



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

Διατμηματικό Πρόγραμμα Μεταπτυχιακών Σπουδών
Παραγωγή και Διαχείριση Ενέργειας

ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΔΙΔΙΑΣΤΑΤΩΝ ΑΕΡΟΤΟΜΩΝ ΜΕ ΠΡΟΣΘΗΚΗ
ΤΑΙΝΙΩΝ ΑΠΟΚΟΛΛΗΣΗΣ (STALL STRIPS) ΚΑΙ ΣΤΡΟΒΙΛΟΓΕΝΝΗΤΡΙΩΝ
(VORTEX GENERATORS) ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΜΕΘΟΔΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗΣ
ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΚΑΙ ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΚΑΜΠΥΛΗΣ ΙΣΧΥΟΣ Α/Γ

ΕΚΠΟΝΗΣΗ

Βασιλική Καζάνη, Μηχανολόγος Μηχανικός ΕΜΠ

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ

Βασίλης Ριζιώτης, Λέκτορας ΕΜΠ
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών, Εργαστήριο Αεροδυναμικής

Περίληψη

Η τεχνολογία της εξαγωγής ενέργειας από τον άνεμο έχει εξελιχθεί σημαντικά κατά τις τελευταίες δεκαετίες με τις ανεμογεννήτριες πλέον να είναι πιο αξιόπιστες, πιο αποδοτικές και πιο αθόρυβες, χωρίς αυτό να σημαίνει ότι η εξελικτική περίοδος έχει τελειώσει. Σημαντικό πρόβλημα αποτελούν οι ταλαντώσεις στην κατεύθυνση περιστροφής, που σε ήπια μορφή επιδεινώνουν την κόπωση των πτερυγίων και σε ακραία μορφή μπορεί να οδηγήσουν σε ταχεία αστοχία. Ως κυρία αιτία θεωρείται ο αρνητικός ρυθμός μεταβολής του συντελεστή άνωσης με τη γωνία πρόσπτωσης. Το φαινόμενο αυτό απαντάται συνήθως σε μεγάλες τριπτέρυγες μηχανές με ρύθμιση ισχύος με απώλεια στήριξης και για την αποφυγή του χρησιμοποιούνται στην περιοχή του ακροπτερυγίου ταινίες αποκόλλησης (stall strips), που όμως οδηγούν σε απώλεια ισχύος. Γι' αυτό εφαρμόζονται ως αντιστάθμισμα στο εσωτερικό του πτερυγίου γεννήτριες στροβιλισμού (vortex generators).

Σκοπός της παρούσας εργασίας είναι καταρχάς ο προσδιορισμός της αεροδυναμικής απόδοσης των αεροτομών, που συνθέτουν το προφίλ του πτερυγίου μιας Α/Γ 600kW, με χρήση του κώδικα MAPFLOW. Ο συγκεκριμένος κώδικας έχει αναπτυχθεί στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του ΕΜΠ και λύνει τις συνεκτικές εξισώσεις RANS με χρήση μεθόδων υπολογιστικής ρευστομηχανικής. Ακολούθησε η τοποθέτηση ταινιών αποκόλλησης στην ακμή πρόσπτωσης των αεροτομών του ακροπτερυγίου και η μελέτη της επίδρασής τους στους αεροδυναμικούς συντελεστές, όπου και διαπιστώθηκε εξομάλυνση του συντελεστή άνωσης στην περιοχή αποκόλλησης και μείωση της τιμής του. Για την κατασκευή των πλεγμάτων των αεροτομών με ή χωρίς ταινία αποκόλλησης χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό ANSYS ICEM CFD.

Τροποποιώντας στη συνέχεια κατάλληλα τα αποτελέσματα της υπολογιστικής ανάλυσης και με χρήση πειραματικών δεδομένων σχετικά με την επίδραση στροβιλογεννητριών, που φέρει το εν λόγω πτερύγιο, υπολογίσαμε την καμπύλη ισχύος της Α/Γ με τον κώδικα RAFT, που επίσης αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής, και την αντιπαραθέσαμε με την πραγματική καμπύλη. Αποτέλεσμα της σύγκρισης αυτής είναι ότι προσεγγίζεται αρκετά ικανοποιητικά η πραγματική καμπύλη ισχύος και επομένως η προσθήκη των γεννητριών στροβιλισμού φαίνεται να ισοσταθμίζει σε μεγάλο βαθμό την απώλεια ισχύος λόγω των ταινιών αποκόλλησης.

Abstract

The technology of extracting energy from the wind has evolved tremendously over the last few decades, with wind turbines being more reliable, more cost effective and quieter but this doesn't mean that the evolutionary period is over. A major problem is the edgewise oscillations, which, in a mild form, exacerbate fatigue damage and in an extreme form can lead to rapid failure. A negative rate of change of lift coefficient with angle of attack is believed to have been the prime cause. This phenomenon is commonly found in large three-bladed and stall regulated machines and for its avoidance stall strips are used at the outer part of the blade, which also result in power loss. For this reason, vortex generators are installed as counterbalance at the inner part of the blade.

The aim of the thesis is first of all the determination of the aerodynamic performance of the airfoils, which constitute the blade of a 600kW wind turbine, using the MAPFLOW code. This particular code was developed in the Laboratory of Aerodynamics and solves the RANS equations, using methods of computational fluid dynamics. It was followed by the installation of stall strips at the blade leading edge and the study of their effects on the aerodynamic coefficients. It was found that with the use of stall strips a smoothing of the post stall region and a reduction of the maximum lift coefficient is obtained. For the generation of the airfoils' meshes with or without stall strip, the ANSYS ICEM CFD software was used.

Modifying then appropriately the results of computational analysis and using experimental data concerning the effects of vortex generators, which this blade bears, we computed the power curve of the wind turbine with the RAFT code, which was also developed in the Laboratory of Aerodynamics, and compared it with the actual curve. The result of this comparison is that the actual power curve is approximated quite well and therefore the addition of vortex generators seems to greatly counterbalance the power loss due to the stall strips.

Ευχαριστίες

Η παρούσα εργασία εκπονήθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής της σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου (ΕΜΠ) και αποτελεί τη μεταπτυχιακή εργασία στα πλαίσια των σπουδών μου στο ΔΠΜΣ Παραγωγή και Διαχείριση Ενέργειας.

Στο σημείο αυτό θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου κ. Βασίλη Ριζιώτη για την εμπιστοσύνη που μου έδειξε με την ανάθεση της συγκεκριμένης εργασίας και για την αμέριστη βοήθειά του στην επίλυση κάθε προβλήματος που προέκυπτε καθώς και τον καθηγητή κ. Σπυρίδων Βουτσινά για την καθοδήγησή του και τις παρατηρήσεις του σε σημαντικά ζητήματα. Επίσης θα ήθελα να ευχαριστήσω ιδιαιτέρως τον υποψήφιο διδάκτορα Κωνσταντίνο Διακάκη, η συμβολή του οποίου ήταν καθοριστική για την ολοκλήρωση της παρούσας εργασίας, τον υποψήφιο διδάκτορα Γιώργο Παπαδάκη για την επίλυση κάθε είδους δυσκολιών σχετικά με τον κώδικα MAPFLOW, το διδάκτορα Μαρίνο Μανωλέσο για την παροχή πειραματικών δεδομένων και το συνάδελφο Αβραάμ-Αλέξανδρο Μηλίδη για την πολύτιμη συνεισφορά του στο τελευταίο κομμάτι της εργασίας.

Τέλος οφείλω ένα μεγάλο ευχαριστώ στην οικογένειά μου για την ηθική αλλά και οικονομική υποστήριξη καθ' όλη τη διάρκεια των σπουδών μου, προπτυχιακών και μεταπτυχιακών καθώς και στο φίλο και συνάδελφο Σωτήρη Σιούλη για την υποστήριξη και βοήθεια κατά την εκπόνηση της μεταπτυχιακής εργασίας.

Περιεχόμενα

Περίληψη.....	i
Abstract.....	ii
Ευχαριστίες.....	iii
<u>Κεφάλαιο 1: Εισαγωγή</u>	
1.1 Τοποθέτηση προβλήματος.....	1
1.2 Περιγραφή και στόχοι υπολογιστικής διαδικασίας.....	3
1.3 Δομή της εργασίας.....	4
<u>Κεφάλαιο 2: Αξιοποίηση αιολικής ενέργειας</u>	
2.1 Εκτίμηση ισχύος εξόδου μιας Α/Γ.....	6
2.2 Αεροδυναμική Α/Γ.....	8
2.2.1 Αεροτομές.....	9
2.2.1.1 Ορολογία αεροτομής.....	9
2.2.1.2 Δυνάμεις και αδιάστατες παράμετροι.....	9
2.2.1.3 Ροή γύρω από αεροτομή.....	11
2.2.1.4 Αεροτομές για ανεμογεννήτριες.....	15
2.2.2 Παράγοντες σχεδιασμού πτερυγίων σύγχρονων Α/Γ.....	17
2.2.2.1 Κατανομή αεροτομών.....	18
2.2.2.2 Λόγος ταχύτητας ακροπτερυγίου.....	19
2.2.2.3 Γωνία συστροφής.....	19
2.2.2.4 Αριθμός πτερυγίων.....	20
2.2.2.5 Επιλογές αεροδυναμικού ελέγχου.....	20
<u>Κεφάλαιο 3: Συνιστώσες προσομοίωσης CFD</u>	
3.1 Οι εξισώσεις Navier-Stokes.....	25
3.2 Μοντέλα τύρβης.....	26
3.2.1 Μοντέλο Spalart-Allmaras.....	27
3.2.2 Μοντέλο SST k-omega.....	29
3.3 Βασικές αρχές προσομοίωσης CFD.....	32
3.4 Κατασκευή πλέγματος.....	35
3.4.1 Είδη πλεγμάτων.....	35
3.4.2 Βελτίωση ποιότητας πλέγματος.....	39
3.4.3 Αναλυτική παρουσίαση σταδίων κατασκευής.....	40

3.5	Κώδικας επίλυσης εξισώσεων.....	58
3.5.1	Αρχεία εισόδου.....	58
3.5.2	Αρχεία εξόδου.....	60

Κεφάλαιο 4: Παρουσίαση αποτελεσμάτων

4.1	Αεροτομές NACA 63-4xx.....	62
4.1.1	Αεροτομή NACA 63-415.....	62
4.1.2	Αεροτομή NACA 63-421.....	83
4.2	Αεροτομές FFA-W3-xxx.....	90

Κεφάλαιο 5: Εκτίμηση καμπύλης ισχύος Α/Γ

5.1	Καμπύλη ισχύος Α/Γ με χρήση των καθαρών αεροτομών.....	106
5.2	Καμπύλη ισχύος Α/Γ με προσθήκη γεννητριών στροβιλισμού (vortex generators) και ταινιών αποκόλλησης (stall strips).....	111

Κεφάλαιο 6: Συμπεράσματα και περαιτέρω μελέτη

6.1	Σύνοψη συμπερασμάτων.....	117
6.2	Προτάσεις για περαιτέρω μελέτη.....	118

	Βιβλιογραφία.....	119
--	--------------------------	------------

Κεφάλαιο 1^ο : Εισαγωγή

1.1 Τοποθέτηση προβλήματος

Η σύγχρονη τάση στο χώρο της αιολικής ενέργειας είναι ο σχεδιασμός και η κατασκευή ανεμογεννητριών όλο και μεγαλύτερου μεγέθους όσον αφορά την ονομαστική τους ισχύ αλλά και τη διάμετρό τους [1]. Όμως η αύξηση του μεγέθους ενισχύει τις ταλαντώσεις του πτερυγίου στην κατεύθυνση περιστροφής (edgewise oscillation), που αποδείχτηκε ότι προκάλεσαν εντός 8 έως 9 μηνών σοβαρές επιμήκειες ρωγμές στην ακμή εκφυγής 18 πτερυγίων LM 19m σε απόσταση λίγων μέτρων από τη βάση τους. Τα πτερύγια ήταν εγκατεστημένα σε ανεμογεννήτριες ανά τον κόσμο με ονομαστική ισχύ 600kW ή περισσότερο. Εκτός από το μέγεθος του πτερυγίου το πρόβλημα των ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής επηρεάζεται και από την ένταση του ανέμου. Το φαινόμενο αυτό συνήθως συνδέεται με ανεμογεννήτριες που δουλεύουν με ρύθμιση ισχύος με απώλεια στήριξης (stall-regulated) σε ανέμους 16-17m/s και αρχίζει προφανώς κατά τη διάρκεια μιας ριπής ανέμου. Το αν θα αρχίσει εξαρτάται από μια σειρά παραγόντων: την ανεμογεννήτρια, το πτερύγιο και τις φυσικές του ιδιότητες, όπως βάρος, δυσκαμψία, δομική απόσβεση καθώς επίσης και από τις υπάρχουσες καιρικές συνθήκες, όπως θερμοκρασία κ.ο.κ. [2].

Οι μηχανές με ρύθμιση ισχύος με απώλεια στήριξης (stall-regulated) βασίζονται στον αεροδυναμικό σχεδιασμό των πτερυγίων τους για τον έλεγχο της ροπής και επομένως της παραγωγής ενέργειας. Η λειτουργία των μηχανών σε συνθήκες απώλειας στήριξης δημιουργεί ταλαντώσεις. Ο κίνδυνος από τις εν λόγω ταλαντώσεις εξαρτάται από τρεις παραμέτρους, τα χαρακτηριστικά των αεροτομών, τη διεύθυνση των ταλαντώσεων και τη δομική απόσβεση. Ειδικότερα ο κίνδυνος αυξάνεται αν τα πτερύγια έχουν αεροτομές με χαρακτηριστικά απότομης απώλειας στήριξης καθώς και όταν η δομική απόσβεση είναι τόσο μειωμένη που αδυνατεί να αντισταθμίσει την ελαφρώς αρνητική αεροδυναμική απόσβεση λόγω των κραδασμών από την απώλεια στήριξης [3]. Η ζήτηση για ελαφρύτερα πτερύγια έχει οδηγήσει στην ανάπτυξη νέων σύνθετων υλικών και προηγμένων μεθόδων κατασκευής, που μειώνουν συνεχώς τη δομική απόσβεση, γεγονός που μπορεί να αποδειχθεί καταστροφικό.

Στην παρούσα εργασία θα εκτιμήσουμε την καμπύλη ισχύος μιας τριπτέρυγης ανεμογεννήτριας με ρύθμιση ισχύος με απώλεια στήριξης (stall-regulated), που αντιμετώπισε προβλήματα λόγω ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής. Σύμφωνα με τα διαθέσιμα δεδομένα και με επί τόπου μετρήσεις δύο διαφορετικές οικογένειες αεροτομών χρησιμοποιούνται [5]:

- η σειρά FFA-W3-xxx μέχρι περίπου το 60% της ακτίνας. Το μεγαλύτερο πάχος είναι 41% ενώ το μικρότερο ~21%.
- τα προφίλ NACA 63-4xx από το 60% της ακτίνας μέχρι το ακροπτερύγιο. Το μεγαλύτερο πάχος είναι 18% και το μικρότερο στο ακροπτερύγιο 15%.

Για να αντιμετωπιστούν τα φαινόμενα αστοχίας των πτερυγίων της συγκεκριμένης Α/Γ, όπως φαίνονται στις ακόλουθες εικόνες, τοποθετήθηκαν αργότερα ταινίες αποκόλλησης (stall strips) σε συγκεκριμένες θέσεις του πτερυγίου. Οι ταινίες αποκόλλησης (stall strips) έχουν χρησιμοποιηθεί σε πολλές περιπτώσεις ως μια πρακτική λύση σε προβλήματα ταλαντώσεων λόγω απώλειας στήριξης. Ειδικότερα η τοποθέτηση ταινιών αποκόλλησης (stall strips) στην ακμή πρόσπτωσης των αεροτομών εξομαλύνει την καμπύλη του συντελεστή άνωσης στην περιοχή απώλειας στήριξης. Με την εξομάλυνση της αποκόλλησης, ο συντελεστής αεροδυναμικής απόσβεσης μπορεί να αυξηθεί λόγω της μειωμένης μέγιστης άνωσης, της μικρότερης κλίσης άνωσης και της αυξημένης αντίστασης ή αλλιώς μπορούν να μειωθούν οι συνεισφορές από την αρνητική κλίση της καμπύλης άνωσης στην αρνητική αεροδυναμική απόσβεση τόσο κατά την κατεύθυνση την κάθετη στο ρότορα (flapwise), όσο και κατά την κατεύθυνση περιστροφής (edgewise).



Σχήμα 1.1: Κατεστραμμένο άκρο ακμής πρόσπτωσης [5].

Για να αντισταθμιστεί η μείωση της παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας λόγω των ταινιών αποκόλλησης (stall strips) απαιτείται συχνά να συνδυάζονται με την τοποθέτηση στροβιλογεννητριών (vortex generators) στο εσωτερικό τμήμα των πτερυγίων όπως στη συγκεκριμένη περίπτωση, μέσω των οποίων η άνωση και επομένως η αεροδυναμική ροπή του δρομέα μπορεί να αυξηθεί. Τα επίπεδα ταλαντώσεων και αεροδυναμικών δυνάμεων είναι σχετικά μικρότερα στο εσωτερικό μέρος από τα εξωτερικά τμήματα των πτερυγίων, ως εκ τούτου το εσωτερικό μέρος με αυξημένη άνωση δεν θα συμβάλλει σημαντικά στην αρνητική απόσβεση των πτερυγίων της ανεμογεννήτριας [3], [4].

Συνολικά τέσσερις ταινίες αποκόλλησης πλάτους 50cm χρησιμοποιήθηκαν σε κάθε πτερύγιο της συγκεκριμένης Α/Γ, που τοποθετήθηκαν στο ~53%, 63%, 73%, 83% της ακτίνας του πτερυγίου. Η εγκάρσια τομή τους είναι ένα ισόπλευρο τρίγωνο πλευράς 8mm, που τοποθετείται στην ακμή πρόσπτωσης του πτερυγίου μετά από κατάλληλη επεξεργασία της, ώστε να υπάρχει σωστή εφαρμογή. Οι στροβιλογεννήτριες, η γεωμετρία των οποίων είναι εμφανής στην ακόλουθη εικόνα, τοποθετήθηκαν στο εσωτερικό μέρος του πτερυγίου, από 0.12R έως 0.42R, όπου χρησιμοποιείται μόνο η σειρά FFA-W3-xxx [5].



Σχήμα 1.2: Λεπτομέρεια της ακμής πρόσπτωσης του πτερυγίου της Α/Γ με εμφανή την ταινία αποκόλλησης (αριστερά) και της πλευράς υποπίεσης με τις στροβιλογεννήτριες (δεξιά) [5].

1.2 Περιγραφή και στόχοι υπολογιστικής διαδικασίας

Απλοποιώντας το δεδομένο προφίλ του πτερυγίου, δηλαδή αντικαθιστώντας κάποιες αεροτομές με άλλες συγγενικές τους, στόχος της παρούσας εργασίας είναι αρχικά η μελέτη της αεροδυναμικής απόδοσης των αεροτομών του πτερυγίου. Ο υπολογισμός βασικών αεροδυναμικών μεγεθών, όπως των συντελεστών άνωσης, αντίστασης, πίεσης κ.ο.κ. για κάθε αεροτομή θα γίνει με χρήση του κώδικα MAPFLOW, που αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του ΕΜΠ και λύνει τις συνεκτικές εξισώσεις RANS με χρήση μεθόδων υπολογιστικής ρευστομηχανικής.

Απαραίτητη προϋπόθεση όμως για την αριθμητική επίλυση των μη γραμμικών εξισώσεων Navier-Stokes είναι η κατασκευή ενός ικανοποιητικής ποιότητας πλέγματος με το λογισμικό ICEM CFD για κάθε αεροτομή. Ειδικότερα για τις τρεις αεροτομές της σειράς FFA-W3-xxx και συγκεκριμένα τις FFA-W3-360, FFA-W3-301 και FFA-W3-241, που θεωρήθηκαν, θα κατασκευάσουμε πλέγμα τύπου O, ενώ για τις δύο αεροτομές της οικογένειας NACA 63-4xx, NACA 63-421 και NACA 63-415, τύπου C για πιο ακριβή πρόβλεψη της ροής στον ομόρρου των αεροτομών.

Στη συνέχεια θα προσθέσουμε ταινίες αποκόλλησης (stall strips) στην ακμή πρόσπτωσης των αεροτομών NACA 63-421 και NACA 63-415, διορθώνοντας κατάλληλα τα πλέγματά τους, ώστε να διαπιστώσουμε την επίδραση που έχει η τοποθέτηση αυτών των αιχμηρών συσκευών στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών. Όσον αφορά τις στροβιλογεννήτριες (vortex generators) θα χρησιμοποιηθούν διατιθέμενα πειραματικά δεδομένα για την εξαγωγή ασφαλών συμπερασμάτων σχετικά με τις μεταβολές των αεροδυναμικών συντελεστών των αεροτομών και δεν θα πραγματοποιηθεί καμία περαιτέρω υπολογιστική ανάλυση.

Επόμενο βήμα είναι μετά από συγκέντρωση και σχετική επεξεργασία όλων των παραπάνω αποτελεσμάτων ο υπολογισμός της καμπύλης ισχύος της Α/Γ με τη βοήθεια του κώδικα RAFT, μέρος του αεροελαστικού κώδικα GAST, που επίσης αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του ΕΜΠ. Μέσω σύγκρισης της προκύπτουσας καμπύλης ισχύος με την προσθήκη των ταινιών αποκόλλησης και των στροβιλογεννητριών με την πραγματική μπορεί να διαπιστωθεί το αν και κατά πόσο η τοποθέτηση στροβιλογεννητριών στο εσωτερικό μέρος των πτερυγίων της Α/Γ μπορεί να αντισταθμίσει την απώλεια ισχύος λόγω των ταινιών αποκόλλησης.

1.3 Δομή της εργασίας

- Στο 2° Κεφάλαιο δίνονται βασικές σχέσεις για την εκτίμηση της ισχύος μιας τυπικής ανεμογεννήτριας καθώς και η ερμηνεία αδιάστατων παραμέτρων, που περιγράφουν την απόδοσή της. Παράλληλα εξηγείται η συμπεριφορά των αεροτομών, ο τρόπος παραγωγής άνωσης και δίνονται τα χαρακτηριστικά σειρών αεροτομών, που έχουν αναπτυχθεί ειδικά για χρήση σε Α/Γ. Τέλος παρουσιάζονται βασικοί παράμετροι ενός πτερυγίου, που πρέπει να ελέγχονται προσεκτικά και δίνεται ιδιαίτερη έμφαση στους τρόπους αεροδυναμικού ελέγχου, που εφαρμόζονται σήμερα.
- Στο 3° Κεφάλαιο δίνονται οι βασικές εξισώσεις που περιγράφουν τη ροή ρευστού και τα χαρακτηριστικά δύο μοντέλων τύρβης, του Spalart-Allmaras και του SST k-omega, αναλύονται βασικές αρχές της υπολογιστικής ρευστομηχανικής, εξηγείται η σημασία ενός καλής ποιότητας πλέγματος με αναλυτική περιγραφή των βημάτων, που ακολουθήθηκαν για την κατασκευή του και παράλληλα παρουσιάζονται τα δεδομένα, που απαιτούνται ως είσοδο στον κώδικα MAPFLOW καθώς και τα αρχεία, που δίνει ως έξοδο ο κώδικας.
- Στο 4° Κεφάλαιο σχολιάζονται και παρουσιάζονται τα αποτελέσματα του κώδικα MAPFLOW και συγκεκριμένα για κάθε αεροτομή δίνονται μια εικόνα της γεωμετρίας και του πλέγματος, διαγράμματα των συντελεστών άνωσης και αντίστασης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης, κατανομή του συντελεστή πίεσης στην αεροτομή καθώς και πεδία ταχυτήτων U και V για επιλεγμένες γωνίες. Πραγματοποιείται ακόμα σύγκριση των CFD αποτελεσμάτων με πειραματικά δεδομένα για όσες αεροτομές διατίθενται καθώς και μελέτη της επίδρασης της τοποθέτησης των ταινιών αποκόλλησης στους αεροδυναμικούς συντελεστές των αεροτομών NACA 63-421 και NACA 63-415.
- Στο 5° Κεφάλαιο, που αποτελεί το συνδυαστικό κρίκο της παρούσας εργασίας, δίνεται η κατανομή των αεροτομών στο πτερύγιο μιας Α/Γ 600kW, που εμφάνισε προβλήματα λόγω ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής, καθορίζεται η ακριβή θέση των ταινιών αποκόλλησης (stall strips) και των στροβιλογεννητριών (vortex generators) και αφού υπολογιστεί με χρήση του κώδικα RAFT η καμπύλη ισχύος της Α/Γ συγκρίνεται με την πραγματική και σχολιάζεται το αποτέλεσμα.
- Στο 6° Κεφάλαιο συνοψίζονται τα συμπεράσματα της παρούσας εργασίας και δίνονται προτάσεις για περαιτέρω μελέτη.

Κεφάλαιο 2^ο : Αξιοποίηση αιολικής ενέργειας

Μια ανεμογεννήτρια είναι μια μηχανή που μετατρέπει την ισχύ του ανέμου σε ηλεκτρική ενέργεια [6]. Στις σύγχρονες ανεμογεννήτριες, η μέθοδος μετατροπής βασίζεται στην αξιοποίηση της αεροδυναμικής δύναμης της άνωσης για την παραγωγή μιας καθαρά θετικής ροπής σε ένα περιστρεφόμενο άξονα, με αποτέλεσμα πρώτα την παραγωγή μηχανικής ισχύος και στη συνέχεια το μετασχηματισμό της σε ηλεκτρική ενέργεια σε μια γεννήτρια. Οι ανεμογεννήτριες, σε αντίθεση με τις περισσότερες άλλες γεννήτριες, μπορούν να παράγουν ενέργεια ανάλογα με τη διαθέσιμη πηγή εκείνη τη στιγμή καθώς ο άνεμος δεν μπορεί να αποθηκευτεί και να χρησιμοποιηθεί αργότερα.

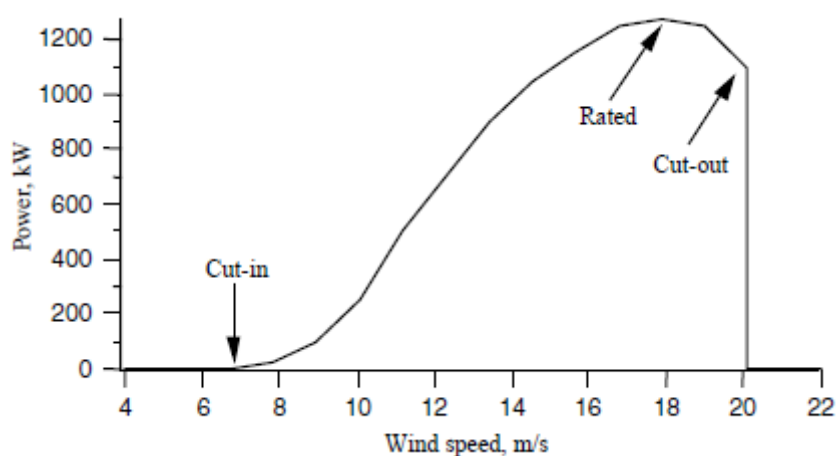
Σήμερα, ο πιο κοινός σχεδιασμός ανεμογεννήτριας είναι η ανεμογεννήτρια οριζόντιου άξονα (HAWT). Δηλαδή, ο άξονας περιστροφής της είναι παράλληλος με το έδαφος. Αν και οι ανεμογεννήτριες κατακόρυφου άξονα (VAWT) [7] κερδίζουν όλο και περισσότερο έδαφος, ιδιαίτερα η VAWT με ευθεία πτέρυγα κυρίως λόγω των πλεονεκτημάτων της, όπως χαμηλό κόστος, εύκολη εγκατάσταση και συντήρηση κ.ο.κ.. Σε μια VAWT, η άτρακτος είναι τοποθετημένη σε ένα κατακόρυφο άξονα, κάθετα προς το έδαφος. Οι VAWTs είναι πάντα ευθυγραμμισμένες με τον άνεμο.

Οι ανεμογεννήτριες με βάση το είδος του ελέγχου ισχύος, που χρησιμοποιούν την απόρριψη της περίσσειας ενέργειας του ανέμου, χωρίζονται σε δύο μεγάλες κατηγορίες. Πρώτον, υπάρχουν οι ανεμογεννήτριες ελέγχου βήματος, όπου η ηλεκτρονική μονάδα ελέγχου ελέγχει την ισχύ εξόδου της ανεμογεννήτριας αρκετές φορές κάθε δευτερόλεπτο. Όταν η ισχύς εξόδου της ανεμογεννήτριας είναι πολύ υψηλή, το σύστημα ελέγχου στέλνει σήμα στον μηχανισμό βήματος του πτερυγίου, που περιστρέφει τα πτερύγια με σκοπό τη μείωση της παραγόμενης αεροδυναμικής ροπής. Αντίθετα, όταν η δύναμη του ανέμου είναι χαμηλή, τα πτερύγια γυρίζουν στην αρχική τους θέση. Δεύτερον, υπάρχουν ανεμογεννήτριες με ρύθμιση ισχύος με απώλεια στήριξης, όπου η γεωμετρία του πτερυγίου του δρομέα έχει σχεδιαστεί για να εξασφαλίζει ότι τη στιγμή που η ταχύτητα του ανέμου γίνεται πάρα πολύ υψηλή η ροή πάνω από το πτερόγιο θα αποκολληθεί με αποτέλεσμα τη μείωση της άνωσης και της παραγόμενης ροπής.

2.1 Εκτίμηση ισχύος εξόδου μιας Α/Γ

Η ισχύς εξόδου μιας ανεμογεννήτριας μεταβάλλεται ανάλογα με την ταχύτητα ανέμου. Κάθε ανεμογεννήτρια έχει μια χαρακτηριστική καμπύλη απόδοσης ισχύος [6]. Με μία τέτοια καμπύλη είναι δυνατόν να προβλέψουμε την παραγωγή ενέργειας μιας ανεμογεννήτριας, χωρίς να λαμβάνονται υπόψη οι τεχνικές λεπτομέρειες των διαφόρων συνιστωσών της.

Η καμπύλη ισχύος δίνει την ηλεκτρική ισχύ εξόδου ως συνάρτηση της ταχύτητας του ανέμου στο ύψος της πλήμνης.



Σχήμα 2.1: Τυπική μορφή καμπύλης ισχύος μιας υποθετικής Α/Γ [6].

Η απόδοση μιας δεδομένης ανεμογεννήτριας σχετίζεται με τρεις βασικές ταχύτητες:

- Ταχύτητα εκκίνησης (Cut-in speed): η ελάχιστη ταχύτητα ανέμου στην οποία η μηχανή θα παραδώσει ωφέλιμη ισχύ.
- Ονομαστική ταχύτητα ανέμου (Rated wind speed): η ταχύτητα ανέμου στην οποία η ονομαστική ισχύς (γενικά η μέγιστη ισχύς εξόδου της ηλεκτρικής γεννήτριας) επιτυγχάνεται.
- Ταχύτητα αποκοπής (Cut-out speed): η μέγιστη ταχύτητα ανέμου στην οποία η ανεμογεννήτρια επιτρέπεται να παρέχει ισχύ (συνήθως περιορίζεται από το σχεδιασμό και τους περιορισμούς ασφάλειας).

Καμπύλες ισχύος για τις υπάρχουσες μηχανές μπορούν συνήθως να ληφθούν από τον κατασκευαστή. Οι καμπύλες αυτές προέρχονται από επιτόπιες δοκιμές, χρησιμοποιώντας τυποποιημένες μεθόδους.

Για μια συνάρτηση πυκνότητας πιθανότητας μιας κατάστασης αέρα, $p(U)$, και μια γνωστή καμπύλη ισχύος ανεμογεννήτριας, $P_w(U)$, η μέση ισχύ της ανεμογεννήτριας, $\overline{P_w}$, δίνεται από

$$\overline{P_w} = \int_0^{\infty} P_w(U)p(U)dU \quad (2.1)$$

Η μέση ισχύ ανεμογεννήτριας, $\overline{P_w}$, μπορεί επίσης να χρησιμοποιηθεί για τον υπολογισμό μιας σχετικής παραμέτρου απόδοσης, του συντελεστή εκμετάλλευσης, CF . Ο συντελεστής εκμετάλλευσης μιας ανεμογεννήτριας σε μια δεδομένη τοποθεσία ορίζεται ως ο λόγος της πραγματικά παραγόμενης ενέργειας από την ανεμογεννήτρια προς την ενέργεια που θα μπορούσε να παραχθεί αν η μηχανή λειτουργούσε στην ονομαστική της ισχύ, P_R , κατά τη διάρκεια μιας δεδομένης χρονικής περιόδου. Επομένως

$$CF = \frac{\overline{P_w}}{P_R} \quad (2.2)$$

Είναι δυνατόν να προσδιοριστεί η καμπύλη ισχύος μιας ανεμογεννήτριας με βάση τη διαθέσιμη ισχύ του ανέμου και το συντελεστή ισχύος του δρομέα, C_p . Το αποτέλεσμα είναι η ακόλουθη έκφραση για την $P_w(U)$:

$$P_w(U) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot C_p \cdot \eta \cdot U^3 \quad (2.3)$$

όπου η είναι η απόδοση του συστήματος μετάδοσης (ισχύς γεννήτριας/ισχύς δρομέα) και A και ρ είναι το εμβαδόν του δίσκου του δρομέα και η πυκνότητα του αέρα αντίστοιχα. Ο συντελεστής ισχύος του δρομέα ορίζεται ως εξής:

$$C_p = \frac{\text{Rotor power}}{\text{Power in the wind}} = \frac{P_{rotor}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot U^3} \quad (2.4)$$

Ο αδιάστατος συντελεστής ισχύος αντιπροσωπεύει το ποσοστό της ισχύος στον αέρα που εξάγεται από τον ρότορα. Η μέγιστη θεωρητικά δυνατή τιμή του συντελεστή ισχύος γνωστή και ως όριο του Betz ισούται με $C_{p,max} = 16/27 = 0.5926$. Στην πραγματικότητα τρεις επιδράσεις οδηγούν σε μείωση του μέγιστου επιτεύξιμου συντελεστή ισχύος: η περιστροφή του ομόρρου πίσω από τον ρότορα, ο πεπερασμένος αριθμός πτερυγίων και οι σχετικές απώλειες ακροπτερυγίου και η μη μηδενική αεροδυναμική αντίσταση.

Ο εν λόγω συντελεστής μπορεί γενικά να εκφραστεί ως συνάρτηση του λόγου της ταχύτητας ακροπερυγίου, λ , που ορίζεται ως εξής:

$$\lambda = \frac{\text{Blade tip speed}}{\text{Windspeed}} = \frac{\Omega \cdot R}{U} \quad (2.5)$$

όπου Ω είναι η γωνιακή ταχύτητα (σε radians/sec) του δρομέα της ανεμογεννήτριας και R είναι η ακτίνα του δρομέα.

Επομένως, υποθέτοντας μια σταθερή τιμή για την απόδοση του συστήματος μετάδοσης, μια άλλη έκφραση για τη μέση ισχύ της ανεμογεννήτριας δίνεται από:

$$\overline{P_w} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \pi \cdot R^2 \cdot \eta \int_0^{\infty} C_p(\lambda) U^3 \cdot p(U) dU \quad (2.6)$$

Χρησιμοποιώντας στατιστικές κατανομές, όπως είναι οι κατανομές Rayleigh και Weibull, μπορούμε να εκτιμήσουμε την ενεργειακή παραγωγή μιας συγκεκριμένης ανεμογεννήτριας σε μια δεδομένη θέση με ελάχιστες πληροφορίες.

Αντίστοιχα με την ισχύ, η ώση σε μια ανεμογεννήτρια μπορεί να χαρακτηριστεί από έναν αδιάστατο συντελεστή ώσης:

$$C_T = \frac{\text{Trust force}}{\text{Dynamic force}} = \frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot U^2} \quad (2.7)$$

Τέλος ο συνολικός βαθμός απόδοσης της ανεμογεννήτριας είναι μια συνάρτηση τόσο του συντελεστή ισχύος του δρομέα, όσο και του μηχανικού (συμπεριλαμβανομένου και του ηλεκτρικού) βαθμού απόδοσης της ανεμογεννήτριας:

$$\eta_{overall} = \frac{P_{out}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot U^3} = \eta_{mech} C_p \quad (2.8)$$

Επομένως:

$$P_{out} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot U^3 \cdot (\eta_{mech} \cdot C_p) \quad (2.9)$$

2.2 Αεροδυναμική Α/Γ

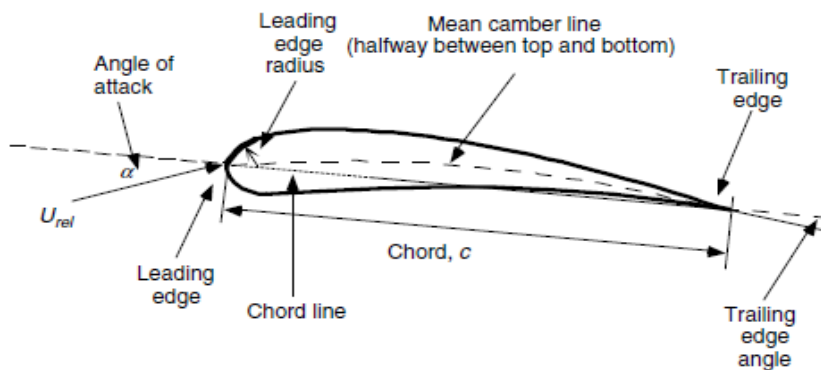
Ο μετασχηματισμός της κινητικής ενέργειας στον αέρα σε ωφέλιμη ενέργεια γίνεται από τα πτερύγια της Α/Γ. Τα πτερύγια Α/Γ χρησιμοποιούν αεροτομές [6] για την ανάπτυξη μηχανικής ισχύος. Οι εγκάρσιες τομές των πτερύγιων των Α/Γ έχουν το σχήμα των αεροτομών. Η μέγιστη επιθυμητή ισχύς του δρομέα εξαρτάται μεταξύ άλλων, από τη διαμόρφωση του πτερυγίου και τις ιδιότητες των αεροτομών.

2.2.1 Αεροτομές

2.2.1.1 Ορολογία αεροτομής

Η μέση καμπύλη γραμμή είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων στη μέση μεταξύ της άνω και κάτω επιφάνειας της αεροτομής. Τα πιο μπροστά και πίσω σημεία της γραμμής της μέσης καμπύλης βρίσκονται στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής, αντίστοιχα. Η ευθεία γραμμή που συνδέει τις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής είναι η γραμμή της χορδής της αεροτομής και η απόσταση από την ακμή πρόσπτωσης έως την εκφυγής, μετρούμενη κατά μήκος της γραμμής της χορδής, ορίζεται ως χορδή, c , της αεροτομής. Καμπυλότητα είναι η απόσταση μεταξύ της γραμμής της μέσης καμπύλης και της γραμμής της χορδής, που μετράται κάθετα προς την γραμμή της χορδής. Το πάχος είναι η απόσταση μεταξύ της άνω και κάτω επιφάνειας, μετρούμενη επίσης κάθετα προς την γραμμή της χορδής. Τέλος η γωνία πρόσπτωσης, α , ορίζεται ως η γωνία μεταξύ του σχετικού ανέμου (U_{rel}) και της γραμμής της χορδής.

Το εκπέτασμα της αεροτομής (span), το οποίο δεν φαίνεται στην ακόλουθη εικόνα, είναι το μήκος της αεροτομής κάθετα στην εγκάρσια τομή της. Οι γεωμετρικές παράμετροι που έχουν επίδραση στην αεροδυναμική απόδοση της αεροτομής περιλαμβάνουν: την ακτίνα της ακμής πρόσπτωσης, τη μέση γραμμή καμπυλότητας, το μέγιστο πάχος και τη διανομή του πάχους του προφίλ και την γωνία της ακμής εκφυγής.



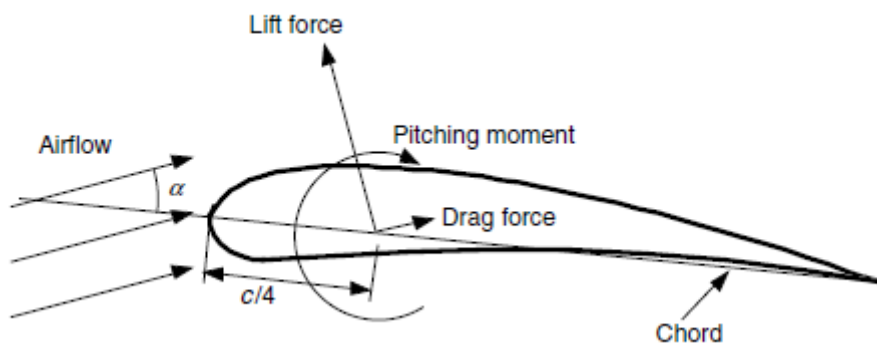
Σχήμα 2.2: Ονοματολογία αεροτομής [6].

2.2.1.2 Δυνάμεις και αδιάστατες παράμετροι

Η ροή του αέρα πάνω από μία αεροτομή παράγει μια κατανομή δυνάμεων πάνω στην επιφάνεια της αεροτομής. Η ταχύτητα της ροής πάνω από αεροτομές αυξάνει πάνω στην κυρτή επιφάνεια, με αποτέλεσμα χαμηλότερη μέση πίεση στην πλευρά της υποπίεσης της αεροτομής σε σχέση με την κοίλη ή πλευρά πίεσης της αεροτομής. Εν τω μεταξύ, η τριβή μεταξύ του αέρα και της επιφάνειας της αεροτομής επιβραδύνει τη ροή του αέρα σε κάποια έκταση δίπλα στην επιφάνεια.

Το αποτέλεσμα όλων αυτών των δυνάμεων πίεσης και τριβής συνήθως αναλύεται σε δύο δυνάμεις και μια ροπή, που δρουν κατά μήκος της χορδής σε απόσταση $c/4$ από την ακμή πρόσπτωσης (στο ένα τέταρτο της χορδής):

- Δύναμη άνωσης (Lift force), η οποία ορίζεται κάθετα προς την κατεύθυνση της εισερχόμενης ροής αέρα. Η δύναμη άνωσης είναι μια συνέπεια της άνισης πίεσης στην άνω και κάτω επιφάνεια της αεροτομής.
- Οπισθέλκουσα δύναμη (Drag force), η οποία ορίζεται παράλληλα στην κατεύθυνση της εισερχόμενης ροής αέρα. Η οπισθέλκουσα δύναμη οφείλεται τόσο στις συνεκτικές δυνάμεις τριβής στην επιφάνεια της αεροτομής, όσο και στην άνιση πίεση στις επιφάνειες της αεροτομής που είναι στραμμένες προς και μακριά από την επερχόμενη ροή.
- Ροπή πρόνευσης (Pitching moment), η οποία ορίζεται γύρω από έναν άξονα κάθετο στην εγκάρσια τομή της αεροτομής.



Σχήμα 2.3: Δυνάμεις και ροπές σε μια αεροτομή, α γωνία πρόσπτωσης, c χορδή [6]. Η κατεύθυνση των θετικών δυνάμεων και ροπών δηλώνεται από την κατεύθυνση του βέλους.

Πολλά προβλήματα ροής μπορούν να χαρακτηρισθούν από αδιάστατες παραμέτρους. Η πιο σημαντική αδιάστατη παράμετρος για τον καθορισμό των χαρακτηριστικών των συνθηκών ροής του ρευστού είναι ο αριθμός Reynolds. Ο αριθμός Reynolds, Re , ορίζεται ως εξής:

$$Re = \frac{UL}{\nu} = \frac{\rho UL}{\mu} = \frac{\text{Inertial force}}{\text{Viscous force}} \quad (2.10)$$

όπου ρ είναι η πυκνότητα του ρευστού, μ είναι η συνεκτικότητα του ρευστού, $\nu = \mu/\rho$ η κινηματική συνεκτικότητα και U και L είναι η ταχύτητα και το μήκος που χαρακτηρίζουν την κλίμακα της ροής. Αυτά μπορεί να είναι η ταχύτητα του εισερχόμενου ρεύματος, U_{wind} , και το μήκος της χορδής σε μια αεροτομή.

Ο σχεδιασμός του ρότορα χρησιμοποιεί συνήθως δύο διαστάσεων συντελεστές, που προσδιορίζονται για ένα εύρος γωνιών πρόσπτωσης και αριθμών Reynolds σε δοκιμές σε αεροδυναμική σήραγγα. Ως δισδιάστατα δεδομένα αεροτομής θεωρούνται αυτά που έχουν απεριόριστο μήκος κατά την κάθετη στην εγκάρσια τομή της αεροτομής κατεύθυνση (span).

Ο διαδιάστατος συντελεστής άνωσης ορίζεται ως εξής:

$$C_l = \frac{L/l}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} = \frac{\text{Lift force/unit length}}{\text{Dynamic force/unit length}} \quad (2.11)$$

Ο διαδιάστατος συντελεστής οπισθέλκουσας ορίζεται ως εξής:

$$C_d = \frac{D/l}{\frac{1}{2}\rho U^2 c} = \frac{\text{Drag force/unit length}}{\text{Dynamic force/unit length}} \quad (2.12)$$

και ο συντελεστής της ροπής πρόνευσης είναι:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U^2 A c} = \frac{\text{Pitching moment}}{\text{Dynamic moment}} \quad (2.13)$$

όπου ρ είναι η πυκνότητα του αέρα, U είναι η ταχύτητα του αδιατάρακτης ροής αέρα, A είναι η κάτοψη της αεροτομής (χορδή \times εύρος), c είναι το μήκος χορδής αεροτομής και L είναι το εκπέτασμα αεροτομής (span).

Άλλοι αδιάστατοι συντελεστές που είναι σημαντικοί για την ανάλυση και το σχεδιασμό των ανεμογεννητριών είναι οι συντελεστές ισχύος και ώσης και ο λόγος της ταχύτητας ακροπτερυγίου (που αναφέρθηκαν παραπάνω), ο συντελεστή πίεσης:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{\text{Static pressure}}{\text{Dynamic pressure}} \quad (2.14)$$

ο οποίος χρησιμοποιείται για την ανάλυση της ροής της αεροτομής και ο λόγος της τραχύτητας της επιφάνειας:

$$\frac{\varepsilon}{L} = \frac{\text{Surface roughness height}}{\text{Body length}} \quad (2.15)$$

2.2.1.3 Ροή γύρω από αεροτομή

Οι συντελεστές άνωσης, οπισθέλκουσας και ροπής πρόνευσης μιας αεροτομής παράγονται από τη διακύμανση της πίεσης πάνω στην επιφάνεια της αεροτομής και την τριβή μεταξύ του αέρα και της αεροτομής. Οι μεταβολές της πίεσης προκαλούνται από αλλαγές στην ταχύτητα του αέρα, που μπορεί να γίνουν κατανοητές χρησιμοποιώντας την αρχή του Bernoulli, η οποία αναφέρει ότι το άθροισμα της στατικής πίεσης και της δυναμικής πίεσης (υποθέτοντας ροή χωρίς τριβή) είναι σταθερό:

$$p + \frac{1}{2}\rho U^2 = \text{constant} \quad (2.16)$$

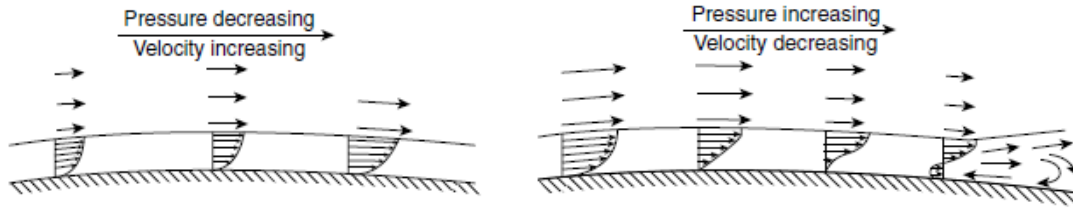
όπου p είναι η στατική πίεση και U είναι η τοπική ταχύτητα κατά μήκος της επιφάνειας της αεροτομής. Καθώς η ροή του αέρα επιταχύνεται γύρω από την στρογγυλευμένη ακμή πρόσπτωσης, η πίεση πέφτει, με αποτέλεσμα αρνητική κλίση πίεσης. Ενώ καθώς η ροή του αέρα πλησιάζει την ακμή εκφυγής, επιβραδύνεται και η πίεση της επιφάνειας αυξάνει, με αποτέλεσμα θετική κλίση πίεσης. Εάν, δεδομένου του σχεδίου της αεροτομής και της γωνίας πρόσπτωσης, ο αέρας επιταχύνεται περισσότερο στην άνω επιφάνεια απ' ό,τι στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής, τότε υπάρχει μία καθαρή δύναμη άνωσης. Η ροπή πρόνωσης είναι μια συνάρτηση του ολοκληρώματος των ροπών των δυνάμεων πίεσης γύρω από το σημείο $c/4$ κατά μήκος της επιφάνειας της αεροτομής.

Οι δυνάμεις οπισθέλκουσας είναι αποτέλεσμα τόσο της κατανομής πιέσεως επί της αεροτομής, όσο και της τριβής μεταξύ της ροής του αέρα και της αεροτομής. Η συνιστώσα της κατανομής της καθαρής πίεσης στην κατεύθυνση της ροής του αέρα έχει σαν αποτέλεσμα τη δημιουργία οπισθέλκουσας λόγω πίεσης. Ενώ η οπισθέλκουσα λόγω τριβής είναι μία συνάρτηση του ιξώδους του ρευστού.

Η οπισθέλκουσα προκαλεί την ανάπτυξη δύο διαφορετικών περιοχών ροής: μιας περιοχής πιο μακριά από την επιφάνεια της αεροτομής, όπου οι τριβές είναι αμελητέες, και του οριακού στρώματος, αμέσως δίπλα στην επιφάνεια της αεροτομής, όπου οι τριβές κυριαρχούν. Στο οριακό στρώμα, η ταχύτητα αυξάνεται από το μηδέν στην επιφάνεια της αεροτομής στην ταχύτητα της ροής εκτός του οριακού στρώματος, που είναι απαλλαγμένη από τριβές. Το πάχος του οριακού στρώματος σε ένα πτερύγιο ανεμογεννήτριας μπορεί να ποικίλλει από ένα χιλιοστό έως δεκάδες εκατοστά.

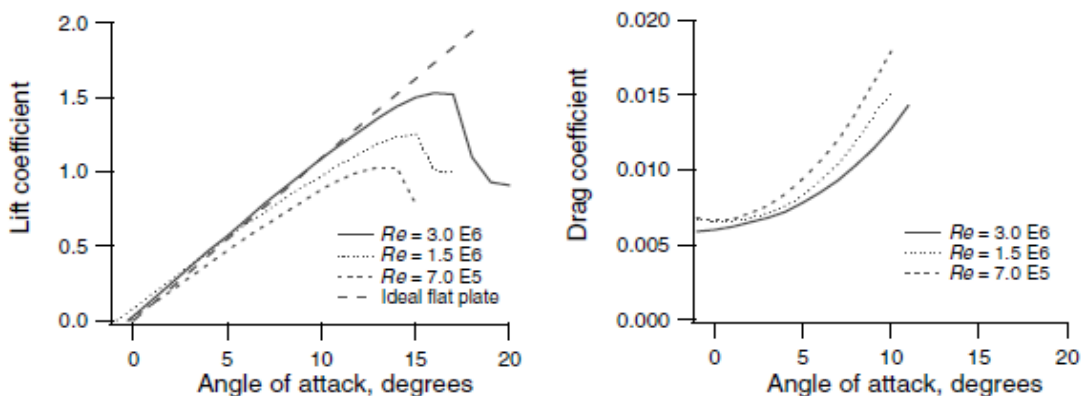
Η ροή στο οριακό στρώμα μπορεί να είναι στρωτή (ομαλή και μόνιμη) ή τυρβώδης (ακανόνιστη με τρισδιάστατες δίνες). Στην ακμή πρόσπτωσης της αεροτομής, η ροή είναι στρωτή. Συνήθως σε κάποιο σημείο κατάντι, η ροή στο οριακό στρώμα γίνεται τυρβώδης καθώς η αλληλεπίδραση μεταξύ συνεκτικότητας και μη γραμμικών δυνάμεων αδράνειας προκαλεί μετάβαση σε χαοτική, τυρβώδη ροή. Στρωτά οριακά στρώματα έχουν ως αποτέλεσμα πολύ μικρότερες δυνάμεις τριβής από ό, τι τυρβώδη οριακά στρώματα.

Η κλίση της πίεσης της ροής έχει σημαντική επίδραση στο οριακό στρώμα. Αυτή η κλίση πίεσης μπορεί να είναι ευνοϊκή (στην κατεύθυνση της ροής) ή ανεπιθύμητη (αντίθετη της κατεύθυνσης της ροής). Η ροή στο οριακό στρώμα επιταχύνεται ή επιβραδύνεται από την κλίση πίεσης. Στο οριακό στρώμα, η ροή επίσης επιβραδύνεται από την τριβή της επιφάνειας. Έτσι, σε μια αρνητική κλίση και με τη βοήθεια της τριβής της επιφάνειας, η ροή στο οριακό στρώμα μπορεί να σταματήσει ή η κατεύθυνσή της να αντιστραφεί. Αυτό θα έχει ως αποτέλεσμα το διαχωρισμό της ροής από την αεροτομή, προκαλώντας μια κατάσταση που ονομάζεται αποκόλληση. Οριακά στρώματα που έχουν ήδη μεταβεί σε τυρβώδη ροή είναι λιγότερο ευαίσθητα στην αρνητική κλίση πίεσης από ό, τι είναι τα στρωτά οριακά στρώματα, αλλά μόλις το στρωτό ή τυρβώδες οριακό στρώμα διαχωριστεί από την αεροτομή, η άνωση πέφτει. Μια αεροτομή μπορεί να παράγει αποτελεσματικά άνωση μόνο όσο η κατανομή πίεσης της επιφάνειας υποστηρίζεται από το οριακό στρώμα.



Σχήμα 2.4: Επίδραση των θετικών (αριστερά) και αρνητικών (δεξιά) κλίσεων πίεσης στο οριακό στρώμα [6].

Οι αεροτομές συχνά σχεδιάζονται για να χρησιμοποιούνται σε μικρές γωνίες πρόσπτωσης, όπου οι συντελεστές άνωσης είναι αρκετά μεγάλοι και οι συντελεστές οπισθέλκουσας είναι αρκετά μικροί. Ο συντελεστής άνωσης για μία συμμετρική αεροτομή είναι μηδέν για μηδενική γωνία πρόσπτωσης και αυξάνεται σε πάνω από 1.0 πριν να μειωθεί σε μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης. Ο συντελεστής οπισθέλκουσας συνήθως είναι πολύ μικρότερος από το συντελεστή άνωσης σε μικρές γωνίες πρόσπτωσης. Αυξάνει όμως σε μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης. Σε ακόμα μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης, η τριβή της επιφάνειας επιβραδύνει περαιτέρω τη ροή του αέρα δίπλα στην επιφάνεια της αεροτομής, με αποτέλεσμα τον διαχωρισμό της ροής από την επιφάνεια και μια ταχεία μείωση της άνωσης.



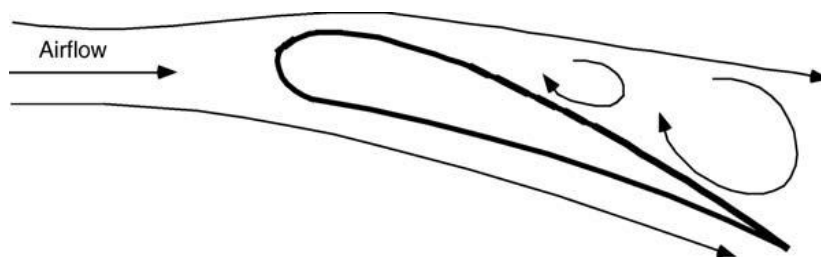
Σχήμα 2.5: Συντελεστές άνωσης και αντίστασης για τη συμμετρική αεροτομή NACA 0012, Re =αριθμός Reynolds [6].

Παρατηρούνται σημαντικές διαφορές στη συμπεριφορά της αεροτομής σε διαφορετικούς αριθμούς Reynolds. Για παράδειγμα, καθώς μειώνεται ο αριθμός Reynolds, το μέγεθος των συνεκτικών δυνάμεων αυξάνει σε σύγκριση με τις δυνάμεις αδράνειας. Αυτό αυξάνει τις επιδράσεις της τριβής της επιφάνειας, επηρεάζοντας ταχύτητες, κλίση πίεσης και την άνωση που παράγεται από την αεροτομή.

Ο συντελεστής άνωσης σε χαμηλές γωνίες πρόσπτωσης μπορεί να αυξηθεί και η οπισθέλκουσα μπορεί συχνά να μειωθεί χρησιμοποιώντας μια κυρτή αεροτομή. Αυτή η κυρτή αεροτομή έχει μη μηδενικό συντελεστή άνωσης για μηδενική γωνία πρόσπτωσης.

Εν γένει η συμπεριφορά μιας αεροτομής μπορεί να ταξινομηθεί σε τρία καθεστώτα ροής: το προσκολλημένο καθεστώς ροής, το καθεστώς ανάπτυξης υψηλής άνωσης / αποκόλλησης, και το πλήρως αποκολλημένο καθεστώς / επίπεδη πλάκα.

- Προσκολλημένο καθεστώς ροής
Σε χαμηλές γωνίες πρόσπτωσης, η ροή εφάπτεται στην πάνω επιφάνεια της αεροτομής. Σε αυτό το καθεστώς ροής, η άνωση αυξάνει με την γωνία πρόσπτωσης και η οπισθέλκουσα είναι σχετικά χαμηλή.
- Καθεστώς ανάπτυξης μεγάλης άνωσης / αποκόλλησης
Στο καθεστώς ανάπτυξης υψηλής άνωσης / αποκόλλησης, ο συντελεστής άνωσης μεγιστοποιείται καθώς η αποκόλληση γίνεται όλο και πιο έντονη. Αποκόλληση συμβαίνει όταν η γωνία πρόσπτωσης υπερβεί μια ορισμένη κρίσιμη τιμή (από 10° έως 16° ανάλογα με τον αριθμό Reynolds) και διαχωρισμός του οριακού στρώματος στην πάνω επιφάνεια λαμβάνει χώρα. Αυτό προκαλεί τον σχηματισμό ενός ομόρρου πάνω από την αεροτομή, το οποίο μειώνει την άνωση και αυξάνει την οπισθέλκουσα. Αυτή η κατάσταση μπορεί να συμβεί σε ορισμένες θέσεις του πτερυγίου ή συνθήκες λειτουργίας των ανεμογεννητριών. Μερικές φορές χρησιμοποιείται για να περιορίσει την ισχύ της ανεμογεννήτριας σε ισχυρούς ανέμους. Για παράδειγμα, πολλά σχέδια ανεμογεννήτριας, που χρησιμοποιούν πτερύγια σταθερού βήματος, βασίζονται σε έλεγχο ρύθμισης ισχύος με αεροδυναμική αποκόλληση των πτερύγιων. Δηλαδή, όσο αυξάνεται η ταχύτητα του ανέμου, η αποκόλληση εξελίσσεται εξωτερικά κατά μήκος του πτερυγίου (προς το άκρο), προκαλώντας μειωμένη άνωση και αυξημένη οπισθέλκουσα. Σε μια καλά σχεδιασμένη, με ρύθμιση με απώλεια στήριξης μηχανή, αυτό οδηγεί σε σχεδόν σταθερή ισχύ εξόδου καθώς οι ταχύτητες ανέμου αυξάνονται πάνω μια ορισμένη τιμή.
- Επίπεδη πλάκα / Πλήρως αποκολλημένο καθεστώς
Στο πλήρως αποκολλημένο καθεστώς / επίπεδη πλάκα, σε μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης μέχρι 90° , η αεροτομή δρα ολόένα και περισσότερο σαν μια απλή επίπεδη πλάκα με περίπου ίσους συντελεστές άνωσης και οπισθέλκουσας σε γωνία πρόσπτωσης 45° και μηδενική άνωση στις 90° .



Σχήμα 2.6: Απεικόνιση της αποκόλλησης αεροτομής [6].

2.2.1.4 Αεροτομές για ανεμογεννήτριες

Κατά την τελευταία δεκαετία, οι οικογένειες αεροτομών που χρησιμοποιούνται συνήθως για ανεμογεννήτριες οριζόντιου άξονα (HAWTs) [8] περιλαμβάνουν τις σειρές των αεροτομών NACA 44XX, NACA 23XXX, NACA 63XXX και NASA LS(1). Όλες αυτές οι αεροτομές υποφέρουν από αισθητή υποβάθμιση των επιδόσεών τους εξαιτίας της τραχύτητας, που προκύπτει από τη ρύπανση της ακμής πρόσπτωσης. Οι ετήσιες απώλειες ενέργειας λόγω της τραχύτητας της ακμής πρόσπτωσης είναι μεγαλύτερες για ρότορες με ρύθμιση με απώλεια στήριξης. Η απώλεια είναι σε μεγάλο βαθμό ανάλογη με τη μείωση του μέγιστου συντελεστή άνωσης $c_{l,max}$ κατά μήκος του πτερυγίου. Η τραχύτητα μειώνει επίσης την κλίση της καμπύλης της άνωσης της αεροτομής και αυξάνει το προφίλ της αντίστασης, το οποίο συμβάλλει σε περαιτέρω απώλειες. Για ρότορες με ρύθμιση με απώλεια στήριξης των οποίων η κατανομή της γωνίας πρόσπτωσης αυξάνει με την ταχύτητα του ανέμου, η ετήσια απώλεια ενέργειας μπορεί να είναι από 20% έως 30%, όπου η ρύπανση της ακμής πρόσπτωσης από έντομα και αερομεταφερόμενους ρύπους είναι η συνηθισμένη.

