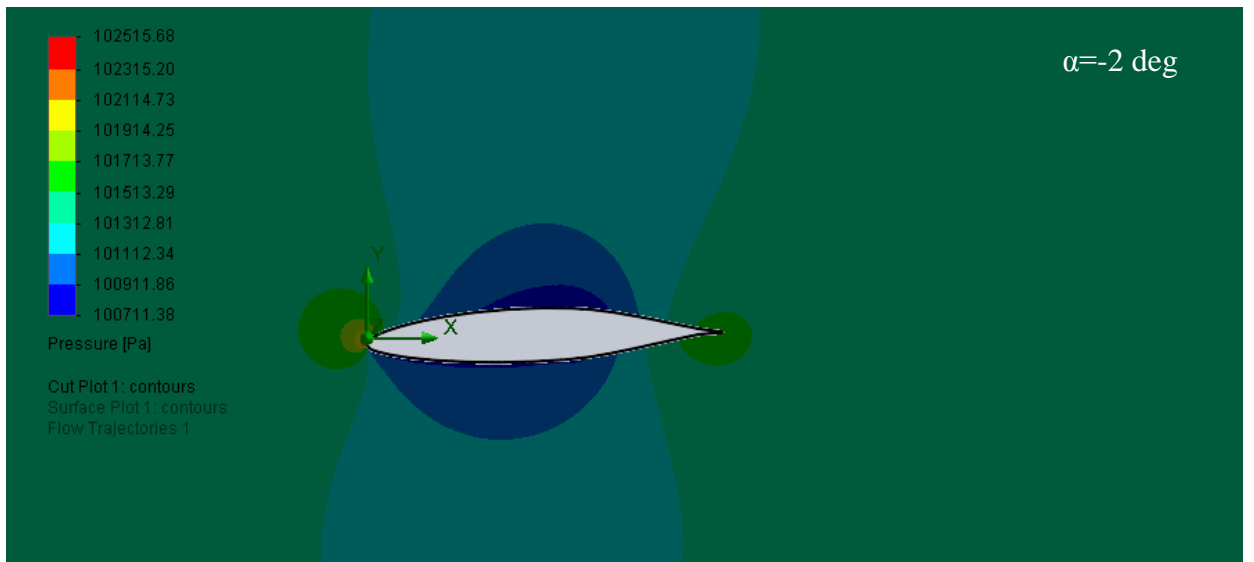
Από τη θεωρία προκύπτει ότι το τυρβώδες οριακό στρώμα μεταφέρει πολύ μεγαλύτερα ποσά ενέργειας και το C_D είναι πολύ μεγαλύτερο από αυτό που θα ήταν σε ένα ιξώδες οριακό στρώμα που μεταφέρει λιγότερη ενέργεια.

7.4. Αποτελέσματα Ανάλυσης

Από την επεξεργασία των αποτελεσμάτων της ανάλυσης (βλ. παράγραφο 7.3) προέκυψαν διαγράμματα κατανομής πίεσης, ταχύτητας ροής και θερμοκρασίας που έδωσαν μια οπτική περιγραφή της ροής σε όλες τις γωνίες προσβολής που μελετήθηκαν. Μέρος αυτών παρουσιάζεται στα παρακάτω διαγράμματα.

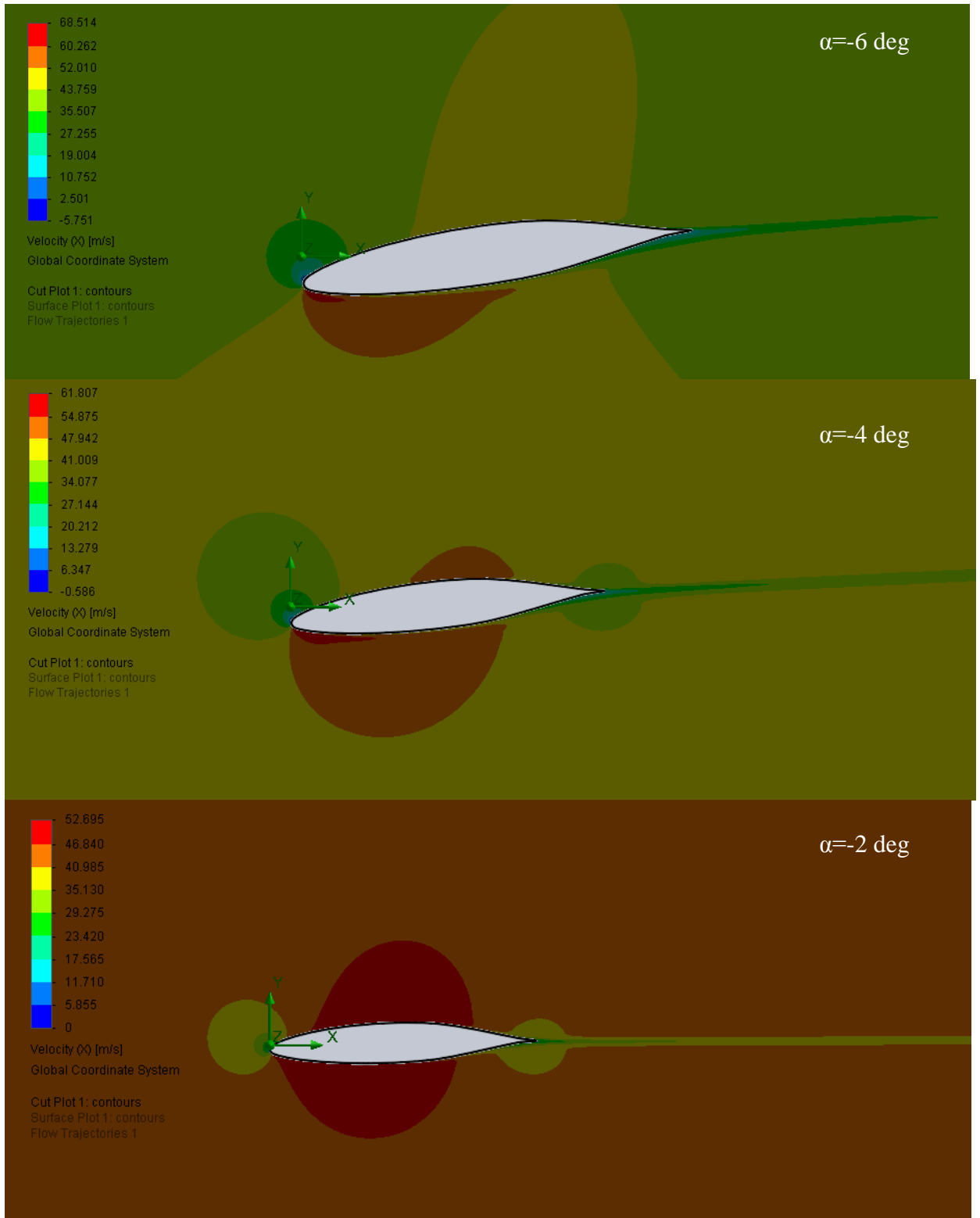
7.4.1. Διαγράμματα Κατανομής Πίεσης γύρω από την αεροτομή NACA 66₂215 για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης

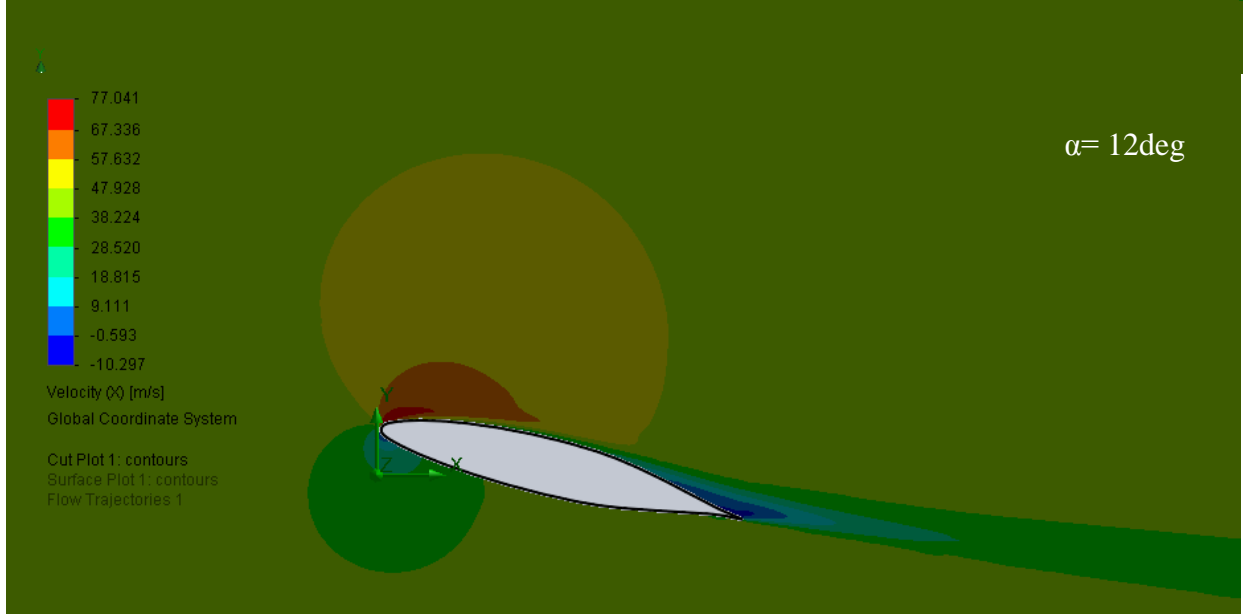
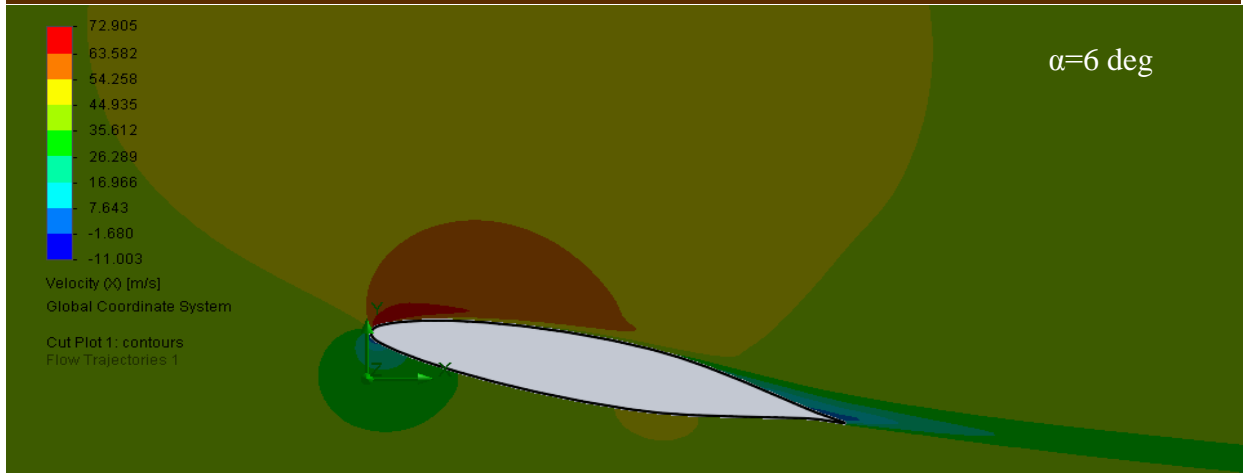
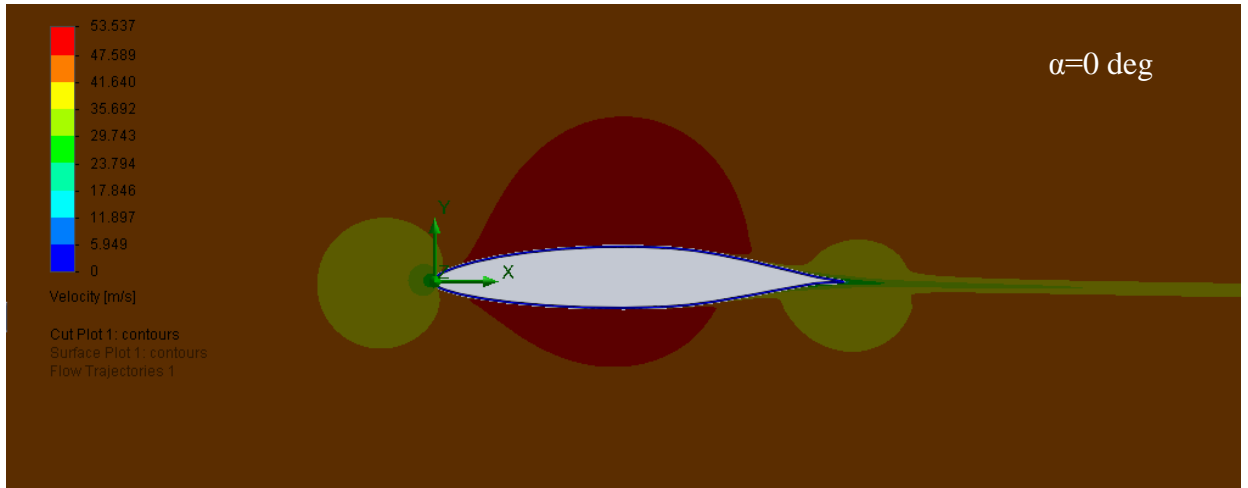


