

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΜΑΚΕΔΟΝΙΑΣ



ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΑΝΑΛΥΣΗ ΕΠΙΔΡΑΣΗΣ ΙΔΙΟΤΗΤΩΝ ΔΙΑΦΟΡΕΤΙΚΩΝ ΡΕΥΣΤΩΝ

ΣΤΗΝ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΣΥΜΠΕΡΙΦΟΡΑ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ ΚΑΙ

ΑΚΡΟΦΥΣΙΩΝ

Κωνσταντίνος Λ. Πανταζόπουλος

Αριθμός Μητρώου: 1987

Επιβλέπων Καθηγητής:

Τουρλιδάκης Αντώνιος

Κοζάνη

Μάρτιος 2021

Ευχαριστίες

Θα ήθελα να ευχαριστήσω τον κ. Αντώνιο Τουρλιδάκη για την εμπιστοσύνη και την ανάθεση του θέματος καθώς και την αδιάκοπη συμβουλευτική υποστήριξη σε θέματα αεροδυναμικής. Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά τον κ. Κυριάκο Βαφειάδη για τη συνεργασία και τη συνεχή επικοινωνία. Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου για την στήριξη και την εμπιστοσύνη που μου δείχνουν τόσα χρόνια καθώς και τους φίλους και τα άτομα που ήταν πάντα δίπλα μου όταν τους χρειαζόμουν.

Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική εργασία πραγματεύεται το θέμα της ανάλυσης της επίδρασης των ιδιοτήτων διαφορετικών ρευστών στην αεροδυναμική συμπεριφορά αεροτομών σε διάφορες γωνίες πρόσπτωσης, καθώς και την επίδραση των υπό μελέτη ρευστών στην επίδραση της συμπιεστής ροής μέσα σε συγκλίνοντα-αποκλίνοντα ακροφύσια. Η εργασία λοιπόν, έχει ως στόχο αφού στηθούν υπολογιστικά μοντέλα που τα αποτελέσματα τους ταυτίζονται με πειραματικά, να μπορέσουν να προκύψουν συμπεράσματα που θα αφορούν εφαρμογές που σχετίζονται κυρίως με την παραγωγή και μετατροπή ενέργειας στροβιλομηχανών αλλά και γενικότερα να συμπληρώσουν την έλλειψη δεδομένων στη βιβλιογραφία. Ο τύπος της υπό μελέτη αεροτομής επιλέχθηκε η NACA 0012. Η διαδικασία που ακολουθήθηκε ήταν: ο σχεδιασμός της γεωμετρίας, ακολούθως έγινε η σωστή πλεγματοποίησή της, με τελικό στάδιο τον ορισμό οριακών συνθηκών και τη ρευστοδυναμική ανάλυση της αεροτομής. Όλη η διαδικασία υλοποιήθηκε με τα προγράμματα της ANSYS, inc. Το μοντέλο τύρβης επιλέχθηκε το k- ω SST ως ιδανικό για τις απαιτήσεις του προβλήματος. Τα αέρια που εξετάστηκαν ήταν ο αέρας, στον οποίο έγινε και η ταυτοποίηση της εγκυρότητας του μοντέλου, το H₂O σε κατάσταση ατμού, το H₂, το He και το CO₂ σε περιπτώσεις με διάφορους αριθμούς Mach και Reynolds Η ίδια διαδικασία ακολουθήθηκε και για το ακροφύσιο για διαφορετικές συνθήκες πίεσης στην έξοδο .

Λέξεις κλειδιά: αεροτομή, ρευστομηχανική ανάλυση, ρευστά, οριακό στρώμα, αεροδυναμική, H₂, CO₂ , αέρας , He, H₂O (ατμός), ακροφύσιο

Abstract

The present thesis deals with the subject of the analysis of the effect of the properties of different fluids on the aerodynamic behavior of airfoils at different angles of attack, , as well as the effect of fluids under study on the effect of flow compressor within converging-diverging nozzles. The main purpose of this work is after setting up detailed models that are identical to experimental, will concern applications that are mainly related to the production and conversion of energy in turbomachines but also in general to fill the lack of data in the literature for possible new applications that will arise in the future. The under study airfoil who selected was NACA 0012. The procedure followed was: the design of the geometry, then the correct grid was made and the final stage was the definition of limit conditions and the fluid dynamics analysis of the airfoil. The whole process was implemented with the programs of ANSYS, inc. The turbulence model was selected as $k-\omega$ SST as ideal for the problem requirements. The gases who tested were the air where the validity of the model was identified compared to existing experimental data, H₂O in the vapor state, H₂, He and CO₂ in cases with different Mach and Reynolds numbers. The same procedure was followed for the nozzle for different pressures outlets.

Keywords: airfoil, fluid mechanics analysis, fluids, boundary layer, aerodynamics, H₂, CO₂, air, He, H₂O (vapor), nozzle

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

| | |
|--|----|
| Ευχαριστίες..... | 3 |
| Περίληψη | 5 |
| Abstract..... | 7 |
| Κατάλογος σχημάτων..... | 11 |
| Κατάλογος πινάκων..... | 15 |
| Συντομογραφίες | 17 |
| 1. Εισαγωγή..... | 19 |
| 1.1 Σύντομη ιστορική ανασκόπηση | 19 |
| 1.2 Περιγραφή πρόβληματος | 23 |
| 1.3 Σκοπός της διπλωματικής εργασίας | 24 |
| 1.4 Δομή της διπλωματικής | 25 |
| 2. Βιβλιογραφική ανασκόπηση | 25 |
| 2.1 Αεροτομές..... | 26 |
| 2.1.1 Βασικά χαρακτηριστικά αεροτομών..... | 26 |
| 2.1.2 Δυνάμεις που αναπτύσσονται σε αεροτομές..... | 28 |
| 2.2.3 Κατανομή πίεσης και αεροδυναμική αντίσταση | 31 |
| 2.1 Χαρακτηριστικά της ροής-οριακό στρώμα..... | 33 |
| 2.2.1 Είδη Ροής | 33 |
| 2.2.2 Στρωτή και Τυρβώδης ροή..... | 35 |
| 2.2.3 Αριθμός Reynolds..... | 35 |
| 2.3 Μέθοδος ομοιότητας | 38 |

| | |
|---|----|
| 2.4 Αρχή λειτουργίας συγκλίνον-αποκλίνων ακροφυσίου (CD)..... | 39 |
| 3. Υπολογιστική ρευστοδυναμική..... | 41 |
| 3.1 Βασικές εξισώσεις ρευστοδυναμικής..... | 42 |
| 3.1.1 Εξίσωση συνέχειας (ή αρχή διατήρησης της μάζας)..... | 43 |
| 3.1.2 Αρχή διατήρησης της ορμής..... | 44 |
| 3.1.3 Εξίσωση διατήρησης της ενέργειας..... | 45 |
| 3.1.4 Διακριτοποίηση..... | 46 |
| 3.2 Μοντέλο τύρβης..... | 48 |
| 3.2.1 Μοντέλο τύρβης k - ω SST..... | 49 |
| 4.1 Εισαγωγή και περιγραφή του μοντέλου..... | 52 |
| 4.2 Διαδικασία προσομοίωσης..... | 53 |
| 4.2.1 Σχεδιασμός γεωμετρίας..... | 53 |
| 4.2.2 Διαμόρφωση πλέγματος..... | 55 |
| 4.2.3 Οριακές συνθήκες..... | 57 |
| 5. Αποτελέσματα..... | 61 |
| 5.1 Επιλογή πλέγματος..... | 62 |
| 5.2 Εγκυρότητα Αποτελεσμάτων αεροτομής..... | 64 |
| 5.3 Περίπτωση για Mach=0.258 και Re=6*10 ⁶ | 68 |
| 5.4 Περίπτωση ίδια ταχύτητα σε ίδια θερμοκρασία..... | 72 |
| 5.5 Περίπτωση Mach=0.75 και Re=10.5*10 ⁶ | 76 |

| | |
|---|----|
| 5.6 Εγκυρότητα αποτελεσμάτων ακροφυσίου | 80 |
| 5.7 Αποτελέσματα ακροφυσίου | 86 |
| 6. Συμπεράσματα-Προτάσεις..... | 91 |
| Βιβλιογραφία | 95 |

Κατάλογος σχημάτων

| | |
|---|----|
| Σχήμα 1.1 Δομή αεροσήραγγας | 20 |
| Σχήμα 2.1 Γεωμετρία αεροτομής από πτερύγιο..... | 27 |
| Σχήμα 2.2 Χαρακτηριστικά στοιχεία αεροτομής..... | 28 |
| Σχήμα 2.3 Δυνάμεις που αναπτύσσονται στην αεροτομή | 29 |
| Σχήμα 2.4 Σχεδιάγραμμα κατανομής πίεσης γύρω από αεροτομή | 31 |
| Σχήμα 2.5 Απεικόνιση της στρωτής και τυρβώδους ροής..... | 35 |
| Σχήμα 2.6 Στάδια ανάπτυξης οριακού στρώματος με το πτερύγιο..... | 36 |
| Σχήμα 2.7 Βασικός κύκλος Brayton ανοιχτού και κλειστού τύπου..... | 38 |
| Σχήμα 2.8 Σχηματική διάταξη ενός συγκλίνοντος- αποκλίνοντος ακροφυσίου..... | 40 |
| Σχήμα 2.9 Κατανομή πίεσης σε ακροφύσιο με διαφορετικές συνθήκες λειτουργίας.. | 41 |
| Σχήμα 3.1 Απειροστού μεγέθους σωματίδιο | 42 |
| Σχήμα 3.2 Διακριτοποίηση συνεχούς σε διακριτού χώρου | 46 |
| Σχήμα 3.3 Τετράπλευροι και τριγωνικοί πεπερασμένοι όγκοι | 48 |
| Σχήμα 3.4 Ενδεικτικά μοντέλα τυρβωδών ροών | 49 |
| Σχήμα 4.1 Γεωμετρία αεροτομής NACA 0012 | 52 |
| Σχήμα 4.2 Γεωμετρία συγκλίνον-αποκλίνον ακροφυσίου | 53 |
| Σχήμα 4.3 Σχεδιασμός αεροτομής NACA 0012 | 53 |
| Σχήμα 4.4 Σχέδιο κουτιού για μελέτη της αεροτομής..... | 54 |
| Σχήμα 4.5 Σχέδιο συμμετρικού ακροφυσίου | 54 |
| Σχήμα 4.6 Πλεγματοποίηση κουτιού αεροτομής..... | 55 |
| Σχήμα 4.7 Πλέγμα που περιβάλλει την αεροτομή..... | 55 |
| Σχήμα 4.8 Κελιά πλέγματος στο οριακό στρώμα | 56 |
| Σχήμα 4.9 Πλεγματοποίηση ακροφυσίου..... | 57 |

| | |
|---|----|
| Σχήμα 5.1 Συντελεστής άνωσης Cl ως προς τη γωνία πρόσπτωσης για διαφορετικό αριθμό κελιών | 62 |
| Σχήμα 5.2 Συντελεστής αντίστασης Cd ως προς τη γωνία πρόσπτωσης για διαφορετικό αριθμό κελιών | 63 |
| Σχήμα 5.3 Συντελεστής αντίστασης Cd ως προς Cl για διαφορετικό αριθμό κελιών .63 | |
| Σχήμα 5.4 Σύγκριση αποτελεσμάτων συντελεστή άνωσης Cl με πειραματικά..... | 64 |
| Σχήμα 5.5 Σύγκριση αποτελεσμάτων αντίστασης Cd με πειραματικά | 65 |
| Σχήμα 5.6 Σύγκριση αποτελεσμάτων συντελεστών Cd, Cl με πειραματικά..... | 65 |
| Σχήμα 5.7 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης Cr με πειραματικά για 0° γωνία | 66 |
| Σχήμα 5.8 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης Cr με πειραματικά για 10° γωνία | 66 |
| Σχήμα 5.9 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης Cr με πειραματικά για 15° γωνία | 67 |
| Σχήμα 5.10 Κατανομή συντελεστή πίεσης για 10° γωνία..... | 67 |
| Σχήμα 5.11 Κατανομή ταχύτητας για 10° γωνία | 68 |
| Σχήμα 5.12 Αποτελέσματα συντελεστή άνωσης Cl για M=0.258..... | 68 |
| Σχήμα 5.13 Αποτελέσματα συντελεστή αντίστασης Cd για M=0.258 | 69 |
| Σχήμα 5.14 Αποτελέσματα συντελεστών Cd και Cl για M=0.258 | 69 |
| Σχήμα 5.15 Συντελεστής πίεσης Cr για 0° γωνία περίπτωση M=0.258..... | 70 |
| Σχήμα 5.16 Συντελεστής πίεσης Cr για 10° γωνία περίπτωση M=0.258 | 70 |
| Σχήμα 5.17 Συντελεστής πίεσης Cr για 15° γωνία περίπτωση M=0.258 | 71 |
| Σχήμα 5.18 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα συντελεστή Cl περίπτωση M=0.258..... | 71 |
| Σχήμα 5.19 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα συντελεστή Cd περίπτωση M=0.258 | 72 |
| Σχήμα 5.20 Αποτελέσματα Cl σε όμοια ταχύτητα..... | 72 |
| Σχήμα 5.21 Αποτελέσματα Cd σε όμοια ταχύτητα..... | 73 |
| Σχήμα 5.22 Αποτελέσματα Cd,Cl για όμοια ταχύτητα | 73 |
| Σχήμα 5.23 Αποτελέσματα Cr για όμοια ταχύτητα και 0° γωνία | 74 |

| | |
|--|----|
| Σχήμα 5.24 Αποτελέσματα C_p για όμοια ταχύτητα και 10° γωνία | 74 |
| Σχήμα 5.25 Αποτελέσματα C_p για όμοια ταχύτητα και 15° γωνία | 75 |
| Σχήμα 5.26 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα C_l για ίδια ταχύτητα..... | 75 |
| Σχήμα 5.27 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα C_d για ίδια ταχύτητα..... | 76 |
| Σχήμα 5.28 Αποτελέσματα C_l για $M=0.75$ | 76 |
| Σχήμα 5.29 Αποτελέσματα C_d για $M=0.75$ | 77 |
| Σχήμα 5.30 Αποτελέσματα C_d και C_l για $M=0.75$ | 77 |
| Σχήμα 5.31 Αποτελέσματα πίεσης C_p για $M=0.75$ σε 0° γωνία | 78 |
| Σχήμα 5.32 Αποτελέσματα πίεσης C_p για $M=0.75$ σε 10° γωνία..... | 78 |
| Σχήμα 5.33 Αποτελέσματα πίεσης C_p για $M=0.75$ σε 15° γωνία..... | 79 |
| Σχήμα 5.34 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα C_l για $M=0.75$ | 79 |
| Σχήμα 5.35 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα C_d για $M=0.75$ | 80 |
| Σχήμα 5.36 Σύγκριση αποτελεσμάτων στατικής πίεσης με πειραματικά για υποηχητική ροή..... | 80 |
| Σχήμα 5.37 Σύγκριση αποτελεσμάτων Mach με πειραματικά για υποηχητική ροή.... | 81 |
| Σχήμα 5.38 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης με πειραματικά για περίπτωση κρουστικού κύματος..... | 81 |
| Σχήμα 5.39 Σύγκριση αποτελεσμάτων Mach με πειραματικά για περίπτωση κρουστικού κύματος..... | 82 |
| Σχήμα 5.40 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης με πειραματικά για περίπτωση αποχώρησης κρουστικού κύματος..... | 82 |
| Σχήμα 5.41 Σύγκριση αποτελεσμάτων Mach για περίπτωση αποχώρησης του κρουστικού κύματος..... | 83 |
| Σχήμα 5.42 Οπτικοποίηση μεταβολής Mach για υποηχητική ροή..... | 83 |
| Σχήμα 5.43 Οπτικοποίηση μεταβολής πίεσης για υποηχητική ροή..... | 84 |

| | |
|--|----|
| Σχήμα 5.44 Οπτικοποίηση μεταβολής Mach για κρουστικό κύμα..... | 84 |
| Σχήμα 5.45 Οπτικοποίηση μεταβολής πίεσης για κρουστικό κύμα..... | 85 |
| Σχήμα 5.46 Οπτικοποίηση μεταβολής Mach για απώλεια κρουστικού κύματος..... | 85 |
| Σχήμα 5.47 Οπτικοποίηση μεταβολής πίεσης για απώλεια κρουστικού κύματος..... | 86 |
| Σχήμα 5.48 Αποτελέσματα Mach για περίπτωση υποηχητικής ροής | 86 |
| Σχήμα 5.49 Διαφορές αερίων υποηχητικής ροής στο κέντρο του ακροφυσίου | 87 |
| Σχήμα 5.50 Αποτελέσματα στατικής πίεσης για περίπτωση υποηχητικής ροής | 87 |
| Σχήμα 5.51 Αποτελέσματα Mach για περίπτωση κρουστικού κύματος | 88 |
| Σχήμα 5.52 Σημείο δημιουργίας κρουστικού κύματος | 88 |
| Σχήμα 5.53 Αποτελέσματα στατικής πίεσης για περίπτωση κρουστικού κύματος | 89 |
| Σχήμα 5.54 Αποτελέσματα Mach για περίπτωση απώλειας κρουστικού κύματος..... | 89 |
| Σχήμα 5.55 Σύγκριση ανάπτυξης Mach στην περίπτωση αποχώρησης κρουστικού κύματος..... | 90 |
| Σχήμα 5.56 Αποτελέσματα στατικής πίεσης για περίπτωση απώλειας κρουστικού κύματος..... | 90 |

Κατάλογος πινάκων

| | |
|---|----|
| Πίνακας 1 Σταθερές τιμές..... | 51 |
| Πίνακας 2 Οριακές συνθήκες στην 1η περίπτωση..... | 58 |
| Πίνακας 3 Οριακές συνθήκες 2η περίπτωση | 59 |
| Πίνακας 4 Οριακές συνθήκες 3η περίπτωση | 59 |
| Πίνακας 5 Οριακές συνθήκες για υποηχητική ροή..... | 60 |
| Πίνακας 6 Οριακές συνθήκες για κρουστικό κύμα..... | 61 |
| Πίνακας 7 Οριακές συνθήκες για μετατόπιση στην έξοδο του κρουστικού κύματος . | 61 |

Συντομογραφίες

| | |
|------|------------------------------|
| Inc. | Incorporated |
| FEM | Finite Element Methods |
| FDM | Finite Difference Methods |
| BEM | Boundary Element Methods |
| FVM | Finite Volume Method |
| CFD | Computational Fluid Dynamics |
| C-D | Convergent Divergent |

1. Εισαγωγή

Η αεροδυναμική τους τελευταίες αιώνες έχει εισχώρηση για τα καλά στη ζωή μας αποτελώντας αναπόσπαστο κομμάτι της καθημερινότητάς μας. Αποτελέσματα της αεροδυναμικής μελέτης μπορεί να συναντήσει κανείς, από τα αυτοκίνητα στο δρόμο, τα αεροπλάνα, τα ελικόπτερα και τα διαστημόπλοια στον αέρα, τα πλοία στη θάλασσα, καθώς επίσης και τις σύγχρονες μηχανές παραγωγής και μετατροπής ενέργειας όπως είναι οι ηλεκτρικές μηχανές και οι ανεμογεννήτριες με ιδιαίτερη μελέτη στις αεροτομές.

Η αεροδυναμική λοιπόν, αποτελεί τον επιστημονικό κλάδο ο οποίος μελετά τους φυσικούς νόμους που διέπουν τη ροή των ρευστών γύρω από τα σώματα που μελετώνται. Ανάλογα με την γεωμετρία των σωμάτων και τις συνθήκες που διέπουν τη ροή αναπτύσσονται διάφορες δυνάμεις όπως άωσης και αντίστασης, οι οποίες αναλύονται εκτενέστερα στο δεύτερο μέρος της εργασίας.

Επιπρόσθετα, η ραγδαία αύξηση των απαιτήσεων ενέργειας καθώς και τα περιβαλλοντικά θέματα που εκχυλίζονται τα τελευταία χρόνια, οδηγεί στην ανάγκη ανάπτυξης των υπάρχων μεθόδων και τεχνολογιών παραγωγής ενέργειας. Η παραγωγή ενέργειας με εναλλακτικά ρευστά, είναι ένας τομέας που έχει κεντρίσει το ενδιαφέρον. Αυτός ο τομέας θα αναπτύσσεται συνεχώς και θα επεκτείνονται οι εφαρμογές του, όσο η εξέλιξη καταφέρνει να περιορίζει τα προβλήματα αντοχής και σχεδιασμού καθώς και αυτά του κόστους.

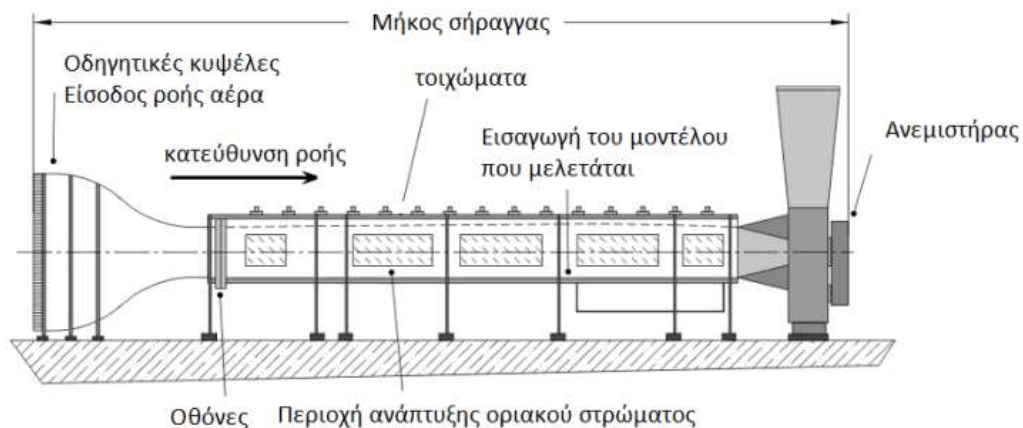
1.1 Ιστορική ανασκόπηση

Η αεροδυναμική ως κλάδος μπορεί να ερευνά και να μελετά σώματα με δύο διαφορετικές μεθόδους οι οποίες έχουν χωριστεί σε δύο κλάδους :

- αεροδυναμική με πειράματα

- υπολογιστική αεροδυναμική

Μέχρι πριν δύο αιώνες η μελέτη μπορούσε να επιτευχθεί μόνο μέσω κοστοβόρων πειραμάτων (σε αεροσήραγγες) όπως έκαναν οι Abbott και Doehhoff (1959) όπου για να προκύψουν πιο έγκυρα αποτελέσματα απαιτούσε φυσικής κλίμακας μοντέλα κάτι εξαιρετικά δύσκολο. Πλέον με την τεχνολογική πρόοδο και την τεράστια ανάπτυξη των δυνατοτήτων των ηλεκτρονικών υπολογιστών, έχει καταστεί δυνατή η επίλυση ακόμα και απαιτητικών προβλημάτων σε σύντομο χρονικό διάστημα. Η υπολογιστική ρευστοδυναμική (CFD) στηρίζεται στους φυσικούς νόμους και την αριθμητική ανάλυση και επιτυγχάνει την επίλυση εξισώσεων που πιθανός να ήταν αδύνατο να τις επιλύσει ο άνθρωπος. Βελτιωμένα συνεχώς εμφανίζονται τα προγράμματα σχεδίασης, μοντελοποίησης και επίλυσης χρόνο με το χρόνο κάνοντας όλο και πιο εύκολο προς τον ερευνητή να επιλύσει απαιτητικά προβλήματα όπως έκαναν οι Douνι, Tsavalos, και Margaris (2012) και οι Gandhi, Pallavi και Komaleswarao (2018). Συμπληρωματικά, οι δύο αυτοί κλάδοι, έχουν άμεση εξάρτηση μεταξύ τους καθώς και αλληλοσυμπληρώνουν ο ένας τον άλλον.



Σχήμα 1.1 Δομή αεροσήραγγας. Πηγή: (Rubel, Uddin, Islam, & Rokunuzzaman, 2016)

Οι ερευνητές από το 1940 περίπου ξεκίνησαν να πειραματίζονται και να μελετούν διαφορετικά ρευστά ως εργαζόμενα μέσα σε στροβίλους, αλλά γρήγορα

εγκαταλείφθηκαν καθώς εμφανίστηκαν προβλήματα λόγω έλλειψης τεχνολογίας και αποτελούσαν ιδιαίτερα ακριβές και πολύπλοκες μεθόδους.

Ο ατμός αποτέλεσε ένα από τα πρώτα μέσα για παραγωγή ενέργειας σε ατμοστροβίλους. Η πρωταρχική χρήση των ατμοστροβίλων είναι για παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας αν και στις αρχές του 20^{ου} αιώνα χρησιμοποιήθηκαν και για ηλεκτροπαραγωγή στα πλοία και στα υποβρύχια. Είναι μοντελοποιημένη από τον κύκλο Rankine προσφέρει κατά κύριο λόγο ροπή ως έξοδο. Οι ατμοστροβίλοι λειτουργούν σε θερμοκρασίες 550 °C περίπου κάτι που οδηγεί σε χαμηλότερη απόδοση από την αντίστοιχη των αεριοστροβίλων που λειτουργούν σε 1500 °C. Επιπλέον, απαιτούν μεγάλες ποσότητες νερού για τη λειτουργία και τείνουν να προκαλούν προβλήματα σε χαμηλές θερμοκρασίες λόγω τήξης.

Το ήλιο (He) αποτελεί ένα ρευστό το οποίο είναι το δεύτερο ελαφρύτερο στοιχείο του περιοδικού πίνακα με υψηλή σταθερότητα θερμοκρασίας, αμελητέα χαρακτηριστικά μεταφοράς ακτινοβολίας, καλές ιδιότητες μεταφοράς θερμότητας γεγονός που το καθιστά ιδανικό ψυκτικό για αντιδραστήρες και ένα υποσχόμενο ρευστό για κλειστό κύκλο Brayton. Επιπρόσθετα μερικά πλεονεκτήματα που έχουν αποδειχθεί σε κλειστούς κύκλους Brayton είναι η χαμηλή απώλεια πίεσης, το ότι αποτελεί αδρανές μέσο μη τοξικό όπως επίσης είναι σημαντικό ότι δεν υπάρχει περιορισμός στον αριθμό Mach στο σχεδιασμό στροβιλομηχανών. Επίσης, παρά τις μικρές διαφορές μπορούν να χρησιμοποιηθούν οι μέθοδοι σχεδιασμού που χρησιμοποιούνται στον αέρα καθώς και οι χάρτες απόδοσης και οι εμπειρικοί συσχετισμοί του συμβατικού αεροσυμπιεστή. Η ιδέα του συμπιεστή ηλίου υψηλού φορτίου αποτελεί μία πολύ ελκυστική λύση για την επίλυση του προβλήματος των πολλών σταδίων συμπίεσης ηλίου όπως και την αποφυγή των τεχνικών προβλημάτων με κορεσμένο κύκλο υγρού ατμού. (Jiang, Chen, Zhang & Zheng, 2014)

Το διοξείδιο του άνθρακα (CO_2) είναι το ρευστό το οποίο έχει κεντρίσει περισσότερο το ενδιαφέρον τα τελευταία χρόνια καθώς μειώνονται οι τεχνικοί κίνδυνοι που υπήρχαν, αποτελώντας έγκυρο ανταγωνιστή της τεχνολογίας ατμού. Ενώ οι συμβατικοί κύκλοι σταθμού παραγωγής ενέργειας παράγουν ενέργεια σε στροβιλομηχανές χρησιμοποιώντας νερό ή ατμό ως υγρό λειτουργίας, οι κύκλοι υπερκρίσιμου διοξειδίου του άνθρακα (S- CO_2) χρησιμοποιούν CO_2 που βρίσκεται σε υπερκρίσιμη κατάσταση, σε θερμοκρασία και πίεση πάνω από το κρίσιμο σημείο του, όπου οι φάσεις υγρού και αερίου δεν είναι ευδιάκριτες. Αυτό σημαίνει ότι μπορεί να υιοθετήσει ιδιότητες μεταξύ αερίου και υγρού. Το CO_2 έχει σχετικά χαμηλή πίεση 7,4 Μπα και κρίσιμη θερμοκρασία 31°C κάτι που οδηγεί εύκολα στο κρίσιμο σημείο. Στο κρίσιμο σημείο το CO_2 γίνεται ασυμπίεστο, ως εκ τούτου η εργασία συμπίεσης μειώνεται σημαντικά οδηγώντας σε υψηλή απόδοση του κύκλου. Η υψηλή πυκνότητα και η ογκομετρική θερμική ικανότητα το καθιστούν πυκνό σε ενέργεια μειώνοντας το απαιτούμενο μέγεθος των περισσότερων εξαρτημάτων και πιθανός χαμηλότερο κόστος κεφαλαίου. Επίσης το CO_2 είναι μη εύφλεκτο, μη τοξικό και σχετικά φθινό. Επιπρόσθετα, κατέχει σχετικά καλή θερμική σταθερότητα και αδράνεια, τέλος σημαντικό είναι ότι έχει χαμηλό ρυθμό διαρροής. (Olumayegun, Wang & Kelsal, 2015)

Το υδρογόνο (H_2) είναι το ελαφρύτερο χημικό στοιχείο, μη τοξικό και πολύ εύφλεκτο, με την υψηλότερη σχετική θερμότητα και θερμοχωρητικότητα. Μέχρι στιγμής έχει εφαρμοστεί στο σύστημα προώθησης πυραύλων και σε άλλες εφαρμογές ως καύσιμο. Η χρήση του υδρογόνου εξ ολοκλήρου ως εργαζόμενο μέσο σε αεροστροβίλους για την παραγωγή ενέργειας είναι ακόμα σε πολύ πρώιμο στάδιο, μόλις τώρα σχεδιάζονται κάποιες μικρές μονάδες, για αυτό χρήζει περαιτέρω διερεύνησης.

1.2 Περιγραφή προβλήματος

Στις μέρες μας, οι άνθρωποι σε όλο τον κόσμο αντιμετωπίζουν την τεράστια αύξηση της ζήτησης ενέργειας που απαιτείται από τις βιομηχανίες και τις μεταφορές. Έχουν υπάρξει τεράστιες βελτιώσεις σχετικά με την ισχύ και την αποδοτικότητα ενός σταθμού παραγωγής ενέργειας. Ωστόσο, την ίδια στιγμή, η αντίληψη για την ενέργεια έχει αλλάξει μεταξύ του κοινού. Ειδικά, οι ανησυχίες για τα περιβαλλοντικά ζητήματα έχουν αυξηθεί δραστικά. Κατά συνέπεια, οι πηγές ενέργειας έχουν διαφοροποιηθεί από συμβατικά ορυκτά καύσιμα σε άλλες πηγές ενέργειας όπως ανανεώσιμες πηγές ενέργειας, προηγμένα ορυκτά καύσιμα και πυρηνική ενέργεια. Επιπλέον, η γνώση από τους παραδοσιακούς σταθμούς παραγωγής ενέργειας μπορεί να εφαρμόζεται εκτενώς.

Ωστόσο, πρόσφατα έχει κεντρίσει το ενδιαφέρον η κίνηση για ανάπτυξη πιο αποτελεσματικού κύκλου μετατροπή ισχύος. Σε αντίθεση με τον κύκλο ατμού Rankine, ο κύκλος Brayton μπορεί να χρησιμοποιήσει υψηλότερες θερμοκρασίες, πιο αποδοτικές και να οδηγήσουν σε καλύτερη απόδοση και συμπαγή διάταξη συστήματος. Πολλά υποσχόμενη θεωρείται και ερευνάτε τα τελευταία χρόνια η εφαρμογή του κύκλου Brayton για παραγωγή ενέργειας με υπερκρίσιμο διοξείδιο του άνθρακα (S-CO₂). Ένα από τα οφέλη του είναι η μειωμένη εργασία συμπίεσης κοντά στο κρίσιμο σημείο. Αυτή η μειωμένη εργασία συμπίεσης κάνει τον κύκλο να λειτουργεί με συμπίεση τύπου αντλίας στην υπερκρίσιμη κατάσταση. Αυτό οδηγεί στην ανάγκη μελέτης και άλλων ρευστών, για την διερεύνηση με περισσότερη λεπτομέρεια τα θεμελιώδη τους χαρακτηριστικά. Αποτελεί και ένα από τους κύριους σκοπούς της παρούσας εργασίας καθώς παρατηρείται έλλειψη στην βιβλιογραφία και δεν έχει μελετηθεί επαρκώς κάποιο άλλο ρευστό για τα αεροδυναμικά του χαρακτηριστικά. (Jeong, Cho & Lee, 2018).

1.3 Σκοπός της διπλωματικής εργασίας

Διαχρονικά έχουν γίνει εκτενείς έρευνες, με αντικείμενο την μελέτη αεροτομών και ακροφυσίων, για την αεροδυναμική τους συμπεριφορά, έχοντας υπό μελέτη ρευστό τον ατμοσφαιρικό αέρα για άμεση χρήση τους σε στροβιλομηχανές . Αυτό που λείπει από την υπάρχουσα βιβλιογραφία και χρήζει περαιτέρω διερεύνησης είναι η μελέτη των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών με χρήση εναλλακτικών ρευστών όπως ενδεικτικά είναι το He, το H₂, ο ατμός (H₂O) και το CO₂, αποτελώντας κυρίαρχο στόχο της παρούσας μελέτης. Η εξέταση των παραπάνω αερίων γίνεται καθώς μερικά από αυτά όπως το CO₂ αποτελούν υποσχόμενα ρευστά, ώστε από τα αποτελέσματα που θα προκύψουν, να παρουσιαστούν αεροδυναμικές δυνατότητες και περιορισμοί που εμφανίζονται και να υπάρχουν μελλοντικά τα απαραίτητα δεδομένα, που αφορούν κυρίως σε εφαρμογές παραγωγής και μετατροπής ενέργειας σε στροβίλους. Αυτές οι εφαρμογές δύναται να αφορούν είτε τη βελτίωση των υπάρχοντων αεροστροβίλων που έχουν κατασκευαστεί να χρησιμοποιούν αέρα, είτε τη δημιουργία νέων βασισμένων στις απαιτήσεις του κάθε ρευστού.

Η έγκυρη καταγραφή των συνεπειών της χρήσης διαφορετικών ρευστών, και του τρόπου επίδρασής τους στην αεροδυναμική συμπεριφορά των αεροτομών, όπως επίσης και στην ανάπτυξη της ροής στη χαρακτηριστική γεωμετρία του συγκλίνον αποκλίνον ακροφυσίου, αποτελούν βασικό σκοπό της εργασίας. Τα παραπάνω υλοποιούνται με αναλυτική μέθοδο υπολογιστικής ρευστοδυναμικής ανάλυσης (CFD), αφού επιτευχθεί ένα μοντέλο που προσομοιώνει ρεαλιστικά την NACA 0012 και το ακροφύσιο τύπου Laval που μελετώνται. Γίνεται λοιπόν, η αξιολόγηση του μοντέλου και η σύγκριση με υπάρχοντα πειραματικά δεδομένα για την εγκυρότητα των αποτελεσμάτων, καθώς και η εξέταση των ρευστών, οι δυνατότητές και οι προοπτικές τους αεροδυναμικά, χρήζοντας περαιτέρω έρευνας.

1.4 Δομή της διπλωματικής

Η δομή που ακολουθεί η παρούσα διπλωματική εργασία είναι η εξής:

- Στο Κεφάλαιο 2 γίνεται η παρουσίαση της βασικής αεροδυναμικής των αεροτομών καθώς και των δυνάμεων που αναπτύσσονται στα τοιχώματα της. Επιπρόσθετα, πραγματοποιείται μια εισαγωγή στα χαρακτηριστικά των ροών όπως επίσης ορίζονται τα είδη των ροών και το οριακό στρώμα. Γίνεται αναφορά στην παράμετρο του Reynolds. Περιγραφή του κύκλου Brayton και της μεθόδου ομοιότητας. Τέλος, γίνεται η περιγραφή της λειτουργίας του συγκλίνον- αποκλίνον ακροφυσίου.
- Στο Κεφάλαιο 3 πραγματοποιείται μία εκτενής παρουσίαση στους φυσικούς νόμους και τις εξισώσεις που περιγράφουν τα ρευστοδυναμικά φαινόμενα καθώς επίσης και τα μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιούν τα υπολογιστικά πακέτα.
- Στο Κεφάλαιο 4 περιγράφεται η μεθοδολογία που έχει ακολουθηθεί για το στήσιμο του μοντέλου για να επιτευχθούν οι αναλύσεις στην παρούσα μελέτη.
- Στο Κεφάλαιο 5 αφού αρχικά εξετάστηκε η εγκυρότητα του μοντέλου και του πλέγματος, σε σύγκριση με πειραματικά αποτελέσματα, ακολούθως γίνεται η παρουσίαση οπτικά και γραφικά των αποτελεσμάτων των αεροτομών και του ακροφυσίου αντίστοιχα.
- Στο Κεφάλαιο 6 παρουσιάζονται συγκεντρωτικά τα βασικά συμπεράσματα της έρευνας και προτείνονται τα επόμενα βήματα για την επέκταση μελλοντικά της μελέτης.