Η επίδραση της ρύπανσης δεν έχει θεωρηθεί σε αεροτομές αεροσκαφών, δεδομένου ότι γενικά πετούν σε ύψη, όπου τα έντομα και άλλα σωματίδια είναι αμελητέα. Οι ανεμογεννήτριες λειτουργούν για μεγάλες χρονικές περιόδους στο επίπεδο του εδάφους, όπου η συγκέντρωση εντόμων και σωματιδίων σκόνης μπορεί να δημιουργήσει προβλήματα και να έχει αρνητικές συνέπειες για την παραγόμενη άνωση. Πρόνοια λαμβάνεται επομένως για μειωμένη ευαισθησία των συγκεκριμένα για ανεμογεννήτριες αεροτομών στη ρύπανση. Οι αεροτομές αεροσκαφών που χρησιμοποιούνται στα πτερύγια ανεμογεννητριών χρησιμοποιούνται συχνά σε χαμηλότερο αριθμό Reynolds από εκείνο που προορίζεται από τους σχεδιαστές τους. Επιπλέον, οι αεροτομές συχνά αυξάνονται σε πάχος, το οποίο οδηγεί σε ανεπιθύμητα χαρακτηριστικά απόδοσης. Τα χαρακτηριστικά απόδοσης της σειράς των αεροτομών NACA 23XXX, για παράδειγμα, επιδεινώνονται αρκετά γρήγορα με την αύξηση του πάχους της αεροτομής.

Η σειρά NACA 23XXX διαπιστώθηκε ότι βιώνει μια μεγάλη πτώση στο μέγιστο συντελεστή άνωσης, $c_{l,max}$, καθώς η ρύπανση της αεροτομής αυξάνει. Το πρόβλημα αυτό εντοπίστηκε επίσης στη σειρά NACA 44XXX, ωστόσο σε μικρότερο βαθμό [9]. Σε μια προσπάθεια να λυθεί αυτό το πρόβλημα ρύπανσης του πτερυγίου, οι κατασκευαστές άρχισαν να χρησιμοποιούν τις σειρές των αεροτομών LS-1 και NACA 63XXX. Και οι δύο αυτές σειρές έχουν την καμπυλότητά τους πιο πίσω, το οποίο παρέχει κάποια βελτίωση στη μείωση της ευαισθησίας του $c_{l,max}$ της αεροτομής στις επιδράσεις της τραχύτητας. Επιπλέον, η NACA 63XXX παρείχε μια χαμηλότερη τιμή για το $c_{l,max}$, που βοήθησε τον έλεγχο της μέγιστης ισχύος. Ωστόσο, αυτό το χαρακτηριστικό είναι επιθυμητό μόνο στην περιοχή του ακροπτερυγίου και όταν χρησιμοποιείται στην εσωτερική περιοχή, μια μείωση στην παραγωγή ενέργειας αναμένεται. Η σειρά LS-1 έχει το αντίθετο πρόβλημα. Αυτή η αεροτομή παρέχει ένα επιθυμητά υψηλό $c_{l,max}$ προς τη ρίζα πτερυγίου, αλλά συμβάλλει στην υπερβολική ισχύ αιχμής όταν χρησιμοποιείται στο εξωτερικό τμήμα του πτερυγίου.

Η εμφάνιση συγκεκριμένων αεροτομών για ανεμογεννήτριες, όπως οι αεροτομές του Delft University, SERI-NREL και FFA και RISO, παρέχουν τώρα εναλλακτικές λύσεις ειδικά προσαρμοσμένες στις ανάγκες της βιομηχανίας της αιολικής ενέργειας [10].

Οι αεροτομές NREL

Για να ελαχιστοποιηθούν οι απώλειες ενέργειας λόγω των επιδράσεων της τραχύτητας και για την ανάπτυξη αεροτομών ειδικού σκοπού για HAWTs, το Εθνικό Εργαστήριο Ανανεώσιμων Πηγών Ενέργειας (NREL), πρώην Ινστιτούτου Έρευνας Ηλιακής Ενέργειας (SERI) και Αεροτομών Α.Ε. [8] ξεκίνησε μια προσπάθεια από κοινού ανάπτυξης αεροτομών το 1984.

Με τη χρήση των αεροτομών NREL, που έχουν σχεδιαστεί ειδικά για HAWTs, η απώλεια ετήσιας παραγωγής ενέργειας λόγω των επιδράσεων της τραχύτητας στην αεροτομή μπορεί να μειωθεί στο μισό σε σχέση με προηγούμενως, που χρησιμοποιούνταν αεροτομές αεροσκαφών. Οι ονομασίες των αεροτομών, ξεκινώντας με το S801 και τελειώνοντας με το S828, αντιπροσωπεύουν την αριθμητική σειρά με την οποία οι αεροτομές σχεδιάστηκαν μεταξύ του 1984 και του 1995.

Οι ετήσιες βελτιώσεις ενέργειας συγκεκριμένα από τις οικογένειες των αεροτομών NREL προβλέπεται να είναι 23% έως 35% για ανεμογεννήτριες με ρύθμιση με απώλεια στήριξης, 8% έως 20% για ανεμογεννήτριες μεταβλητού βήματος και 8% έως 10% για τις ανεμογεννήτριες μεταβλητών στροφών. Η βελτίωση για τις ανεμογεννήτριες με ρύθμιση με απώλεια στήριξης έχει ελεγχθεί με δοκιμές.

Οι αεροτομές Risø

Το Εθνικό Εργαστήριο Risø στη Δανία [10] έχει επίσης αναπτύξει οικογένειες αεροτομών για ανεμογεννήτριες με παρόμοιους στόχους με τη σειρά NREL. Παρά το γεγονός ότι οι τεχνικές αεροδυναμικού σχεδιασμού των δύο εργαστηρίων ήταν διαφορετικές, υπάρχει μια σημαντική ομοιότητα μεταξύ των πραγματικών σχεδίων.

Τρεις οικογένειες αεροτομών έχουν αναπτυχθεί στο Risø, Risø-A, Risø-P και Risø-B. Η οικογένεια Risø-A σχεδιάστηκε τη δεκαετία του 1990 και προοριζόταν για ανεμογεννήτριες με έλεγχο με απώλεια στήριξης, ωστόσο, η ευαισθησία στην τραχύτητα επιφάνειας βρέθηκε να είναι υψηλότερη από ό, τι αναμενόταν στις δοκιμές. Η οικογένεια Risø-P, μόλις τεσσάρων αεροτομών, σχεδιάστηκε για να αντικαταστήσει τα αντίστοιχα προφίλ στη σειρά Risø-A για χρήση σε ρότορες μεταβλητού βήματος και μεταβλητής ταχύτητας.

Η οικογένεια Risø-B αποτελείται από έξι ξεχωριστές αεροτομές με ένα εκτεταμένο εύρος λόγων πάχους προς χορδή 15-36%. Χαρακτηριστικό του σχεδιασμού των αεροτομών Risø είναι ότι ο συντελεστής άνωσης στο σημείο σχεδίασης (δηλαδή ο συντελεστής άνωσης που αντιστοιχεί στο μέγιστο λόγο άνωσης προς αντίσταση) είναι μεγάλος.

Οι αεροτομές Delft

Το Τεχνολογικό Πανεπιστήμιο του Delft στην Ολλανδία [10] έχει επίσης αναπτύξει μια σειρά αεροτομών για δρομείς ανεμογεννητριών. Όπως και με τις αεροτομές NREL και Risø, το κύριο χαρακτηριστικό οδήγησης των σχεδίων ήταν η μη ευαισθησία στην τραχύτητα της επιφάνειας, αλλά μεγαλύτερη έμφαση δόθηκε στην αναζήτηση σχεδίων για αεροτομές μεγάλου πάχους.

Οι FFA-αεροτομές

Οι FFA-αεροτομές [11] έχουν σχεδιαστεί να παράγουν αεροτομές με c_l στο σημείο σχεδίασης που να είναι υψηλότερο από ό, τι είναι για τις κοινές γενικές αεροτομές αεροπορίας. Οι αεροτομές αυτές χωρίζονται σε τρεις διαφορετικές σειρές:

Η πρώτη σειρά, FFA-W1-xxx, αποτελείται από αεροτομές με λόγους πάχους προς χορδή από 12,8% έως 27,1%. Αυτές οι αεροτομές έχουν σχεδιαστεί με ένα σχετικά υψηλό συντελεστή άνωσης στο σημείο σχεδίασης. Αυτό θα ικανοποιεί τις προϋποθέσεις π.χ. για ανεμογεννήτριες σχεδιασμένες για χαμηλούς λόγους ταχύτητας ακροπτερυγίου. Οι λεπτότερες αεροτομές έχουν σχεδιαστεί με την απαίτηση υψηλοί λόγοι άνωσης προς οπισθέλκουσα να πραγματοποιούνται με λείες επιφάνειες και στρωτή ροή, αλλά και με τον περιορισμό ότι καλή απόδοση θα πρέπει να επιτυγχάνεται ακόμη με μια τραχιά ακμή πρόσπτωσης με ρύπανση από έντομα ή/και κατασκευαστικά ελαττώματα. Οι αεροτομές μεγαλύτερου πάχους έχουν σχεδιαστεί για να ξεπεραστεί η αδυναμία της μεγάλης αντίστασης και χαμηλού $c_{l,max}$, που οι αεροτομές μεγάλου πάχους εμφανίζουν συνήθως με τραχιές ακμές πρόσπτωσης.

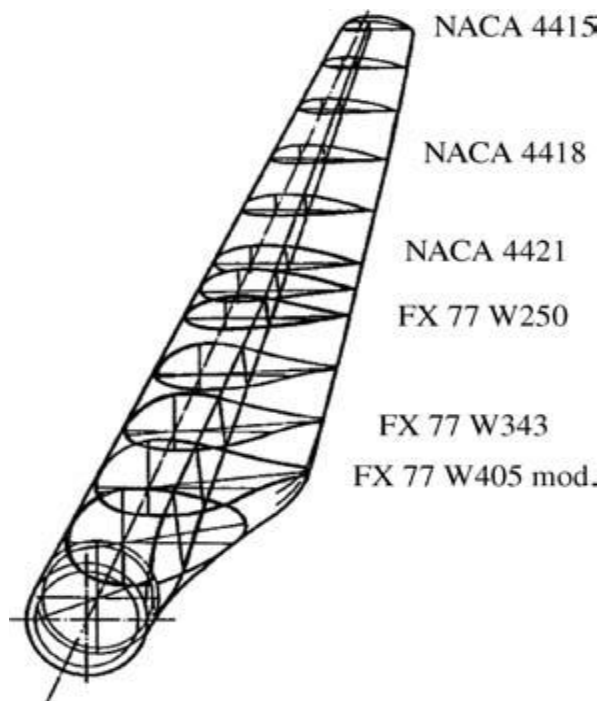
Η δεύτερη σειρά FFA-W2-xxx απαρτίζεται από δύο αεροτομές, που έχουν σχεδιαστεί με συντελεστές άνωσης στο σημείο σχεδίασης περίπου 0.15 μονάδες χαμηλότερους από εκείνους της σειράς FFA-W1-xxx. Ωστόσο, τέτοιες αεροτομές μπορούν να παρασκευαστούν σχετικά εύκολα με τη μείωση της καμπυλότητας των αεροτομών FFA-W1. Η σειρά FFA-W3 έχει σχεδιαστεί για να παρέχει αεροτομές για ανεμογεννήτριες με ρύθμιση βήματος. Η σειρά FFA-W3 περιλαμβάνει αεροτομές με λόγους πάχους προς χορδή μέχρι 36%.

2.2.2 Παράγοντες σχεδιασμού πτερυγίων σύγχρονων Α/Γ

Ένας επιτυχημένος σχεδιασμός πτερυγίου πρέπει να πληροί ένα ευρύ φάσμα στόχων, κάποιοι από τους οποίους έρχονται σε σύγκρουση. Οι στόχοι αυτοί μπορούν να συνοψισθούν ως εξής [10]: μεγιστοποίηση της ετήσιας ενεργειακής παραγωγής για την συγκεκριμένη κατανομή της ταχύτητας του ανέμου, περιορισμό της μέγιστης ισχύς εξόδου (στην περίπτωση μηχανών με ρύθμιση με απώλεια στήριξης), αντίσταση σε ακραία και φορτία κόπωσης, περιορισμό παραμόρφωσης ακροπτερυγίου για να αποφευχθούν συγκρούσεις πτερυγίου / πύργου (στην περίπτωση των προσήνεμων μηχανών), αποφυγή συντονισμών και ελαχιστοποίηση βάρους και κόστους.

2.2.2.1 Κατανομή αεροτομών

Η χρήση μιας ενιαίας αεροτομής για ολόκληρο το μήκος του πτερύγιου θα μπορούσε να οδηγήσει σε αναποτελεσματικό σχεδιασμό [12]. Κάθε τμήμα του πτερυγίου έχει μία διαφορετική σχετική ταχύτητα αέρα και δομικές απαιτήσεις και ως εκ τούτου θα πρέπει να έχει αεροτομή που να ανταποκρίνεται αναλόγως. Στη ρίζα, τα τμήματα του πτερύγιου έχουν μεγάλο ελάχιστο πάχος, που είναι απαραίτητο για τη μεταφορά φορτίων, με αποτέλεσμα να απαιτούνται προφίλ αεροτομών με σχετικά μεγάλο πάχος. Πλησιάζοντας το ακροπτερυγίο μπλέκονται λεπτότερα τμήματα με μειωμένο φορτίο, υψηλότερη γραμμική ταχύτητα και όλο και πιο κρίσιμη αεροδυναμική απόδοση. Οι διαφορετικές απαιτήσεις αεροτομής σε σχέση με την περιοχή του πτερύγιου είναι προφανείς αν ληφθούν υπόψη ταχύτητες ροής αέρα και δομικά φορτία.



Σχήμα 2.7: Διατομές αεροτομών κατά την ακτίνα του πτερυγίου [6].

Εν γένει ένα σύγχρονο πτερύγιο μπορεί να διαιρεθεί σε τρεις κύριες περιοχές [12]:

- Τη ρίζα του πτερύγιου. Η μετάβαση από την κυκλική βάση στο πρώτο προφίλ αεροτομής- αυτό το τμήμα φέρει τα υψηλότερα φορτία. Η χαμηλή σχετικά ταχύτητα του ανέμου στο τμήμα αυτό, που οφείλεται στη σχετικά μικρή ακτίνα του ρότορα, οδηγεί σε μειωμένη αεροδυναμική άνωση, που οδηγεί σε μεγάλα μήκη χορδής. Ως εκ τούτου, το προφίλ του πτερύγιου γίνεται υπερβολικά μεγάλο στην πλήμνη του ρότορα. Το πρόβλημα χαμηλής άνωσης συνδυάζεται με την ανάγκη να χρησιμοποιηθούν τμήματα αεροτομών εξαιρετικά μεγάλου πάχους για τη βελτίωση της δομικής ακεραιότητας της επιβαρυσμένης με φορτία περιοχής. Ως εκ τούτου, η περιοχή της ρίζας του πτερυγίου θα αποτελείται τυπικά από προφίλ αεροτομών μεγάλου πάχους με χαμηλή αεροδυναμική απόδοση.

- Τη μέση περιοχή. Αεροδυναμικά σημαντική-μεγιστοποίηση του λόγου άνωσης προς αντίσταση. Ως εκ τούτου, χρησιμοποιούνται αεροτομές του μικρότερου δυνατού πάχους που τα δομικά ζητήματα θα επιτρέψουν.
- Το ακροπτερύγιο. Αεροδυναμικά κρίσιμο-μεγιστοποίηση του λόγου άνωσης προς αντίσταση. Ως εκ τούτου, χρησιμοποιούνται λεπτές αεροτομές και ειδικά σχεδιασμένες γεωμετρικές ακροπτερυγίου για μείωση του θορύβου και των απωλειών.

2.2.2.2 Λόγος ταχύτητας ακροπτερυγίου

Ο λόγος ταχύτητας του ακροπτερυγίου [12], που ορίζεται ως η σχέση μεταξύ της ταχύτητας του πτερυγίου του δρομέα και της σχετικής ταχύτητας του ανέμου, είναι μια κύρια παράμετρος σχεδιασμού γύρω από την οποία υπολογίζονται όλες οι άλλες βέλτιστες διαστάσεις του ρότορα. Η αποδοτικότητα μιας ανεμογεννήτριας μπορεί να αυξηθεί με υψηλότερες ταχύτητες ακροπτερυγίου, αν και η αύξηση δεν είναι σημαντική αν ληφθούν υπόψη κάποιες επιπτώσεις, όπως είναι η αύξηση του θορύβου και των αεροδυναμικών και φυγόκεντρων δυνάμεων. Μια υψηλότερη ταχύτητα ακροπτερυγίου απαιτεί μειωμένα πλάτη χορδής, που οδηγούν σε στενό προφίλ πτερυγίου. Αυτό μπορεί να οδηγήσει σε μειωμένη χρήση υλικού και χαμηλότερο κόστος παραγωγής. Οι αυξημένες δυνάμεις όμως, που συνδέονται με τις υψηλότερες ταχύτητες ακροπτερυγίου, συνεπάγονται δυσκολίες για τη διατήρηση της δομικής ακεραιότητας και πρόληψη της αστοχίας του πτερυγίου. Καθώς η ταχύτητα του ακροπτερυγίου αυξάνεται, η αεροδυναμική του σχεδιασμού του πτερυγίου γίνεται ολοένα και πιο κρίσιμη. Ένα πτερύγιο που έχει σχεδιαστεί για υψηλές σχετικά ταχύτητες του ανέμου αναπτύσσει ελάχιστη ροπή σε χαμηλότερες ταχύτητες. Αυτό οδηγεί σε μια υψηλότερη ταχύτητα εκκίνησης και δυσκολία αυτοεκκίνησης. Όσον αφορά την αύξηση του θορύβου με την ταχύτητα του ακροπτερυγίου, αυτός αυξάνει περίπου αναλογικά με την έκτη δύναμη. Οι σύγχρονες HAWTs χρησιμοποιούν γενικά ένα λόγο ταχύτητας ακροπτερυγίου εννέα έως δέκα για ρότορες με δύο πτερύγια και έξι έως εννέα για τρία πτερύγια. Αυτό έχει βρεθεί ότι παράγει αποδοτική μετατροπή της κινητικής ενέργειας των ανέμων σε ηλεκτρική ενέργεια.

2.2.2.3 Γωνία συστροφής

Η άνωση που παράγεται από μια αεροτομή είναι συνάρτηση της γωνίας πρόσπτωσης με το εισερχόμενο ρεύμα αέρα. Η γωνία εισόδου του ρεύματος αέρα εξαρτάται από την ταχύτητα περιστροφής και την ταχύτητα του ανέμου σε μια συγκεκριμένη ακτίνα. Η γωνία συστροφής που απαιτείται εξαρτάται από το λόγο της ταχύτητας του ακροπτερυγίου και την επιθυμητή γωνία πρόσπτωσης της αεροτομής [12]. Γενικά οι αεροτομές στην πλήρη σχηματίζουν γωνία με τον άνεμο λόγω του υψηλού λόγου της ταχύτητας του ανέμου προς την ακτινική ταχύτητα του πτερυγίου. Σε αντίθεση, το άκρο του πτερυγίου είναι πιθανό να είναι σχεδόν κάθετο στον άνεμο. Μείωση της συνολικής γωνίας συστροφής ενός πτερυγίου συνεπάγεται απλούστευση του σχήματος του πτερυγίου και μείωση του κόστους παραγωγής. Ωστόσο, αυτό μπορεί να οδηγήσει αεροτομές να λειτουργούν σε μικρότερες από τις βέλτιστες γωνίες πρόσπτωσης, όπου ο λόγος άνωσης προς αντίσταση μειώνεται.

2.2.2.4 Αριθμός πτερυγίων

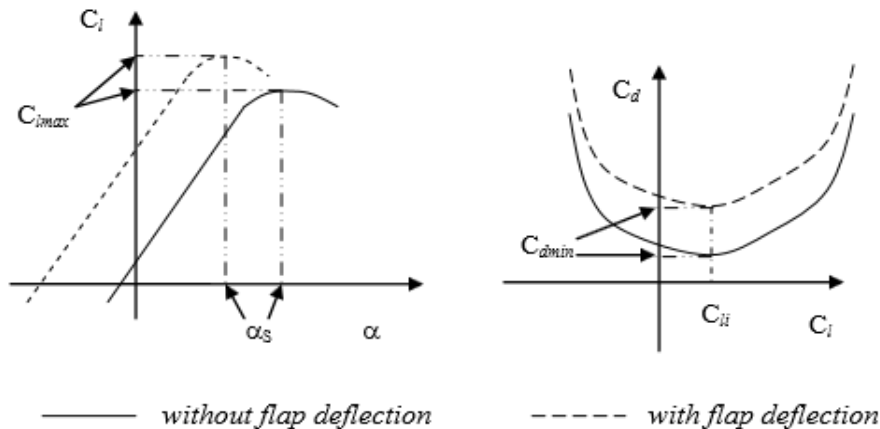
Για τον προσδιορισμό του αριθμού των πτερυγίων [7] θα πρέπει να ληφθούν υπόψη η αεροδυναμική απόδοση, το κόστος, η αξιοπιστία του συστήματος και η αισθητική. Οι περισσότερες από τις σύγχρονες ανεμογεννήτριες έχουν τρία πτερύγια. Το σχέδιο με ένα πτερύγιο είναι το πλέον αποδοτικό δομικά για το πτερύγιο του ρότορα. Ωστόσο, με ένα αντίβαρο για τη στατική εξισορρόπηση του ρότορα η αποτελεσματικότητα μειώνεται και σύνθετη δυναμική απαιτείται για την άρθρωση πτερύγιου, ώστε να υπάρχει ανακούφιση από τα φορτία. Η αεροδυναμική απόδοση αυξάνεται με την αύξηση του αριθμού των πτερυγίων. Ειδικότερα αυξάνοντας τον αριθμό των πτερυγίων από ένα σε δύο προκύπτει μια αύξηση του 6% στην αεροδυναμική απόδοση, ενώ αυξάνοντας από δύο σε τρία υπάρχει μόνο μια πρόσθετη απόδοση του 3%. Ο αποφασιστικός παράγοντας για την εξάλειψη των ανεμογεννητριών με ένα και δύο πτερύγια από την εμπορική αγορά ήταν η οπτική επίδραση. Όπως για πολλές σχεδιαστικές θεωρήσεις, ο αριθμός των πτερυγίων σε μια ανεμογεννήτρια αποτελεί έναν συμβιβασμό. Τρία πτερύγια δίνουν έναν καλό συμβιβασμό, όχι πάρα πολύ διαταραχή αέρα για το επόμενο πτερύγιο και ένα λογικό ποσό ενέργειας, που συγκεντρώνεται από τη ροή του αέρα και παραδίδεται στην ηλεκτρική γεννήτρια στην κορυφή του ιστού.

2.2.2.5 Επιλογές αεροδυναμικού ελέγχου

Ως επιφάνεια αεροδυναμικού ελέγχου [6] ορίζεται μια συσκευή που μπορεί να μετακινηθεί για αλλάξει τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά ενός ρότορα. Μια ποικιλία τύπων επιφανειών αεροδυναμικού ελέγχου μπορεί να ενσωματωθεί στα πτερύγια των ανεμογεννητριών. Η επιλογή των επιφανειών αεροδυναμικού ελέγχου σχετίζεται έντονα με τη γενική φιλοσοφία ελέγχου.

Καταρχάς υπάρχουν οι συσκευές υψηλής άνωσης [13], η εφαρμογή των οποίων τείνει να αλλάξει την καμπυλότητα αεροτομής και πτέρυγας (στην πραγματικότητα, η καμπυλότητα θα αυξηθεί θετικά), το οποίο θα αλλάξει την κατανομή της πίεσης κατά μήκος της χορδής. Σε αντίθεση, αντίστοιχες συσκευές στην ακμή πρόσπτωσης τείνουν να βελτιώσουν την ενέργεια του οριακού στρώματος του πτερυγίου. Εν γένει οι συσκευές υψηλής άνωσης είναι το μέσο για να πάρουμε μια επαρκή αύξηση του μέγιστου συντελεστή άνωσης.

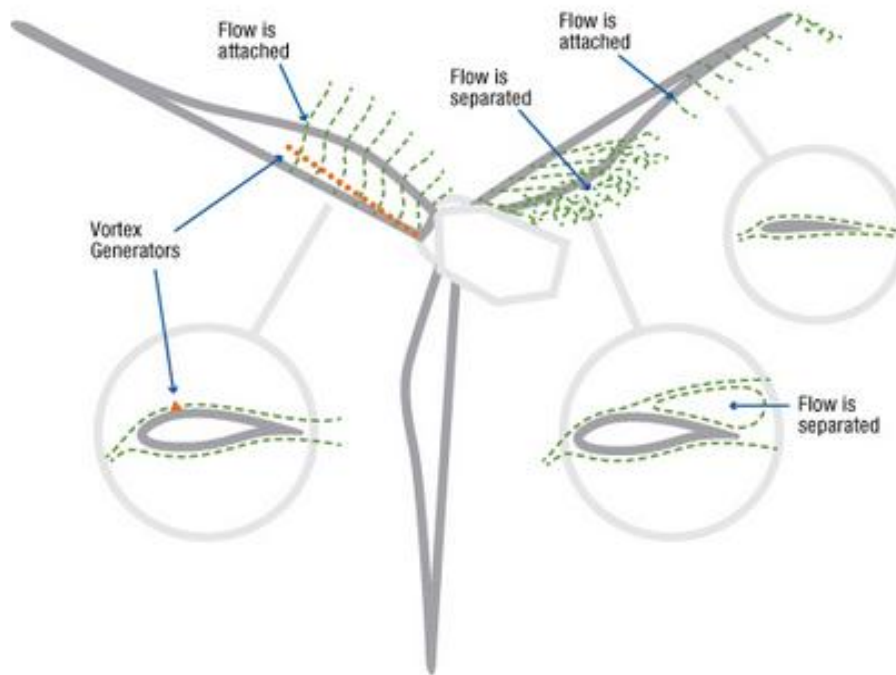
Χαρακτηριστικό παράδειγμα αποτελεί το πτερύγιο καμπυλότητας (flap) [14]. Το πτερύγιο αυτό είναι μέρος του σχήματος της αεροτομής, το οποίο όμως αποτελεί μια ξεχωριστή δομή και στρέφεται έτσι ώστε να μπορεί να εκτρέπεται κάποια γωνία από την αρχική θέση χορδής. Αυτό οδηγεί σε αύξηση της καμπυλότητας και, όπως είναι γνωστό, όσο μεγαλύτερη καμπυλότητα έχει μια αεροτομή, τόσο μεγαλύτερη άνωση παράγεται. Για μεγάλες γωνίες εκτροπής παράγεται σημαντική οπισθέλκουσα και λίγη πρόσθετη άνωση.



Σχήμα 2.8: Επίδραση του πτερυγίου καμπυλότητας στα χαρακτηριστικά αεροτομής του πτερυγίου [13].

Μια βελτίωση των βασικών σχεδίων των πτερυγίων καμπυλότητας είναι το πτερύγιο με σχισμή (slotted flap), που μετακινείται ελαφρώς προς τα πίσω καθώς εκτρέπεται, ανοίγοντας μια μικρή σχισμή από την κάτω προς την πάνω επιφάνεια [14]. Έτσι υψηλής πίεσης αέρα από την κάτω επιφάνεια ρέει μέσω της σχισμής στην πάνω επιφάνεια, παρέχοντας περισσότερη ενέργεια στον αέρα που ρέει πάνω από το πτερύγιο καμπυλότητας (flap). Αυτή η ενέργεια καθυστερεί το διαχωρισμό της ροής και έχει σαν αποτέλεσμα μικρότερο ομόρρου και μικρότερη αντίσταση. Επομένως, το πτερύγιο με σχισμή (slotted flap) μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε αρκετά μεγάλες γωνίες, δίνοντας πρόσθετη άνωση χωρίς υπερβολική αντίσταση.

Πιο επωφελή σε σχέση με άλλες συσκευές υψηλής άνωσης (όπως τα πτερύγια καμπυλότητας) είναι οι στροβιλογεννήτριες (vortex generators) [15]. Τα VGs έχουν τη μορφή μικροσκοπικών πτερυγίων, που στερεώνονται σε μια επιφάνεια σε μια γωνία σε σχέση με την ροή αέρα του ελεύθερου ρεύματος. Αυτή η διαμόρφωση επιτρέπει στα VGs να δρουν ως πτερύγια χαμηλού προφίλ, παράγοντας μια πλευρική δύναμη και μια διακριτή υψηλής ενέργειας δίνη στον ομόρρου τους. Αυτή η δίνη χρησιμεύει στην επιτάχυνση υψηλής ενέργειας ροής αέρα του ελεύθερου ρεύματος προς την επιφάνεια, αποτρέποντας την αποκόλληση από την επιφάνεια. Για πτερύγια ή οποιαδήποτε επιφάνεια άνωσης, πλήρως προσκολλημένη ροή οδηγεί σε αυξήσεις της άνωσης και σε χαμηλότερα επίπεδα αερο-ακουστικού θορύβου. Για πτερύγια στροβίλου, τα πλεονεκτήματα αυτά εκδηλώνονται με υψηλότερη αεροδυναμική ροπή και ισχύ για δεδομένες συνθήκες ανέμου. Για πτερύγια ανεμογεννητριών, τα VGs μπορεί να είναι ιδιαίτερα επωφελή στο εσωτερικό τμήμα του πτερυγίου, όπου τα τμήματα αεροτομών έχουν μεγάλο πάχος και συχνά λειτουργούν σε γωνίες πρόσπτωσης κοντά ή πέρα από το στατικό σημείο αποκόλλησης. Μπορούν επίσης να εφαρμοστούν στο εξωτερικό τμήμα του πτερυγίου, για να αυξήσουν την ικανότητα άνωσης και παραγωγής ισχύος του. Επίσης πλεονεκτούν λόγω της μηχανικής τους απλότητας και του μικρού μεγέθους και βάρους τους. Συνοψίζοντας, τα VGs βελτιώνουν την απόδοση των πτερυγίων με την ενεργοποίηση της ροής γύρω από την επιφάνειά τους και μειώνοντας τον διαχωρισμό της ροής. Έτσι βελτιώνεται η απόδοση ολόκληρης της γεννήτριας από άποψη ισχύος, φορτίων και διάρκειας ζωής.



Σχήμα 2.9: Επίδραση των στροβιλογεννητριών (VGs) στη ροή γύρω από το πτερόγιο ανεμογεννήτριας [16].

Οι στροβιλογεννήτριες μπορούν να επιτύχουν τον έλεγχο ροής μέσω του χειρισμού του οριακού στρώματος. Είναι ιδιαίτερα αποτελεσματικές στην καθυστέρηση διαχωρισμού της ροής τόσο για συνθήκες χαμηλής, όσο και υψηλής ταχύτητας. Ενώ ο διαχωρισμός ροής και η αποκόλληση είναι ένα πολύπλοκο συνεκτικό και τυρβώδες φαινόμενο ροής, γενικά προκαλείται από μια δυσμενή κλίση πίεσης στη ροή στην επιφάνεια του οριακού στρώματος. Τα VGs λειτουργούν ενεργοποιώντας αυτή την ροή χαμηλής ορμής του οριακού στρώματος με την ανάμειξή της με την ταχύτερα κινούμενη ροή του ελεύθερου ρεύματος στο εξωτερικό μέρος του οριακού στρώματος. Η ανάμειξη επιτυγχάνεται μέσω διακριτών διαμηκών δινών, οι οποίες εντοπίζονται στον ομόρρου του VG. Αυτές οι δίνες δημιουργούνται ως αποτέλεσμα της πλευρικής δύναμης που προκαλείται από το VG, η οποία προκύπτει παρόμοια με τον τρόπο που μια δύναμη άνωσης δημιουργείται πάνω από οποιαδήποτε πτέρυγα. Λόγω της δύναμης που δημιουργείται στο VG, μια διαφορά πίεσεως υπάρχει σε όλη την επιφάνεια του VG και ο αέρας από την πλευρά πίεσης του VG θα διαρρεύσει στην πλευρά υποπίεσης, δημιουργώντας μια διαμήκη δίνη.

Προκειμένου τα VGs να είναι αποτελεσματικά για μεγάλες επιφάνειες, εφαρμόζονται συνήθως σε σειρές. Ωστόσο, η αντίσταση μπορεί να αυξηθεί ελαφρώς σε αεροτομές με VGs σε χαμηλές γωνίες πρόσπτωσης κάτω από την αποκόλληση. Αυτό μπορεί να οφείλεται: 1) στην αύξηση της βρεγμένης επιφάνειας, λόγω του VG και 2) στην μετατροπή ροής ελεύθερου ρεύματος σε τυρβώδη, το οποίο είναι μια μη ανακτήσιμη απώλεια ενέργειας.

Σημαντική ερεύνα έχει γίνει για τον προσδιορισμό της βέλτιστης διαμόρφωσης παθητικών VGs σε πτερύγια. Τα οφέλη απόδοσης που παράγονται από τα VGs εξαρτώνται μεταξύ άλλων από: το ύψος (σε σχέση με το πάχος του οριακού στρώματος), το σχήμα, το μήκος, τη γωνία πρόσπτωσης σε σχέση με το ελεύθερο ρεύμα, την απόσταση μεταξύ παρακείμενων VGs και τον προσανατολισμό των παρακείμενων VGs. Έχει αποδειχθεί ότι VGs χαμηλού προφίλ (που συνήθως αναφέρονται ως μικρο VGs, ή υπό-οριακό στρώμα VGs) προσφέρουν καλύτερα πιθανά οφέλη στην καθυστέρηση διαχωρισμού ροής σε σχέση με VGs με ύψος περίπου ίσο με το πάχος του οριακού στρώματος. Αυτές οι συσκευές τυπικά κυμαίνονται από 10-50% του οριακού στρώματος, πάχους δ . Ο λόγος για την βελτιωμένη απόδοση των μικρότερων συσκευών οφείλεται κυρίως στο γεγονός ότι σε ένα τυρβώδες οριακό στρώμα, το προφίλ της ταχύτητας κοντά στο τοίχωμα εξακολουθεί να είναι αρκετά υψηλό.

Εκτός από το ύψος, η απόδοση του VG έχει βρεθεί ότι εξαρτάται από τη διαμόρφωση, το σχήμα και τον προσανατολισμό των VGs. Από την άποψη του προσανατολισμού, δύο βασικές διαμορφώσεις της σειράς VGs έχουν μελετηθεί: 1)η διαμόρφωση αντίθετης φοράς περιστροφής και 2)η διαμόρφωση ίδιας φοράς περιστροφής. Ενώ η διαμόρφωση αντίθετης φοράς περιστροφής χαρακτηρίζεται από παρακείμενα VGs που έχουν ίσες, αλλά αντίθετες γωνίες πρόσπτωσης με τη ροή, η διαμόρφωση ίδιας φοράς περιστροφής χαρακτηρίζεται από παρακείμενα VGs που έχουν όλα ίσες γωνίες πρόσπτωσης με τη ροή. Εξαιτίας των διατάξεων αυτών, η διαμόρφωση αντίθετης φοράς περιστροφής παράγει αντίθετης φοράς περιστρεφόμενες δίνες πίσω από τα VGs, ενώ η διαμόρφωση ίδιας φοράς περιστροφής παράγει ίδιας φοράς περιστρεφόμενες δίνες. Βέλτιστη γεωμετρία και διαμόρφωση VG ενδέχεται επίσης να εξαρτάται από το σχήμα αεροτομών, δεδομένου ότι διαφορετικά σχήματα αεροτομών παράγουν διαφορετικά χαρακτηριστικά αποκόλλησης και έχουν διαφορετικά σημεία μετάβασης κατά μήκος της επιφάνειας. Έτσι, μια διαμόρφωση VG βελτιστοποιημένη για ένα προφίλ αεροτομών πιθανότατα δεν θα είναι βέλτιστη για μια άλλη μορφή προφίλ διαφορετικού πάχους, καμπυλότητας ή ακτίνας ακμής πρόσπτωσης.

Τα VGs μπορεί να είναι είτε παθητικά είτε ενεργητικά. Παθητικά VGs είναι απλώς μικρές συσκευές, οι οποίες στερεώνονται σε μια επιφάνεια, σε μια δεδομένη γωνία, σε μια δεδομένη διαμόρφωση και δεν επιτρέπεται να κινούνται ή δεν ενεργοποιούνται μέσω μιας εξωτερικής δύναμης. Ενεργητικά VGs, από την άλλη πλευρά, είναι ελεγχόμενες συσκευές, οι οποίες μπορούν να ενεργοποιηθούν και να αναπτυχθούν ανεξάρτητα, με βάση την ανάγκη για έλεγχο της ροής. Αν και τα ενεργητικά VGs προσφέρουν θεωρητικά μερικά πλεονεκτήματα απόδοσης σε σύγκριση με τα παθητικά VGs, είναι μηχανικά πιο πολύπλοκα, και για το λόγο αυτό ίσως δεν είναι επωφελή από σχεδιαστική και κατασκευαστική σκοπιά.

Εκ διαμέτρου αντίθετη των συσκευών υψηλής άνωσης είναι η λειτουργία συσκευών, όπως της αρθρωτής αεροτομής spoiler [14], που έχει ως στόχο τη μείωση της άνωσης. Οι αεροτομές αυτές συμμορφώνονται με το προφίλ της αεροτομής όταν μαζεύονται ενώ σχηματίζουν ορθή γωνία με την αεροτομή όταν ξεδιπλώνονται, μπλοκάροντας τη ροή του αέρα στην πάνω επιφάνεια και καταστρέφοντας έτσι την παραγωγή άνωσης. Ωστόσο, οι συσκευές αυτές πρέπει να είναι σημαντικού μήκους για να επιτευχθεί επαρκή επιβράδυνση του ρότορα. Επιπλέον υπάρχει κίνδυνος αποτυχίας ανάπτυξης της συσκευής όταν αυτή χρειάζεται.

Μια ακόμα πολύ γνωστή συσκευή είναι το πτερύγιο κλίσεως (aileron), ένα κινητό πτερύγιο, που τοποθετείται στην ακμή εκφυγής της πτέρυγας. Ένα σηκωμένο πτερύγιο κλίσεως (aileron) μειώνει την άνωση στην πτέρυγα ενώ ένα κατεβασμένο αυξάνει την άνωση. Το μήκος του μπορεί να είναι περίπου το 1/3 του πτερυγίου και να εκτείνεται περίπου 1/4 προς την ακμή πρόσπτωσης.

Όμως οποιαδήποτε ενεργητική επιφάνεια ελέγχου χρησιμοποιείται σε συνδυασμό με ένα μηχανισμό [6], που επιτρέπει ή προκαλεί αυτή να κινηθεί όπως απαιτείται. Ο μηχανισμός αυτός μπορεί να περιλαμβάνει ρουλεμάν, μεντεσέδες, ελατήρια κ.ο.κ.. Τα αεροδυναμικά φρένα περιλαμβάνουν συχνά ηλεκτρομαγνήτες, για να κρατήσουν την επιφάνεια στη θέση της κατά τη διάρκεια της κανονικής λειτουργίας, αλλά και να απελευθερώσουν αυτή όταν απαιτείται. Μηχανισμοί για τον ενεργητικό έλεγχο του βήματος ή του πτερυγίου κλίσεως (aileron) περιλαμβάνουν κινητήρες για τη λειτουργία τους.

Η τρέχουσα τάση της έρευνας στο σχεδιασμό πτερυγίου είναι τα λεγόμενα "Εξυπνα Πτερύγια", που μεταβάλλουν το σχήμα τους ανάλογα με τις συνθήκες του ανέμου. Εντός αυτής της κατηγορίας του σχεδιασμού πτερυγίου συμπεριλαμβάνονται πολυάριθμες προσεγγίσεις μεταξύ άλλων και οι επιφάνειες αεροδυναμικού ελέγχου.

Κεφάλαιο 3^ο : Συνιστώσες προσομοίωσης CFD

Υπολογιστική ρευστομηχανική, γνωστή σήμερα και ως CFD, είναι μια διεπιστημονική περιοχή έρευνας, που τοποθετείται στη διασταύρωση της φυσικής, των εφαρμοσμένων μαθηματικών και της επιστήμης των υπολογιστών [17]. Είναι η τέχνη της αντικατάστασης συστημάτων μερικών διαφορικών εξισώσεων (PDE systems) από ένα σύνολο αλγεβρικών εξισώσεων, που μπορεί να επιλυθεί με χρήση ψηφιακών υπολογιστών. Ειδικότερα παρέχει μια ποιοτική (και μερικές φορές ακόμη και ποσοτική) πρόβλεψη της ροής ρευστού μέσω μαθηματικής μοντελοποίησης, αριθμητικών μεθόδων και εργαλείων λογισμικού.

3.1 Οι εξισώσεις Navier-Stokes

Η πιο γενική περιγραφή της ροής ρευστού λαμβάνεται από το πλήρες σύστημα των εξισώσεων Navier-Stokes [18]. Οι νόμοι διατήρησης για τις τρεις βασικές ποσότητες ροής, μάζα, ορμή και ενέργεια, $(\rho, \rho\vec{v}, \rho E)$, μπορούν να γραφούν σε μια συμπαγή μορφή, εκφράζοντας έτσι και τη συνδυασμένη φύση των εξισώσεων:

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{vmatrix} \rho \\ \rho\vec{v} \\ \rho E \end{vmatrix} + \vec{\nabla} \cdot \begin{vmatrix} \rho\vec{v} \\ \rho\vec{v} \otimes \vec{v} + p\vec{I} - \vec{\tau} \\ \rho\vec{v}H - \vec{\tau} \cdot \vec{v} - k\vec{\nabla}T \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 \\ \vec{f}_e \\ W_f + q_H \end{vmatrix} \quad (3.1)$$

Η παραπάνω εξίσωση ορίζει ένα (5×1) διάνυσμα στήλης U των συντηρητικών μεταβλητών:

$$U = \begin{vmatrix} \rho \\ \rho\vec{v} \\ \rho E \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{vmatrix} \quad (3.2)$$

και ένα γενικευμένο (5×3) διάνυσμα παροχής \vec{F} :

$$\vec{F} = \begin{vmatrix} \rho\vec{v} \\ \rho\vec{v} \otimes \vec{v} + p\vec{I} - \vec{\tau} \\ \rho\vec{v}H - \vec{\tau} \cdot \vec{v} - k\vec{\nabla}T \end{vmatrix} \quad (3.3)$$

Η δεξιά πλευρά περιέχει τους όρους των πηγών και αυτοί μπορούν να ομαδοποιηθούν σε ένα (5×1) διάνυσμα στήλης Q , που ορίζεται από

$$Q = \begin{pmatrix} 0 \\ \vec{f}_e \\ W_f + q_H \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

Οι όροι πηγών εκφράζουν τις επιπτώσεις των εξωτερικών δυνάμεων, \vec{f}_e , των πηγών θερμότητας, q_H , και του έργου που εκτελείται από τις εξωτερικές δυνάμεις, $W_f = \rho \vec{f}_e \cdot \vec{v}$. Η ομάδα των εξισώσεων λαμβάνει στη συνέχεια την ακόλουθη συμπτυκνωμένη μορφή:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \vec{F} = Q \quad (3.5)$$

Αυτό το σύστημα των εξισώσεων Navier-Stokes ισχύει για κάθε στρωτή ή τυρβώδη ροή οποιουδήποτε ρευστού, που ορίζεται από την καταστατική του εξίσωση, σχετίζοντας τις διατμητικές τάσεις με τις άλλες μεταβλητές της ροής. Οι εφαρμογές του CFD σε συστήματα ροής της πραγματικής ζωής, στη φύση ή στην τεχνολογία, απαιτούν την ικανότητα χειρισμού τυρβωδών ροών, καθώς αυτές συνιστούν την κατάσταση που συναντάται πιο συχνά. Ως εκ τούτου, πρέπει να λάβουμε υπόψη τις επιπτώσεις στροβιλισμού στην μέση ροή και αυτό απαιτεί προσεγγιστικά μοντέλα.

3.2 Μοντέλα τύρβης

Η πρόβλεψη φαινομένων ροής, όπως ο διαχωρισμός οριακού στρώματος ή εν γένει των επιπτώσεων της τύρβης, εξαρτάται έντονα από την επιλογή του μοντέλου τύρβης. Δύο οικογένειες μοντέλων είναι σήμερα διαθέσιμες [18]: μια οικογένεια, που καλείται Large Eddy Simulation (LES) και υπολογίζει άμεσα τις τυρβώδεις διακυμάνσεις στο χώρο και το χρόνο, αλλά μόνο πάνω από μια ορισμένη κλίμακα μήκους. Κάτω από αυτή την κλίμακα η στροβιλότητα μοντελοποιείται από ημι-εμπειρικούς νόμους. Ενώ η άλλη οικογένεια, που καλείται Reynolds Averaged Navier–Stokes (RANS), αγνοεί τις τυρβώδεις διακυμάνσεις και αποσκοπεί στον υπολογισμό μόνο της μέσης τυρβώδους ροής. Αυτή είναι σήμερα η πιο ευρέως εφαρμόσιμη προσέγγιση στην CFD πρακτική, η οποία αναλύεται περαιτέρω με βάση τον αριθμό των επιπλέον εξισώσεων μεταφοράς, που πρέπει κανείς να λύσει, προκειμένου να υπολογιστούν οι συνεισφορές της τύρβης.

Μια μεγάλη κατηγορία της οικογένειας μοντέλων τύρβης RANS αποτελούν τα μοντέλα μιας εξίσωσης [19], τα οποία λύνουν μια και μόνο εξίσωση μεταφοράς για μια ποσότητα, που στη συνέχεια χρησιμοποιείται για να υπολογίσουμε την τυρβώδη συνεκτικότητα. Επί του παρόντος, το πιο δημοφιλές μοντέλο μιας εξίσωσης είναι το μοντέλο Spalart-Allmaras, το οποίο και θα αναλύσουμε συνοπτικά στη συνέχεια.

Επίσης υπάρχουν τα μοντέλα δύο εξισώσεων, τα οποία, όπως υποδηλώνει το όνομά τους, απαιτούν τη λύση δύο επιπλέον εξισώσεων προκειμένου να υπολογιστούν οι συνεισφορές της τύρβης στην μέση ροή. Μαζί με το μοντέλο Spalart-Allmaras, τα μοντέλα δύο εξισώσεων αποτελούν το μεγαλύτερο μέρος των μοντέλων τύρβης που χρησιμοποιούνται στην παραγωγή CFD. Δύο από τα πιο συνηθισμένα μοντέλα δύο εξισώσεων είναι το μοντέλο SST Menter και το μοντέλο k-epsilon, αλλά υπάρχουν και πολλά άλλα.

3.2.1 Μοντέλο Spalart-Allmaras

Το συγκεκριμένο μοντέλο, που λύνει άμεσα μια εξίσωση μεταφοράς για τη συνεκτικότητα, έγινε αρκετά δημοφιλές λόγω των λογικών αποτελεσμάτων για ένα ευρύ φάσμα προβλημάτων ρευστών και των αριθμητικών ιδιοτήτων του.

Το εν λόγω μοντέλο δίνεται από την ακόλουθη εξίσωση [20]:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = C_{b1}[1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \{ \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b2} |\nabla \nu|^2 \} - \left[C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2 \quad (3.6)$$

και η τυρβώδη συνεκτικότητα υπολογίζεται από:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1}$$

όπου

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

και ρ είναι η πυκνότητα, $\nu = \mu/\rho$ είναι η μοριακή κινηματική συνεκτικότητα και μ είναι η μοριακή δυναμική συνεκτικότητα.

Πρόσθετες επεξηγήσεις δίνονται από τις ακόλουθες εξισώσεις:

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2}$$

όπου $S = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$ είναι το μέγεθος της στροβιλότητας, d είναι η απόσταση σημείου του πεδίου από την πλησιέστερη επιφάνεια και

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} (\partial u_i / \partial x_j - \partial u_j / \partial x_i)$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6}, \quad g = r + C_{w2}(r^6 - r), \quad r \equiv \frac{\tilde{v}}{\bar{S}\kappa^2 d^2}$$

$$f_{t1} = C_{t1} g_t \exp \left(-C_{t2} \frac{\omega_t^2}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2] \right)$$

$$f_{t2} = C_{t3} \exp \left(-C_{t4} \chi^2 \right)$$

Οι οριακές συνθήκες είναι [21]:

$$\tilde{v}_{wall} = 0$$

$$\tilde{v}_{farfield} = 3v_\infty \text{ to } 5v_\infty$$

Οι σταθερές ισούνται με:

$$\begin{aligned} \sigma &= 2/3 \\ C_{b1} &= 0.1355 \\ C_{b2} &= 0.622 \\ \kappa &= 0.41 \\ C_{w1} &= C_{b1}/\kappa^2 + (1 + C_{b2})/\sigma \\ C_{w2} &= 0.3 \\ C_{w3} &= 2 \\ C_{v1} &= 7.1 \\ C_{t1} &= 1 \\ C_{t2} &= 2 \\ C_{t3} &= 1.1 \\ C_{t4} &= 2 \end{aligned}$$

όπου για τις δύο τελευταίες σταθερές είναι ασφαλέστερο να χρησιμοποιηθούν οι τιμές $C_{t3} = 1,2$ και $C_{t4} = 0,5$.

Για την αποφυγή πιθανών αριθμητικών προβλημάτων, ο όρος S δεν πρέπει ποτέ να επιτραπεί να φτάσει στο μηδέν ή να γίνει αρνητικός. (α) Μία συνηθισμένη μέθοδος περιορίζει τον όρο να είναι μεγαλύτερος του μηδενός. (β) Ο Spalart συνιστά περιορισμό του S ώστε να μην γίνει μικρότερος από $0,3 \cdot S$. (γ) Μια άλλη μέθοδος (που αποφεύγει το ψαλίδισμα) αναπτύχθηκε από τους Johnson και Allmaras, όπως αναφέρεται [22].:

Η παραπάνω εξίσωση για \hat{S} αντικαθίσταται από:

$$\hat{S} = \begin{cases} S + \bar{S}, & \bar{S} \geq -c_{v2}S \\ S + \frac{S(c_{v2}S + c_{v3}\bar{S})}{(c_{v3} - 2c_{v2})S - \bar{S}}, & \bar{S} < -c_{v2}S \end{cases}$$

όπου $c_{v2} = 0,7$ και $c_{v3} = 0,9$. Η συγκεκριμένη μέθοδος περιορισμού που χρησιμοποιείται θα πρέπει πάντα να αναφέρεται.

Υπάρχουν δύο προσεγγίσεις για την χρήση του μοντέλου για συμπιεστές ροές. Σύμφωνα με την πρώτη, η τυρβώδη δυναμική συνεκτικότητα υπολογίζεται από

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1}$$

όπου ρ είναι η τοπική πυκνότητα. Η εξίσωση για $\tilde{\nu}$ του αρχικού μοντέλου στη συγκεκριμένη περίπτωση τροποποιείται ως εξής:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{\nu} u_j) = \text{RHS}$$

όπου RHS= right hand side, δηλαδή το δεξί μέλος της εξίσωσης παραμένει το ίδιο με του αρχικού μοντέλου.

3.2.2 Μοντέλο SST k-omega

Το μοντέλο τύρβης SST k- ω [23] είναι ένα μοντέλο τυρβώδους συνεκτικότητας δύο εξισώσεων, που αναπτύχθηκε από τον Menter για να συνδυάσει αποτελεσματικά την ισχυρή και ακριβή διαμόρφωση του μοντέλου k- ω στην περιοχή κοντά στο τοίχωμα με το μοντέλο k- ϵ στο εξωτερικό σύνορο (farfield). Για να επιτευχθεί αυτό, το μοντέλο k- ϵ μετατρέπεται σε μία διαμόρφωση k- ω .

Το μοντέλο SST k- ω είναι παρόμοιο με το αρχικό μοντέλο k- ω , αλλά περιλαμβάνει ορισμένες βελτιώσεις, που το καθιστούν περισσότερο ακριβές και αξιόπιστο για μια ευρύτερη κατηγορία ροών από το αρχικό μοντέλο k- ω . Το αρχικό μοντέλο k- ω και το μετασχηματισμένο μοντέλο k- ϵ πολλαπλασιάζονται με μια συνάρτηση ανάμειξης και τα δύο αυτά μοντέλα προστίθενται μαζί. Η συνάρτηση ανάμειξης σχεδιάζεται να ισούται με τη μονάδα στην περιοχή κοντά στο τοίχωμα, το οποίο ενεργοποιεί το τυποποιημένο μοντέλο k- ω , και μηδέν μακριά από την επιφάνεια, το οποίο ενεργοποιεί το μετασχηματισμένο μοντέλο k- ϵ . Επίσης οι σταθερές μοντελοποίησης είναι διαφορετικές.

Οι δύο εξισώσεις που περιγράφουν το εν λόγω μοντέλο είναι οι ακόλουθες (σε συντηρητική μορφή):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3.8)$$

όπου k = η κινητική ενέργεια της τύρβης, ω = ο ειδικός ρυθμός διάχυσης,

$$P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$$

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

και η τυρβώδης συνεκτικότητα υπολογίζεται από

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}$$

Κάθε μία από τις σταθερές είναι ένας συνδυασμός μίας εσωτερικής (1) και εξωτερικής (2) σταθεράς, που σχετίζονται μέσω:

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2$$

όπου ϕ_1 παριστάνει τη σταθερά 1 και ϕ_2 παριστάνει τη σταθερά 2.

Πρόσθετες συναρτήσεις δίνονται από:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4)$$

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^+ \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} d^2} \right]$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2)$$

$$\arg_2 = \max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^+ \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right)$$

ρ είναι η πυκνότητα, $\nu_t = \mu_t / \rho$ είναι τυρβώδη κινηματική συνεκτικότητα, μ η μοριακή δυναμική συνεκτικότητα, d είναι η απόσταση σημείου του πεδίου από το πλησιέστερο τοίχωμα και

$\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$ είναι το μέγεθος της στροβιλότητας με

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

Γενικά να σημειωθεί ότι συνίσταται να χρησιμοποιείται ένας περιορισμός. Σ' αυτή την περίπτωση, ο όρος P στην εξίσωση για το k αντικαθίσταται από [24]:

$$\min(P, 20\beta^* \rho \omega k)$$

Οι οριακές συνθήκες που προτείνονται είναι:

$$\frac{U_\infty}{L} < \omega_{farfield} < 10 \frac{U_\infty}{L}$$

$$\frac{10^{-5}U_\infty^2}{Re_L} < k_{farfield} < \frac{0.1U_\infty^2}{Re_L}$$

$$\omega_{wall} = 10 \frac{6\nu}{\beta_1(\Delta d_1)^2}$$

$$k_{wall} = 0$$

όπου L είναι κατά προσέγγιση το μήκος του υπολογιστικού πεδίου.

Οι σταθερές είναι:

$$\gamma_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 1} \kappa^2}{\sqrt{\beta^*}} \quad \gamma_2 = \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 2} \kappa^2}{\sqrt{\beta^*}}$$

$$\sigma_{k1} = 0.85 \quad \sigma_{\omega 1} = 0.5 \quad \beta_1 = 0.075$$

$$\sigma_{k2} = 1.0 \quad \sigma_{\omega 2} = 0.856 \quad \beta_2 = 0.0828$$

$$\beta^* = 0.09 \quad \kappa = 0.41 \quad a_1 = 0.31$$

Στην παρούσα διπλωματική εργασία ως μοντέλο τύρβης επιλέχθηκε μεταξύ των δύο το Spalart-Allmaras, τα βασικά χαρακτηριστικά του οποίου παρουσιάστηκαν παραπάνω. Αξίζει τέλος να σημειωθεί ότι και για τα δύο μοντέλα, το SST k-omega και το Spalart-Allmaras, έχουν γίνει κατά καιρούς πολλές προσθήκες, βελτιώσεις και διορθώσεις.

3.3 Βασικές αρχές προσομοίωσης CFD

Το πρώτο βήμα για τη δημιουργία μιας προσομοίωσης [18] είναι ο καθορισμός της φυσικής που σκοπεύουμε να προσομοιώσουμε. Σκοπός είναι η μελέτη φυσικών συστημάτων για τα οποία έχει υποτεθεί ότι οι βασικές εξισώσεις που περιγράφουν τη συμπεριφορά τους είναι γνωστές θεωρητικά, αλλά για τις οποίες δεν υπάρχουν αναλυτικές λύσεις και κατά συνέπεια, μια κατά προσέγγιση αριθμητική λύση θα αναζητηθεί αντ' αυτού. Για παράδειγμα αν και γνωρίζουμε τις πλήρεις εξισώσεις της μηχανικής των ρευστών από το δεύτερο εξάμηνο του 19ου αιώνα, από το έργο των Navier και Stokes συγκεκριμένα, οι εξισώσεις αυτές είναι εξαιρετικά περίπλοκες καθώς αποτελούν ένα σύστημα μη γραμμικών μερικών διαφορικών εξισώσεων. Συνεπώς θα πρέπει να ορίσουμε κατάλληλες υποθέσεις μοντελοποίησης και απλουστεύσεις. Αυτά θα πρέπει να μεταφραστούν σε ένα μαθηματικό μοντέλο, που απαρτίζεται γενικά από ένα σύνολο μερικών διαφορικών εξισώσεων και πρόσθετων νόμων που καθορίζουν τον τύπο του ρευστού, ενδεχόμενη εξάρτηση των βασικών παραμέτρων, όπως της συνεκτικότητας και της θερμικής αγωγιμότητας σε συνάρτηση με άλλες ποσότητες της ροής, όπως είναι η θερμοκρασία και η πίεση καθώς και διάφορες ποσότητες, που σχετίζονται με την περιγραφή της πρόσθετης φυσικής και άλλων αντιδράσεων, όταν υπάρχουν.

Μόλις επιλεγεί ένα μαθηματικό μοντέλο, μπορούμε να ξεκινήσουμε με τη διαδικασία της προσομοίωσης, δηλαδή την διαδικασία της διακριτοποίησης. Δεδομένου ότι ο υπολογιστής αναγνωρίζει μόνο αριθμούς, θα πρέπει να μεταφράσουμε τα γεωμετρικά και μαθηματικά μοντέλα σε αριθμούς, το οποίο ονομάζεται διακριτοποίηση. Η πρώτη ενέργεια είναι να διακριτοποιήσουμε το χώρο, συμπεριλαμβάνοντας τις γεωμετρίες και τα στερεά σώματα που είναι παρόντα στο πεδίο ροής ή περιβάλλοντας το πεδίο ροής. Οι στερεές επιφάνειες στο πεδίο υποτίθεται ότι είναι διαθέσιμες σε μια κατάλληλη ψηφιακή μορφή, γύρω από την οποία μπορούμε να ξεκινήσουμε τη διαδικασία διανομής σημείων στο πεδίο ροής και στις στερεές επιφάνειες. Αυτό το σύνολο των σημείων, το οποίο αντικαθιστά τη συνέχεια του πραγματικού χώρου από έναν πεπερασμένο αριθμό απομονωμένων σημείων στο χώρο, καλείται πλέγμα.

Το συνολικό αντικείμενο της προσομοίωσης είναι για τον υπολογιστή να παρέχει τις αριθμητικές τιμές όλων των σχετικών μεταβλητών της ροής, όπως της ταχύτητας, της πίεσης, της θερμοκρασίας κ.ο.κ. στις θέσεις των σημείων του πλέγματος. Ως εκ τούτου, αυτό το πρώτο βήμα της παραγωγής πλέγματος είναι απαραίτητο και δεν μπορεί να παραληφθεί. Χωρίς ένα πλέγμα δεν υπάρχει δυνατότητα να ξεκινήσει μια προσομοίωση CFD.

Είναι προφανές ακόμα ότι η ακρίβεια μιας αριθμητικής προσέγγισης θα εξαρτάται άμεσα από το μέγεθος του πλέγματος, δηλαδή όσο πιο κοντά είναι τα σημεία, τόσο καλύτερα ο διακριτοποιημένος χώρος προσεγγίζει τη συνέχεια και τόσο καλύτερη η προσέγγιση του αριθμητικού σχήματος. Με άλλα λόγια, το σφάλμα μιας αριθμητικής προσομοίωσης πρέπει να τείνει στο μηδέν, όταν το μέγεθος του πλέγματος τείνει στο μηδέν και ο ρυθμός της μεταβολής αυτής θα χαρακτηρίζεται από τη τάξη της αριθμητικής διακριτοποίησης. Για πολύπλοκες γεωμετρίες, η λύση επίσης θα εξαρτάται από την μορφή του πλέγματος,

δεδομένου ότι σε αυτές τις περιπτώσεις, θα τείνουμε να αναπτύξουμε πλέγματα τα οποία να είναι προσαρμοσμένα σε γεωμετρικές πολυπλοκότητες, όπως για ροές κατά μήκος στερεών τοιχωμάτων, και το σχήμα και το μέγεθος του πλέγματος θα ποικίλλει μέσα στο πεδίο ροής. Ως εκ τούτου, η δημιουργία πλεγμάτων για πολύπλοκες γεωμετρίες είναι ένα κρίσιμο πρόβλημα, του οποίου η σημασία αυξάνεται με τη διάσταση του χώρου, καθιστώντας αυτό το βήμα το πιο σημαντικό σε τρισδιάστατες προσομοιώσεις CFD. Τέλος γίνεται διάκριση μεταξύ δομημένων και μη δομημένων πλεγμάτων, με το τελευταίο να είναι πιο γενικού χαρακτήρα.

Μόλις το πλέγμα είναι διαθέσιμο, μπορούμε να προχωρήσουμε στο δεύτερο μέρος της διαδικασίας διακριτοποίησης, δηλαδή στη διακριτοποίηση των εξισώσεων του μαθηματικού μοντέλου. Αυτό οδηγεί στην μετατροπή των διαφορικών ή ολοκληρωτικών εξισώσεων σε διακριτές αλγεβρικές πράξεις που αφορούν τις τιμές των αγνώστων στα σημεία του πλέγματος. Η βάση όλων των αριθμητικών μεθόδων συνίσταται σε αυτόν τον μετασχηματισμό του μαθηματικού μοντέλου σε ένα αλγεβρικό, γραμμικό ή μη γραμμικό, σύστημα εξισώσεων για τις άγνωστες ποσότητες που σχετίζονται με το πλέγμα.

