



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ  
ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ  
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

**Αξιολόγηση υπολογιστικών προγραμμάτων στον  
προκαταρκτικό αεροδυναμικό σχεδιασμό ενός  
αεροοχήματος για εφαρμογές πυρόσβεσης**

υπό

**ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΙΔΗ ΛΕΩΝΙΔΑ-ΠΑΝΑΓΙΩΤΗ**

**Διπλωματική Εργασία**

Υπεβλήθη για την εκπλήρωση μέρους των απαιτήσεων για την απόκτηση του Διπλώματος Μηχανολόγου Μηχανικού



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ  
ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ  
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

**Αξιολόγηση υπολογιστικών προγραμμάτων στον  
προκαταρκτικό αεροδυναμικό σχεδιασμό ενός  
αεροοχήματος για εφαρμογές πυρόσβεσης**

υπό

**ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΙΔΗ ΛΕΩΝΙΔΑ-ΠΑΝΑΓΙΩΤΗ**

**Διπλωματική Εργασία**

Υπεβλήθη για την εκπλήρωση μέρους των απαιτήσεων για την απόκτηση του Διπλώματος Μηχανολόγου Μηχανικού

© 2022 Κωνσταντινίδης Λεωνίδας- Παναγιώτης

Η έγκριση της διπλωματικής εργασίας από το Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών της Πολυτεχνικής Σχολής του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας δεν υποδηλώνει αποδοχή των απόψεων του συγγραφέα (Ν. 5343/32 αρ. 202 παρ. 2).

## **Εγκρίθηκε από τα Μέλη της Τριμελούς Εξεταστικής Επιτροπής:**

Πρώτος Εξεταστής      Δρ. Κωνσταντίνος Ρήτος  
(Επιβλέπων)              Επίκουρος Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών,  
   Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

Δεύτερος Εξεταστής      Δρ. Αναστάσιος Σταματέλος  
   Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών,  
   Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

Τρίτος Εξεταστής        Δρ. Αθανάσιος Παπαθανασίου  
   Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών,  
   Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

# Aerodynamic Design of an Autonomous Air Vehicle for Fire Fighting Applications

ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΙΔΗΣ ΛΕΩΝΙΔΑΣ- ΠΑΝΑΓΙΩΤΗΣ

Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας, 2022

Επιβλέπων Καθηγητής: Δρ. Κωνσταντίνος Ρήτος,  
Επίκουρος Καθηγητής στις Συμπιεστές Ροές- Στροβιλομηχανές

## Περίληψη

Οι δασικές πυρκαγιές αποτελούν παγκόσμιο πρόβλημα και αυξάνονται ραγδαίως κυρίως τα τελευταία χρόνια, λόγω της κλιματικής κρίσης. Μάλιστα εικόνες από δορυφόρους περιγράφουν με λεπτομέρεια πως έχει εξελιχθεί το φαινόμενο αυτό και αποδεικνύουν τη σοβαρότητα της κατάστασης<sup>1</sup>. Η Ελλάδα κυρίως τους καλοκαιρινούς μήνες είναι ιδιαιτέρως επιρρεπής σε δασικές πυρκαγιές εξαιτίας του ζεστού και ξηρού κλίματος, σε συνδυασμό πάντα και με παράνομες ανθρώπινες δραστηριότητες<sup>2</sup>. Συγκεκριμένα το 2021 απαριθμήθηκαν 8.728 πυρκαγιές οι οποίες έκαψαν 1.148.000 στρέμματα γης σε όλη την ελληνική επικράτεια. Παράλληλα κινητοποιήθηκε ο μεγαλύτερος αριθμός προσωπικού που έχει καταγραφεί, ενώ χρησιμοποιήθηκαν και εκατοντάδες εναέρια μέσα<sup>3</sup>. Όλα τα παραπάνω αποτελούν αφορμή για το πυροσβεστικό σώμα να επενδύσει στην κατασκευή ή προμήθεια μη επανδρωμένων αυτόνομων αεροσκαφών (UAV) τα οποία θα επιτηρούν, θα ανιχνεύουν και θα δίνουν εντολή σε άλλα UAV τα οποία θα φτάνουν στο μέτωπο και θα το σβήνουν. Με αφορμή τα παραπάνω η παρούσα διπλωματική εργασία θα μελετήσει και θα σχεδιάσει ένα UAV που θα έχει σαν στόχο την κατάσβεση μετώπου

---

<sup>1</sup> **Gray, Ellen.** Satellite Data Record Shows Climate Change's Impact on Fires. *NASA's Earth Science News Team*. 11 September 2019.

<sup>2</sup> **Dimitrakopoulos Alexandros, et al.** Statistical analysis of the fire environment of large forest fires (> 1000 ha) in Greece. *Polish Journal of Environmental Studies* 20.2. 2011, σσ. 327-332

<sup>3</sup> **Σώμα, Πυροσβεστικό.** fireservice. [Ηλεκτρονικό] 14 12 2021. [https://www.fireservice.gr/el\\_GR/-/emerida-gia-ton-apologismo-tes-antipyrikes-periodou-etous-2021](https://www.fireservice.gr/el_GR/-/emerida-gia-ton-apologismo-tes-antipyrikes-periodou-etous-2021)

πυρκαγιάς (fire suppression) και θα εξεταστεί η αεροδυναμική του συμπεριφορά με γνώμονα πραγματικές συνθήκες λειτουργίας. Το αεροσκάφος θα σχεδιαστεί αρχικά με συγκεκριμένα χαρακτηριστικά (*ωφέλιμο φορτίο: 10000kg, ταχύτητα πλεύσης 163,2 m/s (Ma=0,48), μέγιστη ταχύτητα 187 m/s (Ma=0,55), ακτίνα δράσης 800 km*) και αργότερα θα πραγματοποιηθεί ανάλυση για την αξιολόγηση αυτών των χαρακτηριστικών. Έτσι με τη βοήθεια υπολογιστικών εργαλείων , θα υπολογιστούν με ακρίβεια οι προδιαγραφές του αεροσκάφους και στη συνέχεια θα εξεταστούν τεχνικά χαρακτηριστικά όπως η επιλογή κινητήρων και του κατασβεστικού υγρού. Τέλος θα εκτιμηθεί η ενδεικτική τους τοποθέτηση στην ελληνική επικράτεια και θα τεθούν μελλοντικοί στόχοι και προβληματισμοί που θα απασχολήσουν την έρευνα και την ανάπτυξη τους.

## Πίνακας Περιεχομένων

Κεφάλαιο 1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	9
1.1 Κίνητρο και Υπόβαθρο .....	9
1.2 Βιβλιογραφική Ανασκόπηση .....	10
1.3 Οργάνωση Διπλωματικής Εργασίας .....	12
Κεφάλαιο 2. Η ΧΡΗΣΙΜΟΤΗΤΑ ΤΩΝ UAV ΣΤΗΝ ΠΑΡΑΚΟΛΟΥΘΗΣΗ ΚΑΙ ΚΑΤΑΣΒΕΣΗ .	14
2.1 Η Χρησιμότητα του σμήνους UAV στην παρακολούθηση και κατάσβεση .....	14
2.2 Παρουσίαση των UAV για περιπολία και παρακολούθηση .....	15
2.3 Παρουσίαση των UAV για κατάσβεση πυρκαγιών .....	16
2.3.1 Κατασβεστικά Υγρά για UAV.....	17
2.4 Οργάνωση Σμήνους .....	18
2.4.1 Αλγόριθμος εντοπισμού πυρκαγιάς.....	19
2.4.2 Αλγόριθμος εύρεσης βέλτιστης διαδρομής.....	20
2.4.3 Προσομοίωση μετώπου πυρκαγιάς.....	21
2.4.4 Βελτιστοποίηση θέσης και ταχύτητας σμήνους.....	21
Κεφάλαιο 3. ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ- ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ- DESIGN .....	23
3.1 Παρουσίαση των εργαλείων OpenVSP .....	23
3.2 Περιγραφή ενός αρχικού σχεδίου μορφής τετρακόπτερου .....	29
3.3 Περιγραφή του τελικού σχεδίου .....	32
Κεφάλαιο 4. ΜΕΘΟΔΟΛΟΓΙΑ(METHODOLOGY) .....	39
4.1 Παρουσίαση του OpenFOAM και περιγραφή των εργαλείων πλέγματος.....	39
4.2 Ανάλυση των εξισώσεων RANS .....	42
4.3 Παρουσίαση διαφόρων μοντέλων τύρβης .....	46
4.4 Εκτενής περιγραφή του πλέγματος της πτέρυγας NACA0012 .....	49
4.5 Περιγραφή των επιλυτών OpenFOAM και OpenVSP .....	56
Κεφάλαιο 5. ΕΠΙΚΥΡΩΣΗ(VALIDATION) .....	63
5.1 Μελέτη Ανεξαρτησίας ορίων (Boundary independence study) .....	63
5.2 Μελέτη Ανεξαρτησίας Πλέγματος (Mesh independence study) .....	66
5.3 Ανάλυση της πτέρυγας NACA0012 και validation με αποτελέσματα της NASA για συγκεκριμένο case (Ma=0.15).....	69
Κεφάλαιο 6. ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ- ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ .....	75
6.1 Σύγκριση των τρισδιάστατων πτερυγών με διάφορους επιλυτές .....	75
6.2 Αεροδυναμική ανάλυση αεροσκάφους με OpenFOAM.....	83
6.3 Αεροδυναμική ανάλυση αεροσκάφους με VSPAERO (OpenVSP).....	89

6.4	Επιλογή κινητήρων .....	92
6.5	Ενδεικτική τοποθέτηση στην Ελληνική Επικράτεια .....	94
6.6	Συμπεράσματα και μελλοντικοί στόχοι .....	98
Αναφορές.....		103

## Κατάλογος Πινάκων

Πίνακας 1: Χαρακτηριστικά 2D πλέγματος, .....	56
Πίνακας 2: Αποτελέσματα προσομοιώσεων S-A.....	67
Πίνακας 3: Αποτελέσματα προσομοιώσεων k-ε.....	68
Πίνακας 4: Αποτελέσματα προσομοιώσεων k-ω.....	68
Πίνακας 5: Αποτελέσματα προσομοιώσεων k-ωSST.....	68
Πίνακας 6: Mesh Independence Study.....	69
Πίνακας 7: Αξιολόγηση του Cd/Cl.....	72

## Κατάλογος Διαγραμμάτων

Διάγραμμα 1: Residuals.....	70
Διάγραμμα 2: $C_p$ -AoA=0 (Ma=0,15).....	71
Διάγραμμα 3: $C_p$ -AoA=10 (Ma=0,15)....	71
Διάγραμμα 4: $C_p$ -AoA=15 (Ma=0,15).....	72
Διάγραμμα 5: Cd/Cl (Ma=0,15).....	73
Διάγραμμα 6: Cl-AoA για 0,10 και 15°(Ma=0,15).....	73
Διάγραμμα 7: Cl-AoA για πλήθος γωνιών (Ma=0,15).....	74
Διάγραμμα 8: $C_p$ -AoA=0 (Ma=0,48).....	79
Διάγραμμα 9: $C_p$ -AoA=10 (Ma=0,48).....	79
Διάγραμμα 10: $C_p$ -AoA=15 (Ma=0,48).....	80
Διάγραμμα 11: Cd/Cl (Ma=0,48).....	81
Διάγραμμα 12: Cl-AoA για πλήθος γωνιών (Ma=0,48).....	81



## Κεφάλαιο 1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Στο κεφάλαιο αυτό θα δοθούν πληροφορίες σχετικά με το κίνητρο και το σκοπό της εργασίας. Έπειτα θα παρατεθεί μια σύντομη βιβλιογραφική ανασκόπηση προκειμένου να παρουσιαστούν με σαφήνεια οι πηγές και η συνδρομή τους στη συγγραφή της εργασίας. Τέλος δίνονται στοιχεία σχετικά με την οργάνωση της εργασίας και τη σειρά που ακολουθεί το κείμενο.

### 1.1.Κίνητρο και υπόβαθρο

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη (UAV) έχουν κεντρίσει το ενδιαφέρον πολλών ερευνητών τα τελευταία χρόνια. Από το 2016 μέχρι σήμερα, έχουν δημοσιευθεί μια πληθώρα εργασιών και έχουν πραγματοποιηθεί πολλά συνέδρια με σκοπό τη μελέτη και την κατασκευή αυτόνομων μη επανδρωμένων οχημάτων (1), (2), (3), (4), (5), (6), (7), (8). Σκοπός της κατασκευής τους είναι να εκτελούν αποστολές οι οποίες είτε είναι πολύ επικίνδυνες για τον άνθρωπο, είτε το κόστος για την πραγματοποίησή τους είναι πολύ υψηλό.

Η αυξανόμενη κλιματική κρίση και η αύξηση των επικίνδυνων ανθρωπίνων εργασιών, κυρίως σε αντιπυρικές περιόδους, έχει δημιουργήσει την ανάγκη στο πυροσβεστικό σώμα να επεμβαίνει πιο γρήγορα σε ένα μέτωπο, αλλά και να χρησιμοποιεί προηγμένο εξοπλισμό ώστε να επιταχύνεται η κατάσβεση και να μειώνονται οι απώλειες σε δασικές εκτάσεις και ανθρώπινες ζωές. Πιο συγκεκριμένα, εξαιτίας του ανθρώπινου παράγοντα προκαλούνται εκτεταμένες πυρκαγιές στην περιοχή της Μεσογείου κάθε χρόνο που οδηγούν στην καταστροφή της άγριας ζωής σε παρθένα δάση (9). Επιπλέον σε περιοχές της Σιβηρίας το 2019 κάηκαν ολοσχερώς εξαιτίας της υπερθέρμανσης του εδάφους που στη συνέχεια οδήγησαν σε καταστροφικές πυρκαγιές (10), (6), ενώ την ίδια χρονιά στη Βραζιλία υπήρξαν εκτεταμένες πυρκαγιές λόγω της ξηρασίας κυρίως στην περιοχή του Αμαζονίου (11). Τέλος, αξίζει να σημειωθεί ότι στις Ηνωμένες Πολιτείες το κόστος της καταστροφής

περιουσιών εξαιτίας των πυρκαγιών είχε φτάσει τα 11,6 δισεκατομμύρια δολάρια σε ένα ολόκληρο έτος (8). Η ελληνική επικράτεια βίωσε το 2021 καταστροφικές πυρκαγιές, κυρίως σε Εύβοια και αρχαία Ολυμπία. Εκατοντάδες άνθρωποι έχασαν τη στέγη τους, καθώς η φωτιά έπληξε κοινότητες, ενώ παράλληλα κινδύνευσε η πολιτιστική κληρονομιά ενός τόπου. Τέλος αξίζει να σημειωθεί, ότι το κάψιμο των δέντρων διευκολύνει τη ροή του νερού και στο μέλλον υπάρχει κίνδυνος να καταστραφούν περιοχές λόγω πλημμυρών και διάβρωσης του εδάφους, όπως ανέφερε ακαδημαϊκός στο γνωστό περιοδικό National Geographic (12).

Οι λόγοι αυτοί οδήγησαν τα πυροσβεστικά σώματα σε συνεργασία με ερευνητικά προγράμματα να συλλάβουν την ιδέα ενός μη επανδρωμένου αυτόνομου αεροσκάφους το οποίο θα εκτελεί εργασίες κατάσβεσης πυρκαγιών. Παράλληλα για την εκτέλεση μιας ολοκληρωμένης αποστολής κατάσβεσης απαιτείται και η κατασκευή UAV που θα εκτελούν εργασίες περιπολίας και θα ανιχνεύουν με κατάλληλους αλγορίθμους αν υπάρχει μέτωπο το οποίο πρέπει να κατασβηστεί. Είναι επομένως εύλογο να θεωρηθεί ότι μια τέτοια επένδυση θα αποτρέψει ζημιές εκατομμυρίων (13) και θα συμβάλλει στη διατήρηση της ισορροπίας του οικοσυστήματος.

## 1.2. Βιβλιογραφική ανασκόπηση

Η συστηματική προσπάθεια των ερευνητών για τον σχεδιασμό και την κατασκευή UAV έχει ενταθεί μόλις τα τελευταία χρόνια, καθώς οι εργασίες και οι μελέτες που υπάρχουν είναι δημοσιευμένες από το 2016 και αργότερα, όπως αναφέρθηκε στην υποενότητα 1.1.

Συγκεκριμένα, για τη σημασία του σμήνους όσον αφορά τη συστηματική παρακολούθηση, αλλά και την οργανωμένη αποστολή κατάσβεσης πυρκαγιών έχουν αναφερθεί οι ακόλουθες εργασίες (1), (2), (3), (4), (5), (6), (7). Για τον ολοκληρωμένο σχεδιασμό UAV και συγκεκριμένα για κατάσβεση φωτιάς υπάρχουν οι πρόσφατες δημοσιεύσεις των (8), (14), (15), (16) οι οποίοι χρησιμοποιούν ως κατασβεστικό υγρό

το νερό στο όχημα τους. Παράλληλα στην εργασία τους οι Bhat N.H. et al. (17) χρησιμοποιούν ως κατασβεστικό υγρό μια προηγμένη τεχνολογία με εύφλεκτες μπάλες, οι οποίες όταν έρχονται σε επαφή με τη θερμότητα και καθώς σκάνε, εκλύουν κατασβεστικό υγρό. Πιο αναλυτικά το όχημα διαθέτει στη βάση του μια δεξαμενή που περιέχει τις εύφλεκτες μπάλες. Καθώς το σμήνος οδηγείται στην απαιτούμενη τοποθεσία και έχοντας πάρει τη σωστή θέση με βάση τον αλγόριθμο που ακολουθούν, τότε ενεργοποιείται ταυτόχρονα σε όλα τα UAV ο μηχανισμός ρίψης και με τη βοήθεια της βαρύτητας και του ανέμου οι μπάλες πέφτουν σε συγκεκριμένες τοποθεσίες που ορίζει ο προγραμματιστής

Για το σχεδιασμό του αεροσχήματος χρησιμοποιήθηκε το ελεύθερο λογισμικό ανοιχτού κώδικα OpenVSP (18), το οποίο αποτελεί πρόγραμμα που ειδικεύεται στο σχεδιασμό αεροσκαφών. Δηλαδή το χαρακτηριστικό που το διαχωρίζει από άλλα λογισμικά είναι η ευκολία με την οποία ο χρήστης μπορεί να διαχειριστεί τα τμήματα του αεροσκάφους, αλλά και την ευρεία παραμετροποίηση που μπορεί να διαχειριστεί σε προεπιλεγμένα (default) τμήματα που υπάρχουν ενσωματωμένα στο σχέδιο. Παράλληλα, η ομάδα που το σχεδίασε (NASA Langley Research Center) (19), έχει δημιουργήσει μια σειρά από βίντεο που εξηγεί με λεπτομέρεια κάθε εργαλείο του λογισμικού και παραθέτει πολλά παραδείγματα κατά τη χρήση του. Ο χρήστης μπορεί να αναζητήσει τις πληροφορίες που τον ενδιαφέρουν στην ιστοσελίδα (19) Με τη βοήθεια του OpenVSP δόθηκε ιδιαίτερη έμφαση στη λεπτομέρεια όσον αφορά το σχεδιασμό της τρισδιάστατης πτέρυγας και της κυρίως ατράκτου (fuselage).

Στη συνέχεια και αφού ολοκληρώθηκε το σχέδιο επιλέγοντας συγκεκριμένο τύπο πτέρυγας (NACA 0012) προχωρήσαμε στην ανάλυση της πτέρυγας σε δύο διαστάσεις-2D με τη βοήθεια του ελεύθερου λογισμικού υπολογιστικής ρευστομηχανικής ανοιχτού κώδικα OpenFOAM (20). Αρχικά το λογισμικό χρησιμοποιήθηκε για τη δημιουργία του υπολογιστικού πλέγματος της πτέρυγας (preprocessing) και στη συνέχεια τα αποτελέσματα των υπολογισμών εξετάστηκαν ως προς την αεροδυναμική συμπεριφορά της πτέρυγας (postprocessing) σε συμφωνία με αποτελέσματα που έχει δημοσιεύσει η NASA (21). Η ανάλυση επιτεύχθηκε με την εφαρμογή των εξισώσεων Navier-Stokes κατά μήκος της πτέρυγας. Πληροφορίες για

τη φύση των εξισώσεων μπορεί να βρει κάποιος στο βιβλίο (22). Στην προκειμένη περίπτωση για να προσομοιώσουμε πραγματικές τυρβώδης ροές, θα εισαχθούν οι Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) για να υπολογιστούν με ακρίβεια τα χαρακτηριστικά της ροής με υπολογιστικές μεθόδους (23). Έπειτα γίνεται σύγκριση των διαφόρων μοντέλων τύρβης και επιλέγεται το ιδανικό για τη συγκεκριμένη ανάλυση (24). Τέλος κατασκευάζεται το τελικό τρισδιάστατο-3D υπολογιστικό πλέγμα που συμπεριλαμβάνει τόσο τα πτερύγια όσο και την άτρακτο του αεροσκάφους. Τα αποτελέσματα της υπολογιστικής μελέτης θα αναλυθούν και θα καταλήξουμε σε συγκεκριμένα συμπεράσματα σχετικά με την συμπεριφορά του αεροοχήματος. Εκτεταμένη ανάλυση θα γίνει παρακάτω στο κεφάλαιο 4, όπου θα αναφερθούμε στη μεθοδολογία.

### 1.3.Οργάνωση Διπλωματικής Εργασίας

Το υπόλοιπο της διπλωματικής εργασίας περιλαμβάνεται στα κεφάλαια 2-6 και περιέχουν τις εξής πληροφορίες:

Στο 2<sup>ο</sup> κεφάλαιο παρατίθενται τα είδη των UAV που χρησιμοποιούνται στην αποστολή κατάσβεσης πυρκαγιών και επεξηγούνται αναλυτικά οι δυνατότητές τους. Αναλυτικότερα δίνονται πληροφορίες για τη χρησιμότητα του σμήνους UAV και πως αυτό λειτουργεί αποτελεσματικά στην ολοκλήρωση των αποστολών.

Στο 3<sup>ο</sup> κεφάλαιο παρατίθενται με τη σειρά τα βήματα που ακολουθήσαμε για την ολοκλήρωση της γεωμετρίας του αεροοχήματος, αφού αρχικά περιγράψουμε ένα πρώιμο σχέδιο μορφής τετρακόπτερου (quadcopter) που σχεδιάστηκε στα πρώτα στάδια της εργασίας και με σκοπό την εξοικείωση με το λογισμικό OpenVSP. Παράλληλα γίνεται μια αναλυτική παρουσίαση των εργαλείων του προγράμματος OpenVSP που χρησιμοποιήθηκαν για την ολοκλήρωση των γεωμετριών.

Στο 4<sup>ο</sup> κεφάλαιο, αφού έχουμε πλέον την πλήρη γεωμετρία και τα χαρακτηριστικά του αεροοχήματος, προχωράμε στο πλέγμα της πτέρυγας σε 2D και αναλύουμε με τη

σειρά τα βήματα που ακολουθήσαμε για την ολοκλήρωση του. Παράλληλα επεξηγούμε αναλυτικότερα τις εξισώσεις RANS και πως αυτές λύνονται επαναληπτικά για την εύρεση των χαρακτηριστικών μεγεθών της πτέρυγας. Καθώς υπάρχει τυρβώδη ροή, η συμπεριφορά του μοντέλου προσεγγίζεται με κατάλληλο μοντέλο τύρβης το οποίο αναλύουμε διεξοδικά στη συνέχεια. Το λογισμικό που χρησιμοποιήθηκε είναι το OpenFOAM, του οποίου τα εργαλεία παρουσιάζουμε διεξοδικά στο κεφάλαιο.

Στο 5<sup>ο</sup> κεφάλαιο, εφόσον έχουν ολοκληρωθεί οι εργασίες του preprocessing, προχωράμε στην επίλυση του προβλήματος. Αναλύονται διεξοδικά το μοντέλο τύρβης που επιλέχθηκε και οι συνοριακές συνθήκες που περιγράφουν το πρόβλημα. Προχωρώντας στα αποτελέσματα, εκτελείται μελέτη ανεξαρτησίας ορίων για να βρεθεί η βέλτιστη απόσταση του τοιχώματος από το σημείο που δεν επηρεάζει την έκβαση του προβλήματος, ενώ εκτελείται και μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος για να συγκριθούν οι υπολογιστικές δυνατότητες του υπολογιστή με τον χρόνο εκτέλεσης του προγράμματος. Εφόσον ολοκληρωθούν οι εργασίες αυτές, τότε θα γίνει επικύρωση της πτέρυγας 2D που επιλέξαμε με αποτελέσματα της NASA και ύστερα θα γίνει παρουσίαση των αποτελεσμάτων της 3D γεωμετρίας προκειμένου να προχωρήσουμε στην προσομοίωση του αεροοχήματος σε πραγματικές συνθήκες ρίψης υγρού. Γίνεται εκτεταμένη χρήση του λογισμικού OpenFOAM και η μεθοδολογία που ακολουθήσαμε παρουσιάζεται διεξοδικά παρακάτω.

Στο 6<sup>ο</sup> κεφάλαιο γίνεται παρουσίαση των χαρακτηριστικών του αεροοχήματος που σχεδιάσαμε και θα γίνει επιλογή των κινητήρων. Έπειτα θα εξαχθούν συμπεράσματα σχετικά με την ενδεικτική τους τοποθέτηση στην ελληνική επικράτεια, και τέλος θα συζητηθούν μελλοντικοί στόχοι και η έρευνα που θα βελτιώσει την αποδοτικότητά τους.

## Κεφάλαιο 2. Η ΧΡΗΣΙΜΟΤΗΤΑ ΤΩΝ UAV ΣΤΗΝ ΠΑΡΑΚΟΛΟΥΘΗΣΗ ΚΑΙ ΚΑΤΑΣΒΕΣΗ

Στο παρόν κεφάλαιο δίνεται βάση στην προσπάθεια των ερευνητών να καταστρώσουν μεθόδους για τις αποστολές κατάσβεσης και παρουσιάζονται βασικά χαρακτηριστικά που διέπουν τα UAV.

### 2. 1. Η Χρησιμότητα του σμήνους UAV στην παρακολούθηση και κατάσβεση

Η κατάστρωση του σχεδίου για τον περιορισμό της εξάπλωσης των πυρκαγιών μελετήθηκε πρώτη φορά από τους Shephard et al. (25). Στην εργασία τους παρουσίασαν μεθοδολογίες για την λήψη αποφάσεων όσον αφορά την καταγραφή της περιοχής και την διαχείριση της κατάσβεσης. Παλιότερες τεχνικές παρατήρησης τους εδάφους μέσω δορυφόρων αποτελούν πολύ ακριβές μέθοδοι για μια ομάδα ώστε να διαχειριστεί την αποστολή. Αυτό προκύπτει καθώς ένας δορυφόρος έχει πολύπλοκο και μεγάλο κόστος σχεδιασμού και το κόστος συντήρησης του και των εξαρτημάτων του είναι επίσης πολύ μεγάλο. Επιπλέον είναι πολύ σύνηθες ένας δορυφόρος να εκπέμπει με μεγαλύτερη καθυστέρηση σε σχέση με ένα UAV.

Αυτός είναι και ο λόγος που κατασκευάστηκαν τα UAV, ώστε να μειωθεί ο χρόνος επέμβασης σε ένα μέτωπο, αλλά και να υπάρχει η δυνατότητα συνέχισης της αποστολής ακόμα και όταν δύσει ο ήλιος. Παρατηρήθηκε ότι η πιο αποδοτική μέθοδος για τη χρήση των UAV στη συγκεκριμένη περίπτωση είναι η κίνηση σε σμήνος (drone swarm). Η κίνηση σε σμήνος προσφέρει πολύ μεγαλύτερη ευελιξία σε σχέση με τα οχήματα του εδάφους, καθώς μπορούν να κινούνται με μεγαλύτερη ελευθερία και παράλληλα μειώνουν αισθητά τον χρόνο επέμβασης. Επίσης τα UAV έχουν μεγάλη ευελιξία και ως προς τον επιπλέον εξοπλισμό με πλήθος από αισθητήρες που επιτελούν διάφορες εργασίες, πράγμα που τα επίγεια μέσα δεν έχουν την πλήρη δυνατότητα να προσφέρουν.

Η ανάπτυξη της τεχνολογίας στους τομείς των οπτικών αισθητήρων και ψηφιακών καμερών οδήγησε σε μια μαζική επένδυση από βιομηχανίες (κυρίως στις ΗΠΑ) στο σχεδιασμό και την κατασκευή drone. Αργότερα τα ερευνητικά κέντρα σε συνεργασία με τις βιομηχανίες ανέπτυξαν αλγόριθμους για την αυτοματοποίηση της διαδικασίας. Οι πιο διαδεδομένοι αλγόριθμοι παρουσιάζονται με λεπτομέρεια παρακάτω.

## 2.2. Παρουσίαση των UAV για περιπολία και παρακολούθηση

Η κατασκευή ενός τέτοιου drone αποτελείται από κυρίως 3 σημαντικά κομμάτια hardware:

- Άτρακτος (κορμός)
- Πλακέτα (επεξεργαστής)
- Αισθητήρες



Εικόνα 1: UAV hardware (3)

Η άτρακτος αποτελείται από τη βάση και περιλαμβάνει όλες τις βάσεις στις οποίες θα μπουν τα υπόλοιπα μέρη (π.χ. προπέλες). Οι τελευταίες εξελίξεις στον τομέα των υλικών έχει οδηγήσει στην κατασκευή ελαφριού κορμού, αλλά ταυτόχρονα ανθεκτικού σε φορτίσεις. Ένα τέτοιο υλικό είναι οι ίνες άνθρακα. Παράλληλα, η επικοινωνία και η διαχείριση των εντολών επιτυγχάνεται τα τελευταία χρόνια με τα κινητά τηλέφωνα με τη σύνδεση μέσω εφαρμογών. Οι εξελίξεις στα δίκτυα με την είσοδο του 5G έχουν προσδώσει μεγαλύτερες ταχύτητες, με αποτέλεσμα οι εντολές να επεξεργάζονται γρηγορότερα.

Η πλακέτα περιλαμβάνει τη μνήμη RAM, κεραίες και δική του θέση micro SD. Με αυτό τον τρόπο ένα όχημα μπορεί να επεξεργάζεται τα σήματα που μεταδίδονται μέσω της εφαρμογής, ενώ μέσω της κάρτας μνήμης υπάρχει η δυνατότητα εγκατάστασης λογισμικού και εκτελούνται οι απαραίτητες αναβαθμίσεις.

Με τη χρήση των αισθητήρων γίνονται οι απαραίτητες μετρήσεις των ιδιοτήτων μιας περιοχής (θερμοκρασίας, υγρασίας), οι οποίες είναι απαραίτητες για το σχεδιασμό της αποστολής κατάσβεσης.

### 2.3. Παρουσίαση των UAV για κατάσβεση πυρκαγιών

Τα UAV που χρησιμοποιούνται για την κατάσβεση πυρκαγιάς αποτελούνται από 3 κυρίως τμήματα:

- Άτρακτος
- Πλακέτα
- Μηχανισμός ρίψης



Εικόνα 2: Fire suppressant UAV (17)

Η άτρακτος αποτελεί τη βάση στην οποία συνδέονται όλα τα κομμάτια του hardware, όπως οι μπαταρίες και οι προπέλες (αν έχει να κάνει με τετρακόπτερο,



εξακόπτερο κ.α.). Απαιτείται πολύ ακριβής εκτίμηση της ευστάθειας του, καθώς μπορεί να εμφανίσει αποκλίσεις πορείας με την αυξομείωση της μάζας, λόγω εισαγωγής και ρίψης νερού. Όσον αφορά την ευστάθεια σε αεροσκάφη που λειτουργούν με περιστρεφόμενες πτέρυγες, είναι απαραίτητη η ρύθμιση της κίνησης του ρότορα σε κάθε μια από τις θέσεις που θα μπουν οι προπέλες. Πιο συγκεκριμένα, οι προπέλες που βρίσκονται αντικρουστά πρέπει να περιστρέφονται από την ίδια κατεύθυνση (για παράδειγμα με τη φορά του ρολογιού), ενώ οι υπόλοιπες αντικρουστές με την αντίστροφη κατεύθυνση (αντίθετα της φοράς του ρολογιού) (17).

Η πλακέτα περιέχει το ESC (Electronic Speed Controller), από το οποίο ρυθμίζεται η ταχύτητα μέσω εφαρμογής. Επιπλέον περιέχει GPS, επιταχυνσιόμετρο, βαρόμετρο και αντικραδασμικό εξοπλισμό. Το GPS είναι υπεύθυνο να μεταδίδει τις συντεταγμένες του αεροσκάφους κάθε χρονική στιγμή στον προγραμματιστή. Σε ελάχιστες περιπτώσεις όπου το UAV συναντήσει πολύ χαμηλές ατμοσφαιρικές πιέσεις όταν βρίσκεται σε υψόμετρο, τότε ο αντικραδασμικός εξοπλισμός το βοηθάει να αντέξει την ανισορροπία των αναταράξεων.

Ο μηχανισμός ρίψης ενεργοποιείται όταν το UAV έχει φτάσει στο σημείο που υπάρχει μέτωπο και έχει κλειδώσει το στόχο. Η ρίψη μπορεί να ενεργοποιηθεί αυτόματα ή χειροκίνητα με πρωτοβουλία του χρήστη.

### 2.3.1. Κατασβεστικά Υγρά για UAV

Υπάρχει πληθώρα κατασβεστικών υγρών στη χημική βιομηχανία, παρ' όλα αυτά δεν χρησιμοποιούνται όλα για την κατάσβεση πυρκαγιών, καθώς πολλά από αυτά μολύνουν το περιβάλλον. Σαν κύριο κατασβεστικό υγρό χρησιμοποιείται το νερό, ενώ υπάρχουν πολλές προσμίξεις του με άλατα, επιφανειοδραστικά και γαλακτώματα (26). Τα πιο συνήθη υγρά είναι τα εξής:

- Νερό: Είναι το πιο διαδεδομένο στοιχείο στη φύση και ο συνδυασμός του με το αλάτι της θάλασσας βοηθάει στην επιβράδυνση του μετώπου.

