



*Department of Mechanical
Engineering*



University of Western Macedonia



ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

**ΣΧΕΔΙΑΣΗ ΚΑΙ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ
ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ**

ΕΚΠΟΝΩΝ

Παντελής Μπάρκας

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ

Κυριάκος Βαφειάδης

ΚΟΖΑΝΗ 2021

Περίληψη

Η συγκεκριμένη διπλωματική ασχολείται με τον σχεδιασμό και την μελέτη ενός από τους πιο διαδεδομένους της εποχής τομέα, του μη επανδρωμένου αεροσκάφους γνωστό και ως UAV. Αρχικά αναφέρονται ορισμένα παραδείγματα μη επανδρωμένων αεροσκαφών και αποτελέσματα ερευνών τα οποία βοηθούν στην υλοποίηση της διπλωματικής.

Το πρώτο μέρος ασχολείται με τον τύπο του UAV (fixed wing, blended wing body κλπ.) το οποίο αποφασίσαμε να σχεδιάσουμε καθώς και με την σχεδίαση καθεαυτήν με την χρήση του σχεδιαστικού λογισμικού XFLR5 και Solidworks. Έπειτα έχοντας ολοκληρώσει τον σχεδιασμό προχωράμε στο δεύτερο μέρος με την αεροδυναμική ανάλυση και απόδοση του συγκεκριμένου UAV. Για τον σκοπό έγινε κυρίως χρήση του λογισμικού υπολογιστικής ρευστοδυναμικής ANSYS FLUENT (CFD). Τέλος παρουσιάζονται κάποιες αλλαγές στο σχεδιασμό του αεροσκάφους και οι επιπτώσεις που έχουν στην αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους.

Στόχος της διπλωματικής εργασίας είναι η δημιουργία ενός μικρού μη επανδρωμένου αεροσκάφους για διάφορες χρήσεις με τον ανάλογο εξοπλισμό και την βέλτιστη λειτουργία του.

Λέξεις κλειδιά: Μη επανδρωμένο αεροσκάφος, UAV, αεροδυναμικά χαρακτηριστικά αεροσκαφών, σχεδίαση μη επανδρωμένου αεροσκάφους.

Abstract

This study deals with the design and study of one of the most widespread sectors of the decade, the Unmanned Aerial Vehicle also known as the UAV. Initially, some examples of unmanned aerial vehicles and research results are mentioned which help in the implementation of this current study.

The first part deals with the type of UAV (fixed wing, blended wing body, etc.) which was decided to be designed as well as the design itself using the Solidworks design software and the XFLR5 software. Then, having completed the design we proceeded to the second part, the aerodynamic analysis and performance of the specific UAV. For this purpose, Computer Fluid Dynamics (CFD) software ANSYS FLUENT was used. Finally, some changes in the design of the aircraft are made and the effects they have on the aerodynamic behavior of the aircraft are being presented.

The aim of the dissertation is to create a small Unmanned Aerial Vehicle for various uses with the appropriate equipment and its optimal operation.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, UAV, aerodynamic characteristics of aircraft, design of unmanned aerial vehicle

Ευχαριστίες

Με την υλοποίηση της παρούσας διπλωματικής εργασίας σηματοδοτείται και η ολοκλήρωση των προπτυχιακών σπουδών μου στο τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Δυτικής Μακεδονίας. Θα ήθελα λοιπόν να ευχαριστήσω όσους βοήθησαν τόσο στην διπλωματική εργασία όσο και στην ολοκλήρωση των σπουδών μου.

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον καθηγητή του τμήματος και επιβλέπων της συγκεκριμένης διπλωματικής εργασίας κ. Κυριάκο Βαφειάδη για την καθοδήγηση του και την μετάδοση των γνώσεων του πάνω στην αεροδυναμική και στην αεροναυτική ώστε να φέρω εις πέρας την παρούσα διπλωματική.

Έπειτα, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλο το προσωπικό δυναμικό του Πανεπιστημίου Δυτικής Μακεδονίας για τις γνώσεις πάνω στον τομέα του Μηχανολόγου Μηχανικού και για την συνεχή συμπαράσταση και συμβούλευση τόσο κατά την διάρκεια των σπουδών αλλά και για μεταπτυχιακή καθοδήγηση μετά την ολοκλήρωση τους.

Επίσης, ευχαριστώ θερμά τους φίλους και συμφοιτητές μου για την άριστη συνεργασία και συμπαράσταση καθ' όλη την διάρκεια των σπουδών.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένεια μου για την ακατάπαυστη ψυχολογική και οικονομική στήριξη τους στην προσπάθεια μου για την ολοκλήρωση των σπουδών μου.

Μπάρκας Παντελής

Περιεχόμενα	
Περίληψη.....	3
Abstract.....	4
1. Εισαγωγή.....	8
1.1 Ιστορικά στοιχεία.....	8
1.2 Εφαρμογές και κατηγοριοποίηση Μη Επανδρωμένων Αεροσκαφών.....	10
1.3 Στόχος της εργασίας.....	14
1.4 Στάδια Αεροδυναμικής Σχεδίασης.....	16
2. Υλοποίηση και ανάλυση σταδίων σχεδίασης.....	18
2.1 Πρώιμος σχεδιασμός (conceptual design).....	18
2.2 Προκαταρκτικός σχεδιασμός.....	19
3. Υπολογιστική ρευστοδυναμική ανάλυση (CFD).....	24
3.1 Θεωρητικό υπόβαθρο.....	24
3.2 Εξισώσεις που διέπουν την υπολογιστική ρευστοδυναμική.....	25
3.2.1 Εξίσωση διατήρησης μάζας (εξίσωση συνέχειας).....	26
3.2.2 Εξίσωση διατήρησης ενέργειας.....	28
3.2.3 Εξισώσεις Navier-Stokes.....	29
3.3 Μοντελοποίηση τύρβης.....	33
3.3.1 SST k-omega μοντέλο.....	34
3.3.2 SST Spalart-Allmaras.....	35
4. Ανάλυση αποτελεσμάτων 2D αεροτομής με ANSYS FLUENT.....	38
4.1 Θεωρητικό υπόβαθρο λειτουργίας αεροτομής (airfoil).....	38
4.2 Επιλογή αεροτομής για το αεροσκάφος.....	42
4.3 Ανάλυση αεροτομής SD7037 στο λογισμικό ANSYS FLUENT.....	44
4.4 Περιγραφή μεθοδολογίας.....	44
4.4.1 Χαρακτηριστικά Γεωμετρίας.....	45
4.4.2 Χαρακτηριστικά πλέγματος.....	47
4.4.3 Χαρακτηριστικά επιλυτή.....	52
4.5 Παρουσίαση αποτελεσμάτων.....	55
4.5.1 Αριθμητικά αποτελέσματα συντελεστών δυνάμεων.....	55
4.5.2 Ισοΰψης διαγράμματα (contours) ταχύτητας και πίεσης.....	58
5. Ανάλυση αποτελεσμάτων UAV με ANSYS FUENT.....	61
5.1 Χαρακτηριστικά γεωμετρίας.....	62

5.2 Χαρακτηριστικά πλέγματος.....	64
5.3 Χαρακτηριστικά επιλυτή.....	68
5.4 Παρουσίαση αποτελεσμάτων.....	72
5.4.1 Αριθμητικά αποτελέσματα συντελεστών και δυνάμεων.....	72
5.4.2 Παρουσίαση διαγραμμάτων προσομοιώσεων.....	74
5.5 Επίδραση ακροπτερυγίων (wingtips/winglets).....	84
6. Συμπεράσματα και προτάσεις για περαιτέρω μελέτη.....	89
7. Βιβλιογραφία.....	91

1. Εισαγωγή

1.1 Ιστορικά στοιχεία

Μη επανδρωμένα αεροσκάφη (ΜΕΑ ή Unmanned Aerial Vehicle - UAV ή drones) ονομάζονται τα αεροσκάφη, συνήθως μικρού μεγέθους, τα οποία δεν διαθέτουν πλήρωμα ούτε επιβάτες. Πραγματοποιούν ομαλές πτήσεις σταθερού ύψους και προωθούνται είτε από μικρούς αεροστροβίλους κινητήρες είτε από εμβολοφόρους κινητήρες ενώ τα τελευταία χρόνια έχει αναπτυχθεί και η πρόωση με ηλεκτρικό κινητήρα αξιοποιώντας ανανεώσιμες πηγές ενέργειας όπως για παράδειγμα την ηλιακή.

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη δεν είναι κάτι καινούριο καθώς χρησιμοποιούνται εδώ και 172 περίπου χρόνια με την πρώτη καταγεγραμμένη χρήση να είναι στις 22 Αυγούστου 1849 από τους Αυστριακούς για πολεμικό σκοπό^[1]. Στην περίπτωση αυτή τα αεροσκάφη ήταν μη επανδρωμένα αερόστατα διαμέτρου 7 μέτρων τα οποία μετέφεραν εκρηκτική ύλη.

Η σύλληψη της ιδέας των μη επανδρωμένων αεροσκαφών όμως με την σύγχρονη μορφή τους έγινε κατά την διάρκεια του Α΄ Παγκοσμίου Πολέμου από τους Peter Hewitt και Elmer Sperry οι οποίοι κατασκεύασαν το Hewitt-Sperry Automatic Airplane (Εικόνα 1.1), το πρώτο μη επανδρωμένο αεροπλάνο ικανό να μεταφέρει πολεμικό εξοπλισμό^[1].



Εικόνα 1.1: Hewitt-Sperry Automatic Airplane 1918

Πηγή: [1]

Ένα ακόμη γνωστό μη επανδρωμένο του Α΄ Παγκοσμίου Πολέμου ήταν και το Kettering Bug (Εικόνα 1.2) το οποίο κουβαλούσε τουλάχιστον μία βόμβα και ακολουθούσε μια προκαθορισμένη διαδρομή^[1]. Για την διαδρομή αυτή χρησιμοποιούσε έναν αυτόματο πιλότο και δεν υπήρχε δυνατότητα παρεμβολής από την στιγμή που θα βρισκόταν στον αέρα.



Εικόνα 1.2: The Kettering Bug

Πηγή: [1]

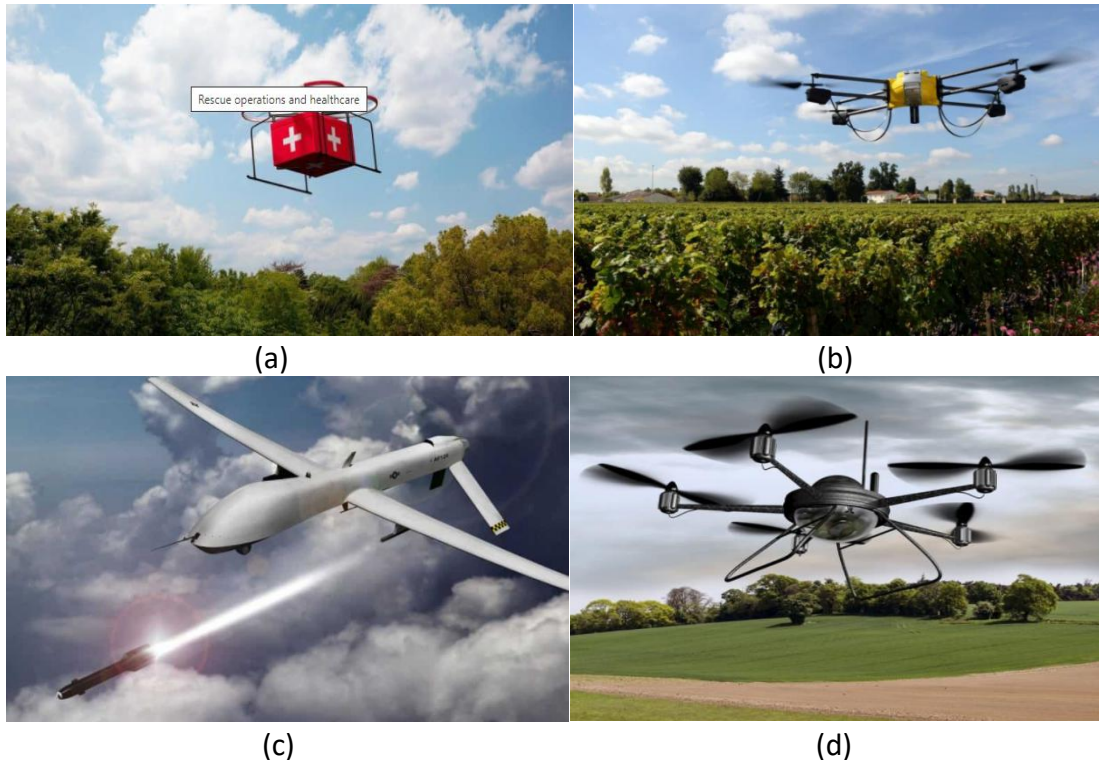
Κατά την διάρκεια του Β΄ Παγκοσμίου Πολέμου κατασκευάστηκε το πρώτο τηλεχειριζόμενο μη επανδρωμένο αεροσκάφος από τον Reginald Denny το οποίο ονομαζόταν Radioplane OQ-2^[1]. Αυτό ήταν και το αεροσκάφος όπου σηματοδότησε μια περίοδο μαζικής παραγωγής μη επανδρωμένων αεροσκαφών στην Ευρώπη αλλά και στην Αμερική. Επίσης αποτέλεσε την βάση για τα σύγχρονα drone.

1.2 Εφαρμογές και κατηγοριοποίηση Μη Επανδρωμένων Αεροσκαφών

Με την πάροδο του χρόνου και τις εξελίξεις στον τομέα της αεροναυτικής, στα συστήματα πλοήγησης, στον προγραμματισμό των συστημάτων ανάλογα τον σκοπό του αεροσκάφους υπάρχει πλέον ένα μεγάλο φάσμα εφαρμογών τους εκτός από το στρατιωτικό πεδίο. Μερικές από τις πιο συνήθεις εφαρμογές τους είναι οι εξής^[2]:

- Στρατιωτική
- Αεροφωτογράφιση και βιντεογραφία
- Χαρτογράφηση και έρευνα
- Μεταφορά φορτίων
- Γεωργία
- Ψεκασμός Καλλιεργειών
- Άμεση δράση
- Διασώσεις
- Μετεωρολογία
- Πολυφασματικές / θερμικές / NIR κάμερες
- Ιατρικούς σκοπούς-μεταφορά φαρμακευτικών προϊόντων

Στην Εικόνα 1.3 παρουσιάζονται διάφοροι τύποι Μη Επανδρωμένων Αεροσκαφών.



Εικόνα 1.3: (a) UAV Ιατρικό-Μεταφοράς Φορτίων, (b) UAV Γεωργικών σκοπών, (c) Στρατιωτικό, (d) Επιτήρησης - Surveillance

Πηγή: [3]

Τα UAV μπορούν να χωριστούν αρχικά σε δύο βασικές κατηγορίες. Σε αυτά που διαθέτουν σταθερές πτέρυγες (fixed-wing UAV), όπως τα αεροπλάνα (Εικόνα 1.4), για την παραγωγή της απαραίτητης δύναμης άνωσης και σε αυτά που χρησιμοποιούν έλικες (multicopter-multirotor), όπως τα ελικόπτερα, τόσο για την απαραίτητη δύναμη άνωσης αλλά και πρόωσης του αεροσκάφους (Εικόνα 1.5).



Εικόνα 1.4: Σταθερής Πτέρυγας UAV
(General AtomicsMQ-9 reaper)



Εικόνα 1.5: UAV πολλαπλών ελίκων
(SLL3 Versatile Multi-rotor UAS)

Τα UAV με σταθερές πτέρυγες χρησιμοποιούν όπως προαναφέρθηκε τις πτέρυγες για παραγωγή άνωσης. Αυτό συνεπάγεται ότι χρησιμοποιούν την ισχύ κινητήρα μόνο για την πρόωση το οποίο τα καθιστά εξαιρετικά πιο αποδοτικά. Για τον λόγο αυτό χρησιμοποιούνται κυρίως για αποστολές μεγάλης εμβέλειας. Το σημαντικότερο μειονέκτημα τους είναι η αδυναμία πραγματοποίησης αιώρησης ή στάσιμης πτήσης (hovering) πάνω από ένα συγκεκριμένο σημείο και το υψηλό κόστος κατασκευής τους. Επίσης τα περισσότερα χρειάζονται κάποιον διάδρομο για την απογείωση και την προσγείωση τους. Το πρόβλημα αυτό τα τελευταία χρόνια έχει αντιμετωπιστεί αφού πολλά έχουν την δυνατότητα κάθετης απογείωσης και προσγείωσης (vertical take-off and landing, VTOL UAVs). Ένα VTOL UAV παρουσιάζεται στην Εικόνα 1.6.



Εικόνα 1.6: Παράδειγμα VTOL UAV (FLY-380)

Τα UAV με περιστρεφόμενους έλικες χαρακτηρίζονται από την δυνατότητα κατακόρυφης προσγείωσης και απογείωσης (VTOL) αλλά και για την ικανότητα στάσιμης πτήσης. Επιπλέον ο χειρισμός τους είναι αρκετά εύκολος. Συνήθως, σε αντίθεση με τα UAV σταθερής πτέρυγας, χρησιμοποιούν μπαταρίες ως πηγή ενέργειας πράγμα που σημαίνει ότι η διάρκεια πτήσης και η εμβέλεια τους είναι πολύ μικρή. Το ίδιο ισχύει και με την ταχύτητα πτήσης τους η οποία δεν συγκρίνεται σε καμία περίπτωση με αυτή των σταθερής πτέρυγας UAV. Τα παραπάνω πλεονεκτήματα τους ωστόσο τα καθιστούν κατάλληλα για χαρτογράφηση, διασώσεις σε δύσβατες περιοχές και μεταφορά φορτίων.

Ως εκ τούτου, μια πρόσφατα αναδυόμενη και πολλά υποσχόμενη τάση σχεδιασμού UAV, ιδιαίτερα για μικροσκοπικά UAV, είναι ο σχεδιασμός ενός εναέριου συστήματος που ενσωματώνει τα πλεονεκτήματα και των δύο, λειτουργεί σε ευρύτερο περίβλημα (δηλαδή κάθετη απογείωση, μετάβαση, πτήση και κάθετη προσγείωση) και συμβάλλει σε πολύ ευρύτερο φάσμα εφαρμογών. Εμπνευσμένο από μια τέτοια απαιτητική ανάγκη, γεννήθηκε το υβριδικό UAV ή UAV σταθερής πτέρυγας κάθετης απογείωσης και προσγείωσης (VTOL)^[24].

Γενικότερα, τα υβριδικά UAV κατηγοριοποιούνται σε δύο τύπους: στα convertiplane και στα tail-sitter (Εικόνα 1.7). Τα convertiplane διατηρούν τον προσανατολισμό τους σε όλα τα στάδια πτήσης και με ορισμένους μηχανισμούς μετάβασης μπορούν να πραγματοποιήσουν κάθετη προσγείωση και απογείωση. Από την άλλη πλευρά το tail-sitter είναι ένα αεροσκάφος που απογειώνεται και προσγειώνεται κάθετα στην ουρά του, και ολόκληρο το πλαίσιο του αεροσκάφους πρέπει να γέρνει για να πραγματοποιήσει σταθερή πτήση.



(a) (b)
Εικόνα 1.7: (a) Lockheed XFV-1 tail-sitter, (b) Bell eagle eye convertiplane
Πηγή: [4]

Η ενσωμάτωση των πλεονεκτημάτων των αεροσκαφών σταθερής πτέρυγας και των ελικοφόρων αποτελεί εδώ και καιρό την μεγαλύτερη πρόκληση στην αεροπορική βιομηχανία και τον τομέα της αεροδυναμικής.

Η παραπάνω κατηγοριοποίηση είναι αρκετά γενική και αναφέρεται στον τύπο του αεροσκάφους. Ειδικότερα τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη είτε multi-rotor, είτε fixed-wing, είτε υβριδικά υπόκεινται σε μια επιμέρους κατηγοριοποίηση η οποία λαμβάνει υπόψιν παραμέτρους λειτουργίας και χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Η ταξινόμηση και τα χαρακτηριστικά στα οποία βασίζεται σύμφωνα με την UVS International φαίνονται στον Πίνακα 1.

Πίνακας 1: Ταξινόμηση και χαρακτηριστικά διαφορετικών τύπων UAV
Πηγή: [5]

UAV CATEGORY	RANGE [km]	FLIGHT ALTITUDE [m]	ENDURANCE [hr]	MAX TAKE-OFF WEIGHT [kg]	EXAMPLE
Micro	<10	250	1	<5	Wasp III
Mini	<10	150-300	<2	<30	Raven
Medium range	70-200	5000	6-10	1250	Sky spirit
Medium altitude long endurance	>500	14000	24-48	1500	Predator
High altitude long endurance	>2000	20000	24-48	12000	Global hawk

1.3 Στόχος της εργασίας

Από τον Πίνακα 1 είναι προφανές ότι ένα από τα σημαντικότερα χαρακτηριστικά λειτουργίας του αεροσκάφους είναι η εμβέλεια του. Παρόλο που κάθε μη επανδρωμένο αεροσκάφος σχεδιάζεται για συγκεκριμένο σκοπό και αποστολή όλα έχουν έναν κοινό στόχο, την μεγιστοποίηση της εμβέλειας. Αυτό συνεπάγεται μεγαλύτερη διάρκεια πτήσης και λιγότερες στάσεις για ανεφοδιασμό. Μια μέθοδος υπολογισμού της εμβέλειας είναι αυτή του Breguet και εκφράζεται από την παρακάτω εξίσωση (εξίσωση 1):

$$E = K * \left(\frac{n_p}{BSFC} \right) * \left(\frac{C_L^{1.5}}{C_D} \right) * \sqrt{\rho} * \frac{1}{\left(\frac{w_i}{S} \right)^2} * \left[\frac{1}{1 - \left(\frac{w_f}{w_i} \right)^{1.5}} - 1 \right] \quad (1)$$

Όπου:

- **E**: Εμβέλεια ή Endurance
- **K**: Αριθμητική σταθερά
- **n_p**: Βαθμός απόδοσης προπέλας
- **BSFC**: Ειδική κατανάλωση καυσίμου
- **C_L**: Συντελεστής άνωσης
- **C_D**: Συντελεστής αντίστασης
- **ρ**: Πυκνότητα αέρα
- **W_i**: Αρχικό βάρος αεροσκάφους
- **W_f**: Βάρος καυσίμων
- **S**: Επιφάνεια κάτοψης πτέρυγας

Αρχικά θα πρέπει να σημειωθεί ότι η μέθοδος υπολογισμού της εμβέλειας με τη χρήση τη εξίσωσης Breguet αφορά μη επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας τα οποία χρησιμοποιούν κινητήρα προπέλας. Το σημαντικότερο όμως είναι η διαπίστωση της άμεσης συνάρτησης της εμβέλειας με την αεροδυναμική απόδοση του αεροσκάφους. Αυτό είναι προφανές αφού για να μεγιστοποιηθεί η εμβέλεια του αεροσκάφους πρέπει να μεγιστοποιηθεί ο αεροδυναμικός όρος της εξίσωσης $\left(\frac{C_L^{1.5}}{C_D} \right)$, να ελαχιστοποιηθεί το φορτίο πτέρυγας $\left(\frac{w_i}{S} \right)$, να αυξηθεί το κλάσμα βάρους καυσίμου $\left(\frac{w_f}{w_i} \right)$. Ο όρος $\left(\frac{n_p}{BSFC} \right)$ σχετίζεται με την προπέλα και την απόδοση της μηχανής τα οποία δεν θα μελετηθούν στην παρούσα εργασία. Παρόλο που η εξίσωση 1 έχει συγκεκριμένη ισχύ μας δίνει μια γενική εικόνα ότι η καλή αεροδυναμική σχεδίαση και το χαμηλό βάρος παίζουν το σημαντικότερο ρόλο στην εμβέλεια αλλά και τελικά στην κατασκευή του UAV.

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η σχεδίαση και η ρευστοδυναμική ανάλυση ενός medium range-fixed wing (μέτριου βεληνεκού-σταθερής πτέρυγας) μη επανδρωμένου αεροσκάφους το οποίο θα εκτελεί αποστολές επιτήρησης (surveillance) και μεταφορά μικρών φορτίων το οποίο θα τηρεί τις απαιτήσεις που προβλέπονται από τον Πίνακα 1 του προηγούμενου παραρτήματος. Σύμφωνα με τις απαιτήσεις ορίζεται το βάρος του ωφέλιμου φορτίου στα 40 κιλά και το βάρος απογείωσης στα 140 κιλά. Για τον σκοπό επιβάλλεται εκπέτασμα 6-8 μέτρα για την παραγωγή της απαιτούμενης άνωσης και μήκος ατράκτου 2-4 μέτρα για τον αποθηκευτικό χώρο, τον κινητήρα και τα ηλεκτρονικά συστήματα του αεροσκάφους.

Όσον αφορά τις επιδόσεις του αεροσκάφους είναι επιθυμητό να καλύπτει μεγάλες αποστάσεις σε σχετικά μικρό χρονικό διάστημα. Για τον σκοπό αυτό ορίζεται ως επιχειρησιακή ταχύτητα πτήσης τα 180 km/h και η μέγιστη απόλυτη ταχύτητα πτήσης να είναι τα 240 km/h. Οι ταχύτητες αυτές είναι μικρότερες από 0.3 Mach το οποίο σημαίνει ότι η ροή είναι ασυμπίεστη, κάτι το οποίο διευκολύνει σημαντικά τον αεροδυναμικό σχεδιασμό του αεροσκάφους. Οι λεπτομέρειες του συστήματος προώθησης για την επίτευξη των συγκεκριμένων ταχυτήτων δεν θα αποτελέσουν στοιχείο μελέτης της παρούσας διπλωματικής εργασίας. Θα ληφθούν υπόψιν μόνο οι αεροδυναμικές τους επιδράσεις στο αεροσκάφος.

Επίκεντρο της διπλωματικής θα είναι η επιλογή και αξιολόγηση κατάλληλων αεροδυναμικών συντελεστών άνωσης (C_L) και αντίστασης (C_D) το οποίο θα επιτευχθεί με τον κατάλληλο σχεδιασμό της ατράκτου και της πτέρυγας καθώς επίσης και με την επιλογή των αεροτομών (airfoil) που θα την απαρτίζουν. Όσο μεγαλύτερος είναι ο λόγος C_L/C_D τόσο μεγαλύτερος είναι και ο λόγος άνωσης/αντίστασης (F_L/F_D), συγκεκριμένα οι λόγοι C_L/C_D & F_L/F_D είναι ίσοι, άρα τόσο πιο αποδοτικό είναι το αεροσκάφος.

Τέλος, αφού το αεροσκάφος είναι σταθερής πτέρυγας θα πρέπει να διαθέτει και σύστημα προσγείωσης-απογείωσης. Επίσης η φάση της προσγείωσης και της απογείωσης θα πρέπει να είναι επιτεύξιμες σε απόσταση 160 μέτρων.

1.4 Στάδια Αεροδυναμικής Σχεδίασης

Κάθε αεροσκάφος το οποίο πρόκειται να κατασκευαστεί πρέπει να ανταποκρίνεται σε ορισμένες απαιτήσεις οι οποίες καθορίζονται εκ των προτέρων. Οι σημαντικότερες από αυτές είναι:

- Εμβέλεια (range)
- Ωφέλιμο φορτίο (Payload)
- Επιχειρησιακή και απόλυτη οροφή
- Μέγιστη ταχύτητα
- Ταχύτητα απώλειας στήριξης (stall speed)
- Απόσταση προσγείωσης
- Απόσταση απογείωσης

Έχοντας προσδιοριστεί οι παραπάνω απαιτήσεις μπορεί να προχωρήσει η σχεδίαση του αεροσκάφους που θα επιτυγχάνει τις παραπάνω παραμέτρους. Από την στιγμή που γίνεται η σύλληψη της ιδέας μέχρι και την στιγμή που το αεροσκάφος εξέρχεται ως τελικό προϊόν από μια γραμμή παραγωγής μεσολαβούν τρεις φάσεις. Οι τρεις αυτές φάσεις είναι οι εξής:

1. Πρώιμος σχεδιασμός (conceptual design)

Στη φάση αυτή τίθενται οι απαιτήσεις καθώς και ορισμένες παράμετροι όπως σχήμα, μέγεθος, βάρος και επιδόσεις. Αποτέλεσμα του πρώιμου σχεδιασμού είναι μια γενική εικόνα για την διαμόρφωση του αεροσκάφους η οποία περιέχει τα κυρίως απαραίτητα στοιχεία όπως θέση πτερύγων, ουράς, κινητήρα κλπ. Γίνεται ουσιαστικά ένα πρόχειρο σκαρίφημα με το βασικό σχήμα και διάταξη, λεπτομέρειες των οποίων μπορούν να τροποποιηθούν σε επόμενη φάση. Αν η συγκεκριμένη διάταξη καλύπτει τις ανάγκες μας η σχεδίαση προχωράει στην επόμενη φάση^[7].

2. Προκαταρκτικός σχεδιασμός (preliminary design)

Στη φάση αυτή πραγματοποιούνται ορισμένες μικρές αλλαγές και οριστικοποιείται η γεωμετρία του αεροσκάφους και γίνονται επιλογές σχετικά με την δομική αντοχή και τα συστήματα ελέγχου. Έπειτα πραγματοποιούνται οι πειραματικές δοκιμές σε αεροσήραγγες και αναλύσεις με χρήση υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (Computational Fluid Dynamics) CFD για την μελέτη των ροϊκών φαινομένων γύρω από το αεροσκάφος. Τέλος γίνεται η μαθηματική περιγραφή της μορφής των διατομών του αεροσκάφους και δίνονται σχεδιαστικές λύσεις για την συναρμολόγηση των διαφόρων τμημάτων. Στο τέλος της προκαταρκτικής φάσης λαμβάνεται η απόφαση παραγωγής ή όχι του αεροσκάφους^[7].

3. Σχεδιασμός λεπτομερειών (detail design)

Στο στάδιο αυτό αποφασίζονται οι κατασκευαστικές λεπτομέρειες του αεροσκάφους και στη συνέχεια αποφασίζεται ο τρόπος υλοποίησης του προτεινόμενου από τον προκαταρκτικό σχεδιασμό αεροσκάφους. Στην φάση αυτή αναπτύσσονται και οι εξομοιωτές πτήσης (flight simulators). Με την ολοκλήρωση της φάσης αυτής το αεροσκάφος είναι έτοιμο να κατασκευαστεί^[7].

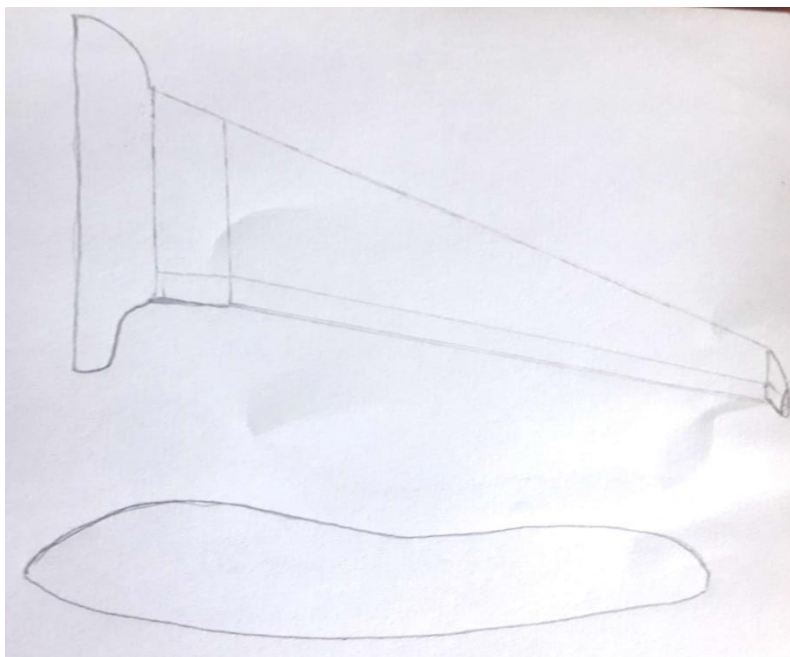
2. Υλοποίηση και ανάλυση σταδίων σχεδίασης

2.1 Πρώιμος σχεδιασμός (conceptual design)

Ο πρώιμος σχεδιασμός ξεκινά θέτοντας ορισμένες βασικές παραμέτρους και απαιτήσεις του αεροσκάφους το οποίο πρόκειται να κατασκευαστεί. Αυτές είναι:

- Μέγιστο βάρος (W): 140 kg
- Μέγιστη ταχύτητα (U_{max}): 240 km/h
- Επιχειρησιακή ταχύτητα (U): 180 km/h
- Απόσταση προσγείωσης: 160 m
- Εκπέτασμα (b): 7-9 m
- Απόσταση απογείωσης: 160 m

Αφού έχουν τεθεί οι βασικές απαιτήσεις σχεδίασης προχωρά η αρχική σύλληψη της γεωμετρίας του αεροσκάφους. Υπάρχουν δύο κατηγορίες αεροσκαφών σταθερής πτέρυγας. Τα αεροσκάφη στα οποία υπάρχει ξεκάθαρος διαχωρισμός της ατράκτου και των φτερών και αυτά τα οποία η άτρακτος είναι ενσωματωμένη με τα φτερά και μοιάζουν σαν ένα σώμα, τα λεγόμενα BWB (Blended Wing Body). Η τελευταία είναι μια γεωμετρία στην οποία άτρακτος και πτέρυγα ενώνονται ομαλά και δεν απαιτείται η ύπαρξη του τμήματος της ουράς σε αντίθεση με τα συμβατικά αεροσκάφη. Επιλέγεται συνεπώς το αεροσκάφος να είναι γεωμετρίας BWB το οποίο περιορίζει τις ασυνέχειες ενώ παράλληλα αυξάνει και το εκπέτασμα με αποτέλεσμα να έχουμε μικρότερη δύναμη αντίστασης και μεγαλύτερη άνωση. Με βάση τα παραπάνω γίνεται ένα πρόχειρο σκαρίφημα με τα βασικά μέρη του αεροσκάφους λεπτομέρειες του οποίου μπορούν να τροποποιηθούν σε επόμενο στάδιο.



Εικόνα 2.1: Σκαρίφημα αεροσκάφους

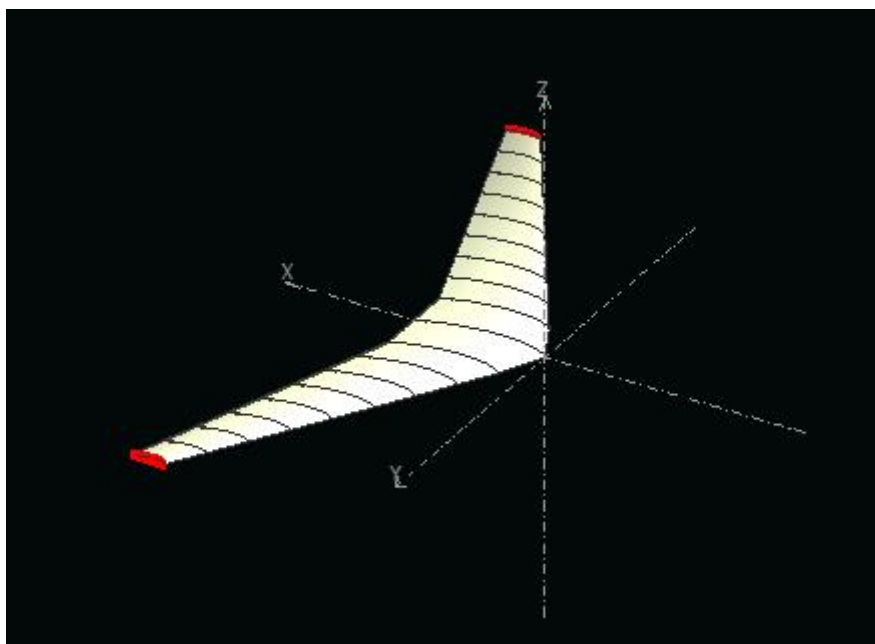
2.2 Προκαταρκτικός σχεδιασμός

Στο στάδιο αυτό η σχεδίαση περνάει από το σκαρίφημα στην τελική μορφή του αεροσκάφους. Στην παρούσα εργασία για την επίτευξη του σκοπού αυτού έγινε χρήση αρχικά του λογισμικού XFLR5 για την ανάπτυξη της γεωμετρίας της κύριας πτέρυγας και έπειτα του Solidworks για την ολοκληρωμένη μορφή του αεροσκάφους.

Για τον σχεδιασμό της γεωμετρίας της κύριας πτέρυγας του αεροσκάφους, πριν σχεδιαστεί στο Solidworks, χρησιμοποιήθηκε αρχικά το λογισμικό XFLR5. Το λογισμικό αυτό παρέχει την δυνατότητα δημιουργίας πτέρυγας με εύκολο τρόπο. Αρχικά εισάγεται η αεροτομή στο λογισμικό με το κατάλληλο τύπο αρχείου (dat file), και παρέχει την δυνατότητα τροποποίησης των χαρακτηριστικών της αεροτομής (χορδή, μετατόπιση κ.α) δημιουργώντας με αυτόν τον τρόπο την τρισδιάστατη πτέρυγα. Επιπλέον παρέχει την δυνατότητα υπολογισμού των βασικών αεροδυναμικών χαρακτηριστικών συναρτήσει της γωνίας προσβολής (A.o.A), όπως:

- Δύναμη άνωσης
- Συντελεστή άνωσης
- Δύναμη αντίστασης
- Συντελεστή αντίστασης

Έπειτα λοιπόν από διάφορες δοκιμές βρέθηκε ότι η ικανοποιητικότερη γεωμετρία της πτέρυγας είναι η ακόλουθη (Εικόνα 2.1), τα χαρακτηριστικά της οποίας φαίνονται στην Εικόνα 2.2.