Τρεις οικογένειες μεθόδων είναι διαθέσιμες. Η πιο παραδοσιακή και παλαιότερη μέθοδος είναι η μέθοδος των πεπερασμένων διαφορών (FDM), η οποία παραμένει το σημείο αναφοράς για όλες τις μελέτες αριθμητικής διακριτοποίησης, αν και εφαρμόζεται στην πράξη μόνο στα δομημένα πλέγματα. Η μέθοδος αυτή βασίζεται στις ιδιότητες των αναπτυγμάτων Taylor και στην απλή εφαρμογή του ορισμού των παραγώγων. Για κάθε παράγωγο έχουμε πάντα έναν άπειρο αριθμό πιθανών τύπων FD, ανάλογα με τον αριθμό των σημείων του πλέγματος, που αποφασίζουμε να συμμετέχουν στον τύπο και ανάλογα με την αναμενόμενη τάξη ακρίβειας, η οποία μπορεί να είναι υψηλή. Επίσης ανάλογα με τη θέση των σημείων που εμπλέκονται στον τύπο FD για το σημείο i διακρίνουμε τους προς τα πίσω, προς τα εμπρός, κεντρικούς ή μικτούς τύπους πεπερασμένων διαφορών.

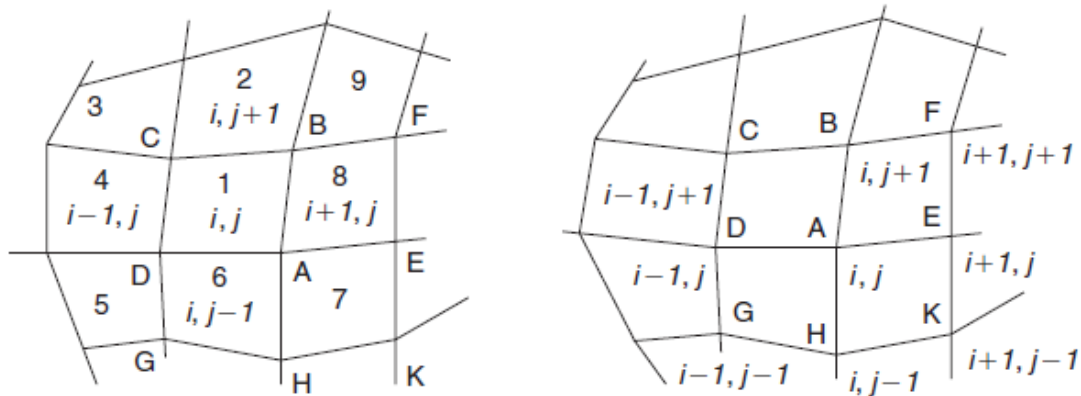
Μέχρι στιγμής σήμερα η πιο ευρέως εφαρμόσιμη μέθοδος στο CFD είναι η μέθοδος πεπερασμένων όγκων (FVM), η οποία διακριτοποιεί άμεσα την ολοκληρωτική μορφή των νόμων διατήρησης. Η δημοτικότητά της οφείλεται στην γενικότητά της, την εννοιολογική απλότητα και τη σχετική ευκολία εφαρμογής τόσο σε δομημένο όσο και σε κάθε είδους μη δομημένο πλέγμα. Η τρίτη μέθοδος προέρχεται από τον κόσμο της μηχανικής των κατασκευών, όπου η μέθοδος των πεπερασμένων στοιχείων (FEM) είναι πιο διαδεδομένη, αν όχι αποκλειστικά, εφαρμόσιμη. Η εφαρμογή της στο CFD είναι ενδιαφέρουσα, αλλά όχι κυρίαρχη.

Από τις τρεις αυτές μεθόδους ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει για εμάς η μέθοδος πεπερασμένων όγκων, καθώς αυτή χρησιμοποιεί ο κώδικας που αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής. Μόλις δημιουργηθεί ένα πλέγμα, η FVM περιλαμβάνει τη σύνδεση ενός τοπικού πεπερασμένου όγκου, που ονομάζεται όγκος ελέγχου, σε κάθε σημείο του πλέγματος και την εφαρμογή του ολοκληρωτικού νόμου διατήρησης σε αυτό το τοπικό όγκο. Αυτή είναι μια πρώτη σημαντική διάκριση από τη προσέγγιση πεπερασμένων διαφορών, όπου ο διακριτοποιημένος χώρος θεωρείται ως ένα σύνολο σημείων, ενώ στη FVM ο διακριτοποιημένος χώρος σχηματίζεται από ένα σύνολο μικρών κελιών, με το κάθε κελί να συνδέεται με ένα σημείο του πλέγματος.

Η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων εκμεταλλεύεται πλήρως σε ένα αυθαίρετο πλέγμα, όπου ένας μεγάλος αριθμός επιλογών είναι ανοικτός για τον ορισμό των όγκων ελέγχου στους οποίους οι νόμοι διατήρησης εφαρμόζονται. Η τροποποίηση του σχήματος και της θέσης των όγκων ελέγχου που σχετίζονται με ένα δεδομένο σημείο του πλέγματος καθώς επίσης και η μεταβολή των κανόνων και της ακρίβειας για την αξιολόγηση των ροών μέσα από τις επιφάνειες ελέγχου δίνουν μια σημαντική ευελιξία στη μέθοδο πεπερασμένων όγκων. Αυτό εξηγεί τη γενικότητα της FVM.

Μπορούμε να ορίσουμε, για το ίδιο πλέγμα,

- μια cell-centered προσέγγιση, όπου οι άγνωστοι είναι στα κέντρα των κελιών του πλέγματος και οι γραμμές του πλέγματος καθορίζουν τους πεπερασμένους όγκους και τις επιφάνειες. Μια προφανής επιλογή για τους όγκους ελέγχου είναι πράγματι να συμπίπτουν με τα κελιά του πλέγματος. Εδώ οι μεταβλητές συνδέονται με ένα κελί. Οι μεταβλητές ροής είναι μέσες τιμές επάνω στο κελί και μπορούν να θεωρηθούν ως αντιπροσωπευτικές κάποιου σημείου στο εσωτερικό του κελιού, για παράδειγμα, του κεντρικού σημείου του κελιού.
- μια cell-vertex προσέγγιση, όπου οι άγνωστοι ορίζονται στις γωνίες του πλέγματος. Εδώ οι μεταβλητές συνδέονται με τα σημεία πλέγματος, δηλαδή με τις κορυφές των κελιών. Στην περίπτωση αυτή υπάρχει μεγαλύτερη ευελιξία για τον ορισμό των όγκων ελέγχου. Μια προφανής επιλογή θα ήταν τέσσερα κελιά που να έχουν σημείο πλέγματος (i, j) κοινό και ο όγκος ελέγχου να σχετίζεται με το σημείο (i, j) .



Σχήμα 3.1: Δομημένο πλέγμα πεπερασμένων cell-centered όγκων (αριστερά) και cell-vertex όγκων (δεξιά) [18].

Μετά το βήμα διακριτοποίησης, ένα σύνολο αλγεβρικών σχέσεων μεταξύ τιμών γειτονικών σημείων του πλέγματος υπολογίζεται, μία σχέση για κάθε σημείο του πλέγματος. Οι σχέσεις αυτές καλούνται αριθμητικό σχήμα. Το αριθμητικό σχήμα πρέπει να πληροί ορισμένους κανόνες και προϋποθέσεις για να γίνει αποδεκτό και στη συνέχεια θα πρέπει να αναλυθεί για να καθορισθεί το σχετικό επίπεδο ακρίβειας, καθώς οποιαδήποτε διακριτοποίηση θα παράγει αυτόματα σφάλματα, συνέπεια της αντικατάστασης του

συνεχούς μοντέλου από τη διακριτή αναπαράσταση του. Όλα τα αριθμητικά σχήματα οδηγούν σε ένα αλγεβρικό σύστημα εξισώσεων, με τόσες εξισώσεις όσους αγνώστους, η επίλυση του οποίου μας επιτρέπει να βρούμε τις τιμές των βασικών μεταβλητών ροής στα σημεία του πλέγματος. Χρησιμοποιώντας τέλος συστήματα απεικόνισης που παρέχουν διάφορα εργαλεία λογισμικού μπορούμε να μελετήσουμε, ποιοτικά και ποσοτικά, τα επιτευχθέντα αποτελέσματα ώστε να μπορέσουμε να αναλύσουμε και να κατανοήσουμε το υπολογιζόμενο πεδίο ροής.

3.4 Κατασκευή πλέγματος

Το λογισμικό προσομοίωσης υπολογιστικής ρευστομηχανικής ANSYS δίνει τη δυνατότητα πρόβλεψης της επίδρασης της ροής ρευστού σε ένα στερεό σώμα τόσο κατά το σχεδιασμό και την κατασκευή, όσο και κατά την τελική χρήση. Το ICEM CFD αποτελεί μέρος αυτού του ευρέως διαδεδομένου υπολογιστικού πακέτου ANSYS, το οποίο καθιστά δυνατή την κατασκευή διακριτών πλεγμάτων με στόχο τη χρήση τους στη συνέχεια σε μεθόδους αριθμητικής επίλυσης προβλημάτων.

3.4.1 Είδη πλεγμάτων

Το ANSYS ICEM CFD μπορεί να παράγει όχι μόνο δομημένο αλλά και μη δομημένο πλέγμα [18], [25]. Ένα δομημένο πλέγμα αποτελείται από οικογένειες τεμνόμενων γραμμών, μία για κάθε διάσταση χώρου (δύο οικογένειες γραμμών σε 2D και τρεις σε 3D), όπου κάθε σημείο του πλέγματος βρίσκεται στην τομή μίας γραμμής, και μόνο μιας γραμμής, από κάθε οικογένεια. Τα βασικά στοιχεία ενός δομημένου υπολογιστικού πλέγματος είναι συνήθως ορθογώνια κελιά σε 2D και στοιχεία εξαγωνικού σχήματος (12 ακμές και 8 κόμβους) σε 3D. Τα μη δομημένα πλέγματα, αντιθέτως, αναφέρονται σε αυθαίρετες κατανομές των σημείων πλέγματος, όπου τα σημεία συνδέονται με τρίγωνα, τετράπλευρα ή πολύγωνα σε 2D ή με διάφορα πολύεδρα σε 3D (τετράεδρα, πρίσματα, πυραμίδες, εξάεδρα ή αυθαίρετα πολύεδρα).

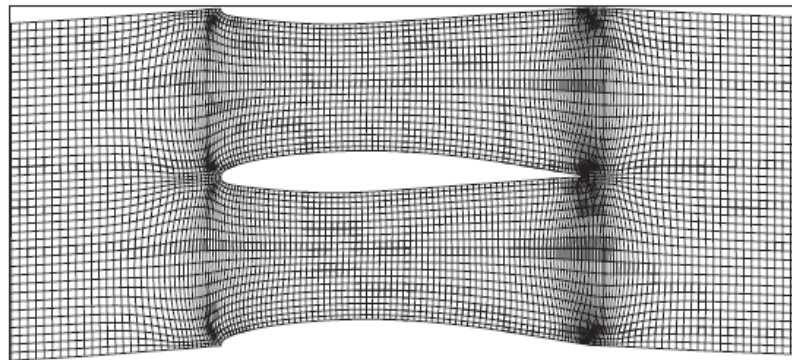
Κάθε μέθοδος έχει τα πλεονεκτήματα και τα μειονεκτήματά της και είναι επιτακτική ανάγκη ο χρήστης CFD να καταλαβαίνει ποιος τύπος πλέγματος είναι εφαρμόσιμος για ένα δεδομένο πρόβλημα. Ένα δομημένο πλέγμα επιτρέπει στο χρήστη υψηλό βαθμό ελέγχου και μπορεί να σχεδιαστεί για να ικανοποιήσει επακριβώς τις απαιτήσεις του. Επίσης σημαντικό είναι ότι τα εξαεδρικά κελιά είναι πολύ αποτελεσματικά στην πλήρωση χώρου και υποστηρίζουν ένα υψηλό ποσό στρεβλότητας και έκτασης προτού επηρεάσουν τη λύση. Τέλος επειδή το πλέγμα είναι ευθυγραμμισμένο με τη ροή βοηθά στη σύγκλιση του solver. Ωστόσο απαιτείται υπερβολικός χρόνος για την παραγωγή του πλέγματος σε σύγκριση με το μη δομημένο πλέγμα και αξίζει να σημειωθεί ότι μερικές γεωμετρίες δεν επιτρέπουν δομημένη τοπολογία λόγω των πολύ λοξών γωνιών και της έκτασης των κελιών που απαιτούνται.

Το ιδανικό πλέγμα είναι μια καρτεσιανή κατανομή, όπου όλα τα σημεία είναι σε ίση απόσταση και όπου όλα τα κελιά είναι τέλειοι κύβοι. Ομοιόμορφα καρτεσιανά πλέγματα είναι η ιδανική λύση από την άποψη της ακρίβειας και πρέπει να εφαρμόζονται, όποτε είναι δυνατόν. Είναι μια αποτελεσματική επιλογή, όταν τα στερεά τοιχώματα είναι παράλληλα στους καρτεσιανούς άξονες ή σε περίπτωση απουσίας στερεών τοιχωμάτων σε ελεύθερο χώρο.

Όταν όμως καμπύλες στερεές επιφάνειες είναι παρούσες, δεν μπορούν να είναι μέρος των γραμμών καρτεσιανού πλέγματος και μπορούμε τότε να εισάγουμε καμπυλόγραμμα πλέγματα, ώστε να ταιριάζουν οι γραμμές πλέγματος στις στερεές επιφάνειες. Καλούμε αυτά τα είδη πλεγμάτων προσαρμοσμένα στο σώμα (body-fitted). Σε αυτήν την προσέγγιση, το πλέγμα γίνεται καμπυλόγραμμα για να προσαρμοστεί όσο το δυνατόν περισσότερο στις γεωμετρίες. Χρησιμοποιούνται πιο εξελιγμένες μέθοδοι για τη δημιουργία των πλεγμάτων προκειμένου να ικανοποιηθούν απαιτήσεις σχετικά με την ομαλότητα και τη συνέχεια των μεγεθών των κελιών. Ανάλογα με τον προσανατολισμό των γραμμών του πλέγματος, διάφορες διαμορφώσεις μπορούν να επιλεγούν, που υποδεικνύονται με το γράμμα στο οποίο μοιάζουν περισσότερο, όπως πλέγματα τύπου H, τύπου O, τύπου C, τύπου I και διάφοροι συνδυασμοί τους.

- Η-πλέγμα

Οι γραμμές πλέγματος είναι καμπυλόγραμμες με μια τοπολογία, που μπορεί να συνδεθεί με το γράμμα H. Το πλέγμα H μπορεί να επιτύχει καλά αποτελέσματα για μια απλή γεωμετρία, ωστόσο, για να διατηρήσει την ακρίβεια για πολύπλοκα σχήματα το blocking γίνεται αρκετά πολύπλοκο.

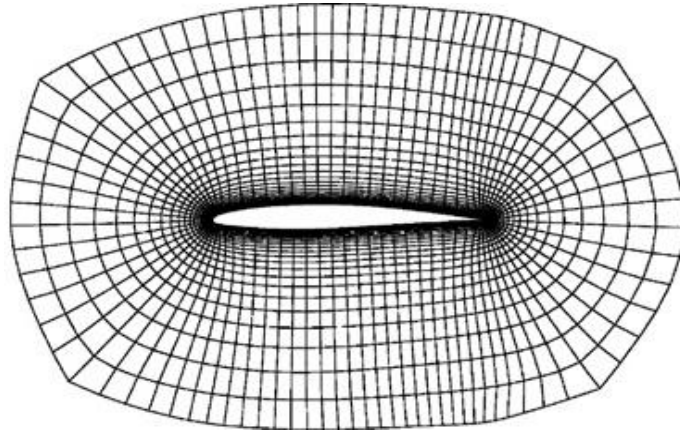


Σχήμα 3.2: Δομημένο καμπυλόγραμμα πλέγμα, προσαρμοσμένο στη γεωμετρία (body-fitted), τύπου H [18].

- O-πλέγμα

Οι γραμμές πλέγματος είναι καμπυλόγραμμες, περιβάλλοντες πλήρως τη γεωμετρία, με μια τοπολογία, που μπορεί να συνδεθεί με το γράμμα O. Η επιλογή αυτή επιτρέπει μια ακριβή κατανομή πλέγματος γύρω από τις δύο ακμές, εμπρόσθια και οπίσθια, εξωτερικών αεροδυναμικών διαμορφώσεων όπως πτερυγίων και αεροτομών. Εν γένει είναι ιδανικό για κυκλικές ή καμπύλες επιφάνειες. Όταν ένα πλέγμα H χρησιμοποιείται σε κυκλική γεωμετρία υπάρχουν

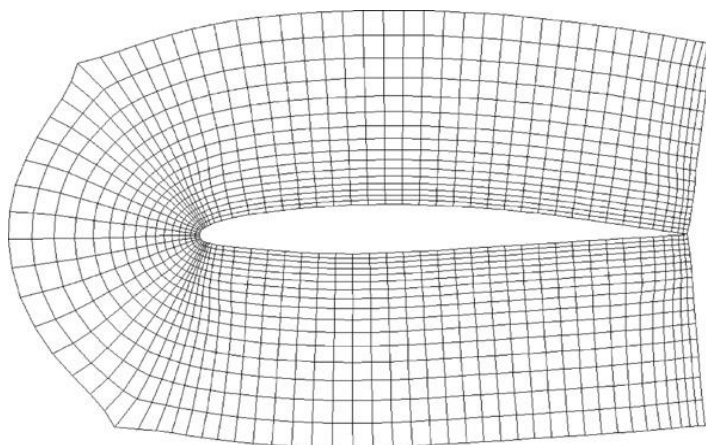
πολύ στρεβλά στοιχεία ενώ ένα πλέγμα τύπου O αφαιρεί αυτήν την στρεβλότητα. Όμως ένα πλέγμα τύπου O δεν είναι κατάλληλο για την περιοχή του ομόρρου, διότι καθώς το O επεκτείνεται σε εξωτερικές ακμές της γεωμετρίας, τα στοιχεία γίνονται αρκετά μεγάλα και δεν θα κατέγραφε με ακρίβεια την περιοχή του ομόρρου.



Σχήμα 3.3: Δομημένο καμπυλόγραμμο πλέγμα, προσαρμοσμένο στη γεωμετρία (body-fitted), τύπου O [18].

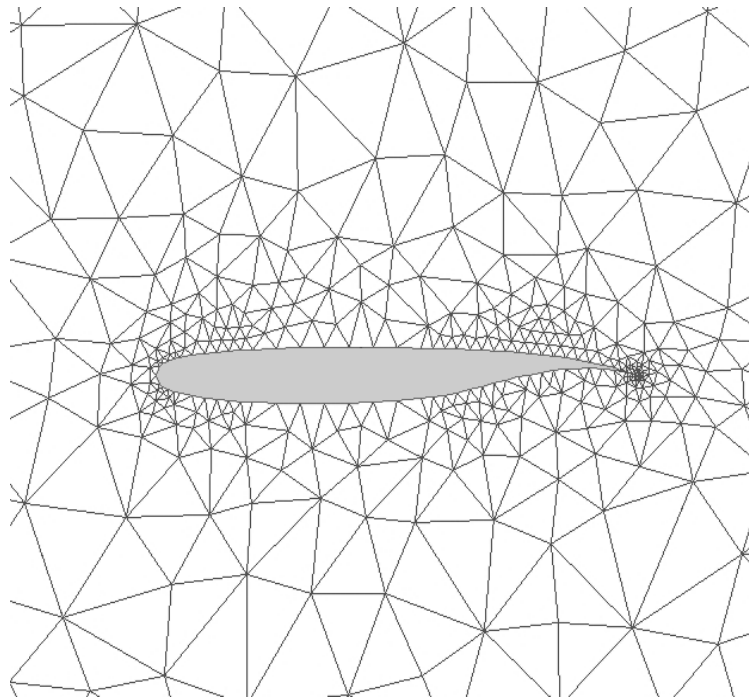
- C-πλέγμα

Οι γραμμές του πλέγματος είναι καμπυλόγραμμες, περιβάλλοντας τη γεωμετρία, με μια τοπολογία που μπορεί να συνδεθεί με το γράμμα C, στη μία πλευρά (για παράδειγμα γύρω από την εμπρόσθια ακμή της αεροτομής), αλλά παραμένοντας ανοικτό στο άλλο άκρο του υπολογιστικού τομέα. Έχει το πλεονέκτημα του πλέγματος O, όπου αυτό μοντελοποιεί μία καμπύλη επιφάνεια, αλλά επίσης επιτρέπει την τελειοποίηση του πλέγματος στο υπήνεμο άκρο της γεωμετρίας που το καθιστά ιδανικό για τις ροές, όπου ο ομόρρους πρέπει να αποτυπωθεί.



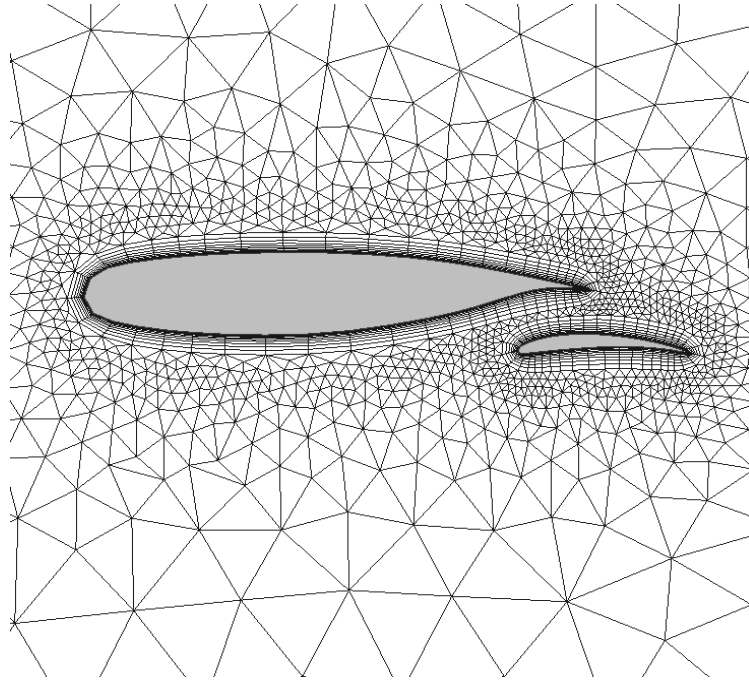
Σχήμα 3.4: Δομημένο καμπυλόγραμμο πλέγμα, προσαρμοσμένο στη γεωμετρία (body-fitted), τύπου C [18].

Ορισμένα πλεονεκτήματα στη συνέχεια του μη δομημένου πλέγματος είναι ότι είναι κατάλληλο για άπειρους χρήστες και ότι η αυτόματη δημιουργία πλέγματος επιτρέπει πολύ λιγότερη προσπάθεια από το χρήστη για να καθορίσει το πλέγμα. Επίσης μπορεί να παράγει ένα έγκυρο πλέγμα για τις περισσότερες γεωμετρίες και τα αποτελέσματα ακόμα και για σχετικά μεγάλου μεγέθους πλέγματα προκύπτουν αρκετά γρήγορα. Από την άλλη μεριά, η έλλειψη ελέγχου από το χρήστη έχει σαν αποτέλεσμα το πλέγμα να μην μπορεί να οριστεί τόσο καλά όσο επιθυμεί ο χρήστης σε ορισμένες περιοχές. Ένα ακόμα μειονέκτημα που μπορεί να επηρεάσει σημαντικά την ακρίβεια των αποτελεσμάτων είναι ότι τα τετραεδρικά στοιχεία δεν συστρέφονται και δεν εκτείνονται καλά. Συμπληρωτικά απαιτούνται άριστες επιφάνειες CAD καθώς μικρά λάθη στη γεωμετρία μπορούν να οδηγήσουν σε μεγάλα προβλήματα του πλέγματος.



Σχήμα 3.5: Μη δομημένο πλέγμα δύο διαστάσεων, που παράγεται από Gambit γύρω από μια υπερκρίσιμη αεροτομή Whitcomb [26].

Μια περιοχή μελλοντικής ανάπτυξης θα μπορούσε να είναι μια έρευνα σχετικά με τις επιπτώσεις ενός υβριδικού πλέγματος [26], που χρησιμοποιεί ένα δομημένο πλέγμα στις κρίσιμες περιοχές και ένα μη δομημένο πλέγμα στις λιγότερο κρίσιμες περιοχές. Τα υβριδικά πλέγματα σχεδιάστηκαν για την εκμετάλλευση τόσο των δομημένων όσο και των μη δομημένων πλεγμάτων, προσθέτοντας τοπικά δομημένα πλέγματα σε πολύπλοκες περιοχές ροής / γεωμετρίας. Η ιδέα είναι η προσθήκη εξαεδρικών δομημένων πλεγμάτων, όπου οι κλίσεις ροής είναι σημαντικές (στρόβιλοι, ομόρρους, ανάμειξη περιοχών και οριακών στρωμάτων) για να συλλάβει καλύτερα τη φυσική των εν λόγω περιοχών, με ταυτόχρονη χρήση μη δομημένων πλεγμάτων με τετραεδρικά, πρισματικά και πυραμιδικά κελιά για να γεμίσει το μακρινό εξωτερικό πεδίο. Ομοίως, με το δομημένο πλέγμα η παραγωγή υβριδικού πλέγματος απαιτεί μια εκ των προτέρων γνώση της ροής για να τοποθετηθούν ικανοποιητικά τα δομημένα πλέγματα και είναι ευαίσθητη σε πολύπλοκες γεωμετρίες.



Σχήμα 3.6: Υβριδικό πλέγμα δύο διαστάσεων, που παράγεται από CENTAUR γύρω από μια διαμόρφωση υψηλής άνωσης, με τετράπλευρα στοιχεία στο οριακό στρώμα και τριγωνικά στοιχεία να γεμίζουν το υπόλοιπο του τομέα [26].

3.4.2 Βελτίωση ποιότητας πλέγματος

Επιπλέον της συνέχειας του μεγέθους του πλέγματος και άλλες τυπικές πολυδιάστατες ποσότητες επηρεάζουν τη συνολική ακρίβεια της προσομοίωσης CFD [18], που σχετίζονται με την παραμόρφωση ενός κελιού από τον ιδανικό καρτεσιανό σχήμα. Τυπικές ποσότητες είναι ο λόγος διαστάσεων $\Delta x/\Delta y$, ο συντελεστής λοξότητας, που μετράται από τη γωνία μεταξύ παρακείμενων πλευρών, και διάφορες 3D γενικεύσεις τους. Αν και δεν είναι εύκολο να προσδιοριστεί ποσοτικά η επίδραση αυτών των ποσοτήτων που σχετίζονται με το σχήμα κελιού στην τοπική ακρίβεια, είναι ασφαλές να θυμόμαστε ότι εξαιρετικά διαστρεβλωμένα κελιά θα επηρεάζουν πάντα αρνητικά την ακρίβεια της λύσης και κατά συνέπεια θα επιδεινώνουν επίσης και το ρυθμό σύγκλισης των αριθμητικών σχημάτων.

Με βάση τα ανωτέρω θα πρέπει να αποφεύγονται ασυνέχειες στο μέγεθος του κελιού του πλέγματος. Κάθε ξαφνικό άλμα στο μέγεθος του πλέγματος θα μπορούσε να μειώσει δραματικά την τοπική ακρίβεια. Επίσης τα μεγέθη του πλέγματος θα πρέπει να μεταβάλλονται κατά συνεχή τρόπο σε όλες τις κατευθύνσεις, το οποίο δεν είναι πάντα εύκολο να επιτευχθεί. Προκειμένου να ελαχιστοποιηθεί η παραμόρφωση του πλέγματος σημαντικό είναι ακόμα να αποφεύγονται κοίλα κελιά ή κελιά με γωνίες μεταξύ παρακείμενων ακμών που είναι πολύ μακριά από ορθογωνιότητα. Εάν αυτές οι γωνίες μειωθούν σε λίγες μοίρες τότε η κακή ακρίβεια είναι εγγυημένη. Τέλος θα πρέπει να αποφεύγονται και κελιά με μία ή περισσότερες πολύ μικρές ακμές με εξαίρεση εντός των οριακών στρωμάτων, όπου οι υψηλοί λόγοι διαστάσεων είναι αποδεκτοί, υπό την προϋπόθεση τα κελιά να αρκετά κοντά στην ορθογωνιότητα στη στερεά επιφάνεια.

Η σημασία αυτών των συστάσεων είναι ιδιαίτερα κρίσιμη σε περιοχές ροής με υψηλές κλίσεις, δηλαδή σε περιοχές όπου οι μεταβλητές ροής υποβάλλονται σε ταχείες διακυμάνσεις. Από την άλλη πλευρά, στις περιοχές όπου η ροή είναι σχεδόν ομοιόμορφη, οι συστάσεις αυτές μπορούν να χαλαρώσουν. Η ποιότητα του πλέγματος είναι απαραίτητη προϋπόθεση για τη λήψη των λογικά φυσικών λύσεων και είναι μια συνάρτηση της εμπειρίας του μηχανικού προσομοίωσης. Διαφορετική φυσική απαιτεί διαφορετικές προσομοιώσεις πλέγματος. Για παράδειγμα προσομοιώσεις δυναμικής των ρευστών απαιτούν πλέγματα υψηλής ποιότητας τόσο στο σχήμα του στοιχείου όσο και στην ομαλότητα των αλλαγών των μεγεθών.

Ένα καλό πλέγμα είναι απαραίτητο στην ανάλυση CFD διότι [26]:

- ελαχιστοποιεί την αριθμητική διάχυση.
- αποφεύγει σφάλμα διακριτοποίησης και ως εκ τούτου επιτυγχάνει σωστή εκτίμηση των ροών από το ένα κελί στο άλλο.
- επιτυγχάνει ακριβή λύση (δηλαδή με ακρίβεια προβλεπόμενη φυσική) και / ή ταχύτερη σύγκλιση.
- αποφεύγει διορθώσεις του solver που εφαρμόζονται για τη μείωση των σφαλμάτων, που προκαλούνται από μη ορθογωνιότητα, που δημιουργούν μη-φυσικές λύσεις.

3.4.3 Αναλυτική παρουσίαση σταδίων κατασκευής

Στη συνέχεια θα γίνει μια παρουσίαση των βημάτων που ακολουθήθηκαν για την κατασκευή πλέγματος για την αεροτομή NACA 63-415. Λόγω περιορισμένου χρόνου έγινε προσπάθεια το πλήθος κελιών από τη μια να μην είναι υπερβολικά μεγάλο εν γένει για όλες τις αεροτομές και από την άλλη όμως να δίνει αποτελέσματα ικανοποιητικής ακρίβειας. Προτιμήθηκε ακόμα για την εν λόγω αεροτομή, όπως και για τη NACA 63-421, δομημένο πλέγμα τύπου C, τα γενικά χαρακτηριστικά του οποίου δόθηκαν εν συντομία προηγουμένως και η κατασκευή του οποίου είναι λίγο πιο περίπλοκη σε σχέση με το πλέγμα τύπου O, που επιλέχτηκε για τις αεροτομές της σειράς FFA-W3-xxx.

Στάδιο 1^ο: Εισαγωγή γεωμετρίας αεροτομής

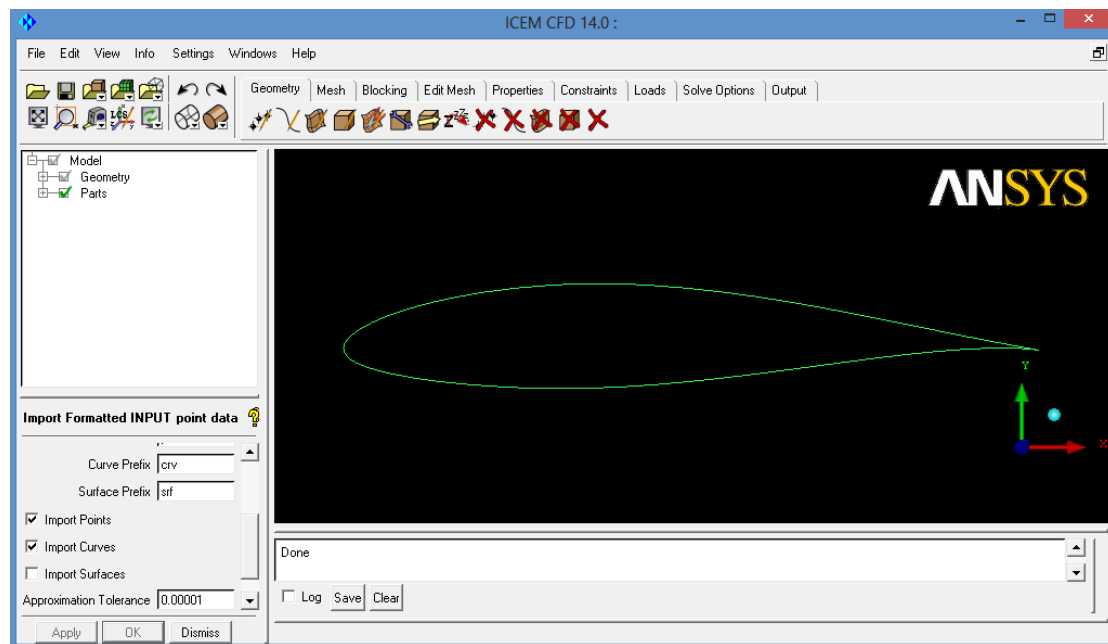
Η γεωμετρία της αεροτομής δίνεται σε ένα .txt ή .dat αρχείο, το οποίο περιέχει τις συντεταγμένες των σημείων που περιγράφουν την εν λόγω αεροτομή διατεταγμένες σε τρεις στήλες. Η πρώτη στήλη περιλαμβάνει τις τετμημένες των σημείων (άξονας x), η δεύτερη τις τεταγμένες των σημείων (άξονας y) και η τρίτη την κάθετη στο επίπεδο xy διάσταση (άξονας z). Στη δική μας περίπτωση η τρίτη στήλη θα είναι πάντα 0 καθώς αναφέρεται στις 2 διαστάσεις.

Προτού εισάγουμε το αρχείο αυτό με τα σημεία της αεροτομής θα πρέπει να προστεθεί μια ακόμα γραμμή, η οποία θα αναφέρει 1) τον συνολικό αριθμό των σημείων που περιέχει το αρχείο και 2) τον αριθμό των καμπυλών που θα χρησιμοποιήσει το πρόγραμμα για να ενώσει τα σημεία. Για παράδειγμα στο .txt αρχείο για την αεροτομή NACA 63-415 θα προσθέσουμε τη γραμμή:

61 1

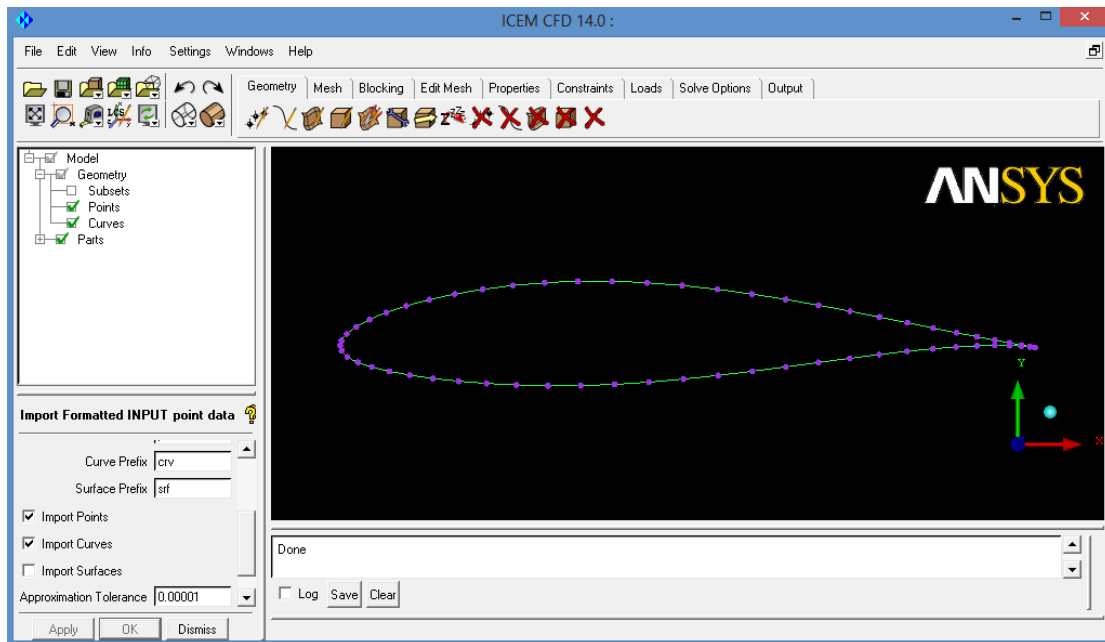
το οποίο σημαίνει ότι το ICEM CFD θα δημιουργήσει 1 καμπύλη με βάση και τα 61 σημεία του αρχείου, η οποία θα αποτελεί την αεροτομή.

Για την εισαγωγή του αρχείου πηγαίνουμε File → Import Geometry → Formatted point data επιλέγουμε το αρχείο που περιέχει τα σημεία της αεροτομής και πατάμε Άνοιγμα. Σημαντικό είναι να μην είναι ενεργοποιημένη η επιλογή Import surfaces καθώς η περίπτωση που εξετάζουμε είναι στις δύο διαστάσεις και να θέσουμε το Approximation Tolerance = 0.00001. Έχοντας τακτοποιήσει όλα τα παραπάνω πατάμε τέλος Apply.



Σχήμα 3.7: Η καμπύλη της αεροτομής NACA 63-415.

Αν θέλουμε να εμφανιστούν πάνω στην αεροτομή και τα σημεία με βάση τα οποία δημιουργήθηκε πηγαίνουμε στο αριστερό πλαίσιο στο Model → Geometry και ενεργοποιούμε την επιλογή Points καθώς μέχρι τώρα ήταν μόνο η επιλογή Curves ενεργοποιημένη.



Σχήμα 3.8: Η καμπύλη της αεροτομής NACA 63-415 μαζί με τα σημεία που την αποτελούν.

Στάδιο 2^ο: Ορισμός εξωτερικού συνόρου (farfield)

Ανάλογα με τον τύπο πλέγματος που θέλουμε να κατασκευάσουμε για την κάθε αεροτομή διαφοροποιείται και η μορφή του εξωτερικού συνόρου (farfield). Για παράδειγμα αν θέλουμε πλέγμα τύπου O θα πρέπει το εξωτερικό σύνορο να είναι κυκλικό, δηλαδή να έχει τη μορφή του γράμματος O και για την κατασκευή του θα απαιτηθούν τέσσερα σημεία. Στη συγκεκριμένη περίπτωση θέλουμε να φτιάξουμε ένα πλέγμα τύπου C για την αεροτομή NACA 63-415 και επομένως το εξωτερικό σύνορο θα πρέπει να έχει τη μορφή του γράμματος C. Για τη δημιουργία του θα χρειαστούμε συνολικά 5 σημεία, δηλαδή ένα σημείο παραπάνω σε σχέση με το πλέγμα τύπου O.

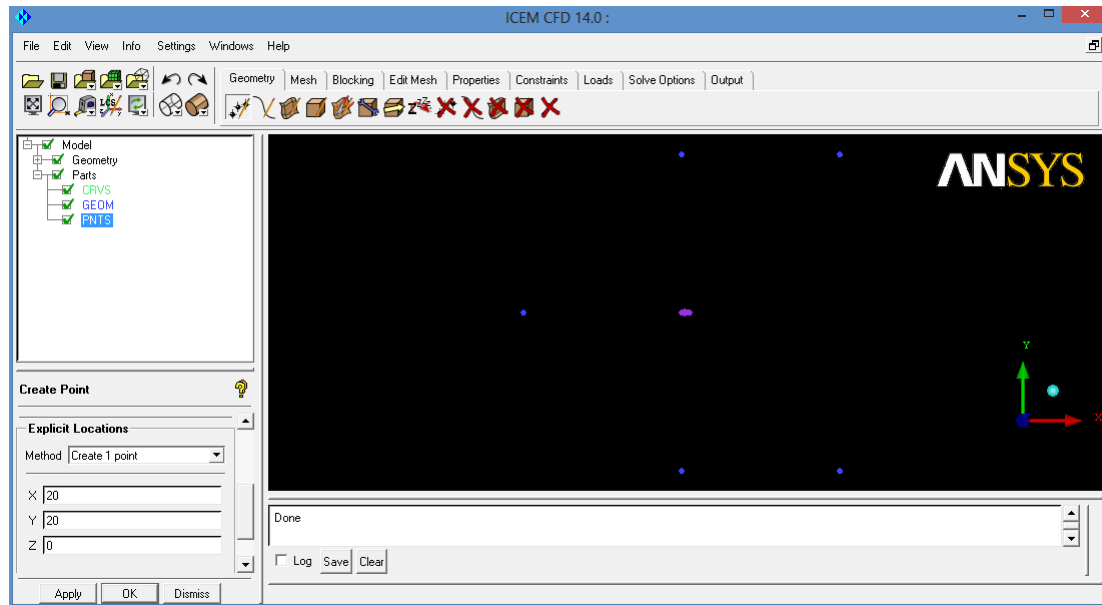
Προηγουμένως όμως θα πρέπει να αποφασίσουμε πόσο μακριά θέλουμε να τοποθετήσουμε το εξωτερικό σύνορο. Συνήθης επιλογή είναι σε μια ακτίνα των είκοσι χορδών ή $20c$, δηλαδή 20 όταν έχουμε χορδή αεροτομής $c=1$. Άλλες επιλογές είναι σε ακτίνα πενήντα χορδών ή ακόμα και πέντε χορδών.

Συνοψίζοντας οι συντεταγμένες των σημείων που απαιτούνται για να ορίσουμε το εξωτερικό σύνορο τύπου C σε ακτίνα $20c$ είναι οι ακόλουθες:

Σημείο	x	y	z
1	0	20	0
2	0	-20	0
3	20	20	0
4	20	-20	0
5	-20	0	0

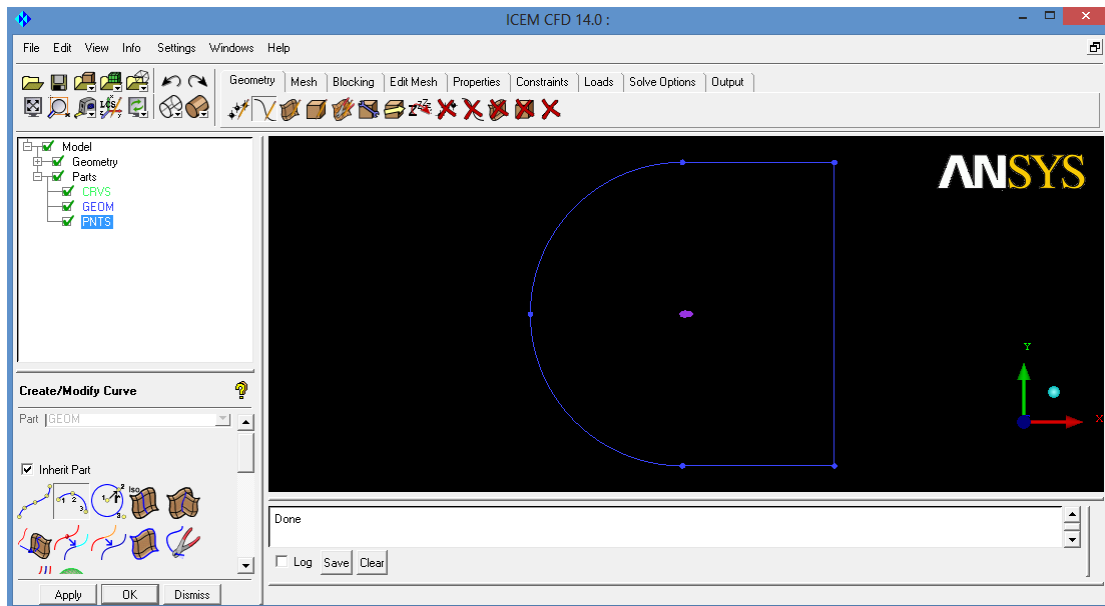
Πίνακας 3.1: Συντεταγμένες των σημείων του εξωτερικού συνόρου (farfield).

Για να εισάγουμε τα σημεία αυτά πηγαίνουμε στο πάνω πλαίσιο στο Geometry → Create Point και επιλέγουμε από το παράθυρο που αναδύεται κάτω αριστερά μέθοδο εισαγωγής με απόλυτες συντεταγμένες, δηλαδή το εικονίδιο Explicit Coordinates. Στη συνέχεια εισάγουμε τις συντεταγμένες του κάθε σημείου όπως δίνονται παραπάνω και πατάμε Apply και έτσι προκύπτει η ακόλουθη εικόνα, που δείχνει στο κέντρο την αεροτομή και γύρω τα πέντε σημεία, που χρειαζόμαστε για τον ορισμό του εξωτερικού συνόρου τύπου C.



Σχήμα 3.9: Εισαγωγή των σημείων για τη χάραξη του εξωτερικού συνόρου.

Για να προκύψει το εξωτερικό σύνορο στη συνέχεια θα πρέπει να ενώσουμε τα σημεία αυτά με καμπύλη ή τόξο, ώστε να επιτύχουμε το επιθυμητό σχήμα C. Απαιτούνται τουλάχιστον δύο σημεία για να χαράξουμε μία καμπύλη. Αρχικά επιλέγουμε από το πάνω πλαίσιο Geometry → Create/Modify Curve, μετά από το εμφανιζόμενο πλαίσιο κάτω αριστερά το εικονίδιο "From Points" και σχεδιάζουμε τελικά την καμπύλη επιλέγοντας με αριστερό κλικ τα δύο σημεία που θα την απαρτίζουν και στη συνέχεια πατώντας το μεσαίο πλήκτρο του ποντικιού. Συνολικά θα πρέπει να τραβήξουμε τρεις καμπύλες και ένα τόξο. Τα βήματα για να ενώσουμε σημεία με τόξο είναι ακριβώς τα ίδια με τη διαφορά ότι απαιτούνται 3 σημεία ακριβώς καθώς και ότι αντί για "From Points" από το εμφανιζόμενο πλαίσιο κάτω αριστερά επιλέγουμε "Arc".

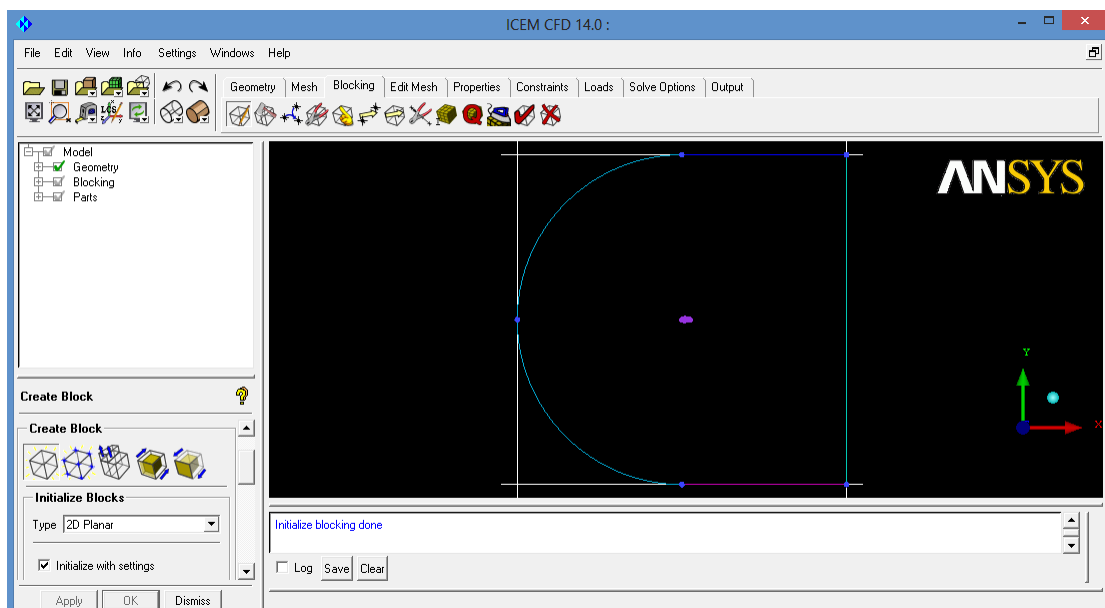


Σχήμα 3.10: Χάραξη του εξωτερικού συνόρου.

Στάδιο 3^ο: Εισαγωγή και επεξεργασία blocks

Προκειμένου να μπορέσουμε να κατασκευάσουμε το πλέγμα θα πρέπει να εισάγουμε blocks με βάση τα οποία θα γίνει εν συνεχεία η τοποθέτηση του πλέγματος.

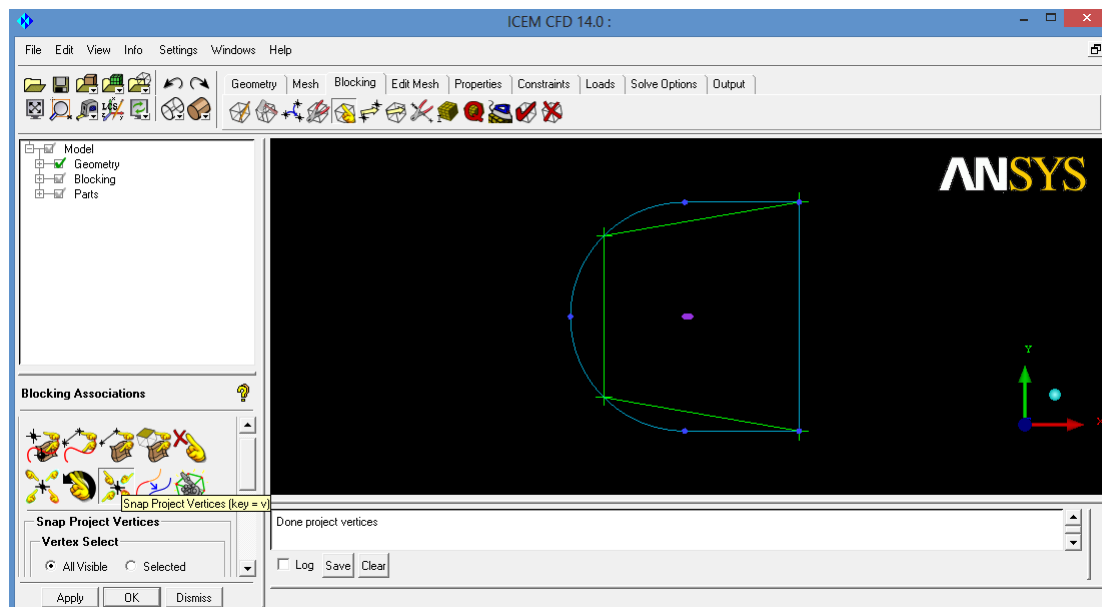
Πηγαίνουμε στο πλαίσιο στο πάνω μέρος στο Blocking → Create Block, επιλέγουμε μετά από το αναδυόμενο παράθυρο κάτω αριστερά για Part: SOLID και για Type: 2D Planar και πατάμε Apply.



Σχήμα 3.11: Εισαγωγή εξωτερικού block.

Επόμενο βήμα είναι να φέρουμε αυτό το block να συμπέσει με το εξωτερικό σύνορο, που δημιουργήσαμε προηγουμένως. Για να το πετύχουμε αυτό πηγαίνουμε στο Blocking → Associate και επιλέγουμε από το παράθυρο που εμφανίζεται κάτω αριστερά το εικονίδιο Associate Edge to Curve, το οποίο μας ζητά δύο εισόδους. Πρώτον τις τέσσερις πλευρές του block που έχουμε δημιουργήσει, τις οποίες αφού τις επιλέξουμε με αριστερό κλικ πατάμε το μεσαίο πλήκτρο και δεύτερον τις καμπύλες που απαρτίζουν το εξωτερικό σύνορο, δηλαδή το ένα τόξο και τις 3 ευθείες, τις οποίες επιλέγουμε πάλι με αριστερό κλικ και μετά το μεσαίο. Παρατηρούμε ότι το block τώρα έχει αποκτήσει ένα χαρακτηριστικό πράσινο χρώμα που υποδηλώνει ότι έχει γίνει associate στο εξωτερικό σύνορο.

Χωρίς να εισάγουμε οποιοδήποτε άλλο δεδομένο πηγαίνουμε στο παράθυρο που ήδη έχει εμφανιστεί από προηγουμένως, πατάμε το εικονίδιο Snap Project Vertices και μετά Apply. Αυτό θα μας φέρει τις κορυφές του block που έχει γίνει associate στο εξωτερικό σύνορο πάνω στο εξωτερικό σύνορο, δίνοντας μας την ακόλουθη εικόνα.



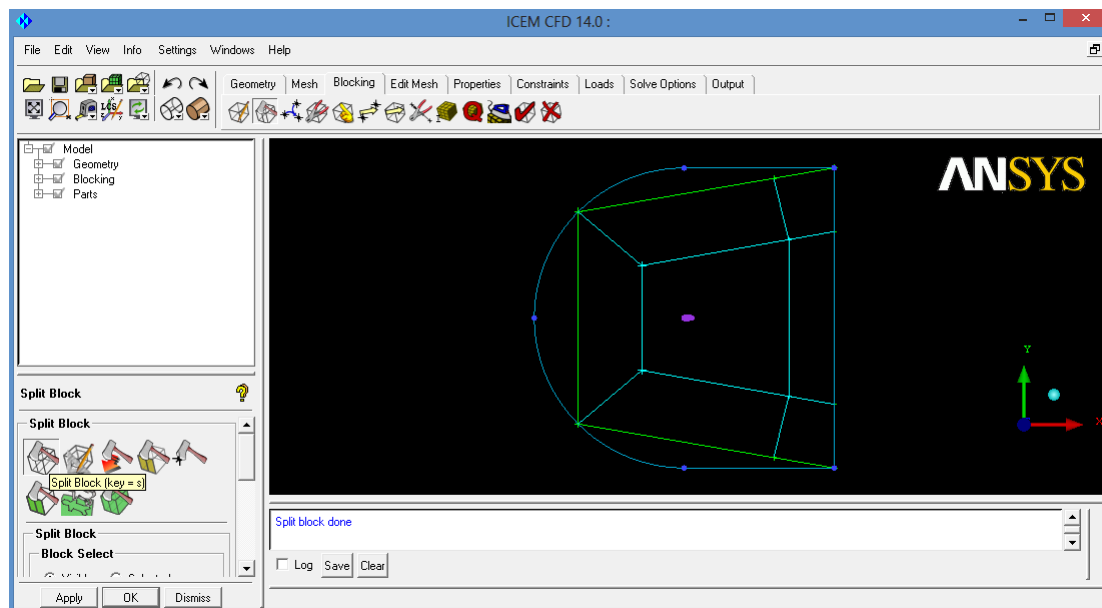
Σχήμα 3.12: Το εξωτερικό block (πράσινο) αφού το έχουμε κάνει associate στο εξωτερικό σύνορο (μπλε).

Ο λόγος για τον οποίο εισάγαμε το block είναι για να οριοθετήσουμε το χωρίο, όπου επιθυμούμε να τοποθετήσουμε πλέγμα. Όμως αν το αφήσουμε ως έχει θα τοποθετηθεί έτσι πλέγμα και εντός της αεροτομής, το οποίο δεν είναι επιθυμητό και το οποίο για να το αποφύγουμε θα δημιουργήσουμε ένα ακόμα block στο εσωτερικό του ήδη υπάρχοντος block, το οποίο θα το φέρουμε τώρα να συμπέσει με την αεροτομή.

Έτσι λοιπόν πηγαίνουμε στο Blocking → Split Block και επιλέγουμε μετά από το εμφανιζόμενο κάτω αριστερά παράθυρο το εικονίδιο Ogrid block. Στη συνέχεια πατάμε το "+" που εμφανίζεται δίπλα στην επιλογή "Select Block(s)" και επιλέγουμε το εσωτερικό του υπάρχοντος block με αριστερό κλικ καθώς εντός αυτού θα δημιουργηθεί το νέο block και μετά πατάμε το μεσαίο πλήκτρο. Αν είχαμε εξωτερικό σύνορο τύπου O τότε το βήμα αυτό

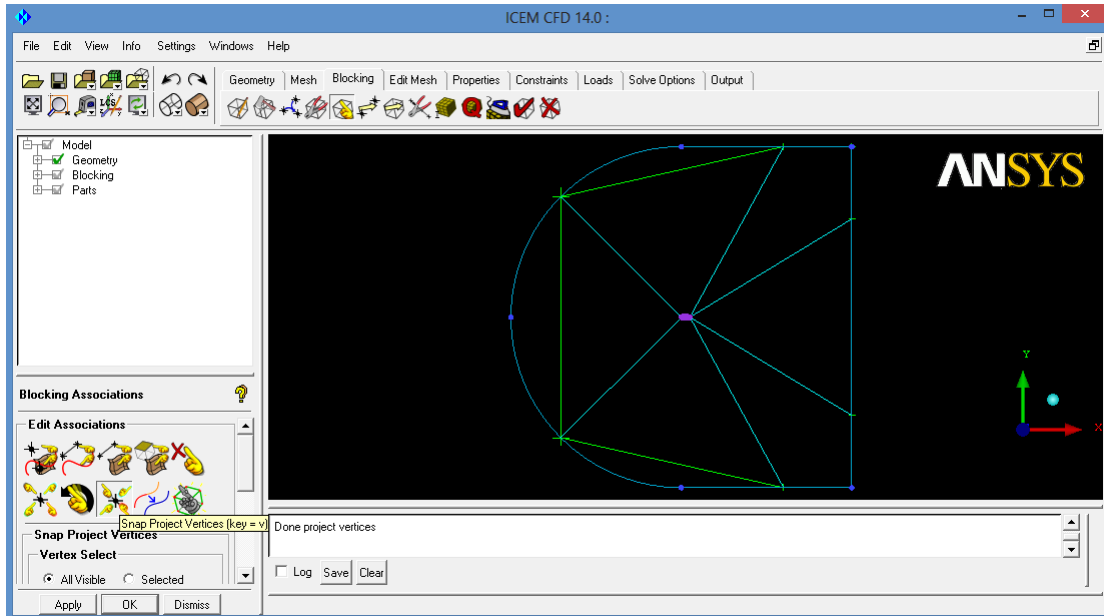
θα αρκούσε όμως επειδή έχουμε εξωτερικό σύνορο τύπου C θα πρέπει ακόμα να ορίσουμε και μια πλευρά που θα είναι κοινή για το εσωτερικό και εξωτερικό block, το οποίο γίνεται πατώντας το "+" δίπλα στην επιλογή "Select Edge(s)", επιλέγοντας μετά με αριστερό κλικ την κατακόρυφη ευθεία του εξωτερικού συνόρου και πατώντας τέλος το μεσαίο πλήκτρο του ποντικιού. Ο λόγος που επιλέχθηκε η κατακόρυφη ευθεία που αποτελεί τη δεξιά πλευρά του εξωτερικού συνόρου είναι για να προσομοιάσουμε τη μορφή του γράμματος C, που φεύγει προς τα δεξιά. Τέλος πατάμε Apply.

Όμως ακόμα το block που έχουμε φτιάξει δεν είναι κλειστό, το οποίο συνεπάγεται ότι δεν μπορώ ακόμα να το κάνω associate πάνω στην αεροτομή. Γι' αυτό θα πρέπει να χωρίσουμε το εσωτερικό αυτό block κατάντι της αεροτομής. Πηγαίνουμε λοιπόν στο Blocking → Split Block και επιλέγουμε μετά από το παράθυρο κάτω αριστερά το εικονίδιο Split Block, το οποίο μας ζητά να επιλέξουμε μια υπάρχουσα ευθεία του block καθώς το splitting θα γίνει στη συνέχεια κάθετα στην ευθεία αυτή. Την ευθεία την επιλέγουμε με αριστερο κλικ και μετά πατάμε το μεσαίο πλήκτρο, δημιουργώντας έτσι το εσωτερικό block όπως φαίνεται παρακάτω, το οποίο πλέον μπορεί να γίνει associate στην αεροτομή.



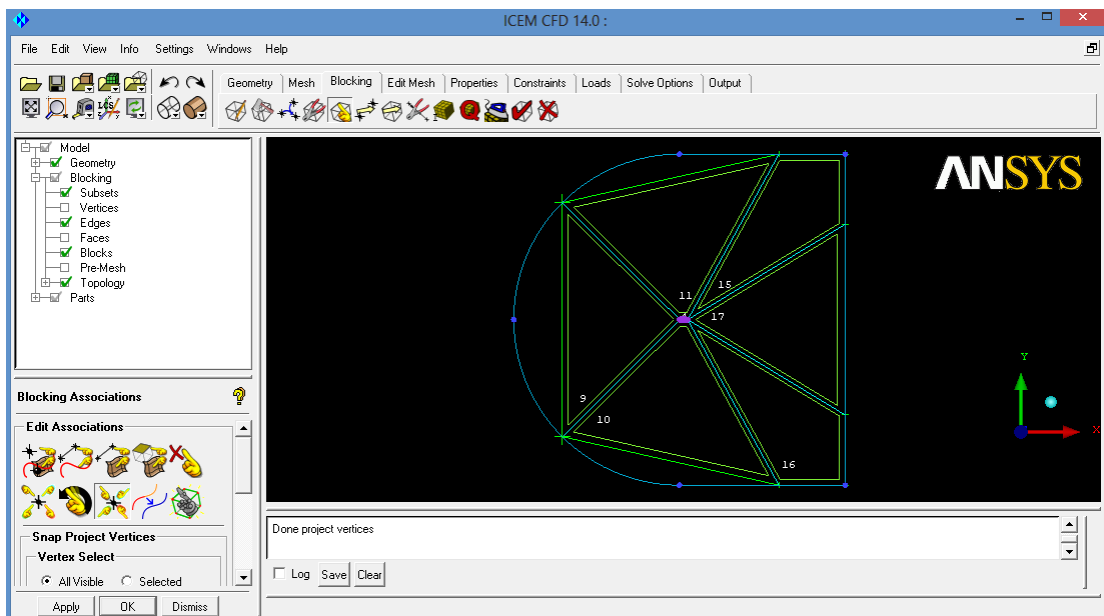
Σχήμα 3.13: Δημιουργία εσωτερικού block.