- Extinguishing Agent AFFF: Αποτελεί ένα στρώμα αφρού το οποίο όταν έρχεται σε επαφή με φλεγόμενη επιφάνεια, δημιουργεί ένα φιλμ πάνω από την επιφάνεια σβήνοντας τη φωτιά. (27)
- Bentonite: Αποτελεί άργιλο η οποία όταν έρχεται σε επαφή με το νερό, σχηματίζει ένα μονωτικό στρώμα.
- Bischofite Solution: Αποτελεί ένα υδατικό διάλυμα άλατος το οποίο έχει πολύ καλή συμπεριφορά στην κατάσβεση. Παρ' όλα αυτά το Bischofite δεν είναι διαδεδομένο καθώς συναντάται μέχρι στιγμής μόνο σε Καζακστάν και Τουρκμενιστάν. (28)
- Fire Extinguishing Balls: Είναι αφρώδεις μπάλες οι οποίες περιέχουν επιβραδυντικό υγρό και όταν έρχονται σε επαφή με υψηλή θερμότητα, τότε σκάνε και εκλύουν το υγρό. (29)



Εικόνα 3: Fire extinguishing ball (29)

## 2.4. Οργάνωση Σμήνους

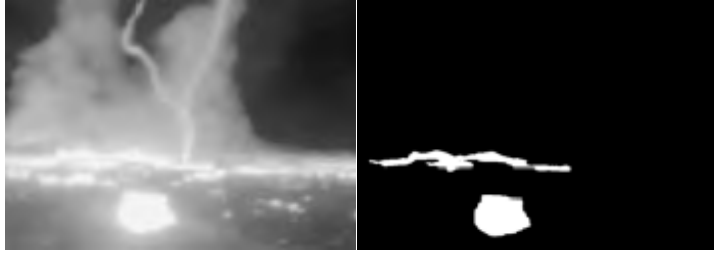
Η οργάνωση του σμήνους είναι η μεγαλύτερη πρόκληση και το πιο δύσκολο μέρος της αποστολής κατάσβεσης. Μια καλά οργανωμένη αποστολή μπορεί να ελαχιστοποιήσει το χρόνο επέμβασης και κατάσβεσης, τα οποία με τη σειρά τους συνεπάγονται σε εξοικονόμηση χρημάτων και διατήρηση του οικοσυστήματος. Οι πιο σημαντικοί αλγόριθμοι (για μια ολοκληρωμένη αποστολή) που υπάρχουν στη βιβλιογραφία είναι οι εξής:

#### 2.4.1. Αλγόριθμος εντοπισμού πυρκαγιάς

Μια σημαντικότερη διαδικασία για τη γρήγορη αντίδραση ενός σμήνους είναι ο εντοπισμός του μετώπου φωτιάς. Ο αλγόριθμος που ακολουθούν τα UAV αποτελείται από 2 μέρη:

- Παρατήρηση και ανάλυση της εικόνας
- Επιβεβαίωση αν η εικόνα είναι όντως φωτιά

Η διαδικασία περιγράφεται αναλυτικά στην εργασία των (2). Αρχικά ένα monitoring UAV, αφού συλλάβει μια εικόνα, εφαρμόζει ένα φίλτρο το οποίο σκουραίνει τις σκοτεινές περιοχές και αυξάνει την φωτεινότητα των φωτεινών pixels. Αυτό επιτυγχάνεται ξεκινώντας από το πρώτο pixel κάτω αριστερά και σαρώνοντας επαναληπτικά όλη την εικόνα παρατηρείται που υπάρχει σημαντική αλλαγή φωτεινότητας. Έπειτα, αφού απομονώσει το φίλτρο τις περιοχές που υπάρχουν πολλά pixels με υψηλή φωτεινότητα, τότε η εικόνα μετατρέπεται σε δυαδική, δηλαδή 0 αν υπάρχει σκοτάδι και 1 αν υπάρχει υψηλή φωτεινότητα. Σχετικά με την απομόνωση των pixels υπάρχει ένα κατώτερο κατώφλι αριθμού το οποίο το ορίζει ο προγραμματιστής. Έχοντας εφαρμόσει όλα τα παραπάνω, ο χρήστης έχει στα χέρια του την ασπρόμαυρη εικόνα, άρα και την πιθανή πηγή θερμότητας.



Εικόνα 4.α: Πραγματική φωτογραφία από UAV (2)

Εικόνα 4.β: Δυαδική φωτογραφία μετά την εφαρμογή του φίλτρου (2)

Στη συνέχεια το UAV πρέπει να αναλύσει αν η πηγή φωτεινότητας είναι όντως και πηγή θερμότητας. Η διαδικασία είναι πολύ πιο απλή καθώς UAV με αισθητήρες θερμότητας καταφθάνουν σε μια απόσταση από το πιθανό μέτωπο και καταμετρούν τις διαφορές θερμοκρασίας στη γύρω περιοχή.

#### 2.4.2. Αλγόριθμος εύρεσης βέλτιστης διαδρομής

Η πορεία του αεροσκάφους βελτιστοποιείται υπολογίζοντας τις συντεταγμένες βάσης και αφαιρώντας τις από τις συντεταγμένες του μετώπου. Η προσαρμογή γίνεται πολύ εύκολα με τη χρήση GPS. Επιπλέον υπάρχει ενσωματωμένος αλγόριθμος αποφυγής εμποδίων όπου ελέγχει τα περίχωρα και εκτελεί ταυτόχρονα αύξηση ή μείωση υψομέτρου.

Εκτός από ακίνητους παράγοντες που πρέπει να ληφθούν υπόψιν, τα αεροσκάφη έχουν να διαχειριστούν και την σχετική κίνηση των υπόλοιπων οχημάτων καθώς, όπως έχουμε αναφέρει κινούνται σε σμήνος. Επομένως δεδομένα από όλα τα UAV, σχετικά με την πορεία τους και την ταχύτητα τους, καταγράφονται σε μια βάση δεδομένων και αν παρατηρηθεί τομή της πορείας τους τότε ρυθμίζεται η μεταβολή

μιας από τις συντεταγμένες τους, συνήθως του υψομέτρου προκειμένου να αποφευχθεί η σύγκρουση.

### 2.4.3. Προσομοίωση μετώπου πυρκαγιάς

Αποτελεί μια πολύ απαιτητική διαδικασία στην οποία δοκιμάζονται οι δυνατότητες των UAV για το αν μπορούν να ανιχνεύσουν με ευκολία και ταχύτητα την πηγή θερμότητας και να μετρήσουν με ακρίβεια το πεδίο των θερμοκρασιών. Η διαδικασία περιγράφεται με σαφήνεια στο έργο των (3).

Ένας προσομοιωτής δημιουργεί μια επίπεδη επιφάνεια σε ένα εξωτερικό χώρο και τοποθετεί μέτωπα πυρκαγιών τα οποία έχουν διαφορετική επιφάνεια μεταξύ τους, άρα και διαφορετική έκλυση θερμότητας. Ύστερα με τη βοήθεια αισθητήρων θα μετρηθεί το πεδίο των θερμοκρασιών σε όλη την επιφάνεια της προσομοίωσης και με τη βοήθεια εξισώσεων μετάδοσης θερμότητας θα προσεγγιστεί η κατεύθυνση της έκλυσης θερμότητας (30). Με αυτό τον τρόπο ο προσομοιωτής δημιουργεί ένα διάγραμμα θερμοκρασίας ως προς την επιφάνεια (heatmap). Στόχος της προσομοίωσης είναι να εξεταστεί η συμπεριφορά των UAV και να αξιολογηθεί ο χρόνος αντίδρασης τους σε περίπτωση έκτακτης ανάγκης. Πιο συγκεκριμένα, ελέγχεται κατά πόσο ένα UAV μπορεί γρήγορα να ανταποκριθεί και πόσο καλή θέση μπορεί να λάβει στο χώρο αν ξεσπάσει μέτωπο πυρκαγιάς.

### 2.4.4. Βελτιστοποίηση θέσης και ταχύτητας σμήνους

Αποτελεί έναν αλγόριθμο βελτιστοποίησης θέσης ενός σώματος λαμβάνοντας υπόψιν την ταχύτητα και την αρχική του θέση. Μελετήθηκε πρώτη φορά από τους (31) και έχει αξιολογηθεί η χρησιμότητα του στην βελτιστοποίηση θέσης σμήνους. Έστω ότι τα UAV έχουν τυχαίες θέσεις στον αέρα. Σύμφωνα με το Path Planning Algorithm που αναλύσαμε παραπάνω, κάθε όχημα προσπαθεί να βρει την βέλτιστη

λύση κάθε χρονική στιγμή. Αν ένα όχημα είναι σε τροχιά βέλτιστης λύσης, τότε τα γειτονικά ακολουθούν αυτό λαμβάνοντας υπόψιν τους περιορισμούς εμποδίων που αναλύσαμε παραπάνω. Ο κύριος στόχος είναι η αλλαγή της θέσης αλλά και της κατεύθυνσης της ταχύτητας με σκοπό την επίτευξη του στόχου, δηλαδή την άφιξη στο μέτωπο πυρκαγιάς.

## Κεφάλαιο 3. ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ UAV- ΓΕΩΜΕΤΡΙΑ- DESIGN

Στο παρόν κεφάλαιο θα προχωρήσουμε στο αρχικό στάδιο του σχεδιασμού του UAV. Θα παρουσιάσουμε αναλυτικά όλα τα εργαλεία που χρησιμοποιήθηκαν για να αποτυπώσουν με κάθε λεπτομέρεια τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά όλων των μερών του αεροσκάφους με τη βοήθεια λογισμικού. Σε πρώτο στάδιο θα γίνει μία σύντομη περιγραφή ενός πρώιμου σχεδίου που κατασκευάστηκε, αλλά και για ποιους λόγους απορρίφθηκε στη συνέχεια.

### 3.1. Παρουσίαση των εργαλείων OpenVSP

Το OpenVSP είναι από το 2012 ένα λογισμικό σχεδιασμού ανοιχτού κώδικα. Δημιουργήθηκε από την ομάδα σχεδιασμού του NASA Langley Research Center για τις ανάγκες κατασκευής διαστημόπλοιων και πυραύλων. Με το πέρασμα των ετών αναπτύχθηκαν εργαλεία και για το σχεδιασμό αεροσκαφών για την πολιτική και πολεμική αεροπορία.

Επιπλέον, ένα πολύ σημαντικό του στοιχείο είναι ότι μπορεί να λειτουργήσει σε όλα τα λειτουργικά συστήματα και οι ελάχιστες απαιτήσεις σε υπολογιστική ισχύ, για δημιουργία σχεδίου, αλλά και εφαρμογή πρόσθετων εργαλείων, είναι πολύ χαμηλές και μπορούν να ικανοποιηθούν από όλους τους υπολογιστές (για σύνθετα σχέδια αυξάνονται οι απαιτήσεις):

- 256 MB RAM
- 50 MB of free space on the hard drive.
- Screen resolution of 1024 x 768 or greater
- 1 GHz processor

Το OpenVSP διαθέτει, εκτός του φιλικού σχεδιαστικού εργαλείου, και εσωτερικά υπολογιστικά εργαλεία που εξετάζουν την προεπεξεργασία (preprocessing) και την παρουσίαση των αποτελεσμάτων (postprocessing) στη δεδομένη γεωμετρία. Για παράδειγμα, όσον αφορά το preprocessing υπάρχει το Mass Properties, το οποίο υπολογίζει το κέντρο βάρους ολόκληρης της κατασκευής, αλλά και το CFD πλέγμα (Mesh), το οποίο δημιουργεί το υπολογιστικό πλέγμα για να γίνουν οι υπολογισμοί. Επιπλέον όσον αφορά την επίλυση του προβλήματος, υπάρχει το εργαλείο VSPAERO το οποίο εκτελεί προσομοιώσεις για τον υπολογισμό των αεροδυναμικών συντελεστών, ενώ υπάρχουν και τα εργαλεία wave drag, parasite drag τα οποία υπολογίζουν το μέτρο των συγκεκριμένων δυνάμεων οπισθέλκουσας. Το μειονέκτημα του VSPAERO σε σχέση με το OpenFOAM έγκειται στις περιορισμένες δυνατότητες που προσφέρει. Δηλαδή, όπως θα εξηγήσουμε παρακάτω εκτενώς στο κεφάλαιο 4, το εργαλείο υπολογίζει με περιορισμένη ακρίβεια αλλά υψηλή ταχύτητα τους αεροδυναμικούς συντελεστές και μπορεί να απεικονίσει τις ροϊκές γραμμές, αλλά δεν δίνει τη δυνατότητα επίλυσης όλου του πεδίου για την εύρεση ταχυτήτων και πιέσεων. Το VSPAERO χρησιμοποιεί δύο μεθόδους επίλυσης των προβλημάτων που ονομάζονται Vortex Lattice Method και Panel Method. Η συγκεκριμένες υπολογιστικές μέθοδοι χρησιμοποιούνται ευρέως σε αεροδυναμικές αναλύσεις, αλλά αγνοούν την επίδραση του ιξώδους κατά την ανάλυση. Η Vortex Lattice Method χρησιμοποιείται στην ασυμπίεστη ροή και υπολογίζει με ακριβή προσέγγιση σε σχετικά χαμηλές γωνίες πρόσπτωσης. Επιπλέον δίνεται και η δυνατότητα επίλυσης με τη μέθοδο Panel Method στην οποία θα αναφερθούμε εκτενέστερα στο τέλος του 4<sup>ου</sup> κεφαλαίου. Αντιθέτως το OpenFOAM προσφέρει ένα πλήθος επιλογών όσον αφορά την επίλυση του προβλήματος και μπορεί να λάβει υπόψιν και τη συμπιεστότητα. Επίσης γίνεται επιλογή μοντέλου τύρβης και υπολογισμός συναρτήσεων που επιλέγει ο χρήστης κάθε επανάληψη.

Για τις ανάγκες της εργασίας χρησιμοποιήθηκαν τα παραπάνω υπολογιστικά εργαλεία στο τελευταίο κεφάλαιο, οπότε προς το παρακάτω θα αναφερθούμε εκτενέστερα σε σχεδιαστικά εργαλεία που χρησιμοποιήθηκαν για τον προσδιορισμό της τελικής γεωμετρίας. Τα σχεδιαστικά εργαλεία ομαδοποιούνται σε γενικά, τα οποία συναντιούνται σε όλα τα κομμάτια του τελικού σχεδίου, ενώ υπάρχουν και



εργαλεία τα οποία ειδικεύονται στη λεπτομέρεια κάθε κομματιού και θα αναφερθούμε ξεχωριστά για αυτά σε επόμενη παράγραφο.

### Γενικά Εργαλεία

- *GEN*: Επιλέγονται γενικά στοιχεία για το κομμάτι όπως το χρώμα, το υλικό και η πυκνότητα του.
- *XForm*: Δίνεται η δυνατότητα για μετατόπιση και περιστροφή του κομματιού στους άξονες x,y,z. Επιπλέον επιλέγεται άξονας ή επίπεδο για σχεδιασμό με συμμετρία. Τέλος διαθέτει εργαλείο που κάνει μεγέθυνση ή σμίκρυνση σε ένα κομμάτι.
- *Sub*: Το εργαλείο αυτό δημιουργεί επιφάνειες μέσα σε ένα σχέδιο και δεν φαίνονται από εξωτερική όψη. Οι τύποι επιφανειών μπορεί να είναι είτε τετραγωνικοί είτε ελλειψοειδείς, είτε μια ευθεία γραμμή.
- *Design*: Στην καρτέλα αυτή επιλέγεται το μήκος ή η διάμετρος του κάθε κομματιού ανάλογα. Επίσης μπορούμε να διαμορφώσουμε και το γεωμετρικό κέντρο της κατασκευής ανάλογα με τις ανάγκες.

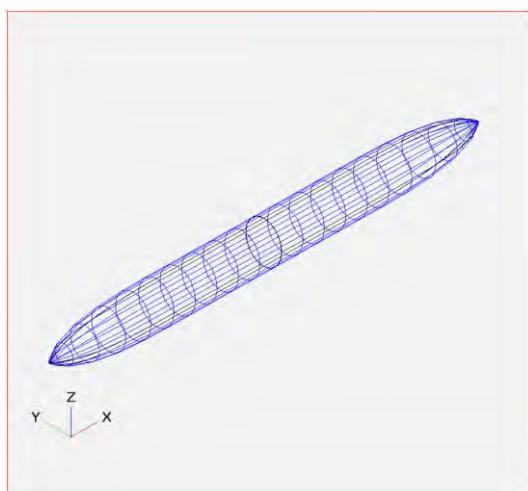
### Ειδικά Εργαλεία

- *XSec*: Δημιουργεί τομές σε ένα μέλος, σε περίπτωση που υπάρχει αλλαγή της γεωμετρίας σε κάποιο σημείο του αεροσκάφους. Παράλληλα υπάρχει η δυνατότητα για μετατόπιση ή περιστροφή της συγκεκριμένης τομής.
- *Skinning*: Επιδρά στις επιφάνειες που επιλέγει ο χρήστης και μεταβάλλει χαρακτηριστικά όπως η γωνία και η καμπυλότητα.

- *Modify*: Έχει σημαντική επίδραση στη διαμόρφωση της τρισδιάστατης πτέρυγας, καθώς διαμορφώνει το leading και trailing edge. Επιπλέον δίνεται η δυνατότητα για μεταβολή της γωνίας προσβολής και της μεταβολής των αξόνων  $x, y$  ως προς το κύρτωμα (camber).
- *Plan*: (Planform) Χρησιμοποιείται στη διαμόρφωση των τρισδιάστατων πτερύγων και καθορίζει το μήκος, τη χορδή (chord) και την συνολική επιφάνεια των πτερύγων. Παράλληλα μπορούν να γίνουν αλλαγές στη ρίζα και στην άκρη της πτέρυγας.
- *Sect*: Εφαρμόζονται όλες οι παραπάνω μεταβολές που περιεγράφηκαν στην καρτέλα Plan με τη διαφορά ότι οι αλλαγές γίνονται ξεχωριστά σε συγκεκριμένη τομή που επιλέγει ο χρήστης.
- *Airfoil*: Ο χρήστης έχει τη δυνατότητα να επιλέξει τυποποιημένη πτέρυγα και να επιλέξει το μήκος της χορδής της. Επίσης υπάρχει ενσωματωμένο εργαλείο το οποίο διαμορφώνεται η πτέρυγα χειροκίνητα.

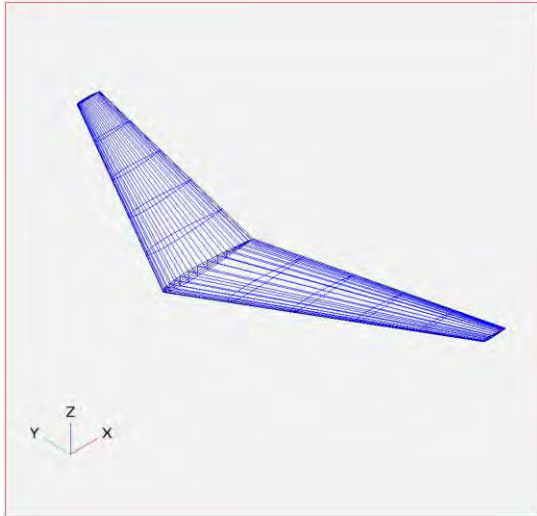
#### Συνήθη κομμάτια που χειρίζεται ο χρήστης

1) *Fuselage*: Η άτρακτος του αεροσκάφους



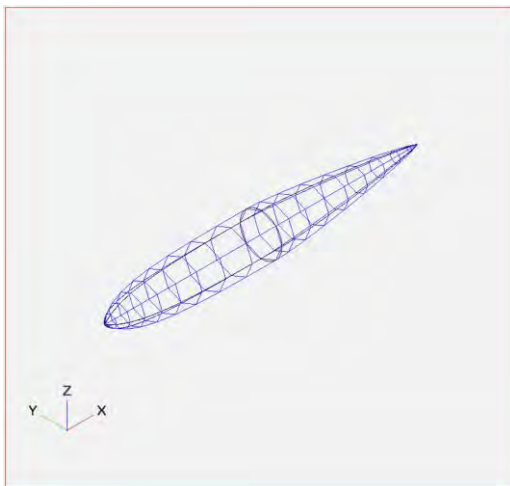
Εικόνα 5: Fuselage

2) *Wing*: Τρισδιάστατη πτέρυγα



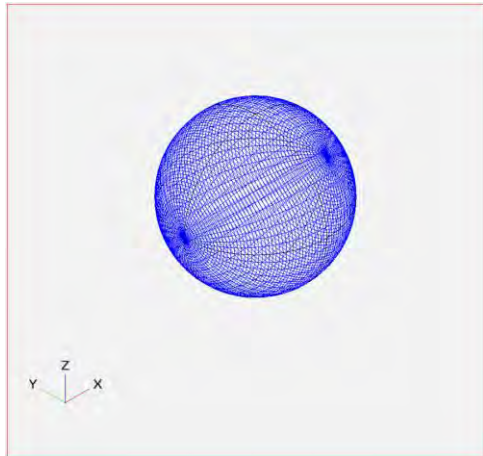
Εικόνα 6: Τρισδιάστατη πτέρυγα

3) *Pod*: Χρησιμοποιείται κυρίως για να προσομοιώσει πυραυλικά συστήματα



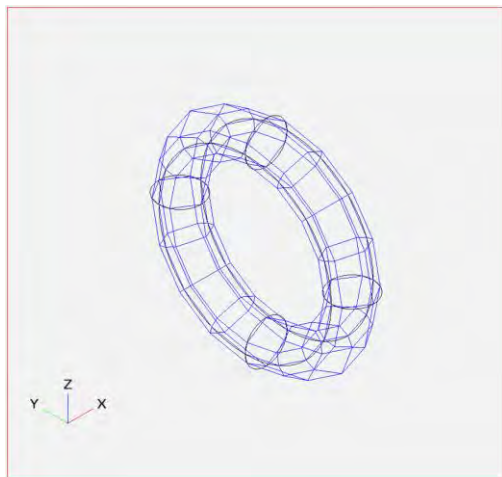
Εικόνα 7: Pod

4) *Ellipsoid*: Προσομοιώνει κυκλικά ή ελλειψοειδή σχήματα



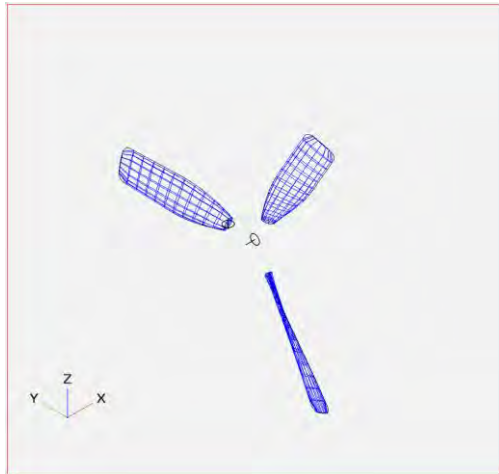
Εικόνα 8: Ellipsoid

5) *Body of Revolution*: Προσομοιώνει κυκλικά σχήματα στα οποία συνήθως υπάρχει ροή ρευστού



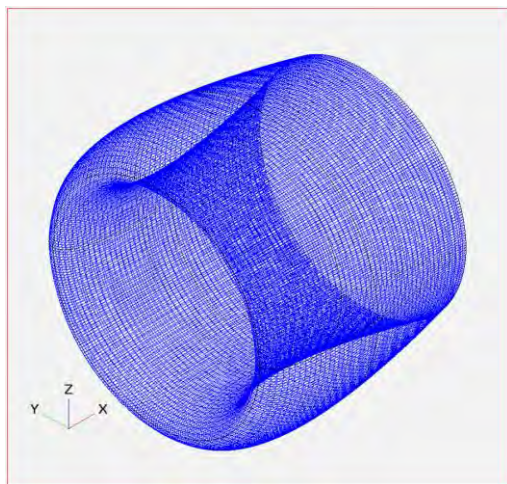
Εικόνα 9: Body of Revolution

6) *Prop*: Προπέλα



Εικόνα 10: Prop

7) *Duct*: Κέλυφος για προσομοίωση κινητήρα



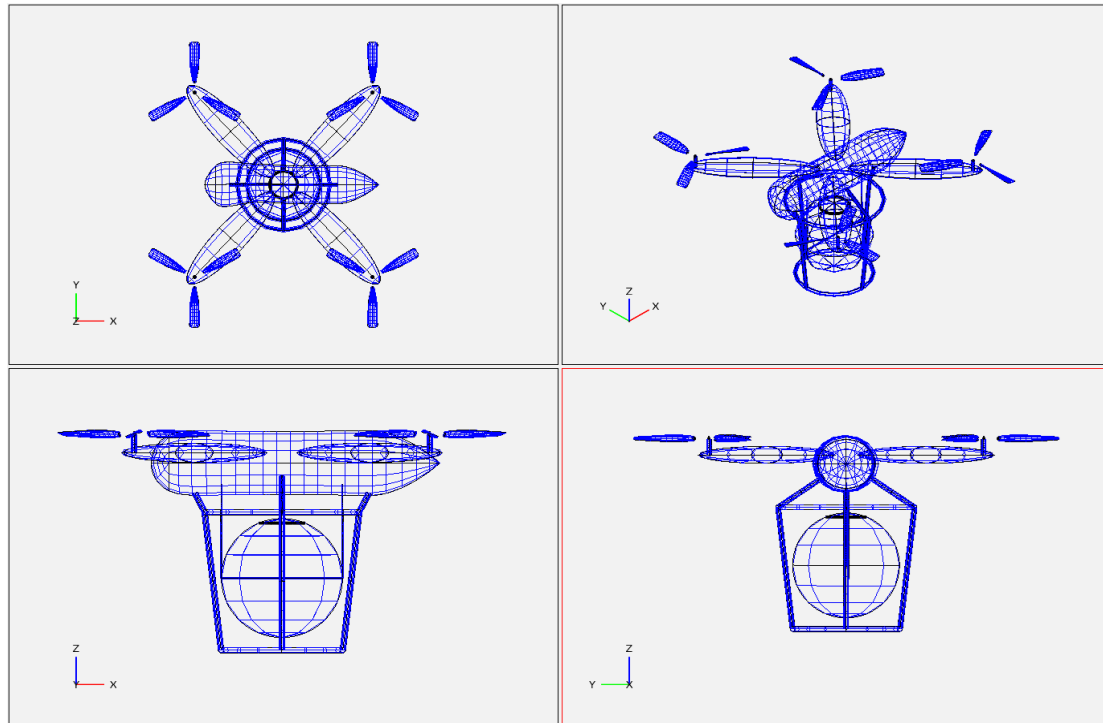
Εικόνα 11: Duct

### 3.2. Περιγραφή ενός αρχικού σχεδίου μορφής τετρακόπτερου

Στο αρχικό στάδιο του σχεδιασμού, είχε παρθεί η απόφαση για την κατασκευή ενός UAV, το οποίο θα κάνει κατακόρυφη απογείωση και προσγείωση (VTOL) και θα λειτουργεί με ηλεκτροκινητήρες. Σκεπτόμενος όμως αργότερα τις ανάγκες της ελληνικής επικράτειας, καταλήξαμε, ότι λόγω των πυκνών δασών, θα είναι ακριβή

επιλογή η κατασκευή σμήνους από τετρακόπτερα, τα οποία έχουν χαμηλή αυτονομία, σε σχέση με ένα αυτόνομο αεροσκάφος που θα λειτουργεί με θερμικό κινητήρα και θα έχει μεγάλη χωρητικότητα κατασβεστικού υγρού. Ταυτόχρονα, αξίζει να σημειωθεί ότι θα ήταν δύσκολο να επιτευχθούν οι σχεδιαστικοί στόχοι, όσον αφορά την ταχύτητα πλεύσης και τη μέγιστη ταχύτητα.

Παρόλα αυτά αξίζει να γίνει μια σύντομη περιγραφή αυτού του αρχικού σχεδίου και των χαρακτηριστικών του για μελλοντική έρευνα.

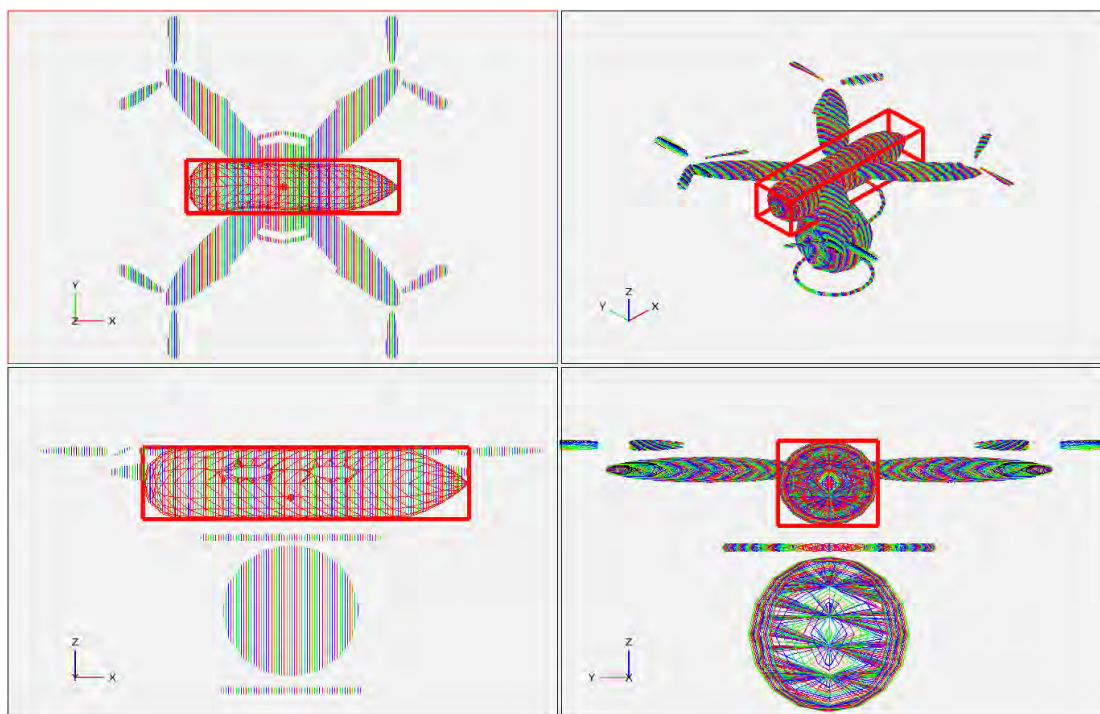


Εικόνα 12: 4 όψεις του σχεδίου τύπου quadcopter

Το τετρακόπτερο που σχεδιάστηκε αποτελείται από τα εξής χαρακτηριστικά:

- Άτρακτος (fuselage), στον οποίο είναι προσαρτημένα όλα τα εξαρτήματα
- 4 προπέλες
- 4 βάσεις προπέλας, οι οποίες σχεδιάστηκαν με το εργαλείο Ellipsoid
- Σωληνώσεις στήριξης που εξασφαλίζουν την ευστάθεια (Body of Revolution)
- 2 αρθρώσεις (hinges) δεξιά και αριστερά της σφαίρας (ως προς άξονα xz)
- Σφαίρα (Ellipsoid), η οποία προσομοιώνει τη δεξαμενή κατασβεστικού υγρού, στην οποία έχουμε εισάγει subsurface που δηλώνει το στόμιο εξόδου.

Για την ευστάθεια του σχεδίου διεξήχθη υπολογισμός του κέντρου βάρους με τη βοήθεια του υπολογιστικού εργαλείου Mass Properties, τα αποτελέσματα του οποίου φαίνονται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 13: Ανάλυση κέντρου μάζας με Mass Properties

Λόγω του σχεδίου της δεξαμενής νερού, είναι προφανές με την πλήρωση το κέντρο βάρους θα μεταφερθεί προς τα κάτω και δε θα επηρεάσει την ευστάθεια (αρνητική μετακίνηση στον άξονα z).

Η εκτέλεση της αποστολής έχει ως εξής:

Η κατάσβεση μιας πυρκαγιάς ακολουθεί τον αλγόριθμο που έχει περιγραφεί στο 2ο κεφάλαιο. Επομένως η διαδικασία κατάσβεσης ξεκινάει με την επικοινωνία των UAV επίβλεψης, τα οποία θα μεταδώσουν την πληροφορία στα UAV κατάσβεσης. Θεωρούμε ότι το νεπόζιτο νερού είναι γεμάτο. Φτάνοντας στο μέτωπο της πυρκαγιάς, τα UAV λαμβάνοντας υπόψη τη ροή του ανέμου, αδειάζουν το νερό,

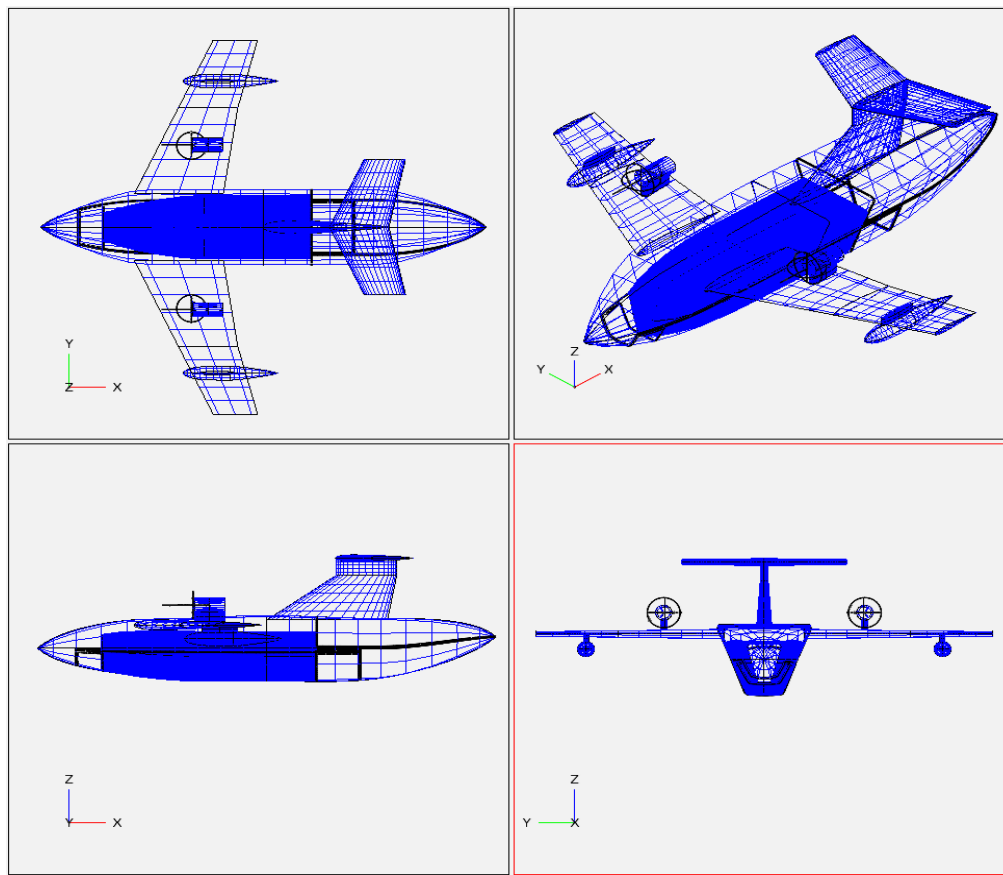
έχοντας πάντα μια σταθερή ταχύτητα, για να αποφευχθούν φαινόμενα υπερθέρμανσης των κομματιών του αεροσκάφους. Στη συνέχεια επιστρέφουν στο σημείο παροχής νερού, στο οποίο βυθίζονται μέχρι το στόμιο της δεξαμενής και έτσι ολοκληρώνουν ένα κύκλο κατάσβεσης.

### 3.3. Περιγραφή του τελικού σχεδίου

Αφού τελείωσε ο σχεδιασμός της γεωμετρίας του αεροσκάφους που περιγράψαμε παραπάνω, έγινε επανεξέταση των χαρακτηριστικών και των αρχικών παραμέτρων και αποφασίστηκε ότι ένα σχέδιο μορφής quadcopter δεν θα ήταν ικανό να πετάξει σε υψηλές ταχύτητες, να έχει μεγάλη χωρητικότητα σε κατασβεστικό υγρό και να έχει μεγάλο εύρος διαδρομής. Επομένως δημιουργήθηκε η ανάγκη για το σχεδιασμό ενός νέου αεροσκάφους τύπου Canadair, του οποίου τις ιδιότητες και τα μέρη θα αναλύσουμε εκτενώς στη συνέχεια. Γι' αυτό το λόγο έγινε εκ νέου παραμετροποίηση, έτσι ώστε να καλυφθούν όλες οι ανάγκες που αναφέραμε παραπάνω. Σε αρχικό στάδιο αποφασίστηκε ότι το αεροσκάφος θα έχει ωφέλιμο φορτίο που αγγίζει τους 10 τόνους (παρακάτω υπολογίζεται αναλυτικά). Επιπλέον σε συνθήκες πλεύσης θα έχει την ταχύτητα των 163,2 m/s ( $Ma=0,48$ ) και θα αγγίζει μια μέγιστη ταχύτητα μέτρου 187 m/s (δηλαδή  $Ma=0,55$ ), ώστε να μην επηρεάζεται σημαντικά από τα φαινόμενα συμπίεσότητας. Τέλος καθώς πρέπει να καλύπτει τις ανάγκες της ελληνικής επικράτειας, θα πρέπει να έχει μια ακτίνα δράσης η οποία θα περιλαμβάνει όσο γίνεται μεγαλύτερο μέρος της ηπειρωτικής Ελλάδας, αλλά και να έχει εύκολη πρόσβαση σε υγρό στοιχείο προκειμένου να γίνεται με ταχύτητα η περισυλλογή του νερού. Θεωρήθηκε ότι μια ακτίνα δράσης των 800 km είναι ικανοποιητική.