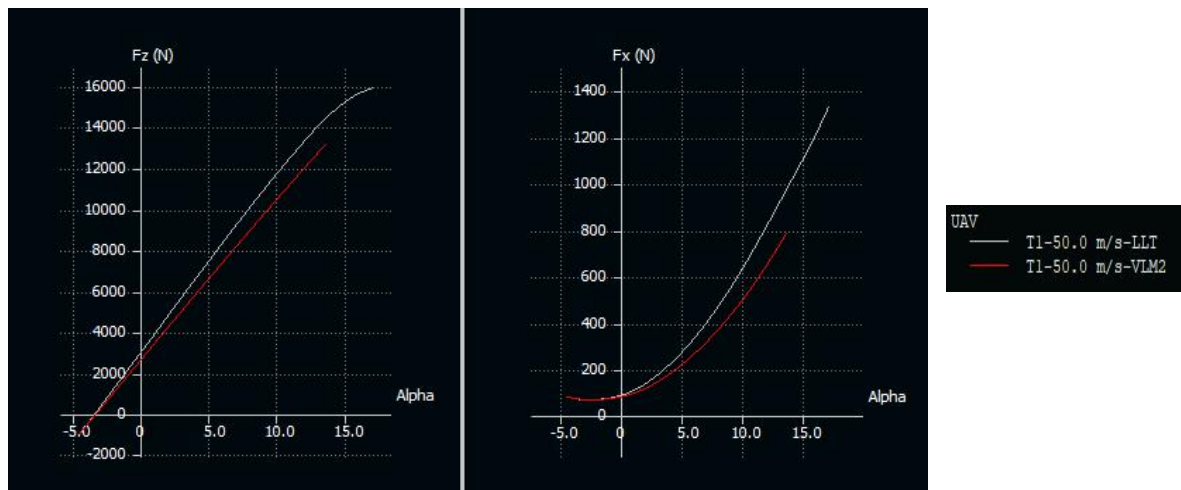
Εικόνα 2.2: Πτέρυγα αεροσκάφους

Υλοποίηση και ανάλυση σταδίων σχεδίασης

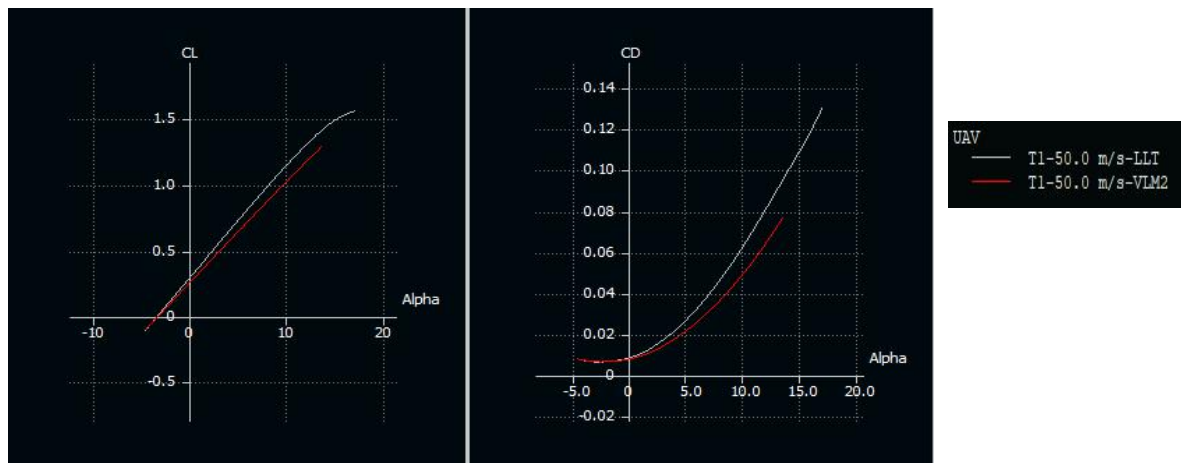
	y (m)	chord (m)	offset (m)	dihedral(°)	twist(°)	foil
1	0.000	1.500	0.000	0.0	0.00	SD7037
2	0.500	1.258	0.241	0.0	0.00	SD7037
3	0.900	1.150	0.484	0.0	0.00	SD7037
4	1.300	1.042	0.728	0.0	0.00	SD7037
5	1.700	0.934	0.972	0.0	0.00	SD7037
6	2.100	0.826	1.215	0.0	0.00	SD7037
7	2.500	0.717	1.458	0.0	0.00	SD7037
8	2.900	0.609	1.702	0.0	0.00	SD7037
9	3.300	0.501	1.946	0.0	0.00	SD7037
10	3.700	0.393	2.189			SD7037

Εικόνα 2.3: Χαρακτηριστικά πτέρυγας

Τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά των δυνάμεων άνωσης και αντίστασης, καθώς επίσης και των συντελεστών τους, που προέκυψαν από την παραπάνω πτέρυγα φαίνονται στα γραφήματα που ακολουθούν.



Εικόνα 2.4: Διάγραμμα δύναμης άνωσης (F_z) και δύναμης αντίστασης (F_x)

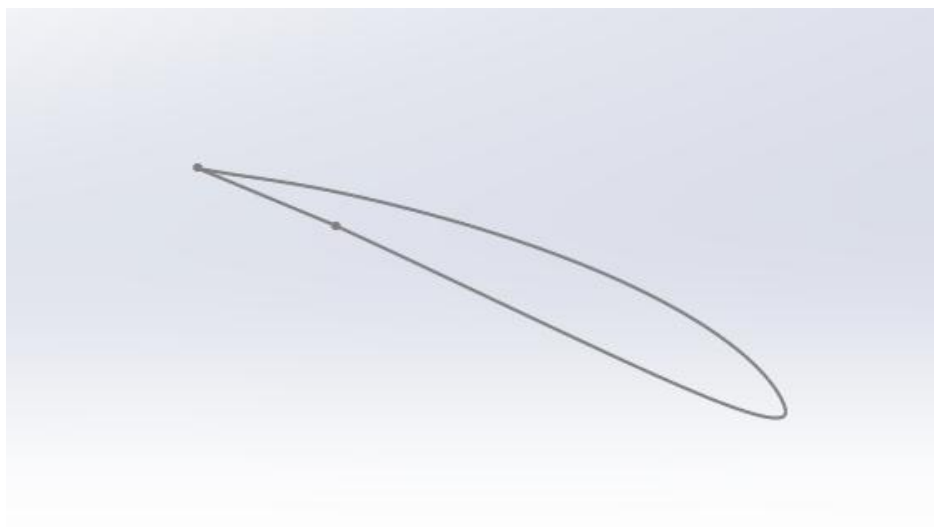


Εικόνα 2.5: Διάγραμμα συντελεστή δύναμης άνωσης (C_L) και δύναμης αντίστασης (C_D)

Όσον αφορά τα παραπάνω αεροδυναμικά χαρακτηριστικά είναι σίγουρο ότι θα αποκλίνουν από αυτά του ANSYS FLUENT καθώς το λογισμικό XFLR5 χρησιμοποιεί αρκετές απλουστεύσεις και υποθέσεις κατά την διαδικασία επίλυσης ενώ δεν περιλαμβάνει την άτρακτο.

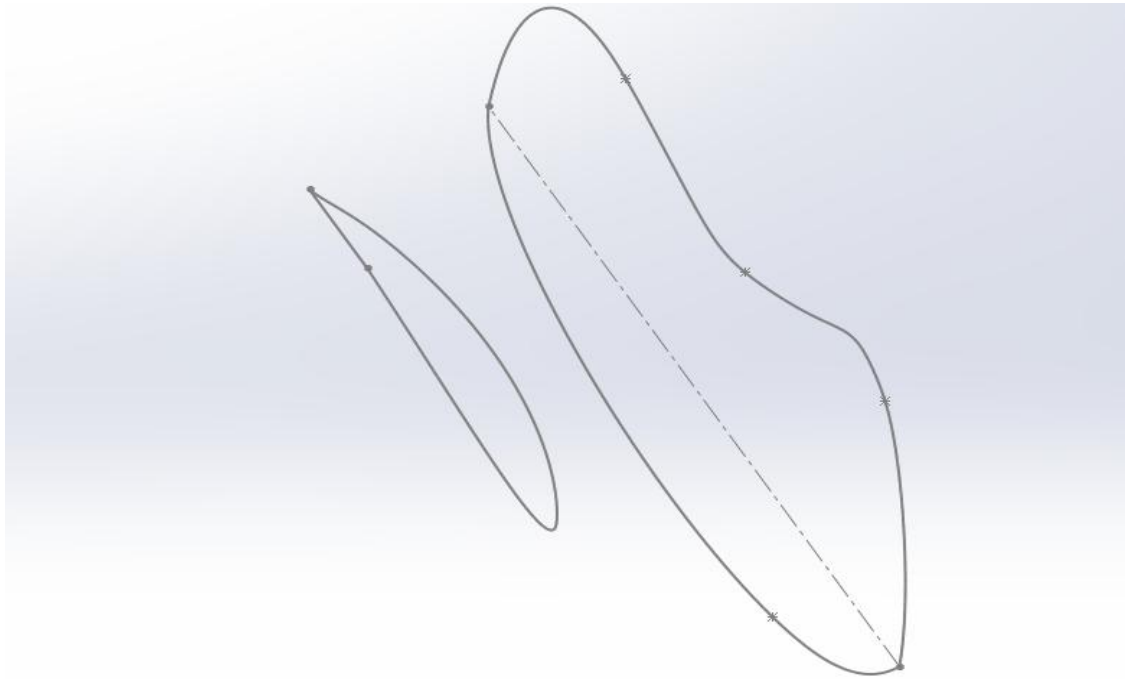
Έχοντας καταλήξει στην τελική γεωμετρία της πτέρυγας σχεδιάζεται ολόκληρο το αεροσκάφος στο λογισμικό Solidworks. Το μοντέλο του αεροσκάφους, αλλά και οποιοδήποτε μοντέλο σχεδιάζεται σε αντίστοιχο λογισμικό, είναι επιθυμητό να σχεδιάζεται παραμετροποιημένα. Έτσι αν για οποιοδήποτε λόγο προκύψει κάποια ανάγκη για αλλαγή σε ορισμένες διαστάσεις το λογισμικό αναπαράγει την γεωμετρία και δεν χρειάζεται να σχεδιαστεί ξανά από την αρχή. Επίσης από την στιγμή που η γεωμετρία του αεροσκάφους είναι συμμετρική σχεδιάζεται το μισό κατά επίπεδο που περνάει από τον διαμήκη άξονα μέρος της, γεγονός το οποίο θα διευκολύνει και την διαδικασία της αεροδυναμικής ανάλυσης με χρήση λογισμικού CFD στη συνέχεια. Η διαδικασία που ακολουθήθηκε για τον σχεδιασμό του αεροσκάφους που μελετάται στην παρούσα διπλωματική εργασία είναι η εξής:

Αρχικά ο σχεδιασμός ξεκίνησε με την εισαγωγή της αεροτομής στην βάση της πτέρυγας, η χορδή της οποίας ορίστηκε στο 1.5 μέτρο. Τα σημεία που απαρτίζουν την αεροτομή στο επίπεδο λήφθηκαν από το Airfoil Tools^[8] και μετατράπηκαν σε αρχείο τύπου 'txt' ώστε να μπορούν να αναγνωριστούν από το λογισμικό.



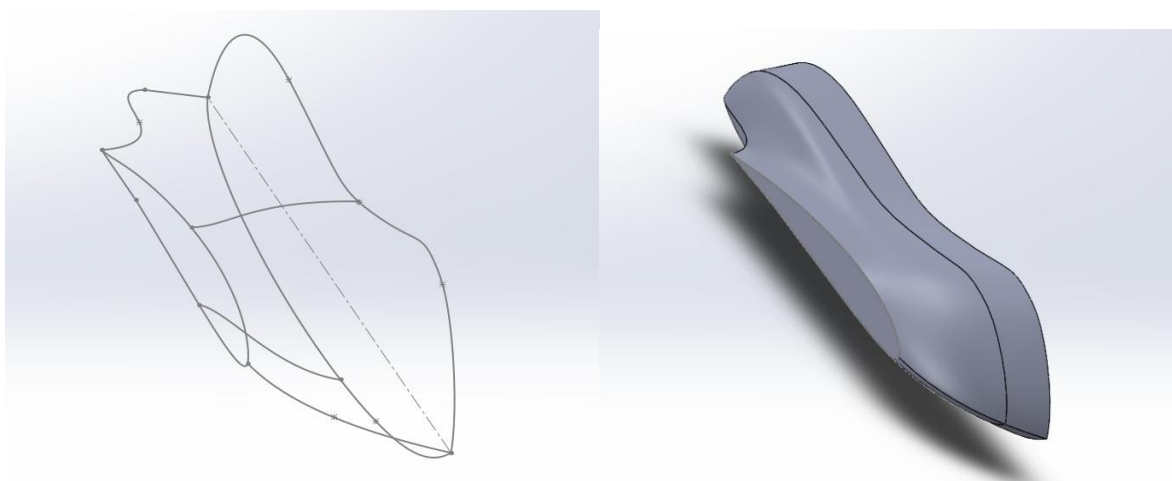
Εικόνα 2.6: Σχεδιασμό γεωμετρίας αεροτομής

Στην συνέχεια σε επίπεδο παράλληλο με αυτό της αεροτομής και σε απόσταση 0.4 μέτρα σχεδιάστηκε η γεωμετρία της ατράκτου του αεροσκάφους.



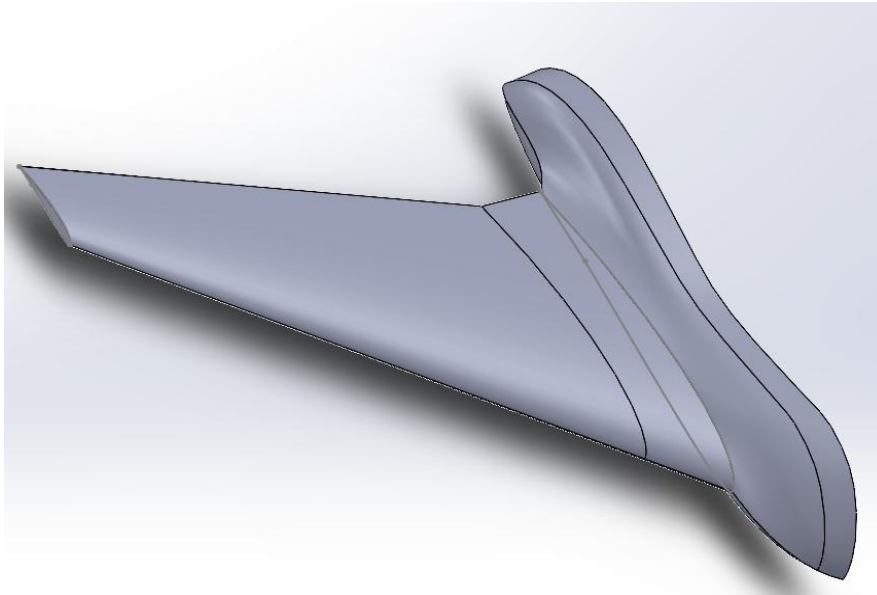
Εικόνα 2.7: Σχεδιασμός γεωμετρίας ατράκτου

Έχοντας σχεδιάσει τις γεωμετρίες που απαρτίζουν την άτρακτο του αεροσκάφους τις συνδέουμε μεταξύ τους με καμπύλες οι οποίες εκτός από την σύνδεση των γεωμετριών θα καθορίσουν το σχήμα και την μορφή της ατράκτου.



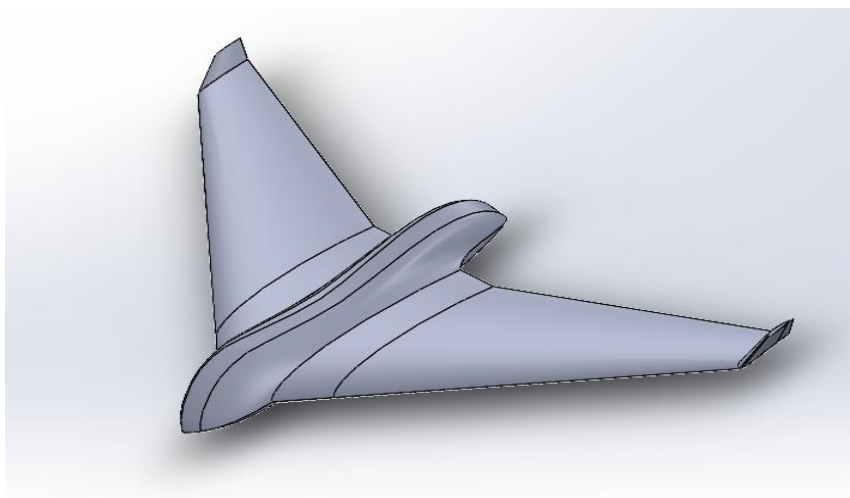
Εικόνα 2.8: Δημιουργία ατράκτου

Με την ολοκλήρωση της ατράκτου προχωράμε στον σχεδιασμό της πτέρυγας του αεροσκάφους. Η αεροτομή στο άκρο της πτέρυγας έγινε σμίκρυνση κατά 70% της αρχικής στην βάση και τοποθετήθηκε σε απόσταση 3.7 μέτρων. Η μορφή της πτέρυγας επιλέχθηκε να είναι τραπεζοειδής με μια μικρή οπισθόκλιση για αεροδυναμικούς σκοπούς.



Εικόνα 2.9: Σχεδιασμός και δημιουργία πτέρυγας

Τέλος προστέθηκε στην πτέρυγα ένα από τα σημαντικότερα τμήματα της για την βελτιστοποίηση της αεροδυναμικής της απόδοσης, το ακροπτερύγιο, ενώ αναπτύχθηκε και η υπόλοιπη συμμετρική γεωμετρία. Το αεροσκάφος έχει λάβει συνεπώς την τελική του μορφή και είναι έτοιμο για υπολογιστικές αναλύσεις CFD ώστε να εξετασθούν τα ροϊκά φαινόμενα γύρω από αυτό.



Εικόνα 2.10: Τελική μορφή αεροσκάφους

3. Υπολογιστική ρευστοδυναμική ανάλυση (CFD)

3.1 Θεωρητικό υπόβαθρο

Υπολογιστική ρευστοδυναμική (Computational Fluid Dynamics CFD) ονομάζεται η διαδικασία μαθηματικής μοντελοποίησης ενός φυσικού φαινομένου σχετικά με την ροή ρευστών και την αριθμητική επίλυση του χρησιμοποιώντας την υπολογιστική ισχύ. Η βάση του πεδίου της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής προήλθε όταν το 1822 όταν οι Claude-Louis Navier και George Gabriel Stokes εξήγαγαν τις εξισώσεις Navier-Stokes οι οποίες περιγράφουν την ροή του ιξώδους ενός ρευστού. Τις προηγούμενες δεκαετίες όπου οι υπολογιστές είτε δεν υπήρχαν είτε η ισχύ ήταν αρκετά μικρή οι εξισώσεις αυτές μπορούσαν να επιλυθούν αναλυτικά υπό συγκεκριμένες προσεγγίσεις και για αρκετά απλές γεωμετρίες.

Τα τελευταία χρόνια όπου ο τομέας των ηλεκτρονικών υπολογιστών έχει φτάσει στο αποκορύφωμα του και συνεχίζει να αναπτύσσεται με έντονους ρυθμούς, η μέθοδος της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής έχει βοηθήσει σημαντικά στην μελέτη διαφόρων φυσικών φαινομένων ενώ παράλληλα προσφέρει σημαντικά πλεονεκτήματα. Το κυριότερο από αυτά είναι η αποφυγή των πειραμάτων σε αεροσύραγγες αλλά και σε άλλες πειραματικές διατάξεις ανάλογα το αντικείμενο μελέτης. Έτσι έχει μειωθεί σημαντικά το κόστος και ο χρόνος σε σχέση με την πειραματική διαδικασία ενώ παράλληλα αποτελεί την πιο ασφαλή μέθοδο προσομοιώσεων. Τέλος είναι εφαρμόσιμη για οποιουδήποτε κλίμακας φαινόμενο και μας παρέχει όλες τις πληροφορίες που χρειαζόμαστε.

Σχετικά με τον τομέα των αεροσκαφών η εκτίμηση της αεροδυναμικής του απόδοσης, των βασικών αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αλλά και η συμπεριφορά του ρευστού γύρω από αυτό αποτελεί πλέον ένα εύκολο πρόβλημα για τα εμπορικά προγράμματα CFD τα οποία μοντελοποιούν και επιλύουν τα συστήματα εξισώσεων που διέπουν τη ροή σε μικρό χρονικό διάστημα. Ένα τέτοιο πρόγραμμα ρευστοδυναμικής ανάλυσης και προσομοίωσης είναι το ANSYS Fluent. Στην παρούσα διπλωματική για την αεροδυναμική ανάλυση του αεροσκάφους και της ροής γύρω από αυτό έγινε χρήση του συγκεκριμένου λογισμικού. Πριν γίνει η παρουσίαση των αποτελεσμάτων και ο σχολιασμός τους είναι σημαντική η αναφορά στον τρόπο λειτουργίας του και στις παραμέτρους που πρέπει να ληφθούν υπόψιν ώστε να διασφαλιστεί η ακρίβεια των αποτελεσμάτων. Με αυτόν τον τρόπο είναι δυνατόν να οριστεί σωστά το πρόβλημα στο λογισμικό που επιλέχθηκε και τα αποτελέσματα τα οποία θα προκύψουν να είναι έμπιστα.

3.2 Εξισώσεις που διέπουν την υπολογιστική ρευστοδυναμική^[13]

Ο άνθρωπος κατανοεί τις εξισώσεις αλλά δεν υπάρχει αναλυτικός τρόπος επίλυσης των Navier-Stokes, έτσι για να λυθούν αυτές οι μερικές χρονοεξαρτώμενες διαφορικές εξισώσεις απαιτείται τα διαφορικά τους να μετατραπούν σε διακριτοποιημένη μορφή. Η διαδικασία αυτή ονομάζεται διακριτοποίηση. Οι συνηθέστερες μέθοδοι διακριτοποίησης είναι αυτοί των πεπερασμένων στοιχείων, των πεπερασμένων διαφορών και των πεπερασμένων όγκων. Από τις τρεις παραπάνω μεθόδους το λογισμικό της ANSYS χρησιμοποιεί αυτή των πεπερασμένων όγκων^[14] (finite volume), μία από τις πιο διαδεδομένες μεθόδους σε πρακτικά βιομηχανικά προβλήματα ρευστοδυναμικής.

Η μέθοδος αυτή διαιρεί την περιοχή μελέτης σε μικρότερες υποπεριοχές οι οποίες ονομάζονται όγκοι ελέγχου. Το σύνολο των όγκων ελέγχου απαρτίζουν το λεγόμενο πλέγμα της γεωμετρίας. Η αρχή λειτουργίας είναι η εξής: Οι διέπουσες εξισώσεις πραγματοποιούνται για κάθε όγκο ελέγχου του πλέγματος ξεχωριστά και στην συνέχεια κάνοντας χρήση του θεωρήματος απόκλισης Gauss, τα ολοκληρώματα όγκου μετατρέπονται σε επιφανειακά ολοκληρώματα για κάθε πλευρά των πεπερασμένων όγκων. Οι παράγωγοι και τα ολοκληρώματα που προκύπτουν στις τελικές εξισώσεις επιλύονται επαναληπτικά με αριθμητική παραγωγή ή ολοκλήρωση αντίστοιχα.

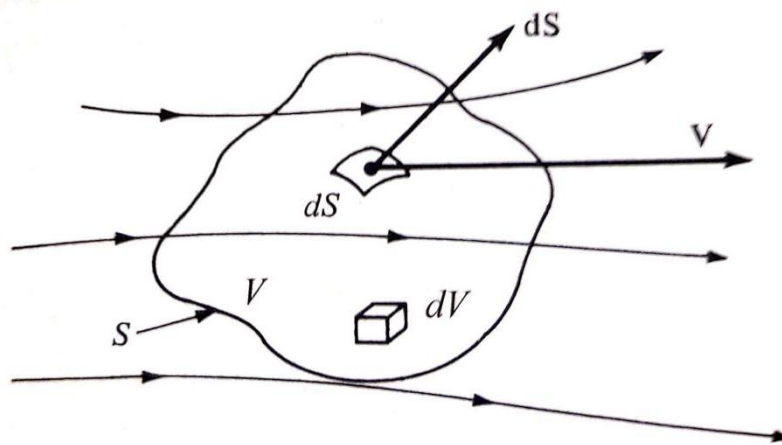
Για την καλύτερη δυνατή κατανόηση των εξισώσεων αυτών θα γίνει στην συνέχεια η ανάλυση της κάθε μιας. Αναφορικά οι εξισώσεις που διέπουν έναν στοιχειώδη όγκο ελέγχου σε ένα πεδίο ροής είναι:

- **Εξίσωση διατήρησης μάζας (εξίσωση συνέχειας)**
- **Εξισώσεις Navier-Stokes**
- **Εξίσωση διατήρησης ενέργειας**

Η ανάλυση και η κατανόηση τους αποτελεί κομβικό σημείο για κάθε μηχανικό της αεροδυναμικής. Η βασικότερη ικανότητα ενός μηχανικού είναι η φυσική διαίσθηση, προερχόμενη κυρίως από την εμπειρία, θεμέλια της οποίας όμως αποτελούν βασικές έννοιες και αρχές της φυσικής.

3.2.1 Εξίσωση διατήρησης μάζας (εξίσωση συνέχειας)

Η εξίσωση διατήρησης μάζας βασίζεται στην φυσική αρχή η οποία ορίζει ότι η μάζα δεν δημιουργείται ούτε καταστρέφεται, αλλά αλλάζει μορφή και διατηρείται. Προκειμένου να γίνει απόλυτα κατανοητή η συγκεκριμένη εξίσωση θεωρούμε ένα πεδίο ροής, οι ιδιότητες του οποίου μεταβάλλονται συνεχώς συναρτήσει του χώρου και χρόνου. Η πυκνότητα συνεπώς εκφράζεται από μια σχέση της μορφής $\rho = \rho(x, y, z, t)$. Στο συγκεκριμένο πεδίο ροής θεωρούμε έναν όγκο ελέγχου (βλ. Εικόνα 3.1).



Εικόνα 3.1: Ακίνητος πεπερασμένος όγκος ελέγχου στο πεδίο ροής
Πηγή: [9]

Σε κάποιο τυχαίο σημείο της επιφάνειας ελέγχου, η ταχύτητα της ροής είναι \vec{V} και το στοιχειώδες διανυσματικό εμβαδόν είναι $d\vec{S}$. Θεωρείται ακόμη ένας στοιχειώδης όγκος dV εντός του όγκου ελέγχου. Για τον παραπάνω όγκο ελέγχου η φυσική αρχή που προαναφέρθηκε εκφράζεται ως εξής: Η ροή μάζας που εξέρχεται από τον όγκο ελέγχου από την επιφάνεια S είναι ίση με τον ρυθμό μείωσης (συναρτήσει του χρόνου) της μάζας που εμπεριέχεται στον όγκο ελέγχου V . Ισχύει δηλαδή η παρακάτω σχέση:

$$A = B \quad (3.1)$$

Όπου A και B είναι απλοί συμβολισμοί των παραπάνω των παραπάνω διατυπωμένων ποσοτήτων οι οποίες εξισώνονται. Αρχικά καταστρώνεται μια σχέση για τον όρο A (την εξερχόμενη ροή μάζας από τον όγκο ελέγχου μέσω της επιφάνειας S) συναρτήσει των ποσοτήτων της Εικόνας 3.1. Η στοιχειώδης ροή μάζας μέσω της επιφάνειας dS είναι:

$$\rho \cdot V_n \cdot dS = \rho \cdot (\vec{V} \cdot d\vec{S}) \quad (3.2)$$

Συνεπώς η ροή που εξέρχεται από την επιφάνεια ελέγχου S είναι το άθροισμα όλων των στοιχειωδών ροών ή το επιφανειακό ολοκλήρωμα τους, δηλαδή:

$$A = \iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot d\vec{S}) \quad (3.3)$$

Στη συνέχεια γίνεται κατάστρωση της έκφρασης της ποσότητας B. Η μάζα που εμπεριέχεται στον όγκο dV ισούται με $\rho \cdot dV$, οπότε η ολική μάζα του όγκου ελέγχου προκύπτει από το ολοκλήρωμα $\iiint_V \rho \cdot dV$. Ο ρυθμός μείωσης λοιπόν της συνολικής μάζας C είναι:

$$B = -\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \cdot dV \quad (3.4)$$

Έτσι εξισώνοντας τις ποσότητες A και B προκύπτει η παρακάτω εξίσωση:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \cdot dV + \iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot d\vec{S}) = 0 \quad (3.5)$$

Η παραπάνω εξίσωση αποτελεί μια από τις θεμελιώδεις εξισώσεις της μηχανικής ρευστών και είναι το μαθηματικό αποτέλεσμα της αρχής διατήρησης μάζας σε έναν ακίνητο πεπερασμένο όγκο ελέγχου και ονομάζεται εξίσωση συνέχειας. Η συγκεκριμένη εξίσωση έχει την δυνατότητα να συσχετίζει αεροδυναμικά φαινόμενα σε πεπερασμένες επιφάνειες. Είναι όμως εφικτό με την αναγωγή της σε μια διαφορετική διατύπωση, με την εφαρμογή του θεωρήματος απόκλισης στο επιφανειακό ολοκλήρωμα της εξίσωσης, να συσχετίζει τις ιδιότητες της ροής σε κάποιο συγκεκριμένο σημείο της. Η αναγωγή αυτή είναι επιτρεπτή από την στιγμή που ο όγκος ελέγχου δεν κινείται, συνεπώς τα όρια ολοκλήρωσης είναι σταθερά. Η τελική μορφή της έκφρασης αυτής μετά και την εφαρμογή του θεωρήματος απόκλισης είναι:

$$\iiint_V \left[\frac{\partial}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot \vec{V}) \right] dV = 0 \quad (3.6)$$

Για να είναι το παραπάνω ολοκλήρωμα μηδενικό θα πρέπει η ποσότητα μέσα στο ολοκλήρωμα να είναι μηδενική. Αυτό συνεπάγεται ότι:

$$\frac{\partial}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot \vec{V}) = 0 \quad (3.7)$$

Η παραπάνω εξίσωση είναι μια μερική διαφορική εξίσωση που μελετά ένα συγκεκριμένο σημείο της ροής. Τέλος στην περίπτωση όπου το ρευστό της ροής είναι ασυμπίεστο, δηλαδή η πυκνότητα του παραμένει σταθερή σε σχέση με τον χρόνο ο όρος $\partial/\partial t = 0$. Οπότε για ασυμπίεστα ρευστά ισχύει η παρακάτω σχέση:

$$\nabla \cdot (\rho \cdot \vec{V}) = 0 \quad (3.8)$$

3.2.2 Εξίσωση διατήρησης ενέργειας

Η εξίσωση της ολικής ενέργειας για έναν πεπερασμένο όγκο ελέγχου ενός ρευστού δίνεται από την παρακάτω γενική σχέση:

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho \cdot E)}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho \cdot U \cdot E)}_{II} = \underbrace{-\nabla \cdot q}_{III} + S_e + \underbrace{\nabla \cdot (\sigma \cdot U)}_{IV} + \underbrace{\rho \cdot U \cdot F}_V \quad (3.9)$$

Όπου:

- **q**: το διάνυσμα της αγωγής θερμότητας (από τον νόμο του Fourier για τον ρυθμό ροή θερμότητας $q = -\kappa \nabla T$)
- **ρ**: η πυκνότητα
- **U**: το διάνυσμα της ταχύτητας
- **σ**: ολικός συντελεστής τάσης
- **F**: η δύναμη του σώματος ανά μονάδα μάζας, δηλαδή η δύναμη του όγκου
- **E**: η ολική ενέργεια του ρευστού (άθροισμα κινητικής και εσωτερικής ενέργειας $E=e+K$)
- **S_e**: όρος πηγή

Ενώ οι όροι της εξίσωσης ενέργεια συμβολίζουν,

- **I**: ρυθμός αύξησης της ενέργειας ανά μονάδα όγκου
- **II**: μεταφορά θερμότητας σε ένα σημείο της ροής λόγω της κίνησης του ρευστού
- **III**: καθαρή ροή θερμότητας
- **IV**: έργο εξαιτίας των επιφανειακών δυνάμεων
- **V**: έργο εξαιτίας των δυνάμεων του σώματος

Το λογισμικό της ANSYS που χρησιμοποιήθηκε στην παρούσα μελέτη επιλύει την συγκεκριμένη εξίσωση ελαφρώς όμως τροποποιημένη. Ο ολικός συντελεστής τάσης (σ) μπορεί να αναλυθεί σε διατμητική (shear) και απλή πίεση (normal). Επίσης ισχύει ότι:

$$\sigma = \tau - pI \quad (3.10)$$

Αντικαθιστώντας την παραπάνω σχέση στην αρχική προκύπτει η τελική σχέση που χρησιμοποιεί το λογισμικό ANSYS. Η σχέση αυτή είναι η παρακάτω:

$$\frac{\partial(\rho \cdot E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot U \cdot E) + \underbrace{\nabla \cdot (p \cdot U)}_{normal} = -\nabla \cdot q + S_e + \underbrace{\nabla \cdot (\tau \cdot U)}_{shear} + \rho \cdot U \cdot F \quad (3.11)$$

Η παραπάνω μορφή χρησιμοποιείται από τον επιλυτή που βασίζεται στην πυκνότητα του ρευστού. Ο επιλυτής που βασίζεται στην πίεση χρησιμοποιεί την εξίσωση της εσωτερικής ενέργειας η οποία είναι:

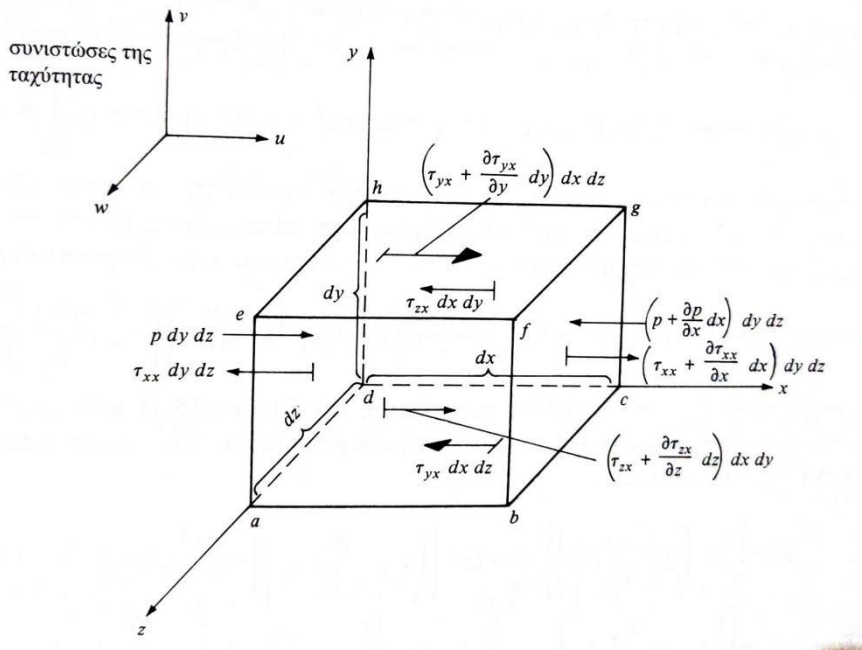
$$\frac{\partial(\rho \cdot e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot U \cdot e) = -\nabla \cdot q + S_e \quad (3.12)$$

Αν συγκριθούν μεταξύ τους παρατηρούμε ότι μοιάζουν σε μεγάλο βαθμό. Αναμενόμενο βέβαια αφού η εξίσωση ολικής ενέργειας είναι το άθροισμα της κινητικής και της εσωτερικής ενέργειας.

3.2.3 Εξισώσεις Navier-Stokes

Οι εξισώσεις Navier-Stokes είναι ίσως οι πιο σημαντικές στον τομέα της θεωρητικής μηχανικής των ρευστών. Ουσιαστικά αποτελούν μια διαφορετική έκφραση της αρχής διατήρησης της ορμής και περιέχουν μαθηματικές εκφράσεις για κατάλληλες μεταβλητές του πεδίου ροής. Στις προηγούμενες δύο περιπτώσεις η μελέτη έγινε θεωρώντας έναν όγκο ελέγχου βάσει του οποίου προέκυψαν ορισμένες ολοκληρωματικές σχέσεις για τις εξισώσεις ενέργειας και συνέχειας (η ίδια διαδικασία μπορεί να ακολουθηθεί και την αρχή διατήρησης της ορμής). Από τις ολοκληρωματικές αυτές σχέσεις προήλθαν ορισμένες μερικές διαφορικές εξισώσεις.

Στην συγκεκριμένη περίπτωση δεν θα ακολουθηθεί η θεώρηση ενός όγκου ελέγχου αλλά ενός στοιχείου του ρευστού σαν αυτό που φαίνεται στην Εικόνα 3.2.



Εικόνα 3.2: Κινούμενο στοιχείο ρευστού με τις δυνάμεις μόνο στην διεύθυνση x
Πηγή: [9]

Αρχικά εφαρμόζεται τον 2^ο Νόμο του Νεύτωνα στην διεύθυνση x.

$$F_x = m \cdot a_x \quad (3.13)$$

Όπου F_x το σύνολο όλων των δυνάμεων (επιφανειακών και μαζικών) που ασκούνται στον στοιχείο. Αν αγνοηθούν οι δυνάμεις λόγω μάζας, τότε η συνολική δύναμη που δέχεται το στοιχείο ρευστού οφείλεται στην πίεση και στις δυνάμεις διάτμησης που ενεργούν στην επιφάνεια του.