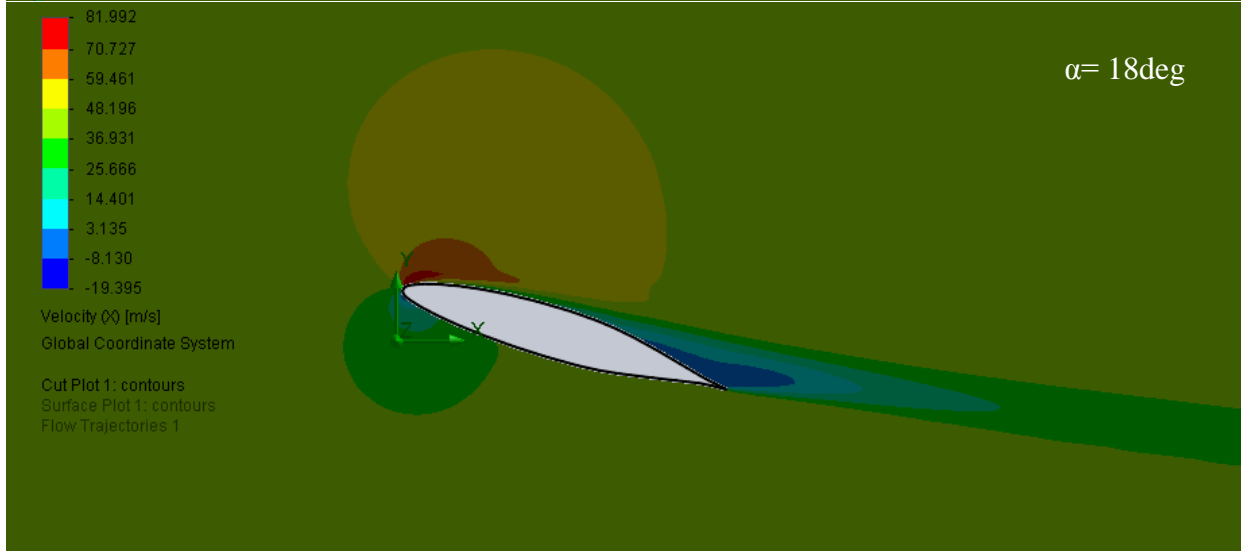
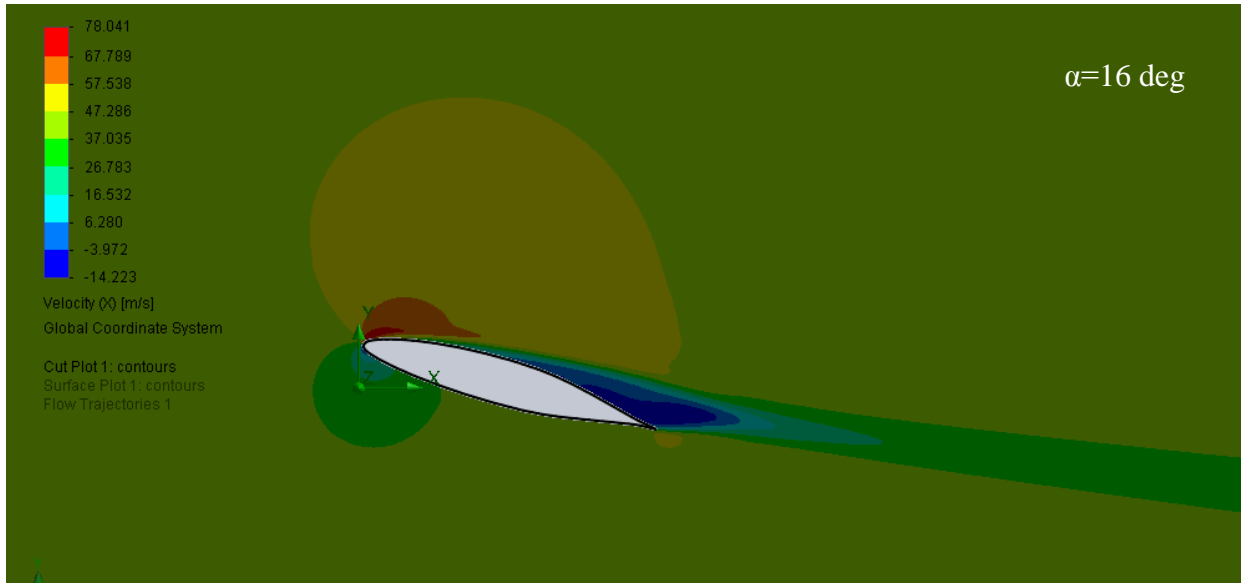




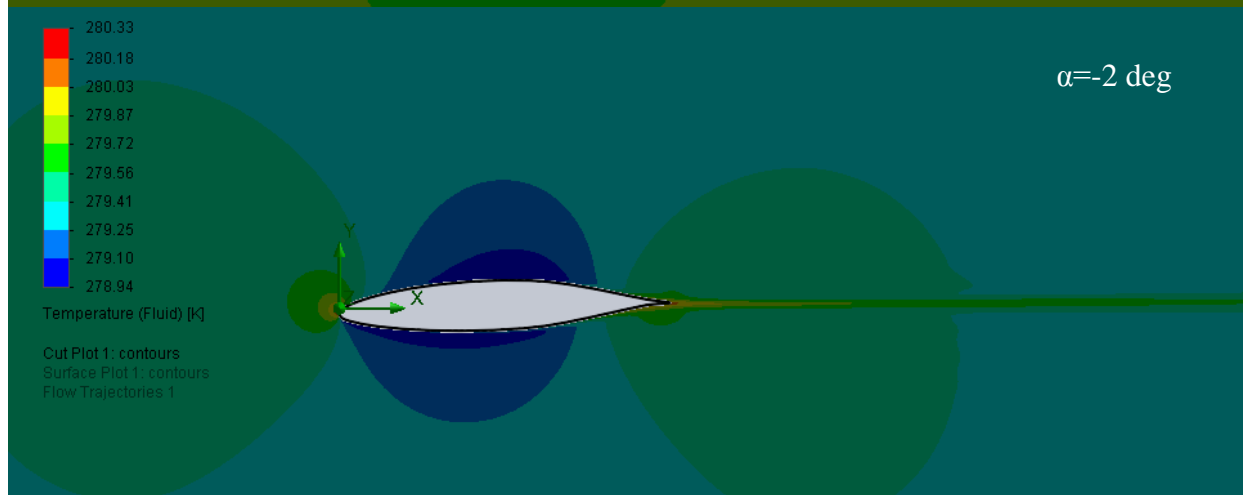
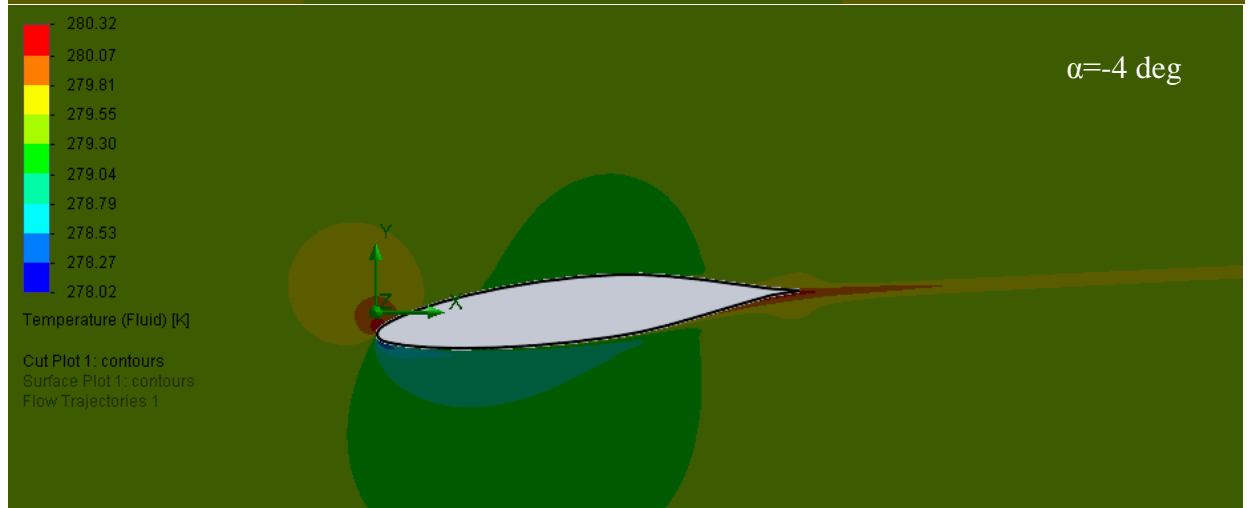
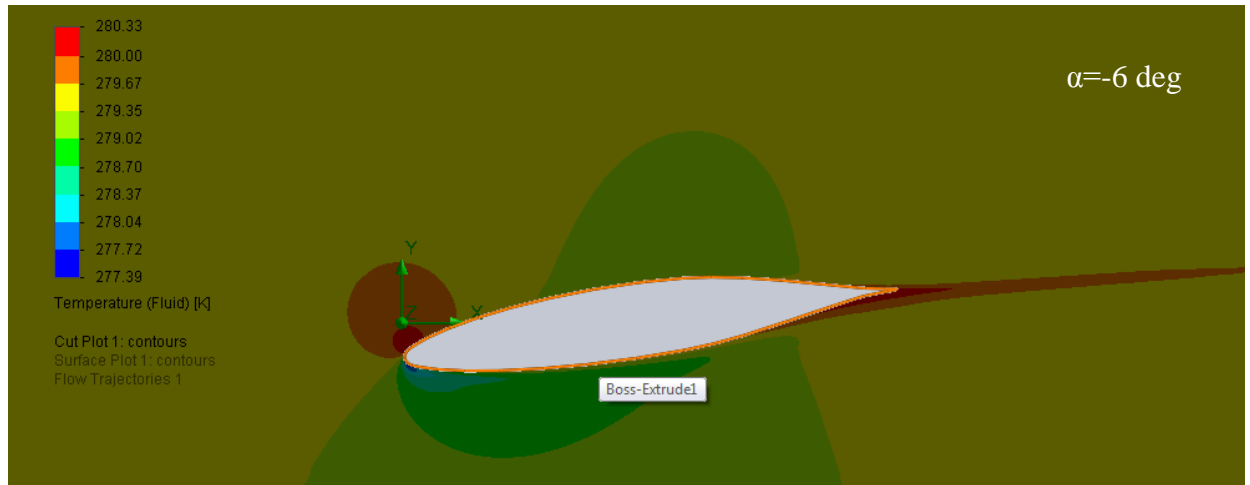
7.4.2 Διαγράμματα Διακύμανσης της Ταχύτητας γύρω από την αεροτομή NACA 66₂15 για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης

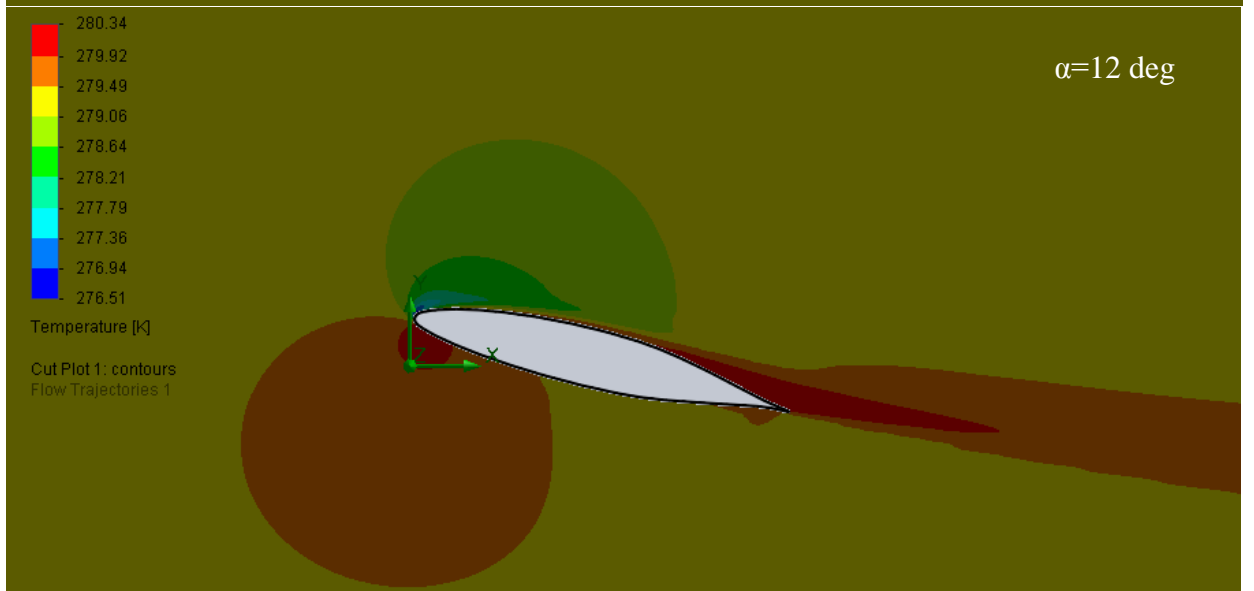
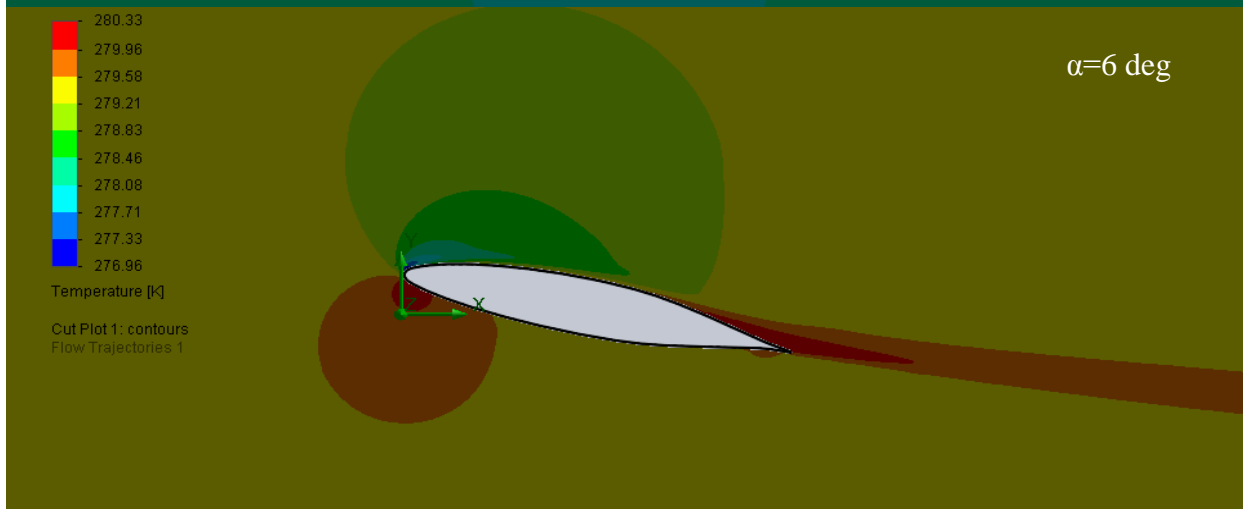
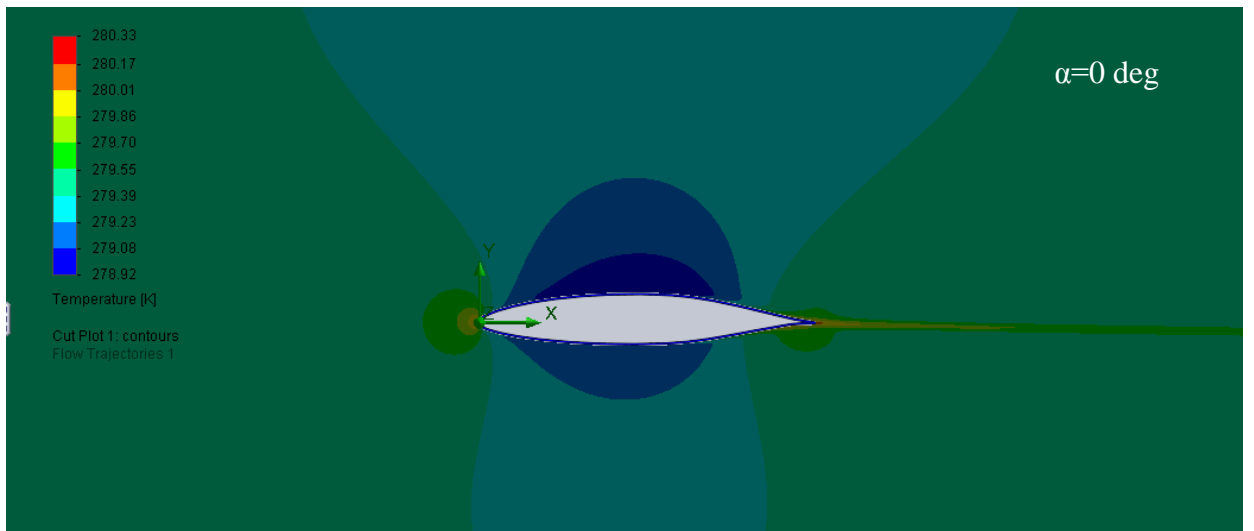


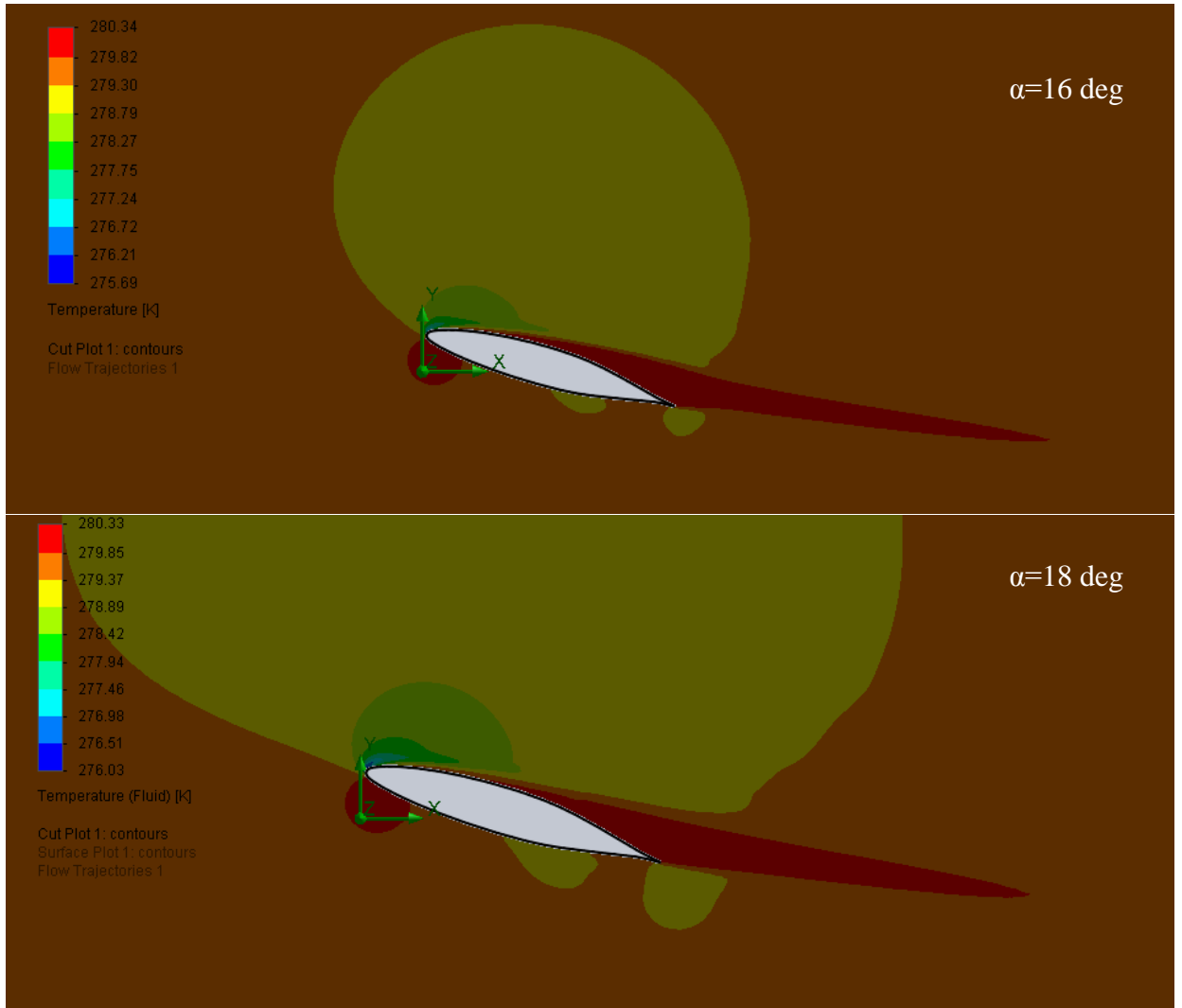




7.4.3. Διαγράμματα Κατανομής Θερμοκρασίας γύρω από την αεροτομή NACA 66₂15 για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης







8. Πειραματική Διαδικασία

8.1. Κατασκευή πτερυγίου



Εικόνα 8-1: Μηχανισμός κοπής με θερμό νήμα.

Η κατασκευή του πτερυγίου έγινε από φελιζόλ και κόπηκε με θερμό νήμα. Η συσκευή κοπής φελιζόλ με θερμό νήμα είναι πολυδοκιμασμένη και με πολύ καλά αποτελέσματα. Σε αυτή τη συσκευή σκοπός είναι να θερμάνεις ένα τεντωμένο μεταλλικό νήμα ομοιόμορφα και στην σωστή κάθε φορά θερμοκρασία, που στη συνέχεια χρησιμοποιείται σαν μαχαίρι για την κοπή του φελιζόλ.

Η θέρμανση του νήματος γίνεται μέσω ηλεκτρικού φορτίου συγκεκριμένης ισχύος, ανάλογα με την περίπτωση, που διαπερνά το νήμα. Το μεταλλικό νήμα στην πραγματικότητα και για βέλτιστα αποτελέσματα είναι κράμα μετάλλων νικελίου και χρωμίου ενώ στο κράμα βρίσκεται και χάλυβας σε μικρό ποσοστό.

Για να κοπεί το φελιζόλ με την επιθυμητή αεροτομή, εκτυπώνουμε 2 αεροτομές *NACA 66₂215*, τις καλύπτουμε με αλουμινοταινία, για να μην κοπεί η αεροτομή από το θερμό νήμα, τις κολλάμε στα δυο άκρα ενός ορθογώνιου φελιζόλ και στη συνέχεια κόβουμε με το νήμα ακολουθώντας το περίγραμμα των αεροτομών.

Παρακάτω φαίνεται το τελικό περύγιο που χρησιμοποιήθηκε στις μετρήσεις

;



Εικόνα 8-2: Πτερύγιο NACA 66₂215 στην αεροσήραγγα του εργαστηρίου Αιολικής ενέργειας.

Όπως φαίνεται και στο σχήμα, κατασκευάστηκε άλλο ένα περύγιο (NACA 65₃018), ώστε να καλύψει το ξύλινο πλαίσιο που στηρίζει το φτερό, και να μειώσει κατά το δυνατόν τη δύναμη της αντίστασης.

8.2. Δυναμοκυψέλες (*Load Cell*)

8.2.1. Η Δυναμοκυψέλη σαν μέθοδος μέτρησης βάρους

Η δυναμοκυψέλη είναι μια διάταξη που μετατρέπει ένα φορτίο που εφαρμόζεται σε αυτή σε αναλογικό ηλεκτρικό σήμα. Αυτή η μετατροπή επιτυγχάνεται με την φυσική παραμόρφωση των μηκυνσιομέτρων (*strain gauges*), τα οποία είναι ενσωματωμένα στη δοκό της δυναμοκυψέλης και είναι καλωδιωμένα σε μια διάταξη γέφυρας *Wheatstone*. Οι κατηγορίες των δυναμοκυψελών γενικά χαρακτηρίζονται από τον τύπο του σηματος που παράγεται, οπότε υπάρχουν ηλεκτρικές, υδραυλικές και πνευματικές. ^[21]

Αν και υπάρχουν πολλοί τύποι δυναμοκυψελών, αυτές που βασίζονται σε μηκυνσιομέτρα (*strain gauges*) είναι ο πιο κοινά χρησιμοποιούμενος τύπος.