2. Βιβλιογραφική ανασκόπηση

Το κεφάλαιο αυτό πραγματεύεται την συνοπτική παρουσίαση των βασικών αεροδυναμικών εννοιών οι οποίες σχετίζονται με τη λειτουργία των πτερυγίων

καθώς και της λειτουργίας του κύκλου Brayton και του ακροφυσίου. Αρχικά, γίνεται μια σύντομη αναφορά στις δυνάμεις οι οποίες αναπτύσσονται στις αεροτομές καθώς και στη χρήση αδιάστατων μεγεθών για την διευκόλυνση και συστηματοποίηση της μελέτης τους. Επιπρόσθετα, περιγράφονται τα είδη των ροών, καθώς και το φαινόμενο της δημιουργίας και ανάπτυξης του οριακού στρώματος στην επιφάνεια των πτερυγίων και η κατανομή της πίεσης γύρω από αυτό. Η περιγραφή του κύκλου Brayton για sCO_2 , οι μέθοδος ομοιότητας και τέλος η περιγραφή της λειτουργίας των ακροφυσίων συμπληρώνουν τις βασικές γνώσεις περιγραφής του προβλήματος.

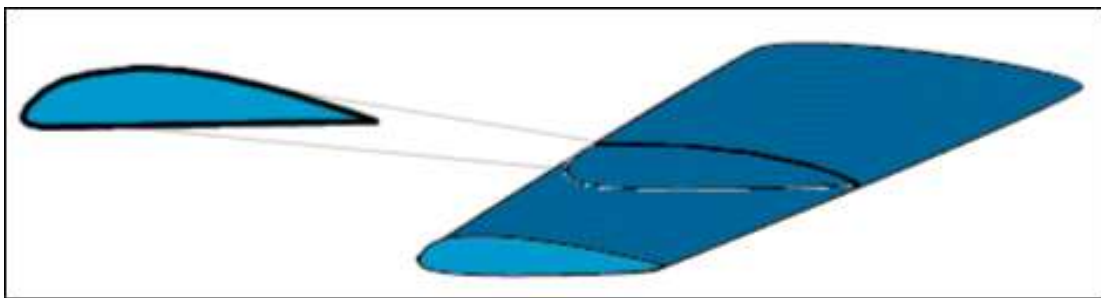
Σημειώνεται πως οι βασικές εξισώσεις της αεροδυναμικής που χρησιμοποιήθηκαν στις υπολογιστικές αναλύσεις θα παρουσιαστούν αναλυτικά στο επόμενο κεφάλαιο.

2.1 Αεροτομές

Ως αεροτομή ορίζεται ένα αεροδυναμικά δισδιάστατο σώμα, κύριος στόχος του οποίου είναι η ρευστοδυναμική αλληλεπίδρασή του με το περιβάλλον ρευστό, προκειμένου να επιτευχθεί μια ανυψωτική συνήθως δύναμη που δρα σε ορθή γωνία προς το ρεύμα του παρεχόμενου ρευστού και μία δύναμη έλξης που δρα στην ίδια κατεύθυνση με το ρεύμα του ρευστού. Οι αεροτομές συναντώνται σε πληθώρα εφαρμογών που αντιμετωπίζουμε στην καθημερινή μας ζωή σε διάφορα μεγέθη διατομών και σχήματα. 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. αποτελούν μερικά απλά παραδείγματα της εξέχουσας χρησιμότητας των αεροτομών στην σύγχρονη ζωή. (Abdessemed, C., Yao, Y., Bouferrouk, A. & Narayan, P., 2018)

2.1.1 Βασικά χαρακτηριστικά αεροτομών

Το ότι υπάρχει ένα μεγάλο εύρος εφαρμογών των αεροτομών, δημιουργεί την ανάγκη λεπτομερής μελέτης που απαιτείται για το σωστό σχεδιασμό των πτερυγίων ανάλογα με τη χρήση τους, προκειμένου να επιτευχθεί η μέγιστη δυνατή μετατροπή ενέργειας. Εάν τοποθετήσουμε ένα πτερύγιο σε οριζόντια θέση και πραγματοποιήσουμε τομή αυτής στο διαμήκη άξονα, το γεωμετρικό σχήμα που θα προκύψει είναι μία αεροτομή (airfoil section) όπως φαίνεται στο *σχήμα 2.1* παρακάτω.



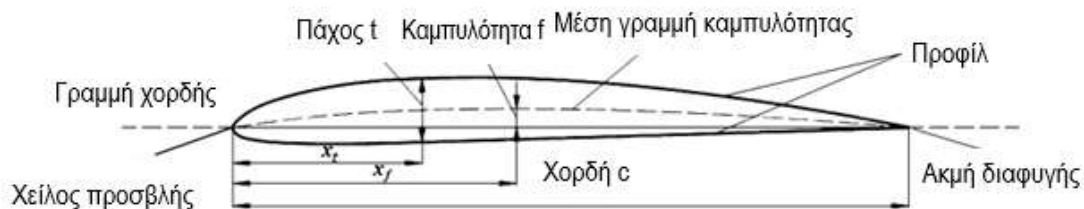
Σχήμα 2.1 Γεωμετρία αεροτομής από πτερύγιο

Τα στοιχεία που χαρακτηρίζουν μία επιφάνεια όπως άνωση και αντίσταση καθορίζονται από τη γεωμετρία των αεροτομών που συνθέτουν το πτερύγιο. Οι γεωμετρικοί λοιπόν, παράμετροι μεταβάλουν καθοριστικά τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής και συνεπώς του πτερυγίου.

Στο *σχήμα 2.2* φαίνονται σχηματικά τα βασικά χαρακτηριστικά μιας αεροτομής τα οποία είναι τα εξής:

- Εμβαδό της αεροτομής (Area A): Είναι το εμβαδόν της κάτοψης της πτέρυγας.
- 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 c): Ονομάζεται το ευθύγραμμο τμήμα που ενώνει 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



Σχήμα 2.2 Χαρακτηριστικά στοιχεία αεροτομής. Πηγή: (Πολυζάκης, 2019)

2.1.2 Δυνάμεις που αναπτύσσονται σε αεροτομές

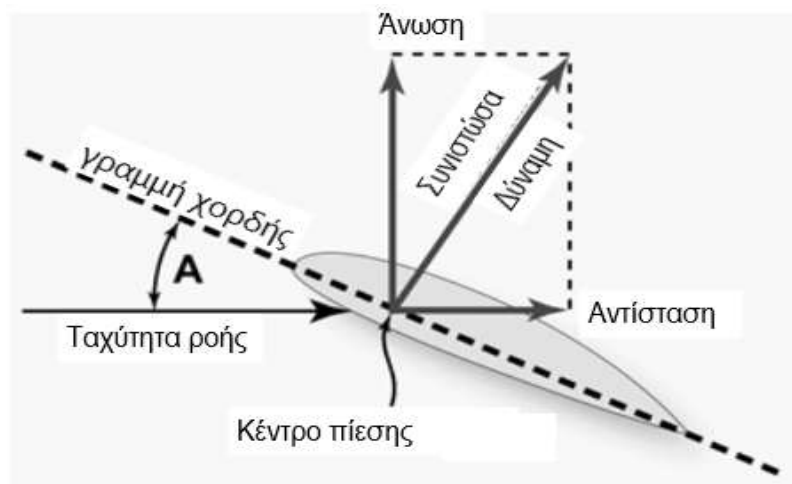
Καθώς το κινούμενο ρευστό ρέει γύρω από το πτερύγιο, εξαναγκάζεται να μεταβάλει την πορεία του, γεγονός το οποίο συνοδεύεται με αλλαγές της ταχύτητας του. Με βάση την εξίσωση Bernoulli (σ.2.1.2.1), προκύπτει πως η πίεση του ρευστού γύρω από το πτερύγιο διαφέρει σε σχέση με την πίεση της ελεύθερης ροής. Σε συνδυασμό με το ιξώδες του ρευστού, παρατηρείται η εμφάνιση δυνάμεων τριβής οι οποίες αντιτίθενται στην ροή. Συνεπώς, προκύπτει στην επιφάνεια του πτερυγίου μια αεροδυναμική δύναμη και ροπή (Cengel & Boles, 2016). Υπενθυμίζεται πως η εξίσωση Bernoulli ορίζεται ως εξής:

$$\frac{p}{\gamma} + z + \frac{u^2}{2g} = const \quad \sigma.2.1.2.1$$

όπου:

- p είναι η πίεση του ρευστού [Pa].
- u ορίζεται η ταχύτητα του ρευστού [m^2/s].
- z η υψομετρική διαφορά από το επίπεδο αναφοράς [m]
- γ το ειδικό βάρος του υγρού

Στο *σχήμα 2.3* παρουσιάζεται μια τυπική αεροτομή στην οποία ασκείται μια αεροδυναμική δύναμη και ροπή λόγω των φαινομένων τα οποία περιγράφηκαν ενδελεχώς προηγουμένως.



Σχήμα 2.3 Δυνάμεις που αναπτύσσονται στην αεροτομή. Πηγή: (Gandhi, Pallavi & Komaleswarao, 2018).

Η προαναφερθείσα αεροδυναμική δύναμη για ευκολία διακρίνεται σε τρεις διαφορετικές συνιστώσες (μια για την κάθε διεύθυνση):

- Η δύναμη άωσης ή άντωσης (lift force), η οποία είναι κάθετη στην ροή με διεύθυνση προς τα επάνω. Συμβολίζεται με το γράμμα L , και αντισταθμίζει το βάρος επιτρέποντας την πτήση των αεροσκαφών, ενώ σε στροβιλομηχανές και ανεμογεννήτριες δημιουργεί ροπή που συνδέεται με την παραγωγή ή πρόσδοση μηχανικού έργου.
- Η δύναμη αντίστασης (drag force) ή δύναμη οπισθέλκουσας, η οποία αντιτίθεται στην φορά κίνησης του ρευστού. Είναι παράλληλη με το επίπεδο αναφοράς και συμβολίζεται με το γράμμα D .

- Η πλευρική δύναμη (cross wind force) η οποία είναι κάθετη στην διεύθυνση του επιπέδου το οποίο ορίζεται από τις δυνάμεις της άνωσης και της αντίστασης.

Το μέγεθος των δυνάμεων αυτών εξαρτάται από ένα πλήθος παραγόντων όπως το σχήμα του αντικειμένου, τη σχετική ταχύτητα σώματος-ρευστού από την πυκνότητα και το ιξώδες του ρευστού, καθώς και την συμπιεστότητα (ή μη) της ροής οι οποίες ορίζονται αναλυτικά στη συνέχεια.

Στην παρούσα εργασία προκειμένου να διευκολυνθεί η μελέτη των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών των αεροτομών, και να επιτευχθεί μια εύκολη σύγκριση των διαφόρων αποτελεσμάτων, γίνεται χρήση δύο αδιάστατων συντελεστών οι οποίοι αντιστοιχούν στις κύριες συνιστώσες της αεροδυναμικής δύναμης. Συγκεκριμένα ορίζεται ο συντελεστής δυναμικής άνωσης ή άντωση, που συμβολίζεται με C_L (σ.2.1.2.2) και ο συντελεστής αντίστασης ή οπισθέλκουσας, ο οποίος συμβολίζεται ως C_D (σ.2.1.2.3) (Gandhi, Pallavi & Komaleswarao, 2018). Οι δύο αυτοί συντελεστές ορίζονται ως εξής:

$$C_L = \frac{L}{0.5 \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A} \quad \sigma.2.1.2.2$$

και

$$C_D = \frac{D}{0.5 \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A} \quad \sigma.2.1.2.3$$

όπου:

- L η συνιστώσα της δύναμης άνωσης [N].
- D η συνιστώσα της δύναμης αντίστασης [N].
- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³]
- U η σχετική ταχύτητα μεταξύ πτερυγίου και ρευστού [m²/s]

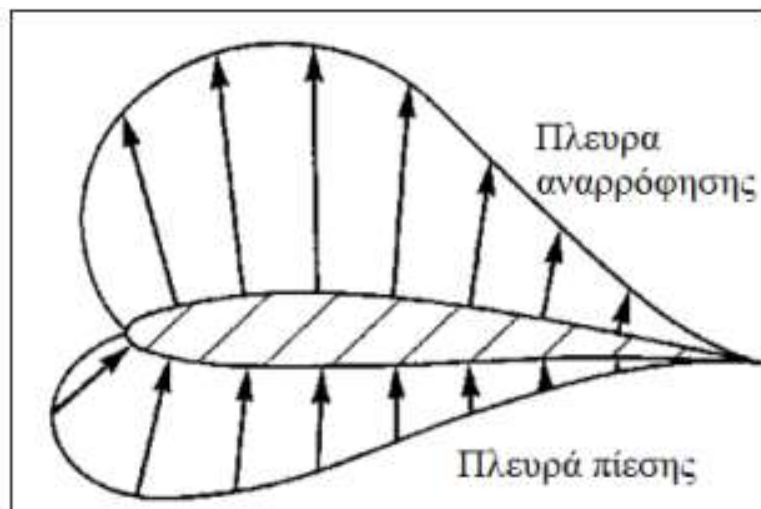
- ο Α η επιφάνεια του πτερυγίου [m²]

2.1.3 Κατανομή πίεσης και αεροδυναμική αντίσταση

Γενικότερα, η κατανομή πίεσης γύρω από την αεροτομή δεν είναι ομοιόμορφη όπως άλλωστε δεν είναι και η κατανομή της ταχύτητας του ρευστού. Για τη διευκόλυνση της μελέτης της κατανομής της πίεσης έχει οριστεί ένας επιπλέον αδιάστατος συντελεστής, γνωστός ως C_p (σ.2.1.3.1). Επί της ουσίας, ο συγκεκριμένος παράγοντας συγκρίνει την υφιστάμενη πίεση σε ένα σημείο στην επιφάνεια του πτερυγίου σχετικά με μια απομακρυσμένη πίεση αναφοράς P_o . Ο συντελεστής C_p ορίζεται ως εξής:

$$C_p = \frac{P_o - P}{0.5 \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A} \quad \sigma.2.1.3.1$$

Στο *σχήμα 2.4* παρουσιάζεται ένα τυπικό διάγραμμα της κατανομής πίεσης γύρω από μια αεροτομή. Γίνεται εύκολα αντιληπτό, πως μεταξύ των δύο πλευρών του αντικειμένου, δηλαδή της πλευράς πίεσης (εκατέρωθεν) και της πλευράς αναρρόφησης (άνωθεν), υφίσταται μια διαφορά στην τιμή της πίεσης (με βάση το μήκος των βελών). Η παραγόμενη άνοση οφείλεται σε αυτήν την απόκλιση των πιέσεων.



Σχήμα 2.4 Σχεδιάγραμμα κατανομής πίεσης γύρω από αεροτομή. Πηγή: (Anderson, 2017)

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, η αεροδυναμική αντίσταση χαρακτηρίζει την δύναμη η οποία αντιτίθεται στην σχετική κίνηση ρευστού-αεροτομής. Η συγκεκριμένη συνιστώσα μπορεί να αναλυθεί περαιτέρω σε δύο επιπλέον συνιστώσες: την αντίσταση πίεσης (pressure drag) και την αντίσταση λόγω επιφανειακής τραχύτητας (skin friction drag). Η δεύτερη από αυτές οφείλεται στην ανάπτυξη διατμητικών τάσεων στην επιφάνεια του σώματος. Η πρώτη δρα κάθετα στην επιφάνεια της αεροτομής και μπορεί να διακριθεί περαιτέρω σε: αντίσταση κύματος (wave drag) η οποία οφείλεται στη δημιουργία κρουστικών κυμάτων και την αντίσταση δίνης. Η αντίσταση κύματος εμφανίζεται σε περιπτώσεις ροής υψηλών ταχυτήτων όπου εμφανίζονται φαινόμενα επίδρασης της συμπιεστότητας του εργαζόμενου μέσου.

Γενικότερα, κατά την πραγματοποίηση υπολογιστικών αναλύσεων, ο ακριβής υπολογισμός της αντίστασης ενός πτερυγίου σε ένα ρευστό αποτελεί μια πιο περίπλοκη διαδικασία από τον υπολογισμό της δύναμης άωσης γιατί η ακριβής περιγραφή των δυνάμεων τριβής σχετίζεται με την ακριβή ποσοτικοποίηση πολύπλοκων φυσικών φαινομένων όπως η ανάπτυξη οριακών στρωμάτων, η τύρβη, η μετάβαση από στρωτή σε τυρβώδη ροή, η επίδραση της τραχύτητας της επιφάνειας κλπ. Στην συνέχεια της παρούσας εργασίας, κατά την σύγκριση των αποτελεσμάτων που προέκυψαν από την πραγματοποίηση ρευστομηχανικών αναλύσεων με τα διαθέσιμα βιβλιογραφικά και πειραματικά δεδομένα, θα γίνει αντιληπτό πως στην περίπτωση της δύναμης της αντίστασης παρουσιάζει μεγαλύτερη απόκλιση από αυτή της δύναμης άωσης.

2.2 Χαρακτηριστικά της ροής-οριακό στρώμα

Με τον όρο ροή στην ρευστομηχανική ορίζεται η κίνηση των μορίων του ρευστού από ένα αρχικό σημείο προς ένα τελικό με το πέρασ του χρόνου. Κατά τη σχετική κίνηση του αεροδυναμικού σώματος και του ρευστού τα μόρια του ρευστού τα οποία βρίσκονται σε επαφή με την επιφάνεια του αντικειμένου ακινητοποιούνται τοπικά (συνθήκη μη ολίσθησης) δημιουργώντας ένα στρώμα. Επιπρόσθετα, τα μόρια τα οποία έρχονται σε επαφή με τα ακινητοποιημένα μόρια επιβραδύνονται. Αυτή η συμπεριφορά συνεχίζεται (σε στρώματα) έως ότου η επίδραση των εκατέρωθεν στρωμάτων είναι αμελητέα σε αυτά που ακολουθούν. Κατά τον τρόπο αυτό δημιουργείται μια πολύ λεπτή ζώνη ρευστού στην επιφάνεια του σώματος, γνωστή ως οριακό στρώμα, όπου σημειώνεται η μεταβολή της ταχύτητας του ρευστού από μηδέν σε αυτή της ελεύθερης ροής.

Η ύπαρξη του οριακού στρώματος, και η ενδελεχής μελέτη του, παρουσιάζει σημαντικό ερευνητικό και πρακτικό ενδιαφέρον σε ένα μεγάλο εύρος της μηχανικής ρευστών, όπως στα φαινόμενα μεταφοράς θερμότητας, στην απώλεια στήριξης πτερυγίων και στον υπολογισμό της αντίστασης διαφόρων σωμάτων (Sanchez, 2014).

2.2.1 Είδη Ροής

- **Ιδανική /Πραγματική Ροή**

Χαρακτηρίζεται ιδανική η ροή στην οποία δεν ασκούνται τριβές μεταξύ των τοιχωμάτων και των μορίων της , στα ρευστά που αναπτύσσεται δεν έχουν ιξώδες και ονομάζονται ιδανικά.

Από την άλλη, πραγματική καλείται η ροή που αναπτύσσονται τριβές καθώς και διατμητικές τάσεις μεταξύ των τοιχωμάτων και των μορίων της, είναι αυτά που βρίσκονται στη φύση και έχουν ιξώδες.

- **Συμπιεστή/ Ασυμπίεστη Ροή**

Η ροή μπορεί να χαρακτηριστεί ως συμπιεστή ή ασυμπίεστη ανάλογα με την τιμή του αριθμού Mach που υπολογίζεται ως εξής:

$$M = \frac{V}{a} \quad \sigma.2.2.1.1$$

όπου :

- V είναι η σχετική ταχύτητα του ρευστού μέσου
- a είναι η ταχύτητα του ήχου ανάλογα το ρευστό μέσο

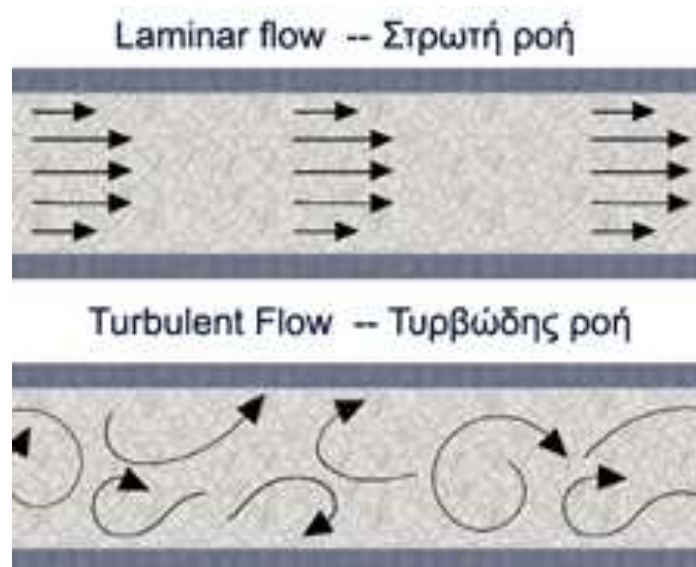
Αξίζει να σημειωθεί, πως η ταχύτητα του ήχου είναι μία ιδιότητα που μεταβάλλεται από σημείο σε σημείο και όταν παρατηρούνται διαφορές στην ταχύτητα του σώματος και του ρευστού, η ροή γύρω από το σώμα επηρεάζεται από τη συμπιεστότητα του ρευστού. Αυτό οδηγεί, ότι θα πρέπει να λαμβάνονται υπόψη στην ανάλυση τόσο οι αδρανειακές όσο και οι ελαστικές δυνάμεις. Ο λόγος αδρανειακή προς ελαστική δύναμη είναι ο προαναφερθείσα αριθμός Mach.

Ασυμπίεστη λοιπόν, χαρακτηρίζεται η ροή όταν η πυκνότητα ρ παραμένει σταθερή και ο αριθμός Mach όταν αναφερόμαστε στον ατμοσφαιρικό αέρα είναι μικρότερος του 0,4.

Συμπιεστή αναφερόμαστε στην ροή κατά την οποία η τιμή της πυκνότητας είναι μεταβαλλόμενη και στον αέρα πρακτικά θεωρείται για τιμές μεγαλύτερες του 0,4.

2.2.2 Στρωτή και Τυρβώδης ροή

Η ροή διακρίνεται σε στρωτή και τυρβώδης ανάλογα με την πορεία των ροικών γραμμών και συναντώνται και στην συμπιεστή και στην ασυμπιέστη ροή. Στρωτή αναπτύσσεται όταν το ρευστό ρέει σε παράλληλες προς τα τοιχώματα του μέσου γραμμές. Στην κατάσταση τυρβώδους ή στροβιλώδους ροής, οι γραμμές έχουν την μορφή ακανόνιστων καμπυλών που τέμνονται συνεχώς μεταξύ τους δίνοντας την εικόνα στροβιλισμών όπως φαίνονται χαρακτηριστικά στο *σχήμα 2.5*.



Σχήμα 2.5 Απεικόνιση της στρωτής και τυρβώδους ροής.
Πηγή: (Schuetz, 2019)

2.2.3 Αριθμός Reynolds

Μία ακόμη πολύ σημαντική παράμετρος που καθορίζει σε μεγάλο βαθμό τη ροή είναι ο αριθμός Reynolds που ορίζεται ως εξής:

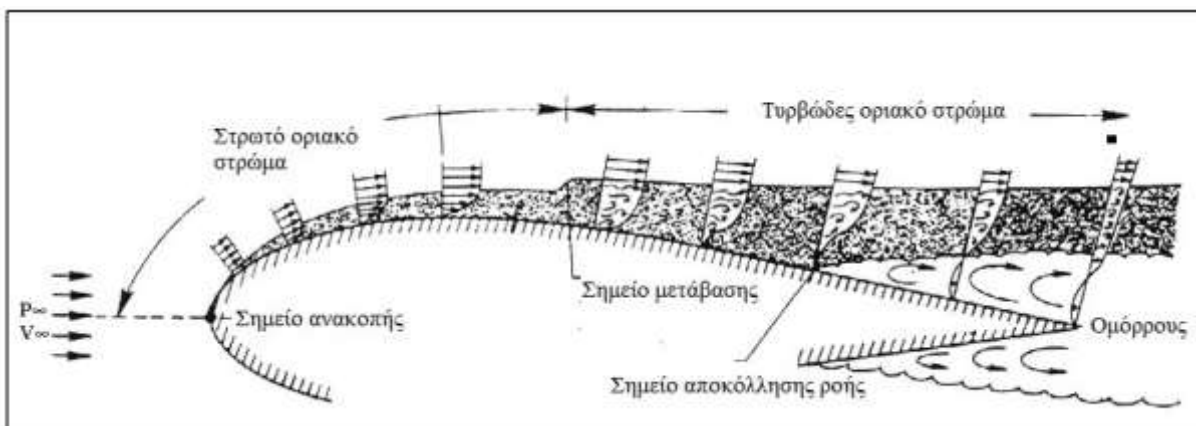
$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} = \frac{V \cdot L}{\nu} \quad \sigma.2.2.3.1$$

όπου :

- ρ είναι η πυκνότητα του ρευστού
- L είναι το μήκος του σώματος

- V η ταχύτητα της ροής
- μ το δυναμικό ιξώδες
- ν το κινηματικό ιξώδες

Από φυσικής πλευράς, ο αριθμός Reynolds εκφράζει ένα μέτρο μεταξύ των αδρανειακών δυνάμεων και των δυνάμεων συνεκτικότητας. Αυτό πρακτικά σημαίνει, ότι μεγάλος αριθμός Re οδηγεί σε πολύ ισχυρότερες δυνάμεις αδράνειας έναντι των δυνάμεων συνεκτικότητας και αυτές με τη σειρά τους δεν μπορούν να συγκρατήσουν το ρευστό σε στρωτή ροή. Άρα, όταν ο αριθμός Re είναι μεγάλος, δηλαδή όταν οι μεγάλες αδρανειακές δυνάμεις καθορίζουν τη ροή, τότε η ροή γίνεται τυρβώδης. Οι προσομοιώσεις και τα πειράματα σε υψηλούς Re παρουσιάζουν δυσκολίες και σχετικά μεγάλο κόστος, γι' αυτό και χρησιμοποιούνται ευρέως υπολογιστικοί αλγόριθμοι των τυρβωδών ροών με μεγάλη προσεγγιστική ακρίβεια. (Schuetz, 2019)

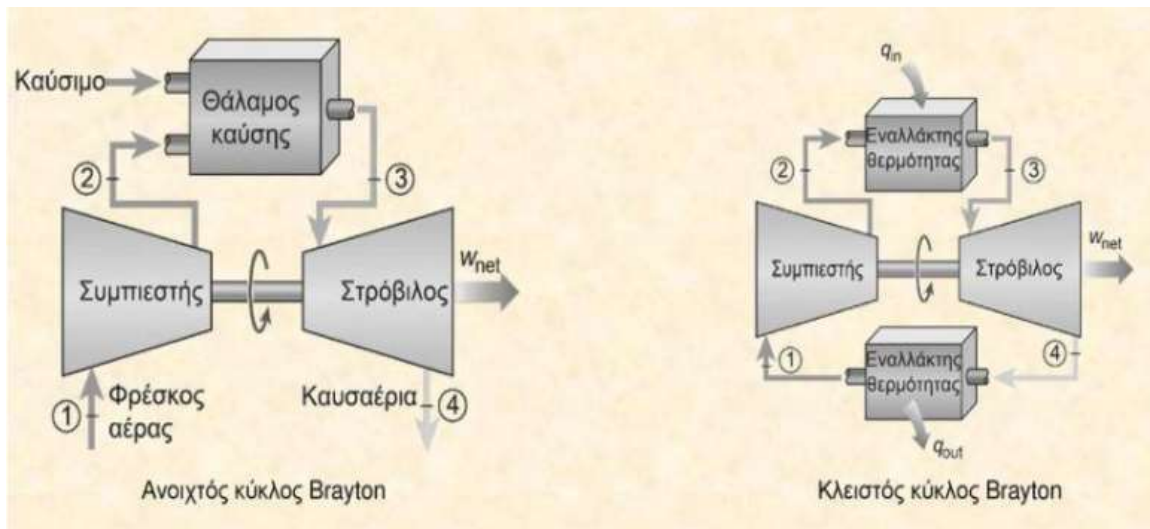


Σχήμα 2.6 Στάδια ανάπτυξης οριακού στρώματος με το περύγιο Πηγή: (Abbott, I. & Doehhoff, A., 1959)

2.3 Λειτουργία απλού κύκλου Brayton (sCO₂)

Σε αυτό το σημείο, σημαντικό είναι να γίνει η παρουσίαση του βασικού κύκλου Brayton. Στο *σχήμα 2,7* παρουσιάζονται τα διαγράμματα απλού κύκλου Brayton ανοιχτού και κλειστού βρόχου. Στο κλειστό βρόχο το ρευστό εργασίας θερμαίνεται έμμεσα από μια πηγή θερμότητας μέσω ενός εναλλάκτη θερμότητας (θερμαντήρας), παρόμοιος με τον τρόπο που ο ατμός θα θερμαινόταν σε έναν συμβατικό λέβητα. Η ενέργεια εξάγεται από το CO₂ ή οποιοδήποτε άλλο εργαζόμενο μέσο, καθώς εκτονώνεται στο στρόβιλο. Έπειτα το αέριο που εξάγεται από τον στρόβιλο και ψύχεται σε ένα εναλλάκτη θερμότητας (ψύκτη) στην θερμοκρασία εισόδου συμπιεστή. Μετά τη συμπίεση στην απαιτούμενη πίεση, το CO₂ αποστέλλεται πίσω στο θερμαντήρα για να ολοκληρωθεί ο κύκλος.

Η απόδοση κύκλου είναι συνάρτηση του λόγου της πίεσης εισόδου και εξόδου στο στρόβιλο και της θερμοκρασίας εισόδου στρόβιλου. Η απόδοση ενός κλειστού κύκλου CO₂ εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από την αποτελεσματικότητα του CO₂. Ο κλειστός κύκλος εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από την ελάχιστη πίεση στον κύκλο. Η χρήση του sCO₂ στους στρόβιλους παραγωγής ενέργειας υπήρξε ενεργός τομέας έρευνας για αρκετά χρόνια, όμως αφορούσε κυρίως εφαρμογές για πυρηνική ενέργεια. Πλέον ο κύκλος ισχύος του sCO₂ εξετάζεται για ηλιακά, προηγμένα ορυκτά και άλλες πηγές ενέργειας, φιλικές προς το περιβάλλον, αν και πολλά έργα βρίσκονται σε εξέλιξη για την ανάπτυξη συστημάτων ισχύος με sCO₂, με χρήση ορυκτών καυσίμων.



Σχήμα 2.7 Απλός κύκλος Brayton ανοιχτού και κλειστού τύπου

Άλλοι τρόποι λειτουργίας του κύκλου Brayton που μπορεί να συναντήσει κανείς με έμμεση πυροδότηση είναι ο κλειστός κύκλος Brayton με αναγέννηση στον οποίο ενσωματώνει ανάκτηση θερμότητας μέσω του αναγεννητή. Αυτός τοποθετείται μεταξύ της εξόδου του στροβίλου και της εξόδου του συμπιεστή. Ένας άλλος τύπος έμμεσης πυροδότησης είναι ο κλειστός κύκλος Brayton αναγέννησης και επανασυμπίεσης ο οποίος διαφέρει από τον προηγούμενο στο ότι η ροή του CO₂ χαμηλής πίεσης που εξέρχεται από τον αναγεννητή χωρίζεται σε δύο μέρη. Το ένα μέρος της ψύχεται στον ψύκτη του CO₂ και το άλλο παρακάμπτει το ψύκτη του CO₂ και συμπιέζεται στον επανασυμπιεστή στη μέγιστη πίεση κύκλου. Επιπρόσθετα ένας βασικός κύκλος άμεσης καύσης, είναι ο ημι-κλειστός οξύ-καυσίμου Brayton όπου ο θερμαντήρας του CO₂ αντικαθίσταται με έναν καυστήρα οξυγόνου υπό πίεση. Το καύσιμο καίγεται σε σχετικά καθαρό και σχεδόν στοιχειομετρικό οξυγόνο στον καυστήρα και το προκύπτον ρεύμα, το οποίο περιέχει κυρίως CO₂ και H₂O, χρησιμοποιείται για την κίνηση του στροβίλου. Οι παραλλαγές του βασικού κύκλου Brayton οδηγούν σε μεγαλύτερη απόδοση του κύκλου, αλλά και του κεφαλαίου επένδυσης όπως και του απαιτούμενου χώρου για την κατασκευή του σταθμού.

2.3 Μέθοδος ομοιότητας

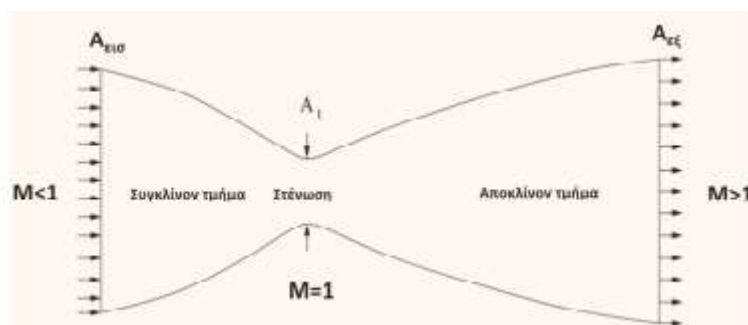
Το πως λειτουργούν οι στροβιλομηχανές προσομοιώνεται με βάση το πεδίο των χαρακτηριστικών του. Οι χάρτες των στροβίλων μπορούν να εκτιμηθούν με πειραματικές ή υπολογιστικές μεθόδους. Η μέθοδος ομοιότητας είναι αυτή που συνήθως χρησιμοποιείται. Παρόλα αυτά, λόγω της μεγάλης απόκλισης στις ιδιότητες μεταξύ των διαφορετικών μέσων, το κριτήριο ομοιότητας που προέρχονται από συμπίεστές με χρήση αέρα καθίσταται ανεφάρμοστο. Διαστατική ανάλυση και η μέθοδος διαφορικών εξισώσεων, είναι οι πιο εφαρμοσμένες μέθοδοι για τη μελέτη αυτού του προβλήματος.

Υπάρχουν δύο βήματα για τον μετασχηματισμό ομοιότητας μεταξύ στροβιλομηχανών με διαφορετικά μέσα εργασίας. Πρώτον, πρέπει να καθοριστεί ένα κριτήριο ομοιότητας και στη συνέχεια, απαιτούνται μέθοδοι μεταφοράς απόδοσης από τον αέρα στα εναλλακτικά εργαζόμενα μέσα. Οι στροβιλομηχανές επιτυγχάνουν κινηματική ομοιότητα όταν η ταχύτητα είναι ανάλογη μεταξύ τους στην ίδια θέση, που σημαίνει ότι τα τρίγωνα ταχύτητας είναι παρόμοια.

Η μετατροπή του χάρτη σε έναν ικανό να περιγράψει τη λειτουργία των στροβιλομηχανών που μελετώνται απαιτεί τροποποίηση στα μεγέθη της ανοιγμένης ταχύτητας περιστροφής, της ανοιγμένης παροχής μάζας, του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης καθώς και της διαφοράς ενθαλπίας. Η μέθοδος ομοιότητας είναι μεν μία αξιόπιστη μέθοδος προσδιορισμού των χαρτών ενός στροβίλου αλλά δημιουργεί και μία αβεβαιότητα στην ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης. Η μέθοδος ομοιότητας είναι λοιπόν μία σημαντική τεχνολογία για τη διάγνωση του πεδίου ροής και βελτίωσης του σχεδιασμού, με προβλήματα να στην εκτίμηση του χάρτη στα διάφορα ρευστά μέσα.