Ομοίως με προηγούμενως για να κάνουμε associate το εσωτερικό όμως τώρα block στην αεροτομή πηγαίνουμε στο Blocking → Associate και μετά από το παράθυρο κάτω αριστερά πατάμε πάνω στο εικονίδιο Associate Edge to Curve, το οποίο μας ζητά δύο εισόδους. Πρώτον επιλέγουμε με αριστερό κλικ τις τέσσερις πλευρές του εσωτερικού block που θέλουμε να κάνουμε associate και μετά πατάμε το μεσαίο πλήκτρο και δεύτερον την αεροτομή με τον ίδιο τρόπο. Παρατηρούμε ότι το εσωτερικό block έχει πάρει πάλι το χαρακτηριστικό πράσινο χρώμα. Στη συνέχεια για να φέρουμε τις κορυφές του εσωτερικού block πάνω στην αεροτομή όπου έχει γίνει associate πατάμε το εικονίδιο Snap Project Vertices και μετά Apply.



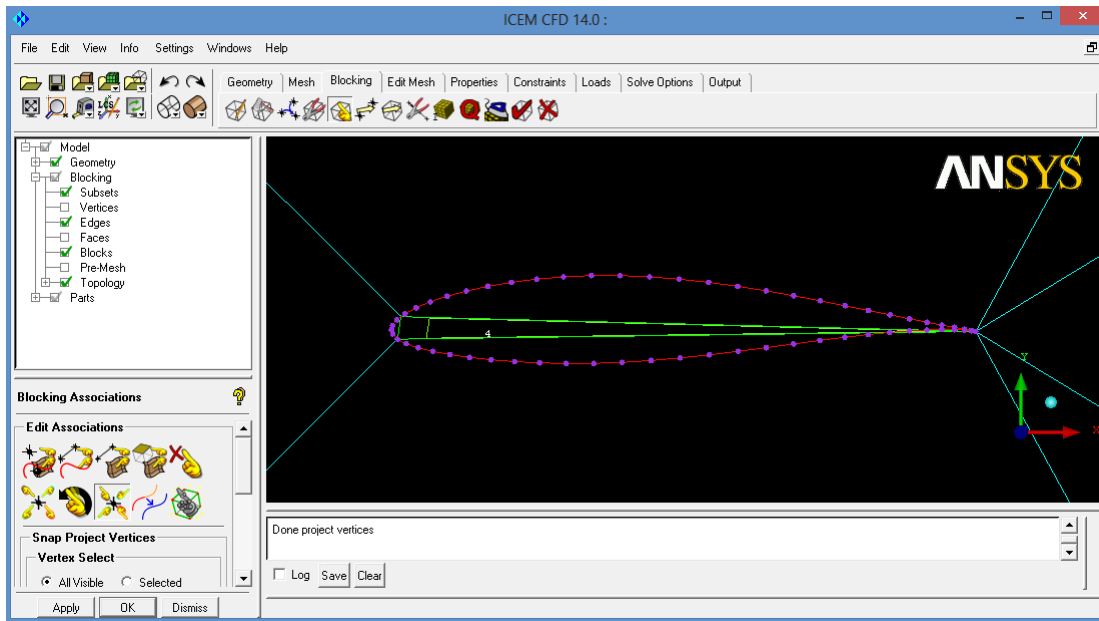
Σχήμα 3.14: Εικόνα που λαμβάνουμε μετά από associate του εσωτερικού block στην αεροτομή, ολική άποψη.

Για να δούμε τα blocks που έχουμε εισάγει πηγαίνουμε στο αριστερό πλαίσιο στο Model → Blocking και ενεργοποιούμε την επιλογή Blocks. Παίρνουμε την ακόλουθη εικόνα.



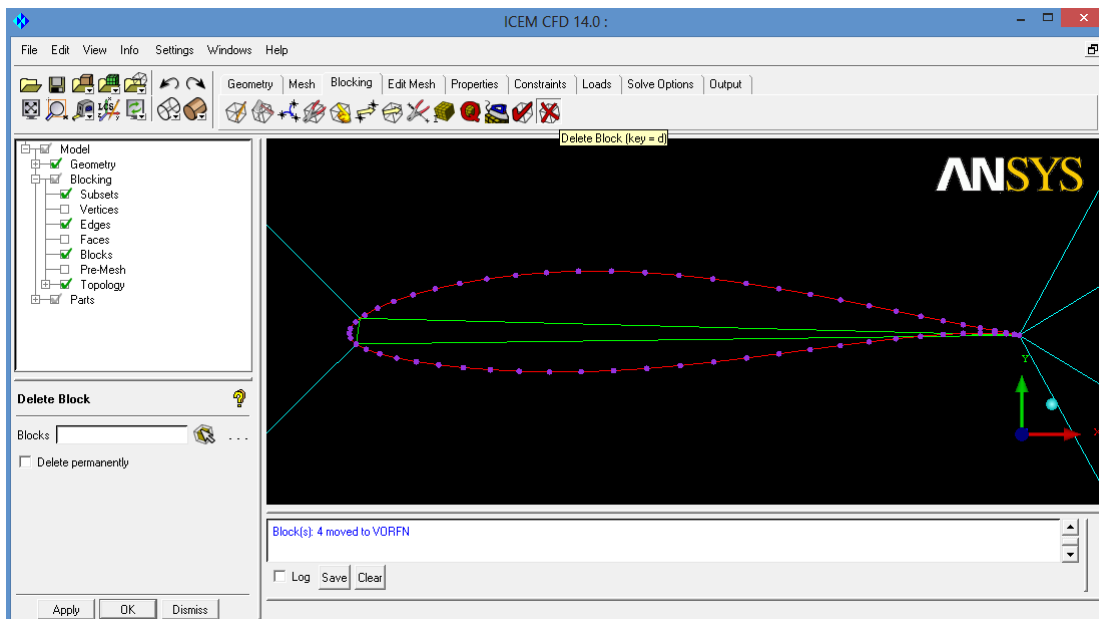
Σχήμα 3.15: Το σύνολο των blocks που έχουμε δημιουργήσει.

Εστιάζοντας στην αεροτομή έχουμε την παρακάτω εικόνα.



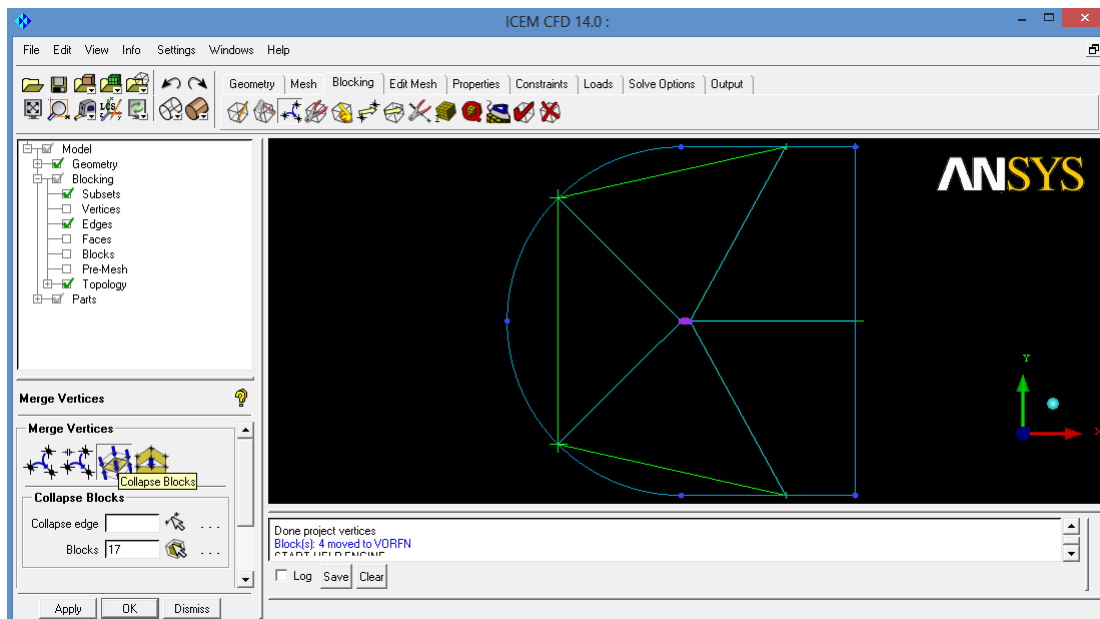
Σχήμα 3.16: Εικόνα που λαμβάνουμε μετά από associate του εσωτερικού block στην αεροτομή, κοντινή άποψη της αεροτομής.

Όμως το εσωτερικό αυτό block που κάναμε associate στην αεροτομή και που φαίνεται παραπάνω θα πρέπει να το αφαιρέσουμε, ώστε εντός της αεροτομής να μην τοποθετηθεί πλέγμα. Για να το αφαιρέσουμε πηγαίνουμε στο Blocking → Delete Block και επιλέγουμε με αριστερό κλικ το block που θέλουμε να διαγράψουμε και μετά πατάμε το μεσαίο πλήκτρο του ποντικιού.



Σχήμα 3.17: Εικόνα μετά από διαγραφή του block της αεροτομής.

Σημαντικό είναι στην ακμή εκφυγής να έχουμε όσο το δυνατόν πιο ομοιόμορφο το πλέγμα. Γι' αυτό το λόγο θα πρέπει να συμπυκωθεί ή αλλιώς να κάνουμε collapse το block που βρίσκεται κατάντι της αεροτομής. Πηγαίνουμε λοιπόν στο Blocking → Merge Vertices και από το αναδυόμενο κάτω αριστερά παράθυρο επιλέγουμε το εικονίδιο Collapse Blocks. Η συγκεκριμένη εντολή μας ζητά εν συνεχεία να επιλέξουμε 1) την πλευρά στη διεύθυνση της οποίας θα γίνει collapse, το οποίο γίνεται μόνο με αριστερό κλικ και 2) το block που θέλουμε να γίνει collapse πάλι με αριστερό κλικ. Αφού επιλεχθούν η collapse edge και το block, πατώντας το μεσαίο πλήκτρο του ποντικιού έχουμε το ακόλουθο αποτέλεσμα.



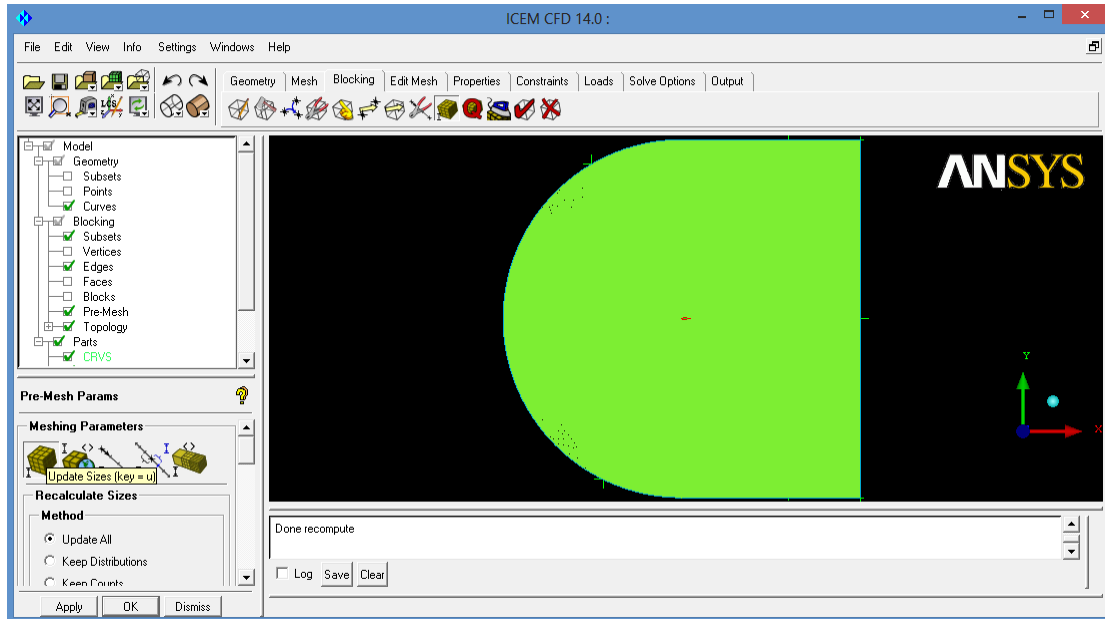
Σχήμα 3.18: Εικόνα μετά από collapse του block που βρίσκεται κατάντι της αεροτομής.

Στάδιο 4°: Έλεγχος αστοχιών

Έχοντας ολοκληρώσει τη διαδικασία επεξεργασίας των blocks θα ήταν καλό στο σημείο αυτό να γίνει μια δοκιμή τοποθέτησης πλέγματος, ώστε να ελέγξουμε ότι έχει γίνει κατανοητό από το πρόγραμμα που είναι επιθυμητή η δημιουργία πλέγματος.

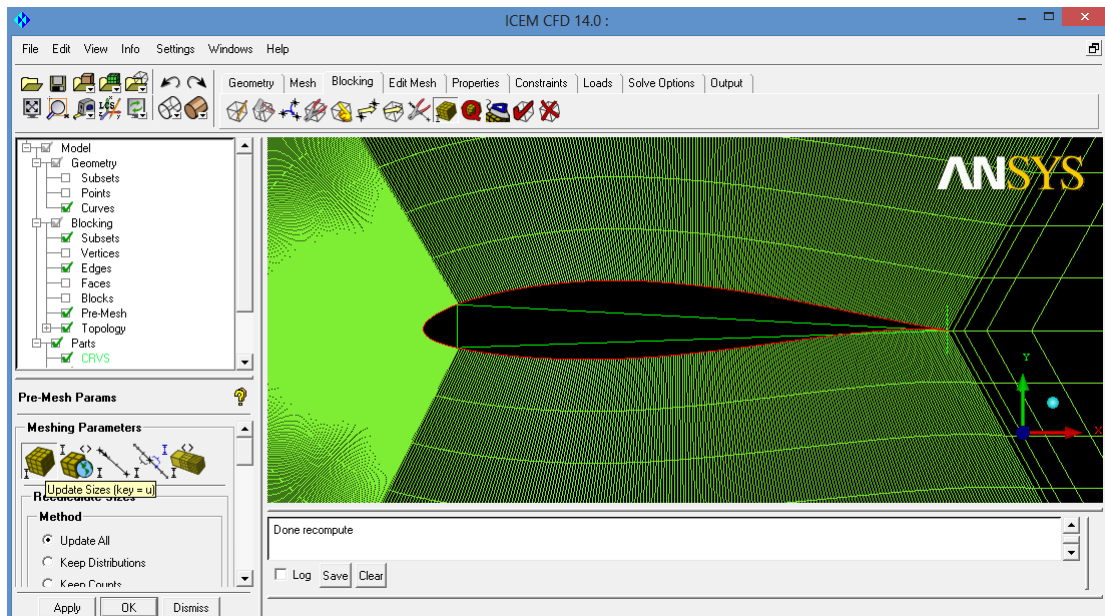
Έτσι πηγαίνουμε στο Mesh → Part Mesh Setup, όπου στο αναδυόμενο παράθυρο για τις οικογένειες των καμπυλών που δημιουργήσαμε, δηλαδή το εξωτερικό σύνορο (που αναφέρεται ως GEOM) και την αεροτομή (που αναφέρεται ως CRVS) θέτουμε το max size =0.1 και πατάμε Apply.

Επόμενο βήμα είναι να πάμε στο Blocking → Pre-Mesh Params και από το παράθυρο που εμφανίζεται κάτω αριστερά να επιλέξουμε το εικονίδιο Update Sizes και τέλος να πατήσουμε Apply. Παίρνουμε τότε την ακόλουθη εικόνα.



Σχήμα 3.19: Έλεγχος σωστής τοποθέτησης πλέγματος, ολική άποψη.

Στη συνέχεια εστιάζοντας στην περιοχή της αεροτομής παρατηρούμε ότι εντός της αεροτομής δεν υπάρχει πλέγμα, όπως ήταν επιθυμητό εξαρχής, και ότι πλέγμα τοποθετείται μόνο μεταξύ της καμπύλης που περιγράφει τη γεωμετρία της αεροτομής και του εξωτερικού συνόρου.



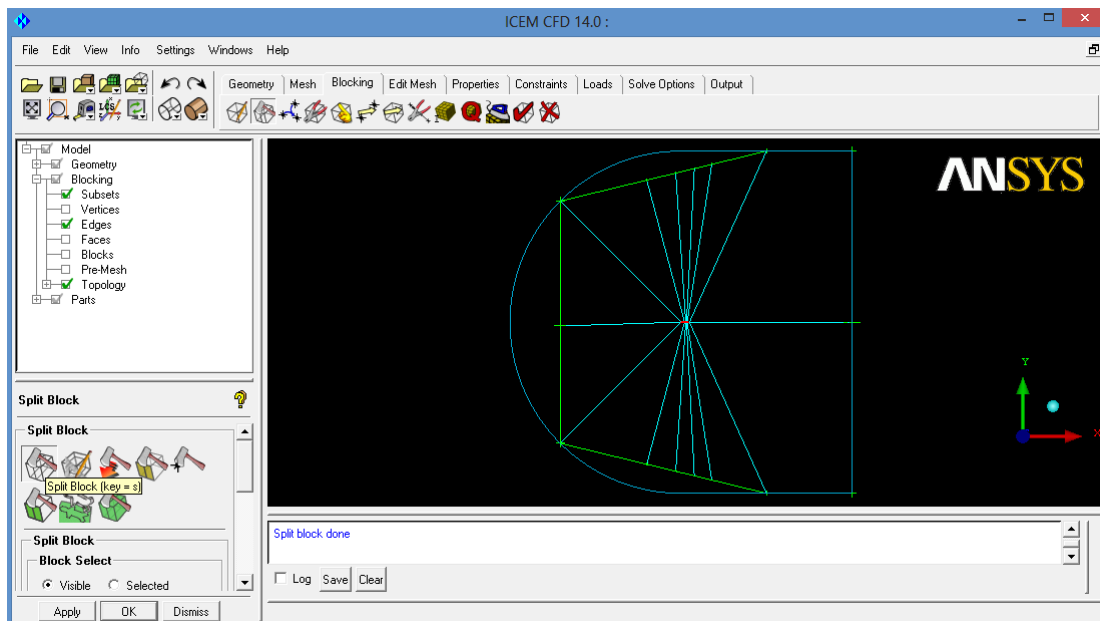
Σχήμα 3.20: Έλεγχος σωστής τοποθέτησης πλέγματος, μερική άποψη.

Στάδιο 5°: Κατασκευή και επεξεργασία πλέγματος

Προκειμένου να μπορέσουμε να σχεδιάσουμε πλέγμα, που να ακολουθεί όσο καλύτερα γίνεται το σχήμα της αεροτομής θα κάνουμε κάποια splits. Για να κάνουμε split πηγαίνουμε στο Blocking → Split Block και από το παράθυρο κάτω αριστερά που εμφανίζεται επιλέγουμε το εικονίδιο Split Block. Η εντολή αυτή χωρίζει το blocking στην επιλεγμένη ακμή. Μπορούμε να κάνουμε διαδοχικά splits επιλέγοντας κάθε φορά με αριστερό κλικ μια ακμή της αεροτομής και μετά πατώντας το μεσαίο πλήκτρο. Επίσης προτού πατήσουμε το μεσαίο πλήκτρο για να κρατήσει ένα split, μπορούμε έχοντας πατημένο συνεχώς το αριστερό να μετακινήσουμε το split αυτό πάνω στην επιλεγμένη ακμή της αεροτομής.

Κρίνεται ακόμα σκόπιμο να κάνουμε ένα επιπλέον split στην ακμή πρόσπτωσης της αεροτομής για να πετύχουμε στην περιοχή αυτή όσο το δυνατόν πιο ομοιόμορφο πλέγμα αναλογικά με την περιοχή της ακμής εκφυγής.

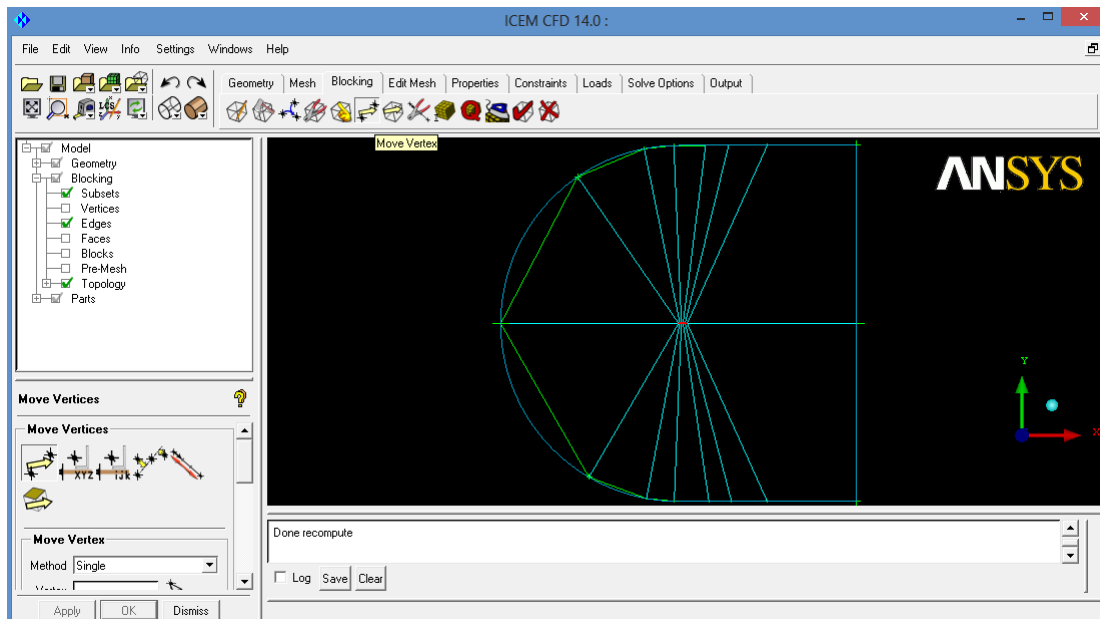
Ο αριθμός των splits που απαιτείται για κάθε περίπτωση δεν είναι εκ των προτέρων γνωστός και εξαρτάται από την ακρίβεια με την οποία θέλουμε να τοποθετήσουμε το πλέγμα και από τη γεωμετρία της αεροτομής. Για τη συγκεκριμένη περίπτωση κάναμε επιπλέον 5 splits, όπως φαίνεται παρακάτω.



Σχήμα 3.21: Προσθήκη splits για βελτίωση του πλέγματος.

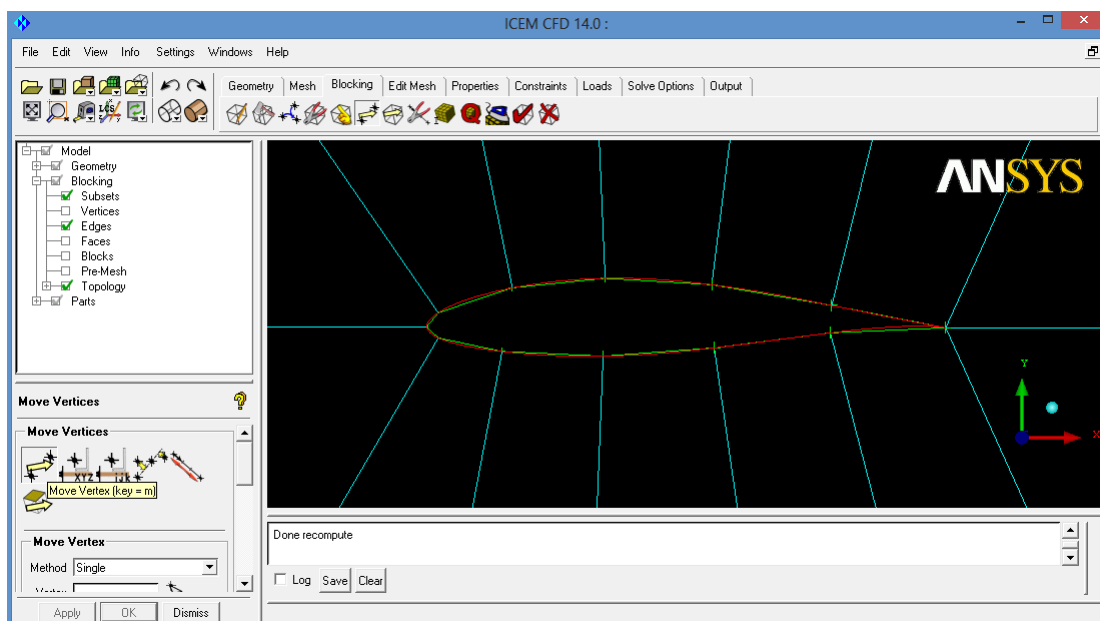
Ακολούθως θα διορθώσουμε τις γραμμές των blocks ώστε να φεύγουν όσο το δυνατόν πιο κάθετα από την αεροτομή και θα φέρουμε όλα τα άκρα των γραμμών των blocks να συμπέσουν με το εξωτερικό σύνορο. Οι διορθώσεις αυτές μπορούν να γίνουν πηγαίνοντας στο Blocking → Move Vertex και επιλέγοντας στη συνέχεια το εικονίδιο Move Vertex. Η επιλογή κάθε κορυφής γίνεται με το αριστερό πλήκτρο του ποντικιού, το οποίο κρατώντας

πατημένο συνεχώς μας επιτρέπει να μετακινήσουμε όπου είναι επιθυμητό τη συγκεκριμένη κορυφή και στο τέλος πατάμε το μεσαίο πλήκτρο του ποντικιού για να γίνει αποδεκτή η συγκεκριμένη επιλογή.



Σχήμα 3.22: Μετακίνηση των splits για να εξασφαλίσουμε την καθετότητα στην αεροτομή.

Εστιάζοντας στην περιοχή της αεροτομής ώστε να ελέγξουμε ότι οι γραμμές των blocks φεύγουν όσο το δυνατόν πιο κάθετα, προκύπτει η ακόλουθη εικόνα.



Σχήμα 3.23: Έλεγχος της καθετότητας των splits στην αεροτομή.

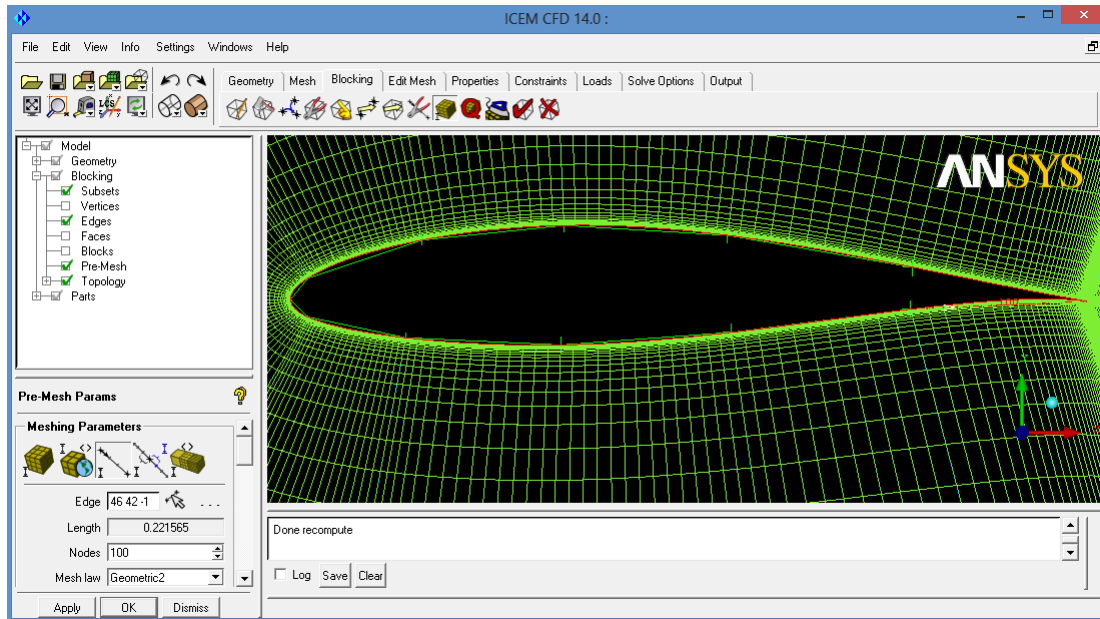
Στο σημείο αυτό μπορούμε να αρχίσουμε να κατασκευάζουμε το πλέγμα. Μετά από κάθε αλλαγή στις ακμές ή στις γραμμές των blocks πρέπει να ξαναυπολογίζεται το πλέγμα ώστε να λαμβάνονται υπόψη οι αλλαγές αυτές. Αυτό γίνεται πηγαίνοντας στο αριστερο πλαίσιο στο Model → Blocking → δεξί κλικ στο Pre-Mesh και επιλέγοντας Recompute.

Η μορφή του κελιού είναι δεδομένη καθώς θα τοποθετήσουμε δομημένο πλέγμα, οπότε όλα τα κελιά θα είναι σχήματος ορθογωνίου. Σημασία έχει ο αριθμός των κελιών που θα επιλέξουμε σε κάθε ακμή καθώς και το meshing law, δηλαδή το πως ή αλλιώς με βάση ποιο νόμο θα μεταβάλλονται τα κελιά κατά μήκος της ακμής. Θα πρέπει να λάβουμε υπόψη μας ότι το μέγεθος των κελιών θέλουμε να αυξάνεται από την αεροτομή προς τα έξω, δηλαδή θέλουμε πιο πυκνό πλέγμα στο οριακό στρώμα σε σχέση με το εξωτερικό σύνορο και επίσης είναι επιθυμητό κατά μήκος της αεροτομής το πλέγμα να είναι πιο πυκνό σε περιοχές ενδιαφέροντος, όπως είναι αυτή της ακμής πρόσπτωσης και εκφυγής.

Για να ρυθμίσουμε επομένως τον αριθμό των κελιών και το meshing law πηγαίνουμε στο Blocking → Pre Mesh Params και μετά από το αναδυόμενο παράθυρο κάτω αριστερά επιλέγουμε το εικονίδιο Edge Params. Η εντολή αυτή μας δίνει τη δυνατότητα να επιλέξουμε μια ακμή με αριστερό κλικ, για την οποία μπορούμε στη συνέχεια να ρυθμίσουμε το πλήθος των κελιών από τα οποία θα αποτελείται καθώς και να επιλέξουμε το meshing law από μια πληθώρα επιλογών. Για παράδειγμα, η κατανομή των κελιών κατά μήκος της συγκεκριμένης ακμής μπορεί να θέλουμε να ακολουθεί κατανομή Poisson, γεωμετρική πρόοδο (Geometric1 ή 2) κ.ο.κ. Αξίζει να σημειωθεί ότι η διαφορά Geometric1 και Geometric2 έγκειται στο αν η γεωμετρική πρόοδος θα έχει φορά από το 2 στο 1 οπότε θα είναι Geometric2 ή ανάποδα οπότε θα είναι Geometric1, όπου οι αριθμοί 1 και 2 ορίζονται από το βελάκι που εμφανίζεται σε κάθε ακμή όταν αυτή επιλέγεται. Ειδικότερα το βελάκι πάνω στην κάθε ακμή δείχνει πάντα από το 1 προς το 2 [1→2].

Παράλληλα με τον ορισμό του αριθμού των κελιών σε κάθε ακμή καθώς και του meshing law, πολύ σημαντικό βήμα είναι να ταιριάζουμε και τις διαδοχικές ακμές, δηλαδή τις ακμές στην ίδια διεύθυνση, ώστε να υπάρχει μια ομαλή και ομοιόμορφη μετάβαση από τη μια ακμή σε εκείνη που ακολουθεί κατά μήκος μιας διεύθυνσης. Αυτό μπορεί να γίνει πηγαίνοντας στο Blocking → Pre-Mesh Params και επιλέγοντας από το παράθυρο κάτω αριστερά το εικονίδιο Match Edges. Η εντολή αυτή μας ζητά να επιλέξουμε 1) την reference edge, που είναι η προπορευόμενη ακμή και μετά 2) την target edge, που είναι η ακμή που ακολουθεί και της οποίας το πρώτο κελί θέλουμε να είναι ίδιο με το τελευταίο κελί της προπορευόμενης ακμής. Έχοντας επιλέξει πρώτα την reference και μετά την target edge με αριστερό κλικ κάθε φορά, πατάμε τέλος το μεσαίο πλήκτρο για να γίνει match των δύο αυτών ακμών που έχουν επιλεγεί.

Ακολουθώντας τώρα όλα τα παραπάνω βήματα φτιάχνουμε τις ακμές πάνω στην αεροτομή και παίρνουμε το παρακάτω αποτέλεσμα. Ξεκινώντας από την ακμή πρόσπτωσης παρατηρούμε ότι ενώ στην περιοχή αυτή το πλέγμα είναι αρκετά πυκνό, γεγονός που συνεπάγεται μικρό μέγεθος κελιού, πηγαίνοντας προς τα πίσω το μέγεθος του κελιού αρχίζει και αυξάνει μέχρι κάποιο σημείο. Από εκεί και πέρα και καθώς πλησιάζουμε στην ακμή εκφυγής το πλέγμα πυκνώνει πάλι και το μέγεθος του κελιού γίνεται ιδιαιτέρως μικρό.

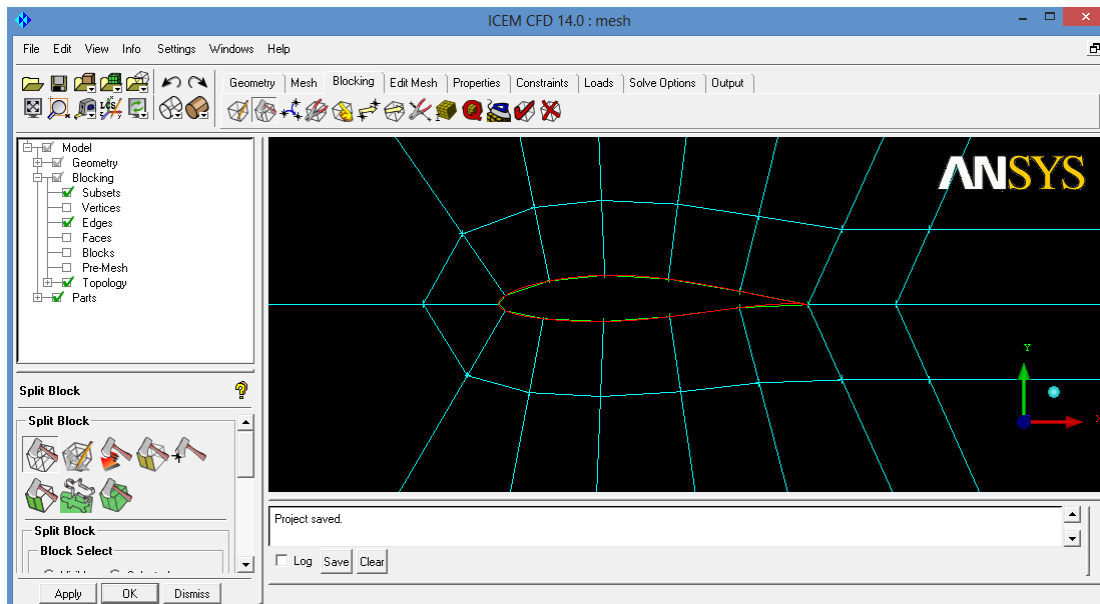


Σχήμα 3.24: Εμφάνιση του πλέγματος μετά από επεξεργασία των ακμών πάνω στην αεροτομή.

Η επεξεργασία του πλέγματος όμως δεν έχει ακόμα τελειώσει καθώς το υπάρχον πλέγμα επιδέχεται ακόμα πολλές διορθώσεις και βελτιώσεις. Ένας τρόπος να βελτιώσουμε το πλέγμα είναι να προσθέσουμε δυο ακόμα splits, διότι κάθε split ουσιαστικά αποτελεί ένα constraint, δηλαδή σε εκείνο το σημείο γνωρίζεις τι συνθήκες ισχύουν. Τα δύο αυτά νέα splits θα έχουν ως αναφορά τις γραμμές που φεύγουν από την αεροτομή και θα συμβάλλουν στη βελτίωση του δομημένου πλέγματος. Επειδή έχουμε πλέγμα τύπου C θα πρέπει για κάθε νέο split περιμετρικά της αεροτομής να προσθέτουμε και ένα split κατάντι της αεροτομής με αναφορά τη γραμμή που φεύγει από την ακμή εκφυγής.

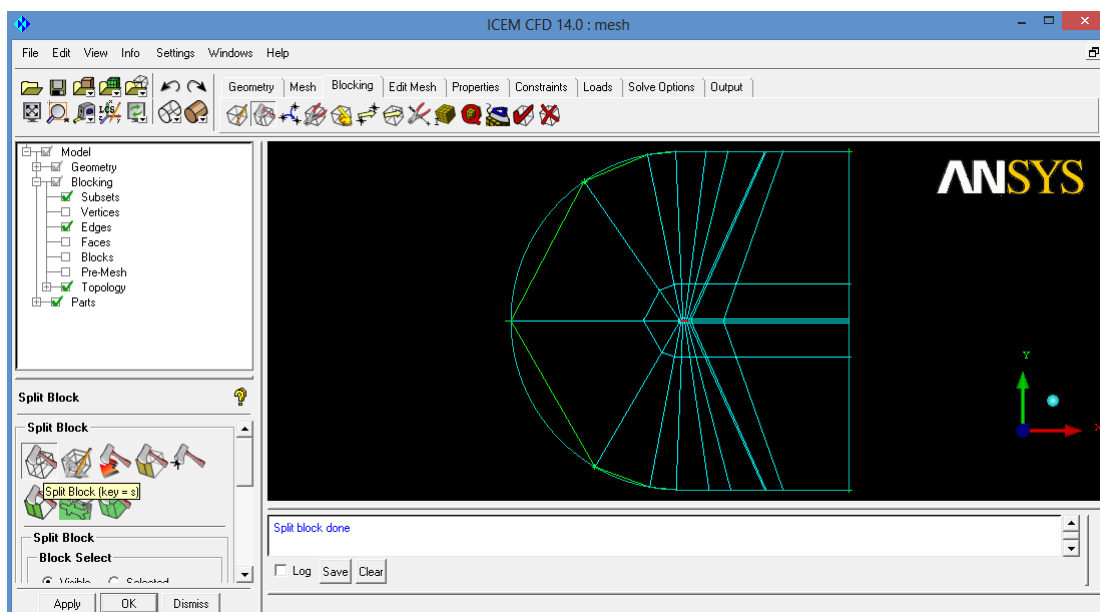
Πηγαίνουμε λοιπόν στο Blocking → Split Block και επιλέγουμε από το εμφανιζόμενο κάτω αριστερά παράθυρο το εικονίδιο Split Block, το οποίο με τη σειρά του μας ζητά να επιλέξουμε με αριστερό κλικ την ακμή με βάση την οποία θα γίνει το split, που είναι μια γραμμή που φεύγει από την αεροτομή. Κρατώντας το πατημένο το αριστερό πλήκτρο μπορούμε να μετακινήσουμε το split σε όποια απόσταση από την αεροτομή θέλουμε και στο τέλος πατάμε το μεσαίο πλήκτρο του ποντικιού. Προσοχή δεν θα πρέπει να ξεχάσουμε το split κατάντι της περιοχής της ακμής εκφυγής, που γίνεται επιλέγοντας ως ακμή τη γραμμή που φεύγει από την ακμή εκφυγής.

Το πρώτο split μαζί με το split κατάντι της αεροτομής θα γίνει σχετικά σε μικρή απόσταση από την αεροτομή λόγω της προσπάθειας μας να σχηματίσουμε ένα υποτυπώδες οριακό στρώμα, οπότε θα υπάρχει πιο πυκνό πλέγμα.



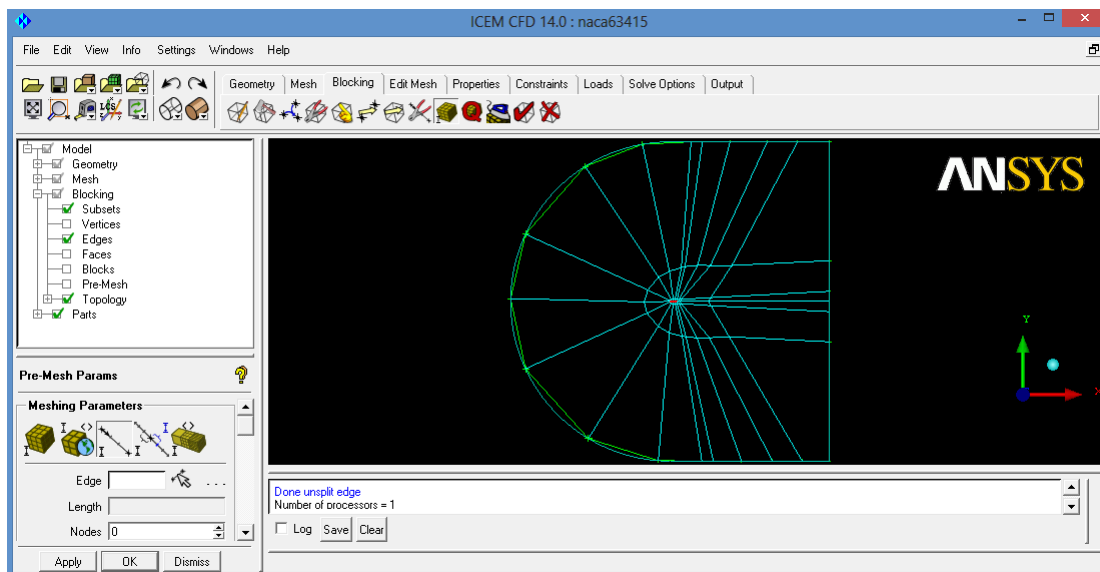
Σχήμα 3.25: Προσθήκη splits περιμετρικά της αεροτομής για δημιουργία ενός υποτυπώδους οριακού στρώματος.

Το δεύτερο split μαζί με το split κατάντι της αεροτομής θα γίνει σε λίγο μεγαλύτερη απόσταση και θα μας δώσει το ακόλουθο αποτέλεσμα.



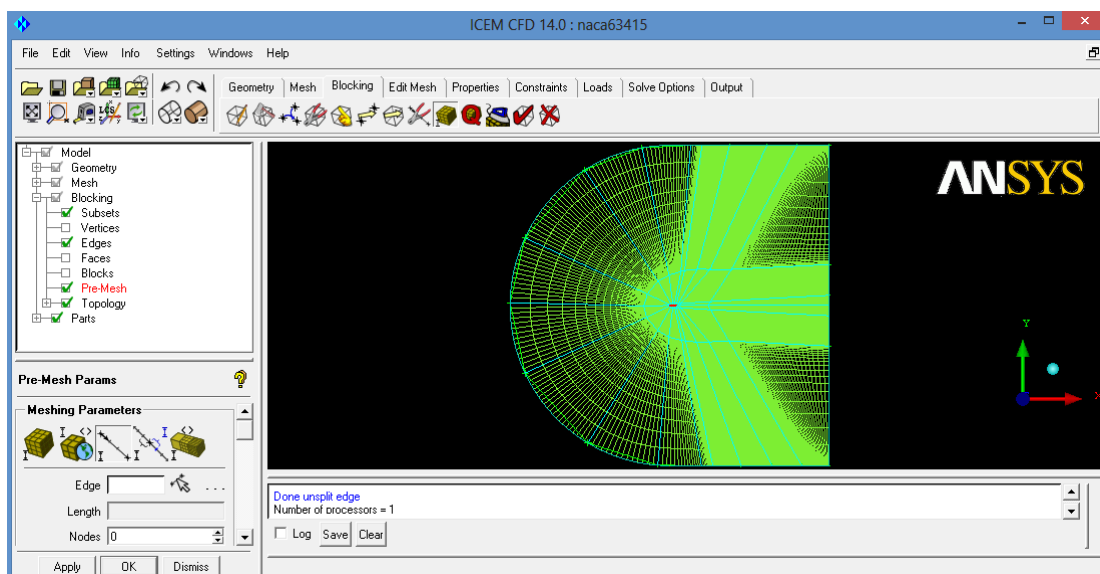
Σχήμα 3.26: Προσθήκη και άλλων splits περιμετρικά της αεροτομής σε μεγαλύτερη απόσταση.

Στη συνέχεια θα πρέπει να φτιάξουμε τις ακμές, ορίζοντας αριθμό κελιών, meshing law, μετακινώντας τις κορυφές και κάνοντας match τις ακμές όπως είπαμε προηγουμένως. Αξίζει να σημειωθεί ότι ενώ στις γραμμές που φεύγουν από την αεροτομή μέχρι το πρώτο split, δηλαδή στην περιοχή του οριακού στρώματος επιλέξαμε αριθμό κελιών=60, meshing law=Geometric2 και Spacing2=0.00001, στη γραμμή που φεύγει από την ακμή εκφυγής μέχρι το πρώτο split αυξήσαμε λίγο τον αριθμό των κελιών σε 70, meshing law=Geometric1 και Spacing1=0.00001. Από το πρώτο στο δεύτερο split στη συνέχεια μειώσαμε τα κελιά σε 40 ενώ για τη γραμμή που φεύγει από την ακμή εκφυγής σε 50 και τέλος από το δεύτερο split έως το εξωτερικό σύνορο τα κελιά μειώθηκαν περαιτέρω σε 20 ενώ για τη γραμμή από την ακμή εκφυγής σε 40. Ακολουθώντας τα παραπάνω έχουμε το ακόλουθο αποτέλεσμα.



Σχήμα 3.27: Οι ακμές του πλέγματος μετά από κατάλληλη επεξεργασία.

Για να δούμε το πλέγμα πηγαίνουμε στο πλαίσιο αριστερά στο Model → Blocking και ενεργοποιούμε την επιλογή Pre-Mesh.

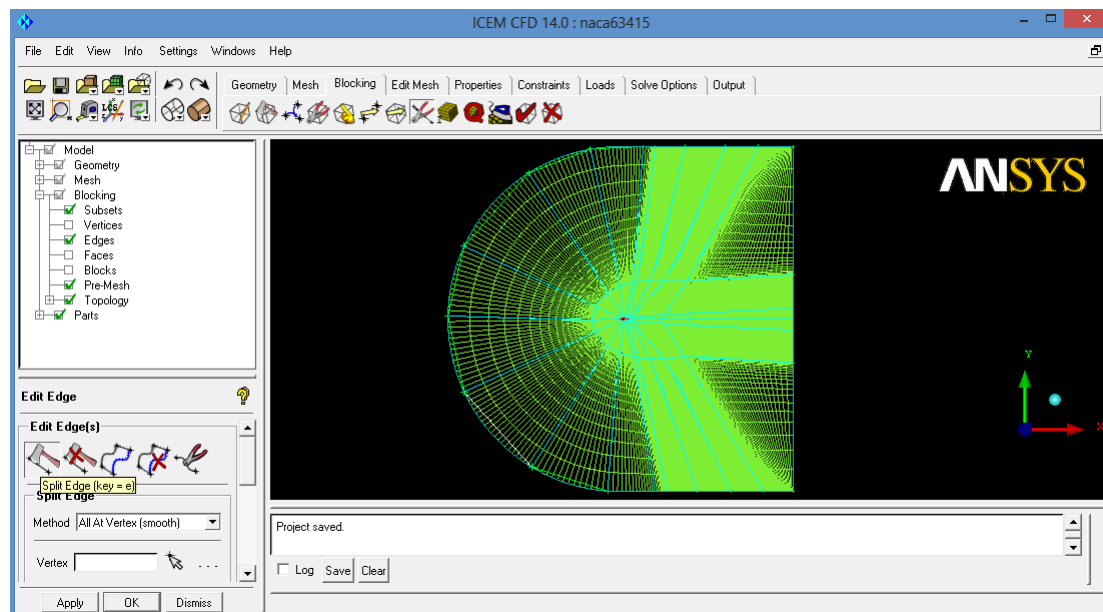


Σχήμα 3.28: Το πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415.

Ο λόγος για τον οποίο μειώνουμε τα κελιά όσο πλησιάζουμε το εξωτερικό σύνορο είναι γιατί η περιοχή αυτή δεν παρουσιάζει κάτι άξιο μελέτης και μ' αυτό τον τρόπο εξοικονομούμε υπολογιστικούς πόρους και κάνουμε την ανάλυση πιο γρήγορη και αποδοτική. Αντίθετα στον ομόρροου της αεροτομής λόγω των στροβίλων που αναπτύσσονται θέλουμε πολύ πιο πυκνό πλέγμα ώστε να πάρουμε όσο το δυνατόν πιο αξιόπιστα αποτελέσματα.

Ένας τελευταίος τρόπος να βελτιώσουμε την ομοιομορφία του ήδη κατασκευασμένου πλέγματος δηλαδή αφού έχουμε φτιάξει όλες τις ακμές είναι να πάμε στο Blocking → Edit Edge και από το αναδυόμενο κάτω αριστερά παράθυρο να επιλέξουμε το εικονίδιο Split Edge και μέθοδο All At Vertex (smooth). Η εντολή αυτή μας επιτρέπει να χωρίσουμε όλες τις ακμές που συνδέονται με την επιλεγμένη κορυφή για τη βελτίωση των γωνιών μεταξύ των ακμών σε εκείνη την κορυφή. Οι κορυφές επιλέγονται πατώντας το αριστερό πλήκτρο και στο τέλος το μεσαίο.

Στο σημείο αυτό έχουμε ολοκληρώσει την κατασκευή του πλέγματος για την αεροτομή NACA 63-415, το οποίο παρουσιάζεται στην ακόλουθη εικόνα. Είναι σαφές ότι πάντα μπορούν να υπάρξουν περαιτέρω βελτιώσεις ανάλογα με τον εκάστοτε σκοπό.



Σχήμα 3.29: Ένα πιο ομοιόμορφο πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415.

Στάδιο 6°: Output του πλέγματος

Για να διευκολυνθεί η συγκεκριμένη διαδικασία θα δημιουργήσουμε προηγουμένως δύο νέα Parts, δύο νέα σύνολα. Με την έννοια αυτή αναφερόμαστε σε ορισμένα σημεία ή καμπύλες, που το πρόγραμμα αναγνωρίζει ως ομάδα. Για παράδειγμα στο Part CRVS, που υπάρχει ήδη, έχει αποθηκευτεί μόνο η καμπύλη της αεροτομής χωρίς όμως τα σημεία με βάση τα οποία δημιουργήθηκε, που βρίσκονται αποθηκευμένα στο Part PNTS.

Γι' αυτό το λόγο θα δημιουργήσουμε δύο νέα Parts. Το ένα θα το ονομάσουμε AIRFOIL και θα αποθηκεύσουμε σ' αυτό την καμπύλη και τα σημεία που αποτελούν την αεροτομή, ενώ το άλλο FF και θα συμπεριλαμβάνει τα σημεία και τις καμπύλες από τις οποίες αποτελείται το εξωτερικό σύνορο (farfield).

Για να δημιουργήσουμε ένα νέο Part πηγαίνουμε στο αριστερό πλαίσιο στο Model, πατάμε δεξί κλικ πάνω στο Parts και επιλέγουμε Create Part. Στο παράθυρο που εμφανίζεται κάτω αριστερά, όπου Part γράφουμε το όνομα που θέλουμε να χρησιμοποιήσουμε και μετά πατάμε το εικονίδιο Create Part by Selection, το οποίο μας επιτρέπει να επιλέξουμε με αριστερό κλικ όλες τις ποσότητες που θέλουμε να συμπεριληφθούν στο εν λόγω Part. Αφού τις επιλέξουμε, πατάμε το μεσαίο πλήκτρο του ποντικιού.

Πρώτο βήμα για να κάνουμε output είναι να "παγώσουμε" το πλέγμα, το οποίο γίνεται πηγαίνοντας στο αριστερό πλαίσιο στο Model → Blocking, πατώντας δεξί κλικ στο Pre-Mesh και επιλέγοντας Convert to Unstruct Mesh.

Στη συνέχεια πηγαίνουμε στο Output → Select solver και από το αναδυόμενο κάτω αριστερά παράθυρο επιλέγουμε Fluent_V6 ως Output Solver.

Θα πρέπει ακολούθως να δημιουργήσουμε τις οριακές συνθήκες για την αεροτομή και το εξωτερικό σύνορο. Για να το πετύχουμε αυτό πηγαίνουμε στο Output → Boundary conditions και από το παράθυρο που μας ανοίγεται επιλέγουμε Edges → AIRFOIL → Boundary conditions → Create new, το οποίο μας εμφανίζει ακόμα ένα παράθυρο από το οποίο επιλέγουμε axis ως τύπο BC και μετά πατάμε Okay. Στην αεροτομή το Zone id=3, ενώ για το εξωτερικό σύνορο το Zone id=1, κατά τ' άλλα όμως η υπόλοιπη διαδικασία είναι πανομοιότυπη. Αφού ορίσουμε και το Zone id, πατάμε τέλος accept.

Τελευταίο βήμα είναι να πάμε στο Output → Write input και αφού το σώσουμε να επιλέξουμε 2D Grid dimension και μετά να πατήσουμε Done. Έτσι δημιουργείται ένα νέο αρχείο το fluent.msh, το οποίο μετά από κατάλληλη επεξεργασία αποτελεί ένα από τα αρχεία εισόδου (inputs) για τον υπολογιστικό κώδικα.

3.5 Κώδικας επίλυσης των εξισώσεων

Η επίλυση των εξισώσεων Navier Stokes για τον προσδιορισμό της αεροδυναμικής απόδοσης των διαφόρων αεροτομών έγινε με τη χρήση του κώδικα MAPFLOW (κώδικας RANS), ο οποίος είναι γραμμένος σε Fortran90 και έχει αναπτυχθεί στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του ΕΜΠ.

3.5.1 Αρχεία εισόδου

Τα αρχεία εισόδου (inputs) του κώδικα είναι συνολικά 3 αρχεία ή καλύτερα 2 αρχεία, καθώς το run.sh είναι ουσιαστικά αρχείο εισόδου του blade, που είναι server του εργαστηρίου, δηλαδή το συγκεκριμένο αρχείο το κάνεις submit στο blade για να τρέξει ο

κώδικας. Στο αρχείο αυτό, το οποίο έχει που βρίσκει το καθετί που χρειάζεται το αρχείο του κώδικα, μπορούμε να ρυθμίσουμε τον αριθμό των CPUs για κάθε τρέξιμο. Συνήθως για μικρές γωνίες πρόσπτωσης και τρεξίματα σε μόνιμες συνθήκες απλών αεροτομών 2 με 3 επεξεργαστές ήταν αρκετοί για να μας δώσουν εντός μιας μέρας ικανοποιητικής ακρίβειας αποτελέσματα. Για μεγαλύτερες γωνίες και μη μόνιμες συνθήκες ο αριθμός των CPUs που χρησιμοποιούνταν ήταν αρκετά μεγαλύτερος και η σύγκλιση απαιτούσε περισσότερο χρόνο και ειδικά για αεροτομές, που η γεωμετρία τους ήταν πιο απαιτητική όπως της FFA-W3-360. Επίσης στην περίπτωση τρεξιμάτων σε μη μόνιμες συνθήκες ορίζαμε στο αρχείο αυτό το `run.sh` από που ο κώδικας θα διαβάσει το χρονικό βήμα που θέλουμε να χρησιμοποιήσουμε.

Αρχείο εισόδου του κώδικα αποτελεί το `grid.python`, το οποίο περιλαμβάνει τα σημεία του πλέγματος για την εκάστοτε αεροτομή. Με βάση την προηγούμενη παράγραφο, η έξοδος (output) του προγράμματος ICEM CFD είναι το αρχείο `fluent.msh`, το οποίο αφού μετονομάσουμε σε `grid.msh`, το μετατρέπουμε στη συνέχεια σε `grid.python`. Με τον τρόπο αυτό αλλάζουμε την κωδικοποίηση του πλέγματος για να το διαβάσει ο κώδικας όσο το δυνατόν πιο αποδοτικά και γρήγορα.

Ένα ακόμα αρχείο εισόδου, απαραίτητο για τον κώδικα επίλυσης των εξισώσεων Navier Stokes, είναι το `euler.inp`, στο οποίο μπορούμε να ορίσουμε δεδομένα της ροής. Ειδικότερα στο αρχείο αυτό ορίζουμε

- αριθμό διαστάσεων, που για την παρούσα διπλωματική ισούται με 2 καθώς χρησιμοποιούμε `fluent` πλέγμα.
- αν θέλουμε να ξεκινήσουμε από την αρχή, δηλαδή από την πρώτη χρονοσειρά ή από εκεί που σταματήσαμε, λόγω π.χ. κρυσταρίσματος του `blade` χρησιμοποιώντας τα backup αρχεία, που δίνει ως έξοδο (output) ο κώδικας.
- συνολικό αριθμό βημάτων, για την ακρίβεια το μέγιστο αριθμό βημάτων στα οποία όταν φτάσει θα σταματήσει είτε έχει συγκλίνει είτε όχι. Για την παρούσα διπλωματική επιλέχθηκε ως μέγιστος αριθμός επαναλήψεων το 1,000,000, ένας ιδιαίτερα μεγάλος αριθμός. Σε όλες τις περιπτώσεις η σύγκλιση είχε επιτευχθεί πολύ πριν τα 1,000,000 βήματα. Γενικά τα τρεξίματα σε μόνιμες συνθήκες ροής συνήθως μέχρι τις 100,000 επαναλήψεις συγκλίνουν και πολύ καλά ενώ σε μη μόνιμες συνθήκες συγκλίνουν και σε πολύ πιο λίγα από 100,000 βήματα.
- αριθμό `steady` επαναλήψεων. Συγκεκριμένα αν θέλουμε μόνιμες συνθήκες ροής τότε ο μέγιστος αριθμός των `steady` επαναλήψεων θα ισούται με το μέγιστο συνολικό αριθμό επαναλήψεων που ορίσαμε προηγουμένως, δηλαδή θα ισούται με 1,000,000, αλλιώς αν θέλουμε μη μόνιμες συνθήκες ροής τότε θα θέσουμε όπου αριθμό `steady` επαναλήψεων = 0.
- συνθήκες ροής. Ειδικότερα για την παρούσα διπλωματική επιλέχθηκαν πλήρως τυρβώδεις συνθήκες ροής.
- μοντέλο τύρβης μεταξύ των δύο διαθέσιμων, δηλαδή μεταξύ του μοντέλου `Spalart Allmaras` και του `SST k-omega`. Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο `Spalart Allmaras`.
- τη γωνία πρόσπτωσης καλύπτοντας για κάθε αεροτομή ένα ευρύ φάσμα γωνιών.

- τον αριθμό Reynolds. Όλες οι αεροτομές εξετάστηκαν σε $Re = 3 \cdot 10^6$ εκτός από την αεροτομή που τοποθετείται στο ακροπτερύγιο της Α/Γ, που έτρεξε με $Re = 2 \cdot 10^6$.
- τον αριθμό Mach για κάθε αεροτομή. Δηλαδή εκτός από την αεροτομή στο ακροπτερύγιο για την οποία τέθηκε ο αριθμός Mach = 0.16, οι υπόλοιπες έτρεξαν με Mach = 0.24, ανάλογα και με τον αριθμό Reynolds.
- μετά από πότε θα αρχίζει να γράφει .dat αρχεία, αρχεία που ανοίγει το tecplot. Ως αρχή για την εγγραφή αυτών των αρχείων επιλέξαμε την επανάληψη 2000 καθώς νωρίτερα είναι λογικό ότι σε καμιά περίπτωση δεν θα έχει συγκλίνει. Εκτός από το πότε θα αρχίζει να γράφει, επιλέγουμε ακόμα ανά πόσα βήματα θα γράφει αυτά τα .dat αρχεία καθώς και το συντελεστή πίεσης c_p σε explicit αρχεία. Μια καλή τιμή και για τις δύο περιπτώσεις είναι ανά 500 επαναλήψεις.
- αρχική, τελική τιμή CFL καθώς και τον αριθμό των βημάτων για να φτάσουμε την τελική τιμή. Το CFL είναι σαν ένας περιοριστής, τον οποίο όσο τον αυξάνεις τόσο λιγότερο αυστηρός γίνεται με τον κώδικα. Έτσι δίνεται η δυνατότητα να συγκλίνει πιο γρήγορα αλλά σε περίπτωση δυσκολιών μπορεί να εμφανίσει error. Γι' αυτό επιλέξαμε CFL START = 1, CFL FINAL = 30 και αριθμό επαναλήψεων μέχρι να φτάσουμε την τελική τιμή του CFL = 100.
- τον μέγιστο αριθμό dual step επαναλήψεων και το απόλυτο σφάλμα του dual stepping. Δηλαδή μέσα σε κάθε επανάληψη, σε κάθε χρονικό βήμα καθώς αφορά μη μόνιμες συνθήκες ροής γίνονται dual step επαναλήψεις με μέγιστο αριθμό αυτόν που ορίζουμε με σκοπό να επιτευχθεί το επιθυμητό σφάλμα. Ως μέγιστο αριθμό dual step επαναλήψεων επιλέξαμε τις 10 και σφάλμα του dual stepping = 10^{-5} , το οποίο σημαίνει ότι σε κάθε χρονικό βήμα θα αρχίζει να κάνει dual step επαναλήψεις, που θα σταματάνε είτε όταν φτάσουμε τις 10 σε αριθμό είτε όταν φτάσουμε σφάλμα = 10^{-5} .

3.5.2 Αρχεία εξόδου

Ο κώδικας Marflow, που επιλύει τις εξισώσεις Navier Stokes, δίνει ως έξοδο κάποια explicit αρχεία και histories. Ειδικότερα δίνει την κατανομή του συντελεστή πίεσης c_p ανά 500 επαναλήψεις, όπως ορίσαμε στο αρχείο εισόδου euler.inp, καθώς και το τρέχον c_p . Τα αρχεία αυτά είναι σε δυαδική μορφή, που σημαίνει ότι θα πρέπει από binary να τα μετατρέψουμε σε ascii και εκτός του c_p περιλαμβάνουν επίσης τις συντεταγμένες των σημείων της αεροτομής X, Y, Z, όπου Z=0 πάντα καθώς είμαστε στις δύο διαστάσεις, το συντελεστή τριβής c_f και το Y^+ .

Ένα ακόμα explicit output, που είναι από τα κύρια αρχεία εξόδου του κώδικα, είναι τα αρχεία .plt, τα οποία ανοίγει το tecplot και τα οποία είχαμε επιλέξει να γράφονται και αυτά ανά 500 επαναλήψεις ξεκινώντας από την επανάληψη 2000. Τα αρχεία αυτά παρέχουν μια εικόνα όλου του πλέγματος καθώς και μια πληθώρα μεγεθών, όπως την κατανομή της πίεσης, της στροβιλότητας, του αριθμού Mach, των ταχυτήτων U και V κ.ο.κ..