Παλαιότερα χρησιμοποιούνταν ευρύτατα οι μηχανικές ζυγαριές με μοχλό, οι οποίες μπορούσαν να μετρήσουν τα πάντα, από χάπια μέχρι βαγόνα τρένου με ακρίβεια και αξιοπιστία αρκεί να ήταν ορθά βαθμονομημένες και σωστά συντηρημένες. Η αρχή της λειτουργίας τους μπορούσε να περιλαμβάνει είτε ένα μηχανισμό ισορροπίας βάρους ή την ανίχνευση μιας αναπτυσσόμενης δύναμης σχηματιζόμενης από μηχανικούς μοχλούς. Οι πρόδρομοι των αισθητήρων μέτρησης δύναμης συμπεριλάμβαναν υδραυλικές και πνευματικές διατάξεις. Το 1843, ο Άγγλος φυσικός *Sir Charles Wheatstone* επινόησε ένα κύκλωμα γέφυρας που μπορούσε να μετρήσει ηλεκτρικές αντιστάσεις. Το κύκλωμα της γέφυρας *Wheatstone* είναι ιδανικό για τη μέτρηση των αλλαγών της αντίστασης που λαμβάνουν χώρα στα μηκυνσιόμετρα (*strain gauges*). Αν και η πρώτη ενσωματωμένη καλωδιακή αντίσταση μηκυνσιόμετρου εμφανίστηκε στη δεκαετία του 1940, δεν αναπτύχθηκαν μέχρι που τα σύγχρονα ηλεκτρονικά συμπορεύτηκαν με τη νέα τεχνολογία που έγινε τεχνικά και οικονομικά εφικτή. Από τότε τα μηκυνσιόμετρα έχουν αναπτυχθεί ραγδαίως ως συστατικά στοιχεία τόσο των μηχανικών ζυγαριών όσο και των δυναμοκυψελών. Σήμερα, εκτός από ιδιαίτερα εργαστήρια που χρησιμοποιούν ακόμη μηχανικούς ζυγούς ακριβείας, οι δυναμοκυψέλες με μηκυνσιόμετρα επικρατούν στη βιομηχανία ζυγαριών. Οι πνευματικές δυναμοκυψέλες μερικές φορές χρησιμοποιούνται εκεί όπου η ουσιαστική ασφάλεια και η υγιεινή είναι επιθυμητές, ενώ οι υδραυλικές δυναμοκυψέλες απαντώνται σε απομακρυσμένες εγκαταστάσεις καθώς δεν απαιτούν την παροχή ρεύματος. Οι δυναμοκυψέλες με μηκυνσιόμετρα (*strain gauges*) προσφέρουν ακρίβεια εντός της κλίμακας 0,03% έως 0,25% και είναι κατάλληλες σχεδόν για όλες τις βιομηχανικές εφαρμογές.

Σε εφαρμογές που δεν απαιτείται μεγάλη ακρίβεια, όπως η διαχείριση ακατέργαστων υλικών και το ζύγισμα φορτηγών, οι μηχανικές ζυγαριές με πλατφόρμες χρησιμοποιούνται ευρέως ακόμη. Ωστόσο και σε αυτές τις εφαρμογές οι δυνάμεις που μεταφέρονται από μηχανικούς μοχλούς συχνά ανιχνεύονται από δυναμοκυψέλες λόγω της έμφυτης δυνατότητάς τους με την ψηφιακή οργανολογία.

8.2.2. Αρχή λειτουργίας δυναμοκυψέλης

Στο σημείο αυτό πρέπει να αναλυθεί η αρχή λειτουργίας του μηκυνσιόμετρου, ώστε να γίνει κατανοητός ο σπουδαίος ρόλος του σαν στοιχείο λειτουργίας της δυναμοκυψέλης. Είναι γνωστό ότι όταν εξωτερικές δυνάμεις εφαρμόζονται σε ένα σταθερό αντικείμενο το αποτέλεσμα είναι η τάση και η παραμόρφωση. Η τάση

ορίζεται ως η εσωτερική δύναμη αντίστασης ενός σώματος και η παραμόρφωση ως η μετατόπιση που προκαλείται.

Το μηκυνσιόμετρο (*strain gauge*), είναι ένα από τα πιο σημαντικά μέσα στις τεχνικές ηλεκτρικών μετρήσεων που εφαρμόζονται στη μέτρηση μηχανικών ιδιοτήτων. Όπως δηλώνει το όνομά του χρησιμοποιείται για τη μέτρηση της μήκυνσης και άρα της παραμόρφωσης. Ως τεχνικός όρος η τάση διακρίνεται σε εφελκυστική και θλιπτική με θετικό ή αρνητικό πρόσημο αντίστοιχα. Έτσι, το μηκυνσιόμετρο (*strain gauge*) μπορεί να αποκριθεί και σε εφελκυσμό και σε θλίψη. Γενικά, το μηκυνσιόμετρο (*strain gauge*) είναι ένας αισθητήρας του οποίου η ηλεκτρική αντίσταση μεταβάλλεται με την εφαρμοζόμενη δύναμη. Δηλαδή, μετατρέπει δύναμη, πίεση, τάση, βάρος κλπ. σε αλλαγή της ηλεκτρικής αντίστασης, η οποία μετά μπορεί να μετρηθεί μέσω της μεταβολής της έντασης του ρεύματος που τη διαρρέει. Η μεταβολή στην ένταση του ρεύματος μπορεί να μετρηθεί και εξαρτάται από το εκάστοτε φορτίο που εφαρμόζεται.

Η παραμόρφωση ενός σώματος γενικά προκαλείται από μια εσωτερική ή εξωτερική επίδραση. Δηλαδή, μπορεί να προκληθεί από δυνάμεις, πιέσεις, ροπές, θερμότητα, δομικές αλλαγές του υλικού και άλλα παρόμοια. Όταν κατάλληλες συνθήκες εκπληρώνονται, η τιμή της μεταβαλλόμενης ποσότητας μπορεί να προκύψει από τη μετρούμενη τιμή της παραμόρφωσης. Σε πειραματικές αναλύσεις εντατικών καταστάσεων αυτό ισχύει κατά κόρον. Στην ανάλυση εντατικών καταστάσεων σε πειράματα χρησιμοποιείται η τιμή παραμόρφωσης που μετράται στην επιφάνεια ενός δοκιμίου ή άλλου δομικού φορέα για τον προσδιορισμό, τόσο της αναπτυσσόμενης τάσης του υλικού όσο της ασφάλειας και της αντοχής του. Ειδικοί μετατροπέες μπορούν να σχεδιαστούν για τη μέτρηση δυνάμεων και άλλων παραγόμενων ποσοτήτων όπως ροπών, πιέσεων, επιταχύνσεων, μετατοπίσεων, ταλαντώσεων και άλλων. Ο μετατροπέας γενικά περιέχει ένα ευαίσθητο διάφραγμα πίεσης με ενσωματωμένα μηκυνσιόμετρα.

Το πρώτο μεταλλικό καλωδιακού τύπου μηκυνσιόμετρο αναπτύχθηκε το 1938. Ειδικότερα, το λεπτού ελάσματος μεταλλικό μηκυνσιόμετρο (*strain gauge*), που είναι ενσωματωμένο στη δυναμοκουσέλη, συνίσταται από ένα πλέγμα νηματοειδών καλωδίων (ηλεκτρική αντίσταση) πάχους $0,025\text{mm}$ περίπου. Αυτό το πλέγμα ενσωματώνεται απευθείας σε μια παραμορφώσιμη επιφάνεια μέσω ενός λεπτού στρώματος συγκολλητικής ρητίνης. Όταν εφαρμόζεται ένα φορτίο στην ανωτέρω επιφάνεια, η προκύπτουσα μεταβολή του μήκους της επιφάνειας σχετίζεται

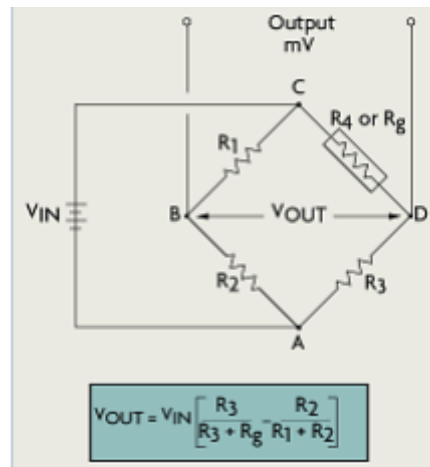
με την αντίσταση και η αντίστοιχη τάση μετράται υπό μορφή ηλεκτρικής αντίστασης του λεπτού ελάσματος καλωδίων, η οποία μεταβάλλεται γραμμικά με την παραμόρφωση. Το διάφραγμα του λεπτού ελάσματος και το ενσωματωμένοσυγκολλητικό μέσο πρέπει να συνεργάζονται για τη μεταβίβαση της παραμόρφωσης, ενώ το συγκολλητικό πρέπει επίσης να χρησιμεύει ως ηλεκτρικό μονωτικό μεταξύ του πλέγματος λεπτού ελάσματος και της επιφάνειας.

Όταν επιλέγεται ένα μηκυνσιόμετρο (*strain gauge*) θα πρέπει να λαμβάνονται υπόψη όχι μόνο τα χαρακτηριστικά παραμόρφωσής του, αλλά επίσης η σταθερότητά του και η

θερμοκρασιακή του ευαισθησία. Τα μηκυνσιόμετρα συνήθως κατασκευάζονται από υψηλής αντοχής κράματα χάλυβα (επιμεταλλωμένα με νικέλιο για προστασία), σκληρυμένους ανοξείδωτους χάλυβες, θερμικά επεξεργασμένα κράματα αλουμινίου ή κράματα βηρυλλίου χαλκού. Δυστυχώς, τα πιο επιθυμητά υλικά κατασκευής των μηκυνσιομέτρων (*strain gauges*) είναι ταυτόχρονα ευαίσθητα σε θερμοκρασιακές μεταβολές και τείνουν να αλλάζουν την αντίστασή τους καθώς παλαιώνουν. Για δοκιμές μικρής διάρκειας η παράμετρος της θερμοκρασίας δεν έχει σημαντική επιρροή, αλλά για συνεχείς βιομηχανικές μετρήσεις θα πρέπει να λαμβάνεται υπόψη η θερμοκρασία και η αντιστάθμιση *drift*. ^[22]

Για τη μέτρηση της παραμόρφωσης με μια ενσωματωμένη α αντίσταση μηκυνσιομέτρου (*strain gauge*), πρέπει η τελευταία να συνδέεται σε ένα ηλεκτρικό κύκλωμα κατάλληλο για μέτρηση των πολύ μικρών μεταβολών της ηλεκτρικής αντίστασης που αντιστοιχούν σε μεταβολές της παραμόρφωσης. Ένα τέτοιο κύκλωμα αποτελεί η γέφυρα *Wheatstone*, η οποία είναι ένα διαιρούμενο κύκλωμα γέφυρας που απαρτίζεται συνήθως από τέσσερις αντιστάσεις και χρησιμοποιείται για τη μέτρηση στατικών ή δυναμικών ηλεκτρικών αντιστάσεων. Η τάση εξόδου της γέφυρας *Wheatstone* εκφράζεται σε *millivolts* εξόδου ανά volt εισόδου (mV/V). Ο αριθμός των ενεργών *strain gauges* που θα πρέπει να είναι συνδεδεμένα με τη γέφυρα εξαρτάται από την εφαρμογή. Για παράδειγμα, θα είναι χρήσιμο να συνδεθούν μηκυνσιόμετρα (*strain gauges*) που να είναι σε απέναντι πλευρές της δοκού, η μία σε θλίψη και η άλλη σε εφελκυσμό, διότι τότε διπλασιάζεται η έξοδος της γέφυρας για ίδια παραμόρφωση. Η γέφυρα *Wheatstone* είναι κατάλληλη για θερμοκρασιακή αντιστάθμιση. Σε γέφυρες όπου όλοι οι κλάδοι συνδέονται σε μηκυνσιόμετρα (*strain gauges*), η θερμοκρασιακή αντιστάθμιση επιτυγχάνεται αυτόματα, καθώς η αλλαγή

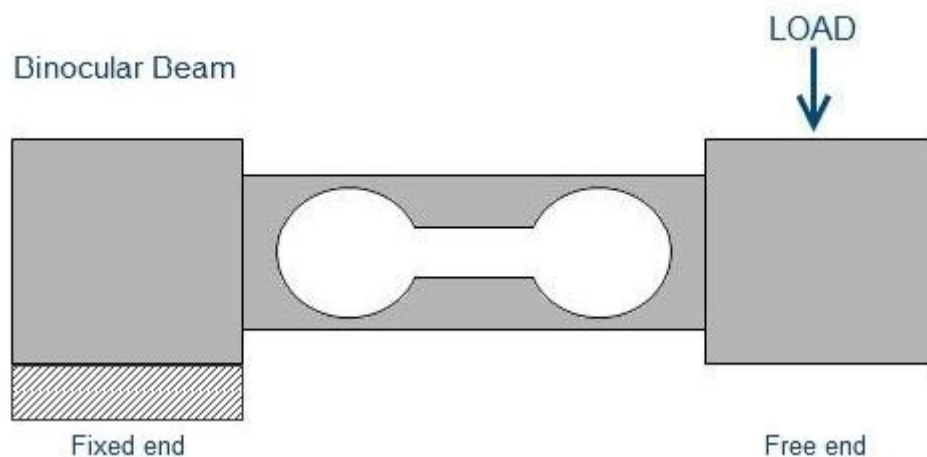
στην αντίσταση λόγω των θερμοκρασιακών μεταβολών θα είναι η ίδια για όλους τους κλάδους της γέφυρας.



