



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ

ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ & ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ

ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

**ΕΠΙΔΡΑΣΗ ΤΗΣ ΤΥΡΒΗΣ ΤΟΥ ΑΕΡΑ ΚΑΙ ΤΗΣ ΕΠΙΦΑΝΕΙΑΚΗΣ
ΤΡΑΧΥΤΗΤΑΣ ΣΤΗΝ ΡΟΗ ΓΥΡΩ ΑΠΟ ΑΕΡΟΤΟΜΗ ΝΑΣΑ0012**



ΠΑΝΑΓΙΩΤΗΣ-ΧΡΥΣΟΒΑΛΑΝΤΗΣ ΚΑΨΑΛΗΣ

Τριμελής Εξεταστική Επιτροπή:

Νικόλαος Βλάχος	Καθηγητής ΠΘ (Επιβλέπων)
Σπύρος Βουτσινάς	Αναπληρωτής Καθηγητής ΕΜΠ
Νικόλαος Πελεκάσης	Αναπληρωτής Καθηγητής ΠΘ

ΙΟΥΝΙΟΣ 2010

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Τελειώνοντας τον πρώτο κύκλο σπουδών στη Σχολή Ικάρων, τμήμα Μηχανικών με ειδικότητα Μηχανικός Αεροσκαφών, έγινα μέλος της 337 Μοίρας Αναχάιτισης της 110 Πτέρυγας Μάχης στη Λάρισα, ως Μόνιμος Αξιωματικός της Πολεμικής Αεροπορίας. Γρήγορα συνειδητοποίησα την ανάγκη να εμπλουτίσω τις γνώσεις μου στο αντικείμενο του Μηχανικού και δεδομένης της ιδιαίτερης προτίμησής μου προς τη Ρευστομηχανική, ανακάλυψα το Μεταπτυχιακό πρόγραμμα σπουδών του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας. Η αρχική μου πεποίθηση ήταν ότι αξίζει η κατακόρυφη δόμηση σπουδών και έτσι θεώρησα την απόκτηση ενός Μεταπτυχιακού σαν μια επιλογή των νέων μου βημάτων. Έπειτα από μικρό διάστημα εσωτερικής αναζήτησης, έγινα μέλος του Εργαστηρίου Ρευστομηχανικής και Στροβιλομηχανών του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών, υπό την καθοδήγηση του καθηγητή κ. Νικολάου Βλάχου.

Η μέχρι την απόκτηση του Μεταπτυχιακού τίτλου πορεία μου, σημαδεύτηκε από στιγμές δύσκολες, με παράλληλο φόρτο εργασίας λόγω της πρωινής μου εργασίας. Η περιπέτεια στην οποία αποφάσισα να θέσω τον εαυτό μου, δεν μου έγινε απόλυτα αντιληπτή από τις πρώτες στιγμές. «Τα αγαθά όμως κόποις κτώνται» σύμφωνα με το σοφό ρητό. Το αποτέλεσμα, κάτι παραπάνω από ένα απλό κείμενο, ντύνει όλους τους κόπους με την ηθική ικανοποίηση της έστω μικρής προσφοράς στην πολυαγαπημένη επιστημονική έρευνα.

Στο τέλος ενός μέρους αυτής της συνεχούς αναζήτησης της γνώσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους ανθρώπους που με περιέβαλαν και με στήριξαν. Πρώτα απ'όλα ευχαριστώ την σύντροφό μου Καλλιόπη Καμπίτση για τις συνεχείς προτροπές ώστε να ενταχθώ σε αυτό το κυνήγι γνώσεων και την εν συνεχεία ψυχολογική στήριξη. Ευχαριστώ επίσης τους πολυαγαπημένους μου γονείς, Σαράντη και Παρασκευή Καψάλη, για την αγάπη τους, τη φροντίδα τους όλα τα χρόνια που με είχαν υπό την προστασία τους και τέλος την παιδεία που μου πρωτοδίδαξαν. Ευχαριστώ και την αδελφή μου, Ειρήνη Καψάλη που σαν μέλος της οικογένειάς μου στάθηκε δίπλα μου σε κάθε στιγμή.

Συνεχίζοντας θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου, Νικόλαο Βλάχο, διότι μου έδωσε την ευκαιρία να κορέσω αυτή την ανάγκη για μάθηση και να εκπονήσω την παρούσα Μεταπτυχιακή εργασία. Οι ιδιαίτερες γνώσεις του στην επιστήμη της Ρευστομηχανικής και η ομολογουμένως αξιολύγυκτη καθηγητική του εμπειρία στάθηκαν αρωγοί στην προσπάθειά μου, προσφέροντάς μου λύσεις στα αδιέξοδα που συνάντησα και κουράγιο για την συνέχεια. Η ανοχή του σε θέματα φυσικής μου παρουσίας στο Εργαστήριο ξεπέρασε κάθε ανάλογη περίπτωση και αξίζει να αναφέρω την πολύτιμη προσφορά του σε διαδικαστικά θέματα σε όλο

το διάστημα της σχέσης μου με το τμήμα Μηχανολόγων, καθώς η πρωινή μου εργασία συχνά δεν άφηνε περιθώρια πρόσβασης στο ΠΘ.

Θερμές ευχαριστίες προς τα άλλα δύο μέλη της Συμβουλευτικής επιτροπής, τον αν. καθ. ΕΜΠ Σπύρο Βουτσινά, του οποίου η προσπάθεια μεταφράστηκε και σε ώρες ταξιδιού προκειμένου να παραβρεθεί στον Βόλο, και τον αν. καθ. ΠΘ Νικόλαο Πελεκάση. Οι συμβουλές τους και το ενδιαφέρον τους υπήρξαν αυθόρμητα ενώ η συνεισφορά τους στο επιστημονικό μέρος απέβησαν μεγάλης αξίας.

Τέλος θα ήθελα να εκφράσω τις ευχαριστίες μου στα μέλη του Εργ. Ρ&Σ, φίλους και άψογους συνεργάτες, για την βοήθειά τους σε επιστημονικά, τεχνικά και διαδικαστικά θέματα. Ευχαριστώ πολύ και την Δρα Κατερίνα Μπαξεβάνου για τις συμβουλές της επάνω στη δομή του κώδικα προσομοιώσεων, τμήμα δουλειάς της οποίας στηρίχθηκα στο ξεκίνημα.

Βόλος - Ιούνιος 2010

Παναγιώτης-Χρυσοβαλάντης Καψάλης

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Οι πραγματικές ροές χαρακτηρίζονται από έντονους στροβιλισμούς, αστάθειες και απότομες μεταβολές των χαρακτηριστικών τους. Σε αυτά τα φαινόμενα συνεισφορά έχουν και διάφοροι περιβαλλοντικοί παράγοντες. Ακόμη και οι επιφάνειες επαφής των αεροτομών με τα ρευστά δεν είναι οι αρχικά λείες και καλοσχεδιασμένες, φθείρονται, κοπώνονται, δέχονται μηχανικές τάσεις και σίγουρα αποκτούν αλλαγμένο προφίλ. Η αλήθεια αυτή οδηγεί τον επιστημονικό κόσμο να στρέψει την προσοχή του στην επίδραση των διαφόρων εξωτερικών παραγόντων στις ροές και τα χαρακτηριστικά τους.

Το ιξώδες των ρευστών, που είναι παρόν σε κάθε είδους ροή, επιβάλλει την παρουσία του και οι αναπτυσσόμενες τυρβώδεις τάσεις επιτάσσουν τον συνυπολογισμό τους. Η κατάσταση γίνεται πιο δυσχερής στις περιοχές της κρίσιμης γωνίας προσβολής του αέρα, εκεί που έγκειται το όριο της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης μιας αεροτομής. Για να επιτευχθεί προσομοίωση αυτών των περιπτώσεων χρειάζονται μαθηματικά μοντέλα τα οποία να συμπεριλαμβάνουν την δράση του ιξώδους, όπως είναι οι εξισώσεις Navier-Stokes. Στη συνέχεια μπορούν να εφαρμοστούν σε κώδικα προσομοίωσης ροών και να συνδυαστούν με μοντέλα πρόβλεψης της αναπτυσσόμενης τύρβης και της διάχυσης αυτής.

Στην παρούσα εργασία χρησιμοποιήθηκε ο τροποποιημένος κώδικας αεροδυναμικής CAFFA που αποκτήθηκε ως “ανοικτός πηγαίος κώδικας” από το Διαδίκτυο και τροποποιήθηκε στο Εργ. Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας. Είναι δισδιάστατος καμπυλόγραμμος κώδικας πεπερασμένων όγκων. Οι σημαντικότερες βελτιώσεις που προστέθηκαν είναι τα επιπλέον μοντέλα τύρβης και η σύζευξη του αεροδυναμικού μοντέλου με το αεροελαστικό. Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας προστέθηκε η δυνατότητα εισαγωγής της τραχύτητας της αεροτομής ως εξωτερική παράμετρος. Προστέθηκε κώδικας κατασκευής της γεωμετρίας διαφόρων ειδών αεροτομών, βελτιώθηκε η γεννήτρια παραγωγής του πλέγματος διακριτοποίησης και εμπλουτίστηκαν τα αρχεία εξόδου με στόχο να παράγονται επιπλέον χρήσιμες βάσεις δεδομένων.

Αφού αναπτύχθηκε ο κώδικας ώστε να υπολογίζει ροές γύρω από τις παραγόμενες αεροτομές, πραγματοποιήθηκαν 204 προσομοιώσεις μόνιμων τυρβωδών ροών, γύρω από την αεροτομή NACA 0012, για δύο αριθμούς Reynolds (200.000 και 760.000). Το μοντέλο τύρβης που χρησιμοποιήθηκε ήταν το k- ω low Re, τροποποίηση της πρότασης του Wilcox ενώ τα σχήματα διακριτοποίησης ήταν τα Harten-Yee Upwind TVD (limiter (v)) για τις ταχύτητες και Harten-Yee Upwind TVD (limiter (iv)) για την τύρβη και τον ρυθμό σκέδασης. Οι προσπάθειες προσομοίωσης συμπεριέλαβαν 3 τιμές τραχύτητας (20 μ m, 100 μ m και 300 μ m) και 4 τιμές εισερχόμενης

τυρβώδους κινητικής ενέργειας (0,5%, 1%, 2% και 4%) σε συνδυασμούς τους. Οι επιλογές των τιμών έγιναν κατόπιν βιβλιογραφικής ανασκόπησης.

Με συγκριτική διαδικασία έγινε μελέτη της επίδρασης των δύο αυτών μεγεθών (δηλ. τραχύτητα επιφάνειας και τύρβη) στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των ροών. Δόθηκε έμφαση στην μεταβολή του συντελεστή άντωσης, του συντελεστή οπισθέλκουσας, της πολικής του Eiffel, του συντελεστή πίεσης και την μορφή των ροϊκών γραμμών του πεδίου. Σε κάθε παρατήρηση δίδεται και η αντίστοιχη θεωρία για την υποστήριξη των αποτελεσμάτων. Οι παρατηρήσεις είναι οι αναμενόμενες σύμφωνα με το θεωρητικό υπόβαθρο. Οι μόνες αποκλίσεις από τα αναμενόμενα προκύπτουν στην περίπτωση της θεωρούμενης λείας επιφάνειας αεροτομής (20 μ m), λόγω λανθασμένου υπολογισμού της διάχυσης της τύρβης κοντά στην επιφάνειά της.

Ο στόχος της Μεταπτυχιακής εργασίας, που ήταν η παραμετρική μελέτη της επίδρασης της τραχύτητας και της τύρβης στην ροή αέρα γύρω από την NACA 0012, καλύφθηκε με σχετικά διαγράμματα σε ικανοποιητικό ποσοστό. Πρόταση συνέχισης αυτής της προσπάθειας θα αποτελούσε η εκπόνηση πειραματικών μελετών ώστε να επιβεβαιωθεί η τάξη της ακρίβειας των αποτελεσμάτων, και εν γένει η αξιολόγηση των μοντέλων που χρησιμοποιήθηκαν, καθώς ο κώδικας έχει πιστοποιηθεί ως προς κάποια ήδη υπάρχοντα πειραματικά δεδομένα .

SUMMARY

Real flows are being characterized by intense turbulence, local instabilities and abrupt changes of their characteristics. The contribution of environmental factors also varies. Even interfaces between any aerodynamic structures (e.g. airfoils as far as this project is concerned) and fluids do not retain their initially smoothness as planned. They wear out, being affected by fatigue and other mechanical stresses. Under these circumstances, surfaces surely have their profile changed to worse. Thus, researchers have focused on determining the way that various factors affect flows and their characteristics.

Fluid viscosity, present in all kinds of flows, causes viscous stresses while development of turbulent stresses turn to be more significant as the distance from the airfoil surface increases. The situation becomes worse near critical “angles of attack”, where the airfoil maximum aerodynamic efficiency takes place. Simulation of such flows demands mathematical models that predict the viscosity effects, such as the Navier-Stokes equations. These can be solved using an aerodynamic simulation code while being combined with turbulence models in order to predict the development of turbulence and its dissipation.

A modified version of the CAFFA aerodynamic simulation code was used in this study, in its initial "open source code" version via the Internet. It has been modified at the Fluid Mechanics and Turbo-engines Laboratory of the Department of Mechanical Engineering of the University of Thessaly. It is a two-dimensional curvilinear code using finite volume technique. Basic improvements that have been made to it are the extra turbulent models and the coupling between the aerodynamic and the aeroelastic model. Furthermore the airfoil surface roughness has been implemented as an external parameter, an airfoil grid generator code has been developed (concerning various types of airfoil shapes), the existing Rizzsim grid generator has been improved and finally some new CAFFA output files have been designed in order to create more useful variable databases.

The modified version has been set up to calculate flows around airfoils and 204 simulations of steady turbulent flows were carried out. Reynolds number values of 200.000 and 760.000 were chosen, whereas the $k-\omega$ low-Reynolds number turbulence model was used (as it was proposed by Wilcox). The Harten-Yee Upwind TVD (limiter (v)) scheme was used to solve the momentum (velocity) equations and the Harten-Yee Upwind TVD (limiter (iv)) for the turbulence transport and its dissipation rate. The simulations included 3 levels of surface roughness (20mm, 100mm and 300mm) and 4 levels incoming turbulent kinetic energy (0,5%, 1%, 2%, 4%). These choices are based on a bibliographical search.

Using a comparative process, a study of roughness and turbulence effects on the aerodynamic characteristics of the airfoil flows has been carried out. Special attention was given to: i) The pressure coefficient / drag coefficient versus angle of attack correlation diagrams, ii) Pressure coefficient - Drag coefficient (Eiffel diagrams), iii) Pressure coefficient – airfoil chord span diagrams, and iv) Flow field streamlines. Results are being discussed through aerodynamics theory, accompanied by bibliography references. Divergences from expected results arise in some cases due to the selection of an almost unattainable surface roughness of only 20 μ m that prevents CAFFA from accurate calculation of turbulence dissipation just above the airfoil surface.

The main goal of this project, i.e. comparative study of roughness and turbulence effect on steady turbulent airflow around NACA 0012, was completed. Any efforts to continue this study should include the execution of corresponding experiments that will enable the verification of CAFFA results, although this code has been certified in a range of flows before.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΡΟΛΟΓΟΣ	3
ΠΕΡΙΛΗΨΗ	5
SUMMARY	7
ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ	9
ΟΝΟΜΑΤΟΛΟΓΙΑ.....	11
ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΩΝ	13
ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΠΙΝΑΚΩΝ	14
ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΕΙΚΟΝΩΝ.....	14
1. Εισαγωγή.....	15
2. Χαρακτηριστικά και Εφαρμογές Αεροτομών.....	17
2.1 Χαρακτηριστικά Αεροτομών	17
2.2 Εφαρμογές Αεροτομών.....	21
3. Μαθηματικά Μοντέλα	24
3.1 Reynolds Averaged Navier-Stokes Εξισώσεις	24
3.2 Εξισώσεις Τυρβώδους Οριακού Στρώματος.....	25
3.3 Τραχύτητα Επιφανείας της Αεροτομής.....	27
3.4 Υπόθεση Boussinesq	30
3.5 Κινητική Ενέργεια της Τύρβης	31
4. Αεροδυναμικός Κώδικας Προσομοίωσης CAFFA.....	33
4.1 Γενική Περιγραφή	33
4.2 Μοντέλο Τύρβης Δύο Εξισώσεων: k- ω Low Reynolds	35
4.3 Μοντελοποίηση της Τραχύτητας.....	36
4.4 Υπολογισμός C_L και C_D αεροτομής.....	37
4.5 Διάγραμμα Ροής της Διαδικασίας Επίλυσης	38
5. Αποτελέσματα Προσομοιώσεων	41
5.1 Συνθήκες Προσομοίωσης.....	41
5.2 Επίδραση της Τραχύτητας.....	42
5.3 Επίδραση της Τυρβώδους Κινητικής Ενέργειας	48

5.4	Επισκόπηση της Επίδρασης της Τραχύτητας για Διαφορετικούς Re.....	57
5.5	Επισκόπηση της Επίδρασης της Τυρβώδους Κινητικής Ενέργειας για Διαφορετικούς Re	61
6.	Συμπεράσματα και Προτάσεις	65
6.1	Συμπεράσματα.....	65
6.2	Προτάσεις.....	66
	Βιβλιογραφία	68
	Σύντομο Βιογραφικό	71

ΟΝΟΜΑΤΟΛΟΓΙΑ

Στο παράρτημα αυτό συμπεριλαμβάνονται οι ονοματολογίες που θα βοηθήσουν στην καλύτερη κατανόηση των εξισώσεων του κυρίως σώματος της εργασίας:

A_w	η επιφάνεια του κελιού με οριακές συνθήκες τοίχου
c	μήκος χορδή αεροτομής
C_L	συντελεστής άντωσης
C_D	συντελεστής οπισθέλκουσας
C_p	συντελεστής πίεσης = $\frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U^2}$
c_p	συντελεστής θερμοχωρητικότητας (σταθερή πίεση)
c_v	συντελεστής θερμοχωρητικότητας (σταθερή θερμοκρασία)
F_D	δύναμη οπισθέλκουσας
F_L	δύναμη άντωσης
F_p	δύναμη πίεσης στην επιφάνεια της αεροτομής
F_T	δύναμη τριβής στην επιφάνεια της αεροτομής
$k = te$	κινητική ενέργεια τύρβης
\vec{n}	διάνυσμα κάθετο στην ταχύτητα της ελεύθερης ροής
$P = p$	πίεση
q	ρυθμός μεταφοράς ενέργειας
r	τραχύτητα επιφανείας
Re	αριθμός Reynolds
S	Συνολικό μήκος του περιγράμματος της αεροτομής
\vec{s}_x, \vec{s}_y	Συνιστώσες του κάθετου στην επιφάνεια της αεροτομής διανύσματος, στον άξονα x, y αντίστοιχα
T	ενέργεια
\vec{t}	διάνυσμα παράλληλο στην ταχύτητα της ελεύθερης ροής

t	χρόνος
$\tau_{ij} = \tau$	διατμητική τάση
τ_w	επιφανειακή διατμητική τάση
u, v, w	συνιστώσες ταχύτητας ρευστού στις x, y και z κατευθύνσεις
U_e	ταχύτητα ανεπηρέαστης εισερχόμενης εξωτερικής ροής
u_t	ταχύτητα τριβής
x, y, z	χωρικές συντεταγμένες του πεδίου ροής στις 3 διευθύνσεις
a	γωνία προσβολής αεροτομής
δ	πάχος οριακού στρώματος
ε	τυρβώδης ρυθμός σκέδασης
μ	δυναμικό ιξώδες
μ_t	τυρβώδες ιξώδες
ν	κινηματικό ιξώδες
ρ	πυκνότητα ρευστού
ω	ειδικός ρυθμός σκέδασης

ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΩΝ

Διάγραμμα 1: Περιπτώσεις προσομοιώσεων.....	42
Διάγραμμα 2: Επίδραση της τραχύτητας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re = 200.000$	43
Διάγραμμα 3: Επίδραση της τραχύτητας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re=760.000$	43
Διάγραμμα 4: Επίδραση της τραχύτητας στην πολική Eiffel, $Re = 200.000$	45
Διάγραμμα 5: Επίδραση της τραχύτητας στην πολική Eiffel, $Re = 760.000$	45
Διάγραμμα 6: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 200.000$, $r = 20\mu\text{m}$, $100\mu\text{m}$ και $300\mu\text{m}$	46
Διάγραμμα 7: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 760.000$, $r = 20\mu\text{m}$, $100\mu\text{m}$ και $300\mu\text{m}$	47
Διάγραμμα 8: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re=200.000$	49
Διάγραμμα 9: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re = 760.000$	49
Διάγραμμα 10: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην μορφή της πολικής Eiffel, $Re = 200.000$	51
Διάγραμμα 11: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην μορφή της πολικής Eiffel, $Re = 760.000$	51
Διάγραμμα 12: Σύγκριση αεροδυναμικής απόδοσης αεροτομής, $te = 0.5, 1, 2$ και 4%	52
Διάγραμμα 13: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 200.000$, $te = 0.5, 1, 2$ και 4%	53
Διάγραμμα 14: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 760.000$, $te = 0.5, 1, 2$ και 4%	53
Διάγραμμα 15: Κατανομή C_p με $Re = 200.000$, $r = 20\mu\text{m}$, $\mathbf{a} = 17^\circ$ για $te = 0,5\%$, $te=4\%$	55
Διάγραμμα 16: Ροϊκές γραμμές για $Re = 200.000$, $r = 20\mu\text{m}$ $\mathbf{a} = 17^\circ$, $te = 0,5\%$	56
Διάγραμμα 17: Ροϊκές γραμμές για $Re = 200.000$, $r = 20\mu\text{m}$ $\mathbf{a} = 17^\circ$, $te = 4\%$	56
Διάγραμμα 18: Σύγκριση της επίδρασης της τραχύτητας της επιφανείας στον συντελεστή άντωσης για $Re = 200.000$ και 760.000	57

Διάγραμμα 19: Σύγκριση της επίδρασης της τραχύτητας της επιφανείας στον συντελεστή οπισθέλκουσας, για $Re=200.000$ και 760.000	58
Διάγραμμα 20: Σύγκριση επίδρασης της τραχύτητας στην πολική Eiffel, για $Re = 200.000$ και 760.000	58
Διάγραμμα 21: Σύγκριση της επίδρασης της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στον συντελεστή άντωσης, για $Re = 200.000$ και 760.000	61
Διάγραμμα 22: Σύγκριση της επίδρασης της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στον συντελεστή οπισθέλκουσας, για $Re=200.000$ και 760.000	62
Διάγραμμα 23: Σύγκριση της επίδρασης της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην πολική Eiffel, για $Re=200.000$ και 760.000	62

ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΠΙΝΑΚΩΝ

Πίνακας 1: Συντεταγμένες σημείων επιφανείας της αεροτομής NACA 0012	20
Πίνακας 2: Πίνακας πάχους της αεροτομής NACA 0012	21
Πίνακας 3: Βασικές παράμετροι τραχύτητας [36]	29
Πίνακας 4: Πίνακας τραχυτήτων κατεργασμένων επιφανειών [36]	29

ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1: Χαρακτηριστικά μεγέθη αεροτομής [20]	17
Εικόνα 2: Ροή γύρω από αεροτομή – ανάλυση αεροδύναμης [20]	18
Εικόνα 3: α ->χορδή αεροτομής, β ->γραμμή camber, γ ->πάχη αεροτομής [20]	19
Εικόνα 4: Μορφή αεροτομής NACA 0012.....	20
Εικόνα 5: Διάταξη ανεμογεννητριών για παραγωγή ηλεκτρικής ισχύος.....	22
Εικόνα 6: Στροβιλοκινητήρας με δευτερεύουσα ροή (turbofan engine)	22
Εικόνα 7: Βασικές έννοιες τριβολογίας [36]	28
Εικόνα 8: Μορφή της γεωμετρίας του υπολογιστικού πλέγματος	39
Εικόνα 9: Περιγραφή της Διαδικασίας Υπολογισμού της ροής γύρω από την αεροτομή NACA 0012	40

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Στην καθημερινή μας ζωή περικλυόμαστε από ροές ρευστού κάθε είδους. Ροές στρωτές, τυρβώδεις, μόνιμες ή όχι, υποηχητικές ή υπερηχητικές (η ταχύτητα του άκρου από το μαστίγιο σε δυνατό χτύπημα είναι υπερηχητική!), το μόνο σίγουρο είναι ότι τις χρησιμοποιούμε, μας μετακινούν, μας δίνουν ενέργεια και ζούμε με αυτές. Στις ελεγχόμενες ροές προσπαθούμε να εκμεταλλευτούμε την χρήση διατάξεων όπως είναι οι αεροτομές. Είναι η γενέτειρα των πτερυγίων, η ποικιλία των οποίων δύναται να εξυπηρετήσει αμέτρητες πτυχές ενεργειακών εφαρμογών στη βιομηχανία, στο εμπόριο, στις μεταφορές, και στη σύγχρονη τεχνολογία, ακόμη και σε προσωπικό επίπεδο. Οι πτέρυγες αξιοποιούν τη ροή και αντλούν την ενέργειά της ή παράγουν εξαναγκασμένη ροή καταναλώνοντας ενέργεια. Σε μια αμφίδρομη σχέση τίθεται η απαίτηση βελτιστοποίησης της απόδοσης αυτών των διατάξεων με την μελέτη των φυσικών παραγόντων που την διέπουν [30]. Οι παράγοντες αυτοί ποικίλουν και οι τομείς της έρευνας στρέφονται στο να τους απομονώσουν και να τους ομαδοποιήσουν, ώστε να εξαχθούν χρήσιμα συμπεράσματα και να οδηγηθούμε σε μια πιο αποδοτική χρήση των ροών.

Στην παρούσα εργασία έγινε μελέτη δύο τέτοιου είδους παραγόντων. Ο πρώτος είναι η τραχύτητα της επιφανείας της αεροτομής [29] και ο δεύτερος είναι η τιμή της εισερχόμενης στο πεδίο, τυρβώδους κινητικής ενέργειας [32]. Στόχος ήταν ο καθορισμός του είδους της επίδρασης που επιφέρουν στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά μίας αεροτομής NACA 0012 [20] κάτω από ταχύτητες ροών με διαφορετικούς αριθμούς Reynolds. Ιδιαίτερη έμφαση δόθηκε στις κατανομές των συντελεστών άντωσης και οπισθέλκουσας, χαρακτηριστικά μεγέθη που καθορίζουν την απόδοση μιας αεροτομής. Έγινε ομαδοποίηση των αποτελεσμάτων, με χρήση διαγραμμάτων, συνοδευόμενη από παρατηρήσεις και επεξηγήσεις.