2.4 Αρχή λειτουργίας συγκλίνον-αποκλίνον ακροφυσίου (CD)

Σε ένα συγκλίνον-αποκλίνον ακροφύσιο τύπου Laval, αποτελείται από ένα πρώτο συγκλίνον τμήμα, στο οποίο ο αριθμός Mach της ροής εισέρχεται με τιμή $M < 1$, το ακροφύσιο συγκλίνοντας φτάνει στο σημείο της στένωσης όπου ο αριθμός Mach γίνεται $M=1$ και τέλος, από ένα αποκλίνον ακροφύσιο όπως φαίνεται ενδεικτικά στο *σχήμα 2.7*. Γεωμετρικός περιορισμό αποτελεί η αρχική επιφάνεια εισόδου να είναι τουλάχιστον μεγαλύτερη από την επιφάνεια στο σημείο της στένωσης. Επιπρόσθετα, για να είναι δυνατή η δημιουργία ροής στον αγωγό θα πρέπει η πίεση να είναι μικρότερη από αυτή στην είσοδο του ακροφυσίου. (Anderson, 2017)

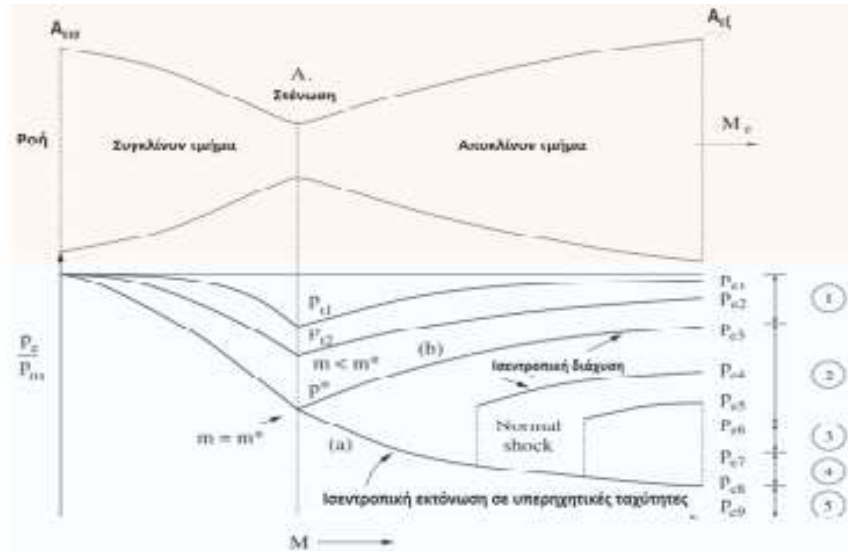


*Σχήμα 2.8 Σχηματική διάταξη ενός συγκλίνοντος- αποκλίνοντος ακροφυσίου.
Πηγή: (Anderson, 2017)*

Αν λοιπόν, ορισθεί η ταχύτητα εξόδου σε μία τιμή λίγο μικρότερη από αυτή της εισόδου όπως φαίνεται στο *σχήμα 2.8* για p_{e1} , δημιουργείται κίνηση ροής μέσα στο ακροφύσιο και χαμηλές υποηχητικές ταχύτητες. Επίσης παρατηρείται μέγιστος Mach στη στένωση (λαιμός), και η στατική πίεση μειώνεται στο συγκλίνον τμήμα με ελάχιστη στη στένωση.

Μεγαλύτερη μείωση στη πίεση εξόδου οδηγεί σε στραγγαλισμό της ροής στη στένωση όπου και δημιουργείται η μέγιστη παροχή μάζας. Από αυτή την πίεση εξόδου και μέχρι την p_{e8} στο *σχήμα* προκύπτει μία ισεντροπική λύση, όπου δημιουργείται ένα κάθετο κρουστικό κύμα στο αποκλίνον τμήμα του ακροφυσίου. Η περεταίρω μείωση της πίεσης στην έξοδο οδηγεί σε μεταφορά του κρουστικού κύματος προς την έξοδο

του ακροφυσίου, φτάνοντάς την με την p_{e6} που αποτελεί και τον αριθμό Mach σχεδιασμού. Αυτά τα τρία στάδια της ανάπτυξης της ροής που προκαλούνται από τις διαφορετικές συνθήκες πίεσης στην έξοδο, είναι και αυτά που θα διερευνηθούν παρακάτω.



Σχήμα 2.9 Κατανομή πίεσης σε ακροφύσιο με διαφορετικές συνθήκες λειτουργίας
 Πηγή: (Anderson, 2017)

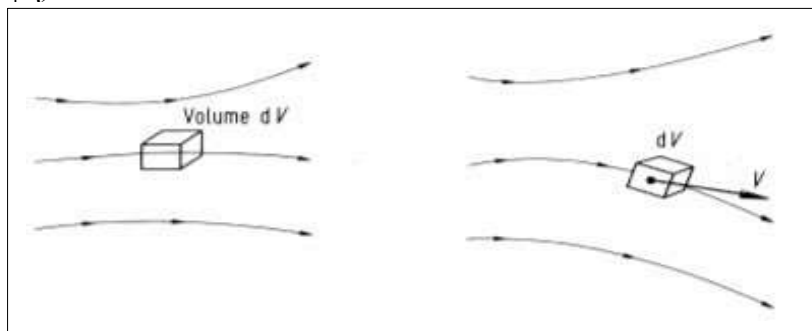
3. Υπολογιστική ρευστοδυναμική

Στην σύγχρονη ζωή πολλά προβλήματα της μηχανικής είναι δύσκολο και πολλές φορές αδύνατον να γίνουν πειράματα έτσι ώστε να επιτευχθεί το βέλτιστο επιθυμητό αποτέλεσμα. Με την ανάπτυξη όμως, της τεχνολογίας και κυρίως των δυνατοτήτων των ηλεκτρονικών υπολογιστών, δόθηκε η δυνατότητα προσομοίωσης της ροής με την εκμετάλλευση των θεμελιωδών εξισώσεων της ρευστοδυναμικής. Η υπολογιστική ρευστοδυναμική (Computational Fluid Dynamics εν συντομία CFD) επιτυγχάνει την επίλυση πολλών χιλιάδων μερικών διαφορικών εξισώσεων, εξοικονομώντας χρόνο και μειώνοντας σημαντικά τον κόστος για τον σχεδιασμό, τη βελτιστοποίηση και την κατασκευή ενός προϊόντος.

3.1 Βασικές εξισώσεις ρευστοδυναμικής

Η επιστήμη της μηχανικής των ρευστών μελετά την κίνηση των ροών οι οποίες χαρακτηρίζονται από ιδιαίτερη πολυπλοκότητα, υπάρχουν όμως εξισώσεις που διέπουν την κίνηση όλων των ρευστών, οι οποίες προέκυψαν με το πέρασμα των αιώνων. Οι εξισώσεις που περιγράφονται στη συνέχεια, προέρχονται από τους στοιχειώδεις νόμους της φυσικής και αποτελούν την ακρογωνιαία λίθο της μηχανικής των ρευστών. Αυτές οι τρεις εξισώσεις είναι:

- Η διατήρηση της μάζας (Η μάζα σε ένα κλειστό σύστημα διατηρείται αμετάβλητη)
- Ο 2^{ος} νόμος του Νεύτωνα (το σύνολο των εξωτερικών δυνάμεων ενός σώματος ισούται με την χρονική μεταβολή της ορμής του $F=ma$)
- Το 1^ο θερμοδυναμικό αξίωμα (η ενέργεια δεν μπορεί ούτε να καταστραφεί ούτε να παραχθεί, παρά μόνο να αλλάξει μορφή)



Σχήμα 3.1 Απειροστού μεγέθους σωματίδιο. Πηγή:(Προβατίδης,2016)

Σημειώνεται πως για την διατύπωση των παραπάνω μαθηματικών εκφράσεων θεωρείται στοιχείο ρευστού απειροελάχιστου μεγέθους και διαφορικού όγκου dV . Το συγκεκριμένο στοιχείο μπορεί είτε να είναι ακίνητο, και να μελετάται το σύνολο του ρευστού το οποίο το διαπερνά (προσέγγιση κατά Euler), είτε να κινείται (προσέγγιση

κατά Lagrange). Μέσω της εφαρμογής των παραπάνω φυσικών εννοιών στο συγκεκριμένο απειροελάχιστο σώμα, μπορούν να παραχθούν οι τρεις βασικές εξισώσεις της μηχανικής των ρευστών (σε διαφορική μορφή). Στο *σχήμα 3.1* παρουσιάζεται το στοιχείο ρευστού απειροστού όγκου το οποίο είναι απαραίτητο για την μαθηματική ανάλυση.

3.1.1 Εξίσωση συνέχειας (ή αρχή διατήρησης της μάζας)

Η εξίσωση συνέχειας ορίζεται ο ρυθμός της μάζας που εισέρχεται σε ένα σύστημα, πρέπει πάντα να ισούται με το άθροισμα του ρυθμού της μάζας που εξέρχεται από αυτό και της συγκέντρωσης της μάζας στο εσωτερικό του συστήματος. Η μαθηματική διατύπωσή του είναι η εξής:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot V) = 0 \quad \sigma.3.1.1.1$$

όπου:

- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³]
- V η ταχύτητα του ρευστού [m/s]
- t ο χρόνος [s]

Ο πρώτος όρος της παραπάνω εξίσωσης περιγράφει την συσσώρευση είτε την απώλεια της μάζας στο εσωτερικό του συστήματος, ενώ ο δεύτερος όρος αναφέρεται στην διαφορά της εισροής με την εκροή. Σε συστήματα που είναι ασυμπίεστα η σ.3.1.1.1 μετατρέπεται:

$$\nabla \cdot V = 0 \quad \sigma.3.1.1.2$$

3.1.2 Αρχή διατήρησης της ορμής

Η αρχή διατήρησης της ορμής ορίζει πως η μεταβολή της ορμής ενός απειροστά μικρού όγκου αποτελεί το άθροισμα των μεταβολών της πίεσης, των δυνάμεων ιξώδους του ρευστού καθώς και της βαρύτητας και άλλων εξωτερικών δυνάμεων. Ουσιαστικά αποτελεί την εφαρμογή του δεύτερου νόμου του Νεύτωνα στα ρευστά. Ο μαθηματικός τύπος του οποίου είναι:

$$\rho \cdot \frac{DV}{Dt} = -\nabla \cdot P + \rho \cdot g + \mu \cdot \nabla^2 V \quad \sigma.3.1.2.1$$

όπου:

- P η πίεση του ρευστού [Pa]
- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³]
- g η επιτάχυνση της βαρύτητας [m/s²]
- μ το δυναμικό ιξώδες του ρευστού [Pa s]

Οι παραπάνω διαφορικές εξισώσεις για συμπιεστά ρευστά είναι γνωστές ως Navier-Stokes, οι οποίες για καρτεσιανό σύστημα συντεταγμένων για κάθε διεύθυνση αναπτύσσεται ακολούθως:

x-ορμή

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \text{div}(\rho u u) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{ grad } u) + S_{Mx} \quad \sigma.3.1.2.2$$

y- ορμή

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \text{div}(\rho v u) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{ grad } v) + S_{My} \quad \sigma.3.1.2.3$$

z- ορμή

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \text{div}(\rho w u) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{ grad } w) + S_{Mz} \quad \sigma.3.1.2.4$$

όπου:

- u, v, w είναι οι συνιστώσες των ταχυτήτων
- μ δυναμικό ιξώδες
- S_{Mi} πηγή ορμής

Για ασυμπίεστες ροές γίνεται χρήση και της εξίσωσης συνέχειας καθώς υπάρχουν τέσσερις άγνωστοι με μόλις τρεις εξισώσεις, όπως αναλύθηκε προηγουμένως, για να είναι δυνατή η επίλυση του εκάστοτε προβλήματος.

3.1.3 Εξίσωση διατήρησης της ενέργειας

Η μαθηματική διατύπωση του πρώτου θερμοδυναμικού αξιώματος περιγράφεται από ως εξής:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \tau} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \mathbf{V} \right] \\ &= \rho q + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \\ & - \frac{\partial (up)}{\partial x} - \frac{\partial (vp)}{\partial y} - \frac{\partial (wp)}{\partial z} + \frac{\partial (ut_{xx})}{\partial t} x \\ & + \frac{\partial (ut_{yx})}{\partial t} x + \frac{\partial (ut_{zx})}{\partial t} x + \frac{\partial (vt_{xy})}{\partial t} y \\ & + \frac{\partial (vt_{yy})}{\partial t} y + \frac{\partial (vt_{zy})}{\partial t} y + \frac{\partial (wt_{xz})}{\partial t} z \\ & + \frac{\partial (wt_{yz})}{\partial t} z + \frac{\partial (wt_{zz})}{\partial t} z + \rho f \cdot V \end{aligned}$$

σ.3.1.3.1

όπου:

- ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m³]
- T η θερμοότητα του ρευστού [K]
- e η εσωτερική ενέργεια του ρευστού [J]

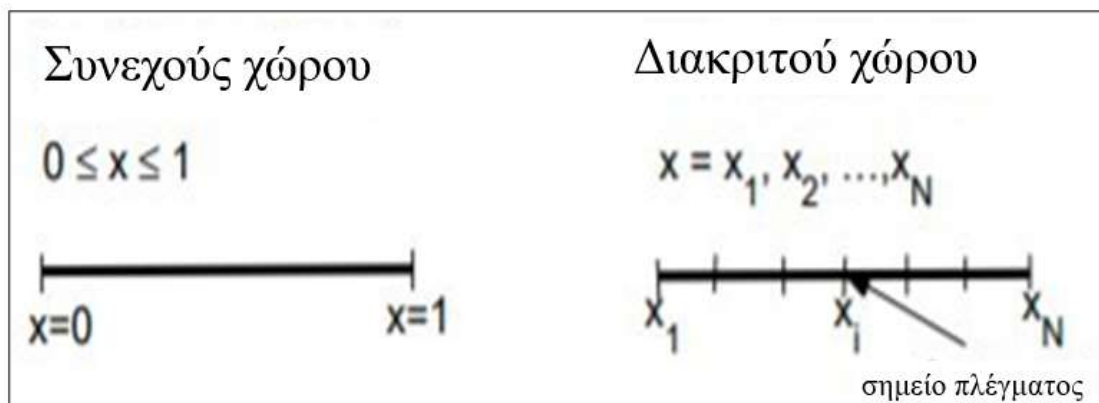
- V η ταχύτητα του ρευστού [m/s]
- Ο τανυστής τάσης τυρβώδους ροή

Στην εξίσωση διατήρησης της ενέργειας έχει μία ιδιαίτερη σημασία καθώς συμπεριλαμβάνει το ρυθμό μεταβολής της ενέργειας των σωματιδίων, το καταναλισκόμενο καθαρό έργο, το ρυθμό πρόσδοσης θερμότητας λόγω αγωγής, όπως επίσης και το ρυθμό αύξησης ενέργειας.

3.1.4 Διακριτοποίηση

Η διακριτοποίηση αποτελεί το σημείο της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής στο οποίο γίνεται μετατροπή των μερικών διαφορικών εξισώσεων σε ένα σύνολο από αλγεβρικές. Ουσιαστικά γίνεται αντικατάσταση του συνεχούς πεδίου με αυτό ενός διακριτοποιημένου πεδίου, χρησιμοποιώντας πλέγμα για την επίλυση του προβλήματος όπως παρουσιάζεται και στο *σχήμα 3.2*. Οι πιο γνωστές και ευρέως χρησιμοποιούμενες μέθοδοι διακριτοποίησης είναι:

- η μέθοδος οριακών στοιχείων (BEM)
- η μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων (FEM)
- η μέθοδος πεπερασμένων διαφορών (FDM)
- η μέθοδος πεπερασμένων όγκων (FVM)



Σχήμα 3.2 Διακριτοποίηση συνεχούς σε διακριτού χώρου

Η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων είναι αυτή που χρησιμοποιούν τα περισσότερα πακέτα λογισμικών για την επίλυση ρευστοδυναμικών προβλημάτων. Ένα τέτοιο είναι και το Fluent της ANSYS, inc. που χρησιμοποιείται στην παρούσα μελέτη, προτιμάται καθώς επιτρέπει τις ασυνέχειες και είναι ιδανική για προβλήματα που αφορούν μεταφορά μάζας, θερμότητας, ορμής όπως επίσης και ενέργειας.

Σε αυτό το σημείο, είναι χρήσιμο να γίνει μία συνοπτική παρουσίαση της μεθόδου των πεπερασμένων όγκων και των αρχών που την διέπουν. Η μέθοδος πεπερασμένων όγκων λοιπόν, θεωρεί ότι το πεδίο ροής αποτελείται από μεγάλο αριθμό μικροσκοπικών όγκων ελέγχου, όπου στα κέντρα τους υπολογίζεται η ταχύτητα καθώς και η πίεση. Θωρώντας μία βαθμωτή ποσότητα ϕ , η εξίσωση διατήρησης γράφεται:

$$\frac{\partial(\rho \cdot u_j \cdot \phi)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma \cdot \frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right] + q_\phi \quad \sigma.3.1.4.1$$

και διανυσματικά:

$$\nabla \cdot (\rho \cdot \mathbf{u} \cdot \phi) = \nabla \cdot (\Gamma \cdot \nabla \cdot \phi) + q_\phi \quad \sigma.3.1.4.2$$

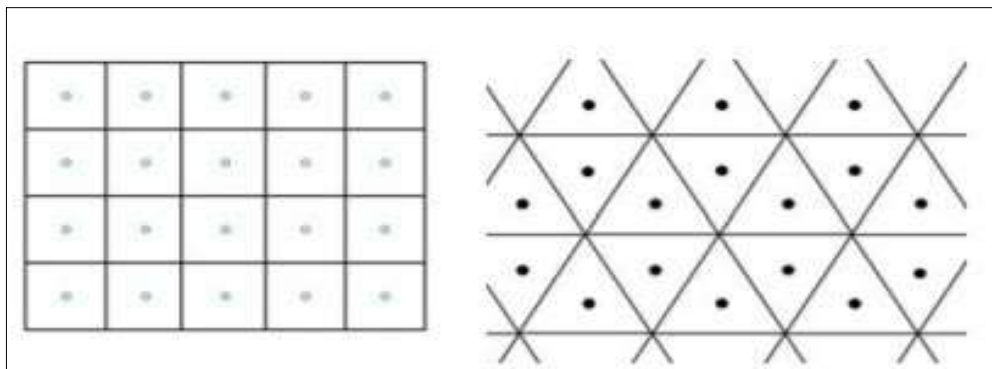
όπου

- ρ πυκνότητα ρευστού [kg/m^3]
- u_j η ταχύτητα μεταφοράς του ϕ [m/s]
- q_ϕ μία πηγή του ϕ

Στην παρούσα μέθοδο γίνεται αντικατάσταση των μερικών διαφορικών εξισώσεων σε ολοκληρωτική μορφή η οποία περιγράφεται μαθηματικά ως εξής:

$$\oint_{\partial\Omega} \rho \cdot \phi \cdot \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot \partial S = \oint_{\partial\Omega} \Gamma \cdot \nabla \cdot \phi \cdot \vec{n} \cdot \partial S + \int_{\Omega} q_\phi \cdot \partial S \quad \sigma.3.1.4.3$$

Όπως φαίνεται και γραφικά στο *σχήμα 3.3*, η μέθοδος χρησιμοποιεί τετραεδρικούς για την επίλυση τρισδιάστατων ροών (3D), και τριγωνικούς για δισδιάστατες ροές (2D).



Σχήμα 3.3 Τετράπλευροι και τριγωνικοί πεπερασμένοι όγκοι

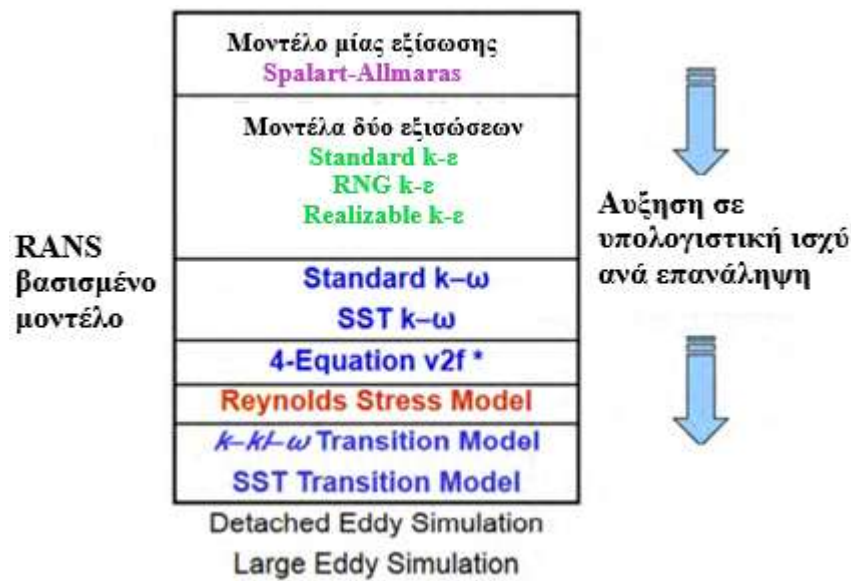
Η αριθμητική ολοκλήρωση που περιεγράφηκε, επιτυγχάνεται με αριθμητική ανάλυση και χρήση του κανόνα του τραπεζίου (με ακρίβεια δεύτερης τάξης), όπως επίσης και με το θεώρημα Gauss (η τάξη της ακρίβειας είναι ίση με τα σημεία ολοκλήρωσης).

3.2 Μοντέλο τύρβης

Το κάθε μοντέλο τύρβης κατέχει τα δικά του πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα, αυτό οδηγεί εύκολα στο συμπέρασμα ότι η κάθε γεωμετρία και το κάθε πρόβλημα πρέπει να αντιμετωπίζεται ξεχωριστά με την δέουσα προσοχή που του αρμόζει. Παρακάτω παρουσιάζονται συνοπτικά, οι περιορισμοί που υπάρχουν, για να επιλέξει κάποιος το κατάλληλο μοντέλο τύρβης. Αυτοί είναι:

- το είδος της ροής
- η επιθυμητή ακρίβεια
- τη διαθέσιμη υπολογιστική ισχύ
- το χρόνο που απαιτείται για την ολοκλήρωση της προσομοίωσης

- την κατηγορία του προβλήματος που μελετάται



Σχήμα 3.4 Ενδεικτικά μοντέλα τυρβωδών ροών

Στο σχήμα 3.4 φαίνονται τα πιθανά μοντέλα τύρβης που διαθέτει το Fluent. Λαμβάνοντας υπόψιν τους παραπάνω περιορισμούς και με αναζήτηση στην βιβλιογραφία, στην παρούσα μελέτη έγινε επιλογή του SST k-ω ως το καταλληλότερο.

3.2.1 Μοντέλο τύρβης k - ω SST

Το συγκεκριμένο μοντέλο επιλέχθηκε καθώς συνδυάζει τα βέλτιστα χαρακτηριστικά του k-ε και του k-ω. Ουσιαστικά, στα τοιχώματα της γεωμετρίας όπου αναπτύσσεται το οριακό στρώμα, επιτυγχάνεται η ακρίβεια του k-ω, ενώ όσο απομακρύνεται από τα τοιχώματα προς το κέντρο της ελεύθερης ροής μετατρέπεται στο μοντέλο k-ε όπου και υπερτερεί. Επίσης, το k-ω SST μπορεί να αποδώσει με εξαιρετική ακρίβεια αποτελέσματα που σχετίζονται με την αποκόλληση της ροής ακόμα και σε χαμηλό αριθμό Reynold. Οι εξισώσεις που χρησιμοποιεί το μοντέλο k-ω SST μοιάζουν με αυτές του k-ω, έχουν έναν επιπλέον όρο ώστε ανάλογα την απόσταση από τα τοιχώματα της γεωμετρίας να μπορούν να έχουν την ευελιξία να μετασχηματίζονται σε παρόμοιες με αυτές του k-ε μοντέλου.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho \cdot k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot u_j \cdot k)}{\partial x_j} \\ & = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \cdot \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \cdot \rho \cdot \omega \cdot k \end{aligned} \quad \sigma.3.2.1.1$$

και

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho \cdot \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot u_j \cdot \omega)}{\partial x_j} \\ & = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \cdot \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\rho \cdot \gamma}{\mu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \cdot \rho \cdot \omega^2 \\ & + 2(1 - F_1) \frac{\rho \cdot \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad \sigma.3.2.1.2$$

ο υπολογισμός της τυρβώδης συνεκτικότητας πραγματοποιείται με:

$$\mu_t = \frac{\rho \cdot k \cdot \alpha_1}{\max(a_1 \cdot \omega, \Omega \cdot F_2)} \quad \sigma.3.2.1.3$$

το Ω είναι σταθερά η οποία υπολογίζεται:

$$\Omega = \sqrt{2 \cdot W_{ij} \cdot W_{ij}} \quad \sigma.3.2.1.4$$

το W_{ij} αποτελεί το ρυθμό στροβιλότητας και υπολογίζεται:

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad \sigma.3.2.1.5$$

επίσης ισχύει

$$\varphi = F_1 \cdot \varphi_1 + (1 - F_1) \cdot \varphi_2 \quad \sigma.3.2.1.6$$

οι υπόλοιπες σταθερές που χρησιμοποιούνται υπολογίζονται παρακάτω:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad \sigma.3.2.1.7$$

όπου

$$arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \cdot \omega \cdot d}, \frac{500 \cdot v}{d^2 \cdot \omega} \right), \frac{4 \cdot \rho \cdot \sigma_{\omega 2} \cdot k}{CD_{k\omega} \cdot d^2} \right] \quad \sigma.3.2.1.8$$

και

$$CD_{k\omega} = \max \left(2 \cdot r \cdot \sigma_{\omega 2} \cdot \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right) \quad \sigma.3.2.1.9$$

η F_2 υπολογίζεται :

$$F_2 = \tanh(arg_2^2) \quad \sigma.3.2.1.10$$

και

$$arg_2 = \max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \cdot \omega \cdot d}, \frac{500 \cdot v}{d^2 \cdot \omega} \right) \quad \sigma.3.2.1.11$$

με το d να είναι η απόσταση από τα τοιχώματα

$$\gamma_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 1} \cdot \kappa^2}{\sqrt{\beta^*}} \quad \sigma.3.2.1.12$$

και

$$\gamma_2 = \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 2} \cdot \kappa^2}{\sqrt{\beta^*}} \quad \sigma.3.2.1.13$$

Στον πίνακα φαίνονται οι υπόλοιπες σταθερές.

| | |
|--------------------------|---------------------------|
| $\alpha_1=0,31$ | $\beta_1=0,075$ |
| $\beta_2=0,0828$ | $\beta^*=0,09$ |
| $\sigma_{\kappa 1}=0,85$ | $\sigma_{\kappa 2}=1,00$ |
| $\sigma_{\omega 1}=0,5$ | $\sigma_{\omega 2}=0,856$ |
| $\kappa=0,41$ | |

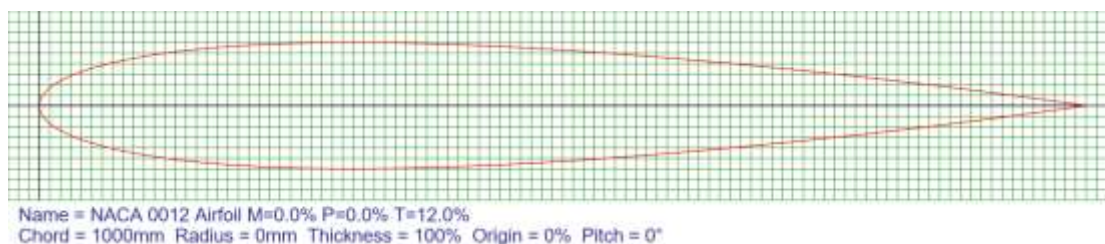
Πίνακας 1 Σταθερές τιμές

4. Υπολογιστική μοντελοποίηση

4.1 Εισαγωγή και περιγραφή του μοντέλου

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας, όπως έχει προαναφερθεί, είναι η ανάλυση με τη χρήση του λογισμικού Fluent της ANSYS, inc. των επιδράσεων διαφορετικών ρευστών στη αεροδυναμική συμπεριφορά αεροτομών σε διάφορες γωνίες πρόσπτωσης του ρευστού, με τελικό σκοπό την σύγκριση των αποτελεσμάτων με υπάρχουσα πειραματικά δεδομένα για την εγκυρότητα των αποτελεσμάτων.

Η υπό μελέτη αεροτομή επιλέχθηκε η NACA 0012 η οποία είναι συμμετρική (Camber= 0%), με μήκος χορδής (Chord=1 m) και πάχος αεροτομής (thickness= 12%) όπως φαίνεται και από το ονομασία της αλλά και από το *σχήμα 4.1*.

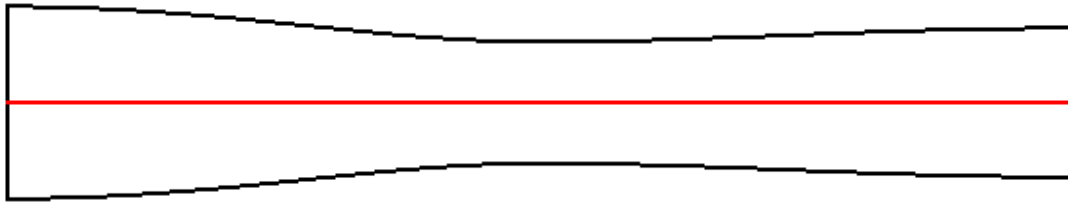


Σχήμα 4.1 Γεωμετρία αεροτομής NACA 0012

Η γεωμετρία του ακροφυσίου είναι 10 in² μήκος και φαίνεται στο *σχήμα 4.2*. Επίσης, αποτελείται από 2,5 in² επιφάνεια στην είσοδο (x=0), 1 in² στο σημείο της στένωσης (x=5) και 1,5 in² στην έξοδο (x=10). Τα υπόλοιπα σημεία περιγράφονται από τις εξισώσεις :

$$\text{Για } 0 < x < 5 \quad \text{area} = 1.75 - 0.75 \cdot \cos((0.2 \cdot x - 1) \cdot \pi) \quad \sigma.4.1.1$$

$$\text{Για } 5 < x < 10 \quad \text{area} = 1.25 - 0.25 \cdot \cos((0.2 \cdot x - 1) \cdot \pi) \quad \sigma.4.1.2$$

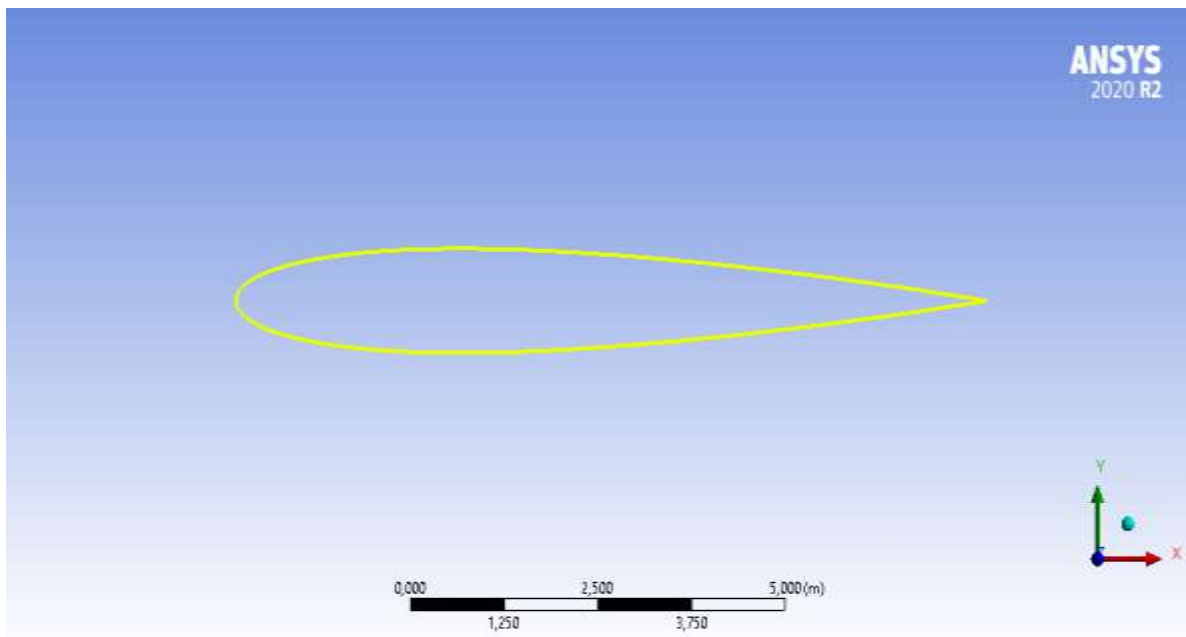


Σχήμα 4.2 Γεωμετρία συγκλίνον-αποκλίνον ακροφυσίου

4.2 Διαδικασία προσομοίωσης

4.2.1 Σχεδιασμός γεωμετρίας

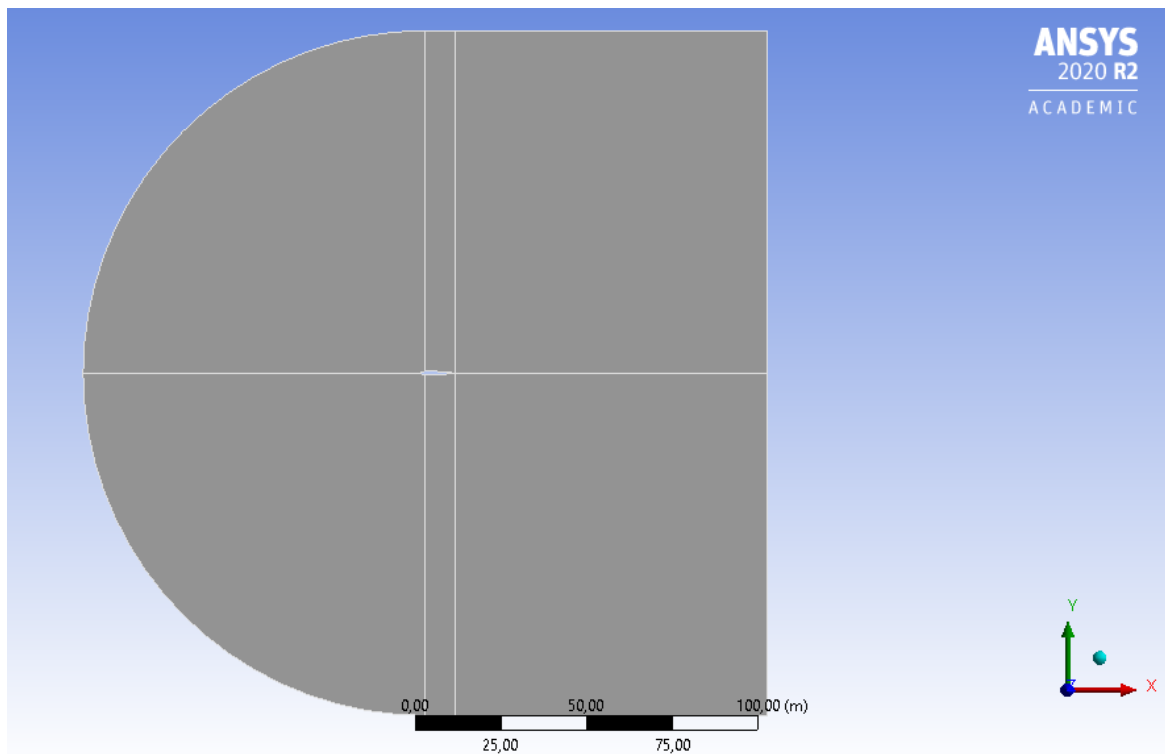
Τα δεδομένα για τις συντεταγμένες των σημείων της γεωμετρίας της αεροτομής NACA 0012 συλλέχθηκαν από τον ιστότοπο www.airfoiltools.com της NASA. Στην συνέχεια, έγινε ο σχεδιασμός της αεροτομής με το πρόγραμμα Design Modeler επίσης της ANSYS, inc. όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 4.3.



Σχήμα 4.3 Σχεδιασμός αεροτομής NACA 0012

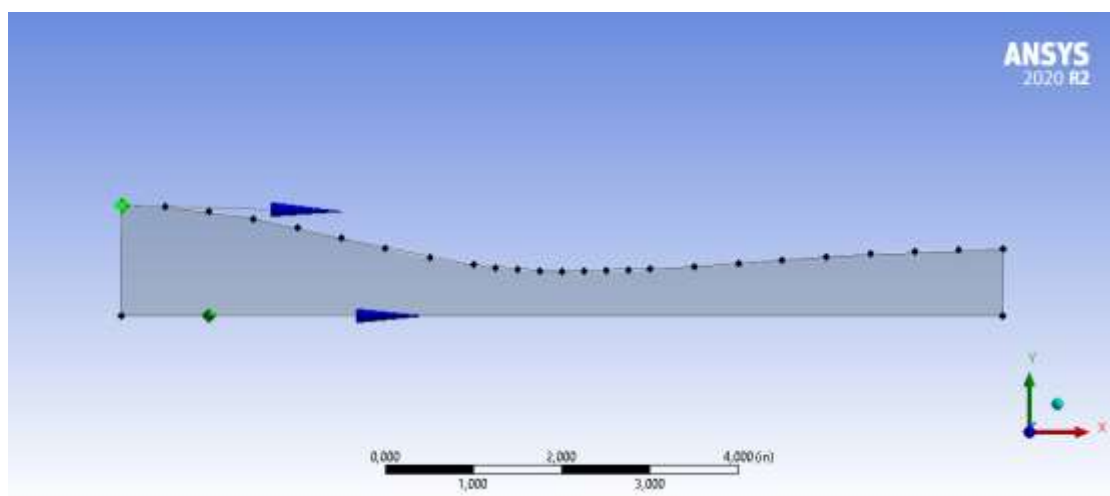
Ακολούθως, δημιουργήθηκε το κουτί (box) το οποίο θα περιβάλλει την αεροτομή και μέσα στο οποίο θα κινείται το υπό μελέτη ρευστό, πολύ κοντά σε αυτό που έχει στηθεί από το Langley Research Center της NASA και ακολουθήθηκε για τον

έλεγχο και την σύγκριση των αποτελεσμάτων. Οι διαστάσεις του κουτιού είναι 200m ύψος επί 200m πλάτος.