Εκτός από explicit outputs, ο κώδικας γράφει και histories, δηλαδή αρχεία που γράφουν την πορεία με τις επαναλήψεις. Χαρακτηριστικά παραδείγματα είναι τα αρχεία mean_res.txt, max_res.txt και std_res.txt, όπου δίνεται το μέσο, μέγιστο και κανονικό σφάλμα σε κάθε επανάληψη αντίστοιχα. Τα δύο πρώτα αρχεία είναι πολύ χρήσιμα καθώς μας βοηθάνε να αποφανθούμε αν ένα τρέξιμο έχει συγκλίνει ή όχι.

Ειδικότερα για να σταματήσουμε ένα τρέξιμο σε μη μόνιμες συνθήκες πέρα από το ότι θα πρέπει η μέση τιμή των διαφόρων συντελεστών να παραμένει σταθερή για ένα πλήθος επαναλήψεων θα πρέπει ακόμα το μέσο σφάλμα να είναι της τάξης του 10^{-10} και το μέγιστο σφάλμα της τάξης του 10^{-6} , το οποίο μπορούμε να ελέγξουμε φτιάχνοντας τα λογαριθμικά διαγράμματα μέσου και μέγιστου σφάλματος συναρτήσει του αριθμού των επαναλήψεων, με βάση τα παραπάνω αρχεία.

Ένα ακόμα αρχείο εξόδου του κώδικα είναι το cl-cd_history.txt, το οποίο μας δίνει τη σύγκλιση των συντελεστών άνωσης c_l , αντίστασης c_d και ροπής c_m . Για να κατασκευάσουμε όμως στη συνέχεια τα διαγράμματα των συντελεστών c_l , c_d και c_m συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης, κρατήσαμε από τα αρχεία cl-cd_history.txt για κάθε γωνία την τελευταία τιμή των τριών αυτών συντελεστών στην περίπτωση μόνιμων συνθηκών ροής, ενώ για unsteady τρεξίματα χρησιμοποιήσαμε ένα toolkit, με το οποίο υπολογίζαμε τη μέση τιμή των τελευταίων επαναλήψεων. Έτσι δημιουργήσαμε ένα νέο .dat αρχείο για κάθε αεροτομή στο οποίο για κάθε γωνία δίνονται οι τιμές των συντελεστών c_l , c_d και c_m και από το οποίο προέκυψαν τα ζητούμενα διαγράμματα.

Κεφάλαιο 4^ο : Παρουσίαση αποτελεσμάτων

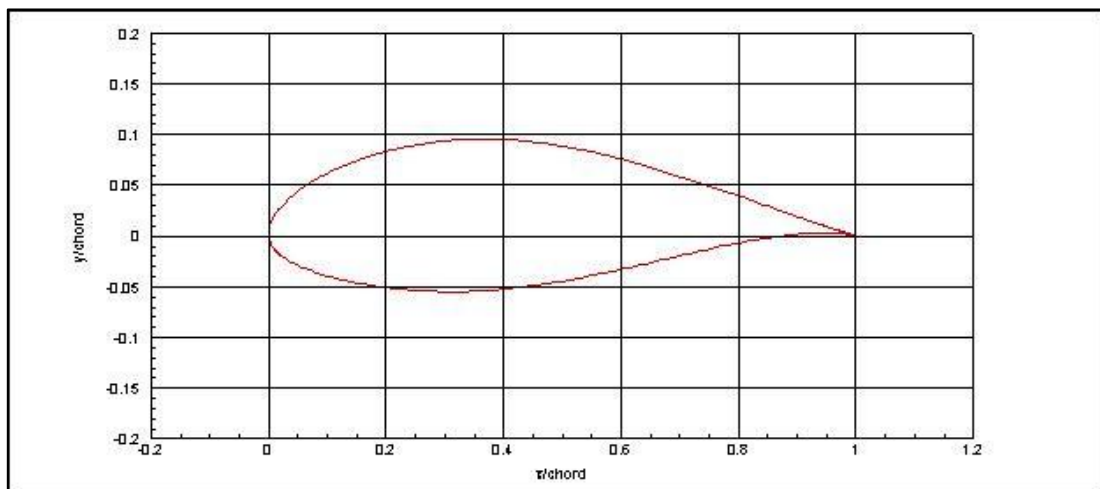
Στο παρόν κεφάλαιο θα παρουσιαστούν και θα σχολιασθούν τα διαγράμματα βασικών αεροδυναμικών μεγεθών, όπως προέκυψαν από τα αρχεία εξόδου του κώδικα επίλυσης των εξισώσεων Navier Stokes για κάθε αεροτομή και για τις εκάστοτε συνθήκες ροής, καθώς και θα συγκριθούν με αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα για όσες αεροτομές διατίθενται. Ειδικότερα για κάθε αεροτομή πέραν μιας εικόνας της γεωμετρίας της και του πλέγματος, που κατασκευάστηκε, θα δοθούν οι συντελεστές άνωσης και αντίστασης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης καθώς και ενδεικτικά για συγκεκριμένες γωνίες η κατανομή του συντελεστή πίεσης c_p και των ταχυτήτων U και V κατά μήκος της αεροτομής. Επίσης θα μελετηθεί η επίδραση της προσθήκης ταινίας αποκόλλησης (stall strip) στα αεροδυναμικά μεγέθη των δύο αεροτομών NACA.

4.1 Αεροτομές NACA 63-4xx

Οι αεροτομές NACA χρησιμοποιούνται από το 60% της ακτίνας του περυγίου της υπό μελέτης Α/Γ μέχρι το ακροπερύγιο.

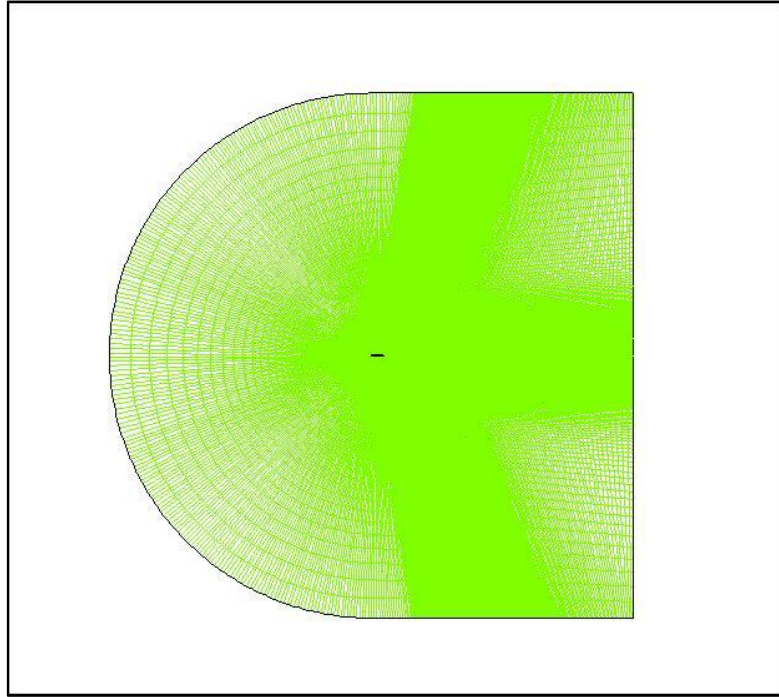
4.1.1 Αεροτομή NACA 63-415

Από τα δύο τελευταία ψηφία προκύπτει για την αεροτομή NACA 63-415 ότι το μέγιστο πάχος της ισούται με το 15% της χορδής, όπως φαίνεται και στην ακόλουθη εικόνα.

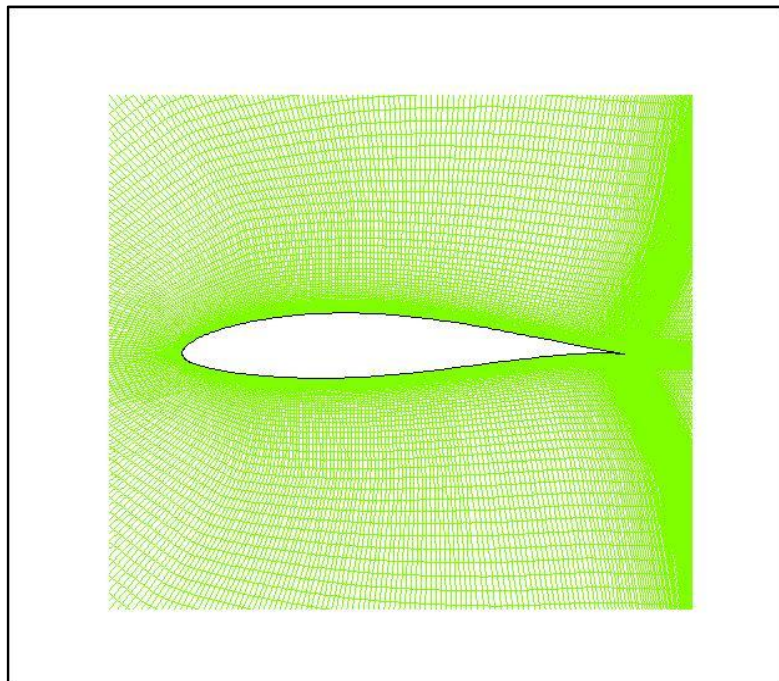


Σχήμα 4.1: Γεωμετρία της αεροτομής NACA 63-415.

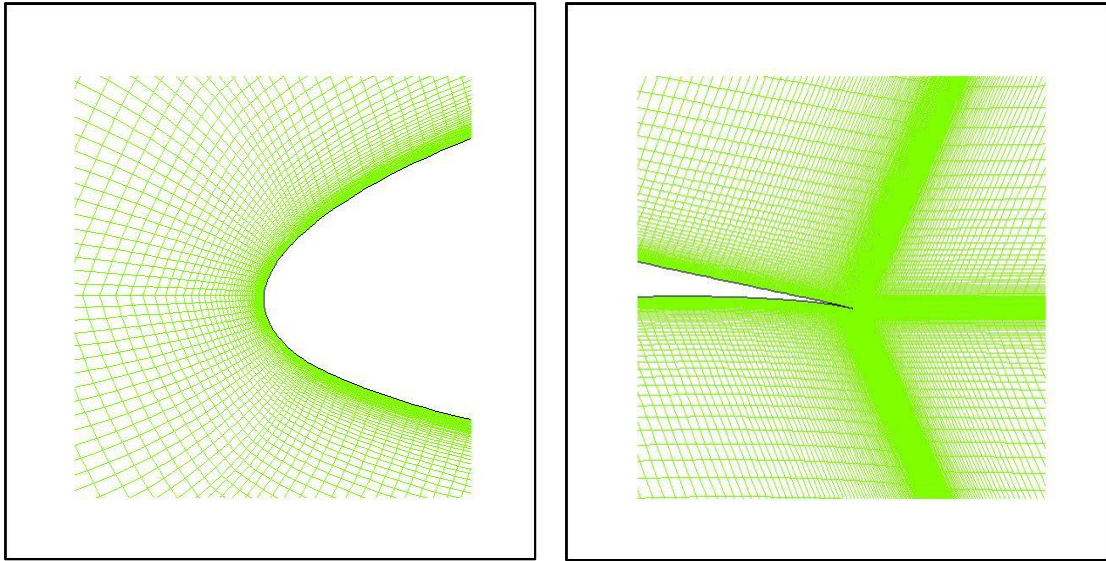
Κατασκευάστηκε για την εν λόγω αεροτομή δομημένο πλέγμα τύπου C, εφαρμόζοντας τη διαδικασία που περιγράφηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο και χρησιμοποιώντας το πακέτο ICEM CFD. Ο αριθμός των κελιών του πλέγματος συνολικά είναι 78312, ενώ τα κελιά πάνω στην αεροτομή είναι 362 με τα περισσότερα εξ' αυτών να είναι τοποθετημένα κοντά στην ακμή εκφυγής και πρόσπτωσης.



Σχήμα 4.2: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415, ολική άποψη.



Σχήμα 4.3: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415, κοντινή άποψη της αεροτομής.



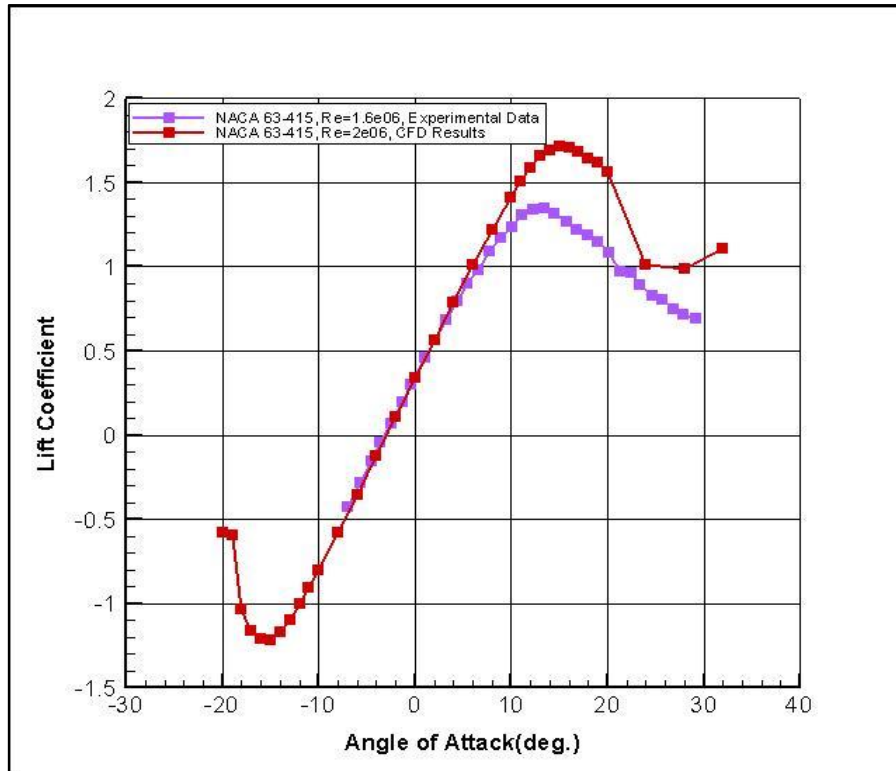
Σχήμα 4.4: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης (αριστερά) και της ακμής εκφυγής (δεξιά).

Για τη μελέτη της συμπεριφοράς της συγκεκριμένης αεροτομής θεωρήθηκαν:

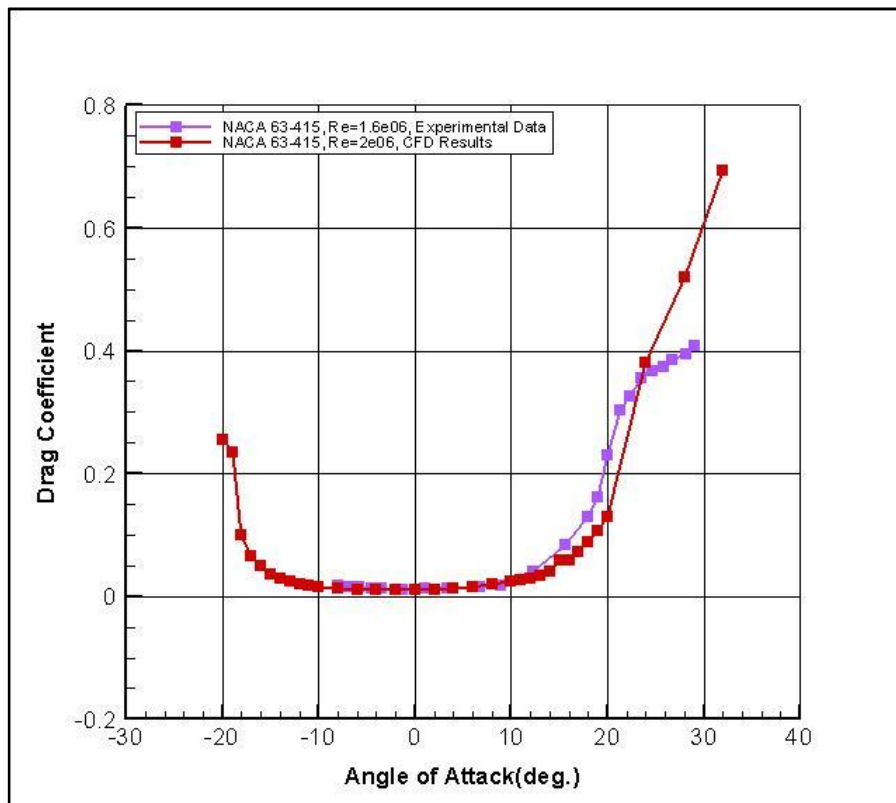
- $Re=2 \cdot 10^6$ και $M=0.16$
- πλήρως τυρβώδη ροή
- ως μοντέλο τύρβης το Spalart-Allmaras
- για μικρές γωνίες πρόσπτωσης μόνιμες συνθήκες ροής ενώ για μεγαλύτερες γωνίες δηλαδή για $\alpha \geq 14^\circ$ και $\alpha \leq -14^\circ$ απαιτήθηκε μη μόνιμη προσέγγιση των συνθηκών ροής.

Αξίζει να σημειωθεί ότι ενώ τρέξαμε τη συγκεκριμένη αεροτομή για γωνίες πρόσπτωσης από -32° έως $+32^\circ$, οι τιμές των αεροδυναμικών συντελεστών και ιδιαίτερα του συντελεστή άνωσης που προέκυψαν για τις πολύ μεγάλες γωνίες, θετικές και αρνητικές, δεν ανταποκρίνονταν στην πραγματικότητα και γι' αυτό το λόγο αφαιρέθηκαν τα αντίστοιχα σημεία. Γενικά, για γωνίες μεγαλύτερες των 20° δεν είμαστε βέβαιοι για την ορθότητα των αποτελεσμάτων, διαπιστώνοντας και τη διαφορετική συμπεριφορά της καμπύλης με την αντίστοιχη πειραματική στις μεγάλες γωνίες.

Πειραματικά δεδομένα για τη συγκεκριμένη αεροτομή διατίθενται από το Εθνικό Εργαστήριο Risø του DTU στην Δανία σε $Re=1.6 \cdot 10^6$ [27].



Σχήμα 4.5: Καμπύλη συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-415, σύγκριση υπολογιστικών και πειραματικών [27] αποτελεσμάτων.

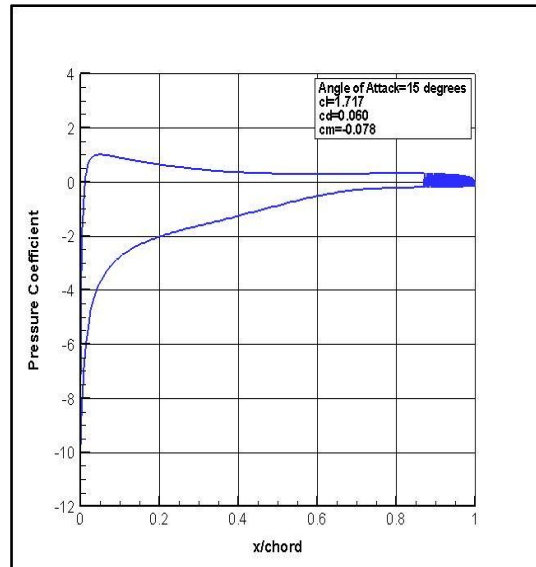
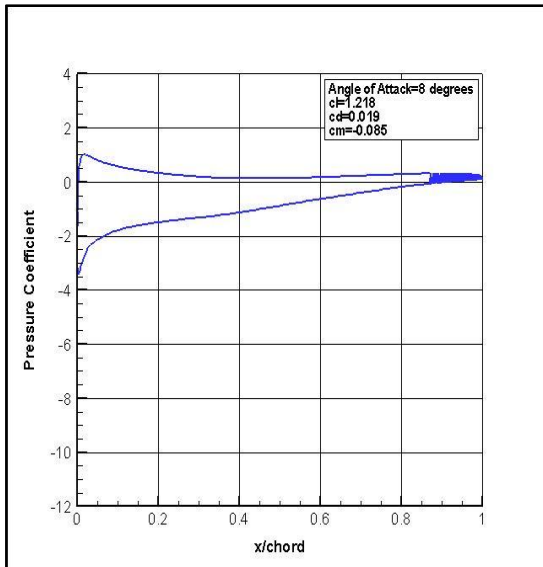
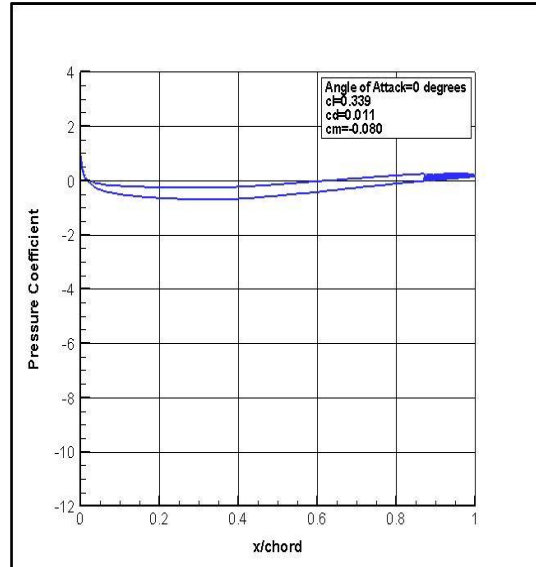
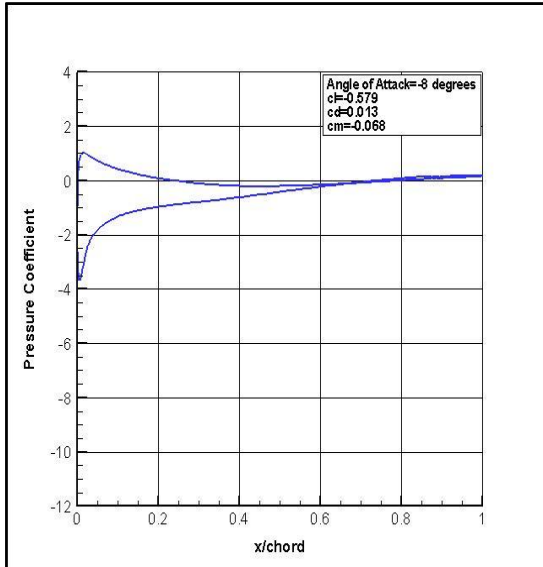
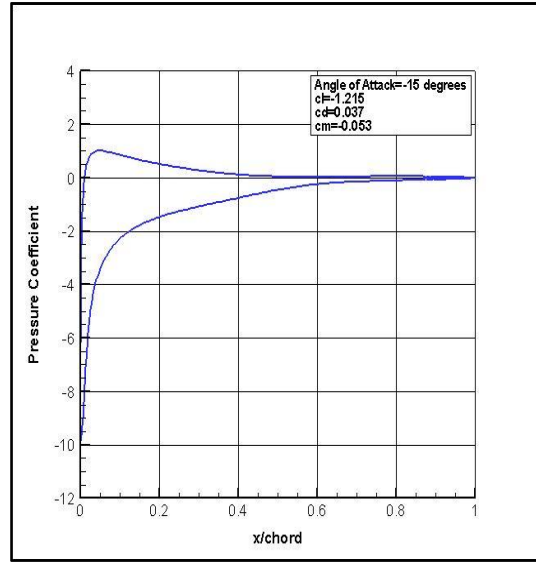
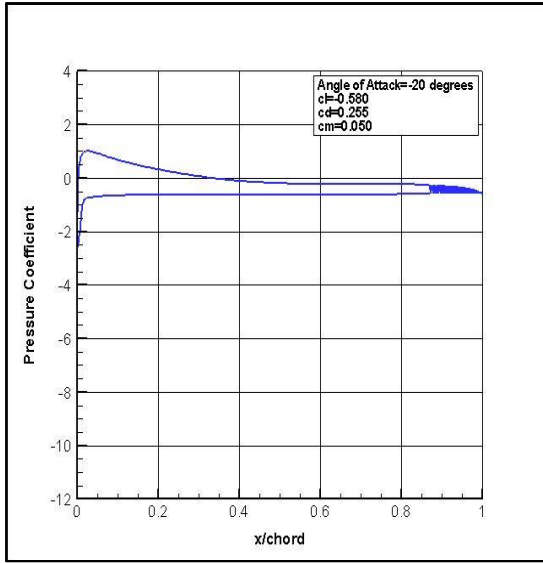


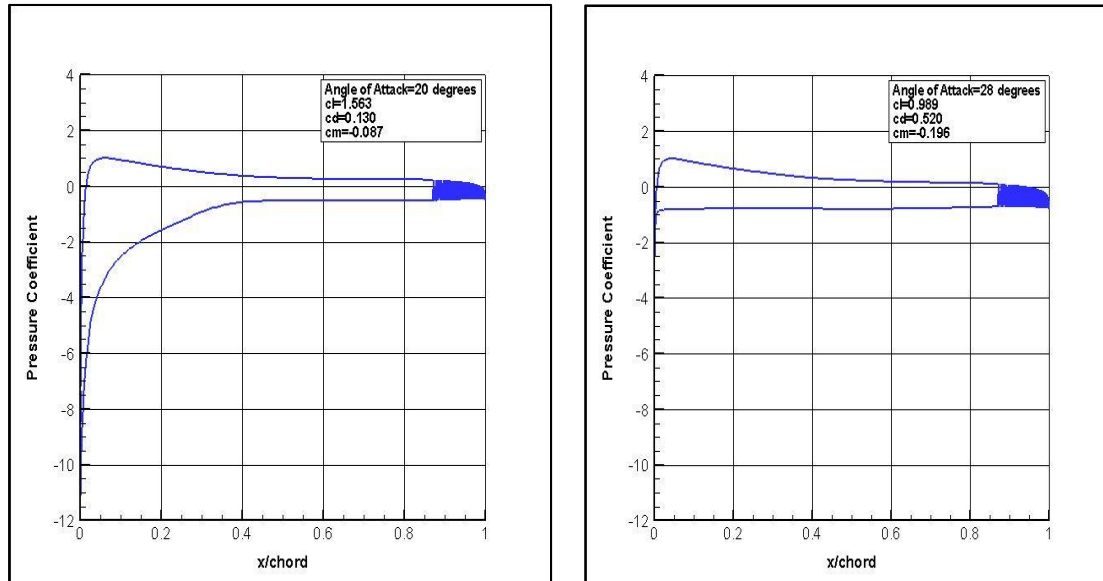
Σχήμα 4.6: Καμπύλη συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-415, σύγκριση υπολογιστικών και πειραματικών [27] αποτελεσμάτων.

Μετά από σύγκριση των πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων για το συντελεστή άνωσης και αντίστασης για την αεροτομή NACA 63-415 παρατηρείται:

- πολύ μικρή διαφορά των τιμών του c_l για γωνίες περίπου από -10° έως $+10^\circ$ και μάλιστα φαίνεται ότι υπάρχει ταύτιση των αποτελεσμάτων στη γραμμική περιοχή πλησίον των 0° . Ενδεικτικά για $\alpha=0^\circ$ έχουμε $c_l \approx 0.35$ με βάση τόσο τα υπολογιστικά, όσο και τα πειραματικά αποτελέσματα. Ενώ $c_l \approx 0$ και συνεπώς μηδενική άνωση έχουμε για $\alpha \approx -3^\circ$. Η παρατήρηση αυτή ισχύει και για το συντελεστή αντίστασης, οι τιμές του οποίου στο εν λόγω διάστημα, από -10° έως $+10^\circ$, τόσο για τα πειραματικά, όσο και για τα υπολογιστικά κυμαίνονται μεταξύ 0.01 και 0.03 και σχεδόν ταυτίζονται.
- υπερεκτίμηση των τιμών του συντελεστή άνωσης για γωνίες πρόσπτωσης $\alpha > 10^\circ$ από την CFD ανάλυση. Επίσης ο μέγιστος συντελεστής άνωσης σύμφωνα με τα αποτελέσματα CFD ισούται με $c_{l_{\max}} \approx 1.72$ ενώ με βάση τα πειραματικά δεδομένα έχουμε $c_{l_{\max}} \approx 1.35$. Όσον αφορά το συντελεστή αντίστασης, οι τιμές του για γωνίες $\alpha > 10^\circ$ προκύπτουν μικρότερες από τις αντίστοιχες πειραματικές μέχρι τη γωνία $\alpha = 24^\circ$ καθώς στη συνέχεια οι υπολογιστικές τιμές του c_d συνεχίζουν και αυξάνονται πολύ πιο απότομα σε σχέση με τις πειραματικές τιμές.
- διαφορά στη γωνία αποκόλλησης, η οποία ισούται με $\alpha = 15^\circ$ λαμβάνοντας υπόψη τα αποτελέσματα CFD ενώ ξεπερνά τη γωνία $\alpha = 13^\circ$ σύμφωνα με τα αποτελέσματα του πειράματος.
- πολύ μικρότερη κλίση της πειραματικής καμπύλης $c_l - \alpha$ μετά τη γωνία $\alpha = 20^\circ$ σε σχέση με την υπολογιστική καμπύλη. Ειδικότερα η κλίση της πειραματικής καμπύλης από τη γωνία των 20° μέχρι περίπου τις 24° ισούται με $-0.058 \left(= \frac{1.09 - 0.83}{20.1 - 24.6} \right)$ ενώ η κλίση της υπολογιστικής καμπύλης είναι ίση με $-0.138 \left(= \frac{1.56 - 1.01}{20 - 24} \right)$. Το πόσο απότομα μειώνεται ο συντελεστής άνωσης μετά την αποκόλληση είναι σημαντικό καθώς επιδρά στην ευστάθεια του περυγίου. Πιθανότατα η διαφορά που σημειώνεται μετά τις 20° να οφείλεται στην περιορισμένη αξιοπιστία των αποτελεσμάτων CFD στις πολύ μεγάλες γωνίες καθώς και στην έλλειψη σημείων μεταξύ των 20° και 24° , διότι αξίζει να σημειωθεί ότι οι κλίσεις των δύο καμπυλών από την εκάστοτε γωνία αποκόλλησης μέχρι τη γωνία των 20° κυμαίνονται στα ίδια επίπεδα.

Οι διαφορές των πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων μπορεί να οφείλονται εν μέρει στη διαφορά της τιμής του αριθμού Reynolds αν και μια διαφορά της τάξης των 400,000 στο αριθμό Re όπως στη συγκεκριμένη περίπτωση είναι σχετικά μικρή. Επίσης πρέπει να ληφθεί υπόψη ότι τα υπολογιστικά αποτελέσματα προέκυψαν από διδιάστατη ανάλυση και πιθανώς αν γινόταν αριθμητική επίλυση σε τρεις διαστάσεις να προέκυπταν αποτελέσματα πιο κοντά στα πειραματικά.





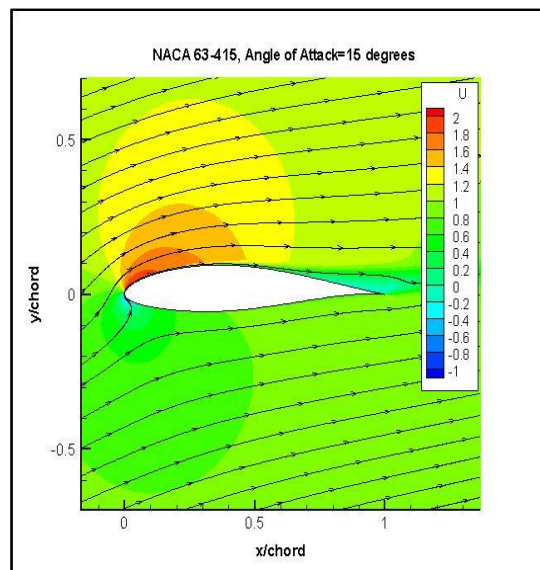
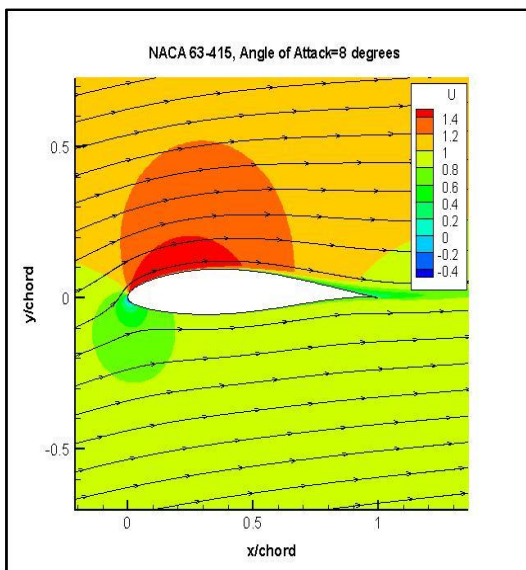
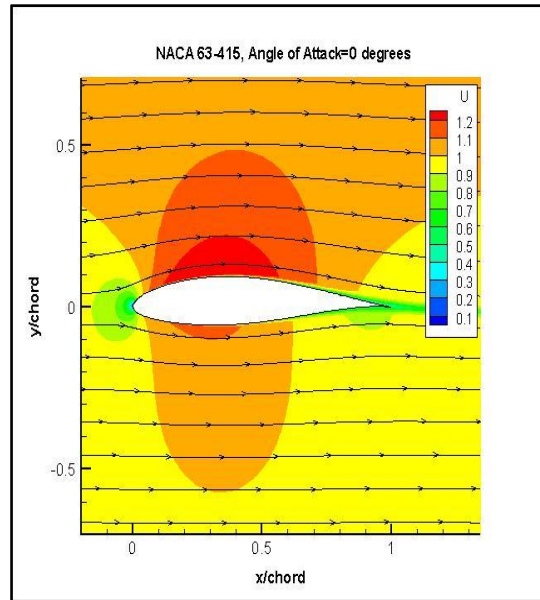
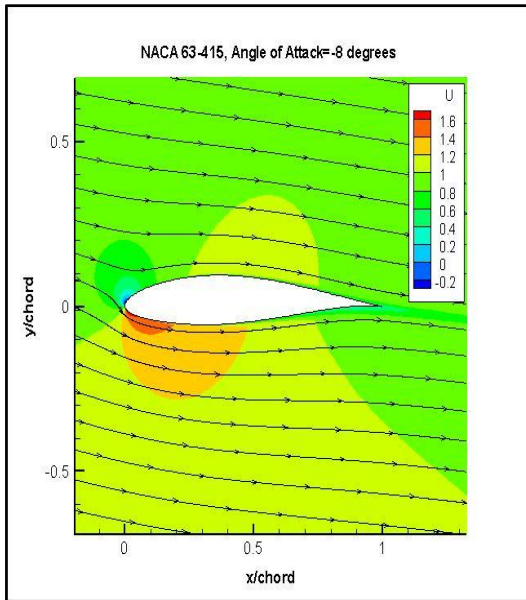
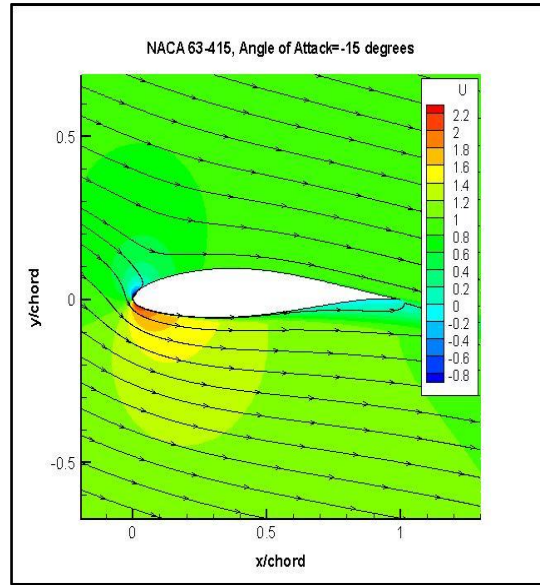
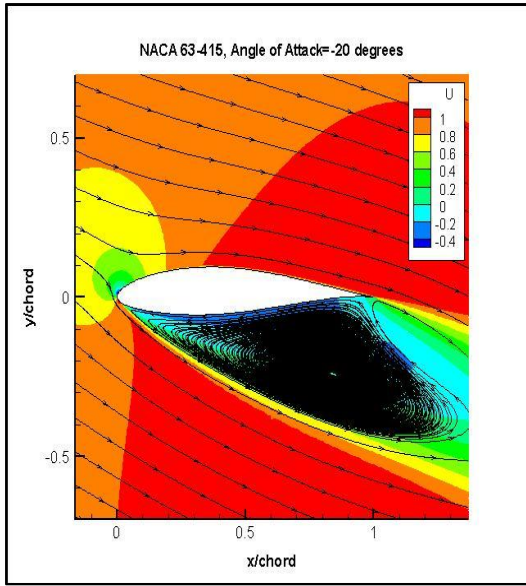
Σχήμα 4.7: Κατανομή συντελεστή πίεσης για την αεροτομή NACA 63-415, για γωνίες πρόσπτωσης $\alpha = -20^\circ, -15^\circ, -8^\circ, 0^\circ, 8^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ και 28° .

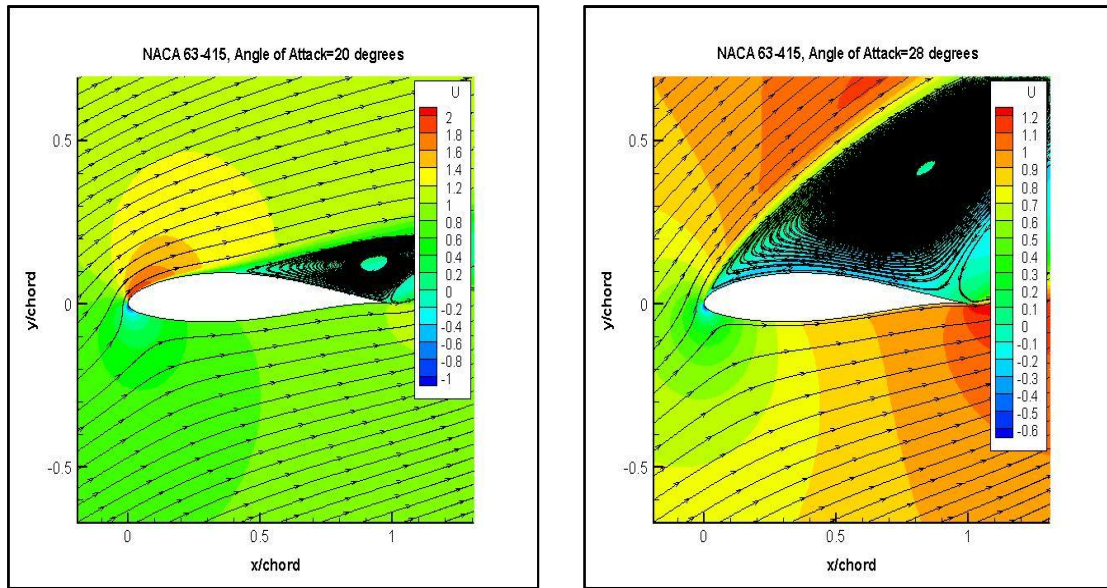
Η κατανομή του συντελεστή πίεσης μεταβάλλεται, όπως φαίνεται και από τα παραπάνω διαγράμματα, με τη γωνία πρόσπτωσης. Σε θετικές γωνίες πρόσπτωσης υπάρχει περισσότερο αρνητική πίεση στην πάνω επιφάνεια της αεροτομής σε σχέση με την κάτω και άρα σ' αυτή την περίπτωση παίρνουμε θετική άνωση. Με τον όρο αρνητική πίεση εννοούμε πίεση μικρότερη από τον περιβάλλοντα αέρα και επομένως αναπτύσσεται δύναμη που εκτείνεται μακριά από την αεροτομή. Επίσης παρατηρούμε ότι όσο η γωνία πρόσπτωσης αυξάνει μέχρι ενός ορίου, η πίεση στην πάνω επιφάνεια μειώνεται όλο και περισσότερο, δηλαδή γίνεται πιο αρνητική, ενώ η πίεση στο μεγαλύτερο μέρος της κάτω επιφάνειας για σχετικά μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης λαμβάνει ακόμα και θετικές τιμές (δηλαδή πίεση μεγαλύτερη από του περιβάλλοντος αέρα), συνεισφέροντας μ' αυτό τον τρόπο στην άνωση.

Για παράδειγμα, στο 20% της χορδής, δηλαδή στο $x=0.2 \cdot c$ για γωνία πρόσπτωσης $\alpha=8^\circ$ ο συντελεστής πίεσης στην πάνω επιφάνεια της αεροτομής ισούται με $c_p \approx -1.5$ και στην κάτω επιφάνεια με $c_p \approx +0.4$ ενώ για γωνία πρόσπτωσης $\alpha=15^\circ$, ο συντελεστής πίεσης στην πάνω επιφάνεια βρίσκεται ίσος με $c_p \approx -2$ και στην κάτω επιφάνεια με $c_p \approx +0.7$.

Σε αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης παρατηρείται η αντίστροφη εικόνα, δηλαδή περισσότερο αρνητική πίεση στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής σε σχέση με την πάνω, ο συντελεστής πίεσης της οποίας λαμβάνει και σε ένα μεγάλο μέρος της θετικές τιμές και έτσι η πίεση που αναπτύσσεται στην πάνω επιφάνεια της αεροτομής συνεισφέρει στην αρνητική άνωση.

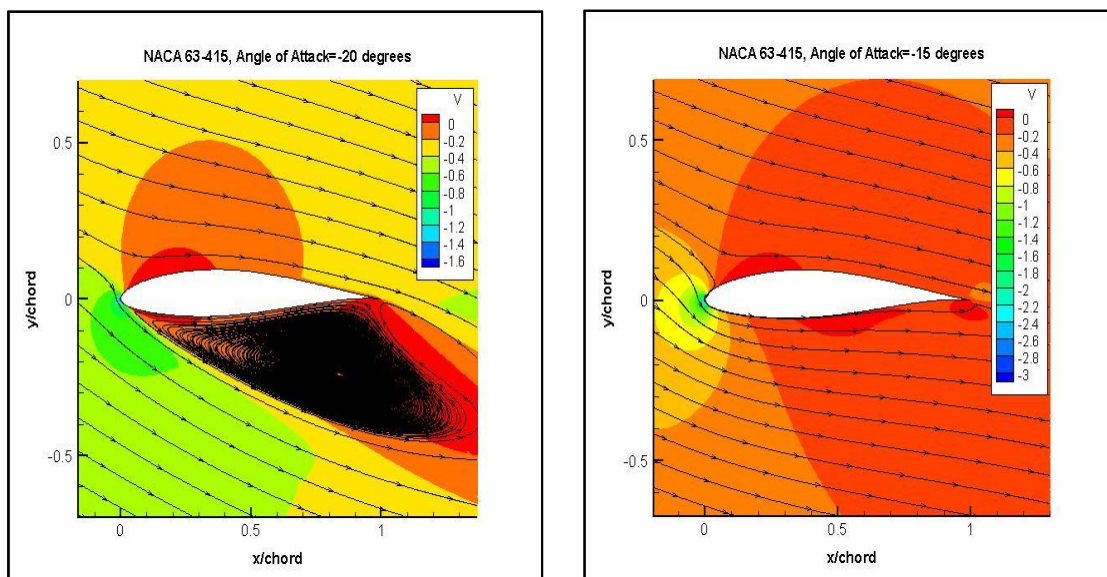
Στις ακόλουθες εικόνες παρουσιάζονται τα πεδία των αδιάστατων ταχυτήτων U και V για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.

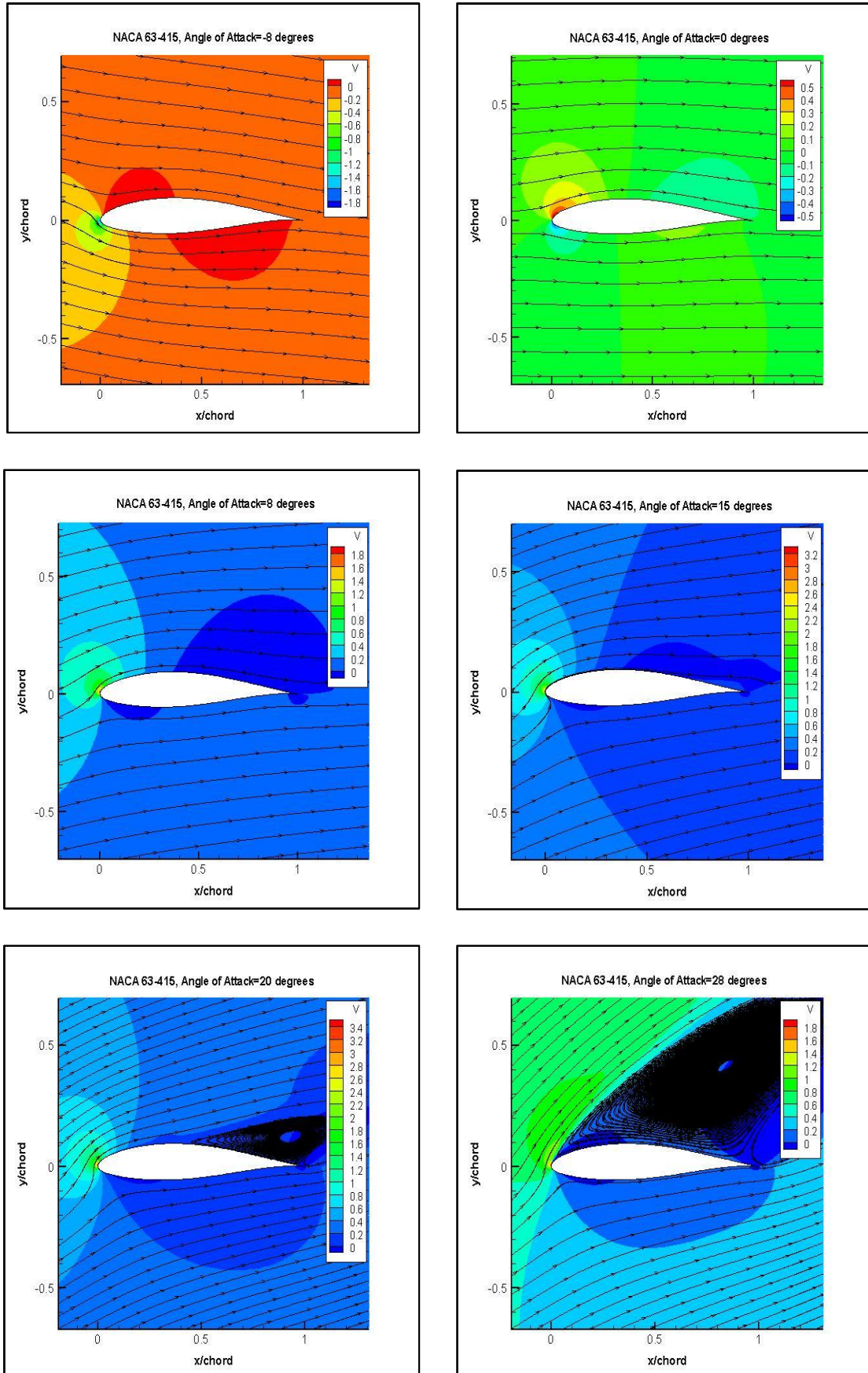




Σχήμα 4.8: Πεδίο ταχύτητας U για την αεροτομή NACA 63-415, για γωνίες πρόσπτωσης $\alpha = -20^\circ, -15^\circ, -8^\circ, 0^\circ, 8^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ και 28° .

Με βάση το σχήμα 4.8 παρατηρείται η μέγιστη τιμή της συνιστώσας της ταχύτητας U να αυξάνει με τη γωνία τουλάχιστον μέχρι να αρχίσει η αποκόλληση της ροής, γεγονός που εξηγεί και την όλο και πιο αρνητική πίεση στην πάνω επιφάνεια της αεροτομής και συνεπώς την αύξηση της άνωσης μέχρι περίπου τη γωνία των 15° . Οι μεγαλύτερες ταχύτητες για θετικές γωνίες πρόσπτωσης συγκεντρώνονται στην πάνω επιφάνεια, στην περιοχή της μέγιστης καμπυλότητας της αεροτομής ενώ οι τιμές της ταχύτητας U πηγαίνοντας προς την ακμή εκφυγής συνεχώς μειώνονται.



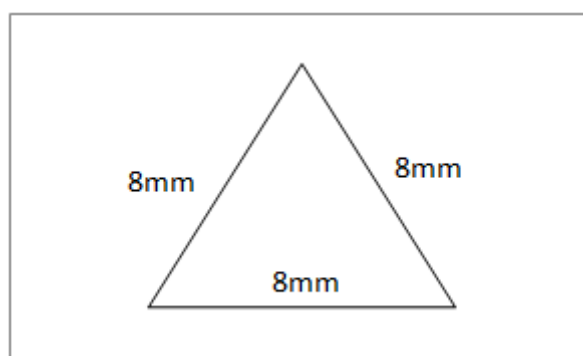


Σχήμα 4.9: Πεδίο ταχύτητας V για την αεροτομή NACA 63-415, για γωνίες πρόσπτωσης $\alpha = -20^\circ, -15^\circ, -8^\circ, 0^\circ, 8^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ και 28° .

Όσον αφορά τη συνιστώσα V της ταχύτητας, αυτή λαμβάνει τιμές μεγαλύτερες ή ίσες του 0 για θετικές γωνίες πρόσπτωσης ενώ για αρνητικές γωνίες οι τιμές της είναι πάντα μικρότερες ή ίσες του 0. Παρατηρείται ακόμα ότι όσο αυξάνει η γωνία πρόσπτωσης μέχρι τη γωνία στην οποία η ροή αποκολλάται, δηλαδή τουλάχιστον μέχρι τη γωνία $\alpha=15^\circ$, τόσο αυξάνεται και η ταχύτητα, V . Γενικά όμως η ταχύτητα V στο μεγαλύτερο μέρος της περιοχής γύρω από την αεροτομή με εξαίρεση την περιοχή της ακμής πρόσπτωσης έχει τιμές πολύ μικρότερες της ταχύτητας ελεύθερου ρεύματος π.χ. $V=0.2$ ή ακόμα και $V=0$ για θετικές γωνίες πρόσπτωσης.

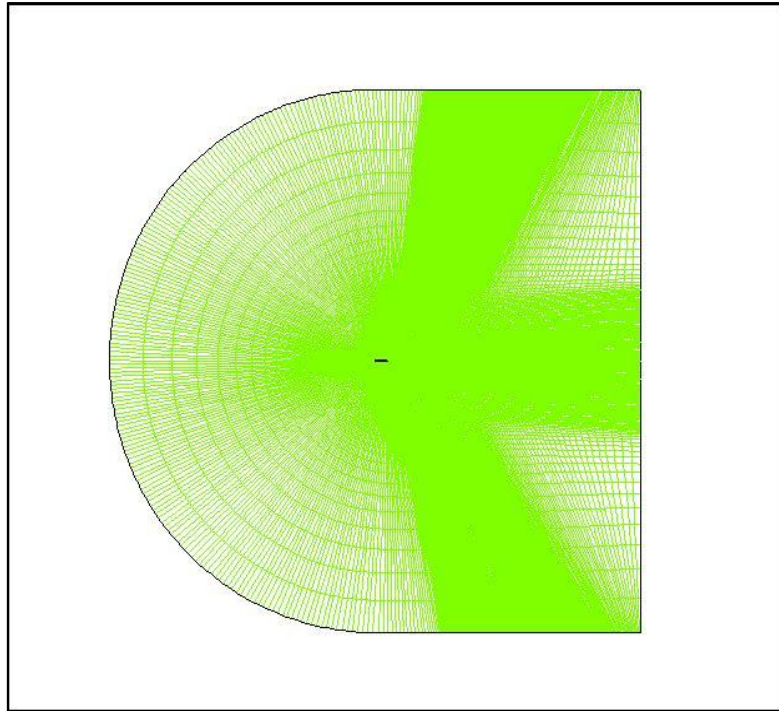
Αεροτομή NACA 63-415 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip)

Σε μια προσπάθεια βελτίωσης της αεροελαστικής ευστάθειας του πτερυγίου και αποφυγής ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής τοποθετούνται ταινίες αποκόλλησης (stall strips) σε συγκεκριμένες θέσεις κατά μήκος της ακτίνας του πτερυγίου και προς το ακροπτερύγιο, που καταπονείται περισσότερο. Η εγκάρσια τομή των ταινιών αποκόλλησης, που εγκαθίστανται στην ακμή πρόσπτωσης των αεροτομών, είναι ένα ισόπλευρο τρίγωνο. Μεταβάλλοντας το μέγεθος του τριγώνου και ειδικότερα ξεκινώντας με πλευρά 8mm και φτάνοντας μέχρι 24mm μπορούμε να εξετάσουμε και την επίδραση του μεγέθους του στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών.

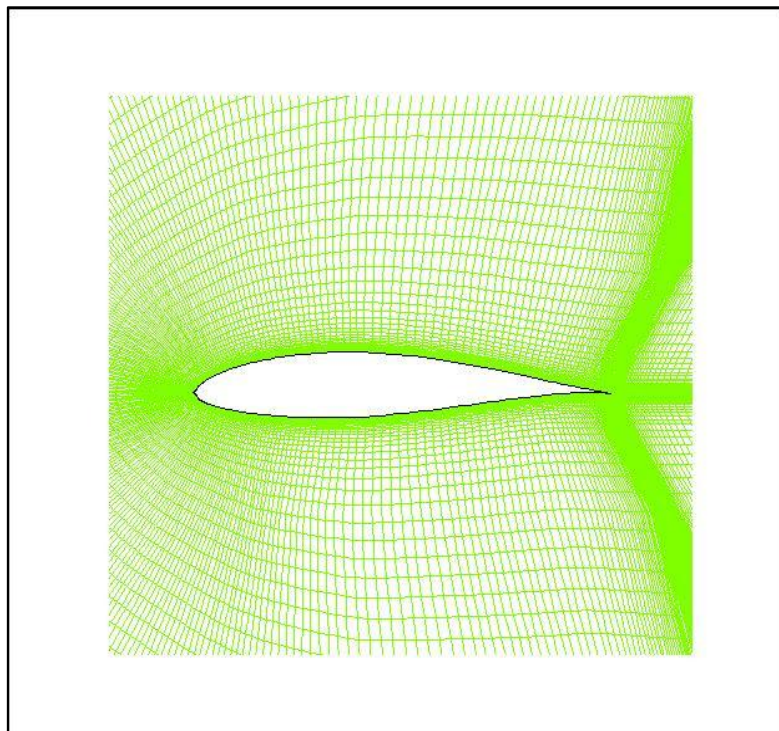


Σχήμα 4.10: Εγκάρσια τομή της ταινίας αποκόλλησης (stall strip) με πλευρά 8mm και ύψος 6mm [5].

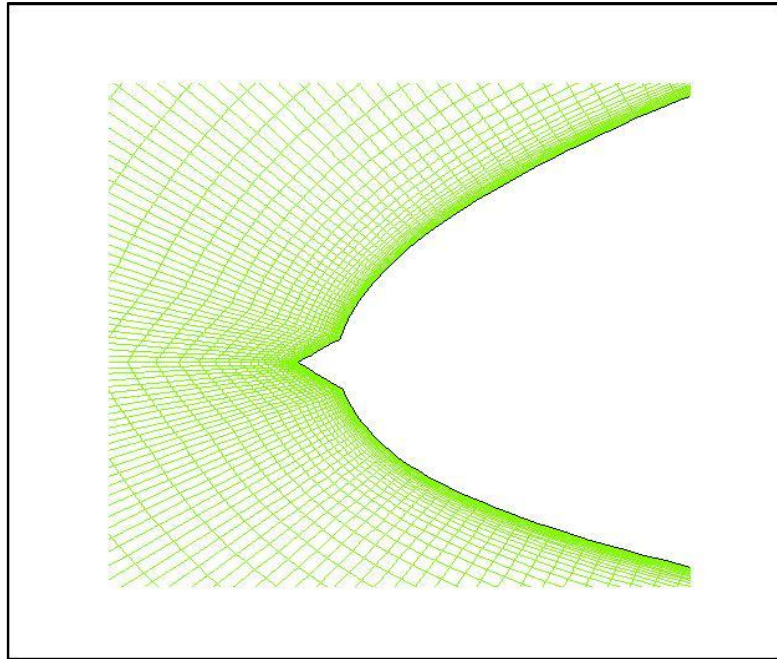
Μετά την προσθήκη ταινίας αποκόλλησης ύψους 6mm και πλευράς εγκάρσιας διατομής 8mm στην ακμή πρόσπτωσης της αεροτομής NACA 63-415 το πλέγμα διαμορφώνεται όπως φαίνεται στο ακόλουθο σχήμα. Ο συνολικός αριθμός των κελιών αυξήθηκε λίγο σε σχέση με προηγουμένως φτάνοντας τα 87398 κελιά. Αιτία της αύξησης αυτής είναι η προσθήκη παραπάνω κελιών στην αεροτομή, που ανέρχονται στα 441 κελιά, και πιο συγκεκριμένα στην ακμή πρόσπτωσης της αεροτομής, ώστε να συλλάβουμε καλύτερα τη γεωμετρική πολυπλοκότητα λόγω της ταινίας αποκόλλησης.



Σχήμα 4.11: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, ολική άποψη.

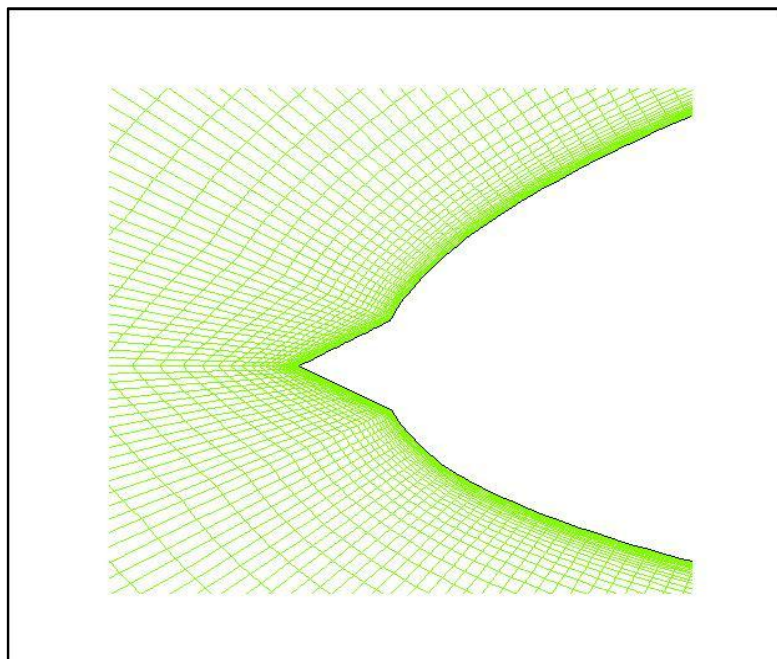


Σχήμα 4.12: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, κοντινή άποψη της αεροτομής.



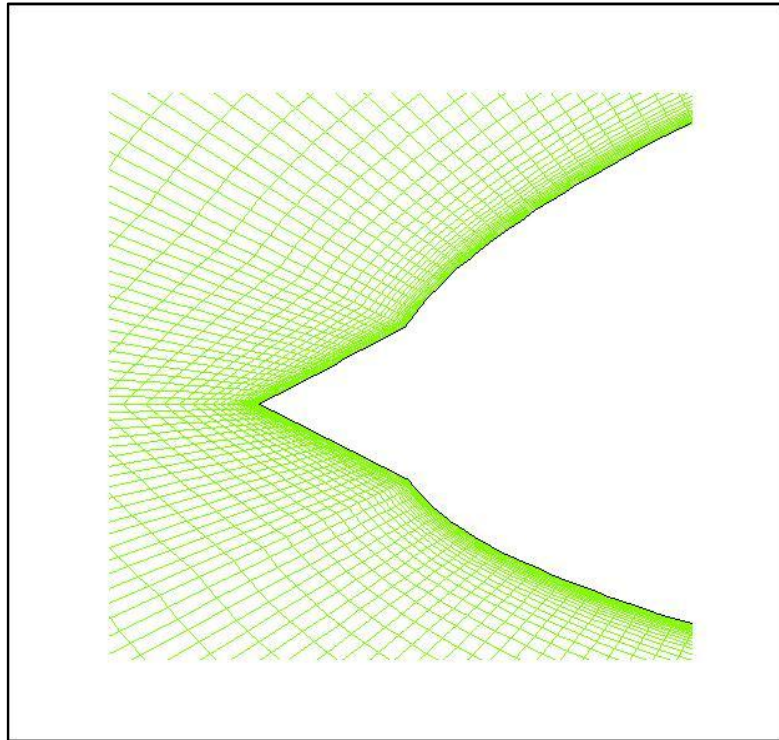
Σχήμα 4.13: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης.

Τοποθετώντας στην ακμή πρόσπτωσης της NACA 63-415 ταινία αποκόλλησης διπλάσιου μεγέθους, δηλαδή πλευράς εγκάρσιας τομής 16mm και ύψους 12mm, το πλήθος των κελιών του πλέγματος φτάνει τα 92000 κελιά συνολικά ενώ πάνω στην αεροτομή τα 480 κελιά. Δίνεται στη συνέχεια εικόνα του πλέγματος που επικεντρώνεται μόνο στην περιοχή της ακμής πρόσπτωσης καθώς αυτή κυρίως επηρεάζεται με την προσθήκη της ταινίας αποκόλλησης.



Σχήμα 4.14: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 12mm, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης.