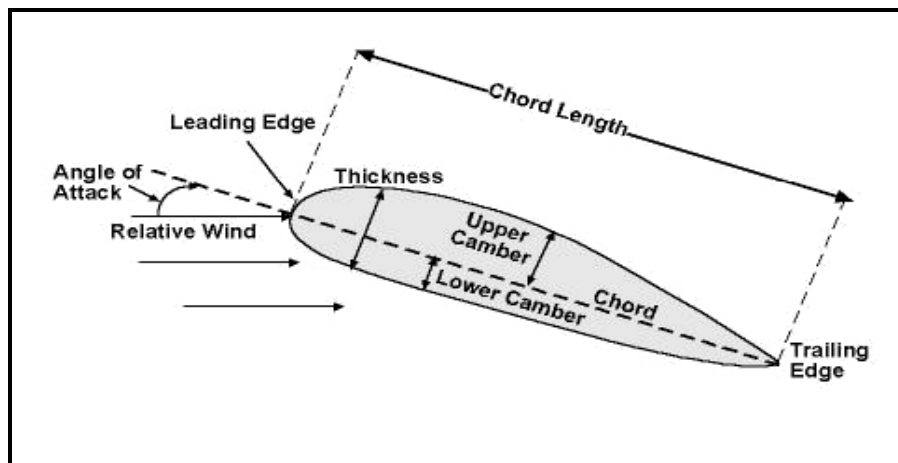
Για την υλοποίηση αυτού του στόχου χρησιμοποιήθηκε ο αεροδυναμικός κώδικας CAFFA [34] ο οποίος έχει τροποποιηθεί και εμπλουτιστεί στο Εργαστήριο Ρευστομηχανικής και Στροβιλομηχανών του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας [2]. Εκτελέστηκαν 204 προσομοιώσεις ροών με αριθμούς $Re=200.000$ και 760.000 , ενώ χρησιμοποιήθηκε μια ποικιλία τιμών τραχύτητας και έντασης εισερχόμενης τύρβης (ποσοστό σε σχέση με την κινητική ενέργεια της εισερχόμενης μέσης ροής). Οι προσομοιώσεις εκτελέστηκαν με τη χρήση του μοντέλου τύρβης $k-\omega$ low Reynolds, δυνατότητα που περιλαμβάνεται στον τροποποιημένο κώδικα υπολογιστικής Αεροδυναμικής CAFFA [33].

Η παρούσα μελέτη συμβάλλει στην γενικότερη ανάλυση και μελέτη ροών, ενώ παράλληλα προσφέρεται ως προτροπή για αντίστοιχες πειραματικές μελέτες στα πλαίσια επέκτασης της ερευνητικού χαρακτήρα της.

2. ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ ΚΑΙ ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ

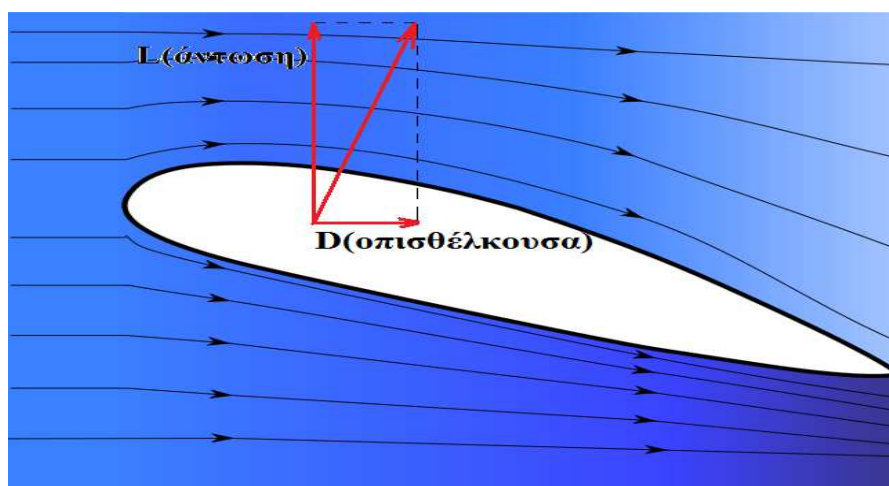
2.1 Χαρακτηριστικά Αεροτομών

Η αεροτομή ετυμολογικά προέρχεται από τις λέξεις αέρα και τομή, προδίδοντας τον δισδιάστατο χαρακτήρα της. Ανάλογα με την χρήση της, απαιτείται ειδικός σχεδιασμός της μορφής της, και βέβαια μπορεί να λάβει το όνομά της από το ρευστό το οποίο ενεργεί επάνω της, όπως για παράδειγμα είναι η υδροτομή (hydrofoil). Είναι ουσιαστικά η κάθετη τομή μια πτέρυγας (wing) ή ενός πτερυγίου (blade) και διαγράφεται από τις θέσεις των σημείων της επιφανείας τους. Μερικά βασικά χαρακτηριστικά της αεροτομής φαίνονται στην Εικόνα 1:



Εικόνα 1: Χαρακτηριστικά μεγέθη αεροτομής [20]

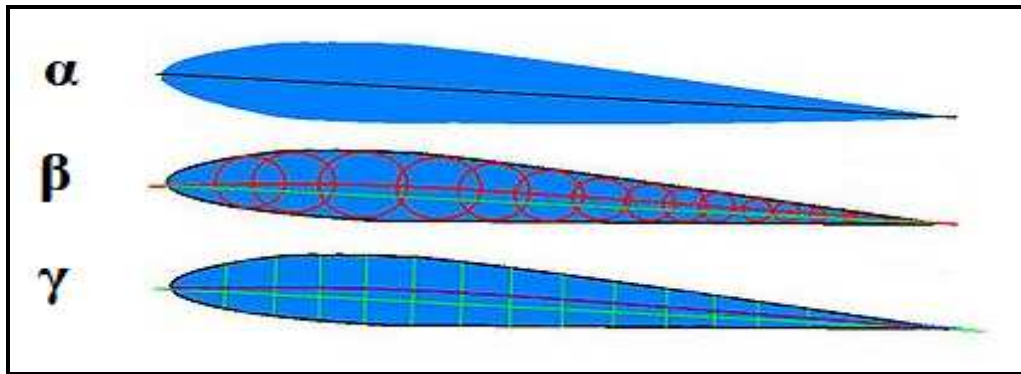
Κύριος στόχος της χρήσης της είναι η αποδοτικότερη παραγωγή άντωσης (δύναμη κάθετη στη διεύθυνση της προσπίπτουσα ροής) και ταυτόχρονα η μείωση της αναπόφευκτης οπισθέλκουσας (δύναμη αντίθετη στη διεύθυνση της προσπίπτουσα ροής), βλέπε Εικόνα 2.



Εικόνα 2: Ροή γύρω από αεροτομή – ανάλυση αεροδύναμης [20]

Οι σημαντικότεροι όροι που αφορούν μια αεροτομή, και οι οποίοι θα χρησιμοποιηθούν στην παρούσα εργασία, είναι οι ακόλουθοι [20]:

- Γραμμή camber είναι η γραμμή εκείνη που εκκινεί από το χείλος προσβολής (Χ.Π.) της αεροτομής, καταλήγει στο χείλος εκφυγής (Χ.Ε.) της και διέρχεται από σημεία τα οποία είναι κέντρα κύκλων που εφάπτονται εσωτερικά στην επάνω και κάτω πλευράς της αεροτομής (Εικόνα 3).
- Χορδή ονομάζεται η ευθεία γραμμή που ενώνει τα άκρα της γραμμής camber (Εικόνα 3).
- Πάχος αεροτομής είναι η διάμετρος του μεγαλύτερου κύκλου που αναφέρθηκε στην περιγραφή της γραμμής camber (Εικόνα 3).
- Ροπή πρόνευσης είναι η ροπή που αναπτύσσεται, λόγω της παραγόμενης αεροδύναμης, στην αεροτομή ως προς τον εγκάρσιο σε αυτή άξονα (τείνει να αυξομειώσει την γωνία προσβολής).
- Αεροδυναμικό κέντρο ονομάζεται το σημείο της αεροτομής στο οποίο η ροπή πρόνευσης είναι ανεξάρτητη από την άντωση και την γωνία προσβολής.
- Κέντρο πίεσης ονομάζεται το σημείο της αεροτομής όπου η ροπή πρόνευσης είναι μηδενική.



Εικόνα 3: α->χορδή αεροτομής, β->γραμμή camber, γ->πάχη αεροτομής [20]

Συγκεκριμένα στην εργασία αυτή χρησιμοποιήθηκε η αεροτομή NACA 0012, η οποία ανήκει σε μια ομάδα αεροτομών που αναπτύχθηκαν από την [National Advisory Committee for Aeronautics](https://www.naca.gov/) (NACA). Το σχήμα τους προσδιορίζεται από μια σειρά ψηφίων που ακολουθούν την λέξη NACA. Τα ψηφία αυτά σημαίνουν κάποιες ιδιότητες της αεροτομής:

- Το πρώτο ψηφίο δείχνει την τιμή της μέγιστης αδιάστατη (διαιρούμενη με το μήκος της χορδής της αεροτομής) απόστασης της γραμμής camber από την χορδή της αεροτομής.
- Το δεύτερο ψηφίο δείχνει την αδιάστατη απόσταση σε δέκατα του ποσοστού του μήκους της χορδής από το Χ.Π., επί της χορδής, όπου παρουσιάζεται η μέγιστη απόκλιση της γραμμής camber.
- Τα δύο τελευταία ψηφία δείχνουν την μέγιστη τιμή του πάχους της αεροτομής.

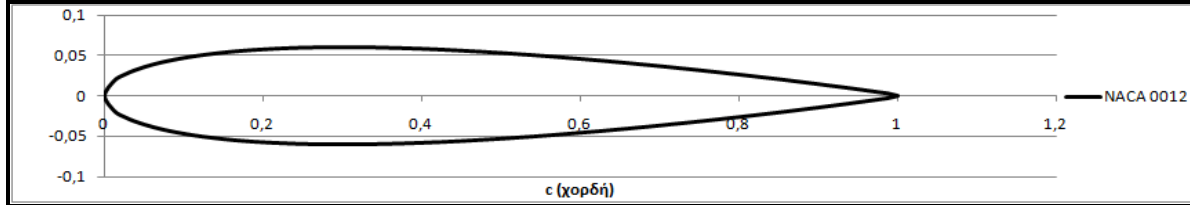
Έτσι μια αεροτομή NACA 2412 παρουσιάζει 2% μέγιστη απόκλιση της camber από την χορδή, σε απόσταση 40% (0,4) από το Χ.Π. και το μέγιστο πάχος της είναι 12%. Αντίστοιχα η NACA 0012, που χρησιμοποιήθηκε είναι μια συμμετρική αεροτομή με μέγιστο πάχος 12%.

Η γενέτειρα εξίσωση των σημείων μιας συμμετρικής (όπως η NACA 0012) αεροτομής είναι η ακόλουθη[14]:

$$y = \frac{t}{0,2} c \left[0,2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0,1260 \left(\frac{x}{c} \right) - 0,3516 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + 0,2843 \left(\frac{x}{c} \right)^3 - 0,1015 \left(\frac{x}{c} \right)^4 \right]$$

όπου c = μήκος χορδής, t = μέγιστο σχετικό πάχος, x = η απόσταση από το Χ.Π. κατά μήκος της χορδής, y = είναι η μισή τιμή του πάχους που αντιστοιχεί στην θέση x . Η ακτίνα του κυκλικού τόξου που αναπαριστά το Χ.Π. της αεροτομής δίδεται από την σχέση $r = 1,1019ct^2$.

Στο διαδίκτυο [14] υπάρχουν ανάλογες σχέσεις για τις γενέτιρες μεγάλης ποικιλίας αεροτομών. Η ακόλουθη εικόνα δείχνει την αεροτομή που χρησιμοποιήθηκε για τις προσομιώσεις της παρούσας εργασίας, η οποία είναι συμμετρική, με μέγιστο πάχος 12% σε απόσταση 0,3c από το Χ.Π.



Εικόνα 4: Μορφή αεροτομής NACA 0012

Ο Πίνακας 1 περιέχει τις συντεταγμένες των σημείων της αεροτομής NACA 0012 ενώ στον Πίνακα 2 εμπεριέχονται οι τιμές των σχετικών παχών της αεροτομής, κατά μήκος της χορδής.

NACA 0012											
A/A	x	y	A/A	x	y	A/A	x	y	A/A	x	y
1	1	0	21	0,75	-0,03157	41	0,5	-0,05293	61	0,25	-0,05941
2	0,9875	-0,00294	22	0,7375	-0,03286	42	0,4875	-0,0537	62	0,2375	-0,05905
3	0,975	-0,00466	23	0,725	-0,03413	43	0,475	-0,05443	63	0,225	-0,05859
4	0,9625	-0,00635	24	0,7125	-0,03538	44	0,4625	-0,05513	64	0,2125	-0,05804
5	0,95	-0,00801	25	0,7	-0,03661	45	0,45	-0,0558	65	0,2	-0,05737
6	0,9375	-0,00965	26	0,6875	-0,03782	46	0,4375	-0,05642	66	0,1875	-0,05659
7	0,925	-0,01127	27	0,675	-0,039	47	0,425	-0,057	67	0,175	-0,05569
8	0,9125	-0,01286	28	0,6625	-0,04016	48	0,4125	-0,05753	68	0,1625	-0,05464
9	0,9	-0,01443	29	0,65	-0,0413	49	0,4	-0,05802	69	0,15	-0,05345
10	0,8875	-0,01598	30	0,6375	-0,04241	50	0,3875	-0,05846	70	0,1375	-0,05209
11	0,875	-0,0175	31	0,625	-0,04351	51	0,375	-0,05885	71	0,125	-0,05055
12	0,8625	-0,019	32	0,6125	-0,04457	52	0,3625	-0,05919	72	0,1125	-0,04881
13	0,85	-0,02048	33	0,6	-0,04561	53	0,35	-0,05948	73	0,1	-0,04683
14	0,8375	-0,02194	34	0,5875	-0,04663	54	0,3375	-0,05971	74	0,0875	-0,04457
15	0,825	-0,02338	35	0,575	-0,04761	55	0,325	-0,05987	75	0,075	-0,042
16	0,8125	-0,0248	36	0,5625	-0,04857	56	0,3125	-0,05998	76	0,0625	-0,03903
17	0,8	-0,02619	37	0,55	-0,04951	57	0,3	-0,06001	77	0,05	-0,03555
18	0,7875	-0,02757	38	0,5375	-0,05041	58	0,2875	-0,05998	78	0,0375	-0,03137
19	0,775	-0,02892	39	0,525	-0,05128	59	0,275	-0,05987	79	0,025	-0,02615
20	0,7625	-0,03026	40	0,5125	-0,05212	60	0,2625	-0,05968	80	0,0125	-0,01894
A/A	x	y	A/A	x	y	A/A	x	y	A/A	x	y
81	0	0	101	0,25	0,059409	121	0,5	0,052925	141	0,75	0,031569
82	0,0125	0,018939	102	0,2625	0,05968	122	0,5125	0,052119	142	0,7625	0,030256
83	0,025	0,026147	103	0,275	0,059868	123	0,525	0,051279	143	0,775	0,028923
84	0,0375	0,031374	104	0,2875	0,059977	124	0,5375	0,050408	144	0,7875	0,027568
85	0,05	0,035547	105	0,3	0,060012	125	0,55	0,049506	145	0,8	0,026193
86	0,0625	0,039026	106	0,3125	0,059976	126	0,5625	0,048575	146	0,8125	0,024797
87	0,075	0,041999	107	0,325	0,059873	127	0,575	0,047615	147	0,825	0,02338
88	0,0875	0,044575	108	0,3375	0,059706	128	0,5875	0,046627	148	0,8375	0,021942
89	0,1	0,046827	109	0,35	0,059479	129	0,6	0,045612	149	0,85	0,020482
90	0,1125	0,048807	110	0,3625	0,059194	130	0,6125	0,044571	150	0,8625	0,019002
91	0,125	0,050553	111	0,375	0,058854	131	0,625	0,043505	151	0,875	0,017499
92	0,1375	0,052093	112	0,3875	0,058462	132	0,6375	0,042414	152	0,8875	0,015975
93	0,15	0,05345	113	0,4	0,058021	133	0,65	0,0413	153	0,9	0,014429
94	0,1625	0,054643	114	0,4125	0,057531	134	0,6625	0,040161	154	0,9125	0,012859
95	0,175	0,055686	115	0,425	0,056995	135	0,675	0,039	155	0,925	0,011267
96	0,1875	0,056592	116	0,4375	0,056416	136	0,6875	0,037816	156	0,9375	0,009651
97	0,2	0,057373	117	0,45	0,055795	137	0,7	0,03661	157	0,95	0,008011
98	0,2125	0,058037	118	0,4625	0,055134	138	0,7125	0,035382	158	0,9625	0,006347
99	0,225	0,058593	119	0,475	0,054434	139	0,725	0,034132	159	0,975	0,004657
100	0,2375	0,059048	120	0,4875	0,053698	140	0,7375	0,032861	160	0,9875	0,002942

Πίνακας 1: Συντεταγμένες σημείων επιφανείας της αεροτομής NACA 0012

NACA 0012							
C	Σχετικό πάχος	C	Σχετικό πάχος	C	Σχετικό πάχος	C	Σχετικό πάχος
1	0	0,75	6,313862	0,5	10,58505	0,25	11,88174
0,9875	0,588381	0,7375	6,572253	0,4875	10,73951	0,2375	11,80965
0,975	0,931468	0,725	6,826422	0,475	10,88686	0,225	11,71865
0,9625	1,269397	0,7125	7,076333	0,4625	11,02681	0,2125	11,60745
0,95	1,602288	0,7	7,321934	0,45	11,15904	0,2	11,47461
0,9375	1,930261	0,6875	7,563167	0,4375	11,28325	0,1875	11,31847
0,925	2,253423	0,675	7,799964	0,425	11,39908	0,175	11,13718
0,9125	2,571877	0,6625	8,032245	0,4125	11,50616	0,1625	10,92856
0,9	2,885715	0,65	8,259922	0,4	11,6041	0,15	10,69005
0,8875	3,19502	0,6375	8,482894	0,3875	11,69249	0,1375	10,41863
0,875	3,499867	0,625	8,701051	0,375	11,77089	0,125	10,11062
0,8625	3,800325	0,6125	8,91427	0,3625	11,83882	0,1125	9,761475
0,85	4,096455	0,6	9,122418	0,35	11,89577	0,1	9,365422
0,8375	4,388306	0,5875	9,325352	0,3375	11,9412	0,0875	8,914921
0,825	4,675918	0,575	9,522912	0,325	11,97454	0,075	8,39974
0,8125	4,959327	0,5625	9,714931	0,3125	11,99515	0,0625	7,805284
0,8	5,238556	0,55	9,901226	0,3	12,00237	0,05	7,109342
0,7875	5,513621	0,5375	10,0816	0,2875	11,99547	0,0375	6,274758
0,775	5,784532	0,525	10,25585	0,275	11,97365	0,025	5,229433
0,7625	6,051282	0,5125	10,42374	0,2625	11,93605	0,0125	3,787804

Πίνακας 2: Πίνακας πάχους της αεροτομής NACA 0012

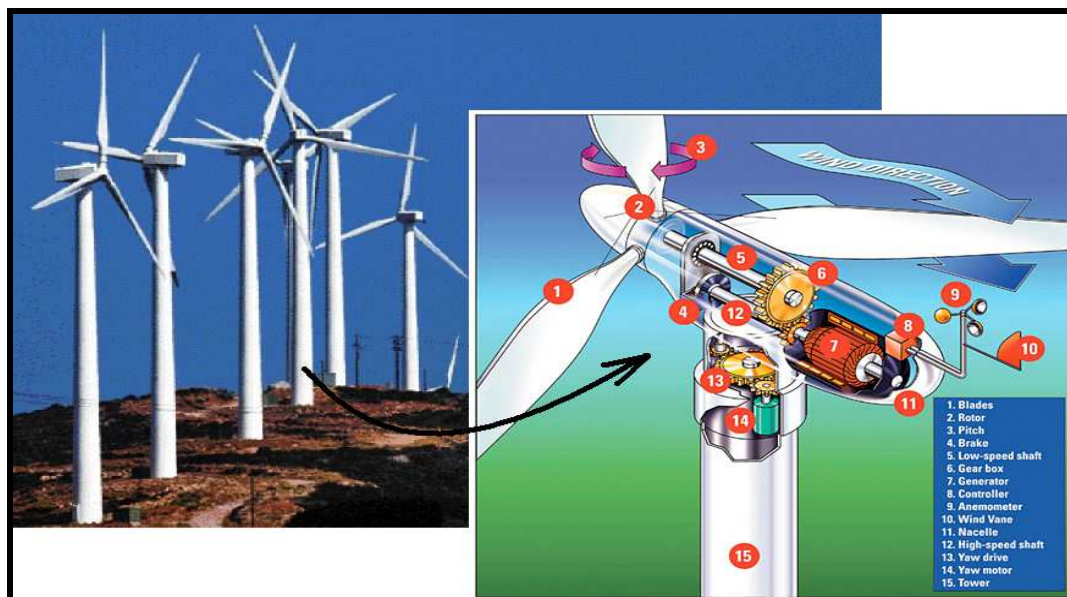
2.2 Εφαρμογές Αεροτομών

Η χρήση των αεροτομών σήμερα χαρακτηρίζεται από ποικιλομορφία. Μπορεί να αποτελέσουν την γενέτειρα μιας πτέρυγας (wing) ή ενός πτερυγίου (blade or vane). Δύναται να χρησιμοποιηθεί και συνδυασμός αυτών για πιο αποτελεσματική απόδοση μιας διάταξης (συνδυασμός δύο ειδών αεροτομών στην κατασκευή πτερύγων αεροσκαφών). Στόχος είναι πάντοτε η αποδοτικότερη μετατροπή της κινητικής ενέργειας της προσπίπτουσας ροής σε έργο μιας αναπτυσσόμενης δύναμης επί της πτέρυγας, και το αντίστροφο [30]. Οι πρώτες είναι διατάξεις παραγωγής ενέργειας και οι δεύτερες διατάξεις κατανάλωσης ενέργειας.

Οι αεροτομές χρησιμοποιούνται σε εφαρμογές όπως [35]:

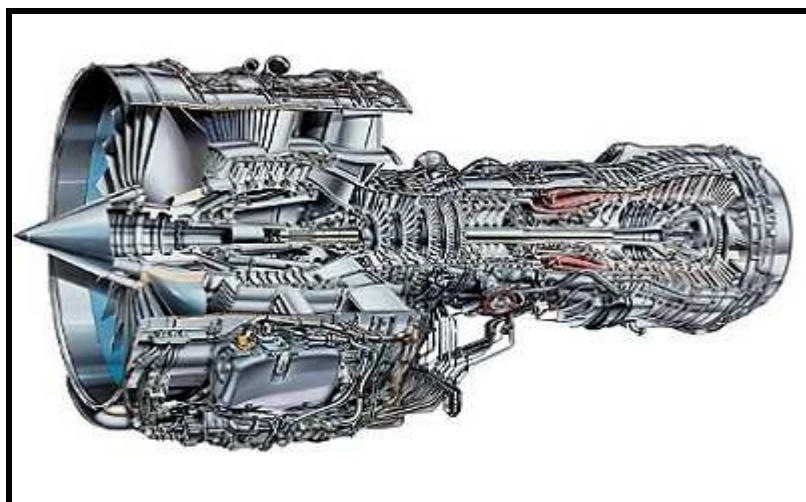
- Μονάδες παραγωγής ενέργειας, όπου μετατρέπεται η κινητική ενέργεια καυσαερίων σε περιστροφική ενέργεια μεγάλων στροβίλων, παράγοντας μέσα από ηλεκτρομαγνητικές διατάξεις τεράστια ποσά ηλεκτρικής ενέργειας (τάξη μεγέθους MWh/ημέρα). Παρόμοια

αρχή λειτουργίας εμφανίζουν και οι γεννήτριες με στροφεία μεγάλων πτερύγων που λειτουργούν με ροή νερού (υδρογεννήτριες), αερίων μαζών (ανεμογεννήτρια) κ.α.



Εικόνα 5: Διάταξη ανεμογεννητριών για παραγωγή ηλεκτρικής ισχύος

- Σε βιομηχανικές μονάδες, όπου απαιτούνται δομές παραγωγής μεγάλης ισχύος, χρησιμοποιώντας διαφόρων ειδών καύσιμη ύλη.
- Στην αεροπορική βιομηχανία, όπου η συντριπτική πλειοψηφεία των κινητήρων είναι αεροκινητήρες εσωτερικής καύσης που παρέχουν την ώση με προπέλες, στροφεία υψηλής συμπίεσης (fan rotors) ή μέσω ακροφυσίων, καθώς και συνδιασμούς αυτών. Οι αεροτομές είναι το “συστατικό” των πτερύγων και όλων των επιφανειών ελέγχου κίνησης των ιπτάμενων μέσων.



Εικόνα 6: Στροβιλοκινητήρας με δευτερεύουσα ροή (turbofan engine)

- Στην ναυτιλιακή βιομηχανία εξίσου με την αεροπορική, για κατασκευή θαλάσσιων κινητήρων, τομές από σκαριά καραβιών, κ.α.
- Σε πλειάδα άλλων ενεργειακών εφαρμογών, όπως αντλίες, κινητήρες επίγειου εξοπλισμού (τραίνα, φορτηγά, ανυψωτικά μηχανήματα κ.τ.λ.).

Αυτές οι διατάξεις κερδίζουν συνεχώς χώρο στον τομέα της τεχνολογίας καθώς φτάνουν υψηλούς βαθμούς απόδοσης και επιτρέπουν διαχείριση μεγάλων ποσοτήτων ισχύος. Η βελτιστοποίηση των ροών γύρω από τις αεροτομές αποτελεί νευραλγικό κομμάτι της εξέλιξής τους, κάνοντας επιτακτικότερη την ανάγκη για εμβάθυνση και έρευνα.