Σύμφωνα λοιπόν με το σχήμα το σχήμα της Εικόνας 3.2 η συνολική δύναμη που ασκείται στην διεύθυνση x είναι:

$$F_x = \left[p - \left(p + \frac{\partial p}{\partial x} dx \right) \right] dydz + \left[\left(\tau_{xx} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} dx \right) - \tau_{xx} \right] dydz + \left[\left(\tau_{yx} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} dy \right) - \tau_{yx} \right] dx dz + \left[\left(\tau_{zx} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} dz \right) - \tau_{zx} \right] dx dy$$

ή

$$F_x = \left(-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \right) dx \cdot dy \cdot dz \quad (3.14)$$

Η παραπάνω εξίσωση αφορά το αριστερό μέλος του δεύτερου νόμου του Νεύτωνα. Έχοντας τελειώσει με το αριστερό η προσοχή στρέφεται στην ανάλυση του δεξιού μέρους. Αρχικά ισχύει ότι η μάζα του του στοιχείου του ρευστού είναι συγκεκριμένη και ίση με:

$$m = \rho \cdot dx \cdot dy \cdot dz \quad (3.15)$$

Επίσης ισχύει ότι η επιτάχυνση του στοιχείου ορίζεται ως η μεταβολή ο ρυθμός μεταβολής της ταχύτητας του προς τον χρόνο. Στην περίπτωση της συνιστώσας της ταχύτητας στον άξονα x, αυτή είναι ο ρυθμός μεταβολής της u προς την μεταβολή του χρόνου. Δηλαδή:

$$a_x = \frac{du}{dt} \quad (3.16)$$

Αντικαθιστώντας τις εκφράσεις των δύο μελών που διατυπώθηκαν στον 2ο νόμο του Νεύτωνα προκύπτει η παρακάτω σχέση, η οποία αποτελεί την εξίσωση ορμής για πραγματικές ροές στην διεύθυνση x:

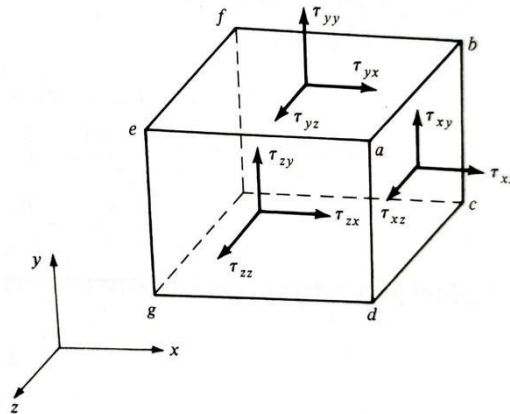
$$\rho \cdot \frac{du}{dt} = \left(-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \right) \quad (3.17)$$

Ακολουθώντας την ίδια διαδικασία προκύπτουν και οι εκφράσεις της εξίσωσης ορμή για τις συνιστώσες της ταχύτητας στις διευθύνσεις y , z . Προκύπτουν λοιπόν και οι επόμενες δύο εκφράσεις:

$$\rho \cdot \frac{dv}{dt} = \left(-\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} \right) \quad (3.18)$$

$$\rho \cdot \frac{dw}{dt} = \left(-\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right) \quad (3.19)$$

Οι παραπάνω βαθμωτές εξισώσεις ονομάζονται Navier-Stokes από τους Claude-Louis Navier και George Gabriel Stokes οι οποία τις διατύπωσαν τον 19^ο αιώνα. Μπορεί ακόμη, κάνοντας αντικατάσταση των διατμητικών τάσεων $\tau_{xy}=\tau_{yx}$, $\tau_{yz}=\tau_{zy}$, $\tau_{zx}=\tau_{xz}$, τ_{xx} , τ_{yy} , τ_{zz} , να επέλθει η τελική και πιο αναλυτική μορφή των τριών εξισώσεων. Για τον ορισμό των παραπάνω διατμητικών τάσεων θεωρείται το στοιχείο του ρευστού της Εικόνας 3.3.



Εικόνα 3.3: Διατμητικές και ορθές τάσεις λόγω ιξώδους
Πηγή: [9]

Ισχύει ότι η τάση των ρευστών είναι ανάλογη του ρυθμού, ως προς τον χρόνο, της παραμόρφωσης. Η σταθερά αναλογίας είναι το δυναμικό ιξώδες 'μ' και ο ρυθμός μεταβολής της παραμόρφωσης στο επίπεδο xy δίνεται από τη σχέση:

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \quad (3.20)$$

Η παραμόρφωση στο επίπεδο xy οφείλεται στην δράση των τ_{xy} , τ_{yx} οι οποίες λόγω της θεώρησης ότι οι ροπές πάνω στο στοιχείο είναι μηδέν είναι ίσες μεταξύ τους. Για τον λόγο αυτό ισχύει ότι $\tau_{xy}=\tau_{yx}=\mu \cdot \varepsilon_{xy}$. Με τον τρόπο αυτό προκύπτουν οι τάσεις για κάθε επίπεδο. Προκύπτει λοιπόν ότι:

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \cdot \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (3.21)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \cdot \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (3.22)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \quad (3.23)$$

Οι ορθές τάσεις τ_{xx} , τ_{yy} , τ_{zz} είναι αυτές που προκαλούν συμπίεση ή εκτόνωση στο στοιχείο της Εικόνας 3.3 και μεταβάλλουν τον όγκο τους. Οι τάσεις αυτές εκφράζονται από τις παρακάτω σχέσεις:

$$\tau_{xx} = \lambda(\nabla \vec{V}) + 2 \cdot \mu \cdot \frac{\partial u}{\partial x} \quad (3.24)$$

$$\tau_{xx} = \lambda(\nabla \vec{V}) + 2 \cdot \mu \cdot \frac{\partial v}{\partial y} \quad (3.25)$$

$$\tau_{xx} = \lambda(\nabla \vec{V}) + 2 \cdot \mu \cdot \frac{\partial w}{\partial z} \quad (3.26)$$

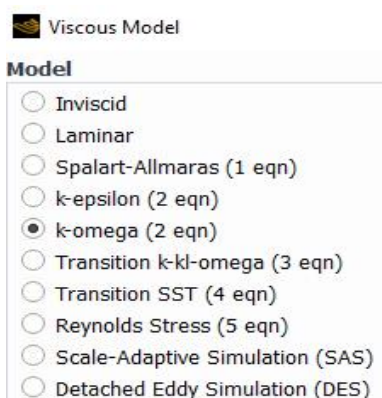
Ο όρος λ στις παραπάνω εξισώσεις είναι το μέτρο ιξώδους ελαστικότητας το οποίο σύμφωνα με την υπόθεση του G. Stokes ισούται με: $\lambda = -\mu \cdot (2/3)$. Συνεπώς με αντικατάσταση των διατμητικών τάσεων στις εξισώσεις Navier-Stokes μπορεί να εξαχθεί η πιο αναλυτική τους μορφή. Οι εξισώσεις αυτές μπορούν να περιγράψουν πλήρως μια μόνιμη, συμπιεστή και πραγματική ροή τριών διαστάσεων. Για την μελέτη μιας πραγματικής ασυμπίεστης ροής χρησιμοποιούνται οι εξισώσεις Navier-Stokes και η εξίσωση συνέχειας ενώ για την μελέτη μιας συμπιεστής ροής είναι απαραίτητη, εκτός από τις εξισώσεις συνέχειας και Navier-Stokes, και η εξίσωση ενέργειας. Σε περίπτωση που η ροή είναι στρωτή οι εξισώσεις Navier-Stokes χρησιμοποιούνται ως έχουν. Για τυρβώδη ροή οι μεταβλητές τους θεωρούνται ως χρονικώς μέσες τιμές κατά την περίοδο μιας διαταραχής και το δυναμικό ιξώδες αντικαθίσταται με τον όρο $\mu + \epsilon$, όπου ϵ το δυναμικό ιξώδες της τύρβης.

3.3 Μοντελοποίηση τύρβης^[15]

Υπάρχουν δύο είδη ροών που μπορούν να χαρακτηρίσουν ένα ρευστό. Αυτά είναι η στρωτή και η τυρβώδης ροή. Η στρωτή ροή είναι η αρκετά προβλέψιμη και μπορεί εύκολα να εκτιμηθεί επιλύοντας τις εξισώσεις Navier-Stokes. Αντίθετα η τυρβώδης ροή είναι αυτή που ακόμα και σήμερα αποτελεί ένα από τα άλυτα προβλήματα της φυσικής και την μεγαλύτερη πρόκληση των μηχανικών στην πρόβλεψη της σε πολύπλοκες εφαρμογές. Τυρβώδης ονομάζεται η ροή τη οποίας το διάνυσμα της ταχύτητας της είναι ακανόνιστο και μεταβάλλεται συνεχώς συναρτήσει του χώρου και του χρόνου. Είναι αποτέλεσμα των μεγάλων κλίσεων της ταχύτητας κατά τις οποίες οι δυνάμεις αδράνειας του ρευστού είναι μετρήσιμες σε σχέση με τις δυνάμεις ιξώδους.

Ένας τρόπος διαχωρισμού των ροών μεταξύ τους είναι ο αριθμός Reynolds. Ο κυριότερος όμως τρόπος είναι η στροβιλότητα του πεδίου ροής. Υψηλή στροβιλότητα συνεπάγεται και τυρβώδης ροή. Τέλος η τυρβώδης ροή χαρακτηρίζονται από μεγάλη διάχυση η οποία οφείλεται στις τυχαίες και ακανόνιστες κινήσεις του ρευστού προκαλώντας την διάχυση της μάζας, του ρευστού και του ιξώδους. Αυτό συμβαίνει γιατί το ρευστό έχει την τάση να μεταφέρεται από περιοχές μεγάλης πίεσης σε περιοχές μικρής πίεσης. Η ανάμιξη αυτή του ρευστού προκαλεί διάχυση, περιοχή μεγάλου στροβιλισμού και συνεπώς έντονης τύρβης.

Η αδυναμία πρόβλεψης της συμπεριφοράς τυρβώδους ροής έκρινε αναγκαία την δημιουργία μοντέλων τύρβης για την καλύτερη δυνατή πρόβλεψη της τυρβώδους ροής. Τα μοντέλα αυτά δεν προϋποθέτουν μεγάλη υπολογιστική ισχύ καθώς δημιουργήθηκαν για τον υπολογισμό των αποτελεσμάτων της τύρβης με σχετικά μικρές απαιτήσεις στην ποιότητα των πλεγμάτων. Το λογισμικό της ANSYS παρέχει την δυνατότητα χρήσης των παρακάτω μοντέλων τύρβης:



Εικόνα 3.4: Μοντέλα τύρβης ANSYS FLUENT

Από τα παραπάνω μοντέλα τύρβης στην παρούσα διπλωματική έγινε χρήση του (SST) k-omega για την ροή γύρω από το αεροσκάφος και του Spalart-Allmaras για την ροή γύρω από την 2D αεροτομή που επιλέχθηκε για το αεροσκάφος.

3.3.1 SST k-omega μοντέλο

Το μοντέλο SST k- ω ^[16] είναι ένα μοντέλο τύρβης δύο εξισώσεων το οποίο έχει αναπτυχθεί και χρησιμοποιείται κατά κόρων τα τελευταία χρόνια. Σε αντίθεση με τα προηγούμενα μοντέλα k- ω το SST συμπεριλαμβάνει την μεταφορά των διατμητικών τάσεων της τύρβης και προβλέπει με μεγάλη ακρίβεια την αποκόλληση της ροής. Έτσι λοιπόν επιλύει δύο εξισώσεις. Μία για την κινητική ενέργεια της τύρβης και μία την συχνότητα της. Οι εξισώσεις αυτές είναι οι παρακάτω:

- Τυρβώδη κινητική ενέργεια

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta' k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_k \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.27)$$

- Συγκεκριμένο ποσοστό απόρριψης (specific dissipation rate)

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = a S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3.28)$$

Στις παραπάνω εξισώσεις παρατηρούμε ορισμένες συναρτήσεις, την F_1 και την F_2 . Η F_2 είναι ήδη ενσωματωμένη στην εξίσωση για αυτό και δεν είναι εμφανής εκ πρώτης ματιάς. Οι συναρτήσεις αυτές ονομάζονται συναρτήσεις μεταφοράς και παίζουν σημαντικό ρόλο στην επιτυχή λειτουργία του μοντέλου. Οι συναρτήσεις αυτές βασίζονται στην απόσταση από την κοντινότερη επιφάνεια αλλά και στις μεταβλητές τις ροής. Αναλυτικά οι συναρτήσεις αυτές ορίζονται ως:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left[\min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega}, \frac{4\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right) \right]^4 \right] \right\} \quad (3.29)$$

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (3.30)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (3.31)$$

$$\nu_T = \frac{\alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, SF_2)} \quad (3.32)$$

Οπού οι συντελεστές του παραπάνω μοντέλου είναι γραμμικοί συνδυασμοί των μοντέλων από τα οποία προήλθαν:

$$\begin{aligned} \phi &= \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1) \\ \alpha_1 &= 5/9 & \beta_1 &= 3/40 & \sigma_{k1} &= 0.85 & \sigma_{\omega 1} &= 0,5 \\ \alpha_2 &= 0.44 & \beta_2 &= 0.828 & \sigma_{k2} &= 1 & \sigma_{\omega 2} &= 0.856 \end{aligned}$$

Από τα παραπάνω είναι εμφανές ότι το μοντέλο λαμβάνει υπόψιν την επίδραση της απόστασης από το κοντινότερο τοίχωμα. Για αυτό τον λόγο μπορεί να χρησιμοποιηθεί μέχρι το τοίχωμα για χαμηλούς αριθμούς Reynolds. Επίσης η SST μοντελοποίηση αλλάζει στο μοντέλο k-ε όταν απομακρυνόμαστε από το τοίχωμα στην ελεύθερη ροή για να αποφευχθεί το βασικό πρόβλημα του μοντέλου k-ω το οποίο εμφανίζει κάποια ευαισθησία στις ιδιότητες αναταραχής της ελεύθερης ροής. Γι' αυτόν ακριβώς τον λόγο έχει καλή συμπεριφορά σε αντίξοες κλίσεις πίεσης και στην αποκόλληση της ροής από τα τοιχώματα. Τέλος ένα επιπλέον μειονέκτημα του είναι ίσως η υπερεκτίμηση των τυρβωδών αναταράξεων σε περιοχές μεγάλων καταπονήσεων ή μεγάλων επιταχύνσεων.

3.3.2 SST Spalart-Allmaras

Το μοντέλο SST Spalart-Allmaras^[19] σε αντίθεση με το μοντέλο SST k-ω, είναι ένα μοντέλο τύρβης μιας εξίσωσης. Τα μοντέλα μιας εξίσωσης δίνουν την εντύπωση ότι αποτελούν συμβιβασμό μεταξύ των αλγεβρικών και των δύο εξισώσεων μοντέλων τύρβης. Το μοντέλο Spalart – Allmaras λύνει άμεσα την εξίσωση μεταφοράς για το ιξώδες της δίνης. Το μοντέλο Spalart-Allmaras έχει αναπτυχθεί και σχεδιαστεί για υποηχητικές ροές γύρω από αεροτομές, επιπλέον για υποηχητικές και διατονικές ροές γύρω από διαμορφώσεις αεροσκαφών. Η εξίσωση μεταφοράς για την μεταβλητή $\tilde{\nu}$ είναι η παρακάτω:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \left\{ \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b2} |\nabla \tilde{\nu}|^2 \right\} - \left[C_{\omega k} f_{\omega} - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2 \quad (3.33)$$

Το ιξώδες στροβιλισμού ορίζεται ως:

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{u1} \quad (3.34)$$

Η εξίσωση απόσβεσης f_{u1} ορίζεται ως:

$$f_{u1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{\nu 1}^3} \quad \text{όπου} \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (3.35)$$

Το μέγεθος στροβιλισμού S έχει προσαρμοστεί έτσι ώστε το \tilde{S} να διατηρεί την συμπεριφορά του στο επίπεδο καταγραφής:

$$\tilde{S} = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (3.36)$$

Όπου:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \text{ και } f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}$$

Προκειμένου να επιτευχθεί μια ταχύτερη αποσυνθετική συμπεριφορά καταστροφής στην εξωτερική περιοχή του οριακού στρώματος, χρησιμοποιείται η συνάρτηση f_ω :

$$f_\omega = g \left[\frac{1 + C_{\omega3}^6}{g^6 + C_{\omega3}^6} \right]^{1/6} \quad (3.37)$$

Όπου:

$$g = r + C_{\omega2} (r^6 - r) \text{ και } r = \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2}$$

Επίσης ορίζουμε τις μεταβλητές f_{t1} , f_{t2} :

$$f_{t1} = C_{t1} g_t \exp\left(-C_{t2} \frac{\omega_t}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2]\right) \quad (3.38)$$

$$f_{t2} = C_{t3} \exp(-C_{t4} \chi^2) \quad (3.39)$$

Τέλος οι σταθεροί των παραπάνω εξισώσεων είναι οι εξής:

d: Απόσταση από την πλησιέστερη επιφάνεια

- $\sigma=2/3$
- $C_{b1}=0.1355$
- $C_{b2}=0.622$
- $\kappa=0.41$
- $C_{\omega1}=C_{b1}/\kappa^2+(1+C_{b2})/\sigma$
- $C_{\omega2}=0.3$
- $C_{\omega3}=2$

- $C_{u1}=7.1$
- $C_{t1}=1$
- $C_{t2}=2$
- $C_{t3}=1.1$
- $C_{t4}=2$

Οι παραπάνω σχέσεις αναφέρονται στο αρχικό μοντέλο (original model) πάνω στο οποίο έχουν γίνει κατά διαστήματα αρκετές τροποποιήσεις ανάλογα την περίπτωση για την καλύτερη δυνατή λειτουργία του. Γενικότερα στο συγκεκριμένο μοντέλο πρέπει να δοθεί μεγαλύτερη έμφαση στον ορισμό των εξισώσεων απόσβεσης και την διακριτικότητα των κλίσεων του ιξώδους κοντά στο οριακό στρώμα.

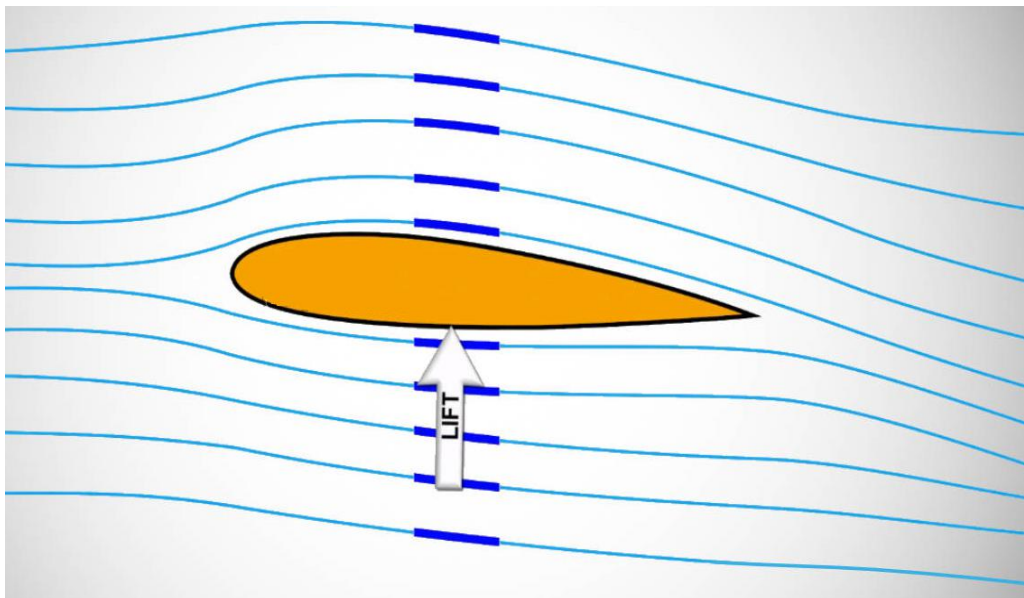
Γενικότερα το μοντέλο Spalart-Allmaras ανταποκρίνεται ικανοποιητικά σε περιοχές αναταράξεων και δεν υπερπαράγει την τύρβη. Συγκριτικά με το μοντέλο SST K-epsilon δίνει τα ίδια αποτελέσματα αλλά ο ρυθμός διάχυσης είναι πολύ μεγαλύτερος με το μοντέλο Spalart-Allmaras. Αποτελεί λοιπόν μια γρήγορη και ικανοποιητικό μοντέλο τύρβης για την ανάλυση της 2D αεροτομής που επιλέχθηκε για το αεροσκάφος.

4. Ανάλυση αποτελεσμάτων 2D αεροτομής με ANSYS FLUENT

4.1 Θεωρητικό υπόβαθρο λειτουργίας αεροτομής (airfoil)

Πριν γίνει οποιαδήποτε παρουσίαση και ανάλυση αποτελεσμάτων για την 2D αεροτομή του αεροσκάφους, αλλά και ο λόγος για τον οποίο επιλέχθηκε, είναι μέγιστης να κατανοηθεί ο τρόπος με τον οποίο μια οποιαδήποτε αεροτομή παράγει άνωση. Η τεχνολογία των αεροτομών εκτός από τα αεροσκάφη χρησιμοποιείται και σε αεριοστρόβιλους, ανεμογεννήτριες, υδραυλικά μηχανήματα κ.α. Η φυσική συνεπώς πίσω από μια απλή γεωμετρία που έφερε επανάσταση στον κόσμο της μηχανικής αξίζει να αναλυθεί.

Έστω η τυχαία αεροτομή που απεικονίζεται στην Εικόνα 4.1 την οποία διαρρέει ένα πεδίο ροής:

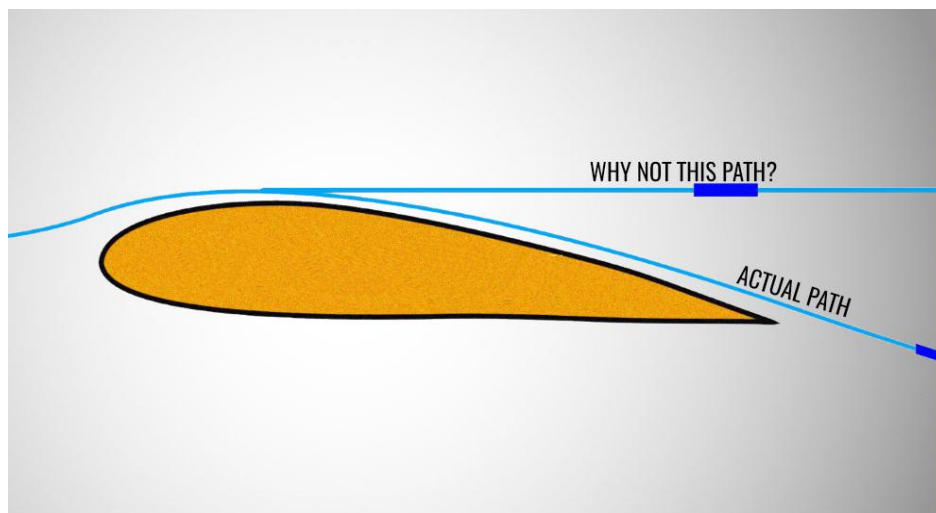


Εικόνα 4.1: Τυχαία αεροτομή σε πεδίο ροής
Πηγή: [20]

Υπάρχουν αρκετές εξηγήσεις στο πως λειτουργεί μια αεροτομή. Η πιο απλή είναι αυτή της θεώρησης ίσων χρόνων. Από το σχήμα της αεροτομής είναι εμφανές ότι η επάνω επιφάνεια είναι πιο καμπυλωτή από την κάτω. Αυτό σημαίνει ότι τα μόρια αέρα στο επάνω μέρος πρέπει να διανύσουν μεγαλύτερη απόσταση. Σύμφωνα με την θεώρηση των ίσων χρόνων, δηλαδή τα μόρια που διαχωρίστηκαν στην προσβολή της αεροτομής συναντώνται ταυτόχρονα στο χείλος εκφυγής, τα μόρια κινούνται με μεγαλύτερη ταχύτητα στο επάνω μέρος της αεροτομής. Αυτό σημαίνει ότι σύμφωνα με την αρχή του Bernoulli, υπάρχει μεγαλύτερη πίεση στην κάτω επιφάνεια και λιγότερη πίεση στην επάνω. Η διαφορά αυτή πιέσεων παράγει άνωση.

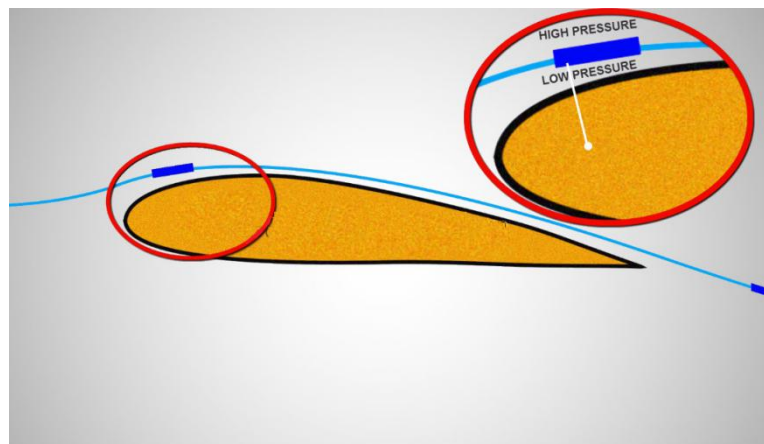
Η παραπάνω ονομάζεται θεώρηση ίσων χρόνων (equal time argument). Αποτελεί την πιο απλή αλλά ταυτόχρονα και την λανθασμένη εξήγηση. Αρχικά δεν υπάρχει κανένας νόμος της φυσική ο οποίος υποστηρίζει ότι δύο μόρια που ξεκινούν από το ίδιο σημείο φτάνουν στο χείλος εκφυγής ταυτόχρονα. Υπάρχει πιθανότητα να μην συναντηθούν ποτέ. Επιπλέον αυτό θα σήμαινε ότι οποιαδήποτε γεωμετρία με μεγαλύτερη επάνω επιφάνεια θα παρήγαγε άνωση. Επίσης δεν μπορούμε να εφαρμόσουμε το θεώρημα του Bernoulli μεταξύ δύο διαφορετικών ροών αλλά αυστηρά και μόνο σε μία.

Η σωστή φυσική εξήγηση είναι η εξής. Το μόριο του αέρα προσεγγίζει την αεροτομή και ακολουθεί την διαδρομή που φαίνεται στην Εικόνα 4.2.



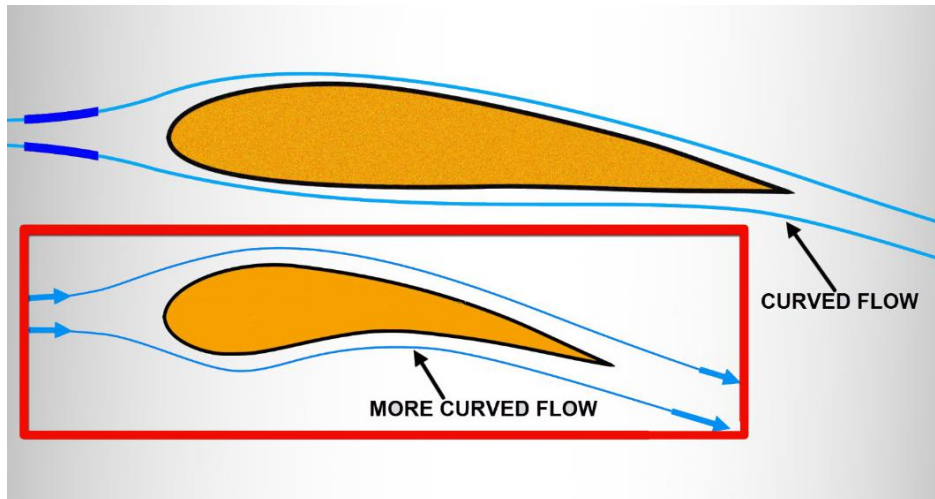
Εικόνα 4.2: Διαδρομή που ακολουθεί το μόριο αέρα
Πηγή: [20]

Όπως φαίνεται και στην εικόνα η ροή παραμένει προσκολλημένη στην επιφάνεια της αεροτομής και ακολουθεί της κατεύθυνση της. Για να συμβεί αυτό θα πρέπει η πίεση πάνω από το μόριο αέρα να είναι μεγαλύτερη από την κάτω όπως φαίνεται στην Εικόνα 4.3



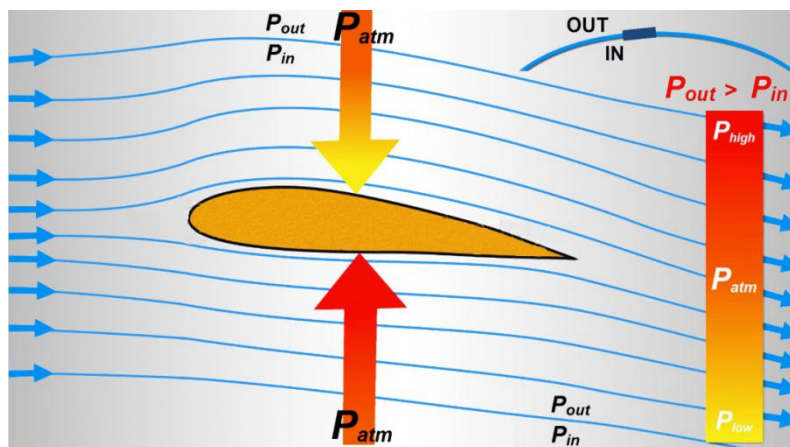
Εικόνα 4.3: Μεγαλύτερη πίεση στην κορυφή του σωματιδίου παρά στο κάτω μέρος
Πηγή: [20]

Από την παραπάνω εικόνα φαίνεται ότι η υψηλότερη πίεση στο πάνω μέρος του μορίου αέρα τα <<σπρώχνει>> προς τα κάτω με αποτέλεσμα η ροή να είναι πάντα προσκολλημένη στην αεροτομή (Coanda effect). Το ίδιο συμβαίνει και με την ροή στη κάτω επιφάνεια της αεροτομής. Όσο πιο καμπυλωτή η αεροτομή τόσο περισσότερο εκτρέπει την ροή προς τα κάτω (βλ. Εικόνα 4.4)



Εικόνα 4.4: Εκτροπή ροής ανάλογα την καμπυλότητα
Πηγή: [20]

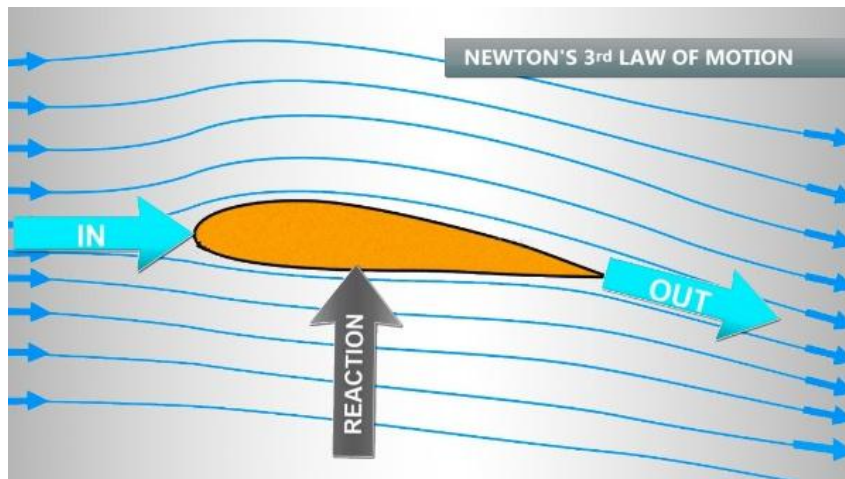
Εν συντομία η εισαγωγή της αεροτομής στην ροή την κάνει καμπυλωτή και αποκλίνουσα προς την πορεία του χείλους εκφυγής. Αυτή η καμπύλωση της ροής προκαλεί την άνωση. Μακριά από την αεροτομή, η πίεση είναι ατμοσφαιρική. Γνωρίζουμε ότι σε μια καμπύλη ροή η εξωτερική πίεση πρέπει να είναι μεγαλύτερη. Έτσι, στην κορυφή, η πίεση θα μειωθεί καθώς κινούμαστε προς την αεροτομή. Από την άλλη πλευρά, στο κάτω μέρος και για τον ίδιο λόγο, η πίεση θα πρέπει να αυξηθεί καθώς κινούμαστε προς την αεροτομή (Εικόνα 4.5). Αυτή η διαφορά πίεσης είναι αυτή που προκαλεί την άνωση.



Εικόνα 4.5: Κατανομή πίεσης γύρω από την αεροτομή
Πηγή: [20]

Συμπερασματικά η εκτροπή της ροής λόγω του Coanda effect προκαλεί την άνωση.

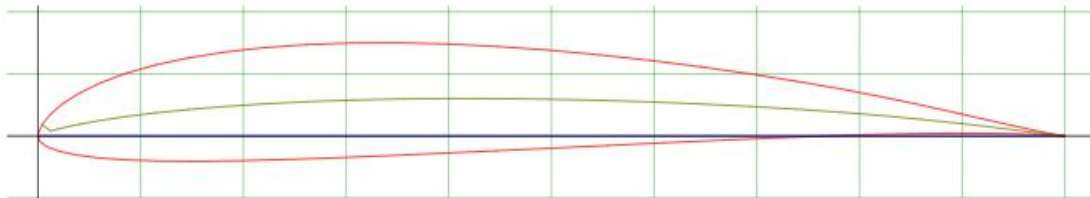
Τέλος η παραγωγή άνωσης με την χρήση της αεροτομής μπορεί να αιτιολογηθεί και από τον 3^ο Νόμο του Νεύτωνα (δράση-αντίδραση). Όπως περιγράφηκε παραπάνω η γεωμετρία της αεροτομής εκτρέπει την ροή προς τα κάτω, όταν αυτή εξέρχεται από το χείλος εκφυγής. Σύμφωνα με τον 3^ο νόμο του Νεύτωνα η εκτρεπόμενη ροή θα ασκεί με την σειρά της μια δύναμη στην αεροτομή ίση και αντίθετης κατεύθυνσης. Η δύναμη αυτή είναι η δύναμη άνωσης.



Εικόνα 4.6: Εφαρμογή 3ου Νόμου του Νεύτωνα στην αεροτομή
Πηγή: [20]

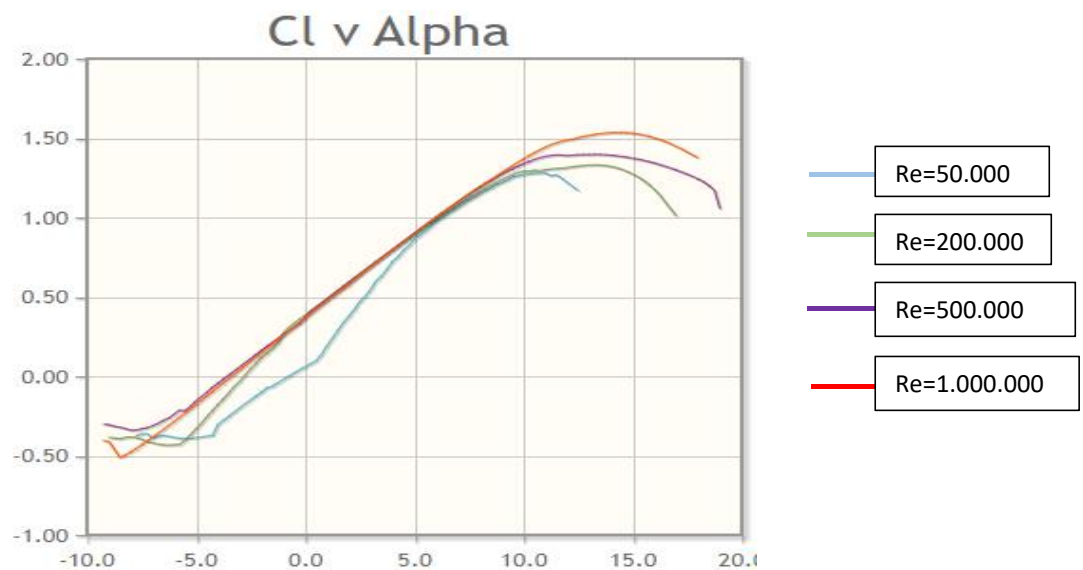
4.2 Επιλογή αεροτομής για το αεροσκάφος

Η επιλογή αεροτομής για το αεροσκάφος δεν έγινε τυχαία. Βασίστηκε σε μια έρευνα^[21] η οποία διεξάχθηκε από τους καθηγητές Michael S. Selig και Ashok Goralarathnam του τμήματος Αεροδιαστημική Μηχανική (Aerospace engineering) του πανεπιστημίου Ιλινόις. Πιο συγκεκριμένα σε έναν διαγωνισμό που διεξήχθη σχετικά με αεροπλάνα (glider-R/C planes) οι συμμετέχοντες ρωτήθηκαν ποια αεροτομή χρησιμοποιούν για το αεροσκάφος τους. Από τους 110 συμμετέχοντες οι 101 απάντησαν στην παραπάνω ερώτηση. Η αεροτομή που χρησιμοποιούνταν από την πλειοψηφία των διαγωνιζόμενων, συγκεκριμένα 40 από τους 101 που απάντησαν, ήταν η SD7037 (Εικόνα 4.7).

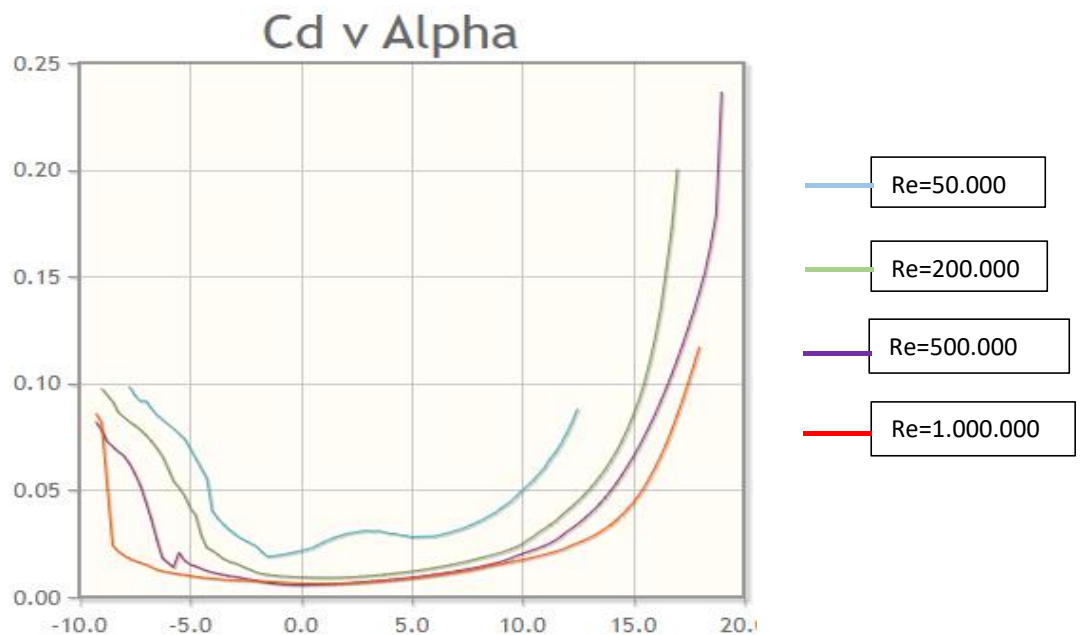


Εικόνα 4.7: Αεροτομή SD7037
Πηγή: [8]

Αρχικά οι αεροτομές διακρίνονται σε δύο κατηγορίες: συμμετρικές και ασύμμετρες. Στις συμμετρικές αεροτομές οι πάνω και κάτω επιφάνειες έχουν την ίδια ακριβώς γεωμετρία. Βασικό χαρακτηριστικό των συμμετρικών αεροτομών είναι ότι δεν παράγουν άνωση παρά μόνο όταν τεθούν υπό κάποια γωνία προσβολής. Δηλαδή σε γωνία μηδέν μοιρών η δύναμη και συντελεστής άνωσης είναι μηδέν. Η αεροτομή SD7037 είναι μια ασύμμετρη αεροτομή η οποία παράγει άνωση χωρίς κάποια γωνία προσβολής. Για καλύτερη κατανόηση και ανάλυση των χαρακτηριστικών παρατίθενται τα παρακάτω διαγράμματα λειτουργίας της.