Σχήμα 4.4 Σχέδιο κουτιού για μελέτη της αεροτομής

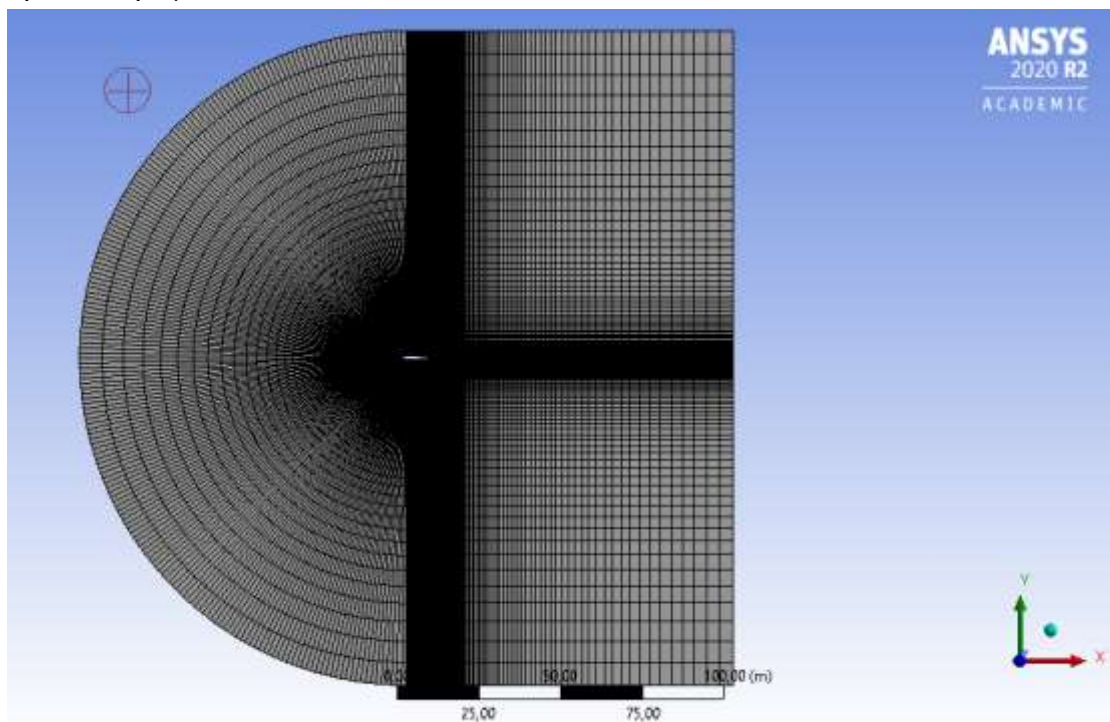
Παρόμοια διαδικασία σχεδιασμού ακολουθήθηκε και για το ακροφύσιο στα ίδια σχεδιάστια προγράμματα. Επιλέχθηκαν 30 σημεία που υπολογίστηκαν από τις σ.4.1.1 και σ.4.1.2, με μεγαλύτερη συχνότητα γύρω από το σημείο της στένωσης, τα οποία φάνηκαν επαρκέστατα όπως αποτυπώνονται και στα αποτελέσματα



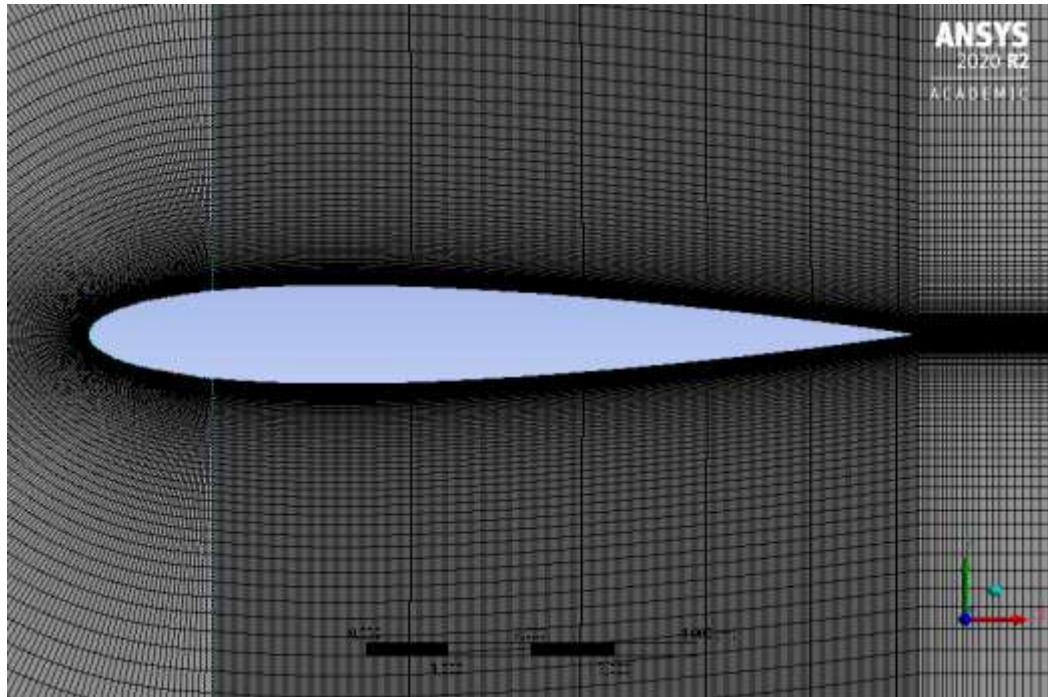
Σχήμα 4.5 Σχέδιο συμμετρικού ακροφυσίου

4.2.2 Διαμόρφωση πλέγματος

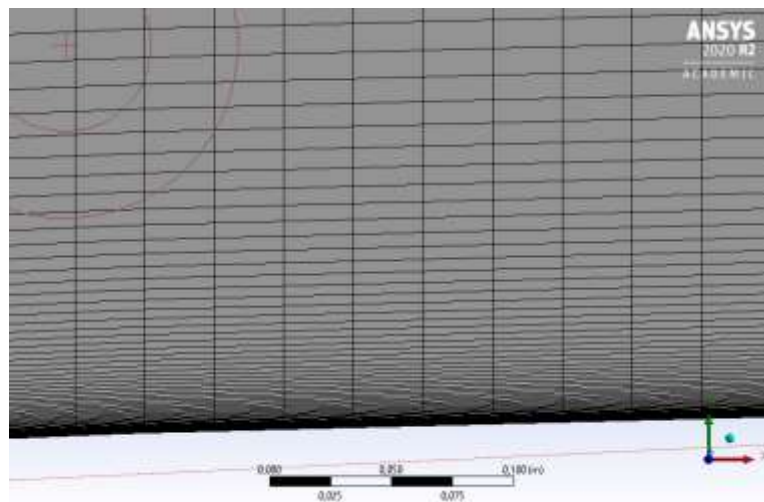
Ένα πολύ σημαντικό και ιδιαίτερα απαιτητικό κομμάτι για την σωστή μοντελοποίηση είναι η δημιουργία του πλέγματος (surface mesh). Για την εγκυρότητα των αποτελεσμάτων απαιτείται ένα πλέγμα ιδιαίτερα λεπτομερές και πυκνό για τον υπολογισμό των μικρών αλλά σημαντικών διαφορών στην αεροδυναμική συμπεριφορά της αεροτομής μεταξύ των ρευστών σε καίρια σημεία όπως στο οριακό στρώμα οδηγώντας σε αριθμό $y^+ < 1$. Αξίζει να σημειωθεί, πως η πλεγματοποίηση των κελιών καθοδηγήθηκε με βάση τον αριθμό Reynolds. Επιπρόσθετα, δοκιμάστηκαν αρκετά πλέγματα, από πολύ μικρό αριθμό κελίων περίπου 5,6 χιλιάδες έως και πολύ λεπτομερές πλέγματα 504 χιλιάδες κελιά όπως φαίνονται και γραφικά στο κεφάλαιο 5.1. Τελικά επιλέχθηκε το πλέγμα με 150 χιλιάδες αριθμό κελιών για το σύνολο των αναλύσεων, αριθμός ικανοποιητικός για την σύγκληση σωστών αποτελεσμάτων. Το σύνολο του πλέγματος φαίνεται στο *σχήμα 4.6*, ενώ στο *σχήμα 4.7* φαίνεται το πλέγμα στην αεροτομή και στο *σχήμα 4.8* πολύ κοντά στην επιφάνεια που αναπτύσσεται το οριακό στρώμα (Streher, 2017).



Σχήμα 4.6 Πλεγματοποίηση κουτιού αεροτομής

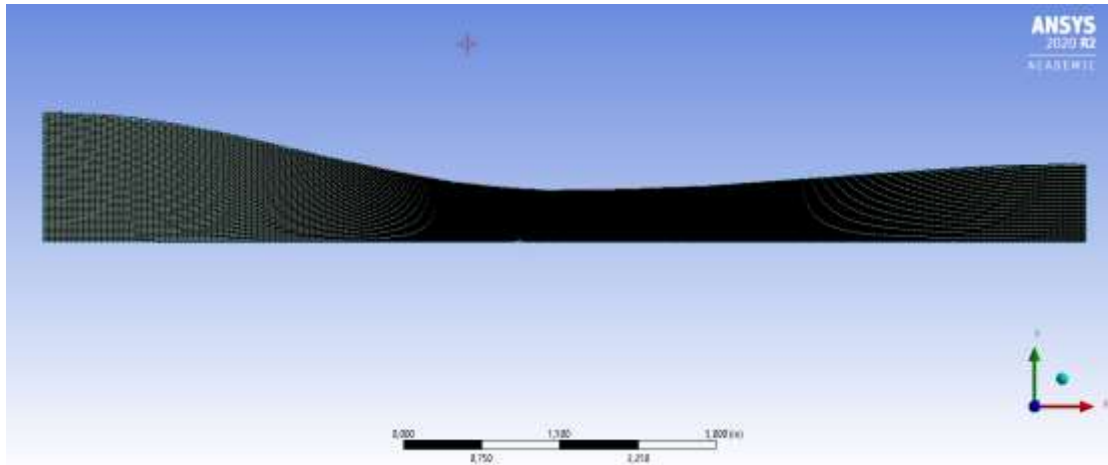


Σχήμα 4.7 Πλέγμα που περιβάλλει την αεροτομή



Σχήμα 4.8 Κελιά πλέγματος στο οριακό στρώμα

Όσο αναφορά το ακροφύσιο, το πλέγμα του αποτελείται από 24 χιλιάδες κελιά, αριθμός ικανοποιητικός για το μέγεθος του, κάτι που παρατηρείται και στην ταύτιση των αποτελεσμάτων με τα αντίστοιχα της NASA. Η πυκνότητα του πλέγματος φαίνεται στο *σχήμα 4.9*, όπου δόθηκε ιδιαίτερη προσοχή στο κέντρο γύρω από τη στένωση, καθώς αποτελεί σημείο όπου συμβαίνουν άρδην αλλαγές και αναπτύσσονται σημαντικά φυσικά φαινόμενα.



Σχήμα 4.9 Πλεγματοποίηση ακροφυσίου

4.2.3 Οριακές συνθήκες

Στην παρούσα μελέτη, για να είναι δυνατή η σύγκριση των αποτελεσμάτων, για να μπορέσουν να προκύψουν έγκυρα συμπεράσματα, μεταξύ των περιπτώσεων υιοθετήθηκαν κοινές βασικές οριακές συνθήκες. Οι κατηγορίες που διαχωρίζονται οι οριακές συνθήκες σε σχέση με την επιφάνεια είναι:

- Οριακές συνθήκες στα τοιχώματα

Στα τοιχώματα δεν γίνεται η επίλυση των εξισώσεων ροής και συμβαίνουν κυρίως περιπτώσεις μεταφοράς θερμότητας, αποτελώντας ουσιαστικά το στερεά τοιχώματα όπου μέσα σε αυτά συμβαίνει η ροή ρευστού.

- Οριακές συνθήκες στην είσοδο

Στην είσοδο για τις περιπτώσεις που αφορούν την αεροτομή ορίστηκε η ταχύτητα εισόδου του ρευστού σε διαφορετικές γωνίες, ενώ η πίεση θεωρείται μεταβαλλόμενη για να επιτευχθεί η επίλυση του προβλήματος. Στις περιπτώσεις του ακροφυσίου, η στατική πίεση και ο αριθμός Mach επιλέχθηκαν ως σταθερές συνθήκες εισόδου.

- Οριακές συνθήκες στην έξοδο

Στην επιφάνεια εξόδου, στις περιπτώσεις της αεροτομής αλλά και του ακροφυσίου η τιμή της στατικής πίεσης ήταν αυτή που ορίστηκε σε κάθε περίπτωση.

Οι οριακές συνθήκες της αεροτομής προέκυψαν μετά από υπολογισμούς χρησιμοποιώντας τους θερμοδυναμικούς πίνακες για υπολογισμό πυκνότητας, ιξώδους και ταχύτητα ήχου μεταξύ των αερίων. Για τις περιπτώσεις που διατηρείται σταθερός ο αριθμός Mach και ο Reynolds, γίνεται με αλλαγή των θερμοκρασιών και των ταχυτήτων μέχρι να προκύψουν όμοιοι αριθμοί Mach και Reynolds μεταξύ των υπό μελέτη αερίων, για να υπάρχει ευκολία στη σύγκριση και να οδηγηθούμε σε πιο έγκυρα συμπεράσματα. Προέκυψαν, για την 1^η περίπτωση σταθερός αριθμός Reynolds= $6 \cdot 10^6$ και Mach= 0.258, στην 2^η παραμένει σταθερή η ταχύτητα σε θερμοκρασία περιβάλλοντος T=300 K, στην 3^η περίπτωση για Reynolds= $10.5 \cdot 10^6$ και υπερκρίσιμο αριθμό Mach=0,75. Το μοντέλο τύρβης που έχει επιλεγεί όπως προαναφέρθηκε είναι το K- ω SST σε συνδυασμό με τη μέθοδο Coupled για 1000 επαναλήψεις με τη σύγκλιση να πραγματοποιείται στις περισσότερες περιπτώσεις νωρίτερα.

| Επιφάνεια | Συνθήκη | Οριακή συνθήκη | |
|-----------|-----------------|----------------|--|
| Είσοδος | Velocity Inlet | Ρευστά | Air, He, H ₂ , H ₂ O(vapor), CO ₂ |
| | | Πυκνότητες | 1.225, 0.42, 0.142, 0.59, 1.402 |
| | | Ιξώδες | 1.84e-05, 1.125e-05, 6.177e-06, 1.227e-05, 1.8e-05 |
| | | Ταχύτητες | 88.65, 155, 260, 124, 77 (m/s) |
| Έξοδος | Pressure Outlet | Στατική πίεση | 0 |
| Τοίχωμα | Wall | Υλικό | αλουμίνιο |

Πίνακας 2 Οριακές συνθήκες στην 1η περίπτωση

| Επιφάνεια | Συνθήκη | Οριακή συνθήκη | |
|-----------|-----------------|----------------|--|
| Είσοδος | Velocity Inlet | Ρευστά | Air, He, H ₂ , H ₂ O(vapor), CO ₂ |
| | | Πυκνότητες | 1.225, 0.1625, 0.08189, 0.5542, 1.7878 |
| | | Ιξώδες | 1.7894e-05, 1.99e-05, 8.411e-06, 1.34e-05, 1.37e-05 |
| | | Ταχύτητες | 88.65 (m/s) |
| Έξοδος | Pressure Outlet | Στατική πίεση | 0 |
| Τοίχωμα | Wall | Υλικό | αλουμίνιο |

Πίνακας 3 Οριακές συνθήκες 2η περίπτωση

| Επιφάνεια | Συνθήκη | Οριακή συνθήκη | |
|-----------|-----------------|----------------|--|
| Είσοδος | Velocity Inlet | Ρευστό | Air, He, H ₂ , H ₂ O(vapor), CO ₂ |
| | | Πυκνότητες | 1.225, 0.42, 0.142, 0.59, 1.402 |
| | | Ιξώδες | 1.84e-05, 1.125e-05, 6.177e-06, 1.227e-05, 1.8e-05 |
| | | Ταχύτητες | 308, 628, 928, 411, 274 (m/s) |
| Έξοδος | Pressure Outlet | Στατική πίεση | 0 |
| Τοίχωμα | Wall | Υλικό | αλουμίνιο |

Πίνακας 4 Οριακές συνθήκες 3η περίπτωση

Αντίστοιχα, για το ακροφύσιο μελετήθηκαν για 3 περιπτώσεις ανάπτυξης της ροής η 1^η στην οποία δημιουργείται υποηχητική ροή, 2^η περίπτωση με την ανάπτυξη κρουστικού κύματος και τέλος για πολύ χαμηλή πίεση εξόδου με αποτέλεσμα την μεταφορά του κρουστικού κύματος πέρα από την έξοδο του ακροφυσίου. Περαιτέρω στοιχεία για τις οριακές συνθήκες που ορίστηκαν φαίνονται στους παρακάτω πίνακες.

| Επιφάνεια | Συνθήκη | Οριακή συνθήκη | |
|-----------|--------------------|----------------|--|
| Είσοδος | Pressure far-field | Ρευστό | Air, He, H ₂ , H ₂ O(vapor), CO ₂ |
| | | Ιξώδες | 1.84e-05, 1.125e-05, 6.177e-06, 1.227e-05, 1.8e-05 |
| | | Στατική πίεση | 1 psi |
| | | Πυκνότητες | Ιδανικό αέριο |
| | | Mach | 0.2 |
| Έξοδος | Pressure Outlet | Στατική πίεση | 0.89 |
| Τοίχωμα | Wall | Υλικό | αλουμίνιο |

Πίνακας 5 Οριακές συνθήκες για υποηχητική ροή

| Επιφάνεια | Συνθήκη | Οριακή συνθήκη | |
|-----------|--------------------|----------------|--|
| Είσοδος | Pressure far-field | Ρευστό | Air, He, H ₂ , H ₂ O(vapor), CO ₂ |
| | | Ιξώδες | 1.84e-05, 1.125e-05, 6.177e-06, 1.227e-05, 1.8e-05 |
| | | Στατική πίεση | 1 psi |
| | | Πυκνότητες | Ιδανικό αέριο |
| | | Mach | 0.2 |
| Έξοδος | Pressure Outlet | Στατική πίεση | 0.75 |

| | | | |
|---------|------|-------|-----------|
| Τοίχωμα | Wall | Υλικό | αλουμίνιο |
|---------|------|-------|-----------|

Πίνακας 6 Οριακές συνθήκες για κρουστικό κύμα

| Επιφάνεια | Συνθήκη | Οριακή συνθήκη | |
|-----------|--------------------|----------------|--|
| Είσοδος | Pressure far-field | Ρευστό | Air, He, H ₂ , H ₂ O(vapor), CO ₂ |
| | | Ιξώδεις | 1.84e-05, 1.125e-05, 6.177e-06, 1.227e-05, 1.8e-05 |
| | | Στατική πίεση | 1 psi |
| | | Πυκνότητες | Ιδανικό αέριο |
| | | Mach | 0.2 |
| Έξοδος | Pressure Outlet | Στατική πίεση | 0.16 |
| Τοίχωμα | Wall | Υλικό | αλουμίνιο |

Πίνακας 7 Οριακές συνθήκες για μετατόπιση στην έξοδο του κρουστικού κύματος

5. Αποτελέσματα

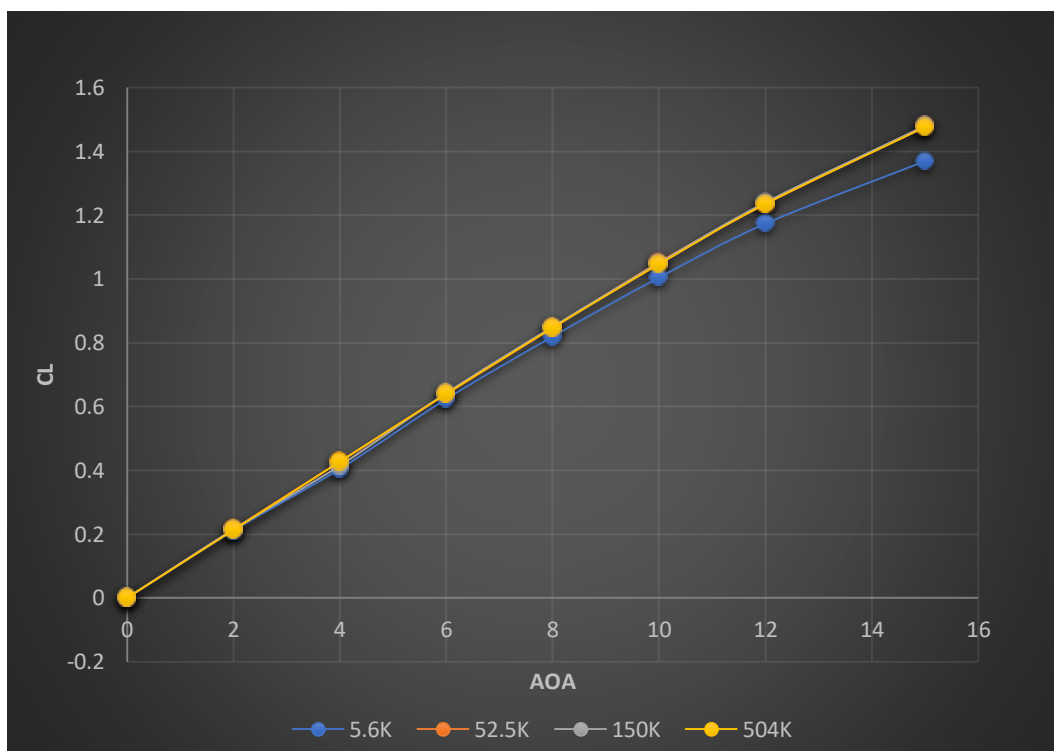
Σε αυτό το κεφάλαιο θα γίνει παρουσίαση των αποτελεσμάτων που προέκυψαν από τις αναλύσεις που υλοποιήθηκαν στο Fluent. Στις δύο γενικές περιπτώσεις που εξετάστηκαν, αυτή της αεροτομής και αυτή του ακροφυσίου, αρχικά στο καθένα θα γίνει σύγκριση της εγκυρότητας του μοντέλου με αντίστοιχα βιβλιογραφικά δεδομένα και στη συνέχεια παρουσιάζονται τα διαγράμματα με την σύγκριση των ρευστών μεταξύ τους.

Αναφορικά με τις αεροδυναμικές ιδιότητες των αεροτομών μελετήθηκε η μεταβολή των συντελεστών άνωσης C_l και αντίστασης C_d σε διάφορες γωνίες πρόσπτωσης μεταξύ $\alpha=[0^\circ, 15^\circ]$. Επίσης, για γωνίες $\alpha=0^\circ, 10^\circ$ και 15° εξετάστηκε η κατανομή πίεσης, με τον συντελεστή C_p .

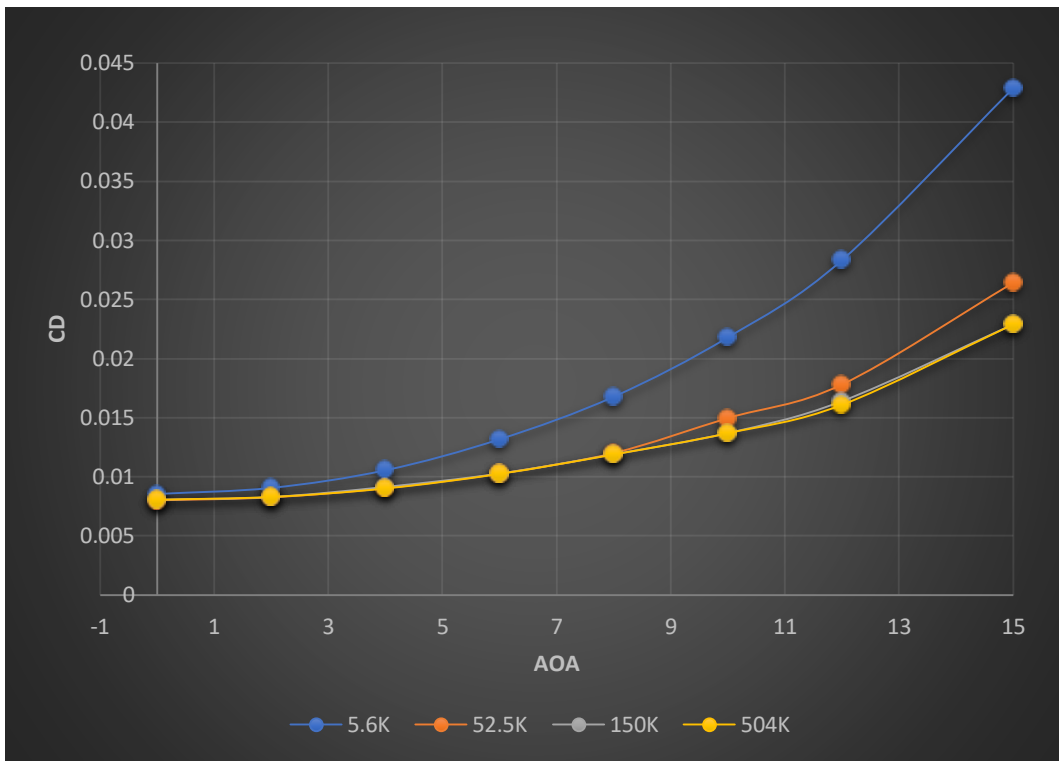
Στην περίπτωση του ακροφυσίου, μελετήθηκε η μεταβολή του αριθμού Mach και τις στατικής πίεσης της ροής ως προς το μήκος του ακροφυσίου, για περιπτώσεις ανάπτυξης ροών υποηχητικής ροής, κρουστικού κύματος και μετατόπισής του στην έξοδο του ακροφυσίου.

5.1 Επιλογή πλέγματος

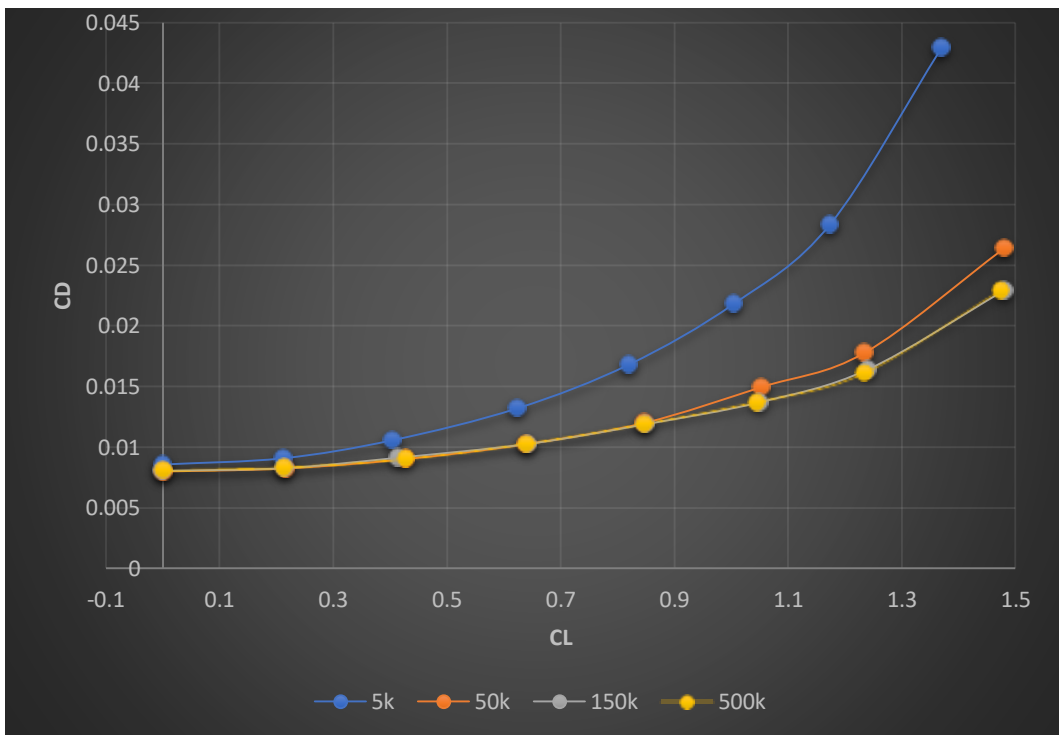
Στα διαγράμματα που ακολουθούν παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των αναλύσεων για διαφορετικό αριθμό κελιών στο πλέγμα του κουτιού της αεροτομής για την επιλογή του κατάλληλου πλέγματος αποδίδοντας έγκυρα αποτελέσματα σε όσο το δυνατόν πιο σύντομο χρόνο, χρησιμοποιώντας λιγότερη υπολογιστική ισχύς .



Σχήμα 5.1 Συντελεστής άνωσης C_l ως προς τη γωνία πρόσπτωσης για διαφορετικό αριθμό κελιών



Σχήμα 5.2 Συντελεστής αντίστασης C_d ως προς τη γωνία πρόσπτωσης για διαφορετικό αριθμό κελιών

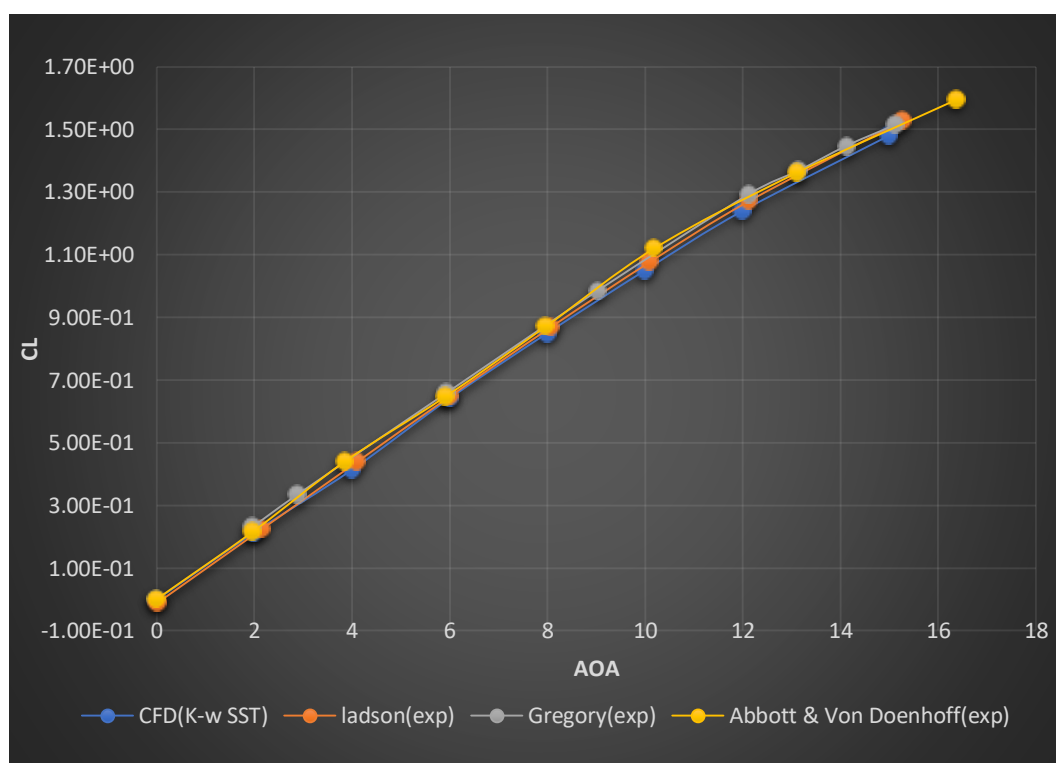


Σχήμα 5.3 Συντελεστής αντίστασης C_d ως προς C_l για διαφορετικό αριθμό κελιών

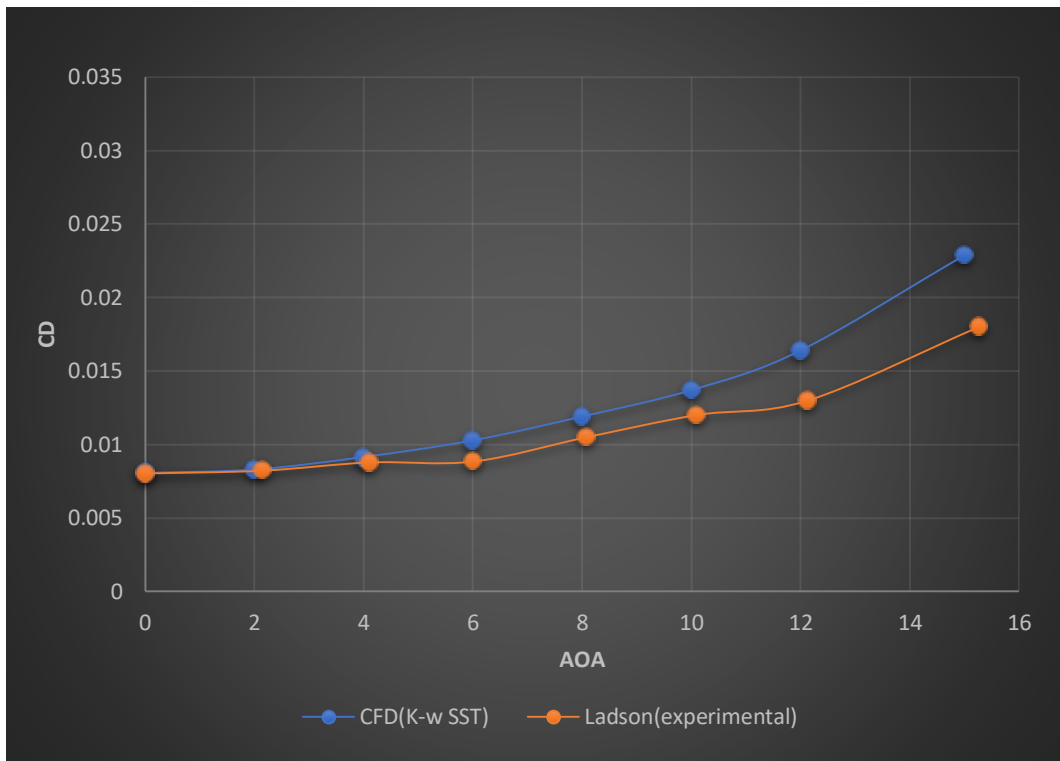
Το πλέγμα που επιλέχθηκε αποτελούνταν από αριθμό κελιών που ισούται με 150000 καθώς όπως παρατηρείται, υπάρχει η επιθυμητή ως προς αποτελεσμάτων σύγκλιση. Περεταίρω αύξηση του αριθμού κελιών οδηγεί μόνο σε μεγαλύτερο υπολογιστικό κόστος και οδηγεί σε πιο χρονοβόρα διαδικασία επίλυσης των αναλύσεων.

5.2 Εγκυρότητα Αποτελεσμάτων αεροτομής

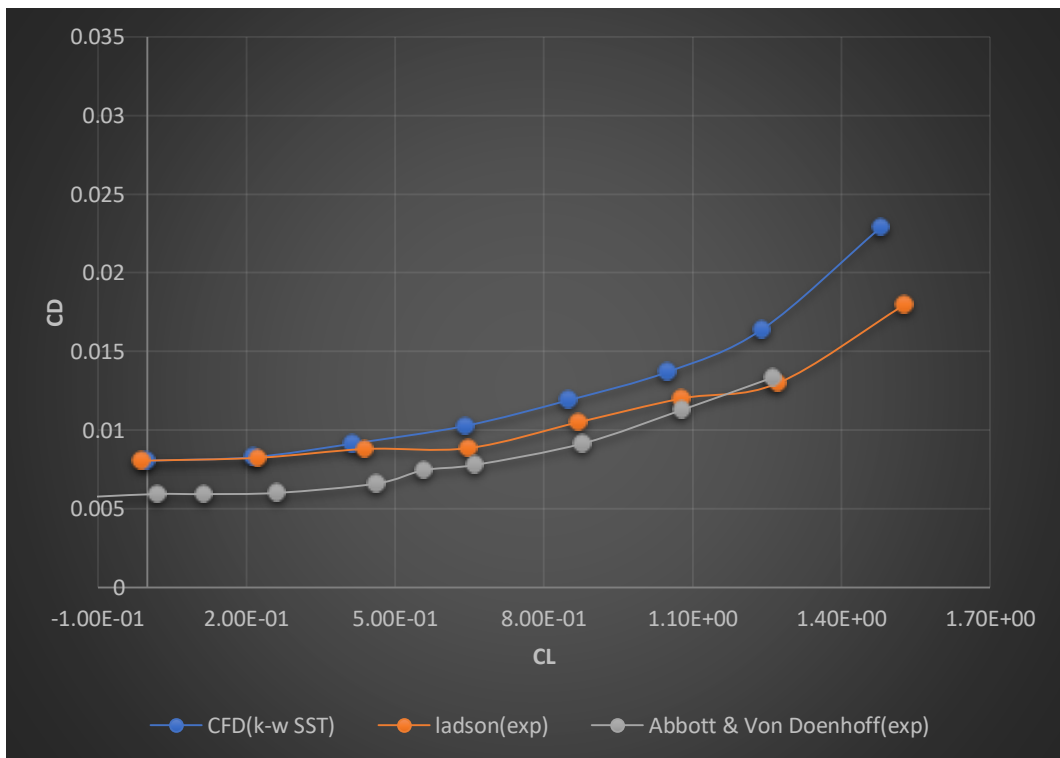
Παρακάτω γίνεται η σύγκριση των αναλύσεων με πειραματικά δεδομένα που αντλήθηκαν από την βιβλιογραφία, για την υπό μελέτη συμμετρική αεροτομή NACA 0012. Παρατηρούμαι ότι οι συντελεστές άνωσης C_l και C_p έχουν απόλυτη ταύτιση, μικρές αποκλίσεις φαίνονται για τον πιο απαιτητικό συντελεστή αντίστασης όσο μεγαλώνει η γωνία πρόσπτωσης.