3. ΜΑΘΗΜΑΤΙΚΑ ΜΟΝΤΕΛΑ

3.1 Reynolds Averaged Navier-Stokes Εξισώσεις

Σε μια πραγματική ροή οι τιμές των φυσικών μεγεθών μεταβάλλονται συνεχώς γύρω από μια μέση τιμή, που επιβάλλουν οι συνθήκες κάθε φορά και χρησιμοποιώντας την στατιστική μπορεί να εκφραστεί ως εξής αυτή η σχέση:

$$\left. \begin{aligned} \phi &= \bar{\phi} + \phi' \\ \text{όπου } \bar{\phi} &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \phi dt \\ \text{και } \bar{\phi}' &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Αν αυτές οι σχέσεις αντικατασταθούν στις εξισώσεις συνέχειας, διατήρησης ορμής και ενέργειας, για τα αντίστοιχα μεγέθη [15], τότε θα προκύψουν οι Reynolds Averaged Navier-Stokes εξισώσεις ή RANS. Για απλοποίηση της μορφής των εξισώσεων θα χρησιμοποιείται ο ακόλουθος συμβολισμός:

$$u = \bar{u} + u', v = \bar{v} + v', w = \bar{w} + w' \text{ και γενικά } u_i = \bar{u}_i + u_i'$$

$$p = \bar{p} + p', T = \bar{T} + T'.$$

Με τον τρόπο αυτό θα παραχθούν οι ακόλουθες σχέσεις (για αναλυτικότερη εξήγηση αναφορά σε [1]):

- Reynolds Averaged εξίσωση της συνέχειας:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \Rightarrow \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0, \text{ αφού } \frac{\partial \bar{u}_i'}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

- Reynolds Averaged εξίσωση διατήρησης της ορμής:

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u_j' u_i'}) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j^2} \quad (3)$$

- Reynolds Averaged εξίσωση διατήρησης της ενέργειας:

$$\rho c_p \left[\frac{\partial \bar{T}}{\partial t} + U_j \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u_j' T'}) \right] = k \frac{\partial^2 \bar{T}}{\partial x_j^2} \quad (4)$$

3.2 Εξισώσεις Τυρβώδους Οριακού Στρώματος

Η παρουσίαση της ροής με μαθηματικές σχέσεις μέσα σε τυρβώδες οριακό στρώμα μπορεί να επιτευχθεί εάν χρησιμοποιηθούν οι RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes equations), λαμβάνοντας υπόψη κάποιες παραδοχές¹ [5] :

$$\bar{v} \ll \bar{u} \quad \text{και} \quad \frac{\partial}{\partial x} \ll \frac{\partial}{\partial y} \quad (5)$$

Επιπλέον, στην παρούσα εργασία θεωρείται ότι το οριακό στρώμα είναι δισδιάστατο και ισχύει:

$$\bar{w} = 0 \quad \text{και} \quad \frac{\partial}{\partial z} = 0 \quad (6)$$

Έτσι προκύπτουν οι εξισώσεις για το τυρβώδες οριακό στρώμα, αφού βέβαια αφαιρεθούν οι ανάλογοι όροι:

Εξίσωση συνέχειας:
$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \quad (7)$$

Εξίσωση x-ορμής:
$$\bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \approx -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} - \frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} - \frac{\partial \overline{u'^2}}{\partial x} \quad (8.a)$$

Εξίσωση y-ορμής:
$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} \approx -\rho \frac{\partial \overline{v'^2}}{\partial y} \quad (8.β)$$

Εξίσωση ενέργειας:

$$\rho c_p \left(\bar{u} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} \right) \approx \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} - \rho c_p \overline{v'T'} \right) + \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \rho \overline{u'v'} \right) \quad (9).$$

¹ :Οι παραδοχές αναφέρονται σε:Π.-Χρ.Καψάλης,Έλεγχος Αποκόλλησης Οριακού Στρώματος με Ενεργητική καθοδήγηση της ροής,Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας,Πρόταση Διδακτορικής Διατριβής,Κεφ4.2.1.

Στο εξωτερικό όριο του οριακού στρώματος ισχύει η ασυμπίεστη εξίσωση του Bernoulli:

$$dp_e = -\rho U_e dU_e \quad (10)$$

Αν ολοκληρωθεί η εξίσωση της γ-ορμής και χρησιμοποιώντας την σχέση (10) προκύπτει:

$$\bar{p} = p_e(x) - \rho \overline{v'^2} \quad (11)$$

Μετά την αντικατάσταση της σχέσης (11) για την μέση πίεση στην x-εξίσωση της ορμής θα δημιουργηθεί η εξίσωση ορμής για το τυρβώδες οριακό στρώμα:

$$\bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = U_e \frac{dU_e}{dx} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\nu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \overline{u'v'} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\overline{v'^2} - \overline{u'^2} \right) \quad (12)$$

Ο τελευταίος όρος συνήθως παραλείπεται αν και μπορεί να γίνει πολύ σημαντικός κοντά στο σημείο της αποκόλλησης (έως και 10%). Εάν στη συνέχεια υιοθετηθούν οι περιγραφές για την διατμητική τάση και τον ρυθμό μεταφοράς θερμότητας [6]:

$$\tau = \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \rho \overline{u'v'} \quad \text{και} \quad q = k \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} - \rho c_p \overline{v'T'}$$

αντίστοιχα, τότε οι εξισώσεις του οριακού στρώματος στην πιο προσιτή τους μορφή γίνονται:

$$\text{Εξίσωση της συνέχειας:} \quad \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \quad (13)$$

$$\text{Εξίσωση x-ορμής:} \quad \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = U_e \frac{dU_e}{dx} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau}{\partial y} \quad (14)$$

$$\text{Εξίσωση της ενέργειας:} \quad \bar{u} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} = \frac{dq}{dy} + \tau \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \quad (15).$$

Σε μια τέτοια προσέγγιση είναι γνωστές οι συνθήκες της εξωτερικής ροής $U_e(x)$ και $T_e(x)$, καθώς οι οριακές συνθήκες είναι:

$$\text{μη ολίσθηση:} \quad \bar{u}(x,0) = \bar{v}(x,0) = 0 \quad \text{και} \quad \bar{T}(x,0) = T_w(x) \quad (16)$$

σύζευξη στο εξωτερικό όριο του στρώματος:

$$\bar{u}(x,\delta) = U_e(x) \quad \text{και} \quad \bar{T}(x,\delta_T) = T_e(x) \quad (17).$$

Από τις εξισώσεις (13) και (14) μπορούν να υπολογιστούν οι τιμές των ταχυτήτων στις δύο κατευθύνσεις και από την (15) μπορεί να υπολογιστεί η κατανομή της μέσης θερμοκρασίας, εάν υπάρχουν όμως και οι εμπειρικοί συσχετισμοί των τ και q με τις ταχύτητες και την θερμοκρασία αντίστοιχα[15].

Μια σχέση, με πολύ καλές φυσικές έννοιες όσον αφορά την τύρβη, είναι η εξίσωση της μηχανικής ενέργειας που προκύπτει από τον πολλαπλασιασμό της (14) με την ταχύτητα \bar{u} [6]:

$$\frac{1}{2} \left(\rho \bar{u} \frac{\partial q^2}{\partial x} + \rho \bar{v} \frac{\partial q^2}{\partial y} \right) = \tau \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \frac{\partial}{\partial y} \left[\overline{v' \left(p' + \frac{\rho q^2}{2} \right)} \right] - \varepsilon \quad (18)$$

όπου $q^2 = \overline{u'^2 + v'^2 + w'^2}$ είναι η τυρβώδης ενέργεια και (19)

$$\varepsilon = \mu \left[2 \left(\frac{\partial u'}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v'}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial u'}{\partial y} + \frac{\partial v'}{\partial x} \right)^2 \right] \text{ η σκέδαση της τύρβης. (20)}$$

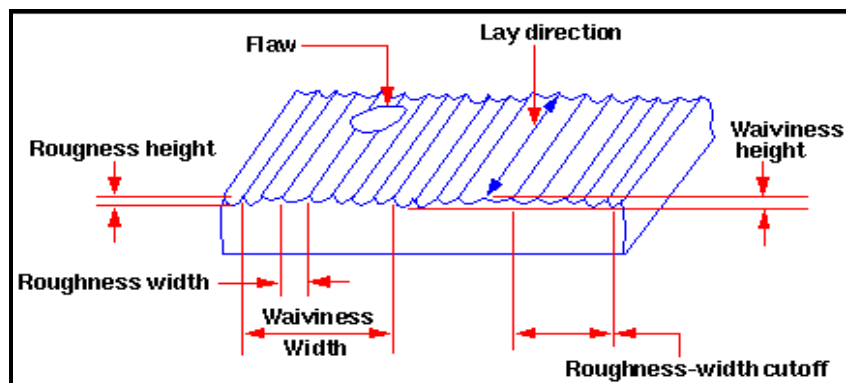
Αυτή η σχέση χρησιμοποιήθηκε από πολλούς ερευνητές όπως οι Hirst και Reynolds (1968), οι Mc Donald και Kamarata [38] που δεν πέτυχαν όμως μεγάλη ακρίβεια στα αποτελέσματά τους. Οι Bushnell και Breckwith (1970), όπως και οι Mellor και Herring (1968) προσπάθησαν να επιτύχουν καλύτερη προσέγγιση με διαφορικούς υπολογισμούς αλλά όχι με ικανοποιητική κατάληξη. Ωστόσο οι Bradshaw, Ferris και Atwell (1967) χρησιμοποιώντας τις βαθμίδες της σκέδασης της τύρβης μπόρεσαν και αξιοποίησαν αυτή την σχέση με πιο αποδοτικό τρόπο.

3.3 Τραχύτητα Επιφανείας της Αεροτομής

Η ποιότητα των επιφανειών των στερεών σωμάτων εξαρτάται από την ακρίβεια της μηχανουργικής κατεργασίας, η οποία χρησιμοποιήθηκε για την κατασκευή της, ενώ είναι άρρηκτα συνδιασμένη με τις τελικές διαστάσεις του σώματος. Κάθε εργαλείο κοπής αφήνει το δικό του ίχνος, το οποίο το χαρακτηρίζει, επάνω στην επιφάνεια που δημιουργήσε. Αυτό το τελικό ίχνος είναι που ονομάζεται τραχύτητα επιφανείας και ποσοτικοποιείται μέσω ενός μέτρου των αποκλίσεων της πραγματικής επιφάνειας από την ιδανική. Όσο πιο μεγάλες είναι αυτές οι αποκλίσεις, τόσο πιο τραχεία είναι η επιφάνεια.

Η τραχύτητα παίζει σημαντικότατο ρόλο στον τρόπο με τον οποίο ένα σώμα θα αντιδράσει με το περιβάλλον του [31], άρα και με την αναπτυσσόμενη τρυγύρω του ροή ρευστού. Οι πιο τραχείες επιφάνειες φθείρονται πιο γρήγορα και παρουσιάζουν μεγαλύτερο συντελεστή τριβής, ενώ οδηγούν σε χαμηλότερη μηχανική αντοχή καθώς αποτελούν σημεία έναρξης ρωγμών. Η προσπάθεια μείωσης της τραχύτητας έχει ένα κόστος με το οποίο σχετίζεται αντιστρόφως σε μια λογαριθμική κλίμακα.

Μια χαρακτηριστική εικόνα σε πολύ κοντινή απόσταση από μια κατεργασμένη επιφάνεια έχει την μορφή της Εικόνας 7, ενώ παρατίθενται και επεξηγήσεις των εννοιών για πληρέστερη κατανόηση.



Εικόνα 7: Βασικές έννοιες τριβολογίας [36]

- Lay direction: διεύθυνση κοπής.
- Roughness height: ύψος τραχύτητας = R_t .
- Roughness width: πλάτος τραχύτητας, απόσταση μεταξύ γειτονικών κορυφών.
- Waviness-width cutoff: το μεγαλύτερο πλάτος αντιπροσωπευτικού δείγματος αποκλίσεων της επιφάνειας, που χρησιμοποιείται για την μέτρηση του ύψους της τραχύτητας.
- Waviness-width: πλάτος περιοχής μεταξύ διαδοχικών cutoff περιοχών και οφείλεται σε μετατοπίσεις ή ταλαντώσεις του εργαλείου κοπής.
- Waviness-height: υψομετρική διαφορά δύο waviness cutoff περιοχών.

Υπάρχουν διάφορα μεγέθη που ορίζουν την τιμή της τραχύτητας αλλά το R_a (μέση τιμή της απόκλισης της πραγματικής επιφάνειας από την ιδανική) είναι το πιο διαδεδομένο [36]. Δεδομένου ότι οι εν λόγω παράμετροι μειώνουν το σύνολο των πληροφοριών ενός προφίλ σε έναν και μόνο αριθμό, μεγάλη προσοχή θα πρέπει να ληφθεί κατά την εφαρμογή και την ερμηνεία τους. Μικρές αλλαγές στον τρόπο με τον οποίο τα πρωτογενή δεδομένα προφίλ φιλτράρονται και ο τρόπος υπολογισμού της μέσης γραμμής μπορεί να επηρεάσει σε μεγάλο

βαθμό την υπολογιζόμενη παράμετρο. Ακολουθεί ένας πίνακας, που δίδει τους τύπους υπολογισμού των πιο σημαντικών παραμέτρων της τραχύτητας.

Parameter	Description	Formula
R_a	arithmetic average of absolute values	$R_a = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i $
R_q	root mean squared	$R_q = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i^2}$
R_v	maximum valley depth	$R_v = \min y_i$
R_p	maximum peak height	$R_p = \max y_i$
R_t	Maximum Height of the Profile	$R_t = R_p - R_v$
R_{sk}	skewness	$R_{sk} = \frac{1}{nR_q^3} \sum_{i=1}^n y_i^3$

Πίνακας 3: Βασικές παράμετροι τραχύτητας [36]

Στην παρούσα εργασία χρησιμοποιήθηκαν τιμές ύψους τραχύτητας 20μm,100μm και 300μm. Η επιλογή δικαιολογείται από τα περιεχόμενα του παρακάτω πίνακα που εμφανίζει τυπικές τιμές τραχύτητας (micro inches) της οποίες δημιουργεί η εκάστοτε χρήση του κάθε κοπτικού εργαλείου.

ΠΙΝΑΚΑΣ ΤΡΑΧΥΤΗΤΑΣ ΕΠΙΦΑΝΕΙΩΝ ΩΣ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑ ΔΙΑΦΟΡΩΝ ΕΙΔΩΝ ΚΑΤΕΡΓΑΣΙΑΣ													
PROCESS	ROUGHNESS HEIGHT RATING MICROINCHES												
	2000	1000	500	250	125	63	32	16	8	4	2	1	0.5
Flame Cutting													
Sawing													
Drilling													
EDM													
Milling													
Broaching													
Reaming													
Laser													
Burnishing													
Grinding													
Honing													
Polishing													
Extruding													
Investment Casting													
Perm Mold Cast													
Die Casting													

Πίνακας 4: Πίνακας τραχυτήτων κατεργασμένων επιφανειών [36]

3.4 Υπόθεση Boussinesq

Στην παράγραφο 2.2 της παρούσας εργασίας αναφέρθηκαν οι ποσότητες:

- Διατμητική τάση $\tau = \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \rho \overline{u'v'}$ (21)

- Ρυθμός μεταφοράς θερμικής ενέργειας $q = k \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} - \rho c_p \overline{v'T'}$ (22)

Ο όρος που εμφανίζεται στην εξίσωση της ορμής έχει τη μορφή $\overline{\rho u' u'}$ και ονομάζεται διατμητική τάση Reynolds ενώ ο αντίστοιχος όρος $\overline{\rho \phi u'}$ που εμφανίζεται στην εξίσωση μεταφοράς βαθμωτού μεγέθους ονομάζεται τυρβώδης βαθμωτή ροή (turbulent scalar flux). Στην εξίσωση (9) παρουσιάζεται η κλίση των διατμητικών τάσεων και του ρυθμού μεταφοράς θερμικής ενέργειας. Ο όρος $\rho \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\overline{u'_i u'_i} \right)$ παριστά τη μέση μεταφορά της διακύμανσης της ορμής από την τυρβώδη διακύμανση της ταχύτητας, δηλαδή την ανταλλαγή ορμής ανάμεσα στην τύρβη και τη μέση ροή. Το χαρακτηριστικό το οποίο είναι θεμελιώδους σημασίας για τη μελέτη της τυρβώδους κίνησης είναι ότι οι διακυμάνσεις u', v' και w' προκαλούν μια φαινομενική αύξηση της αντίστασης στην παραμόρφωση του ρευστού [2]. Είναι δηλαδή σαν να αυξάνεται το ιξώδες της μέσης ροής γιατί και οι συσχετισμοί $\overline{\rho u' u'}$ αναφέρονται ως τυρβώδεις τάσεις [3]. Για να επιλυθούν οι μέσες χρονικές εξισώσεις της ροής πρέπει να υπολογιστούν οι συσχετισμοί αυτοί, και αυτό επιδιώκουν τα μοντέλα τύρβης. Τα μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιήθηκαν στηρίζονται στην υπόθεση Boussinesq.

Εφόσον οι συσχετισμοί των διακυμάνσεων λειτουργούν με τρόπο ανάλογο του ιξώδους, ο Boussinesq έκανε την υπόθεση ότι η τυρβώδης τάση μπορεί να ακολουθεί τη σχέση που υπάρχει ανάμεσα στο μοριακό ιξώδες και τη μοριακή διάχυση [4]. Η υπόθεση ή προσέγγιση Boussinesq συνδέει τη διατμητική τάση Reynolds με την κλίση της μέσης ταχύτητας ως εξής:

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_\tau \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij} \quad (23)$$

όπου, μ_t το φαινόμενο ιξώδες το οποίο εξαρτάται από τη ροή και όχι από το ρευστό και k η τυρβώδης κινητική ενέργεια:

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} = \frac{1}{2} \left(\overline{u' u'} + \overline{v' v'} + \overline{w' w'} \right) = te \quad (24)$$

Το μειονέκτημα της υπόθεσης Boussinesq είναι ότι το μ_t θεωρείται μια ιστροπική βαθμωτή ποσότητα, το οποίο δεν είναι εντελώς αληθές. Με τη χρήση της υπόθεσης Boussinesq όμως το ανωτέρω πρόβλημα μοντελοποίησης της τύρβης μειώνεται στον υπολογισμό του φαινόμενου τυρβώδους ιξώδους.

3.5 Κινητική Ενέργεια της Τύρβης

Σε κάθε πεδίο ροής ορίζεται ένα μέγεθος που αντιπροσωπεύει την κινητική ενέργεια της τύρβης και η τιμή του δίδεται από την σχέση (24). Αποτελεί μια πολύ σημαντική μορφή «τεχνητής» ενέργειας καθώς πληροφορεί για το ποσό της κινητικής ενέργειας του πεδίου, το οποίο αναλώνεται για την ανάπτυξη τυρβωδών τάσεων, και αντιστοιχίζεται στην ταλαντωτική συμπεριφορά των ταχυτήτων στις τρεις διαστάσεις (φυσικά σε διδιάστατα πεδία ροής παραλείπεται ο όρος w'). Η χρήση των RANS προϋποθέτει την στατιστική εξέταση αυτής της ταλαντωτικής συμπεριφοράς των ταχυτήτων μέσω της υπόθεσης Boussinesq.

Η εξίσωση της τυρβώδους κινητικής ενέργειας προκύπτει πολλαπλασιάζοντας τη Navier-Stokes εξίσωση με u_i' και λαμβάνοντας το χρονικό μέσο [2]:

$$\overline{u_i' \left(\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) \right)} = \overline{u_i' \left(\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2} \right)} \Leftrightarrow \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \overline{u_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} &= \overline{\rho u_i' u_j' \frac{\partial u_i}{\partial x_j}} - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\rho}{2} \overline{u_j' u_i' u_i'} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \\ &\quad - \mu \frac{\partial \overline{u_i' u_i'}}{\partial x_j} - \overline{u_i' \frac{\partial p'}{\partial x_i}} \end{aligned} \quad (26)$$

Όπου:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \overline{u_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} : \text{συνολικά ο ρυθμός μεταβολής του } k,$$

$\overline{\rho u'_j u'_i} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j}$: παραγωγή της τυρβώδους κινητικής ενέργειας, δηλαδή ο ρυθμός μεταφοράς

ενέργειας ανάμεσα στη μέση ροή και την τύρβη,

$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\rho}{2} \overline{u'_j u'_i u'_i} \right)$: τυρβώδης μεταφορά, δηλαδή ο ρυθμός μεταφοράς της

τυρβώδους κινητικής ενέργειας με τις διακυμάνσεις,

$\frac{\partial}{\partial x_j} \mu \frac{\partial k}{\partial x_j}$: μοριακή διάχυση,

$\mu \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j}$: ρυθμός μετατροπής της τυρβώδους κινητικής ενέργειας σε θερμότητα και

$u'_i \frac{\partial p'}{\partial x_i}$: διάχυση πίεσης, δηλαδή μεταφορά τύρβης λόγω αλληλεπίδρασης των

διακυμάνσεων ταχύτητας και πίεσης.

4. ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΟΣ ΚΩΔΙΚΑΣ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗΣ CAFFA

4.1 Γενική Περιγραφή

Ο κώδικας CAFFA, που χρησιμοποιήθηκε για την εργασία, λύνει δισδιάστατα, ελλειπτικά πεδία ροής και χρησιμοποιεί δομημένο πλέγμα, collocated αποθήκευση και καμπυλόγραμμα μη-ορθογωνικό σύστημα συντεταγμένων [34], αναπτύχθηκε από τον Peric [39] και είναι διαθέσιμος στο Διαδίκτυο. Έπειτα, ο κώδικας αυτός τροποποιήθηκε στο εργαστήριο Ρευστομηχανικής και Στροβιλομηχανών του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας, μορφή με την οποία χρησιμοποιήθηκε στην παρούσα εργασία[2]. Διακριτοποιεί τις εξισώσεις με τη μέθοδο των πεπερασμένων όγκων και με τα ακόλουθα σχήματα διακριτοποίησης:

- i. Απλή ανάντη παρεμβολή,
- ii. Μέθοδος κεντρικής διαφοράς,
- iii. Μίξη των δύο μεθόδων,
- iv. Υβριδική ανάντη παρεμβολή,
- v. Παρεμβολή Quick,
- vi. Παρεμβολή με σχήματα TVD.

Χρησιμοποιεί τον αλγόριθμο SIMPLEC, και επιλύει το σύστημα των αλγεβρικών εξισώσεων με τη μέθοδο SIP. Μπορεί να επιλύσει ιξώδη, ασυμπίεστη ροή, περιέχει τα ακόλουθα μοντέλα προσομοίωσης τύρβης [33]:

- i. Standard k-ε, high Re με εξισώσεις απόσβεσης,
- ii. k-ε, low Re με ολοκλήρωση ως τον τοίχο,
- iii. RNG μοντέλο και τροποποιήσεις του,
- iv. k-ω, high Re με εξισώσεις απόσβεσης,
- v. k-ω, high Re με ολοκλήρωση ως τον τοίχο,
- vi. k-ω, low Re με ολοκλήρωση ως τον τοίχο.

Διαθέτει τη δυνατότητα υπολογισμού μη-μόνιμων ροών καθώς και χρησιμοποίησης των αποτελεσμάτων μιας προηγούμενης προσομοίωσης, ως αρχικών τιμών του πεδίου μιας νέας προσομοίωσης.

Χρησιμοποιήθηκε μια γεννήτρια πλεγμάτων γύρω από την επιθυμητή αεροτομή (Rizzsim [2]), παρέχοντας μεγάλη ευκολία στην πύκνωση του πλέγματος κατά μήκος της αεροτομής αλλά και κάθετα σε αυτήν. Με τον τρόπο αυτό είναι δυνατή η ορθή λειτουργία των μοντέλων low Re τα οποία απαιτούν λεπτομερή διαμερισμό κοντά στο στερεό όριο. Η αποθήκευση και διαχείριση των αποτελεσμάτων που προκύπτουν από τον κυρίως κώδικα γίνεται μέσα στον ίδιο. Ως εξόδοι του Rizzsim λαμβάνονται δύο αρχεία, το ένα σε μορφή common block, τα οποία θα χρησιμοποιηθούν ως είσοδος στο κυρίως πρόγραμμα μαζί με το δικό του αρχείο εισόδου. Τα αρχεία αυτά περιέχουν κωδικοποιημένες πληροφορίες που αφορούν τη γεωμετρία του πλέγματος και τις οριακές συνθήκες του κάθε σημείου καθώς και τα κάθετα και εφαπτόμενα ανύσματα στα όρια.

Ο κυρίως κώδικας χρησιμοποιεί ως είσοδο τα αρχεία που προκύπτουν από την γεννήτρια πλέγματος Rizzsim, καθώς και ένα επιπλέον αρχείο στο οποίο ορίζονται:

- i. Οι μεταβλητές οι οποίες καθορίζουν τον τρόπο με τον οποίο θα διαχειριστεί τα αρχεία εισόδου και εξόδου καθώς και τα σημεία του πλέγματος που θα χρησιμοποιήσει ως σημεία ελέγχου.
- ii. Το κριτήριο σύγκλισης των εξωτερικών/εσωτερικών επαναλήψεων, ο μέγιστος επιτρεπόμενος αριθμός και το κριτήριο σύγκλισης των εσωτερικών, ο συντελεστής που χρησιμοποιείται στη μέθοδο επίλυσης αλγεβρικού συστήματος.
- iii. Οι ιδιότητες του ρευστού (πυκνότητα, ιξώδες, αριθμό Prandtl, συντελεστής θερμικής διαστολής).
- iv. Οι ιδιότητες του πεδίου (συντελεστή επιτάχυνσης της βαρύτητας), καθώς και θερμοκρασίες αναφοράς.
- v. Οι τιμές εισόδου των μεταβλητών και οι αρχικές τιμές τους.
- vi. Στοιχεία που έχουν να κάνουν με τη χρονική επίλυση του προβλήματος.
- vii. Οι λογικές μεταβλητές που καθορίζουν το μαθηματικό μοντέλο.
- viii. Τα στοιχεία που καθορίζουν το ρυθμό με τον οποίο αλλάζουν οι μεταβλητές σε κάθε επανάληψη (συντελεστές υποχαλάρωσης).

- ix. Το είδος προσέγγισης που θα χρησιμοποιηθεί για την διακριτοποίηση των διαφορικών των μεταβλητών (ανάντη, κεντρική διαφορά ή συνδυασμό αυτών).
- x. Ο μέγιστος αριθμός εξωτερικών επαναλήψεων για κάθε επίπεδο του πλέγματος.

Ο κώδικας στη μορφή που διατίθεται παράγει ως αποτελέσματα τα ακόλουθα αρχεία:

- i. Πέντε αρχεία στα οποία καταγράφονται οι τιμές των μεταβλητών πίεσης, θερμοκρασίας, κινητικής ενέργειας της τύρβης, της διάχυσης αυτής και της ροϊκής συνάρτησης, σε κάθε σημείο του πεδίου.
- ii. Ένα αρχείο με τα υπόλοιπα των εξωτερικών επαναλήψεων, καθώς και τις τιμές των μεταβλητών σε προκαθορισμένο από το χρήστη σημείο, πριν ή μετά κάθε εξωτερική επανάληψη.
- iii. Αρχεία όπου αποθηκεύονται διάφορα παράγωγα μεγέθη, όπως τη συνολική διατμητική δύναμη, τη συνολική δύναμη πίεσης στις κατευθύνσεις x και y , τη ροή θερμότητας σε κάθε σημείο του στερεού ορίου, τη συνολική μεταφορά θερμότητας.
- iv. Ένα αρχείο με την τελευταία λύση με σκοπό να τη χρησιμοποιήσει ως αρχικές τιμές.