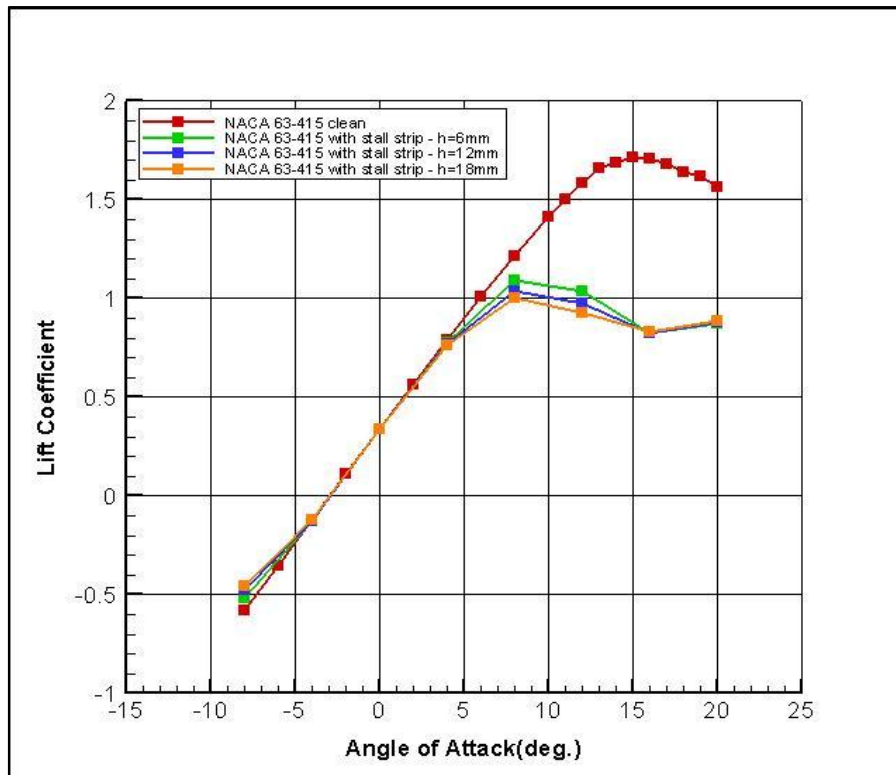
Η τοποθέτηση ταινίας αποκόλλησης τριπλάσιου μεγέθους σε σχέση με το αρχικό, δηλαδή πλευράς εγκάρσιας τομής 24mm και ύψους 18mm, μεταβάλλει τη διαμόρφωση του πλέγματος στην ακμή πρόσπτωσης ανάλογα με προηγούμενως, το οποίο παίρνει τελικά την ακόλουθη μορφή. Συνολικά ο αριθμός των κελιών του νέου πλέγματος φτάνει τα 85864 κελιά ενώ πάνω στην αεροτομή μόνο τοποθετούμε 428 κελιά.



Σχήμα 4.15: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-415 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 18mm, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης.

Για τη μελέτη της συμπεριφοράς της αεροτομής NACA 63-415 με ταινία αποκόλλησης και για τις τρεις περιπτώσεις θεωρήθηκαν:

- αριθμός Reynolds= $2 \cdot 10^6$ και αριθμός Mach=0.16.
- πλήρως τυρβώδη ροή.
- ως μοντέλο τύρβης το Spalart-Allmaras.
- μόνιμες συνθήκες ροής για πολύ πιο περιορισμένο πλήθος γωνιών πρόσπτωσης σε σχέση με την περίπτωση, όπου είχαμε καθαρή την αεροτομή NACA 63-415. Ειδικότερα για ταινία αποκόλλησης ύψους 6mm θεωρήσαμε μόνιμες συνθήκες για τις γωνίες $-4^\circ, 0^\circ$ και 4° ενώ για ταινία αποκόλλησης ύψους 12mm αλλά και 18mm η υπόθεση μόνιμων συνθηκών ροής μόνο για τη γωνία πρόσπτωσης των 0° ήταν δυνατή.

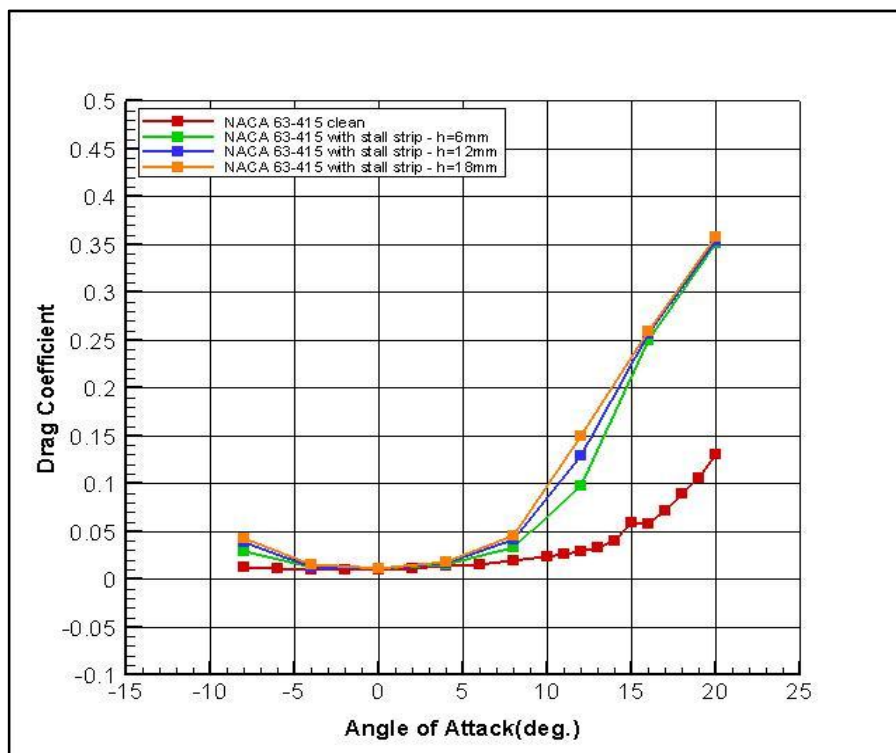


Σχήμα 4.16: Καμπύλη συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-415 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm.

NACA 63-415 clean								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Lift Coefficient c_l	-0.579	-0.122	0.3387	0.7909	1.2179	1.5835	1.7077	1.5635
$\frac{c_{l_{current}} - c_{l_{previous}}}{\alpha_{current} - \alpha_{previous}}$	-	0.114	0.115	0.113	0.107	0.091	0.031	-0.036
NACA 63-415 with stall strip (h=6mm)								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Lift Coefficient c_l	-0.516	-0.125	0.3364	0.7747	1.0891	1.0351	0.8225	0.8737
$\frac{c_{l_{ss}} - c_{l_{clean}}}{c_{l_{clean}}} \cdot 100\%$	-10.9	2.5	-0.7	-2.0	-10.6	-34.6	-51.8	-44.1
$\frac{c_{l_{current}} - c_{l_{previous}}}{\alpha_{current} - \alpha_{previous}}$	-	0.098	0.115	0.110	0.079	-0.014	-0.053	0.013
NACA 63-415 with stall strip (h=12mm)								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Lift Coefficient c_l	-0.477	-0.126	0.3367	0.7663	1.0371	0.9773	0.8267	0.879
$\frac{c_{l_{ss}} - c_{l_{clean}}}{c_{l_{clean}}} \cdot 100\%$	-17.7	3.4	-0.6	-3.1	-14.8	-38.3	-51.6	-43.8
$\frac{c_{l_{current}} - c_{l_{previous}}}{\alpha_{current} - \alpha_{previous}}$	-	0.088	0.116	0.107	0.068	-0.015	-0.038	0.013

NACA 63-415 with stall strip (h=18mm)								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Lift Coefficient c_l	-0.458	-0.124	0.3364	0.7603	1.0036	0.9285	0.8289	0.8881
$\frac{c_{l_{ss}} - c_{l_{clean}}}{c_{l_{clean}}} \cdot 100\%$	-21.0	1.7	-0.7	-3.9	-17.6	-41.4	-51.5	-43.2
$\frac{c_{l_{current}} - c_{l_{previous}}}{\alpha_{current} - \alpha_{previous}}$	-	0.083	0.115	0.106	0.061	-0.019	-0.025	0.015

Πίνακας 4.1: Επίδραση της προσθήκης ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm στην τιμή του συντελεστή άνωσης και στην κλίση της καμπύλης c_l - α για την αεροτομή NACA 63-415.



Σχήμα 4.17: Καμπύλη συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-415 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm.

NACA 63-415 clean								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Drag Coefficient c_d	0.0134	0.0105	0.0107	0.0136	0.0194	0.0298	0.0582	0.1301
NACA 63-415 with stall strip (h=6mm)								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Drag Coefficient c_d	0.0292	0.0121	0.0109	0.0157	0.034	0.0984	0.2504	0.3505
$\frac{c_{d_{ss}} - c_{d_{clean}}}{c_{d_{clean}}} \cdot 100\%$	117.9	15.2	1.9	15.4	75.3	230.2	330.2	169.4

NACA 63-415 with stall strip (h=12mm)								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Drag Coefficient c_d	0.0382	0.0131	0.0109	0.0171	0.0412	0.1288	0.2566	0.3544
$\frac{c_{d_{ss}} - c_{d_{clean}}}{c_{d_{clean}}} \cdot 100\%$	185.1	24.8	1.9	25.7	112.4	332.2	340.9	172.4
NACA 63-415 with stall strip (h=18mm)								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Drag Coefficient c_d	0.0436	0.0149	0.0109	0.0182	0.0463	0.1499	0.2594	0.3584
$\frac{c_{d_{ss}} - c_{d_{clean}}}{c_{d_{clean}}} \cdot 100\%$	225.4	41.9	1.9	33.8	138.7	403.0	345.7	175.5

Πίνακας 4.2: Επίδραση της προσθήκης ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm στην τιμή του συντελεστή αντίστασης για την αεροτομή NACA 63-415.

Με βάση τον πίνακα 4.1 είναι σαφές ότι η προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) δεν προκαλεί σημαντικές διαφορές στη τιμή του συντελεστή άνωσης για μικρές γωνίες πρόσπτωσης και ειδικότερα για τις γωνίες -4° , 0° και 4° , για τις οποίες η μεταβολή του c_l για όλα τα μεγέθη της ταινίας αποκόλλησης σε σχέση με την αρχική περίπτωση, όπου είναι καθαρή η NACA 63-415, δεν ξεπερνά το $\pm 4\%$. Όσο όμως η γωνία πρόσπτωσης αυξάνει, τόσο αυξάνεται και η μείωση του συντελεστή άνωσης. Για παράδειγμα, ο συντελεστής άνωσης της αεροτομής NACA 63-415 με ταινία αποκόλλησης ύψους 6mm για γωνία $=12^\circ$ μειώνεται σχεδόν κατά 35% σε σχέση με την καθαρή αεροτομή ενώ για γωνία $=16^\circ$ η μείωση αυτή φτάνει στο 52%.

Επίσης όσο αυξάνεται το μέγεθος της ταινίας αποκόλλησης, τόσο αυξάνεται και η μείωση του συντελεστή άνωσης για τις σχετικά μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης. Η περαιτέρω όμως μείωση που επιτυγχάνεται με κάθε αύξηση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης δεν είναι τόσο αξιοσημείωτη. Χαρακτηριστικό είναι ότι για γωνία πρόσπτωσης $=12^\circ$ διπλασιασμός της ταινίας αποκόλλησης, δηλαδή μεταβολή του ύψους της από τα 6mm στα 12mm, συνεπάγεται μια περαιτέρω μείωση του c_l κάτω του 4% ($-38.3\% - (-34.6\%) = -3.7\%$). Για μεγαλύτερες γωνίες και ειδικότερα για τις γωνίες των 16° και 20° παρουσιάζεται μια οριακή αύξηση του συντελεστή άνωσης, ουσιαστικά παραμένει αμετάβλητος.

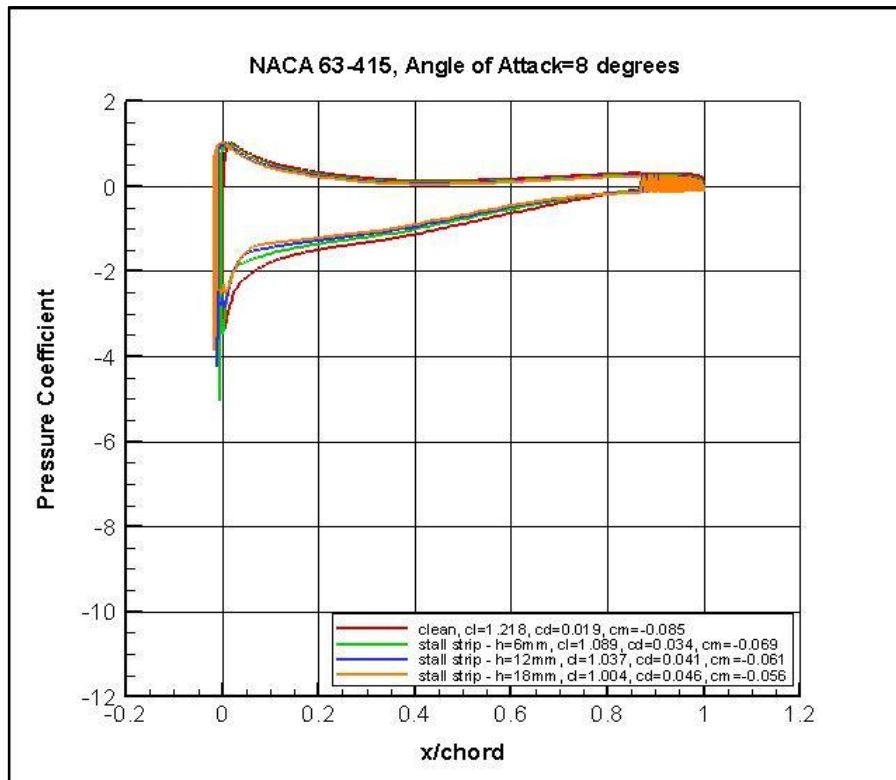
Σημαντική επίδραση της τοποθέτησης ταινίας αποκόλλησης στην ακμή πρόσπτωσης της αεροτομής NACA 63-415 είναι ακόμα η μείωση της γωνίας στην οποία η ροή αποκολλάται, που πλέον συμβαίνει στις 8° αντί για τις 15° . Σύμφωνα με το σχήμα 4.16 είναι φανερό ακόμα ότι η αύξηση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης δεν επηρεάζει τη γωνία αποκόλλησης, η οποία και για τα τρία διαφορετικά μεγέθη της ταινίας αποκόλλησης παραμένει ίση με 8° .

Το γεγονός ότι η αποκόλληση μετά την τοποθέτηση της ταινίας αποκόλλησης συμβαίνει σε πιο μικρή γωνία πρόσπτωσης συνεπάγεται ότι ο συντελεστής άνωσης δεν έχει αυξηθεί ακόμα τόσο πολύ και η αποκόλληση που ακολουθεί γίνεται πιο ομαλά, δηλαδή η κλίση της καμπύλης μικραίνει. Με την προσθήκη της ταινίας αποκόλλησης ύψους 6mm παρατηρούμε ότι η κλίση της καμπύλης μετά τη γωνία αποκόλλησης των 8° έχει μειωθεί κατά 60% $\left(\approx \frac{-0.014 + 0.036}{-0.036} \right)$ περίπου σε σχέση με την κλίση της καμπύλης της αεροτομής χωρίς ταινία αποκόλλησης μετά τις 16°. Επίσης όσο αυξάνεται το μέγεθος της ταινίας αποκόλλησης, τόσο αυξάνει και η ομαλότητα της καμπύλης, διότι καθώς η γωνία αυξάνει από τις 12° στις 16°, διπλασιασμός της ταινίας αποκόλλησης μειώνει την κλίση σχεδόν κατά 30% $\left(\approx \frac{-0.038 + 0.053}{-0.053} \right)$. Η πιο ομαλή αυτή κλίση συνεπάγεται καλύτερη αεροελαστική ευστάθεια του πτερυγίου.

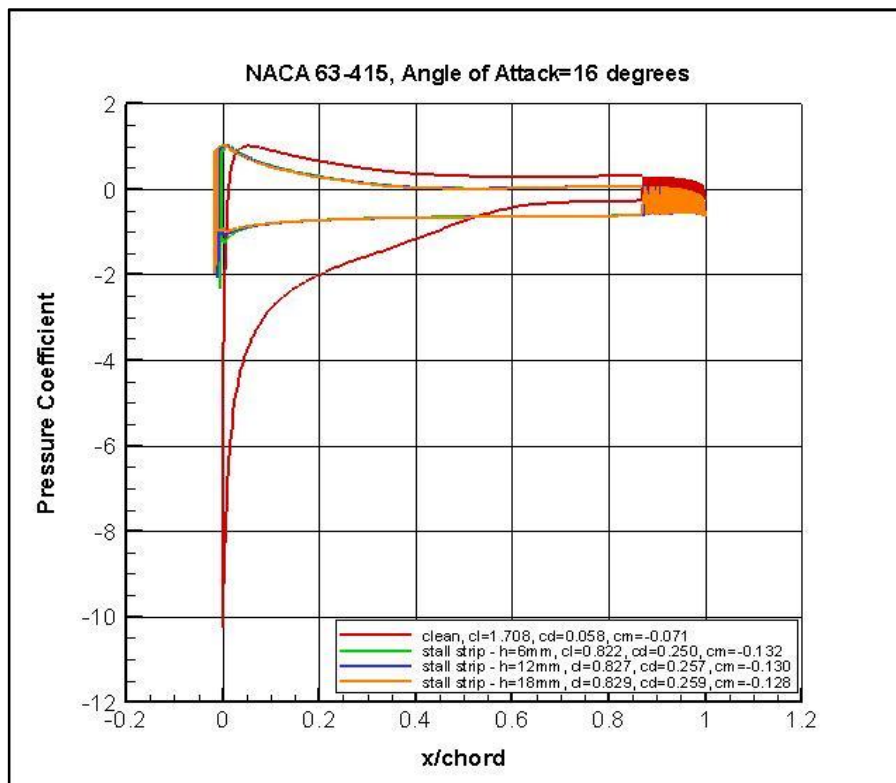
Όσον αφορά το συντελεστή αντίστασης παρατηρούμε ότι η προσθήκη ταινίας αποκόλλησης ύψους 6mm συνεπάγεται την αύξηση της τιμής του για όλες τις γωνίες πρόσπτωσης. Επίσης όσο αυξάνει η γωνία πρόσπτωσης μέχρι τις 16°, τόσο η αύξηση του συντελεστή αντίστασης σε σχέση με την περίπτωση όπου είναι καθαρή η NACA 63-415 γίνεται εντονότερη. Για παράδειγμα, όταν η γωνία=12°, η αύξηση του συντελεστή αντίστασης ισούται με 230% ενώ για γωνία=16° ο συντελεστής αντίστασης αυξάνει κατά 330%. Η μικρότερη αύξηση σημειώνεται για τη γωνία των 0°, η οποία είναι πολύ οριακή, καθώς δεν ξεπερνά το 2%.

Αυξάνοντας το μέγεθος της ταινίας αποκόλλησης σημειώνεται μια περαιτέρω αύξηση του συντελεστή αντίστασης για όλες τις γωνίες πρόσπτωσης. Ειδικότερα, για γωνία πρόσπτωσης=8°, η αύξηση του συντελεστή αντίστασης της NACA 63-415 με ταινία αποκόλλησης ύψους 6mm ισούται περίπου με 75% σε σχέση με την καθαρή αεροτομή και με ταινία αποκόλλησης ύψους 12mm ξεπερνά το 112%, το οποίο σημαίνει ότι διπλασιασμός της ταινίας αποκόλλησης επιφέρει μια αύξηση του c_d περίπου κατά 37% $(112.4\% - 75.3\% = 37.1\%)$. Το ποσοστό αυτό της αύξησης του συντελεστή αντίστασης μεταβάλλοντας το μέγεθος της ταινίας αποκόλλησης αυξάνει μέχρι τη γωνία των 12° και μετά αρχίζει να μειώνεται. Αξιοσημείωτο είναι ότι για τη γωνία των 20°, αύξηση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης από 6mm σε 12mm ή από 12mm σε 18mm προκαλεί μια αμελητέα αύξηση του συντελεστή αντίστασης κατά 3% και στις δύο περιπτώσεις.

Στη συνέχεια παρατίθενται ενδεικτικά για τις γωνίες 8° και 16° η κατανομή του συντελεστή πίεσης και για τη γωνία 8° τα πεδία των ταχυτήτων U και V για την περίπτωση που έχουμε τη NACA 63-415 καθαρή καθώς και με ταινία αποκόλλησης ύψους 6mm, 12mm και 18mm, εστιάζοντας στην περιοχή της ακμής πρόσπτωσης.

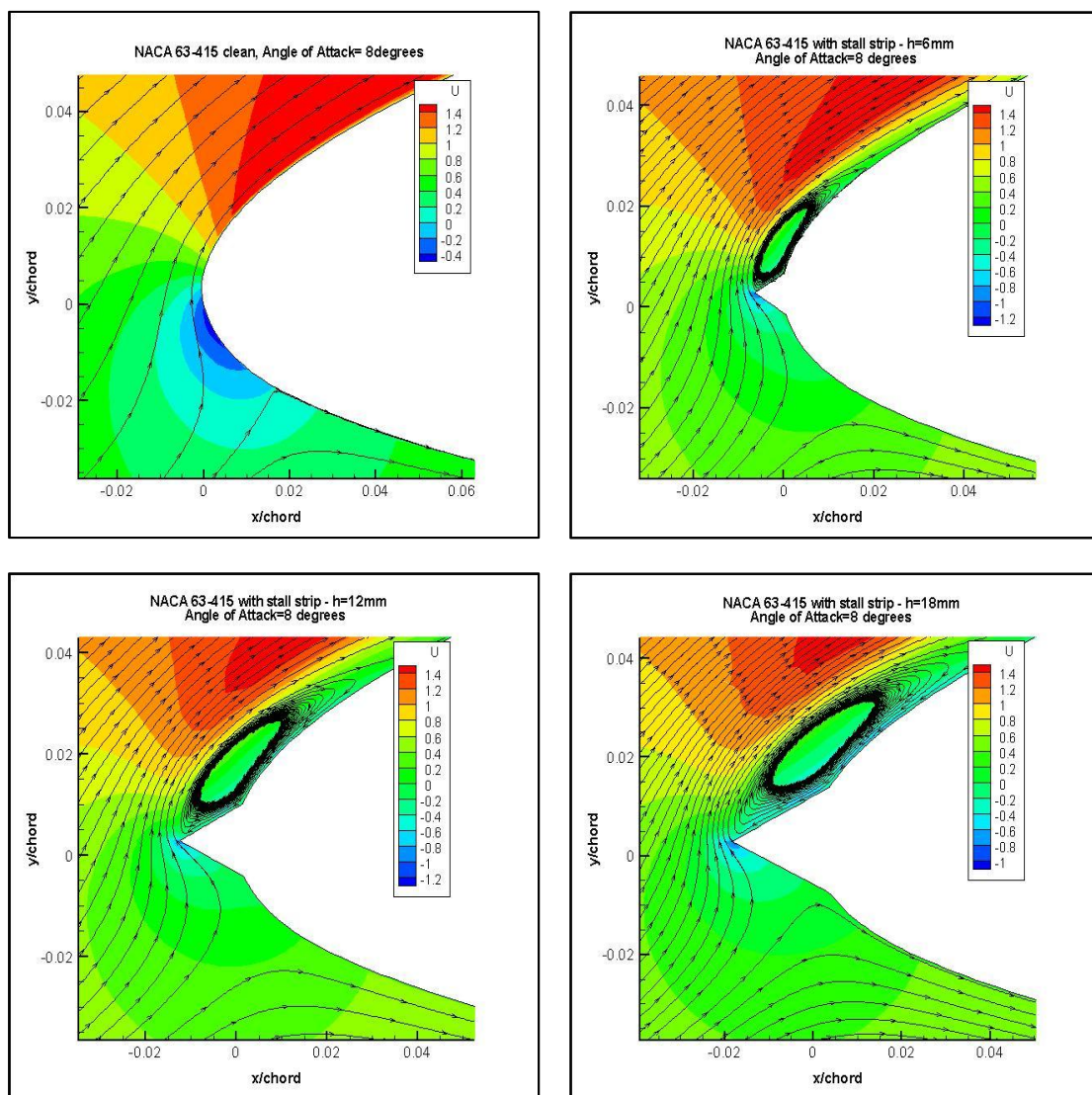


Σχήμα 4.18: Κατανομή συντελεστή πίεσης για την αεροτομή NACA 63-415 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm, για γωνία πρόσπτωσης=8°.



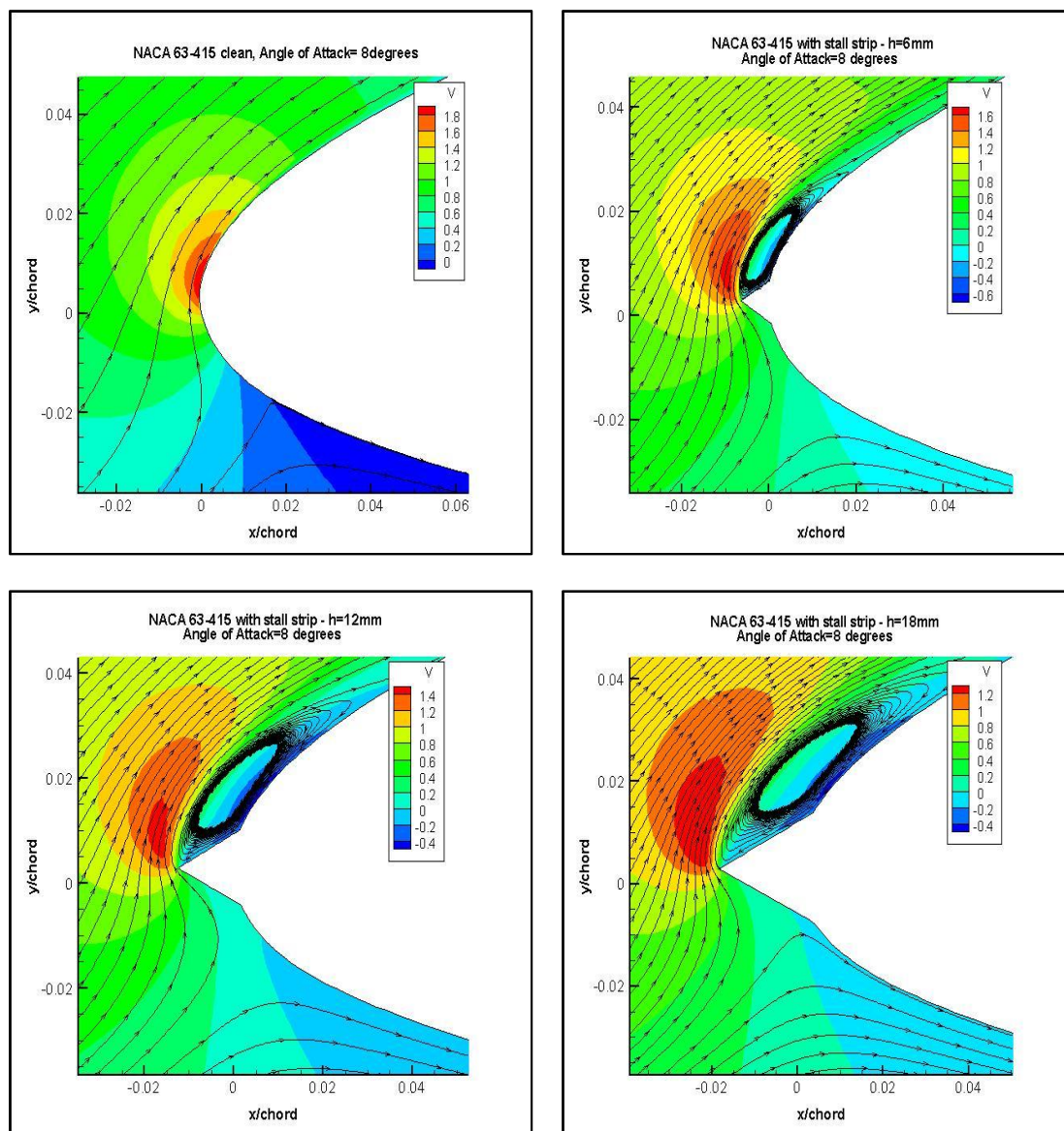
Σχήμα 4.19: Κατανομή συντελεστή πίεσης για την αεροτομή NACA 63-415 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm, για γωνία πρόσπτωσης=16°.

Παρατηρείται για τη γωνία των 8° (σχήμα 4.18) ότι ο συντελεστής πίεσης στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής δεν διαφοροποιείται ιδιαίτερα σ' αντίθεση με την πάνω επιφάνεια, όπου λαμβάνει όλο και λιγότερο αρνητικές τιμές με την προσθήκη της ταινίας αποκόλλησης και την αύξηση του μεγέθους της, το οποίο συνεπάγεται μικρότερη άνωση. Αυτό επιβεβαιώνεται και από τιμές του c_l . Για τη γωνία των 16° (σχήμα 4.19) καταρχάς είναι σαφές ότι δεν υπάρχει καμία ουσιαστική διαφορά του συντελεστή πίεσης με την αύξηση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης. Όμως η προσθήκη της ταινίας αποκόλλησης σε σχέση με την καθαρή αεροτομή έχει σαν αποτέλεσμα μικρότερη θετική πίεση στην κάτω επιφάνεια της αεροτομής και πολύ μικρότερη αρνητική πίεση στην πάνω επιφάνεια μέχρι περίπου το 50% της χορδής. Ο συνδυασμός αυτών των δύο οδηγεί σε πολύ μικρότερη άνωση της αεροτομής με ταινία αποκόλλησης για τη συγκεκριμένη γωνία.



Σχήμα 4.20: Σύγκριση του πεδίου ταχύτητας U για την αεροτομή NACA 63-415 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm, για γωνία πρόσπτωσης 8° , κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης.

Η προσθήκη της ταινίας αποκόλλησης έχει σα συνέπεια η αποκόλληση να ξεκινά από την ακμή πρόσπτωσης και όσο αυξάνεται το μέγεθος της ταινίας αποκόλλησης, τόσο πιο έντονο να είναι το φαινόμενο της αποκόλλησης με το μέγεθος των στροβίλων κατάντι της συσκευής να αυξάνεται συνεχώς. Η μικρότερη τιμή της ταχύτητας U εμφανίζεται πλησίον της κορυφής της ταινίας αποκόλλησης για γωνία πρόσπτωσης 8° .

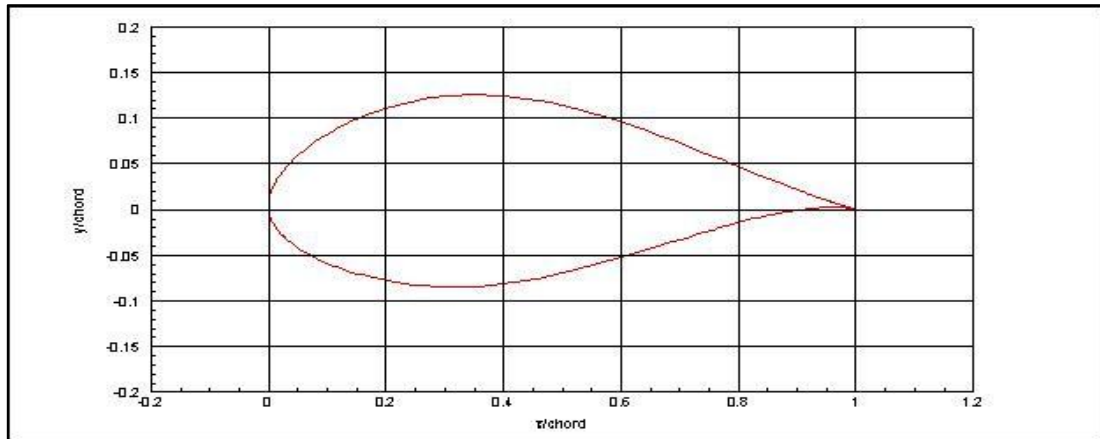


Σχήμα 4.21: Σύγκριση του πεδίου ταχύτητας V για την αεροτομή NACA 63-415 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, 12mm και 18mm, για γωνία πρόσπτωσης 8° , κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης.

Παρατηρείται μείωση της συνιστώσας της ταχύτητας V με την αύξηση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης και μάλιστα εμφάνιση αρνητικών τιμών της ταχύτητας V για θετική γωνία πρόσπτωσης. Ενδεικτικά ενώ για ταινία αποκόλλησης ύψους 6mm η μέγιστη τιμή ισούται με ~ 1.6 , για 12mm είναι ίση με ~ 1.4 . Οι τιμές της ταχύτητας V είναι εν γένει πολύ μικρότερες της ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος εκτός από μια περιοχή πλησίον της κορυφής της ταινίας αποκόλλησης.

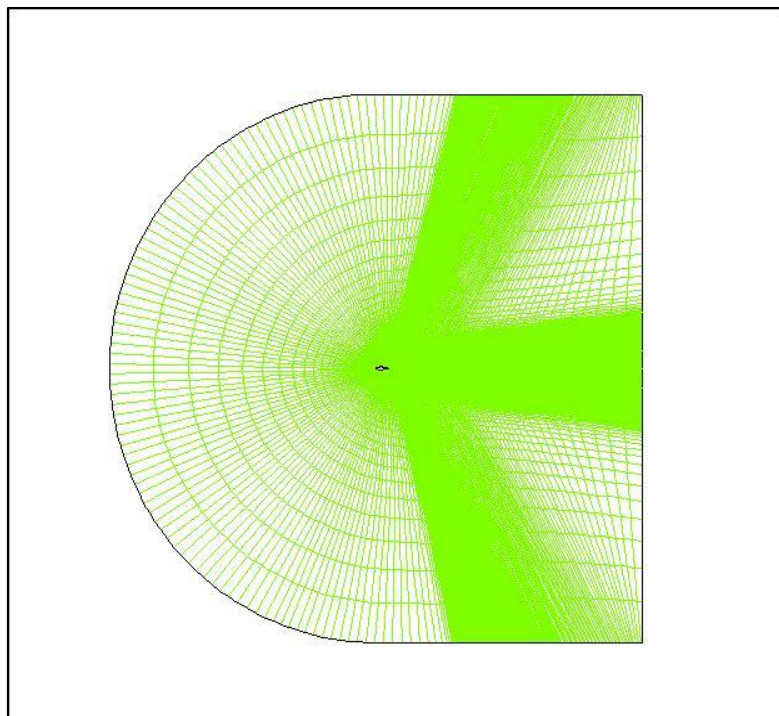
4.1.2 Αεροτομή NACA 63-421

Το μέγιστο πάχος της συγκεκριμένης αεροτομής ισούται με το 21% της χορδής.

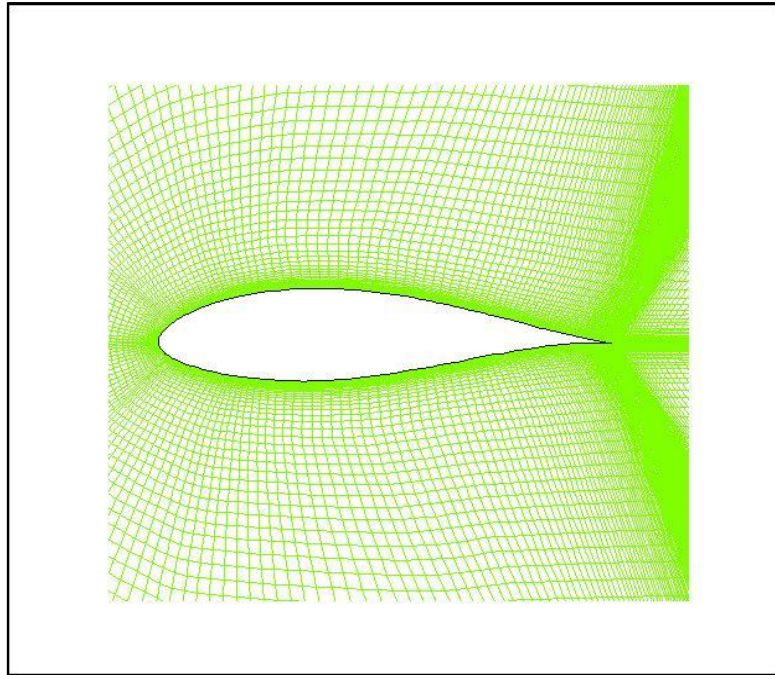


Σχήμα 4.22: Γεωμετρία της αεροτομής NACA 63-421.

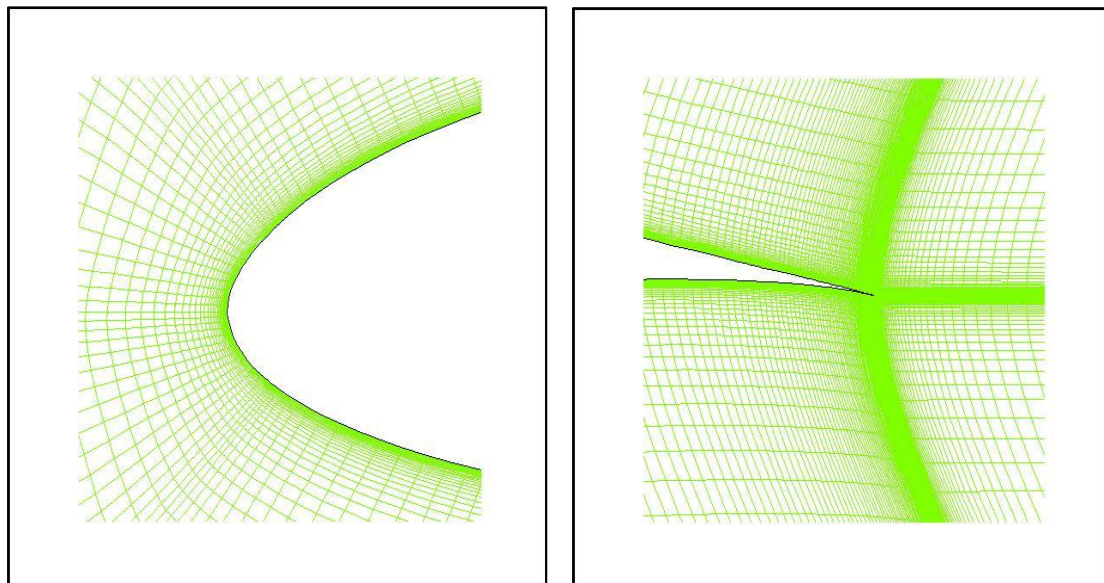
Κατασκευάστηκε και για αυτή την αεροτομή δομημένο πλέγμα τύπου C με τη διαδικασία που περιγράφηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο και χρησιμοποιώντας το πακέτο ICFM CFD. Σε μια προσπάθεια να λάβουμε όσο το δυνατόν πιο ακριβή αποτελέσματα τοποθετήσαμε μεγαλύτερο πλήθος κελιών, φτάνοντας συνολικά τα 230608 κελιά και τα 794 πάνω στην αεροτομή, το οποίο όμως είχε σαν αποτέλεσμα σημαντική αύξηση του υπολογιστικού χρόνου και ιδιαίτερα για τις μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης.



Σχήμα 4.23: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-421, ολική άποψη.



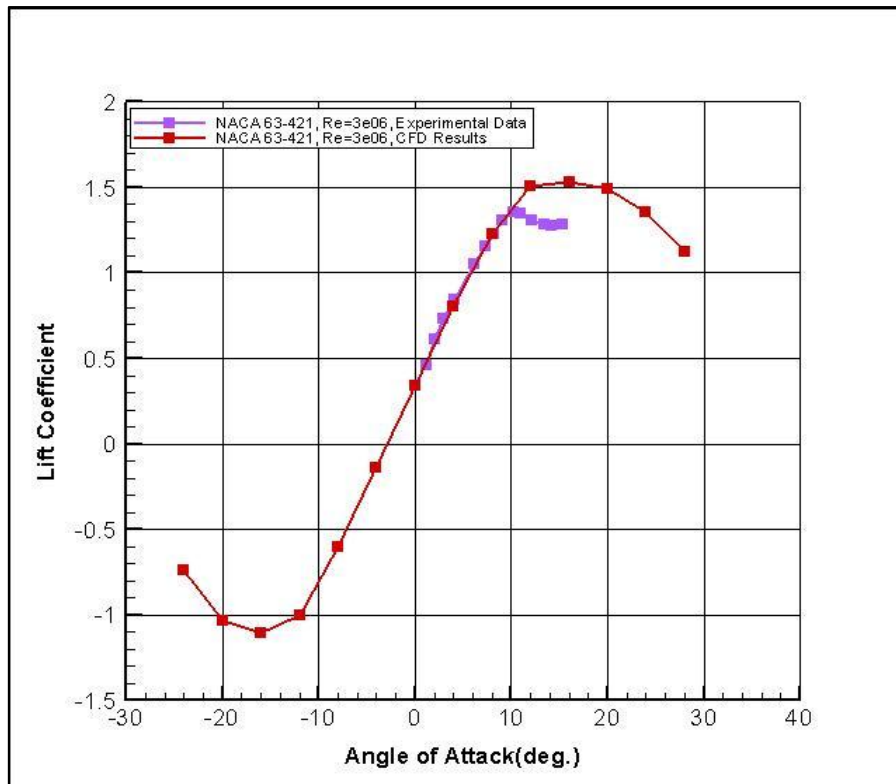
Σχήμα 4.24: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-421, κοντινή άποψη της αεροτομής.



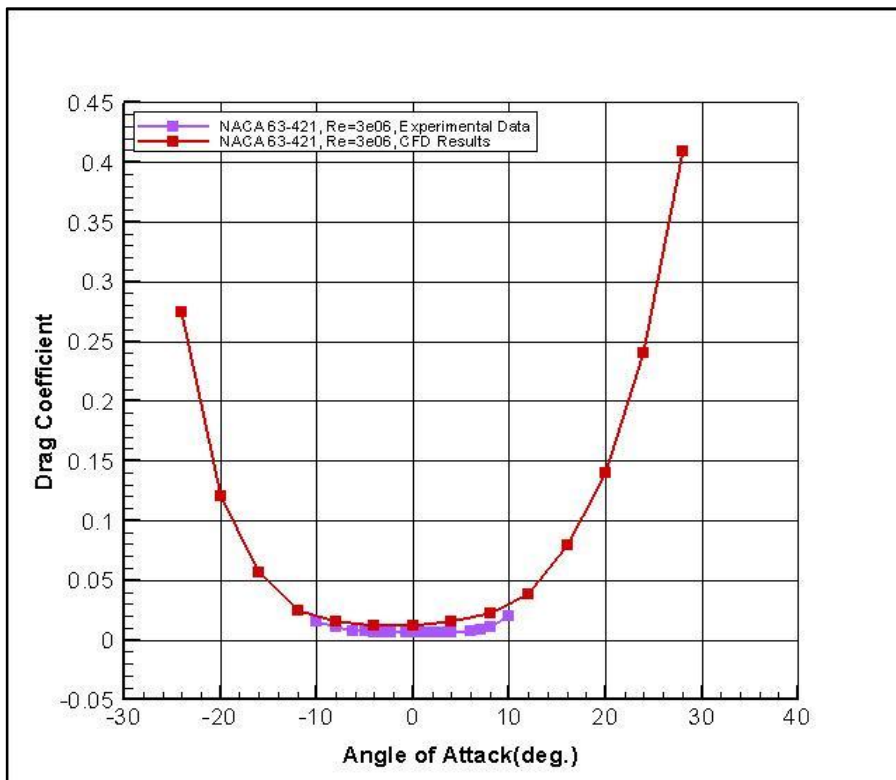
Σχήμα 4.25: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-421, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης (αριστερά) και της ακμής εκφυγής (δεξιά).

Για τη μελέτη της εν λόγω αεροτομής θεωρήθηκαν:

- αριθμός Reynolds= $3 \cdot 10^6$, αριθμός Mach=0.24.
- πλήρως τυρβώδη ροή.
- ως μοντέλο τύρβης το Spalart-Allmaras.
- μόνιμες συνθήκες για γωνίες πρόσπτωσης $\alpha \leq 12^\circ$ και $\alpha \geq -12^\circ$, καθώς οι υπόλοιπες εμφάνιζαν μη μόνιμη συμπεριφορά.



Σχήμα 4.26: Καμπύλη συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-421, σύγκριση υπολογιστικών και πειραματικών [28] αποτελεσμάτων.



Σχήμα 4.27: Καμπύλη συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-421, σύγκριση υπολογιστικών και πειραματικών [28] αποτελεσμάτων.

Τα πειραματικά δεδομένα, που χρησιμοποιήθηκαν ως μέτρο σύγκρισης για την εν λόγω αεροτομή, διεξήχθησαν στη NASA σε μια σήραγγα πίεσης χαμηλού στροβιλισμού και σε αριθμό $Re=3 \cdot 10^6$ και αναφέρονται στο βιβλίο των Abbott και von Doenhoff [28].

Μετά από σύγκριση των πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων για το συντελεστή άνωσης και αντίστασης, για την αεροτομή NACA 63-421 παρατηρείται:

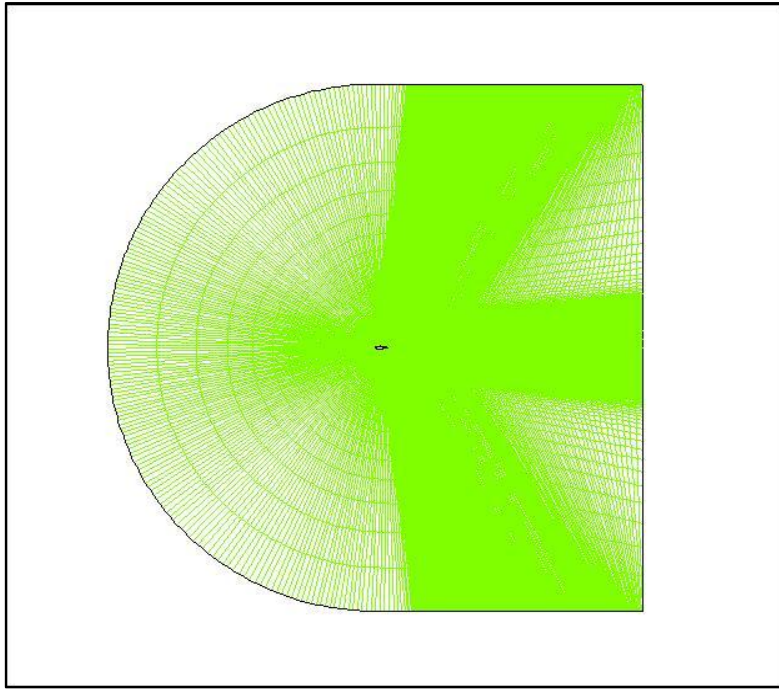
- ταύτιση των τιμών του συντελεστή άνωσης στη γραμμική περιοχή. Όσον αφορά το συντελεστή αντίστασης, οι πειραματικές τιμές του είναι ελαφρώς μικρότερες των αντίστοιχων υπολογιστικών για γωνίες από -10° έως 10° , το οποίο δεν ίσχυε στην περίπτωση της NACA 63-415. Προηγουμένως είχαμε ταύτιση των πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων λόγω πιθανώς της διαφοράς τιμής στον αριθμό Reynolds μεταξύ πειράματος και ανάλυσης CFD.
- υπερεκτίμηση του συντελεστή άνωσης για γωνίες πρόσπτωσης $\alpha > 10^\circ$ στην ανάλυση CFD. Επίσης η μέγιστη τιμή του συντελεστή άνωσης με βάση το πείραμα βρίσκεται ίση με $c_{l_{max}} \approx 1.35$ ενώ από την ανάλυση CFD προκύπτει $c_{l_{max}} \approx 1.53$.
- μεγαλύτερη γωνία αποκόλλησης σύμφωνα με τα υπολογιστικά αποτελέσματα. Ειδικότερα η ανάλυση CFD δίνει γωνία αποκόλλησης $=16^\circ$ ενώ το πείραμα αρκετά μικρότερη περίπου ίση με 10° .
- μεγαλύτερη κλίση της υπολογιστικής καμπύλης σε σχέση με την πειραματική αμέσως μετά την κάθε αποκόλληση. Αξίζει να σημειωθεί ακόμα ότι ο συντελεστής άνωσης μετά τη γωνία αποκόλλησης σύμφωνα με τα πειραματικά αποτελέσματα μειώνεται λιγότερο από 6% $\left(\frac{1.27 - 1.35}{1.35} \cdot 100\% = -5.9\% \right)$ όσο η γωνία πρόσπτωσης αυξάνεται ενώ με βάση τα αποτελέσματα CFD η μείωση του ανέρχεται περίπου στο 27% $\left(\frac{1.12 - 1.53}{1.53} \cdot 100\% = -26.8\% \right)$.

Αεροτομή NACA 63-421 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip)

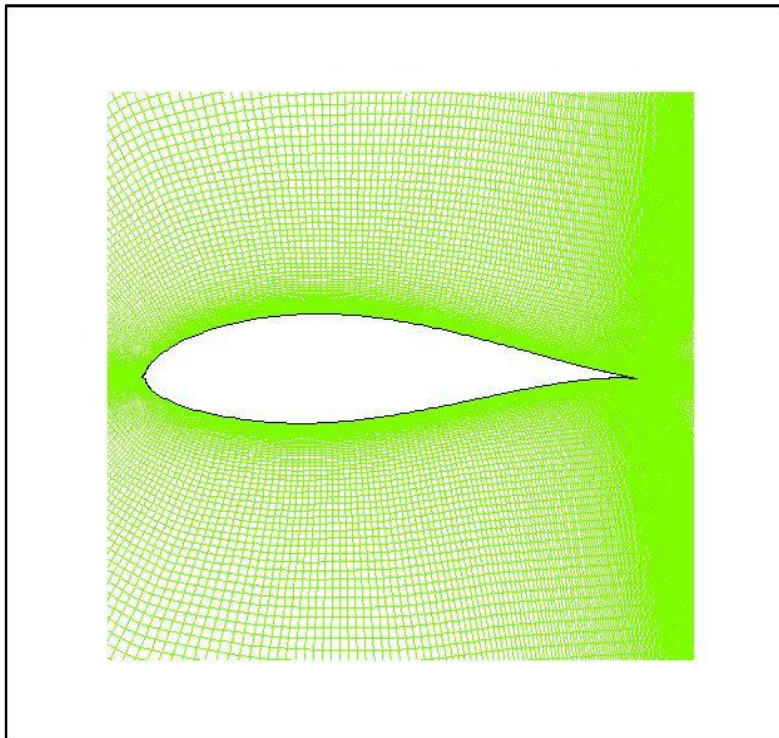
Προστίθεται στη συνέχεια ταινία αποκόλλησης (stall strip) στην ακμή πρόσπτωσης της αεροτομής, η εγκάρσια τομή της οποίας φαίνεται στο Σχ. 4.10 και η οποία έχει πλευρά 8mm και ύψος 6mm. Η τοποθέτηση της αιχμηρής αυτής συσκευής έχει σαν συνέπεια μεταβολή της γεωμετρίας της αεροτομής και συνεπώς και του πλέγματος στην ακμή πρόσπτωσης. Συνολικά τα κελιά του πλέγματος φτάνουν τα 224912 και πάνω στην αεροτομή τα 752.

Για τη μελέτη της συμπεριφοράς της αεροτομής NACA 63-421 με ταινία αποκόλλησης θεωρήθηκαν:

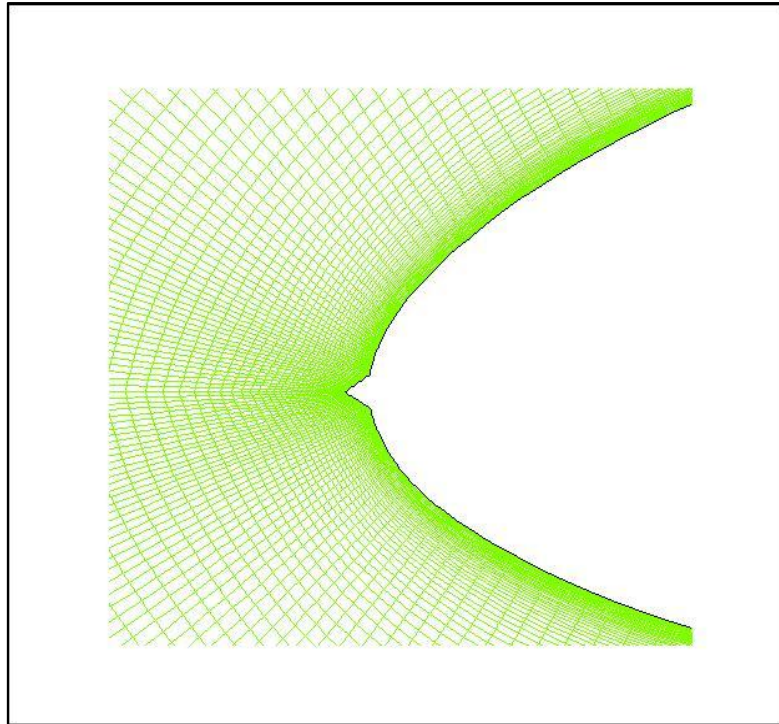
- αριθμός Reynolds $=3 \cdot 10^6$ και αριθμός Mach $=0.24$.
- πλήρως τυρβώδη ροή.
- ως μοντέλο τύρβης το Spalart-Allmaras.
- μη μόνιμες συνθήκες ροής για όλες τις γωνίες πρόσπτωσης πλην των 0° .



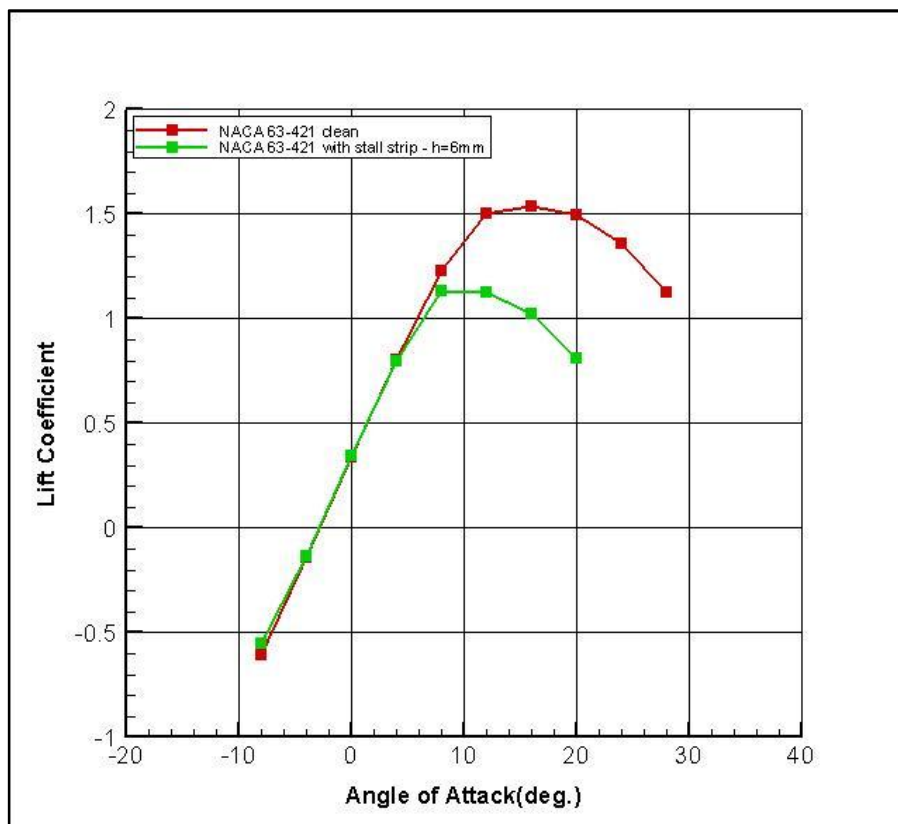
Σχήμα 4.28: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-421 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, ολική άποψη.



Σχήμα 4.29: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-421 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, κοντινή άποψη της αεροτομής.



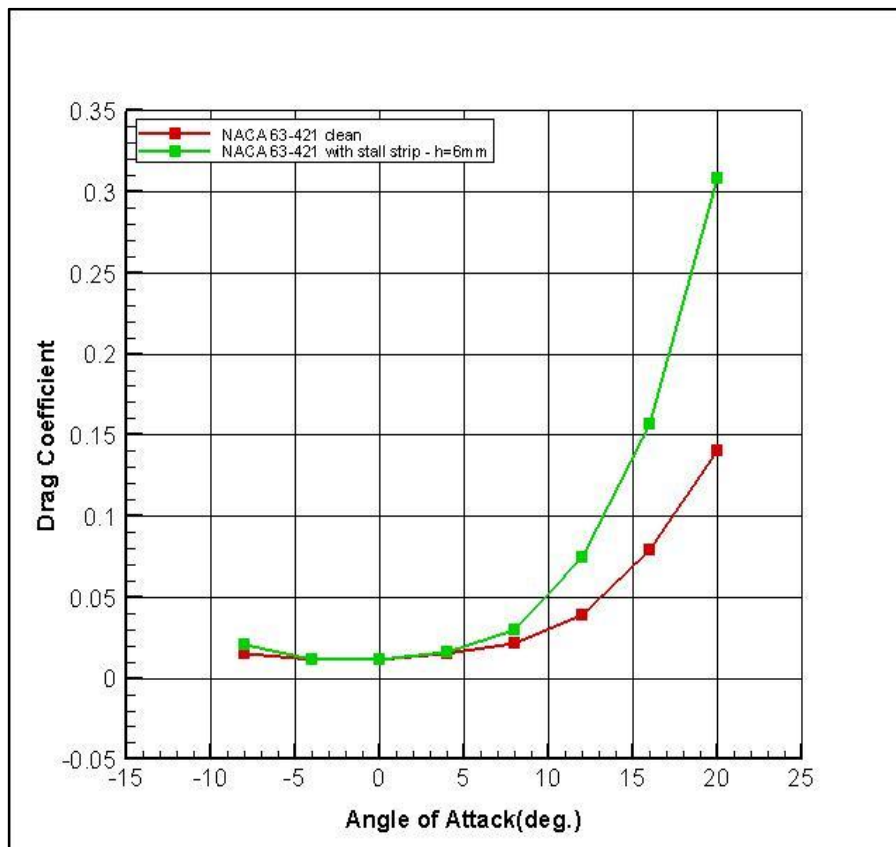
Σχήμα 4.30: Πλέγμα για την αεροτομή NACA 63-421 με προσθήκη ταινίας αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης.



Σχήμα 4.31: Καμπύλη συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-421 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm.

NACA 63-421 clean										
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20	24	28
Lift Coefficient c_l	-0.606	-0.138	0.339	0.804	1.231	1.506	1.534	1.495	1.359	1.125
$\frac{c_{l_{current}} - c_{l_{previous}}}{\alpha_{current} - \alpha_{previous}}$	-	0.117	0.119	0.116	0.107	0.069	0.007	-0.010	-0.034	-0.059
NACA 63-421 with stall strip (h=6mm)										
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20	24	28
Lift Coefficient c_l	-0.555	-0.134	0.345	0.799	1.130	1.125	1.021	0.814	-	-
$\frac{c_{l_{ss}} - c_{l_{clean}}}{c_{l_{clean}}} \cdot 100\%$	-8.4	-2.9	1.8	-0.6	-8.2	-25.3	-33.4	-45.6	-	-
$\frac{c_{l_{current}} - c_{l_{previous}}}{\alpha_{current} - \alpha_{previous}}$	-	0.105	0.120	0.114	0.083	-0.001	-0.026	-0.052	-	-

Πίνακας 4.3: Επίδραση της προσθήκης ταινίας αποκόλλησης (stall strip) στην τιμή του συντελεστή άνωσης και στην κλίση της καμπύλης c_l - α για την αεροτομή NACA 63-421.



Σχήμα 4.32: Καμπύλη συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για την αεροτομή NACA 63-421 χωρίς και με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm.

NACA 63-421 clean								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Drag Coefficient c_d	0.0151	0.0118	0.0119	0.0151	0.0220	0.0387	0.0789	0.1404
NACA 63-421 with stall strip (h=6mm)								
Angle of attack α (°)	-8	-4	0	4	8	12	16	20
Drag Coefficient c_d	0.0206	0.0119	0.0115	0.0157	0.0296	0.0743	0.1564	0.3079
$\frac{c_{d_{ss}} - c_{d_{clean}}}{c_{d_{clean}}} \cdot 100\%$	36.4	0.8	-3.4	4	34.5	92	98.2	119.3

Πίνακας 4.4: Επίδραση της προσθήκης ταινίας αποκόλλησης (stall strip) στην τιμή του συντελεστή αντίστασης για την αεροτομή NACA 63-421.

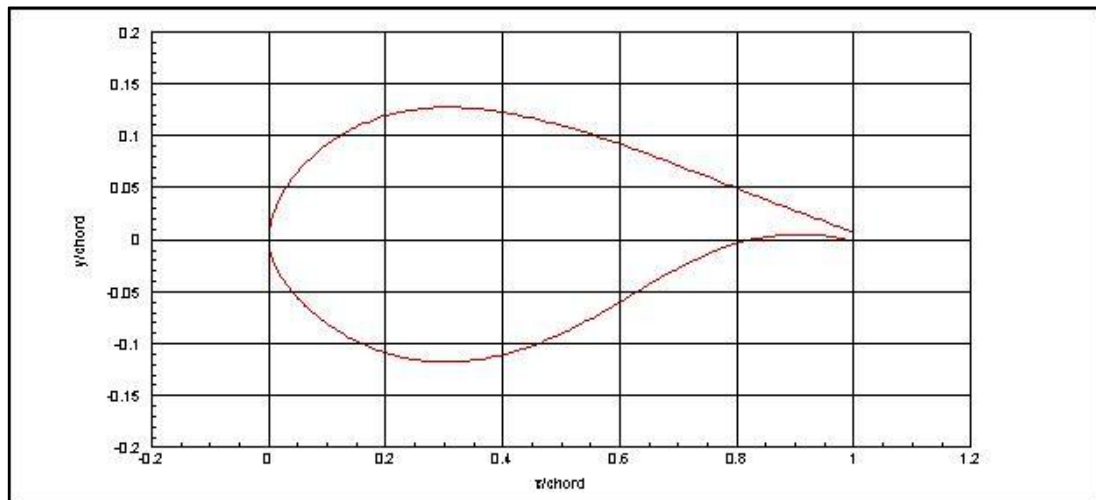
Επιβεβαιώνεται και στη συγκεκριμένη περίπτωση όσον αφορά το συντελεστή άνωσης ότι η προσθήκη της ταινίας αποκόλλησης έχει σα συνέπεια

- μείωση του συντελεστή άνωσης, η οποία αυξάνει με τη γωνία πρόσπτωσης. Ειδικότερα, στη γραμμική περιοχή μεταξύ της γωνίας -8° και 8° , η μεταβολή του c_l δεν ξεπερνά το 10% ενώ για μεγαλύτερες γωνίες, όπως στις 20° , ο εν λόγω συντελεστής μειώνεται ακόμα και στο μισό.
- μείωση της μέγιστης τιμής του συντελεστή άνωσης, η οποία στη συγκεκριμένη περίπτωση ανέρχεται στο 26%, καθώς από 1.534 γίνεται 1.130.
- μικρότερη γωνία αποκόλλησης. Η προσθήκη της ταινίας αποκόλλησης μείωσε τη γωνία αποκόλλησης από τις 16° στις 8° .
- μικρότερη κλίση της καμπύλης c_l - α μετά την αποκόλληση σε σύγκριση με την καθαρή αεροτομή.