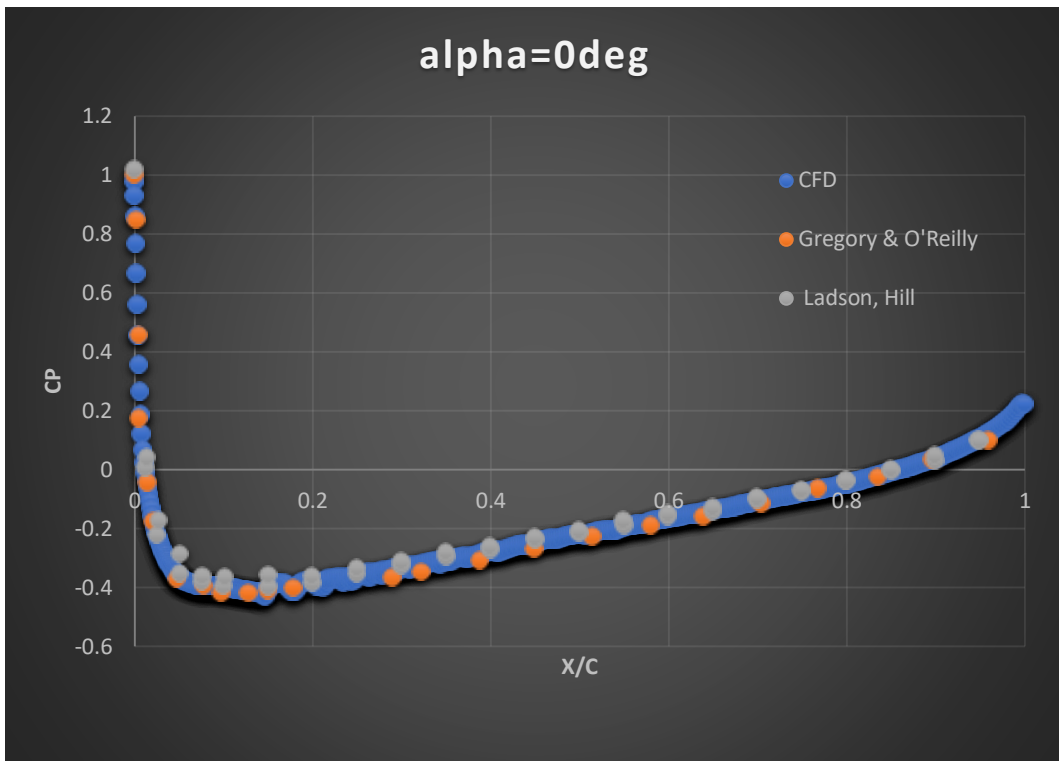
Σχήμα 5.4 Σύγκριση αποτελεσμάτων συντελεστή άνωσης C_l με πειραματικά



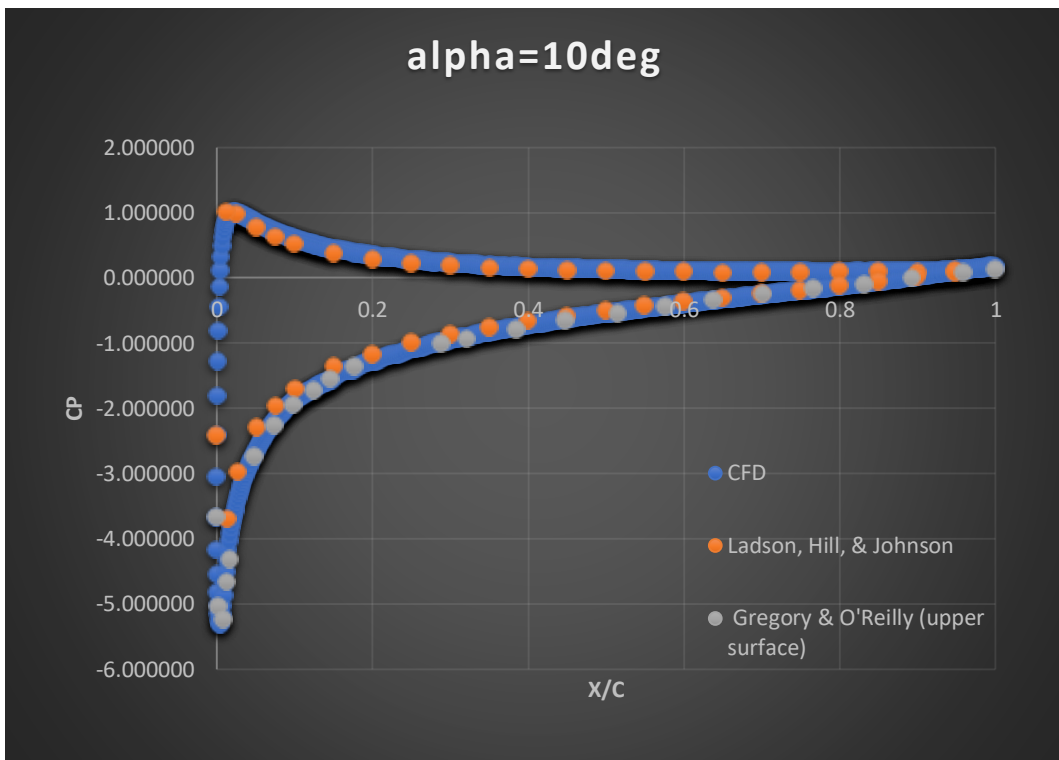
Σχήμα 5.5 Σύγκριση αποτελεσμάτων αντίστασης C_d με πειραματικά



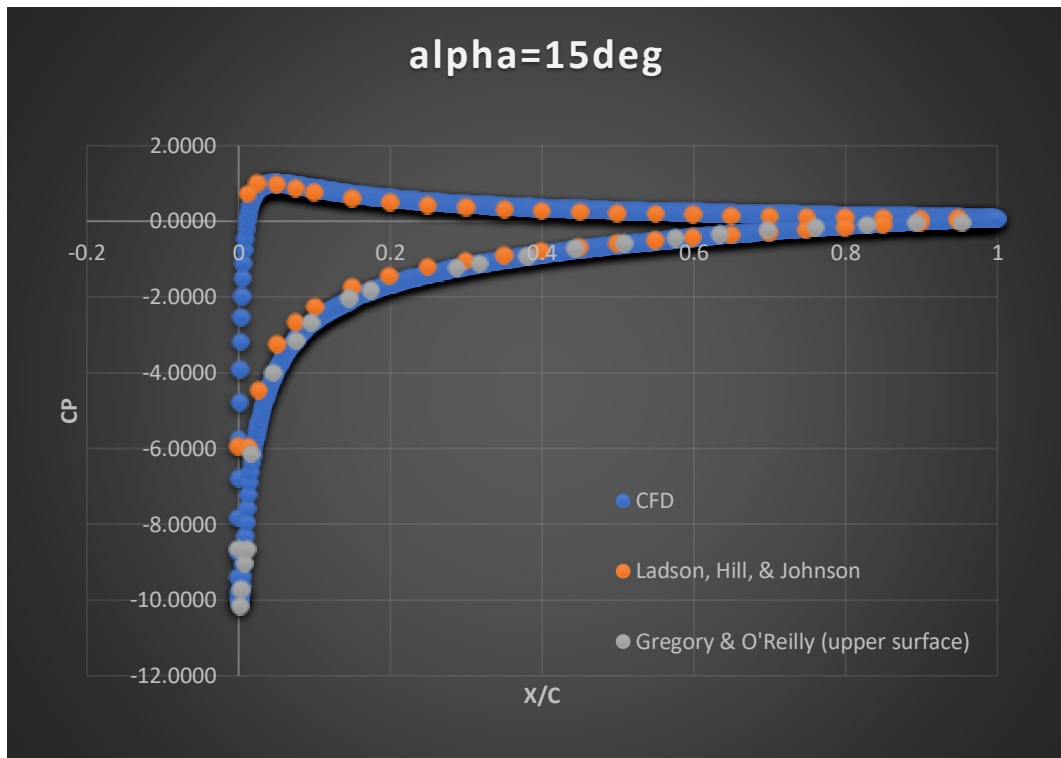
Σχήμα 5.6 Σύγκριση αποτελεσμάτων συντελεστών C_d , C_l με πειραματικά



Σχήμα 5.7 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης C_p με πειραματικά για 0° γωνία

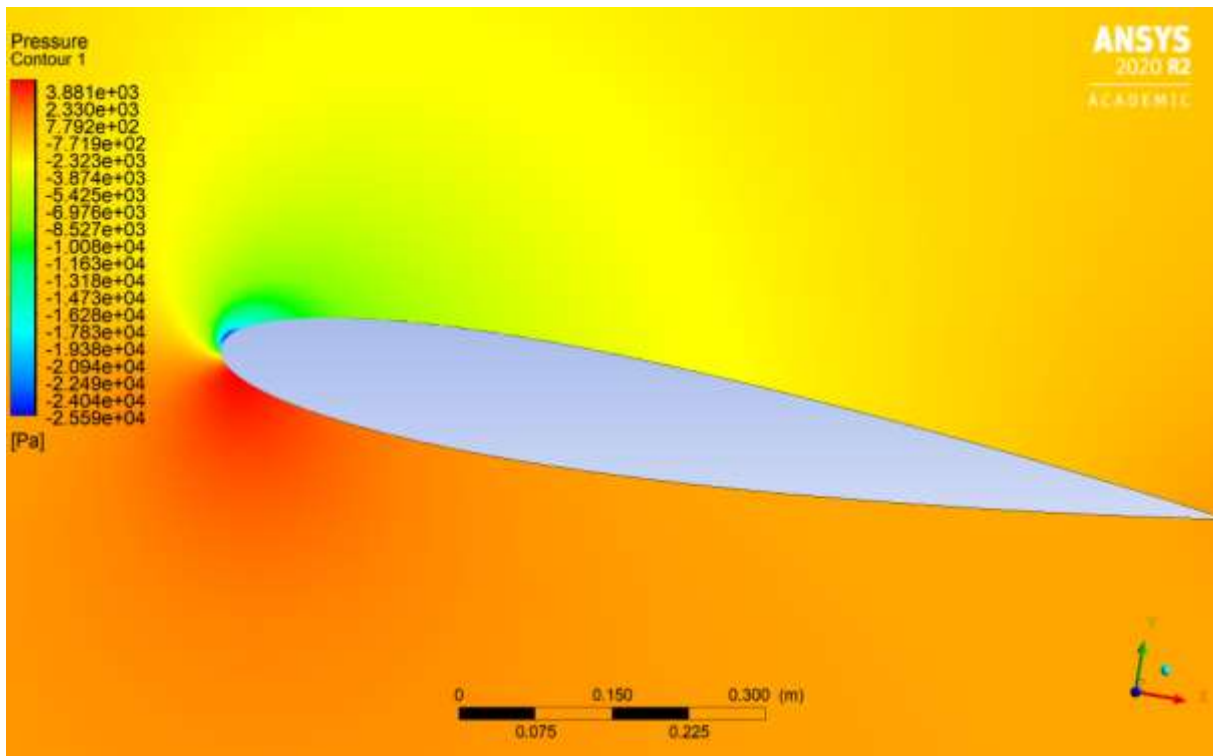


Σχήμα 5.8 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης C_p με πειραματικά για 10° γωνία

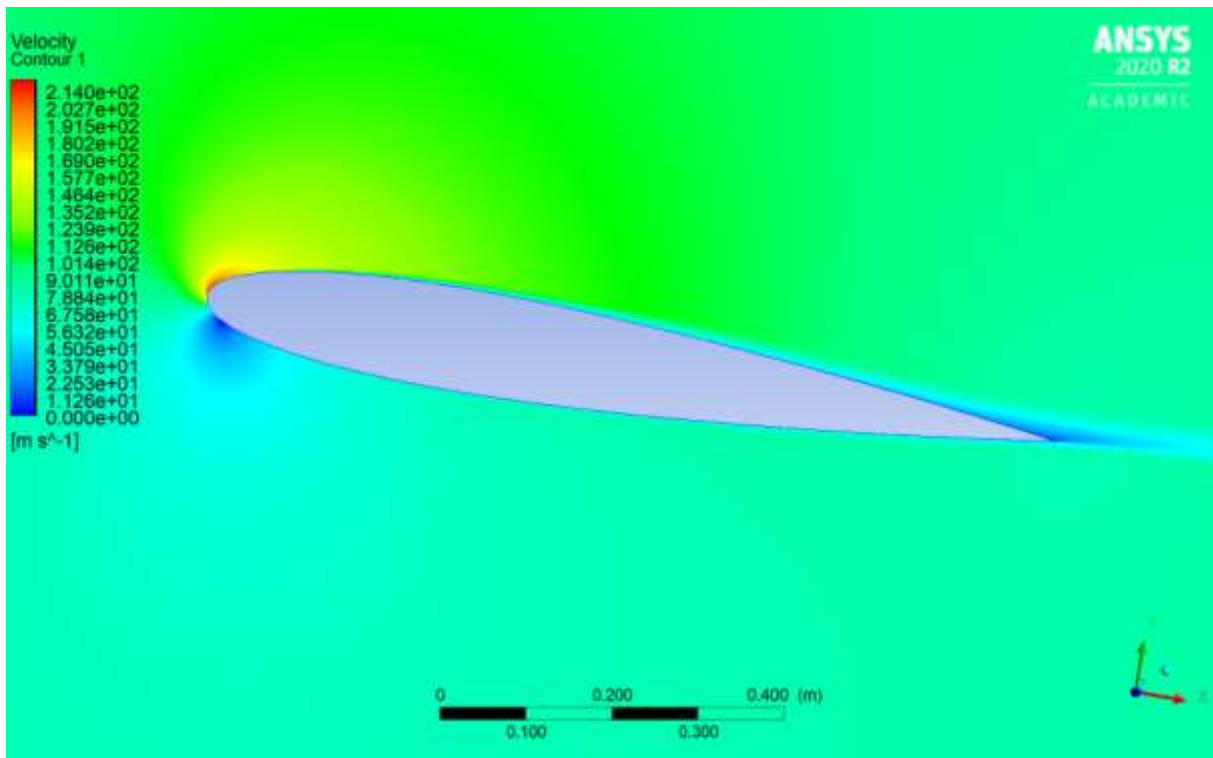


Σχήμα 5.9 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης C_p με πειραματικά για 15° γωνία

Ενδεικτικά στα σχήματα οπτικοποιείται η κατανομή της πίεσης και της ταχύτητας αντίστοιχα με χρήση του CFD-Post.

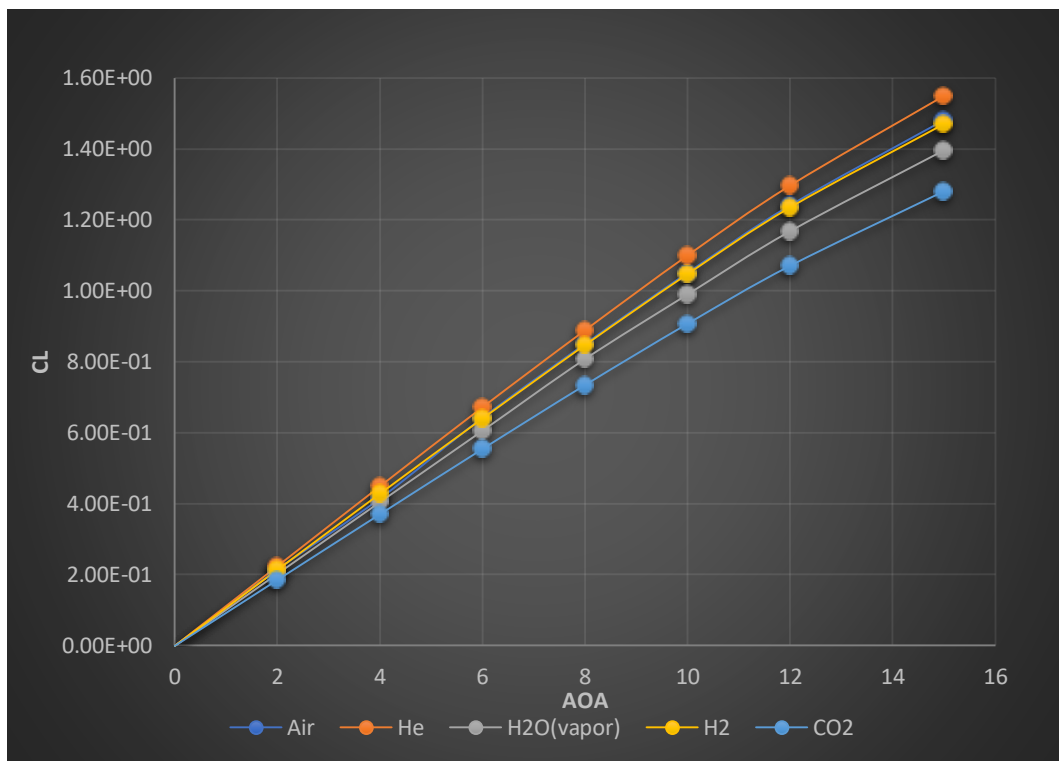


Σχήμα 5.10 Κατανομή συντελεστή πίεσης για 10° γωνία

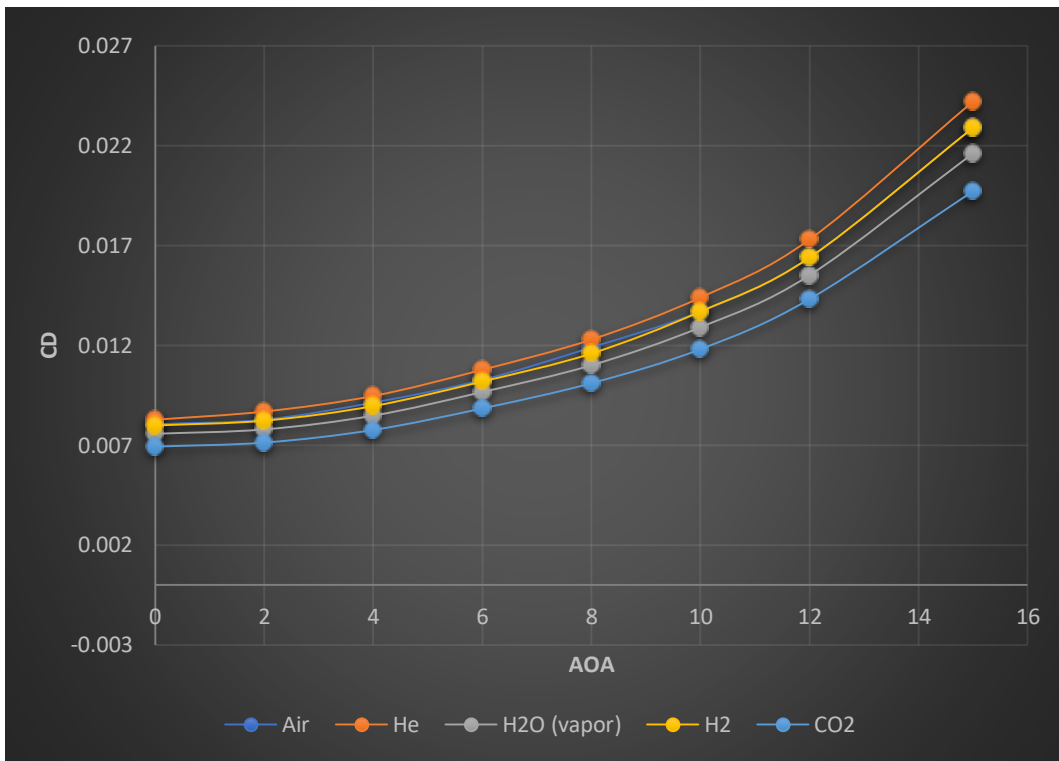


Σχήμα 5.11 Κατανομή ταχύτητας για 10° γωνία

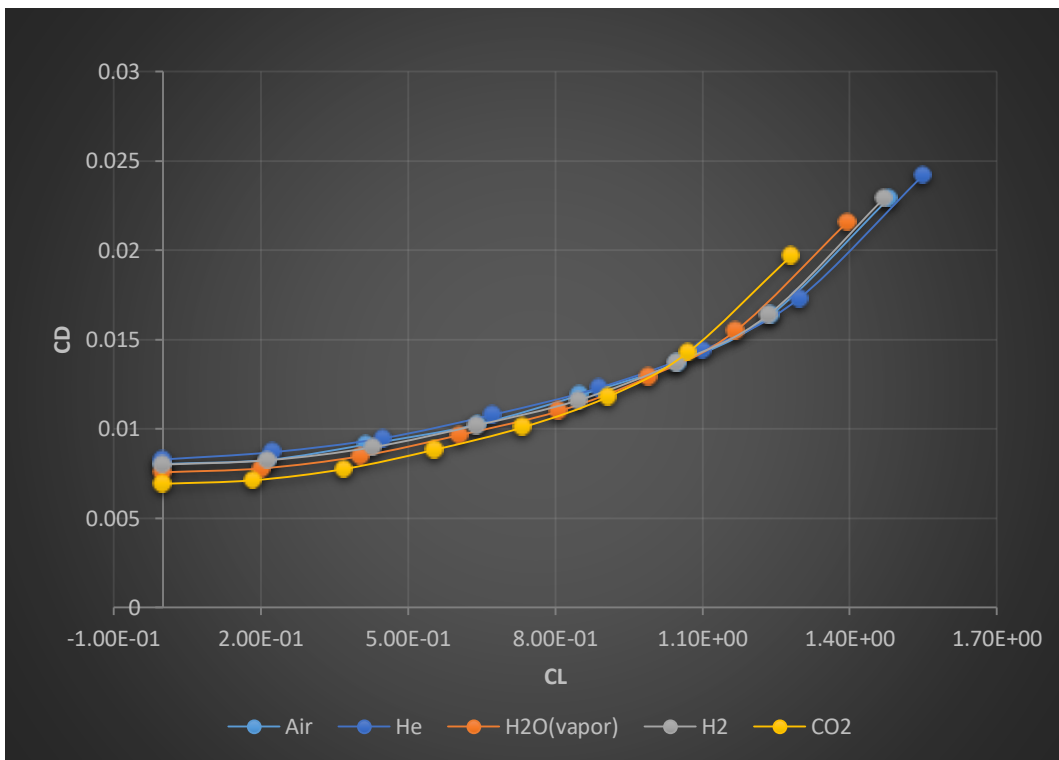
5.3 Περίπτωση για Mach=0.258 και Re=6*10⁶



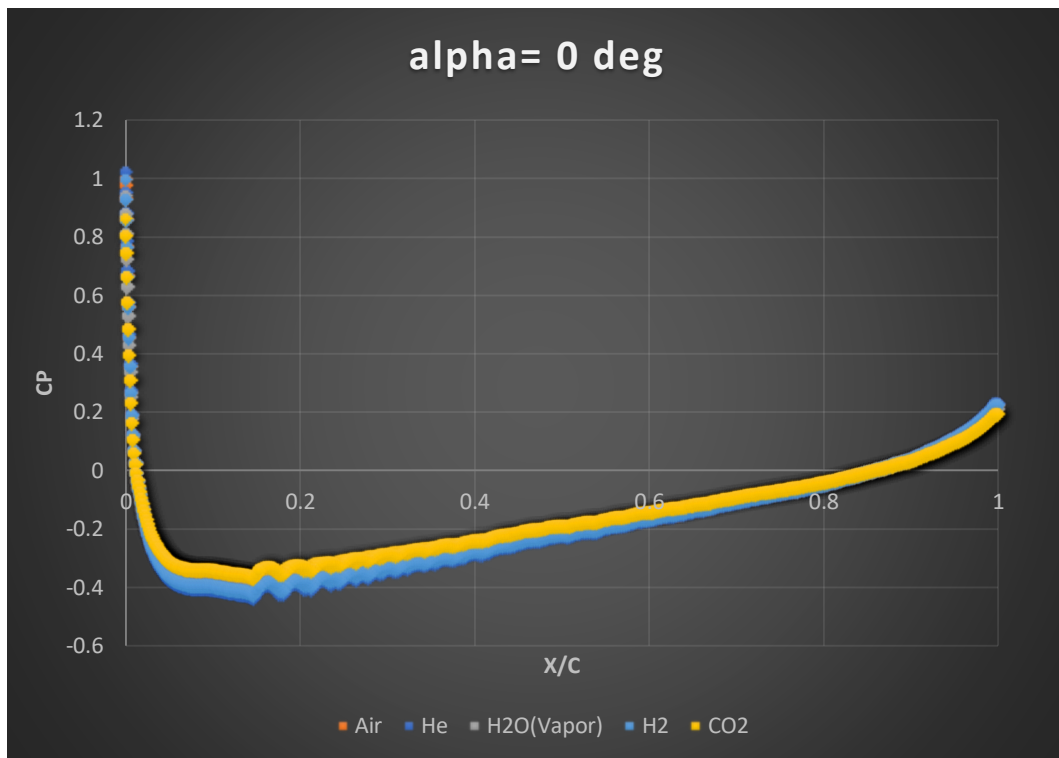
Σχήμα 5.12 Αποτελέσματα συντελεστή άνωσης Cl για M=0.258



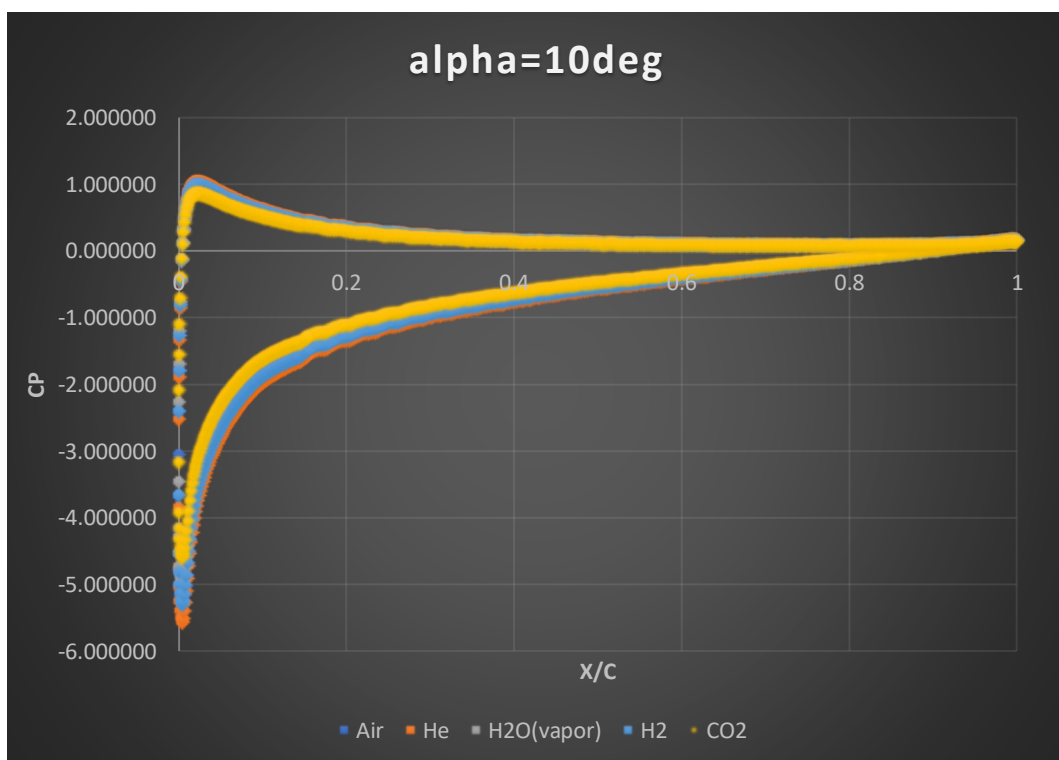
Σχήμα 5.13 Αποτελέσματα συντελεστή αντίστασης C_d για $M=0.258$



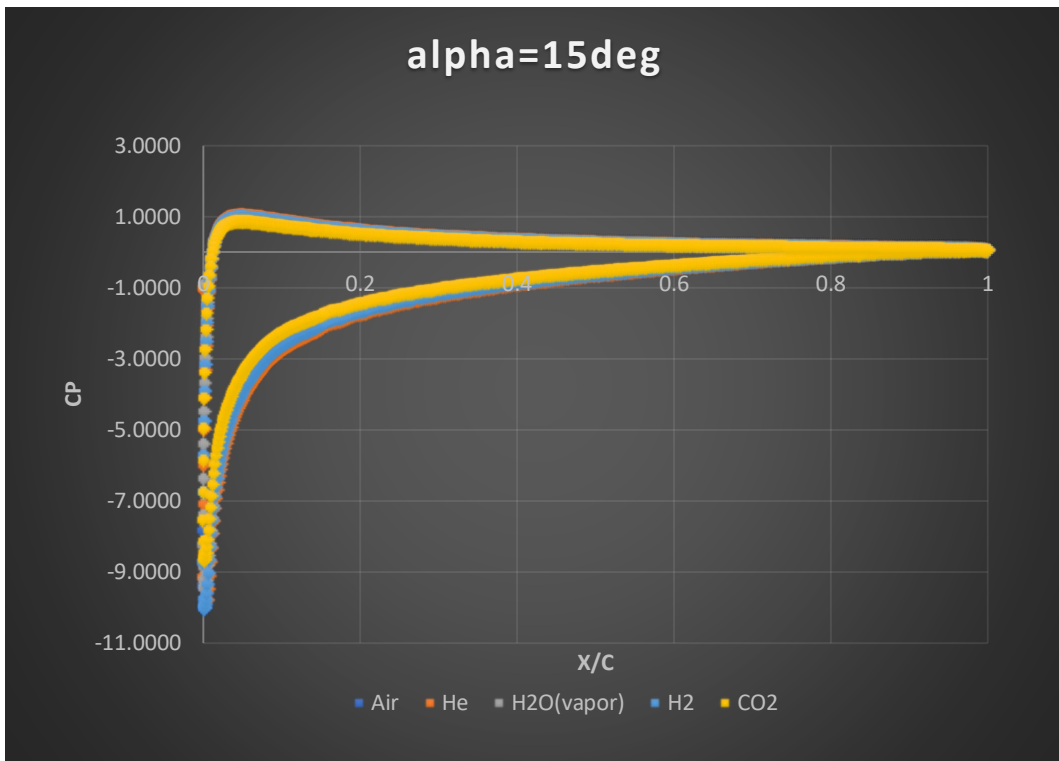
Σχήμα 5.14 Αποτελέσματα συντελεστών C_d και C_l για $M=0.258$



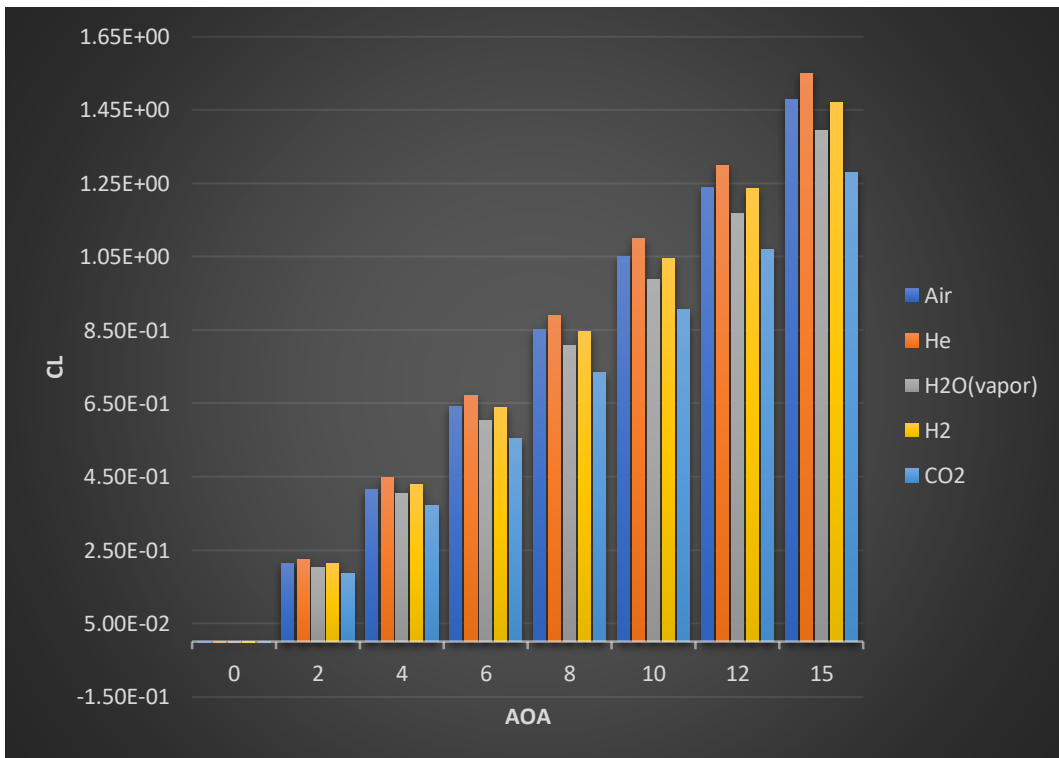
Σχήμα 5.15 Συντελεστής πίεσης C_p για 0° γωνία περίπτωσης $M=0.258$



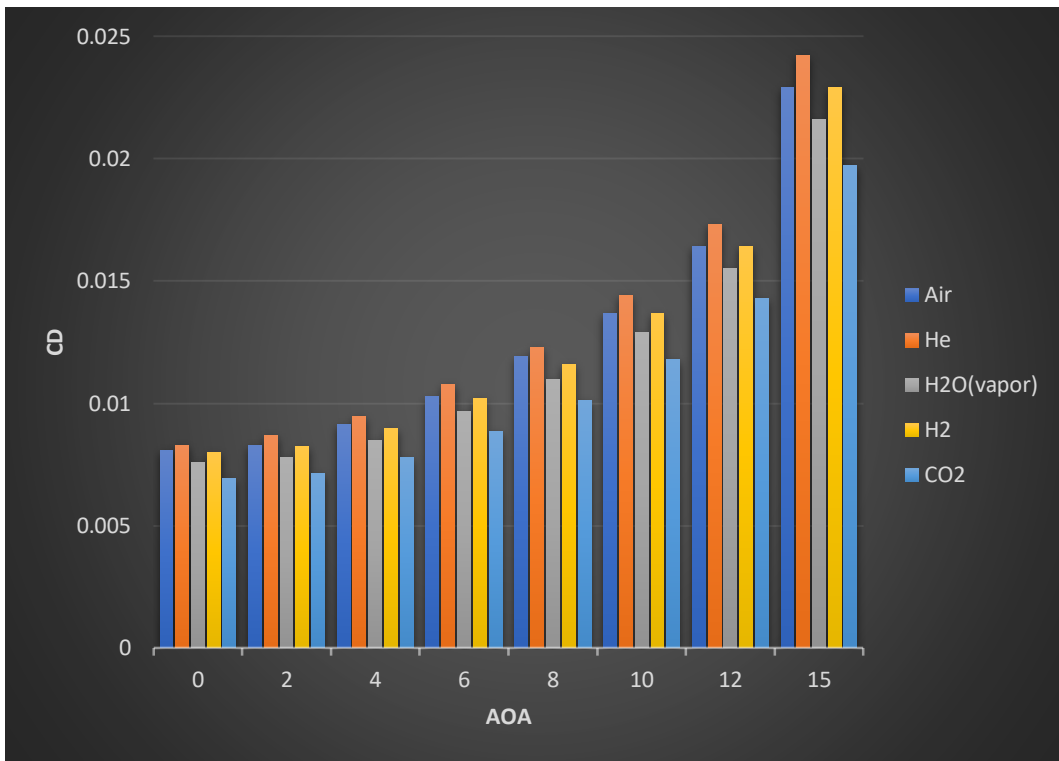
Σχήμα 5.16 Συντελεστής πίεσης C_p για 10° γωνία περίπτωσης $M=0.258$