Εικόνα 4.8: Διάγραμμα C_l -alpha αεροτομής S7037
Πηγή: [8]



Εικόνα 4.9: Διάγραμμα C_d -alpha αεροτομής S7037

Πηγή: [8]

Ξεκινώντας από το διάγραμμα C_i -alpha παρατηρούμε ότι πράγματι η αεροτομή SD7037 παράγει άνωση για γωνίες προσβολής μεγαλύτερες αλλά και ίση του μηδενός. Επίσης παρατηρούμε ότι είναι μια πολύ αποδοτική αεροτομή για κλίσεις μικρών γωνιών. Όπως αναφέρθηκε σε προηγούμενο κεφάλαιο το αεροσκάφος δεν προορίζεται για απότομους ελιγμούς και μεγάλες γωνίες κλίσεως κατά την διάρκεια πτήσης του αλλά για ομαλές και σταθερές πτήσεις μικρών κλίσεων. Για των λόγο αυτό η αεροτομή SD7037 είναι ιδανική καθώς ο μέγιστος συντελεστής άνωσης C_i συναντάται μόλις στις 13 μοίρες κλίσεως και έχει αρκετά μεγάλη τιμή, $C_i=1.5$. Επίσης χαρακτηρίζεται ως μια αεροτομή χαμηλού αριθμού Reynolds που σημαίνει ότι είναι αποδοτική για μικρές ταχύτητες πτήσεως. Αυτό φαίνεται και από το διάγραμμα καθώς η τιμή του συντελεστή άνωσης $C_i=1.5$ διακρίνεται για αριθμό Reynolds ίσο με $Re=10^6$. Αν υποθέσουμε ότι η χορδή της αεροτομής είναι 1 μέτρο τότε η ταχύτητα της αεροτομής είναι 50kph. Καταλαβαίνουμε συνεπώς ότι όντως είναι μια αεροτομή χαμηλού αριθμού Reynolds και είναι κατάλληλη για το αεροσκάφος μας.

Όσον αφορά το συντελεστή αντίστασης C_d βλέπουμε ότι οι τιμές του είναι αρκετά μικρές γεγονός που συνεπάγεται ότι η δύναμη αντίστασης που δέχεται η αεροτομή είναι αρκετά μικρή. Επίσης παρατηρούμε ότι σε ένα μεγάλο εύρος γωνιών, από -5 μοίρες έως και 13 μοίρες δεν παρατηρείται σημαντική αύξηση αλλά παραμένει σχετικά σταθερός. Αυτό δεν συμβαίνει όμως για κλίσεις μεγαλύτερες των 15 μοιρών όπου αυξάνεται απότομα. Το τελευταίο βέβαια είναι αναμενόμενο καθώς όσο μεγαλύτερη κλίση τόσο μεγαλύτερη είναι και η επιφάνεια που εκτίθεται στην ροή και κατά συνέπεια αυξάνεται ο συντελεστής αντίστασης.

4.3 Ανάλυση αεροτομής SD7037 στο λογισμικό ANSYS FLUENT

Η αεροδυναμική μελέτη μόνιμης ροής της υποηχητικής αεροτομής SD7037 έγινε με τη χρήση του προγράμματος υπολογιστικής ρευστοδυναμικής ANSYS FLUENT. Για την μελέτη αυτή η αεροτομή SD7037 έχει μήκος χορδής $C=1\text{m}$, ο αριθμός Reynolds ανέρχεται στην τιμή 1.000.000 και η ταχύτητα ροής είναι ίση με 14.202m/s. Παρόλο που το αεροσκάφος κινείται με μεγαλύτερη ταχύτητα, άρα και ο αριθμός Reynolds θα είναι αρκετά μεγαλύτερος, η μελέτη γίνεται στις συγκεκριμένες τιμές ώστε να μπορούμε να τις συγκρίνουμε με τις τιμές των διαγραμμάτων που μας παρέχονται ήδη από την βιβλιογραφία της αεροτομής για αριθμό Reynolds=10⁶. Με τον τρόπο αυτό η μελέτη θα έχει ένα σημείο αναφοράς ώστε τα αποτελέσματα να μπορούν θεωρηθούν ως αξιόπιστα η όχι. Η μελέτη της ροής διεκπεραιώθηκε με την χρήση δύο διαφορετικών μοντέλων ροής, των SST Spalart-Allmaras και SST k- ω , ενώ οι γωνίες προσβολής στις οποίες μελετήθηκαν είναι οι -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 11°, 12°, 13°, 14°, 15°, 20°. Παρακάτω θα παρουσιαστούν η μεθοδολογία, τα αποτελέσματα και τα συμπεράσματα που προκύπτουν από την μελέτη αυτή, καθώς επίσης θα γίνει και σύγκριση των αριθμητικών αποτελεσμάτων με αυτών του καθηγητή Selig.

4.4 Περιγραφή μεθοδολογίας

Για την εύρεση της τελικής μεθόδου ανάλυσης της αεροτομής η εργασία βασίστηκε στην βιβλιογραφία αλλά και στο μάθημα της Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής ώστε τα επιμέρους στάδια της μοντελοποίησης (γεωμετρία, πλέγμα, επιλυτής) τα εκτελεστούν με τις κατάλληλες παραμέτρους για την αποφυγή σφαλμάτων. Αρχικά με τον όρο μοντέλο ονομάζεται ολόκληρη η διαδικασία που ακολουθείται για την προσομοίωση της ροής και αποτελείται από τις εξής επιμέρους διαδικασίες.

- 1. Γεωμετρία:** Στην παρούσα διπλωματική η γεωμετρία αποτελείται από την αεροτομή και τον χώρο γύρω από αυτήν ο οποίος προσομοιώνει την γεωμετρία του πεδίου ροής (domain). Το domain πρέπει να είναι μεγάλο έτσι ώστε οι αρχικές συνθήκες που ορίζουμε σε αυτό να μην επηρεάζουν τις συνθήκες που επικρατούν πάνω και γύρω στην αεροτομή.
- 2. Πλέγμα:** Η δημιουργία πλέγματος είναι ουσιαστικά η μετάφραση της γεωμετρίας στην γλώσσα την οποία κατανοεί ο επιλυτής και οι εξισώσεις από τις οποίες απαρτίζεται. Η όσο το δυνατόν καλύτερη αποτύπωση της γεωμετρίας θα μειώσει το υπολογιστικό σφάλμα στα αποτελέσματα και συνεπώς θα αυξήσει την αξιοπιστία της προσομοίωσης.
- 3. Επιλυτής:** Ο επιλυτής (solver) είναι ουσιαστικά το σύνολο των εξισώσεων που περιγράφουν τα φυσικά φαινόμενα που λαμβάνουν χώρα στην προσομοίωση. Το σύνολο των αυτών των εξισώσεων χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό των διαφόρων παραμέτρων που προκύπτουν από την προσομοίωση και συνεπώς για την ορθή πρόβλεψη της συμπεριφοράς του υπό εξέταση αντικειμένου. Ο επιλυτής φυσικά διαφέρει ανάλογα με την εφαρμογή (π.χ. αεροδυναμική, θερμοδυναμική, στατικής, κόπωσης), ανάλογα με τις προτεραιότητες που τίθενται στην προσομοίωση (π.χ. στις αεροδυναμικές εφαρμογές, υπάρχουν επιλυτές που

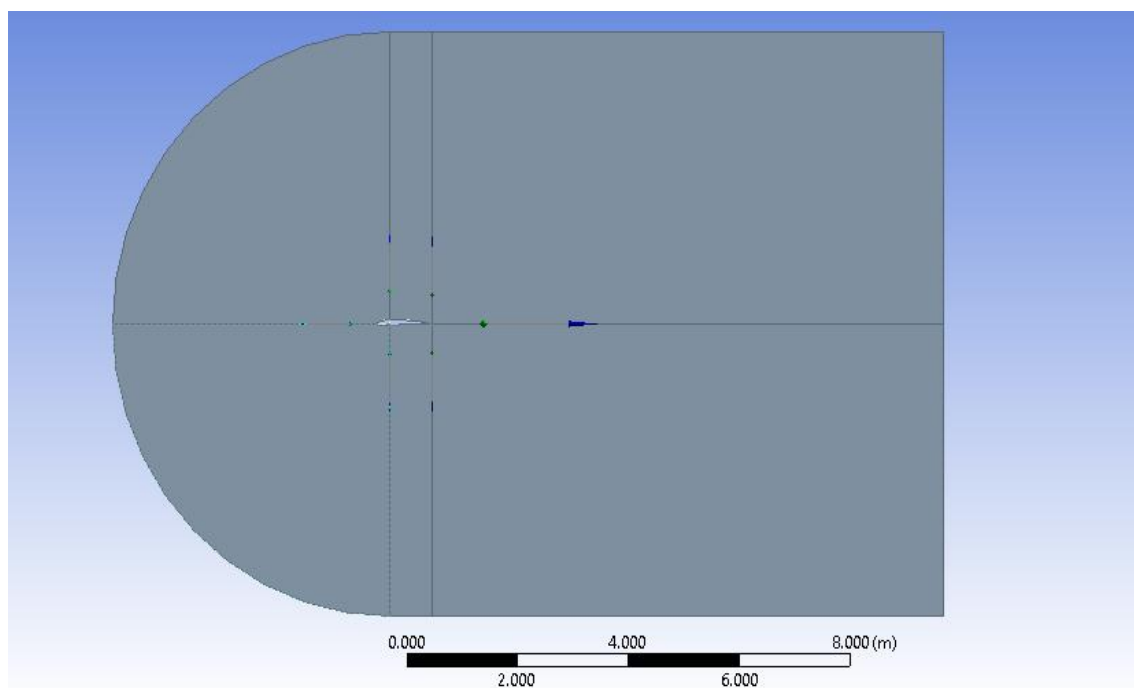
αντιμετωπίζουν καλύτερα ροές με χαμηλά επίπεδα αποκολλήσεων και άλλοι επιλυτές που αντιμετωπίζουν καλύτερα ροές με υψηλά επίπεδα αποκολλήσεων) ανάλογα ακόμα και από την διαθέσιμη υπολογιστική ισχύ που διατίθεται.

4. **Αποτελέσματα:** Τέλος έρχεται η διαχείριση των αποτελεσμάτων η οποία περιλαμβάνει τον υπολογισμό των δυνάμεων ή και την οπτικοποίηση των αποτελεσμάτων με σκοπό την ορθή αξιολόγηση τους.

4.4.1 Χαρακτηριστικά Γεωμετρίας

Σχετικά με την γεωμετρία του domain υπάρχουν διάφοροι τύποι οι οποίοι μπορούν να χρησιμοποιηθούν. Οι συνηθέστεροι τύποι domain είναι ορθογώνια παραλληλόγραμμα, κυκλικά και τύπου C. Σύμφωνα με την βιβλιογραφία ο τύπος domain που χρησιμοποιείται συνήθως για την προσομοίωση ροής γύρω από μια αεροτομή είναι τύπου C. Αυτός είναι και ο λόγος για τον οποίο επιλέχθηκε και στην παρούσα διπλωματική η χρήση του.

Στο σημείο αυτό να επισημανθεί ότι θα γίνει παρουσίαση της γεωμετρίας για γωνία προσβολής 0 μοιρών καθώς το domain παραμένει σταθερό ενώ η κλίση της αεροτομής θα μεταβάλλεται μέσα στο domain με μια απλή εντολή. Μπορεί να ακολουθηθεί και η αντίστροφη διαδικασία, δηλαδή να θέτουμε σε κλίση ολόκληρη την γεωμετρία (domain και αεροτομή) και να εισάγουμε την ροή μόνο στον άξονα x. Αρχικά στην Εικόνα 4.10 παρουσιάζεται η γεωμετρία που σχεδιάστηκε για την παρούσα διπλωματική εργασία.



Εικόνα 4.10: Domain τύπου C για την SD7037

Όπως φαίνεται και στην Εικόνα 4.10 πρόκειται για ένα domain 6 επιφανειών. Ο διαχωρισμός των επιφανειών δεν είναι τυχαίος αλλά έχει σχέση με το επόμενο βήμα της πλεγματοποίησης. Ουσιαστικά οι επιφάνειες αυτές χωρίζουν το domain σε επιφάνειες ενδιαφέροντος. Οι επιφάνειες αυτές είναι οι δύο στο εμπρός τμήμα της αεροτομής όπου προσπίπτει η ροή, η πάνω και η κάτω επιφάνεια της αεροτομής και οι δύο τελευταίες όπου εκφεύγει η ροή. Δηλαδή οι επιφάνειες που μας ενδιαφέρουν το πλέγμα να είναι αρκετά πυκνό ώστε να ελαχιστοποιηθούν τα σφάλματα. Η μέθοδος αυτή είναι αρκετά σημαντική αφού αρχικά ελαττώνουμε την υπολογιστική ισχύ που απαιτείται και την κατανέμουμε με βέλτιστο τρόπο. Με τις συγκεκριμένες επιφάνειες θα επιτευχθεί αργότερα ένα πυκνό πλέγμα γύρω από την αεροτομή. Τα χαρακτηρισίσηκα του domain παρουσιάζονται στο Πίνακα 2.

Πίνακας 2: Διαστάσεις Domain

Μήκος χορδής [m]	1
Ύψος domain πάνω από την αεροτομή [m]	5
Ύψος domain κάτω από την αεροτομή [m]	5
Μήκος domain μπροστά από την αεροτομή [m]	5
Μήκος domain πίσω από την αεροτομή [m]	10
Συνολικό ύψος domain [m]	10
Συνολικό μήκος domain [m]	15

Τόσο από τον Πίνακα 2 των διαστάσεων όσο και από την Εικόνα 4.10 είναι εμφανές ότι ο χώρος του domain σε σχέση με την αεροτομή είναι αρκετά μεγάλος. Αυτό βέβαια είναι και το ζητούμε όπως προαναφέρθηκε. Επιπλέον αξίζει να επισημανθεί ότι η επιφάνεια της γεωμετρίας της αεροτομής αφαιρείται από το domain. Στην ουσία δημιουργούμε ένα καλούπι της αεροτομής.

4.4.2 Χαρακτηριστικά πλέγματος

Σε προηγούμενη ενότητα αναφέρθηκε ότι έγινε χρήση δύο μοντέλων τύρβης για την αεροδυναμική ανάλυση της αεροτομής SD7037. Αυτά είναι το SST k- ω και SST Spalart-Allmaras. Η πλεγματοποίηση έγινε σύμφωνα με τις απαιτήσεις του μοντέλου SST k- ω καθώς είναι πιο απαιτητικό στον τρόπο που προσεγγίζει το τυρβώδες ιξώδες (eddy viscosity). Το μοντέλο SST k- ω λειτουργεί αποτελεσματικά χάρις της αδιάστατη απόσταση από το τοίχωμα Y^+ . Ο όρος αυτός αναφέρεται στο μέγεθος των κελιών κοντά στο τοίχωμα στα οποία θα λυθούν οι εξισώσεις τοιχώματος για την καλύτερη δυνατή προσέγγιση του τυρβώδες ιξώδες κοντά στο τοίχωμα. Για υψηλής ακρίβειας προσομοιώσεις συνιστάται η δημιουργία ενός πυκνού πλέγματος με $Y^+=1$. Ο όρος Y^+ ορίζεται ως:

$$Y^+ = \frac{\Delta_y \rho u_t}{\mu}$$

Όπου

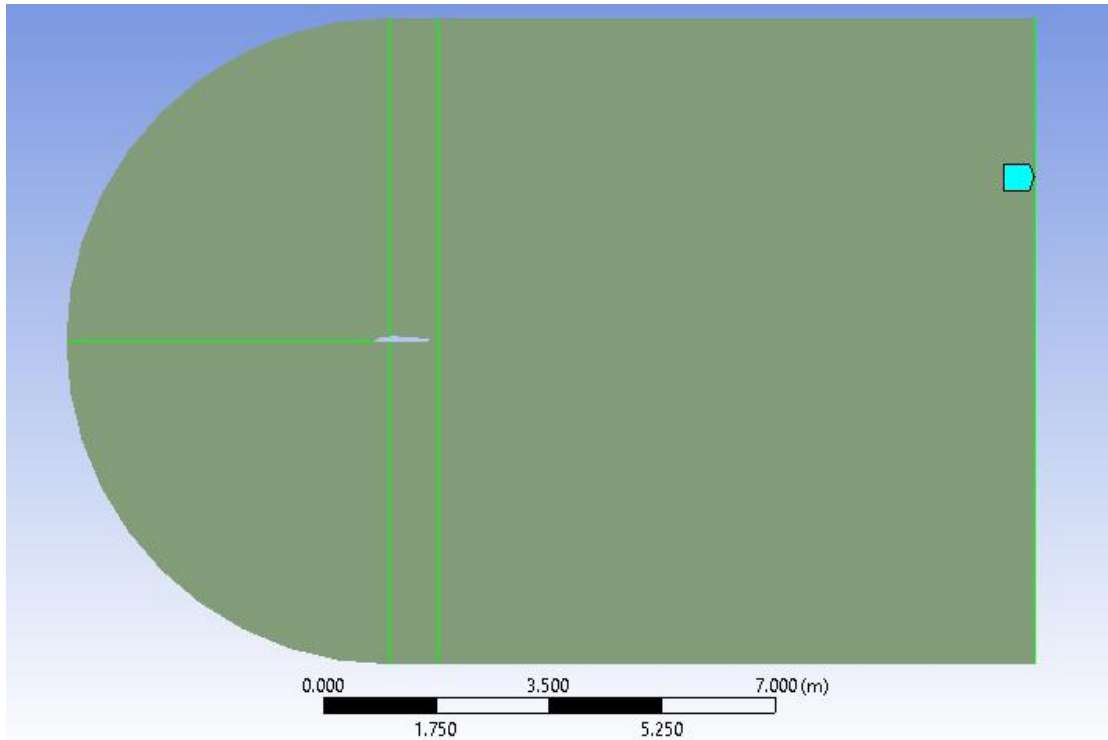
- Δ_y : το πάχος του πρώτου στρώματος πάνω από το τοίχωμα
- ρ : η πυκνότητα του ρευστού
- μ : ιξώδες ρευστού
- u_t : ταχύτητα τριβής $u_t = \sqrt{\tau_w/\rho} = U \sqrt{c_f/2}$, $c_f = \frac{0.058}{Re^{0.2}}$ συντελεστής τριβής τοιχώματος

Σύμφωνα με τα παραπάνω δεδομένα υπολογίζεται το πάχος Δ_y που πρέπει να επιτευχθεί στην πλεγματοποίηση για το πρώτο κελί πάνω από το τοίχωμα της αεροτομής. Τα δεδομένα και οι υπολογισμοί φαίνονται στο Πίνακα 3.

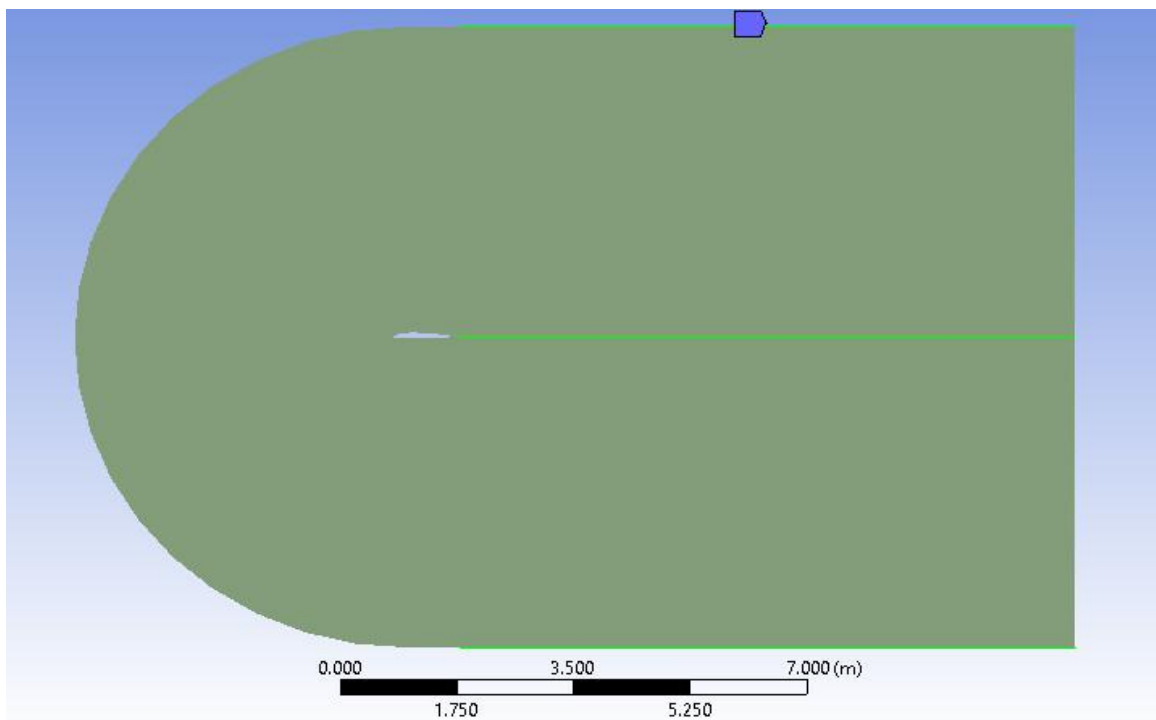
Πίνακας 3: Y^+ ανάλυση για το μοντέλο SST k- ω της αεροτομής

SST K- ω	
c_f	0.003659553
Re	1000000
Chord (m)	1
ρ_{air} (kg/m ³)	1.225
Viscosity (μ)	0.00001802
Kinematic viscosity (ν)	1.47102E-05
U (m/s)	14.202
U_t (m/s)	0.607503112
Y^+	1
Δ_y [m]	2.42142E-05

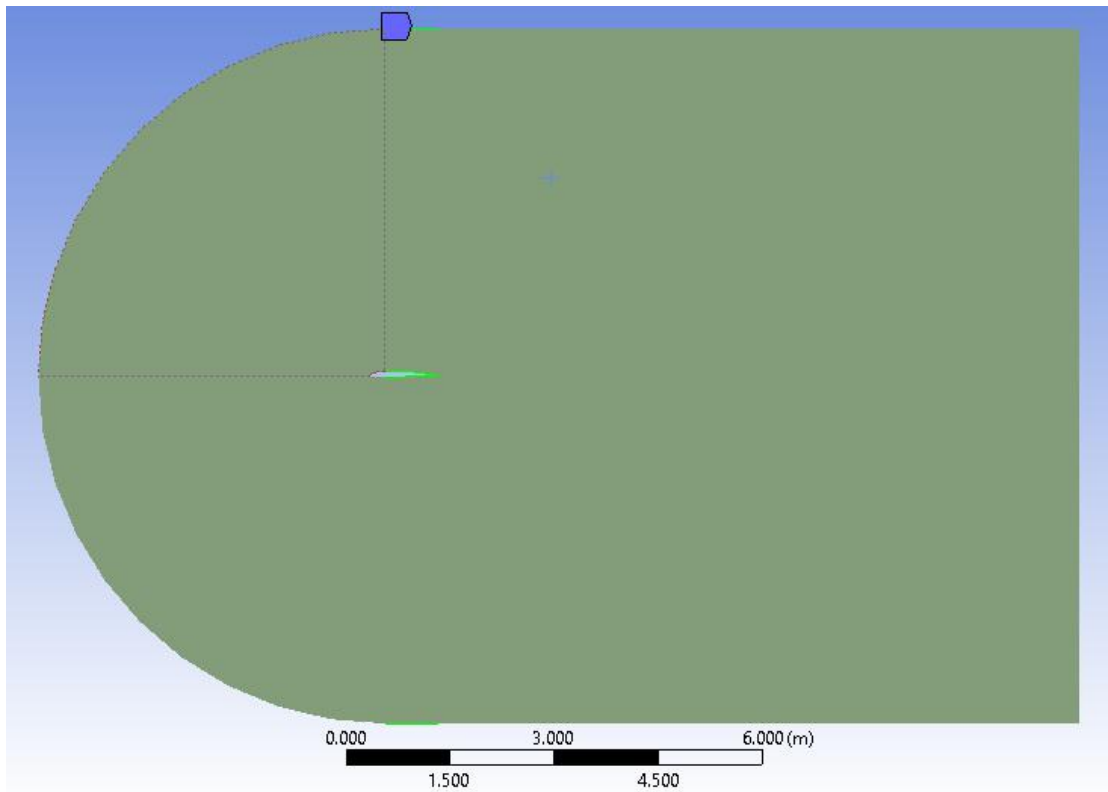
Επίσης δημιουργήθηκαν και τα κατάλληλα edge sizing, ίδια και για τα δύο μοντέλα τύρβης, για την πύκνωση του πλέγματος στις επιφάνειες ενδιαφέροντος της ροής. Δημιουργήθηκαν τέσσερα edge sizing τα οποία παρουσιάζονται στις παρακάτω εικόνες μαζί με τον αριθμό υποδιαίρεσεων (Number of Division, NoD) του καθενός.



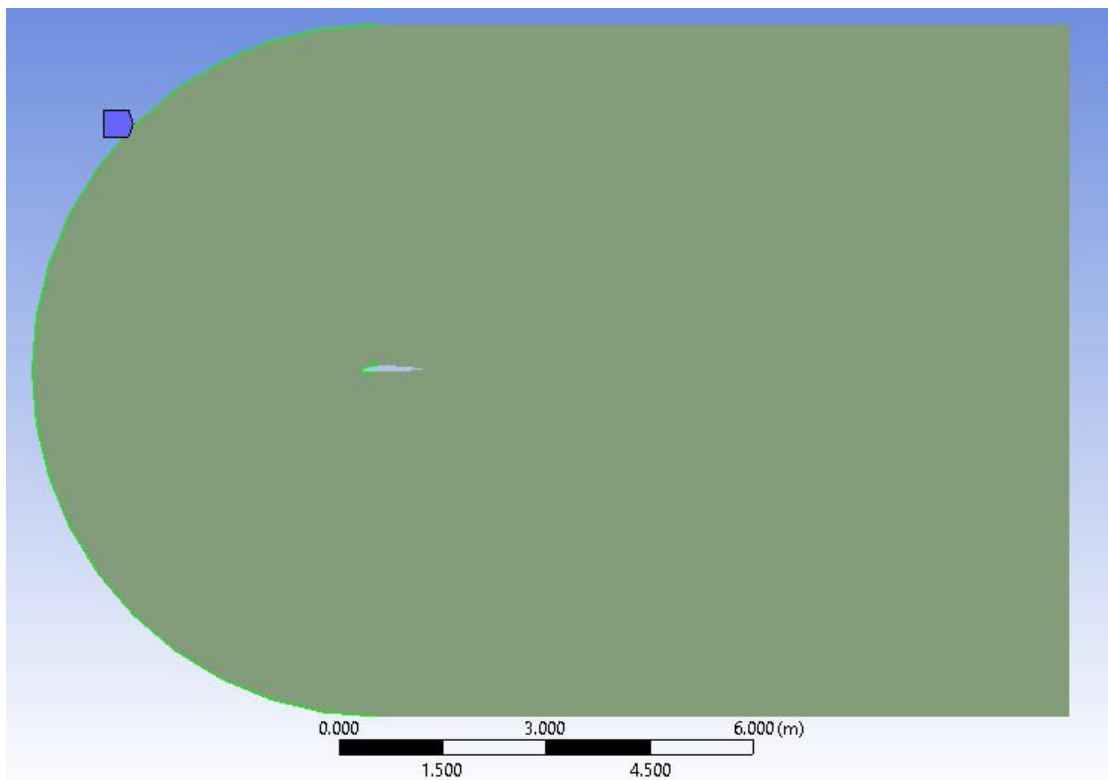
Εικόνα 4.11: Edge sizing 1: 7 sizing edges, NoD=250



Εικόνα 4.12: Edge sizing 2: 3 sizing edges, NoD=150



Εικόνα 4.13: Edge sizing 3: 4 sizing edges, NoD=250



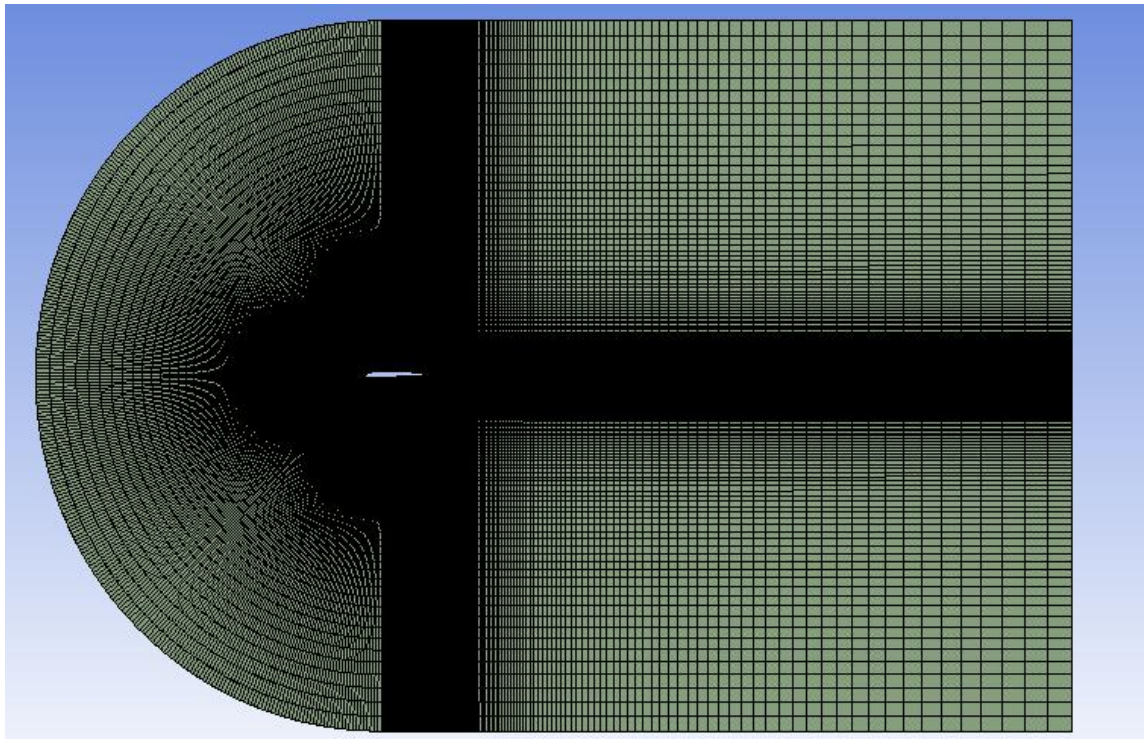
Εικόνα 4.14: Edge sizing 4: 4 sizing edges, NoD=150

Τέλος, δημιουργήθηκε και ένα Face Meshing για τις 6 επιφάνειες στις οποίες διαχωρίστηκε το domain στο 1^ο βήμα της γεωμετρίας κατά την οποία έγινε επιλογή το πλέγμα να αποτελείται από τετράπλευρα κελιά. Σε πολυπλοκότερες γεωμετρίες χρησιμοποιούνται τριγωνικά κελιά. Επίσης στην Εικόνα 4.15 βλέπουμε τα χαρακτηριστικά μεγέθους των κελιών που επιλέχθηκαν.

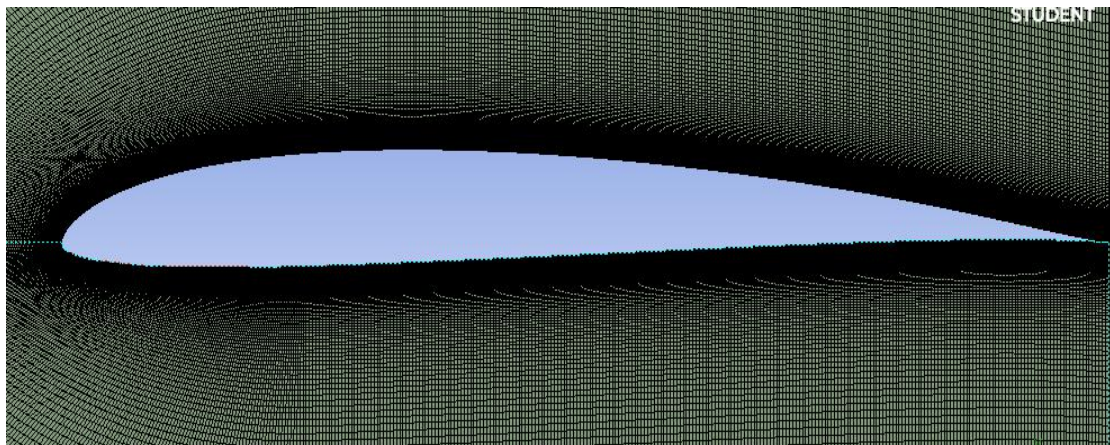
Sizing	
Use Adaptive Sizing	No
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1.2)
Mesh Defeaturing	Yes
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (4.5069e-003 m)
Capture Curvature	Yes
<input type="checkbox"/> Curvature Min Size	Default (9.0139e-003 m)
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0°)
Capture Proximity	No
Bounding Box Diagonal	18.028 m
Average Surface Area	23.175 m ²
Minimum Edge Length	1.9217e-002 m

Εικόνα 4.15: Χαρακτηριστικά μεγέθους κελιών

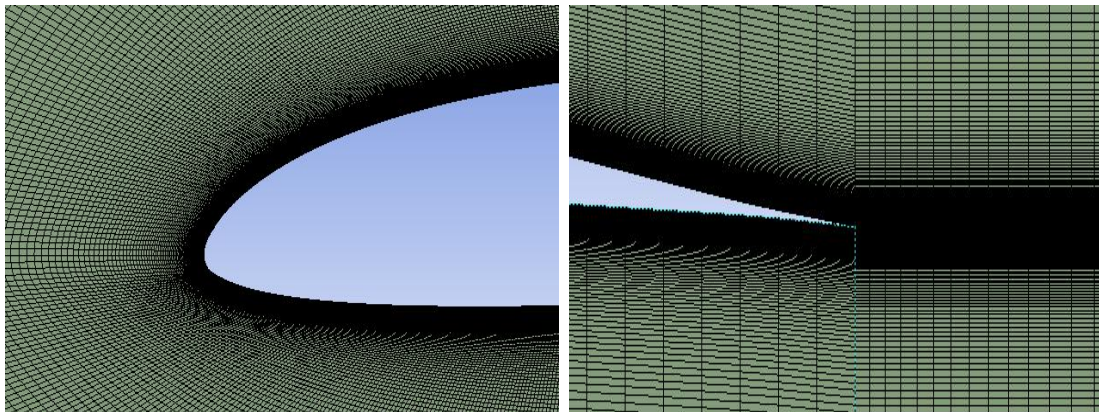
Μετά από τα βήματα που προηγήθηκαν στις παρακάτω εικόνες γίνεται παρουσίαση του τελικού πλέγματος της αεροτομής.



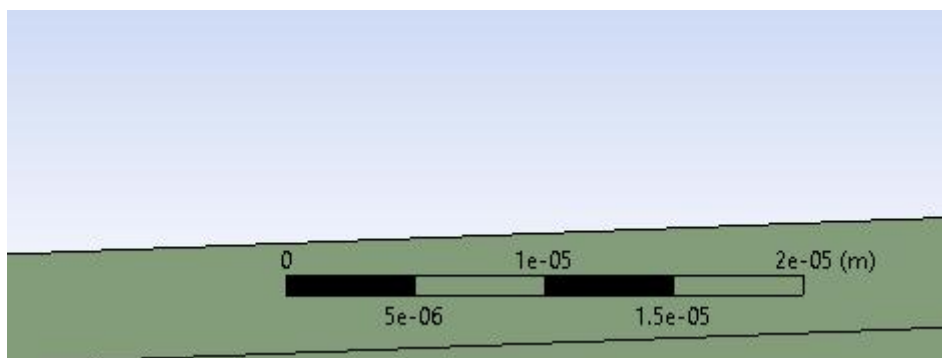
Εικόνα 4.16: Πλέγμα σε όλο το domain



Εικόνα 4.17: Πλέγμα γύρω από την αεροτομή



Εικόνα 4.18: Πλέγμα στην ακμή προσβολής και ακμή φυγής

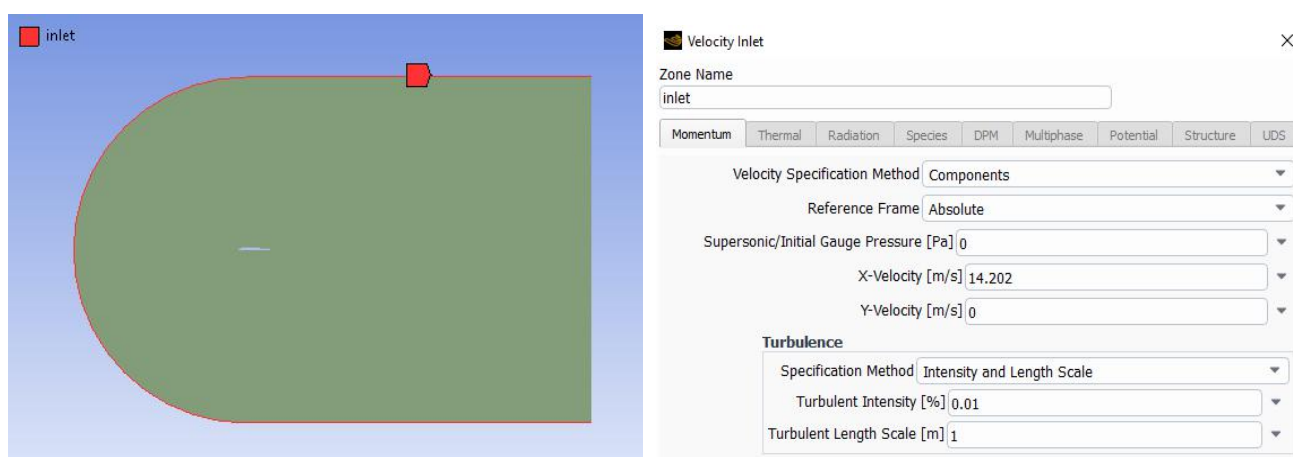


Εικόνα 4.19: Έλεγχος τιμής Δy

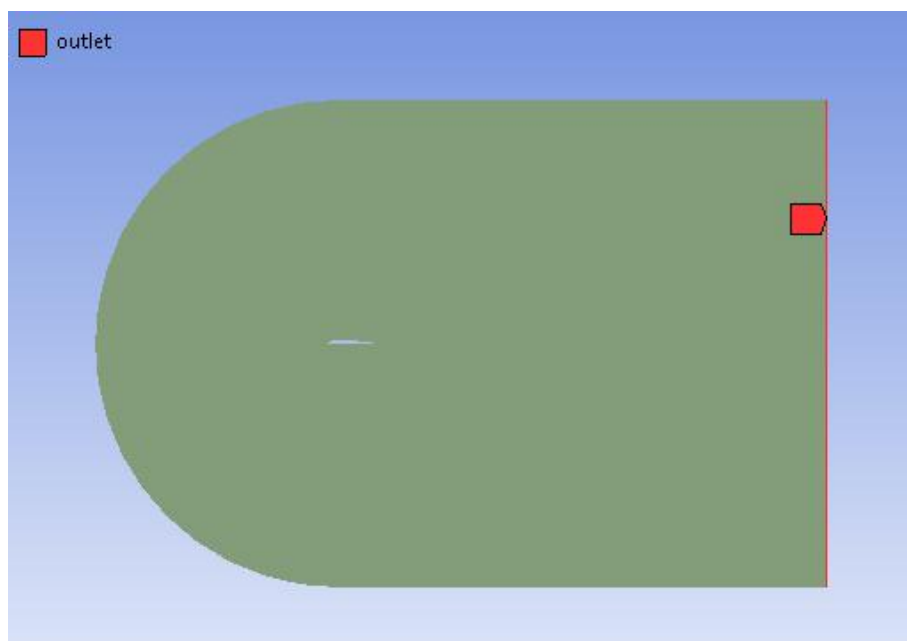
Πριν προχωρήσουμε στο τελευταίο στάδιο ελέγχουμε την τιμή Δy . Αν δεν συμφωνεί με την τιμή που υπολογίσαμε και απέχει σημαντικά από αυτήν προχωράμε σε τροποποιήσεις μέχρι να επιτευχθεί. Στην Εικόνα 4.19 βλέπουμε ότι η τιμή είναι πολύ κοντά σε αυτήν που υπολογίσαμε στον Πίνακα 3.

