

Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο  
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών  
Τομέας Ρευστών  
Μονάδα Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής  
& Βελτιστοποίησης

## Αεροδομική Ανάλυση Αετού Αετοσανίδας με Φουσκωτό Σκελετό

Διπλωματική Εργασία

Μάνουελ Γκάττι

Επιβλέπων: Κυριάκος Χ. Γιαννάκογλου, Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα, 2021



## Ευχαριστίες

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου, κ. Κυριάκο Γιαννάκογλου, για την ευκαιρία που μου έδωσε να ασχοληθώ με ένα θέμα που συνδέεται άμεσα με το άθλημα της αετοσανίδας που ασκώ και λατρεύω. Επιπλέον, τον ευχαριστώ για την προσοχή και βοήθεια που μου παρείχε καθόλη τη διάρκεια των σπουδών μου.

Επιπρόσθετα, θα ήθελα να ευχαριστήσω το προσωπικό της ΜΠΥΡΒ, της σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών του ΕΜΠ και, συγκεκριμένα, τη Δρ. Βαρβάρα Ασούτη για την πολύτιμη βοήθεια σχετικά με τα τεχνικά ζητήματα της εργασίας.

Τέλος, ευχαριστώ την οικογένεια μου και τους πολύ κοντινούς μου ανθρώπους που με στήριζαν πραγματικά κατά τη διάρκεια αυτής της απαιτητικής περιόδου.





Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο  
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών  
Τομέας Ρευστών  
Μονάδα Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής  
& Βελτιστοποίησης

## Αεροδομική Ανάλυση σε Αετό Αετοσανίδα με Φουσκωτό Σκελετό

Διπλωματική Εργασία

Μάνουελ Γκάττι

Επιβλέπων: Κυριάκος Χ. Γιαννάκογλου, Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα, 2021

### Περίληψη

Αντικείμενο της διπλωματικής εργασίας αυτής αποτελεί η αεροδομική ανάλυση ενός αετού αετοσανίδα με φουσκωτό σκελετό. Ο αετός, ο οποίος σχεδιάζεται παραμετρικά, αναλύεται με τη σύζευξη του δομικού και αεροδυναμικού τμήματος, η οποία πραγματοποιείται εξωτερικά των δύο επιλυτών. Η αλληλεπίδραση του ρευστού και κατασκευής πραγματοποιείται διότι η λειτουργία του αετού είναι εν πτήση και η σταθεροποίηση του είναι δύσκολη, αφού ο έλεγχός του επιτυγχάνεται μέσω ορισμένων σχοινιών. Συνεπώς, λόγω της έντονης μεταβολής της θέσης και της εμφάνισης μεγάλων παραμορφώσεων από την αεροδυναμική φόρτιση του αετού, κρίθηκε σκόπιμο να γίνει σύζευξη του δομικού και αεροδυναμικού τμήματος, έτσι ώστε να υπολογιστεί το σημείο ισορροπίας του αετού. Στο σημείο ισορροπίας, υπολογίζονται οι δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας, οι οποίες αποτελούν ακριβέστερη προσέγγιση σε σχέση με τις αντίστοιχες που υπολογίζονται στην αρχική απαραμόρφωτη θέση του αετού. Επιπρόσθετα, εκτός από την καλύτερη προσέγγιση των δυνάμεων άνωσης και οπισθέλκουσας, από την ανάλυση αυτή μπορεί να κριθεί αν το σύστημα αετού-σχοινιών είναι ευσταθές στις συγκεκριμένες συνθήκες και, επομένως, αν είναι λειτουργικό. Έτσι, για την επίλυση του δομικού τμήματος χρησιμοποιείται το λογισμικό ANSYS, όπου πραγματοποιείται η φόρτιση του αετού υπό σταθερές συνθήκες από τις αεροδυναμικές φορτίσεις, οι οποίες προκύπτουν από τη ροή που περιβάλλει τον αετό. Αντίθετα, όσον αφορά το αεροδυναμικό τμήμα, χρησιμοποιείται το λογισμικό PUMA, στο οποίο πραγματοποιείται η αριθμητική επίλυση του προβλήματος ροής με μέθοδο υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (Computational Fluid Dynamics, CFD) για την τυρβώδη συμπιεστή ροή που περιβάλλει τον αετό και η μοντελοποίηση της τύρβης υλοποιείται με το μοντέλο τύρβης των Spalart-Allmaras. Στον αετό εφαρμόζεται βηματική βελτιστοποίηση μορφής, κατά την οποία μεταβάλλο-

νται οι μεταβλητές σχεδιασμού και αναζητείται ο αετός με τον μεγαλύτερο λόγο δύναμης άνωσης προς οπισθέλκουσα ( $C_L/C_D$ ), χωρίς όμως αυτός να αποτελεί αναγκαστικά το καθολικό ακρότατο. Επισημαίνεται ότι, στη μέθοδο βηματικής βελτιστοποίησης, οι μεταβλητές σχεδιασμού ελέγχονται σταδιακά και όχι ταυτόχρονα, όπως συμβαίνει στην "κανονική" βελτιστοποίηση και αυτό γίνεται εδώ για λόγους οικονομίας σε υπολογιστικό κόστος.



**National Technical University of Athens**  
**School of Mechanical Engineering**  
**Fluids Department**  
**Parallel CFD & Optimization Unit**

## **Aeroelastic Analysis of a Leading Edge Inflatable Kitesurfing Kite**

Diploma Thesis

**Manuel Gatti**

Advisor: Kyriakos C. Giannakoglou, Professor NTUA

Athens, 2021

### **Abstract**

This diploma thesis focuses on the aeroelastic analysis of a Leading Edge Inflatable kite that is used for kitesurfing. A parametrically designed kite is analyzed by combining the structural and aerodynamical analysis software, which are externally coupled. The Fluid-Structure Interaction (FSI) analysis is used because the kite operates in the air and its stabilization is difficult, as this is controlled by a small number of tethers. Due to the intense position change and large deformations that occur from the aerodynamical load of the kite, the combination of the aerodynamical and structural analysis tools is inevitable in order to reach the equilibrium point. At the equilibrium point, the lift and drag forces are computed and compared to those corresponding to the initial undeformed state. This analysis also examines the stability of the lines and kite system and, as a result, its functionality. The structural part is solved using the software ANSYS, in which the static loading of the kite is performed by the aerodynamical forces exerted by the surrounding flow. For the aerodynamical part, the software PUMA is used, which numerically predicts the turbulent flow around the kite by solving the Navier-Stokes equations together with the Spalart-Allmaras turbulence model. Finally, a step-by-step shape optimization of the kite is applied, where the design variables are modified leading to a kite with a higher ratio of lift over drag ( $C_L/C_D$ ). Of course, an optimization loop has not been used, so this is not necessarily the global optimal solution. It should be noted that during the step-by-step optimization, the design variables are controlled one-by-one, in order to keep the cost as low as possible.

## Ακρωνύμια

EMΠ	Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο
ΜΠΤΡΒ	Μονάδα Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής & Βελτιστοποίησης
ΑΚ	Αεροελαστικός Κύκλος
MET	Μέθοδος Ελαχίστων Τετραγώνων
3Δ	Τριδιάστατο
CFD	Computational Fluid Dynamics
FSI	Fluid Structure Interaction
FEM	Finite Element Model
CSM	Computational Structural Model
PUMA	Parallel solver for Unstructured grids for Multi-blade row computations including Adjoint
NTUA	National Technical University of Athens
PCopt	Parallel CFD & Optimization unit
LEI	Leading Edge Inflatable
OC	Open Cell
LE	Leading Edge
TE	Trailing Edge
RBF	Radial Basis Functions



CAD	Computer Aided Design
WB	WorkBench
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
GPU	Graphics Processing Unit
CPU	Central Processing Unit



# Περιεχόμενα

Περιεχόμενα	i
<b>1 Εισαγωγή</b>	<b>1</b>
1.1 Αετοί Αετοσανίδας . . . . .	1
1.1.1 Το Άθλημα της Αετοσανίδας . . . . .	1
1.1.2 Κατηγορίες Αετών Αετοσανίδας . . . . .	3
1.1.3 Χρήση των Αετών Αετοσανίδας . . . . .	4
1.1.4 Δομικά Μέρη Αετού Αετοσανίδας . . . . .	5
1.1.5 Μεγέθη Αετών Αετοσανίδας . . . . .	6
1.2 Στόχος της Διπλωματικής Εργασίας . . . . .	6
1.3 Αεροδομική Ανάλυση (FSI) . . . . .	7
1.3.1 Άμεσα (monolithic) και Έμμεσα (partitioned) Συζευγμένοι FSI Επιλύτες . . . . .	7
1.3.2 Πλεονεκτήματα και Μειονεκτήματα Άμεσων και Έμμεσων Συζευγμένων Επιλυτών . . . . .	8
1.4 Δομή της Διπλωματικής Εργασίας . . . . .	9
<b>2 Σχεδιασμός Αετού</b>	<b>11</b>
2.1 Διαδικασία Σχεδιασμού του Αετού . . . . .	11
2.1.1 Σχεδιασμός Σωλήνα Προσβολής (LE) . . . . .	12
2.1.2 Σύνθεση Καμπυλών . . . . .	16
2.1.3 Τελική Διαμόρφωση Καμπύλης . . . . .	18
2.1.4 Σχεδιασμός Υποστηρικτικών Σωλήνων και Πανιών . . . . .	22
2.2 Γεωμετρικές Παράμετροι Αετού . . . . .	25

<b>3</b>	<b>Χαρακτηριστικά Αετού</b>	<b>27</b>
3.1	Περιγραφή Θέσεων Αετού στον Αέρα . . . . .	27
3.2	Μοντελοποίηση Γεωμετρίας Σχοινιών . . . . .	29
3.2.1	Διαδικασία Δημιουργίας Σχοινιών . . . . .	31
3.3	Ενίσχυση της Ακμής Εκφυγής του Αετού . . . . .	33
3.4	Επιλογή Υλικών . . . . .	34
3.4.1	Φουσκωτοί Σωλήνες . . . . .	34
3.4.2	Πανιά . . . . .	34
3.4.3	Σχοινιά . . . . .	35
3.5	Υπολογισμός Βάρους Αετού . . . . .	36
<b>4</b>	<b>CFD Ανάλυση Αετού</b>	<b>39</b>
4.1	Υπολογιστικό Πλέγμα . . . . .	39
4.1.1	Διαχωρισμός του Ορίου σε Patches . . . . .	45
4.2	Επίλυση της Ροής . . . . .	47
4.2.1	Δεδομένα και Οριακές Συνθήκες . . . . .	47
4.2.2	Αποτελέσματα CFD ανάλυσης . . . . .	49
<b>5</b>	<b>Δομικό Μοντέλο Αετού (FEM)</b>	<b>53</b>
5.1	Δημιουργία Δομικού Μοντέλου . . . . .	53
5.1.1	Μετατροπή Γεωμετρίας Αετού σε Στοιχεία . . . . .	53
5.1.2	Σύνδεση Σωλήνων και Πανιών . . . . .	56
5.1.3	Σύνδεση Σωλήνων και Σχοινιών . . . . .	58
5.1.4	Προσθήκη Εσωτερικών Δίσκων . . . . .	58
5.1.5	Εσωτερική Πίεση Φουσκωτών Σωλήνων . . . . .	60
5.1.6	Ορισμός Οριακών Συνθηκών . . . . .	61
5.1.7	Μελέτη Ανεξαρτησίας Πλέγματος . . . . .	62
5.1.8	Συnergασία του ANSYS-WB με το ANSYS-APDL . . . . .	63
5.2	Επίλυση FEM . . . . .	64
<b>6</b>	<b>Αεροδομική ανάλυση (FSI)</b>	<b>67</b>

6.1	Διαδικασία Σύζευξης Δομικού και Αεροδυναμικού Τμήματος . . . . .	67
6.1.1	Προσαρμογή CFD Πλέγματος . . . . .	68
6.2	Αποτελέσματα Αεροδομικής Ανάλυσης (FSI) . . . . .	69
<b>7</b>	<b>Βελτιστοποίηση Αετού</b>	<b>77</b>
7.1	Βηματική Βελτιστοποίηση . . . . .	78
7.2	Δημιουργία Επιφανειακού Πλέγματος Αναφοράς . . . . .	80
7.2.1	Υποστηρικτικοί Σωλήνες . . . . .	81
7.2.2	Πανιά και Σωλήνας Προσβολής . . . . .	83
7.2.3	Διαδικασία Σύνθεσης Επιμέρους Επιφανειακών Πλεγμάτων . . . . .	84
7.3	Αποτελέσματα Διαδικασίας Βελτιστοποίησης . . . . .	88
7.3.1	Αρχική Διάμετρος του Σωλήνα Προσβολής . . . . .	88
7.3.2	Μετωπική Ακτίνα Καμπυλότητας . . . . .	90
7.3.3	Ακτίνα Καμπυλότητας Κάτοψης . . . . .	91
7.3.4	Μήκος Χορδής στο Επίπεδο Συμμετρίας . . . . .	93
7.3.5	Ακτίνα Καμπυλότητας Ακμής . . . . .	94
7.4	Σύνοψη Αποτελεσμάτων Διαδικασίας Βελτιστοποίησης . . . . .	97
<b>8</b>	<b>Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα</b>	<b>99</b>
8.1	Προτάσεις για Μελλοντική Έρευνα . . . . .	100
	<b>Βιβλιογραφία</b>	<b>101</b>



# Κεφάλαιο 1

## Εισαγωγή

### 1.1 Αετοί Αετοσανίδας

#### 1.1.1 Το Άθλημα της Αετοσανίδας

Οι αετοί, που θα αναλυθούν στη συγκεκριμένη διπλωματική εργασία, χρησιμοποιούνται στο θαλάσσιο άθλημα αετοσανίδας, στο οποίο ο αθλητής διαθέτει τη σανίδα, τη μπάρα, τη ζώνη και τον αετό. Η σανίδα, η μπάρα και η ζώνη παρουσιάζονται στο σχήμα 1.1. Πάνω στη ζώνη, την οποία φορά ο αετοσανιδιστής, γαντζώνεται η μπάρα, δηλαδή τα σχοινιά, τα οποία είναι συνδεδεμένα με τον αετό. Ο αθλητής, με τη μπάρα, μετακινεί τα πλαϊνά σχοινιά (οδηγά σχοινιά) και κατευθύνει τον αετό έτσι ώστε να κινηθεί με τη σανίδα πάνω στην επιφάνεια του νερού (να πλανάει) όπως απεικονίζεται στο σχήμα 1.2.



Σχήμα 1.1: Σανίδα [1], μπάρα [2] και ζώνη [3] από τα αριστερά προς τα δεξιά.

Το άθλημα της αετοσανίδας έχει ανακαλυφθεί πρόσφατα. Πιο συγκεκριμένα, στις αρχές του 1980 πραγματοποιήθηκε η ανακάλυψη του πρώτου μοντέλο αετού, το οποίο χρησιμοποιήθηκε σε συνδυασμό με τη σανίδα για να «πλανάρει» πάνω στο νερό [4]. Πολύ γρήγορα, όμως, το άθλημα αυτό έγινε γνωστό με αποτέλεσμα, στις αρχές του 20ου αιώνα, να είναι ένα από τα πιο γνωστά θαλάσσια αθλήματα. Η ραγδαία εξέλιξη της αετοσανίδας φανερώνεται από το γεγονός ότι, στη σημερινή εποχή, έχει ενταχθεί ως επίσημο άθλημα των Ολυμπιακών αγώνων (2024) [5].



**Σχήμα 1.2:** Αναπαράσταση αθλήματος αετοσανίδας.



### 1.1.2 Κατηγορίες Αετών Αετοσανίδας

Οι αετοί, που χρησιμοποιούνται στο άθλημα της αετοσανίδας, διαχωρίζονται σε δύο κατηγορίες. Στην πρώτη κατηγορία εντάσσονται οι αετοί **Open Cell (OC)** ή **foil kites** και ένας αντίστοιχος αετός παρουσιάζεται στο σχήμα 1.4. Οι αετοί OC ποιοτικά αποτελούνται από κύλινδρους, οι οποίοι είναι τοποθετημένοι ο ένας δίπλα στον άλλο, όπως φαίνεται στο σχήμα 1.5, και βρίσκονται εσωτερικά μιας μεμβρανοειδούς θήκης, καλύπτοντας, έτσι, όλη την επιφάνεια του αετού. Οι κύλινδροι διαθέτουν άνοιγμα στην ακμή προσβολής (open cells) του αετού, με αποτέλεσμα να φουσκώνουν εσωτερικά με αέρα στην πίεση του περιβάλλοντος. Συνεπώς, είναι εξαιρετικά εύκαμπτοι και χάνουν πολύ εύκολα το σχήμα τους σε περίπτωση που η σχετική ταχύτητα (η ταχύτητα του αετού σε σχέση με την ταχύτητα του ανέμου) μειωθεί αρκετά [6].