Σχήμα 5.17 Συντελεστής πίεσης C_p για γωνία 15° γωνία περίπτωση $M=0.258$

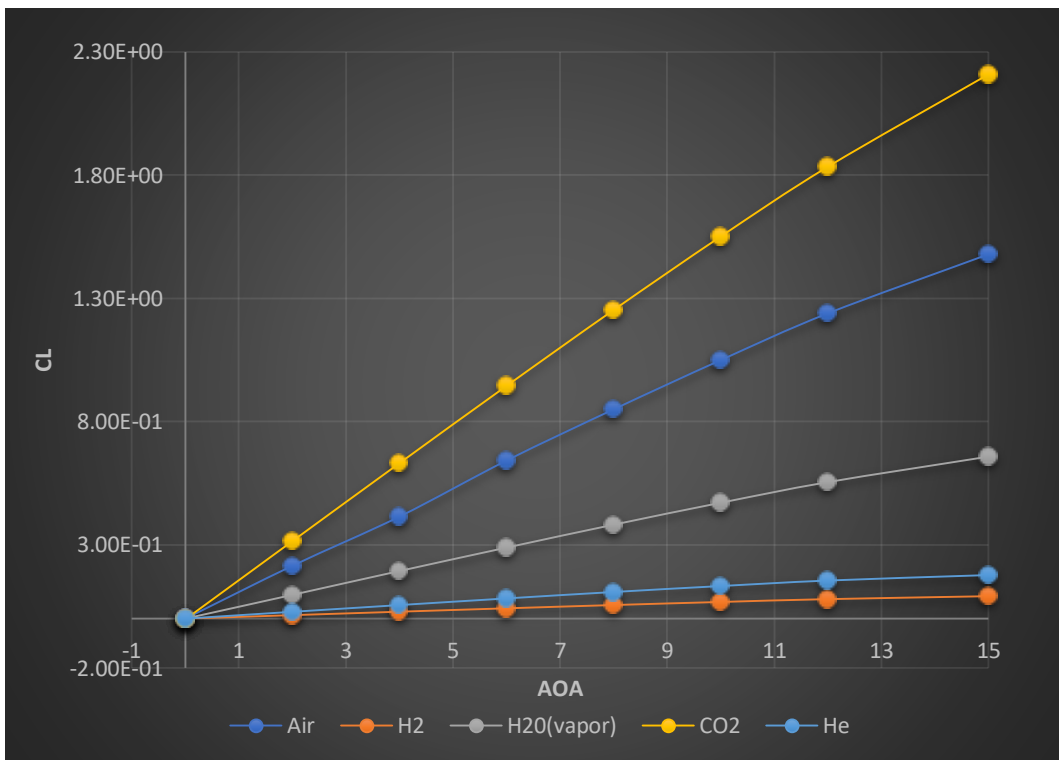


Σχήμα 5.18 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα συντελεστή C_l περίπτωση $M=0.258$

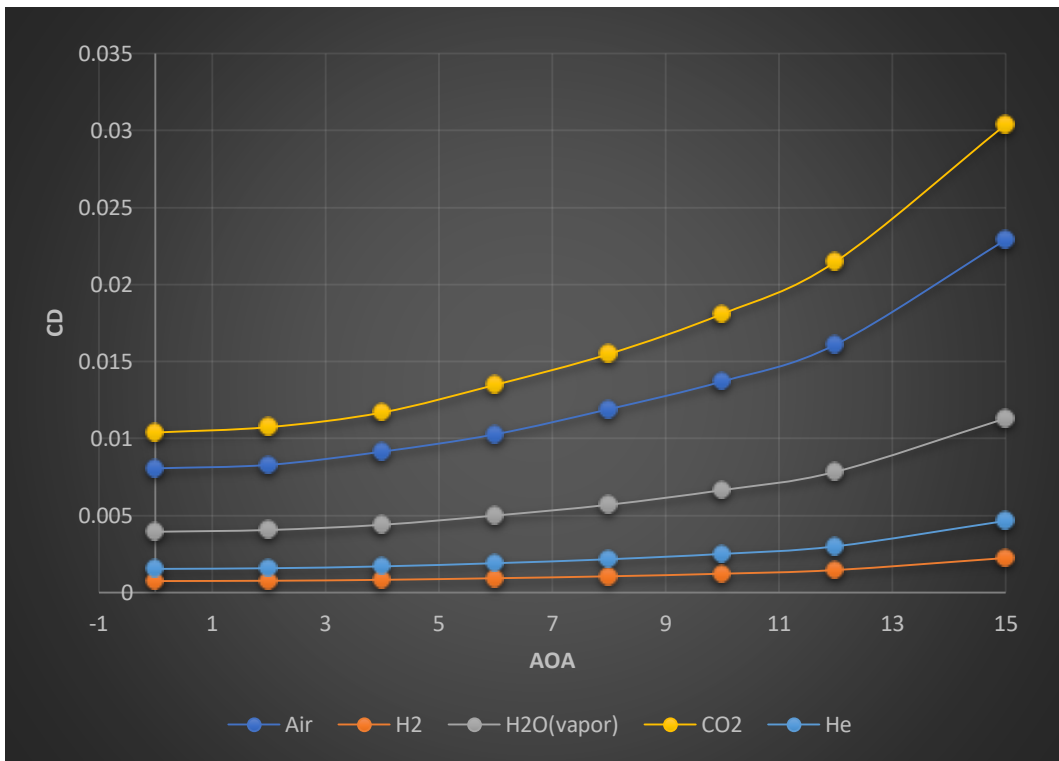


Σχήμα 5.19 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα συντελεστή C_d περίπτωση $M=0.258$

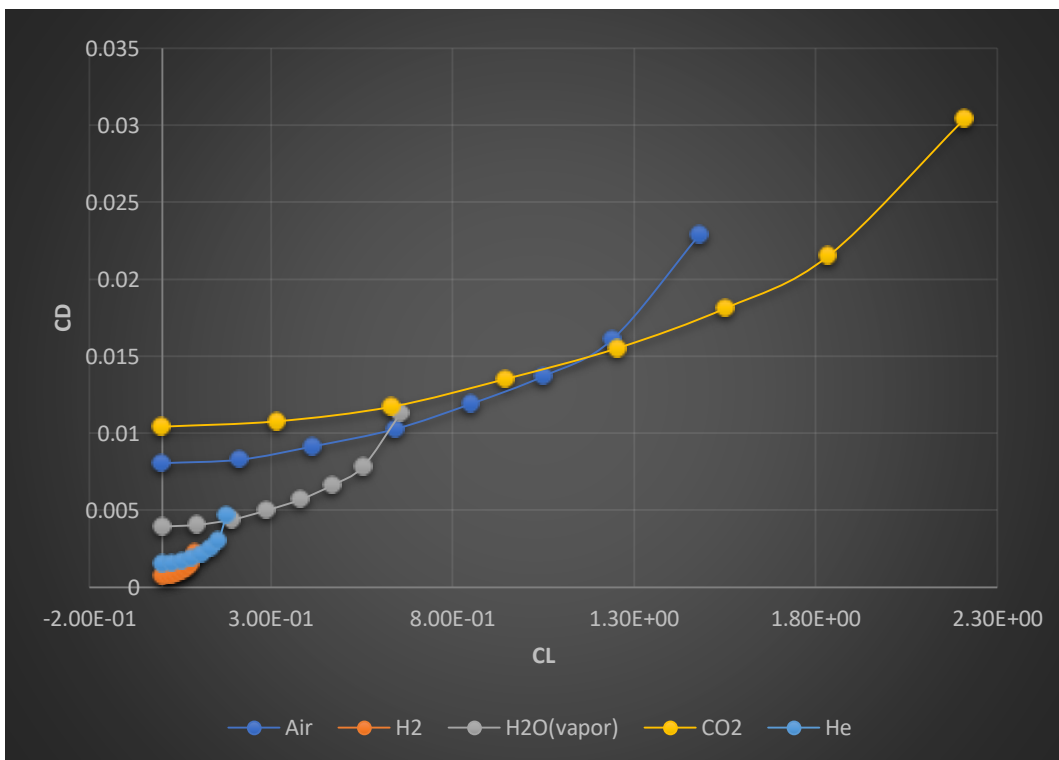
5.4 Περίπτωση ίδια ταχύτητα σε ίδια θερμοκρασία



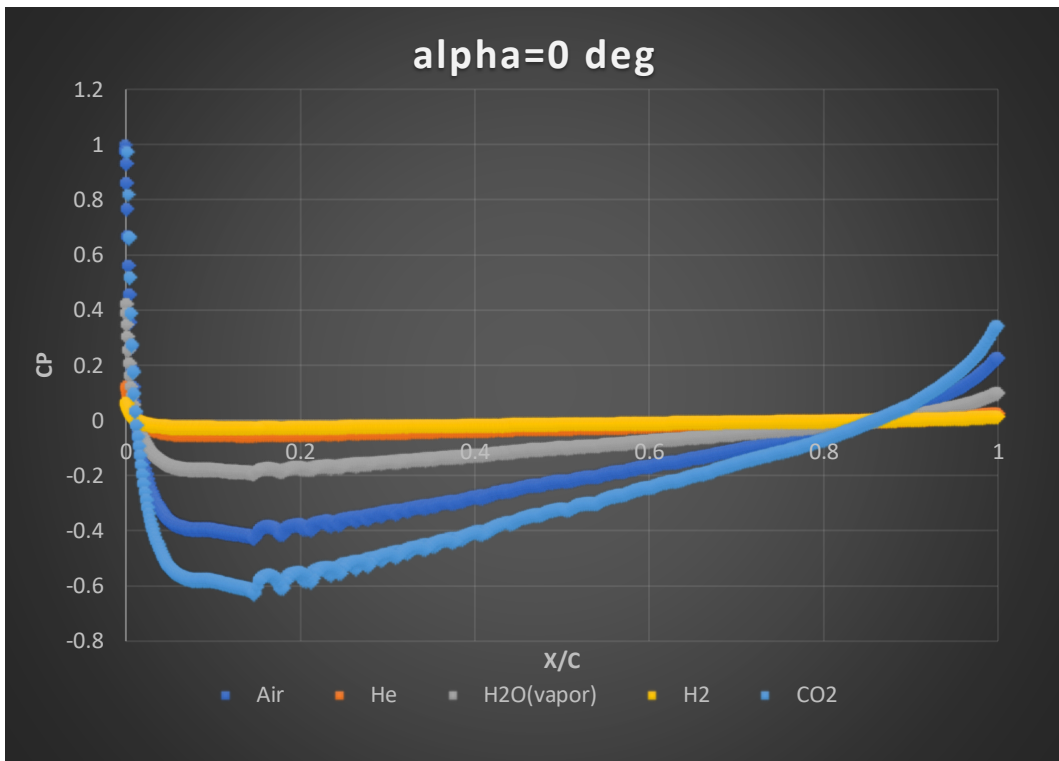
Σχήμα 5.20 Αποτελέσματα C_l σε όμοια ταχύτητα



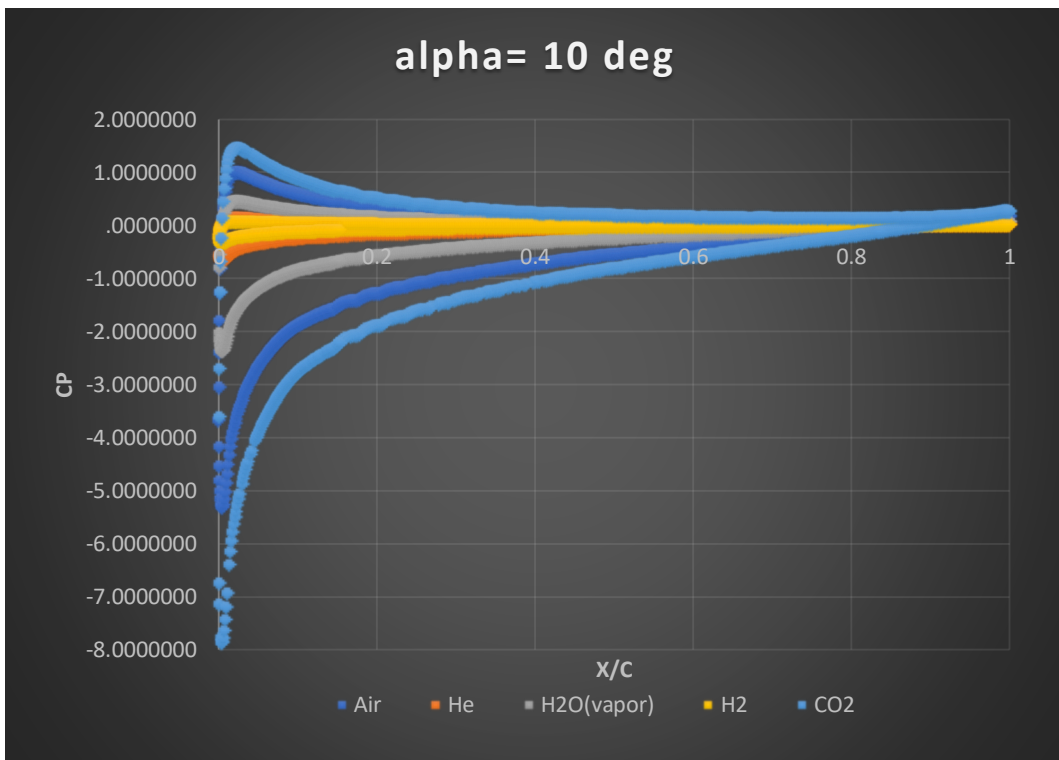
Σχήμα 5.21 Αποτελέσματα Cd για όμοια ταχύτητα



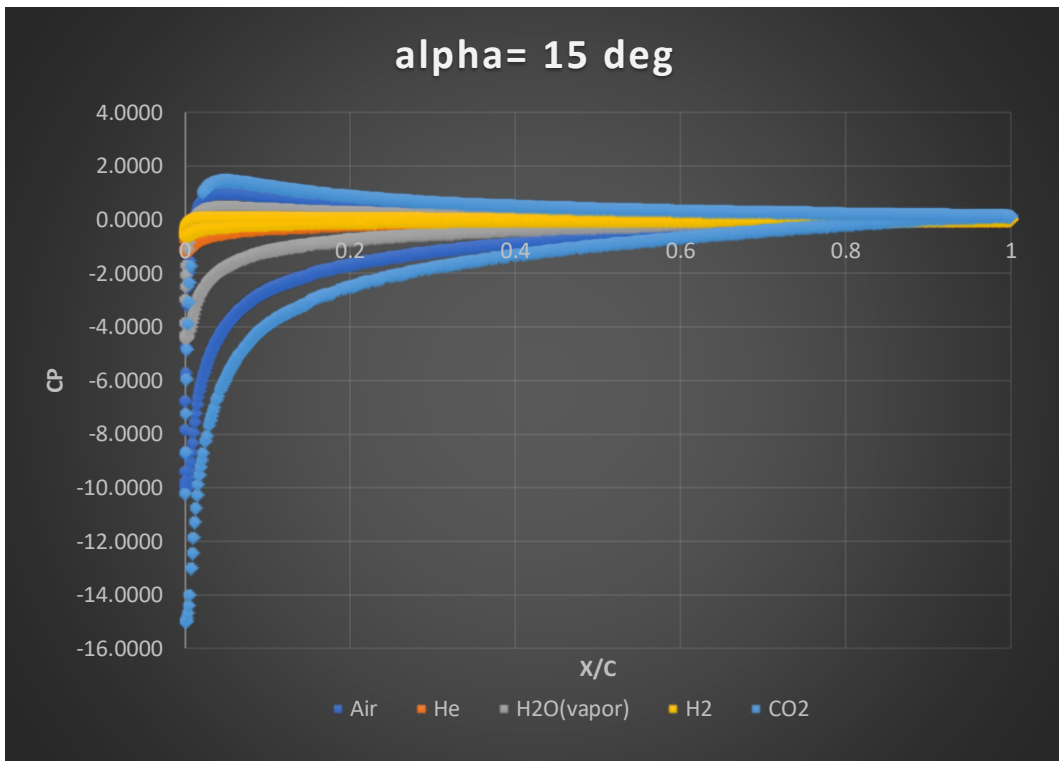
Σχήμα 5.22 Αποτελέσματα Cd, Cl για όμοια ταχύτητα



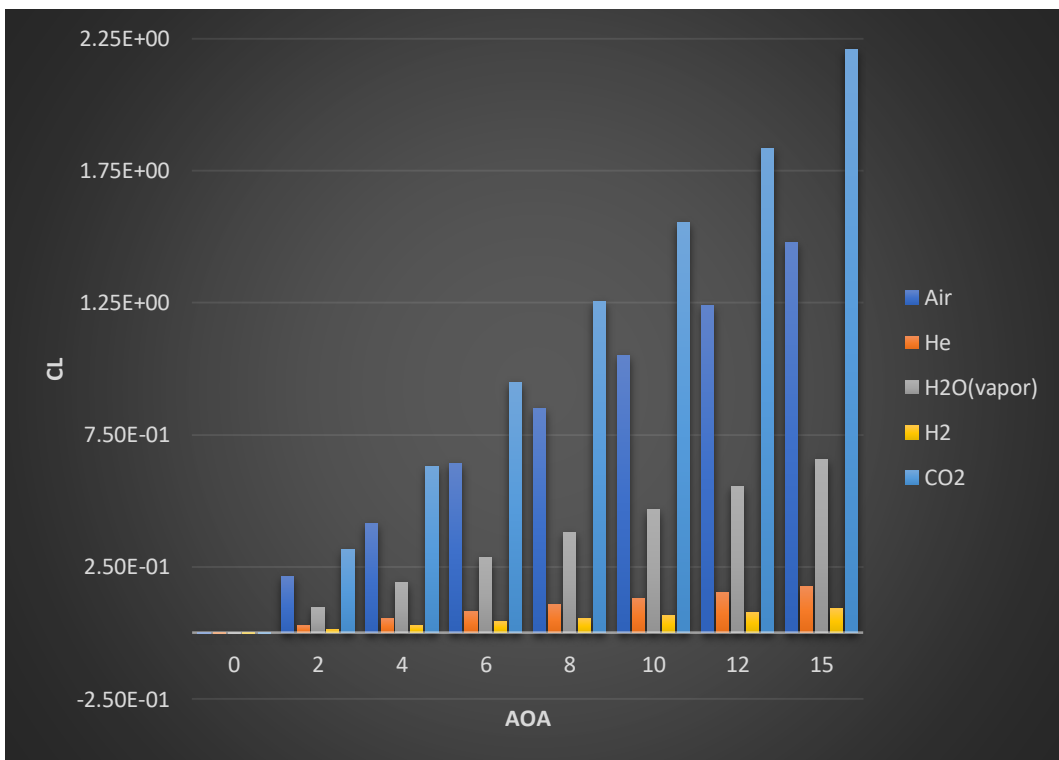
Σχήμα 5.23 Αποτελέσματα C_p για όμοια ταχύτητα και 0° γωνία



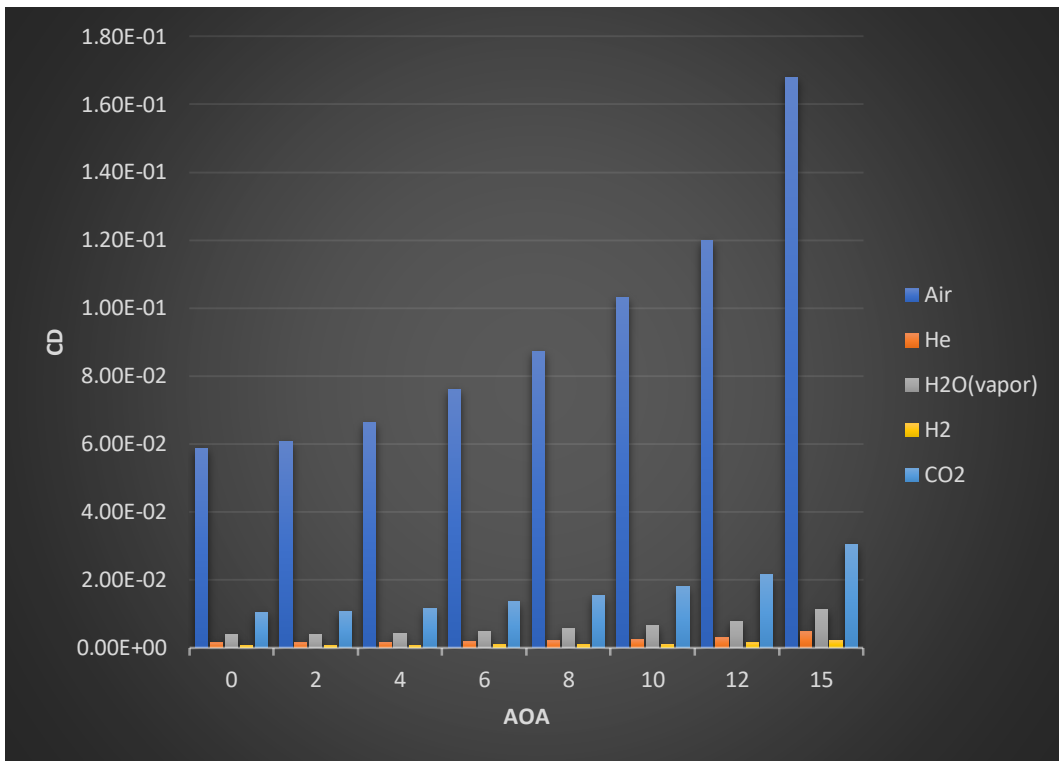
Σχήμα 5.24 Αποτελέσματα C_p για όμοια ταχύτητα και 10° γωνία



Σχήμα 5.25 Αποτελέσματα C_p για όμοια ταχύτητα και 15° γωνία

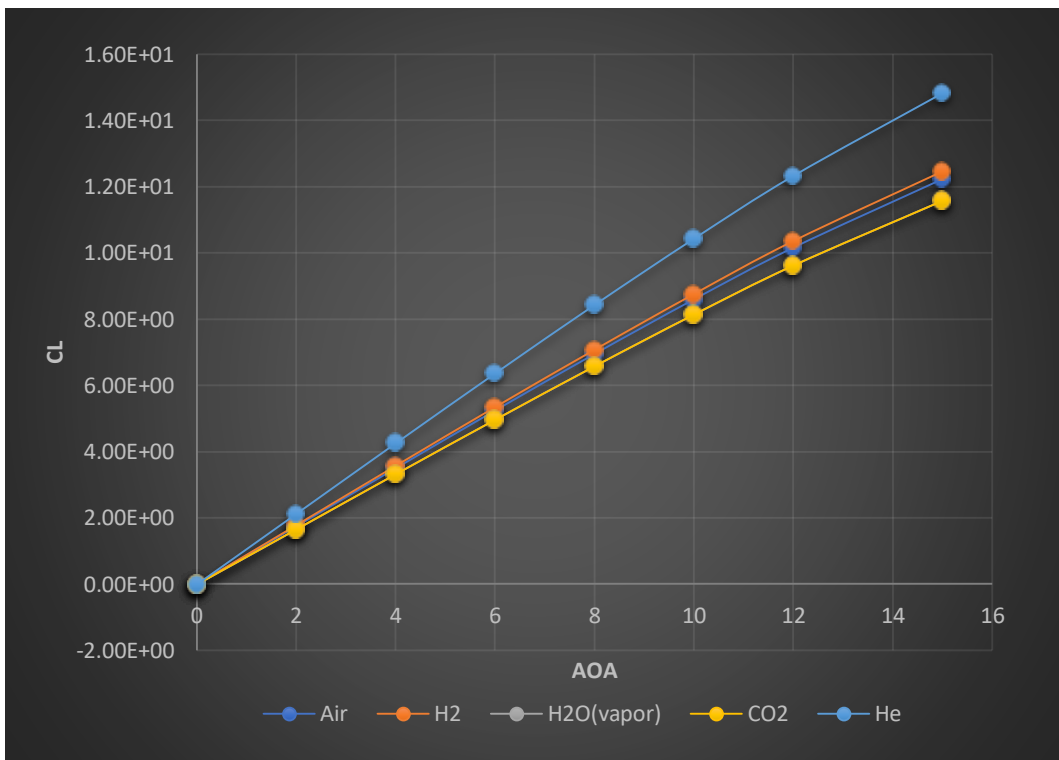


Σχήμα 5.26 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα C_l για ίδια ταχύτητα

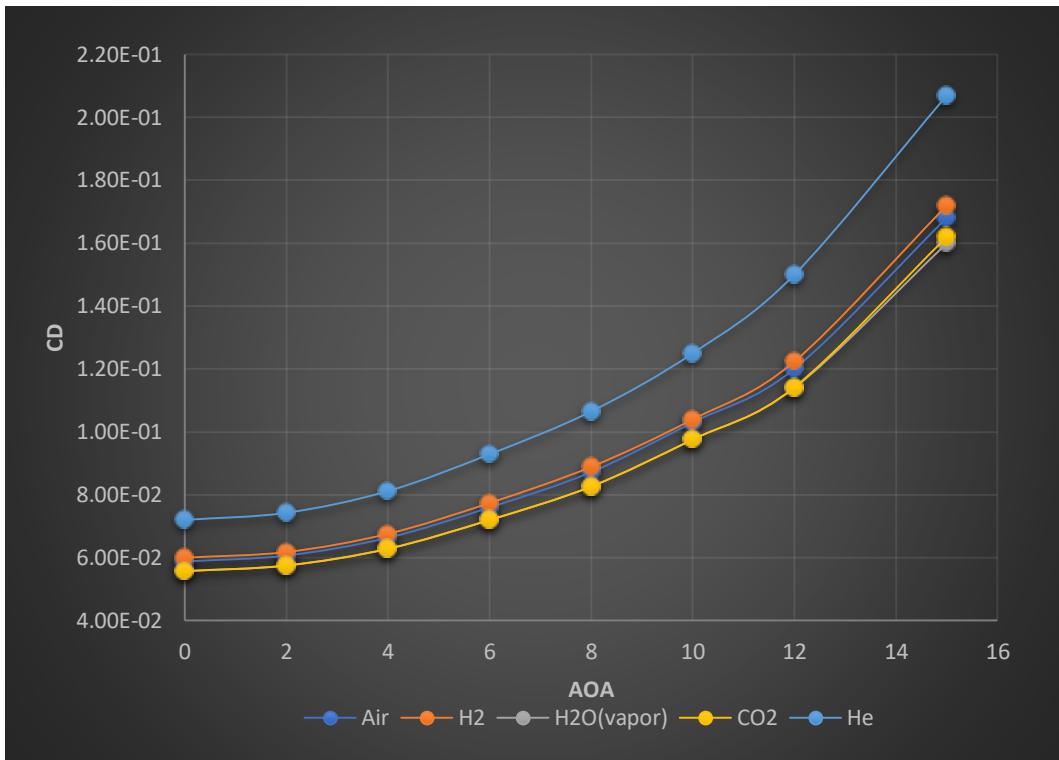


Σχήμα 5.27 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα Cd για ίδια ταχύτητα

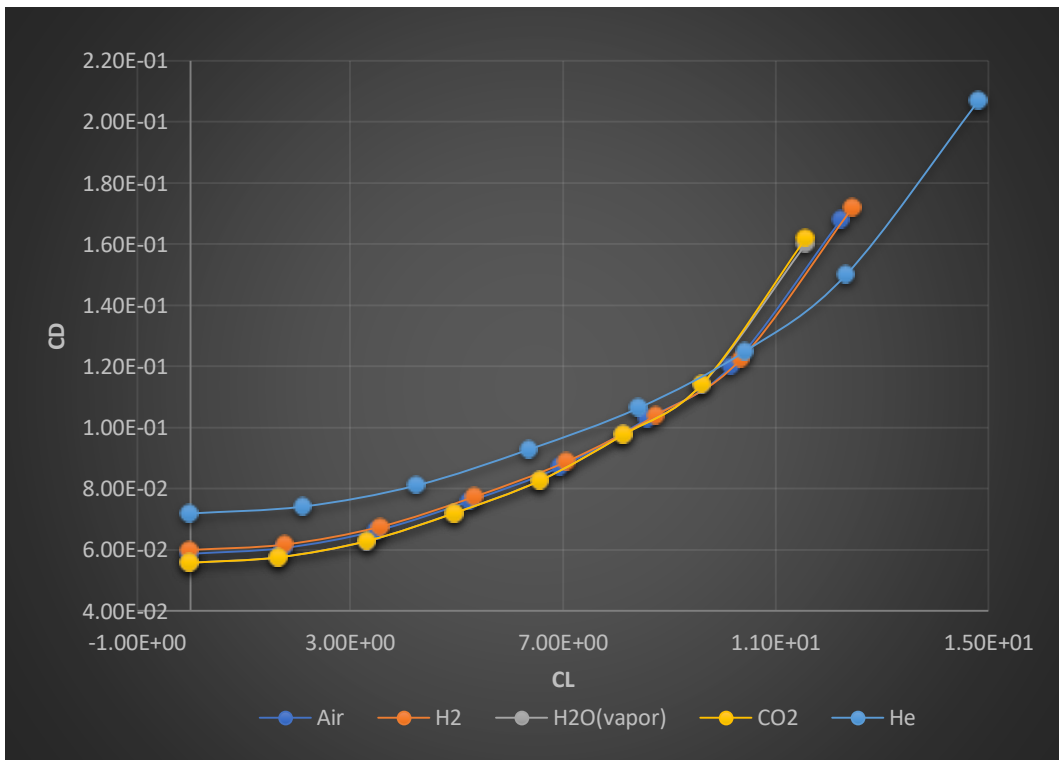
5.5 Περίπτωση Mach=0.75 και Re=10.5*10⁶



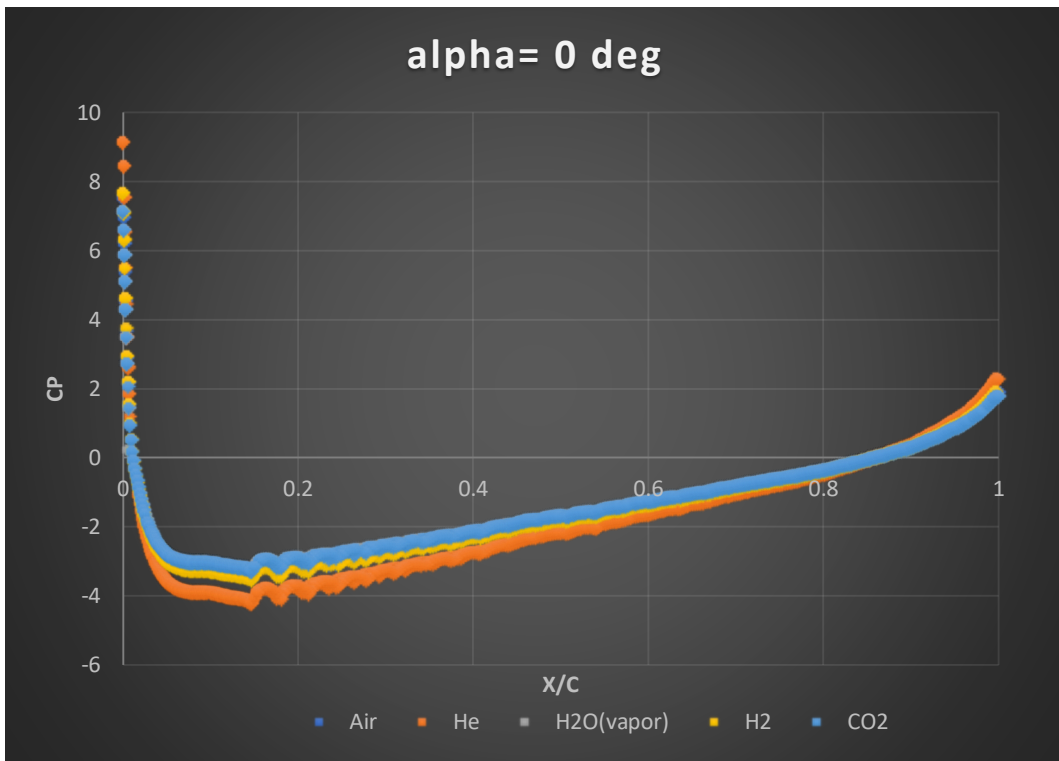
Σχήμα 5.28 Αποτελέσματα Cl για M=0.75



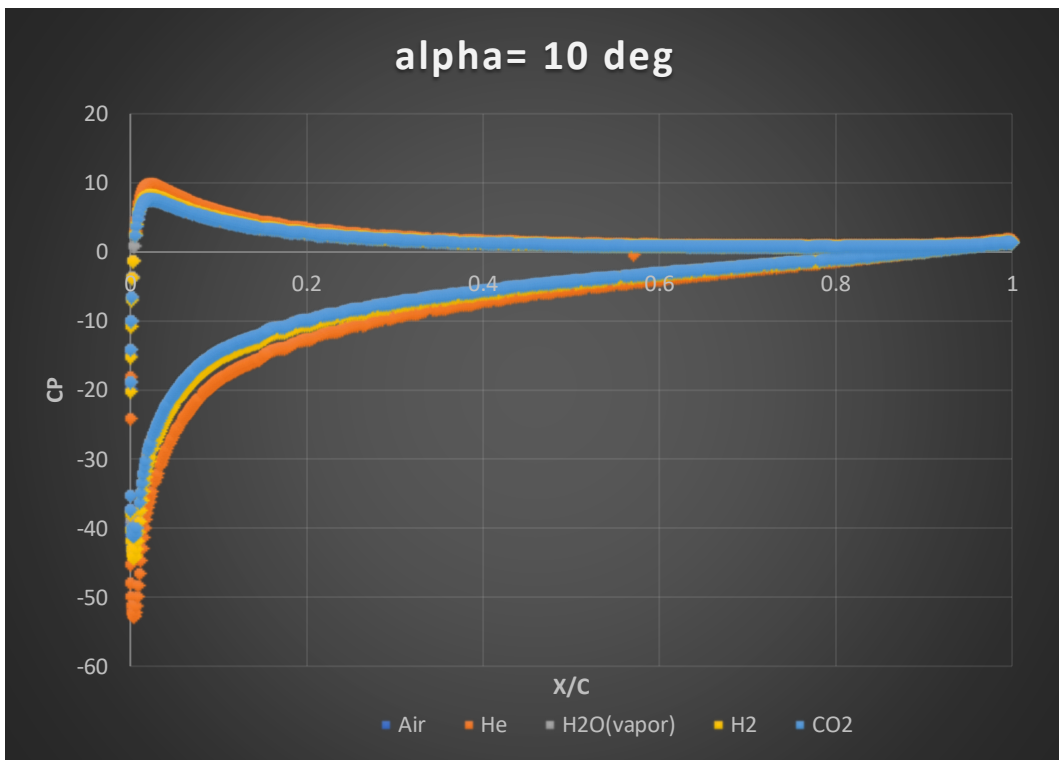
Σχήμα 5.29 Αποτελέσματα Cd για $M=0.75$



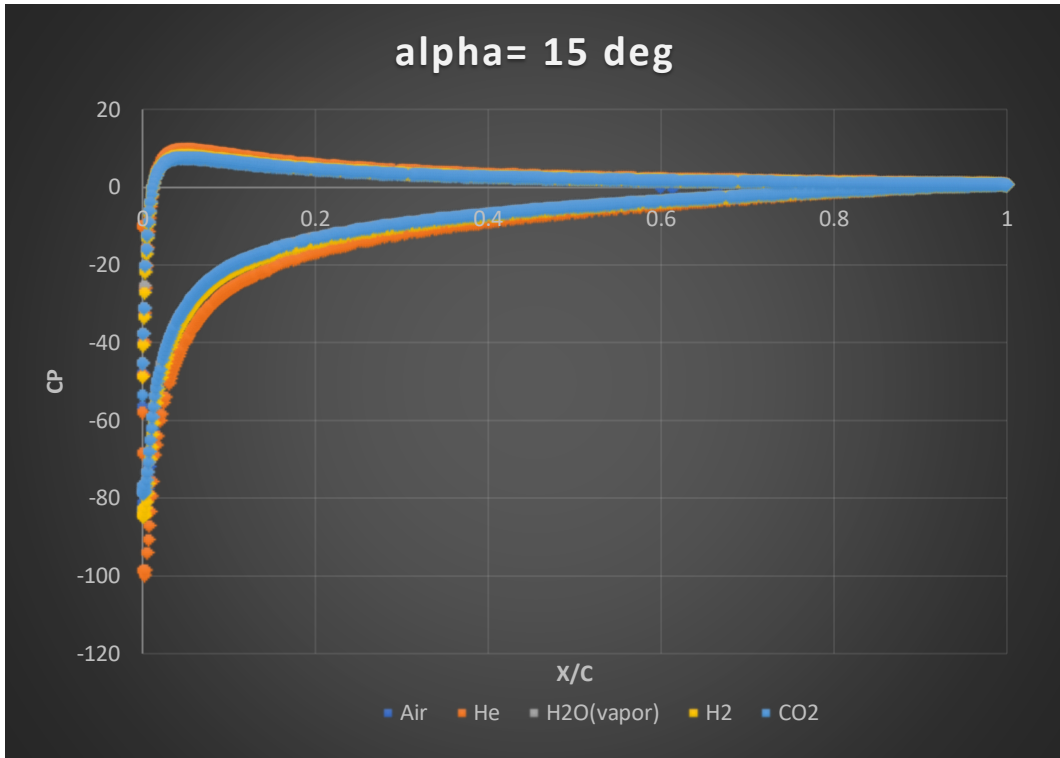
Σχήμα 5.30 Αποτελέσματα Cd, Cl για $M=0.75$