4.2 Μοντέλο Τύρβης Δύο Εξισώσεων: k - ω Low Reynolds

Τα μοντέλα που βασίζονται στην υπόθεση Boussinesq διακριτοποιούνται ανάλογα με τον αριθμό των επιπλέον εξισώσεων μεταφοράς που χρησιμοποιούν προκειμένου να υπολογίσουν το τυρβώδες ιξώδες. Υπάρχουν τα μοντέλα :

- Μοντέλα μηδενικής εξίσωσης.
- Μοντέλα μιας εξίσωσης.
- Μοντέλα δύο εξισώσεων.

Σε αυτά τα μοντέλα οι βασικές μεταβλητές που χρησιμοποιούνται είναι οι ακόλουθες:

- μ_t : τυρβώδες ιξώδες.
- k : τυρβώδης κινητική ενέργεια.
- ε : τυρβώδης ρυθμός σκέδασης.
- ω : ειδικός ρυθμός σκέδασης.

Το μοντέλο που χρησιμοποιήθηκε στις προσομοιώσεις της παρούσας εργασίας είναι το k- ω low Re, το οποίο είναι δύο εξισώσεων. Σε αυτά τα μοντέλα παρέχεται και μια επιπλέον εξίσωση μεταφοράς για την τυρβώδη κλίμακα μήκους. Το μοντέλο αυτό χρησιμοποιείται για:

- Να υπολογίζει καλύτερα το ρυθμό διασποράς σε ελεύθερες ροές.
- Να υπολογίζει τον απώτερο απόρο, στρώματα ανάμιξης, και επίπεδες στρογγυλές και ακτινικές δέσμες
- Εσωτερικές ροές και ελεύθερες ροές.

Ο ειδικός ρυθμός σκέδασης της ενέργειας, ω , δίνεται από τον τύπο:

$$\omega = \frac{\varepsilon}{\beta^* k}, \text{ όπου } \beta^* = 0,09 \quad (27)$$

Ο Wilcox [4] πρότεινε τις εξισώσεις μεταφοράς της τυρβώδους κινητικής ενέργειας και του ειδικού ρυθμού σκέδασης ως ακολούθως:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t \sigma^*) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (28)$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} = \alpha \frac{\omega}{\kappa} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t \sigma^*) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (29)$$

Η τιμή του τυρβώδους ιξώδους δίδεται από τον τύπο:

$$\mu_t = \frac{k \rho}{\omega} \quad (30)$$

$$\text{όπου } \alpha = \frac{5}{9}, \beta = \frac{3}{40}, \beta^* = \frac{9}{100}, \sigma = \frac{1}{2}, \sigma^* = \frac{1}{2}.$$

Για το μοντέλο αυτό προτάθηκαν δύο εκδοχές, μία με χρήση συναρτήσεων τοίχου και μία με ολοκλήρωση ως τον τοίχο, η οποία ονομάζεται k- ω low Re.

4.3 Μοντελοποίηση της Τραχύτητας

Η δεύτερη εκδοχή του μοντέλου του Wilcox χρησιμοποιήθηκε σε αυτή την εργασία, καθώς μπορεί να τεθεί μη μηδενική τιμή του ειδικού ρυθμού σκέδασης ω στην επιφάνεια της αεροτομής:

$$\omega_w = \frac{u_t^2}{\nu} S_R \quad (31)$$

$$\text{όπου } S_R = \begin{cases} \left(\frac{50}{k_R^+} \right)^2, & k_R^+ < 25 \\ \left(\frac{100}{k_R^+} \right), & k_R^+ \geq 25 \end{cases}.$$

Με αυτό τον τρόπο μπορεί να εισαχθεί η τραχύτητα μέσα στο μοντέλο προσομοίωσης της τύρβης και της διάχυσης. Η τραχύτητα εκφράζεται συναρτήσει του μέσου ύψους του πραγματικού προφίλ της αεροτομής από τη μέση γραμμή, όπως φαίνεται στην παράγραφο 3.3.

Οι εξισώσεις που χρησιμοποιήθηκαν είναι:

$$k_R^+ = u_t \frac{k_R}{\nu}, \quad \text{όπου } k_R = R_a = \text{ύψος τραχύτητας} \quad (32)$$

Η χρήση του μοντέλου k- ω με ολοκλήρωση ως τον τοίχο πρέπει να συνοδευτεί απαραίτητα με μια πολύ λεπτομερή διακριτοποίηση κοντά στο τοίχωμα. Η θεωρία [5] απαιτεί να υπάρχουν τουλάχιστον τα 10 πρώτα σημεία υπολογισμού πάνω από το τοίχωμα μέσα σε μια ζώνη όπου $Re \leq 200$, κατ'άλλους τα 15 πρώτα μέσα στην αδιάστατη απόσταση $y^+ \leq 10$, όπου $y^+ = \frac{u_t y}{\nu}$ και $u_t = \frac{\tau_w}{\rho}$. Ο πρώτος υπολογιστικός όγκος θα πρέπει να βρίσκεται σε απόσταση από το τοίχωμα $y^+ \leq 2,5$ [37]. Και στις δύο περιπτώσεις το σημαντικό είναι ότι στην εξίσωση μεταφοράς του ω μοντελοποιείται η επίδραση της κλίσης πίεσης.

Συγκεκριμένα για να στηθεί το μοντέλο k- ω low Re θα πρέπει να γίνουν οι ακόλουθες διορθώσεις [2]:

$$\mu_t = a^* \rho \frac{k}{\omega}, \quad a^* = \frac{a_o + \frac{Re_\tau}{Re_k}}{1 + \frac{Re_\tau}{Re_k}}, \quad a = \frac{5}{9} \frac{a_o + \frac{Re_\tau}{R_\omega}}{1 + \frac{Re_\tau}{R_\omega}} (\alpha^*)^{-1}, \quad \beta^* = \frac{9}{100} \frac{5/18 + \left(\frac{Re_\tau}{R_\beta} \right)^4}{1 + \left(\frac{Re_\tau}{R_\beta} \right)^4} \quad \text{και}$$

$$\beta = 3/40, \quad \sigma^* = \sigma = 1/2, \quad \alpha^* = \beta/3, \quad \alpha_o = 1/10, \quad R_\beta = 8, \quad R_k = 6, \quad R_\omega = 27/10, \quad Re_\tau = \frac{k}{\omega \nu}.$$

4.4 Υπολογισμός C_L και C_D αεροτομής

Μετά την επίλυση των εξισώσεων που περιγράφουν την ροή, μόλις επιτευχθεί η απαιτούμενη σύγκλιση των εξωτερικών επαναλήψεων, γίνεται ο υπολογισμός της συνολικής δύναμης οπισθηλικούσης και άντωσης, οι οποίες ασκούνται στην αεροτομή.

Αρχικά γίνεται υπολογισμός των δυνάμεων που ασκούνται επάνω στην αεροτομή, δηλαδή η δύναμη τριβής και η δύναμη πίεσης. Η δύναμη τριβής δίδεται από την σχέση:

$$F_T = \sqrt{(\tau_w A_w \bar{s}_x)^2 + (\tau_w A_w \bar{s}_y)^2} \quad (33)$$

ενώ η δύναμη πίεσης από την σχέση:

$$F_P = \sqrt{(P \bar{s}_x)^2 + (P \bar{s}_y)^2} \quad (34)$$

Από τις σχέσεις (33) και (34), υπολογίζεται η οπισθέλκουσα δύναμη, χρησιμοποιώντας τον τύπο:

$$F_D = \int_S (\vec{F}_T \cdot \vec{t} + \vec{F}_P \cdot \vec{t}) dS \quad (35)$$

ενώ η δύναμη αεροδυναμικής άνωσης από τον τύπο:

$$F_L = \int_S (\vec{F}_T \cdot \vec{n} + \vec{F}_P \cdot \vec{n}) dS \quad (36).$$

Από τις τιμές της άντωσης και οπισθέλκουσας για κάθε γωνία προσβολής, υπολογίζονται οι συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S} \quad \text{και} \quad C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S} \quad (38).$$

4.5 Διάγραμμα Ροής της Διαδικασίας Επίλυσης

Στα πλαίσια των αναγκών της εργασίας απαιτήθηκε συνεργασία τριών προγραμμάτων:

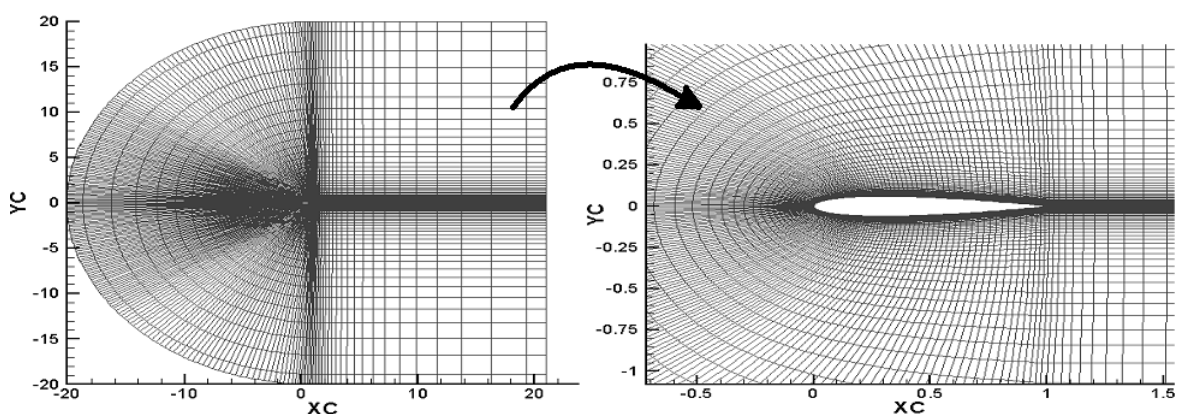
- Κώδικας υπολογισμού της γεωμετρίας της αεροτομής
- Κώδικας κατασκευής του πλέγματος των υπολογιστικών κελιών γύρω από την αερομή (Rizsim)
- Αεροδυναμικός κώδικας υπολογισμού ροών (CAFFA).

Για την συνεργασία αυτών των μοντέλων απαιτήθηκαν αρχεία εγγραφής δεδομένων, τα οποία μεταφέρουν την πληροφορία στο επόμενο στάδιο της επεξεργασίας. Έτσι ο πρώτος κώδικας, έχοντας την γενέτειρα εξίσωση της αεροτομής, παράγει τις συντεταγμένες των σημείων της και τις αποθηκεύει σε ένα αρχείο με το όνομά της. Το αρχείο αυτό χρησιμοποιείται ως είσοδος στον Rizsim, ο οποίος στην συνέχεια εφαρμόζει μια τακτική παρεμβολής και προσθέτει ενδιάμεσα επιπλέον σημεία, αυξάνοντας τον λεπτομερή σχεδιασμό του στερεού ορίου της επιφάνειας της αεροτομής. Ο Rizsim, κατασκευάζει το πλέγμα γύρω από την αεροτομή, ενώ

δίνει τη δυνατότητα στον χρήστη να ορίσει κάποιες παραμέτρους που θα χαρακτηρίσουν τη μορφή του πλέγματος. Αυτές οι παράμετροι είναι:

- Το ύψος του υπολογιστικού κελιού στο Χ.Π. και το αντίστοιχο στο Χ.Ε. Η απαίτηση είναι πιο αυστηρή για το Χ.Π., καθώς εκεί παρατηρούνται πιο έντονες αλλαγές στα χαρακτηριστικά μεγέθη της ροής. Χρησιμοποιώντας ένα μοντέλο τύρβης όπως το k- ω low Reynolds, που πραγματοποιεί ολοκλήρωση των εξισώσεων της ροής ως τα όρια του τοίχου, τα ύψη των κελιών φτάνουν τις τιμές 0,000024c και 0,000108c αντίστοιχα.
- Η απόσταση μεταξύ των πρώτων κόμβων (επάνω στο στερεό όριο), τόσο στο Χ.Π. όσο και το Χ.Ε. ώστε να οριστεί η πυκνότητα της κατανομής των κελιών του πλέγματος στις δύο αυτές κρίσιμες περιοχές.
- Το ποσοστό του μήκους της χορδής c που θα καταλαμβάνει κάθε μια από τις έξι περιοχές (ορίζονται τρεις περιοχές άνωθεν και τρεις κάτωθεν της αεροτομής) και ο αριθμός των πρώτων κόμβων (επάνω στο στερεό όριο) που θα περιέχεται στην καθεμία. Η δυνατότητα αυτή είναι σημαντική και καθορίζει την πύκνωση του πλέγματος σε περιοχές που ο χρήστης επιθυμεί (π.χ. περιοχές με απότομες μεταβολές της πίεσης, όπως στο Χ.Π.).
- Τέλος μπορεί να οριστεί ο συνολικός αριθμός των σημείων στις δύο κατευθύνσεις, το ποσοστό εκ των οποίων επάνω στο στερεό όριο και στον απόρο, το μέγεθος του πλέγματος και η γωνία φυγής της ροής από το Χ.Ε.

Ο Rizzsim δίδει ως εξαγόμενο ένα αρχείο όπου περιγράφεται σε κωδικοποιημένη μορφή η γεωμετρία του πλέγματος, οι τύποι των οριακών κόμβων του καθώς και τα κάθετα και εφαπτομενικά διανύσματα στα όριά του, ενώ γίνεται παράλληλη αποθήκευσή τους σε μορφή κειμένου για ανάγνωση αλλά και έλεγχο της ορθότητας. Επιπλέον εξάγεται ένα αρχείο με τις συντεταγμένες των κομβικών σημείων και χρησιμοποιείται για την οπτικοποίηση της τελικής μορφής του πλέγματος μέσω του λογισμικού Tecplot 10, όπως φαίνεται στην Εικόνα 8.

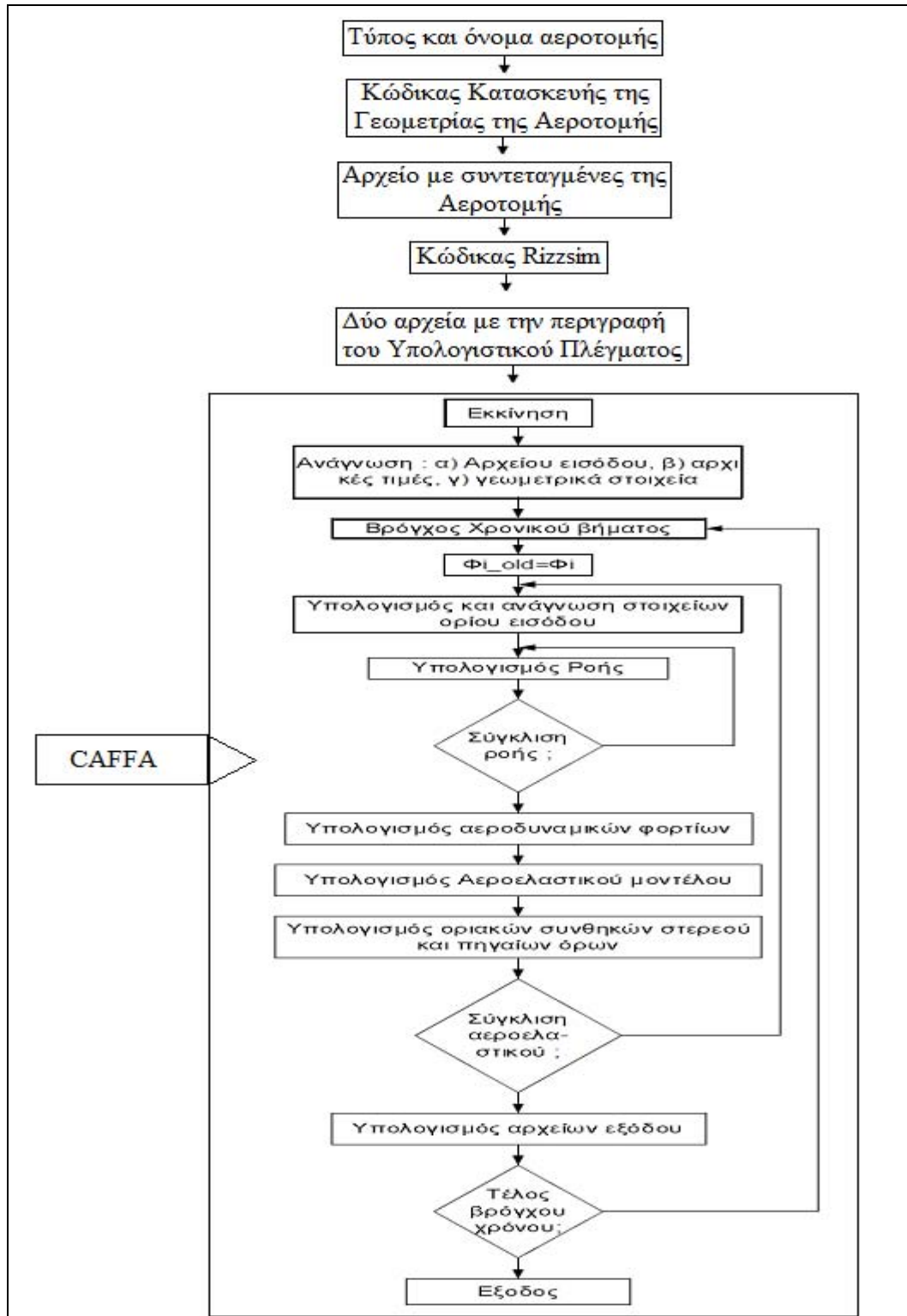


Εικόνα 8:Μορφή της γεωμετρίας του υπολογιστικού πλέγματος

Την κωδικοποιημένη μορφή του πλέγματος δέχεται ως είσοδο ο κώδικας CAFFA, καθώς και τα δεδομένα που αναφέρονται στην παράγραφο 4.1 της παρούσης εργασίας. Ακολουθεί μια διαδικασία επίλυσης των αεροδυναμικών εξισώσεων που περιγράφουν την ροή και δίδει ως

εξαγόμενα τα αρχεία που περιγράφονται επίσης στην παράγραφο 4.1. Για την επεξεργασία των δεδομένων των αρχείων αυτών χρησιμοποιείται το λογισμικό Golden Software Surfer 8.

Στην εικόνα 9, που ακολουθεί, περιέχεται ένας περιγραφικός σχεδιασμός της διαδικασίας υπολογισμού της ροής γύρω από την αεροτομή NACA 0012, ώστε να γίνει πιο κατανοητή:



Εικόνα 9: Περιγραφή της Διαδικασίας Υπολογισμού της ροής γύρω από την αεροτομή NACA 0012

5. ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΩΝ

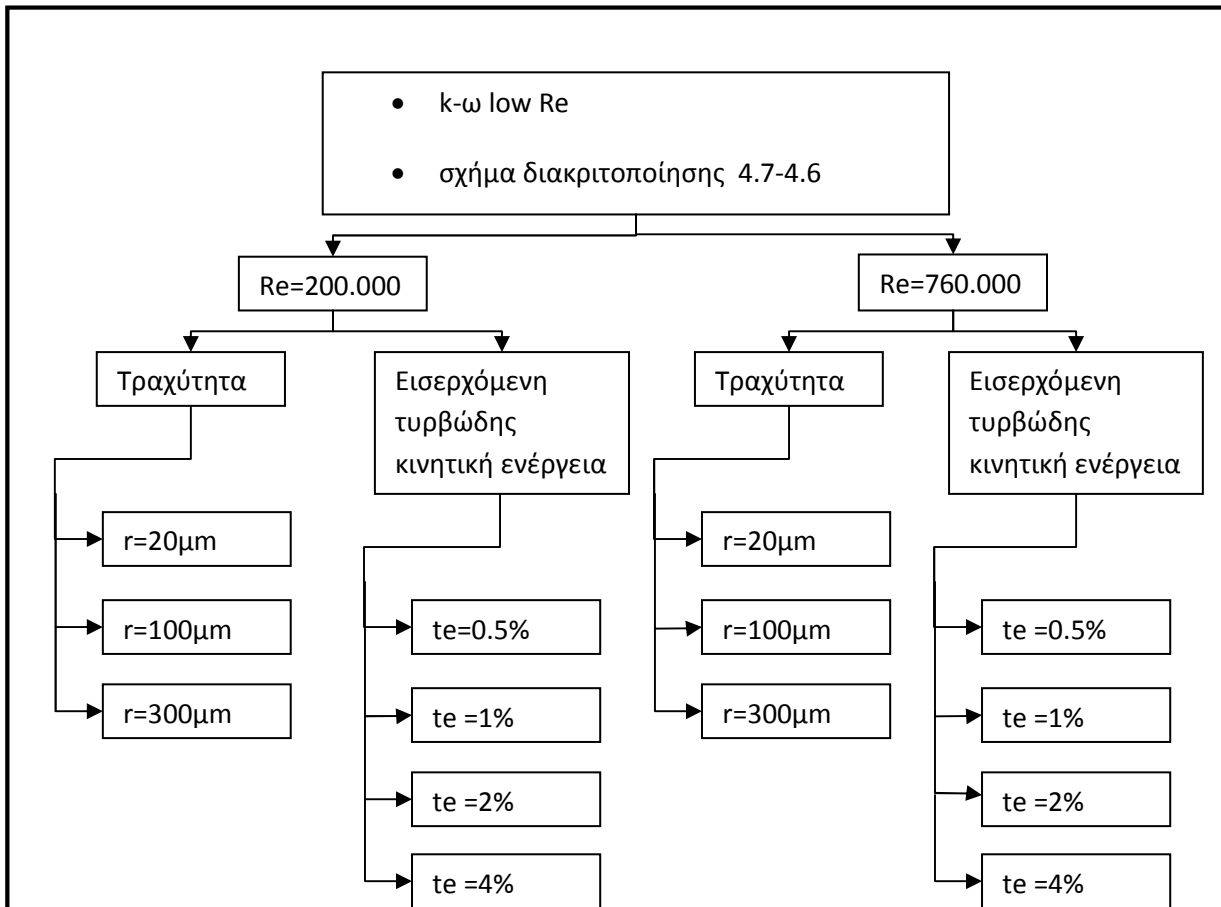
5.1 Συνθήκες Προσομοίωσης

Για τους σκοπούς της παρούσας εργασίας εκτελέστηκαν 204 προσομοιώσεις μόνιμης τυρβώδους ροής ατμοσφαιρικού αέρα γύρω από αεροτομή NACA 0012. Ο κώδικας χρησιμοποιεί αδιάστατα μεγέθη (αδιαστατοποίηση με βάση το μήκος της χορδής της αεροτομής, την απόλυτη τιμή της ταχύτητας της ελεύθερης ροής, και την πυκνότητα σε κανονικές συνθήκες). Έπειτα από σύγκριση των αποτελεσμάτων έγιναν οι ακόλουθες επιλογές:

- i. Ως μοντέλο τύρβης, το low Re k - ω με ολοκλήρωση έως το τοίχωμα της αεροτομής.
- ii. Ως σχήμα διακριτοποίησης των διαφορικών εξισώσεων, το σχήμα Harten-Yee Upwind TVD (limiter (v)) για τις ταχύτητες και το Harten-Yee Upwind TVD (limiter (iv)) για την τυρβώδη κινητική ενέργεια και την διάχυση της τύρβης.

Πλέγμα διακριτοποίησης του πεδίου (μέσου της γεννήτριας πλέγματος Rizzsim) με επιλογή του ύψους του πρώτου υπολογιστικού κελιού (αδιαστατοποιημένη απόσταση) 0,000024 στο χείλος προσβολής και 0,000108 στο χείλος εκφυγής, ώστε να ικανοποιηθεί η θεωρητική απαίτηση [5] ύπαρξης του πρώτου υπολογιστικού όγκου εντός της αδιάστατης τιμής $y^+ < 2,5$ από το τοίχωμα (όπως απαιτεί η σχετική θεωρία [37]).

Το Διάγραμμα 1 παρουσιάζει μια χαρτογράφηση των περιπτώσεων της παραμετρικής μελέτης που επιλέχθηκαν να εξετασθούν.