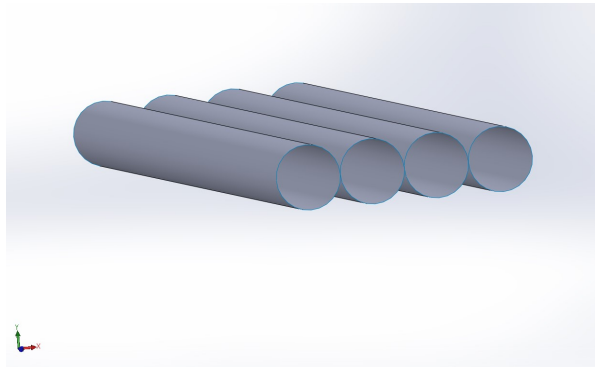


Σχήμα 1.3: Αετός *Leading Edge Inflatable* [7].



Σχήμα 1.4: Αετός *Open Cell* [8].

Στη δεύτερη κατηγορία, η οποία είναι και αυτή που θα αναλυθεί στη συγκεκριμένη εργασία, εντάσσονται οι αετοί **Leading Edge Inflatable (LEI)**, των οποίων ένα τυπικό μοντέλο απεικονίζεται στο σχήμα 1.3. Στους LEI αετούς η κύρια αεροδυναμική δομή είναι από μεμβράνη (πανί), και το σχήμα τους είναι τοξοειδές κατά το εκπέτασμα. Η μεμβράνη συγκρατείται από τον σκελετό που αποτελείται από κύλινδρους που εσωτερικά εμπεριέχουν αεροθαλάμους. Οι κύλινδροι με τους εσωτερικούς αεροθαλάμους, για λόγους συνοχής, θα ονομαστούν σωλήνες του σκελετού. Ο σκελετός αποτελείται από έναν φουσκωτό σωλήνα κατά μήκος της ακμής προσβολής και από φουσκωτούς σωλήνες, που εκτείνονται από την ακμή προσβολής προς την ακμή εκβολής. Στη συγκεκριμένη κατηγορία, οι σωλήνες φουσκώνουν τεχνητά από τον αετοσανιδιστή με υπερπίεση (άνω της ατμοσφαιρικής) περίπου 0.5 bar, που είναι μια τυπική εσωτερική πίεση σε τέτοιου είδους αετούς. Επομένως, είναι λιγότερο εύκαμπτοι από την προηγούμενη κατηγορία αλλά το βάρος τους είναι μεγαλύτερο.



**Σχήμα 1.5:** Ποιοτική απεικόνιση κυλίνδρων εσωτερικά της μεμβράνης ενός *Open Cell* αετού.

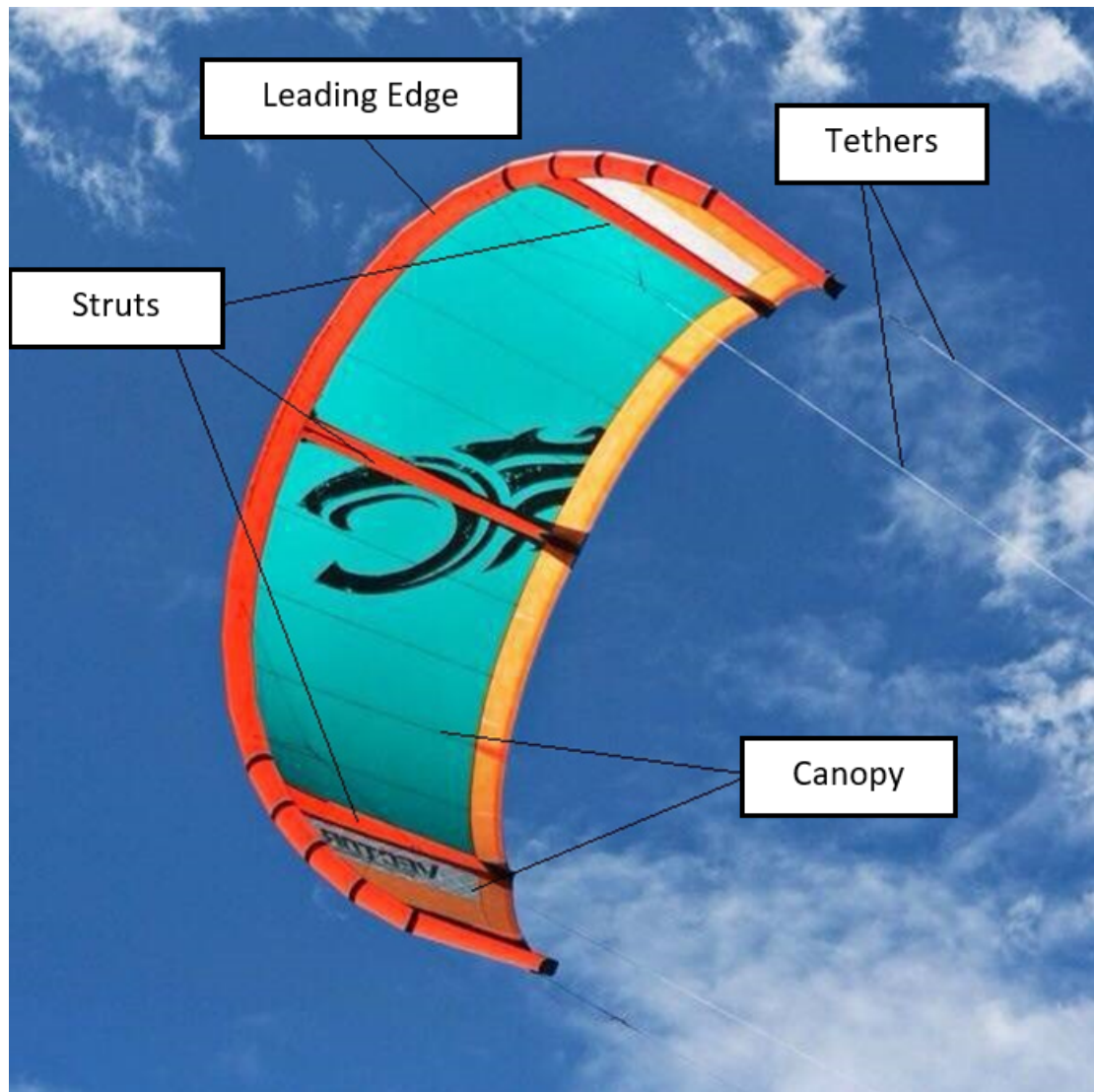
### 1.1.3 Χρήση των Αετών Αετοσανίδας

Όσον αφορά τη χρήση τους, οι αετοί OC χρησιμοποιούνται περισσότερο σε συνθήκες χαμηλού ανέμου (*light wind*) και σε αγώνες ταχύτητας, διότι έχουν πολύ χαμηλό βάρος σε σχέση με τους αετούς LEI και μπορούν να αναπτύξουν μεγαλύτερη ταχύτητα πλεύσης. Αντιθέτως, η χρήση των αετών LEI παρατηρείται σε όλες τις συνθήκες ανέμου, λόγω της ταχύτερης, σε σχέση με τους αετούς OC, απόκρισης στην είσοδο που δίνει ο αετοσανιδιστής μέσω των οδηγών σχοινιών (*steering lines*), συνεπώς, καλύτερο έλεγχο. Η διαφορά στο βάρος οφείλεται, όπως αναφέρεται στην εργασία [6], στους φουσκωτούς αεροθαλάμους που δεν διαθέτουν οι αετοί OC. Οι αετοί LEI προτιμώνται έναντι των OC για χρήση στο νερό, όπως λίμνη ή θάλασσα, διότι, σε περίπτωση που χαθεί ο έλεγχος και ο αετός πέσει στο νερό, ο LEI αετός μπορεί να επιπλεύσει και να ξαναγίνει απογείωση του αετού από το νερό. Από την άλλη πλευρά, ο OC αετός δεν μπορεί να επιπλεύσει και δεν μπορεί να γίνει απογείωση του αετού σε περίπτωση που πέσει στο νερό. Παρόλα αυτά, υπάρχει συνεχής βελτίωση των αετών αυτών, ώστε να φτάσουν στο σημείο να μην επηρεάζονται από το νερό. Σήμερα, έχουν προστεθεί βαλβίδες στην ακμή εκφυγής, οι οποίες εμποδίζουν την εξαγωγή του αέρα από το εσωτερικό των κυλίνδρων, αλλά ανοίγουν σε περίπτωση που εισέλθει νερό στον κύλινδρο, έτσι ώστε να μην βουλιάζουν εξαιτίας του [9].

### 1.1.4 Δομικά Μέρη Αετού Αετοσανίδας

Ένας αετός LEI αποτελείται από τα εξής μέρη όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 1.6:

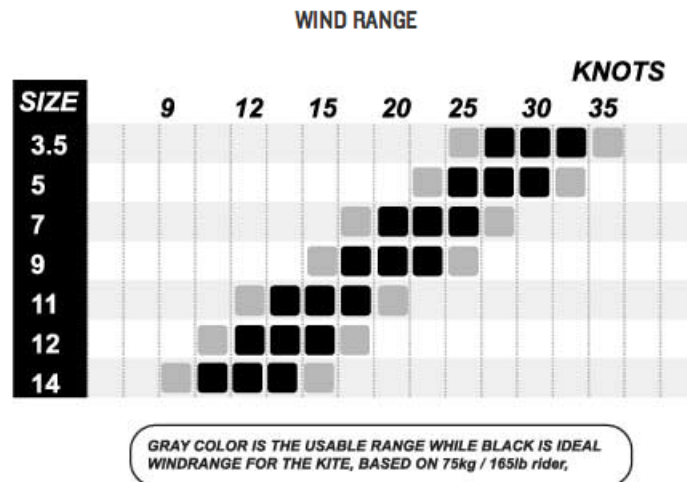
- Leading edge (φουσκωτός σωλήνας προσβολής)
- Struts (φουσκωτοί υποστηρικτικοί σωλήνες)
- Canopy (πανί)
- Tethers (σχοινιά)



Σχήμα 1.6: Δομικά μέρη ενός LEI αετού [7].

### 1.1.5 Μεγέθη Αετών Αετοσανίδας

Οι αετοί κατηγοριοποιούνται ανάλογα με το μέγεθος τους (εμβαδόν πανιού), έτσι ώστε ο αναβάτης να μπορεί να επιλέξει ανάλογα με την ένταση του ανέμου και το βάρος του, τη δύναμη που θέλει να έχει για τη μετακίνηση του πάνω στο νερό. Το μέγεθος τους κυμαίνεται προσεγγιστικά από  $2m^2$  έως  $16m^2$ , όπως αναφέρεται στην εργασία [6]. Ποιοτικά, όσο μεγαλύτερος είναι ο αετός τόσο μεγαλύτερη είναι η άνωση του και, άρα, χρησιμοποιείται σε χαμηλότερες εντάσεις ανέμου. Στο σχήμα 1.7 παρουσιάζεται το εύρος ταχύτητας ανέμου (wind range), ενός μοντέλου αετού για αετοσανιδιστή μάζας 75 kg, στο οποίο μπορεί ο αετός να χρησιμοποιηθεί από τον αναβάτη. Σε υψηλότερες εντάσεις ανέμου από τις προσδιοριζόμενες ο αναβάτης χάνει τον πλήρη έλεγχο του αετού λόγω μεγάλης δύναμης άνωσης. Αντίθετα, σε χαμηλότερες εντάσεις ανέμου, η δύναμη άνωσης δεν είναι αρκετή ώστε ο αετοσανιδιστής να μετακινηθεί πάνω στην επιφάνεια του νερού.



**Σχήμα 1.7:** Εύρος ταχύτητας ανέμου (wind range) ενός μοντέλου LEI αετού ανάλογα με το μέγεθός του [10]. Η αριστερή στήλη δίνει τα τετραγωνικά μέτρα του εμβαδού του αετού. Το γκρι χρώμα αντιπροσωπεύει ότι ο αετός μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε αυτές τις συνθήκες ανέμου ενώ το μαύρο χρώμα αντιπροσωπεύει ότι οι συνθήκες είναι οι βέλτιστες, για αετοσανιδιστή μάζας 75 kg.

## 1.2 Στόχος της Διπλωματικής Εργασίας

Στόχος της διπλωματικής εργασίας αυτής είναι να δημιουργηθεί ένα λογισμικό, χρησιμοποιώντας και ενορχηστρώνοντας κατάλληλα υπάρχουσες-συνιστώσες-λογισμικά, που θα πραγματοποιεί συνδυασμένη αεροδυναμική και δομική (Fluid-Structure Interaction, FSI) ανάλυση ενός LEI αετού. Ο αετός σχεδιάζεται σε λογισμικό CAD έτσι ώστε να

αναλυθεί η απόδοση του μέσω του λογισμικού που δημιουργήθηκε και, τέλος, να γίνει βελτιστοποίηση μορφής του αετού. Η βελτιστοποίηση θα γίνει με στόχο τον σχεδιασμό ενός αποδοτικότερου αετού. Σημειώνεται ότι περισσότερο αποδοτικός αετός θεωρείται ο αετός με τον μεγαλύτερο λόγο άνωσης προς οπισθέλκουσα και, παράλληλα, το βάρος του αετού να μην αυξάνεται σημαντικά.

Για να επιτευχθούν τα παραπάνω αναζητήθηκαν δεδομένα από σχετικές εργασίες, που πραγματοποιήθηκαν σε αετούς αετοσανίδας (εργασία [11]), και ηλεκτροπαραγωγής (εργασίες [6],[12],[13]) καθώς και σε UAV με φουσκωτές πτέρυγες (εργασία [14]), για τις οποίες θα γίνει αναφορά στα επόμενα κεφάλαια. Αξίζει να αναφερθεί ότι τα περισσότερα δεδομένα αφορούν αετούς που χρησιμοποιούνται για ηλεκτροπαραγωγή, διότι στους περισσότερους αετούς αετοσανίδας, κάθε σχεδιασμός συνήθως πραγματοποιείται με τη μέθοδο δοκιμής και σφάλματος, λόγω του χαμηλού κόστους τους και της εύκολης παραγωγή τους [6]. Αντίθετα, σε αετούς ηλεκτροπαραγωγής, εξαιτίας των πολύ αυστηρών προδιαγραφών και του υψηλού κόστους, η δημιουργία πρωτοτύπων, για να αναπτυχθεί ένα ικανοποιητικό μοντέλο αετού, θα κατέληγε σε πολύ μεγάλο αριθμό πρωτοτύπων, άρα, απαιτούνται υπολογιστικά μοντέλα που να προσεγγίζουν σε μεγάλο βαθμό την πραγματικότητα [6].

## 1.3 Αεροδομική Ανάλυση (FSI)

Σε προβλήματα αεροδομικής ανάλυσης (Fluid-Structure Interaction, FSI), οι αεροδυναμικές φορτίσεις και οι παραμορφώσεις του δομικού μοντέλου είναι ισχυρά συζευγμένες. Αυτό σημαίνει ότι, η αεροδυναμική φόρτιση παραμορφώνει το μοντέλο σε τέτοιο βαθμό ώστε να μεταβάλλει την ίδια αεροδυναμική φόρτιση.

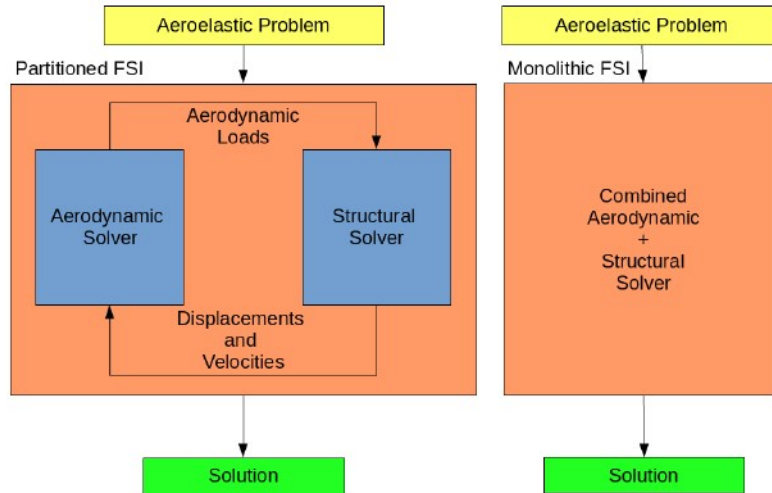
Επειδή ο LEI αετός είναι αρκετά εύκαμπτος, η εν πτήσει συμπεριφορά του είναι ένα κλασικό πρόβλημα FSI.

### 1.3.1 Άμεσα (monolithic) και Έμμεσα (partitioned) Συζευγμένοι FSI Επιλύτες

Οι επιλύτες FSI μπορούν να διαχωριστούν σε δύο κατηγορίες: στους άμεσα συζευγμένους (monolithic) και στους έμμεσα συζευγμένους (partitioned) επιλύτες, όπως αναφέρεται στην εργασία [15].