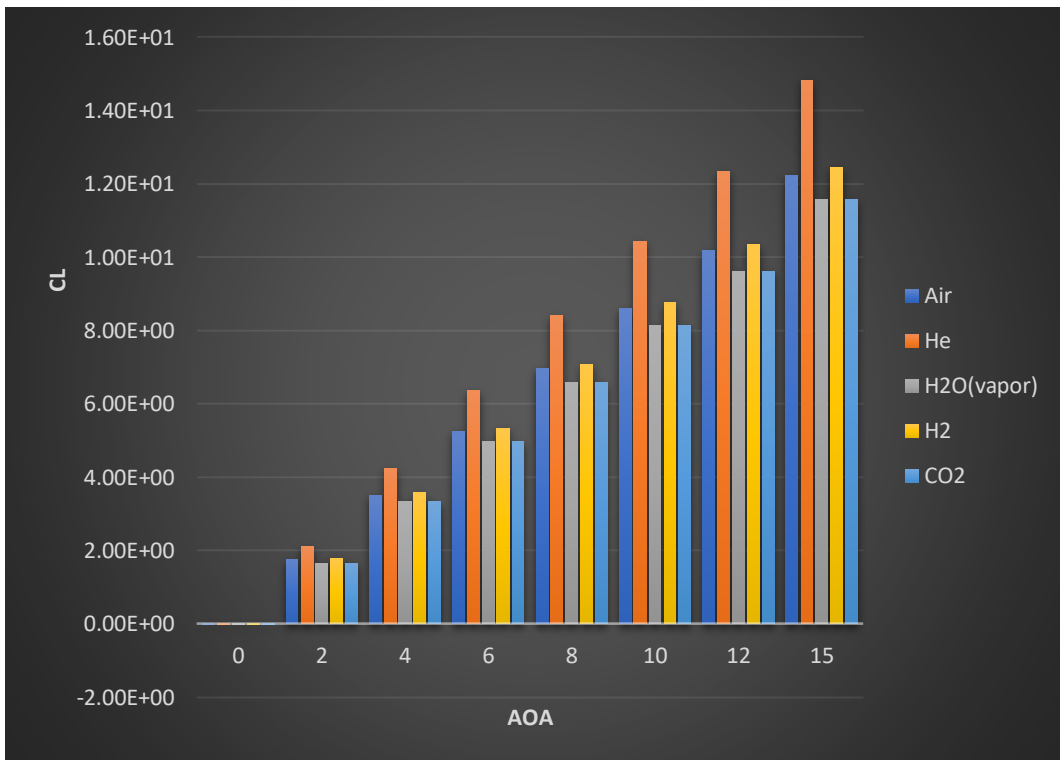
Σχήμα 5.31 Αποτελέσματα πίεσης C_p για $M=0.75$ σε 0° γωνία



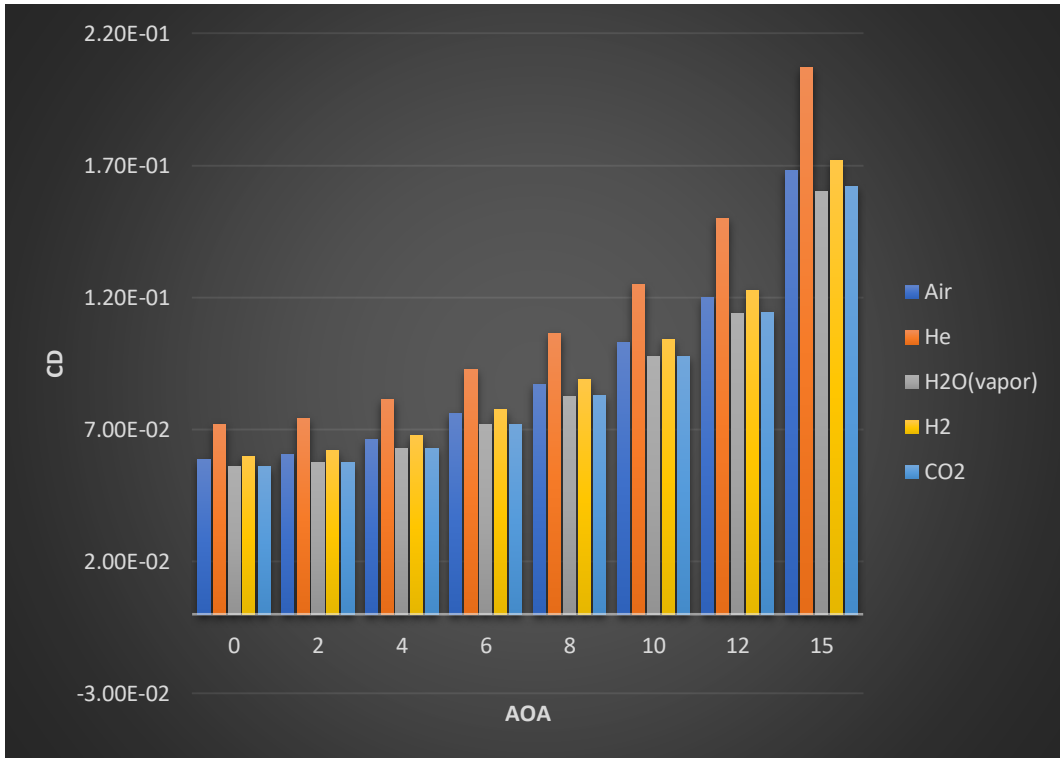
Σχήμα 5.32 Αποτελέσματα πίεσης C_p για $M=0.75$ σε 10° γωνία



Σχήμα 5.33 Αποτελέσματα πίεσης C_p για $M=0.75$ σε 15° γωνία

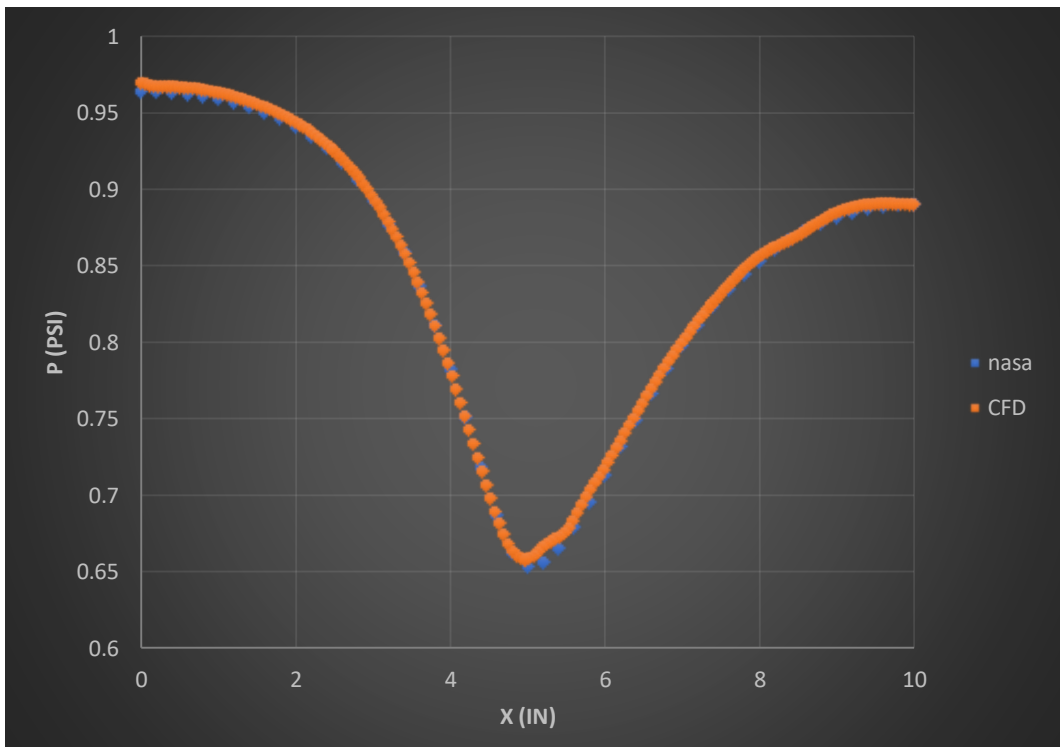


Σχήμα 5.34 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα C_l για $M=0.75$

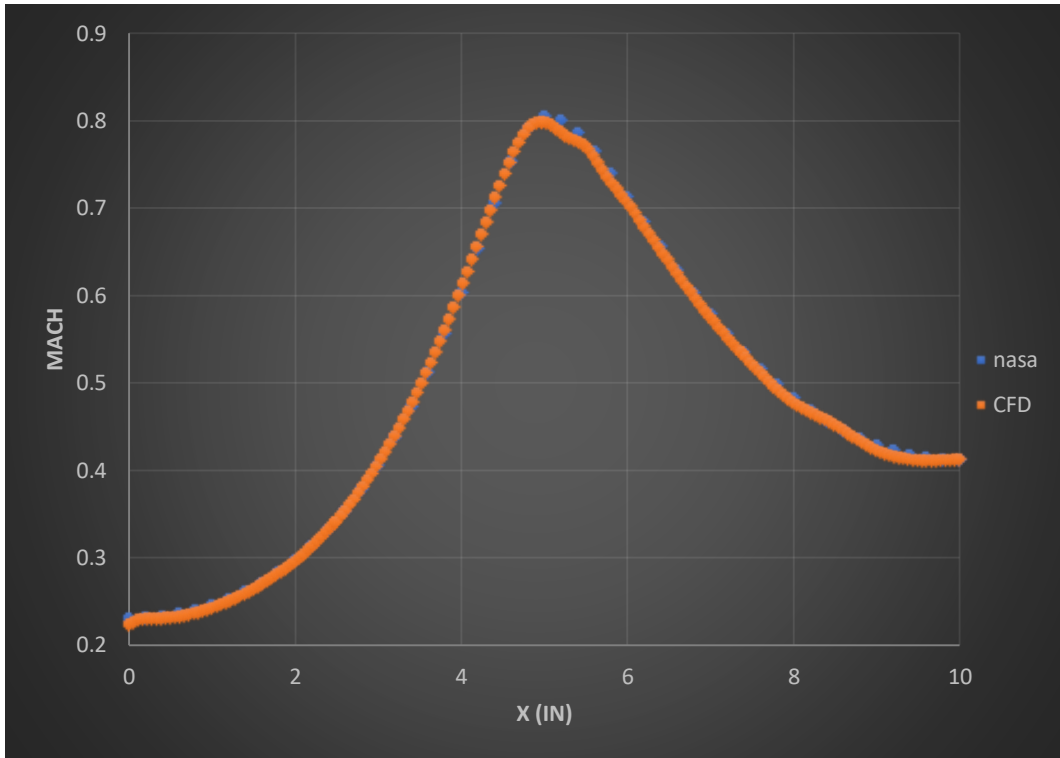


Σχήμα 5.35 Συγκεντρωτικά αποτελέσματα C_d για $M=0.75$

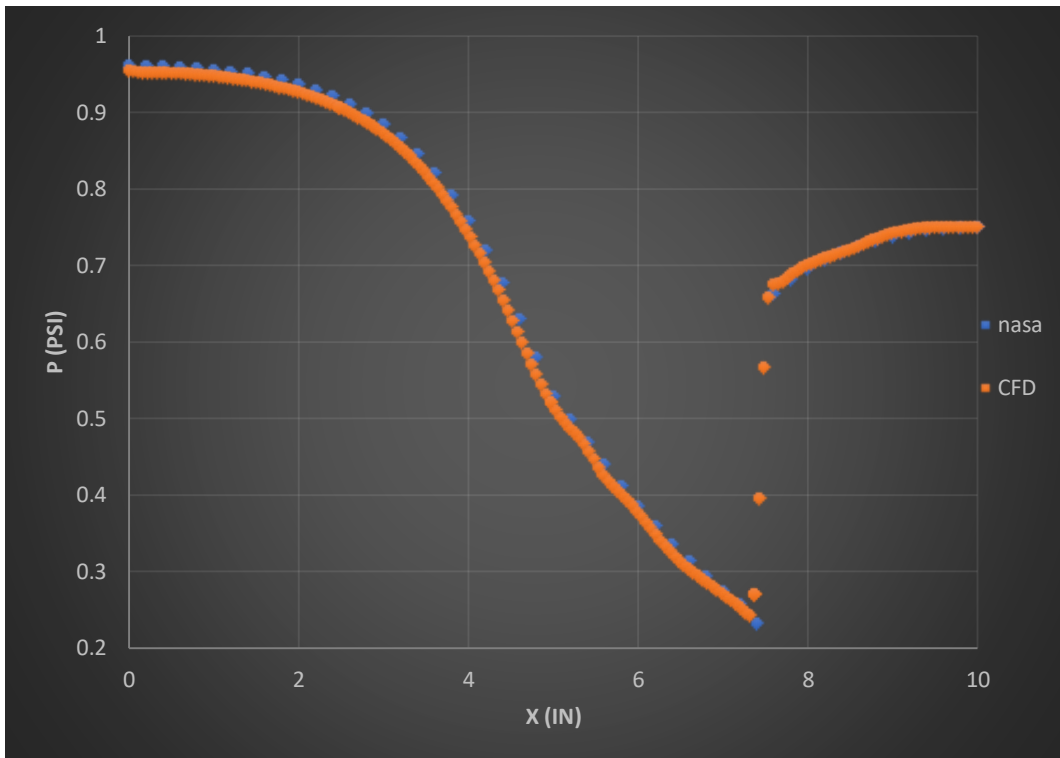
5.6 Εγκυρότητα αποτελεσμάτων ακροφυσίου



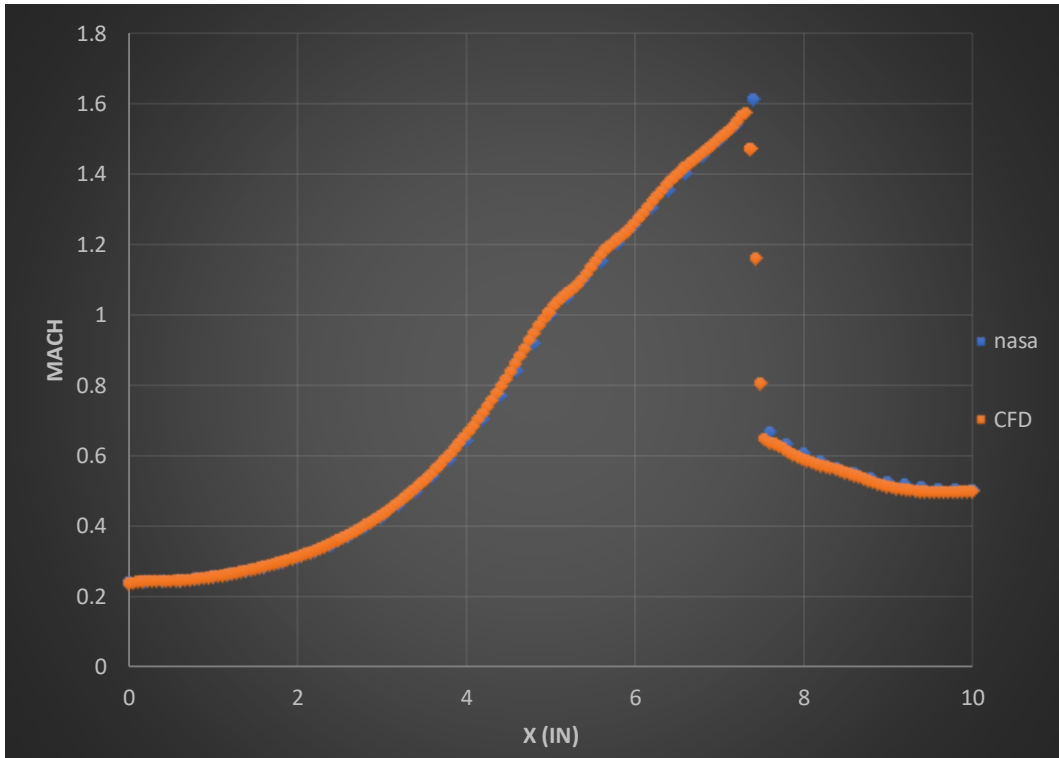
Σχήμα 5.36 Σύγκριση αποτελεσμάτων στατικής πίεσης με πειραματικά για υποηχητική ροή



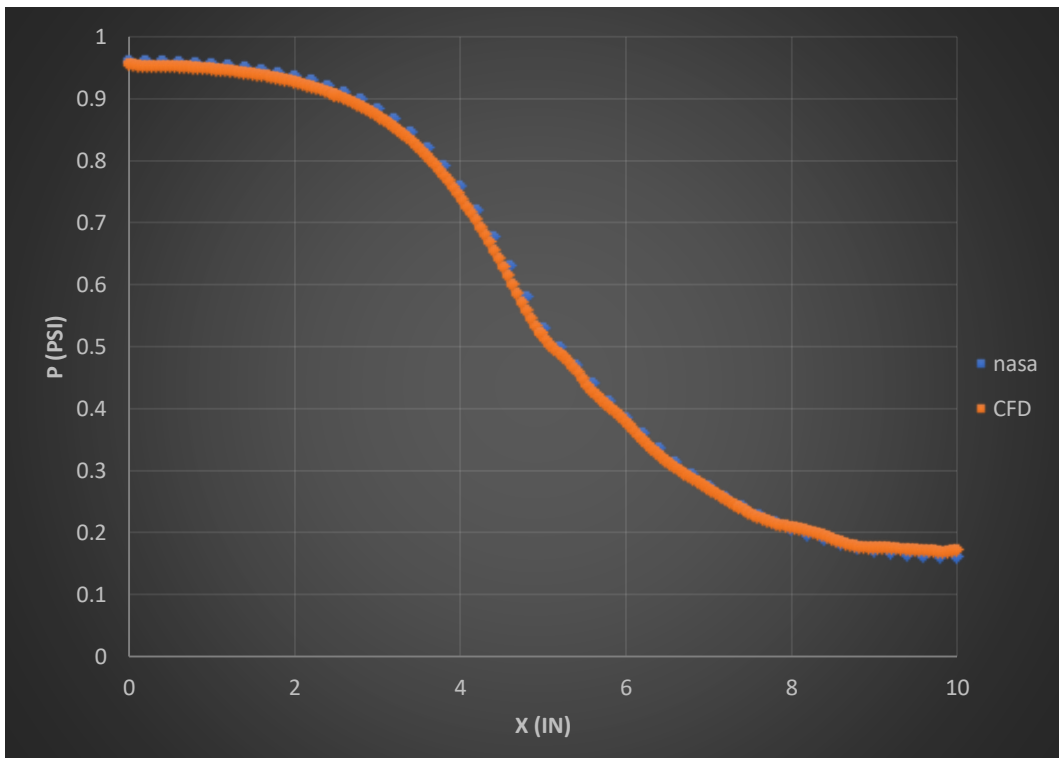
Σχήμα 5.37 Σύγκριση αποτελεσμάτων Mach με πειραματικά για υποηχητική ροή



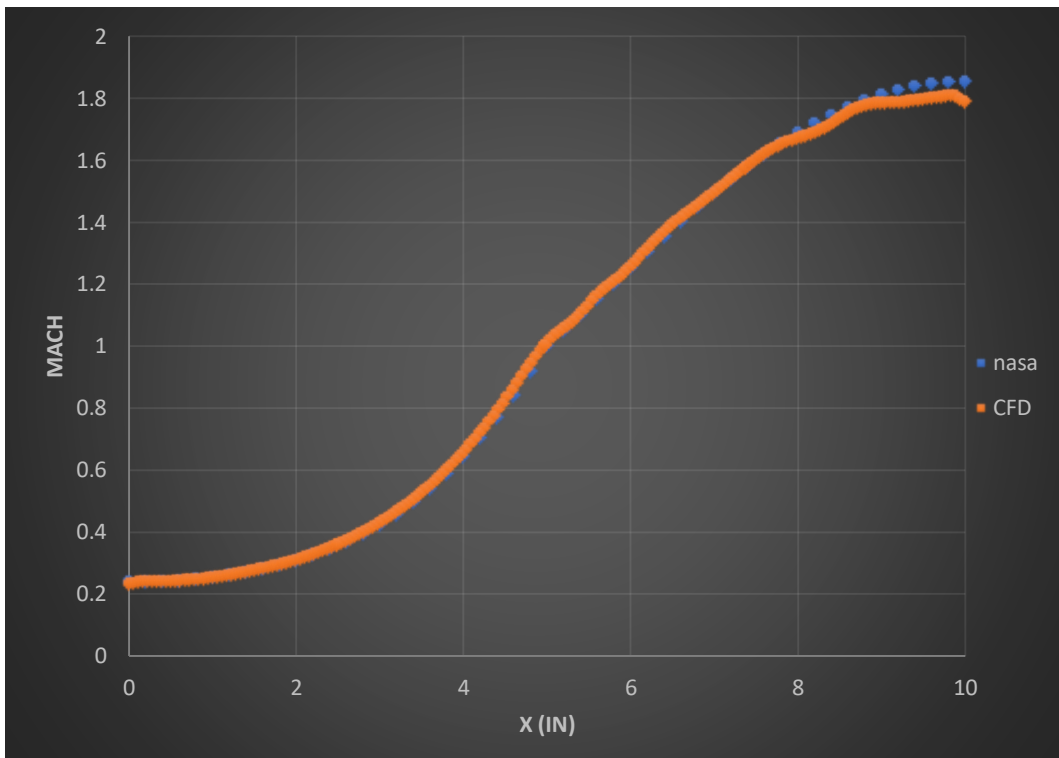
Σχήμα 5.38 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης με πειραματικά για περίπτωση κρουστικού κύματος



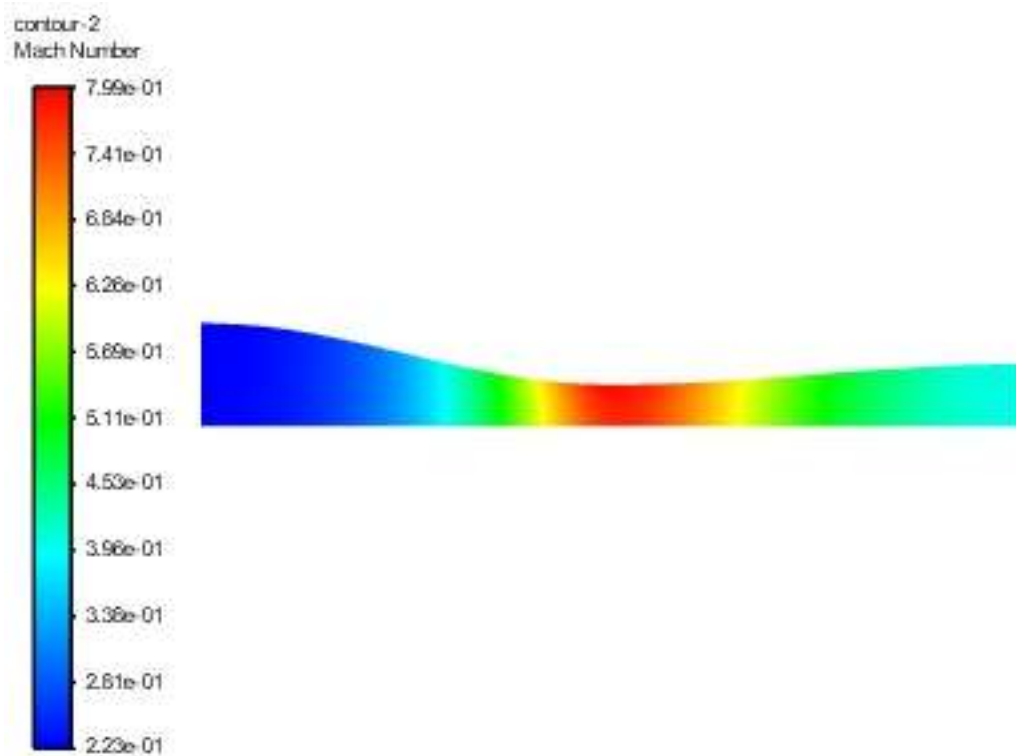
Σχήμα 5.39 Σύγκριση αποτελεσμάτων Mach με πειραματικά για περίπτωση κρουστικού κύματος



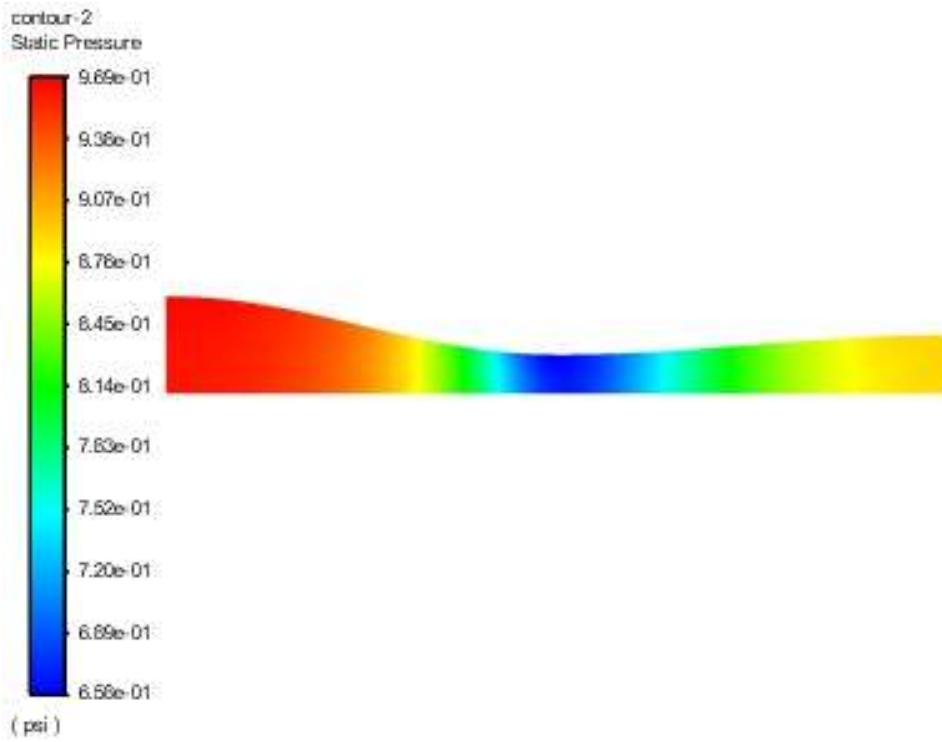
Σχήμα 5.40 Σύγκριση αποτελεσμάτων πίεσης με πειραματικά για περίπτωση αποχώρησης κρουστικού κύματος



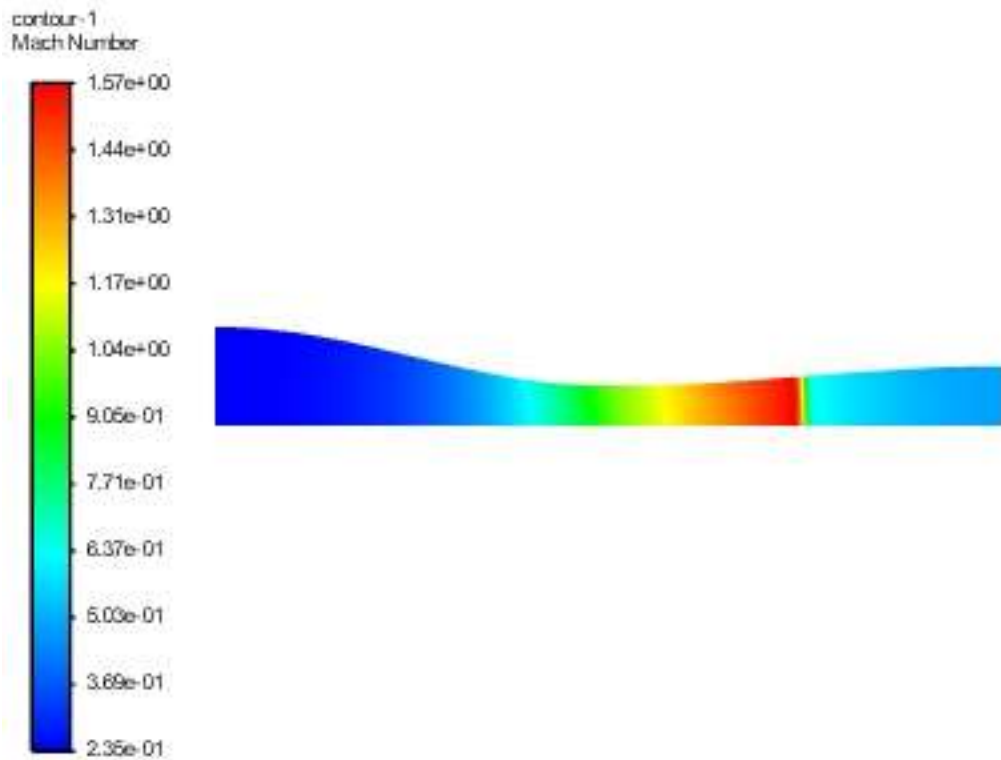
Σχήμα 5.41 Σύγκριση αποτελεσμάτων Mach για περίπτωση αποχώρησης του κρουστικού κύματος



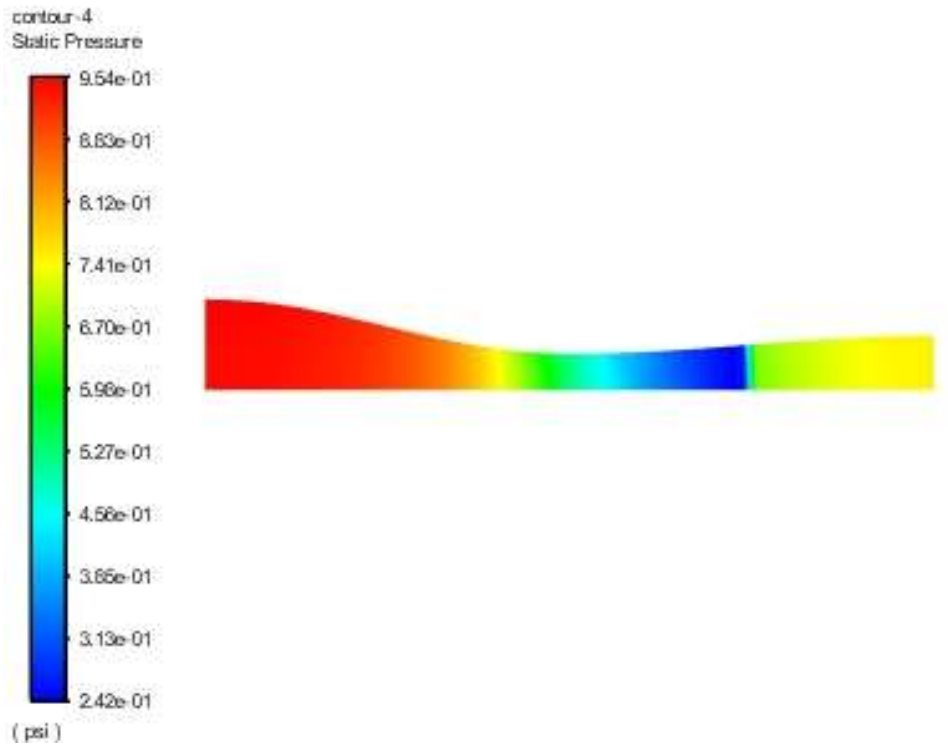
Σχήμα 5.42 Οπτικοποίηση μεταβολής Mach για υποηχητική ροή



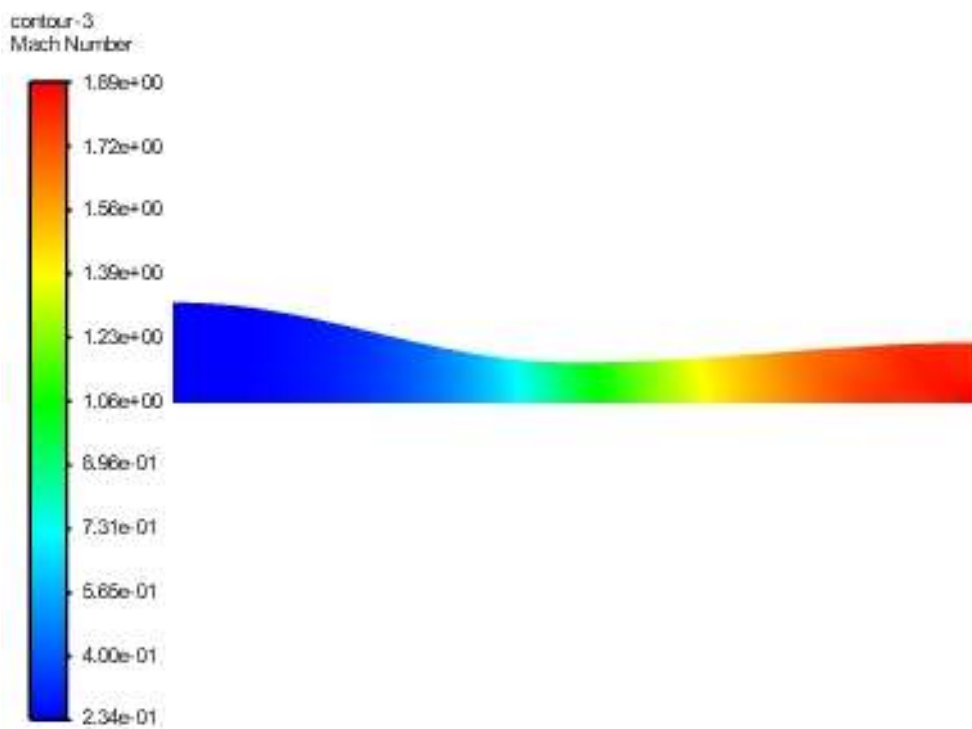
Σχήμα 5.43 Οπτικοποίηση μεταβολής στατικής πίεσης για υποηχητική ροή



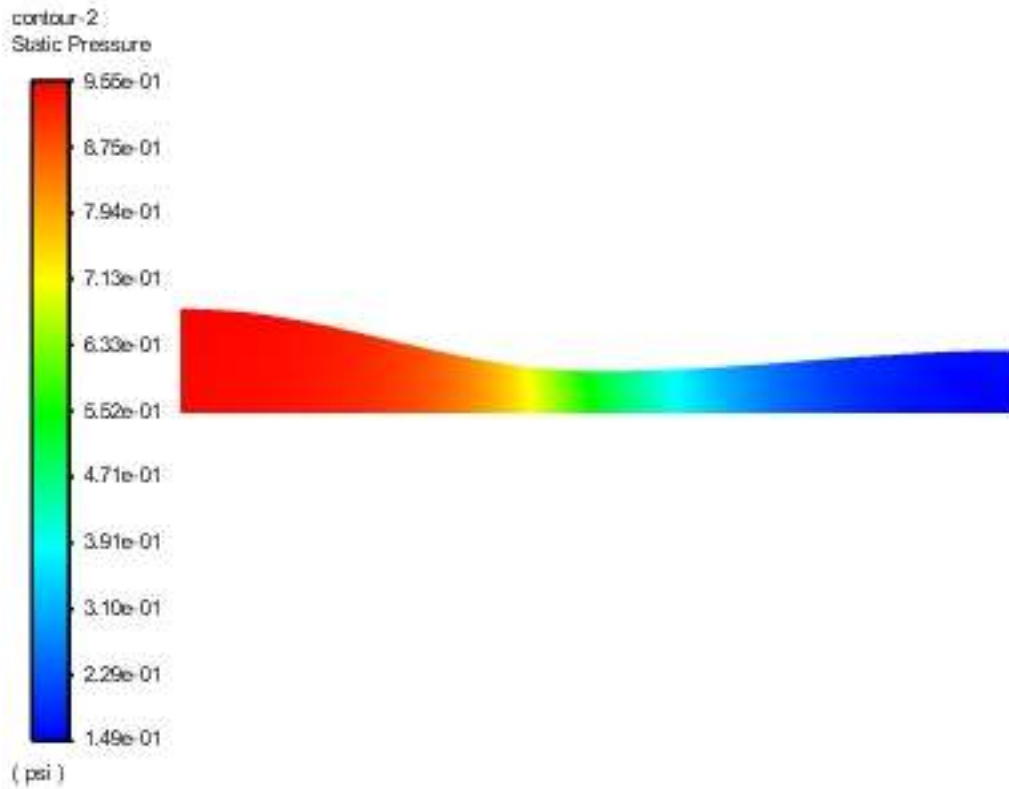
Σχήμα 5.44 Οπτικοποίηση μεταβολής Mach για κρουστικό κύμα