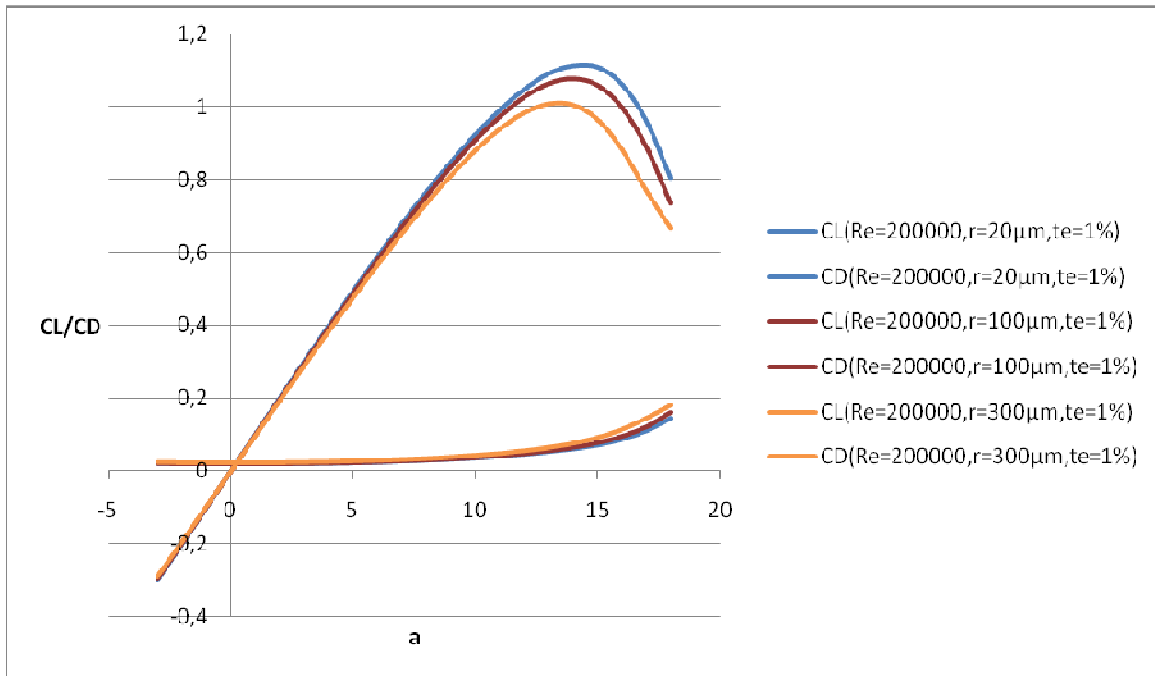
Διάγραμμα 1: Περιπτώσεις προσομοιώσεων

5.2 Επίδραση της Τραχύτητας

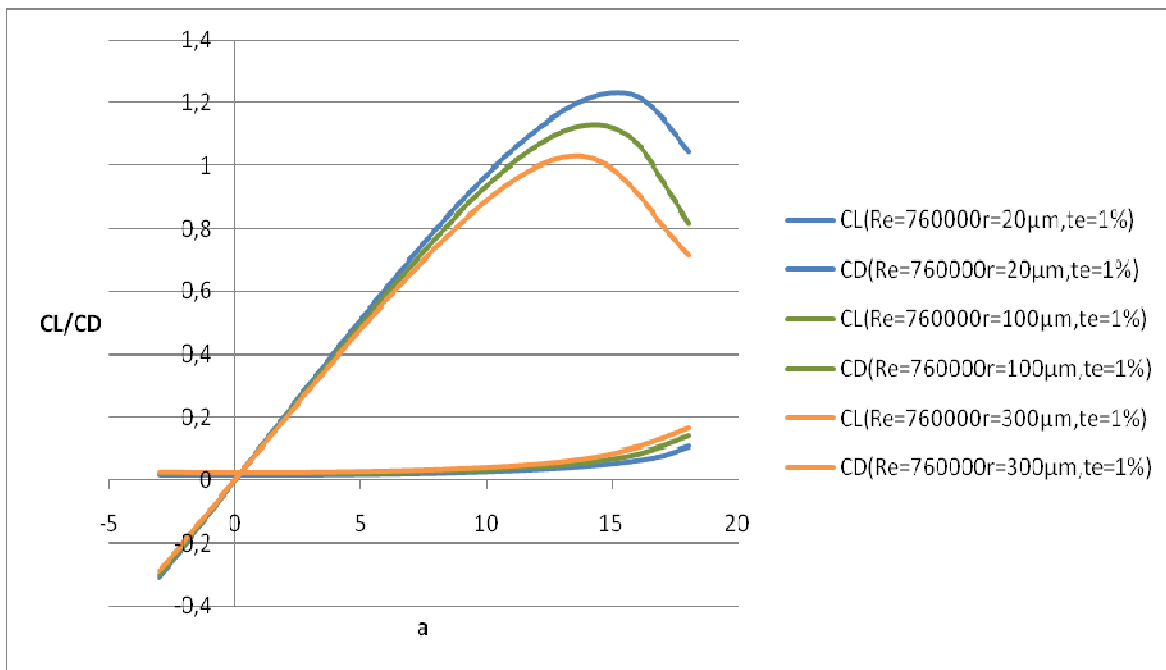
Η τραχύτητα είναι εμφανές πως επηρεάζει την ροή του ρευστού κοντά στην επιφάνεια των τοιχωμάτων [29] καθώς, όπως αναφέρθηκε στην παράγραφο 5.2, πληροφορεί για το προφίλ της τομής της επιφανείας της αεροτομής και κατά συνέπεια για το σχήμα της γραμμής επαφής του ρευστού με το τοίχωμα. Δεδομένης της τιμής της, που φτάνει σε επίπεδο μm , τα μοντέλα τύρβης την λαμβάνουν υπόψη μέσω εμπειρικών συναρτήσεων, που έχουν διορθωθεί κατάλληλα. Καθορίζει δηλαδή άμεσα τις οριακές τιμές της τυρβώδους κινητικής ενέργειας και της διάχυσης αυτής στην περιοχή των τοιχωμάτων. Οπότε έμμεσα ασκεί επίδραση στο πεδίο της ροής και ειδικότερα κοντά στο τοίχωμα [31].

Στο πλαίσιο της παρούσης εργασίας, με βάση τον Πίνακα 3 (Πίνακας τραχυτήτων κατεργασμένων επιφανειών), επιλέχθηκαν τρεις τιμές τραχύτητας: $r = (20\mu\text{m}, 100\mu\text{m}, 300\mu\text{m})$. Αυτή η επιλογή έχει σαν απώτερο στόχο να καλύψει την

περίπτωση της θεωρητικά λείας επιφάνειας και μιας περίπτωσης όπου η τραχύτητα έχει αρκετά σημαντική τιμή. Στα Διαγράμματα 2 και 3 παρουσιάζονται οι κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, για σταθερή τιμή της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας σε ποσοστό 1% της εισερχόμενης κινητικής ενέργειας της μέσης ροής, για δύο αριθμούς Reynolds: $Re = 200.000$ και 760.000 .



Διάγραμμα 2: Επίδραση της τραχύτητας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re = 200.000$



Διάγραμμα 3: Επίδραση της τραχύτητας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re = 760.000$

Οι παρατηρήσεις, που μπορούν να γίνουν για την επίδραση της αύξησης της τραχύτητας, σύμφωνα με την θεωρία [3],[6] και με γνώμονα αντίστοιχες δημοσιεύσεις που πραγματεύονται την επίδραση των αρχικών συνθηκών στα στρώματα ανάμειξης ροών [7], [9], [11], [31], τον έλεγχο της αποκόλλημένης ροής [8], [10], [12], [13] και πειραματικά αποτελέσματα ροών γύρω από την NACA 0012 [28], συνοψίζονται ως εξής:

- Ελάττωση του $C_{L_{max}}$ και για τις δύο περιπτώσεις: $Re=200.000$, $Re=760.000$. Αποτελεί ένα φυσικό επακόλουθο καθώς η αυξανόμενη τραχύτητα σημαίνει μεγαλύτερες ασυνέχειες στην επιφάνεια της αεροτομής, που με την σειρά τους εισάγουν επιπλέον τύρβη [23] κοντά στη επιφάνεια της αεροτομής, με άμεση συνέπεια αυξημένες απώλειες κινητικής ενέργειας-μετατροπή σε τύρβη [31]. Αναφέρεται ως παράδειγμα:

✓ Για $Re = 200.000, te = 1\%$, τότε

$$C_{L_{max}}(r = 20\mu m) = 1,114556, \text{ενώ} \quad C_{L_{max}}(r = 300\mu m) = 1,006986$$

✓ Για $Re = 760.000, te = 1\%$, τότε

$$C_{L_{max}}(r = 20\mu m) = 1,233004, \text{ενώ} \quad C_{L_{max}}(r = 300\mu m) = 1,026935$$

- Αρχή της αποκόλλησης σε μικρότερη γωνία προσβολής. Αυτό συμβαίνει καθώς οι προαναφερθείσες ασυνέχειες, που κάνουν την ροή ασταθή κοντά στο τοίχωμα, συνεισφέρουν θετικά στην πρόωμη έναρξη της αποκόλλησης από το χείλος εκφυγής.

Έτσι για παράδειγμα, αναφέρεται ότι:

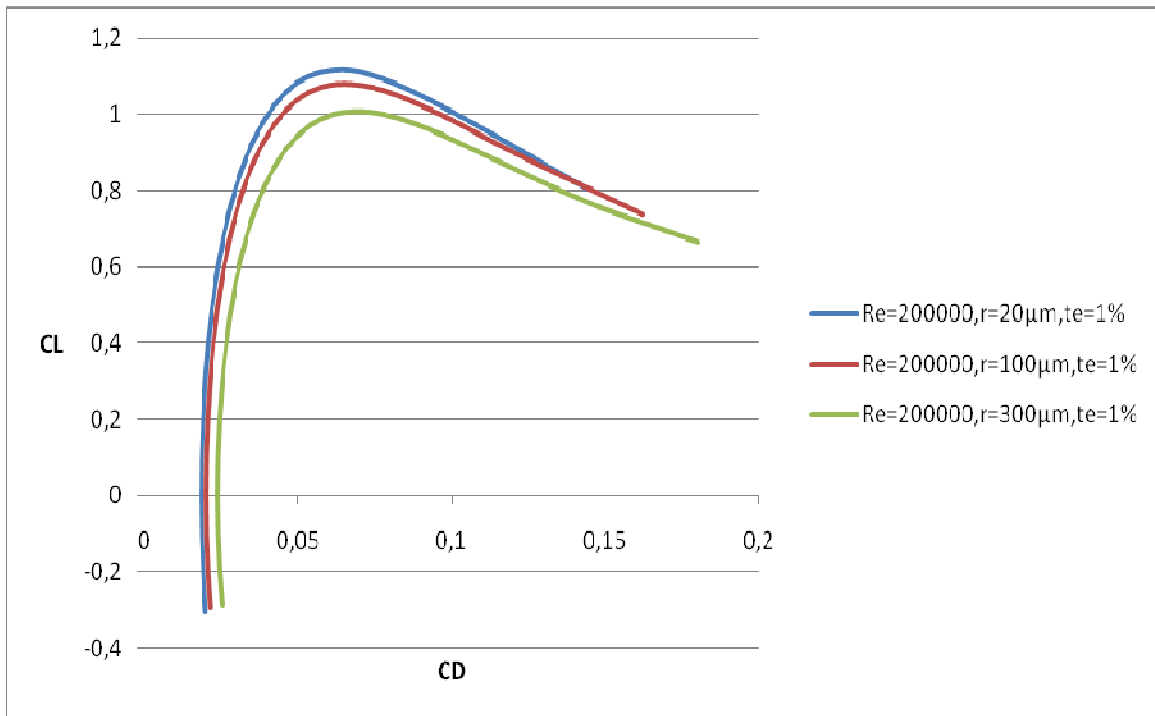
✓ Για $Re = 760.000, te = 1\%, r = 20\mu m$, η αποκόλληση ξεκινά στην περιοχή

της υποπίεσης σε απόσταση 88,97% από το Χ.Π. και για γωνία προσβολής $a = 15^\circ$.

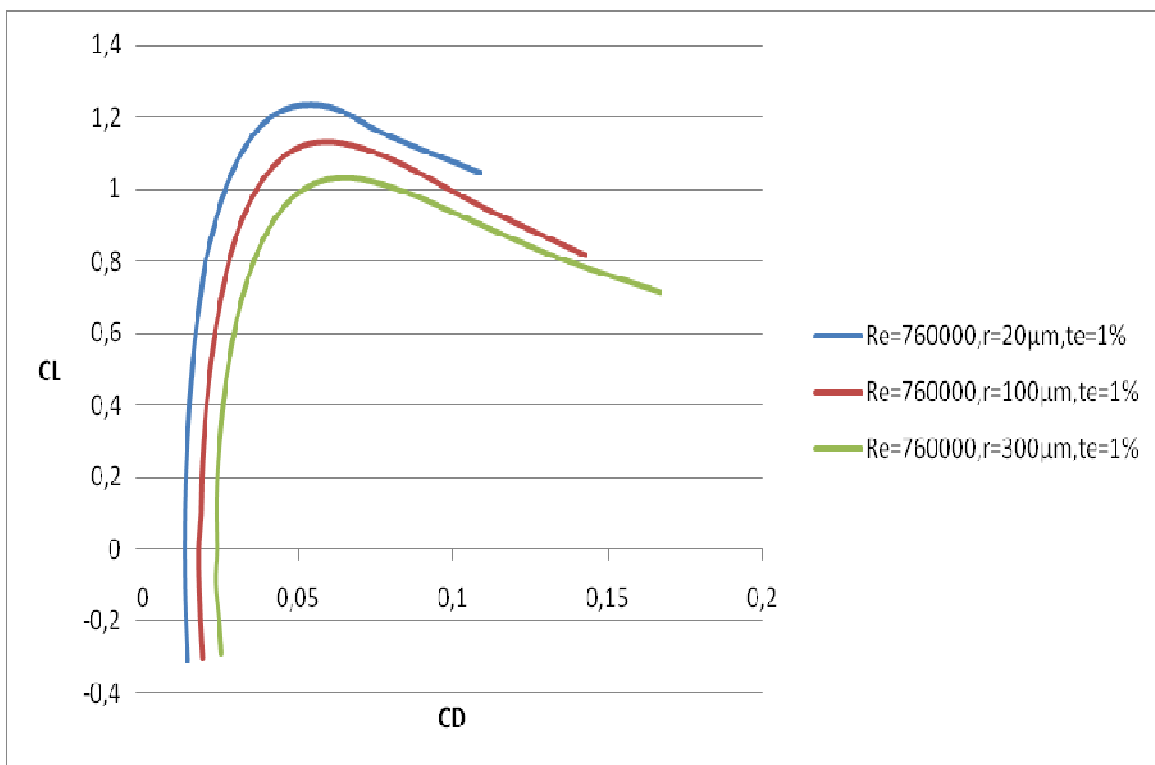
✓ Για $Re = 760.000, te = 1\%, r = 300\mu m$, η αποκόλληση ξεκινά στην περιοχή

της υποπίεσης σε απόσταση 89,53% από το Χ.Π. και για γωνία προσβολής $a = 13^\circ$.

Ακολούθως παρατίθενται τα Διαγράμματα 4 και 5 για τις δύο περιπτώσεις αριθμών Reynolds, όπου φαίνεται η μορφή της πολικής του Eiffel για την αεροτομή NACA 0012.



Διάγραμμα 4: Επίδραση της τραχύτητας στην πολική Eiffel, Re = 200.000



Διάγραμμα 5: Επίδραση της τραχύτητας στην πολική Eiffel, Re = 760.000

Οι παρατηρήσεις επί των Διαγραμμάτων 4 και 5 συνοψίζονται ως εξής:

- Αύξηση της οπισθέλκουσας, γεγονός που δικαιολογείται λόγω της επιπλέον τύρβης που εισάγεται στην ροή, όπως προαναφέρθηκε. Είναι δεδομένο πως η οπισθέλκουσα δύναμη παράγεται όχι μόνο λόγω των ιξωδών αλλά και λόγω των τυρβωδών τάσεων που αναπτύσσονται γύρω από την αεροτομή. Αναφέρεται ότι:

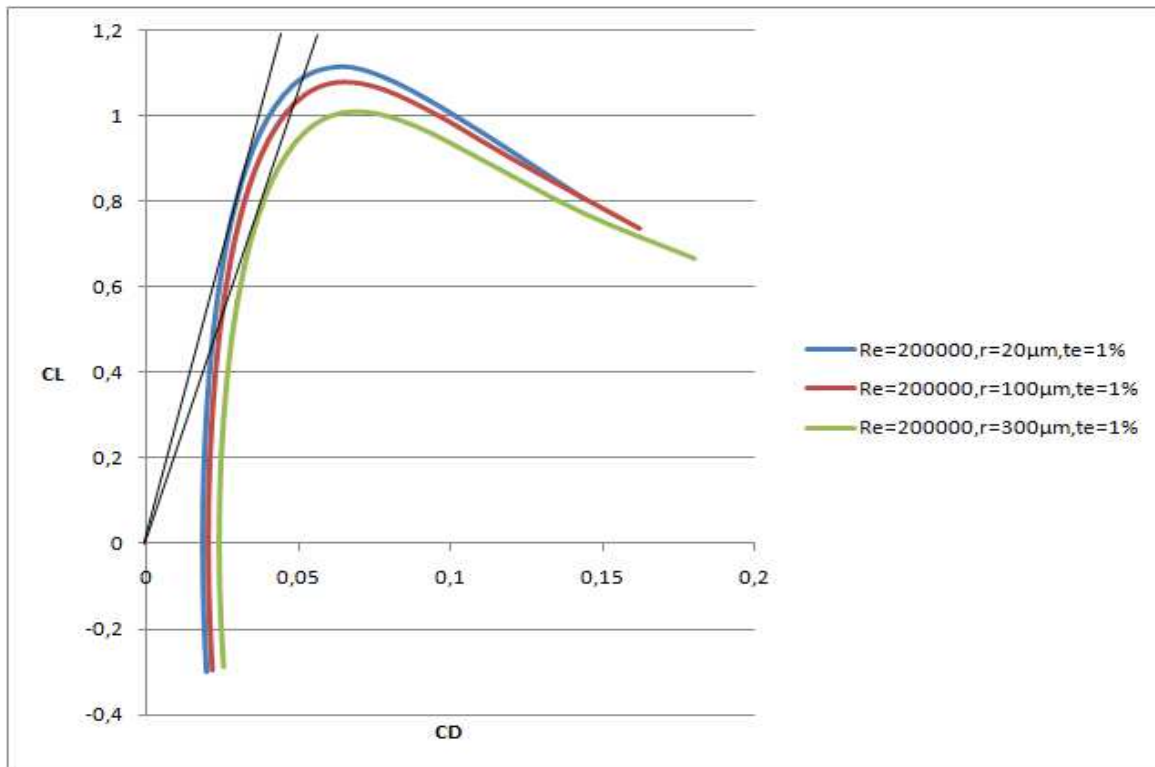
✓ Για $Re = 200.000, te = 1\%, a = 15^\circ$, τότε

$$C_D(r = 20\mu m) = 0,070522301, \text{ενώ } C_D(r = 300\mu m) = 0,091775425$$

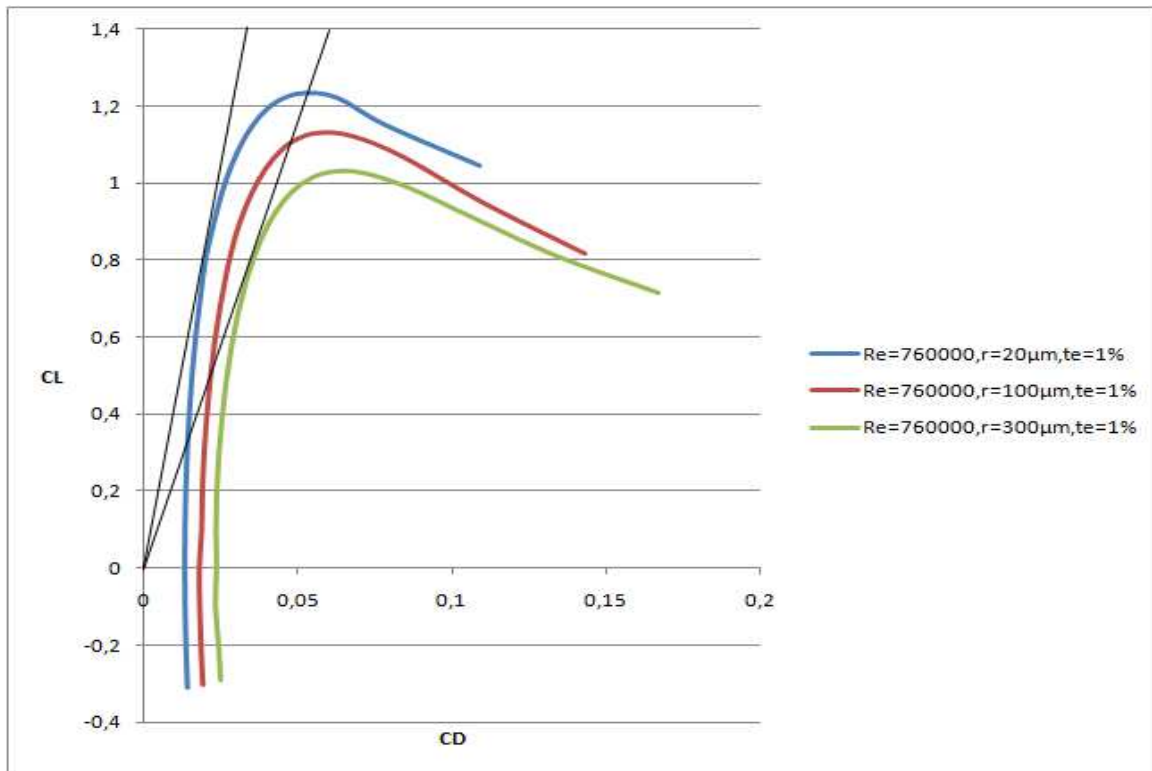
✓ Για $Re = 760.000, te = 1\%, a = 15^\circ$, τότε

$$C_D(r = 20\mu m) = 0,051986769, \text{ενώ } C_D(r = 300\mu m) = 0,085222833$$

Τέλος παρατίθενται τα Διαγράμματα 6 και 7 για τις δύο περιπτώσεις αριθμών Reynolds, όπου φαίνονται οι κλίσεις των καμπυλών πολικής του Eiffel για την αεροτομή NACA 0012.



Διάγραμμα 6: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 200.000, r = 20\mu m, 100\mu m$ και $300\mu m$



Διάγραμμα 7: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 760.000$, $r = 20\mu\text{m}$, $100\mu\text{m}$ και $300\mu\text{m}$

Οι παρατηρήσεις, που απορρέουν από τα Διαγράμματα 6 και 7, είναι:

- Αμετάβλητος σχεδόν παραμένει ο ρυθμός πτώσης της αεροδυναμικής απόδοσης (κλίση εφαπτομένης στην καμπύλη της πολικής Eiffel) μετά από περιοχή του $C_{L_{max}}$ λόγω της ισότροπης επίδρασης σε άντωση και οπισθέλκουσα. Αυτό είναι αποτέλεσμα της τοπικής επίδρασης στην ροή [31], κοντά στο τοίχωμα, που επιφέρει η αύξηση της τραχύτητας. Σε αντίθετη περίπτωση (όπως θα φανεί στην περίπτωση αύξησης της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας) η επιβαλλόμενη αύξηση της τύρβης θα μπορούσε να δράσει ανασταλτικά στον ρυθμό ανάπτυξης της φυσαλίδας ανακυκλοφορίας και την αποκόλλησης εν γένει.
- Μείωση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής. Η μέγιστη αεροδυναμική απόδοση της αεροτομής προκύπτει από την κλίση της εφαπτομένης της πολικής του Eiffel, η οποία διέρχεται από την αρχή των αξόνων του διαγράμματος. Αυτή η μείωση της αεροδυναμικής απόδοσης οφείλεται στις ενεργειακές απώλειες που εισάγει αυξημένη πλέον τύρβη. Τα Διαγράμματα 6 και 7 όπου φαίνονται οι εφαπτομένες της πολικής του Eiffel, που βοηθούν στην οπτικοποίηση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής. Αναφέρεται ότι:

- ✓ Για $Re = 200.000$, $te = 1\%$, τότε
 $Efficiency_{\max}(r = 20\mu m) = 88^\circ$, ενώ $Efficiency_{\max}(r = 300\mu m) = 87^\circ$
- ✓ Για $Re = 760.000$, $te = 1\%$, τότε
 $Efficiency_{\max}(r = 20\mu m) = 88,6^\circ$, ενώ $Efficiency_{\max}(r = 300\mu m) = 87,5^\circ$

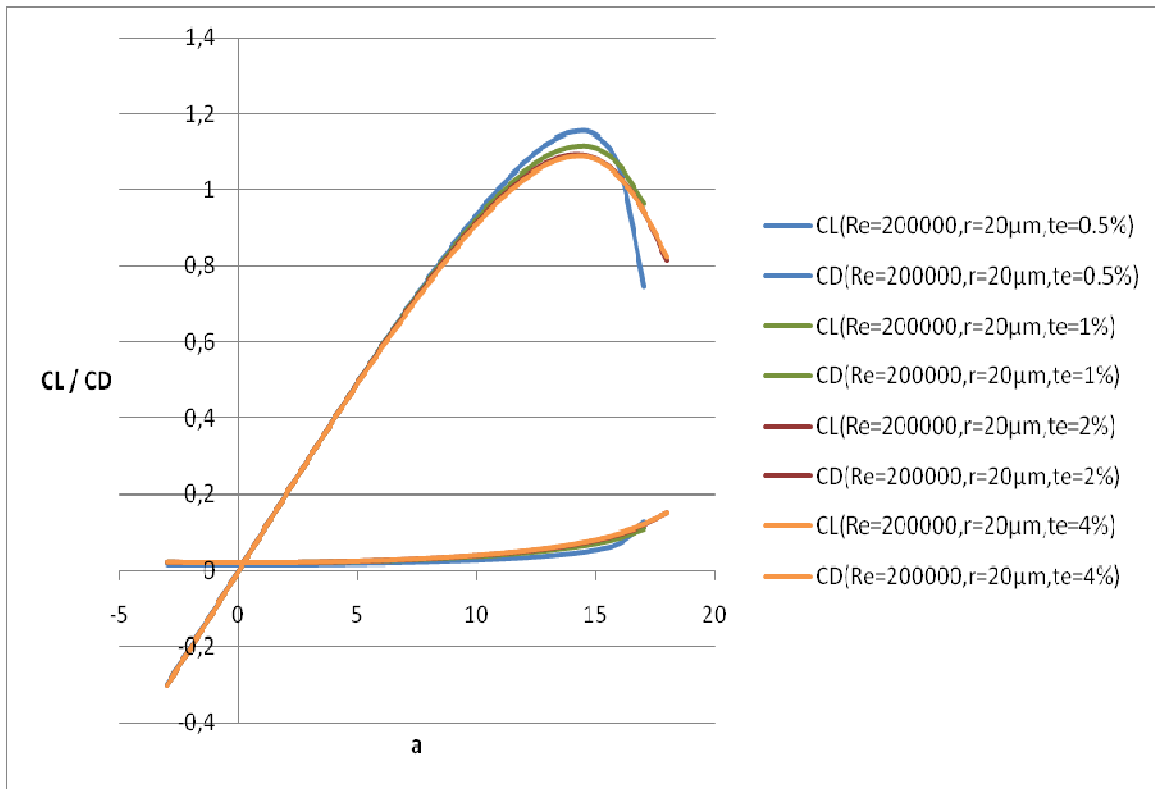
5.3 Επίδραση της Τυρβώδους Κινητικής Ενέργειας

Η τιμή της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας [37] επιδρά σημαντικά στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής [9], καθώς αυξάνει σε σημαντικό βαθμό τον ρυθμό ανταλλαγής ενέργειας ανάμεσα στην μέση ροή και την τύρβη (παράγραφος 2.5). Σαν αποτέλεσμα συνεισφέρει σημαντικά στην καθυστέρηση του ρυθμού ανάπτυξης της φυσαλίδας ανακυκλοφορίας [10], δεδομένου ότι ενισχύει την αποδυναμωμένη ροή κοντά στο τοίχωμα [16] (λόγω της ύπαρξης ανασχετικής κλίσης πίεσης στην περιοχή της υποπίεσης) μέσω ενός μηχανισμού: οι αναπτυσσόμενες τυρβώδεις τάσεις “εμφανίζονται” σαν μεταφορείς ενέργειας από την ελεύθερη ροή προς τα κατώτερα στρώματα, λειτουργώντας δυναμωτικά προς όφελός τους.