Σε έναν επιλύτη άμεσης σύζευξης (monolithic) FSI, ολόκληρη η αεροελαστική συμπεριφορά του συστήματος μοντελοποιείται με ένα σύστημα εξισώσεων, οι οποίες συμπεριλαμβάνουν το δομικό σύστημα και το αεροελαστικό σύστημα. Εκ των πραγμάτων, αυτά τα δύο συστήματα είναι συζευγμένα και λύνονται ταυτόχρονα.

Αντιθέτως, σε έναν επιλύτη έμμεσης σύζευξης FSI, το αεροελαστικό μοντέλο διαχωρίζεται σε δύο διαφορετικά μοντέλα. Το πρώτο μοντέλο αποτελείται από το αεροδυναμικό



**Σχήμα 1.8:** Σχηματική αναπαράσταση δομής έμμεσου (*partitioned*) και άμεσου (*monolithic*) FSI επιλύτη [12].

τμήμα και το δεύτερο αποτελείται από το δομικό τμήμα. Τα δύο μοντέλα ανταλλάσσουν πληροφορίες αλλά δεν επηρεάζουν τη μορφή του συστήματος εξισώσεων του καθενός. Πιο συγκεκριμένα, τα διακριτά αυτά πεδία αλληλεπιδρούν μέσω καλά ορισμένων “διεπιφανειών”, οι οποίες αντιμετωπίζονται ως ειδικού τύπου οριακές συνθήκες. Αφού οι οριακές συνθήκες έχουν προσδιοριστεί, το αεροδυναμικό μοντέλο υπολογίζει το πεδίο πιέσεων για μια δοσμένη γεωμετρία και το δομικό μοντέλο υπολογίζει την παραμόρφωση για την υπολογισθείσα κατανομή φόρτισης στη διεπιφάνεια. Θεωρείται ότι, κατά τον υπολογισμό των αεροδυναμικών δυνάμεων, η παραμόρφωση δεν μεταβάλλεται και, αντίστοιχα, κατά τον υπολογισμό των παραμορφώσεων, οι αεροδυναμικές δυνάμεις είναι σταθερές. Σε έναν επιλύτη FSI έμμεσης σύζευξης απαιτείται η ύπαρξη μηχανισμού σύζευξης για την ένωση του δομικού και του αεροδυναμικού επιλύτη, για να εξασφαλισθεί η συνεπής εφαρμογή των συνθηκών στη διεπιφάνεια καθ’ όλη τη διάρκεια επίλυσης.

### 1.3.2 Πλεονεκτήματα και Μειονεκτήματα Άμεσων και Έμμεσων Συζευγμένων Επιλυτών

Το προτέρημα των επιλυτών άμεσης σύζευξης είναι ότι μπορούν να εξατομικευτούν συγκεκριμένα σε ένα πρόβλημα καθώς και να μοντελοποιηθεί κάθε είδους επίδραση “διεπιφανείας”. Παρόλα αυτά, είναι πιο δύσκολο να χρησιμοποιηθεί ο συγκεκριμένος επιλύτης σε ένα νέο φυσικό πρόβλημα και είναι αρκετά δυσκολότερο να ενημερωθεί ο επιλύτης για να μπορέσει να αντικατοπτρίσει τις ιδιαιτερότητες του πεδίου.

Το πλεονέκτημα ενός έμμεσου επιλύτη FSI είναι η ευελιξία ανανέωσης των δομικών

και ρευστοδυναμικών επιλυτών που περιέχει. Δηλαδή, ο μηχανικός μπορεί να αλλάζει τον αεροδυναμικό ή τον ρευστοδυναμικό επιλύτη ανάλογα με τις ανάγκες του. Έτσι, με την ευελιξία της έμμεσης επίλυσης FSI μπορούν να προσδιοριστούν συνθήκες για την τήρηση της ισορροπίας ανάμεσα στην ακρίβεια του μοντέλου και την ταχύτητα επίλυσης. Άρα η έμμεση σύζευξη υπερτερεί ως προς την ευκολία εξέλιξης και αναβάθμισης κάθε συνιστώσας του λογισμικού.

Στη διπλωματική εργασία αυτή, χρησιμοποιείται σχήμα έμμεσης σύζευξης των συνιστωσών του, για να γίνει χρήση του κώδικα PUMA [16],[17], ο οποίος έχει αναπτυχθεί στη Μονάδα Παράλληλης Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής & Βελτιστοποίησης της Σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών ΕΜΠ. Ο συγκεκριμένος κώδικας επιλύει την τυρβώδη συμπιεστή ροή γύρω από τον αετό. Μαζί του, θα συζευχθεί ένα εμπορικό λογισμικό για τη δομική ανάλυση.

## 1.4 Δομή της Διπλωματικής Εργασίας

Η διπλωματική αυτή εργασία δομείται ως εξής:

- Στο κεφάλαιο 2, παρουσιάζεται ο σχεδιασμός του αετού και οι γεωμετρικές παράμετροι που το καθορίζουν.
- Στο κεφάλαιο 3, περιγράφονται τα χαρακτηριστικά του συστήματος αετού-σχοινιών, όπως η γεωμετρία των σχοινιών, η ενίσχυση της ακμής εκφυγής και η επιλογή των υλικών.
- Στο κεφάλαιο 4, παρουσιάζεται η CFD ανάλυση του αετού που αποτελείται από το CFD πλέγμα, τον ορισμό των διάφορων παραμέτρων και οριακών συνθηκών για την επίλυση της ροής και τα αποτελέσματα.
- Στο κεφάλαιο 5, περιγράφεται το δομικό μοντέλο του αετού, στο οποίο καθορίζονται τα υλικά, οι οριακές συνθήκες και η φόρτιση και, παράλληλα, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της επίλυσης του.
- Στο κεφάλαιο 6, παρουσιάζεται η FSI ανάλυση, στην οποία αναπτύσσεται ο τρόπος σύζευξης του δομικού και του αεροδυναμικού τμήματος και εξάγονται τα σχετικά αποτελέσματα.
- Στο κεφάλαιο 7, ως εφαρμογή των ανωτέρω, εφαρμόζεται σταδιακή βελτιστοποίηση στον αετό και παρουσιάζονται τα σχετικά αποτελέσματα.
- Στο κεφάλαιο 8, συνοψίζονται τα αποτελέσματα της διπλωματικής εργασίας, εξάγονται συμπεράσματα και γίνονται προτάσεις για ενδεχόμενη συνέχιση αυτής της εργασίας.





## Κεφάλαιο 2

### Σχεδιασμός Αετού

Το παρόν κεφάλαιο αποτελεί μια εισαγωγή στο μοντέλο του αετού, το οποίο σχεδιάστηκε και βελτιώθηκε στο πλαίσιο της διπλωματικής εργασίας. Στοχεύει στον πλήρη καθορισμό της γεωμετρίας του αετού και στην παρουσίαση των γεωμετρικών παραμέτρων του.

#### 2.1 Διαδικασία Σχεδιασμού του Αετού

Πρωταρχικός στόχος αυτής της εργασίας αποτελεί ο σχεδιασμός της γεωμετρίας του αετού σε λογισμικό CAD, ώστε να προκύψει το σχήμα του. Το σχήμα σε μορφή CAD θα χρησιμοποιηθεί ταυτόχρονα για τη δημιουργία του δομικού και του αεροδυναμικού πλέγματος, που αποτελούν τον κορμό της εργασίας αυτής. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό SolidWorks, για το οποίο παρέχεται άδεια από τη Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών του ΕΜΠ.



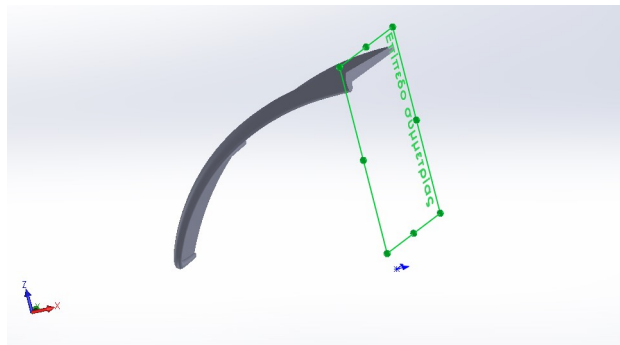
Σχήμα 2.1: LEI αετός που χρησιμοποιήθηκε ως αναφορά [7].

Ο αετός, που επιλέχθηκε να σχεδιαστεί, είναι ένας LEI αετός μεγέθους  $11 \text{ m}^2$ , που χρησιμοποιείται στο άθλημα της αετοσανίδας. Ο λόγος για τον οποίο επιλέχθηκε το συγκεκριμένο μέγεθος αετού είναι διότι έχει ονομαστική ταχύτητα ανέμου  $15 \text{ knots}$  ( $7.7 \text{ m/s}$ ), όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 1.7. Επισημαίνεται ότι, η ονομαστική ταχύτητα ανέμου επιλέγεται να κρατηθεί σε χαμηλά επίπεδα ώστε η ανάλυση FSI να έχει μεγαλύτερη πιθανότητα σύγκλισης. Το μοντέλο αετού που σχεδιάστηκε αποτελεί προσέγγιση του αετού που παρουσιάζεται στο σχήμα 2.1.

### 2.1.1 Σχεδιασμός Σωλήνα Προσβολής (LE)

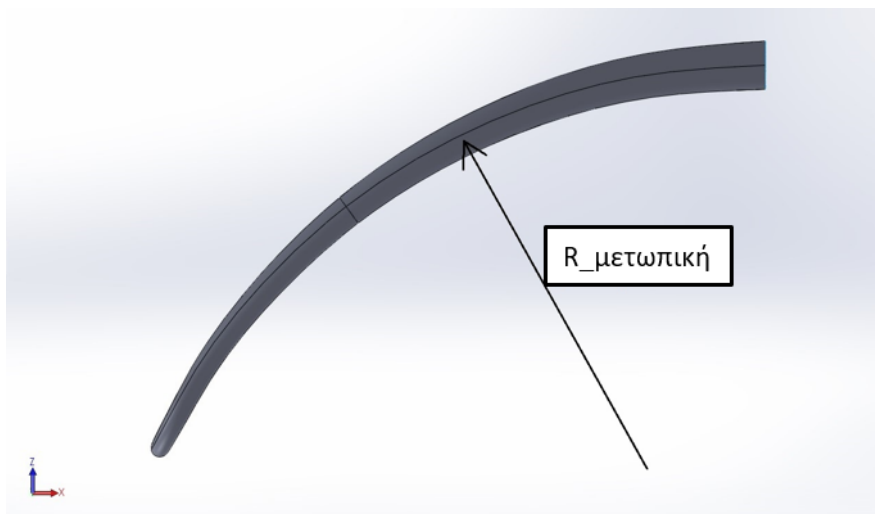
Κύριος παράγοντας για τη γεωμετρική αναπαράσταση του αετού αποτελεί ο σωλήνας προσβολής. Η καμπύλη, που ορίζει τον άξονα συμμετρίας του σωλήνα προσβολής (LE), έχει περίπλοκη τρισδιάστατη γεωμετρία. Για το λόγο αυτό, η δημιουργία της συγκεκριμένης καμπύλης επιτυγχάνεται συνθέτοντας επιμέρους καμπύλες. Καθεμία από τις επιμέρους καμπύλες ορίζει συγκεκριμένη παράμετρο του σωλήνα προσβολής και σχεδιάστηκαν σε περιβάλλον Solidworks. Παρακάτω, θα παρουσιαστεί ο τρόπος δημιουργίας της κάθε καμπύλης ξεχωριστά και, τέλος, η σύνθεση τους.

Η γεωμετρία του αετού εμφανίζει συμμετρία ως προς το επίπεδο που ορίζεται για  $x = 0$  και για αυτό σχεδιάζεται το μισό μοντέλο του αετού (σχήμα 2.2).

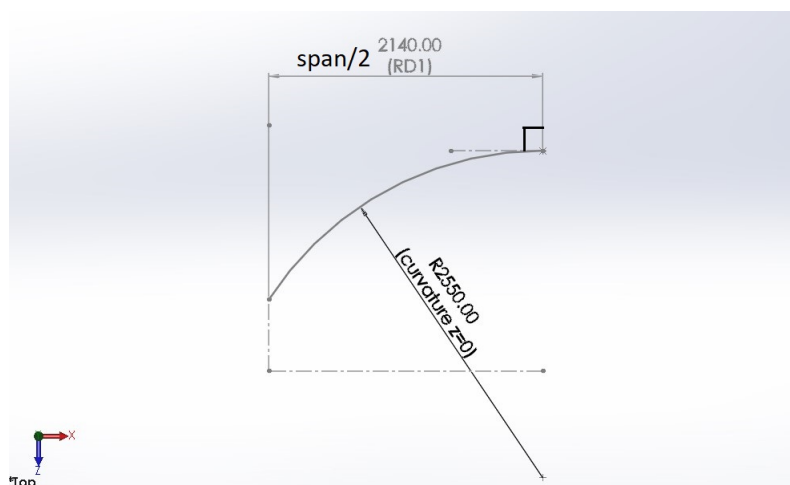


Σχήμα 2.2: Επίπεδο συμμετρίας αετού.

Η πρώτη καμπύλη ορίζει τη μετωπική ακτίνα καμπυλότητας του σωλήνα προσβολής (σχήμα 2.3). Για τη δημιουργία της καμπύλης μετωπικής ακτίνας καμπυλότητας, η οποία βρίσκεται στο επίπεδο που ορίζεται για  $y = 0$ , ορίζεται το αρχικό σημείο που βρίσκεται πάνω στο επίπεδο συμμετρίας ( $x = 0$ ). Στο ίδιο σημείο ορίζεται ότι η εφαπτόμενη της καμπύλης πρέπει να είναι κάθετη στο επίπεδο συμμετρίας. Στη συνέχεια, οριοθετείται η καμπύλη για  $x$  από μηδέν μέχρι το μισό του εκπετάσματος ( $x = span/2$ ). Χρησιμοποιώντας τις τρεις παραπάνω οριακές συνθήκες και επιβάλλοντας μία τιμή στην ακτίνα καμπυλότητας, προκύπτει η ζητούμενη καμπύλη, η οποία παρουσιάζεται στο σχήμα 2.4.

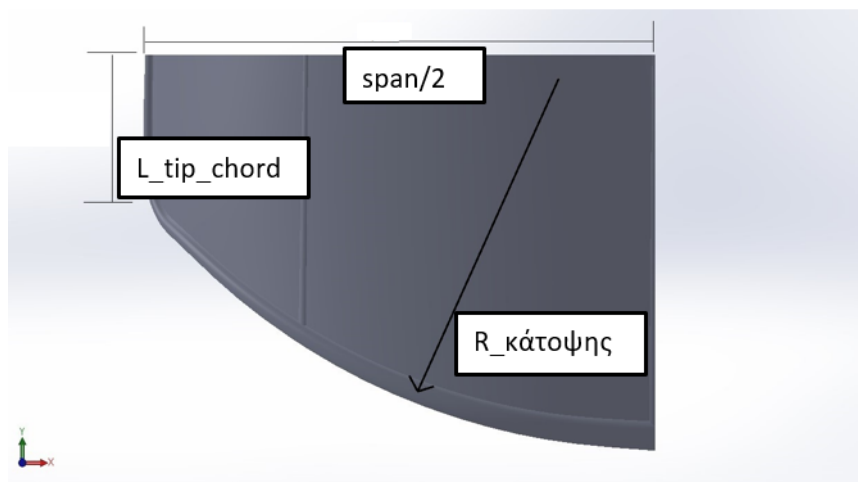


Σχήμα 2.3: Μετωπική ακτίνα καμπυλότητας σωλήνα προσβολής.

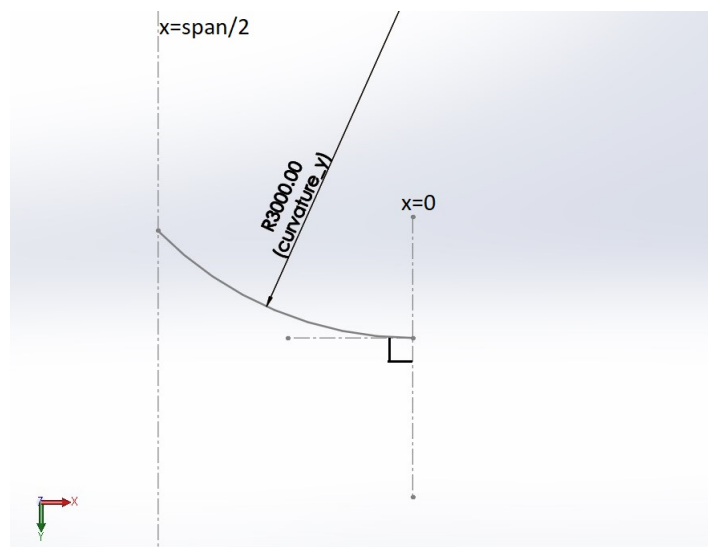


Σχήμα 2.4: Καμπύλη μετωπικής ακτίνας καμπυλότητας και οριακές συνθήκες.