4.4.3 Χαρακτηριστικά επιλυτή

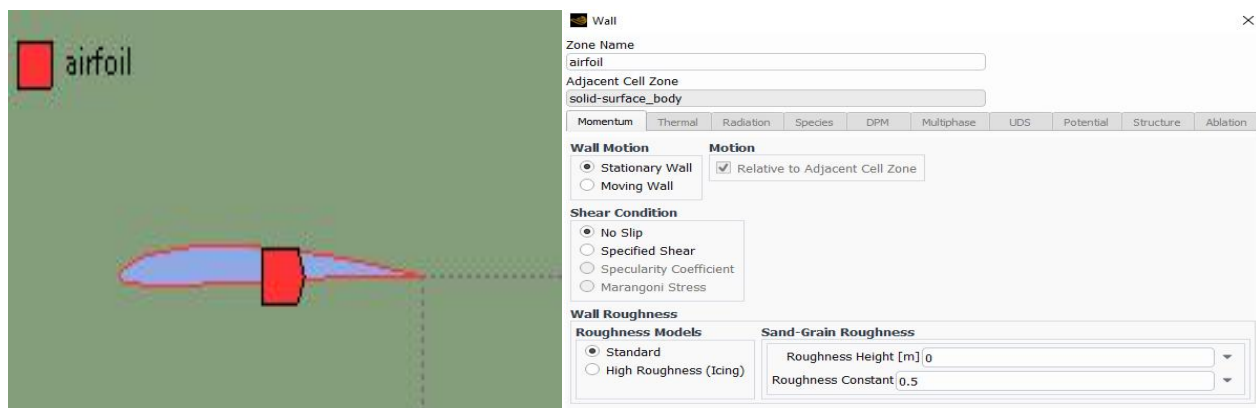
Σχετικά με τις παραμέτρους που χρησιμοποιήθηκαν στην επίλυση του προβλήματος πρώτα από όλα πρέπει να οριστούν οι οριακές συνθήκες του προβλήματος. Η μπροστά ακμή του domain μαζί με την πάνω και κάτω ακμή ορίζονται ως εισαγωγή του πεδίου ροής (inlet) στο οποίο ορίζουμε την ταχύτητα ροής του όπως φαίνεται στην Εικόνα 4.20. Έπειτα η πίσω ακμή ορίστηκε ως απλή ακμή από την οποία εξέρχεται η ροή (outlet, Εικόνα 4.21). Οι ακμές της αεροτομής ορίστηκαν με την συνθήκη τοιχώματος (βλ. Εικόνα 4.22). Στο σημείο αυτό να επισημανθεί ότι παρόλο που η πάνω και κάτω ακμή φυγής έχουν οριστεί ως inlet η ταχύτητα εισαγωγής ορίζεται μόνο στον άξονα χ και ουσιαστικά επικρατούν και σε αυτές συνθήκες τοιχώματος. Επίσης είναι αρκετά μακριά από την αεροτομή και δεν επηρεάζουν την ροή γύρω από αυτήν.



Εικόνα 4.20: Ορισμός εισαγωγής (inlet)



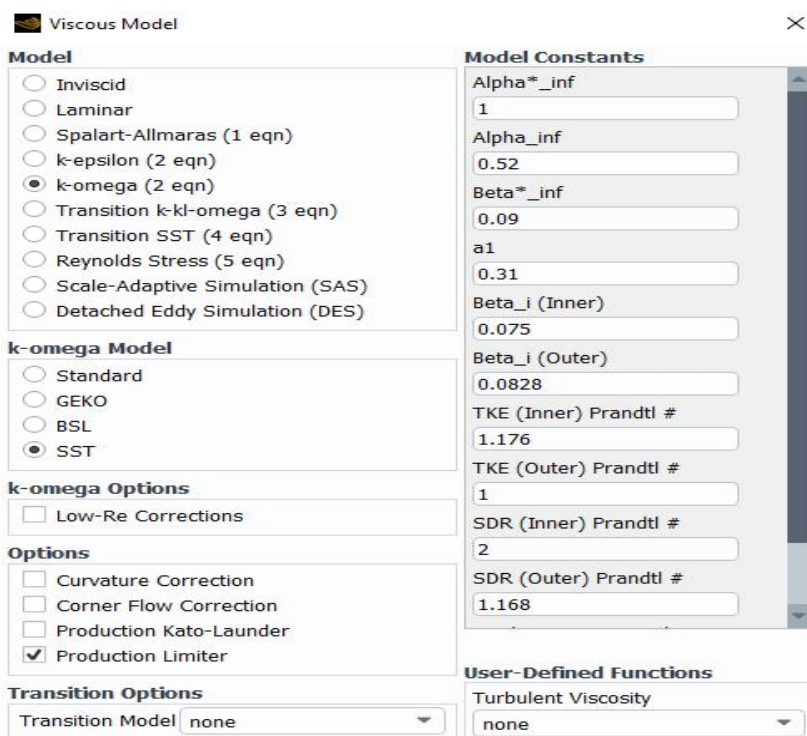
Εικόνα 4.21: Ορισμός outlet



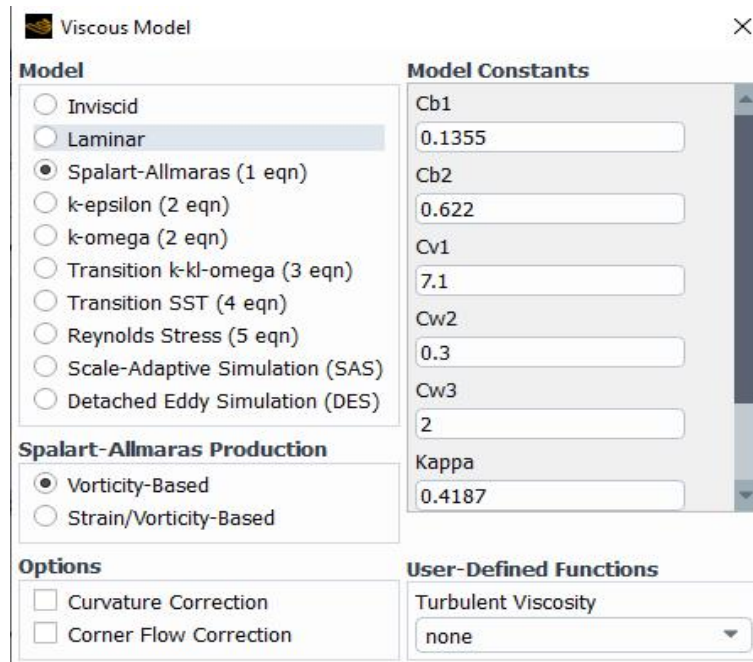
Εικόνα 4.22: Ορισμός τοιχωμάτων (stationary wall)

Μια ακόμα σημαντική ομάδα παραμέτρων αποτέλεσε η ομάδα των κριτηρίων σύγκλισης. Ουσιαστικά ορίστηκε η μέγιστη δυνατή διαφορά των αποτελεσμάτων που δίνουν οι επιμέρους εξισώσεις περιγραφής των μοντέλων. Για όλες τις εξισώσεις (continuity, x-velocity, y-velocity, k, omega) η μέγιστη αυτή τιμή ορίστηκε ίση με $1e-06$. Όσο μικρότερες τιμές τόσο καλύτερη σύγκλιση και αυξημένη αξιοπιστία όμως στις περιπτώσεις των προσομοιώσεων με γωνίες προσβολής, τα κριτήρια σύγκλισης ερχόταν μετά από μεγάλο πλήθος επαναλήψεων καθιστώντας έτσι πολύ πιο χρονοβόρα την μελέτη διαφόρων δοκιμών.

Στην συνέχεια ορίζουμε τα μοντέλα τύρβης SST k- ω και SST Spalart-Allmaras όπως φαίνεται στην Εικόνες 4.23 και 4.24 αντίστοιχα.

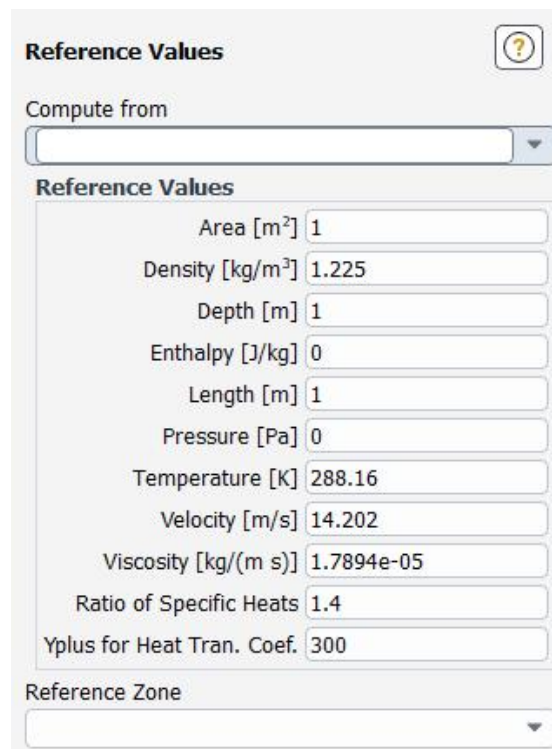


Εικόνα 4.23: Ορισμός μοντέλου τύρβης SST k- ω



Εικόνα 4.24: Ορισμός μοντέλου τύρβης Spalart-Allmaras

Τέλος, για τον ορθό υπολογισμό των συντελεστών των δυνάμεων πρέπει να οριστούν οι κατάλληλες τιμές αναφοράς (reference value), όπου δίνουμε ιδιαίτερη προσοχή στο εμβαδόν και την ταχύτητα. Σε δισδιάστατη μελέτη το εμβαδόν ισούται με την χορδή της αεροτομής. Οι τιμές αναφοράς φαίνονται στην Εικόνα 4.25.



Εικόνα 4.25: Καθορισμός των τιμών αναφοράς (reference values)

4.5 Παρουσίαση αποτελεσμάτων

4.5.1 Αριθμητικά αποτελέσματα συντελεστών δυνάμεων

Για την αξιολόγηση των αριθμητικών αποτελεσμάτων θα χρησιμοποιηθούν ως κριτήριο αξιοπιστίας τα αποτελέσματα που της έρευνας του καθηγητή Selig. Στους παρακάτω πίνακες θα γίνει παρουσίαση των αποτελεσμάτων και σύγκριση των δύο μοντέλων που χρησιμοποιήθηκαν στον επιλυτή με τα πειραματικά αποτελέσματα. Στο σημείο αυτό να επισημανθεί ότι στα πειραματικά αποτελέσματα οι τιμές προήλθαν από διαγράμματα το οποίο συνεπάγεται ένα μικρό σφάλμα στις τιμές καθώς δεν μπορεί να εγγυηθεί η απόλυτη ακρίβεια των τιμών.

Πίνακας 4: Σύγκριση αποτελεσμάτων μοντέλου SST k- ω με Selig

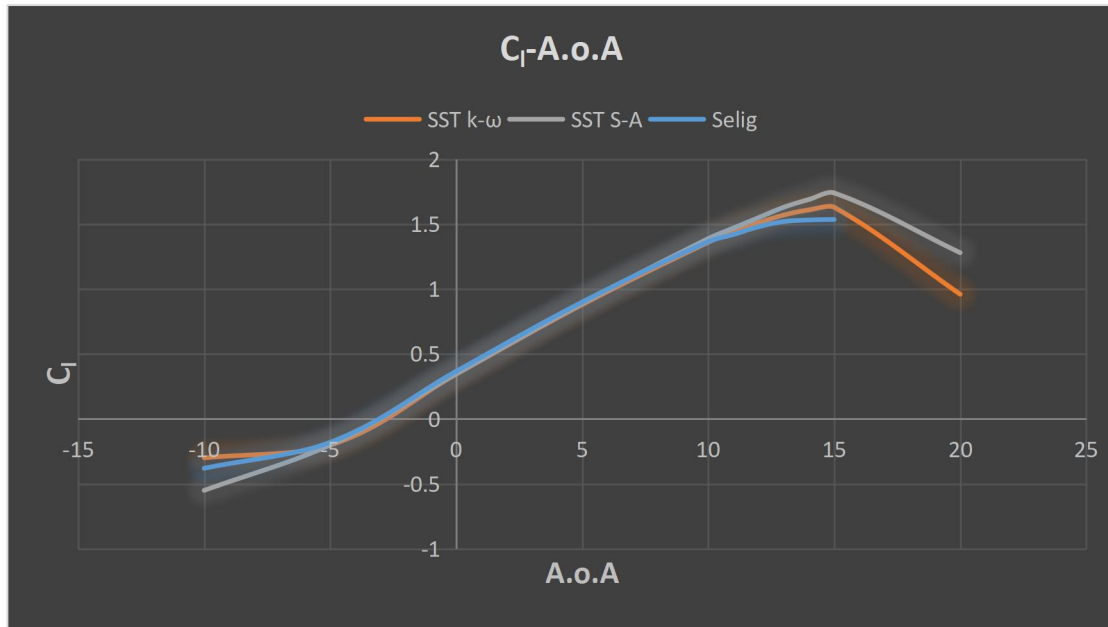
Selig			SST k- ω			Σφάλμα (%)	
A.ο.A	C _l	C _d	A.ο.A	C _l	C _d	C _l	C _d
-10	-0.38	0.12	-10	-0.3	0.119	-21.05	-0.83
-5	-0.18	0.012	-5	-0.202	0.012	12.22	0.00
0	0.367	0.01	0	0.344	0.0108	-6.27	8.00
5	0.9	0.012	5	0.88	0.0145	-2.22	20.83
10	1.365	0.018	10	1.36	0.023	-0.37	27.78
11	1.42	0.0201	11	1.441	0.026	1.48	29.35
12	1.48	0.024	12	1.51	0.029	2.03	20.83
13	1.52	0.034	13	1.57	0.033	3.29	-2.94
14	1.532	0.042	14	1.61	0.038	5.09	-9.52
15	1.536	0.055	15	1.63	0.046	6.12	-16.36
20	-	-	20	0.96	0.204	-	-

Πίνακας 5: Σύγκριση αποτελεσμάτων μοντέλου STT Spalart-Allmaras με Selig

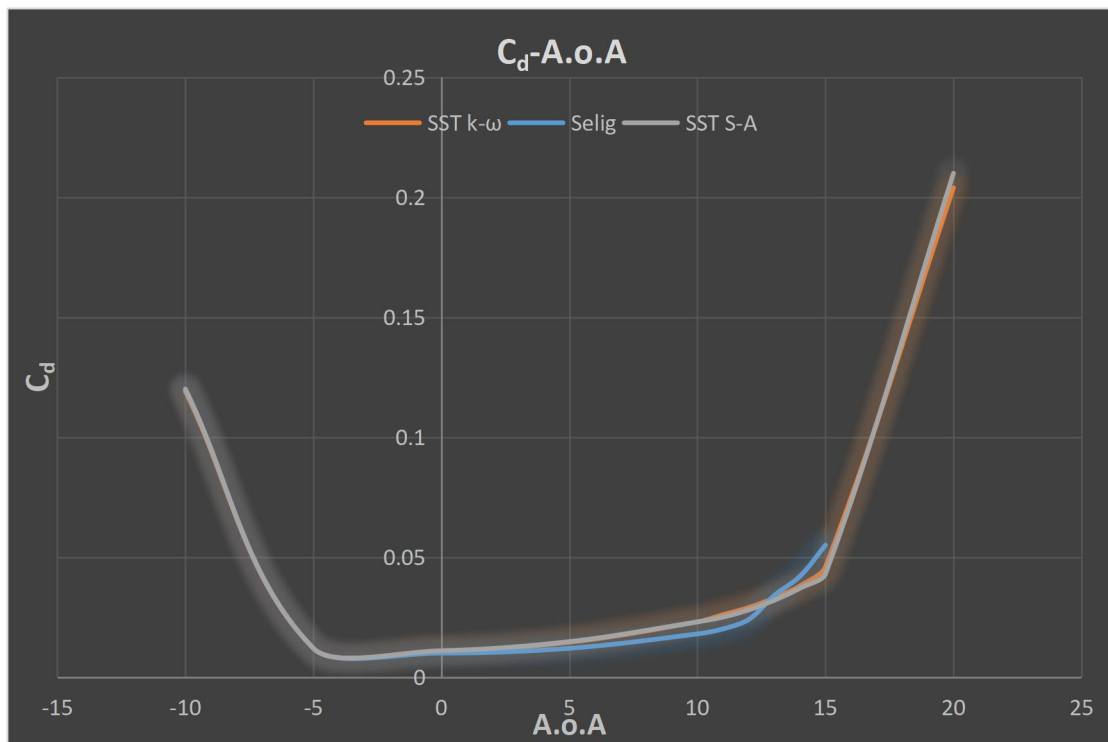
Selig			SST S-A			Σφάλμα (%)	
A.ο.Α	C _l	C _d	A.ο.Α	C _l	C _d	C _l	C _d
-10	-0.38	0.12	-10	-0.55	0.12	44.74	0.00
-5	-0.18	0.012	-5	-0.2001	0.012	11.17	0.00
0	0.367	0.01	0	0.348	0.011	-5.18	10.00
5	0.9	0.012	5	0.89	0.0148	-1.11	23.33
10	1.365	0.018	10	1.3885	0.023	1.72	27.78
11	1.42	0.0201	11	1.47	0.025	3.52	24.38
12	1.48	0.024	12	1.55	0.028	4.73	16.67
13	1.52	0.034	13	1.63	0.032	7.24	-5.88
14	1.532	0.042	14	1.69	0.037	10.31	-11.90
15	1.536	0.055	15	1.74	0.043	13.28	-21.82
20	-	-	20	1.28	0.21	-	-

Από τους παραπάνω πίνακες αποτελεσμάτων παρατηρούμε ότι σε κανένα από τα δύο μοντέλα που χρησιμοποιήθηκαν οι τιμές δεν συμφωνούν με αυτές τις δημοσίευσης του Selig. Αρχικά να αναφέρουμε ότι σε αεροδυναμικές μελέτες δεν αναφερόμαστε σε σωστά η λανθασμένα αποτελέσματα αλλά σε ακριβή και λιγότερο ακριβή αποτελέσματα καθώς τα αποτελέσματα προέρχονται από επαναληπτικές αριθμητικές μεθόδους. Παρατηρείται ότι υπάρχει μια διαφοροποίηση, εκτός από ελάχιστες τιμές, της τάξης του $\pm 15\%$. Αυτό είναι αναμενόμενο καθώς κάθε μοντέλο έχει και τις δικές του εξισώσεις που το διέπουν. Επιπλέον τα αποτελέσματα από την δημοσίευση του Selig αναπτύχθηκαν με την χρήση του λογισμικού XFOIL. Οπότε είναι αναμενόμενο να υπάρχει μια μικρή απόκλιση στα αποτελέσματα αφού το λογισμικό XFOIL δεν προσομοιώνει με την ίδια ακρίβεια την ένταση της τύρβης ενώ χρησιμοποιεί διαφορετικές εξισώσεις για την εξαγωγή αποτελεσμάτων. Γενικότερα λογισμικά όπως το XFOIL θεωρούνται χαμηλής πιστότητας (low fidelity) ενώ λογισμικά όπως το ANSYS FLUENT τα οποία χρησιμοποιούν εξισώσεις RANS θεωρούνται υψηλής πιστότητας. Γι αυτόν το λόγο τα αποτελέσματα του ANSYS FLUENT θεωρούνται πιο ακριβή, με την προϋπόθεση πάντα ότι έχει ακολουθηθεί μια σωστή μοντελοποίηση.

Τέλος, για τη καλύτερη κατανόηση των αποτελεσμάτων και την απόκλιση μεταξύ τους παρατίθενται τα παρακάτω διαγράμματα των συντελεστών άνωσης και αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής.



Εικόνα 4.26: Διάγραμμα σύγκρισης αποτελεσμάτων C_l -A.o.A

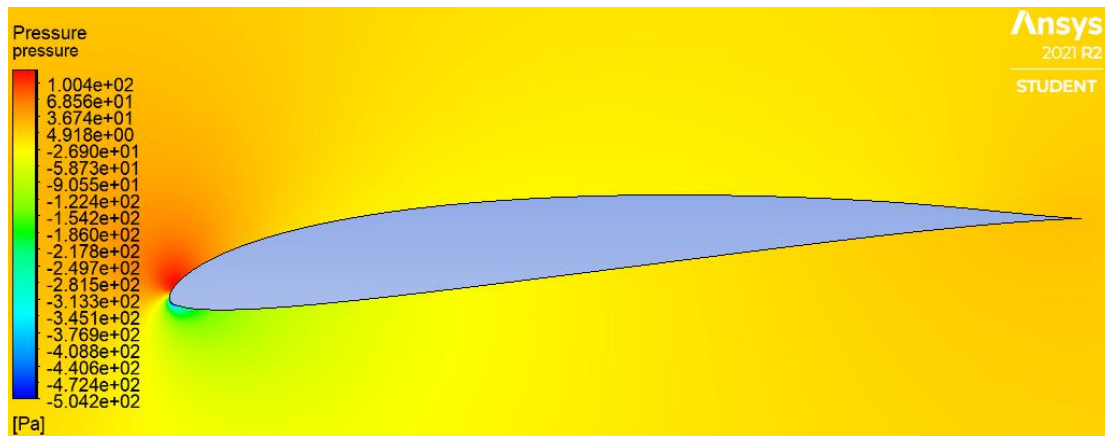


Εικόνα 4.27: Διάγραμμα σύγκρισης αποτελεσμάτων C_d -A.o.A

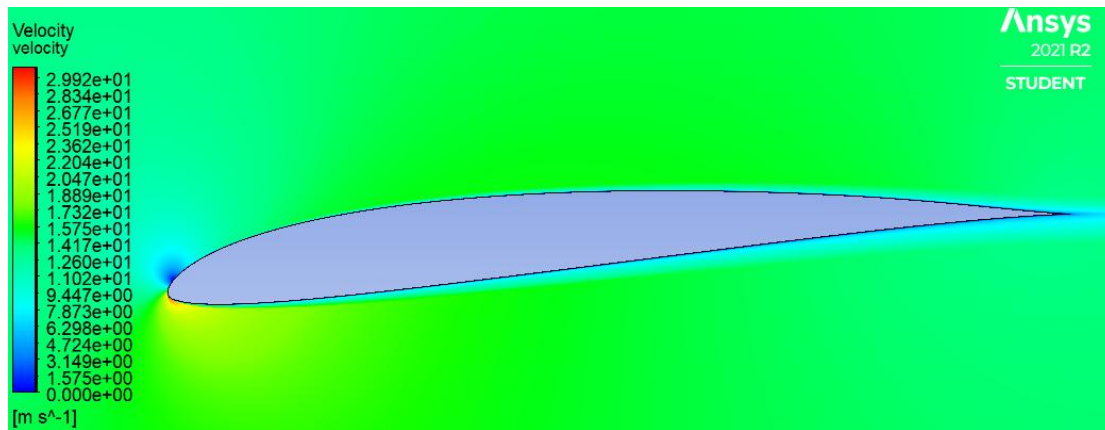
4.5.2 Ισοϋψής διαγράμματα (contours) ταχύτητας και πίεσης

Θα γίνει παρουσίαση των contour ταχύτητας και πίεσης γύρω από την αεροτομή για τις γωνίες -5° , 0° και 13° με την χρήση του μοντέλου SST k- ω καθώς όπως αναφέρθηκε και σε προηγούμενη ενότητα είναι το πιο κατάλληλο μοντέλο για ροές κοντά σε τοιχώματα.

- **-5 μοίρες**



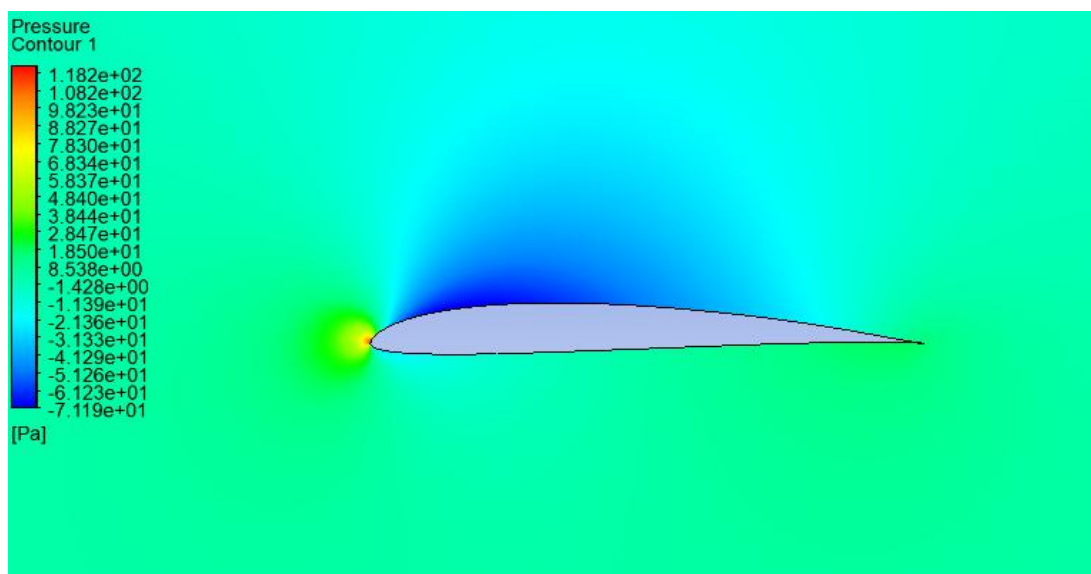
Εικόνα 4.28: Contour κατανομής πίεσης γύρω από την αεροτομή SD7037



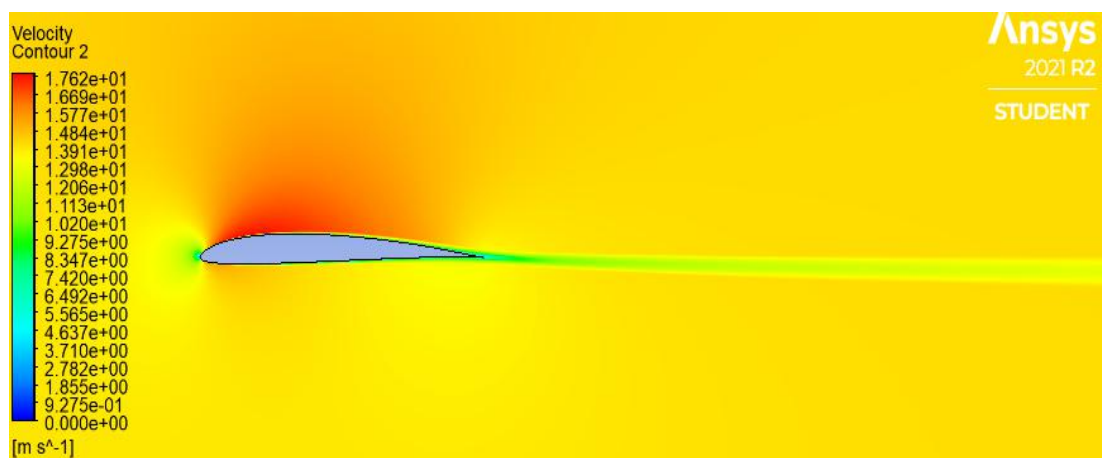
Εικόνα 4.29: Contour κατανομής ταχύτητας γύρω από την αεροτομή SD7037

Στην περίπτωση των -5 μοιρών γωνίας προσβολής παρατηρούμε, όπως ήταν αναμενόμενο, πως η επάνω πλευρά της αεροτομής λειτουργεί ως πλευρά πίεσης, όπου η στατική πίεση είναι αυξημένη και η ταχύτητα μειωμένη, ενώ αντίστοιχα η κάτω πλευρά λειτουργεί ως πλευρά αναρρόφησης όπου η στατική πίεση είναι μειωμένη και η ταχύτητα αυξημένη. Σε αυτήν την περίπτωση η αεροτομή εμφανίζει αρνητική άνωση, γι' αυτό και αποκόλληση της ροής γίνεται στην κάτω πλευρά της αεροτομής.

● 0 μοίρες



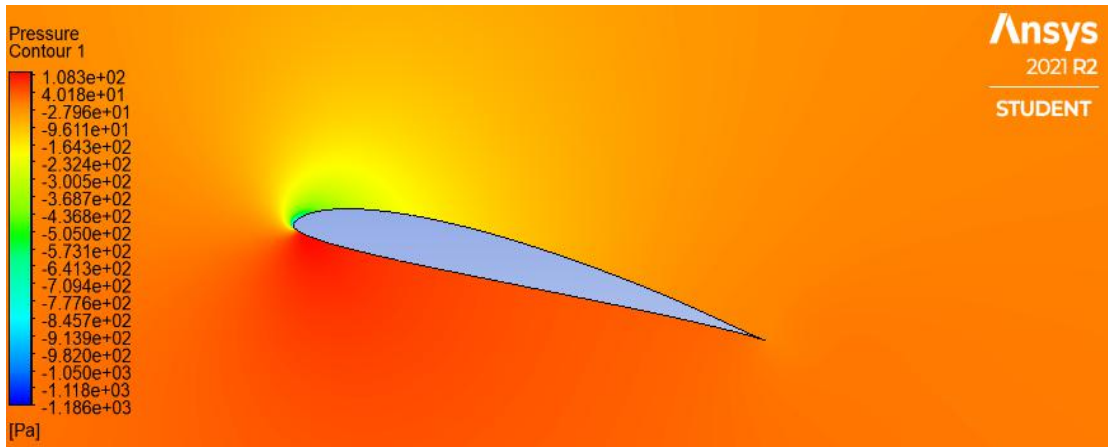
Εικόνα 4.30: Contour κατανομής πίεσης γύρω από την αεροτομή SD7037



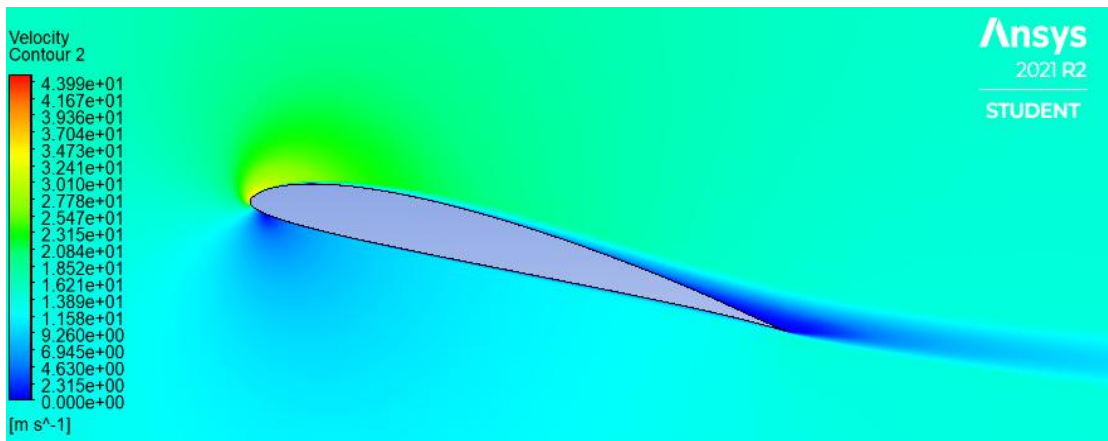
Εικόνα 4.31: Contour κατανομής ταχύτητας γύρω από την αεροτομή SD7037

Στην περίπτωση των 0 μοιρών γωνίας προσβολής παρατηρούμε, όπως ήταν αναμενόμενο, πως η κάτω πλευρά της αεροτομής λειτουργεί ως πλευρά πίεσης, όπου η στατική πίεση είναι αυξημένη και η ταχύτητα μειωμένη, ενώ αντίστοιχα η πάνω πλευρά λειτουργεί ως πλευρά αναρρόφησης όπου η στατική πίεση είναι μειωμένη και η ταχύτητα αυξημένη. Σε αυτήν την περίπτωση η αεροτομή εμφανίζει θετική άνωση και δεν παρατηρείται αποκόλληση της ροής. Επίσης είναι φανερό και εκτροπή της ροής, λόγω του Coanda effect, προς τα κάτω η οποία όπως αναλύθηκε σε προηγούμενη ενότητα είναι ο λόγος παραγωγής άνωσης.

● **13 μοίρες**



Εικόνα 4.32: Contour κατανομής πίεσης γύρω από την αεροτομή SD7037



Εικόνα 4.33: Contour κατανομής ταχύτητας γύρω από την αεροτομή SD7037

Τέλος, έχουμε την περίπτωση με γωνία προσβολής 13 μοιρών όπου και αυτήν την φορά εμφανίζεται θετική άνωση και η πάνω με την κάτω πλευρά της αεροτομής συμπεριφέρονται αντίστροφα από ότι στις -4 μοίρες. Πιο συγκεκριμένα εμφανίζεται η μεγαλύτερη δύναμη άνωσης. Επιπλέον με την χρήση του μοντέλου SST k- ω γίνεται εύκολα διακριτή μια μικρή σχετικά αποκόλληση της ροής στην πλευρά αναρρόφησης της αεροτομής η οποία θα συναντάται όλο και πιο νωρίς όσο αυξάνεται η γωνία προσβολής.

5. Ανάλυση αποτελεσμάτων UAV με ANSYS FLUENT

Πριν την οποιαδήποτε παράθεση μεθοδολογίας και αποτελεσμάτων που θα ακολουθήσει στις επόμενες ενότητες αρχικά πρέπει να επισημανθούν τα βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους τα οποία θα χρησιμοποιηθούν μετέπειτα σε βασικούς υπολογισμούς. Τα χαρακτηριστικά αυτά παρουσιάζονται στον Πίνακα 6.

Πίνακας 6: Χαρακτηριστικά UAV

Εκπέτασμα [b]	8.2 (m)
Επιφάνεια κάτοψης πτέρυγας [S]	6.876 (m ²)
Βάρος [W]	140 (kg)
AR	9.7
Ταχύτητα [U]	50 (m/s)
Πυκνότητα αέρα [ρ]	1.225 (kg/m ³)

Επιπλέον λόγω συμμετρίας του αεροσκάφους, για εξοικονόμηση χρόνου αλλά και υπολογιστικής ισχύς θα εισάγουμε στο λογισμικό της ANSYS FLUENT την μισή γεωμετρία. Αυτός είναι και ο λόγος ο οποίος κατά την σχεδίαση στο λογισμικό Solidworks σχεδιάστηκε πρώτα το μισό αεροσκάφος και μετά με την χρήση της εντολής mirror αναπαράχθηκε ολόκληρη η κατασκευή.

Η μελέτη έγινε για γωνίες 0°, 5°, 10°, 12.5°, 15° και 20° για ταχύτητα πτήσης 180 km/h και πυκνότητα αέρα ίση με 1.225 [kg/m³], δηλαδή στο επίπεδο της θάλασσας. Επιλέχθηκε η μελέτη σε αυτό το ύψος γιατί οι μεγάλες γωνίες κλίσεις στην περίπτωση του συγκεκριμένου αεροσκάφους συναντώνται κυρίως κατά την διάρκεια της απογείωσης και της προσγείωσης.