Εικόνα 8-3 :Κύκλωμα Γέφυρας Wheatstone

Οι τύποι των δυναμοκυψελών διακρίνονται από τον τρόπο που ανιχνεύουν το βάρος, οπότε έχουμε καμπτομένης δοκού, δοκού διάτμησης, δοκού θλίψεως, δοκού εφελκυσμού, κολώνας, κάνιστρου, ελικοειδής κλπ. Οι δυναμοκυψέλες που απαντώνται πιο συχνά σε βιομηχανικές εφαρμογές ζυγίσεως είναι οι καμπτομένης δοκού και δοκού διάτμησης. Στο πείραμα της παρούσας εργασίας ο τύπος της δυναμοκυψέλης που χρησιμοποιείται είναι καμπτομένης δοκού ενός σημείου φόρτισης και ανήκει στην κατηγορία των ηλεκτρικών δυναμοκυψελών.

8.2.2.1. Τυποι Δυναμοκυψελών:^[23]



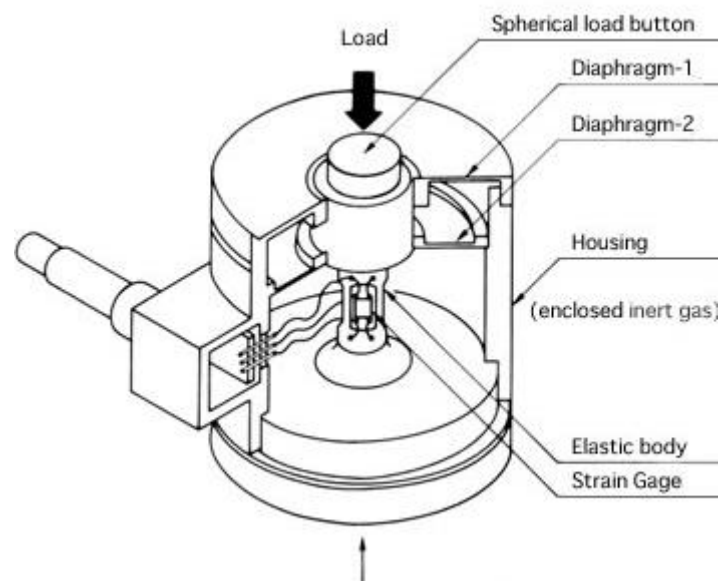
Εικόνα 8-4: Binocular Load Cell (διοπτρική δυναμοκυψέλη).



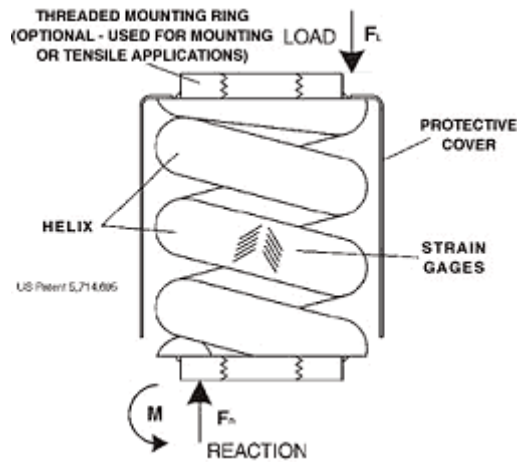
Εικόνα 8-5: Ring Load cell (δυναμοκυψέλη δακτυλίου)



8-6: Δυναμοκυψέλη διάτμησης (Shear Load Cell)



8-7: Direct Stress Load Cells (Δυναμοκυψέλες άμεσης φόρτισης)

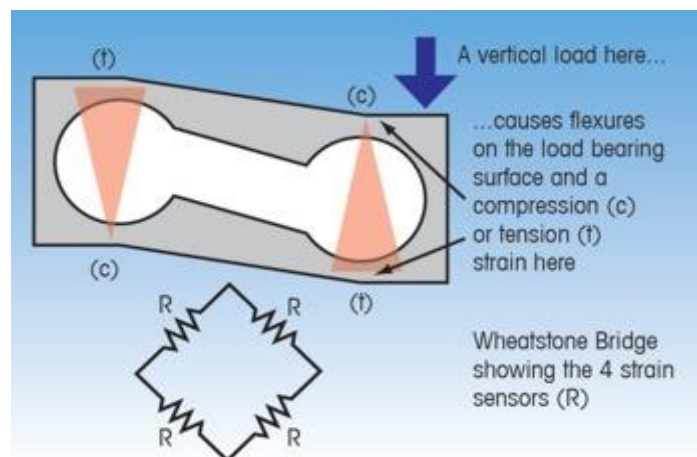


8-8: Spring Torsion Load cell (Δυναμοκυψέλη με στρεφόμενο ελατήριο).

8.2.3. Δυναμοκυψέλη καμπτόμενης δοκού

Η δυναμοκυψέλη καμπτόμενης δοκού είναι η πιο συνηθισμένη σε εφαρμογές, λόγω της απλότητάς της και του σχετικά χαμηλού κόστους. Αποτελείται από μια ευθεία δοκό προσαρτημένη σε μια βάση στο ένα της άκρο ενώ το άλλο άκρο της μπορεί να φορτίζεται. Το σχήμα της μπορεί να είναι αυτό μιας προβόλου δοκού με εσωτερική διαμόρφωση «διόπτρας» ή ενός «δακτυλιδιού». Τα μηχανοσυστήματα (strain gauges) ενσωματώνονται άνωθεν και κάτωθεν της δοκού για τη μέτρηση δυνάμεων εφελκυσμού και θλίψης. Επειδή τα μηχανοσυστήματα (strain gauges) είναι ευπαθή σε φθορές, είναι συνήθως καλυμμένα με ένα ελαστικό προστατευτικό στρώμα. Η δοκός συνήθως κατασκευάζεται από ένα τραχύ κράμα χάλυβα και προστατεύεται με επικάλυψη νικελίου.

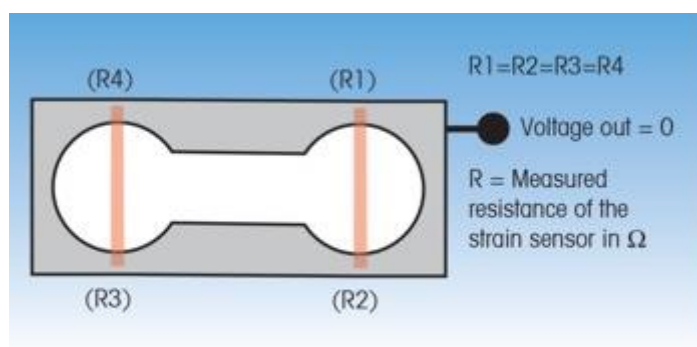
Οι δυναμοκυψέλες τεχνολογίας *Strain Gauge* αποτελούνται από ένα μαλακό και ελαστικό αισθητήριο όπου ενσωματώνονται ωμικές αντιστάσεις σε διάταξη γέφυρας. Η τιμή των αντιστάσεων αλλάζει όταν το αισθητήριο παραμορφώνεται.



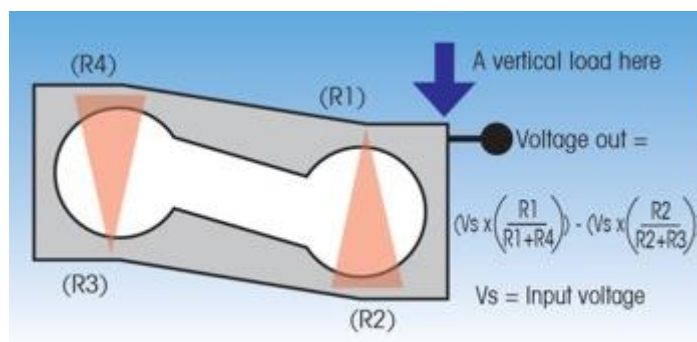
Εικόνα 8-4: Διάγραμμα Strain.

Ο μετρητής της πίεσης είναι ένας λεπτός αντιστάτης ταινιών του οποίου η αντίσταση μεταβάλλεται καθώς η ταινία κάμπτεται κάτω από το φορτίο. Μία δυναμοκυψέλη τεχνολογίας strain gauge περιέχει τέσσερις μετρητές πίεσης και σταθερούς αντιστάτες που συνδέονται σε μία γέφυρα *Wheatstone*. Η δυναμοκυψέλη δημιουργεί μία μικρή τάση (Εικόνα 8-5). ^[24]

Όταν ασκείται κάποια δύναμη στην δυναμοκυψέλη, η αντίσταση μετακινείται ακανόνιστα κατά μήκος της γέφυρας, προκαλώντας αλλαγή στο αποτέλεσμα της τάσης. Ιδανικά συμβαίνουν αλλαγές γραμμικά κατά μήκος της ικανότητας της δυναμοκυψέλης και η αλλαγή τάσης μπορεί άμεσα να μετατραπεί σε αποτέλεσμα ζύγισης (Εικόνα 8-6). ^[24]



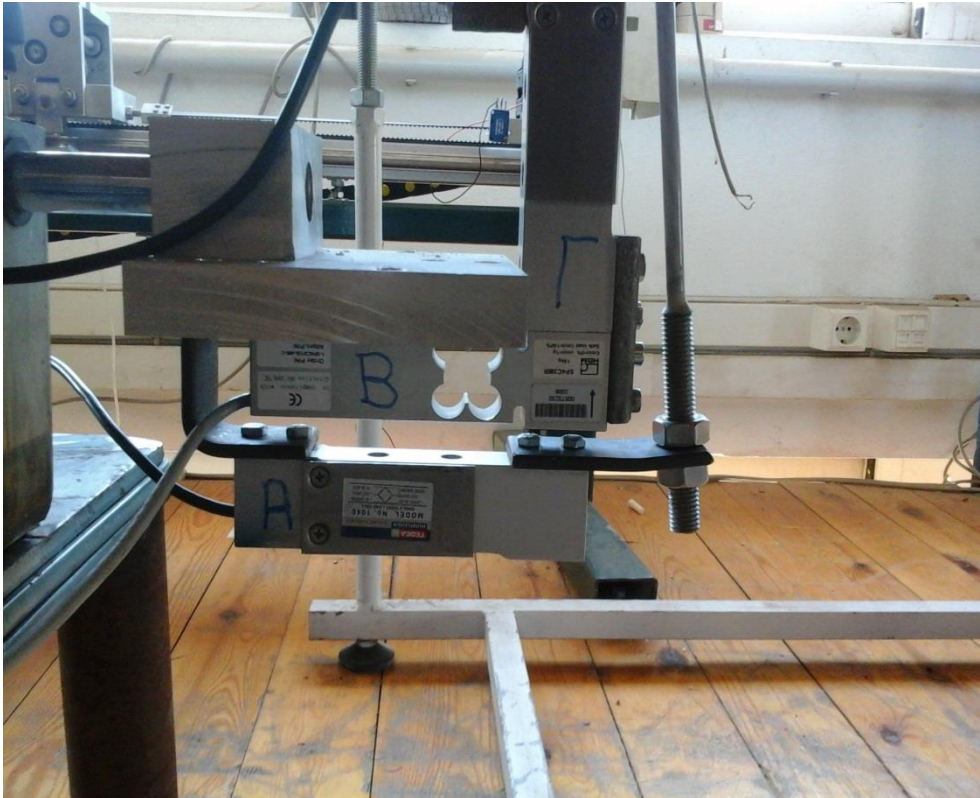
Εικόνα 8-5 : Δυναμοκυψέλη σε ισορροπία (δεν ασκείται δύναμη)



Εικόνα 8-6 : Δυναμοκυψέλη σε μη ισορροπία (ασκείται δύναμη)

Παρακάτω φαίνονται οι δυναμοκυψέλες που χρησιμοποιήθηκαν στο εργαστήριο Αιολικής Ενέργειας του Τ.Ε.Ι για τη μέτρηση των δυνάμεων που ενεργούν πάνω στο πτερύγιο, στην τελική τους διάταξη.