Το τελικό σχέδιο πραγματοποιήθηκε επίσης με το open source λογισμικό OpenVSP και η τελική του μορφή έχει ως εξής:

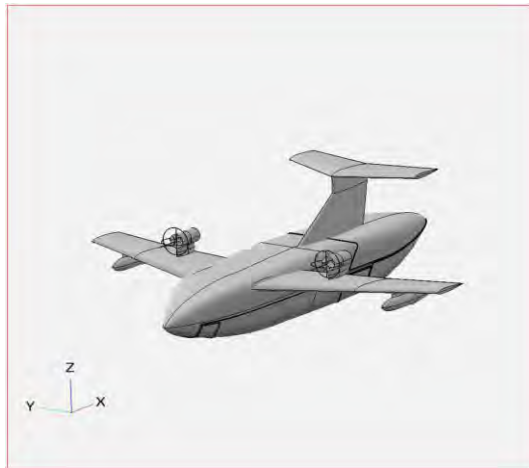




Εικόνα 14: 4 όψεις του τελικού σχεδίου

Καθώς σκοπός της εργασίας είναι η ανάλυση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς του παραπάνω σχεδίου, ο σχεδιασμός της δεξαμενής νερού έγινε στα πλαίσια της ολοκλήρωσης του σχεδίου και δεν έχει κάποια συνεισφορά στη αεροδυναμική ανάλυση που θα γίνει παρακάτω με την χρήση του OpenFOAM αλλά και των εκτιμήσεων του OpenVSP που βασίζονται σε μια πιο απλοποιημένη προσέγγιση, την οποία αναλύουμε διεξοδικά παρακάτω.

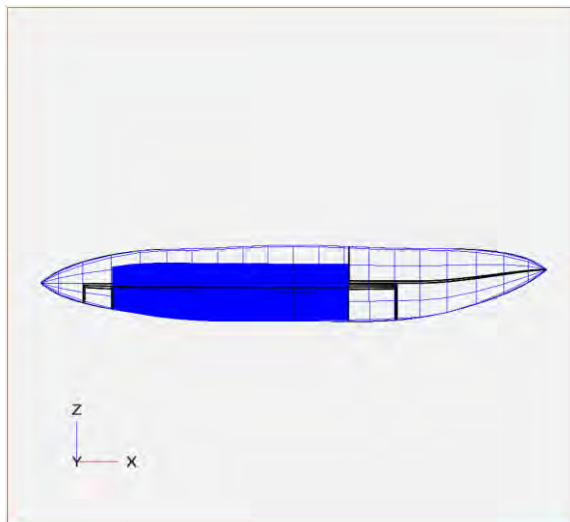
Προκειμένου να παρατηρήσουμε με ακρίβεια τις επιφάνειες από τα μέλη του αεροσκάφους, τότε πρέπει να το απεικονίσουμε σε σκιερή (shaded) μορφή:



Εικόνα 15: Shaded μορφή του τελικού σχεδίου

Ακολουθεί λεπτομερής περιγραφή των μερών και των χαρακτηριστικών του αεροσκάφους:

#### 1)Fuselage



Εικόνα 16: Άτρακτος και δεξαμενή νερού

Η άτρακτος του αεροσκάφους φτάνει το μήκος των 15m. Στο σχέδιο έχουν τοποθετηθεί υποεπιφάνειες (subsurfaces), κάθε ένα από τα οποία δηλώνουν μια συγκεκριμένη περιοχή του αεροσκάφους. Συνολικά έχουν τοποθετηθεί 4 subsurfaces, από τα οποία τα 3 βρίσκονται από τη μέση και κάτω, ενώ ένα έχει τοποθετηθεί επάνω. Στο κάτω μέρος, στις δυο μικρές επιφάνειες υπάρχουν οι ρόδες και οι αναρτήσεις του

αεροσκάφους, ενώ ενδιάμεσα στο μπλε τμήμα βρίσκεται η δεξαμενή του νερού χωρητικότητας 10000 kg, η οποία υπολογίστηκε ως εξής:

Από τις προδιαγραφές του αεροσκάφους προκύπτει ότι το μήκος της δεξαμενής είναι 7m. Θεωρούμε με πολύ ακριβή προσέγγιση ότι το σχήμα της δεξαμενής είναι ορθογώνιο με πλάτος και ύψος 1,15m και 1,25m αντίστοιχα. Επομένως η μάζα του νερού είναι:

- $m = \rho \times V = 1000 \frac{kg}{m^3} \times (1,15 \times 1,25 \times 7)m^3 = 10060kg = 10,06tn$

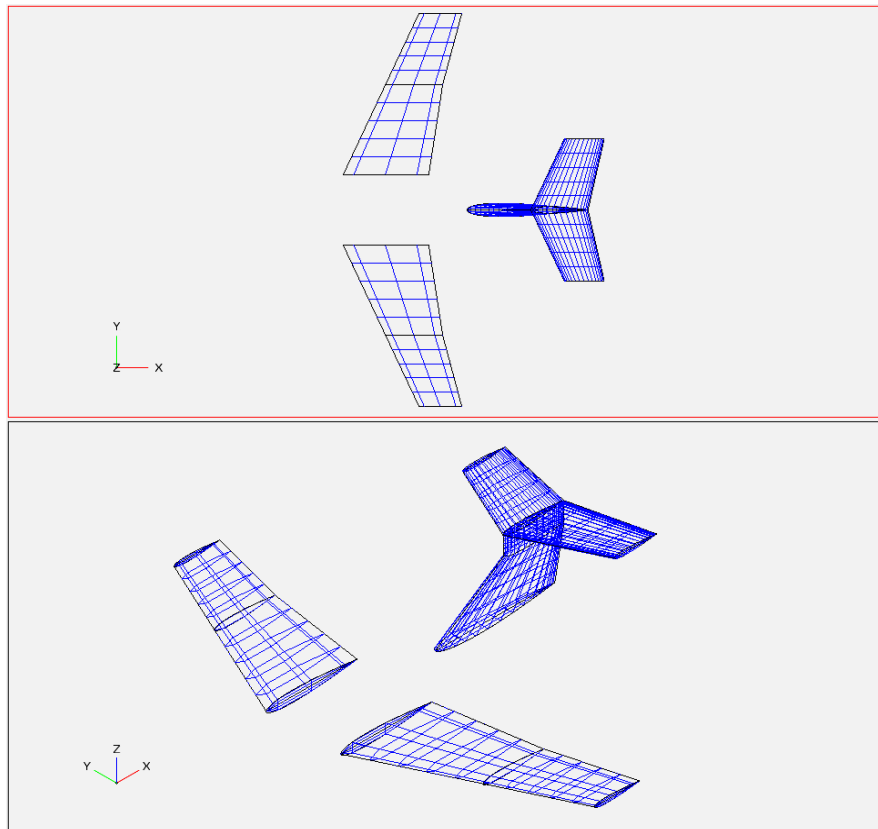
Στην πάνω υποεπιφάνεια εδράζονται σωληνώσεις οι οποίες μεταφέρουν επιβραδυντικό υγρό στη δεξαμενή νερού. Αντίστοιχος σχεδιασμός έχει πραγματοποιηθεί κατά τη διάρκεια της κατασκευής του Beriev Be-200. (32)



Εικόνα 17.α: Δεξαμενή και σωληνώσεις επιβραδυντικού υγρού (32)

Εικόνα 17.β: Ενσωμάτωση σωληνώσεων στο αεροσκάφος (32)

## 2) Τρισδιάστατη πτέρυγα



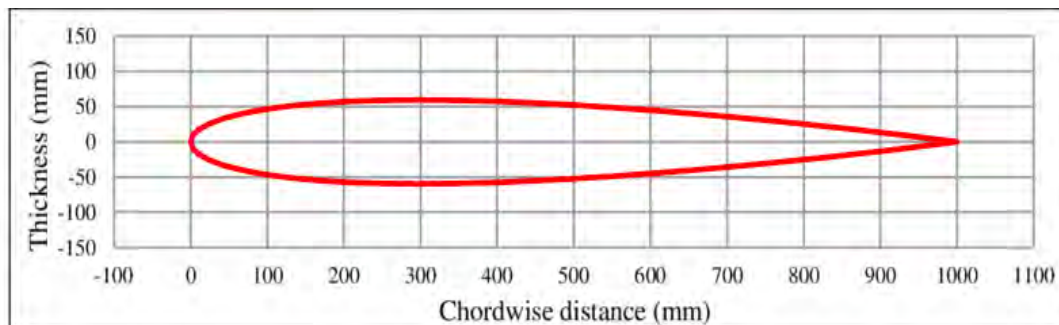
Εικόνα 18: Τρισδιάστατες πτέρυγες

Σχεδιάστηκαν 3 σετ τρισδιάστατων περυγών: Το κύριο σετ είναι προσαρτημένο στον κορμό, ενώ υπάρχει και μία κατακόρυφη πτέρυγα η οποία έχει καθοριστικό ρόλο στην ευστάθεια (rudder). Επιπλέον έχει προσαρτηθεί πάνω στην κατακόρυφη, ένα οριζόντιο σετ για να κεντράρει την επίδραση της δύναμης της άντωσης. Περισσότερες πληροφορίες σχετικά με τις κύριες λειτουργίες των κομματιών του αεροσκάφους δίνει η NASA (33)

Το κύριο μέρος της πτέρυγας εμφανίζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον, καθώς έχει σχεδιαστεί υπό γωνία. Αυτό σημαίνει ότι υπάρχει μια τομή κοντά στο κέντρο με αποτέλεσμα να υπάρχουν διαφορετικές γεωμετρίες. Το μήκος της ρίζας είναι 3m και της άκρης είναι 1,5m, ενώ στην τομή είναι 2m. Όπως έχει αναφέρει και ο H.P. Thien, ο σχεδιασμός πτέρυγας υπό γωνία έχει σαν στόχο τη μείωση της δύναμης της οπισθέλκουσας (34)

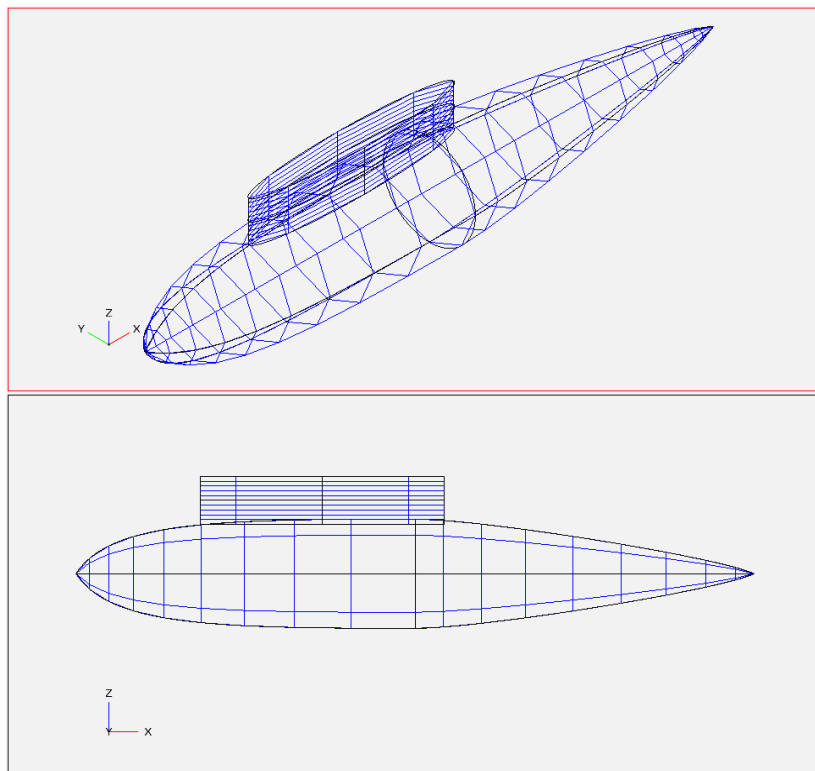
Τέλος, όσον αφορά το προφίλ της πτέρυγας, επιλέχθηκε τυποποιημένη πτέρυγα NACA0012 για τις ανάγκες του σχεδίου. Η συγκεκριμένη πτέρυγα επιλέχθηκε

καθώς είναι πολύ εύκολη στο σχεδιασμό και την κατασκευή της, αλλά και έχει συγκριτικά χαμηλότερο κόστος από άλλες πτέρυγες που χρησιμοποιούνται σε αεροσκάφη. Επιπλέον έχουν το πολύ σημαντικό πλεονέκτημα ότι η απώλεια στήριξης (stall) μπορεί να εμφανιστεί σε πολύ μεγάλες ταχύτητες. Σε παρακάτω κεφάλαιο γίνεται λεπτομερέστερη ανάλυση των δυνάμεων στην πτέρυγα.



Εικόνα 19: NACA0012

### 3) Πλωτήρες κάτω από τις πτέρυγες



Εικόνα 20: Underwing Floats (Πλωτήρες κάτω από τις πτέρυγες)

Χρησιμοποιούνται κατά κόρον σε πυροσβεστικά αεροπλάνα και κυρίως σε αμφίβια με σκοπό την εύκολη προσθαλάσσωση και συλλογή νερού. Η συγκεκριμένη διάταξη μπορεί είτε σε ένα ελαφρύ αεροσκάφος να εξισορροπήσει την άνωση και να επιπλέει στο νερό, είτε σε ένα βαρέου τύπου αεροσκάφος να προσεγγίσει τη διεπιφάνεια του νερού χωρίς να υπάρχει κίνδυνος ανατροπής. Περισσότερα χαρακτηριστικά σχετικά με τους πλωτήρες αναφέρει σε εργασία του ο Jason Cary (35).

## Κεφάλαιο 4. METHODOLOGY

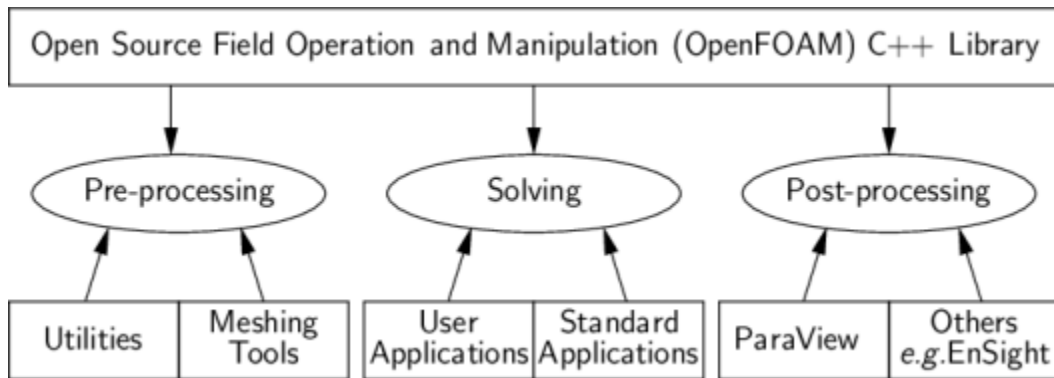
Στο παρόν κεφάλαιο θα παρουσιάσουμε και θα αναλύσουμε τις δυνατότητες του OpenFOAM όσον αφορά την προεργασία και συγκεκριμένα τη δημιουργία πλέγματος. Στη συνέχεια θα αναλύσουμε τις εξισώσεις Navier-Stokes και πως θα τις εισάγουμε στην διαχείριση του προβλήματος, ενώ παράλληλα θα αναφερθούμε στα διάφορα μοντέλα τύρβης μιας και ασχολούμαστε με τυρβώδεις ροές. Τέλος θα γίνει μια περιγραφή του πλέγματος της πτέρυγας με γνώμονα τα εργαλεία που περιεγράφηκαν στο 4.1 ώστε να προχωρήσουμε στη μελέτη επικύρωσης των αποτελεσμάτων (validation study).

### 4.1. Παρουσίαση του OpenFOAM και περιγραφή των εργαλείων πλέγματος

Το OpenFOAM είναι από το 2011 ένα λογισμικό ανοιχτού κώδικα το οποίο πραγματοποιεί υπολογιστική ανάλυση σε κατασκευές και λειτουργεί σε περιβάλλον Linux. Πιο συγκεκριμένα πραγματοποιεί δημιουργία πλέγματος σε κατασκευές και στη συνέχεια με τη χρήση υπολογιστικών μεθόδων επιλύει τις εξισώσεις Navier-Stokes.

Για την ολοκλήρωση της εργασίας, η λήψη του OpenFOAM πραγματοποιήθηκε σε περιβάλλον Ubuntu. Μια ολοκληρωμένη υπολογιστική ανάλυση κατασκευής στο OpenFOAM περιλαμβάνει τις εξής διαδικασίες:

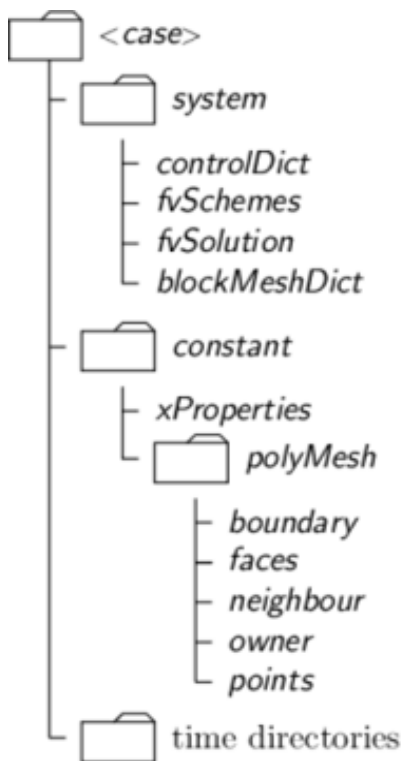
- Preprocessing
- Solving
- Postprocessing



Εικόνα 21: Γενική αναπαράσταση των διαδικασιών

Ένα ολοκληρωμένο πρόβλημα αποτελείται από 3 βασικούς φακέλους:

- time directories
- constant
- system



Εικόνα 22: Βασικοί φάκελοι και αρχεία



Το time directories περιέχει φακέλους που αναπαριστούν μια χρονική στιγμή αφού έχει δράσει ο επιλυτής. Είναι προφανές ότι ο φάκελος 0 περιέχει τις αρχικές και συνοριακές συνθήκες ενός προβλήματος.

Ο φάκελος constant περιέχει πληροφορίες σχετικά με το υπολογιστικό πλέγμα του προβλήματος στον υποφάκελο polyMesh. Επιπλέον υπάρχουν τα αρχεία momentumTransport και transportProperties τα οποία δίνουν πληροφορίες σχετικά με τις ιδιότητες της ροής (στρωτή ή τυρβώδης) και τις θερμοφυσικές ιδιότητες του ρευστού (πυκνότητα, ιξώδες).

Ο φάκελος system περιέχει πολλά αρχεία ανάλογα την ανάλυση που έχει γίνει στο preprocessing. Παρ' όλα αυτά τα βασικότερα είναι τα controlDict, fvSchemes, fvSolution, blockMeshDict. Το πρώτο παρέχει πληροφορίες με τη διαχείριση της προσομοίωσης και δίνει την επιλογή για την εφαρμογή επιπλέον συναρτήσεων για τον προσδιορισμό δυνάμεων. Το δεύτερο δίνει πληροφορίες για τα υπολογιστικά σχήματα και την υπολογιστική μέθοδο που θα ακολουθήσουν οι εξισώσεις Navier-Stokes, ενώ το τρίτο παρέχει πληροφόρηση σχετικά με τους επιλυτές και τη χαλάρωση των ιδιοτήτων που υπολογίζουμε. Τέλος το τέταρτο αρχείο αποτελεί τη βάση για τη δημιουργία του πλέγματος με τη χρήση του blockMesh το οποίο θα αναλύσουμε περισσότερο παρακάτω.

Για την κατασκευή του πλέγματος υπάρχουν 2 εργαλεία: blockMesh και snappyHexMesh.

Το snappyHexMesh χρησιμοποιείται περισσότερο σε 3D κατασκευές και το προτέρημά του είναι η διαχείριση ολόκληρης της γεωμετρίας μιας κατασκευής με αυτοματοποιημένο τρόπο. Μπορεί να χειριστεί δομημένα και μη δομημένα εξαεδρικά πλέγματα, τα οποία έπειτα διαμορφώνει σύμφωνα με την δεδομένη γεωμετρία. Δέχεται κυρίως αρχεία τύπου stl. Το snappyHexMesh αποτελείται από τρία στάδια για τη δημιουργία του πλέγματος. Στο castellatedMesh ο χρήστης προσεγγίζει την επιφάνεια μόνο με εξάεδρα και μπορεί να επιλέξει και το μέγεθος τους. Στη διαδικασία snap γίνεται μορφοποίηση των εξαέδρων ώστε να προσεγγιστεί

με ακρίβεια η επιφάνεια που έχει σχεδιαστεί. Τέλος στην καρτέλα `addLayers` επιλέγεται ο αριθμός και το μέγεθος του οριακού στρώματος.

Το `blockMesh` είναι το εργαλείο που χρησιμοποιήθηκε παρακάτω για τη δημιουργία του πλέγματος της 2D πτέρυγας NACA0012. Κύρια λειτουργία του `blockMesh` είναι ο διαχωρισμός του πλέγματος σε περιοχές που ορίζει ο χρήστης για τη δημιουργία δομημένου πλέγματος. Επιπλέον υπάρχει η δυνατότητα για σχεδίαση καμπύλων γραμμών. Ένα ολοκληρωμένο `blockMeshDict` αποτελείται από τις παρακάτω λειτουργίες:

- `vertices`: Δίνουν τις συντεταγμένες ενός σημείου στο χώρο
- `blocks`: Αποτελείται από μια λίστα από 8 `vertices` τα οποία συνθέτουν ένα εξάεδρο κελί
- `edges`: Αναπαράσταση καμπύλων γραμμών π.χ. τόξων
- `boundary`: Δίνει πληροφορίες για το σύνορο της κατασκευής. Υπάρχουν 2 είσοδοι για την αναπαράστασή τους: `type` και `faces`.
  - `Type==>` Τι είδους σύνορο είναι το συγκεκριμένο
  - `Face==>` Ποιο διάνυσμα αναπαριστά, δηλαδή αποτελείται από ένα σύνολο τεσσάρων `vertices`, τα οποία πρέπει να ορίζονται σύμφωνα με τον κανόνα του δεξιού χεριού.

## 4.2. Ανάλυση των εξισώσεων RANS

Οι εξισώσεις μεταφοράς στη φύση βασίζονται σε 3 νόμους της φυσικής:

- Την εξίσωση συνέχειας:  $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0$
- Την εξίσωση Navier-Stokes:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = -\frac{\partial P}{\partial z} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right)$$

- Τη γενικευμένη εξίσωση διατήρησης ενέργειας:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(E)}{\partial t} + \frac{\partial(uE)}{\partial x} + \frac{\partial(vE)}{\partial y} + \frac{\partial(wE)}{\partial z} \\ = -\frac{\partial(uP)}{\partial x} - \frac{\partial(vP)}{\partial y} - \frac{\partial(wP)}{\partial z} - \frac{1}{RePr} \left( \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) \\ + \frac{1}{Re} \left[ \frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) \right. \\ \left. + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right] \end{aligned}$$

Στην περίπτωση μας, θέλουμε να εξετάσουμε την αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους σε συνθήκες πλεύσης, οπότε θεωρούμε ότι υπάρχουν μόνιμες συνθήκες και δεν υπάρχουν σημαντικές μεταβολές θερμοκρασίας και ενέργειας. Επομένως οι όροι μεταβολής του χρόνου απαλείφονται και δεν είναι απαραίτητη η επίλυση της εξίσωσης της ενέργειας αντίστοιχα.

Οι εξισώσεις Navier-Stokes, οι οποίες θα μας απασχολήσουν και αργότερα, είναι αποτέλεσμα της ανάλυσης του δεύτερου νόμου του Newton. Ο μη μόνιμος και ο όρος μεταφοράς στις εξισώσεις της ορμής έχουν την ίδια μορφή όπως και στην εξίσωση διατήρησης. Οι όροι διάχυσης (συνεκτικοί όροι) είναι παρόμοιοι με τους αντίστοιχους όρους της γενικής εξίσωσης διατήρησης αλλά, επειδή οι εξισώσεις της ορμής είναι διανυσματικές εξισώσεις, η συνεισφορά αυτών των όρων γίνεται λίγο πιο πολύπλοκη και έτσι, η διαχείριση τους θα πρέπει να γίνει με ιδιαίτερη προσοχή. Οι εξισώσεις Navier-Stokes περιλαμβάνουν επίσης και μια συνεισφορά λόγω της πίεσης, η οποία δεν έχει αντίστοιχο όρο στη γενική μορφή της εξίσωσης διατήρησης. Η τελευταία, μπορεί να θεωρηθεί είτε όρος πηγής (μεταχειριζόμενοι την κλίση της πίεσης ως καθολική δύναμη- μη συντηρητική θεώρηση) ή ως επιφανειακή δύναμη (συντηρητική θεώρηση) αλλά, λόγω της στενής σχέσης που υπάρχει μεταξύ της

πίεσης και της εξίσωσης συνέχειας, απαιτεί ειδική μεταχείριση. Τέλος, το γεγονός ότι η πρωταρχική μεταβλητή είναι διάνυσμα, επιτρέπει περισσότερη ελευθερία στην επιλογή του υπολογιστικού πλέγματος. (36).

Όσον αφορά τις τυρβώδεις ροές, οι οποίες θα αποτελέσουν και το αντικείμενο που θα ασχοληθούμε παρακάτω, υπάρχουν ορισμένα χαρακτηριστικά που τις διαφοροποιούν από τη στρωτή ροή:

- Ασταθείς ροές
- Έντονη στροβιλότητα
- Ευρείες διακυμάνσεις χωρικά και χρονικά

Επομένως γεννιέται η ανάγκη των μηχανικών για την εύρεση υπολογιστικών μεθόδων, οι οποίες όμως θα είναι ακριβείς και θα ελαχιστοποιούν τον υπολογιστικό χρόνο.

Όπως έχει προαναφερθεί, οι τυρβώδεις ροές δεν επιλύονται με αναλυτικές μεθόδους, οπότε οι λύσεις που παίρνουμε είναι προσεγγιστικές. Οι μέθοδοι που αναπτύχθηκαν για την επίλυση αυτών των ροών βασίζονται σε προτάσεις που έκανε ο Reynolds και ονομάζονται μεσοτιμημένες μέθοδοι, δηλαδή Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS).

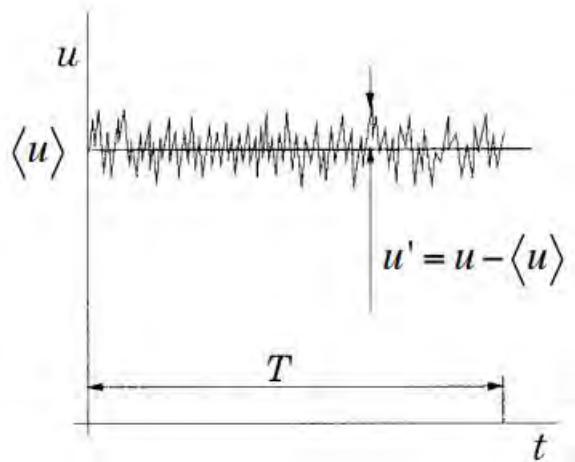
Πιο συγκεκριμένα, η αστάθεια που υπάρχει στην τύρβη σταθμίζεται και η μη γραμμικότητα των εξισώσεων Navier-Stokes οδηγεί σε όρους οι οποίοι πρέπει να μοντελοποιηθούν.

Σύμφωνα με τα μοντέλα RANS κάθε μεταβλητή μπορεί να γραφεί ως το άθροισμα μια χρονικά μέσης τιμής και μιας κύμανσης γύρω από αυτή την τιμή, δηλαδή:

$$(x_i, t) = \bar{\varphi}(x_i) + \phi(x_i, t)$$

Όπου

$$x_i = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T \varphi(x_i, t) dt$$



Εικόνα 23: Χρονική μεσοτίμηση της ταχύτητας  $u$  σε ένα χρονικό διάστημα  $T$

Σύμφωνα με τον ορισμό της μεσοτίμησης, από ένα δευτεροβάθμιο μη γραμμικό όρο παίρνουμε 2 όρους: Το γινόμενο των μέσων τιμών και τη συνδιακύμανση.

$$\overline{u_i \phi} = \bar{u}_i \bar{\phi} + \overline{u'_i \phi'}$$

Επομένως οι εξισώσεις της συνέχειας και της ορμής παίρνουν την παρακάτω μορφή:

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0$$

$$\frac{\partial U}{\partial t} + (U \cdot \nabla)U = -\left(\frac{1}{\rho}\right) \nabla p + g + \nu(\nabla^2 U)$$

Όπου

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

και ονομάζεται τανυστής Reynolds. Ο υπολογισμός του τανυστή Reynolds και των μέσων ποσοτήτων απαιτεί τη χρήση περαιτέρω προσεγγίσεων, οι οποίες ονομάζονται μοντέλα τύρβης και θα αναφερθούμε σε κάποια από αυτά διεξοδικά παρακάτω.

### 4.3. Παρουσίαση διαφόρων μοντέλων τύρβης

Στις εξισώσεις RANS γνωρίζουμε ότι η μεταφορά της μάζας, της ορμής και της ενέργειας καθορίζεται από τη συνεκτικότητα. Γι' αυτό το λόγο και όπως θα δούμε παρακάτω η επιρροή της τύρβης επηρεάζει την συνεκτικότητα του προβλήματος. Επομένως, οδηγούμαστε στην εισαγωγή μοντέλων τύρβης για την προσομοίωση της τυρβώδους συνεκτικότητας (eddy or turbulent viscosity models). (37). Σε αυτά τα μοντέλα, η τύρβη χαρακτηρίζεται από 2 βασικές παραμέτρους: την κλίμακα μήκους  $L$  και την τυρβώδη κινητική ενέργεια  $k$ , όπου

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_i u_i}$$

Ο υπολογισμός της κλίμακας μήκους είναι σχετικά απλός σε απλές μονοδιάστατες ή δισδιάστατες ροές, ενώ είναι πιο σύνθετος σε τρισδιάστατες ροές ή ροές όπου παρατηρείται αποκόλληση.

Η επίδραση της κινητικής ενέργειας είναι περιορισμένη εξαιτίας της βαρύτητας της κλίμακας μήκους. Βέβαια ο περιορισμός αυτός μπορεί να εξαλειφθεί εισάγοντας ένα μέτρο καταστροφής ενέργειας  $\epsilon$ , ο οποίος περιγράφει με σαφήνεια την εξέλιξη της κινητικής ενέργειας σε ένα πρόβλημα (38).

Παράλληλα ο Boussinesq θεώρησε αυθαίρετες τις υποθέσεις που έγιναν σχετικά με τους περιορισμούς στην κλίμακα μήκους και την κινητική ενέργεια και πρότεινε την ανάπτυξη μοντέλων με προσεγγίσεις δεύτερης τάξης στους όρους συνεκτικότητας, τα οποία ονομάζονται Reynolds-stress-transport models (39).

Στα πλαίσια της εργασίας, για την ανάλυση της τυρβώδους συμπεριφοράς του αεροσκάφους εξετάστηκαν τέσσερα μοντέλα τύρβης τα οποία θα περιγραφούν διεξοδικά παρακάτω.

- S-A (Spalart-Allmaras)

Το μοντέλο τύρβης Spalart-Allmaras αποτελεί μοντέλο μιας εξίσωσης και προτάθηκε από τους P.R. Spalart και S.R. Allmaras για την προσομοίωση κυρίως αεροδυναμικών ροών (40)

Η επιτυχία του έγκειται στο γεγονός ότι επιλύει μια συνάρτηση μεταφοράς με μεταβλητή απευθείας την τυρβώδη συνεκτικότητα  $\nu_t$ . Η εξίσωση που εκφράζει το μοντέλο είναι η εξής:

$$\frac{\partial \nu_t}{\partial t} + u_j \frac{\partial \nu_t}{\partial x_j} = \nabla \cdot \left( \frac{\nu_t}{\sigma_\nu} \nabla \nu_t \right) + S_\nu$$

Όπου  $S_\nu$  είναι όρος παραγωγής (37).

- k-ε (k-epsilon)

Το μοντέλο τύρβης k-ε αποτελεί το πιο διαδεδομένο μοντέλο στην υπολογιστική ανάλυση CFD. Αναπτύχθηκε από τους Jones και Launder (41) και αποτελεί μοντέλο δυο εξισώσεων:

- Τη μεταφορά της κινητικής ενέργειας  $k$ :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\rho}{2} \overline{u_j u_i u_i} + \overline{p' u_j} \right) - \rho \overline{u_j u_i} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} - \mu \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_k} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_k}$$

- Την εξίσωση καταστροφής της ενέργειας  $\varepsilon$ :

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \varepsilon)}{\partial x_j} = C_{\varepsilon 1} P_k \frac{\varepsilon}{k} - \rho C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right)$$

Παράλληλα εισάγεται ένα μέγεθος, το οποίο μετράει το ιξώδες στην τυρβώδη περιοχή και ονομάζεται turbulent viscosity  $\nu_t$  και ορίζεται ως:

$$\nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

Όπου  $C_\mu = 0.09$  μια αδιάστατη σταθερά, η οποία προκύπτει από πειράματα και έχει την τιμή 0.09 σε όλη την περιοχή εκτός από την περιοχή κοντά στο τοίχωμα.

Και  $C_{\varepsilon 1}, C_{\varepsilon 2}, \sigma_\varepsilon$  σταθερές του μοντέλου, οι τιμές των οποίων μπορούν να βρεθούν στο (37).

- k- $\omega$  (k-omega)

Ανήκει επίσης στην κατηγορία των μοντέλων τυρβώδους συνεκτικότητας (turbulent viscosity model). Αποτελεί επίσης μοντέλο δυο εξισώσεων και προτάθηκε πρώτη φορά από τον Wilcox για την καλύτερη προσέγγιση των τυρβωδών ροών κοντά στο τοίχωμα (42).

Το μοντέλο κάνει χρήση της διάχυσης ενέργειας  $\omega$ , η οποία ορίζεται ως εξής:

$$\omega = \frac{\varepsilon}{k}$$

Και υπολογίζεται από την εξίσωση μεταφοράς:

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \rho \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right]$$

Στο μοντέλο k- $\omega$  ορίζουμε σαν τυρβώδη συνεκτικότητα:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega}$$



Τέλος απαιτεί τον ίδιο υπολογιστικό χρόνο με το μοντέλο k-ε για την ολοκλήρωση μιας προσομοίωσης.

- k-ωSST (Shear Stress Transport)

Προτάθηκε πρώτη φορά από τον Menter και συνδυάζει με επιτυχία τα μοντέλα k-ε και k-ω (43). Η διαφορά του με τα δυο προηγούμενα μοντέλα που συζητήθηκαν, έγκειται στο γεγονός ότι λαμβάνει πολύ καλές προσεγγίσεις για τα μεγέθη κοντά στο οριακό στρώμα και ενημερώνει τα μεγέθη που προκύπτουν από την ανάλυση της ελεύθερης τυρβώδους ροής από το μοντέλο k-ε.