Η διαδικασία που ακολουθείται για την εξαγωγή των αποτελεσμάτων είναι παρόμοια με αυτή της αεροτομής SD7037 και αποτελείται και αυτή από τα ίδια τέσσερα στάδια:

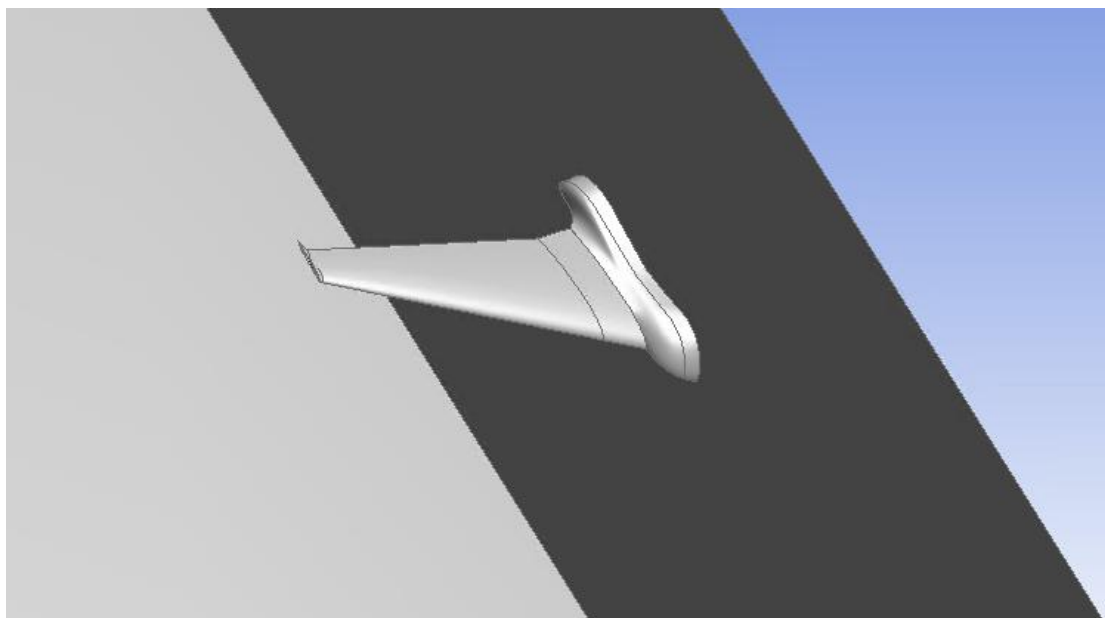
- Γεωμετρία
- Πλέγμα
- Επιλυτής
- Αποτελέσματα

Και εδώ η παρουσίαση των παραπάνω σταδίων θα γίνει για γωνία προσβολής 0 μοιρών αφού και εδώ δεν αλλάζει κάτι στην διαδικασία εκτός από τον ορισμό της γωνίας προσβολής.

5.1 Χαρακτηριστικά γεωμετρίας

Η γεωμετρία θα αποτελείται από το domain και από αεροσκάφος. Για την εισαγωγή του αεροσκάφους από το λογισμικό Solidworks στο ANSYS FLUENT είναι απαραίτητο το αρχείο του Solidworks να αποθηκευτεί σε τύπο αρχείου το οποίο να αναγνωρίζεται από το ANSYS FLUENT. Τέτοια τύπου αρχεία είναι τα IGS files, step (stp files) κ.α. Στην παρούσα διπλωματική έγινε εισαγωγή της γεωμετρίας του αεροσκάφους σε αρχείο IGS.

Έπειτα κατασκευάστηκε το domain γύρω από το αεροσκάφος. Ο τύπος domain που επιλέχθηκε για την μελέτη του αεροσκάφους, βάσει της βιβλιογραφίας για παρόμοιες μελέτες, είναι ορθογώνιο παραλληλόγραμμο. Σημαντικό στοιχείο κατά την δημιουργία του domain είναι η ταύτιση της συμμετρικής πλευράς του με αυτή της τομής του αεροσκάφους στον άξονα συμμετρίας του (βλ. Εικόνα 5.1).

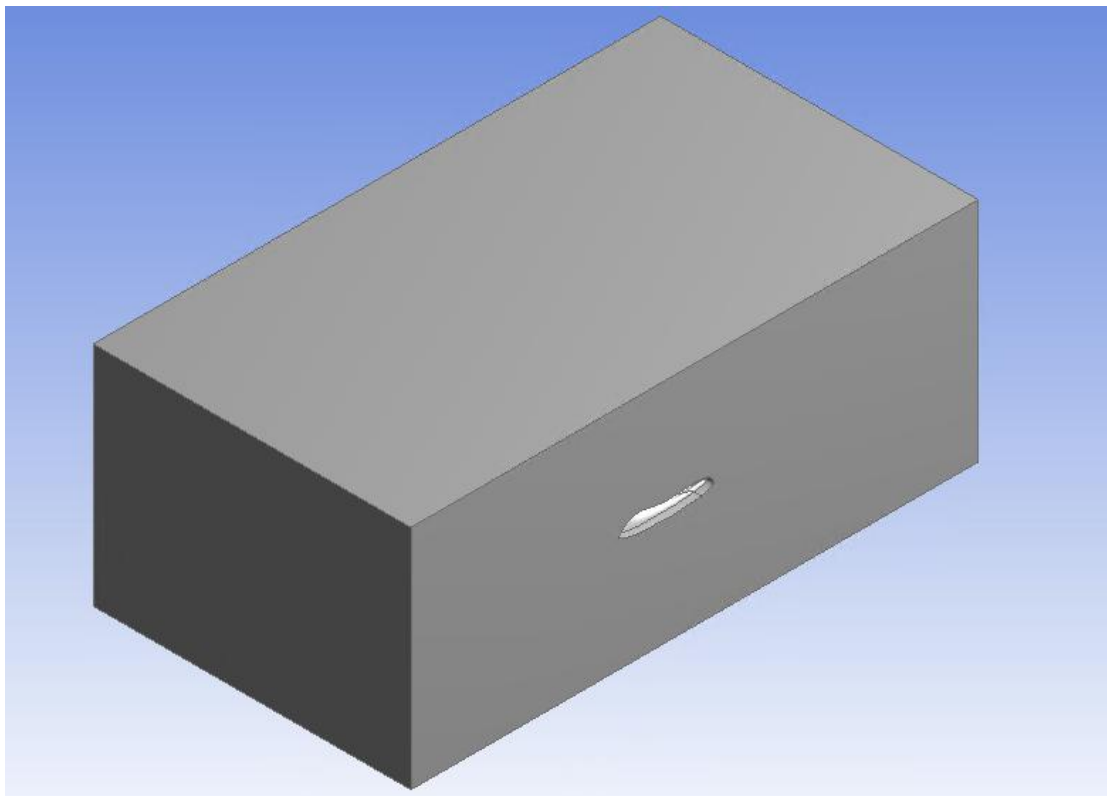


Εικόνα 5.1: Σχεδιασμός domain στην συμμετρική πλευρά του

Έπειτα πραγματοποιείται και εδώ η αφαίρεση του υλικού από τη γεωμετρία του αεροσκάφους δημιουργώντας στην ουσία ένα καλούπι. Σημαντικό στοιχείο και στην συγκεκριμένη περίπτωση είναι η δημιουργία ενός μεγάλου domain ώστε οι αρχικές συνθήκες που ορίζουμε σε αυτό να μην επηρεάζουν τις συνθήκες που επικρατούν πάνω και γύρω στο αεροσκάφος. Οι διαστάσεις του και το domain που δημιουργήθηκε φαίνονται στον Πίνακα 7 και στην Εικόνα 5.2 αντίστοιχα.

Πίνακας 7: Διαστάσεις domain

Ύψος domain πάνω από το αεροσκάφος (m)	3
Ύψος domain κάτω από το αεροσκάφος (m)	3
Μήκος domain μπροστά από το αεροσκάφος (m)	4
Μήκος domain πίσω από το αεροσκάφος (m)	6
Συνολικό ύψος domain (m)	6
Συνολικό μήκος domain (m)	10



Εικόνα 5.2: Παραλληλόγραμμο domain αεροσκάφους

Τόσο από τον Πίνακα 7 των διαστάσεων όσο και από την Εικόνα 5.2 είναι εμφανές ότι ο χώρος του domain σε σχέση με το αεροσκάφος είναι αρκετά μεγάλος. Αυτό βέβαια είναι και το ζητούμενο όπως προαναφέρθηκε. Με την ολοκλήρωση της διαδικασίας της γεωμετρίας ακολουθεί η δημιουργία του πλέγματος.

5.2 Χαρακτηριστικά πλέγματος

Και στην περίπτωση μελέτης του αεροσκάφους το μοντέλο τύρβης που θα χρησιμοποιηθεί είναι το SST k- ω καθώς η ροή γύρω από τα τοιχώματα του πρέπει να προσεγγιστεί με όσο το δυνατόν μεγαλύτερη ακρίβεια. Ορίζεται λοιπόν και εδώ ο αδιάστατος συντελεστής $Y^+=1$ και υπολογίζεται με ακριβώς τον ίδιο τρόπο το πάχος του 1^{ου} κελιού πάνω από το αεροσκάφος Δy . Τα αποτελέσματα φαίνονται στον Πίνακα 8.

Πίνακας 8: Y^+ ανάλυση για το μοντέλο SST k- ω του αεροσκάφους

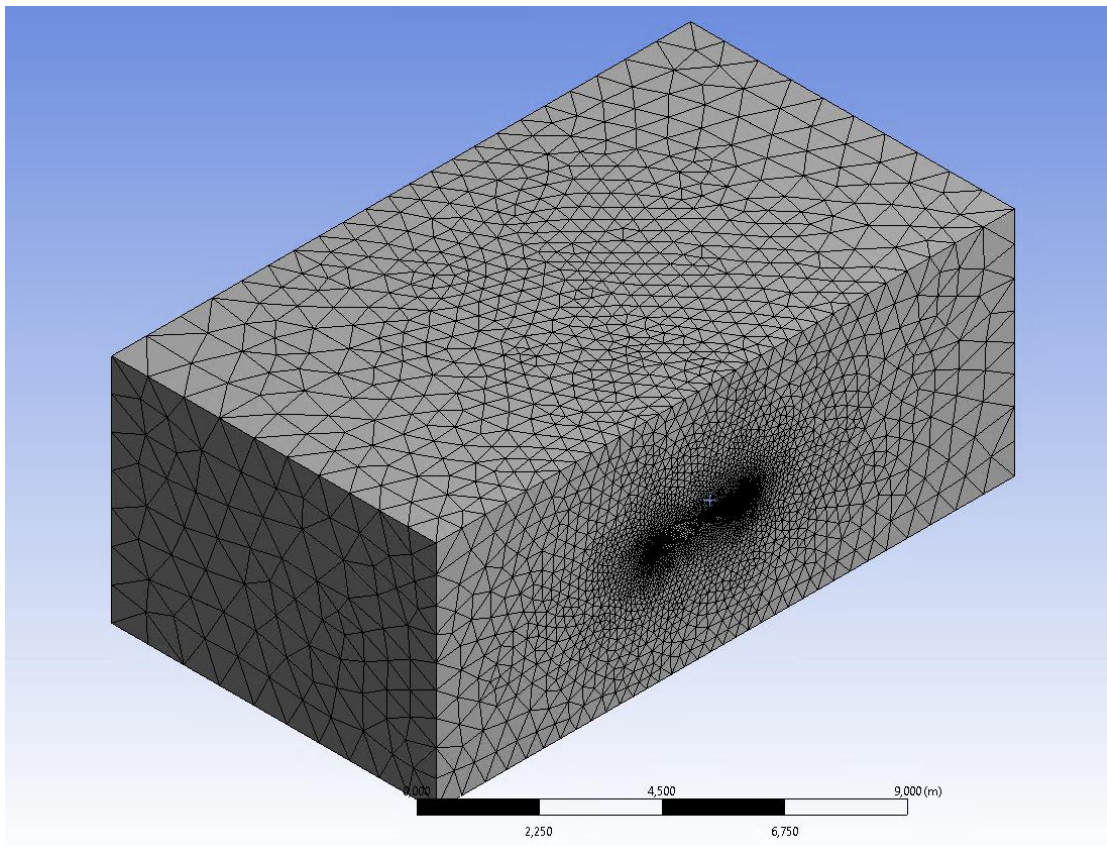
SST K- ω	
C_f	0.002642041
Re	5098501.665
Chord (m)	1.5
ρ_{air} (kg/m ³)	1.225
Viscosity (μ)	0.00001802
Kinematic viscosity (ν)	1.47102E-05
U (m/s)	50
U_t (m/s)	0.607503112
Y^+	1
Δy (m)	8.09457E-06
δ (m)	0.005261305

Η μεταβλητή δ στον Πίνακα 8 ορίζει το πάχος του οριακού στρώματος και για την περίπτωση της τυρβώδους ροής υπολογίζεται από την ακόλουθη σχέση:

$$\delta = 0.2 \frac{C \cdot 0.385}{Re^{0.2}}$$

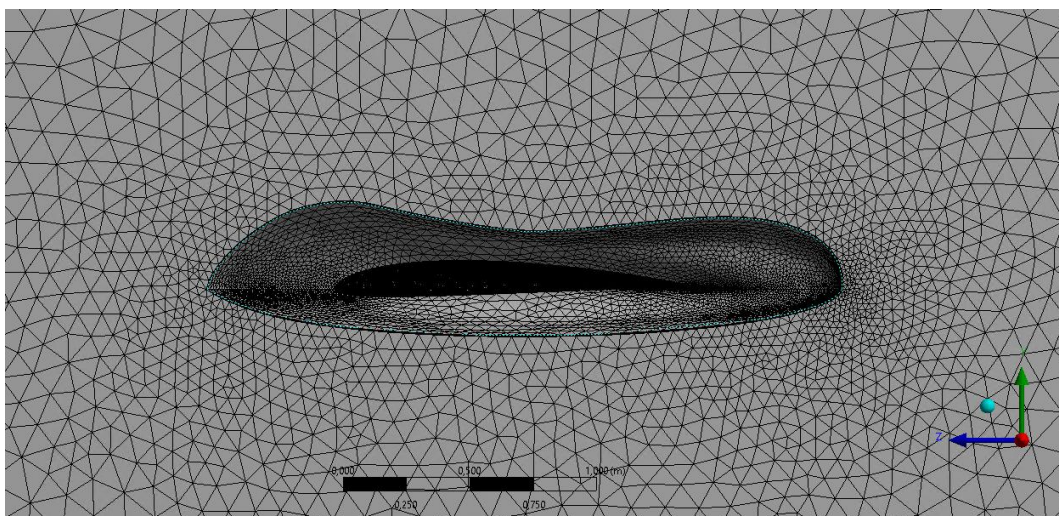
Όπου C η χορδή της αεροτομής στην βάση της πτέρυγας και Re ο αριθμός Reynolds για την συγκεκριμένη περίπτωση.

Στην περίπτωση της ανάλυσης της αεροτομής χρησιμοποιήθηκε πλέγμα το οποίο αποτελούνταν από τετράπλευρα κελιά. Στην περίπτωση του αεροσκάφους το πλέγμα που επιλέχθηκε είναι τριγωνικό. Η επιλογή αυτή έγινε κυρίως λόγω της πολύπλοκης γεωμετρίας του αεροσκάφους καθώς όπως αναφέρθηκε και σε προηγούμενη ενότητα το τριγωνικό πλέγμα είναι η βέλτιστη επιλογή ειδικότερα σε γεωμετρίες με πολλές ακμές και καμπύλες. Το πλέγμα του domain φαίνεται στην Εικόνα 5.3.

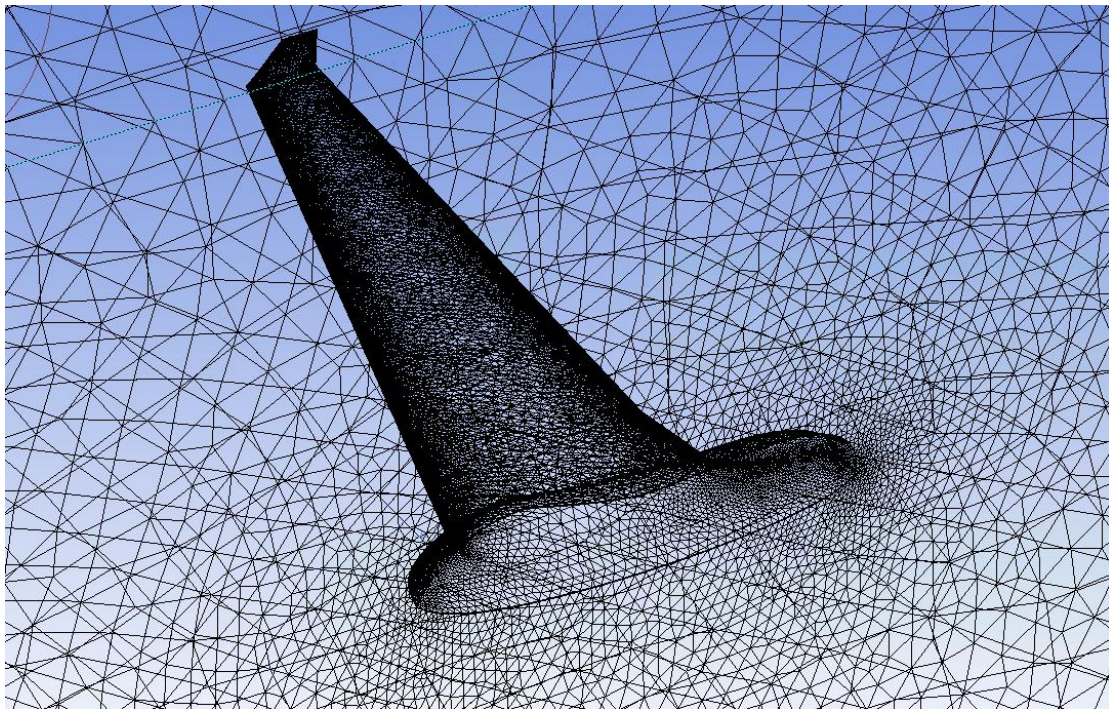


Εικόνα 5.3: Πλέγμα domain αεροσκάφους

Πρόκειται για ένα πλέγμα που αποτελείται από εκατομμύρια κελιά. Γενικότερα παρατηρείτε με μια πρώτη ματιά ότι η πυκνωση του πλέγματος είναι πολύ πιο έντονη γύρω από το αεροσκάφος και πάνω από την περιοχή της πτέρυγας. Οι περιοχές αυτές είναι οι περιοχές όπου το πλέγμα επιβάλλεται να είναι πυκνό ώστε η ανάλυση της ροής γύρω από το αεροσκάφος να είναι όσο το δυνατόν καλύτερη. Το πλέγμα γύρω από το αεροσκάφος και την πτέρυγα παρουσιάζονται στις Εικόνες 5.4 και 5.5 αντίστοιχα.



Εικόνα 5.4: Πλέγμα γύρω από το αεροσκάφος



Εικόνα 5.5: Πλέγμα γύρω από την πτέρυγα του αεροσκάφους

Για την επίτευξη του παραπάνω πλέγματος ορίστηκαν οι παράμετροι μεγέθους (Sizing) των κελιών. Ο συντελεστής Growth Rate ορίστηκε στην τιμή 1.1 (Growth rate=1.2 default value) ενώ ενεργοποιήθηκαν οι εντολές Mesh Defeaturing, Capture Curvature και Capture Proximity για την δημιουργία του καλύτερου δυνατού πλέγματος γύρω από περιοχές μεγάλης καμπυλότητας και απότομων γωνιών της γεωμετρίας (βλ Εικόνα 5.6).

Sizing	
Use Adaptive Sizing	No
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,1
<input type="checkbox"/> Max Size	Default (1,8209 m)
Mesh Defeaturing	Yes
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (4,5522e-003 m)
Capture Curvature	Yes
<input type="checkbox"/> Curvature Min Size	Default (9,1044e-003 m)
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18,°)
Capture Proximity	Yes
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (9,1044e-003 m)
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default (3)
Proximity Size Function Sou...	Faces and Edges
Bounding Box Diagonal	18,209 m
Average Surface Area	23,513 m ²
Minimum Edge Length	7,4986e-003 m

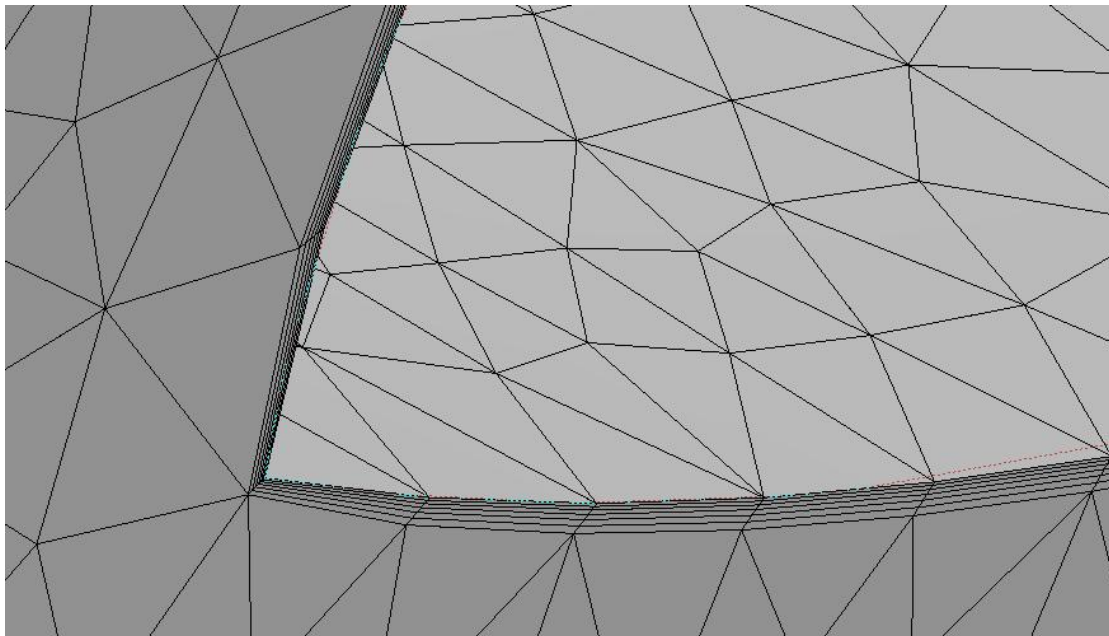
Εικόνα 5.6: Χαρακτηριστικά Sizing πλέγματος

Τέλος για την καλύτερη πρόβλεψη της τυρβώδους ροής στο οριακό στρώμα προστέθηκε γύρω από το αεροσκάφος Inflation. Ο ορισμός της εντολής στο λογισμικό έγινε βάση των στοιχείων του Πίνακα 8. Ορίστηκαν 6 στρώματα Inflation συνολικού πάχους (Total Thickness) ίσο με δ , δηλαδή το πάχος του οριακού στρώματος (βλ. Εικόνα 5.7). Η εντολή μπορεί να ορισθεί και με την τιμή του πάχους του 1ου στρώματος (First Layer Thickness), δηλαδή το πάχος Δy .

Details of "Inflation" - Inflation	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
Definition	
Suppressed	No
Boundary Scoping Method	Named Selections
Boundary	plane
Inflation Option	Total Thickness
<input type="checkbox"/> Number of Layers	6
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,2
<input type="checkbox"/> Maximum Thickness	5,2613e-003 m
Inflation Algorithm	Pre

Εικόνα 5.7: Ορισμός Inflation

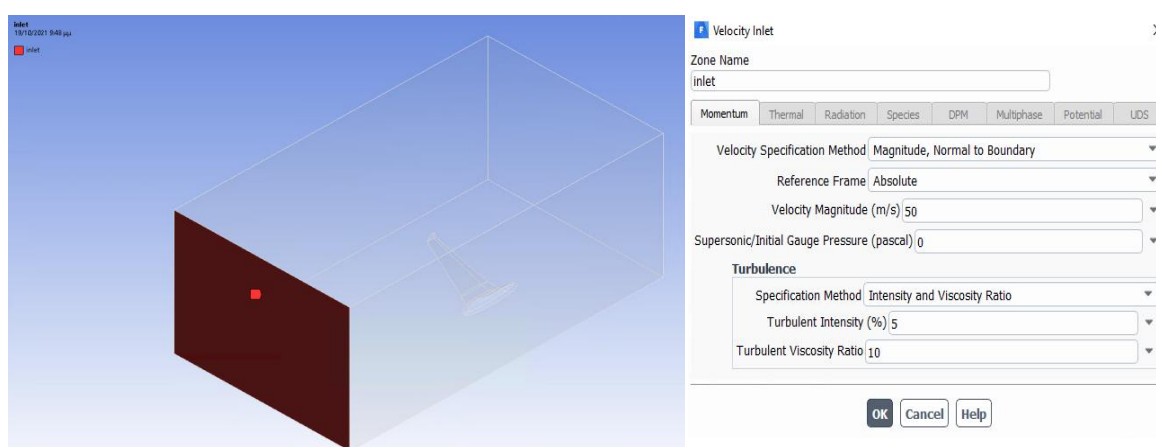
Τέλος στην Εικόνα 5.8 φαίνονται τα 6 στρώματα Inflation γύρω από το αεροσκάφος.



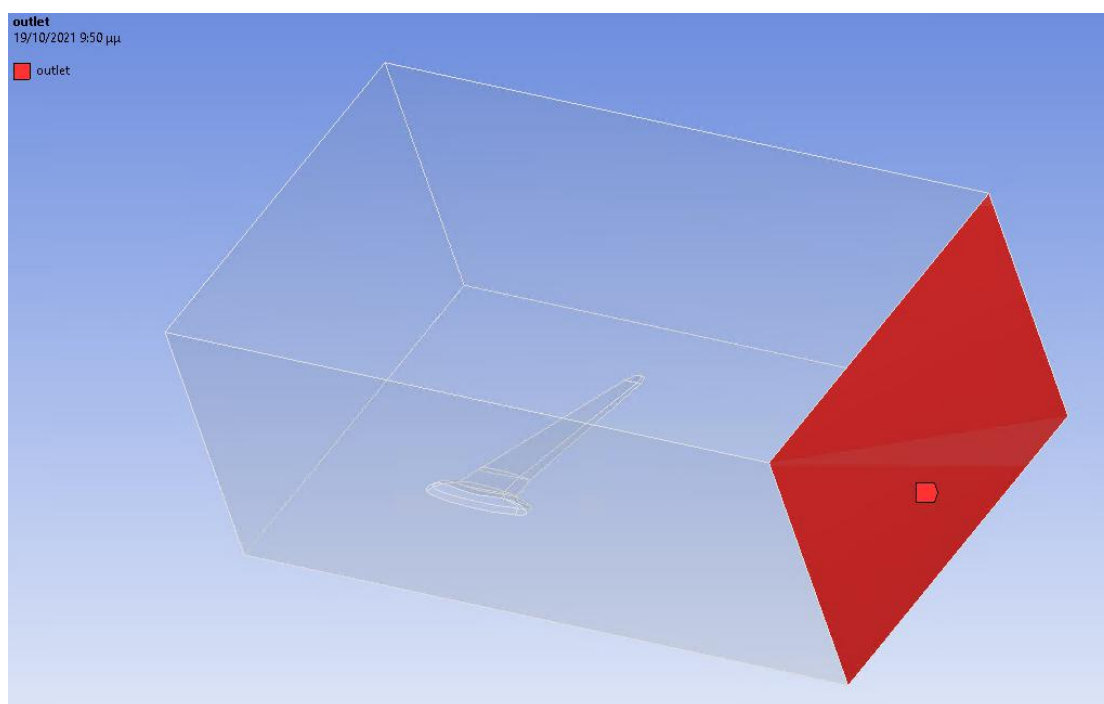
Εικόνα 5.8: Inflation γύρω από το αεροσκάφος

5.3 Χαρακτηριστικά επιλυτή

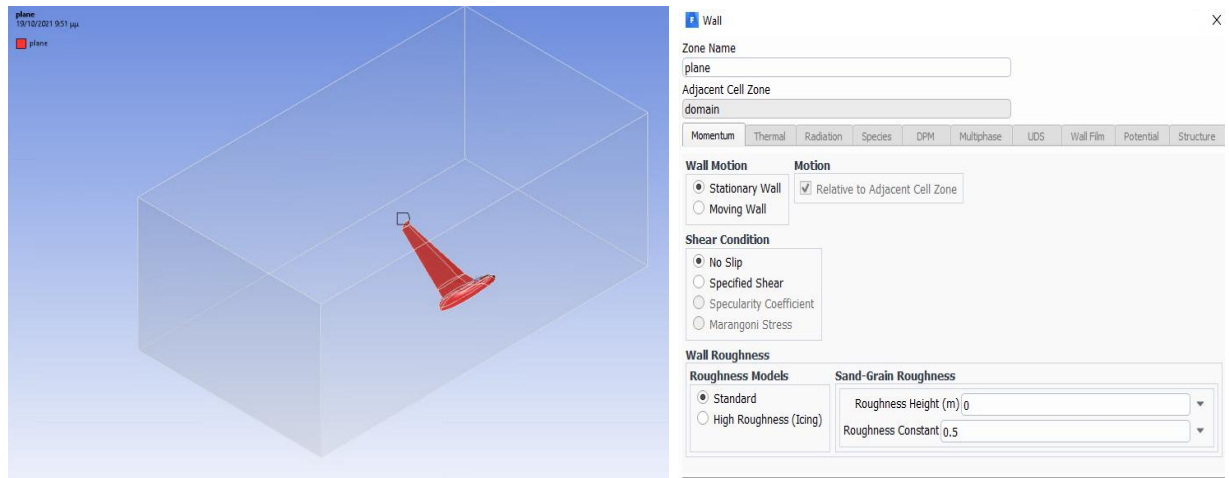
Σχετικά με τις παραμέτρους που χρησιμοποιήθηκαν στην επίλυση του προβλήματος πρώτα από όλα ορίζονται και εδώ οι οριακές συνθήκες του προβλήματος. Η μπροστά επιφάνεια του domain ορίζεται ως εισαγωγή του πεδίου ροής (inlet) στο οποίο ορίζουμε την ταχύτητα ροής του όπως φαίνεται στην Εικόνα 5.9. Έπειτα η πίσω επιφάνεια ορίστηκε ως απλή ακμή από την οποία εξέρχεται η ροή (outlet, Εικόνα 5.10). Οι επιφάνειες του αεροσκάφους ορίστηκαν με την συνθήκη τοιχώματος (βλ. Εικόνα 5.11). Επιπλέον ορίζουμε την επιφάνεια συμμετρίας του προβλήματος (βλ. Εικόνα 5.12). Τέλος οι 3 επιφάνειες που μένουν ορίζονται και αυτές με την συνθήκη τοιχώματος (Εικόνα 5.13 και Εικόνα 5.14).



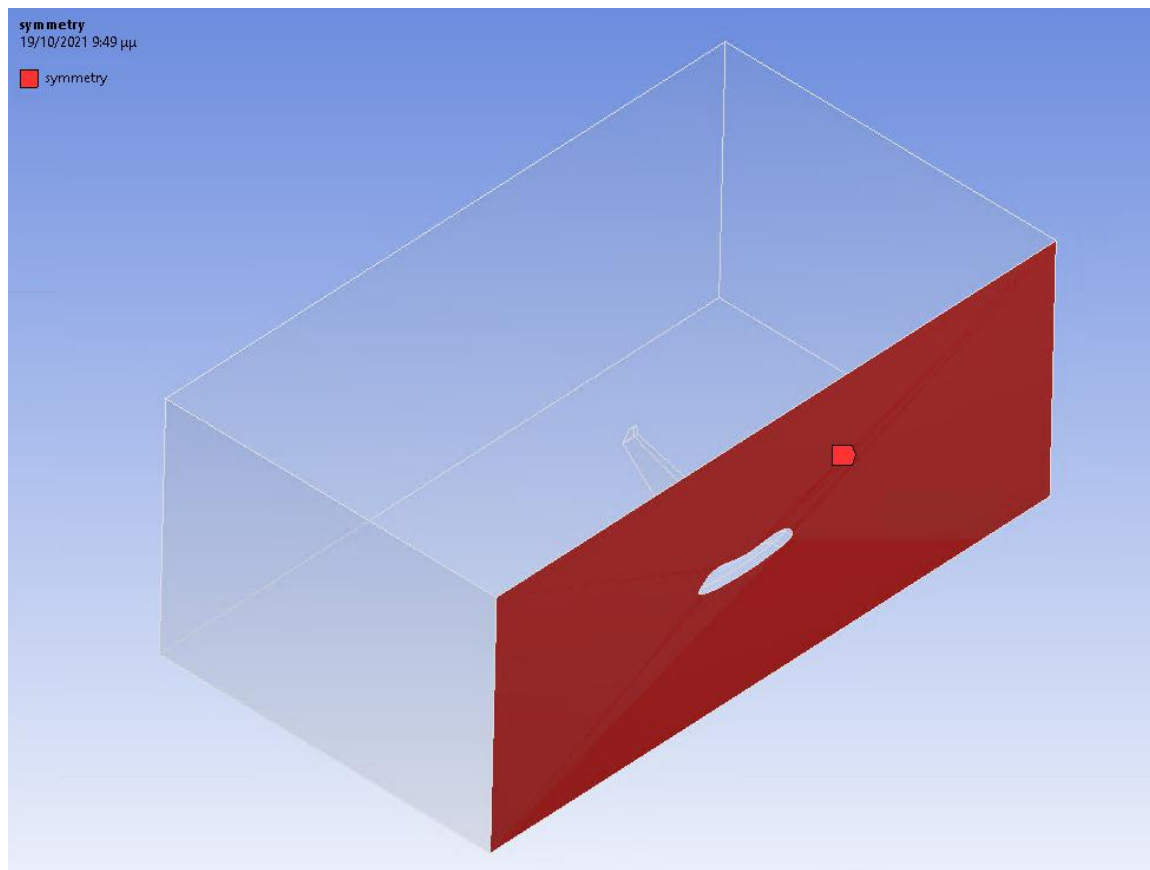
Εικόνα 5.9: Ορισμός εισαγωγής (inlet)



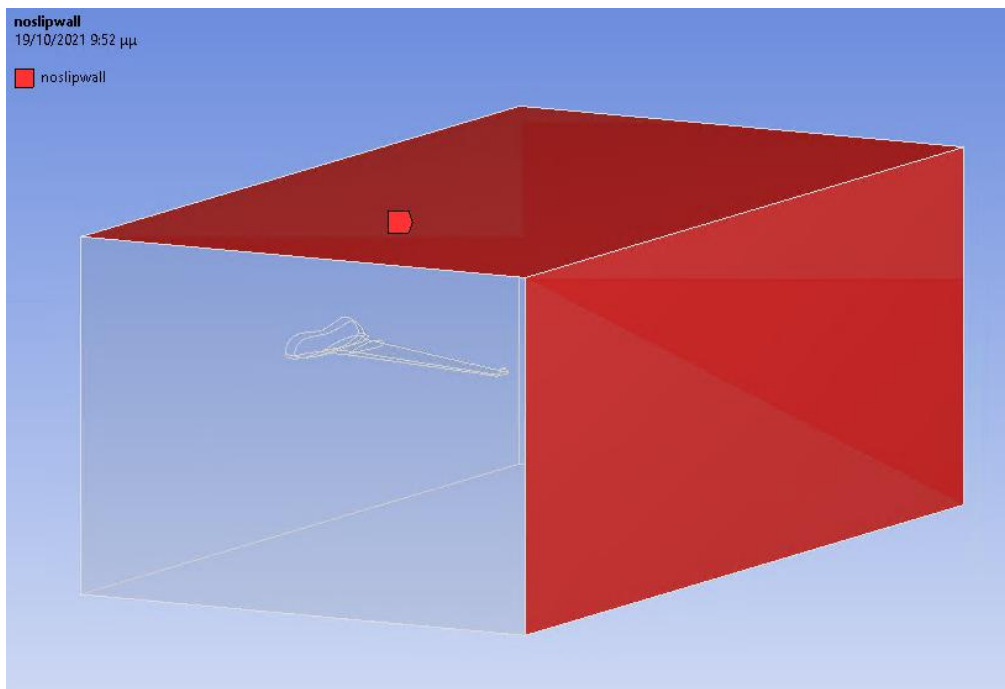
Εικόνα 5.10: Ορισμός outlet



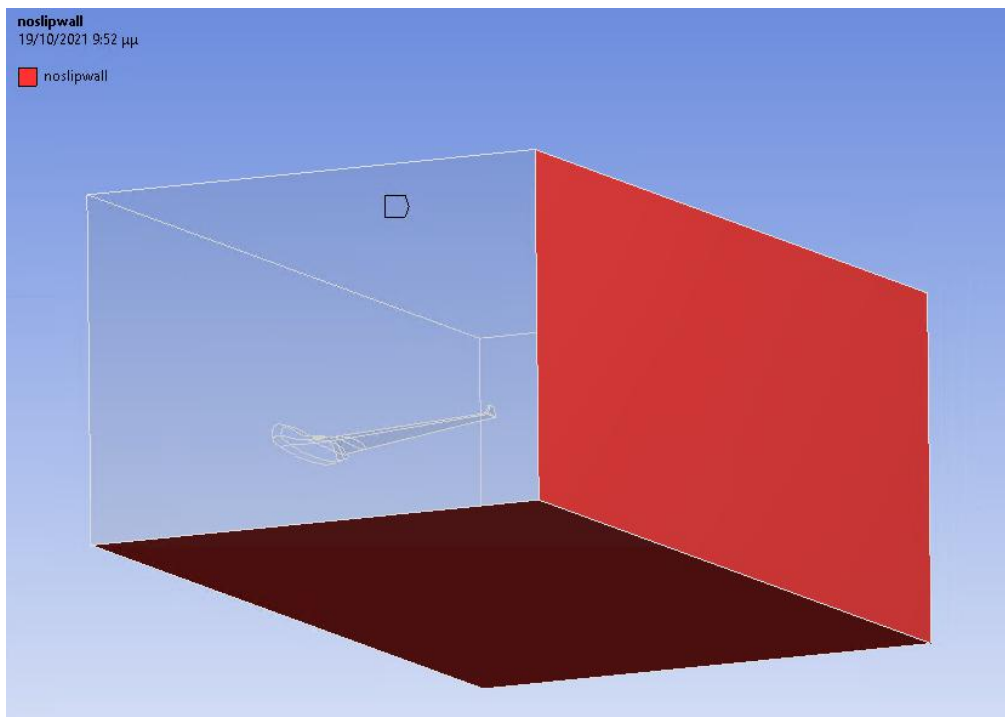
Εικόνα 5.11: Ορισμός επιφανειών αεροσκάφος με την συνθήκη τοιχώματος



Εικόνα 5.12: Ορισμός επιφάνειας συμμετρίας (symmetry)



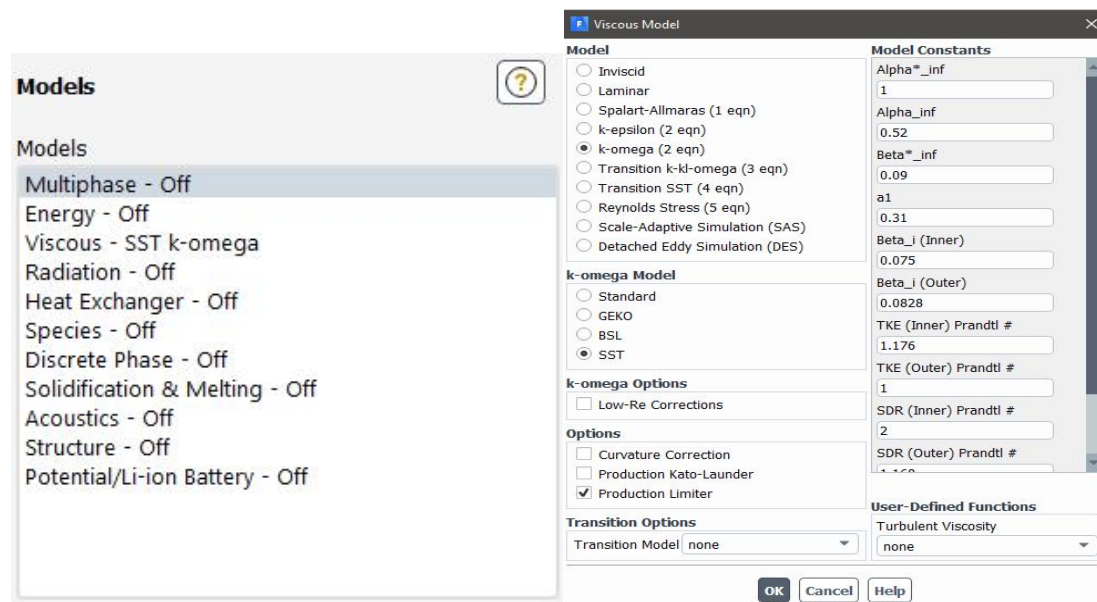
Εικόνα 5.13: Ορισμός τοιχωμάτων (no slip wall)



Εικόνα 5.14: Ορισμός τοιχωμάτων (no slip wall)

Ο ορισμός της επιφάνειας συμμετρίας αποτελεί καθοριστικό παράγοντα στην επίλυση του προβλήματος. Με αυτόν τον τρόπο το λογισμικό της ANSYS FLUENT αντιλαμβάνεται και επιλύει το πρόβλημα για ολόκληρη την γεωμετρία έχοντας κάνει εισαγωγή μόνο το ένα από τα δυο συμμετρικά μέρη. Με αυτόν τον τρόπο γίνεται εξοικονόμηση υπολογιστικής ισχύς και χρόνου.