Η δεύτερη καμπύλη ορίζει την ακτίνα καμπυλότητας της κάτοψης του σωλήνα προσβολής (σχήμα 2.5). Ομοίως με την προηγούμενη καμπύλη ορίζεται και η καμπύλη κάτοψης του σωλήνα προσβολής. Η συγκεκριμένη καμπύλη βρίσκεται στο επίπεδο  $z = 0$  και έχει αρχικό σημείο στο επίπεδο συμμετρίας ( $x = 0$ ). Η εφαπτόμενη της καμπύλης στο αρχικό σημείο είναι κάθετη στο επίπεδο συμμετρίας. Τέλος, ορίζεται το τελικό σημείο οριοθετώντας το  $x$  κατά το μισό του εκπετάσματος ( $x = span/2$ ). Χρησιμοποιώντας τις παραπάνω τρεις οριακές συνθήκες και επιβάλλοντας μία τιμή στην ακτίνα καμπυλότητας, προκύπτει η ζητούμενη καμπύλη, όπως φαίνεται στο σχήμα 2.6.

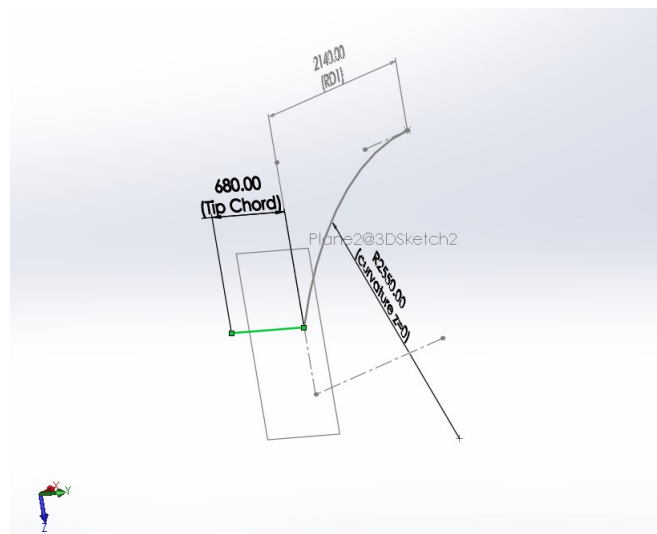


**Σχήμα 2.5:** Ακτίνα καμπυλότητας κάτοψης σωλήνα προσβολής, μήκος χορδής στο ακροπτερύγιο και το μισό του εκπετάσματος.



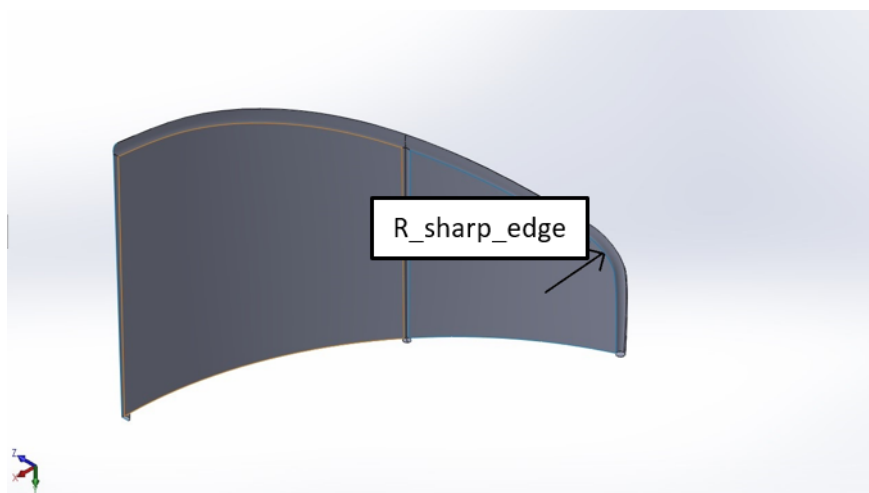
**Σχήμα 2.6:** Καμπύλη ακτίνας καμπυλότητας κάτοψης και οριακές συνθήκες.

Η τρίτη καμπύλη ορίζει τη χορδή του αετού στο ακροπτερύγιο, δηλαδή τη χορδή για  $x = span/2$  (σχήμα 2.5). Η καμπύλη του μήκους χορδής είναι ευθεία και βρίσκεται στο επίπεδο  $x = span/2$ . Το αρχικό σημείο της ευθείας είναι στο τελικό σημείο της καμπύλης μετωπικής ακτίνας καμπυλότητας και το τελικό σημείο βρίσκεται σε απόσταση ίση με το μήκος της αντίστοιχης χορδής κατά την κατεύθυνση αύξησης του  $y$ , όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 2.7.

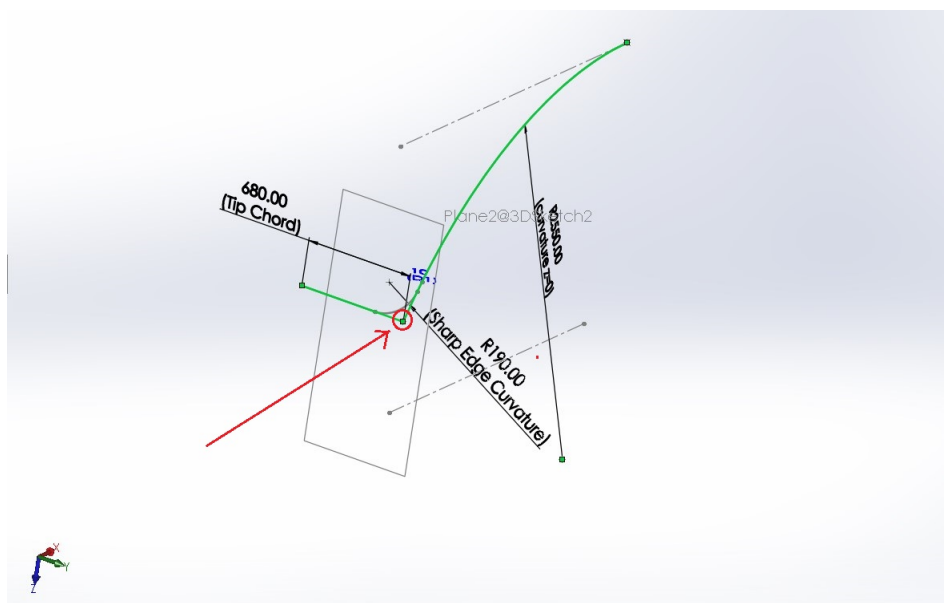


**Σχήμα 2.7:** Ευθεία που ορίζει το μήκος της χορδής στο ακροπτερύγιο με πράσινο χρώμα.

Τέλος, η τέταρτη καμπύλη ορίζει την ακτίνα καμπυλότητας, η οποία έχει αντικαταστήσει την ακμή που δημιουργείται σε αυτή την περιοχή (σχήμα 2.8). Ο λόγος ύπαρξης της παραπάνω ακμής είναι η μετάβαση από το επίπεδο που ορίζεται για σταθερό  $z$  στο επίπεδο που ορίζεται για σταθερό  $x$ . Πιο συγκεκριμένα, η ακμή βρίσκεται στο σημείο τομής της καμπύλη μετωπικής ακτίνας καμπυλότητας και της ευθείας που ορίζει το μήκος χορδής του ακροπτερυγίου, όπως φαίνεται στο σχήμα 2.9.



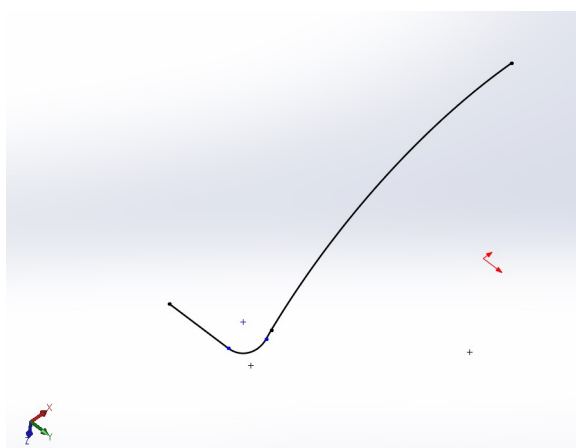
**Σχήμα 2.8:** Ακτίνα καμπυλότητας ακμής LE.



**Σχήμα 2.9:** Καμπύλη μετωπικής ακτίνας καμπυλότητας και χορδής ακροπερυγίου με πράσινο χρώμα και το σημείο τομής τους κυκλωμένο με κόκκινο χρώμα.

### 2.1.2 Σύνθεση Καμπυλών

Αρχικά, γίνεται σύνθεση τριών καμπυλών σε μία. Πιο συγκεκριμένα, συνθέτονται οι καμπύλες μετωπικής καμπυλότητας, καμπυλότητας ακμής και μήκους χορδής ακροπερυγίου. Η σύνθεση γίνεται με τη βοήθεια του λογισμικού SolidWorks. Η προκύπτουσα καμπύλη παρουσιάζεται στο σχήμα 2.10 και θα ονομαστεί καμπύλη μετώπου.



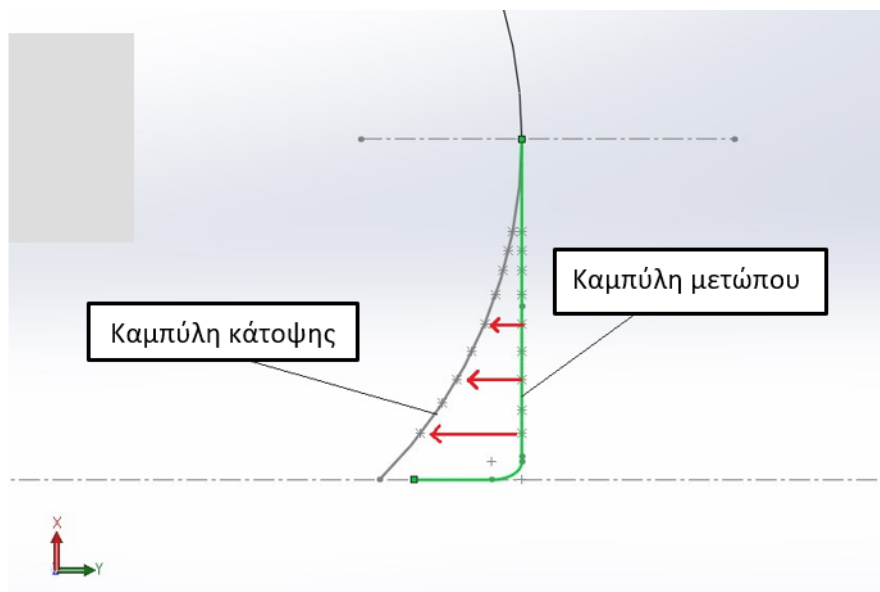
**Σχήμα 2.10:** Καμπύλη μετώπου.

Στη συνέχεια, πραγματοποιείται η σύνθεση της καμπύλης μετώπου (σχήμα 2.10) και της καμπύλης καμπυλότητας κάτωφης (σχήμα 2.6). Η καμπύλη καμπυλότητας κάτωφης, χάριν συντομίας, θα ονομαστεί καμπύλη κάτωφης. Οι δύο παραπάνω καμπύλες περιγράφονται με 100 σημεία η καθεμία. Η αναπαράσταση των σημείων γίνεται με τη διαδικασία Re-

ference Points του SolidWorks. Κατ' αυτήν, επιλέγεται μία καμπύλη και ο αριθμός των σημείων που απαιτεί ο χρήστης να αναπαρασταθούν πάνω στην καμπύλη αυτή. Το αποτέλεσμα είναι να κατανεμηθούν τα σημεία σε ίσες αποστάσεις πάνω στην καμπύλη. Ο μέγιστος αριθμός σημείων ανά καμπύλη είναι 100, που είναι και ο αριθμός σημείων που επιλέχθηκε εδώ.

Η διαδικασία σύνθεσης των δύο παραπάνω καμπυλών επιτυγχάνεται με την παρακάτω λογική.

Η καμπύλη κάτοψης περιέχει σημεία που βρίσκονται στο επίπεδο  $xy$  ( $z = 0$ ). Παράλληλα, η καμπύλη μετώπου έχει στο μεγαλύτερο της μέρος σημεία που βρίσκονται στο επίπεδο  $xz$  ( $y = 0$ ). Για το λόγο αυτό, επιλέγεται να προστεθούν μέσω συγκεκριμένης διαδικασίας οι τιμές του  $y$  των συντεταγμένων των σημείων της καμπύλης κάτοψης στα σημεία της καμπύλης μετώπου με αντίστοιχες τιμές του  $x$ . Επομένως, για κάθε σημείο της καμπύλης μετώπου υπολογίζεται το κοντινότερο σημείο σχετικά με την τιμή του  $x$  της καμπύλης κάτοψης και η τιμή του  $y$  του σημείου αυτού προστίθεται στη συντεταγμένη  $y$  της καμπύλης μετώπου σχήμα 2.11.



Σχήμα 2.11: Ποιοτική αναπαράσταση μεταφοράς της καμπύλης μετώπου κατά  $y$ .

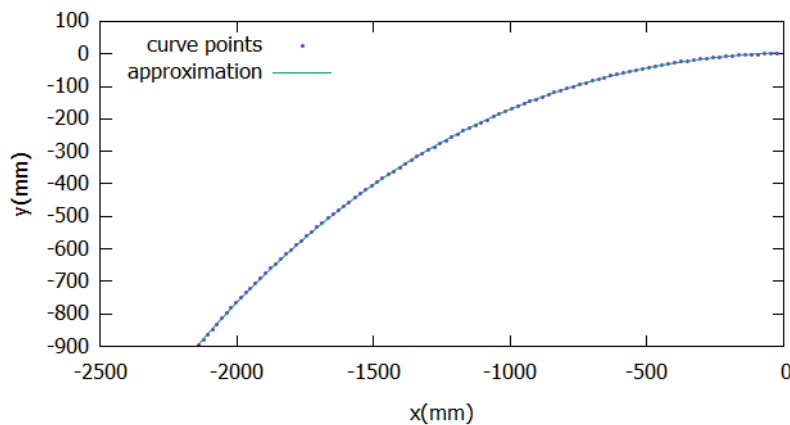
Η παραπάνω διαδικασία, με κάποιες προσθήκες, αναπτύχθηκε σε κώδικα γραμμένο στη γλώσσα προγραμματισμού C++.

### 2.1.3 Τελική Διαμόρφωση Καμπύλης

Σε αυτή την ενότητα, θα εξηγηθεί η λειτουργία του κώδικα που μεταφέρει την καμπύλη μετώπου για να δημιουργηθεί η τελική καμπύλη του άξονα συμμετρίας του σωλήνα προσβολής.

Αρχικά, χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος ελαχίστων τετραγώνων (MET), για να προσεγγιστούν τα σημεία της καμπύλης κάτοψης. Ο λόγος για τον οποίο γίνεται προσέγγιση των σημείων της καμπύλης κάτοψης και δεν χρησιμοποιούνται τα ίδια σημεία είναι επειδή τα σημεία δεν είναι αρκετά πυκνά κατανομημένα πάνω στην καμπύλη. Απαιτείται, λοιπόν, πύκνωση των σημείων έτσι ώστε, κατά τη διαδικασία εύρεσης των αντίστοιχων σημείων κατά  $x$ , το σφάλμα της διαφοράς συντεταγμένης  $x$  μετώπου και συντεταγμένης  $x$  κάτοψης να είναι όσο το δυνατόν μικρότερο. Όσο το σφάλμα τείνει στο μηδέν, τόσο η προκύπτουσα καμπύλη μετά τη σύνθεση είναι περισσότερο ομαλή.

Επιλέχθηκε τα σημεία της καμπύλης κάτοψης να προσεγγιστούν με πολυώνυμο τρίτου βαθμού. Η πύκνωση πραγματοποιήθηκε ώστε τα τελικά σημεία να είναι 1000. Το αποτέλεσμα της διαδικασίας παρουσιάζεται στο σχήμα 2.12.



**Σχήμα 2.12:** Υπολογιζόμενη καμπύλη τρίτου βαθμού με πράσινο χρώμα και σημεία καμπύλης κάτοψης με μοβ χρώμα. Οι διαφορές τους δεν είναι ορατές με γυμνό οφθαλμό.

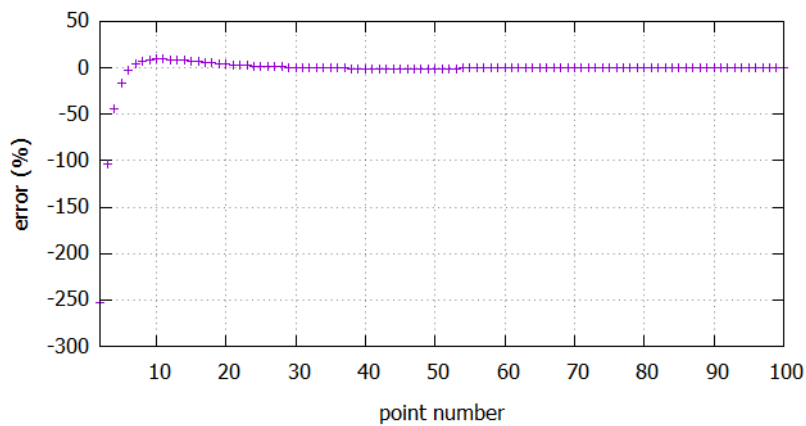
Το αντίστοιχο σφάλμα για κάθε σημείο παρουσιάζεται στο σχήμα 2.13.