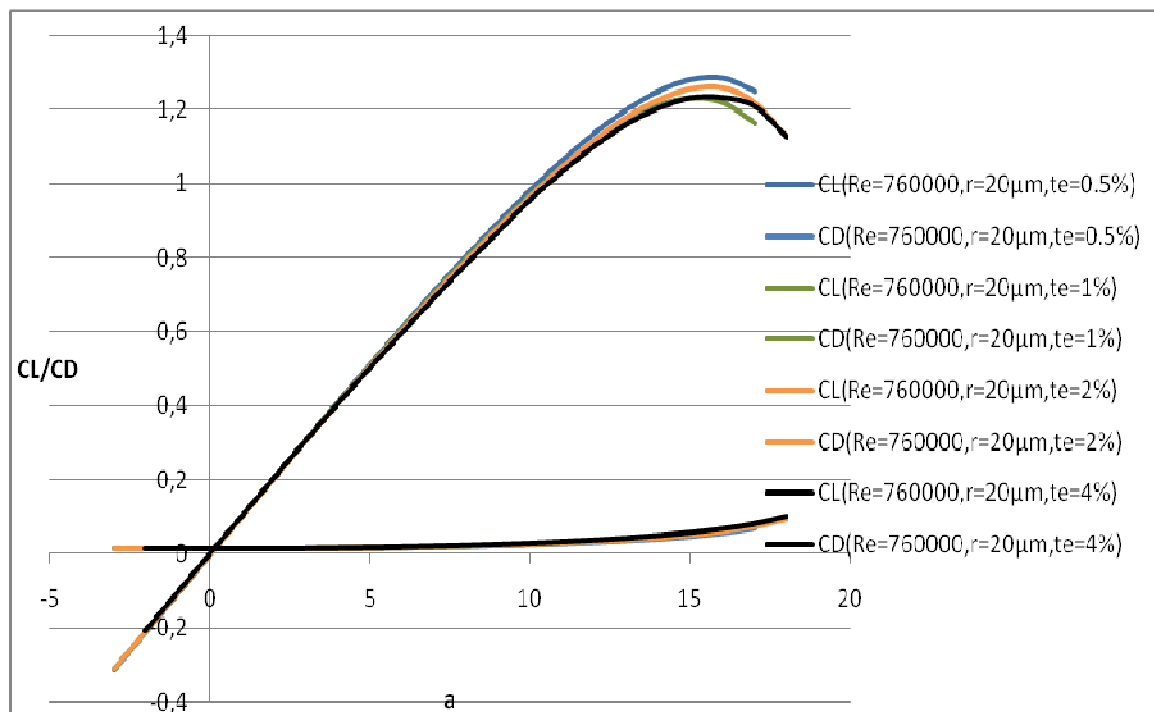
Η επίδραση της τυρβώδους κινητικής ενέργειας επικεντρώνεται κυρίως στην περιοχή της αποκολλημένης ροής. Στα πλαίσια της παρούσας εργασίας επιλέχθηκαν οι ακόλουθες τιμές ως ποσοστό της συνολικής εισερχόμενης κινητικής ενέργειας της μέσης ροής: $te = (0,5\%, 1\%, 2\%, 4\%)$.

Αυτή η επιλογή έχει σαν απώτερο στόχο να καλύψει την περίπτωση της θεωρητικά αδιατάρακτης εισερχόμενης ροής ($te = 0,5\%$) και μιας περίπτωσης όπου η εισερχόμενη ροή μπορεί να χαρακτηριστεί έντονα τυρβώδης.

Παρατίθενται τα Διαγράμματα 8 και 9, των κατανομών $C_L - a$ και $C_D - a$, έχοντας κρατήσει σταθερή την τιμή της τραχύτητας της επιφανείας $r = 20\mu m$, για δύο αριθμούς Reynolds: $Re=200.000$ και 760.000 .



Διάγραμμα 8: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re=200.000$



Διάγραμμα 9: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στις κατανομές $C_L - a$ και $C_D - a$, $Re = 760.000$

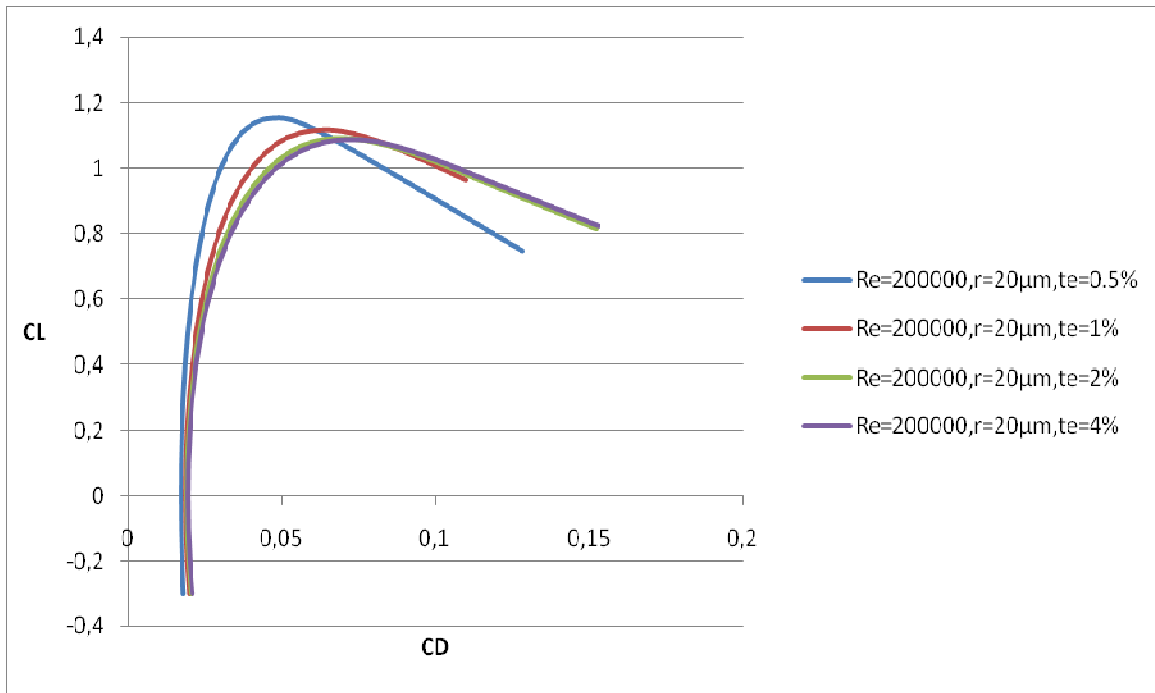
Οι παρατηρήσεις που μπορούν να γίνουν για την επίδραση της αύξησης της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας (Διάγραμμα 8 και 9), συνοψίζονται ως εξής:

- Ελάττωση του $C_{L_{max}}$ και για τις δύο περιπτώσεις: $Re=200.000$, $Re=760.000$. Είναι αποτέλεσμα της εισαγωγής επιπλέον τύρβης, με άμεση συνέπεια αυξημένες απώλειες κινητικής ενέργειας-μετατροπή σε τύρβη. Στην περίπτωση αυτή αξίζει να σημειωθεί ότι η επίδραση αφορά σχεδόν όλο το πεδίο ροής, καθώς η νέα τιμή τύρβης εισάγεται σε όλα τα σημεία εισόδου, σε αντίθεση με την διαδικασία αύξησης της τραχύτητας της επιφάνειας η οποία επιφέρει αλλαγές τοπικά κοντά στο τοίχωμα. Αναφέρεται ως παράδειγμα:
 - ✓ Για $Re = 200.000$, $r = 20\mu m$, τότε

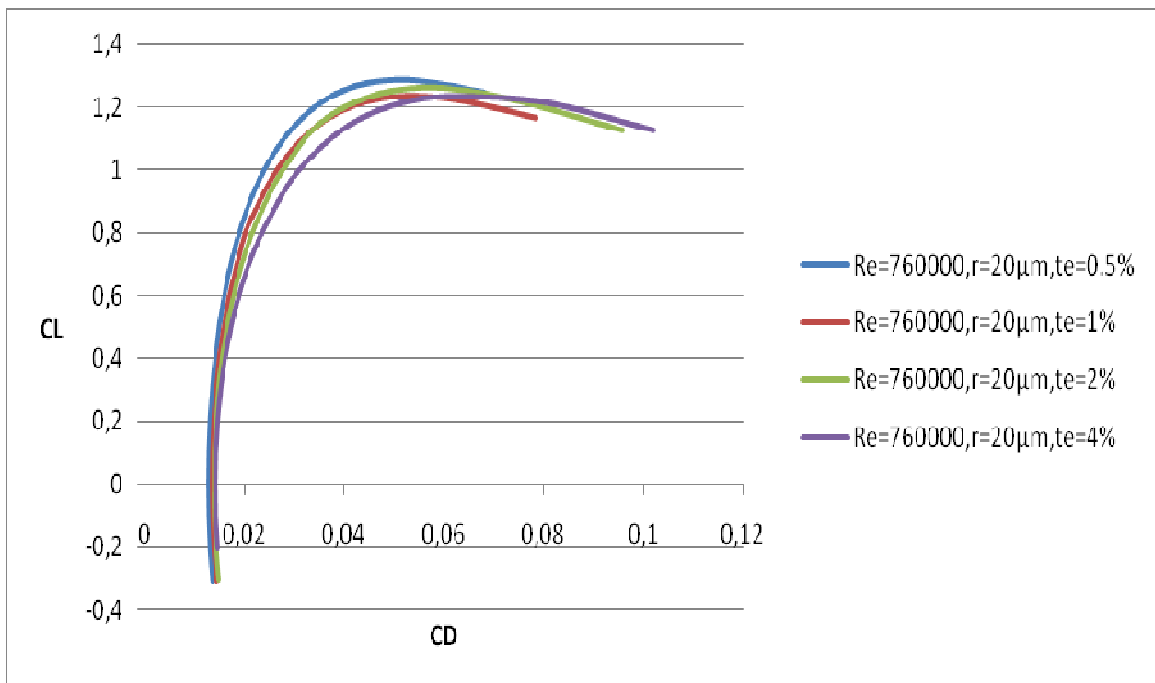
$$C_{L_{max}}(te = 0,5\%) = 1,152068, \text{ ενώ } C_{L_{max}}(te = 4\%) = 1,088885$$
 - ✓ Για $Re = 760.000$, $r = 20\mu m$, τότε

$$C_{L_{max}}(te = 0,5\%) = 1,285094, \text{ ενώ } C_{L_{max}}(te = 4\%) = 1,233445$$
- Αρχή της αποκόλλησης σε μικρότερη γωνία προσβολής. Αυτό συμβαίνει καθώς η αύξηση της εισερχόμενης τύρβης οδηγεί σε μια πιο ασταθή ροή, πιο επιρρεπή σε πρωιμη έναρξη της αποκόλλησης από το χείλος εκφυγής. Η εξήγηση αναδύεται από το γεγονός της αύξησης του ρυθμού μετατροπής της ενέργειας της μέσης ροής σε τύρβη και στη συνέχεια σε θερμότητα λόγω της διάχυσης αυτής. Έτσι αναφέρεται προς παράδειγμα ότι:
 - ✓ Για $Re = 760.000$, $te = 0,5\%$, $r = 20\mu m$, η αποκόλληση ξεκινά στην περιοχή της υποπίεσης σε απόσταση 99,85% από το Χ.Π. και για γωνία προσβολής $a = 15^\circ$.
 - ✓ Για $Re = 760.000$, $te = 4\%$, $r = 20\mu m$, η αποκόλληση ξεκινά στην περιοχή της υποπίεσης σε απόσταση 99,85% από το Χ.Π. και για γωνία προσβολής $a = 14^\circ$.

Ακολούθως παρατίθενται και τα Διαγράμματα 10 και 11, για τις δύο περιπτώσεις αριθμών Reynolds, όπου φαίνεται η μορφή της πολικής του Eiffel για την αεροτομή NACA 0012.



Διάγραμμα 10: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην μορφή της πολικής Eiffel, Re = 200.000



Διάγραμμα 11: Επίδραση της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην μορφή της πολικής Eiffel, Re = 760.000

Οι παρατηρήσεις επί των Διαγραμμάτων 10 και 11 συνοψίζονται ως εξής:

- Αύξηση της οπισθέλκουσας, λόγω αύξησης των τυρβωδών τάσεων [27]. Η οπισθέλκουσα δύναμη παράγεται όχι μόνο λόγω των ιξωδών αλλά και λόγω των τυρβωδών τάσεων που αναπτύσσονται γύρω από την αεροτομή. Αναφέρεται ότι:

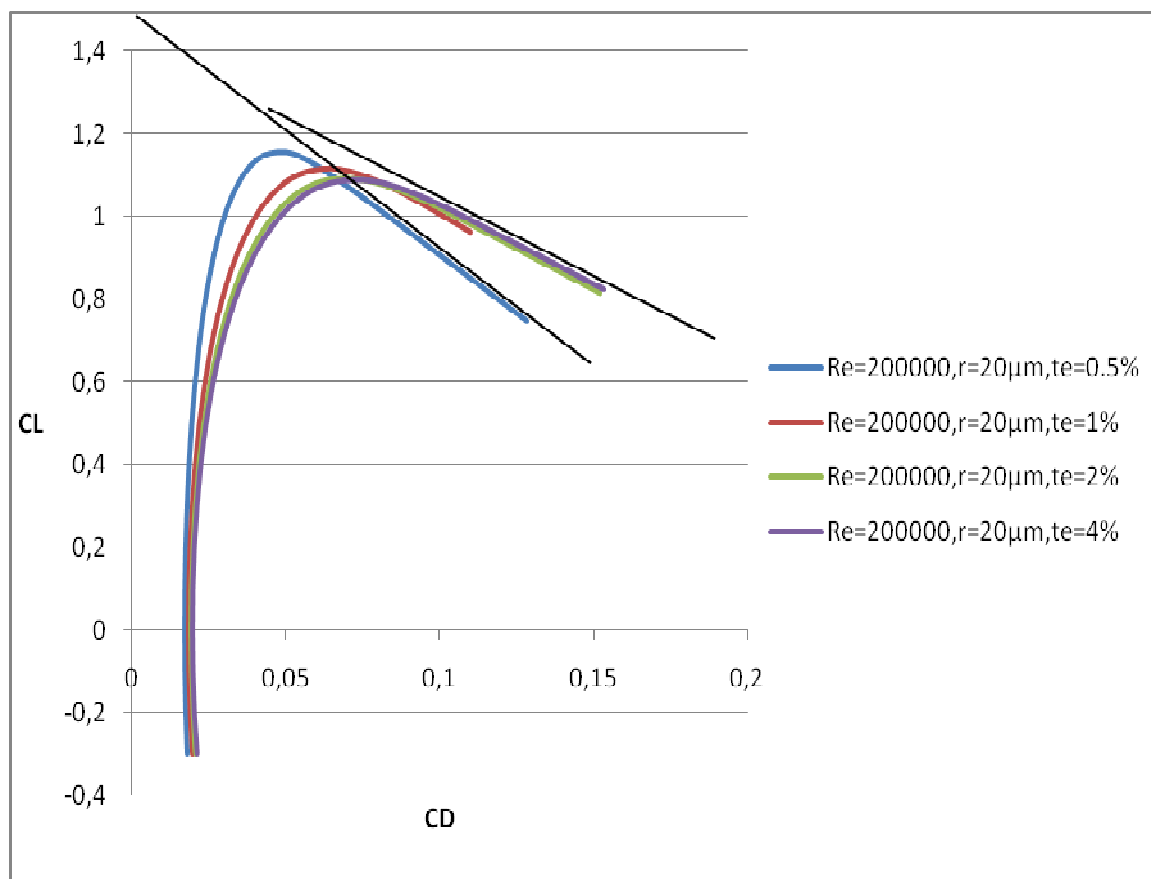
✓ Για $Re = 200.000$, $r = 20\mu m$, $a = 15^\circ$, τότε

$$C_D(te = 0,5\%) = 0,054865196, \text{ ενώ } C_D(te = 4\%) = 0,081676193$$

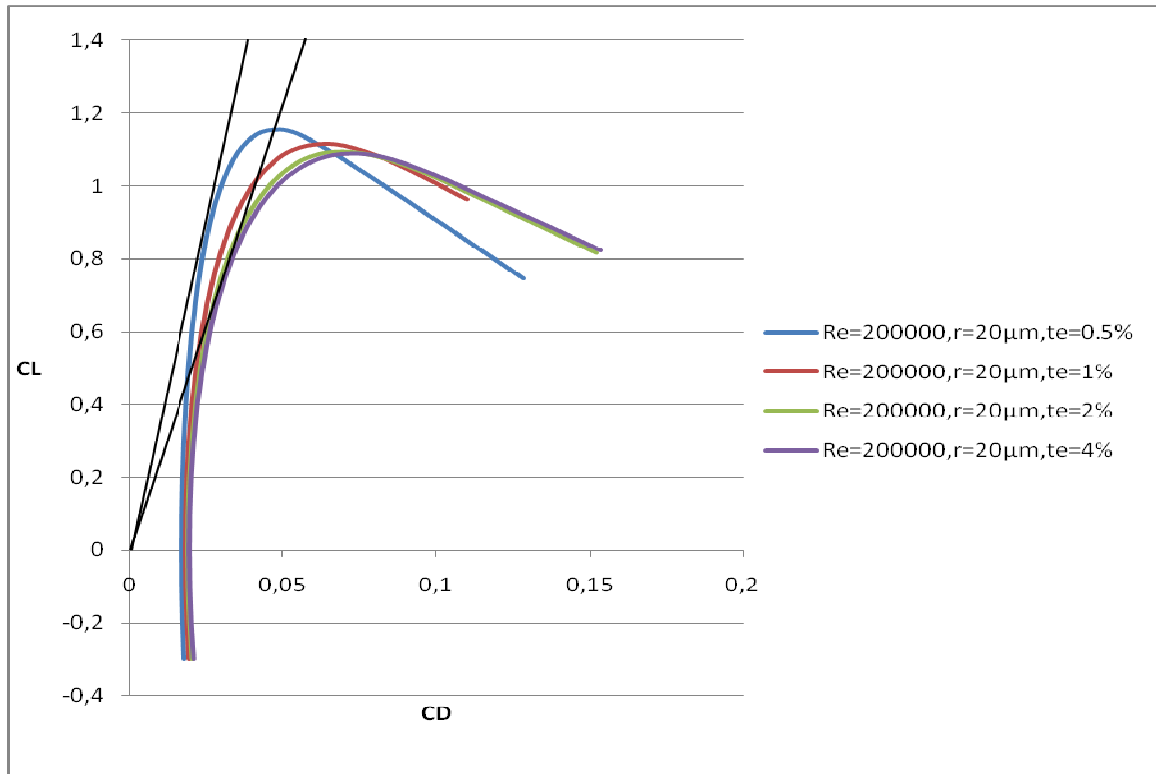
✓ Για $Re = 760.000$, $r = 20\mu m$, $a = 15^\circ$, τότε

$$C_D(te = 0,5\%) = 0,045840785, \text{ ενώ } C_D(te = 4\%) = 0,0577191$$

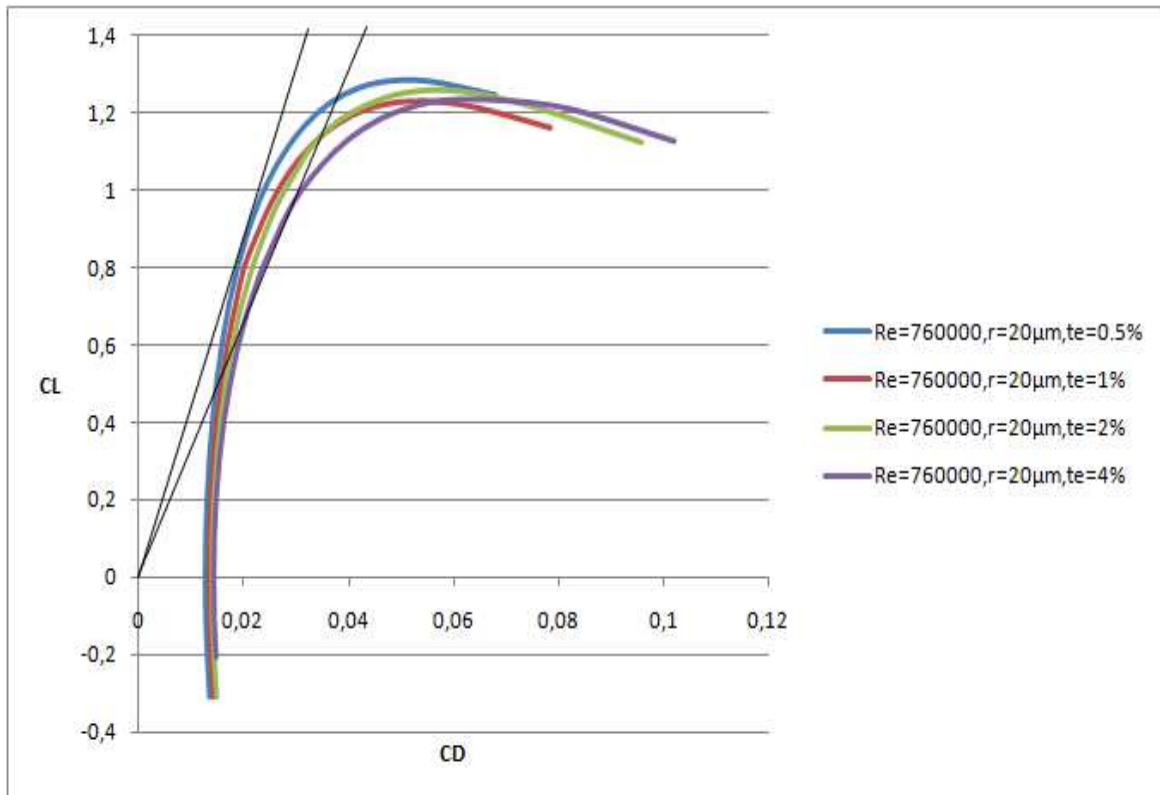
Τέλος, παρατίθενται τα Διαγράμματα 12, 13 και 14, για τις δύο περιπτώσεις αριθμών Reynolds, όπου φαίνονται οι κλίσεις των καμπυλών πολικής του Eiffel για την αεροτομή NACA 0012.



Διάγραμμα 12: Σύγκριση αεροδυναμικής απόδοσης αεροτομής, $te = 0,5, 1, 2$ και 4%



Διάγραμμα 13: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 200.000$, $te = 0.5, 1, 2$ και 4%



Διάγραμμα 14: Σύγκριση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής, για συνθήκες $Re = 760.000$, $te = 0.5, 1, 2$ και 4%

Οι παρατηρήσεις επί των αποτελεσμάτων που παρουσιάστηκαν στα Διαγράμματα 12, 13 και 14, συνοψίζονται ως εξής:

- Βελτίωση του ρυθμού πτώσης της αεροδυναμικής απόδοσης (κλίση εφαπτομένης στην καμπύλη της πολικής Eiffel) μετά από περιοχή του C_{Lmax} . Η παρατήρηση αυτή ήταν αναμενόμενη λόγω της δράσης της τυρβώδους κίνηση, μεταφορά δηλαδή ενέργειας από την ελεύθερη ροή στο οριακό στρώμα [25], το οποίο συναντά ανασχετική κλίση πίεσης. Εμφανίζονται δύο πλευρές αντικρουόμενες δηλαδή, με την αυξημένη τύρβη να καταναλώνει ενέργεια από την ροή στο σύνολό της (μετατροπή σε θερμότητα) ενώ παράλληλα δρα ανασταλτικά στην εξάπλωση της πρώιμης αποκόλλησης καθώς κοντά στο τοίχωμα μεταφέρει ενέργεια από την ελεύθερη ροή, ενισχύοντας το οριακό στρώμα. Αναφέρεται ότι:

✓ Για $Re = 200.000$, $te = 0,5\%$, $r = 20\mu m$ η κλίση της εφαπτομένης είναι -80° .

✓ Για $Re = 200.000$, $te = 4\%$, $r = 20\mu m$ η κλίση της εφαπτομένης είναι -76° .

- Μείωση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής. Η αεροδυναμική απόδοση της αεροτομής εξαρτάται άμεσα από τις ενεργειακές απώλειες, τις οποίες υποβοηθά η τύρβη. Η επίδραση είναι μικρότερη σε μεγαλύτερο αριθμό Re καθώς οι δυνάμεις αδρανείας παίζουν πιο ισχυρό ρόλο και η αύξηση των τυρβωδών τάσεων δεν επιφέρει το ίδιο μέγεθος αλλαγής. Τα Διαγράμματα 12, 13 και 14 όπου φαίνονται οι εφαπτομένες της πολικής του Eiffel, βοηθούν στην οπτικοποίηση της μέγιστης αεροδυναμικής απόδοσης της αεροτομής.