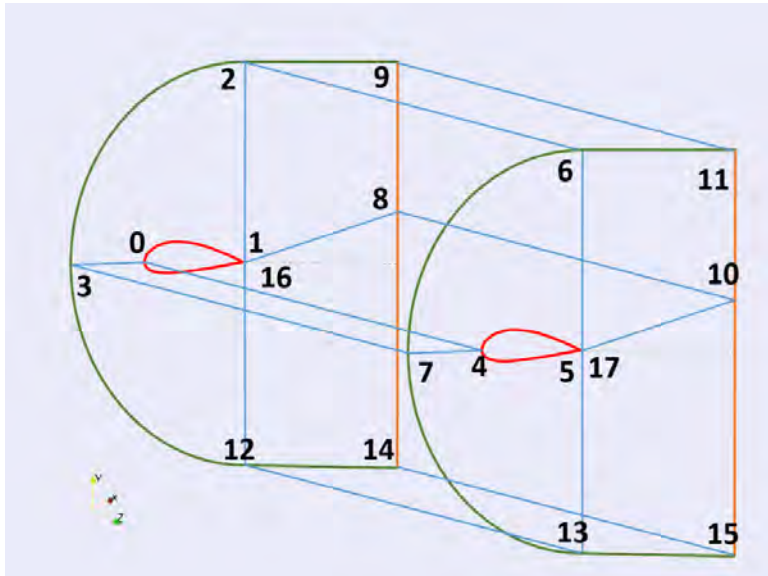
#### 4.4. Εκτενής περιγραφή του πλέγματος της πτέρυγας NACA0012

Στην παρούσα υποενότητα, εισάγουμε το πρώτο στάδιο της ανάλυσης που έγινε προκειμένου να φτάσουμε στην τελική προσομοίωση. Κατά το σχεδιασμό του αεροσκάφους επιλέχθηκε για το σχεδιασμό των τρισδιάστατων πτερύγων, η πτέρυγα NACA0012.

Η συγκεκριμένη πτέρυγα είναι τυποποιημένη από τη NASA. Οι κωδικοί αριθμοί 00 εκφράζουν ότι υπάρχει μέγιστο camber 0% κατά το μήκος της χορδής (δηλαδή είναι μια συμμετρική πτέρυγα) και το 12 εκφράζει ότι υπάρχει το πάχος σε σχέση με το 30% της χορδής είναι 12%.

Η ανάλυση του πλέγματος της NACA0012 θα πραγματοποιηθεί με τη χρήση του OpenFOAM και θα επεξηγηθούν όλες οι κινήσεις που έγιναν με τη σειρά αμέσως παρακάτω.

Προκειμένου να αναπαραστήσουμε το mesh, είναι απαραίτητο να γίνει ένα αρχικό σχέδιο στο οποίο βασίζεται ο χρήστης. Η μορφή του σχεδίου αυτού φαίνεται με σαφήνεια στην παρακάτω εικόνα:



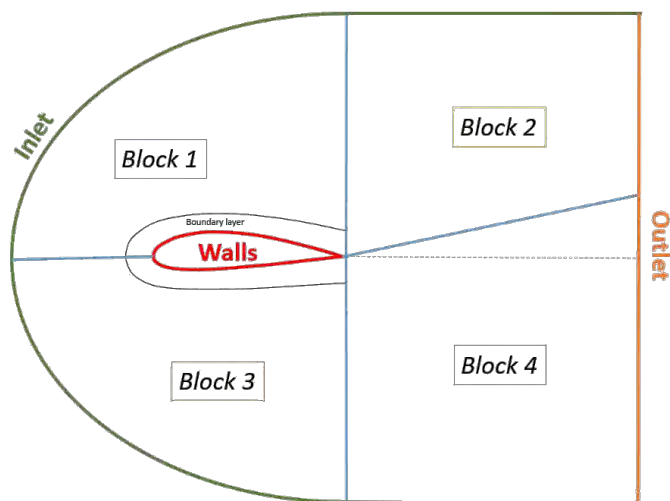
Εικόνα 24: Προσεγγιστική εικόνα του σχεδίου

Ο χρήστης μπορεί με ευκολία να δει όλα τα διανύσματα και όλες τις περιοχές που πρέπει να εισαχθούν στο πρόγραμμα προκειμένου να δημιουργηθεί το πλέγμα. Όλες οι κινήσεις για τον προσδιορισμό όλων των παραπάνω έγινε αναλυτικά στο αρχείο `blockMeshDict`, το οποίο υπάρχει στο παράρτημα της εργασίας, αφού γίνουν όλες οι απαραίτητες αλλαγές, τότε ο χρήστης εκτελεί την εντολή `blockMesh`.

Σκοπός είναι να δημιουργηθεί ένα 2D πυκνό πλέγμα για να επιτευχθεί σε επόμενο κεφάλαιο όσο γίνεται μεγαλύτερη προσέγγιση των αποτελεσμάτων της βιβλιογραφίας. Πιο συγκεκριμένα, σύμφωνα με το παραπάνω σχήμα, και με τη εισαγωγή των διανυσμάτων στο υποκεφάλαιο “vertices” του `blockMeshDict`, παρατηρείται ότι έχει δημιουργηθεί μια ψευδο-2D γεωμετρία στην οποία ο άξονας z επεκτείνεται κατά 0.00001. Αυτό έγινε για την εύρεση αεροδυναμικών παραμέτρων σε επόμενη ενότητα και δεν επηρεάζει προς το παρόν το πλέγμα. Επίσης, τα διανύσματα 1,16 και 5,17 αντικατοπτρίζουν το ίδιο σημείο. Αυτό δεν επηρεάζει κάπου περαιτέρω το πλέγμα και έχει εφαρμογή στη βύθιση των εσωτερικών τοιχωμάτων προκειμένου να μην επηρεαστεί η ροή.

Το πλέγμα αποτελείται από 4 blocks όπως περιγράφεται με σαφήνεια στο `blockMeshDict`. Ο ορισμός κάθε block πραγματοποιείται με συγκεκριμένο τρόπο. Δηλαδή ορίζεται ένα τετράεδρο με 4 διανύσματα και το άλλο τετράεδρο πρέπει να

οριστεί με τα αντικρουστά διανύσματα. Αναπαράσταση των blocks γίνεται στην παρακάτω φωτογραφία:



Εικόνα 25: Αναπαράσταση του 2D υπολογιστικού πεδίου. Με πράσινο χρώμα ορίζεται η συνοριακή συνθήκη εισόδου ενώ με πορτοκαλί η συνθήκη εξόδου. Αντίστοιχα τα τοιχώματα της πτέρυγας δίνονται με κόκκινο χρώμα και ο διαχωρισμός των blocks με γαλάζιες γραμμές.

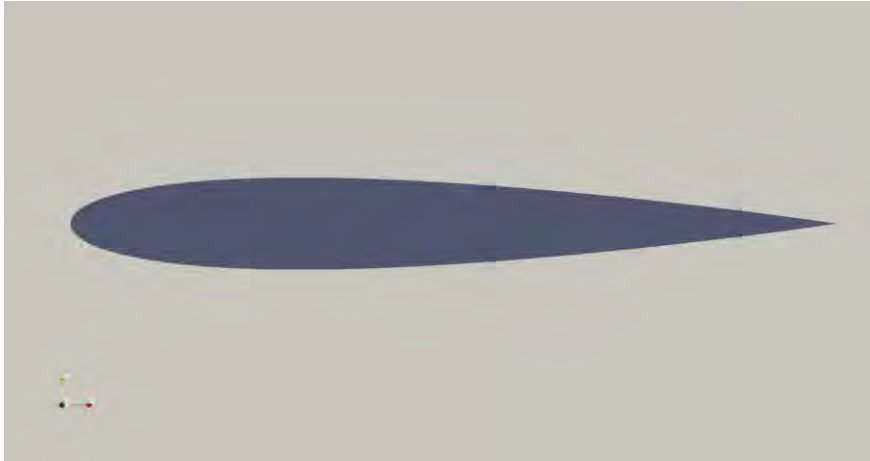
Στη συνέχεια γίνεται ορισμός των edges, δηλαδή όλων των καμπύλων γραμμών που υπάρχουν στο σχέδιο.

Τις καμπύλες γραμμές μακριά από το τοίχωμα της πτέρυγας τις έχουμε ορίσει σαν arc, ενώ η γεωμετρία του τοιχώματος έχει οριστεί σαν spline. Θεωρώντας το σημείο 0 ως την αρχή των αξόνων, θεωρήθηκε πιο βατό να δημιουργηθεί ένα arc και ένα spline, σε θετικά  $\gamma$ , και αντίστοιχα να σχεδιαστούν αμφότερα σε αρνητικά  $\gamma$ . Αυτό συνέβη καθώς ο ορισμός ενός arc βασίζεται στην ένωση δυο διανυσμάτων, με τη μεσολάβηση ενός διανύσματος στο χώρο που θα ορίσει ο χρήστης.

Στο πεδίο splines ορίζονται τα τοιχώματα της πτέρυγας. Ο χρήστης επιλέγει ποια διανύσματα θέλει να ενώσει και παραθέτει ένα σύνολο σημείων στο επίπεδο, τα οποία αναπαριστούν τη γεωμετρία της πτέρυγας.

Στη συγκεκριμένη περίπτωση, χρησιμοποιήθηκε η ιστοσελίδα airfoiltools για την αναπαραγωγή των σημείων που έγιναν παρεμβολή (44). Ο χρήστης επιλέγει την τυποποιημένη πτέρυγα που θα χρειαστεί και, ανάμεσα σε πολλές επιλογές, μπορεί να διαλέξει μήκος χορδής και αριθμό σημείων. Παρατηρήθηκε ότι με την παρεμβολή

100 σημείων λαμβάνουμε ένα εξαιρετικό αποτέλεσμα ως προς τη γεωμετρία. Όπως φαίνεται και στο blockMeshDict, 50 σημεία έγιναν παρεμβολή για θετικά  $\gamma$  και άλλα 50 για αρνητικά  $\gamma$ . Το αποτέλεσμα της δημιουργίας των σημείων φαίνεται μετά την ολοκλήρωση της διαδικασίας στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 26: Αναπαράσταση της πτέρυγας στο OpenFOAM

Στη συνέχεια έγινε ορισμός του πεδίου των συνοριακών συνθηκών. Οι συνοριακές συνθήκες ορίζονται σαν περιοχές, η κάθε μια από τις οποίες περιλαμβάνουν ένα σύνολο τετραέδρων που ονομάζονται faces. Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, κάθε face πρέπει να ορίζεται με μια ακολουθία αριθμών, η οποία βασίζεται στον κανόνα του δεξιού χεριού.

Στην περίπτωση μας, οι συνοριακές συνθήκες του προβλήματος είναι οι εξής: inlet, outlet, walls, interface1, interface2, frontandback. Στην εικόνα 27 φαίνονται με σαφήνεια οι συνοριακές συνθήκες inlet, outlet, walls. Το σύνορο frontandback είναι αυτό που ορίζεται από το επίπεδο  $z=\text{constant}$  και δε παίζει κάποιο ρόλο στη δημιουργία του πλέγματος. Τα interface1, interface2 είναι τα επίπεδα που ορίζονται από το trailing edge της πτέρυγας και επεκτείνονται σε όλο το wake. Καθώς αυτά δεν είναι επιθυμητά αργότερα για την επίλυση του προβλήματος καθώς επηρεάζουν την πορεία της ροής, χρησιμοποιήθηκε το εργαλείο mergePatchPairs ώστε να εξαλειφθούν τα 2 faces. Η σύνταξη της εντολής φαίνεται με σαφήνεια στο τέλος του blockMeshDict.

Επομένως η συνολική αναπαράσταση του υπολογιστικού πεδίου έχει τη παρακάτω μορφή:

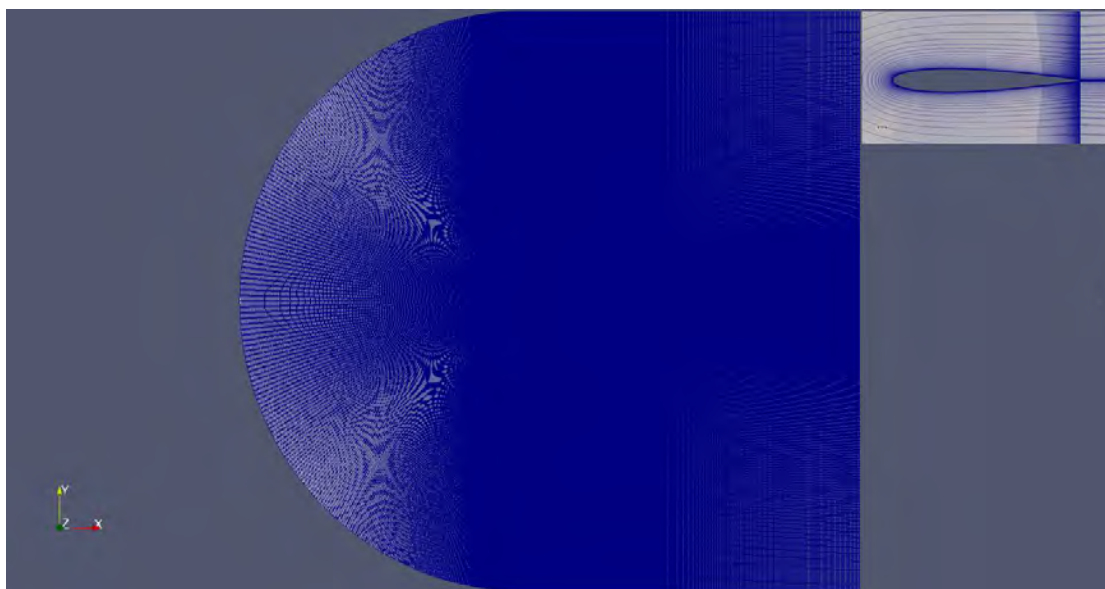


Εικόνα 27: Αναπαράσταση του domain

στην οποία φαίνεται αμυδρά στο κέντρο η πτέρυγα. Οι λόγοι που οδήγησαν στη μεγέθυνση του υπολογιστικού πεδίου επεξηγούνται στο επόμενο κεφάλαιο και έπαιξαν καθοριστικό ρόλο στην εξέλιξη των αποτελεσμάτων.

Όσον αφορά την αναπαραγωγή κελιών, επιλέχθηκα 360 και 310 στον άξονα  $x$  και  $y$  στα block 1 και 3 αντίστοιχα. Ενώ στα block 2 και 4 επιλέχθηκαν 828 και 310 στους άξονες  $x$  και  $y$  αντίστοιχα. Ο λόγος είναι ότι κατά την επίλυση θέλουμε περισσότερα κελιά στο wake της πτέρυγας, προκειμένου να έχουμε έγκυρη προσέγγιση στον προσδιορισμό των αεροδυναμικών συντελεστών.

Με την εφαρμογή της εντολής *checkMesh* ο χρήστης έχει τη δυνατότητα να αντλήσει πληροφορίες για διάφορα μεγέθη του πλέγματος. Ο αριθμός επομένως των κελιών που καταμετρήθηκε είναι 736560. Με το πέρας της εντολής *blockMesh* λαμβάνουμε το παρακάτω αποτέλεσμα:



Εικόνα 28: Αναπαράσταση του υπολογιστικού με κελιά (πάνω δεξιά πραγματοποιείται μεγέθυνση στο κέντρο για την αναπαράσταση του πλέγματος κοντά στα τοιχώματα

Τέλος, για να ελέγξουμε την ποιότητα του πλέγματος ώστε να προχωρήσουμε στην επίλυση, πρέπει να γίνει υπολογισμός της ποσότητας  $y^+$ . Η ποσότητα  $y^+$  προκύπτει από λογαριθμική ανάλυση κοντά στο τοίχωμα και ονομάζεται αδιάστατη απόσταση από τοίχωμα. Όταν η τιμή του  $y^+$  κυμανθεί μεταξύ 5 και 30, τότε η συμπεριφορά του ρευστού λέμε ότι είναι ιξώδης γραμμική (45) και η περιοχή αυτή είναι που πρέπει να αποφευχθεί. Αντιθέτως όταν η τιμή πάρει τιμές μικρότερες του 5 (και κυρίως μικρότερες του 1), τότε γίνεται επίλυση του οριακού στρώματος και μπορούν να μελετηθούν με μεγάλη ακρίβεια τα χαρακτηριστικά του. Τέλος η τιμή του  $y^+$  που είναι μεγαλύτερη του 30 (και ιδανικά μικρότερη του 100) προτιμάται για περιπτώσεις υψηλού αριθμού Reynolds ( $>10^6$ ).

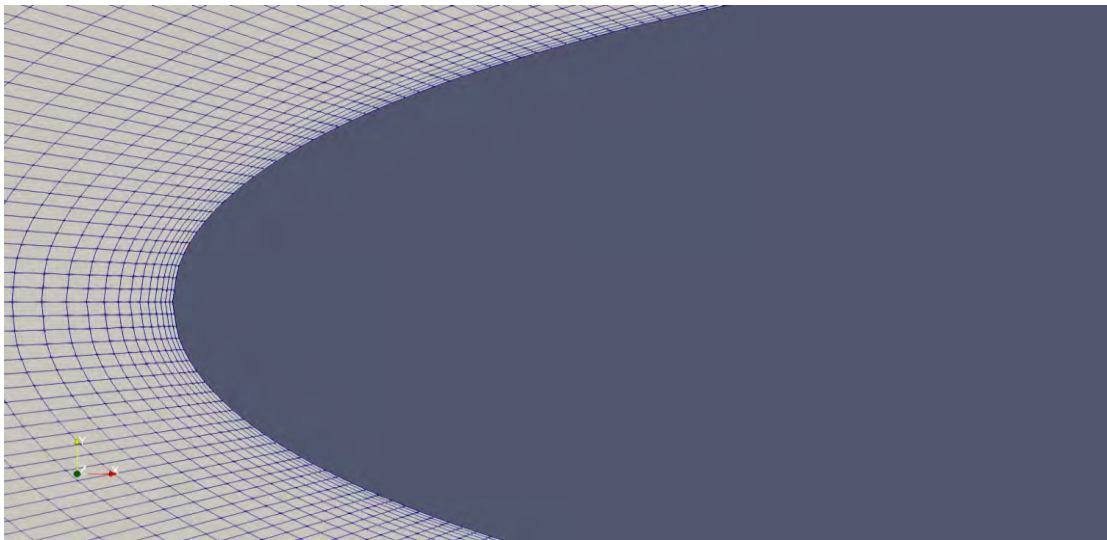
Ως  $y^+$  ορίζεται η ποσότητα:

$$y^+ = \frac{u^* y}{\nu}$$

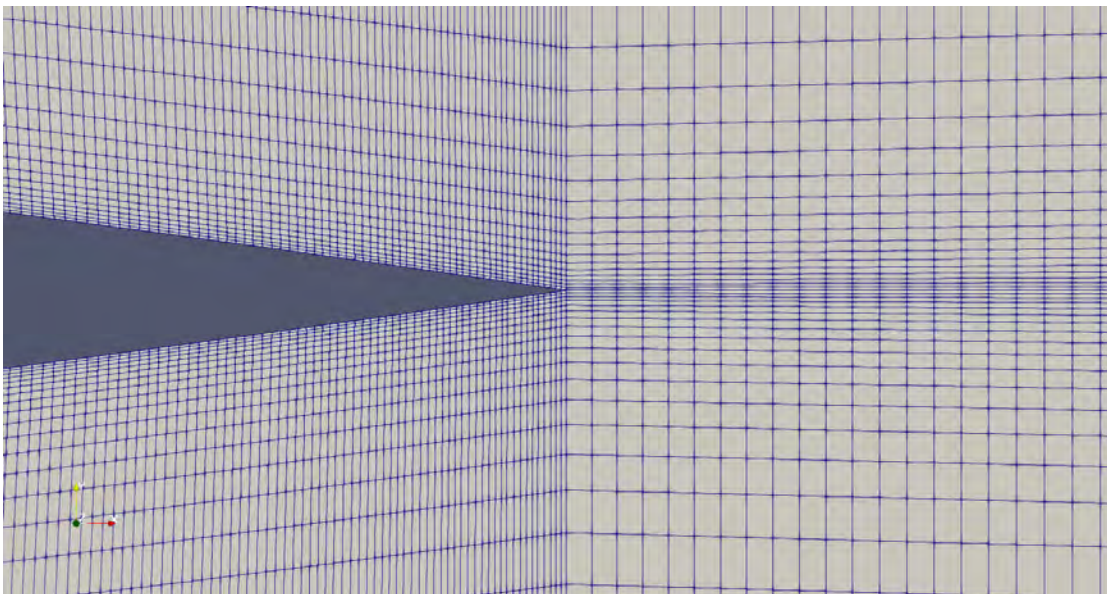
Όπου,  $y$  είναι η πλησιέστερη απόσταση από τοίχωμα,  $\nu$  το κινηματικό ιξώδες της ροής και  $u^*$  η χαρακτηριστική ταχύτητα στο τοίχωμα, η οποία ορίζεται:

$$u^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

Όπου  $\tau_w$  η διατμητική τάση στο τοίχωμα και  $\rho$  η πυκνότητα του ρευστού.



Εικόνα 29: Κελιά στο leading edge



Εικόνα 30: Κελιά στο trailing edge και wake

Για τον υπολογισμό της ποσότητας  $y^+$  στην πτέρυγα, το λογισμικό OpenFOAM έχει ενσωματωμένα εργαλεία- συναρτήσεις στο πεδίο postprocessing. Επομένως



αφού δημιουργήθηκε το πλέγμα με την εντολή *blockMesh* και αφού ελέγχθηκε η ποιότητα του και ο αριθμός των κελιών με την εντολή *checkMesh*, τότε για τον προσδιορισμό του  $y^+$  εκτελούμε την παρακάτω εντολή:

```
simpleFoam -postProcess -func yPlus
```

Εφαρμόζοντας την παραπάνω εντολή λαμβάνουμε για τη ζητούμενη ποσότητα το αποτέλεσμα  $y^+ = 5,01$  η οποία είναι η μέγιστη που βρέθηκε και εκφράζει ότι το πλέγμα είναι πολύ πυκνό και έχει πολύ καλό refinement.

Εν κατακλείδι, με το πέρας της εφαρμογής της εντολής *checkMesh*, τα αποτελέσματα που εξήχθησαν σχετικά με τα χαρακτηριστικά του 2D πλέγματος συνοψίζονται στον παρακάτω πίνακα:

κελιά	736560
$y^+$	5,01
Ελάχιστο μέγεθος κελίων (επιφάνεια)	3,71836e-09
Μέγιστο μέγεθος κελίων (επιφάνεια)	0,394409
Growth Rate	1,3
Aspect Ratio	126,77
Max Skewness	0,3666

Πίνακας 1: Χαρακτηριστικά 2D πλέγματος

#### 4.5. Περιγραφή των επιλυτών OpenFOAM και OpenVSP

- OpenFOAM
  - Προσδιορισμός των συνοριακών συνθηκών



Για την επίλυση ενός προβλήματος ροής με υπολογιστικές μεθόδους, είναι αναγκαίο να οριστούν οι συνοριακές συνθήκες. Ανάλογα με τη φύση του προβλήματος και κατανοώντας τις συνθήκες ροής, ο χρήστης είναι σε θέση να εξάγει συμπεράσματα σχετικά με την ταχύτητα και την πίεση στην είσοδο και έξοδο της ροής. Επιπλέον αξιολογώντας την ταχύτητα της τυρβώδους ροής, μπορεί να εξάγει πολύ καλές προσεγγίσεις σχετικά με την τυρβώδη συνεκτικότητα της ροής. Παρ' όλα αυτά, για πλήθος μοντέλων τύρβης, το λογισμικό OpenFOAM δίνει τη δυνατότητα για αρχικοποίηση των παραμέτρων που περιγράφουν το μοντέλο.

Spalart-Allmaras: Όπως αναφέραμε στην προηγούμενη υποενότητα αποτελεί ένα μοντέλο μιας εξίσωσης, το οποίο επιλύει σε όλο το πεδίο την τροποποιημένη τυρβώδη συνεκτικότητα *nutilda*. Ο προσδιορισμός του όρου αυτού στην ελεύθερη ροή (freestream) εξαρτάται από τα δεδομένα της ροής. Ένας εμπειρικός κανόνας εξηγεί πως η τροποποιημένη τυρβώδη συνεκτικότητα ορίζεται ως πενταπλάσια του της τυρβώδους συνεκτικότητας ( $nutilda = 5 \times nut$ ) (46). Όμως τις περισσότερες φορές ο όρος *nutilda* υπολογίζεται από τη σχέση

$$nutilda = \sqrt{\frac{3}{2}} (U \times I \times l)$$

Όπου  $U$  η ταχύτητα της ροής,  $I$  η ένταση του τυρβώδους πεδίου στην ελεύθερη ροή (συνήθως παίρνει τιμές 0.01-0.2 ανάλογα με την ένταση της τύρβης) και είναι αδιάστατη και  $l$  το μήκος της τύρβης. Ο προσδιορισμός του *nutilda* στα τοιχώματα γίνεται είτε με τη χρήση wall functions που έχουν αναπτυχθεί για να προσεγγίσουν τη συμπεριφορά της ροής στα τοιχώματα (nutUSpaldingWallFunction), είτε με την αρχικοποίηση του ως σταθερής τιμής (fixedValue) με μέτρο 0.

k-ε: Αποτελεί μοντέλο 2 εξισώσεων και στο λογισμικό OpenFOAM εκτός από την αρχικοποίηση των τιμών που αναφέρθηκαν στην εισαγωγή του υποκεφαλαίου, γίνεται αρχικοποίηση του  $k$  και του  $\epsilon$  για τον πλήρη προσδιορισμό της ροής στην ελεύθερη ροή. Για τον προσδιορισμό του  $k$  χρησιμοποιείται η σχέση

$$k = \frac{3}{2}(U_x I)^2$$

Και για τον προσδιορισμό του  $\varepsilon$ :

$$\varepsilon = \frac{C_\mu k^2}{\nu_t}$$

Όπου  $C_\mu = 0.09$  η σταθερά της ροής.

Οι τιμές των δύο όρων στο τοίχωμα προσδιορίζονται ως 0.

$k$ - $\omega$ ,  $k$ - $\omega$ SST: Η αρχικοποίηση του  $k$  γίνεται σύμφωνα με τον παραπάνω τύπο, ενώ ο προσδιορισμός του  $\omega$  δίνεται από τη σχέση:

$$\omega = \frac{\varepsilon}{C_\mu k}$$

Το μοντέλο αυτό των δύο εξισώσεων έχει παρόμοιες συνοριακές συνθήκες, αλλά διαφέρει στον τρόπο επίλυσης της ροής.

- Σχήματα

Στον φάκελο `fvSchemes` ο χρήστης μπορεί να βρει όλες τις πληροφορίες σχετικά με τα σχήματα διακριτοποίησης της εξίσωσης.

`timeScheme`: Δηλώνει εάν υπάρχει χρονική μεταβολή στο πρόβλημα. Καθώς αναφέρθηκε παραπάνω πως το πρόβλημα εξετάζεται στην μόνιμη κατάσταση, τότε το σχήμα δηλώνεται ως *steadyState*.

`gradSchemes`: Πραγματοποιείται διακριτοποίηση των παραγώγων. Στον κώδικα χρησιμοποιείται ως default το σχήμα *cellMDLimited Gauss linear 0* (δεύτερης τάξης), ενώ για τα μεγέθη της ταχύτητας, πίεσης και `nuTilda` το *cellLimited leastSquares 1*. Το πρώτο σχήμα χρησιμοποιείται σε αραιά πλέγματα χωρίς οριοθέτηση, ενώ το δεύτερο αποτελεί σχήμα δεύτερης τάξης με καλή προσέγγιση στα γειτονικά κελιά.

`divSchemes`: Πραγματοποιείται διακριτοποίηση της απόκλισης. Στον κώδικα υπάρχει το σχήμα *bounded Gauss linearUpwind grad(input)* (πρώτης και δεύτερης τάξης), το

οποίο χρησιμοποιείται σε ασυμπίεστες ροές σε μόνιμη κατάσταση. Πραγματοποιεί γραμμική ανάντη διακριτοποίηση και ο όρος *bounded* συμβάλλει ώστε να συγκλίνει γρηγορότερα ο κώδικας.

laplacianSchemes: Διακριτοποιείται η Λαπλασιανή και χρησιμοποιείται ως default το σχήμα *Gauss linear corrected* (δεύτερης τάξης). Δηλαδή γίνεται γραμμική παρεμβολή με κεντρική διακριτοποίηση.

interpolationSchemes: Είναι το σχήμα παρεμβολής από κελί σε face και το ορίζουμε ως *linear* (δεύτερης τάξης). Το σχήμα αυτό μετράει συνήθως την ταχύτητα σε ένα κελί και πραγματοποιεί παρεμβολή σε ολόκληρο το face. Η διαδικασία γίνεται με γραμμική παρεμβολή από κελί σε κελί.

snGradSchemes: Αποτελεί τη διακριτοποίηση των καθέτων διανυσμάτων που ορίζουν μια επιφάνεια. Στον κώδικα χρησιμοποιείται ως default *corrected*. Δηλαδή από κελί σε κελί εκτιμάται ο προσανατολισμός και διακριτοποιείται με κεντρικές διαφορές με μη ορθογωνική διόρθωση.

wallDist: Μετράει τις αποστάσεις από των τοιχωμάτων από το domain, κυρίως με τη μέθοδο *meshWave*, η οποία ανιχνεύει που υπάρχει πλέγμα.

- Επίλυση

Η επίλυση του πεδίου έγινε με τη χρήση του αλγορίθμου *SIMPLE* (στο OpenFOAM με την εντολή *simpleFoam*). Για την επίλυση της πίεσης χρησιμοποιήθηκε ο επιλυτής *GAMG*, ενώ για την επίλυση της ταχύτητας ο *PBiCGStab* και για τους υπόλοιπους όρους των μοντέλων τύρβης, χρησιμοποιήθηκε *smoothSolver*. Περισσότερες πληροφορίες για τη διάταξη του κώδικα υπάρχουν στον φάκελο *fvSolution*.

Αλγόριθμος SIMPLE(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations): Αφού οριστούν με σαφήνεια οι συνοριακές συνθήκες, ο αλγόριθμος υπολογίζει την κλίση της πίεσης και της ταχύτητας και στη συνέχεια λύνει τη διακριτοποιημένη εξίσωση ορμής για τον υπολογισμό των ταχυτήτων σε όλο το πεδίο. Έπειτα γίνεται διόρθωση της πίεσης υπό χαλάρωση που θέτει ο χρήστης και στη συνέχεια γίνεται διόρθωση της ροής μάζας και της ταχύτητας. Αν υπάρχει συμπιεστή ροή, στο τέλος διορθώνεται και η πυκνότητα στο πεδίο. (47)

GAMG(geometric algebraic multi-grid): Ο αλγόριθμος πραγματοποιεί γεωμετρική συσσώρευση των κελιών για την εύρεση των τραχέων επιφανειών και τη συγκρίνει με την αλγεβρική μέθοδο στην οποία συγκεντρώνονται στοιχεία από συντελεστές τραχέων επιφανειών (48).

PBiCGStab(Preconditioned Biconjugate gradient stabilized method): Αποτελεί αλγόριθμο που επιλύει γραμμικά συστήματα και διακρίνεται για την ταχύτητα της σύγκλισης. Χρησιμοποιείται κυρίως για ασυμμετρικούς πίνακες (49).

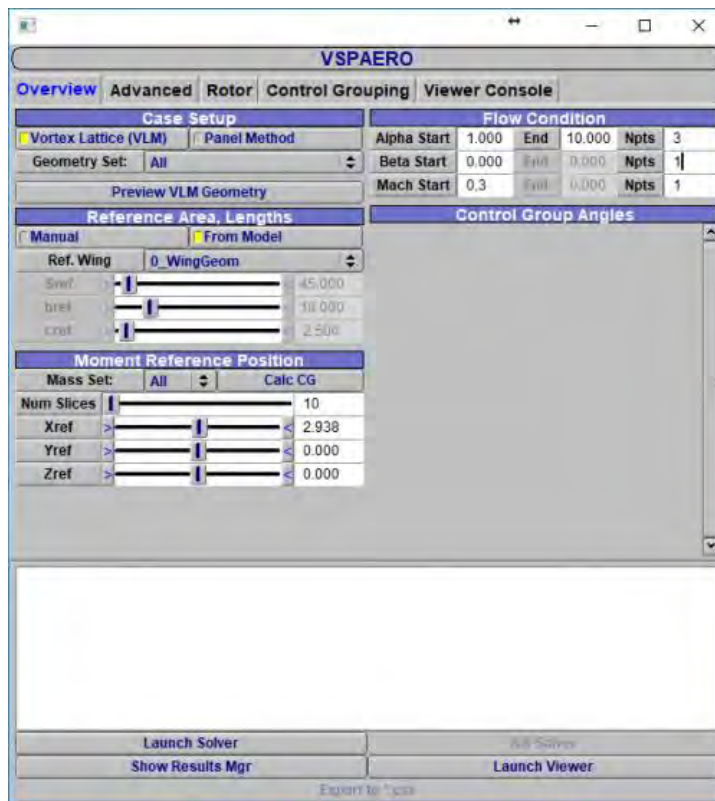
smoothSolver: Πραγματοποιείται επίλυση με τις μεθόδους Gauss-Seidel και Jacobi.

- OpenVSP

Το VSPAERO είναι το εργαλείο που χρησιμοποιεί το OpenVSP για την προσέγγιση των αεροδυναμικών συντελεστών ενός αεροσκάφους. Ο χρήστης έχει την δυνατότητα να ορίσει τις συνθήκες ροής στην καρτέλα *overview* (δηλαδή αριθμό Mach, Reynolds, γωνία προσβολής), ενώ παράλληλα μπορεί να επιλέξει είτε χειροκίνητα, είτε αυτόματα τα μήκη και τις επιφάνειες αναφοράς για την ανάλυση. Στην καρτέλα *advanced* ο χρήστης έχει την δυνατότητα να τρέξει το πρόγραμμα παράλληλα με πολλούς πυρήνες που θα επιλέξει ο χρήστης. Επιπλέον στην καρτέλα *rotor*, εφόσον ο χρήστης έχει τοποθετήσει κινητήρες στο σχέδιο του, υπάρχει η

επιλογή να ορίσει τις συνοριακές συνθήκες για τους κινητήρες και να εξετάσει τη συμπεριφορά του οχήματος με την τύρβη που δημιουργούν οι κινητήρες. Στην καρτέλα *Control Grouping* ο χρήστης μπορεί να ενσωματώσει ορισμένες επιφάνειες στο σχέδιο του και να αναλύσει την αεροδυναμική του συμπεριφορά κάθε φορά με την μεταβολή της θέσης των συγκεκριμένων επιφανειών (flaps, ailerons). Τέλος στην καρτέλα *Viewer Console* ο χρήστης έχει μια πλήρη εικόνα σχετικά με τα πεδία των ταχυτήτων και των πιέσεων και παρατηρεί την εξέλιξη των ροϊκών γραμμών.

Η Vortex Lattice Method θεωρείται η πιο απλή μέθοδος και επιλύει απλές ασυμπίεστες ροές, χωρίς να λαμβάνει υπόψιν το οριακό στρώμα που μπορεί να δημιουργηθεί στα τοιχώματα. Σύμφωνα με τις υποθέσεις που έγιναν στο κεφάλαιο 3, προκύπτει ότι υπάρχει ένα δυναμικό ταχύτητας που επιλύεται με μέθοδο Laplace για διαφορική εξίσωση δεύτερης τάξης και εφαρμογή συνοριακών συνθηκών von Neumann.