Χρησιμοποιήθηκαν 3 δυναμοκυψέλες, μια για τις δυνάμεις στον άξονα x, μια για τις δυνάμεις στον άξονα y και μια για τη μέτρηση της ροπής.



Εικόνα 8-7: Δυναμοκυψέλες Εργαστηρίου

Όπως φαίνεται και στην εικόνα 8-7 οι δυναμοκυψέλες Β και Γ είναι κάθετα τοποθετημένες η μια προς την άλλη ώστε η Β να μετράει τις δυνάμεις που ασκούνται στον άξονα Υ (*Lift*) και η Γ να μετράει τις δυνάμεις που ασκούνται στον άξονα Χ (*Drag*).

Η δυναμοκυψέλη Α συνδέεται με έναν άξονα ο οποίος εφάπτεται στο κέντρο βάρους του πτερυγίου όπου και έχει τοποθετηθεί ένα λαμάκι το οποίο επιτρέπει στο φτερό να περιστρέφεται και μετράει τη ροπή του πτερυγίου. Μέσω αυτού του άξονα και 2 κοχλίων ρυθμίστηκε η γωνία πρόσπτωσης του αέρα για κάθε μέτρηση.

Στην παρακάτω εικόνα φαίνονται οι θρόνες που εμφανίζουν τις δυνάμεις που ασκούνται στις δυναμοκυψέλες σε γραμμάρια.



Εικόνα 8-8: Οθόνες εξόδου Δυναμοκυψελών

Για να υπολογιστούν οι δυνάμεις που ασκούνται στο περύγιο, μετατράπηκαν τα γραμμάρια σε *Newton* πολλαπλασιάζοντας τα γραμμάρια με τον αριθμό 0,00980665002864 (γνωρίζοντας ότι $1 \text{ Kg} = 1000 \text{ grams} = 9,8066 \text{ Newton}$)

8.2. Αεροσήραγγα

Η αεροδυναμική σήραγγα είναι μια κατασκευή (εργαλείο) που χρησιμοποιείται στην αεροδυναμική έρευνα για τη μελέτη των επιπτώσεων αεροδυναμικών φορτίων που διέρχονται από μια στερεά (συμπαγή) επιφάνεια. Μια αεροδυναμική σήραγγα αποτελείται από μία σωληνοειδή δίοδο, με το υπο δοκιμή αντικείμενο να τοποθετείται στη μέση. Μέσα από αυτή τη δίοδο περνάει αέρας, που δημιουργείται από ένα ισχυρό σύστημα ανεμιστήρα, και περνάει το μοντέλο (υπό δοκιμή αντικείμενο) ασκώντας αεροδυναμικές δυνάμεις πάνω του. Για να μετρηθούν αυτές οι δυνάμεις, το μοντέλο είναι συνδεδεμένο με κατάλληλους αισθητήρες που μετράνε τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά.

Η αεροσήραγγα οραματίστηκε ως ένα μέσο για να αντιστραφεί το συνηθισμένο παράδειγμα. Αντί δηλαδή να έχουμε σταθερό αέρα μέσα στον οποίο να κινείται με ταχύτητα ένα αντικείμενο, επιτυγχάνουμε τα ίδια αποτελέσματα έχοντας σταθερό το αντικείμενο και τον αέρα να το διέρχεται με μια ταχύτητα. Με αυτό το τρόπο, ένας ακίνητος παρατηρητής θα μπορούσε να μελετήσει το ιπτάμενο σε δράση και θα μπορούσε να μετρήσει τις αεροδυναμικές δυνάμεις που του επιβλήθηκαν.

Οι αεροσήραγγες (*wind tunnels*) εμφανίστηκαν στα τέλη του 19ου αιώνα και έγιναν ιδιαίτερα δημοφιλείς το 1903 από τους αδελφούς *Wright*. Η χρήση τους εξαπλώθηκε γρήγορα μιας και έχουν τη δυνατότητα να δέχονται μοντέλα υπό κλίμακα και διαρκή διαθεσιμότητα. Με αυτό τον τρόπο παρέχουν τη δυνατότητα η αεροδυναμική έρευνα να γίνεται προσιτή οικονομικά, ταχύτατη και ακριβής. [\[25\]](#)



Εικόνα 8-9: Αεροσήραγγα κλειστού τύπου στο MIT (Wright Brothers Wind tunnel)



Εικόνα 8-10: Αεροσύραγγα ανοιχτού τύπου Εργαστηρίου Αιολικής Ενέργειας ΤΕΙ Κρήτης
Η αεροσύραγγα του Τ.Ε.Ι. Ηρακλείου είναι ανοιχτού κυκλώματος με ανοιχτό χώρο δοκιμών. Η επιφάνεια του ακροφυσίου είναι $650\text{mm} \cdot 650\text{mm}$. Ο ανεμιστήρας είναι μια φυγόκεντρη αντλία που οδηγείται από ένα τριφασικό κινητήρα 7.5 kW , με μέγιστη περιστροφική ταχύτητα 1410 rpm . Ο κινητήρας ελέγχεται μέσω ενός *Inverter* που μεταβάλλει μέσω της συχνότητας τις στροφές του. Η μέγιστη ταχύτητα εξόδου του αέρα από το ακροφύσιο φτάνει τα 20 m/sec .

Στη συνέχεια, χώρα λαμβάνει η διάχυση της ροής με σκοπό την μείωση της ταχύτητας της ροής

Στο χώρο αποκατάστασης η ροή από στροβιλώδης γίνεται στρωτή. Αυτό επιτυγχάνεται με τη χρήση σιτών (*screens*) και κυψελών (*honeycombs*). Οι σήτες κυρίως μειώνουν τους αξονικούς στροβιλισμούς. Συγχρόνως παρατηρείται μία μεγάλη πτώση της πίεσης επηρεάζοντας κυρίως τις υψηλές ταχύτητες, επιτυγχάνοντας μια πιο ομοιόμορφη αξονική ταχύτητα.

8.4. Αποτελέσματα Μετρήσεων

Όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των αεροδυναμικών φορτίων από την αεροσήραγγα για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.

Degrees	A	B	Γ	LIFT	DRAG	TORQUE
-12	-112	-52	56	-164	56	-1,8
-10	-9	-73	26	-82	26	1,92
-8	-5	-141	38	-146	38	4,08
-6	-22	-86	26	-108	26	1,92
-4	-47	-41	31	-88	31	-0,18
-2	-102	93	73	-9	73	-5,85
-1	-85	210	62	125	57	-8,85
0	-95	300	74	205	74	-11,85
1	-39	108	28	69	28	-4,41
2	10	34	11	44	11	-0,72
4	21	46	14	67	14	-0,75
6	1	81	11	82	11	-2,4
8	7	27	7	34	7	-0,6
10	98	268	80	366	80	-5,1
12	46	230	75	276	75	-5,52
14	112	87	80	199	80	0,75
16	130	95	91	225	91	1,05
17	273	45	151	318	151	6,84
18	262	11	153	273	153	7,53
19	83	122	112	205	112	-1,17

Εικόνα 8-12: Πίνακας αποτελεσμάτων από αεροσήραγγα

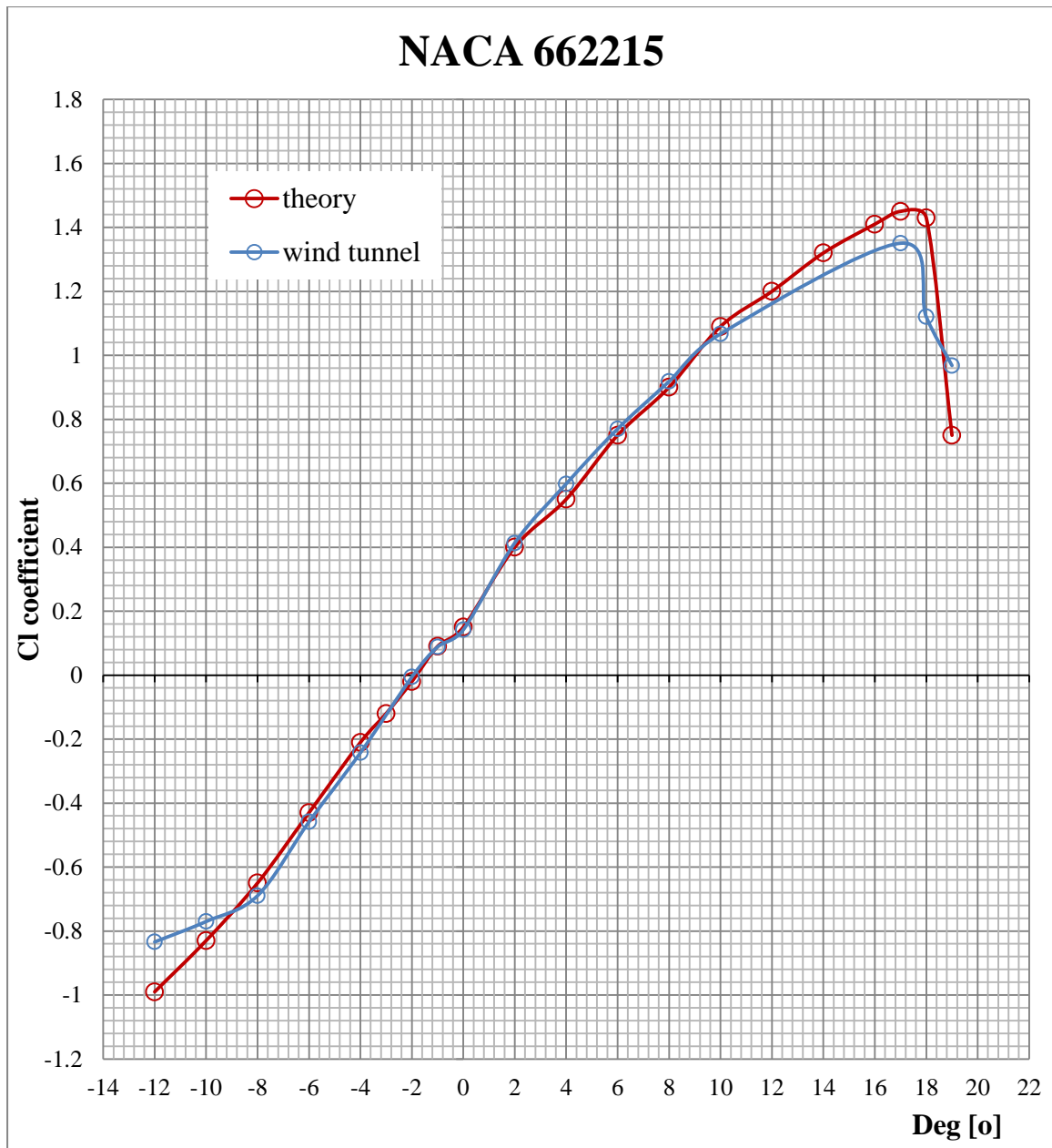
Κάνοντας τις κατάλληλες πράξεις διαχωρίστηκαν οι δυνάμεις αυτές σε άνωση, οπισθέλκουσα και ροπή. Συγκεκριμένα οι δυνάμεις $A + B$ ισούνται με την δύναμη της άνωσης, οι δυνάμεις $B-A$ ισούνται με τη δύναμη της ροπής και τα αποτελέσματα από τη στήλη Γ ισούνται με την οπισθέλκουσα δύναμη για κάθε γωνία προσβολής.

Παρακάτω φαίνονται οι δυνάμεις σε Newton πλέον και οι αντίστοιχοι συντελεστές για διάφορες γωνίες προσβολής, οι οποίοι υπολογίστηκαν από τους τύπους (3.3) και (4.3) αντίστοιχα, τους οποίους αναλύσαμε σε προηγούμενα κεφάλαια.