✓ Για $Re = 200.000$, $r = 20\mu m$, τότε

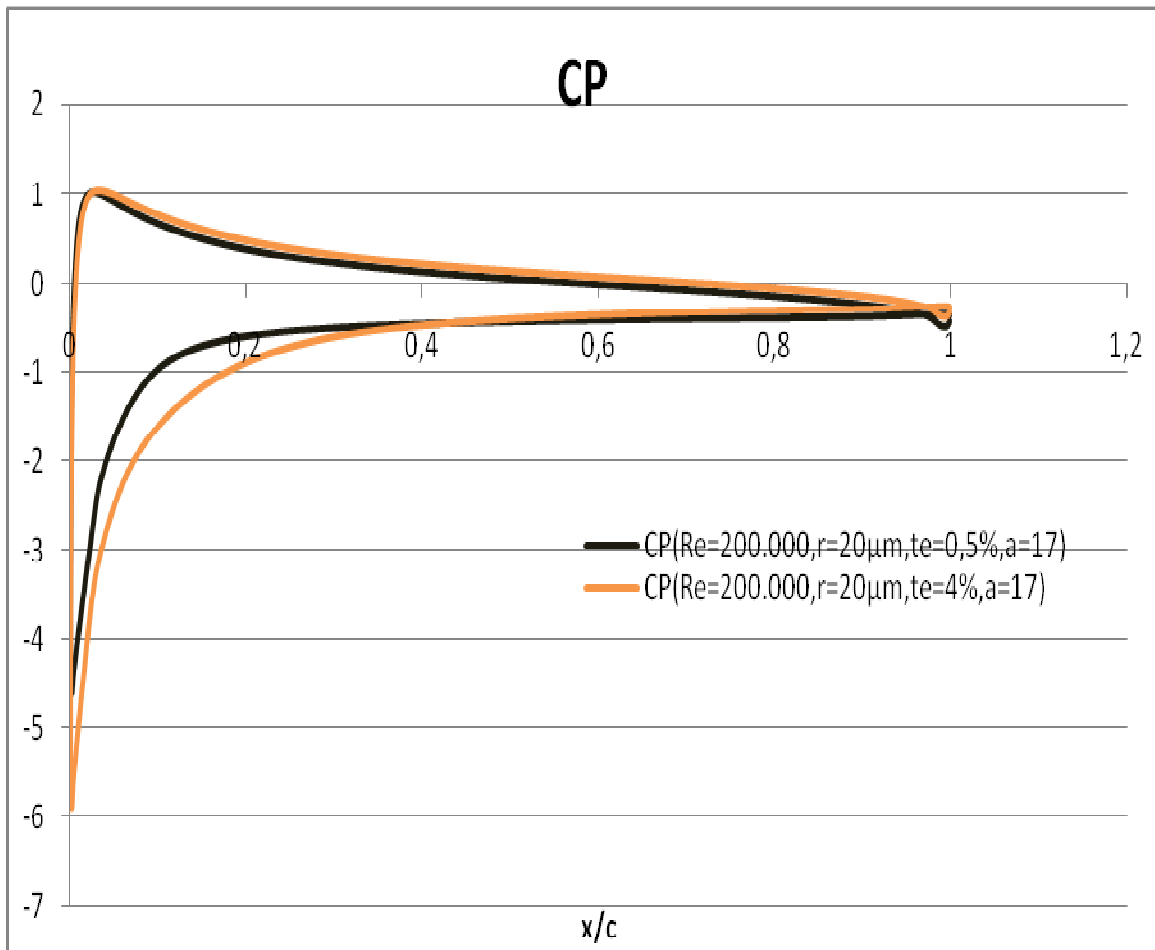
$$Efficiency_{max}(te = 0,5\%) = 88^\circ, \text{ ενώ } Efficiency_{max}(te = 4\%) = 87^\circ$$

✓ Για $Re = 760.000$, $r = 20\mu m$, τότε

$$Efficiency_{max}(te = 0,5\%) = 88,6^\circ, \text{ ενώ } Efficiency_{max}(te = 4\%) = 88^\circ$$

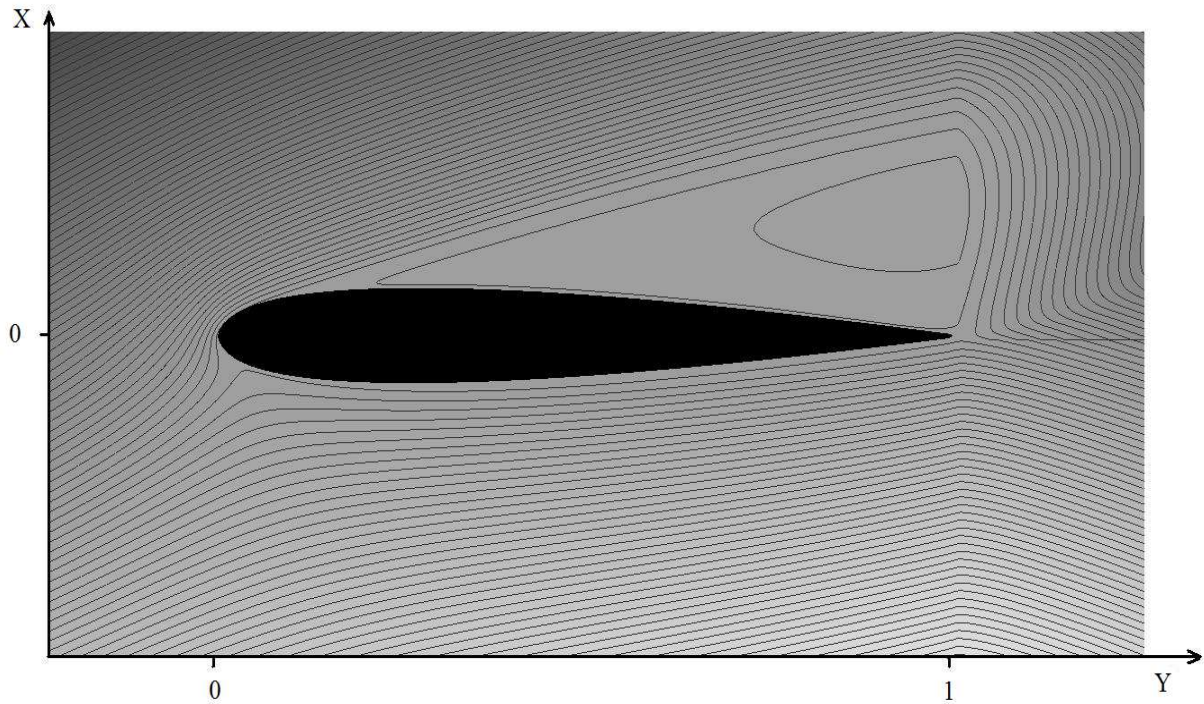
Ιδιαίτερα για την εξήγηση της επίδρασης της αυξημένης τύρβης στην καθυστέρηση εξάπλωσης της αποκόλλησης, γίνεται αναφορά στα Διαγράμματα 15, 16 και 17, όπου φαίνονται η κατανομή του συντελεστή πίεσης και η μορφή των ροϊκών γραμμών. Τα Διαγράμματα 16 και 17 παράχθηκαν με την χρήση του λογισμικού Golden Software Surfer 8, με τις ίδιες ακριβώς

παραμέτρους ευαισθησίας και τον ορισμό συγκεκριμένου επιπέδου ανάλυσης, ώστε να μπορούν να γίνουν συγκρίσεις μεταξύ των δισδιάστατων κατανομών (ίδια κλίμακα).

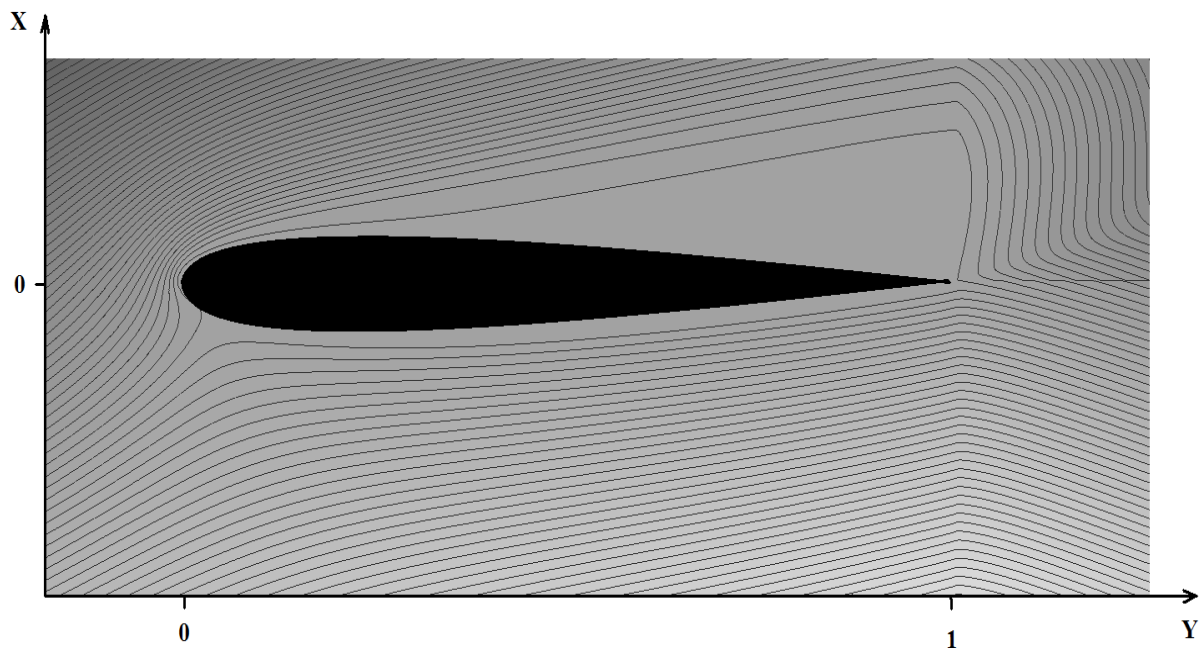


Διάγραμμα 15: Κατανομή C_p με $Re = 200.000$, $r = 20\mu m$, $a = 17^\circ$ για $te = 0,5\%$, $te=4\%$

Η επιπλέον πτώση του συντελεστή πίεσης από το Χ.Π., έως περίπου το 50% της χορδής, μαρτυρά μια πιο ισχυρή υποπίεση στην επάνω πλευρά της αεροτομής, δηλαδή περιορισμό των φαινομένων της αποκόλλησης. Είναι συνάμα εμφανές ότι δεν αλλάζει καθόλου η κατανομή της περιοχής υπερπίεσης. Έτσι εξηγείται και η αύξηση του συντελεστή άντωσης που περιγράφηκε προηγουμένως (Διάγραμματα 8 και 9).



Διάγραμμα 16: Ροϊκές γραμμές για $Re = 200.000$, $r = 20\mu m$ $\alpha = 17^\circ$, $te = 0,5\%$



Διάγραμμα 17: Ροϊκές γραμμές για $Re = 200.000$, $r = 20\mu m$ $\alpha = 17^\circ$, $te = 4\%$

Οι ροϊκές γραμμές, στο Διάγραμμα 17 υποδεικνύουν μια ροή η οποία αργεί πιο πολύ να αναπτύξει φυσαλίδα ανακυκλοφορίας, χαρακτηριστικό φαινόμενο που συνοδεύει την αποκόλληση. Στο Διάγραμμα 18, η ανακυκλοφορία ξεκινά σχεδόν αμέσως μετά το Χ.Π. και είναι πιο έντονη (παρατηρείται μια επιπλέον κλειστή καμπύλη στο εσωτερικό της περιοχής).

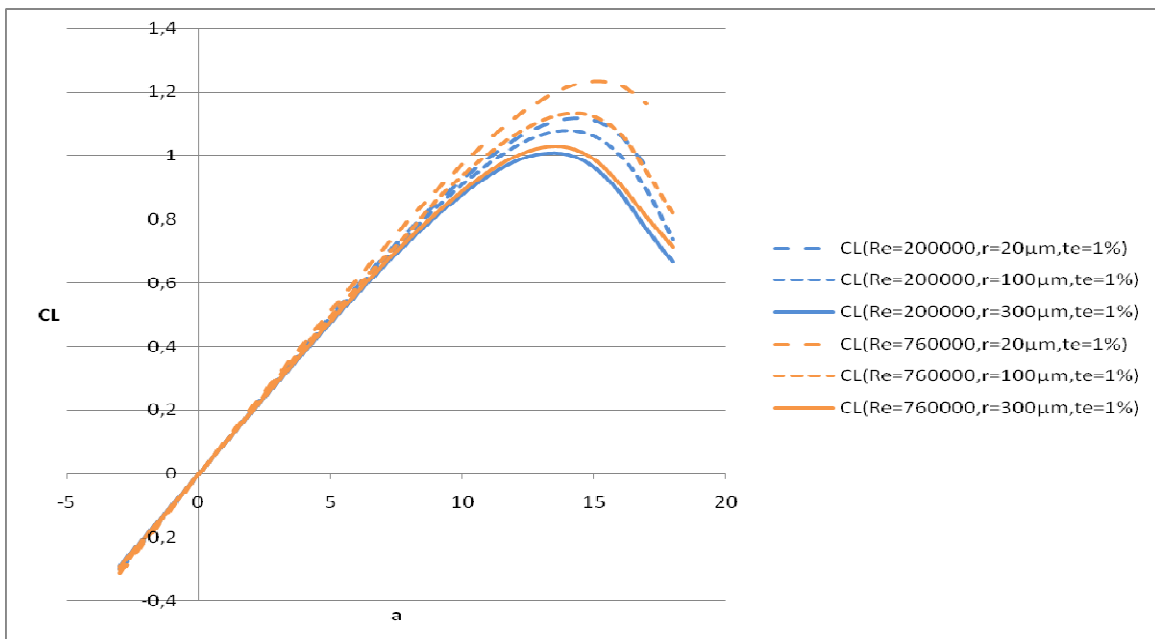
5.4 Επισκόπηση της Επίδρασης της Τραχύτητας για Διαφορετικούς Re

Η μελέτη της επίδρασης της τραχύτητας στα χαρακτηριστικά της ροής εξαρτάται άμεσα από τον αριθμό Re, ο οποίος καθορίζει πόσο πιο ισχυρές είναι οι δυνάμεις αδρανείας της ροής από τις δυνάμεις ιξώδους. Είναι γνωστή η σχέση που δίνει τον αριθμό Re:

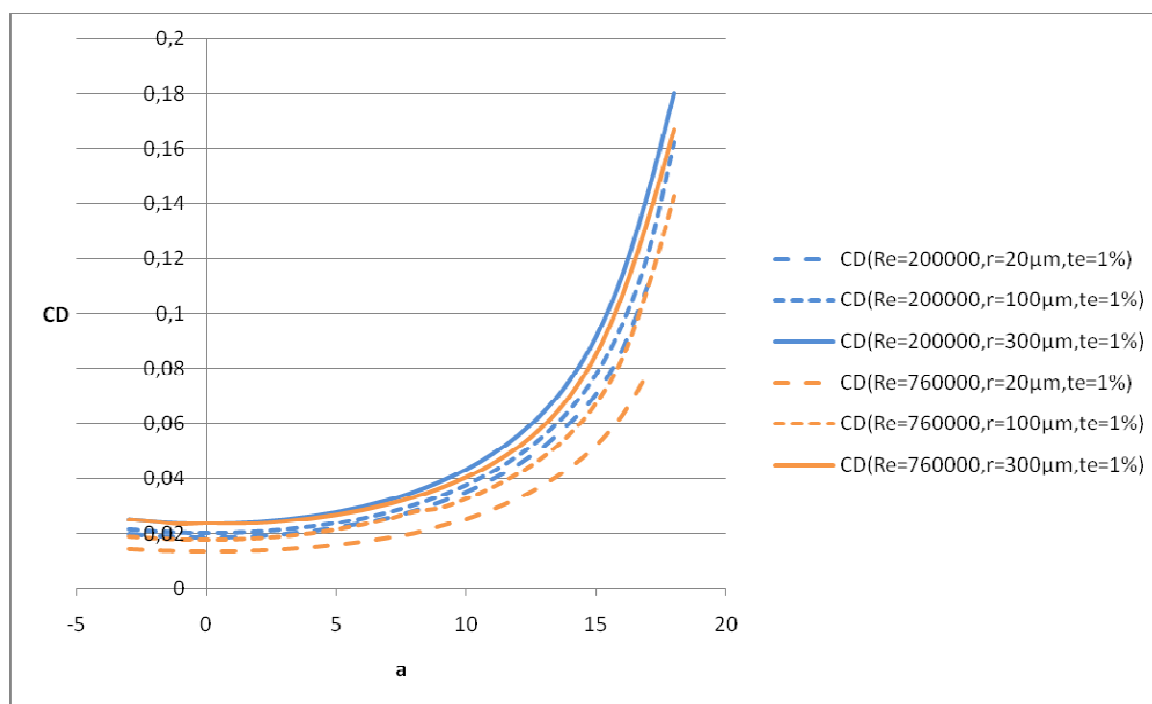
$$Re = \frac{\rho U_e c}{\mu} \quad [23]$$

Όπου ρ : η πυκνότητα ρευστού, U_e : η ταχύτητα ελεύθερης ροής, c : το μήκος χορδής και μ : το δυναμικό ιξώδες.

Στα Διαγράμματα 18 και 19 φαίνεται η διαφορά της επίδρασης που ασκεί η αύξηση της τραχύτητας στην κατανομή του συντελεστή άντωσης και του συντελεστή οπισθέλκουσας αντίστοιχα, καθώς αυξάνεται ο αριθμός Re από 200.000 σε 760.000 (για διευκόλυνση έγινε χρωματισμός των αποτελεσμάτων σε δύο ομάδες ανάλογα με τον αριθμό Re).

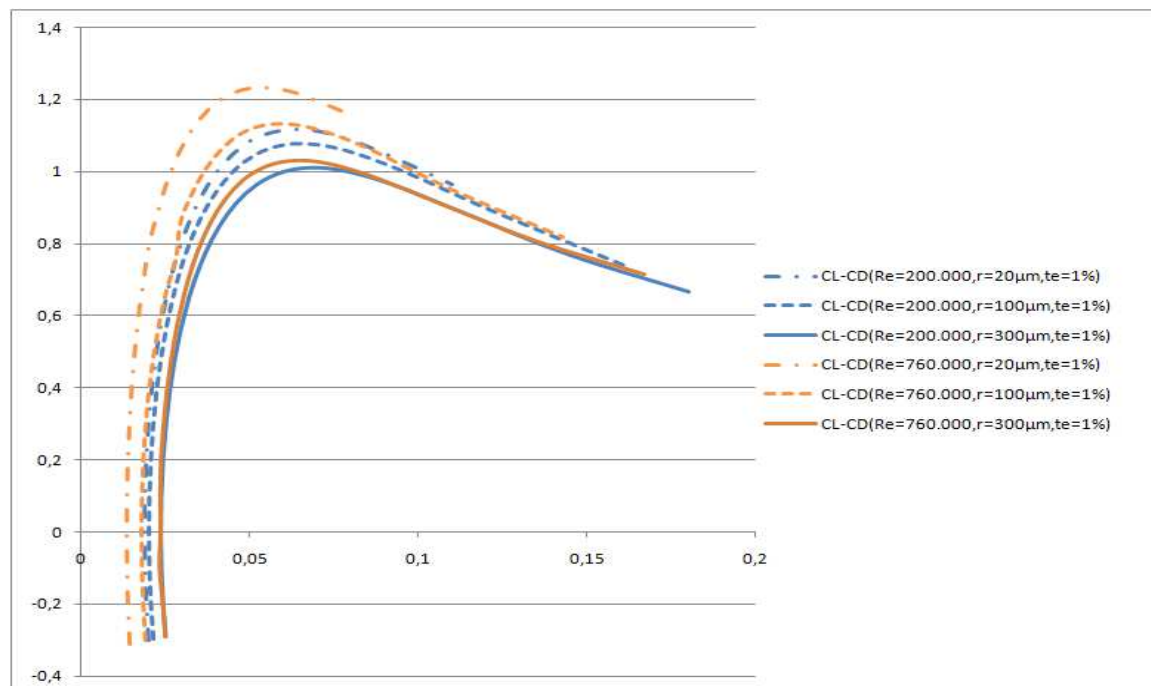


Διάγραμμα 18: Σύγκριση της επίδρασης της τραχύτητας της επιφανείας στον συντελεστή άντωσης για $Re = 200.000$ και 760.000



Διάγραμμα 19: Σύγκριση της επίδρασης της τραχύτητας της επιφανείας στον συντελεστή οπισθέλκουσας, για $Re=200.000$ και 760.000

Τέλος, στο Διάγραμμα 20 φαίνεται η αλλαγή στην επίδραση επί της πολικής του Eiffel. Σημειώνεται πως για την όσο το δυνατόν πιο αντικειμενική εκτέλεση της σύγκρισης χρησιμοποιήθηκε σε όλες τις περιπτώσεις σταθερή εισερχόμενη τύρβη σε ποσοστό 1% της εισερχόμενης ενέργειας της μέσης ροής.



Διάγραμμα 20: Σύγκριση επίδρασης της τραχύτητας στην πολική Eiffel, για $Re = 200.000$ και 760.000

Συγκεντρωτικά, τα συμπεράσματα που προκύπτουν από τα Διαγράμματα 18, 19 και 20, με αύξηση του Re από 200.000 σε 760.000, είναι τα εξής:

- Γίνεται πιο έντονη η επίδραση της μεταβολής της τραχύτητας στα χαρακτηριστικά της ροής, αυτό φαίνεται από την εμφανώς μεγαλύτερη απόσταση των κατανομών $C_L - a$, $C_D - a$ και $C_L - C_D$. Η εξήγηση έγκειται στο γεγονός ότι σε μεγάλες τιμές Re οι ιξώδεις τάσεις είναι λιγότερο σημαντικές (σε σχέση με τις δυνάμεις αδρανείας) και η απουσία των τυρβωδών τάσεων, πράγμα αφύσικο καθώς δεν υπάρχει πραγματικά λεία επιφάνεια, οδηγούν σε μη πραγματικές λύσεις. Με την αύξηση της τραχύτητας όμως και την εμφάνιση των τυρβωδών τάσεων, οι οποίες αυξάνονται εκθετικά, τα αποτελέσματα εμφανίζονται πιο κοντά στην πραγματικότητα, όπου οι καμπύλες $C_L - a$ και $C_D - a$ τείνουν να ταυτιστούν για τις δύο τιμές Re. Αξίζει να σημειωθεί ότι η κατανομή του C_L και του C_D μιας αεροτομής δεν εξαρτάται από τον αριθμό Re, ειδικά σε περιοχές ασυμπίεστης ροής, αλλά από τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά αυτής. Συνεπώς ήταν αναμενόμενη μια ταύτιση των καμπυλών για πραγματικές τιμές τραχύτητας επιφανείας. Αναφέρεται ότι για αύξηση της τραχύτητας από 20 σε 300μm:

$$\checkmark \quad \Delta C_{L_{\max}}(\text{Re} = 200.000) = -0,11, \text{ ενώ } \Delta C_{L_{\max}}(\text{Re} = 760.000) = -0,21$$

(σχεδόν 200% αύξηση της επίδρασης της τραχύτητας στον συντελεστή άντωσης), και

$$\checkmark \quad \text{για } 15^\circ \text{ γωνία προσβολής:}$$

$$\Delta C_D(\text{Re} = 200.000) = 0,0212, \text{ ενώ } \Delta C_D(\text{Re} = 760.000) = 0,0332$$

(σχεδόν 150% αύξηση της επίδρασης της τραχύτητας στον συντελεστή οπισθέλκουσας)

- Οι καμπύλες κατανομών τείνουν να συμπέσουν (αφορά τα δύο είδη συντελεστών και τη πολική του Eiffel) για πραγματικές τιμές τραχύτητας, καθώς αυτές εξαρτώνται μόνο από τα μορφολογικά χαρακτηριστικά της αεροτομής, όπως προαναφέρθηκε. Πιο συγκεκριμένα:

$$\checkmark \quad \Delta C_{L_{\max}}(r = 20\mu\text{m}) = 0,11845, \text{ ενώ } \Delta C_{L_{\max}}(r = 300\mu\text{m}) = 0,01907$$

(σχεδόν 84% μείωση της απόστασης των κορυφών των καμπυλών $C_L - a$)

$$\checkmark \quad \text{ενώ για } 15^\circ \text{ γωνία προσβολής:}$$

$$\Delta C_D(r = 20\mu\text{m}) = -0,018536, \Delta C_D(r = 300\mu\text{m}) = -0,006553$$

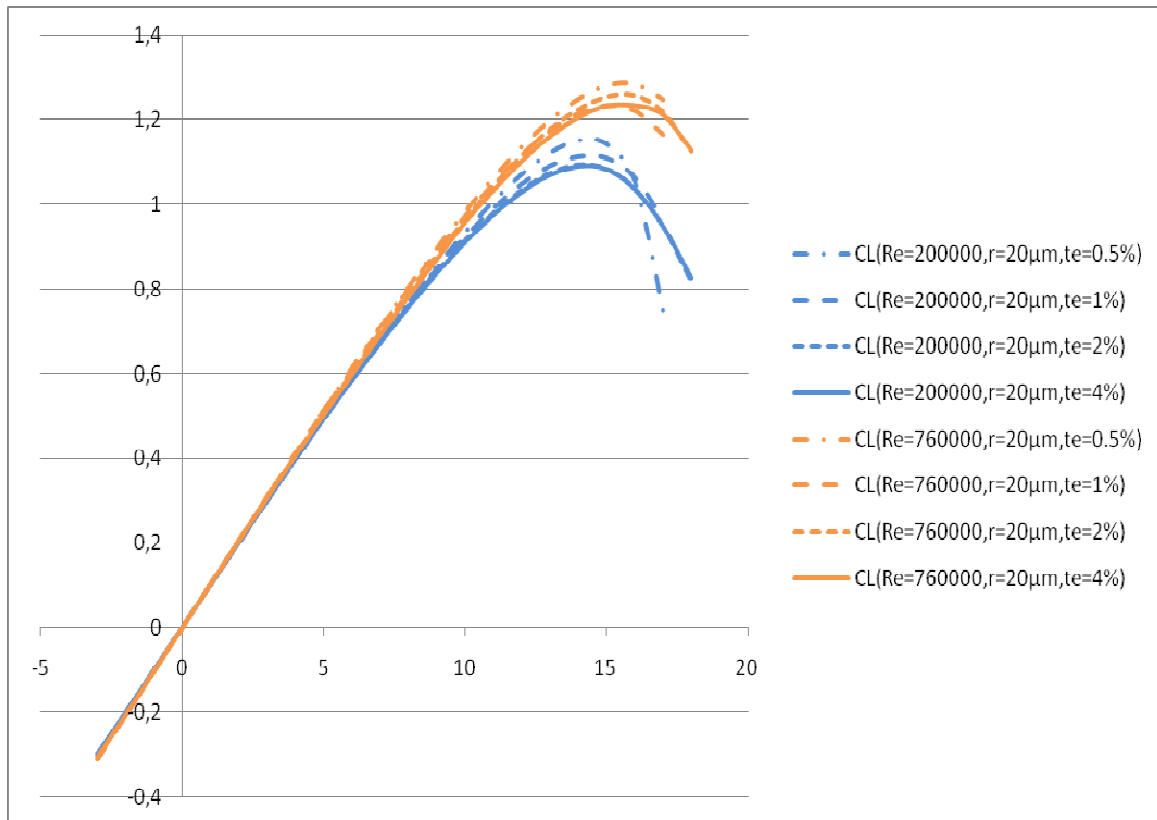
(64% μείωση της απόστασης των κορυφών των καμπυλών $C_D - a$)

- Σε όλες τις περιπτώσεις είναι εμφανής η έναρξη της αποκόλλησης της ροής σε μικρότερες γωνίες προσβολής, χωρίς όμως να συνοδεύεται από επιμήκυνση του πλάτους της περιοχής γύρω από το C_{Lmax} , φαινόμενο που θα γίνει εμφανές στην περίπτωση αύξησης του ποσοστού της εισερχόμενης τύρβης.
- Τέλος, σε κάθε περίπτωση συγκεκριμένης τιμής τραχύτητας, το C_L αντιστοιχεί σε μεγαλύτερη τιμή για $Re=760.000$ σε σχέση με $Re=200.000$, εξήγηση που δίδεται στο πλαίσιο της πρώτης παρατήρησης, υποπαράγραφος 4.2.1. Το ακριβώς αντίθετο συμβαίνει με την κατανομή του C_D .