Εικόνα 31: VSPAERO Graphic User Interface

Η Panel Method κυρίως αναπτύχθηκε για ασυμπίεστες και υποηχητικές ροές, ενώ στις αρχές του 1960 παρουσιάστηκε και μια παραλλαγή για υπερηχητικές ροές. Κατά

την επίλυση, η μέθοδος χωρίζει μια επιφάνεια αναφοράς σε μικρά τετράεδρα τα οποία ονομάζονται panels, ώστε να σχηματιστούν με σαφήνεια τα σύνορα και να μπορέσει να λυθεί η εξίσωση:

$$\bar{\nabla}^2 \phi = (1 - M_\infty^2) \phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0$$

Ένα άλλο χαρακτηριστικό της είναι ότι χρησιμοποιεί σχήματα πρώτης ή δεύτερης τάξης, ανάλογα αν η επιφάνεια είναι συμμετρική ή ασυμμετρική αντίστοιχα. (50)

Οι δύο μέθοδοι έχουν σημαντικές ομοιότητες, που περιεγράφηκαν παραπάνω, αλλά τις χωρίζει μια σημαντική διαφορά που έχει να κάνει με την προσέγγιση του προβλήματος. Η Vortex Lattice Method προσεγγίζει μια τρισδιάστατη πτέρυγα και την αναλύει σε μια 2D επιφάνεια, προσαρμόζοντας στη συνέχεια την έννοια του πάχους, ενώ η Panel Method χρησιμοποιεί προσεγγίσεις υψηλότερης τάξης και σε κάθε επανάληψη διορθώνει τον προσανατολισμό του απορρεύματος (wake) (51).

Επομένως, προκειμένου ο χρήστης να επιλέξει ποια μέθοδο θα χρησιμοποιήσει για την επίλυση του προβλήματος, πρέπει να έχει υπόψιν του τον υπολογιστικό χρόνο και την πολυπλοκότητα της γεωμετρίας. Είναι σαφές ότι για απλές γεωμετρίες η Vortex Lattice Method είναι πολύ γρήγορη και αξιόπιστη. Αλλά με την προσθήκη πολύπλοκων τοιχωμάτων και συνοριακών συνθηκών σε ένα πρόβλημα, τότε είναι προτιμητέα η Panel Method, η οποία είναι σίγουρα πιο αργή, αλλά προσεγγίζει με ακρίβεια το αποτέλεσμα.

## Κεφάλαιο 5. VALIDATION

Στο τρέχον κεφάλαιο θα πραγματοποιηθεί αξιολόγηση του προβλήματος και θα γίνει σύγκριση με αποτελέσματα της NASA, ώστε να αξιολογηθεί κατά πόσο είναι έγκυρο ως προς την επίλυση (ορθότητα των συνοριακών συνθηκών), αλλά και ως προς την προσέγγιση των αεροδυναμικών συντελεστών, προκειμένου να προχωρήσουμε στην προσομοίωση της τρισδιάστατης πτέρυγας του αεροσκάφους. Αρχικά εκτελείται μια μελέτη ώστε να βρεθούν τα όρια στα οποία η κίνηση της πτέρυγας δεν επηρεάζεται από τα σύνορα. Η μελέτη αυτή πραγματοποιείται ώστε να βρεθεί η ελάχιστη απόσταση των τοιχωμάτων από το σύνορο για την μείωση του υπολογιστικού χρόνου και είναι πειραματική. Έπειτα εκτελείται μελέτη ώστε να διαπιστωθεί η εξάρτηση των αποτελεσμάτων από την πύκνωση του πλέγματος, η οποία θα βοηθήσει περαιτέρω στη μείωση του υπολογιστικού χρόνου. Στις επόμενες υποενότητες γίνεται έλεγχος εγκυρότητας του προβλήματος ως προς την 2D πτέρυγα, αλλά και ως προς την πραγματική τρισδιάστατη πτέρυγα που σχεδιάστηκε στην ενότητα 3 της εργασίας.

### 5.1. Μελέτη Ανεξαρτησίας ορίων (Boundary Independence Study)

Για τη συγκεκριμένη μελέτη εύρεσης της απόστασης των συνόρων από το τοίχωμα, απαιτείται να προσδιοριστούν οι συνθήκες ροής. Επιλέγουμε να προσομοιώσουμε το πρόβλημα της NASA (46) στο οποίο οι συνθήκες έχουν προσδιοριστεί ως εξής:

- Μόνιμη κατάσταση
- $Re = 10^6$
- $Ma = 0,15$

Οπότε πραγματοποιήθηκαν 6 προσομοιώσεις για 6 διαφορετικά ζεύγη αποστάσεων στον άξονα των  $x$ . Έστω  $x_1$  η απόσταση από το inlet μέχρι το leading

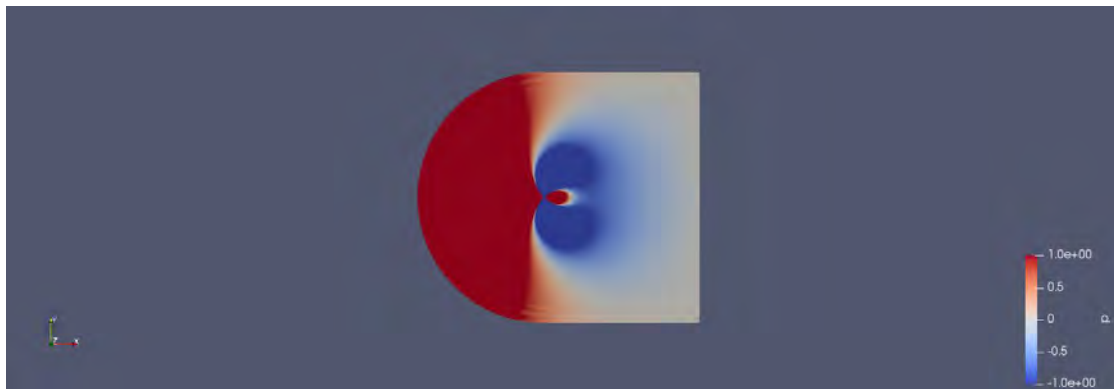
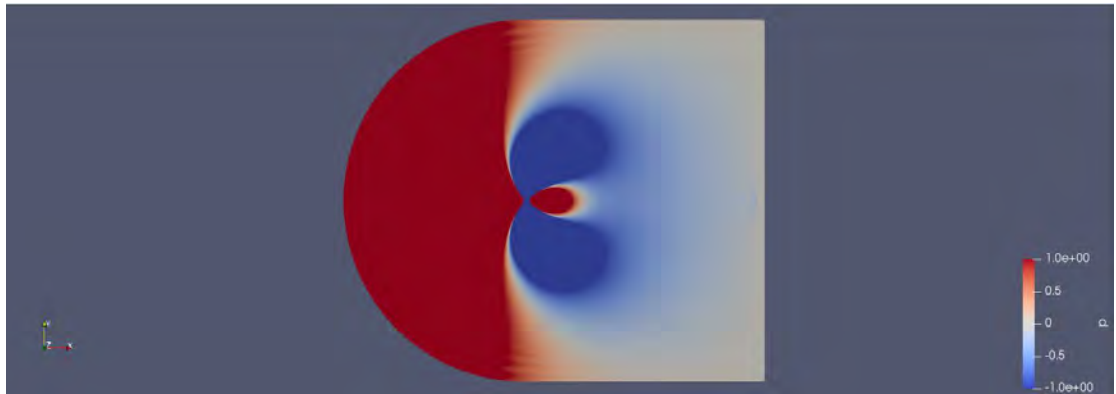
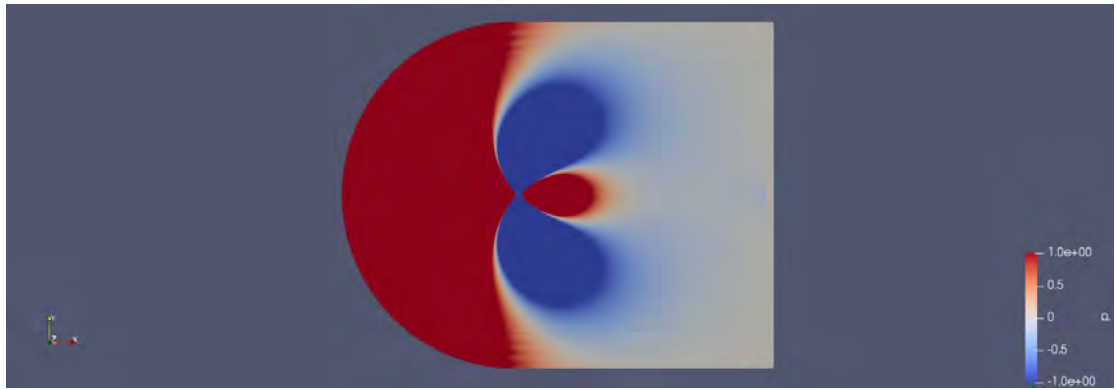
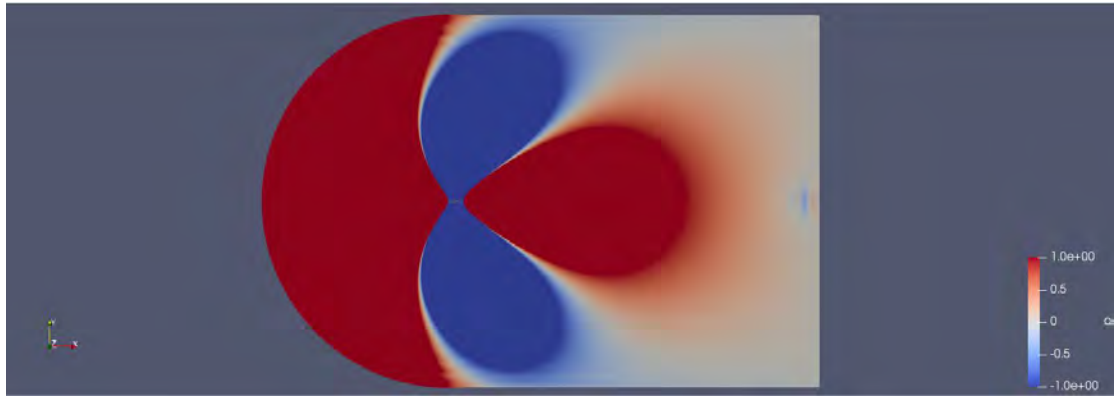
edge και  $x_2$  η απόσταση από το leading edge μέχρι το outlet. Όπως εξηγήσαμε και στο κεφάλαιο 4, η απόσταση  $x_1$  είναι ίδια σε μέτρο με τις κάθετες αποστάσεις από το κάτω και το πάνω μέρος του domain, όπως φαίνεται και στις παρακάτω εικόνες. Τα ζεύγη αποστάσεων είναι τα εξής:

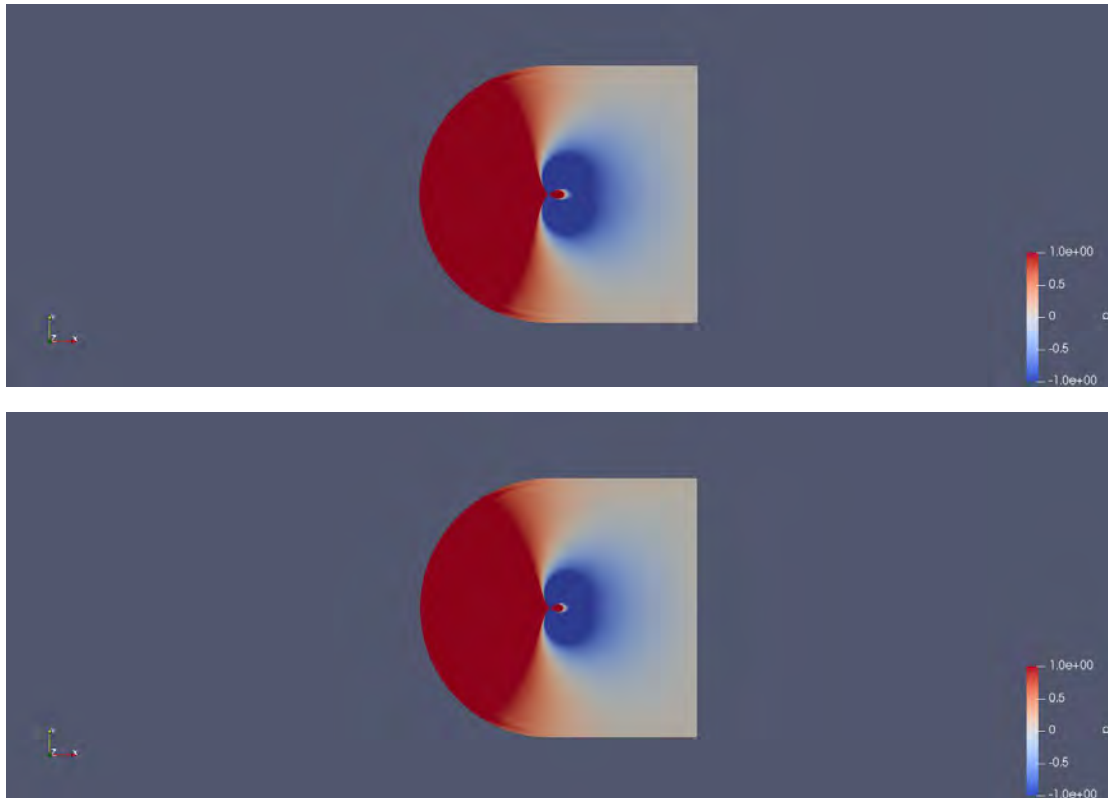
- (10m,20m)
- (20m,30m)
- (30m,40m)
- (40m,50m)
- (50m,60m)
- (60m,70m)

Με το πέρας των προσομοιώσεων βρέθηκε ότι σε απόσταση 50m από την είσοδο και 60m από την έξοδο, παρατηρείται ότι η κίνηση της πτέρυγας δεν επηρεάζει την επίδραση των σταθερών των συνόρων. Παρ' όλα αυτά, καθώς το πραγματικό αεροσκάφος πρόκειται να πλέει σε μεγαλύτερες ταχύτητες, αποφασίστηκε να δοθεί επιπλέον απόσταση ασφαλείας και επομένως σε επόμενες παρουσιάσεις προσομοιώσεων οι αποστάσεις από τα δυο σύνορα που περιγράψαμε θα είναι 60 και 70m αντίστοιχα. Καθώς η χορδή του αεροσκάφους στη ρίζα είναι 3m, είναι προφανές ότι τα σύνορα απέχουν περίπου 20 χορδές. Για την υποχητική ροή, μια τέτοια προσέγγιση είναι αποδεκτή, όπως αναφέρεται σε διάφορες μελέτες (52), αλλά πολύ πιθανό να εμφανιστεί μια απόκλιση στον συντελεστή οπισθέλκουσας της τάξης του 4,36% (53).

Αποτελέσματα των προσομοιώσεων φαίνονται στις παρακάτω εικόνες:







Εικόνα 32: κατανομή πίεσης (gauge) σε όλο το υπολογιστικό πεδίο 2D τη χρονική στιγμή 0

a)10m από inlet, 20m από outlet

b)20m από inlet, 30m από outlet

c)30m από inlet, 40m από outlet

d)40m από inlet, 50m από outlet

e)50m από inlet, 60m από outlet

f)60m από inlet, 70m από outlet

## 5.2. Μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος (Mesh Independence Study)

Στις αναλύσεις με CFD προκειμένου να εντοπιστεί η ανεξαρτησία των αεροδυναμικών συντελεστών με την πυκνωση του πλέγματος, εκτελείται μια διαδικασία η οποία ονομάζεται μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος. Σύμφωνα με αυτή

τη διαδικασία, ο χρήστης καλείται να πυκνώσει το πλέγμα έτσι ώστε να πετύχει καλύτερη προσέγγιση των συντελεστών. Αν με την περαιτέρω πύκνωση δεν παρατηρηθεί αλλαγή στην προσέγγιση του συντελεστή, αυτό σημαίνει ότι το πλέγμα που επιλέχθηκε στην προτελευταία επανάληψη είναι το βέλτιστο ως προς τη μείωση του υπολογιστικού χρόνου και την παράλληλη προσέγγιση των αποτελεσμάτων. Προτού όμως γίνει η παραπάνω ανάλυση, θα πρέπει να επιλεγεί ένα μοντέλο τύρβης, το οποίο με το πέρας διαφόρων προσομοιώσεων θα αποδειχθεί ότι είναι το καταλληλότερο για το πρόβλημα μας.

○ *Επιλογή μοντέλου τύρβης*

Αρχικά επιλέχθηκε ένας συγκεκριμένος τύπος πλέγματος, ο οποίος χρησιμοποιήθηκε για την προσομοίωση των εξής τεσσάρων μοντέλων τύρβης:

- Spalart-Allmaras
- k-ε
- k-ω
- k-ωSST

Ο αριθμός των κελιών που εξετάστηκα για την προσομοίωση των μοντέλων τύρβης είναι 264960, ο οποίος είναι ένας ικανοποιητικός αριθμός για ένα 2D πλέγμα.

Τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων για το κάθε μοντέλο όσον αφορά τον συντελεστή οπισθέλκουσας για γωνία προσβολής  $0^\circ$  φαίνονται στους παρακάτω πίνακες:

S-A

cells	Drag coefficient	iterations	clockTime
264960	0,00827058	796	572s

Πίνακας 2: Αποτελέσματα προσομοιώσεων S-A

## k-ε

cells	Drag coefficient	iterations	clockTime
264960	0,0110327	ΔΕΝ ΣΥΝΕΚΛΙΝΕ	22050s

Πίνακας 3: Αποτελέσματα προσομοιώσεων k-ε

## k-ω

cells	Drag coefficient	iterations	clockTime
264960	0,0188	1228	932s

Πίνακας 4: Αποτελέσματα προσομοιώσεων k-ω

## k-ωSST

cells	Drag coefficient	iterations	clockTime
264960	0,00525	2500	14243s

Πίνακας 5: Αποτελέσματα προσομοιώσεων k-ωSST

Σύγκριση αποτελεσμάτων: Προκειμένου να αξιολογηθούν τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων, θα πραγματοποιηθεί σύγκριση με τρεις πειραματικές αναλύσεις που έγιναν από τους Abbott & von Doenhoff, Ladson και Gregory & O'Reilly (46). Επομένως προκύπτει ότι για τις  $0^\circ$  ότι ο συντελεστής οπισθέλκουσας προσεγγίζει την τιμή 0.00819 στα διαγράμματα. Επομένως, επικρατέστερο μοντέλο για την περαιτέρω ανάλυση και σύγκριση των αποτελεσμάτων είναι το *Spalart-Allmaras*.

Έχοντας επιλέξει πλέον το μοντέλο τύρβης, στο οποίο θα βασιστούμε για την αεροδυναμική ανάλυση στο αεροσκάφος, μπορούμε να προχωρήσουμε στη μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος. Για το σκοπό αυτό γίνεται εκτίμηση του συντελεστή οπισθέλκουσας για γωνία προσβολής  $0^\circ$  για πέντε διαφορετικά μεγέθη πλέγματος. Τα αποτελέσματα των πέντε προσομοιώσεων συνοψίζονται στον παρακάτω πίνακα:

## S-A

cells	Drag coefficient	iterations	clockTime
66240	0.00827	407	380s
264960	0.00834	781	604s
598320	0.00831	1200	950s
736560	0.00830	983	4283s
1000530	0.00831	900	7056s

Πίνακας 6: Mesh Independence Study

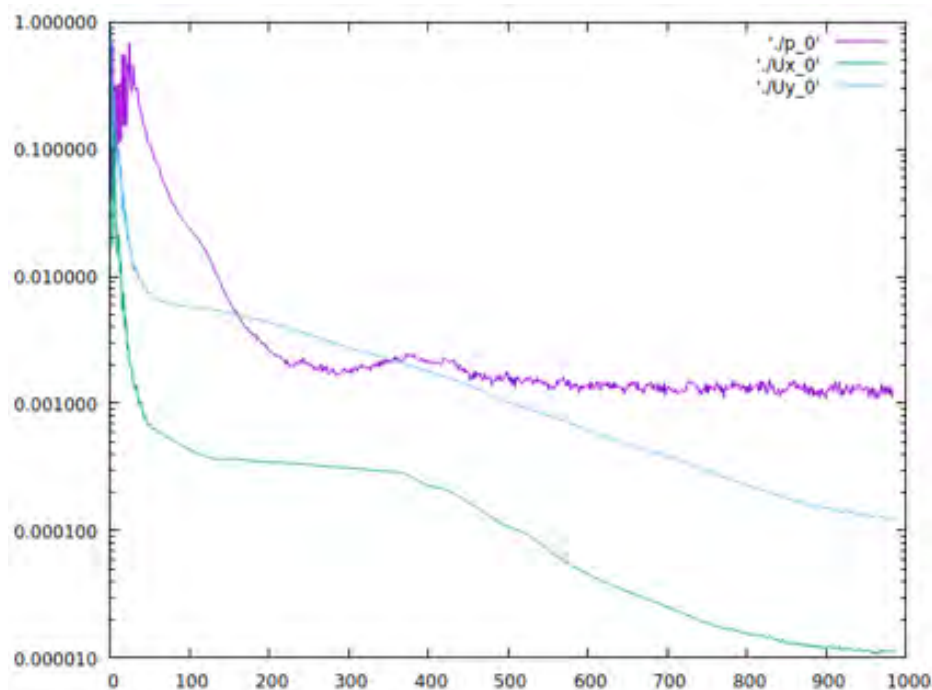
Από τον πίνακα μπορούμε να θεωρήσουμε ότι τα 736560 κελιά είναι ιδανικά για την ανάλυση, διότι προσεγγίζει με απόλυτη ακρίβεια το συντελεστή οπισθέλκουσας και σε λιγότερες επαναλήψεις, παρόλο που χρησιμοποιείται περισσότερος υπολογιστικός χρόνος. Επιπλέον πρέπει να τονιστεί, ότι ένας ακόμη λόγος που επιλέχθηκε ο συγκεκριμένος αριθμός κελιών είναι η διαμόρφωση του  $y^+$  ώστε να είναι όσο δυνατόν μικρότερο. Επομένως η συγκεκριμένη περίπτωση θα χρησιμοποιηθεί και για προσομοιώσεις σε μεγαλύτερες γωνίες προσβολής σε επόμενη φάση.

### 5.3. Ανάλυση της πτέρυγας NACA0012 και validation με αποτελέσματα της NASA για συγκεκριμένο case ( $Ma=0,15$ )

Προκειμένου να προχωρήσουμε στην ανάλυση του αεροσκάφους σε συνθήκες πλεύσης ( $Ma=0.48$ ), πρέπει αρχικά να γίνει επικύρωση των αποτελεσμάτων με αποτελέσματα της NASA (46). Καθώς στη βιβλιογραφία δεν υπάρχει ανάλυση για  $Ma=0.48$ , η επικύρωση των αποτελεσμάτων θα γίνει σε συνθήκες  $Ma=0,15$  και έπειτα θα γίνει η ανάλυση σε συνθήκες πλεύσης της τρισδιάστατης πτέρυγας που σχεδιάστηκε. Όσον αφορά τις συνθήκες του πειράματος, προσομοιώνεται η δισδιάστατη ροή, ενώ αγνοούνται τα τρισδιάστατα φαινόμενα. Η επικύρωση της

υπολογιστικής μεθόδου μέσω του λογισμικού OpenFOAM θα πραγματοποιηθεί μέσω της σύγκρισης της με τα πειραματικά αποτελέσματα της NASA. Σημειώνεται ότι για μεγάλες γωνίες προσβολής η πτέρυγα (κατά τη δισδιάστατη ανάλυση) εμφανίζει απώλεια στήριξης, γι' αυτό και τα διάφορα πειραματικά δεδομένα εμφανίζουν αποκλίσεις. Κατά την επικύρωση πραγματοποιήθηκαν 3 προσομοιώσεις της πτέρυγας NACA0012 για τρεις διαφορετικές γωνίες προσβολής ( $0^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ ), στις οποίες εκτιμήθηκαν οι αεροδυναμικοί συντελεστές της άντωσης, της οπισθέλκουσας και της πίεσης κατά μήκος της πτέρυγας. Στη συνέχεια εξήχθησαν ορισμένα διαγράμματα που παρατίθενται παρακάτω και με τη βοήθεια του λογισμικού Graphreader (54) έγινε η σύγκριση των δύο περιπτώσεων σε κοινούς άξονες για την ευκρινή αναπαράσταση της σύγκρισής τους.

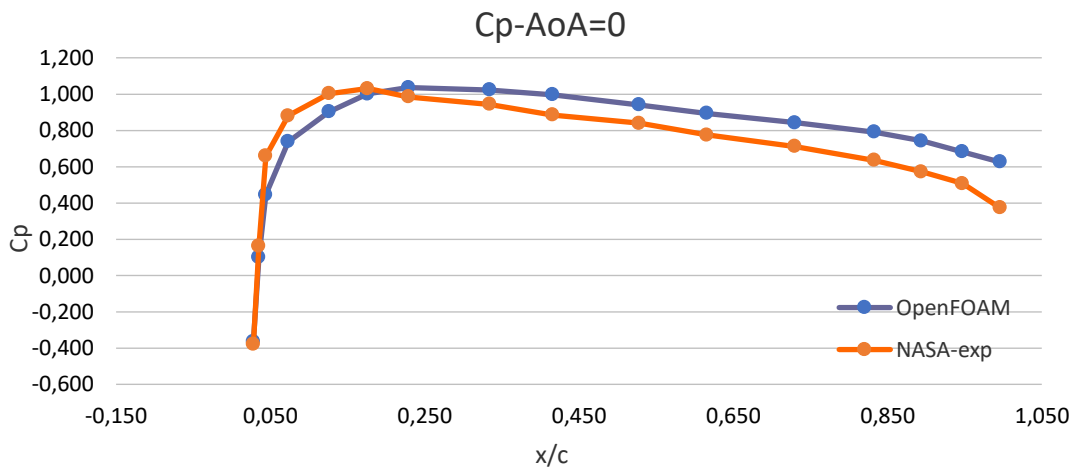
Η σύγκλιση του κώδικα ελέγχθηκε από την αναπαράσταση των residuals σε ένα διάγραμμα με οριζόντιο άξονα των αριθμό των επαναλήψεων. Η εξαγωγή του διαγράμματος έγινε μέσω του λογισμικού *gnuplot* (55) και η σύγκλιση της ταχύτητας και της πίεσης παρουσίασαν την εξής συμπεριφορά:



Διάγραμμα 1: Residuals

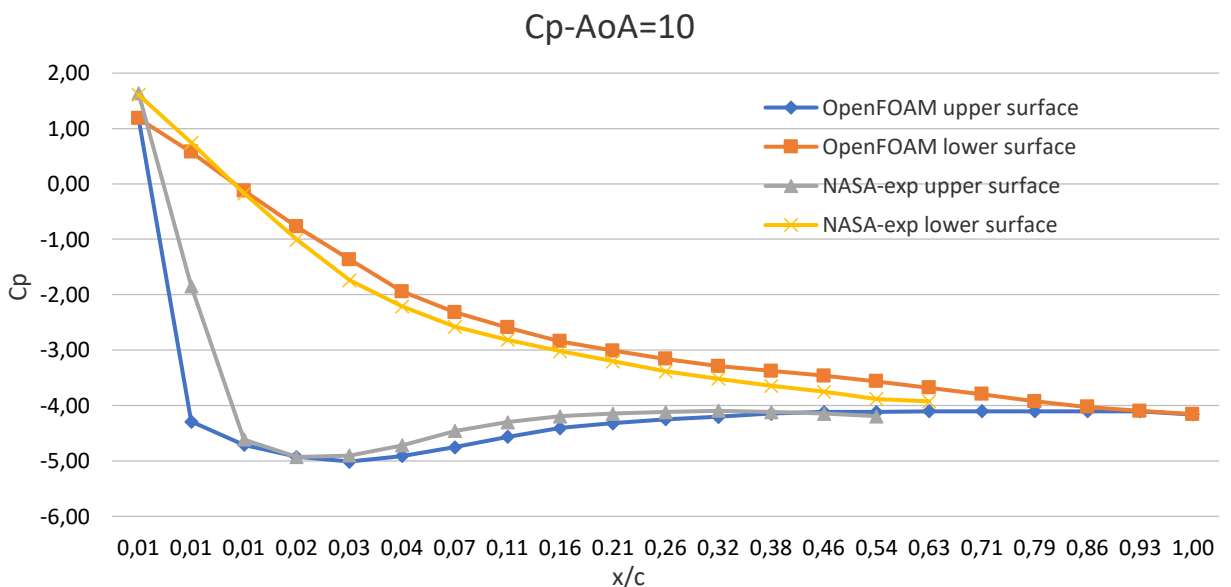
- Συντελεστής πίεσης κατά μήκος της πτέρυγας

Για την προσομοίωση της πτέρυγας στις  $0^\circ$ , καθώς η πτέρυγα είναι συμμετρική, το προφίλ του συντελεστή θα είναι ίδιο για την πάνω και κάτω επιφάνεια και παρατηρείται μια μικρή απόκλιση όσο πλησιάζουμε στο trailing edge.

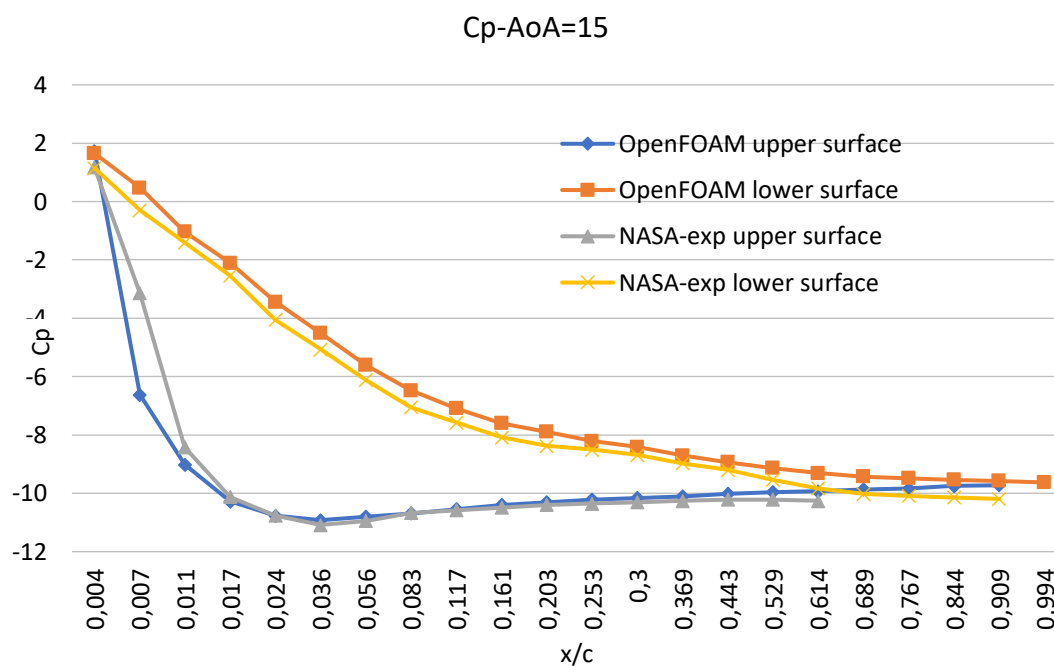


Διάγραμμα 2: Μεταβολή του συντελεστή πίεσης σε κάθε σημείο της πτέρυγας για γωνία προσβολής  $0^\circ$  ( $Ma=0,15$ )

Προχωρώντας στις  $10^\circ$  και  $15^\circ$ , φαίνονται με σαφήνεια οι τιμές για την άνω και κάτω επιφάνεια με μικρό σφάλμα σχετικά με τα πειραματικά δεδομένα. Η συμπεριφορά της υπολογιστικής μεθόδου σε σχέση με τα αποτελέσματα που διεξήχθησαν από τη NASA φαίνεται με σαφήνεια παρακάτω:



Διάγραμμα 3: Μεταβολή του συντελεστή πίεσης σε κάθε σημείο της πτέρυγας για γωνία προσβολής 10° (Ma=0,15)



Διάγραμμα 4: Μεταβολή του συντελεστή πίεσης σε κάθε σημείο της πτέρυγας για γωνία προσβολής 15° (Ma=0.15)

- Αξιολόγηση του  $C_d/C_l$

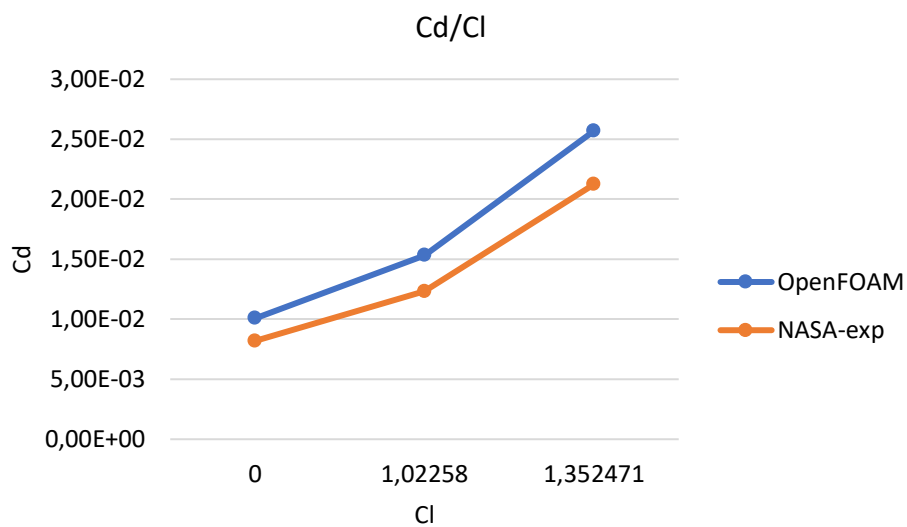
Οι τιμές που υπολογίστηκαν για τους συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας για τις τρεις διαφορετικές γωνίες συνοψίζονται στον παρακάτω πίνακα:

AoA (degrees)	C_d	C_l
0	0,00830	0
10	0,0153	1,0225
15	0,0257	1,3524

Πίνακας 7: Αξιολόγηση του Cd/Cl



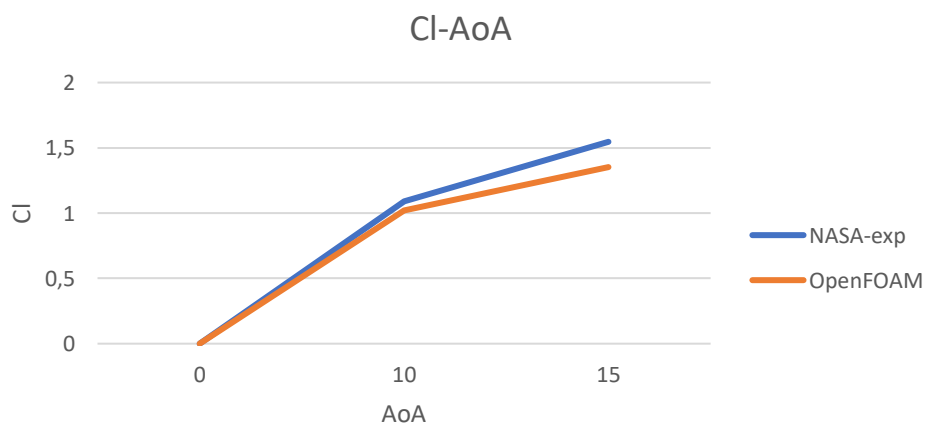
Και η σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα παρουσιάζεται στο παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 5: Σύγκριση του συντελεστή άντωσης με τον συντελεστή οπισθέλκουσας (Ma=0.15)

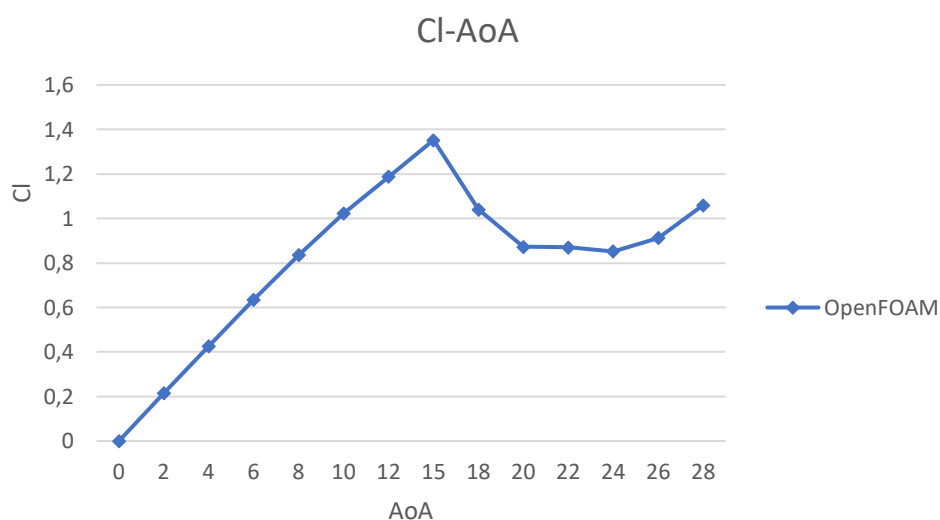
- Συντελεστής άντωσης για πλήθος γωνιών

Για τις γωνίες προσβολής που αναφέρθηκαν παραπάνω υπολογίστηκε ο συντελεστής άντωσης και παρατηρήθηκε ότι στις 15° εμφανίζεται η μέγιστη του τιμή, η οποία είναι μια σχετικά μεγάλη γωνία προσέγγισης σε σχέση με άλλες πτέρυγες (56). Η μεταβολή του συντελεστή άντωσης σε συνάρτηση με τις 3 γωνίες προσβολής και η σύγκριση με τα δύο προβλήματα παρουσιάζεται παρακάτω:



Διάγραμμα 6: Cl-AoA για 0,10 και 15°(Ma=0,15)

Παράλληλα πραγματοποιήθηκαν και προσομοιώσεις για εύρος γωνιών προκειμένου να διαπιστωθεί η συμπεριφορά του συντελεστή άντωσης και σε γωνίες μεγαλύτερες των 15°:



Διάγραμμα 7: Συμπεριφορά του συντελεστή άντωσης για πλήθος γωνιών (Ma=0,15)

Επομένως σύμφωνα με το παραπάνω διάγραμμα οδηγούμαστε στο συμπέρασμα ότι η πτέρυγα κοντά στις 15° εμφανίζει μέγιστο συντελεστή άντωσης κοντά στο 1,4. Έτσι σε γωνίες μεγαλύτερες των 15° ο συντελεστής μειώνεται αισθητά και καταλήγουμε ότι εμφανίζεται απώλεια στήριξης. Σε επόμενο κεφάλαιο πραγματοποιείται σύγκριση με τρισδιάστατες πτέρυγες και εξηγούνται με αναφορές οι διαφορές στους αεροδυναμικούς συντελεστές και οι μέγιστες γωνίες προσβολής.