Επίσης ορίστηκε και εδώ η ομάδα των κριτηρίων σύγκλισης. Για όλες τις εξισώσεις (continuity, x-velocity, y-velocity, k, omega) η μέγιστη αυτή τιμή ορίστηκε ίση με 10^{-6} . Η μικρή αυτή τιμή καθιστά την ανάλυση χρονοβόρα ειδικά όταν πρόκειται για πτήση με κάποια γωνία προσβολής αλλά προσφέρει αυξημένη αξιοπιστία αποτελεσμάτων. Τέλος ορίσαμε το μοντέλο τύρβης SST k- ω (Εικόνα 5.15) με τον ίδιο ακριβώς τρόπο όπως και στην ανάλυση της αεροτομής SD7037.



Εικόνα 5.15: Ορισμός μοντέλου τύρβης k- ω SST

5.4 Παρουσίαση αποτελεσμάτων

5.4.1 Αριθμητικά αποτελέσματα συντελεστών και δυνάμεων

Στην ενότητα αυτή θα γίνει παρουσίαση των αριθμητικών αποτελεσμάτων των δυνάμεων άνωσης και αντίστασης καθώς επίσης και των συντελεστών τους για το εύρος των γωνιών που αναλύθηκαν. Οι γωνίες αυτές είναι οι 0, 5, 10, 12, 15, 20 και 30 μοίρες. Είναι ένα μεγάλο εύρος γωνιών στο οποίο μπορούν να αντληθούν πληροφορίες για το αεροσκάφος. Στο σημείο αυτό να επισημανθεί ότι ορίστηκε στο ANSYS FLUENT να παραθέτει τα αποτελέσματα τ δύναμης άνωσης (F_L) και αντίστασης (F_D) από τα οποία υπολογίστηκαν οι συντελεστές τους από τις παρακάτω σχέσεις:

$$C_l = \frac{2F_L}{\rho U^2 S}$$

$$C_d = \frac{2F_D}{\rho U^2 S}$$

Τα αριθμητικά αποτελέσματα για τις παραπάνω γωνίες φαίνονται στο Πίνακα 9.

Πίνακας 9: Τιμές δυνάμεων και συντελεστών

A.ο.A	F_L	C_l	F_D	C_d	C_l/C_d
0	1666	0.158	82	0.007	20.32
5	4340	0.412	186	0.017	23.34
10	6385	0.606	396	0.037	16.12
12.5	6742	0.640	618	0.058	10.91
15	6388	0.606	950	0.0902	6.72
20	5446	0.517	1662	0.157	3.28
30	5264	0.499	3039	0.288	1.73

Αρχικά το πρώτο πράγμα που παρατηρείται είναι αν η πτέρυγα είναι ικανή να παράξει αρκετή άνωση ώστε το αεροπλάνο να μπορεί να εκτελεί σταθερή πτήση. Για συμβαίνει αυτό θα πρέπει η δύναμη άνωσης σε κάθε γωνία προσβολής να υπερβαίνει ή να ισούται τη δύναμη του βάρους. Υπενθυμίζεται ότι το βάρος του αεροσκάφους είναι 140kg, δηλαδή 1400N. Σε όλες τις γωνίες προσβολής η δύναμη άνωσης είναι μεγαλύτερη των 1400N, συνεπώς η πτέρυγα παράγει ικανοποιητική άνωση ώστε το αεροσκάφος να εκτελεί πτήση στις παραπάνω γωνίες προσβολής.

Όσον αναφορά την δύναμη άνωσης και τον συντελεστή της η συμπεριφορά τους, όπως είναι αναμενόμενο, είναι παρόμοια. Όσο αυξάνεται η γωνία προσβολής τόσο αυξάνεται και η δύναμη άνωσης, μέχρι βέβαια τις 12.5 μοίρες όπου εμφανίζεται η μέγιστη τιμή της. Από τις 12.5° μέχρι και τις 30° η δύναμη άνωσης αρχίζει και ελαττώνεται αφού η αποκόλληση της ροής είναι συνεχώς μεγαλύτερη. Παρ' όλα αυτά η πτέρυγα συνεχίζει να παράγει ικανοποιητικές τιμές άνωσης και δεν επέρχεται απώλεια στήριξης (stall). Η συμπεριφορά αυτή είναι αναμενόμενη καθώς συμβαδίζει με την συμπεριφορά της αεροτομής SD7037 που απαρτίζει την πτέρυγα. Παρουσιάζουν μέγιστες και ελάχιστες τιμές συντελεστή άνωσης στο ίδιο εύρος γωνιών. Αυτό ενισχύει και την πιστότητα της προσομοίωσης καθώς θα ήταν παράλογο η συμπεριφορά της πτέρυγας να μην συμβαδίζει με αυτήν της αεροτομής από την οποία δημιουργήθηκε.

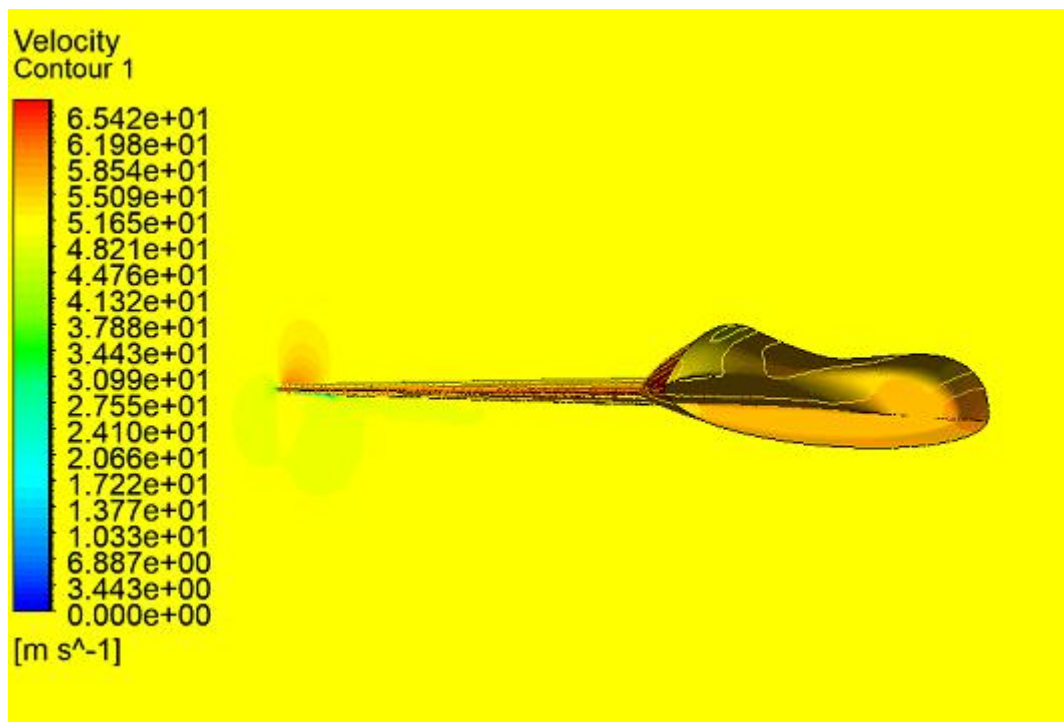
Η δύναμη αντίστασης αρχικά υποδεικνύει την δύναμη ώσης που πρέπει να προσφέρεται στο αεροσκάφος σε κάθε περίπτωση ώστε να μπορεί να πραγματοποιεί ομαλή πτήση. Όσο αυξάνεται η γωνία προσβολής τόσο μεγαλύτερο μέρος του αεροσκάφους εκτίθεται στην ροή συνεπώς αυξάνεται και η δύναμη αντίστασης άρα απαιτείται και μεγαλύτερη δύναμη ώσης για να μην επέλθει απώλεια στήριξης.

Σύμφωνα με τα παραπάνω είναι εμφανές ότι τόσο ο συντελεστής άνωσης όσο και ο συντελεστής αντίστασης αυξάνονται με την αύξηση της γωνίας προσβολής. Η αύξηση του συντελεστή αντίστασης δεν είναι ωφέλιμη. Η γωνία προσβολής στην οποία η απόδοση του αεροσκάφους είναι η μέγιστη δυνατή είναι αυτή όπου ο λόγος C_l/C_d είναι μέγιστος. Ο μέγιστος λόγος C_l/C_d παρατηρείται στην περιοχή των 5 μοιρών. Στην ίδια περιοχή δηλαδή που παρατηρείται και στην αεροτομή SD7037.

5.4.2 Παρουσίαση διαγραμμάτων προσομοιώσεων

Στην ενότητα αυτή θα γίνει παρουσίαση ορισμένων διαγραμμάτων προσομοίωσης της ροής γύρω από το αεροσκάφος. Οι γωνίες οι οποίες επιλέχθηκαν για την παρουσίαση των προσομοιώσεων είναι οι 0, 12.5 και 20 μοίρες. Μπορεί να γίνει προσομοίωση για οποιαδήποτε γωνία προσβολής αλλάζοντας απλά στο στάδιο της γεωμετρίας την γωνία προσβολής. Στις γωνίες που επιλέχθηκαν μπορεί να φανεί η συμπεριφορά του ρευστού όσο αυξάνεται η κλίση πτήσης. Για την μελέτη αυτή τοποθετήθηκαν τρία κατακόρυφα επίπεδα (plane) πάνω στην πτέρυγα. Ένα στην άκρη της πτέρυγας, ένα στο μέσο και ένα κοντά στην βάση της πτέρυγας ώστε να έχουμε μια γενική εικόνα για τις συνθήκες που επικρατούν σε όλο το μήκος της πτέρυγας. Πάνω σε αυτά τα επίπεδα ορίστηκαν contours και streamlines ταχυτήτων και πιέσεων για κάθε μια από τις παραπάνω γωνίες τα οποία παρουσιάζονται παρακάτω.

- **0 μοίρες**



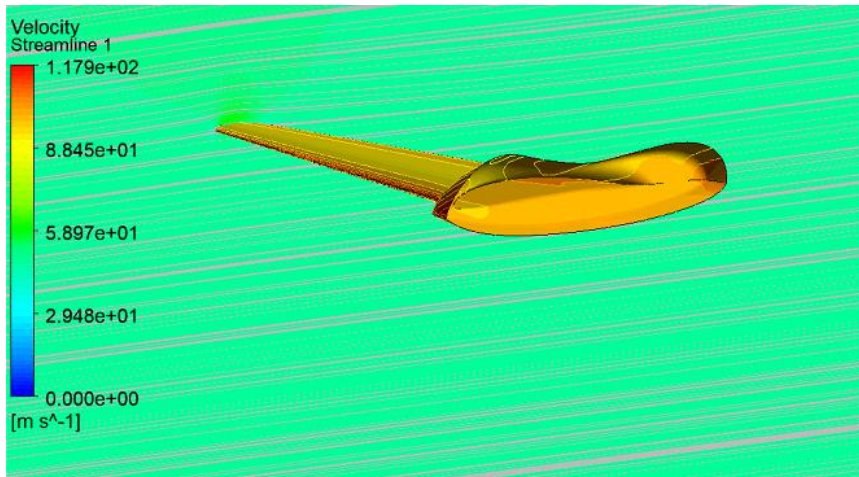
Εικόνα 5.16: Contour ταχύτητας γύρω από την πτέρυγα



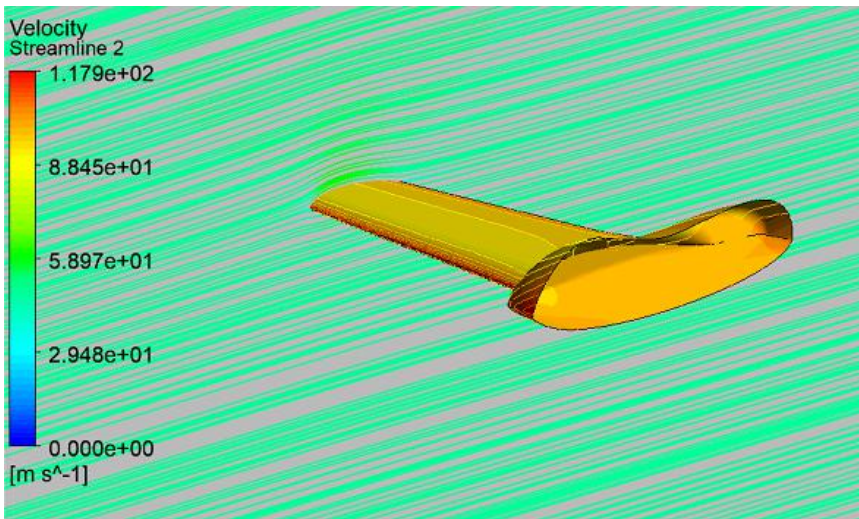
Εικόνα 5.17: Contour πίεσης γύρω από την πτέρυγα

Από τα contour ταχύτητας (Εικόνα 5.16) και πίεσης (Εικόνα 5.17) γύρω από την πτέρυγα του αεροσκάφους είναι εμφανή ορισμένα αναμενόμενα πράγματα. Αρχικά, σχετικά με την πίεση, παρατηρείται ότι στην κάτω πλευρά της πτέρυγας η πίεση είναι μεγαλύτερη από αυτήν της πάνω επιφάνειας καθώς το αεροσκάφος ακόμα και στις 0 μοίρες παράγει άνωση όποτε δημιουργείται η επιθυμητή διαφορά πιέσεων μεταξύ των δύο επιφανειών. Επιπλέον από την στιγμή που η πίεση είναι μικρότερη στο επάνω μέρος της πτέρυγας είναι λογικό και επόμενο η ταχύτητα του ρευστού να είναι μεγαλύτερη. Επιπλέον σε όλα τα διαγράμματα φαίνεται και η κατανομή της πίεσης στο ίδιο το αεροσκάφος. Οι μεγαλύτερες τιμές εμφανίζονται αρχικά στην ακμή προσβολής της ροής στην πτέρυγα και στο αεροσκάφος καθώς επίσης και στην κάτω επιφάνεια του.

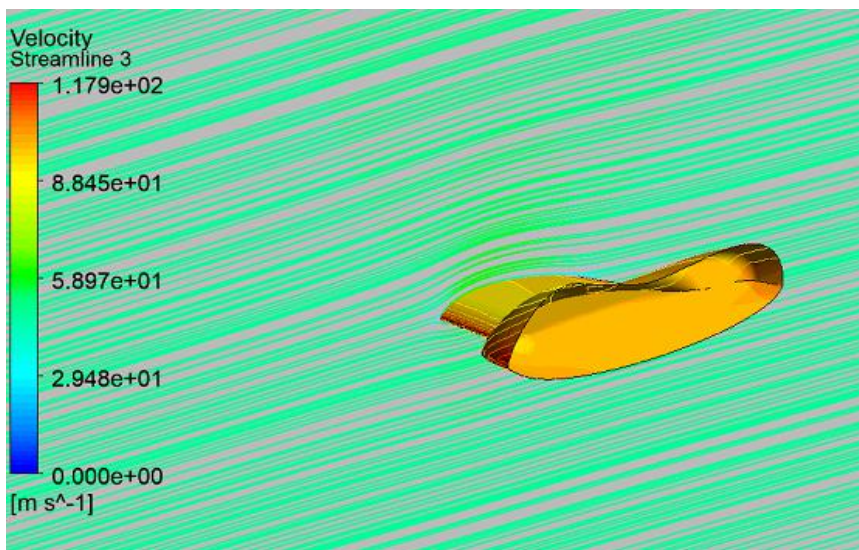
Σχετικά με την ροή γύρω από την πτέρυγα δεν παρατηρείται κάποια αναταραχή σύμφωνα με τα παραπάνω γραφήματα. Για μια καλύτερη όμως εικόνα της ροής πάνω στην πτέρυγα παρατίθεται τα γραφήματα δεσμών ταχυτήτων (streamline) στα τρία επίπεδα (plane) που ορίστηκαν κατά μήκος της πτέρυγας.



Εικόνα 5.18: Streamline ταχύτητας στην άκρη της πτέρυγα



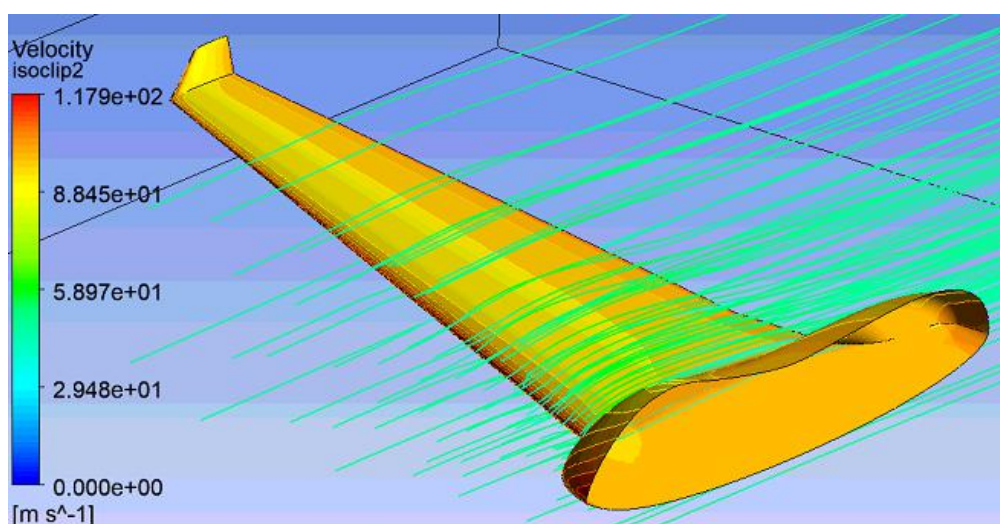
Εικόνα 5.19: Streamline ταχύτητας στην μέση της πτέρυγα



Εικόνα 5.20: Streamline ταχύτητας στην βάση της πτέρυγα

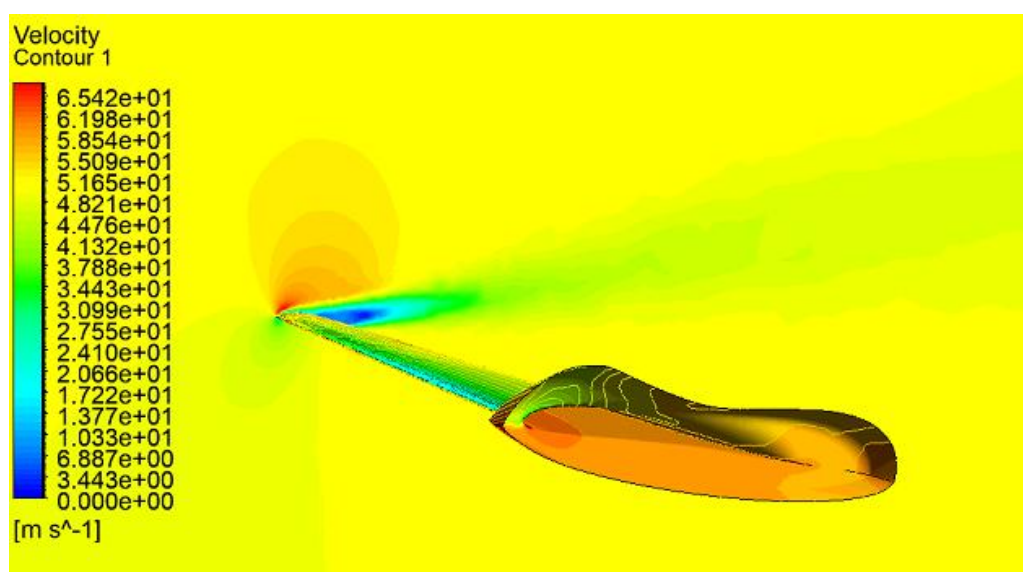
Από τα τρία παραπάνω streamline είναι εμφανές ότι η ροή κατά μήκος της πτέρυγας είναι ομαλή χωρίς αναταραχές. Επίσης δεν παρατηρείται κάποια αποκόλληση της ροής η οποία ακολουθεί εφαιπτομενικά την κατεύθυνση της πτέρυγας. Επίσης σε όλο της το μήκος συναντώνται τα κριτήρια παραγωγής άνωσης. Η ροή λοιπόν όπως ήταν αναμενόμενο στις 0° δεν αποκολλάται και εφάπτεται της πτέρυγας.

Τέλος για μια καλύτερη τρισδιάστατη εικόνα της ροής δημιουργήθηκε το isoclip ταχύτητας της Εικόνας 5.21. Με αυτό το εργαλείο είναι εφικτό να εφαρμοστεί μεμονωμένα σε όποιο σημείο θέλουμε δέσμες ροής. Έτσι λοιπόν εφαρμόστηκε κατά μήκος της πτέρυγας το συγκεκριμένο εργαλείο για τον εντοπισμό τυχόν αναταραχών στην ροή. Και στην περίπτωση αυτή δεν παρατηρείται κάτι ασυνήθιστο και μη αναμενόμενο.

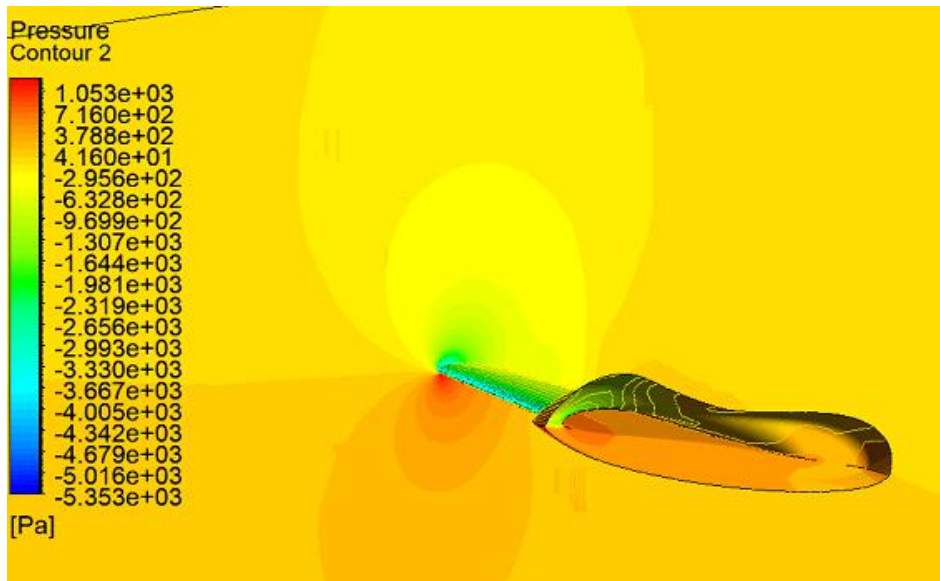


Εικόνα 5.21: Isoclip ταχύτητας κατά μήκος της πτέρυγα

● **12.5 μίρες**

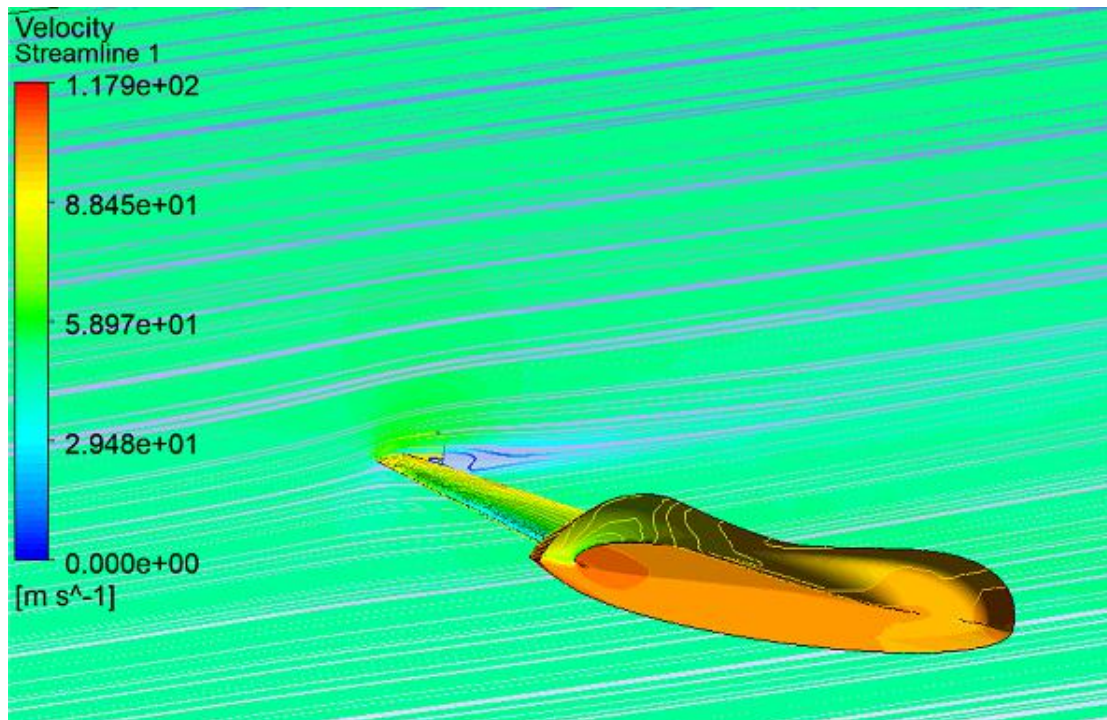


Εικόνα 5.22: Contour ταχύτητας γύρω από την πτέρυγα



Εικόνα 5.23: Contour πίεσης γύρω από την πτέρυγα

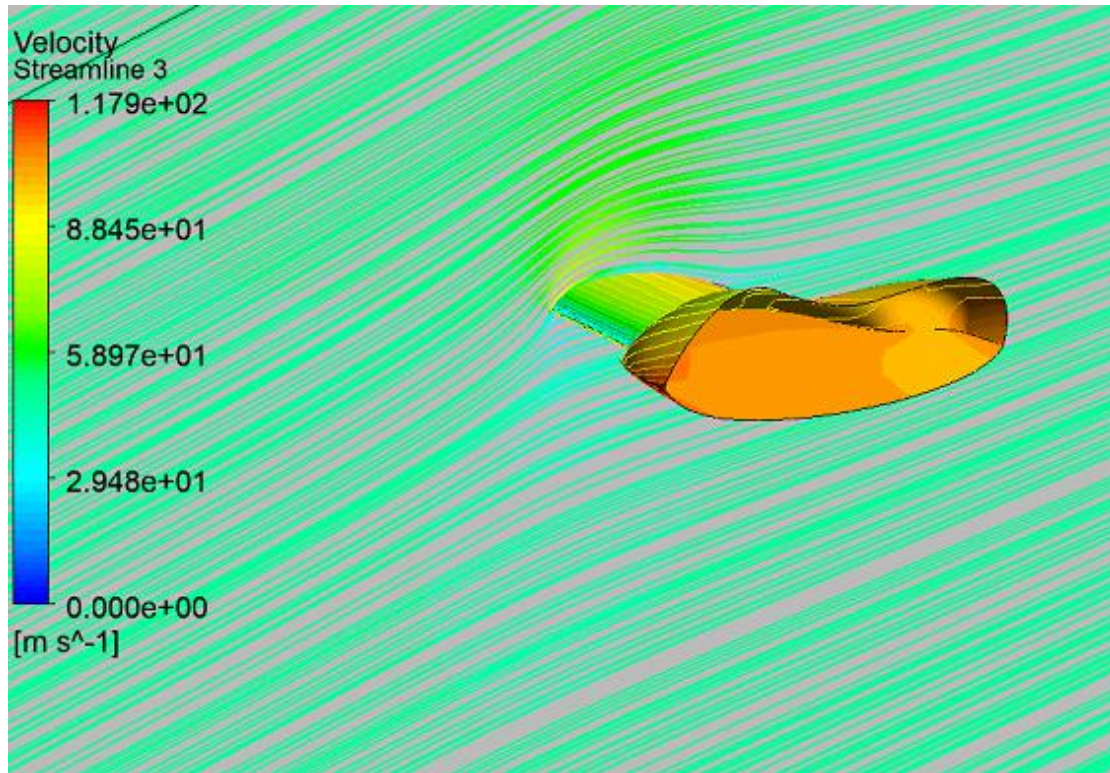
Στην περίπτωση των 12.5° η διαφορά πιέσεων μεταξύ των δύο πλευρών της πτέρυγας είναι σημαντικά μεγαλύτερη από αυτή των 0° . Αναμενόμενο αφού στις 12.5° η πτέρυγα παράγει τη μέγιστη δύναμη άνωσης. Στην Εικόνα 5.22 φαίνεται η ταχύτητα να είναι μεγαλύτερη στην επάνω πλευρά, είναι όμως εμφανής κάποια διαταραχή της ροής καθώς στο πίσω επάνω μέρος της πτέρυγας η ταχύτητα μειώνεται σημαντικά. Αυτό πιθανόν οφείλεται σε κάποια αποκόλληση της ροής η οποία θα είναι εμφανής στα γραφήματα streamline (Εικόνες 5.24, 5.25, 5.26) και isoclip (Εικόνα 5.27) που ακολουθούν.



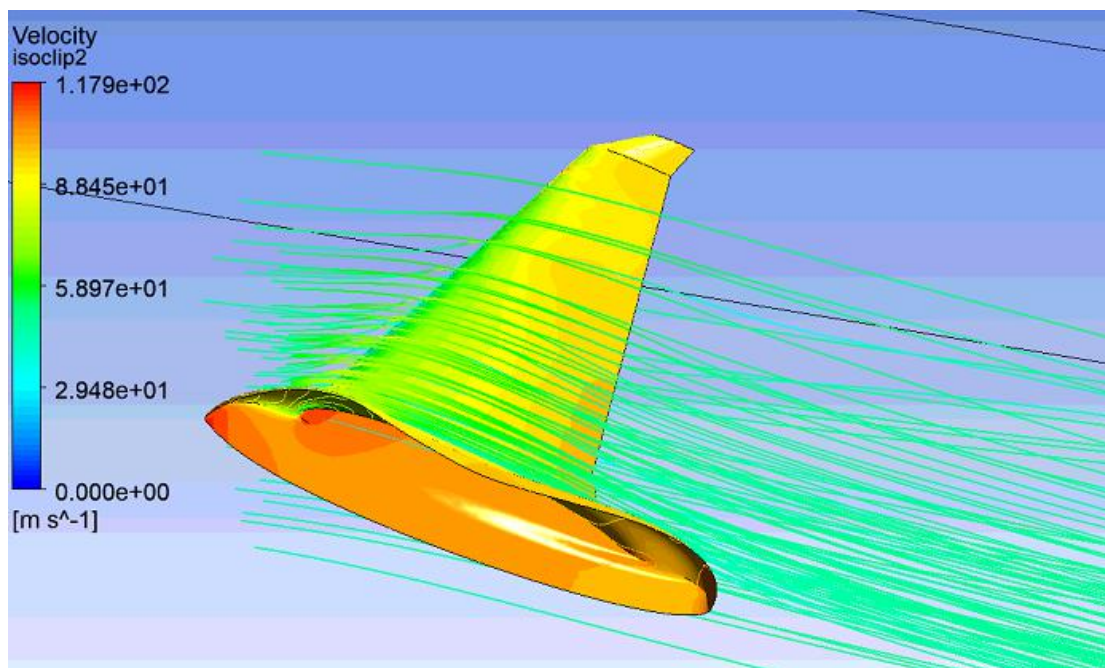
Εικόνα 5.24: Streamline ταχύτητας στην άκρη της πτέρυγα



Εικόνα 5.25: Streamline ταχύτητας στην μέση της πτέρυγα



Εικόνα 5.26: Streamline ταχύτητας στην βάση της πτέρυγα

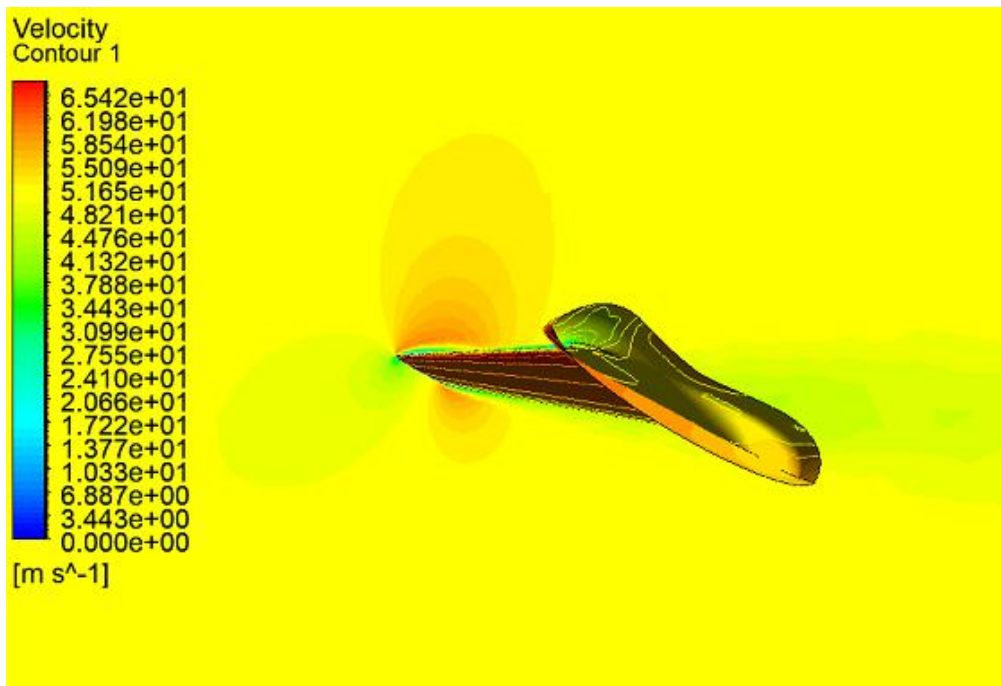


Εικόνα 5.27: Isoclip ταχύτητας κατά μήκος της πτέρυγα

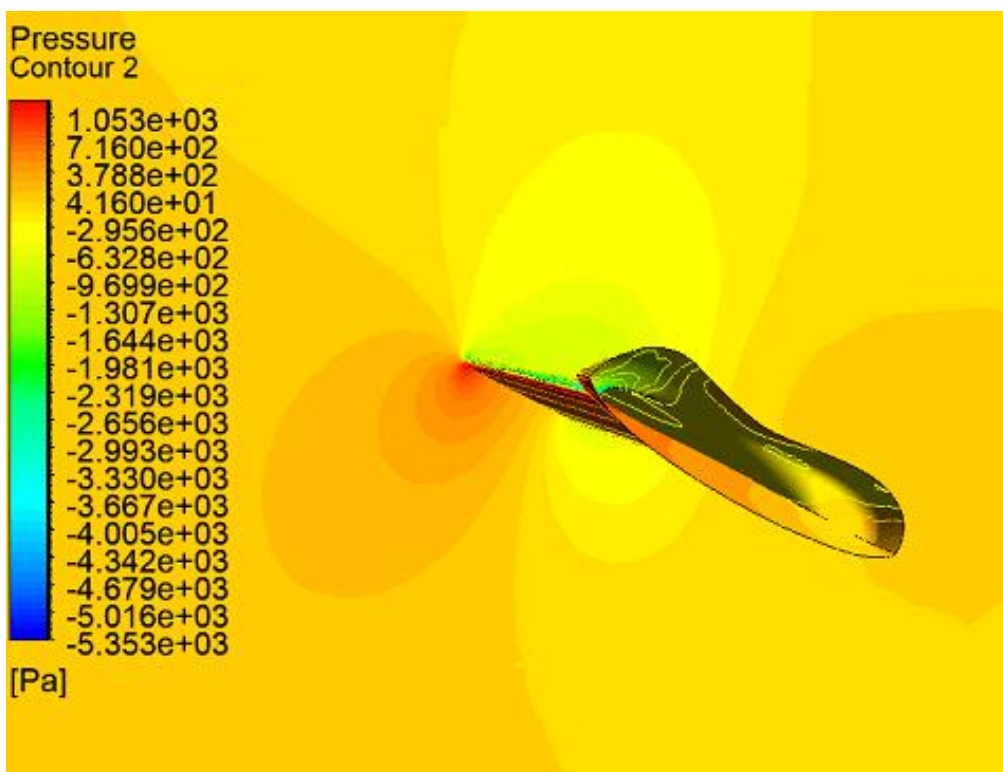
Από τα παραπάνω γραφήματα είναι ξεκάθαρο πλέον ότι όντως υπάρχει αποκόλληση της ροής από την πτέρυγα. Αυτό φαίνεται από τις δίνες που δημιουργούνται στην περιοχή της αποκόλλησης όπου η ταχύτητα έχει μειωθεί σημαντικά. Βέβαια η πτέρυγα συνεχίζει να είναι λειτουργική και να παράγει άνωση. Η αποκόλληση της ροής στην βάση της πτέρυγας είναι μηδαμινή, σχεδόν δεν υφίσταται. Αντίθετα η αποκόλληση της ροής συναντάται στο μέσο της πτέρυγας και γίνεται πιο έντονη καθώς η ροή κινείται προς το άκρο της πτέρυγας. Η συμπεριφορά αυτή είναι κοινή σε κάθε είδους αεροσκάφος, γι' αυτό και αναπτύσσονται συνεχόμενα διάφορες γεωμετρίες και επιφάνειες πάνω στην πτέρυγα που έχουν σκοπό η αποκόλληση της ροής να επέρχεται όσο το δυνατόν στην άκρη της πτέρυγας γίνεται. Αυτό συμβαίνει γιατί στο σημείο αυτό δεν υπάρχουν πολλές επιφάνειες ελέγχου, η λειτουργία των οποίων σχετίζεται άμεσα με την αποκόλληση της ροής.