A (Lift)	B(Drag)	Γ(Torque)	Cl	Cd	Cm
-1,64	0,549172	-0,01765	-0,83411	0,257779	-0,00898
-0,82	0,254973	-0,01883	-0,77022	0,217963	-0,01769
-1,46	0,372653	-0,04001	-0,68954	0,154467	-0,0189
-1,08	0,254973	-0,01883	-0,45867	0,086754	-0,008
-0,88	0,304006	-0,00177	-0,24252	0,06225	-0,00049
-0,09	0,715885	-0,05737	-0,00576	0,024291	-0,00367
1,25	0,558979	-0,08679	0,088565	0,018074	-0,00615
2,05	0,725692	-0,11621	0,142028	0,028746	-0,00805
0,69	0,274586	-0,04325	0,201179	0,058528	-0,01261
0,44	0,107873	-0,00706	0,413288	0,079793	-0,00663
0,67	0,137293	-0,00735	0,598253	0,10106	-0,00657
0,82	0,107873	-0,02354	0,770219	0,079793	-0,02211
0,34	0,068647	-0,00588	0,918233	0,163862	-0,01589
3,66	0,784532	-0,05001	1,067124	0,20721	-0,01458
2,76	0,735499	-0,05413	1,095308	0,270352	-0,02148
1,99	0,784532	0,007355	1,184106	0,445287	0,004376
2,25	0,892405	0,010297	1,188791	0,449972	0,00544
3,18	1,480804	0,067077	1,35052	0,607354	0,028487
2,73	1,500417	0,073844	1,120439	0,594266	0,030307
2,05	1,098345	-0,01147	0,968185	0,497201	-0,00542

Εικόνα 8-13: Πίνακας αποτελεσμάτων από αεροσήραγα

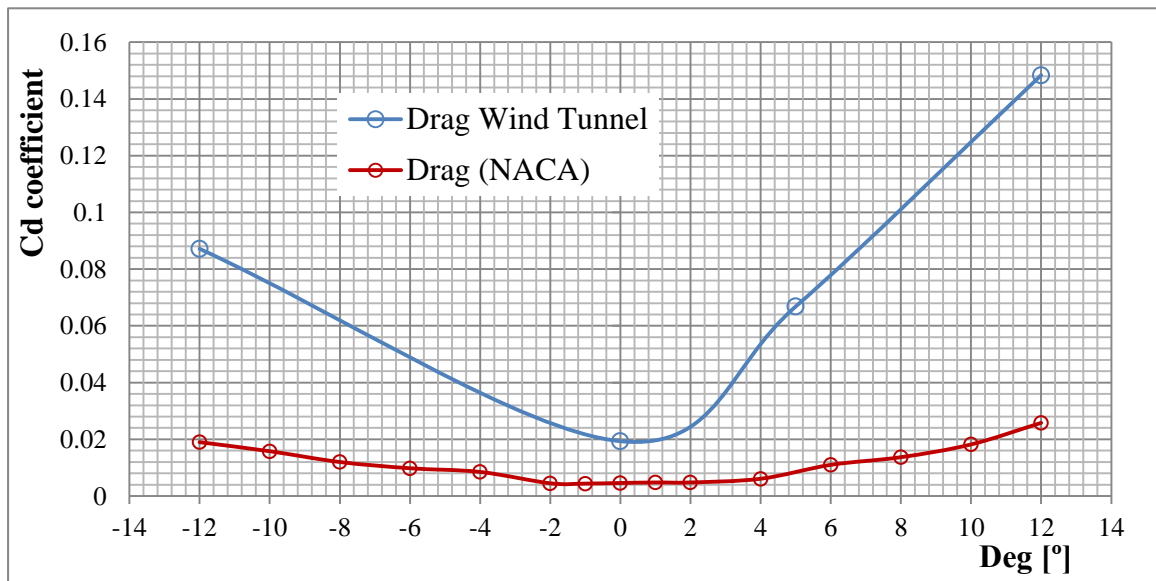
Η τυπική καμπύλη μεταβολής συντελεστή άνωσης και γωνίας πρόσπτωσης συγκριτικά με τα πειραματικά δεδομένα της NACA φαίνονται στο παρακάτω διάγραμμα και ταιριάζει σχεδόν απόλυτα με τα πραγματικά.



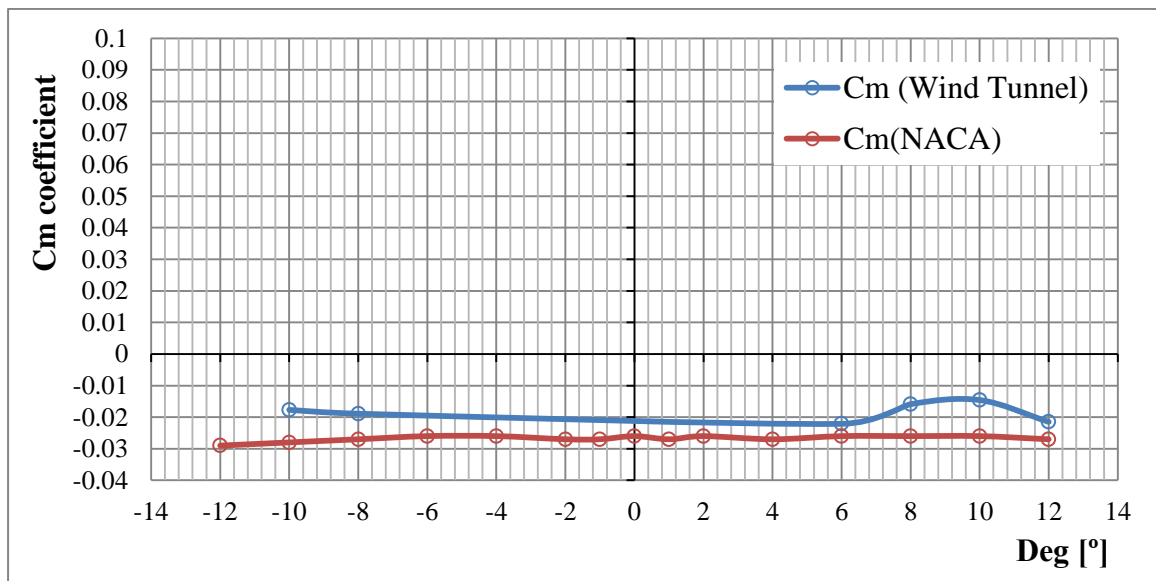
Εικόνα 8-14: Διάγραμμα καμπυλών συντελεστών άνωσης από πειραματικά δεδομένα της NACA και αποτελέσματα της αεροσήραγγας.

Παρατηρούμε ότι παρουσιάζεται μηδενική άνωση κοντά στις -2 μοίρες και μέγιστο συντελεστή άνωσης στις 17 μοίρες και για τις δύο καμπύλες.

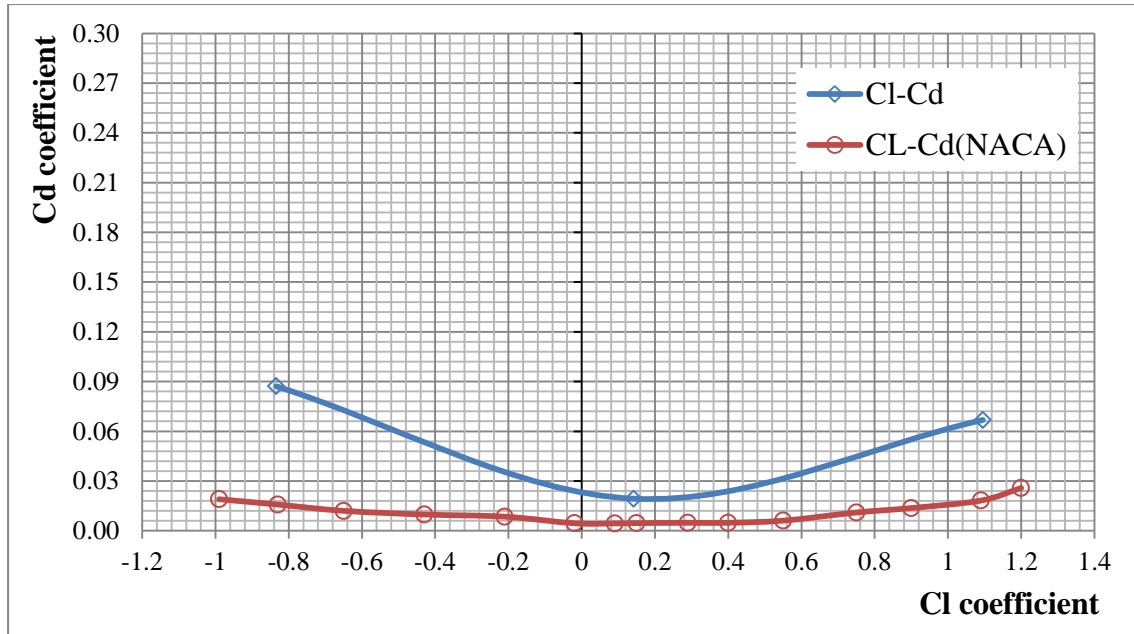
Αντίστοιχα συγκρίνονται και οι συντελεστές οπισθέλκουσας και ροπής όπως φαίνονται παρακάτω.



Εικόνα 8-15: Διάγραμμα καμπυλών συντελεστών οπισθελκουσάς από πειραματικά δεδομένα της NACA και αποτελέσματα της αεροσήραγγας.



Εικόνα 8-16: Διάγραμμα καμπυλών συντελεστών ροπής από πειραματικά δεδομένα της NACA και αποτελέσματα της αεροσήραγγας.

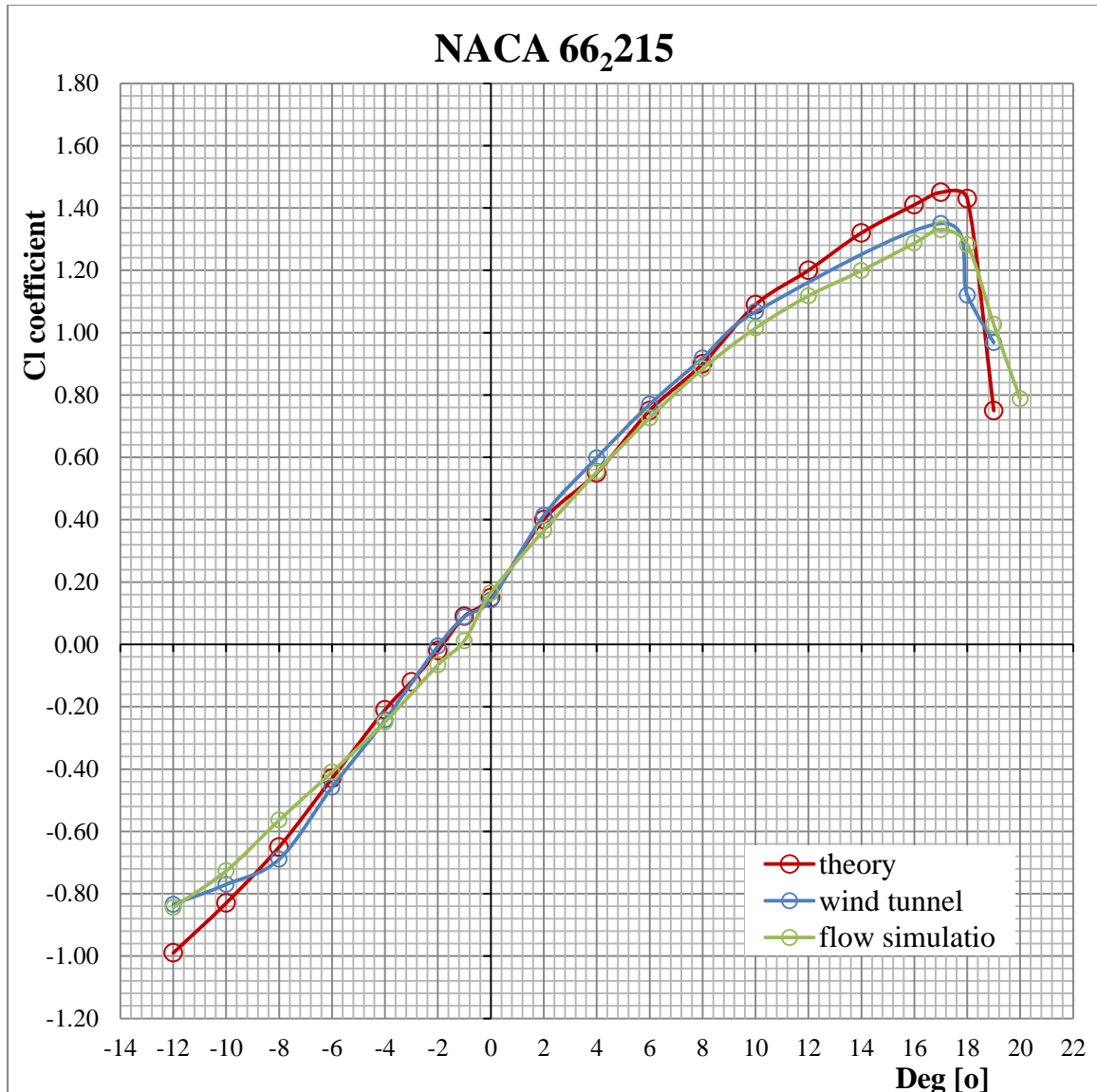


Εικόνα 8-17: Διάγραμμα καμπυλών συντελεστών άνωσης ως προς συντελεστών οπισθέλκουσας.