Το σχετικό σφάλμα ορίζεται ως:

$$Error_i = \frac{app(i) - y_{point(i)}}{y_{point(i)}} \quad (2.1)$$

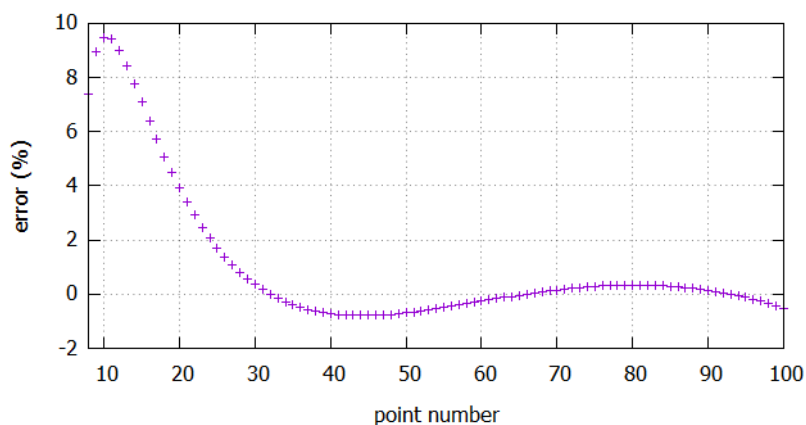
όπου  $app(i)$  είναι η τιμή προσέγγισης (approximation) για το  $i$  σημείο και  $y_{point(i)}$  είναι η τεταγμένη του  $i$  σημείου το οποίο προσεγγίζεται.





Σχήμα 2.13: Σχετικό σφάλμα προσέγγισης συναρτήσει κάθε σημείου.

Σχετικά με τη μεγάλη τιμή του σφάλματος στα αρχικά σημεία, εμφανίζεται διότι τα οχτώ πρώτα σημεία έχουν πολύ μικρή τεταγμένη ( $y < 5$ ) σε σχέση με τα υπόλοιπα σημεία, όπου το  $y$  είναι της τάξης του 100. Πιο συγκεκριμένα, το σφάλμα είναι πολύ μεγάλο γιατί ο παρανομαστής στην εξίσωση 2.1 είναι πολύ μικρός. Έτσι, αποκόπτοντας τα επτά αρχικά σημεία, το σφάλμα απεικονίζεται στο σχήμα 2.14. Παρόλα αυτά, αξίζει να σημειωθεί ότι δίνεται περισσότερη έμφαση στην εύρεση μιας ομαλής καμπύλης και λιγότερο στην εύρεση της καμπύλης με το λιγότερο σφάλμα. Ο λόγος για τον οποίο δεν δίνεται έμφαση στην ακρίβεια της παρεμβολής είναι επειδή τα αρχικά σημεία αποτελούν από μόνα τους μια προσέγγιση της γεωμετρίας και, έτσι, μία ακριβής παρεμβολή δεν θα είχε νόημα.



Σχήμα 2.14: Σχετικό σφάλμα προσέγγισης συναρτήσει κάθε σημείου με αποκοπή των πρώτων επτά σημείων.

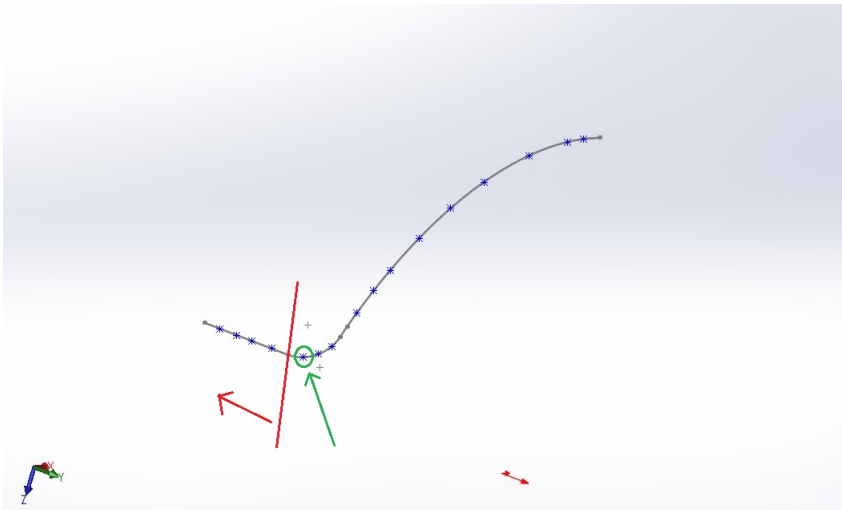
Έπειτα, υλοποιείται η μεταφορά της καμπύλης μετώπου κατά την κατεύθυνση  $y$ . Τα βήματα της διαδικασίας είναι τα εξής:

1.  $\forall i$  υπολογίζεται το αντίστοιχο  $j$  για το οποίο ελαχιστοποιείται η απόσταση:

$$f = |x_1(i) - x_2(j)|$$

όπου το  $x_1(i)$  αποτελεί τη συντεταγμένη σημείου  $i$  της καμπύλης μετώπου ( $\vec{r}_{\mu(i)} = (x_1(i), y_1(i), z_1(i))$ ) ενώ το  $x_2(j)$  αποτελεί τη συντεταγμένη σημείου  $j$  της καμπύλης κάτοψης ( $\vec{r}_{\kappa(j)} = (x_2(j), y_2(j), z_2(j))$ ).

Αναφέρεται ότι, για  $x_1(i) = span/2$ , το σημείο της καμπύλης μετώπου βρίσκεται πάνω στην ευθεία που ορίζει τη χορδή στο ακροπτερύγιο. Για τα σημεία που βρίσκονται πάνω στην ευθεία αυτή απαιτείται η μεταφορά τους κατά μία σταθερή τιμή κατά την κατεύθυνση  $y$  ( μεταφορά κατά  $y_0$ ). Η τιμή  $y_0$  είναι η μετατόπιση κατά  $y$  που δέχεται το σημείο της καμπύλης μετώπου που βρίσκεται στο προηγούμενο σημείο από το πρώτο σημείο πάνω στην ευθεία της χορδής του ακροπτερυγίου, όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 2.15.

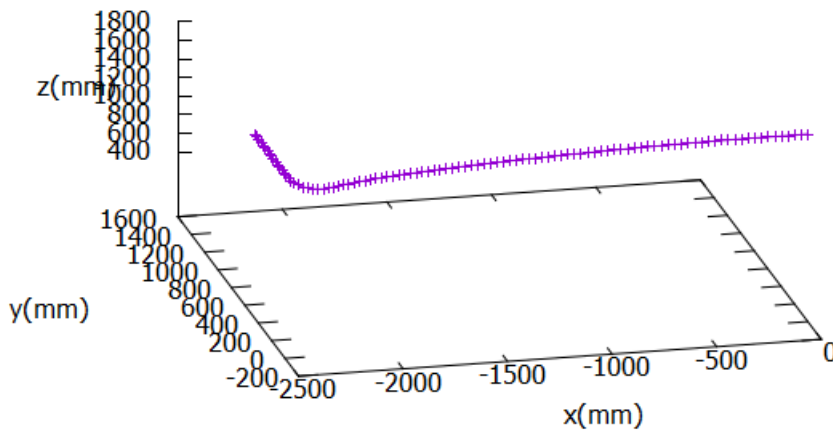


**Σχήμα 2.15:** Τα σημεία που βρίσκονται αριστερά της κόκκινης γραμμής μετατοπίζονται όλα κατά  $y = y_0$  όπου το  $y_0$  είναι η μετατόπιση που υπολογίστηκε για το σημείο που είναι κυκλωμένο με πράσινο χρώμα.

2. Αφού πραγματοποιηθεί ο υπολογισμός του σημείου του προηγούμενου βήματος στην τελική καμπύλη σύνθεσης, προστίθεται το σημείο  $r(i) = (x_1(i), y_1(i) + y, z_1(i))$ . Ο καθορισμός της τιμής του  $y$  διακρίνεται σε δύο περιπτώσεις:

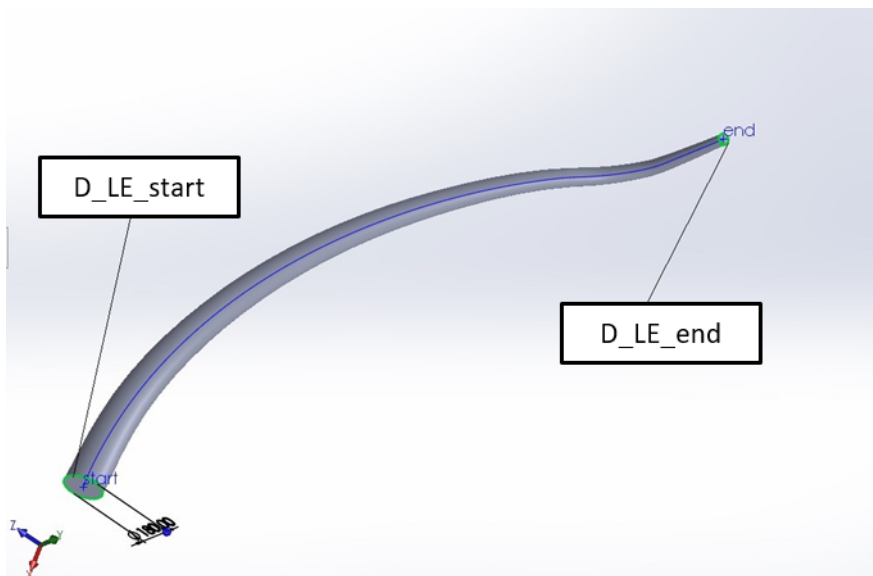
$$y = \begin{cases} y_2(j) & \text{αν } x_1(i) < span/2, \\ y_0 & \text{αν } x_1(i) = span/2. \end{cases}$$

Με την εφαρμογή των παραπάνω βημάτων προκύπτει η καμπύλη σύνθεσης που απεικονίζεται στο σχήμα 2.16.



Σχήμα 2.16: Σημεία καμπύλης άξονα συμμετρίας LE

Όσον αφορά τον σωλήνα προσβολής, επιλέγονται οι τιμές για τη διάμετρο της αρχής ( $D_{LE\_start}$ ) και του τέλους του ( $D_{LE\_end}$ ) και διαμορφώνεται η μορφή του, που παρουσιάζεται στο σχήμα 2.17.



Σχήμα 2.17: Γεωμετρία σωλήνα προσβολής LE

### 2.1.4 Σχεδιασμός Υποστηρικτικών Σωλήνων και Πανιών

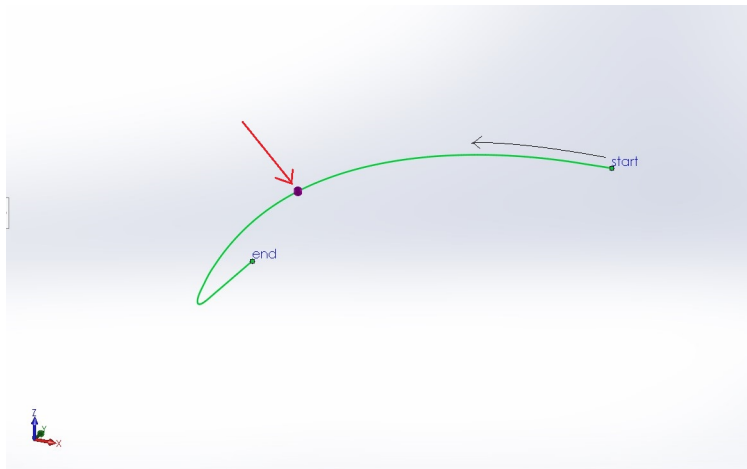
Για τον σχεδιασμό των υποστηρικτικών σωλήνων απαιτείται ο προσδιορισμός τριών παραμέτρων για τον καθένα. Οι παράμετροι απεικονίζονται στο σχήμα 2.19 και είναι:

- Αρχική και τελική διάμετρος ( $D_{strut\_LE}$  και  $D_{strut\_TE}$ )
- Θέση πάνω στον σωλήνα προσβολής ( $PP\_strut$ )

Η θέση του υποστηρικτικού σωλήνα πάνω στον σωλήνα προσβολής ορίζεται ως το ποσοστό:

$$PP\_strut = \frac{l_0}{l}$$

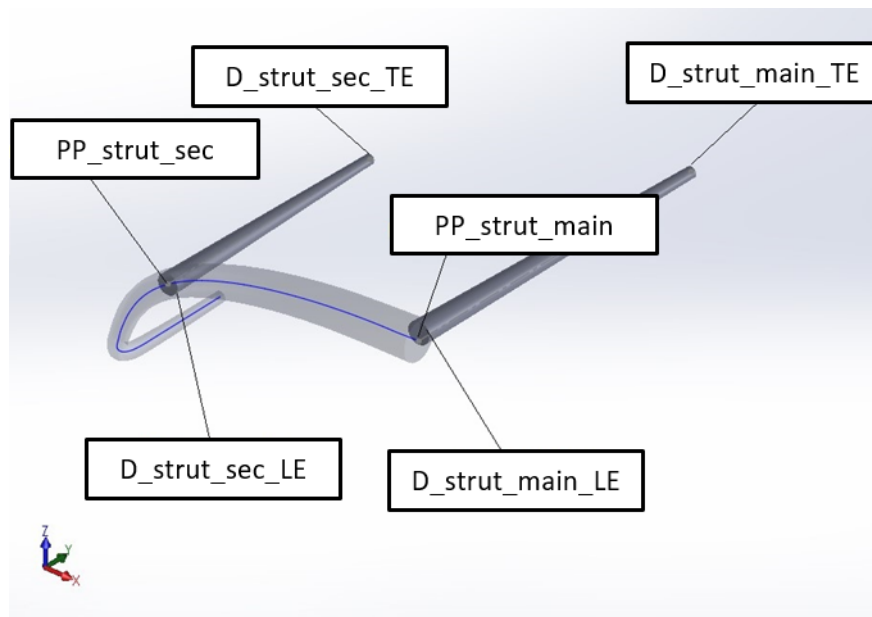
όπου  $l_0$  εκφράζει το μήκος της καμπύλης του άξονα συμμετρίας του σωλήνα προσβολής, από το αρχικό σημείο έως το ενδιαφερόμενο σημείο, και  $l$  είναι το ολικό μήκος της καμπύλης, η οποία απεικονίζεται στο σχήμα 2.18.



**Σχήμα 2.18:** Σημείο του υποστηρικτικού σωλήνα πάνω στον άξονα συμμετρίας του  $LE$ .

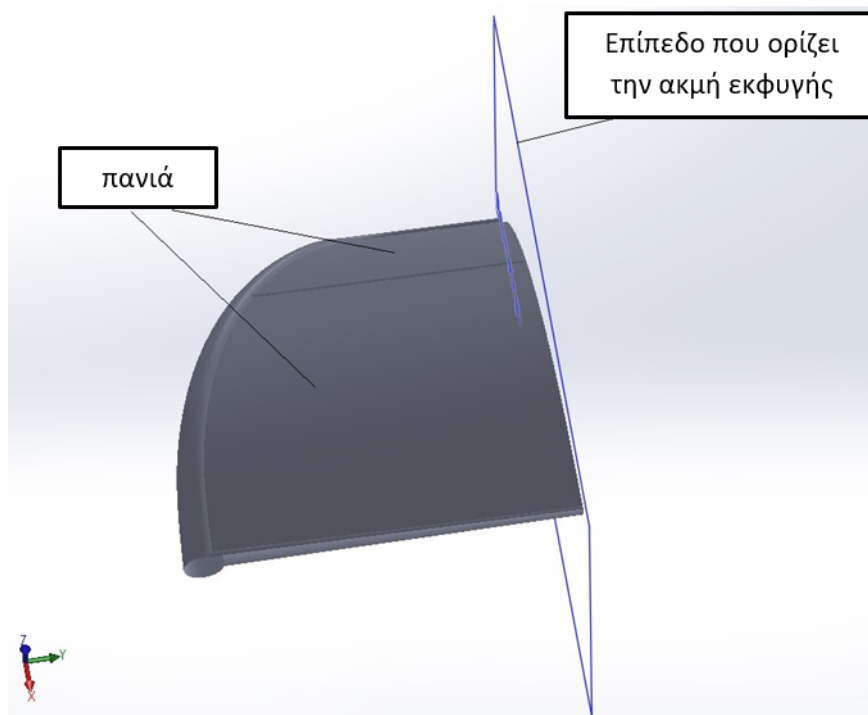
Γεωμετρικές ιδιότητες των υποστηρικτικών σωλήνων:

- Οι άξονες συμμετρίας των υποστηρικτικών σωλήνων είναι παράλληλοι στον  $y$  άξονα.
- Η θέση της ακμής εκφυγής των υποστηρικτικών κυλίνδρων βρίσκεται πάνω στο επίπεδο που ορίζεται για  $y=y_{LE\_end}$ .