Γενικότερα η αποκόλληση σχετίζεται με τον λόγο μείωσης διαστάσεων της πτέρυγας C_t/C_r , όπου C_t η ακτίνα στην άκρη της πτέρυγας και C_r η ακτίνα στην βάση της πτέρυγας. Για λόγο $C_t/C_r=1$ η αποκόλληση εμφανίζεται στην βάση ενώ όσο μειώνεται ο λόγος η αποκόλληση μετακινείται προς την ακμή της πτέρυγας. Στην περίπτωση μας που ο λόγος $C_t/C_r=0.3$ η αποκόλληση συναντάται όπως είναι αναμενόμενο προς την άκρη της πτέρυγας.

● 20 μοίρες

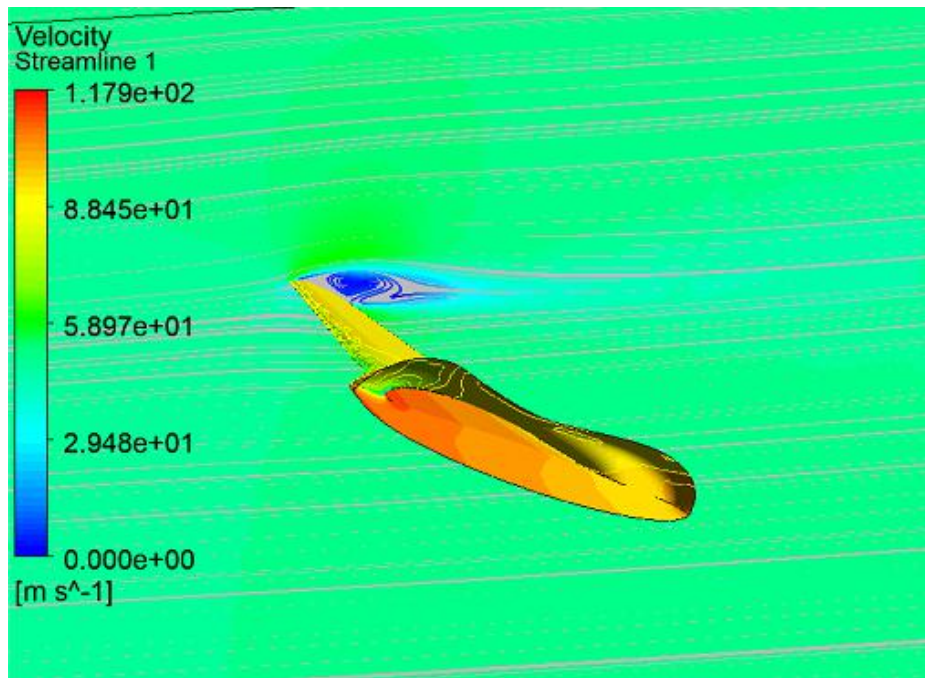


Εικόνα 5.28: Contour ταχύτητας γύρω από την πτέρυγα

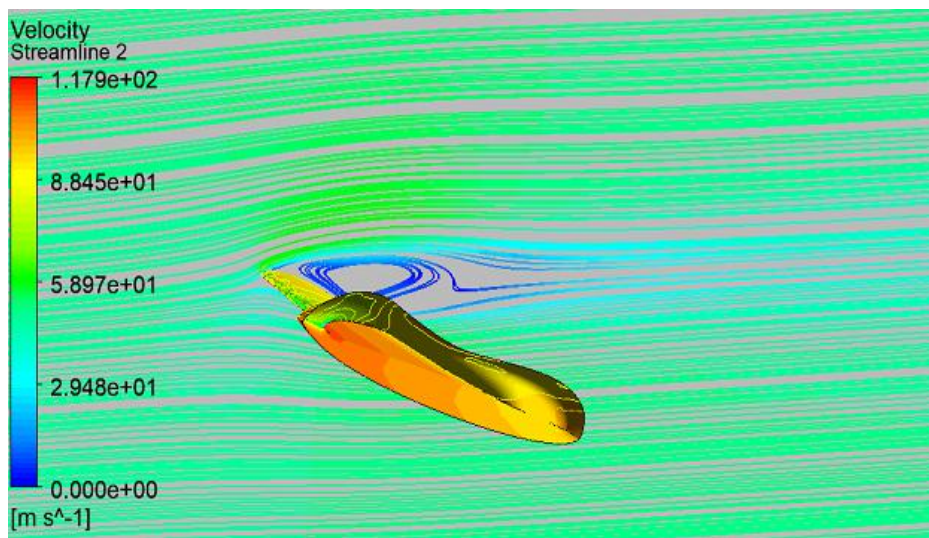


Εικόνα 5.29: Contour πίεσης γύρω από την πτέρυγα

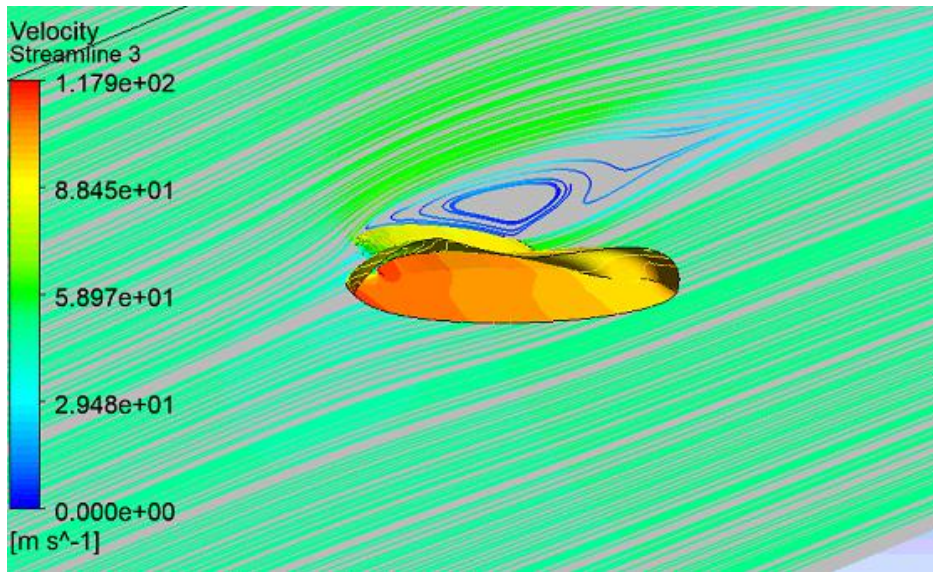
Από τα παραπάνω contour φαίνεται ότι και στις 20° η λειτουργεί και παράγει άνωση. Βέβαια τέτοιες κλίσεις κατά την διάρκεια πτήσης συναντώνται σπάνια, κυρίως σε αναγκαστικούς ελιγμούς και σπάνια κατά την προσγείωση. Είναι όμως σημαντικό να επιβεβαιωθεί ότι και σε τέτοιες περιπτώσεις το αεροσκάφος είναι ικανό να ανταποκριθεί. Για τον λόγο αυτό δημιουργήθηκαν και στην σπάνια αυτή περίπτωση τα παρακάτω διαγράμματα.



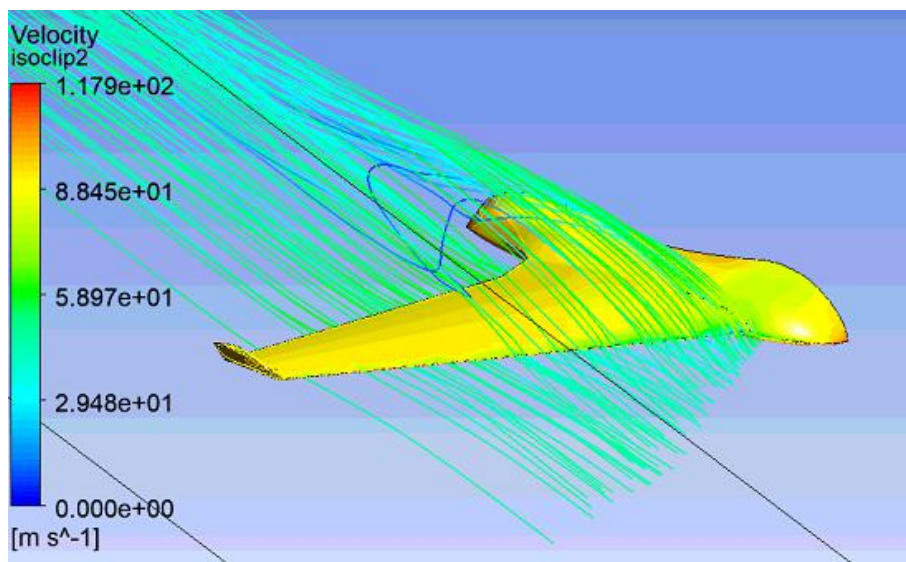
Εικόνα 5.30: Streamline ταχύτητας στην άκρη της πτέρυγα



Εικόνα 5.31: Streamline ταχύτητας στην μέση της πτέρυγα



Εικόνα 5.32: Streamline ταχύτητας στην βάση της πτέρυγα



Εικόνα 5.33: Isoclip ταχύτητας κατά μήκος της πτέρυγα

Στην περίπτωση αυτή η αποκόλληση της ροής είναι σημαντική σε όλο το μήκος της πτέρυγας παρόλα αυτά δεν είναι σε κρίσιμο σημείο ώστε να επέλθει απώλεια στήριξης του αεροσκάφους καθώς η ροή διέρχεται με ικανοποιητική ταχύτητα πάνω από την αεροτομή και δεν διακόπτεται. Επίσης υπάρχει μια έντονη διαταραχή της ροής καθώς αυτή εξέρχεται από την πτέρυγα αφού οι δίνες λόγω της αποκόλλησης είναι ακόμα πιο έντονες στην περίπτωση αυτή. Συμπερασματικά είναι προτιμότερο να αποφεύγονται αυτές οι απότομες κλίσεις για τον καλύτερο έλεγχο του αεροσκάφους.

5.5 Επίδραση ακροπτερυγίων (wingtips/winglets)

Υπάρχουν πολλοί παράγοντες που επηρεάζουν την ποσότητα της αεροδυναμικής αντίστασης που παράγει ένα σώμα. Η αντίσταση εξαρτάται από το σχήμα, το μέγεθος και την κλίση του αντικειμένου καθώς επίσης και από τις συνθήκες ροής του αέρα που διέρχεται από αυτό. Για μια τρισδιάστατη πτέρυγα, υπάρχει μία πρόσθετη αντίσταση, η οπισθέλκουσα ή αντίσταση λόγω άνωσης (επαγόμενη αντίσταση). Η επαγόμενη αντίσταση είναι ένα τρισδιάστατο φαινόμενο που σχετίζεται με την κατανομή της άνωσης κατά μήκος της πτέρυγας. Η ροή κοντά στις άκρες των φτερών έχει ισχυρή επίδραση στην ποσότητα της επαγόμενης αντίστασης λόγω των στροβιλισμών που δημιουργούνται στα άκρα των πτερυγίων. Αυτό συμβαίνει γιατί η ροή υψηλής πίεσης στο κάτω μέρος της πτέρυγας έχει την τάση να πηγαίνει προς την περιοχή χαμηλής πίεσης στο πάνω μέρος της πτέρυγας δημιουργώντας έτσι έντονους στροβιλισμούς.

Ο συντελεστής AR είναι ο λόγος του τετραγώνου του ανοίγματος προς την επιφάνεια των φτερών ($AR=b^2/S$). Η επαγόμενη αντίσταση σχετίζεται αντιστρόφως με τον λόγο διαστάσεων του φτερού. Τα μακριά λεπτά φτερά έχουν χαμηλή επαγωγή. Τα φτερά με ελλειπτική κάτοψη έχουν επίσης χαμηλότερη επαγόμενη αντίσταση από τα ορθογώνια φτερά. Η εξαιρετική αεροδυναμική απόδοση του βρετανικού Spitfire του Β' Παγκοσμίου Πολέμου οφείλεται εν μέρει στο ελλειπτικό σχήμα της πτέρυγας που έδωσε στο αεροσκάφος μια πολύ χαμηλή ποσότητα επαγόμενης αντίστασης.

Η επαγόμενη αντίσταση υπολογίζεται από την σχέση:

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Όπου e η απόδοση της πτέρυγας ανάλογα με την γεωμετρία της. Η εισαγωγή των ακροπτερυγίων αυξάνει τον συντελεστή AR μειώνοντας την επαγόμενη αντίσταση. Συνεπώς τα αεροσκάφη παράγουν μεγαλύτερη άνωση μειώνοντας ταυτόχρονα την επαγόμενη αντίσταση, άρα και την συνολική αντίσταση αυξάνοντας την αποδοτικότητα τους. Δοκιμαστικές πτήσεις της NASA έχουν δείξει ότι τα ακροπτερύγια μειώνουν την κατανάλωση έως 7%.

Για να ελεγχθεί η επίδραση των ακροπτερυγίων στο αεροσκάφος που κατασκευάστηκε έγιναν προσομοιώσεις στο ANSYS FLUENT στις οποίες αφαιρέθηκαν τα ακροπτερύγια. Τα αποτελέσματα φαίνονται στον Πίνακα 10 και Πίνακα 11 οι οποίοι περιέχουν και τα αποτελέσματα του Πίνακα 9 για την σύγκριση τους.

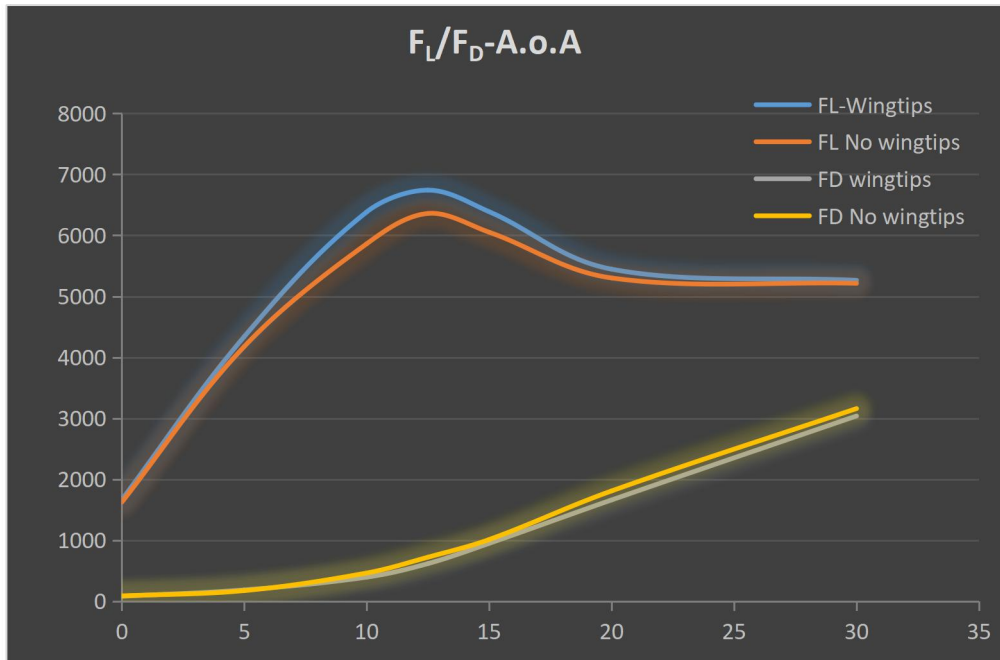
Πίνακας 10: Σύγκριση συντελεστών δυνάμεων αεροσκάφους με χρήση και μη ακροπτερυγίων

Wingtips			No wingtips		
A.o.A	C_l	C_d	A.o.A	C_l	C_d
0	0.158	0.007	0	0.155	0.008
5	0.412	0.017	5	0.399	0.016
10	0.607	0.037	10	0.5604	0.0443
12.5	0.6403	0.058	12.5	0.607	0.0691
15	0.606	0.0902	15	0.578	0.0968
20	0.517	0.157	20	0.506	0.173
30	0.499	0.288	30	0.498	0.302

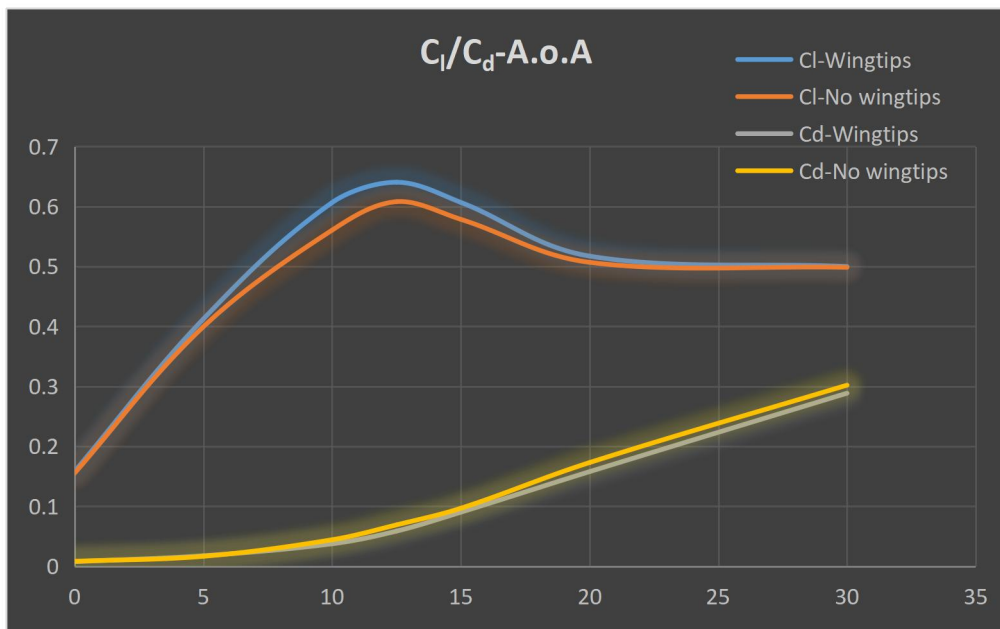
Πίνακας 11: Σύγκριση δυνάμεων αεροσκάφους με χρήση και μη ακροπτερυγίων

Wingtips			No wingtips		
A.o.A	F_L	F_D	A.o.A	F_L	F_D
0	1666	82	0	1625	88
5	4340.82	186	5	4178	175
10	6385	396	10	5863	464
12.5	6742	618	12.5	6360	723
15	6388	950	15	6052	1013
20	5446	1662	20	5302	1810
30	5264	3039	30	5214	3160

Για την καλύτερη και ευκολότερη οπτική κατανόηση των αποτελεσμάτων των Πινάκων 11 και 12 παρατίθενται τα αποτελέσματα τους σε μορφή διαγραμμάτων (Εικόνα 5.34 και Εικόνα 5.35).



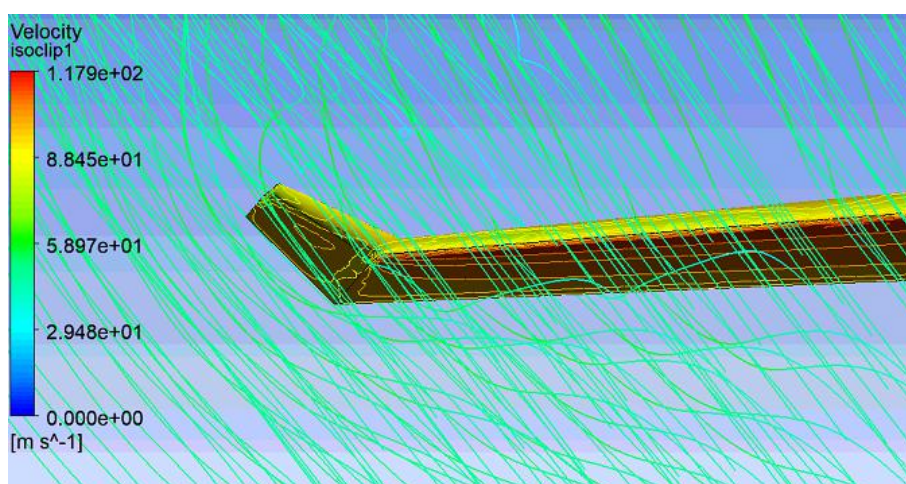
Εικόνα 5.34: Διάγραμμα σύγκρισης δυνάμεων με χρήση και μη wingtips



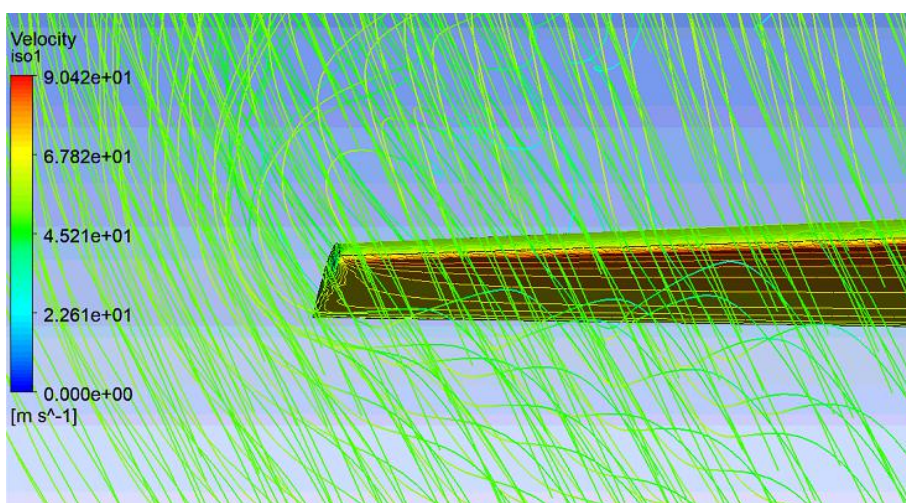
Εικόνα 5.35: Διάγραμμα σύγκρισης συντελεστών δυνάμεων με χρήση και μη wingtip

Σύμφωνα με τα αποτελέσματα του ANSYS FLUENT τα οποία φαίνονται στους παραπάνω πίνακα παρατηρούνται να εξής πράγματα. Αρχικά όσο αφορά την δύναμη άνωσης και τον συντελεστή της στην περίπτωση όπου το αεροσκάφος χρησιμοποιεί ακροπτερύγια είναι και τα δύο αυξημένα. Αυτό σημαίνει ότι η γεωμετρία των wingtips που κατασκευάστηκε είναι αποτελεσματική αφού η άνωση που παράγεται από την πτέρυγα είναι αυξημένη. Παράλληλα έχει μειωθεί η δύναμη της συνολικής αντίστασης και ο συντελεστής αντίστασης με την χρήση των wingtips. Η επίδραση των wingtips είναι πιο εμφανής στις περιπτώσεις όπου το αεροσκάφος επιβάλλεται σε κάποια κλίση καθώς το φαινόμενο των στροβιλισμών στις περιπτώσεις αυτές είναι πιο έντονο. Συνεπώς τα ακροπτερύγια να οποία χρησιμοποιήθηκαν στο αεροσκάφος έχουν εκπληρώσει τον σκοπό τους, καθιστώντας την πτέρυγα πιο αποδοτική.

Αυτό μπορεί να φανεί και από την προσομοίωση που έγινε στο λογισμικό ANSYS FLUENT για την σύγκριση των δύο περιπτώσεων. Στην Εικόνα 5.36 και Εικόνα 5.37 φαίνεται η συμπεριφορά της ροής γύρω από την πτέρυγα με ακροπτερύγιο και την πτέρυγα χωρίς ακροπτερύγιο αντίστοιχα.



Εικόνα 5.36: Πτέρυγα με ακροπτερύγιο



Εικόνα 5.37: Πτέρυγα χωρίς ακροπτερύγιο

Συγκρίνοντας τις δύο παραπάνω περιπτώσεις παρατηρείται ότι το φαινόμενο των στροβιλισμών είναι πιο έντονο στην περίπτωση όπου η πτέρυγα δεν διαθέτει ακροπτερύγιο. Επίσης καταλαμβάνει περισσότερο χώρο και επηρεάζει την ροή πάνω στην πτέρυγα. Αντίθετα στην περίπτωση της πτέρυγας με ακροπτερύγιο το φαινόμενο των στροβιλισμών αρχικά μετατοπίζεται μακριά από την πτέρυγα ώστε να μην επηρεάζει την ροή γύρω από αυτήν και την λειτουργία της και επιπλέον η ένταση του είναι σαφώς μικρότερη. Η προσθήκη λοιπόν των ακροπτερυγίων είναι καίριας σημασίας στην αεροδυναμική απόδοση της πτέρυγας και στην καταπολέμηση των στροβιλισμών που δημιουργούνται στην άκρη της πτέρυγας.

6. Συμπεράσματα και προτάσεις για περαιτέρω μελέτη

Στην παρούσα διπλωματική σχεδιάστηκε από την αρχή ένα μη επανδρωμένο αεροσκάφος (UAV), σταθερής πτέρυγας ενσωματωμένης με την άτρακτο (BWB) για τον έλεγχο της συμπεριφοράς του κατά τη διάρκεια σταθερής πτήσης. Στην σχεδίαση του χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό XFLR5 και Solidworks, ενώ για τις υπολογιστικές προσομοιώσεις έγινε χρήση του λογισμικού ANSYS FLUENT.

Η μελέτη ξεκίνησε αρχικά από την 2D αεροτομή SD7037 η οποία απαρτίζει την πτέρυγα για την οποία έγιναν ορισμένες προσομοιώσεις. Τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων έδειξαν ότι οι τιμές των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών που προέκυψαν έχουν μια απόκλιση από την βιβλιογραφία της τάξης του 15% ενώ σε λίγες περιπτώσεις μεγάλης κλίσης το ποσοστό αυτό φτάνει μέχρι 29%. Αναμενόμενο βέβαια λόγω χρήσης διαφορετικού λογισμικού εξαγωγής των αποτελεσμάτων.

Έπειτα έγινε μελέτη πάνω στο αεροσκάφος, η πτέρυγα του οποίου απαρτίζεται από την παραπάνω αεροτομή. Τα αποτελέσματα που εξάχθηκαν από τις υπολογιστικές προσομοιώσεις επιβεβαιώνουν την ικανότητα του αεροσκάφους να πραγματοποιήσει πτήση εντός των απαιτήσεων των οποίων τέθηκαν. Η μελέτη επικεντρώθηκε κυρίως στην πτέρυγα και τις συνθήκες που επικρατούν γύρω από αυτήν καθώς αποτελεί το κύριο μέρος παραγωγής άνωσης. Επίσης τα αποτελέσματα έχουν μια σχετική ακρίβεια η οποία μπορεί να γίνει ακόμα μεγαλύτερη με ορισμένες βελτιστοποιήσεις στην μοντελοποίηση του προβλήματος.

Τέλος σημαντικό σημείο έρευνας της διπλωματικής εργασίας ήταν η μελέτη της ροής γύρω από τα ακροπερυγία της πτέρυγας. Τα αποτελέσματα επιβεβαιώνουν την βιβλιογραφία η οποία αναφέρει εξοικονόμηση καυσίμου έως 7%. Πιο συγκεκριμένα στο αεροσκάφος της παρούσας διπλωματικής παρατηρείται αύξηση της δύναμη άνωσης από 2% σε μικρές γωνίες προσβολής έως και 8% για μεγαλύτερες γωνίες όπου το φαινόμενο είναι πιο έντονο. Όσον αφορά την δύναμη αντίστασης η χρήση ακροπερυγίων συμβάλει σημαντικά στην μείωση της από 7% στις μικρές γωνίες προσβολής έως και 17% σε μεγαλύτερες. Συνεπώς η χρήση γεωμετριών όπως αυτή των ακροπερυγίων στην πτέρυγα θεωρείται απαραίτητη για τον απόδοση της πτέρυγας αλλά και την οικονομία στα καύσιμα. Το τελευταίο συνεπάγεται και μείωση των ρύπων που παράγονται από την καύση, δημιουργώντας όσο το δυνατόν πιο <<πράσινα>> αεροσκάφη.

Είναι αντιληπτό πως υπάρχει περιθώριο βελτίωσης και περαιτέρω έρευνας πάνω στο συγκεκριμένο αεροσκάφος. Ενδεικτικά αναφέρονται ορισμένα σημεία βελτίωσης και περαιτέρω μελέτης:

- Δημιουργία πυκνότερου και δομημένου υπολογιστικού πλέγματος το οποίο θα προσφέρει μεγαλύτερη ακρίβεια στις υπολογιστικές προσομοιώσεις. Στην παρούσα διπλωματική τα πλέγματα που χρησιμοποιήθηκαν χαρακτηρίζονται ως υβριδικά, είναι κοντά στα τοιχώματα δομημένα και μακριά από την περιοχή ανάλυσης των οριακών στρωμάτων μη δομημένα.
- Χρησιμοποίηση περισσότερων μοντέλων τύρβης για σύγκριση και συγκριτική αποτίμηση των αποτελεσμάτων.
- Βελτιστοποίηση της γεωμετρίας της πτέρυγας με κατάλληλη μέθοδο βελτιστοποίησης. Η πτέρυγα που σχεδιάστηκε και μελετήθηκε απαρτίζεται από την αεροτομή SD7037 η οποία κατανέμεται γραμμικά κατά μήκος του εκπετάσματος της πτέρυγας. Η διαδικασία βελτιστοποίησης μπορεί να περιλαμβάνει τις αεροτομές, την κατανομή των χορδών τους και της συστροφής καθώς και παραμέτρους όπως τη δίδεδη γωνία και τη γωνία οπισθόκλισης που στην εν λόγω πτέρυγα θεωρήθηκαν σταθερές.

Στην παρούσα εργασία δεν ελήφθησαν υπόψη το σύστημα πρόωσης του UAV καθώς και οι πιθανή ανάγκη για υπεραντωτικές διατάξεις αλλά και οι επιφάνειες ελέγχου του αεροσκάφους. Σε αυτήν την κατεύθυνση προτείνεται να διεξαχθούν:

- Μελέτη εναλλακτικών συστημάτων πρόωσης που θα καλύπτουν τις απαιτήσεις του εν λόγω αεροσκάφους. Οι περισσότερες εφαρμογές βάσει της βιβλιογραφίας αφορούν είτε πρόωση με χρήση έλικα είτε πρόωση με μικρό αεριοστρόβιλο. Ωστόσο, είναι πιθανή και η χρήση καινοτόμων νέων συστημάτων πρόωσης π.χ. κυψέλες καυσίμου.
- Μελέτη των συστημάτων ελέγχου και έλεγχος ευστάθειας του σχεδιαζόμενου UAV αεροσκάφους. Η μελέτη προτείνεται να αφορά τόσο το σύστημα ελέγχου όσο και τη σχεδίαση των επιφανειών ελέγχου. Η συμπερίληψη αυτών των επιφανειών στην αεροδυναμική μελέτη με χρήση CFD μπορεί να παρέχει πολύτιμη πληροφορία για την πραγματική πτήση του αεροσκάφους σε διαφορετικές συνθήκες.
- Επίσης κατά την απογείωση και την προσγείωση συνηθίζεται να χρησιμοποιούνται υπεραντωτικές διατάξεις για να παρέχουν την επιπλέον δύναμη άνωσης που απαιτείται σε αυτές τις φάσεις πτήσης. Η μελέτη σκοπιμότητας ύπαρξης τέτοιων διατάξεων καθώς και η αεροδυναμική σχεδίαση και μελέτη τους με χρήση CFD θα μπορούσε να παρέχει σημαντική πληροφόρηση σε σχέση με τα πλήρη χαρακτηριστικά της πτέρυγας που σχεδιάστηκε στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής.
- Δυναμική μελέτη της κατασκευής και εύρεση του βέλτιστου υλικού κατασκευής
- Μελέτη μετατροπής του εν λόγω UAV σε VTOL UAV

7. Βιβλιογραφία

- [1] The History of Drones – Milestones You Have to Know, Written by Mario, Πηγή: <https://tipsfordrones.com/the-history-of-drones-milestones-you-have-to-know/?fbclid=IwAR1JwBbNIZzIKSLBUdxEV7tilxKISDMyzgr5gX5XSyfs8SwJnGrSZSDmCLY>
- [2] UAV Applications and Uses, rise above custom drones & robotics, Πηγή: <https://www.riseabove.com.au/drone-services/uav-applications-and-uses/>
- [3] DRONE USES: THE AWESOME BENEFITS OF DRONE TECHNOLOGY, 2016, Πηγή: <https://www.mydronelab.com/blog/drone-uses.html>
- [4] A survey of hybrid Unmanned Aerial Vehicles, Adnan S. Saeed και Ahmad B. Younes και Chenxiao Cai και Guowei Cai, March 2018
- [5] Additive manufacturing in unmanned aerial vehicles (UAVs): Challenges and potential, G.D.Goh και S.Agarwala και V.Dikshit και S.L.Sing και W.Y.Yeong, April 2017
- [6] DRONE TYPES: MULTI-ROTOR VS FIXED-WING VS SINGLE ROTOR VS HYBRID VTOL, uav, Australian DRONE magazine, issue 3, June 2016, Πηγή: <https://www.auav.com.au/articles/drone-types/>
- [7] Raymer, Daniel. *AIRCRAFT DESIGN ; A Conceptual Approach*. September 30, 2018
- [8] Airfoil Tools, Πηγή: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7037-il>
- [9] Γεωργαντοπούλου, Χ. και Γεωργαντόπουλος, Γ. και Παπαβασιλόπουλος, Β. *Εφαρμοσμένη μηχανική πτήσης αεροσκάφους*. Εκδόσεις Τσότρας, 2015
- [10] Introduction of Computational Fluid Dynamics, Wangda Zuo, FAU Erlangen-Nürnberg, Πηγή: http://www.mayr.informatik.tumuenchen.de/konferenzen/Jass05/courses/2/Zuo/Zuo_paper.pdf
- [11] What is CFD | Computational Fluid Dynamics?, SIMSCALE, Last updated: September 2nd, 2021, Πηγή: <https://www.simscale.com/docs/simwiki/cfd-computational-fluid-dynamics/what-is-cfd-computational-fluid-dynamics/>
- [12] CFD Simulation Types: Discretization, Approximation, and Algorithms, cadence, July 9, 2020, Πηγή: <https://resources.pcb.cadence.com/blog/2020-cfd-simulation-types-discretization-approximation-and-algorithms>
- [13] Governing Equations in Computational Fluid Dynamics: Derivations and A Recent Review, Tey Wah-Yen, Yutaka Asako, Nor Azwadi Che Sidik, Goh Rui-Zher, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, UCSI University Kuala Lumpur, Kuala Lumpur, Malaysia. Takasago i-Kohza, Department of Mechanical Precision Engineering, Malaysia-Japan International Institute of Technology (MJIT), Universiti Teknologi Malaysia Kuala Lumpur, Kuala Lumpur, Malaysia, 2017, Πηγή: https://www.researchgate.net/publication/322032449_Governing_Equations_in_Computational_Fluid_Dynamics_Derivations_and_A_Recent_Review

- [14] ΜΕΘΟΔΟΣ ΠΕΠΕΡΑΣΜΕΝΩΝ ΟΓΚΩΝ ΓΙΑ ΤΗΝ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗ ΙΞΩΔΟΕΛΑΣΤΙΚΩΝ ΡΟΩΝ Αλέξανδρος Συράκος, Ιωάννης Δημακόπουλος Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Ρεολογίας, Τμήμα Χημικών Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Πατρών, Δεκέμβριος, 2016 Πηγή: https://www.researchgate.net/publication/311427234_METHODOS_PEPERASMENON_ONKON_GIA_TEN_PROSOMOIOSE_IXODOELASTIKON_ROON
- [15] Chapter 2, Governing Equations of Fluid Dynamics J.D. Anderson, Jr., 2009, Πηγή: <https://www.eng.auburn.edu/~tplacek/courses/fluidsreview-1.pdf>
- [16] Florian R. Menter: Improved two-equation k- ω turbulence models for aerodynamic flows. NASA Technical Memorandum 103975, 1992
- [17] Heat Transfer: Conservation of Energy, COMSOL, June 29, 2018, Πηγή: <https://www.comsol.com/multiphysics/heat-transfer-conservation-of-energy#ref>
- [18] Spalart-Allmaras model, CFD Online, 23 April, 2015, Πηγή: https://www.cfd-online.com/Wiki/Spalart-Allmaras_model
- [19] Review of the Spalart-Allmaras Turbulence Model and its Modifications to Three-Dimensional Supersonic Configurations Čedomir Kostić, January, 2015, Πηγή: https://www.researchgate.net/publication/291815988_Review_of_the_Spalart-Allmaras_turbulence_model_and_its_modifications_to_three-dimensional_supersonic_configurations
- [20] How does an Airfoil generate Lift?, LESICS, July 5, 2019, Πηγή: <https://www.lesics.com/how-does-an-airfoil-generate-lift.html>
- [21] New Airfoils for R/C Sailplanes, Michael S. Selig και Ashok Gopalarathnam, 1997, Πηγή: https://m-selig.ae.illinois.edu/uiuc_lsat/saAirfoils.html
- [22] Effects of relative thickness on aerodynamic characteristics of airfoil at a low Reynolds number, Ma Dongli και Zhao Yanping και Qiao Yuhang και Li Guanxiong, June 2015
- [23] CFD-aided optimization of a tactical Blended-Wing-Body UAV platform using the Taguchi method, S. Kapsalis και P. Panagiotou και K. Yakinthos, December 2020
- [24] Calculation and Analysis on Stealth and Aerodynamics Characteristics of a Medium Altitude Long Endurance UAV, Su Haoqin και Bao Xiaoxiang και Li Jianhua και Liu Kai και Cen Mengxi και Song Jing, 2014
- [25] UIUC Applied Aerodynamics Group, Department of Aerospace Engineering, 2021, Πηγή: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html