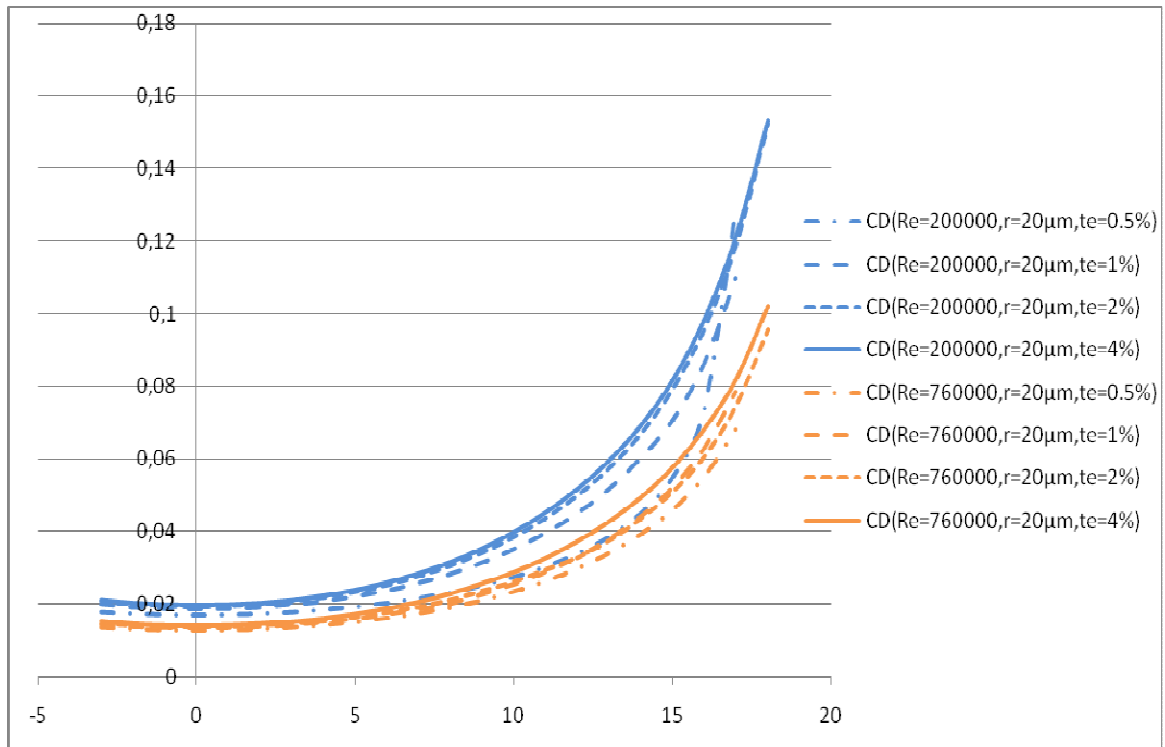
5.5 Επισκόπηση της Επίδρασης της Τυρβώδους Κινητικής Ενέργειας για Διαφορετικούς Re

Ενδιαφέρον παρουσιάζει η συγκριτική μελέτη της διαφοράς της επίδρασης της αυξημένης τύρβης στις κατανομές του συντελεστή άντωσης και οπισθέλκουσας αντίστοιχα. Σε αυτή τη σειρά προσομοιώσεων επιλέχθηκε σταθερή τιμή της τραχύτητας $r = 20\mu m$, τιμή η οποία παραπέμπει σε πρακτικά λεία επιφάνεια. Με αυτό τον τρόπο η συνεισφορά της επιφάνειας στις τυρβώδεις τάσεις περιορίστηκε στο ελάχιστο, με σκοπό να αναδειχθεί η επίδραση της τύρβης. Η σύγκριση θα γίνει για δύο τιμές του αριθμού Reynolds, 200.000 και 760.000.

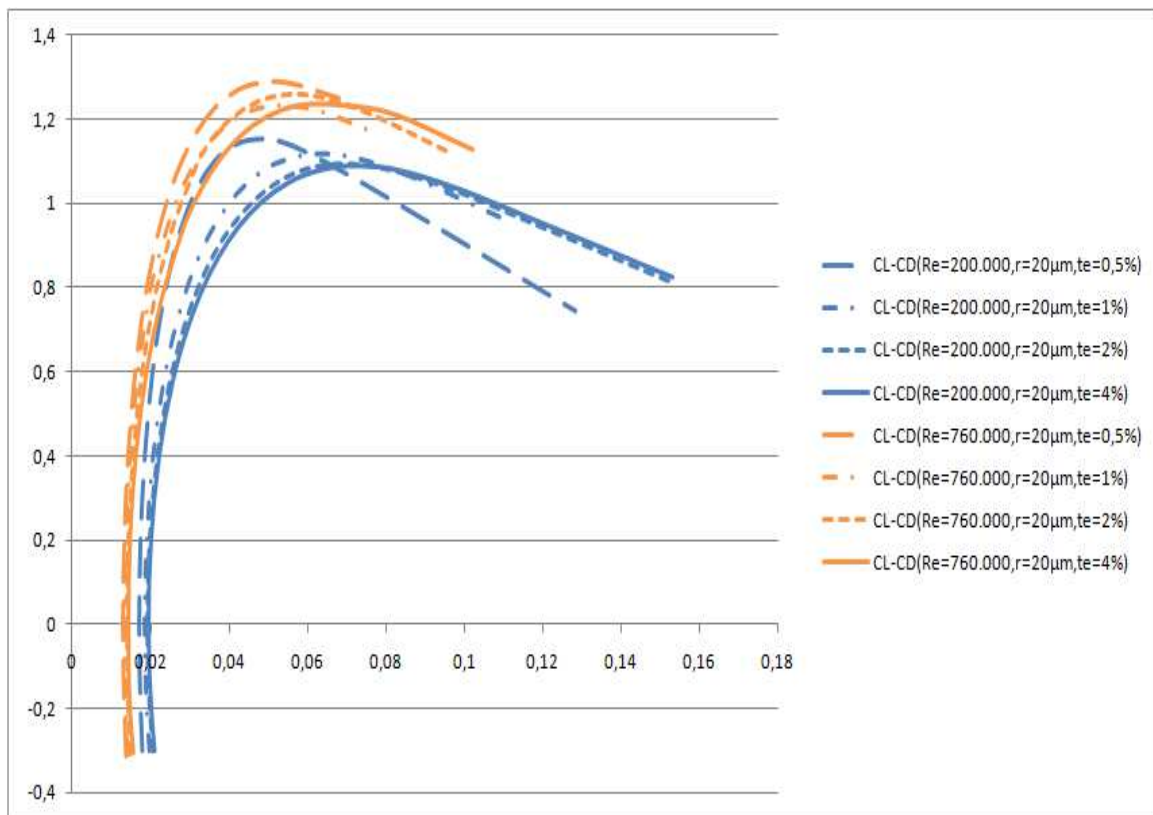
Στα Διαγράμματα 21, 22 και 23 διακρίνονται οι επιδράσεις στον συντελεστή άντωσης, οπισθέλκουσας και στην πολική Eiffel, ώστε να διευκολύνουν την κατανόηση των συγκεντρωτικών παρατηρήσεων που θα εκτεθούν αναλυτικά στη συνέχεια:



Διάγραμμα 21: Σύγκριση της επίδρασης της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στον συντελεστή άντωσης, για Re = 200.000 και 760.000



Διάγραμμα 22: Σύγκριση της επίδρασης της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στον συντελεστή οπισθέλκουσας, για $Re=200.000$ και 760.000



Διάγραμμα 23: Σύγκριση της επίδρασης της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην πολική Eiffel, για $Re=200.000$ και 760.000

Οι παρατηρήσεις που προέκυψαν από την σύγκριση της επίδρασης της τύρβης (Διάγραμμα 21, Διάγραμμα 22 και Διάγραμμα 23) για αριθμούς Reynolds, $Re = 200.000$ και 760.000 , είναι οι ακόλουθες:

- Δεν επιφέρει σημαντική μεταβολή στις κατανομές των δύο συντελεστών, καθώς η εισερχόμενη τύρβη υφίσταται διάχυση στην πορεία της προς την αεροτομή και ασθενεί η αρχική της τιμή. Προκύπτει η εμφάνιση αυξημένων τυρβωδών τάσεων και στις δύο περιπτώσεις. Όμως οι καμπύλες $C_L - a$ και $C_D - a$ δεν πλησιάζουν για τις δύο τιμές Re , όπως στην προηγούμενη περίπτωση, καθώς η τιμή τραχύτητας $20\mu m$ αφορά λεία επιφάνεια με μικρή συνεισφορά στην ανάπτυξη τυρβωδών τάσεων, πράγμα που δεν ανταποκρίνεται πλήρως στην πραγματικότητα. Αυτό αποτελεί απόδειξη ότι η τύρβη επιφέρει τα ίδια αποτελέσματα κάτω από τους δυο αριθμούς Re . Αναφέρεται ότι για αύξηση της te από 0.5% σε 4%:
 - ✓ $\Delta C_{L_{max}} (Re = 200.000) = -0,063183$, ενώ $\Delta C_{L_{max}} (Re = 760.000) = -0,051649$
(18% μείωση της επίδρασης της εισερχόμενης te στον συντελεστή άντωσης, σχεδόν απαρατήρητη), και
 - ✓ για γωνία προσβολής 15° ,
 $\Delta C_D (Re = 200.000) = 0,02681$, ενώ $\Delta C_D (Re = 760.000) = 0,01188$
(55% μείωση της επίδρασης της εισερχόμενης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στον συντελεστή οπισθέλκουσας)
- Για μικρότερους αριθμούς Re η επίδραση της τύρβης είναι πιο έντονη όσο αφορά την οπισθέλκουσα, καθώς οι δυνάμεις αδρανείας είναι πιο ασθενείς και οι αντίστοιχες τυρβώδεις, που εισάγονται, αποτελούν ένα σημαντικό τμήμα της οπισθέλκουσας.
- Οι καμπύλες κατανομών δεν τείνουν να συμπέσουν καθώς η τιμή της τραχύτητας $r = 20\mu m$ οδηγεί σε μη πραγματική λεία επιφάνεια. Στην προσπάθεια να αποφευχθεί η επίδραση της τραχύτητας, μειώθηκε αυτή, αλλά οδήγησε σε μια ιδιαίζουσα περίπτωση, όπου η οπισθέλκουσα καταλήγει να εξαρτάται σχεδόν αυστηρά από τις ιξώδεις τάσεις (σημειώνεται ότι το μοντέλο τύρβης που χρησιμοποιήθηκε στηρίζεται σε πειραματικά δεδομένα τα οποία έχουν υποστεί κατάλληλες διορθώσεις βελτιστοποίησης). Αναφέρεται ότι για αύξηση του Re από 200.000 σε 760.000:

✓ $\Delta C_{L_{\max}}(te = 0.5\%) = -0,13303$, ενώ $\Delta C_{L_{\max}}(te = 4\%) = -0,14456$

(8% αύξηση της απόστασης των κορυφών των καμπυλών $C_L - a$)

ενώ

✓ για 15° γωνία προσβολής και αύξηση του Re από 200.000 σε 760.000:

$$\Delta C_D(te = 0.5\%) = 0,009024, \text{ ενώ } \Delta C_D(te = 4\%) = 0,023957$$

(165% αύξηση της απόστασης των καμπυλών $C_D - a$) εδώ η μεταβολή είναι πιο σημαντική καθώς ο συντελεστής οπισθέλκουσας συνδέεται άμεσα με τις προστιθέμενες τυρβώδεις τάσεις (για Re=200.000 είναι πιο σημαντικές), ενώ ο συντελεστής άντωσης έμμεσα μέσω της απώλειας ενέργειας της ροής.

6. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ ΚΑΙ ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ

Από τα αποτελέσματα που παρουσιάστηκαν στο Κεφάλαιο 5 και την σχετική συζήτηση που παρατέθηκε, προκύπτουν τα κατωτέρω γενικά συμπεράσματα για την παρούσα μελέτη και προτάσεις για περαιτέρω έρευνα.

6.1 Συμπεράσματα

Η αύξηση της τραχύτητας προκαλεί αύξηση των τυρβωδών τάσεων κοντά στο τοίχωμα και επιφέρει:

- i. Πτώση του C_{Lmax} λόγω των μεγαλύτερων απωλειών ενέργειας.
- ii. Έναρξη αποκόλληση της ροής σε μικρότερες γωνίες προσβολής, λόγω της τύρβης που εισάγει.
- iii. Μερική/μικρή καθυστέρηση στον ρυθμό εξάπλωσης της φυσαλίδας ανακυκλοφορίας, μέσω της μικρής αύξησης μεταφοράς ενέργειας (από την ελεύθερη ροή προς το οριακό στρώμα) που προέρχεται από την αύξηση της τύρβης τοπικά στην περιοχή κοντά στο τοίχωμα.
- iv. Αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας.

Η αύξηση της εισερχόμενης τύρβης προκαλεί αύξηση των τυρβωδών τάσεων σε όλο το πεδίο ροής και επιφέρει:

- i. Πτώση του C_{Lmax} λόγω των μεγαλύτερων απωλειών ενέργειας.
- ii. Έναρξη αποκόλληση της ροής σε μικρότερες γωνίες προσβολής, λόγω της τύρβης που εισάγεται.
- iii. Σημαντικότερη καθυστέρηση στον ρυθμό εξάπλωσης της φυσαλίδας ανακυκλοφορίας, μέσω της αύξησης μεταφοράς ενέργειας (από την ελεύθερη ροή προς το οριακό στρώμα) που προέρχεται από την αύξηση της τύρβης σε όλο το πεδίο ροής.
- iv. Αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας.

Το πιο σημαντικό και χρήσιμο συμπέρασμα της παρούσας μελέτης είναι η δίπλευρη επίδραση της τύρβης στην περιοχή αποκόλλησης της ροής. Προκαλεί την πρόωρη ανάπτυξη της φυσαλίδας ανακυκλοφορίας αλλά ταυτόχρονα καθυστερεί την περαιτέρω ανάπτυξή της μέσω της ενίσχυσης του οριακού στρώματος με ενέργεια της ελεύθερης ροής. Σήμερα βρίσκονται σε εξέλιξη μελέτες οι οποίες αφορούν τρόπους καθυστέρησης της αποκόλλησης της ροής, ώστε να αυξηθεί η αεροδυναμική απόδοση διαφόρων κατασκευών πληρώνοντας το όσο μικρότερο δυνατό ενεργειακό κόστος. Η αποτροπή εξάπλωσης της φυσαλίδας ανακυκλοφορίας φαίνεται πολύ καλά και στην κατανομή του συντελεστή πίεσης C_p στο Διάγραμμα 15. Είναι φανερή η πτώση του συντελεστή στο εμπρός μισό της πλευράς υποπίεσης, μαρτυρία ενίσχυσης του οριακού στρώματος προς περιορισμό της αποκόλλησης της ροής. Ο C_p κρατάει την τιμή αρνητικότερη για μεγαλύτερη τιμή τύρβης.

Η επιφερόμενη μείωση της φυσαλίδας ανακυκλοφορίας είναι εμφανής σε ένα δισδιάστατο διάγραμμα των ροϊκών γραμμών της ροής (σύγκριση Διαγραμμάτων 16 και 17). Οι ροϊκές γραμμές απεικονίζουν της μορφή της ροής και αναδεικνύουν φαινόμενα όπως η αποκόλληση και η ανακυκλοφορία. Η αυξημένη τύρβη ενίσχυσε την ροή εναντίον της ανασχετικής κλίσης πίεσης και προκάλεσε αύξηση του συντελεστή άντωσης σε περιοχές με μεγαλύτερη γωνία προσβολής από την περιοχή του $C_{L_{\max}}$ επάνω στο διάγραμμα $C_{L_{\max}} - \alpha$.

6.2 Προτάσεις

Οι προτάσεις, σχετικά με την περαιτέρω διερεύνηση των θεμάτων που θίγει η παρούσα ερευνητική εργασία, συνοψίζονται ως ακολούθως:

- Να γίνει προσομοίωση ροών σε διαφορετικές μορφές αεροτομών, σε ευρύτερη περιοχή αριθμών Reynolds, τιμών τραχύτητας επιφάνειας και ποσοστών εισερχόμενης τύρβης ώστε να καταστεί δυνατή η συγκέντρωση μεγαλύτερης βάσης δεδομένων. Έτσι τα συγκριτικά αποτελέσματα θα μπορέσουν να καλύψουν μεγαλύτερη ποικιλία περιπτώσεων και να οδηγήσουν σε ισχυρότερες γενικεύσεις των παρατηρήσεων.
- Να γίνουν πειραματικές μετρήσεις σε αντιστοιχία των περιπτώσεων προσομοίωσης, με απώτερο στόχο την εκτίμηση της ακρίβειας των αριθμητικών αποτελεσμάτων και της αξιοπιστίας του παρόντος μοντέλου.

- Να γίνει εισαγωγή στο παρόν μοντέλο ενός τρόπου πρόβλεψης της μετάβασης από τη στρωτή στην τυρβώδη ροή, προς βελτιστοποίηση της απόδοσης αυτού.
- Τέλος, να γίνει επέκταση της παραμετρικής μελέτης, ώστε να συμπεριληφθούν αποτελέσματα για τιμές Re έως 2.000.000, τιμή που αντιπροσωπεύει πολλά σύγχρονα είδη ροών (π.χ. στις πτέρυγες ανεμογεννητριών), με τελικό σκοπό την επιβεβαίωση της των αλλαγών που επιφέρει ο Reynolds στην επίδραση της τραχύτητας επιφανείας και της τύρβης πάνω στην ροή γύρω από αεροτομές.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

1. Καψάλης, Π.-Χρ., Έλεγχος Αποκόλλησης Οριακού Στρώματος με Ενεργητική καθοδήγηση της ροής, Πρόταση Διδακτορικής Διατριβής, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας, Φεβρ. 2009.
2. Μπαξεβανου Αικ., Navier-Stokes μοντέλο αεροελαστικής ευστάθειας πτερυγώσεων ανεμογεννητριών σε συνθήκες απώλειας στήριξης, Διδακτορική Διατριβή, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας, 2004.
3. Schlichting, H., Boundary-Layer Theory, McGraw-Hill, 7th ed., NY, 1979.
4. Wilcox, D.C., Turbulence modeling for CFD, DCW Industries, Inc, 1993.
5. Wilcox, D.C., Comparison of two-equation turbulence models for boundary layers with pressure gradient, AIAA J., Vol. 31: pp. 1414-1421, 1994.
6. White, F.M., Viscous fluid flow, Mc Graw-Hill, New York 1974.
7. Winant, C.D., F.K. Browand, Vortex pairing: the mechanism of turbulent mixing layer growth at moderate Reynolds number. J Fluid Mech, Part 2, Vol 63:pp. 237-256, 1974.
8. Greenblatt, D., I.J. Wygnanski, The control of flow separation by periodic excitation. Progress in Aerospace Sciences Vol. 36:pp. 487-545, 2000.
9. D. Oster, I. Wygnanski, B. Dziomba, H. Fiedler. The effect of initial conditions on the two-dimensional, turbulent mixing layer. In: Fiedler H, editor. Structure and mechanics of turbulence. Lecture Notes in Physics, vol. 75. Berlin: Springer, 1978. p. 48-64.
10. A. Seifert, A. Darabi, I. Wygnanski. Delay of airfoil stall by periodic excitation. AIAA J Aircraft Vol. 33(4):pp. 691-698, 1996.
11. GL. Brown, A. Roshko. On density effects and large structure in turbulent mixing layers. J Fluid Mechanics Vol.64:pp. 775-816, 1974.
12. Veldhuis, L.L.M., Artois, K. Active separation control by periodic excitation in an adverse pressure gradient. Collection of Technical Papers - AIAA Applied Aerodynamics Conference 1, pp. 359-379, 2007.
13. Darabi A., On the mechanism of forced flow reattachment. PhD Thesis, Tel Aviv University, 2000
14. C.A. Baxevanou, N.S. Vlachos, A Comparative Study of Numerical Schemes and Turbulence Models for Wind Turbine Aerodynamics Modeling. Wind Engineering, Vol. 28(3):pp. 275–290, 2004.

15. C.A. Baxevanou, P.K. Chaviaropoulos, S.G. Voutsinas, N.S. Vlachos. Evaluation study of a Navier–Stokes CFD aeroelastic model of wind turbine airfoils in classical flutter. *J. of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics* Vol. 96:pp. 1425–1443, 2008.
16. Seifert A, Bachar T, Koss T, Shepshelovich M, Wygnanski I, Oscillatory blowing, a tool to delay boundary layer separation, *AIAA J.* Vol. 31(11):pp. 2052-2060, 1993.
17. S.B. Pope, *Turbulent Flows*, Cambridge University Press, 2000.
18. S.V. Patankar, *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*, Hemisphere, 1980.
19. D. Degarmo, E.P. Black, J.T. Kohser, A. Ronald, *Materials and Processes in Manufacturing* (9th ed.), Wiley, p. 223, 2003.
20. http://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil
21. KK Ahuja, RR Whipkey, GS Jones, Control of turbulent boundary layer flow by sound, *AIAA J.*, Vol. 83:pp. 0726, 1983.
22. JF. Marchmann, V. Sumantran, CG. Shaefer, Acoustic and turbulence influences on stall hysteresis, *AIAA J.*, Vol. 25(1):pp. 50-51, 1987.
23. I. Wygnanski, RA. Petersen, Coherent motion in excited free shear flows, *AIAA J.*, Vol. 25(2):pp. 201-213, 1987.
24. J. Cohen. *Instabilities and resonances in turbulent free shear flows*. PhD thesis, University of Arizona, Tucson, 1985.
25. H. Viets, M. Piatt, M. Ball. Unsteady wing boundary layer energization, *AIAA J.*, Vol. 79:pp. 1631, 1979.
26. D. Neuburger, I. Wygnanski, The use of a vibrating ribbon to delay separation on two-dimensional airfoils: some preliminary observations. *Workshop on Unsteady Separated Flow*, Air Force Academy, July 1987.
27. J.P. Bonnet, W.L. Siau, S. Bourgois, J. Tensi, Influence of a synthetic jet excitation on the development of a turbulent mixing layer, *Intl Journal of Heat and Fluid Flow* Vol. 29:pp. 957–966, 2008.
28. N. Ahmed, B.S. Yilbas, M.O. Budair, Computational study into the flow field developed around a cascade of NACA 0012 airfoils, *Computer Methods Appl. Mech. Engrg.*, Vol. 167:pp. 17-32, 1998.
29. A. Santhanakrishnan, J.D. Jacob, *Effect of Regular Surface Perturbations on Flow Over an Airfoil*, Dept. Mechanical Engng., Univ. Kentucky, Lexington, 2004.
30. M. Gad-El-Hak, *Flow Control: The Future*, *Journal of Aircraft*, Vol. 38:pp. 402–418, 2001.
31. M.F. Kerho, M.B. Bragg, *Airfoil Boundary Layer Development and Transition with Large Leading-Edge Roughness*, *AIAA J.*, Vol. 35(1):pp. 75–84, 1997.

32. D. Miklosovic, M. Murray, L. Howle, F. Fish, Leading-Edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers, *Phys. Fluids*, Vol. 16(5):pp. 39–42, 2004.
33. Baxevanou, C., N.S. Vlachos, A comparative study of numerical schemes and turbulence models for wind turbine aerodynamic modeling. *Proc. of European Wind Energy Conference*, Madrid, Spain, 16-19 June 2003.
34. J.H. Ferziger, M. Peric, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, Third Edition, 2002.
35. *Wikipedia*, the free encyclopedia.
36. http://en.wikipedia.org/wiki/Surface_roughness
37. H. Tennekes, J.L. Lumley. *A first course in turbulence*, MIT Press, Cambridge, 1972.
38. H. McDonald, R.W. Fish. Practical calculations of transitional boundary layers. *Intl J. of Heat and Mass Transfer* Volume 16(9):pp. 1729-1744, 1973.
39. <ftp://ftp.springer.de/pub/technik/peric>.

ΣΥΝΤΟΜΟ ΒΙΟΓΡΑΦΙΚΟ

Ο Παναγιώτης-Χρυσοβαλάντης Καψάλης γεννήθηκε το 1983 στην Αθήνα και μεγάλωσε στην Καρδίτσα. Διεκπεραίωσε την Πρωτοβάθμια και Δευτεροβάθμια Εκπαίδευση σε Σχολεία της Καρδίτσας, ενώ παράλληλα απέκτησε το πτυχίο Αγγλικής γλωσσομάθειας «Proficiency of Michigan University». Αποφοίτησε από το 1^ο Ενιαίο Λύκειο Καρδίτσας και εισήλθε με Πανελλήνιες εξετάσεις (7^η θέση) στη Σχολή Ικάρων, Τμήμα Μηχανικών το 2001. Έπειτα από τετραετή ακαδημαϊκή και στρατιωτική εκπαίδευση αποφοίτησε το 2005, πρώτος στην ειδικότητα των Μηχανικών Αεροσκαφών, με βραβείο πρώτης θέσης στα πλαίσια εκπόνησης της πτυχιακής εργασίας του.

Από το 2005 είναι μόνιμος Αξιωματικός της Πολεμικής Αεροπορίας και υπηρετεί στην 110 Πτέρυγα Μάχης στον ποιοτικό έλεγχο πρώτου βαθμού συντήρησης των μαχητικών αεροσκαφών τύπου F-16 Block 52+. Παράλληλα αποφάσισε να εμπλουτίσει τις επιστημονικές γνώσεις του, και το έτος 2006 ξεκίνησε το Μεταπτυχιακό πρόγραμμα σπουδών του τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας, ως υποψήφιος διδάκτορας, ενώ έκτοτε είναι μέλος του Εργαστηρίου Ρευστομηχανικής & Στροβιλομηχανών του Τομέα Ενέργειας.

Το 2008 τελείωσε τα θεωρητικά μαθήματα για την απόκτηση του Μεταπτυχιακού Διπλώματος Ειδίκευσης από το τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, συνέχεια των οποίων αποτελεί η παρούσα Μεταπτυχιακή εργασία. Οι προσπάθειές του επικεντρώνονται στον απώτερο στόχο για την απόκτηση του Διδακτορικού διπλώματος με θέμα έρευνας τον «Έλεγχο της αποκόλλησης οριακού στρώματος με ενεργητική καθοδήγηση της ροής».

Πιστεύει και συστήνει σε όλους την «δια βίου μάθηση» για την προώθηση της επιστήμης και ένα καλύτερο αύριο.