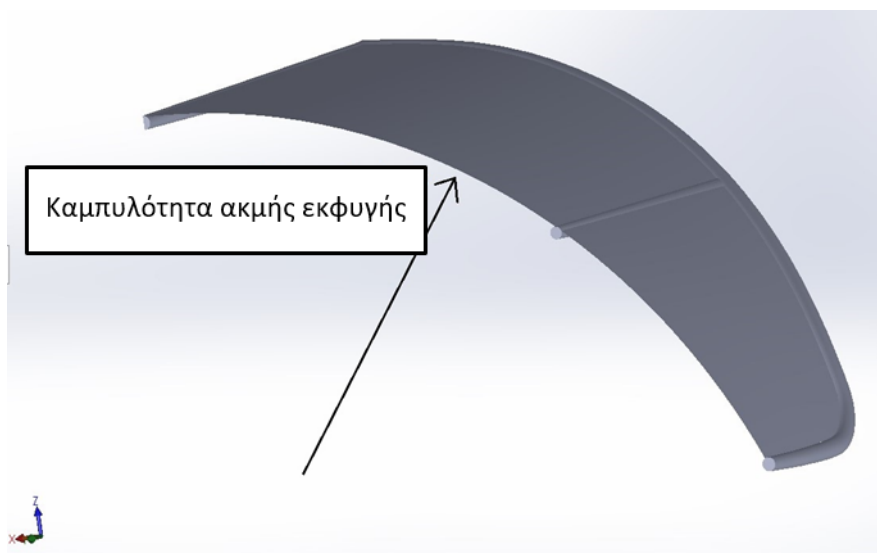


Σχήμα 2.19: Γεωμετρικές παράμετροι των υποστηρικτικών σωλήνων.

Τέλος, τα πανιά καλύπτουν το χώρο που βρίσκεται ανάμεσα στους σωλήνες υποστήριξης και προσβολής. Σημειώνεται ότι η ακμή εκφυγής των πανιών βρίσκεται πάνω στο επίπεδο που ορίζεται για  $y=y_{LE\_end}$  (σχήμα 2.20). Επιπρόσθετα, η καμπύλη, που ορίζει την ακμή εκφυγής πάνω στο όριο της επιφάνειας των πανιών, αποτελεί τόξο κύκλου (σχήμα 2.21). Ο λόγος για τον οποίο δόθηκε καμπυλότητα στην καμπύλη της ακμής εκφυγής είναι για να προσεγγιστεί με καλύτερο τρόπο η τελική θέση του πανιού, αφού πραγματοποιηθεί η ανάλυση FSI (βλέπε κεφάλαιο 6).



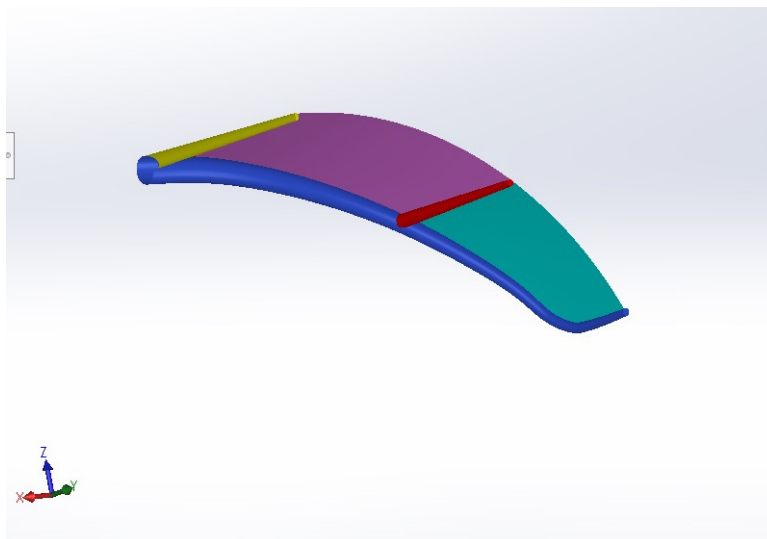
Σχήμα 2.20: Θέση πασιών στον αετό.



Σχήμα 2.21: Καμπυλότητα ακμής εκφυγής.

## 2.2 Γεωμετρικές Παράμετροι Αετού

Σε αυτή την ενότητα παρουσιάζονται συνδυασμένα όλα τα δομικά μέρη του αετού (σχήμα 2.22) καθώς και οι παράμετροι που καθορίζουν τη γεωμετρία του.



**Σχήμα 2.22:** Τα δομικά μέρη του αετού.

**Πίνακας 2.1:** Επεξήγηση χρωματικής αναπαράστασης σχήματος 2.22.

Μέρος αετού	Χρώμα
Σωλήνας προσβολής	μπλε
Κύριος υποστηρικτικός σωλήνας	κίτρινο
Δευτερεύον υποστηρικτικός σωλήνας	κόκκινο
Κύριο Πανί	μοβ
Δευτερεύον Πανί	πράσινο

Στον πίνακα 2.2 παρουσιάζονται τα γεωμετρικά στοιχεία του αρχικού και απαραμόρφωτου αετού, δεδομένα τα οποία είναι τυπικά τέτοιων αετών, σύμφωνα με μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν σε πραγματικούς αετούς αετοσανίδας. Στον συγκεκριμένο πίνακα, για λόγους συνοχής, χρησιμοποιήθηκαν οι εξής συντομογραφίες:

- Ο σωλήνας 1 εκφράζει τον σωλήνα προσβολής
- Ο σωλήνας 2 εκφράζει τον κύριο υποστηρικτικό σωλήνα
- Ο σωλήνας 3 εκφράζει το δευτερεύοντα υποστηρικτικό σωλήνα

Πίνακας 2.2: Γεωμετρικές παράμετροι του αρχικού απαραμόρφωτου αετού.

Μέρος αετού	Παράμετρος	Σύμβολο	Τιμή	Μονάδες
Σωλήνας 1	Διάμετρος αρχής	D_LE_start	180	mm
	Διάμετρος τέλους	D_LE_start	50	mm
	Μήκος χορδής ακροπτερυγίου	L_tip_chord	0.660	m
	Μετωπική ακτίνα καμπυλότητας	R_μετωπική	2.500	m
	Ακτίνα καμπυλότητας κάτωφης	R_κάτοψης	3.000	m
	Ακτίνα καμπυλότητας ακμής	R_sharp_edge	0.190	m
	Ήμισυ εκπετάσματος αετού	span/2	2.257	m
	Εμβαδόν επιφάνειας	S_LE	1.304	m <sup>2</sup>
	Προβαλλόμενη επιφάνεια*	SP_LE	0.415	m <sup>2</sup>
Σωλήνας 2	Μήκος σωλήνα	L_strut_main	1.68	m
	Διάμετρος αρχής	D_strut_main_LE	100	mm
	Διάμετρος τέλους	D_strut_main_TE	50	mm
	Θέση πάνω στο LE	PP_strut_main	0	%
	Εμβαδόν επιφάνειας	S_strut_main	0.192	m <sup>2</sup>
	Προβαλλόμενη επιφάνεια	SP_strut_main	0.061	m <sup>2</sup>
Σωλήνας 3	Μήκος σωλήνα	L_strut_sec	1.25	m
	Διάμετρος αρχής	D_strut_sec_LE	95	mm
	Διάμετρος τέλους	D_strut_sec_TE	45	mm
	Θέση πάνω στο LE	PP_strut_sec	50	%
	Εμβαδόν επιφάνειας	S_strut_sec	0.260	m <sup>2</sup>
	Προβαλλόμενη επιφάνεια	SP_strut_sec	0.083	m <sup>2</sup>
Κύριο Πανί	Εμβαδόν επιφάνειας	S_can_main	2.47	m <sup>2</sup>
	Ακτίνα καμπυλότητας TE	-	2.45	m
Δευτερεύον Πανί	Εμβαδόν επιφάνειας	S_can_sec	0.997	m <sup>2</sup>
	Ακτίνα καμπυλότητας TE	-	2.45	m
-	Επιφάνεια ξεφούσκωτου αετού**	S	4.03	m <sup>2</sup>

Τα στοιχεία δίνονται για το μισό μοντέλο του αετού αφού είναι συμμετρικός ως προς το επίπεδο που ορίζεται για  $x = 0$ .

\* Προβαλλόμενη επιφάνεια: επιφάνεια που προβάλλεται στο επίπεδο που τέμνει τον άξονα συμμετρίας του κυλινδρικού μέρους.

\*\*  $S = S_{can\_main} + S_{can\_sec} + SP_{strut\_main} + SP_{strut\_sec} + SP_{LE}$ .



# Κεφάλαιο 3

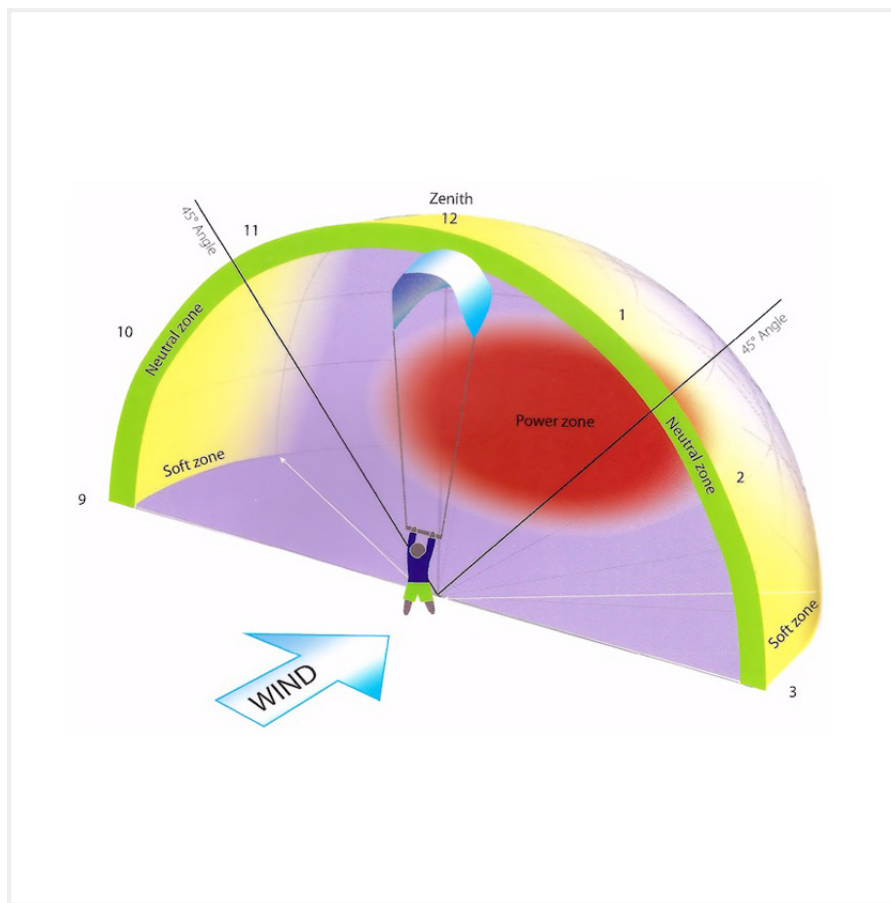
## Χαρακτηριστικά Αετού

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται αναφορά στα χαρακτηριστικά του αετού καθώς και στα στοιχεία που συνδυάζονται με αυτόν. Ουσιαστικά, ορίζονται όσα πρόσθετα στοιχεία χρειάζονται έτσι ώστε ο αετός να μπορεί να χρησιμοποιηθεί καθώς και τα στοιχεία που αφορούν τον τρόπο λειτουργίας του.

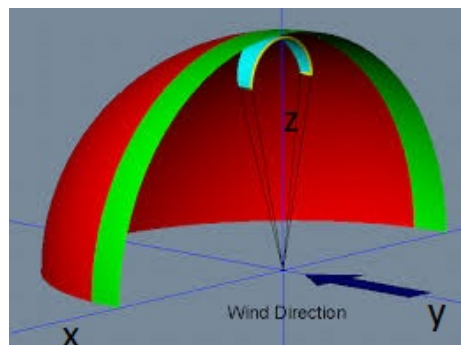
### 3.1 Περιγραφή Θέσεων Αετού στον Αέρα

Αρχικά, ορίζεται η σφαίρα που περιβάλλει τον αετοσανιδιστή, η οποία έχει κέντρο τον ίδιο και ακτίνα το μήκος των σχοινιών του αετού. Όταν ο αετοσανιδιστής βρίσκεται πάνω στο έδαφος, τότε ορίζεται το επίπεδο που είναι κάθετο στο έδαφος και έχει θέση πάνω στον αετοσανιδιστή (επίπεδο A). Όταν ο άνεμος προσπίπτει κάθετα στο επίπεδο, που ορίστηκε προηγουμένως, τότε η σφαίρα διαιρείται σε τέσσερα ίσα μέρη μέσω του επιπέδου εδάφους και του επιπέδου A. Ο αετός μπορεί να βρεθεί σε οποιοδήποτε σημείο εσωτερικά του 1/4 της σφαίρας που βρίσκεται πάνω από το έδαφος και είναι κατάντη του αετοσανιδιστή, όπως απεικονίζεται στο σχήμα 3.1.

Παρατηρείται ότι, επειδή οι θέσεις οι οποίες μπορεί να έχει ο αετός στον όγκο αυτό είναι άπειρες, θα αναλυθεί ο αετός στη θέση απόγειο (zenith) (σχήμα 3.1). Η θέση απόγειο είναι η θέση στην οποία ο αετός ισορροπεί όταν βρίσκεται στο επίπεδο που ορίζεται για  $x = 0$ , η οποία είναι περισσότερο εμφανής στο σχήμα 3.2. Εκτός από τη θέση απόγειο, ο αετός μπορεί να ισορροπήσει σε όλη την περιοχή που εμφανίζεται με πράσινο χρώμα στο σχήμα 3.2. Η μόνη, όμως, θέση που μπορεί να ισορροπήσει ο αετός και εμφανίζεται συμμετρική φόρτιση στον αετό είναι η θέση απόγειο. Για το λόγο αυτό, η συγκεκριμένη θέση είναι και η περισσότερο ευσταθής. Επομένως, το σημείο απόγειο κρίθηκε αντιπροσωπευτικό για ανάλυση σε σταθερές συνθήκες και θα είναι το μόνο σημείο στο οποίο θα διεξαχθεί η ανάλυση FSI.



Σχήμα 3.1: Θέσεις που μπορεί να βρεθεί ο αετός.



Σχήμα 3.2: Θέσεις που μπορεί να βρεθεί ο αετός στο καρτεσιανό σύστημα συντεταγμένων.

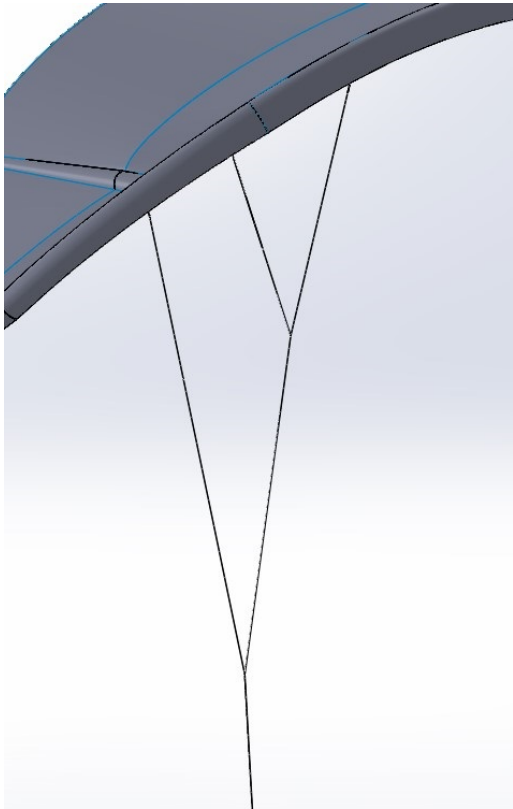
## 3.2 Μοντελοποίηση Γεωμετρίας Σχοινιών

Τα σχοινιά αποτελούν κρίσιμο στοιχείο για την απόκριση του αετού σε αεροδυναμική φόρτιση, διότι έχουν πολύ μεγάλο μήκος και πολύ μικρή διάμετρο. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα η ευστάθεια του αετού στη διαμήκη διεύθυνση να είναι δύσκολο να επιτευχθεί.