Παρατηρείται από τα παραπάνω διαγράμματα ότι η οπισθέλκουσα δύναμη που μετρήθηκε από την αεροσήραγγα είναι κατά πολύ μεγαλύτερη από αυτήν της NACA. Αυτό συμβαίνει διότι υπάρχει ένα επιπλέον σώμα στο πεδίο δοκιμών της αεροσήραγγας, το σώμα που στηρίζει το φτερό, παρόλο που καλύφθηκε και αυτό με πτερύγιο.

9. Συμπεράσματα

Συγκρίνοντας τα αποτελέσματα δυναμικής άνωσης που βρήκαμε από το Solidworks Flow Simulation με τα πειραματικά δεδομένα της NACA και με τα πειραματικά δεδομένα που πήραμε από τις μετρήσεις στην αεροσήραγγα του εργαστηρίου μας παρατηρούμε ότι η καμπύλη άνωσης της αεροσήραγγας έχει μια απόκλιση 7,2 % από την καμπύλη της NACA ενώ η καμπύλη άνωσης από το Flow Simulation έχει μια απόκλιση της τάξης 13% κατά μέσο όρο (Εικόνα 9-1)

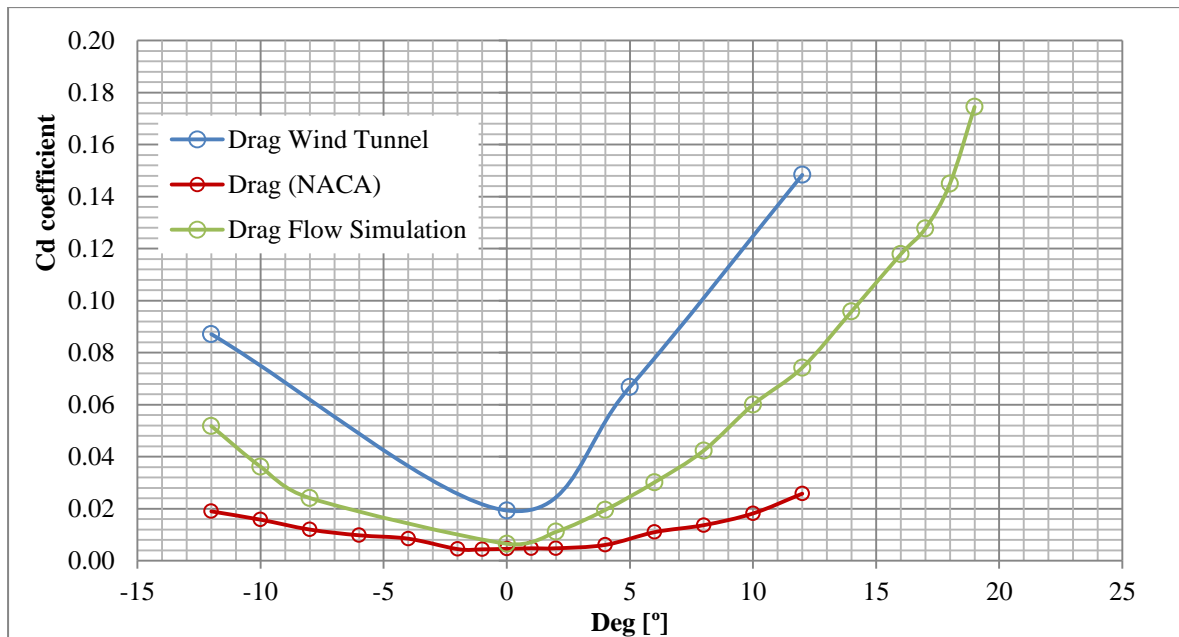


Εικόνα 9-1: Καμπύλες συντελεστών άνωσης.

Παρακάτω βλέπουμε τα αποτελέσματα των συντελεστών οπισθέλκουσας δύναμης για τις διάφορες μετρήσεις. Παρατηρούμε ότι υπάρχει πολύ μεγάλη απόκλιση στις μετρήσεις των συντελεστών οπισθέλκουσας δύναμης στην αεροσήραγγα από τα δεδομένα της Naca (περίπου 400% πάνω), δηλαδή τα αποτελέσματα από την

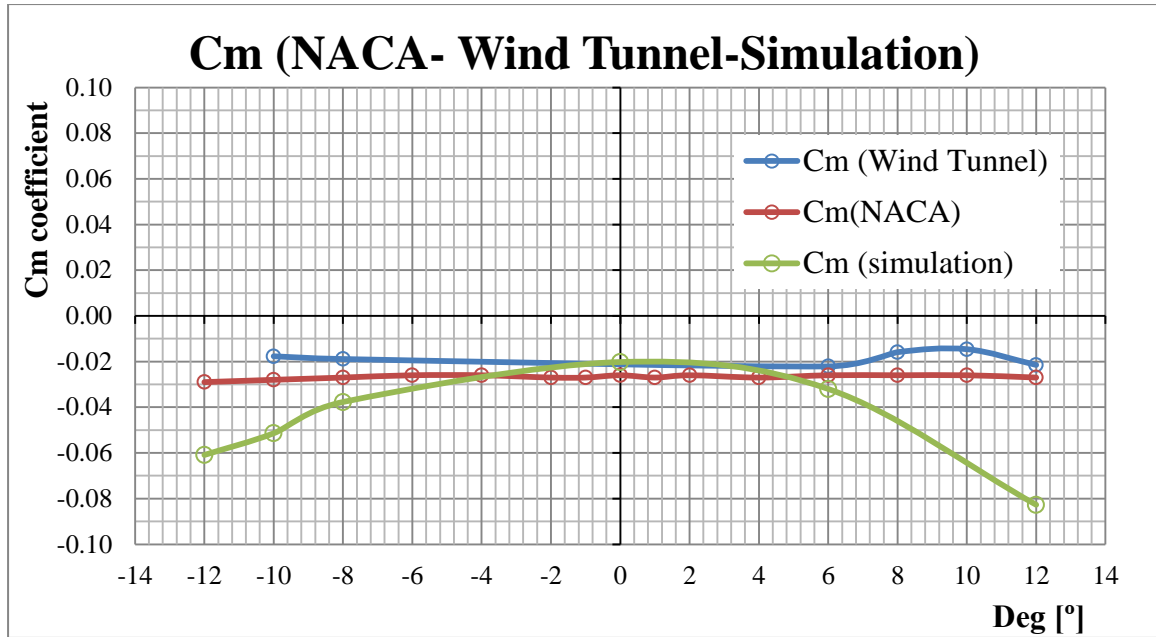
αεροσήραγγα είναι 4 φορές πιο πάνω από τα πραγματικά. Αυτό οφείλεται στο ότι το φτερό για να στηριχθεί και να συνδεθεί με τις δυναμοκυψέλες συνδέθηκε με μια δοκό η οποία επενδήθηκε και αυτή με μια άλλη αεροτομή *NACA 65₃018* η οποία βρίσκεται μέσα στο πεδίο δοκιμών της αεροσήραγγας και αυξάνει την οπισθέλκουσα κατακόρον.

Η καμπύλη του συντελεστή οπισθέλκουσας που προκύπτει από το Solidworks Flow Simulation έχει απόκλιση 128%, δηλαδή οι μετρήσεις της οπισθέλκουσας είναι περίπου 1,3 φορές μεγαλύτερες από τα θεωρητικά δεδομένα της *NACA* (Εικόνα 9-2). Αυτό ήταν αναμενόμενο εφόσον η πραγματική αεροτομή, σύμφωνα με τη θεωρία, παρουσιάζει στρωτή ροή στο μπροστινό μέρος της. Μιας και το Solidworks δεν έχει στη διάθεσή του τέτοια μοντέλα τύρβης που να του δίνουν τη δυνατότητα να υπολογίζει το σημείο μετάβασης από στρωτή σε τυρβώδη ροή, το πρόγραμμα υποθέτει ότι η ροή (Douni, Tsakalos, & Margaris 2012)^[20], είναι τυρβώδης σε όλο το μήκος του οριακού στρώματος.



Εικόνα 9-2: Καμπύλες συντελεστή οπισθέλκουσας αντίστασης (C_d)

Παρακάτω βλέπουμε τα διαγράμματα συντελεστή ροπής για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.



Εικόνα 9-3: Καμπύλες συντελεστή ροπής (C_m).

Παρατηρείται ότι οι μετρήσεις τις αεροσήραγγας βρίσκονται πιο κοντά στα πειραματικά δεδομένα της *NACA* από ότι οι μετρήσεις του *Solidworks* για τους λόγους που αναφέρθηκαν παραπάνω.

Το συμπέρασμα είναι ότι η αεροσήραγγα είναι πιο έγκυρος τρόπος μελέτης και επαλήθευσης των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών αεροτομών από ότι η προσομοίωση στο *Solidworks Flow Simulation*.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] Houghton, E. L.; Carpenter, P.W. (1982). *Butterworth Heinmann, ed. Aerodynamics for Engineering Students (5th ed.*
- [2] Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1959). *Theory of Wing Section: Including a Summary of Airfoil Data. Dover Publications*
- [3] Shapiro, Ascher H.. *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*
- [4] *Shaum's Outline of theory and problems of Fluid Mechanics and Hydraulics*
- [5] Μπεργελές, Γ. (1995). *Η Αεροδυναμική Του Υποηχητικού Αεροσκάφους (Παπασωτηρίου)*
- [6] *UIUC Applied Aerodynamics Group- Department of Aerospace Engineering. (2001).*
- [7] Clancy, L. J. (1975). *Aerodynamics. New York: John Wiley & Sons*
- [8] *Encyclopedia Britannica. (n.d.). Ανάκτηση 7 8, 2012, από Bernulli's Theorem: <http://physatwes.com/Bernoullihonors.aspx>*
- [9] Hoffman, J., Jansson, J., & Jhonson, C. (2012). *The Secret Of Flight. Copenhagen: Akademisk Forlag.*
- [10] *Coanda effect. (2013). Columbia Electronic Encyclopedia, 6th Edition, 1.*
- [11] *Desktop Aeronautics, Inc. (2007). Retrieved 2 8, 2012, from Applied Aerodynamics: A Digital Textbook: <http://www.desktop.aero/appliedaero/wingdesign/geomnldistn.html>*
- [12] *Clancy, L.J., Aerodynamics.*
- [13] *Schlichting, H. (1979). Boundary-Layer Theory (7 ed.). New York (USA): McGraw-Hill.*
- [14] *Anderson, John D. (2004), Introduction to Flight, Section 4.20 (5th edition)*

- [15] Fielding, Suzanne. "Laminar Boundary Layer Separation." 27 October 2005. The University of Manchester. 12 March 2008 <http://www.maths.manchester.ac.uk/~suzanne/teaching/BLT/sec4c.pdf>.
- [16] R. Temam, *Navier-Stokes Equations: Theory and Numerical Analysis*, American Mathematical Society (2001). ISBN 0-8218-2737-5
- [17] CFD Online. (n.d.), από CFD-online.com: <http://www.cfd-online.com>
- [18] (http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html)
- [19] Dassault Systèmes. (2010). *Solidworks Flow Simulation 2010 Tutorial*. Vélizy: DassaultSystèmes.
- [20] Douvi, E. C., Tsakalos, A. I., & Margaris, D. P. (2012, 3). Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research*, σσ.100-111.
- [21] "Wheatstone Bridge Diagrams and Equations". *Transducer Techniques*.
- [22] http://www.lcmsystems.com/what_is_a_load_cell.html LCM Systems website.
- [23] <http://digitalweighing.blogspot.gr/2010/09/types-of-load-cells.html>
- [24] <http://www.omega.com/prodinfo/loadcells.html>
- [25] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/WindTunnel/history.html>

Peng, H. (2001). *Aerodynamics Fundamental Principles* 基本原理. Stuart.

Χρύσανθος Ν. Σαμαράς (Πτυχιακή εργασία 2012). Υπολογισμός CL και CD Airfoil με το CosmosFlow