Από την άλλη μεριά, ο συντελεστής αντίστασης αυξάνει με την τοποθέτηση της ταινίας αποκόλλησης στην ακμή πρόσπτωσης της αεροτομής και όσο αυξάνει η γωνία πρόσπτωσης, τόσο μεγαλύτερη είναι η αύξηση της τιμής του. Ενδεικτικά ενώ στις 4° παρουσιάζει μια αύξηση περίπου του 4%, στις 20° αγγίζει το 120%.

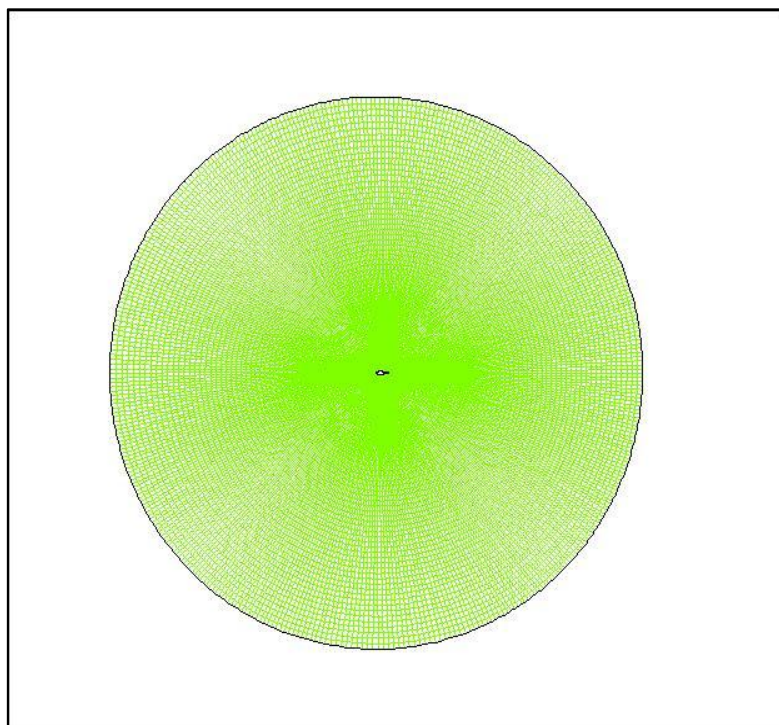
4.2 Αεροτομές FFA-W3-xxx

Εκτός από τα δυο προφίλ των αεροτομών NACA 63-4xx χρησιμοποιούνται και αεροτομές της σειράς FFA-W3-xxx στο πτερύγιο της συγκεκριμένης Α/Γ και σύμφωνα με τα διαθέσιμα δεδομένα μέχρι το 60% της ακτίνας του πτερυγίου. Για την παρούσα εργασία μελετήθηκε η αεροδυναμική απόδοση τριών αεροτομών της συγκεκριμένης σειράς και ειδικότερα των FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360, που έχουν πάχος περίπου 24%, 30% και 36% αντίστοιχα.

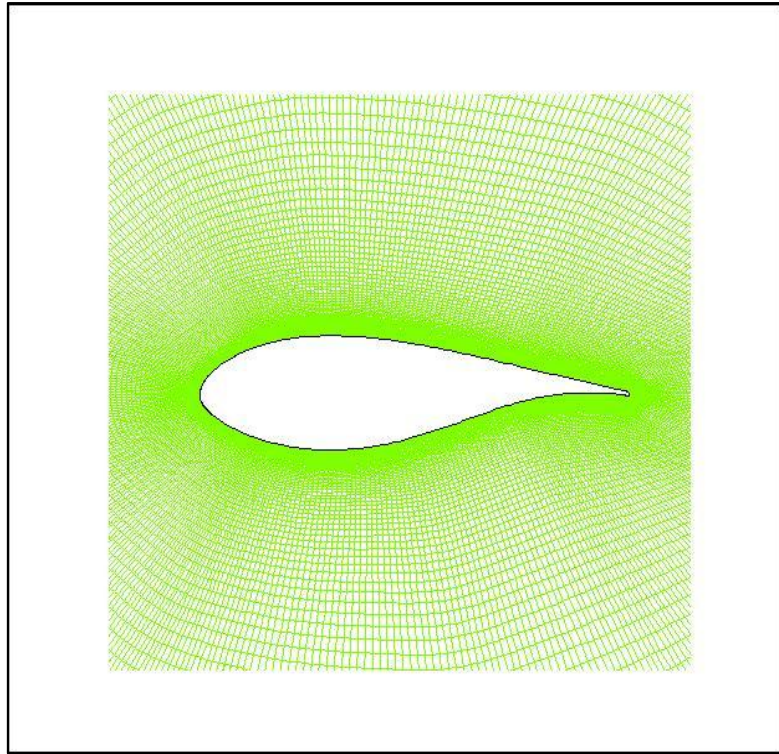
Αεροτομή FFA-W3-241

Σχήμα 4.33: Γεωμετρία της αεροτομής FFA-W3-241.

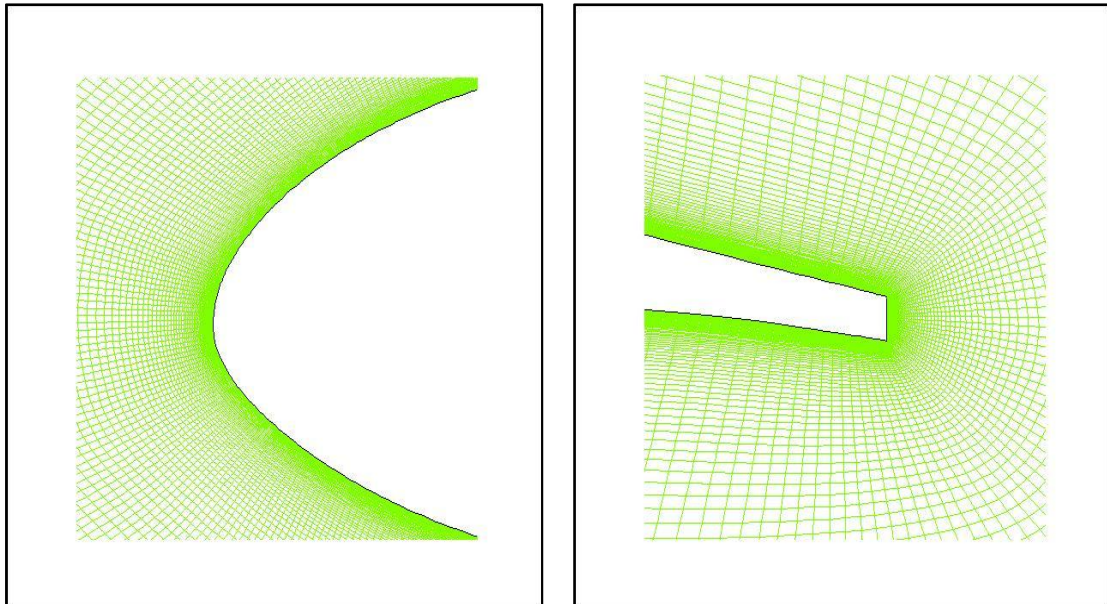
Χρησιμοποιώντας το πακέτο ICFM CFD κατασκευάστηκε δομημένο πλέγμα τύπου O για την αεροτομή FFA-W3-241 με συνολικό πλήθος κελιών 110664 και πάνω στην αεροτομή 398.



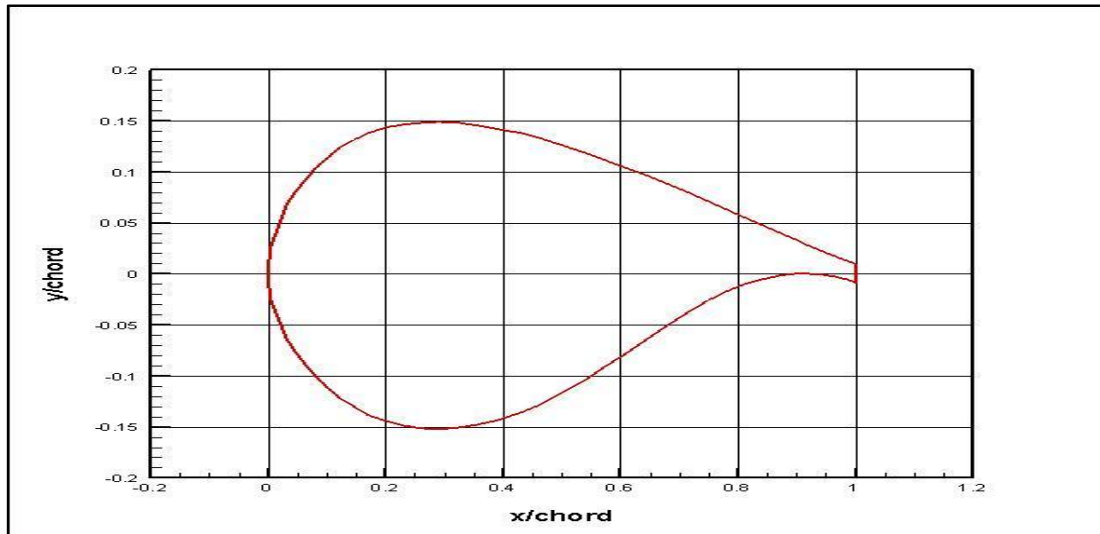
Σχήμα 4.34: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-241, ολική άποψη.



Σχήμα 4.35: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-241, κοντινή άποψη της αεροτομής.

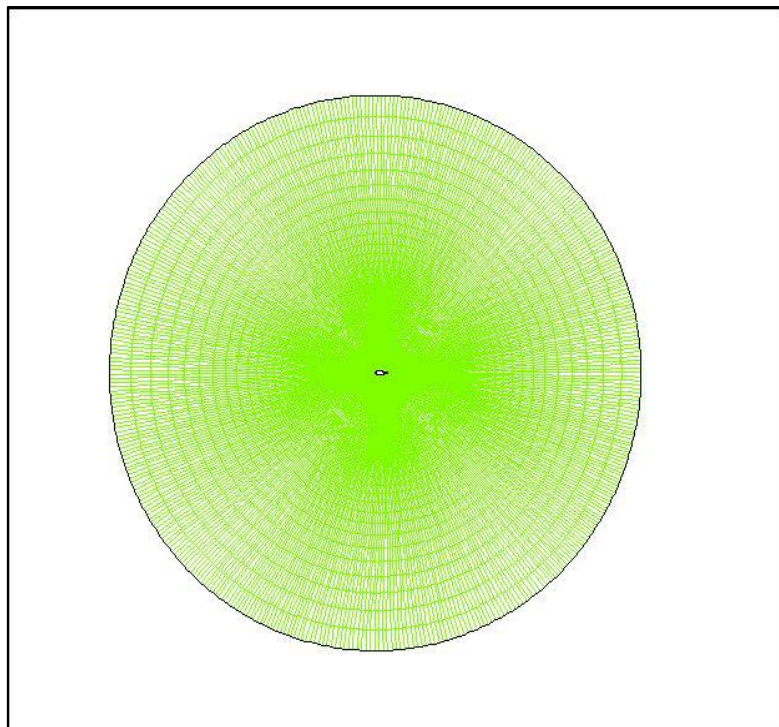


Σχήμα 4.36: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-241, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης (αριστερά) και της ακμής εκφυγής (δεξιά).

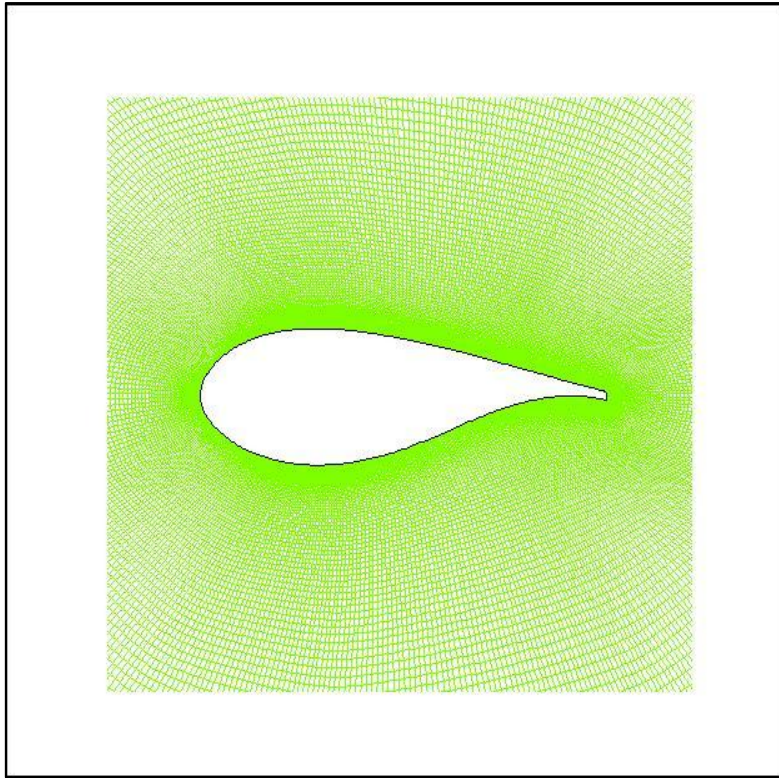
Αεροτομή FFA-W3-301

Σχήμα 4.37: Γεωμετρία της αεροτομής FFA-W3-301.

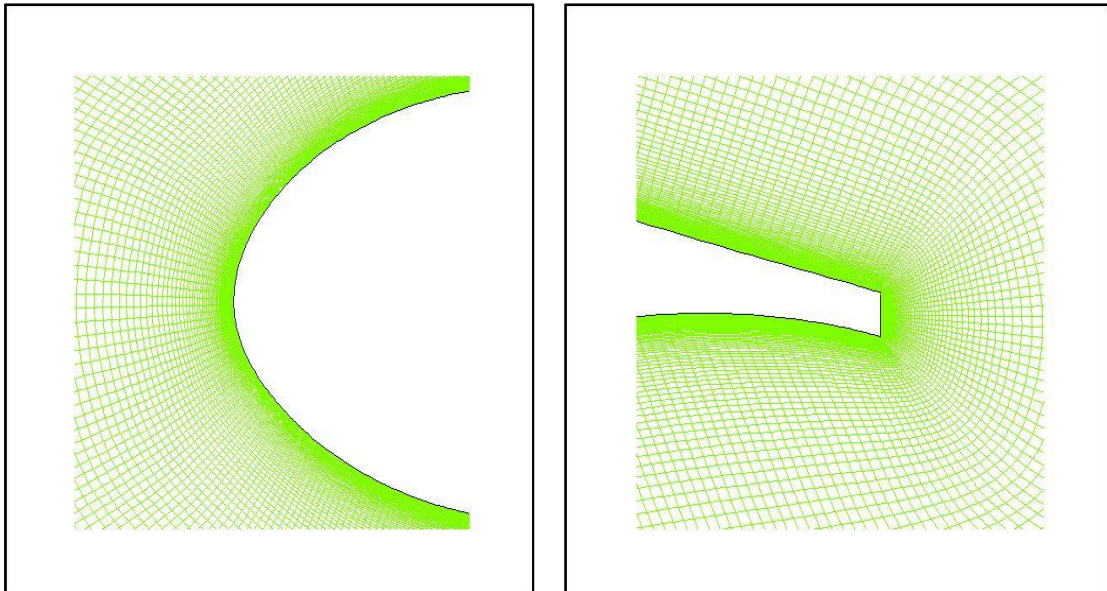
Χρησιμοποιώντας το πακέτο ICEM CFD κατασκευάστηκε δομημένο πλέγμα τύπου O και για την αεροτομή FFA-W3-301 με συνολικό πλήθος κελιών 101388 ενώ πάνω στην αεροτομή τοποθετήθηκαν 426 κελιά.



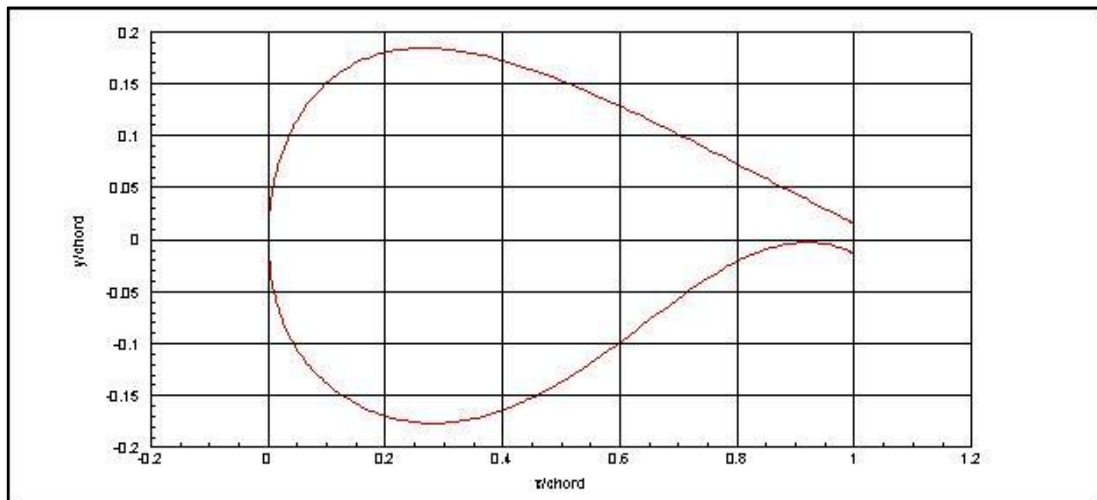
Σχήμα 4.38: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-301, ολική άποψη.



Σχήμα 4.39: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-301, κοντινή άποψη της αεροτομής.

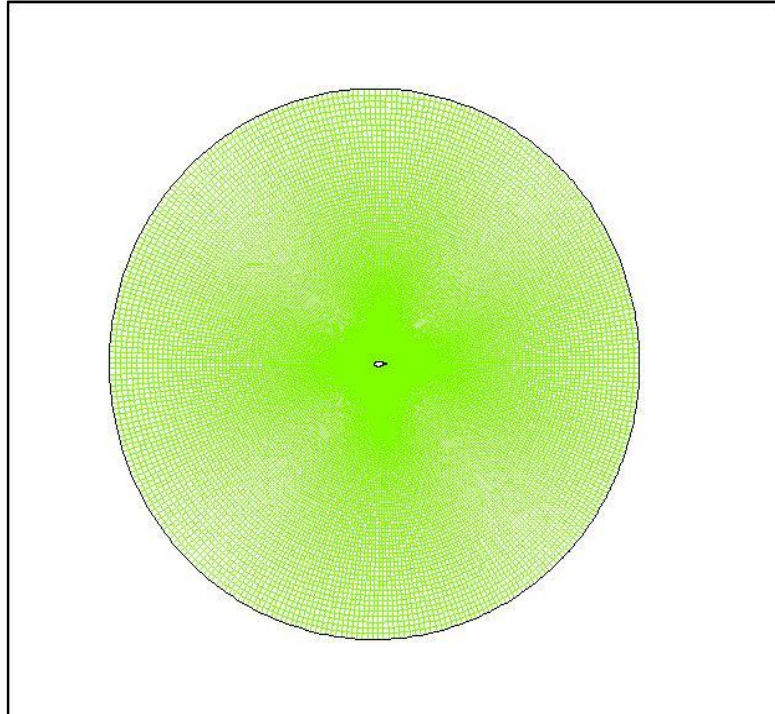


Σχήμα 4.40: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-301, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης (αριστερά) και της ακμής εκφυγής (δεξιά).

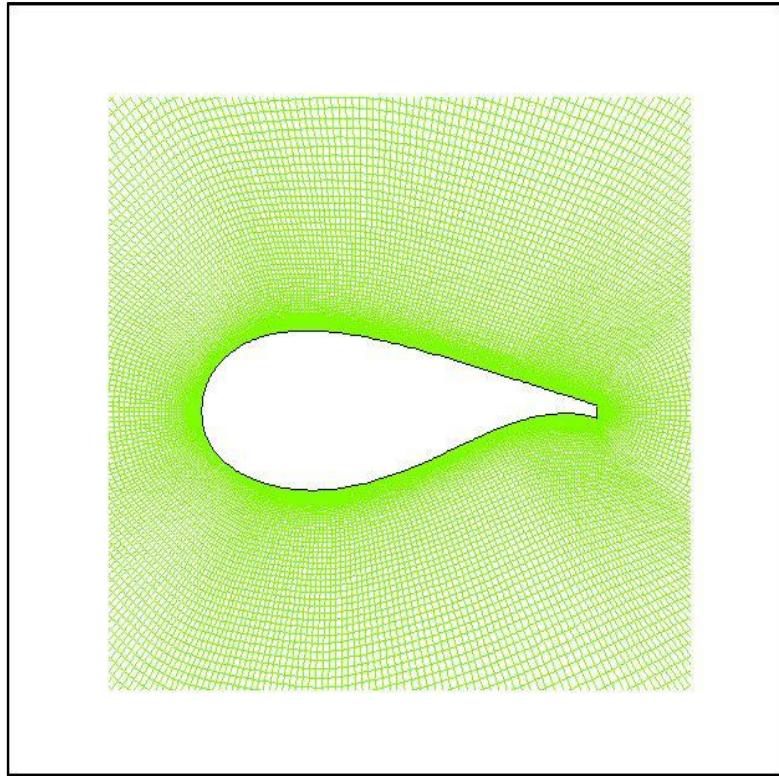
Αεροτομή FFA-W3-360

Σχήμα 4.41: Γεωμετρία της αεροτομής FFA-W3-360.

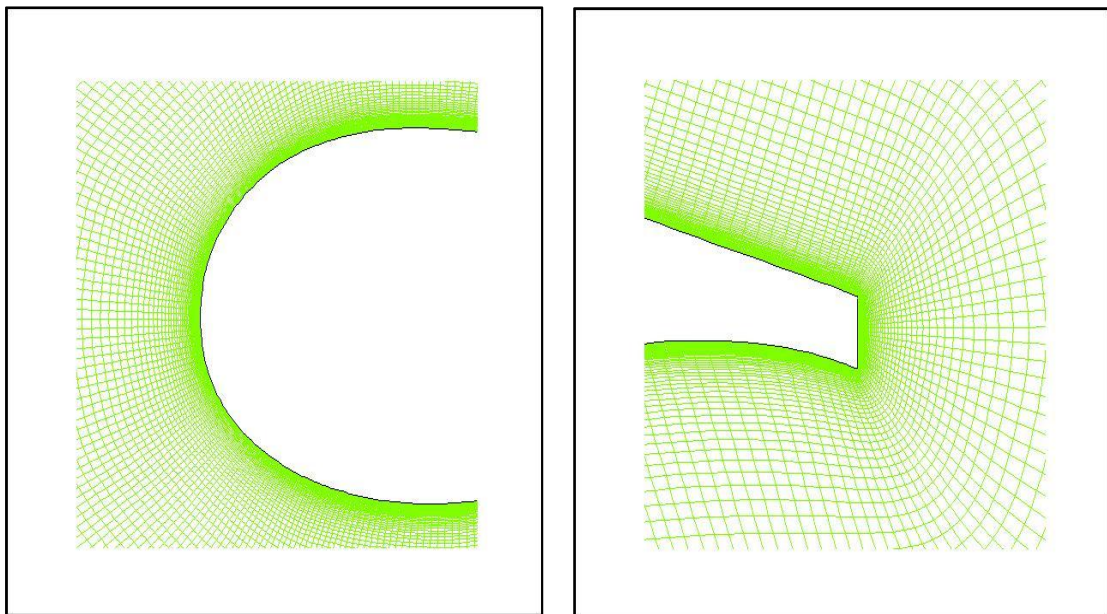
Το πλέγμα, που κατασκευάστηκε με το πακέτο ICEM CFD, για τη συγκεκριμένη αεροτομή είναι δομημένο τύπου O και έχει συνολικό αριθμό κελιών 79492 ενώ πάνω στην αεροτομή τοποθετήθηκαν 334 κελιά.



Σχήμα 4.42: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-360, ολική άποψη.



Σχήμα 4.43: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-360, κοντινή άποψη της αεροτομής.

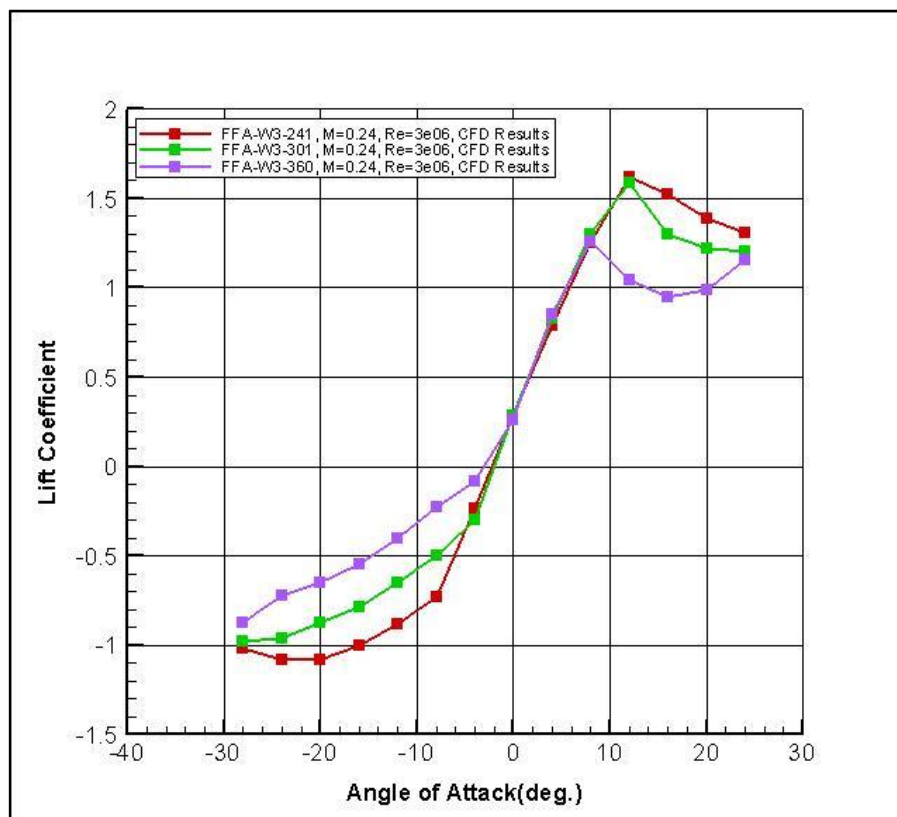


Σχήμα 4.44: Πλέγμα για την αεροτομή FFA-W3-360, κοντινή άποψη της ακμής πρόσπτωσης (αριστερά) και της ακμής εκφυγής (δεξιά).

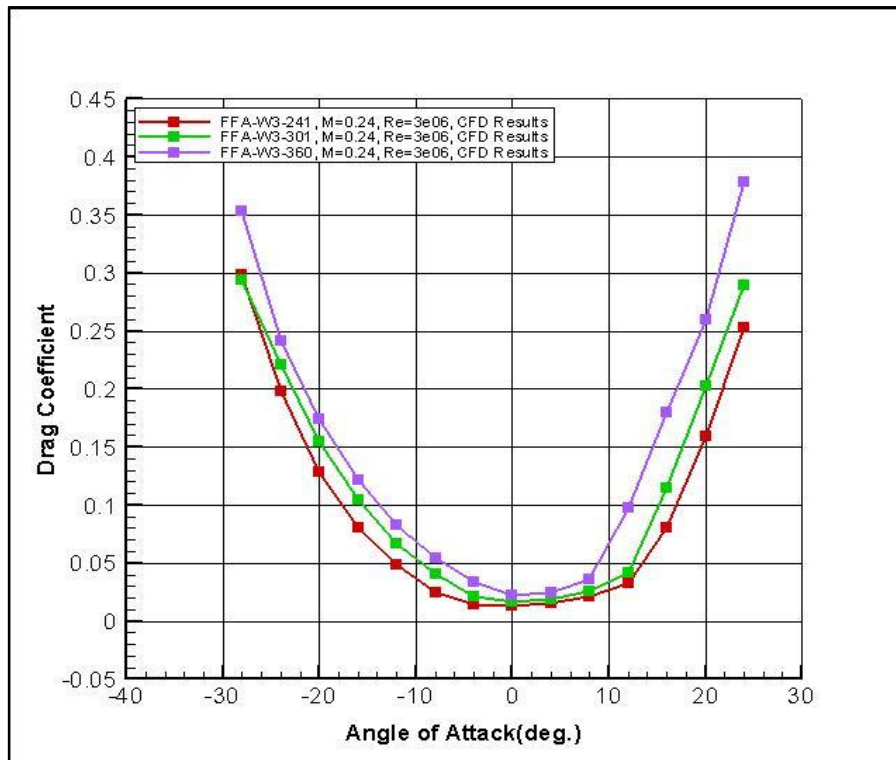
Για τη μελέτη των τριών αεροτομών της σειράς FFA-W3-xxx θεωρήθηκαν:

- αριθμός Reynolds= $3 \cdot 10^6$, αριθμός Mach=0.24.
- πλήρως τυρβώδη ροή.
- ως μοντέλο τύρβης το Spalart-Allmaras.
- μόνιμες συνθήκες ροής για γωνίες πρόσπτωσης μεταξύ -16° και 16° , για την αεροτομή FFA-W3-241 καθώς και για γωνίες μεταξύ -12° και 12° , για την αεροτομή FFA-W3-301, ενώ για την αεροτομή FFA-W3-360 έγινε η υπόθεση μη μόνιμων συνθηκών ροής για όλες τις γωνίες πρόσπτωσης. Παρατηρείται ότι όσο αυξάνεται το πάχος της αεροτομής, τόσο πιο πολύ περιορίζεται το εύρος των γωνιών για τις οποίες η αεροτομή παρουσιάζει μόνιμη συμπεριφορά.

Τα σημεία για μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης και συγκεκριμένα για $\alpha=28^\circ$, 32° και -32° έχουν διαγραφεί από τα ακόλουθα διαγράμματα καθώς προέκυπταν για τις παραπάνω γωνίες τιμές του συντελεστή άνωσης που δεν ανταποκρίνονταν στην πραγματικότητα.



Σχήμα 4.45: Καμπύλη συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για τις αεροτομές FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360.

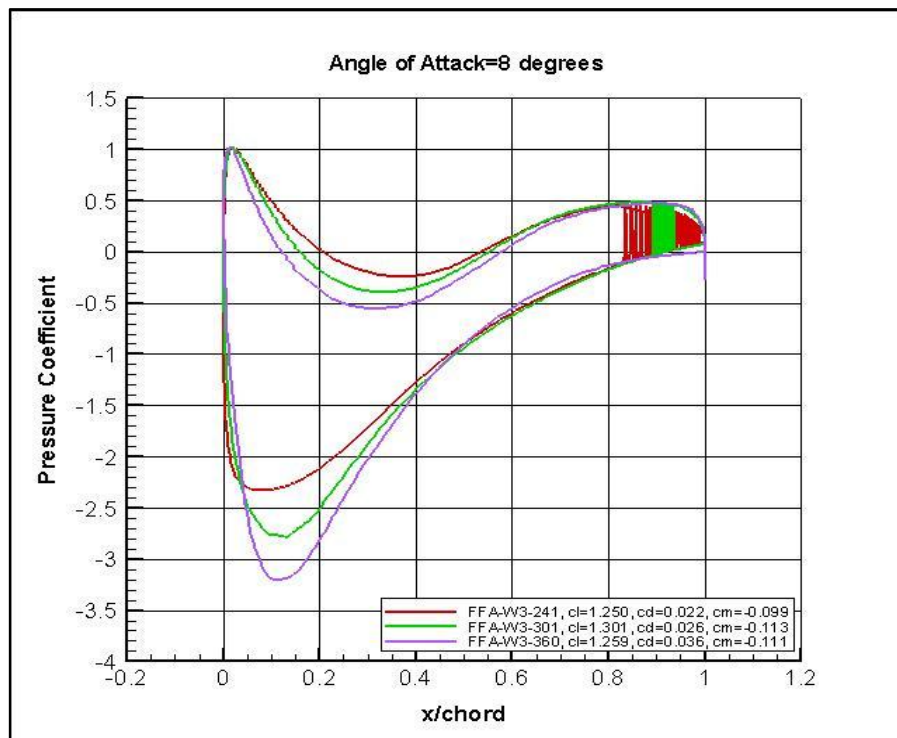


Σχήμα 4.46: Καμπύλη συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για τις αεροτομές FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360.

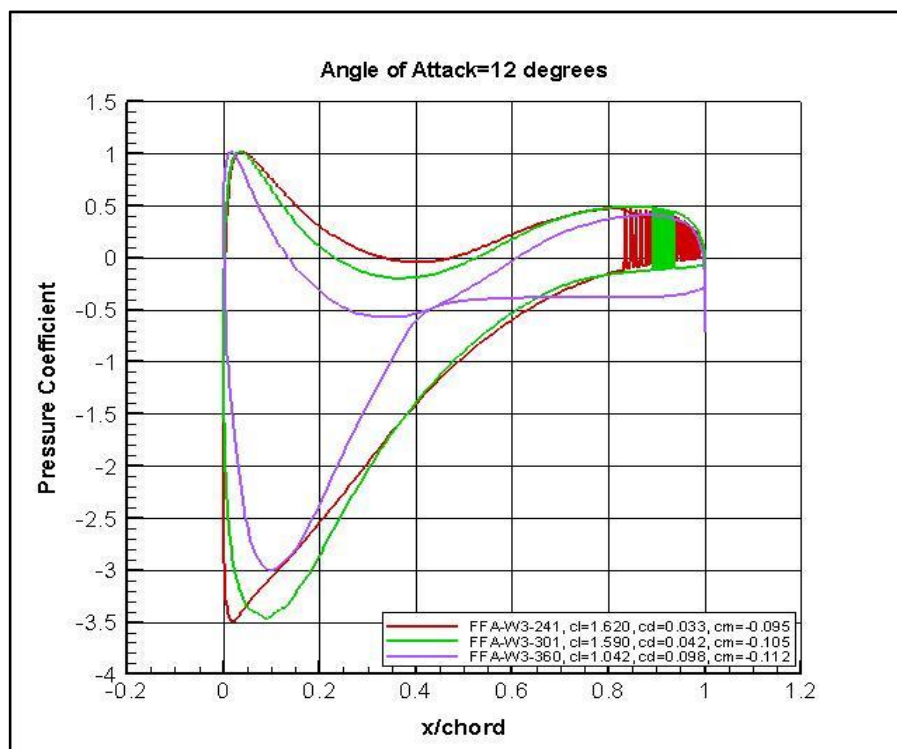
Σύμφωνα με το σχήμα 4.45 παρατηρείται ότι όσο αυξάνεται το πάχος της αεροτομής, τόσο μειώνεται ο συντελεστής άνωσης με εξαίρεση τη γραμμική περιοχή και συγκεκριμένα για γωνίες μεταξύ -4° και 8° , όπου οι διαφορές είναι μικρές. Επίσης ενώ αύξηση του πάχους από 24% σε 30% της χορδής δεν επηρεάζει σημαντικά την τιμή του συντελεστή άνωσης για γωνίες μικρότερες της αποκόλλησης με τη μέγιστη τιμή του c_l να παραμένει ουσιαστικά αμετάβλητη, περαιτέρω αύξηση του πάχους στο 36% της χορδής έχει σα συνέπεια μείωση του μέγιστου συντελεστή άνωσης περίπου κατά 22%, καθώς από 1.62 που ήταν για την FFA-W3-241 γίνεται 1.26. Εκτός από το $c_{l_{max}}$, επηρεάζεται και η γωνία αποκόλλησης, η οποία ενώ για τις FFA-W3-241 και FFA-W3-301 ισούται με $\alpha=12^\circ$, για την FFA-W3-360 προκύπτει ίση με 8° . Για πολύ μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης, δηλαδή για $\alpha=-28^\circ$ και 24° , παρατηρούνται μικρότερες διαφορές του c_l με την αύξηση του πάχους.

Όσον αφορά το συντελεστή αντίστασης, αύξηση του πάχους της αεροτομής έχει σα συνέπεια αύξηση του συντελεστή αντίστασης c_d . Η αύξηση του c_d είναι μεγαλύτερη όταν το πάχος αυξάνεται από 30% σε 36% για τις θετικές γωνίες. Στην περίπτωση αρνητικής γωνίας πρόσπτωσης εν γένει συμβαίνει το ανάποδο, δηλαδή μεγαλύτερη αύξηση του c_d έχουμε όταν το πάχος αυξάνει από 24% σε 30%. Επίσης όσο αυξάνεται η γωνία πρόσπτωσης μέχρι τις 16° , αυξάνεται και η αύξηση του συντελεστή αντίστασης. Για παράδειγμα, για γωνία $\alpha=12^\circ$ αύξηση του πάχους από 24% σε 30% προκαλεί μια μεταβολή του c_d κάτω του 30% ενώ για γωνία $\alpha=16^\circ$ έχουμε αύξηση του εν λόγω συντελεστή πάνω από 40%. Μετά τις 16° η αύξηση του c_d μικραίνει με τη γωνία πρόσπτωσης.

Στη συνέχεια παρουσιάζεται η κατανομή του συντελεστή πίεσης για τις τρεις αεροτομές, για γωνίες πρόσπτωσης 8° και 12° καθώς και τα πεδία ταχυτήτων U και V.

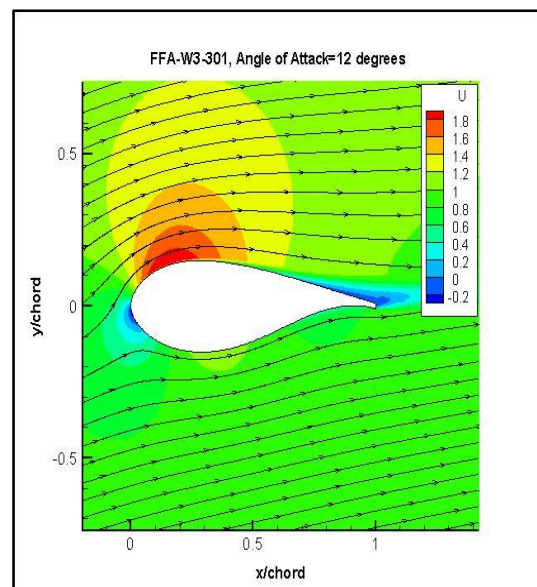
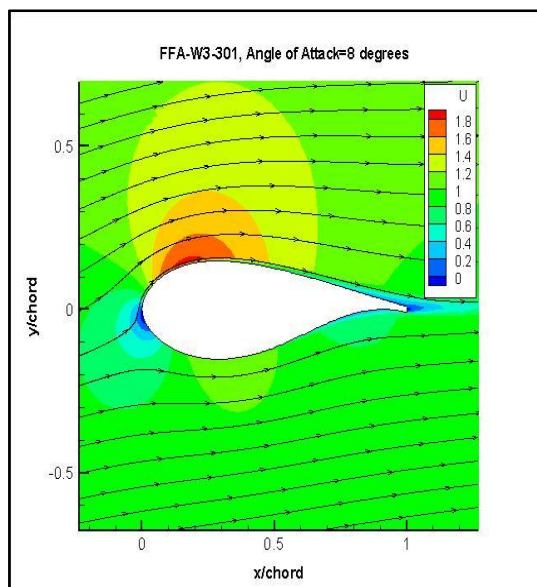
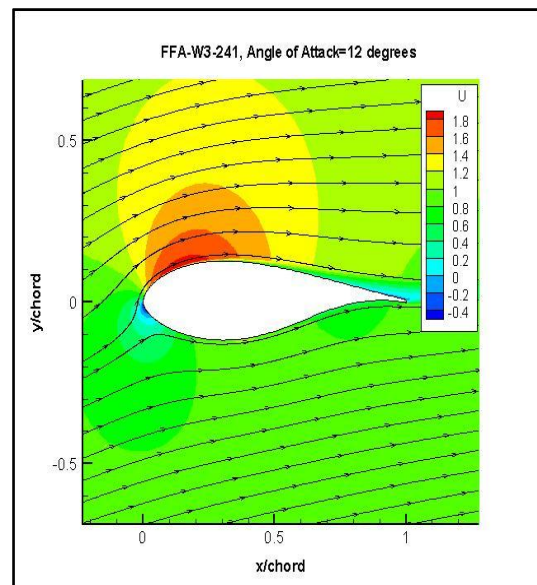
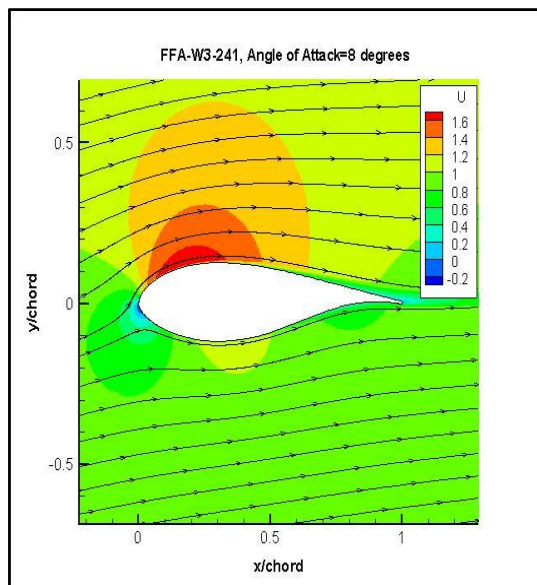


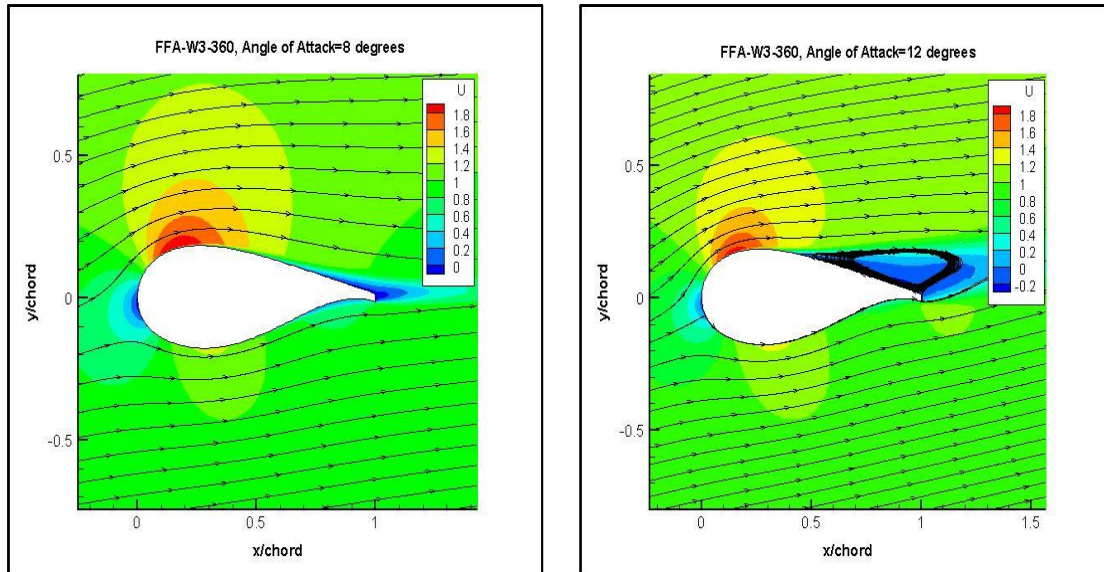
Σχήμα 4.47: Κατανομή συντελεστή πίεσης για τις αεροτομές FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360, για γωνία πρόσπτωσης=8°.



Σχήμα 4.48: Κατανομή συντελεστή πίεσης για τις αεροτομές FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360, για γωνία πρόσπτωσης=12°.

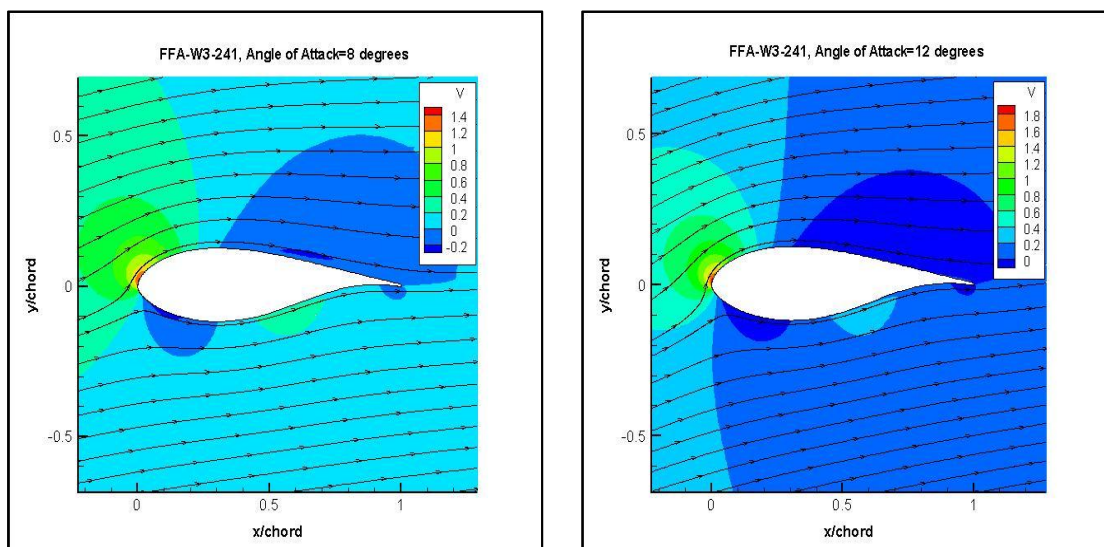
Παρατηρείται για γωνία πρόσπτωσης 8° ότι όσο αυξάνεται το πάχος της αεροτομής, τόσο πιο αρνητική γίνεται η πίεση, δηλαδή τόσο μικρότερη του περιβάλλοντος αέρα, στην πάνω αλλά και στην κάτω επιφάνεια, το οποίο έχει σαν συνέπεια αύξηση και μείωση της άνωσης αντίστοιχα. Αυτό σημαίνει ότι η άνωση ουσιαστικά παραμένει αμετάβλητη με την αύξηση του πάχους για τη συγκεκριμένη γωνία. Με την αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης σε 12° , ενώ για τις FFA-W3-241 και FFA-W3-301 η πίεση στην πάνω επιφάνεια γίνεται πιο αρνητική και στην κάτω επιφάνεια πιο θετική, δηλαδή η άνωση αυξάνεται, για την FFA-W3-360 η πίεση στην πάνω επιφάνεια γίνεται πολύ λιγότερο αρνητική μ' αποτέλεσμα σημαντική μείωση της άνωσης σε σχέση με τις 8° .

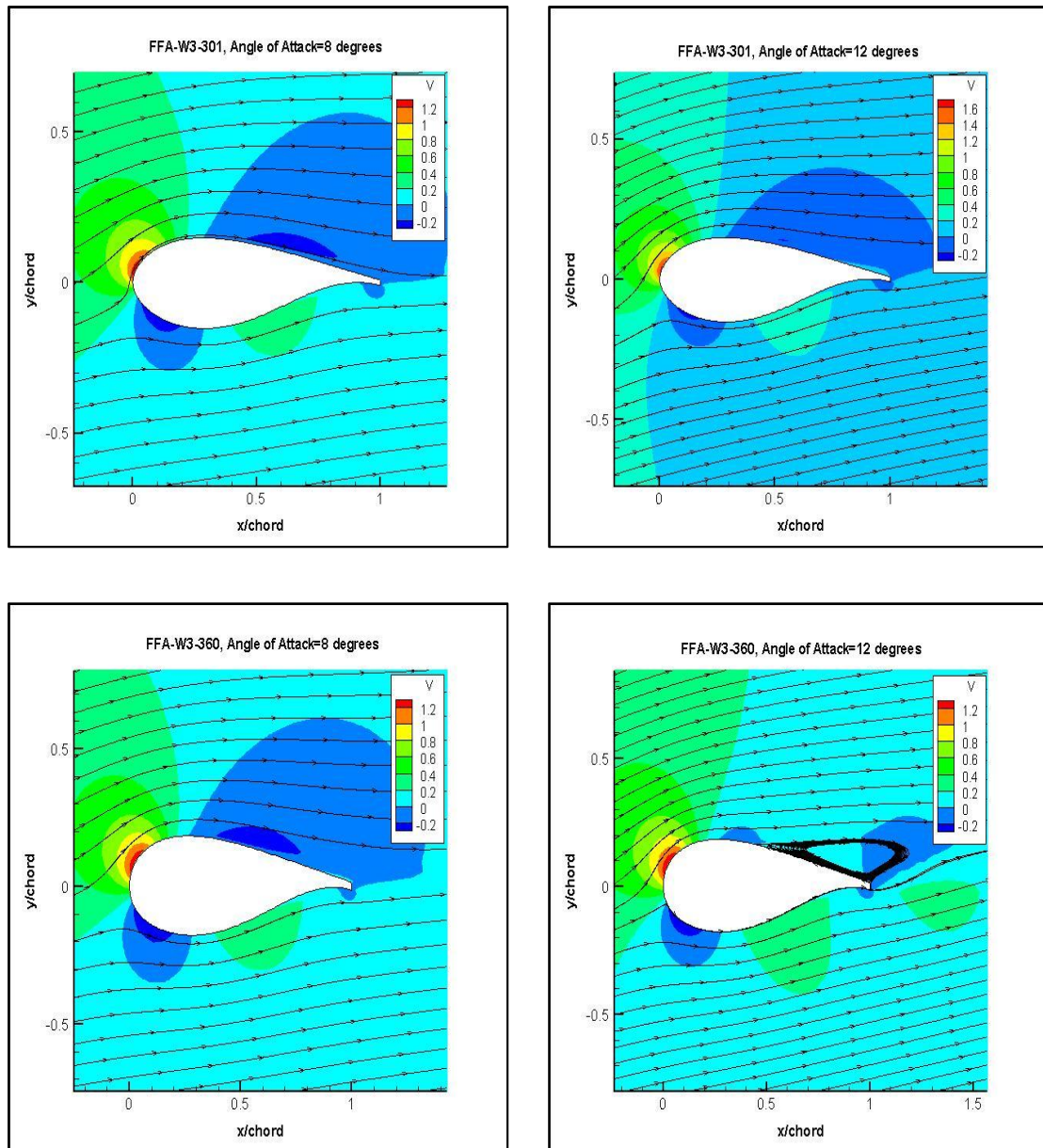




Σχήμα 4.49: Σύγκριση του πεδίου ταχύτητας U για τις αεροτομές FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360, για γωνία πρόσπτωσης 8° και 12°.

Σύμφωνα με το σχήμα 4.49, οι μεγαλύτερες τιμές της ταχύτητας U για τις θετικές γωνίες πρόσπτωσης 8° και 12° απαντώνται στην πάνω επιφάνεια της αεροτομής, στη θέση μέγιστης καμπυλότητας ενώ οι μικρότερες τιμές στην περιοχή του σημείου ανακοπής και πλησίον της ακμής εκφυγής. Είναι εμφανές ότι ο ομόρρους της αεροτομής αυξάνει όχι μόνο με τη αύξηση της γωνίας πρόσπτωσης, αλλά και με το πάχος της αεροτομής.





Σχήμα 4.50: Σύγκριση του πεδίου ταχύτητας V για τις αεροτομές FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360, για γωνία πρόσπτωσης 8° και 12° .

Παρατηρείται για γωνία πρόσπτωσης 12° ότι όσο αυξάνεται το πάχος της αεροτομής, τόσο μειώνεται η ταχύτητα V . Ιδανικά μικρότερη ταχύτητα συνεπάγεται μεγαλύτερη πίεση, δηλαδή λιγότερο αρνητική πίεση στην πάνω επιφάνεια και συνεπώς μικρότερη άνωση. Οι μεγαλύτερες τιμές της απαντώνται πάνω από το σημείο ανακοπής για τις θετικές γωνίες πρόσπτωσης 8° και 12° . Σε γενικές γραμμές όμως η συνιστώσα V παίρνει τιμές πολύ μικρότερες της ταχύτητας του ελεύθερου ρεύματος, όπως έχει διαπιστωθεί και για προηγούμενες αεροτομές.

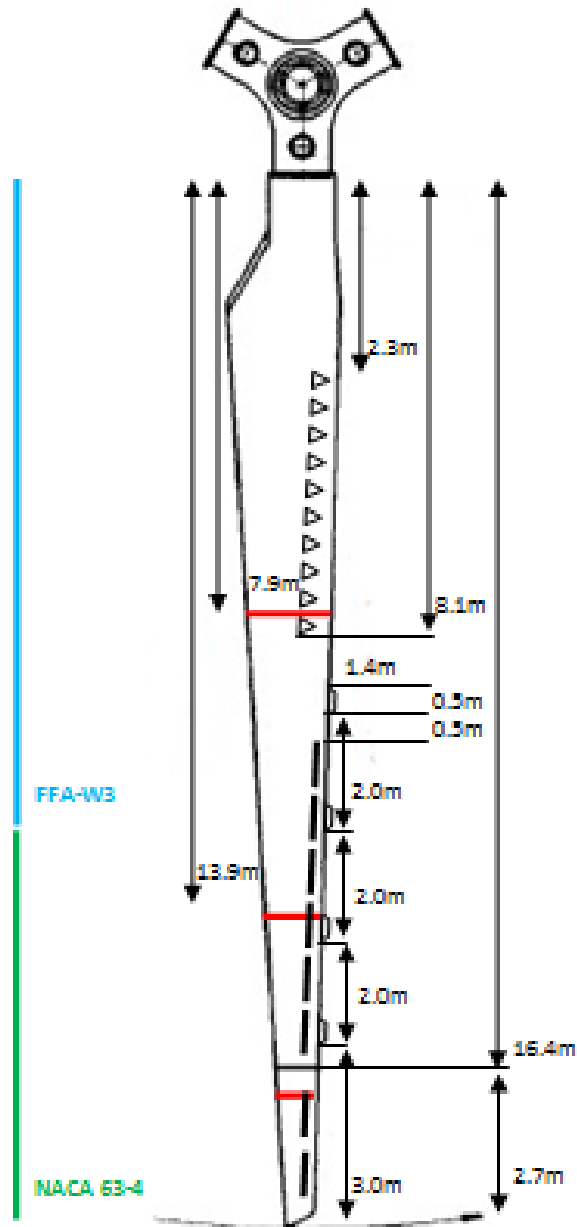
Κεφάλαιο 5^ο : Εκτίμηση καμπύλης ισχύος Α/Γ

Έχοντας υπολογίσει τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των αεροτομών NACA 63-421 και NACA 63-415 με και χωρίς ταινίες αποκόλλησης (stall strips) καθώς και των FFA-W3-241, FFA-W3-301 και FFA-W3-360, όπως αυτά παρουσιάστηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο, και χρησιμοποιώντας και κάποια πειραματικά δεδομένα σχετικά με την επίδραση των στροβιλογεννητριών (vortex generators) θα προσπαθήσουμε να εκτιμήσουμε την καμπύλη ισχύος Α/Γ ονομαστικής ισχύος 600kW με κατάλληλες παρεμβάσεις στους αεροδυναμικούς συντελεστές. Για την ακρίβεια θα υπολογιστούν δύο καμπύλες ισχύος, η μία κάνοντας χρήση των αποτελεσμάτων για τις καθαρές αεροτομές ενώ η άλλη κάνοντας χρήση και κατάλληλα τροποποιημένων αποτελεσμάτων όσων αεροτομών επηρεάζονται με την προσθήκη των ταινιών αποκόλλησης και των στροβιλογεννητριών.

Αφορμή για τη συγκεκριμένη μελέτη στάθηκαν τα προβλήματα αστάθειας, που παρουσιάστηκαν στην εν λόγω ανεμογεννήτρια και είχαν ως αποτέλεσμα την αστοχία των πτερυγίων της. Το γεγονός αυτό οδήγησε στην τοποθέτηση ταινιών αποκόλλησης σε συγκεκριμένες θέσεις κατά μήκος του πτερυγίου και προς το ακροπτερύγιο για την εξομάλυνση της αποκόλλησης και την απόσβεση επαγόμενων ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής. Το συγκεκριμένο βήμα αν και συμβάλλει γενικά στη βελτίωση της ευστάθειας έχει και σα συνέπεια σημαντική απώλεια ισχύος, η ανάκτηση της οποίας είναι γενικά δυνατή σε μεγάλο βαθμό με την τοποθέτηση στροβιλογεννητριών στο εσωτερικό τμήμα του πτερυγίου.

Είναι σημαντικό να σημειώσουμε ότι απώτερος σκοπός μιας τέτοιας διαδικασίας είναι ο υπολογισμός των αεροελαστικών φορτίων πάνω στο πτερύγιο και εν γένει η μελέτη της μηχανικής του συμπεριφοράς. Όμως, όσον αφορά την παρούσα εργασία, το αντικείμενό της περιορίζεται στη διερεύνηση αν πράγματι η προσθήκη γεννητριών στροβιλισμού αντισταθμίζει την απώλεια ισχύος λόγω των ταινιών αποκόλλησης. Γι' αυτό το λόγο θα αντιπαραθέσουμε την προκύπτουσα καμπύλη ισχύος της Α/Γ με ταινίες αποκόλλησης και γεννήτριες στροβιλισμού με την πραγματική, ώστε να δούμε αν και κατά πόσο διαφοροποιούνται και μήπως προκειμένου να αυξήσουμε την ευστάθεια πρέπει να θυσιάσουμε ισχύ.

Μια ολική άποψη του πτερυγίου παρουσιάζεται στην ακόλουθη εικόνα. Παρατηρούμε ότι οι στροβιλογεννήτριες τοποθετήθηκαν από τα 2,3m έως τα 8,1m μετρώντας από τη ρίζα του πτερυγίου ενώ ταινίες αποκόλλησης έχουμε από τα 9,5m μέχρι τα 16,1m και ειδικότερα στα 9,5m(=8,1+1,4), 11,5m(=9+0,5+2-0,5), 13,5m(=11,5+0,5+2-0,5) και 15,5m(=13,5+0,5+2-0,5). Το πλάτος της κάθε ταινίας αποκόλλησης είναι 0,5m και η απόσταση μεταξύ δύο διαδοχικών ταινιών, δηλαδή από το τέλος της πρώτης ταινίας μέχρι την αρχή της επόμενης είναι 1,5m.



Σχήμα 5.1: Ολική άποψη του πτερυγίου της Α/Γ με στροβιλογεννήτριες (vortex generators) και ταινίες αποκόλλησης (stall strips) [5].

Σύμφωνα με τα διαθέσιμα δεδομένα, δύο διαφορετικές οικογένειες αεροτομών απαρτίζουν το πτερύγιο, η σειρά FFA-W3-xxx μέχρι περίπου τα 11,5m ($=0,6 \cdot R$ με $R=19,1m$) και η σειρά NACA 63-4xx από τα 11,5m μέχρι το ακροπτερύγιο. Κάποια προφίλ αεροτομών αντικαταστάθηκαν από άλλα, συγγενικά τους, για τα οποία είχαμε δεδομένα είτε υπολογιστικά είτε πειραματικά. Ενδεικτικά σύμφωνα και με τον πίνακα 5.1, η NACA πάχους 26% αντικαταστάθηκε με την FFA πάχους 24%, την οποία χρησιμοποιήσαμε μάλιστα και νωρίτερα, δηλαδή πολύ πριν τα 14m, ώστε να επιτύχουμε καλύτερη παρεμβολή. Παρεμβολή κάνει ο κώδικας RAFT, που χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό της καμπύλης

ισχύος, μεταξύ των αεροδυναμικών μεγεθών της αεροτομής που προηγείται και αυτής που έπεται, όπως π.χ. για ακτίνα μεταξύ 2.300 και 2.301m, όπου πραγματοποιεί παρεμβολή μεταξύ της FFA πάχους 36% χωρίς και με στροβιλογεννήτριες. Επίσης για ακτίνα 15.000m, όπου δεν έχουμε καθορίσει την αεροτομή, ο κώδικας θα κάνει παρεμβολή μεταξύ της FFA πάχους 24% και της NACA 21% κ.ο.κ..

Radius (m)	Radius (m)	Blade Profile available	Blade Profile new	Accessories
0.000 1.000	2.900 3.900		cylinder cylinder	
1.001 2.300	3.901 5.200		FFA-W3-360 FFA-W3-360	
2.301 3.000 5.000 7.000 8.100	5.201 5.900 7.900 9.900 11.000	FFA-W3-401 FFA-W3-301	FFA-W3-360 FFA-W3-360 FFA-W3-360 FFA-W3-301 FFA-W3-301	vortex generators
8.101 9.000 9.500	11.001 11.900 12.400	FFA-W3-271	FFA-W3-301 FFA-W3-301 FFA-W3-301	
9.501 10.000	12.401 12.900		FFA-W3-241 FFA-W3-241	stall strip
10.001 11.500	12.901 14.400		FFA-W3-241 FFA-W3-241	
11.501 12.000	14.401 14.900		FFA-W3-241 FFA-W3-241	stall strip
12.001 13.500	14.901 16.400		FFA-W3-241 FFA-W3-241	
13.501 14.000	16.401 16.900	NACA 63-426	FFA-W3-241 FFA-W3-241	stall strip
14.001 15.000 15.300 15.500	16.901 17.900 18.200 18.400	NACA 63-426 NACA 63-424 NACA 63-421	FFA-W3-241 NACA 63-421 NACA 63-421	
15.501 16.000	18.401 18.900		NACA 63-421 NACA 63-421	stall strip
16.001 16.300 18.500 19.100	18.901 19.200 21.400 22.000	NACA 63-418 NACA 63-415	NACA 63-421 NACA 63-415 NACA 63-415	

Πίνακας 5.1: Προφίλ αεροτομών που απαρτίζουν το πτερύγιο της Α/Γ.