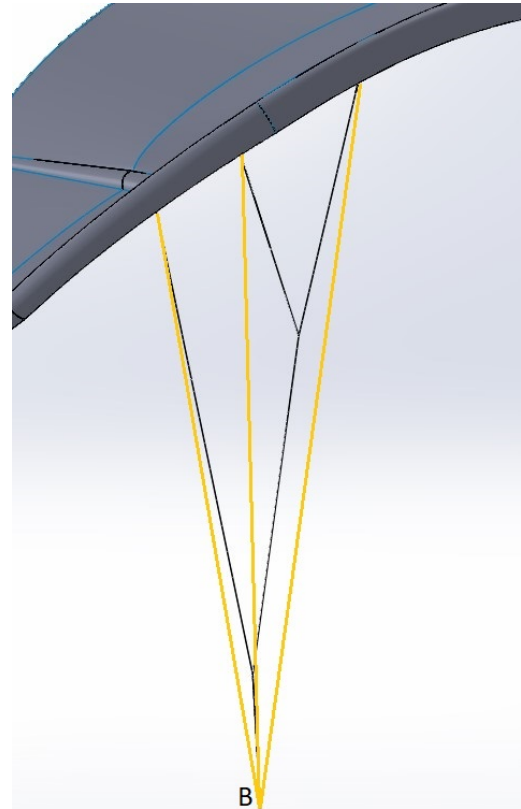
Τα σχοινιά κατηγοριοποιούνται στις εξής κατηγορίες: στα σχοινιά φορτίου (power lines) και τα οδηγία σχοινιά (steering lines).

Τα σχοινιά φορτίου έχουν την ευθύνη να κρατούν τον αετό σταθερό, είναι σταθερά και δεν δέχονται κανέναν έλεγχο από τον αετοσανιδιστή. Από την άλλη, τα οδηγία σχοινιά δέχονται μετατόπιση από τον αετοσανιδιστή δια μέσου της μπάρας έτσι ώστε να αλλάζουν τη γωνία πρόσπτωσης του αετού. Η διαδικασία αυτή, έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση ή μείωση της δύναμης άνωσης, σε περίπτωση που χρησιμοποιούνται συμμετρικά, ενώ, σε αντίθετη περίπτωση, προκαλούν μη συμμετρική άνωση, με αποτέλεσμα ο αετός να στρέφεται. Επειδή η ανάλυση είναι στατική υπό σταθερές συνθήκες, δεν υπάρχει έλεγχος, δηλαδή η μετατόπιση των οδηγίων σχοινιών είναι μηδενική κατά τη διάρκεια της ανάλυσης.

Τυπικά μήκη σχοινιών αετών αετοσανίδας είναι 19 με 25 *m*. Επειδή, όμως, το μήκος των σχοινιών είναι πολύ μεγάλο σε σχέση με το μέγεθος του αετού (μέση χορδή 1.5 *m* και εκπέτασμα 4.5 *m*), η ανάλυση με το πραγματικό μήκος σχοινιών είναι ανέφικτη. Πιο συγκεκριμένα, τα σχοινιά έχουν μικρή διάμετρο (2 *mm*) και μεγάλο μήκος (περίπου 20 *m*), όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, και αποτελούν τη μοναδική στήριξη του αετού. Για το λόγο αυτό, η ισορροπία του αετού σε συγκεκριμένες συνθήκες ανέμου είναι αρκετά δύσκολη και επιτυγχάνεται μόνο όταν υπάρχει συνεχής μεταβολή της εισόδου/ελέγχου από τον αετοσανιδιστή μέχρις ότου επιτευχθεί η ισορροπία. Η συγκεκριμένη ανάλυση, όμως, γίνεται χωρίς έλεγχο, το οποίο καθιστά την ευστάθεια ανέφικτη. Έτσι, για τη διευκόλυνση της ευστάθειας, η ανάλυση γίνεται κόβοντας τα σχοινιά σε ένα μήκος περίπου ίσο με το εκπέτασμα του αετού, δηλαδή στα 5 *m*. Επιπρόσθετα, τα σχοινιά φορτίου, τα οποία δένονται στον αετό με τον μηχανισμό που απεικονίζεται στο σχήμα 3.3, δέχονται μία μετατροπή. Η συγκεκριμένη μετατροπή λαμβάνει χώρα διότι ο μηχανισμός σύνδεσης των σχοινιών φορτίου με τον σωλήνα προσβολής αυξάνει την πολυπλοκότητα του μοντέλου. Ακόμη, η σημασία του συγκεκριμένου μηχανισμού σε στατική ανάλυση με τον αετό στο σημείο απόγειο (συμμετρική φόρτιση) ξεφεύγει από το στόχο της ανάλυσης και, επομένως, αμελείται. Ο μηχανισμός αυτός αντικαθίσταται από τρία σχοινιά, όπως παρουσιάζεται, με κίτρινο χρώμα, στο σχήμα 3.4, τα οποία στη μία τους άκρη δένονται στα ίδια σημεία πάνω στον αετό αλλά στην άλλη τους άκρη πιάνονται όλα από το ίδιο σημείο (σημείο Β σχήματος 3.7), το οποίο πακτώνεται. Από την άλλη, τα οδηγία σχοινιά πακτώνονται στο ελεύθερο τους άκρο (σημείο Α σχήματος 3.7).

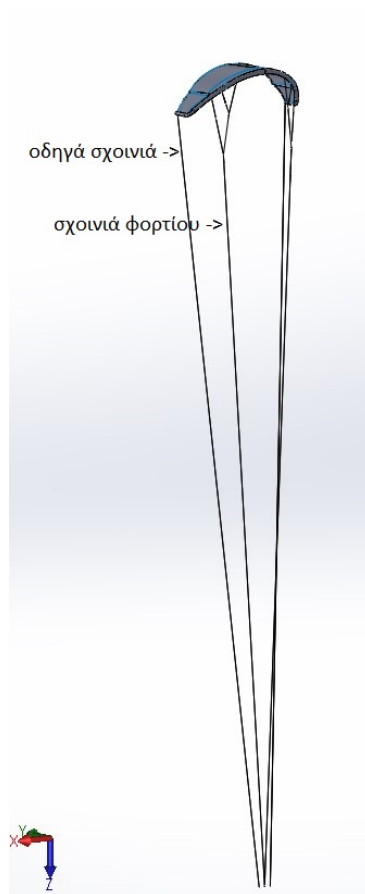


**Σχήμα 3.3:** Μηχανισμός σύνδεσης των σχοινιών φορτίου με τον σωλήνα προσβολής.

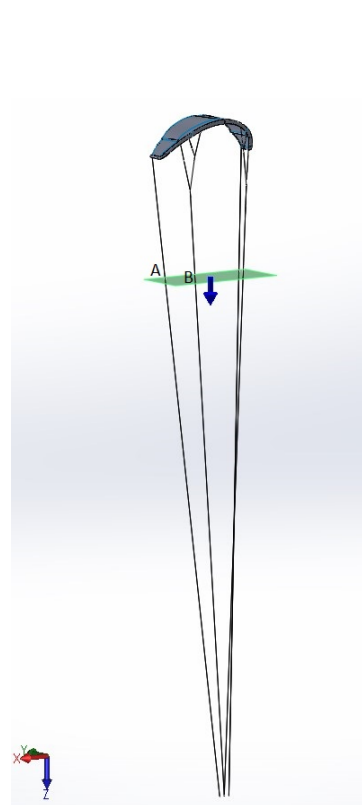


**Σχήμα 3.4:** Μετατροπή μηχανισμού οδηγών σχοινιών με κίτρινο χρώμα.

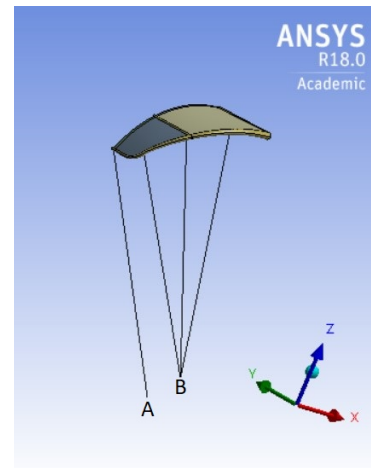
Στα σχήματα 3.5, 3.6 και 3.7 παρουσιάζεται ποιοτικά η μεταβολή, από το σχήμα 3.5 στο σχήμα 3.7, της αρχικής πραγματικής θέσης των σχοινιών στην τελική μορφή μοντελοποίησης των σχοινιών. Στο σχήμα 3.5 παρουσιάζονται τα σχοινιά με το πραγματικό τους μήκος και ο τρόπος με τον οποίο δένονται στον αετό. Στο σχήμα 3.6 παρουσιάζεται, με πράσινο χρώμα, το εγκάρσιο στα σχοινιά επίπεδο μέσω του οποίου κόβονται αυτά και, τέλος, στο σχήμα 3.7 απεικονίζεται το τελικό μοντέλο των σχοινιών, που χρησιμοποιείται για την ανάλυση.



**Σχήμα 3.5:** Πραγματική μορφή σχοινιών.



**Σχήμα 3.6:** Επίπεδο κοπής των σχοινιών.



**Σχήμα 3.7:** Μοντέλο σχοινιών.

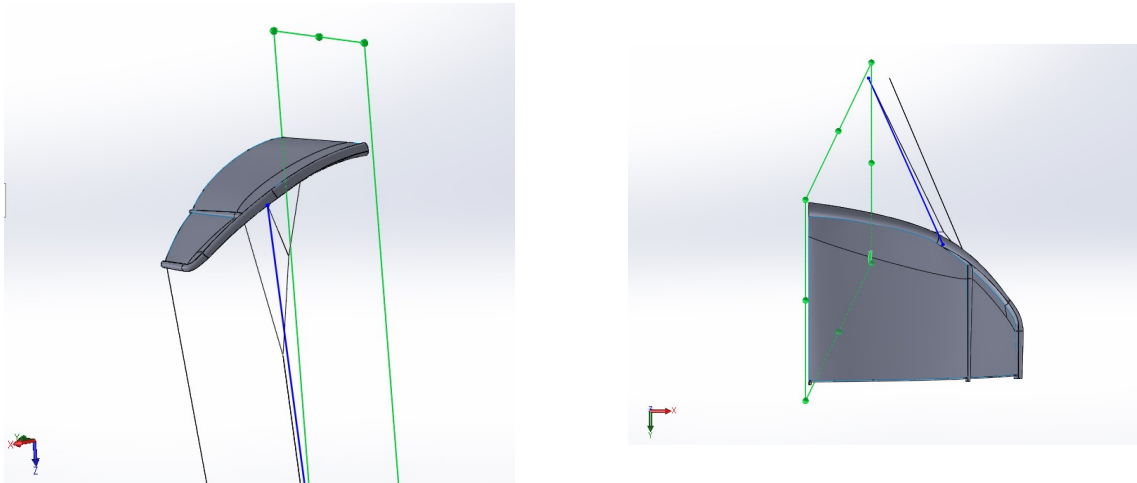
Η διαδικασία διαμόρφωσης των σχοινιών αναπτύχθηκε σε κώδικα γραμμένο στη γλώσσα προγραμματισμού  $C++$  και η λειτουργία του παρουσιάζεται παρακάτω.

### 3.2.1 Διαδικασία Δημιουργίας Σχοινιών

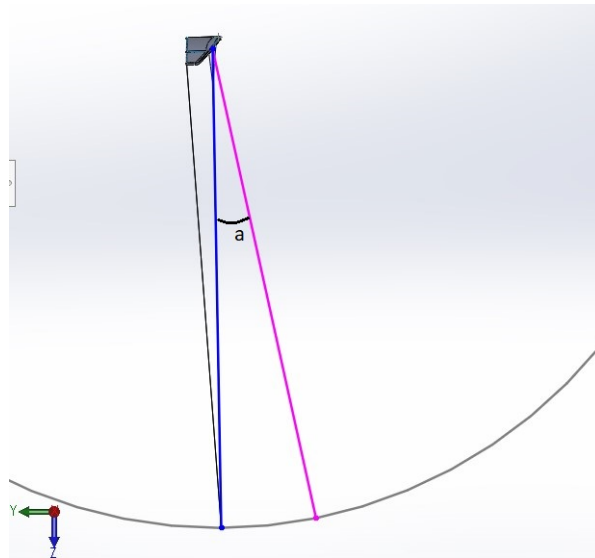
Οι παράμετροι που ορίζουν τα σχοινιά είναι:

- Το πραγματικό μήκος των σχοινιών (σχήμα 3.8)
- Η γωνία  $\alpha$  που σχηματίζει η προβολή του πραγματικού σχοινιού φορτίου στο επίπεδο που ορίζεται για  $x = 0$  με τον άξονα  $z$  (σχήμα 3.9)
- Τα σημεία δεσίματος των σχοινιών πάνω στον σωλήνα προσβολής (σχήμα 3.10)
- Το μήκος της μπάρας (υπενθύμιση 1.1)
- Η θέση επιπέδου, με το οποίο γίνεται η τομή των σχοινιών (σχήμα 3.6)

Η μπλε γραμμή του σχήματος 3.8 υπολογίζεται χρησιμοποιώντας το μήκος των σχοινιών και τη θέση του δεύτερου από το κέντρο σημείου δεσίματος των σχοινιών στο πανί



Σχήμα 3.8: Κεντρικό σχοινί φορτίου με το πραγματικό μήκος (μπλε).

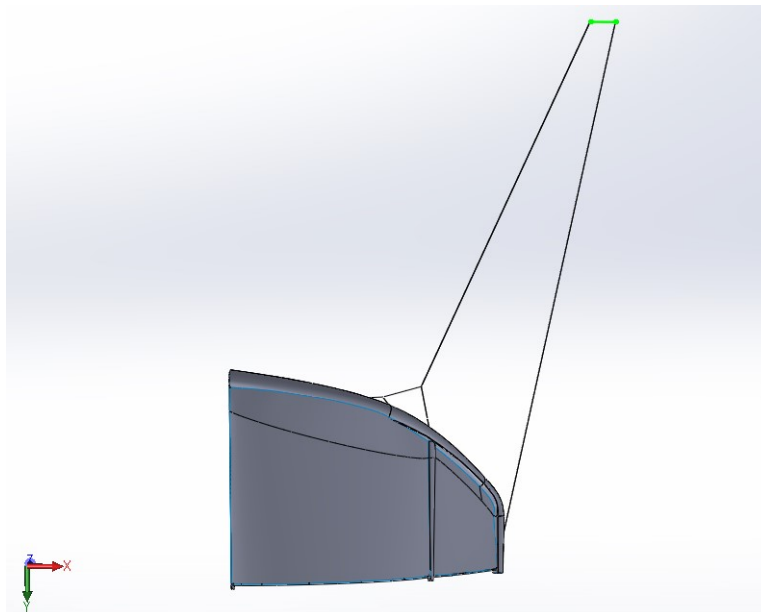


Σχήμα 3.9: Γωνία  $a$  που σχηματίζει η νέα (μοβ) με την αρχική (μπλε) θέση του σχοινιού φορτίου.

(σχήμα 3.10) και, παράλληλα, γνωρίζοντας ότι το ελεύθερο άκρο του σχοινιού αυτού βρίσκεται πάνω στο επίπεδο συμμετρίας υπολογίζεται. Στη συνέχεια, χρησιμοποιώντας ως στοιχείο τη γωνία  $a$ , η γραμμή που υπολογίστηκε προηγουμένως στρέφεται γύρω από το σημείο δεσίματος του άκρου του σχοινιού, όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 3.9. Επιπρόσθετα, το ελεύθερο άκρο του οδηγού σχοινιού μεταφέρεται κατά το ήμισυ του μήκους της μπάρας κατά την κατεύθυνση  $x$  από τη νέα θέση του ελεύθερου άκρου του σχοινιού φορτίου (σχήμα 3.11). Τέλος, υπολογίζεται η τομή των σχοινιών φορτίου και οδηγού μέσω του επιπέδου τομής, που ορίζεται για  $z = ct$  για τη δημιουργία του νέου άκρου των σχοινιών. Στη νέα θέση του άκρου του σχοινιού φορτίου προστίθενται οι ευθείες που ενώνουν το πρώτο και το τρίτο από το επίπεδο συμμετρίας σημείο δεσίματος με το συγκεκριμένο σημείο (σχήμα 3.4).



Σχήμα 3.10: Σημεία δεσίματος των σχοινιών στον αετό με κίτρινο χρώμα.



Σχήμα 3.11: Ελεύθερο άκρο οδηγού σχοινιού δεμένο στη μπάρα η οποία απεικονίζεται με πράσινο χρώμα.

### 3.3 Ενίσχυση της Ακμής Εκφυγής του Αετού

Η ακμή εκφυγής του αετού αποτελεί κρίσιμο σημείο για τη σωστή ανάλυση FSI, διότι το άκρο αυτό είναι ελεύθερο, με αποτέλεσμα να είναι πολύ ευαίσθητο στην αεροδυναμική φόρτιση. Επομένως, αν δεν ενισχυθεί σωστά η περιοχή γύρω από την ακμή εκφυγής,

το πανί στρεβλώνεται στο σημείο αυτό και δεν σταθεροποιείται σε συγκεκριμένη θέση.