## Κεφάλαιο 6. ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ-ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Στο τελευταίο κεφάλαιο της εργασίας θα γίνει αξιολόγηση των προσομοιώσεων στις συνθήκες πλεύσης που αναφέρθηκαν σε προηγούμενο κεφάλαιο ( $Re=10^7$ ,  $Ma=0.48$ ) και θα πραγματοποιηθεί σύγκριση των αποτελεσμάτων μεταξύ της 2D πτέρυγας NACA0012 με μια 3D NACA0012 με μήκος ( $s_{span}$ )=5,7m (όσο δηλαδή είναι και της τρισδιάστατης πτέρυγας του αεροσκάφους που σχεδιάστηκε). Ταυτόχρονα θα γίνει σύγκριση και με την προσομοίωση της τρισδιάστατης πτέρυγας του αεροσκάφους τόσο στο περιβάλλον του OpenFOAM, όσο και στο VSPAERO. Σε όλες τις περιπτώσεις εξετάζεται η σύγκριση του συντελεστή οπισθέλκουσας με τον συντελεστή άντωσης  $C_d/C_l$  και η συμπεριφορά του συντελεστή άντωσης σε συνάρτηση της γωνίας προσβολής. Στη συνέχεια γίνεται αξιολόγηση των αεροδυναμικών συντελεστών σε όλη τη γεωμετρία του αεροσκάφους και στο τέλος γίνεται επιλογή κινητήρων με τη βοήθεια των αποτελεσμάτων που εξήχθησαν προηγουμένως. Τέλος γίνεται μια αναφορά για την ενδεικτική τοποθέτηση των αεροσκαφών στην ελληνική επικράτεια.

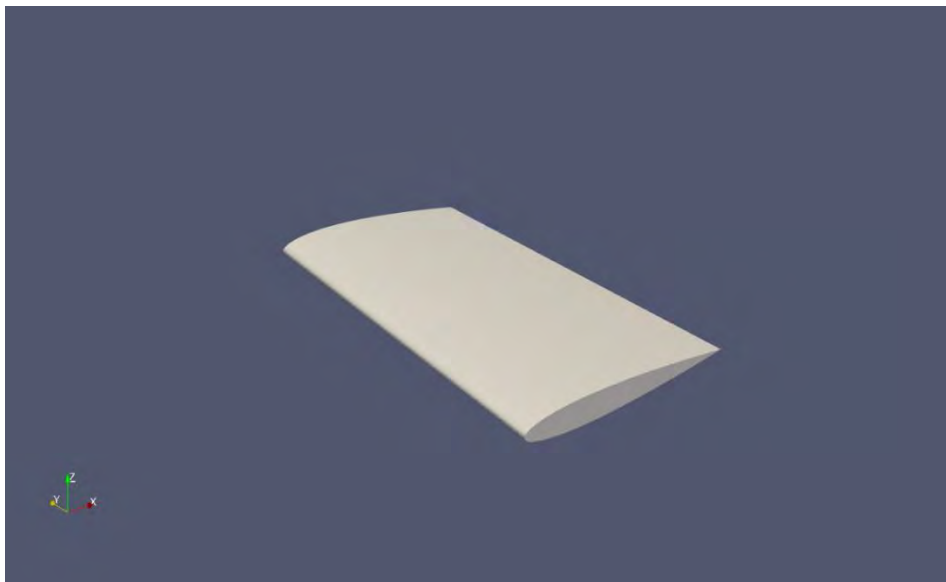
### 6.1. Σύγκριση των τρισδιάστατων πτερύγων με διάφορους επιλυτές

Στην τρέχουσα υποενότητα θα γίνει σύγκριση των διαφόρων πτερυγώσεων στις δεδομένες συνθήκες ροής. Πραγματοποιήθηκαν τρεις προσομοιώσεις για κάθε περίπτωση για γωνίες προσβολής  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  και  $15^\circ$ . Αρχικά εξετάστηκε η περίπτωση της ροής σε δυο διαστάσεις, όπου εξήχθησαν με απόλυτη ακρίβεια (0% σφάλμα) οι αεροδυναμικοί συντελεστές.

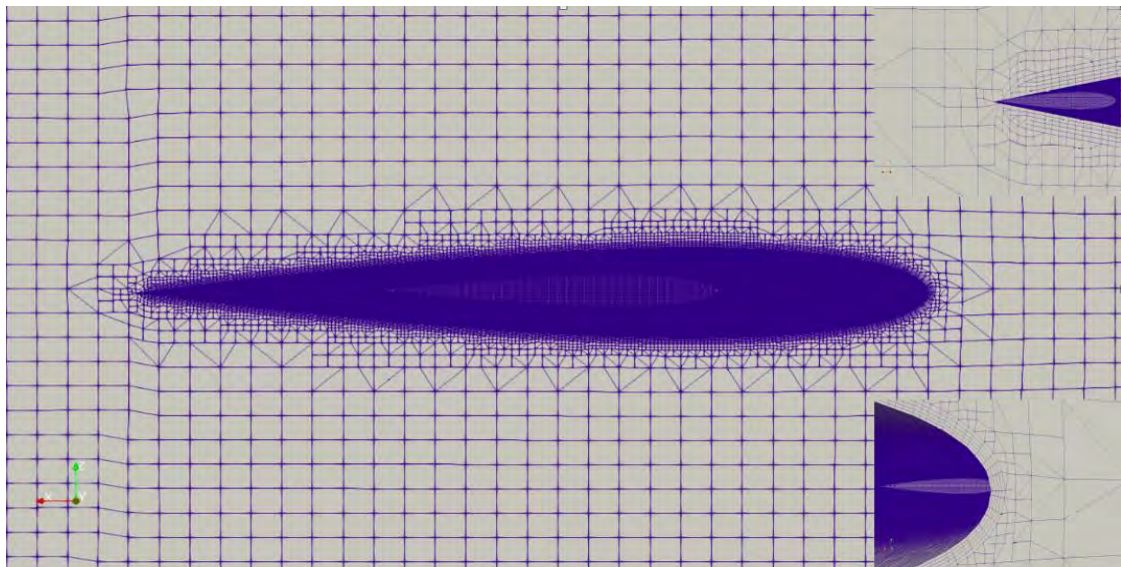
Στη συνέχεια, αφού γίνει προσομοίωση στην τρισδιάστατη πτέρυγα του αεροσκάφους που σχεδιάστηκε, έγινε μια σύγκριση και αξιολόγηση των αεροδυναμικών συντελεστών σε μια 3D πτέρυγα με  $s_{span}=5,7m$  προκειμένου να διαπιστωθεί ότι η υπό γωνία τρισδιάστατη πτέρυγα του αεροσκάφους θα έχει μικρότερο συντελεστή οπισθέλκουσας και κατά συνέπεια μικρότερες απώλειες. Οι

προσομοιώσεις έγιναν σε περιβάλλον OpenFOAM και σε παρακάτω διαγράμματα εμφανίζεται με σαφήνεια η συμπεριφορά τους, ενώ ταυτόχρονα παρουσιάζονται και αξιολογούνται τα αποτελέσματα που εξήχθησαν με τη βοήθεια του εργαλείου VSPAERO.

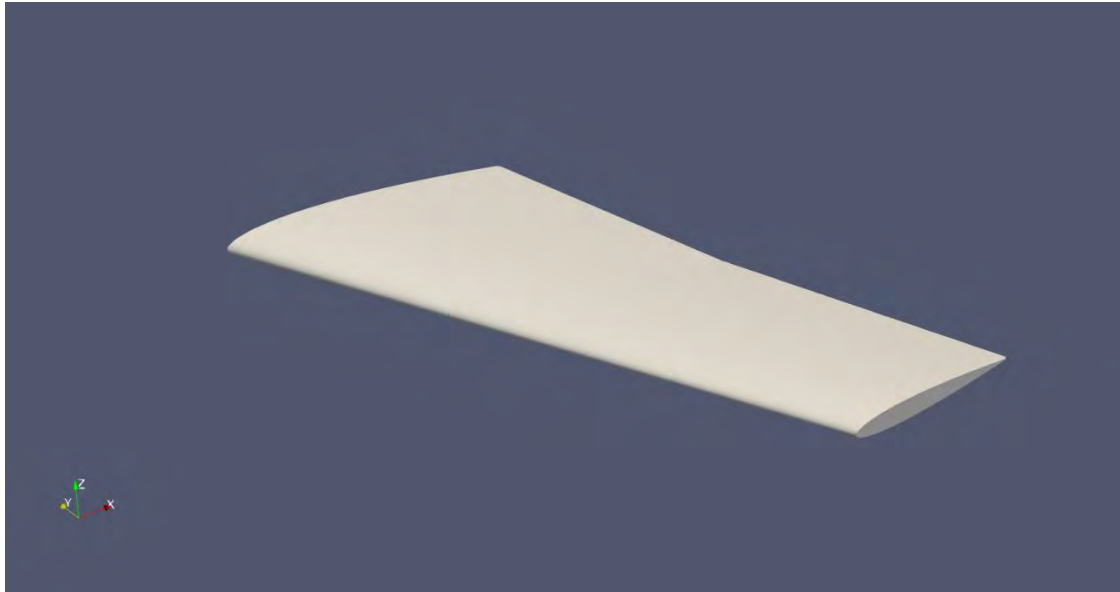
Για την προσομοίωση των προβλημάτων ήταν απαραίτητη η δημιουργία του πλέγματος και η πύκνωση αυτού. Στη διαδικασία αυτή συνετέλεσε το εργαλείο snappyHexMesh του OpenFOAM. Πληροφορίες σχετικά με την ποιότητα της γεωμετρίας και του πλέγματος φαίνονται στις παρακάτω φωτογραφίες (39), (40):



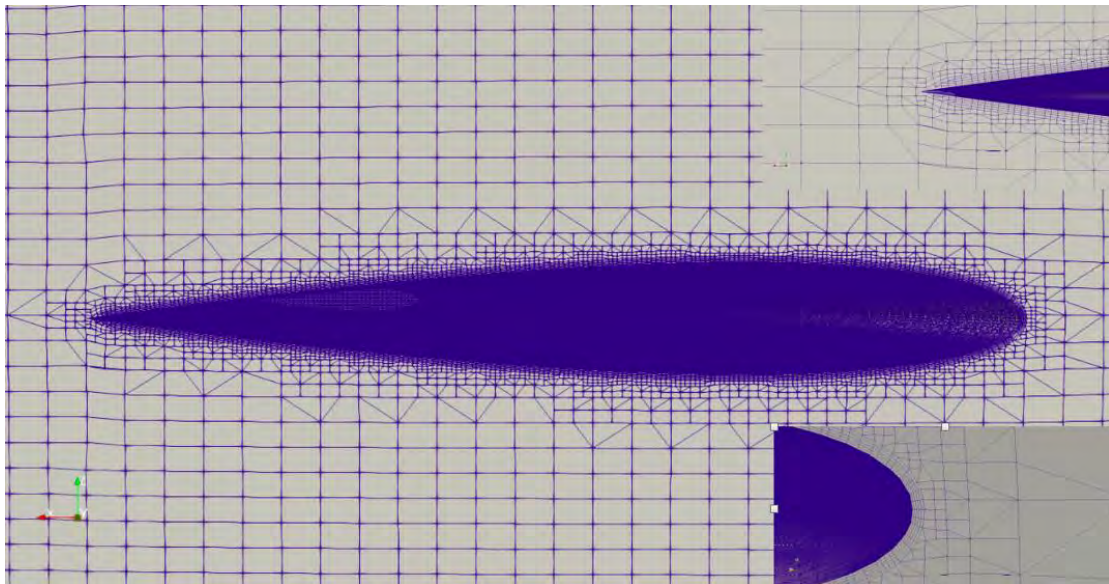
Εικόνα 33: 3D γεωμετρία (span=5.7m)



Εικόνα 34: Πλέγμα 3D NACA0012



Εικόνα 35: 3D γεωμετρία πτέρυγας αεροσκάφους



Εικόνα 36: Πλέγμα πτέρυγας αεροσκάφους

Για την προσομοίωση σε περιβάλλον VSPAERO είναι απαραίτητη η δήλωση των συνθηκών ροής, ενώ οι επιφάνειες αναφοράς μπορούν να υπολογιστούν είτε αυτόματα από το μοντέλο, είτε ο χρήστης μπορεί να κάνει τους υπολογισμούς. Η παραπάνω περιγραφή φαίνεται στο παρακάτω παράθυρο γραφικών:

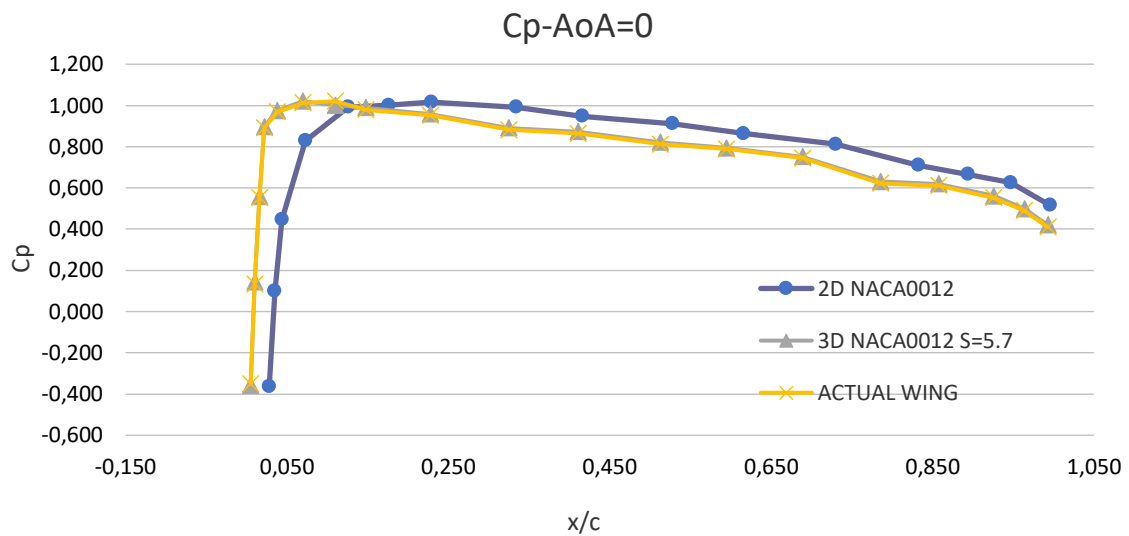


Εικόνα 37: VSPAERO GUI

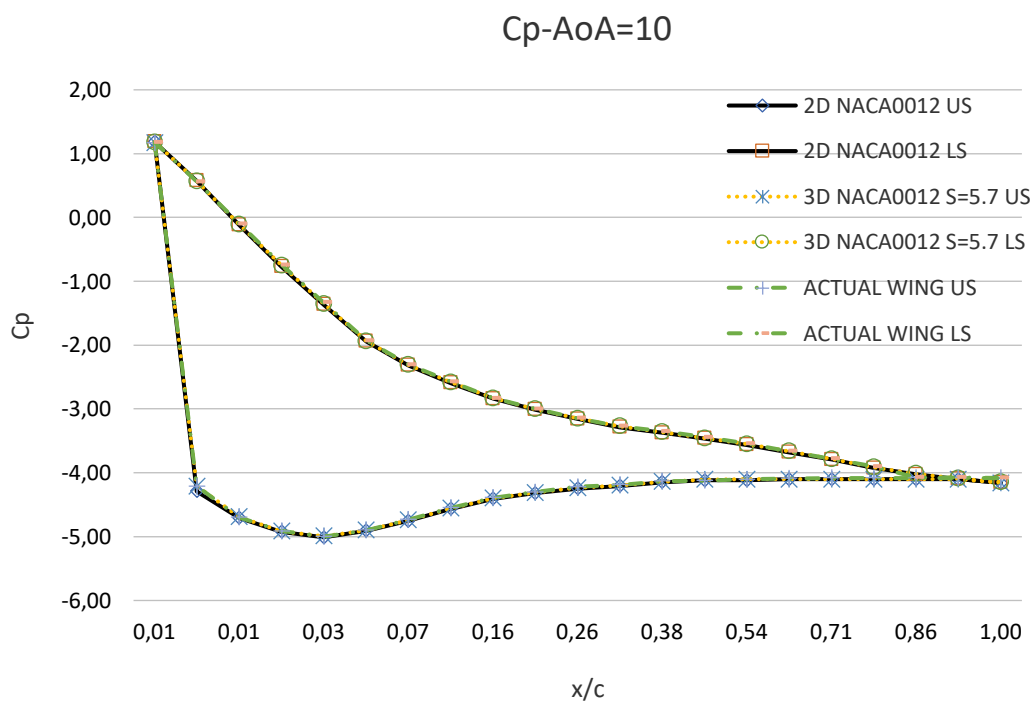
Η σύγκριση των προσομοιώσεων φαίνεται με ακρίβεια στους παρακάτω πίνακες. Είναι πολύ σημαντικό να τονιστεί ότι από την 2D στην 3D προσομοίωση της πτέρυγας, παρατηρείται σημαντική μείωση του συντελεστή άντωσης. Αυτό συμβαίνει διότι καθώς απομακρυνόμαστε από το κέντρο αδράνειας του αεροσκάφους, υπάρχει μείωση των δυνάμεων ανύψωσης επιφανειών (57). Επομένως στο κέντρο της πτέρυγας παρατηρείται ο μέγιστος συντελεστής, ενώ στη άκρη ο ελάχιστος. Σε παρακάτω εικόνα απεικονίζεται ξεκάθαρα η συμπεριφορά του συντελεστή σε συνάρτηση του μήκους της πτέρυγας με την βοήθεια του VSPAERO. Αντιθέτως στο περιβάλλον OpenFOAM υπολογίζεται ο συνολικός συντελεστής άντωσης με αδιαστατοποίηση στην ολική επιφάνεια.

Μια ακόμα πολύ σημαντική παρατήρηση είναι ότι κατά τη σύγκριση της 3D NACA0012 με την πτέρυγα του αεροσκάφους, αποδείχθηκε ότι σε γωνία προσβολής  $15^\circ$ , η πρώτη εμφανίζει απώλεια στήριξης, ενώ η δεύτερη δεν εμφανίζει αποκόλληση, παρ' όλο που αποτελείται από τη σύνδεση δυο κομματιών NACA0012.

Πιο αναλυτικά το προφίλ του συντελεστή πίεσης για τις προσομοιώσεις των 0, 10 και 15° έχει την παρακάτω συμπεριφορά:

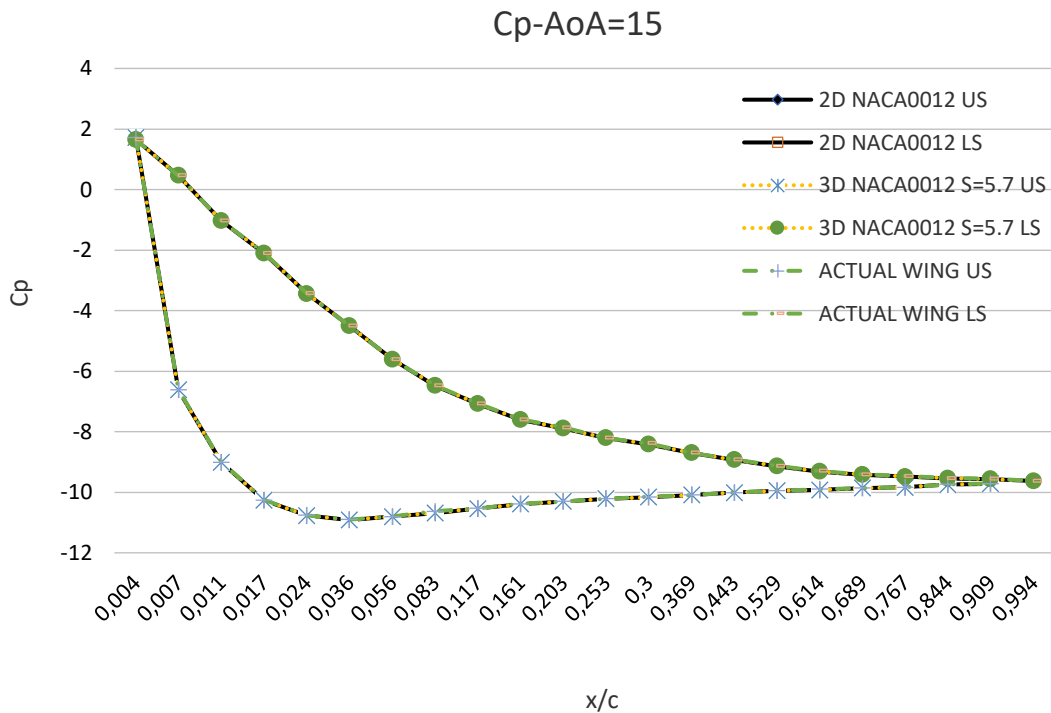


Διάγραμμα 8: Μεταβολή του συντελεστή πίεσης σε κάθε σημείο της πτέρυγας για γωνία προσβολής 0° (Ma=0,48)



Διάγραμμα 9: Μεταβολή του συντελεστή πίεσης σε κάθε σημείο της πτέρυγας για γωνία προσβολής 10° (Ma=0,48)



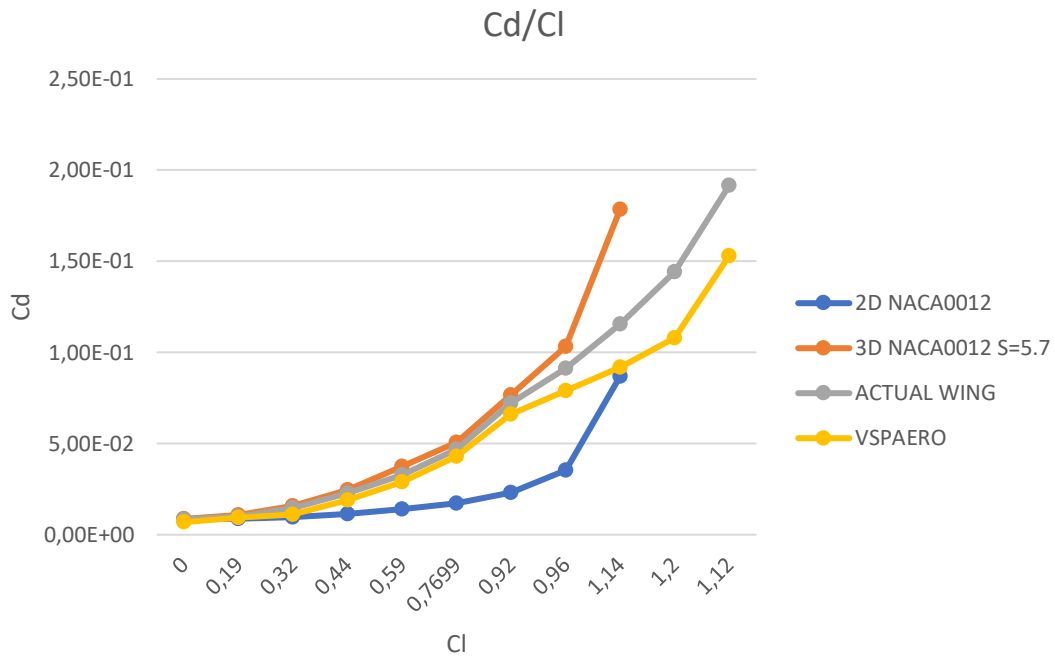


Διάγραμμα 10: Μεταβολή του συντελεστή πίεσης σε κάθε σημείο της πτέρυγας για γωνία προσβολής 15° (Ma=0.48)

Αξιολογώντας τα παραπάνω τρία διαγράμματα παρατηρούμε ότι ο συντελεστή πίεσης σχεδόν ταυτίζεται σε κάθε σημείο για την δισδιάστατη πτέρυγα, το τρισδιάστατο φτερό και το πραγματικό φτερό του αεροσκάφους. Αυτό συμβαίνει διότι και στις τρεις περιπτώσεις το προφίλ αποτελείται μόνο από πτέρυγες NACA0012 και η σχεδιαστική τους διαφορά, η οποία έχει σαν στόχο τη μείωση της οπισθέλκουσας, δεν παίζει κάποιο ρόλο στη μεταβολή του συντελεστή πίεσης κατά μήκος της πτέρυγας, για οποιαδήποτε γωνία προσβολής. Παρόλα αυτά μπορεί να παρατηρηθεί μια διαφορά σε σχέση με τα αποτελέσματα της NASA, την οποία μπορούμε να αποδώσουμε στην έλλειψη των υπολογιστικών δυνατοτήτων κατά την διάρκεια των προσομοιώσεων.

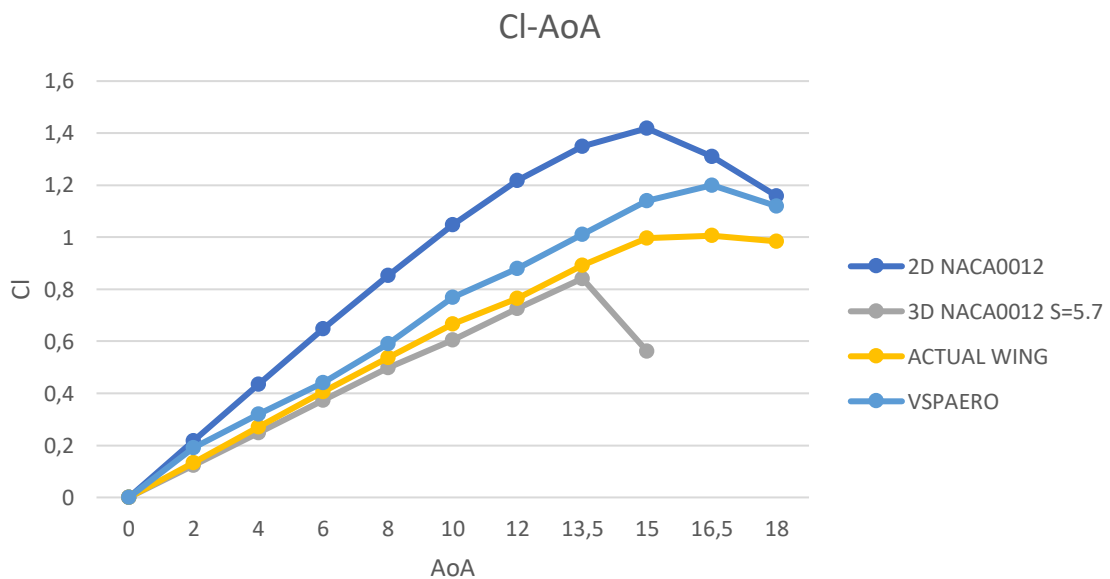
Με το πέρας των προσομοιώσεων οι πτέρυγες επέδειξαν την παρακάτω συμπεριφορά ως προς τους συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας:





Διάγραμμα 11: Σύγκριση του συντελεστή άντωσης με τον συντελεστή οπισθέλκουσας (Ma=0,48)

Παράλληλα σε κοινό διάγραμμα έγινε αξιολόγηση του συντελεστή άντωσης ως προς τη γωνία προσβολής:

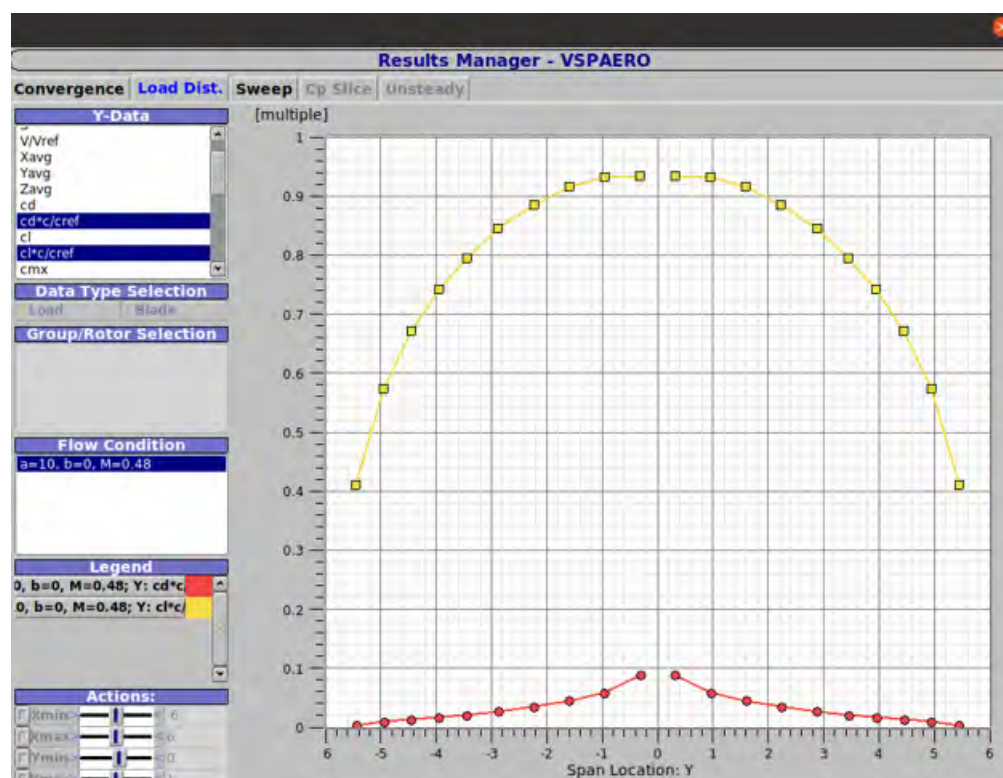


Διάγραμμα 12: Συμπεριφορά του συντελεστή άντωσης για πλήθος γωνιών (Ma=0,48)

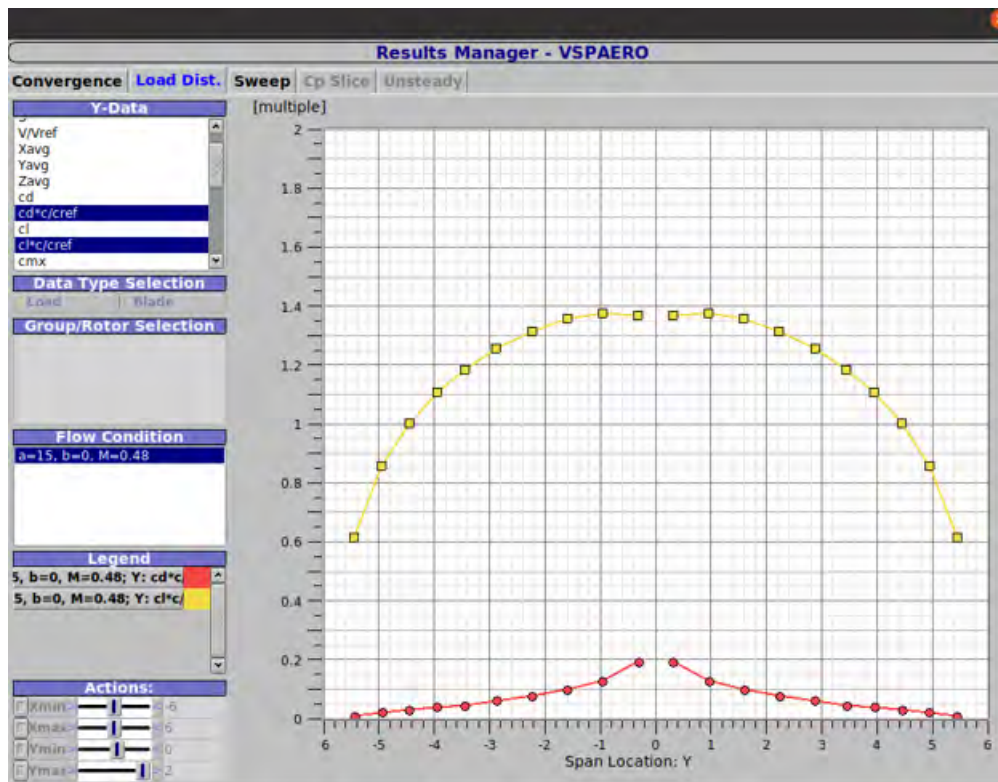
Στο άρθρο (57) γίνεται προσομοίωση της πτέρυγας NACA0012 σε 2D και 3D για γωνίες προσβολής μέχρι  $10^\circ$ . Παράλληλα αναφέρει ότι η απώλεια στήριξης (stall) ενδέχεται να εμφανιστεί σε γωνίες  $14-17^\circ$ , γεγονός που αποδεικνύει ότι η πτέρυγα που σχεδιάστηκε μπορεί να χρησιμοποιηθεί αργότερα στην κατασκευή του αεροσκάφους.