5.1 Καμπύλη ισχύος A/Γ με χρήση των καθαρών αεροτομών

Έχοντας καθορίσει τα προφίλ των αεροτομών που θα απαρτίζουν το πτερύγιο της A/Γ, επόμενο βήμα είναι μετά από κατάλληλη επεξεργασία των αεροδυναμικών μεγεθών των συγκεκριμένων αεροτομών να καταφέρουμε να βγάλουμε μια καμπύλη ισχύος πολύ κοντά στην πραγματική, που μας έχει δοθεί. Μ' αυτό τον τρόπο θα εξασφαλίσουμε ότι η υπερεκτίμηση των αποτελεσμάτων λόγω της CFD ανάλυσης και οι θεωρούμενες απλοποιήσεις δεν θα επηρεάσουν τα αποτελέσματα.

Για όλες τις αεροτομές, τα αεροδυναμικά μεγέθη έχουν υπολογιστεί για ένα περιορισμένο εύρος γωνιών, δηλαδή για γωνίες που κυμαίνονται μεταξύ των -32° και 32° . Για πολύ μεγάλες θετικές και αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης έχει αποδειχθεί ότι ο συντελεστής άνωσης δεν διαφοροποιείται ιδιαίτερα και έτσι θεωρώντας ότι παραμένει ο ίδιος για όλες τις αεροτομές, για γωνίες μεγαλύτερες των 50° και μικρότερες των -80° μπορούμε να κατασκευάσουμε μια καμπύλη του συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης για κάθε αεροτομή, για γωνίες από -180° έως 180° , δηλ για ένα πλήρη κύκλο.

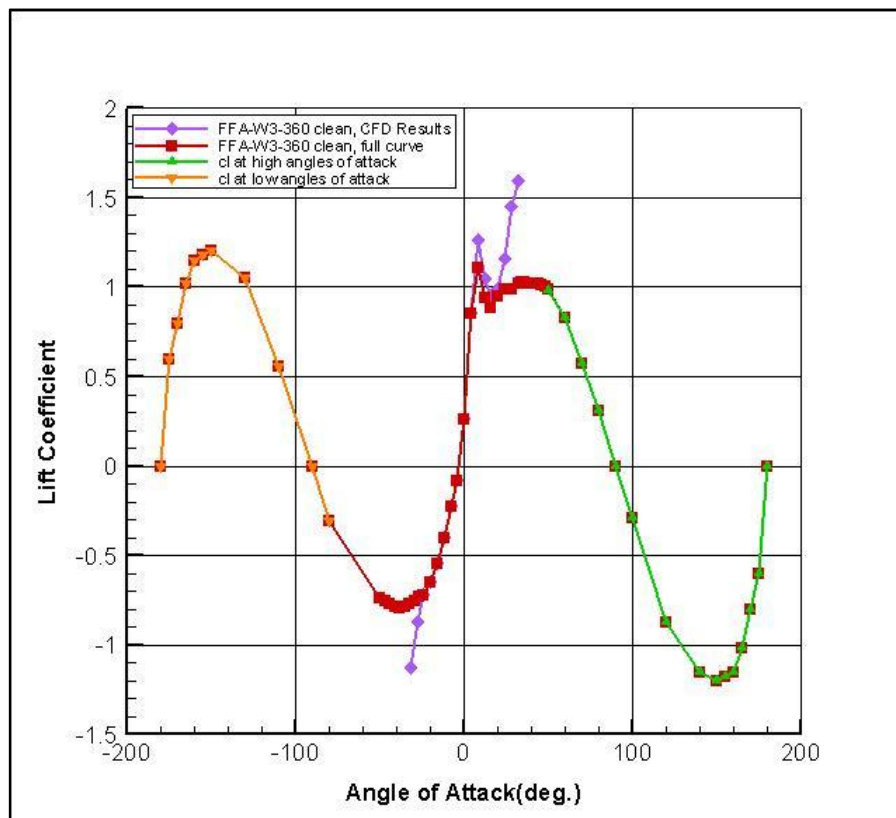
Παρατηρώντας τα αποτελέσματα που προέκυψαν από τη CFD ανάλυση είναι εμφανές ότι ο συντελεστής άνωσης για όλες τις αεροτομές μειώνεται μετά τη γωνία αποκόλλησης και εν συνέχεια αυξάνεται. Η αύξηση όμως αυτή πρέπει να είναι σχετικά μικρή και να μη δημιουργεί ένα δεύτερο μέγιστο για το συντελεστή. Έτσι λοιπόν κόβοντας τιμές που ξέρουμε ότι δεν ανταποκρίνονται στην πραγματικότητα και προσαρμόζοντας κατάλληλα την καμπύλη, ώστε να συμπέσει με τις καμπύλες c_l - α , που γνωρίζουμε, για μεγάλες θετικές και αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης κατασκευάζουμε μια νέα καμπύλη του συντελεστή άνωσης για γωνίες από -180° έως 180° , για κάθε αεροτομή. Η πιθανότητα να συμβεί μια γωνία πρόσπτωσης της τάξης των 180° είναι πολύ μικρή και επομένως όσο έξω και αν πέσουμε με τις καμπύλες για μεγάλες θετικές και αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης δεν θα ήταν πρόβλημα σε μια επικείμενη ανάλυση φορτίου.

Με βάση τις πλήρεις καμπύλες του συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνία πρόσπτωσης, όπως προέκυψαν για κάθε αεροτομή, ακολουθώντας την παραπάνω διαδικασία, θα προκύψει ισχύ πολύ μεγαλύτερη της πραγματικής και αιτία γι' αυτό είναι η υπερεκτίμηση των μεγεθών που προκύπτουν από μια ανάλυση CFD, όπως διαπιστώθηκε και από τη σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα. Επίσης τα αεροδυναμικά μεγέθη των αεροτομών προέκυψαν για συγκεκριμένες συνθήκες π.χ. συγκεκριμένο αριθμό Mach και Reynolds, που όταν μεταβληθούν, θα αλλάξει και η τιμή των συντελεστών και συνεπώς για μεγαλύτερη ασφάλεια είναι καλύτερο να θεωρήσουμε μικρότερες τιμές για το συντελεστή άνωσης.

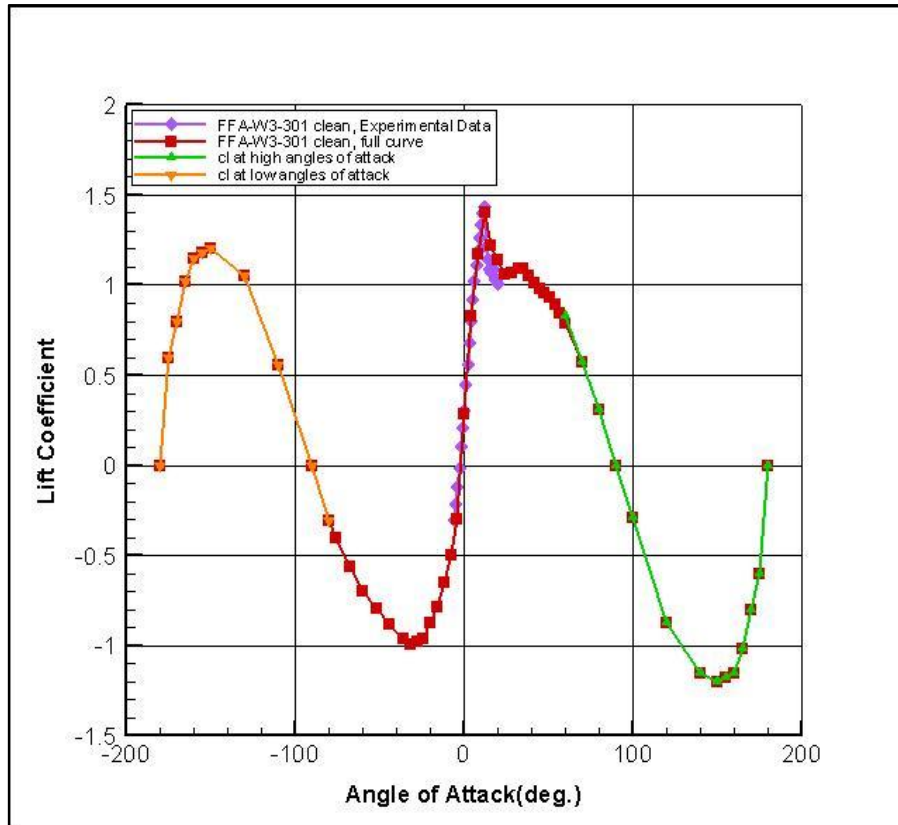
Για τους παραπάνω λόγους λοιπόν κρίνεται απαραίτητο να μειώσουμε τη μέγιστη τιμή του συντελεστή άνωσης για κάθε αεροτομή, πολλαπλασιάζοντας τη με έναν συντελεστή, η τιμή του οποίου βρίσκεται με δοκιμές, ξεκινώντας με 0.95, συνεχίζοντας με 0.90 κ.ο.κ. μέχρι να προσεγγίσουμε την πραγματική καμπύλη ισχύος. Εκτός από το μέγιστο συντελεστή άνωσης, θα μειωθούν αναλογικά και οι τιμές του συντελεστή άνωσης για μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης, που ακολουθούν, ώστε να διατηρηθεί η μορφή της καμπύλης ως έχει και να πέσουμε πάλι στη δεδομένη καμπύλη c_l - α για πολύ μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης, που θεωρούμε αμετάβλητη.

Βασική προϋπόθεση, για να είναι αξιόπιστη η παραπάνω διαδικασία και να μην αλλοιωθεί το αποτέλεσμα που θα προέκυπτε από μια επικείμενη αεροελαστική ανάλυση, η οποία θα μας επέτρεπε να μελετήσουμε την κόπωση του πτερυγίου, είναι οι συντελεστές άνωσης όλων των αεροτομών να τροποποιηθούν με αντίστοιχο τρόπο. Παρατηρήσαμε ότι η μείωση του συντελεστή άνωσης της NACA πάχους 15% έχει πολύ μεγαλύτερη επίδραση στην καμπύλη ισχύος σε σχέση με μια αντίστοιχη μείωση του συντελεστή της FFA πάχους 24%. Επομένως, περιορίζοντας μόνο τον συντελεστή άνωσης της NACA 63-415 θα μπορούσα να πάρω την πραγματική ισχύ, που ήθελα, με συνέπεια όμως να αλλάξω την κατανομή φορτίου πάνω στο πτερύγιο, το οποίο με τη σειρά του θα οδηγούσε σε μεγαλύτερη φόρτωση και κόπωση του πτερυγίου σε ορισμένα σημεία σε σχέση με την πραγματικότητα. Για να αποφύγουμε κάτι τέτοιο θα πρέπει να μειώσουμε το μέγιστο συντελεστή άνωσης αντίστοιχα για όλες τις αεροτομές, ώστε να μην αλλάξει η κατανομή δύναμης πάνω στο πτερύγιο.

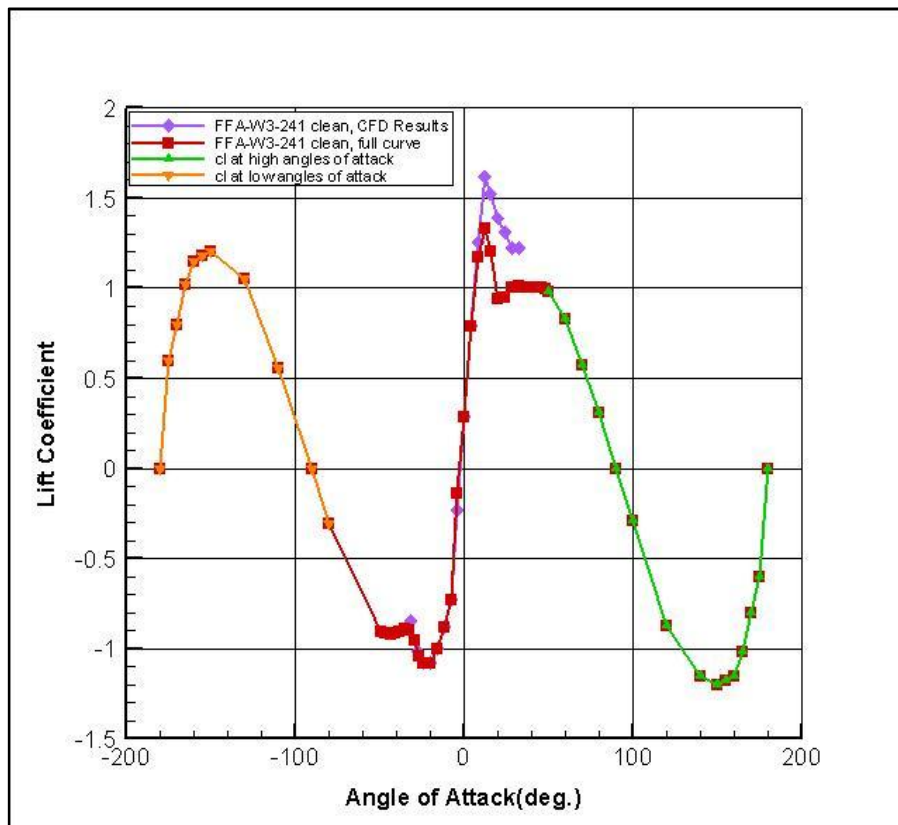
Εφαρμόζοντας όλα τα προαναφερθέντα για κάθε αεροτομή παίρνουμε τα ακόλουθα διαγράμματα. Το κάθε διάγραμμα αναφέρεται σε μια αεροτομή και παρουσιάζει τα αποτελέσματα για το συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας πρόσπτωσης, όπως προέκυψαν από την ανάλυση CFD (μωβ καμπύλη), τις καμπύλες c_l - α για πολύ μεγάλες και πολύ μικρές γωνίες πρόσπτωσης (πράσινη και πορτοκαλί καμπύλη αντίστοιχα) και την τελική καμπύλη c_l - α (κόκκινη καμπύλη), που είναι μειωμένη ως προς την αρχική και εκτείνεται από -180° έως 180° .



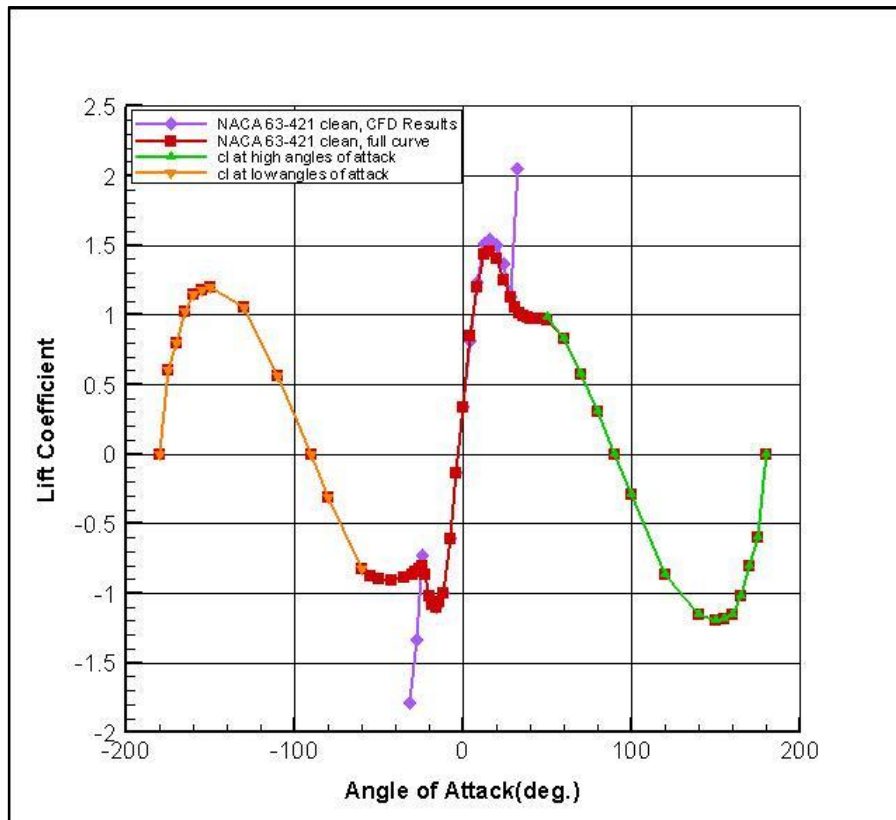
Σχήμα 5.2: Καμπύλη c_l - α για την καθαρή αεροτομή FFA-W3-360.



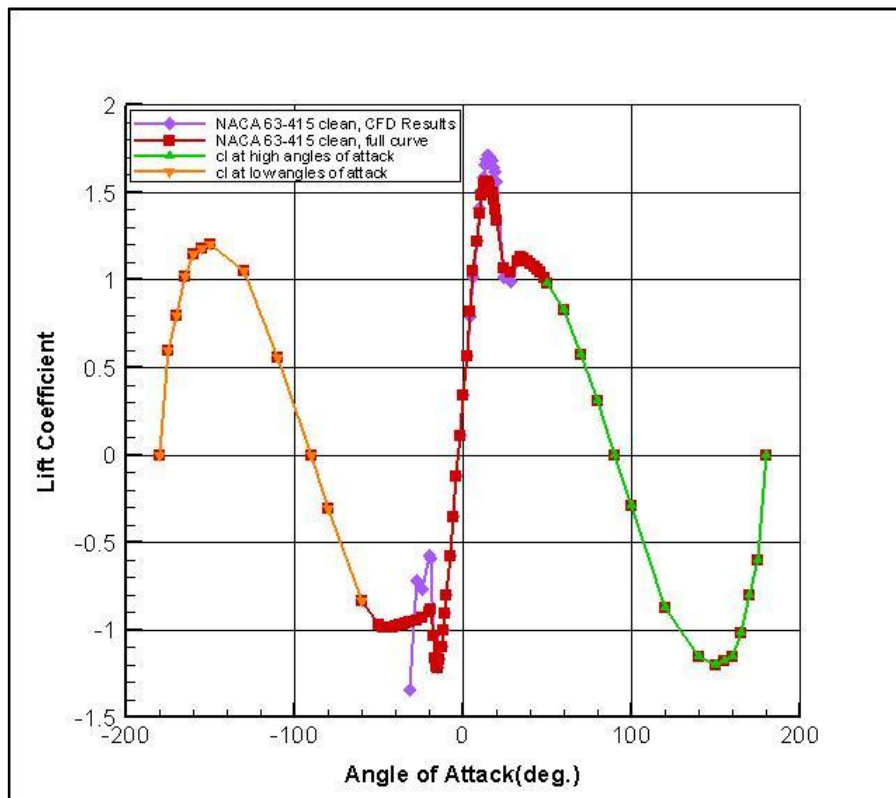
Σχήμα 5.3: Καμπύλη c_l - α για την καθαρή αεροτομή FFA-W3-301.



Σχήμα 5.4: Καμπύλη c_l - α για την καθαρή αεροτομή FFA-W3-241.

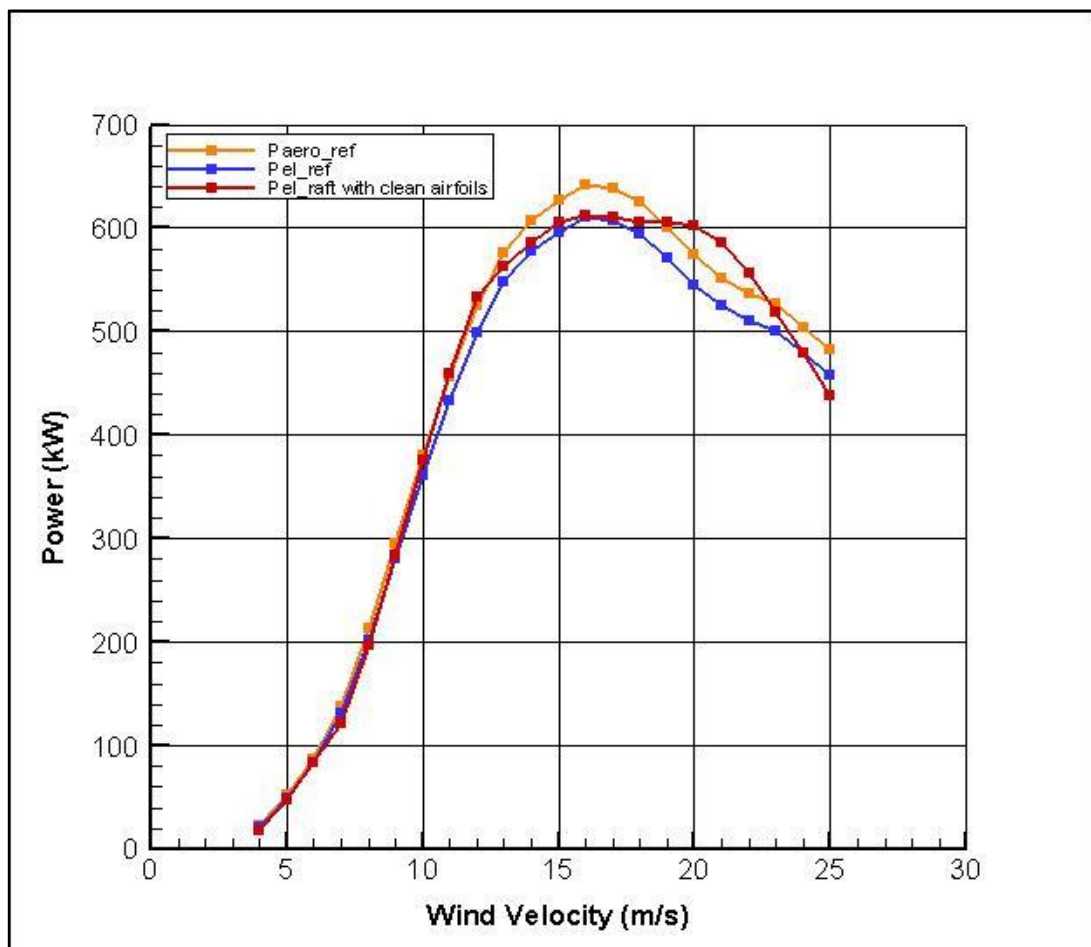


Σχήμα 5.4: Καμπύλη c_l - α για την καθαρή αεροτομή NACA 63-421.



Σχήμα 5.5: Καμπύλη c_l - α για την καθαρή αεροτομή NACA 63-415.

Προκειμένου να υπολογίσουμε στη συνέχεια την καμπύλη ισχύος της Α/Γ θα χρησιμοποιήσουμε τον κώδικα RAFT, που αναπτύχθηκε στο εργαστήριο Αεροδυναμικής του ΕΜΠ και βασίζεται στη μέθοδο blade element. Δίνοντας στον κώδικα αυτό ως εισόδους τις καμπύλες c_l - α των αεροτομών που απαρτίζουν το πτερύγιο, την κατανομή των διατομών πάνω στο πτερύγιο, τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά (χορδή, συστροφή και αεροδυναμικό κέντρο) του πτερυγίου καθώς και τα χαρακτηριστικά του ανέμου παίρνουμε ως έξοδο την καμπύλη ισχύος της Α/Γ, η οποία φαίνεται στο ακόλουθο σχήμα μαζί με την πραγματική καμπύλη ισχύος. Η αεροδυναμική καμπύλη ισχύος προέκυψε από την ηλεκτρική λαμβάνοντας υπόψη βαθμό απόδοσης γεννήτριας =0.95.



Σχήμα 5.6: Καμπύλη ισχύος της καθαρής Α/Γ.

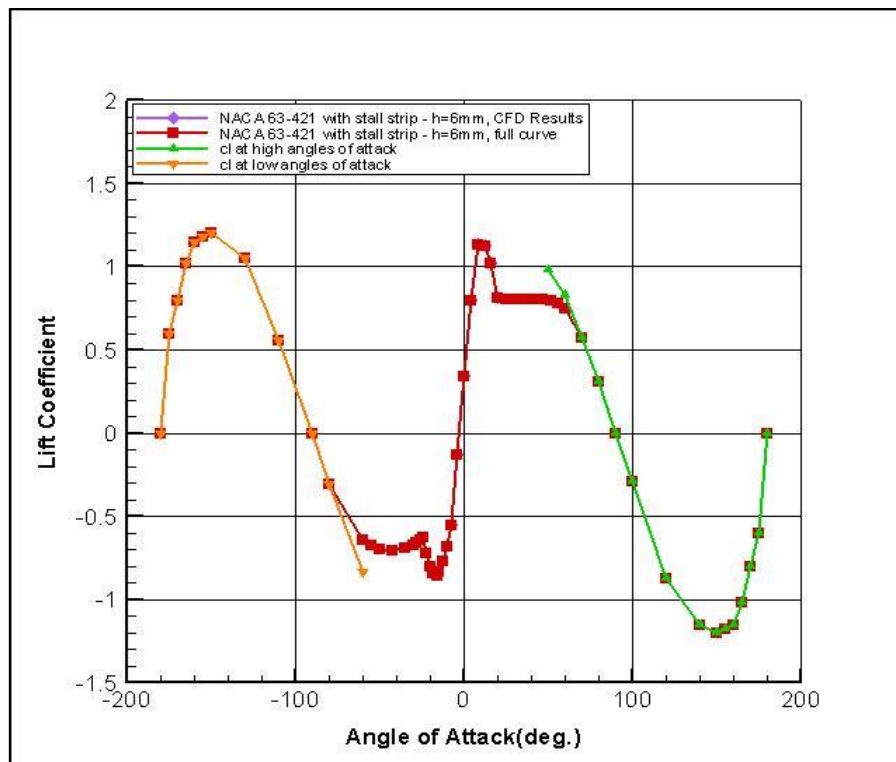
Είναι εμφανές λοιπόν ότι η καμπύλη ισχύος, που προκύπτει από τον κώδικα RAFT, είναι πολύ κοντά στην πραγματική και παρόλο που κάποια από τα αρχικά δεδομένα δεν ανταποκρίνονται στην πραγματικότητα, η επίδραση στην ισχύ εξόδου της Α/Γ είναι μικρή. Ενδεχόμενη αεροελαστική ανάλυση δεν θα επηρεαζόταν από μια τόσο μικρή διαφορά και θα είχε ως αποτέλεσμα υπολογισμό φορτίων πολύ κοντά στην πραγματικότητα.

5.2 Καμπύλη ισχύος Α/Γ με προσθήκη γεννητριών στροβιλισμού (vortex generators) και ταινιών αποκόλλησης (stall strips)

Λόγω όμως των προβλημάτων αστάθειας, που παρουσίαζε η Α/Γ, αποφασίστηκε η τοποθέτηση ταινιών αποκόλλησης, που όπως διαπιστώσαμε στο προηγούμενο κεφάλαιο, μειώνουν το μέγιστο συντελεστή άνωσης και την κλίση της καμπύλης c_l -α μετά την αποκόλληση. Η συμπεριφορά αυτή αν και βελτιώνει την ευστάθεια οδηγεί σε απώλεια ισχύος, η οποία θα εξεταστεί αν μπορεί να αντισταθμιστεί με την προσθήκη γεννητριών στροβιλισμού στο εσωτερικό τμήμα του πτερυγίου της συγκεκριμένης Α/Γ.

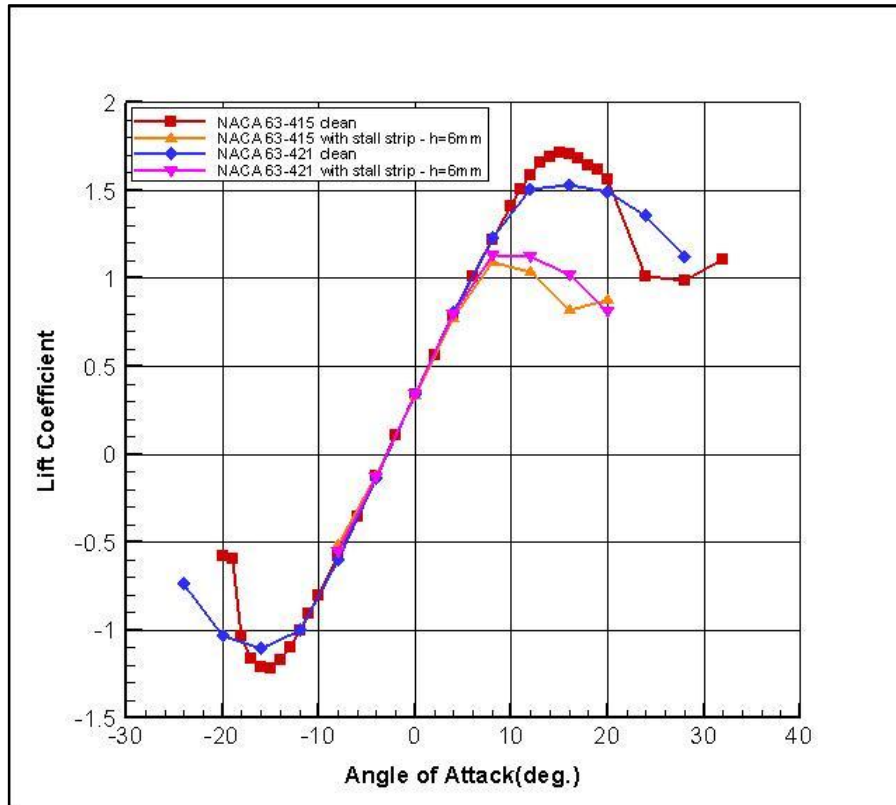
Με βάση τον πίνακα 5.1 και το σχήμα 5.1, όπου προσδιορίσαμε τις θέσεις των στροβιλογεννητριών και των ταινιών αποκόλλησης, καταλήγουμε ότι επηρεάζονται τα αεροδυναμικά μεγέθη των αεροτομών FFA-W3-360 και FFA-W3-301, για τις οποίες πρέπει να θεωρήσουμε νέες καμπύλες c_l -α, συνυπολογίζοντας την επίδραση της παρουσίας των στροβιλογεννητριών καθώς και των αεροτομών FFA-W3-241 και NACA 63-421 λόγω της προσθήκης των ταινιών αποκόλλησης.

Για τη NACA 63-421 είχαμε υπολογίσει το συντελεστή άνωσης και λοιπά αεροδυναμικά μεγέθη με και χωρίς ταινίες αποκόλλησης. Επομένως, αυτό που μένει είναι να φέρουμε την καμπύλη c_l -α που είχε προκύψει για την NACA 63-421 με ταινία αποκόλλησης από τη CFD ανάλυση να συμπέσει με τις δεδομένες καμπύλες c_l -α για πολύ μεγάλες θετικές και αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης.



Σχήμα 5.7: Καμπύλη c_l -α για την αεροτομή NACA 63-421 με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm.

Παρόλο που δεν έχουμε δεδομένα για την FFA-W3-241 με ταινία αποκόλλησης μπορούμε με βάση την επίδραση που έχει η προσθήκη ταινίας αποκόλλησης στο συντελεστή άνωσης των αεροτομών NACA 63-421 και NACA 63-415 να καταλήξουμε σε ένα ασφαλές συμπέρασμα σχετικά την επίδραση της προσθήκης ταινίας αποκόλλησης στην καμπύλη c_l - α της FFA-W3-241.

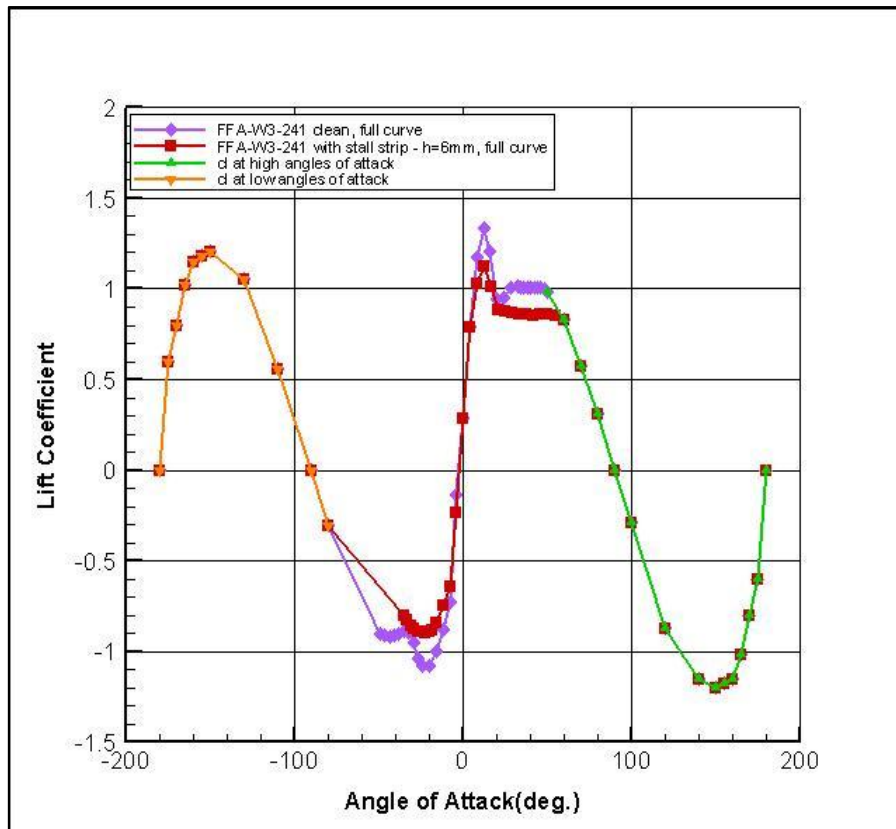


Σχήμα 5.8: Μεταβολή των καμπυλών c_l - α λόγω της προσθήκης ταινίας αποκόλλησης (stall strip) για τις αεροτομές NACA 63-421 και NACA 63-415 (CFD Results).

Σύμφωνα με το παραπάνω σχήμα παρατηρούμε ότι η τοποθέτηση ταινίας αποκόλλησης έχει σαν αποτέλεσμα ο μέγιστος συντελεστής άνωσης της NACA 63-415 να μειώνεται από 1.72 σε 1.08, το οποίο σημαίνει ότι υφίσταται μια μείωση ίση περίπου με 37% $\left(= \frac{1.08 - 1.72}{1.72} \cdot 100\% = -37.2\% \right)$ ενώ ο μέγιστος συντελεστής της NACA 63-421 μειώνεται

περίπου κατά 26% $\left(= \frac{1.13 - 1.52}{1.52} \cdot 100\% = -25.7\% \right)$, καθώς από 1.52 γίνεται 1.13. Είναι

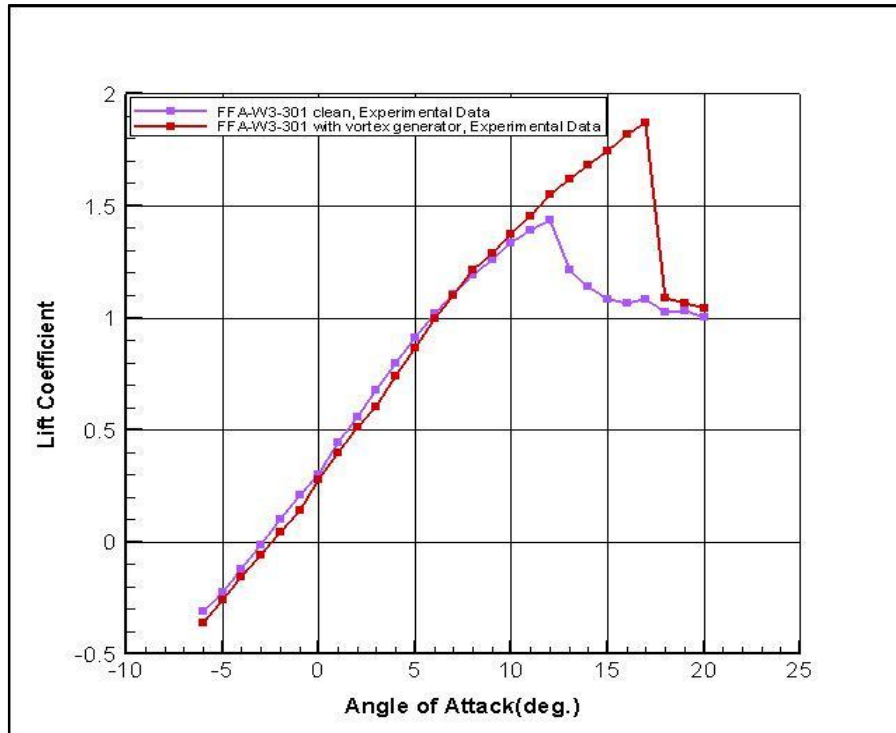
ασφαλές επομένως να συμπεράνουμε ότι όσο αυξάνεται το πάχος της αεροτομής, τόσο μικρότερη είναι η επίδραση της ταινίας αποκόλλησης και μπορούμε έτσι να υποθέσουμε για την FFA που έχει πάχος 24%, δηλαδή ακόμα μεγαλύτερο από της NACA 63-421, μια μεταβολή του μέγιστου συντελεστή άνωσης κατά 17%, δηλαδή από 1.33 να πάρει την τιμή 1.11. Αντίστοιχα θα μειωθούν και οι τιμές του συντελεστή για μεγαλύτερες γωνίες πρόσπτωσης, ώστε να μην αλλάξει η μορφή της καμπύλης και να πέσουμε πάλι στη δεδομένη καμπύλη που έχουμε για πολύ μεγάλες γωνίες.



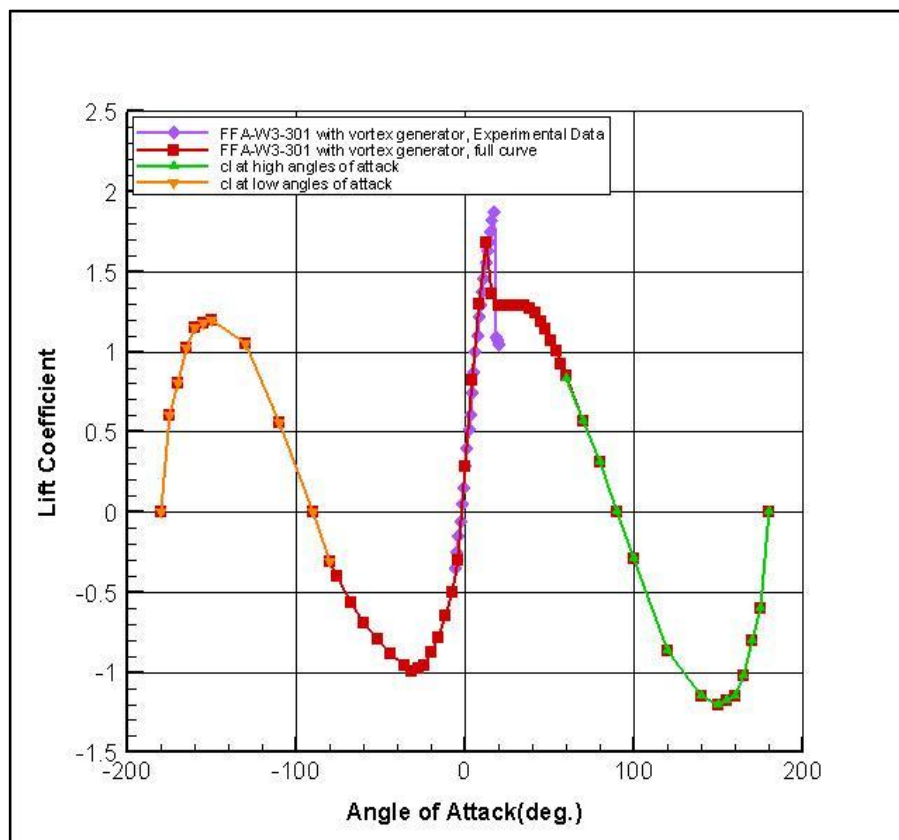
Σχήμα 5.9: Καμπύλη c_l - α για την αεροτομή FFA -W3-241 με ταινία αποκόλλησης (stall strip) ύψους 6mm.

Από την άλλη μεριά, η προσθήκη των στροβιλογεννητριών επηρεάζει τα αεροδυναμικά μεγέθη των αεροτομών FFA-W3-360 και FFA-W3-301. Για την FFA-W3-301 διεξήχθησαν πειράματα με και χωρίς στροβιλογεννήτρια από τον διδάκτορα Μαρίνο Μανωλέσο. Σύμφωνα με τα πειραματικά δεδομένα, η προσθήκη στροβιλογεννητριών αποδείχθηκε ότι έχει σα συνέπεια, όσον αφορά την καμπύλη c_l - α , την επέκταση της γραμμικής περιοχής της κατά περίπου 4° και την αύξηση της μέγιστης τιμής του συντελεστή άνωσης κατά 0.5 ή αλλιώς κατά 44% (σχήμα 5.10). Εφαρμόζοντας τα συμπεράσματα αυτά και στην FFA-W3-360, για την οποία δεν έχουμε σχετικά δεδομένα, μπορούμε να προχωρήσουμε μ' αυτό τον τρόπο σε μια ασφαλή εκτίμηση για το πως θα κινηθεί η καμπύλη c_l - α της εν λόγω αεροτομής μετά την προσθήκη των στροβιλογεννητριών.

Χρησιμοποιώντας τα πειραματικά δεδομένα για την FFA-W3-301 με στροβιλογεννήτρια ελαφρώς μειωμένα για λόγους ασφάλειας και προσαρμόζοντας τα κατάλληλα, ώστε η καμπύλη να έρθει να πέσει στις δεδομένες καμπύλες c_l - α για πολύ μεγάλες θετικές και αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης, μπορούμε να πάρουμε μια ολοκληρωμένη άποψη της καμπύλης c_l - α , καλύπτοντας γωνίες από -180° έως 180° , όπως φαίνεται στο σχήμα 5.11.

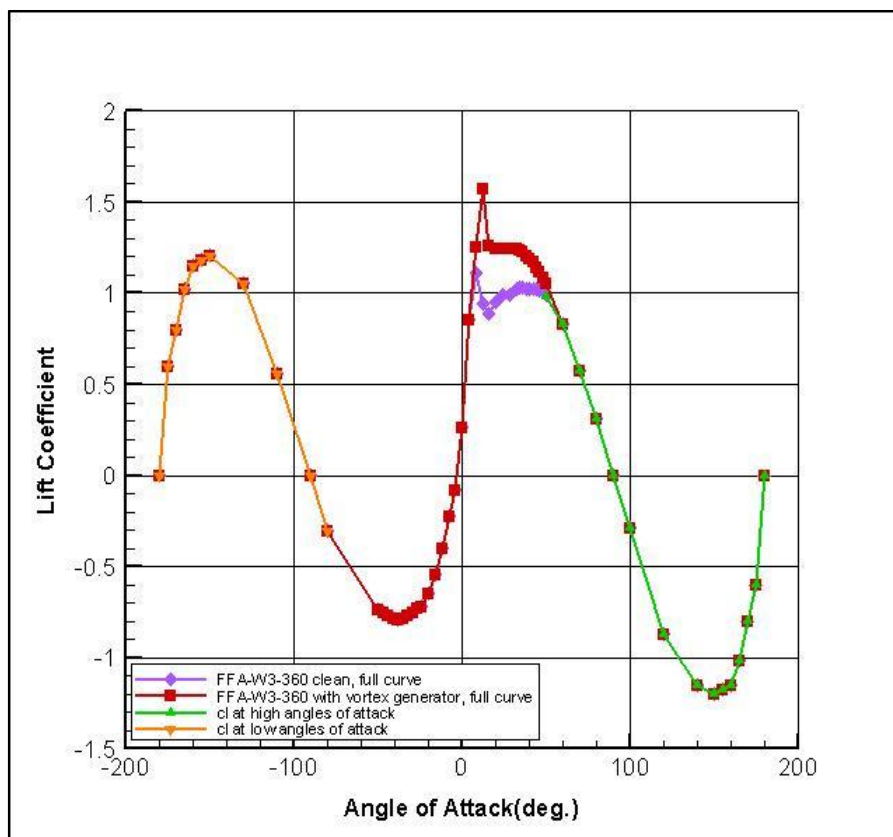


Σχήμα 5.10: Καμπύλη c_l - α για την αεροτομή FFA-W3-301 με και χωρίς στροβιλογεννήτρια (vortex generator) με βάση πειράματα.



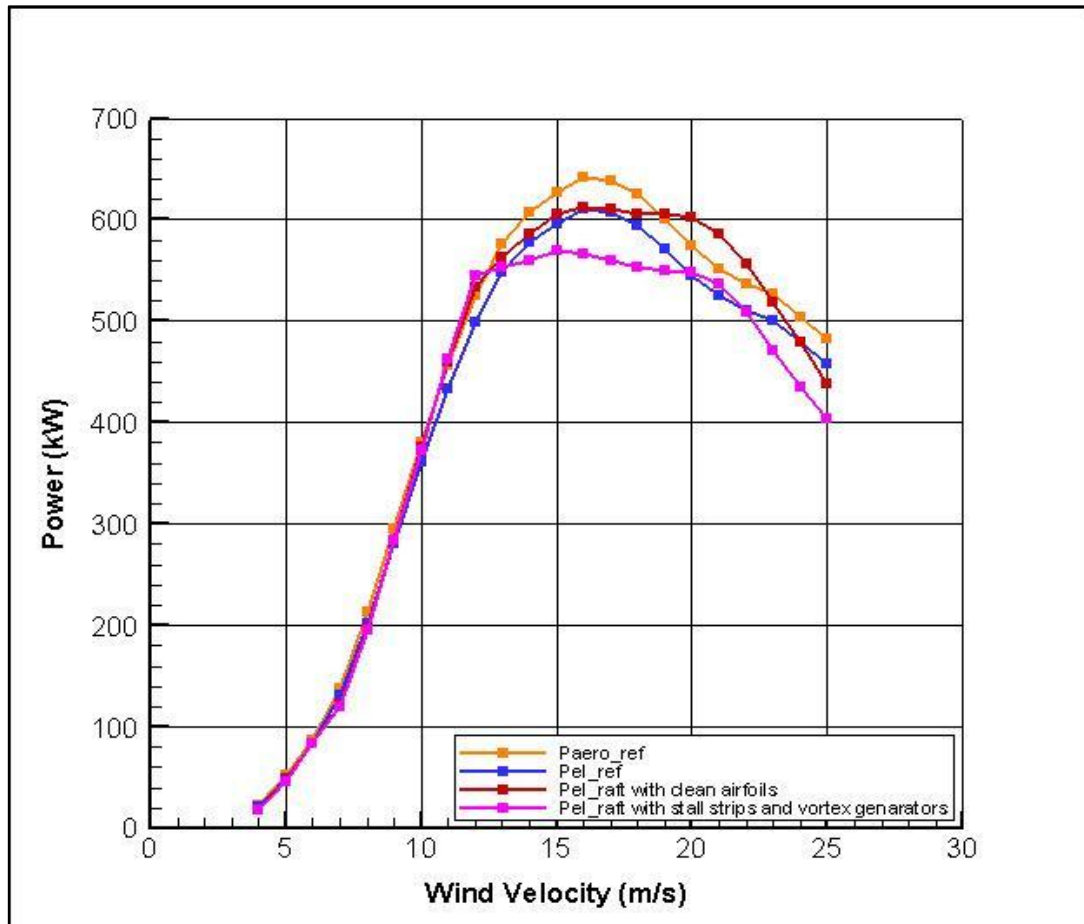
Σχήμα 5.11: Καμπύλη c_l - α για την αεροτομή FFA-W3-301 με στροβιλογεννήτρια (vortex generator).

Προκειμένου να κατασκευάσουμε την καμπύλη c_l -α για την FFA-W3-360 με στροβιλογεννήτρια στηριχτήκαμε στην καμπύλη που έχουμε για την FFA-W3-360 χωρίς στροβιλογεννήτρια και εφαρμόσαμε σ' αυτή τα συμπεράσματα από τα πειράματα που προέκυψαν σχετικά με την επίδραση της προσθήκης στροβιλογεννητριών. Ειδικότερα, επεκτείναμε τη γραμμική περιοχή κατά 4.5° και μεταβάλλαμε τη μέγιστη τιμή του συντελεστή άνωσης κατά 42%, δηλαδή από 1.1 τον αυξήσαμε σε 1.56. Εκτός όμως από το $c_{l_{max}}$ θα πρέπει να αυξήσουμε και τις τιμές των συντελεστών για γωνίες μεγαλύτερες της γωνίας αποκόλλησης, ώστε να έχει η καμπύλη μια αντίστοιχη συμπεριφορά. Ωστόσο, θα πρέπει να λάβουμε υπόψη μας ότι από ένα σημείο και μετά όσο αυξάνεται η γωνία πρόσπτωσης, μειώνεται η επίδραση της στροβιλογεννήτριας και η καμπύλη προσεγγίζει τελικά τη δεδομένη καμπύλη που έχουμε για μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης.



Σχήμα 5.12: Καμπύλη c_l -α για την αεροτομή FFA-W3-360 με στροβιλογεννήτρια (vortex generator).

Επομένως, αντικαθιστώντας τις προηγούμενες με τις νέες και τροποποιημένες καμπύλες c_l -α στις θέσεις όπου τοποθετούμε στροβιλογεννήτριες και ταινίες αποκόλλησης σύμφωνα με τον πίνακα 5.1 και χρησιμοποιώντας τον κώδικα RAFT προκύπτει μια νέα καμπύλη ισχύος (ροζ καμπύλη).



Σχήμα 5.13: Καμπύλη ισχύος της Α/Γ με ταινίες αποκόλλησης (stall strips) και στροβιλογεννήτριες (vortex generators).

Η νέα αυτή καμπύλη, όπως φαίνεται και στο παραπάνω σχήμα, αν και διαφοροποιείται ελαφρώς για ταχύτητες μεγαλύτερες των 10m/sec, μπορούμε να θεωρήσουμε ότι προσεγγίζει αρκετά ικανοποιητικά την πραγματική καμπύλη ισχύος, γεγονός που αποδεικνύει ότι η τοποθέτηση των στροβιλογεννητριών οδηγεί στην ανάκτηση σε μεγάλο βαθμό της απώλειας ισχύος λόγω των ταινιών αποκόλλησης. Επομένως, με τον συνδυασμό στροβιλογεννητριών και ταινιών αποκόλλησης μπορούμε να επιτύχουμε βελτιωμένη αεροελαστική ευστάθεια και απόσβεση ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής χωρίς σημαντική απώλεια ισχύος.

Κεφάλαιο 6^ο : Συμπεράσματα και περαιτέρω μελέτη

6.1 Σύνοψη συμπερασμάτων

Η σύγκριση των αποτελεσμάτων υπολογιστικής ανάλυσης με το πρόγραμμα MAPFLOW για τις αεροτομές NACA 63-415 και NACA 63-421 με διατιθέμενα πειραματικά δεδομένα έδειξε ικανοποιητική ταύτιση των τιμών των συντελεστών άνωσης και αντίστασης στη γραμμική περιοχή, αλλά για γωνίες πρόσπτωσης μεγαλύτερες των 10° παρατηρήθηκε μια υπερεκτίμηση των τιμών του συντελεστή άνωσης από την ανάλυση CFD. Επίσης σημειώθηκε μεγαλύτερη γωνία αποκόλλησης και μεγαλύτερη κλίση της καμπύλης c_l - α μετά την αποκόλληση σε σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα.

Η τοποθέτηση ταινιών αποκόλλησης (stall strips), με εγκάρσια τομή ισόπλευρο τρίγωνο πλευράς 8mm και ύψους 6mm, στην ακμή πρόσπτωσης των αεροτομών NACA 63-415 και NACA 63-421 οδήγησε σε μείωση του συντελεστή άνωσης, η οποία αυξάνεται με τη γωνία πρόσπτωσης και σε αύξηση του συντελεστή αντίστασης. Επίσης παρατηρήθηκε μικρότερη γωνία αποκόλλησης καθώς και μικρότερη κλίση της καμπύλης c_l - α μετά την αποκόλληση, το οποίο συνεπάγεται βελτίωση της ευστάθειας.

Στη συνέχεια θέλοντας να διαπιστώσουμε την επίδραση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης αυξήσαμε την πλευρά της εγκάρσιας τομής της ταινίας αποκόλλησης σε 16 και 24mm στην αεροτομή NACA 63-415. Παρατηρήσαμε τότε ότι όσο αυξάνεται το μέγεθός της, τόσο αυξάνεται και η μείωση του συντελεστή άνωσης, η αύξηση του συντελεστή αντίστασης καθώς και η μείωση της κλίσης της καμπύλης c_l - α μετά την αποκόλληση, συμβάλλοντας στην απόσβεση των ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής. Παρ' αυτά είναι σαφές ότι οι περαιτέρω μεταβολές με κάθε αύξηση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης δεν είναι ιδιαίτερα σημαντικές. Αυτό που δεν επηρεάζεται από την αύξηση του μεγέθους της ταινίας αποκόλλησης είναι η τιμή της γωνίας αποκόλλησης.

Παραθέτοντας μαζί τα αποτελέσματα για τις τρεις αεροτομές της σειράς FFA-W3-xxx, που μελετήθηκαν στις ίδιες συνθήκες, είναι εμφανές ότι όσο αυξάνεται το πάχος της αεροτομής, τόσο μικρότερες είναι οι τιμές του συντελεστή άνωσης για μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης καθώς στη γραμμική περιοχή οι διαφορές είναι μηδαμινές. Επίσης η γωνία αποκόλλησης μικραίνει όταν το πάχος αυξάνεται σε 36%. Όσον αφορά το συντελεστή αντίστασης, η τιμή του αυξάνει με το πάχος της αεροτομής.

Η καμπύλη ισχύος που προέκυψε για A/Γ 600kW, το προφίλ του πτερυγίου της οποίας απαρτίζεται από τις παραπάνω αεροτομές, με τοποθέτηση ταινιών αποκόλλησης προς το ακροπερύγιο και στροβιλογεννητριών στο εσωτερικό μέρος του πτερυγίου της είναι αρκετά κοντά στην πραγματική. Επομένως, φαίνεται ότι η προσθήκη των γεννητριών στροβιλισμού αντισταθμίζει αν και όχι πλήρως την απώλεια ισχύος λόγω των ταινιών αποκόλλησης. Έτσι μπορεί να επιτευχθεί βελτιωμένη αεροελαστική ευστάθεια και αποφυγή ταλαντώσεων στην κατεύθυνση περιστροφής, χωρίς σημαντική απώλεια ισχύος.

6.2 Προτάσεις για περαιτέρω μελέτη

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, η παρούσα εργασία θα μπορούσε να αποτελέσει μια προεργασία για την προσομοίωση της αεροελαστικής συμπεριφοράς της ανεμογεννήτριας, με χρήση του κώδικα GAST, μέρος του οποίου είναι ο κώδικας RAFT. Μέσω της αεροελαστικής ανάλυσης θα μπορούσαν να υπολογισθούν τα φορτία κόπωσης και να εκτιμηθεί ο χρόνος ζωής της καθώς και να καθοριστούν τα όρια της γεωμετρίας και του υλικού, μέσα στα οποία μπορεί να λειτουργεί χωρίς να προκληθεί αστοχία.

Ενδιαφέρουσα ακόμα θα ήταν η διερεύνηση της επίδρασης στην ισχύ εξόδου της Α/Γ διαφορετικών αεροτομών κυρίως στην περιοχή του ακροπτερυγίου. Είναι γνωστό γενικά ότι οι συνθήκες λειτουργίας αλλάζουν σημαντικά κατά μήκος του πτερυγίου. Ειδικότερα αν και τα εσωτερικά τμήματα ενός πτερυγίου εκτίθενται σε πιο πολύπλοκες συνθήκες λειτουργίας από τα εξωτερικά, τα εξωτερικά τμήματα έχουν πολύ μεγαλύτερη επίδραση στην παραγωγή ισχύος και φορτίου. Γι' αυτό το λόγο οι απαιτήσεις για καλή αεροδυναμική απόδοση στη συγκεκριμένη περιοχή είναι ιδιαίτερα αυξημένες.

Περαιτέρω μελέτη θα μπορούσε να υπάρξει και σ' ό,τι αφορά το σχήμα αλλά και τη θέση της ταινίας αποκόλλησης. Συγκεκριμένα ταινία αποκόλλησης με ελαφρώς στρογγυλευμένη κορυφή ίσως παρείχε πιο ομαλή συμπεριφορά μετά την αποκόλληση, έτσι ώστε οι επαγόμενες από την αποκόλληση ταλαντώσεις να μειώνονταν περισσότερο και την ίδια στιγμή η αύξηση της αντίστασης λόγω της ταινίας αποκόλλησης να ήταν μικρότερη. Τοποθέτηση ακόμα της ταινίας αποκόλλησης κάτω από την ακμή πρόσπτωσης και όχι ακριβώς στην ακμή πρόσπτωσης, όπου $x=0$, ίσως θα μπορούσε να οδηγήσει σε μείωση της αντίστασης.

Βιβλιογραφία

- [1] A. Ζερβός και Γ. Κάραλης, «Σημειώσεις Αιολικής Ενέργειας», ΕΜΠ, Αθήνα, 2009.
- [2] T. Møller , «*Blade cracks signal new stress problem*», WindPower Monthly, May 1997.
Retrieved August 25, 2014 from
<http://www.windpowermonthly.com/article/958000/blade-cracks-signal-new-stress-problem-preventative-investment-needed-turbines-large-lm-blades>
- [3] M. H. Hansen, «*Aeroelastic Instability Problems for Wind Turbines*», Wind Energy Department, Risø National Laboratory, Technical University of Denmark, September 5, 2007.
- [4] H. A. Madsen, J. T. Petersen, A. Björck, H. Ganander, D. Winkelaar, A. Brand, A. Bruining, M. Graham, P. Enevoldsen and S. Øye, «*Prediction of Dynamic Loads and Induced Vibrations in Stall-STALLVIB*», Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, 1998.
- [5] Μ. Μανωλέσος, «Πειραματικά και αριθμητικά αεροδυναμικά αποτελέσματα Π3.2», Rewind, Κανόνες Σχεδιασμού για Επισκευή Πτερυγίων Α/Γ, 11ΣΥΝ_7_1000, Παραδοτέο 3.2.
- [6] J. F. Manwell J. G. McGowan and A. L. Rogers, «*WIND ENERGY EXPLAINED Theory, Design and Application*», 2nd Edition, John Wiley & Sons Ltd.: United Kingdom, 2009.
- [7] M. R. Islam, S. Mekhilef and R. Saidur, «*Progress and recent trends of wind energy technology*», Elsevier Science Ltd., Renewable and Sustainable Energy Reviews 21, 2013, 456-468.
- [8] J. L. Tangler and D. M. Somers, «*NREL Airfoil Families for HAWTs*», American Wind Energy Association (AWEA), 1995.
- [9] S. M. Habalia and I. A. Saleh, «*Local design, testing and manufacturing of small mixed airfoil wind turbine blades of glass fiber reinforced plastics Part I: Design of the blade and root*», Elsevier Science Ltd., Energy Conversion & Management 41, 2000, 249-280.
- [10] T. Burton, N. Jenkins, D. Sharpe and E. Bossanyi, «*Wind Energy Handbook*», 2nd Edition, John Wiley & Sons Ltd.: United Kingdom, 2011.
- [11] A. Björck, «*Coordinates and Calculations for the FFA-W1-xxx, FFA-W2-xxx and FFA-W3-xxx Series of Airfoils for Horizontal Axis Wind Turbines*», The Aeronautical Research Institute of Sweden, Stockholm, 1990.
- [12] P. J. Schubel and R. J. Crossley, «*Wind Turbine Blade Design*», Energies, 2012, 5, 3425-3449.
- [13] M. H. Sadraey, «*Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*», John Wiley & Sons Ltd.: United Kingdom, 2012.

- [14] H. C. Smith, «*The Illustrated Guide to Aerodynamics*», 2nd Edition, The McGraw-Hill Companies, Inc.: New York, U.S , 1992.
- [15] S. Xue, B. Johnson, D. Chao, A. Sareen and C. Westergaard, «*Advanced Aerodynamic Modeling of Vortex Generators for Wind Turbine Applications*», European Wind Energy Conference (EWEC), Warsaw Poland, April, 2010.
- [16] «*Wind Turbine Vortex Generator Solutions*», Retrieved September 2, 2014, from <http://www.upwindsolutions.com/upgrades/wind-turbine-vortex-generator/>.
- [17] D. Kuzmin, «*Introduction to Computational Fluid Dynamics*», University of Dortmund, Institute of Applied Mathematics, Retrieved July 5, 2014, from <http://www.mathematik.uni-dortmund.de/~kuzmin/cfdintro/lecture1.pdf>
- [18] C. Hirsch, «*Numerical Computation of Internal & External Flows: Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*», Vol. I , 2nd Edition , John Wiley & Sons Ltd: USA, 2007.
- [19] C. Nelson, «*Overview of turbulence models* », Retrieved June 25, 2014, from <http://www.innovative-cfd.com/turbulence-model.html>
- [20] P. R. Spalart and S. R. Allmaras, «*A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*», AIAA Paper 92-0439, 1992.
- [21] P. R. Spalart and C. L. Rumsey, «*Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations*», AIAA Journal, Vol. 45, No. 10, pp. 2544-2553, 2007.
- [22] T. A. Oliver, «*A High-Order, Adaptive, Discontinuous Galerkin Finite Element Method for the Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations*», PhD Thesis, Massachusetts Institute of Technology, September 2008.
- [23] F. R. Menter, «*Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*», AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, August 1994.
- [24] F. R. Menter, «*Zonal Two Equation k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows*», AIAA Paper 93-2906, July 1993.
- [25] B. J. Fell, «*Structured Mesh Optimisation and CFD Simulation of the Fully Appended DARPA Suboff Model*», Australian Maritime College (AMC), University of Tasmania (UTAS), October 2009.
- [26] J. E. Lombard, «*Introduction to Structured Grid Generation for Aeronautics*», IAG, Swiss Institute of Technology Lausanne, September 27, 2011.
- [27] C. Bak, P. Fuglsang, J. Johansen and I. Antoniou, «*Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 Airfoil*», Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, December 2000.
- [28] I. H. Abbott and A. E. von Doenhoff, «*Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*», Dover Publications Inc.: New York, 1959.