Σχήμα 5.45 Οπτικοποίηση μεταβολής στατικής πίεσης για κρουστικό κύμα

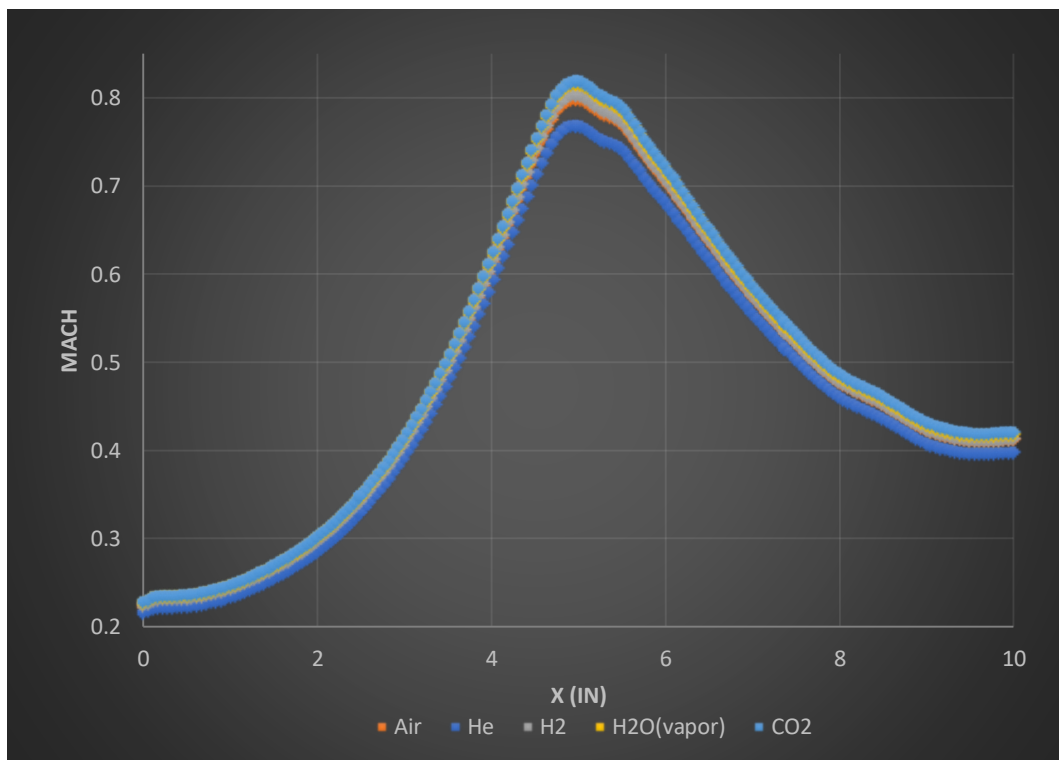


Σχήμα 5.36 Οπτικοποίηση μεταβολής Mach για αποχώρηση κρουστικού κύματος

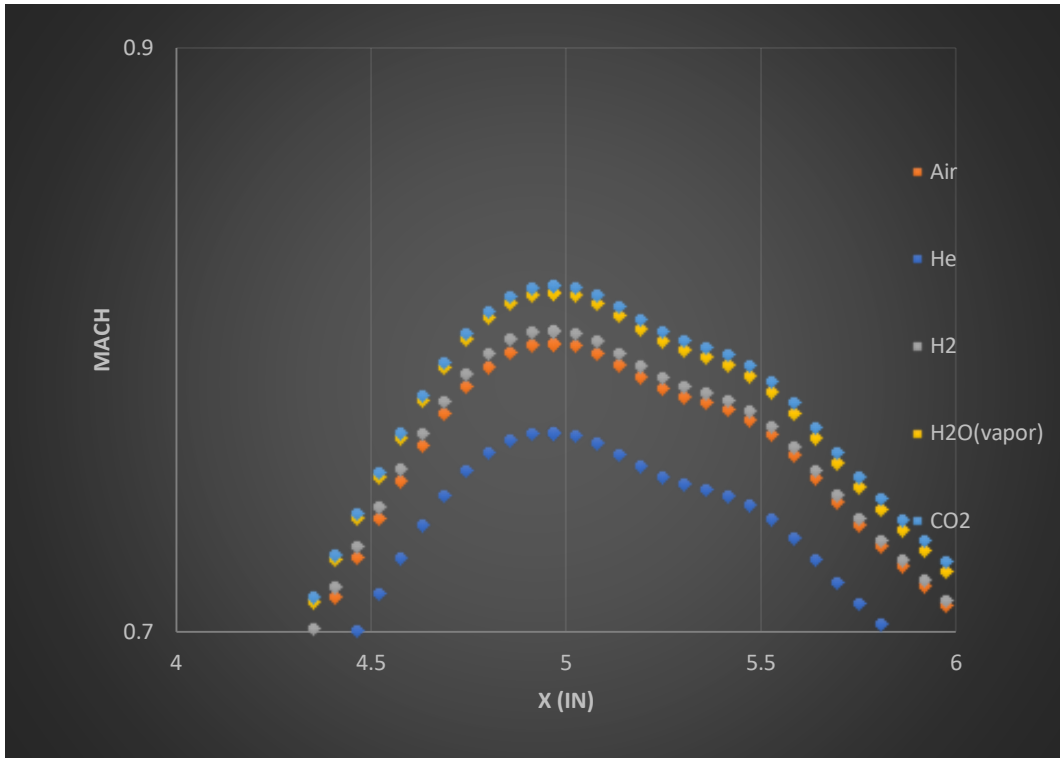


Σχήμα 4.47 Οπτικοποίηση μεταβολής στατικής πίεσης για αποχώρηση υποχημικού κτύπου

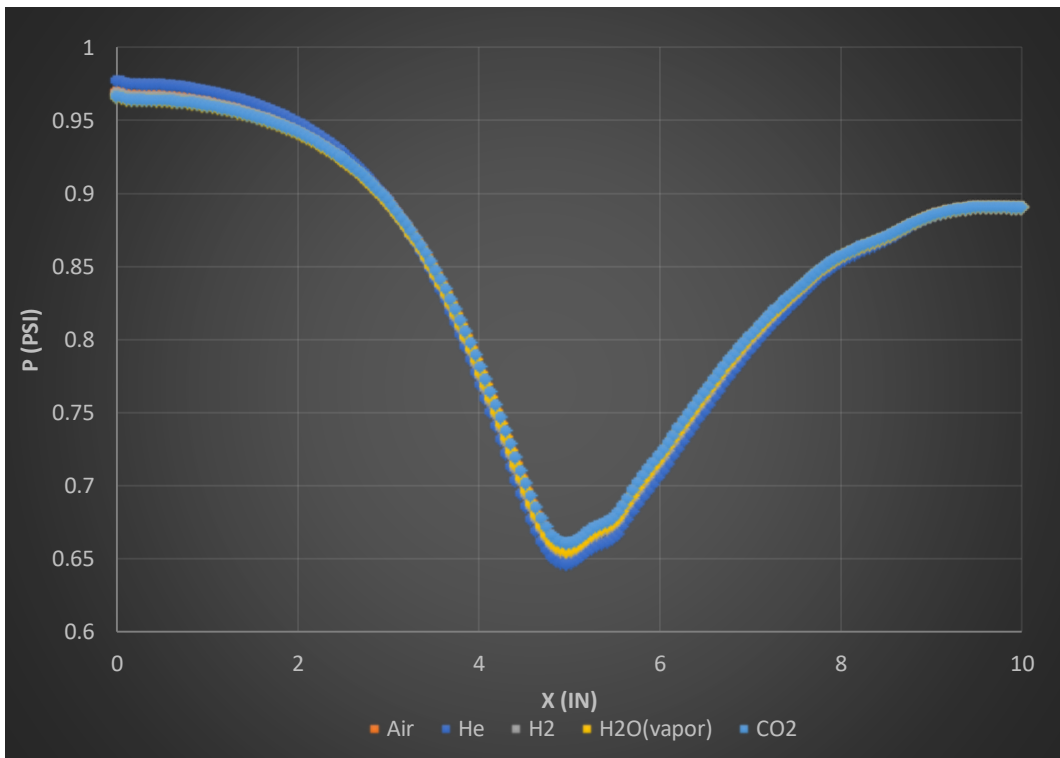
5.7 Αποτελέσματα ακροφυσίου



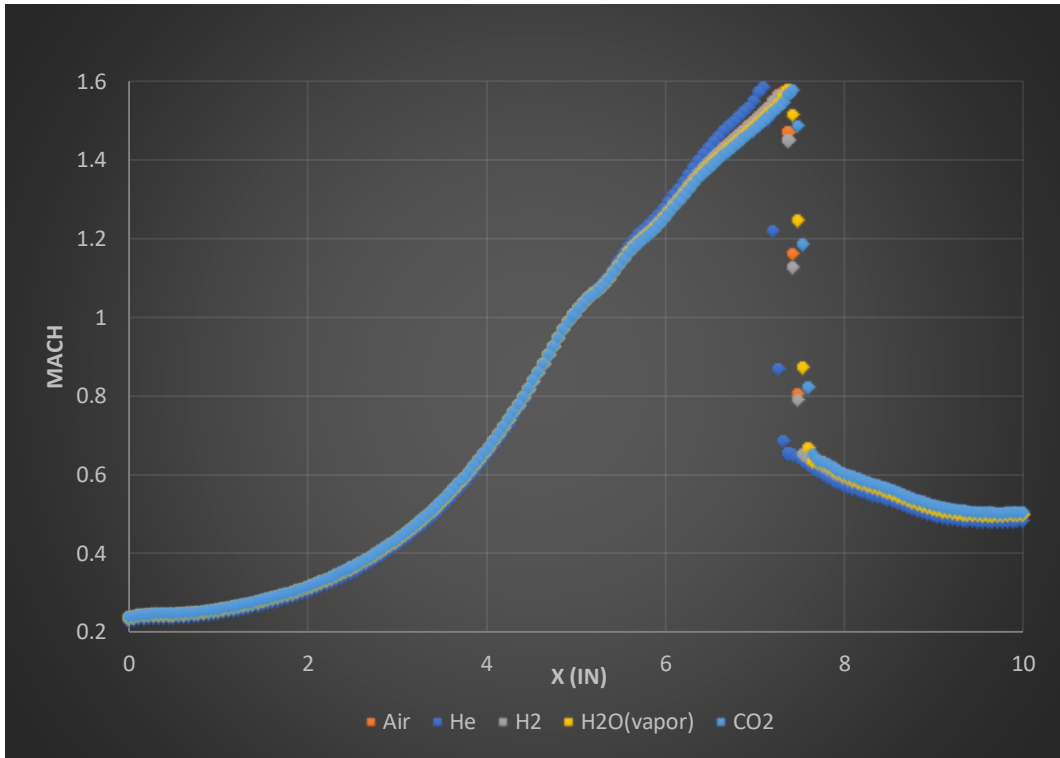
Σχήμα 5.48 Αποτελέσματα Mach για περίπτωση υποχημικής ροής



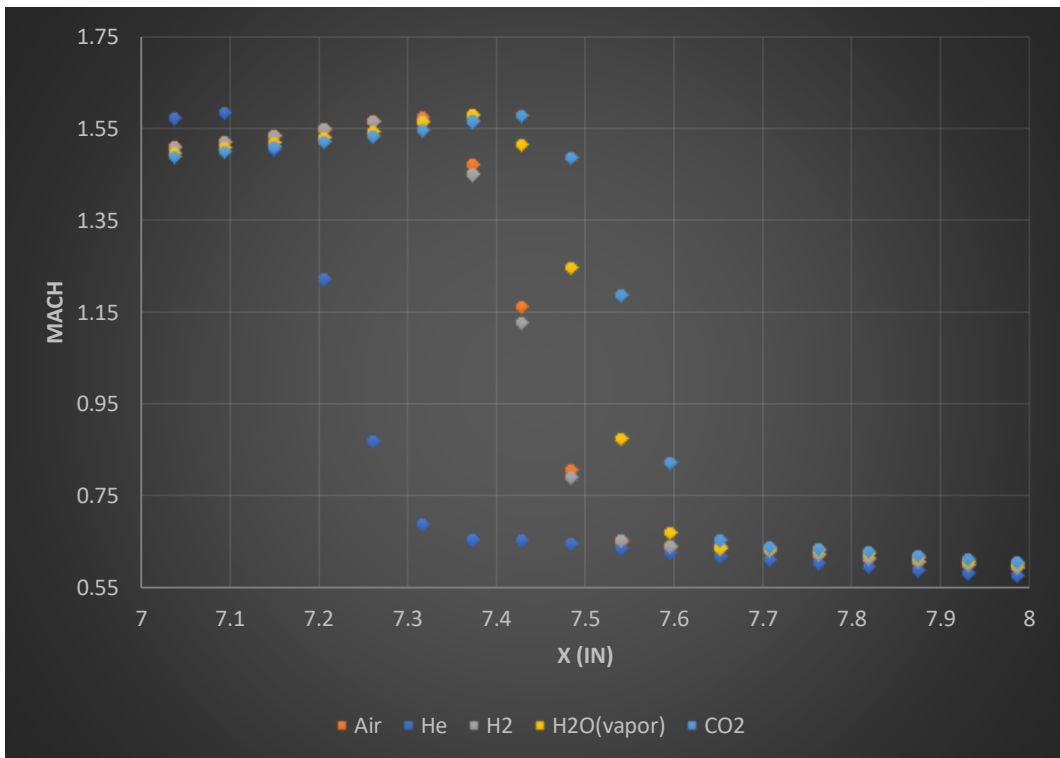
Σχήμα 5.49 Διαφορές αερίων υποηχητικής ροής στο κέντρο του ακροφυσίου



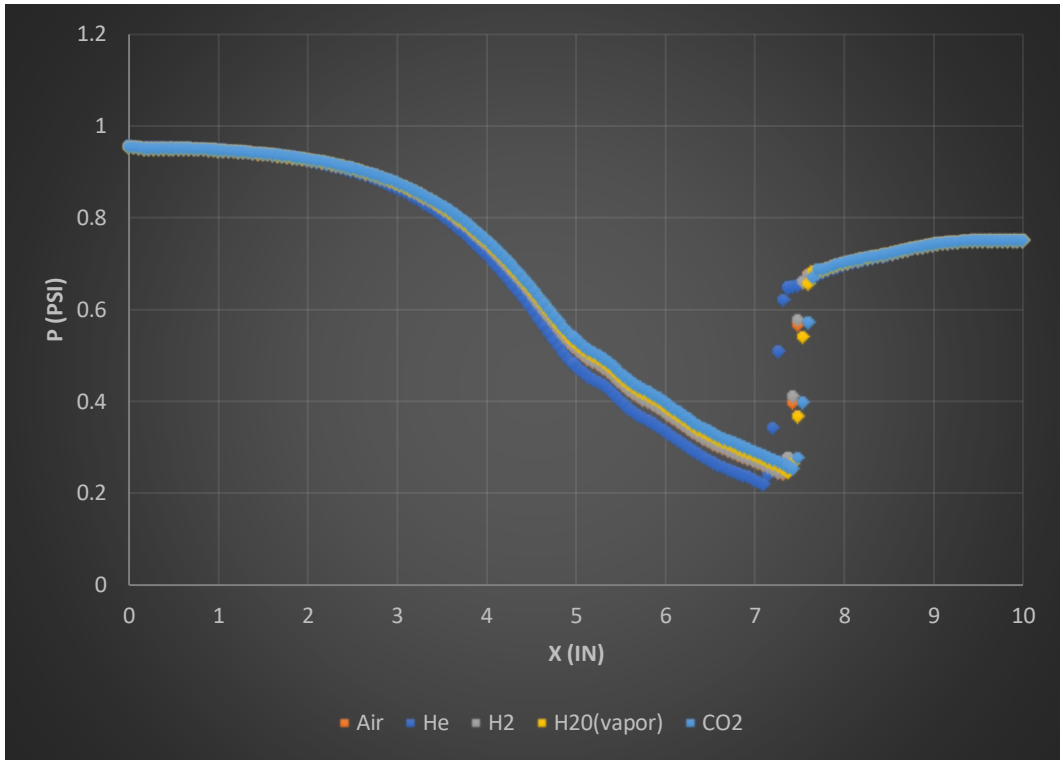
Σχήμα 5.50 Αποτελέσματα στατικής πίεσης για περίπτωση υποηχητικής ροής



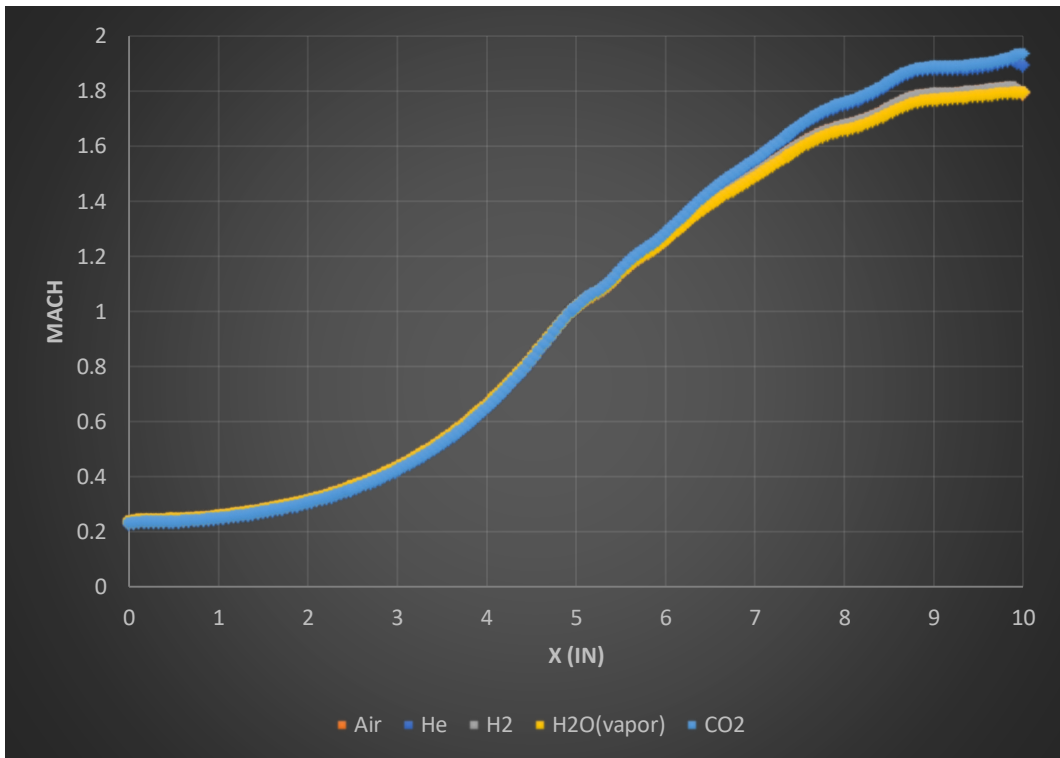
Σχήμα 5.51 Αποτελέσματα Mach για περίπτωση κρουστικού κύματος



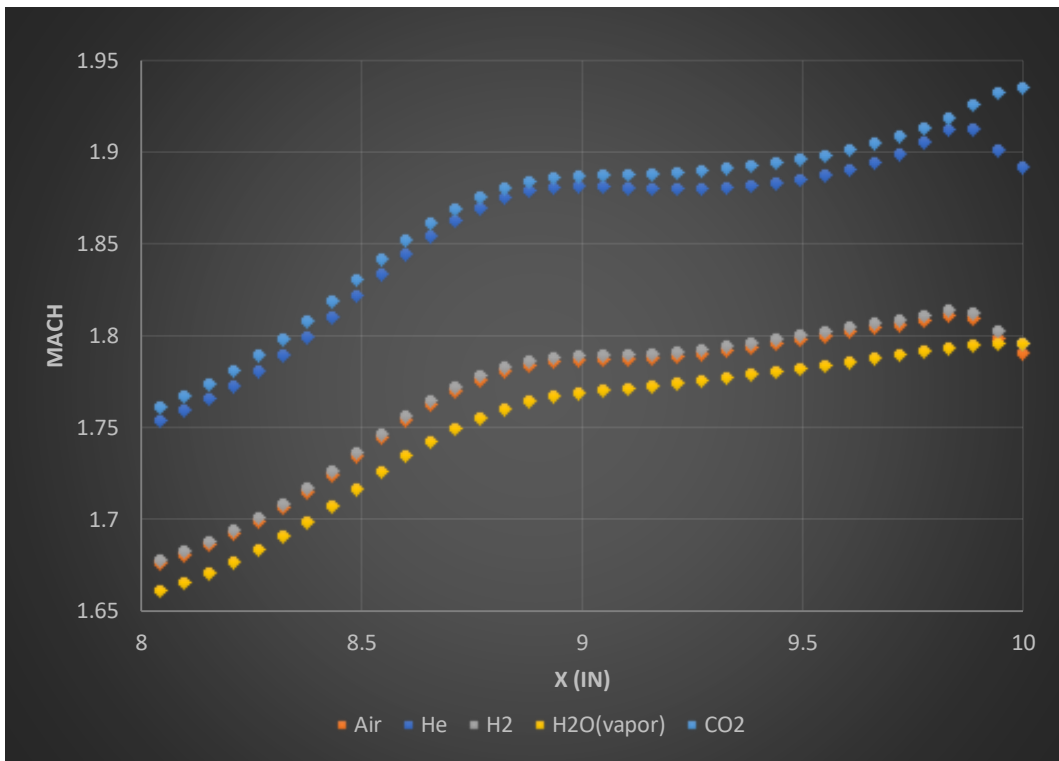
Σχήμα 5.52 Σημείο δημιουργίας κρουστικού κύματος



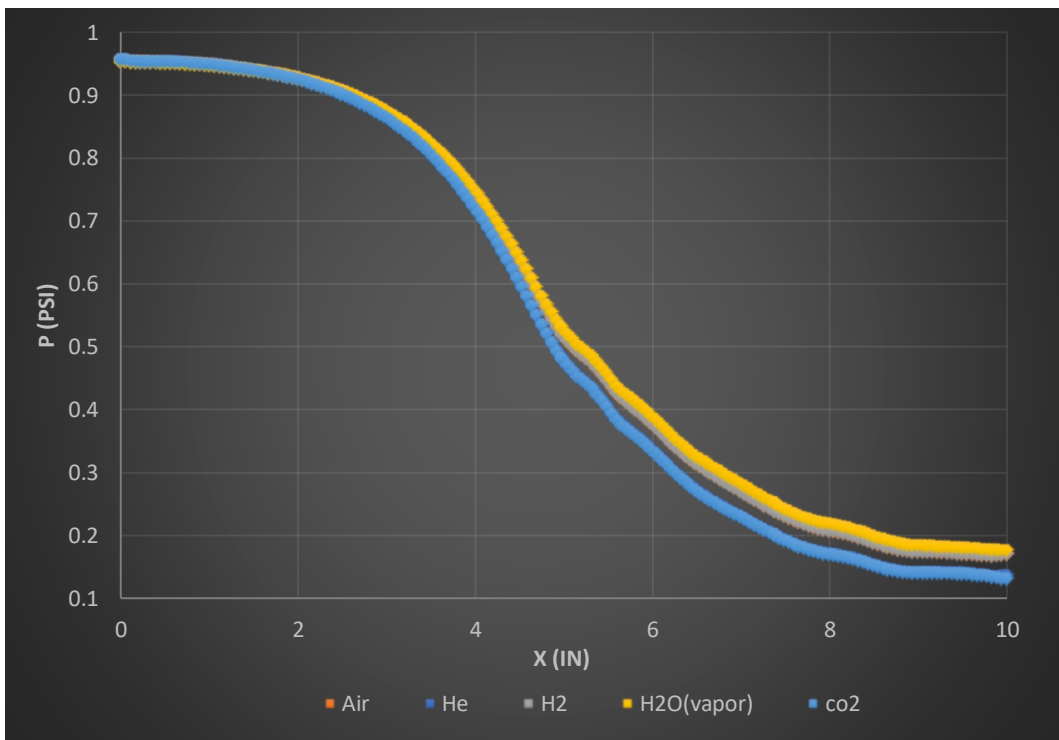
Σχήμα 5.53 Αποτελέσματα στατικής πίεσης για περίπτωση κρουστικού κύματος



Σχήμα 5.54 Αποτελέσματα Mach για περίπτωση αποχώρησης κρουστικού κύματος



Σχήμα 5.55 Σύγκριση ανάπτυξης Mach στην περίπτωση αποχώρησης κρουστικού κύματος



Σχήμα 5.56 Αποτελέσματα στατικής πίεσης για περίπτωση αποχώρησης κρουστικού κύματος

6. Συμπεράσματα-Προτάσεις

Τα τελευταία χρόνια παρατηρείται η ανάγκη περεταίρω αποσαφήνισης των διαφορετικών ρευστών και ανακάλυψης αν και εφόσον μπορούν να χρησιμοποιηθούν και να επιλύσουν πληθώρα ζητήματα, που μπορεί να αντιμετωπίζει ο ατμοσφαιρικός αέρας ή οποιοδήποτε άλλο ρευστό το οποίο διαχρονικά χρησιμοποιείται για παραγωγή και μετατροπής ενέργειας σε στροβιλομηχανές. Τα πτερύγια αποτελούν κομμάτι μείζονος σημασίας, για ένα τεράστιο εύρος κατασκευών και μηχανημάτων, τα οποία χρησιμοποιούνται άρδην στην καθημερινότητα καθώς και αναπόσπαστο κομμάτι των στροβιλομηχανών. Όσο αναφορά τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των πτερυγίων, έχει επιτευχθεί πληθώρα σχεδίων για διάφορα προβλήματα με τα περιθώρια για βελτίωσης αυτών να είναι μηδαμινά. Αντίθετα, η ανάγκη για επιπλέον δυνατότητες, οδηγεί στη μελέτη των χαρακτηριστικών ιδιοτήτων διαφορετικών ρευστών στην αεροδυναμική. Σε αυτό βοήθησε και η τεχνολογική ανάπτυξη με τα υπολογιστικά πακέτα που πραγματοποιούν πολυσύνθετες αναλύσεις σε ελάχιστο χρόνο.

Στόχος λοιπόν της παρούσας διπλωματικής εργασίας, υπήρξε η κατανόηση των φυσικών νόμων που χαρακτηρίζουν και περιγράφουν τις ροές που αναπτύσσονται σε φυσικά φαινόμενα, καθώς και την πραγματοποίηση λεπτομερών ρευστομηχανικών αναλύσεων για την εξακρίβωση της ικανότητας των υπολογιστικών πακέτων να προσεγγίζουν με μεγάλη ακρίβεια τα πειραματικά δεδομένα. Το κομμάτι που επέλεξε να μελετηθεί στη παρούσα εργασία μεταξύ άλλων, είναι αυτό της ανάλυσης των ιδιοτήτων μεταξύ των ρευστών στην αεροδυναμική συμπεριφορά της επιλεχθήκαν αεροτομής NACA 0012. Επιπλέον, για μεγαλύτερη πληρότητα και κατανόηση των φαινομένων μεταξύ των ρευστών υλοποιήθηκαν αναλύσεις σε συγκλίνον-αποκλίνον ακροφύσιο τύπου Laval. Οι αναλύσεις επιτεύχθηκαν με το Fluent της ANSYS inc., με

πρωταρχικό στόχο την δημιουργία ενός μοντέλου που θα προσεγγίζει ικανοποιητικά τα αποτελέσματα από την υπάρχουσα βιβλιογραφία.

Μετά την πραγματοποίηση της βιβλιογραφικής ανασκόπησης, και με το απαραίτητο θεωρητικό υπόβαθρο, επιλέχθηκε η μελέτη των ρευστών (Air, He, H₂, CO₂ και H₂O σε μορφή ατμού) στην αεροδυναμική της NACA 0012 αεροτομής και σε συνθήκες συγκλίνον-αποκλίνον ακροφυσίου καθώς αποτελούν ρευστά που έχουν χρησιμοποιηθεί σε κύκλους παραγωγής ενέργειας και έχουν παρατηρηθεί προοπτικές στα περισσότερα από αυτά. Οι περιπτώσεις που μελετήθηκαν για την αεροτομή αφορούσαν για χαμηλό αριθμό Mach=0.258 και Reynolds=6*10⁶, για υπερκρίσιμο Mach=0.75 και Reynolds= 10.5*10⁶ καθώς και για ίδια ταχύτητα σε συνθήκες περιβάλλοντος. Στην περίπτωση του ακροφυσίου εξετάστηκαν τα προαναφερθείσα ρευστά σε συνθήκες διαφορετικών πιέσεων στην έξοδο δημιουργώντας διαφορετική ανάπτυξη ροής. Το μοντέλο επιλέχθηκε το K- ω SST ως το πλέον κατάλληλο, σε ένα εύρος γωνιών πρόσπτωσης της αεροτομής [0°,15°] για τη μελέτη των συντελεστών άνωσης C_l και αντίστασης C_d, όπως και για 0°, 10°, 15° εξετάστηκε ο συντελεστής πίεσης C_p στην επιφάνεια της αεροτομής.

Τα αποτελέσματα που προέκυψαν συμφωνούν απόλυτα με τα πειραματικά όσο αναφορά τους συντελεστές C_l και C_p με μικρές αποκλίσεις να εμφανίζονται όσο μεγαλώνει η γωνία προσβολής στον απαιτητικό συντελεστή αντίστασης C_d. Απόλυτη ταύτιση παρατηρείται και στα αποτελέσματα του ακροφυσίου σε σύγκριση με αυτά που προέκυψαν από τη NASA άρα τα μοντέλα που επιλέχθηκαν και τα λογισμικά πακέτα ανταποκρίνονται στις ανάγκες του προβλήματος. Το πιο ελπιδοφόρο θεωρείτε το CO₂ καθώς εμφανίζει πολύ καλές αποδόσεις και ανταγωνίζεται το συμβατικό ατμοστρόβιλο κύκλου Rankine. Η σύγκριση του αέρα με τα υπόλοιπα ρευστά οδήγησε στο συμπέρασμα ότι εμφανίζει όμοια αεροδυναμικά χαρακτηριστικά με το H₂ τόσο σε

χαμηλό όσο και σε υπερκρίσιμο αριθμό Mach με διαφορές κάτω του 2% σε όλους τους συντελεστές. Το νερό σε μορφή ατμού εμφανίζει χαρακτηριστικά κοντά αλλά μικρότερα από αυτά του αέρα σε ποσοστό που φτάνει το 6%. Στο CO₂ παρατηρείται σε χαμηλό αριθμό Mach να έχει διαφορές με τον αέρα που φτάνουν το 12% στις 15° χαμηλότερους συντελεστές άνωσης, αντίστασης όσο και μέγεθος του συντελεστή πίεσης, με αυτές να αυξάνονται σε σύγκριση πάντα με του αέρα σε υπερκρίσιμο αριθμό Mach και να εμφανίζουν αποκλίσεις της τάξεως του 6% όπως και ο ατμός. Το He από την άλλη είναι το μόνο από τα υπό μελέτη ρευστά που εμφανίζει αεροδυναμικά χαρακτηριστικά σε μεγαλύτερες τιμές από αυτές του αέρα σε ποσοστό που αγγίζει το 6% για $M=0.258$ και φτάνει το 20% για $Mach=0.75$. Στις περιπτώσεις που μελετήθηκαν με το ακροφύσιο παρατηρείται ότι οι διαφορές είναι αρκετά μικρότερες. Σε υποηχητική ροή οι διαφορές από τον αέρα είναι κάτω του 2% με μεγαλύτερες να παρατηρούνται στο He στο οποίο εμφανίζονται χαμηλότερη στατική πίεση και αριθμός Mach στη στένωση στο κέντρο του ακροφυσίου. Στην 2^η περίπτωση που εμφανίζεται κρουστικό κύμα παρατηρείται στο He, μια μετατόπιση του κρουστικού κύματος 0,2 in. πριν από το σημείο που αναπτύσσεται στον αέρα, και στο CO₂ κατά 0,05 in. μεταγενέστερά του. Συνοψίζοντας, η παρούσα μελέτη έχει ως κύριο σκοπό την συμπλήρωση της βιβλιογραφίας για να μπορεί να αξιοποιηθεί σε πληθώρα εφαρμογών και μηχανημάτων που μπορεί να δημιουργηθούν με βάσει τις απαιτήσεις του κάθε ρευστού, μία άμεση εφαρμογή θα μπορούσε να είναι για παραγωγή και μετατροπή ενέργειας με χρήση στροβιλομηχανών.

Προτεινόμενα θέματα προς μελέτη

Στην παρούσα εργασία εξετάστηκαν μόνο μερικές από τις πτυχές της αεροδυναμικής των ρευστών για παραγωγή ενέργειας σε στροβιλομηχανές. Αυτό οδηγεί στην ανάγκη περαιτέρω έρευνας και μελέτης του πεδίου. Επομένως, σε επόμενες εργασίες θα μπορούσε να γίνει:

- Η διεξαγωγή πειραμάτων σε αεροσήραγγα και την σύγκριση με τα αποτελέσματα της παρούσας εργασίας.
- Διεξαγωγή αναλύσεων και σε 3D μοντέλα και την εξέταση τυχών αποκλίσεων.
- Η εξέταση και άλλων τύπων αεροτομών πέρα της NACA 0012
- Η διερεύνηση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς και άλλων ρευστών.

Βιβλιογραφία

Abdessemed, C., Yao, Y., Bouferrouk, A. & Narayan, P. (2018). Morphing airfoils analysis using dynamic meshing. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 28(3), 1117-1133. <https://doi.org/10.1108/HFF-06-2017-0261>

Abbott, I. & Doehhoff, A. (1959). *Theory of wind section: including a summary of airfoil data*. Mineola: Dover Publications

Anderson, J. (2015). *Fundamentals of aerodynamics* (6^η έκδοση). New York, NY: McGraw-Hill Education

Ansys mechanical user's guide (2013). USA: SAS IP, Inc.

Aqilah, f., Islam, m., Juretic, f., Guerrero, j., wood, d. & ani, n. F. (2018). Study of mesh quality improvement for CFD analysis of an airfoil. *Iium Engineering Journal*, 19(2), 203-212. doi: <https://doi.org/10.31436/iiumej.v19i2.905>

Cengel, Y. & Boles, M. (2016). *Θερμοδυναμική για μηχανικούς* (8^η έκδ.). Θεσσαλονίκη: Τζίολα

Cengel, Y. & Ghajar, A. (2017). *Μεταφορά μάζας και θερμότητας* (5^η έκδ.). Θεσσαλονίκη: Τζίολα

Douvi, E., Tsavalos, I. & Margaris, D. (2012). 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*, 4(3), 100-111. doi:10.5897/JMER11.074

Gandhi, M., Pallavi, P. & Komaleswarao, M. (2018). Lift and drag performance of NACA0012 airfoil at various angle of attack using CFD. *International Journal of Mechanical and Production*. 8(3), 89-100. doi: 10.24247/ijmperdjun201810

Jiang, B., Chen, Z., Chen, H., Zhang, H. & Zheng, Q. (2015). Similarity and cascade flow characteristics of a highly loaded helium compressor. *Nuclear Engineering and Design*, 286-296.

Γιαννακούλα, Α. (2020). Προσομοίωση ροής στομίων αέρα με τρισδιάστατο κώδικα υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (Διπλωματική εργασία). Ανακτήθηκε από: <https://dspace.uowm.gr/xmlui/handle/123456789/1915>

Jeong, Y., Cho, S. K. & Lee, J. (2018). *An aerodynamic study of NACA airfoil 6-digits under CO2 environment by two-dimensional computational fluid dynamics*, October 25-26, 2018, Yeosu, Korea. Transactions of the Korean Nuclear Society. Ανακτήθηκε από: https://www.kns.org/files/pre_paper/40/18A-168%EC%A0%95%EC%9A%A9%EC%A3%BC.pdf

Karthik, M. & Geetha, V. (2017). Analytical investigation of performance of de-laval nozzle. *International Journal for Scientific Research & Development*, 5(10), 90-97.

Malay, P., Sulochan, M. & Manikant, R. (2016). Concepts and CFD analysis of de-laval nozzle. *International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET)*, 7(5), 221-240. Ανακτήθηκε από: http://www.iaeme.com/MasterAdmin/uploadfolder/IJMET_07_05_024/IJMET_07_05_024.pdf

Olumayegun, O., Wang, M. & Kelsall, G., (2016). Closed-cycle gas turbine for power generation: A state-of-the-art review. *Fuel*, 694-717

Perejon, E. A., (2017). Supercritical-CO₂ axial compressor blade cascade (μη δημοσιευμένη Διδακτορική διατριβή). School of Aerospace, Transport and Manufacturing, Cranfield

Πολυζάκης, Α. (2019). *Ρευστοδυναμικές μηχανές στροβιλομηχανές-υδροδυναμικές μηχανές*. Πτολεμαΐδα: Power heat cool

Προβατίδης, Χ. (2017). Πεπερασμένα στοιχεία στην ανάλυση κατασκευών (2^η έκδ.). Θεσσαλονίκη: Τζίολα

Rahman, H. A., Mohd, A. N., Lazim, M. T. & Manson, S. (2017). Aerodynamics of Harmonically oscillation aerofoil at low Reynolds number. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 9(1), 83-90. doi: 10.5028/jatm.v9i1.610

Robius, R., Uddin, K., Zahidul, I. & Rokunuzzaman, M. D. (2016). Numerical and experimental investigation of aerodynamics characteristics of NACA 0015 aerofoil. *International Journal of Engineering Technologies*, 2(4), 132-141. doi: 10.19072/ijet.280499

Sanchez, R. S., (2014). *Analysis of flow separation over aerodynamic airfoils* (Μεταπτυχιακή εργασία). Ανακτήθηκε από: <https://core.ac.uk/download/pdf/44310532.pdf>

Schuetz, T. (2015). *Aerodynamics of road vehicles* (5^η έκδοση). Pennsylvania: SAE International

Sheldahl, R. E., & Klimas, P. C., (1981). *Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines*. United States. <https://doi.org/10.2172/6548367>

Somers, D. M., (1997). *Design and experimental results for the S809 airfoil*. United States. <https://doi.org/10.2172/437668>

Streher, B. L., (2017). *Large-eddy simulations of the flow around a NACA0012 airfoil at different angles of attack*. Ανακτήθηκε από: <https://arxiv.org/pdf/1807.01576.pdf>

Thévenin, D. & Janiga, G., (2008). *Optimization and computational fluid dynamics*. Ανακτήθηκε από: <https://link.springer.com/book/10.1007/978-3-540-72153-6#about>

Tousif, A., Tanjin, A., Rafiul, I. & Shabbir, A. (2013). Computational study of flow around a NACA 0012 wing flapped at different flap angles with varying Mach numbers. *Global Journal of Researches in Engineering General Engineering*, 13(4)

Wilson, G. D. & Korakianitis, T. (2018). Σχεδιασμός στροβιλομηχανών και αεριοστροβίλων υψηλής απόδοσης (2^η έκδ.). Θεσσαλονίκη: Τζίολα