Οι τιμές που υπολογίστηκαν στο άρθρο για γωνία  $10^\circ$  σε 2D και 3D με μήκος 5 μέτρα αντίστοιχα είναι 1,171 και 0,702, ενώ στην προσομοίωση που έγινε στο OpenFOAM οι τιμές είναι 1,05 και 0,605. Τα σφάλματα προκύπτουν κυρίως λόγω ανεπάρκειας υπολογιστικών δυνατοτήτων. Παράλληλα στο άρθρο το πρόβλημα επιλύεται με τη μέθοδο οριακών στοιχείων, ενώ το δικό μας με τη μέθοδο των πεπερασμένων όγκων. Επίσης υπάρχει μικρή διαφορά και το μήκος (5 και 5,7m).

Στο περιβάλλον VSPAERO δίνεται και η δυνατότητα για την εύρεση των αεροδυναμικών συντελεστών σε όλο το μήκος του σχεδίου. Στις παρακάτω εικόνες προσομοιώνονται οι συντελεστές για γωνίες προσβολής  $10$  και  $15^\circ$  σε κοινό διάγραμμα:



Εικόνα 38: αεροδυναμικοί συντελεστές για γωνία  $10^\circ$

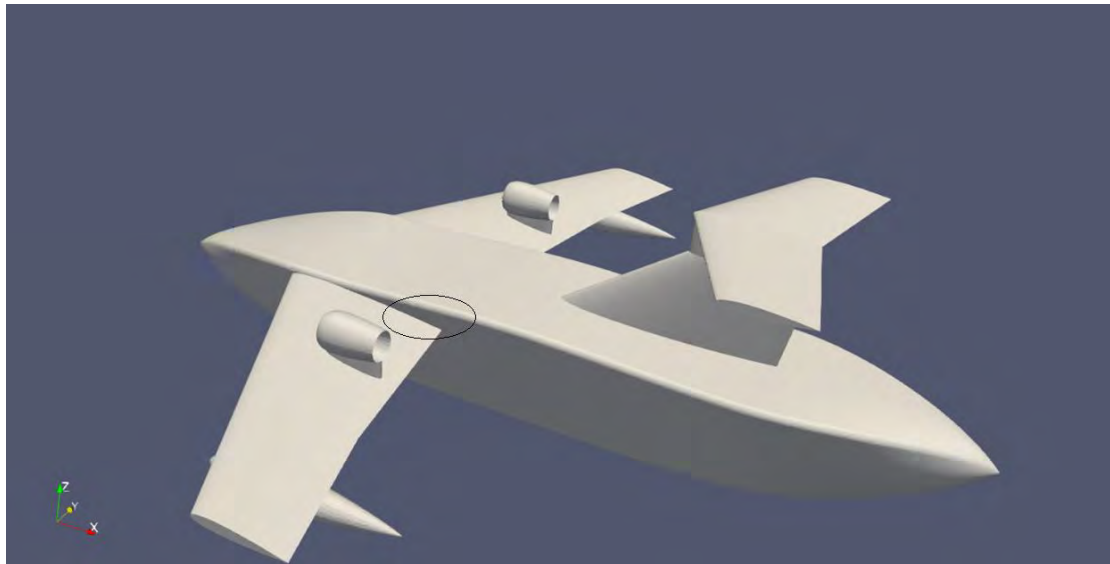


Εικόνα 39: αεροδυναμικοί συντελεστές για γωνία  $15^\circ$

## 6.2. Αεροδυναμική ανάλυση αεροσκάφους με OpenFOAM

Στο τρέχον υποκεφάλαιο θα πραγματοποιηθεί προσομοίωση με τις προαναφερθείσες συνθήκες ροής ( $Ma=0,48, Re=10^7$ ) σε ολόκληρη τη γεωμετρία του αεροσκάφους.

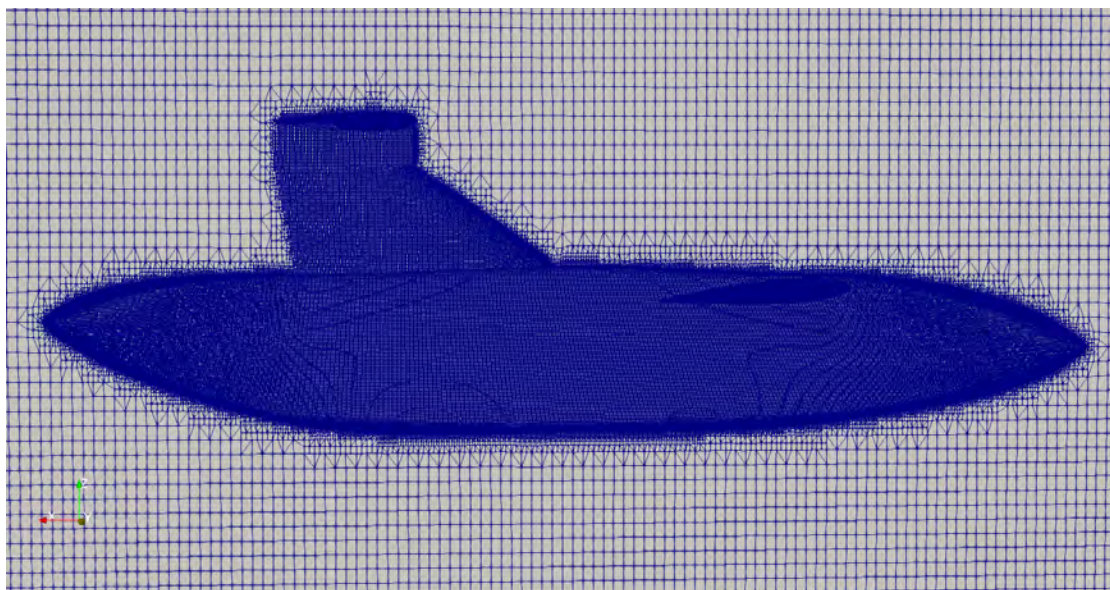
Η μορφή του σχεδίου είναι η εξής:



Εικόνα 40: Αρχείο stl αεροσκάφους

Δίνεται έμφαση στη συγκεκριμένη όψη, έτσι ώστε να φαίνεται ξεκάθαρα η γωνία  $4^\circ$  που σχηματίζει η τρισδιάστατη πτέρυγα σε σχέση με τον προσανατολισμό του κορμού. Αντίστοιχα έχει επιλεχθεί η πίσω πτέρυγα να βρίσκεται σε γωνία  $0^\circ$ .

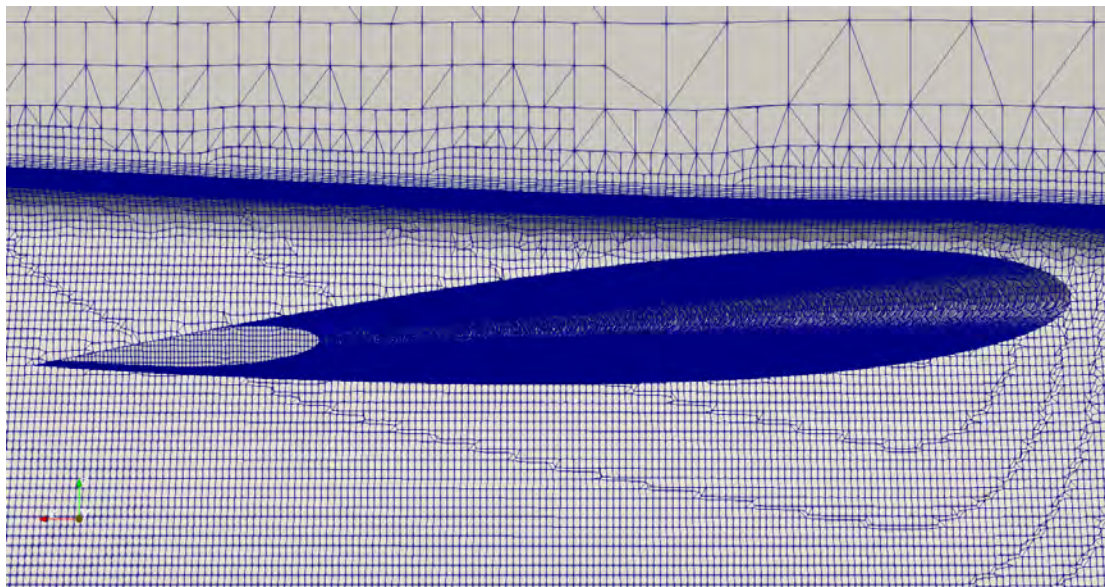
Το πλέγμα δημιουργήθηκε με το εργαλείο snappyHexMesh του OpenFOAM. Η μορφή του πλέγματος έχει ως εξής:



Εικόνα 41: πλέγμα αεροσκάφους



Αξίζει να σημειωθεί ότι η προσομοίωση γίνεται στο μισό τμήμα του αεροσκάφους και το επίπεδο xz λειτουργεί ως symmetryPlane. Αυτό επιλέχθηκε έτσι ώστε να μειωθούν οι πλεγματικές θέσεις και ο υπολογιστικός χρόνος. Επιπλέον κατά μήκος της επιφάνειας όλου του σχεδίου έχουν τοποθετηθεί 5 στρώματα τα οποία φαίνονται ξεκάθαρα παρακάτω:



Εικόνα 42: προσέγγιση οριακού στρώματος επιφάνειας

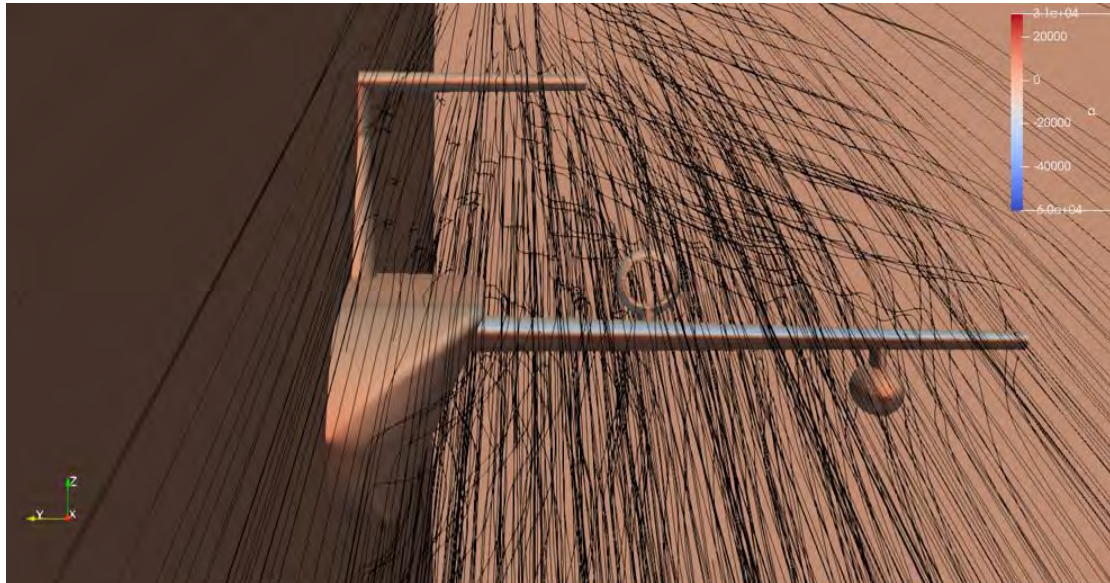
Έτσι, αφού έχουμε ορίσει και τις συνοριακές συνθήκες στον φάκελο 0, όπως ακριβώς πραγματοποιήθηκε και στις προσομοιώσεις των πτερύγων προηγουμένως, μπορούμε να προχωρήσουμε και στην προσομοίωση. Ο αλγόριθμος SIMPLE συνέκλινε σχετικά γρήγορα στις 87 επαναλήψεις και οι αεροδυναμικοί συντελεστές έχουν τις παρακάτω τιμές:

$$\text{Συντελεστής άντωσης} \rightarrow C_l = \mathbf{0,514}$$

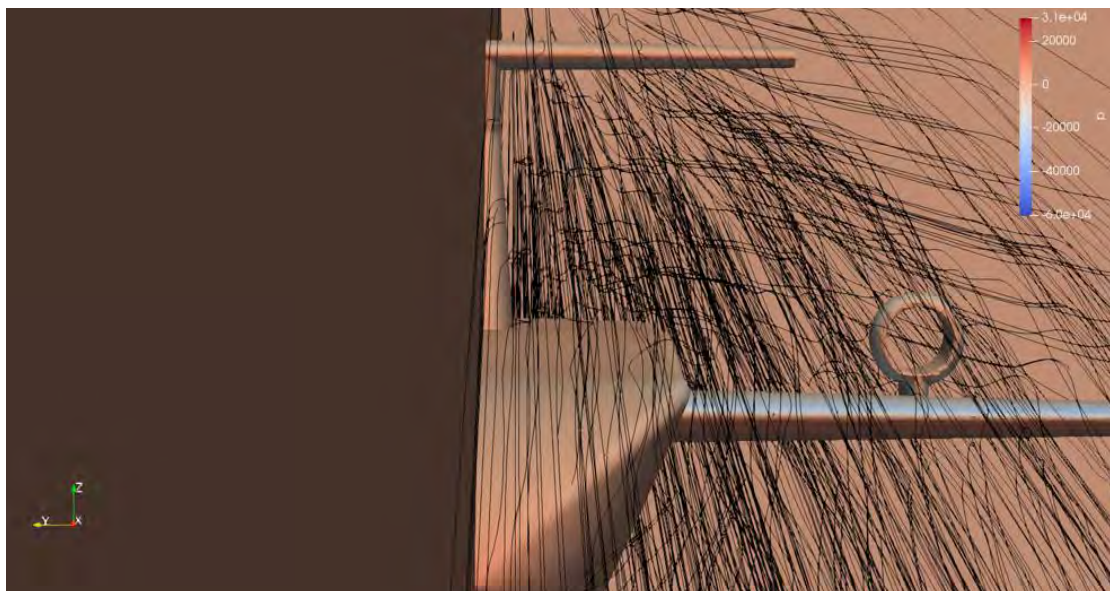
$$\text{Συντελεστής οπισθέλκουσας} \rightarrow C_d = \mathbf{0,05283}$$

Παράλληλα στα πλαίσια της ανάλυσης έγινε μια αναπαράσταση των ροϊκών γραμμών, η οποία θα μας διαφωτίσει στη συνέχεια με απαντήσεις σχετικά με πιθανές αλλαγές που μπορούν να γίνουν σε σημεία της γεωμετρίας. Ενδεχομένως κάποιες

ανακυκλοφορίες να μην απεικονίζονται εξαιτίας του πλέγματος (πιο αραιό). Η εν λόγω αναπαράσταση φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:

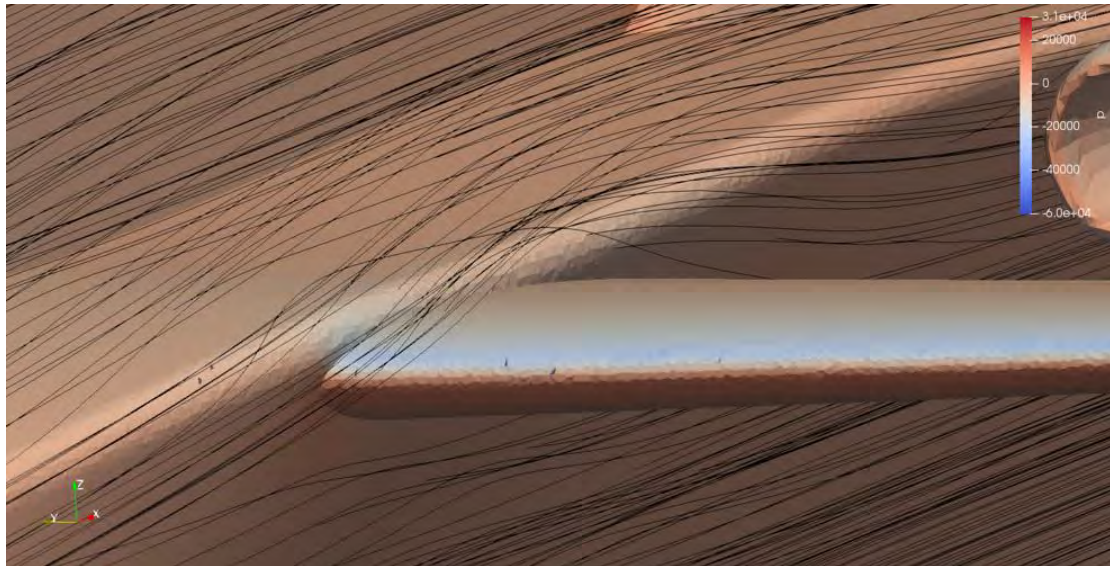


Εικόνα 43: ροϊκές γραμμές yz άξονας-ολόκληρο

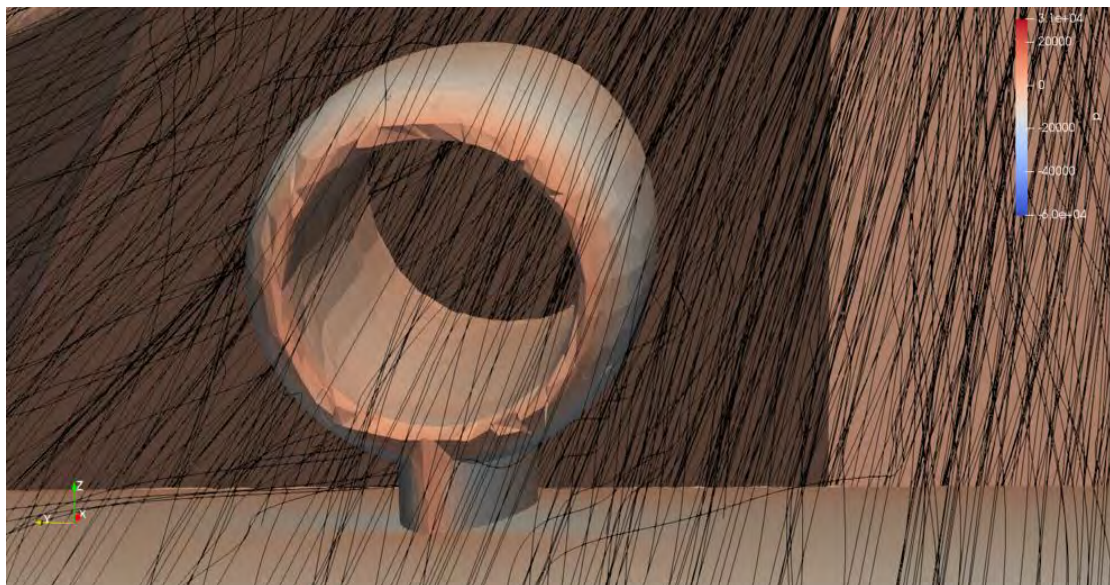


Εικόνα 44: ροϊκές γραμμές-κύρια και δευτερεύουσα πτέρυγα

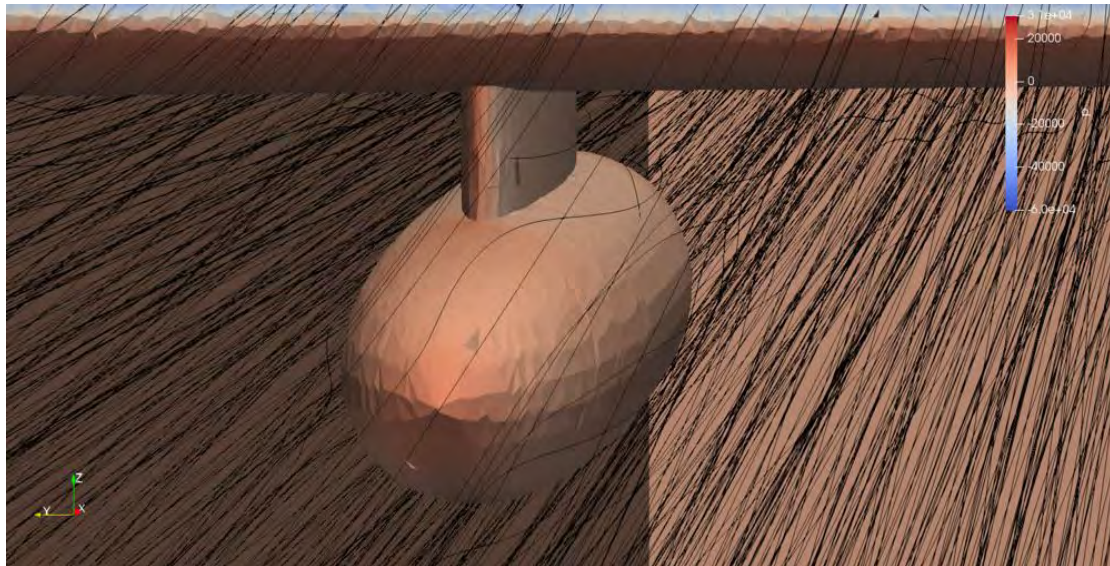




Εικόνα 45: ροϊκές γραμμές στη συγκόλληση ατράκτου-πτέρυγας



Εικόνα 46: ροϊκές γραμμές-στο κέλυφος του κινητήρα

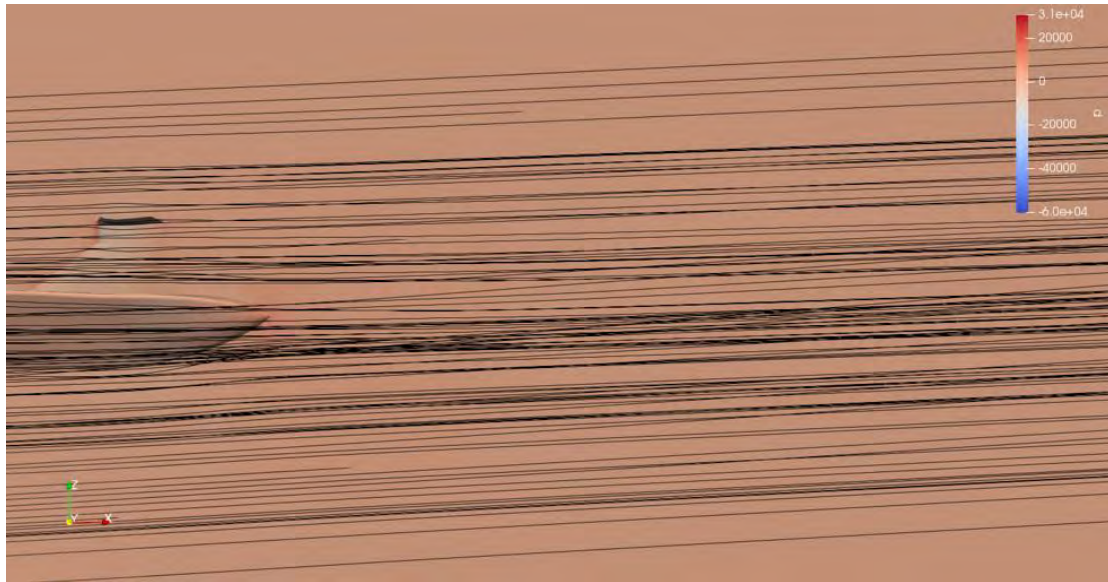


Εικόνα 47: ροϊκές γραμμές στους πλωτήρες κάτω από την πτέρυγα

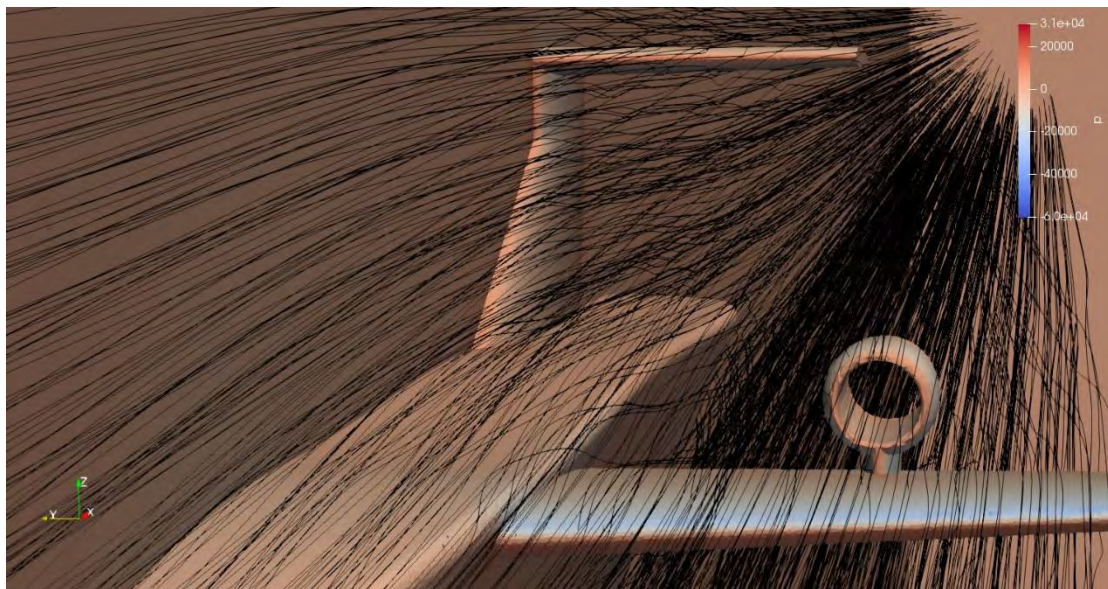


Εικόνα 48: ροϊκές γραμμές γz άξονας-wake





Εικόνα 49: ροϊκές γραμμές xz άξονας-wake

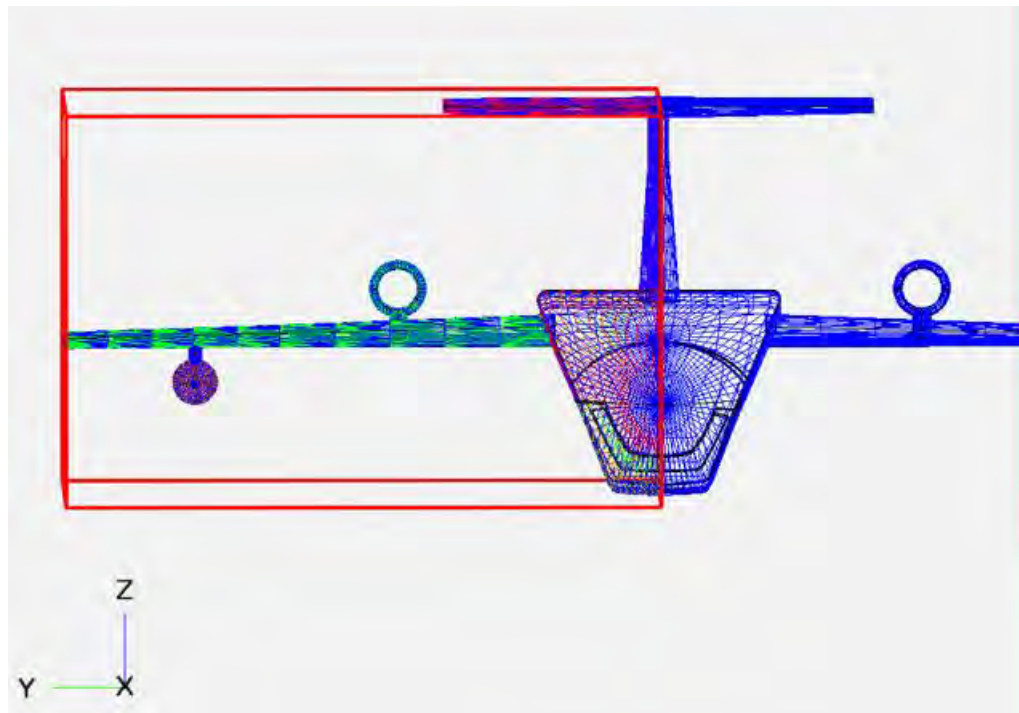


Εικόνα 50: τρισδιάστατη απεικόνιση με πύκνωση από τον κινητήρα μέχρι τον κορμό

### 6.3. Αεροδυναμική ανάλυση αεροσκάφους με VSPAERO (OpenVSP)

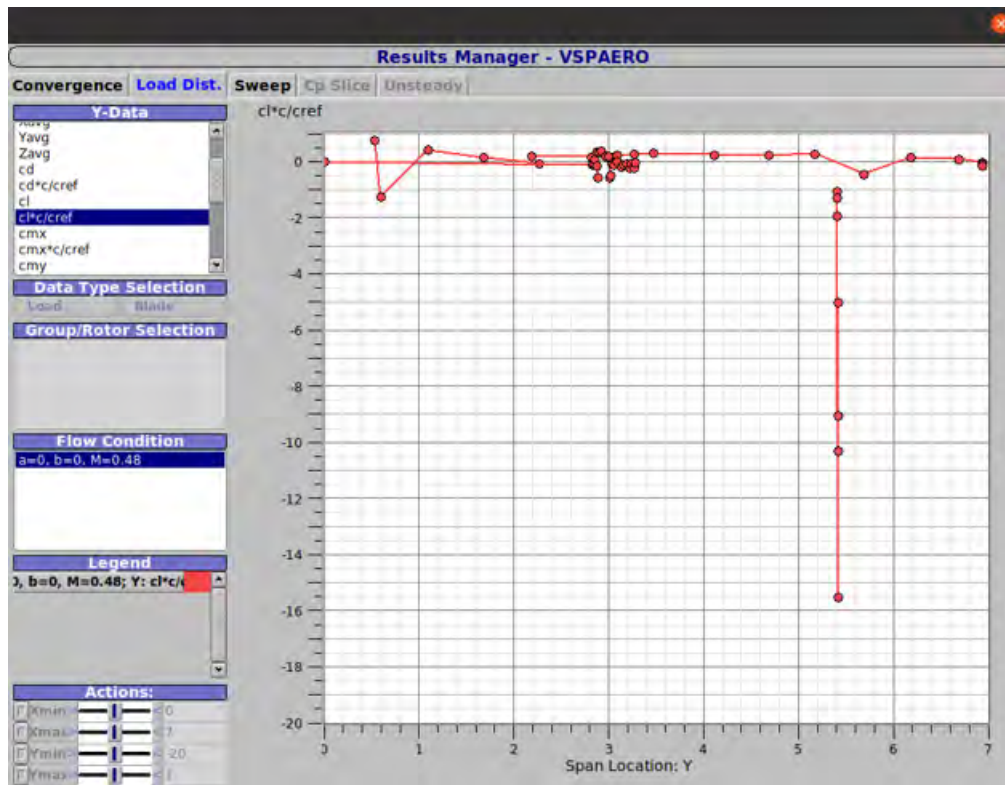
Την παραπάνω υπολογιστική ανάλυση που έγινε σε περιβάλλον OpenFOAM θα αξιολογήσουμε πραγματοποιώντας την ίδια ανάλυση και σε περιβάλλον OpenVSP με τη βοήθεια του εργαλείου VSPAERO. Για τις ανάγκες της παρακάτω υπολογιστικής ανάλυσης θα πραγματοποιηθεί δημιουργία πλέγματος και επίλυση στο μισό

αεροσκάφος με τον ορισμό επιπέδου συμμετρίας όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:

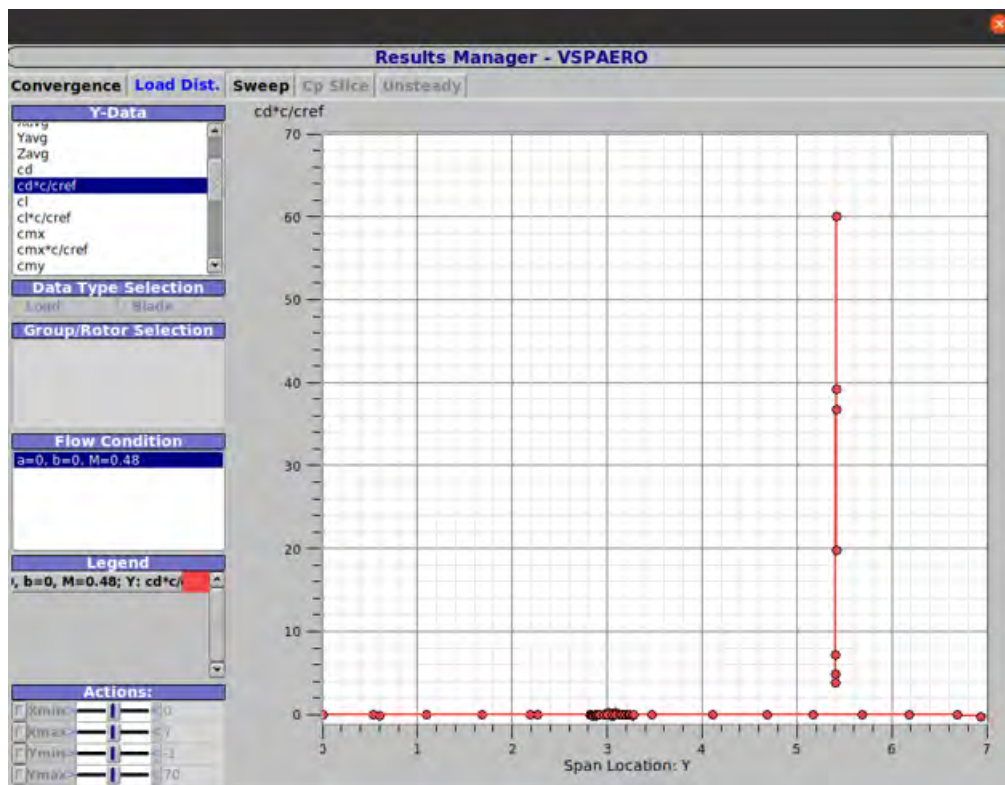


Εικόνα 51: Ορισμός υπολογιστικού πεδίου στο OpenVSP

Επομένως με τον ορισμό των συνθηκών ροής και των υπόλοιπων επιλογών και δυνατοτήτων που προσφέρει το VSPAERO λαμβάνουμε την παρακάτω συμπεριφορά για τους αεροδυναμικούς συντελεστές της άντωσης και της οπισθέλκουσας σε όλη τη γεωμετρία του αεροσκάφους:



Εικόνα 52: Προφίλ του συντελεστή άντωσης σε συνάρτηση με το πλάτος του αεροσκάφους



Εικόνα 53: Προφίλ του συντελεστή οπισθέλκουσας σε συνάρτηση με το πλάτος του αεροσκάφους

Από τα παραπάνω προφίλ των αεροδυναμικών συντελεστών προκύπτει ότι κοντά στην περιοχή των πλωτήρων υπάρχει μεγάλη αύξηση της οπισθέλκουσας και ταυτόχρονη μείωση του συντελεστή άντωσης.

Με το πέρας της προσομοίωσης προκύπτει ότι για ολόκληρη τη γεωμετρία του αεροσκάφους οι συνολικοί συντελεστές άντωσης και οπισθέλκουσας έχουν τις τιμές:

$$C_l = 0,7543$$

$$C_d = 0,04615$$

Στην τελευταία υποενότητα θα αναλυθούν διεξοδικά οι συγκρίσεις μεταξύ των δύο λογισμικών ανάλυσης των αποτελεσμάτων και θα παρατεθούν οι λόγοι για τους οποίους υπάρχουν αποκλίσεις στα αποτελέσματα.

#### 6.4. Επιλογή κινητήρων

Αφού λοιπόν έγινε αξιολόγηση των χαρακτηριστικών του αεροσκάφους, μπορούμε να προχωρήσουμε στη διαδικασία της επιλογής κινητήρων. Κατά τη διαδικασία αυτή θα γίνει χρήση των αποτελεσμάτων που εξήχθησαν στο προηγούμενο υποκεφάλαιο και σε συμφωνία με τα χαρακτηριστικά του προκαταρκτικού σχεδιασμού, ώστε να βγουν συμπεράσματα για την ιπποδύναμη και τον αριθμό των κινητήρων.

Για την ανάλυση αυτή είναι απαραίτητη η θεωρία lifting-line του Prandtl (58), στην οποία η δύναμη της άντωσης δίνεται από τον τύπο:

$$L = C_l \frac{1}{2} \rho U^2 A$$

Όπου,

$C_l$  = Συντελεστής άντωσης

$\rho$  = Πυκνότητα του εργαζόμενου ρευστού

$U$  = Ταχύτητα ρευστού

A= Επιφάνεια αναφοράς

Επιπλέον, ένα ακόμη χαρακτηριστικό που πρέπει να σημειωθεί είναι η συνολική μάζα του αεροσκάφους. Μια μέση τιμή μάζας αεροσκάφους 15 μέτρων αντιστοιχεί σε περίπου 2500 kg καθαρό βάρος. Τονίζεται ότι η μάζα του νερού ανέρχεται στα 10000 kg και επιπλέον η μάζα των δύο κινητήρων ανέρχεται, όπως θα δούμε παρακάτω στα 9440 kg. Επομένως η συνολική μάζα του αεροσκάφους υπολογίζεται περίπου στα 21940 kg.

Κατά την απογείωση, προκειμένου να υπολογιστεί η κρίσιμη ταχύτητα ανύψωσης του αεροσκάφους, πρέπει η άντωση να εξισορροπεί στιγμιαία το βάρος του αεροσκάφους, δηλαδή:

$$L = W \rightarrow C_l \frac{1}{2} \rho U^2 A = Mg \rightarrow U = \sqrt{\frac{2Mg}{C_l \rho A}} \quad (1)$$

Όπου, σύμφωνα με τις προδιαγραφές,

$$C_l = 0,514$$

$$\rho = 1,225 \frac{kg}{m^3}$$

$$g = 9,8 \frac{m}{s^2}$$

$$A = 33,75m^2$$

$$M = 21940kg$$

Από την (1) προκύπτει για την απογείωση:  $U = 142,25 \frac{m}{s}$  (Ma=0,41)

Η συγκεκριμένη ταχύτητα είναι πολύ μεγάλη για την απογείωση του αεροσκάφους. Οπότε μια καλή ιδέα είναι η αύξηση του συντελεστή άντωσης με την μεταβολή της γωνίας προσβολής. Καθώς γνωρίζουμε ότι κοντά στις 16,5° εμφανίζεται η απώλεια στήριξης, θα επιλέξουμε μια ενδιάμεση γωνία (π.χ. 12°) στην οποία ο συντελεστής άντωσης είναι 0,7649 (διάγραμμα 12). Πρέπει να τονιστεί ότι ο



συγκεκριμένος συντελεστής υπολογίστηκε μόνο για την κύρια πτέρυγα, άρα σε πραγματικές συνθήκες ο συνολικός συντελεστής είναι λίγο μεγαλύτερος (άρα και η πραγματική ταχύτητα απογείωσης μειώνεται περαιτέρω). Επομένως για τον υπολογισμό της νέας ταχύτητας σύμφωνα με τη σχέση (1) προκύπτει:

$$\text{Ταχύτητα απογείωσης: } U = 117,79 \frac{m}{s} (\text{Ma}=0,34)$$

Σε συνθήκες πλεύσης, η ταχύτητα του αεροσκάφους είναι  $U = 163,2 \frac{m}{s}$  (Ma=0.48), η οποία είναι επιτρεπόμενη. Οπότε σε αυτές τις συνθήκες είναι απαραίτητο να υπολογιστεί η δύναμη της ώθησης, ώστε να επιλεγεί ο τύπος κινητήρων:

$$T = \rho U^2 A = 1101159,36N \text{ ή } 112363,2 \text{ kg}$$

Η οποία αποτελεί μια ποσότητα ώθησης που δεν μπορεί να πλησιαστεί με κινητήρες turboprop (που ενδείκνυνται για κατάσβεση πυρκαγιάς). Επομένως, προκειμένου να τηρηθούν όλες οι προδιαγραφές που θέσαμε εξαρχής, πρέπει να επιλεγούν 2 κινητήρες τύπου turbofan με ώθηση 550 kN ο καθένας.

Εκτός από την επιλογή της αύξησης γωνίας προσβολής, υπάρχει και η δυνατότητα τοποθέτησης εξτρά πτερυγίων τύπου flaps, τα οποία κατά την απογείωση ταυτόχρονα θα αυξάνουν την γωνία προσβολής και την επιφάνεια των τρισδιάστατων πτερύγων. Στη συνέχεια σε κατάσταση πλεύσης θα αποσύρονται ώστε το αεροσκάφος να διατηρεί υψόμετρο.

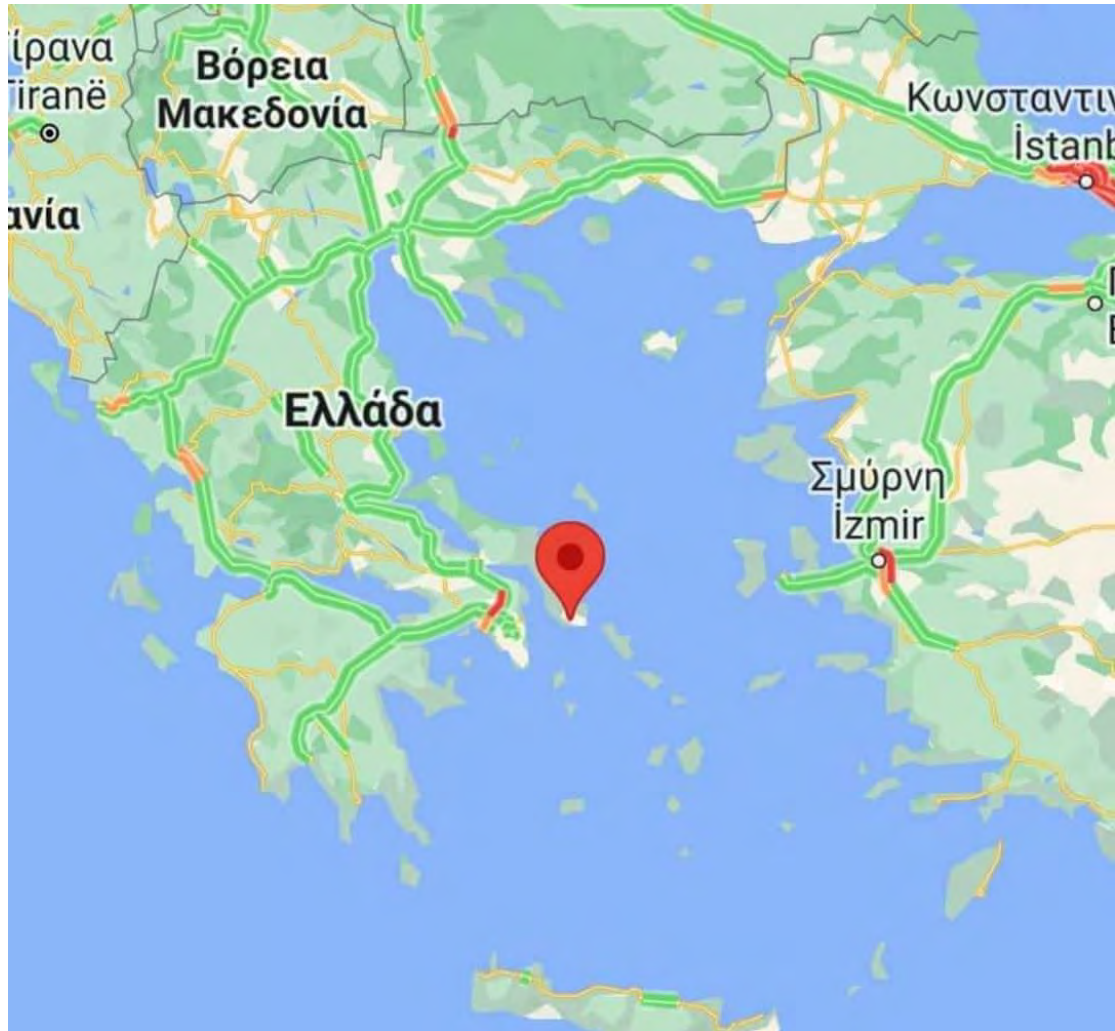
## 6.5. Ενδεικτική τοποθέτηση στην Ελληνική Επικράτεια

Προκειμένου να προσδιορίσουμε τα μέρη στα οποία θα τοποθετηθούν τα αεροσκάφη, θα χρειαστεί να σχηματιστεί μια νοητή έλλειψη, στην οποία θα

βρίσκονται αντιδιαμετρικά τα πιο απομακρυσμένα μέρη της Ελλάδος και στη συνέχεια θα διερευνηθεί το κέντρο της έλλειψης. Στο σημείο αυτό έπειτα θα εξεταστεί κατά πόσο μπορεί να εξυπηρετήσει τις ανάγκες μεγάλων τουριστικών κέντρων και λοιπών αστικών περιοχών.

Οι περιοχές που βρίσκονται αντιδιαμετρικά είναι το Ορμένιο στα βόρεια, η Γαύδος στα νότια, η Στρογγύλη στα ανατολικά και οι Οθωνοί στα δυτικά. Η απόσταση του δυτικότερου από το ανατολικότερο σημείο υπολογίζεται στα 1230 km, ενώ η απόσταση του βορειότερου από το νοτιότερο άκρο υπολογίζεται στα 1020 km. Το κέντρο αυτής της έλλειψης προσεγγίζει τις Κυκλάδες. Προκειμένου όμως να υπάρχει εύκολη πρόσβαση από οχήματα στην περιοχή ενός αεροδρομίου, θα ήταν καλό το μέρος να βρίσκεται στην ηπειρωτική Ελλάδα. Ενδεικτικά ένα τέτοιο αεροδρόμιο θα μπορούσε να κατασκευαστεί στην Κάρυστο στην νότια Εύβοια. Έτσι, τα αεροσκάφη θα μπορούν να βρίσκονται κοντά στο Αιγαίο και στις περισσότερες τουριστικές περιοχές, ενώ ταυτόχρονα βρίσκεται πολύ κοντά στην πρωτεύουσα.

Πιο αναλυτικά, με τα συγκεκριμένα τεχνικά χαρακτηριστικά που διαθέτει το αεροσκάφος ( $U = 163,2 \frac{m}{s}$  ή  $587,52 \frac{km}{h}$ ) από την περιοχή της Καρύστου θα μπορεί το αεροσκάφος να βρίσκεται σε περίπου μια ώρα από τα πιο απομακρυσμένα μέρη της Ελλάδος. Βέβαια αυτό εξαρτάται και από τον αριθμό των αεροσκαφών, δηλαδή εφόσον το κράτος χρηματοδοτήσει την αγορά πολλών UAV, τότε υπάρχει και η δυνατότητα για κατασκευή περισσότερων από μια υποδομών. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα και τη μετατόπιση των κέντρων και επιπλέον γεννιέται η ανάγκη για μια πιο διεξοδική μελέτη προσδιορισμού αυτών των κέντρων.



Εικόνα 54: Η γεωγραφική θέση της πόλης της Καρύστου

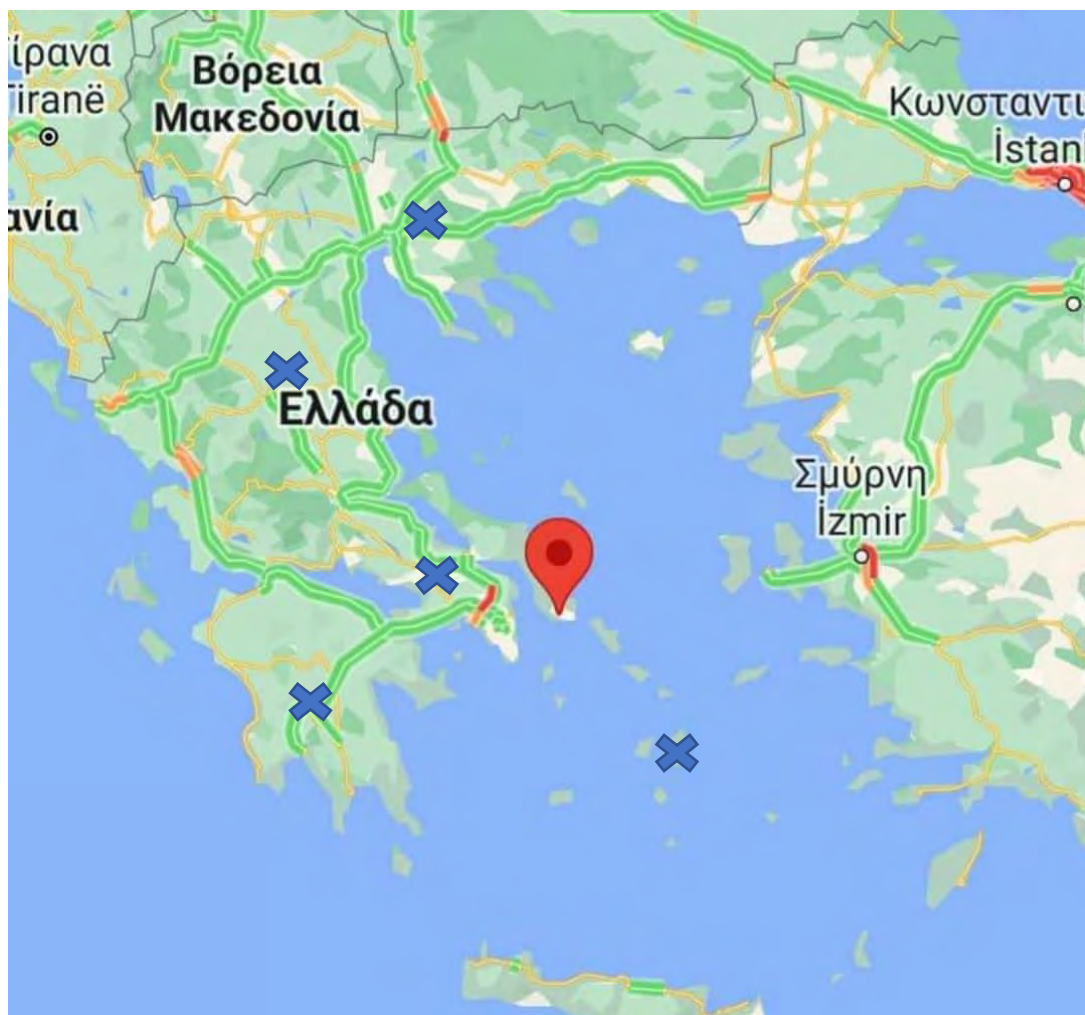
Πιο συγκεκριμένα, εάν στοχεύσουμε στην αξιοποίηση της ταχύτητας του αεροσκάφους, τότε η βασική λειτουργία και αποστολή είναι η ταχύτερη άφιξη σε ένα ενεργό μέτωπο και η κατάσβεση του πριν αυτό εξαπλωθεί. Σε αυτή την περίπτωση, μπορούμε να ορίσουμε ένα μέγιστο χρονικό περιθώριο, για παράδειγμα 10 λεπτά, και σύμφωνα με αυτή τη θεώρηση να γίνει η τοποθέτηση των UAV σε διάφορα σημεία της επικράτειας.

Αναλυτικότερα υπολογίζουμε την νέα ακτίνα δράσης του αεροσκάφους:

$$587,52 \frac{km}{h} \times \frac{10}{60} h = 97,92 km$$



Επομένως τα αεροδρόμια πρέπει να έχουν μεταξύ τους μέγιστη απόσταση τουλάχιστον 200 km. Μια ιδέα τοποθέτησης είναι η ανάθεση στις ήδη υπάρχουσες περιφέρειες της Ελλάδος, όπως για παράδειγμα η Θράκη και τα νησιά του βορειοανατολικού Αιγαίου να εξυπηρετούνται από ένα αεροδρόμιο και η Μακεδονία να χωριστεί στις ήδη υπάρχουσες ζώνες και να διαθέτει τρία. Η Ήπειρος και η Πελοπόννησος να διαθέτουν από ένα αεροδρόμιο κ.ο.κ.



Εικόνα 55: Πέντε ενδεικτικά σημεία τοποθέτησης

Σίγουρα μια οργανωμένη έρευνα θα μπορούσε να δώσει περισσότερες απαντήσεις σχετικά με την ακριβή τοποθεσία και τον αριθμό των αεροσκαφών σε κάθε αεροδρόμιο, λαμβάνοντας υπόψη την κατανομή του πληθυσμού, τη

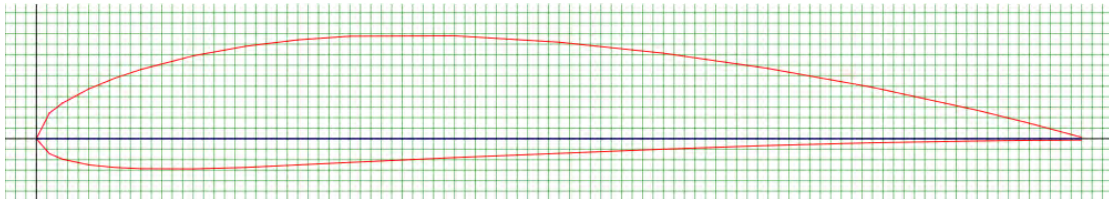
μορφολογία του εδάφους και τον προϋπολογισμό που μπορεί να διατεθεί για το έργο αυτό.

## 6.6. Συμπεράσματα και μελλοντικοί στόχοι

Με γνώμονα την ανάλυση που έγινε στο 6.2 και τον προκαταρκτικό σχεδιασμό του αεροσκάφους, μπορούν να εξαχθούν τα εξής συμπεράσματα:

- Με τα σημερινά δεδομένα, η δύναμη ώθησης των 550 kN για κάθε κινητήρα δεν αντιστοιχεί στην πραγματικότητα, καθώς ο πιο ισχυρός κινητήρας turbofan (κατασκευασμένος από την General Electric) (59) αποδίδει ώθηση μέχρι και 510 kN. Επομένως, προκειμένου η ανάλυση μας να ανταποκρίνεται όσο γίνεται στην πραγματικότητα, πρέπει να τοποθετηθούν 3 κινητήρες στο αεροσκάφος μικρότερης ισχύος και η θέση του τρίτου να είναι στη μύτη του αεροσκάφους για λόγους ευστάθειας.
- Σε εκτεταμένα μέτωπα πυρκαγιάς, στα οποία έχει εκλυθεί στάχτη και τέφρα στην ατμόσφαιρα, οι κινητήρες turbofan λόγω της συμπίεσης του αέρα, δεν ενδείκνυνται να λειτουργήσουν σε αυτές τις δυσμενείς συνθήκες, καθώς τα σωματίδια θα δηλητηριάσουν τα μέρη του κινητήρα. Επομένως το αεροσκάφος που σχεδιάστηκε θα έχει τη δυνατότητα να λειτουργήσει και να επέμβει μόνο όταν το μέτωπο βρίσκεται στο αρχικό του στάδιο και αναχαιτίζεται γρήγορα. Σε αντίθετη περίπτωση, αν η πυρκαγιά έχει ήδη επεκταθεί, τότε θα επέμβουν πυροσβεστικά αεροσκάφη τα οποία κινούνται με κινητήρες turboprop και σε μικρότερους αριθμούς Mach.
- Από την ανάλυση των ροϊκών γραμμών στην υποενότητα 6.2 προκύπτει ότι στην άνω επιφάνεια της πτέρυγας η ροή σιγά σιγά αποκολλάται (απώλεια

στήριξης συμβαίνει σε γωνία άνω των  $16.5^\circ$ ). Εξαρχής επιλέχθηκε η πτέρυγα NACA0012 καθώς είναι εύκολη στην κατασκευή της, είναι διαδεδομένη σε εύρος εφαρμογών και είναι από τις φθηνότερες στην αγορά. Προκειμένου όμως να λυθεί ως επί το πλείστον ένα τέτοιο πρόβλημα, τότε θα πρέπει να επιλεγεί μια πτέρυγα με μεγαλύτερο πάχος, καθώς θα στηρίζει και κινητήρες μεγάλης μάζας, Ταυτόχρονα πρέπει να σχεδιαστεί έτσι ώστε το camber να μη βρίσκεται στη γραμμή συμμετρίας της πτέρυγας, καθώς σε  $0^\circ$  γωνία προσβολής δεν παράγει άντωση. Μια πιθανή πτέρυγα που θα μπορούσε να λύσει το πρόβλημα της αποκόλλησης ροής είναι η NACA4412, η οποία εμφανίζει 4% μέγιστο camber στο 40% της χορδής.



Εικόνα 56: NACA4412

Η εν λόγω πτέρυγα εμφανίζει στις ίδιες συνθήκες ροής για γωνία προσβολής  $0^\circ$  συντελεστή άντωσης  $C_l = 0,5$  (44), επομένως πληρεί τις προδιαγραφές για να χρησιμοποιηθεί στο αεροσκάφος. Παράλληλα, λόγω της καμπύλης του camber και του πάχους που προσδίδει, θα είναι πιο εύκολη και τοποθέτηση των κινητήρων.

- Επιπλέον, ένα ακόμα στοιχείο από την ανάλυση των ροϊκών γραμμών στην εικόνα (49) και (54) είναι ότι στο wake οι γραμμές έχουν υψηλό μέτρο ταχύτητας με κατεύθυνση τον  $\gamma$  άξονα. Προκειμένου να μειώσουμε τη σύγκλιση των γραμμών και να αποφύγουμε τη δημιουργία δεινών στο wake, μια σχεδιαστική λύση θα ήταν η κατασκευή κάθετων σταθεροποιητών μορφής winglet στο μεγάλο και στην πίσω πτέρυγα. (60)



Εικόνα 57: Είδη winglet

- Παράλληλα δημιουργία δεινών παρατηρείται και κατά την κόλληση του οριζόντιου με τον κάθετο σταθεροποιητή. Σε αυτή την περίπτωση μια σχεδιαστική αλλαγή που μπορεί να πραγματοποιηθεί είναι η δημιουργία μιας μικρής ακτίνας καμπυλότητας στο σημείο της ένωσης των κομματιών.



Εικόνα 58: Δημιουργία δείνας στην ένωση οριζόντιου και κάθετου σταθεροποιητή

- Σύγκριση αποτελεσμάτων OpenFOAM-VSPAERO

Τα αποτελέσματα που εξήχθησαν για τους αεροδυναμικούς συντελεστές της άντωσης και οπισθέλκουσας σε συνθήκες πλεύσης είναι οι εξής:

**OpenFOAM →  $C_l = 0,514$ ,  $C_d = 0,05283$**

**OpenVSP (VSPAERO) →  $C_l = 0,7543$ ,  $C_d = 0,04615$**

Η απόκλιση των αποτελεσμάτων οφείλεται κυρίως λόγω στην ανεπάρκεια των υπολογιστικών πόρων, καθώς στο περιβάλλον OpenFOAM σίγουρα υπήρχαν πολλά περιθώρια για τη βελτίωση του πλέγματος με το εργαλείο *snappyHexMesh*. Επιπλέον πρέπει να σημειωθεί ότι το VSPAERO επιλύει το δυναμικό της ροής (ιδανική ροή) επομένως οι συντελεστές που υπολογίζει είναι οι ιδανικοί και είναι λογικό να έχουν κάποιο μικρό σφάλμα σε σχέση με την πραγματικότητα. Αντιθέτως το εργαλείο OpenFOAM επιλύει τις εξισώσεις RANS και γίνεται αξιολόγηση των αποτελεσμάτων ως προς ένα μοντέλο τύρβης που επιλέγει ο χρήστης. Επομένως μπορεί να σημειωθεί ότι οι αεροδυναμικοί συντελεστές που υπολογίζονται από το VSPAERO είναι οι βέλτιστοι, και με βάση τις συγκεκριμένες τιμές, ο χρήστης έχει τη δυνατότητα να χρησιμοποιήσει τη συγκεκριμένη πληροφορία ώστε να πραγματοποιήσει αλλαγές,

τόσο ως προς τη γεωμετρία του σχεδίου, όσο και ως προς τη βελτίωση του πλέγματος σε μια προσπάθεια βελτιστοποίησης της υπολογιστικής ανάλυσης του.

## Αναφορές

1. **JOSHUA A. SHAFFER, ESTEFANY CARRILLO, AND HUAN XU, (Member, IEEE).** Hierarchal Application of Receding Horizon Synthesis and Dynamic Allocation for UAVs Fighting Fires. *IEEE Access*. 7 December 2018.
2. *Collaboration between Multiple UAVs for Fire Detection and Suppression.* **Andrew Moffatt, Nicholas Turcios, Chase Edwards, Atharva Karnik, David Kim, Andrew Kleinman, Vincent (Hien) Nguyen, Victor Ramos, Earvin Ranario, Tomo Sato, Dzianis Uryeu, and Subodh Bhandari.** Athens : s.n., 2021. 2021 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). σσ. 730-737.
3. *Low Cost Autonomous UAV Swarm Application in Wildfire Surveillance and Suppression.* **Mo, Xiaoyu and Peters, Doney and Lei, Chengwei.** Jeju Island, Republic of Korea : Association for Computing Machinery, 2021. 2021 6th International Conference on Machine Learning Technologies. σσ. 164–169.
4. **Prajwal Shiva Prakasha, San Kilkis, Nabih Naeem, Nabih Naeem, Björn Nagel.** *System of Systems Simulation Driven Wildfire Fighting Aircraft Design and Fleet Assessment.* Hamburg : German Aerospace Center (DLR), 2021.
5. **Mauro S. Innocente, Paolo Grasso.** Self-organising swarms of firefighting drones: Harnessing the power of collective intelligence in decentralised multi-robot systems. *Journal of Computational Science*. 20 June 2019, σσ. 80-101.
6. *Forest Fire Fighting Using Heterogeneous Ensemble of Unmanned Aerial Vehicles.* **V. Sherstjuk, M. Zharikova and I. Sokol.** Kiev, Ukraine : IEEE, 2019. 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD). σσ. 218-223.
7. **Elena Ausonio, Patrizia Bagnerini, Marco Ghio.** Drone Swarms in Fire Suppression Activities: A Conceptual Framework. *drones*. 7 March 2021.
8. *Design and implementation of an unmanned aerial vehicle for autonomous firefighting missions.* **Hailong Qin, Mo Shan, Wenqi Liu, Jin Q. Cui, F. Lin, Jiaxin Li, Yingcai Bi, Menglu Lan, Kangli Wang and Ben M. Chen, Y.F. Zhang.** Kathmandu, Nepal : IEEE, 2016. 12th IEEE International Conference on Control & Automation (ICCA). σσ. 62-67.
9. *Cooperative Unmanned Aerial Systems for Fire Detection, Monitoring, and Extinguishing.* **Merino, L., Martínez-de Dios, J.R., Ollero, A.** Dordrecht : Springer, 2015. Τόμ. 1st.
10. **STONE, MADELEINE.** A heat wave thawed Siberia's tundra. Now, it's on fire. *National Geographic*. 2020.
11. **BBC.** Amazon fires increase by 84% in one year - space agency. GB : BBC, 2019.
12. **SCHWARTZSTEIN, PETER.** Greece's fires cause choking smoke, threaten heritage sites. *National Geographic*. 2021.
13. **Michael J. Karter, Jr.** *FIRE LOSS IN THE UNITED STATES DURING 2012.* Quincy, MA : National Fire Protection Association, 2013.



14. *Design of a Fire-Fighting Unmanned Air Vehicle*. **Elizabeth Subramaniam, Nishit Joseph, Asher Rose, Cees Bil**. Nashville, Tennessee : AIAA, 2012. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. σσ. 1-15.
15. **Dong-Hun Lee, Thinh Huynh, Young-Bok Kim, Chakir Soumayya**. Motion Control System Design for a Flying-Type Firefighting System with Water Jet Actuators. *actuators*. 17 October 2021.
16. **Carlos Viegas, Babak Chehreh, José Andrade, João Lourenço**. Tethered UAV with Combined Multi-rotor and Water Jet Propulsion for Forest Fire Fighting. *Journal of Intelligent & Robotic Systems (2022)* . 22 January 2022.
17. **Bhat, N.S., Shashidhara, K.S., Dakulagi, V.** Fire Fighting Un-manned Air Vehicle for Remote Areas. *Techno-Societal*. 20 May 2020, σσ. 593–601.
18. *Open Vehicle Sketch Pad: An Open Source Parametric Geometry and Analysis Tool for Conceptual Aircraft Design*. **Gloude-mans, Robert A. McDonald and James R.** San Diego, CA : AIAA, 2022. AIAA SCITECH 2022.
19. **Openvsp**. Openvsp. [Ηλεκτρονικό] NASA, 2012. <https://vspu.larc.nasa.gov/>.
20. **OpenFOAM**. openfoamwiki. *openfoam.org*. [Ηλεκτρονικό] 23 march 2014. <https://openfoam.org/>.
21. **Rumsey, Christopher**. Langley Research Center Turbulence Modeling Resource. *turbmodels.larc.nasa.gov*. [Ηλεκτρονικό] 24 March 2021. [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val\\_sa.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val_sa.html).
22. **Munson, Young, Okiishi**. *ΜΗΧΑΝΙΚΗ ΠΕΥΣΤΩΝ*. Θεσσαλονίκη : Τζιόλας, 2018.
23. **Pietro Catalano, Marcello Amato**. An evaluation of RANS turbulence modelling for aerodynamic applications. *erospace Science And Technology*. 23 June 2003, σσ. 493–509.
24. **Douvi C. Eleni, Tsavalos I. Athanasios, Margaris P. Dionissios**. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research Vol. 4*. 14 February 2012, σσ. 100-111.
25. *Operations research in forest fire problems. In a study of fire problems*. **Shephard RW, Jewell WS**. Washington, DC : The Committee on Fire Research, 1961. National Academy of Sciences-National Research Council.
26. *Influence of the component composition of extinguishing fluids on the droplet distribution in an aerosol cloud*. **G.V. Kuznetsov, S.S. Kropotova, I.S. Voytkov, P.A. Strizhak**. Tomsk, Russia : ISSN, 2022. Powder Technology. σσ. 838-849.
27. *Research on aqueous film-forming foam*. **Wang, Shuai**. Atlanta,GA,US : IOP, 2019. Earth and Environmental Science.
28. **R. S. Volkov, N. P. Kopylov, G. V. Kuznetsov, I. R. Khasanov**. EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE SUPPRESSION OF CROWN AND GROUND FOREST FIRES. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 6 November 2019, σσ. 1453-1465.



29. **Burchan Aydin, Emre Selvi, Jian Tao, Michael J. Starek.** Use of Fire-Extinguishing Balls for a Conceptual System of Drone-Assisted Wildfire Fighting. *drones*. 12 February 2019, σσ. 1-15.
30. **J. Margerit, O. Sero-Guillaume.** Modelling forest fires. Part II: reduction to two-dimensional models and simulation of propagation. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. April 2022, σσ. 1723-1737.
31. *Particle Swarm Optimization*. **Kennedy, J. and Eberhart, R.** Perth, WA, Australia : IEEE, 1995. Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Networks. σσ. 1942-1948.
32. **nonothai.** Thai Military and Asian Region.  
<https://thaimilitaryandasianregion.wordpress.com/>. [Ηλεκτρονικό] 11 July 2021.  
<https://thaimilitaryandasianregion.wordpress.com/2015/11/03/russian-beriev-be-200-amphibious-aircraft/>.
33. **Kurak, Richard.** Airplane Parts and Function. *NASA Glenn Research Center*. 2022.
34. *Effects of Leader's Position and Shape on Aerodynamic Performances of V Flight Formation*. **H.P.Thien, M.A.Moelyadi, H. Muhammad.** Bandung, Indonesia : ICIUS, 2007. ICIUS 2007. σσ. 43-49.
35. *Preliminary Design Optimization of an Amphibious Aircraft*. **Jason W. Cary, Gilbert L. Crouse.** Nashville, Tennessee : AIAA, 2012. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. σσ. 1-55.
36. **J.H. Ferziger, M. Peric.** Υπολογιστική Ρευστοδυναμική. Αθήνα : Φουντας, 2002.
37. **Pope, Stephen B.** *Turbulent Flows*. Cambridge : Cambridge University Press,, 2000.
38. **Gibson, M.M.** Turbulence Modeling. *Thermopedia*. 16 March 2011.
39. **Boussinesq, J.** Essai sur la Théorie des Eaux Courantes. *Mémoires Présentés par Divers Savants à l'Académie des Sciences*. 1877, σσ. 1-680.
40. *A one-equation turbulence model for aerodynamic flows*. **Spalart, P. και Allmaras, S.** Seattle, WA : AIAA, 1992. 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
41. **Jones, W. P., and Launder, B. E.** The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 15, 1972.
42. **Wilcox, D. C.** *Turbulence modeling for CFD*. La Canada, California : DCW Industries, 1993.
43. *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications*. **Menter, F. R.** Moffett Field, California : NASA Ames Research Center, 1994. AIAA Journal. σσ. 1598–1605.
44. *airfoiltools*. [Ηλεκτρονικό] <http://www.airfoiltools.com/>.
45. **White, Frank M.** *Fluid Mechanics*. Rhode Island : McGraw Hill Education, 2011.
46. **Rumsey, Christopher.** 2D NACA 0012 Airfoil Validation Case. *NASA Turbulence Modeling Resource*. 6, 2014.

47. Haidong Wang, Hui Wang, Feng Gao, Pengzhi Zhou, Zhiqiang (John) Zhai. Literature review on pressure–velocity decoupling algorithms applied to built-environment CFD simulation,. *Building and Environment*. 143, 2018.
48. Chris Greenshields, Henry Weller. *CFD Direct*. UK : CFD Direct Ltd, 2015. 7.
49. Vorst, H. A. van der. Bi-CGSTAB: A Fast and Smoothly Converging Variant of Bi-CG for the Solution of Nonsymmetric Linear Systems. *SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing*. 13, 1992.
50. Erickson, Larry. *Panel methods: An introduction*. Moffett Field, California : NASA, 1991.
51. *Comparison of Flow-Solvers: Linear Vortex Lattice Method and Higher-Order Panel Method with Analytical and Wind Tunnel Data*. T. Shahid, F. Sajjad, M. Ahsan, S. Farhan, S. Salamat and M. Abbas. Sukkur, Pakistan : 3rd International Conference on Computing, Mathematics and Engineering Technologies (iCoMET), 2020.
52. Mehmet Seha Tatlier, Tarik Baran. Structural and CFD analysis of an airfoil subjected to bird strike. *European Journal of Mechanics / B Fluids*. 2020.
53. Rumsey, Christopher. 2D NACA 0012 Airfoil Validation Case, Effect of Farfield Boundary. *NASA Turbulence Modeling Resource*. 2014.
54. Kristian, Larsen. Graphreader. [Ηλεκτρονικό] <http://www.graphreader.com/>.
55. Kelley, Thomas Williams and Colin. *Gnuplot 4.6: an interactive plotting program*. 2013.
56. Tousif Ahmed, Md. Tanjin Amin, S.M. Rafiul Islam, Shabbir Ahmed. Computational Study of Flow Around a NACA 0012 Wing Flapped at Different Flap Angles with Varying Mach Numbers. *Global Journal of Researches in Engineering*. 1, 2013, Τόμ. 4, 13.
57. YavuzHakan Ozdemir, Baris Barlas. 2D and 3D Potential Flow Simulation around NACA 0012 Airfoil with Ground Effect. *Research Square*. 1, 2021.
58. Prandtl, L. Tragflügeltheorie—I. Mitteilung. *Nachrichten der K. Gesellschaft zu Göttingen*. 1918.
59. GEaerospace. *GE90 Engine Family*. California : General Electric, 2017.
60. Aerospace, Monroe. *Winglets*. Melbourne, Florida : OneMonroe, 2021.