Για την ενίσχυση της ακμής εκφυγής χρησιμοποιήθηκε η ιδέα που παρουσιάζεται στην εργασία [12]. Σύμφωνα με την παραπάνω μοντελοποίηση, ο σχεδιαστής, για να ενισχύσει την ακμή εκφυγής, πρόσθεσε κατά μήκος της ακμής εκφυγής ένα σύρμα. Επειδή, όμως, ο αετός που μοντελοποιείται στην παραπάνω εργασία είναι για χρήση παραγωγής ηλεκτρικού ρεύματος, η χρήση του γίνεται μακριά από ανθρώπους ή τουλάχιστον τηρούνται οι αποστάσεις ασφαλείας. Ο αετός, όμως, που αναλύεται εδώ είναι για χρήση σε θαλάσσιο άθλημα, με αποτέλεσμα να βρίσκεται ανάμεσα σε αετοσανιδιστές. Για το λόγο αυτό, η ασφάλεια των ανθρώπων που βρίσκονται γύρω είναι εξαιρετικής σημασίας και, έτσι, το σύρμα δεν μπορεί να χρησιμοποιηθεί, λόγω της μεγάλης δυσκαμψίας του. Επιλέχθηκε, λοιπόν, για την ενίσχυση της ακμής εκφυγής, να χρησιμοποιηθεί σχοινί μικρής διαμέτρου (διάμετρος 2 mm).

## 3.4 Επιλογή Υλικών

Για την επιλογή των υλικών ο αετός διαχωρίζεται σε τρεις κατηγορίες:

1. Φουσκωτοί Σωλήνες
2. Πανιά
3. Σχοινιά

### 3.4.1 Φουσκωτοί Σωλήνες

Για τους φουσκωτούς σωλήνες επιλέχθηκε το υλικό Vectran, που χρησιμοποιήθηκε στην εργασία [14]. Σε αυτήν αναλύεται μία φουσκωτή πτέρυγα εσωτερικής πίεσης 0.3-1.3 bar. Οι φουσκωτοί σωλήνες του αετού έχουν εσωτερική πίεση 0.4 με 0.6 bar, οπότε η εσωτερική πίεση ανήκει στο εύρος ανάλυσης της πτέρυγας. Επιπλέον, η πυκνότητα του υλικού αυτού είναι  $0.31 \text{ kg/m}^2$  που είναι αρκετά χαμηλή, το οποίο είναι και το ζητούμενο, αφού ο αετός θα πρέπει να έχει πολύ χαμηλό βάρος. Για τους λόγους που προαναφέρθηκαν, το υλικό κρίθηκε ταιριαστό για τον αετό και, παράλληλα, αποτελεί το υλικό που θα χρησιμοποιηθεί στην ανάλυση. Σημειώνεται ότι το υλικό Vectran έχει μέτρο ελαστικότητας κατά την κατεύθυνση fill και warp  $8.41 \text{ GPa}$  και  $9.38 \text{ GPa}$  αντίστοιχα, αλλά, λόγω της ανάγκης χρήσης μοναδικού μέτρο ελαστικότητας για κάθε υλικό, επιλέγεται το μεγαλύτερο. Σχετικά με το πάχος του υλικού αναφέρεται ότι είναι 0.3 mm [14].

### 3.4.2 Πανιά

Για τα πανιά επιλέχθηκε το υλικό που παρουσιάζεται στην εργασία [11]. Σε αυτήν, αναλύεται αετός για χρήση στο άθλημα αετοσανίδας το πανί του οποίου έχει μέτρο



ελαστικότητας μεμβράνης  $624 \text{ KN/m}$  και ειδική πυκνότητα  $170 \text{ g/m}^2$ . Το πάχος του πανιού μετρήθηκε στην εργασία [13] και είναι  $0.08 \text{ mm}$ .

### 3.4.3 Σχοινιά

Τέλος, για τα σχοινιά επιλέχθηκε το υλικό Dyneema το οποίο αποτελεί υψηλής αντοχής σχοινί [18]. Τα στοιχεία του συγκεκριμένου σχοινιού είναι:

- Βάρος  $3.3 \text{ g/m}$
- Διάμετρος  $2 \text{ mm}$  ( $D$ )
- Παραμόρφωση στα  $20 \text{ KN}$   $0.25 \%$  ( $F = 20 \text{ KN}$ ,  $\epsilon = 0.25\%$ )
- Παραμόρφωση στα  $80 \text{ KN}$   $0.55 \%$

Χρησιμοποιώντας τα στοιχεία της παραμόρφωσης συναρτήσει του φορτίου μπορεί να υπολογιστεί το μέτρο ελαστικότητας των σχοινιών. Η διαδικασία υπολογισμού είναι:

Αρχικά υπολογίζεται η εγκάρσια τομή των σχοινιών:

$$A = \pi D^2 / 4$$

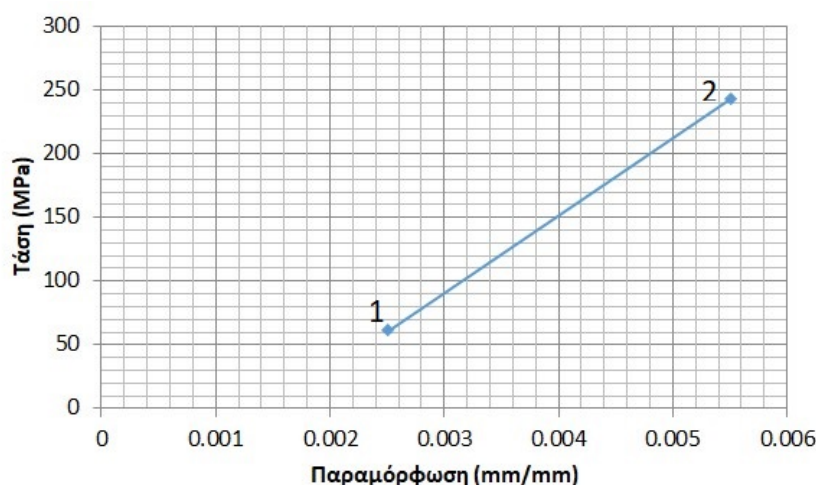
και η τάση:

$$T = F/A.$$

Θεωρείται ότι υπάρχει γραμμική συσχέτιση μεταξύ της τάσης και της παραμόρφωσης των σχοινιών. Έτσι, υπολογίζεται η τάση και η παραμόρφωση στα δύο γνωστά σημεία, από τα οποία προκύπτει το διάγραμμα τάσης παραμόρφωσης που παρουσιάζεται στο σχήμα 3.12. Στο διάγραμμα αυτό, η κλίση της ευθείας αποτελεί το μέτρο ελαστικότητας ( $E$ ),

$$E = \frac{T_2 - T_1}{\epsilon_2 - \epsilon_1}.$$

Άρα, το μέτρο ελαστικότητας είναι  $E = 60.6 \text{ GPa}$



Σχήμα 3.12: Διάγραμμα τάσης παραμόρφωσης σχοινιών.

### 3.5 Υπολογισμός Βάρους Αετού

Το βάρος του αετού αποτελεί κριτήριο για τη λειτουργία του, διότι ο αετός πρέπει να έχει δύναμη άνωσης όση τουλάχιστον το βάρος του αετού. Για τον υπολογισμό του βάρους του αετού οι παράμετροι που χρησιμοποιούνται παρουσιάζονται στον πίνακα 3.1. Αξίζει να σημειωθεί ότι χρησιμοποιούνται οι πραγματικές παράμετροι της γεωμετρίας του αετού και όχι αυτές με τις οποίες γίνεται η μοντελοποίηση, διότι ο στόχος είναι να υπολογιστεί το πραγματικό βάρος του αετού (π.χ. μήκος σχοινιών 22 m αντί για 5 m που είναι στη μοντελοποίηση).

Πίνακας 3.1: Στοιχεία γεωμετρίας και υλικών για τον υπολογισμό του βάρους.

Μέρος αετού	Επιφάνεια $S(m^2)$	Πάχος $t(mm)$	Πυκνότητα $\rho(kg/m^3)$
Φουσκωτοί σωλήνες	1.76	0.30	945
Πανιά	3.47	0.08	2130
Μέρος αετού	Μήκος $L(m)$	Διάμετρος $D(mm)$	Πυκνότητα $\rho(kg/m^3)$
Σχοινιά	22	2.05	1000
Ακμή εκφυγής	2.7	2.05	1000

\*Στοιχεία για το μισό μοντέλο του αετού.

Ο όγκος των επιφανειών υπολογίζεται ως:

$$v = S t \quad (3.1)$$

Αντίστοιχα, ο όγκος των σχοινιών είναι:

$$v = L a \quad (3.2)$$

όπου  $a$  είναι η διατομή του σχοινιού και ορίζεται ως:

$$a = \pi \frac{D^2}{4} \quad (3.3)$$

Συνεπώς, το βάρος είναι:

$$w = v \rho g \quad (3.4)$$

όπου  $g = 9.81 m/s^2$  είναι η επιτάχυνση της βαρύτητας.

Εκτός από το βάρος του αετού και των σχοινιών προστίθεται το βάρος του εσωτερικού πεπιεσμένου αέρα στους σωλήνες.

Ο όγκος του εσωτερικού χώρου των σωλήνων είναι  $0.05 m^3$ . Επιπλέον, η πυκνότητα του αέρα, σε συνθήκες τυπικής ατμόσφαιρας και υπερπίεση ίση με  $0.55 bar$ , είναι  $1.9 kg/m^3$ .

Η ολική μάζα του μισού (φουσκωμένου) αετού είναι:

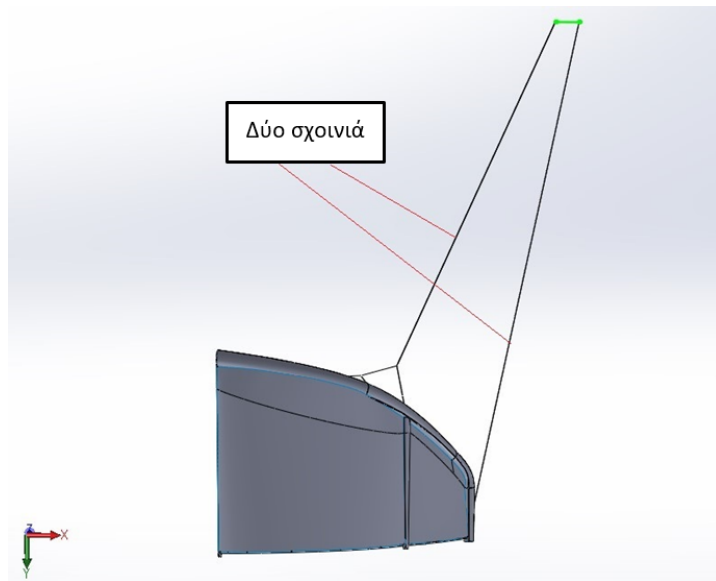
$$m_{all} = m_{tubes} + m_{canopies} + 2m_{tether} + m_{trail} + m_{inner} \quad (3.5)$$

όπου  $m_{tubes}$  είναι η μάζα των σωλήνων,  $m_{canopies}$  η μάζα των πανιών,  $m_{tether}$  η μάζα ενός σχοινιού,  $m_{trail}$  η μάζα του σχοινιού στην ακμή εκφυγής και  $m_{inner}$  η μάζα του αέρα στο εσωτερικό των κυλίνδρων. Επισημαίνεται ότι η μάζα ενός σχοινιού διπλασιάζεται στην εξίσωση 3.5, διότι ο μισός αετός έχει δύο σχοινιά, όπως απεικονίζεται στο σχήμα 3.13. Στον πίνακα 3.2 παρουσιάζεται η υπολογισμένη μάζα για το κάθε μέρος του αετού.

**Πίνακας 3.2:** Μάζα επιμέρους μερών αετού.

Μέρος αετού	Μάζα $kg$
Φουσκωτοί σωλήνες	0.43
Πανιά	0.23
Σχονί	0.07
Ακμή εκφυγής	0.01
Εσωτερικός αέρας	0.09

\*Τα στοιχεία δίνονται για το μισό μοντέλο του αετού.



Σχήμα 3.13: Αριθμός σχοινιών σε  $LEI$  αετό.

Η ολική μάζα του μισού αετού υπολογίζεται από την εξίσωση 3.5 και είναι  $M = 0.91kg$  και, επομένως, το βάρος είναι  $8.93 N$ .

## Κεφάλαιο 4

# CFD Ανάλυση Αετού

Σε αυτό το κεφάλαιο πραγματοποιείται η CFD ανάλυση του αετού. Παρουσιάζεται το πλέγμα και γίνεται ο ορισμός των παραμέτρων για να πραγματοποιηθεί η πρόλεξη της ροής. Σημειώνεται ότι, κατά την CFD ανάλυση, τα σχοινιά αμελούνται. Αυτό συμβαίνει λόγω της μικρής τους διαμέτρου και του μεγάλου τους μήκους. Η μικρή διάμετρος θα αύξανε πολύ τη διάσταση του πλέγματος από τοπικές πυκνώσεις του πλέγματος. Παράλληλα, η μικρής διαμέτρου και μεγάλου μήκους κυλινδρική μορφή τους μπορεί να έχει ως αποτέλεσμα γύρω τους να δημιουργηθούν στρόβιλοι της ροής και, τότε, θα χρειαζόταν επιλύτης μη μόνιμης ροής, ο οποίος θα αύξανε αρκετά το υπολογιστικό κόστος. Έτσι, η CFD ανάλυση του αετού με τα σχοινιά αυξάνει πολύ και αχρείαστα το υπολογιστικό κόστος και αμελείται.

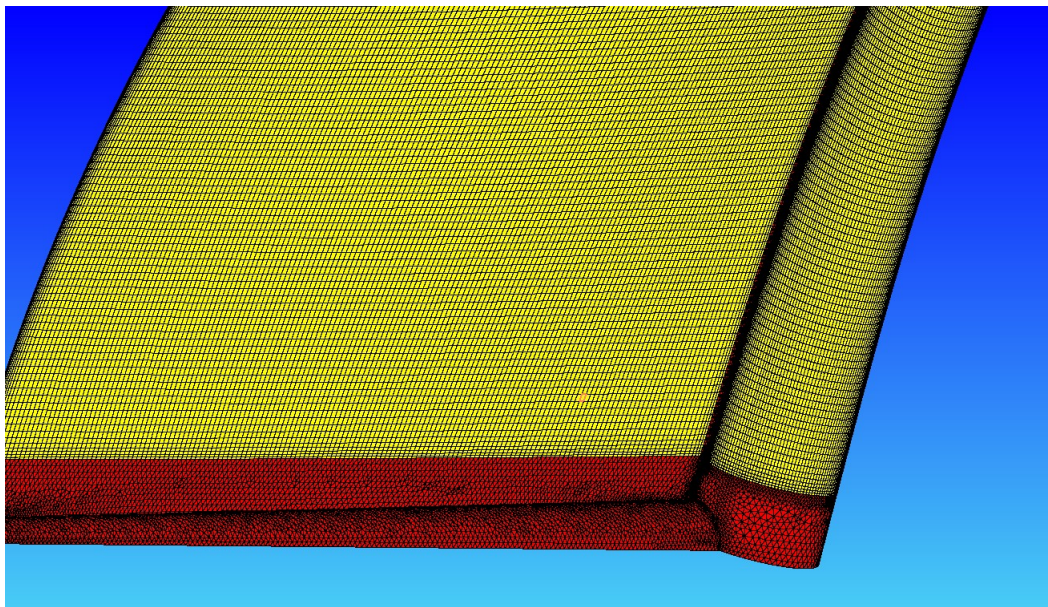
### 4.1 Υπολογιστικό Πλέγμα

Για τη δημιουργία του πλέγματος υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (CFD) χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό Pointwise V18.3R1. Η γένεση του πλέγματος έγινε με τη χρήση της γεωμετρικής αναπαράστασης CAD του αετού. Λόγω του ότι η γεωμετρία του αετού είναι σύνθετη, η γένεση του πλέγματος πάνω σε αυτόν είναι περίπλοκη, συνεπώς, επιλέχθηκε το πλέγμα να είναι υβριδικό. Πιο συγκεκριμένα, επιλέχθηκε να χρησιμοποιηθεί υβριδικό πλέγμα για να μπορεί να οριστεί δομημένο πλέγμα στις περιοχές όπου αυτό είναι δυνατό έτσι ώστε να βελτιωθεί η ακρίβεια της πρόλεξης, σε σχέση με την περίπτωση που το πλέγμα είναι παντού μη-δομημένο. Η γένεση του πλέγματος δεν θα αναλυθεί στη συγκεκριμένη εργασία παρά μόνο η τελική μορφή του πλέγματος καθώς και μερικά στοιχεία του. Στους πίνακες 7.1,7.2 αναλύονται τα είδη των στοιχείων στο επιφανειακό και στο ογκικό πλέγμα αντίστοιχα.

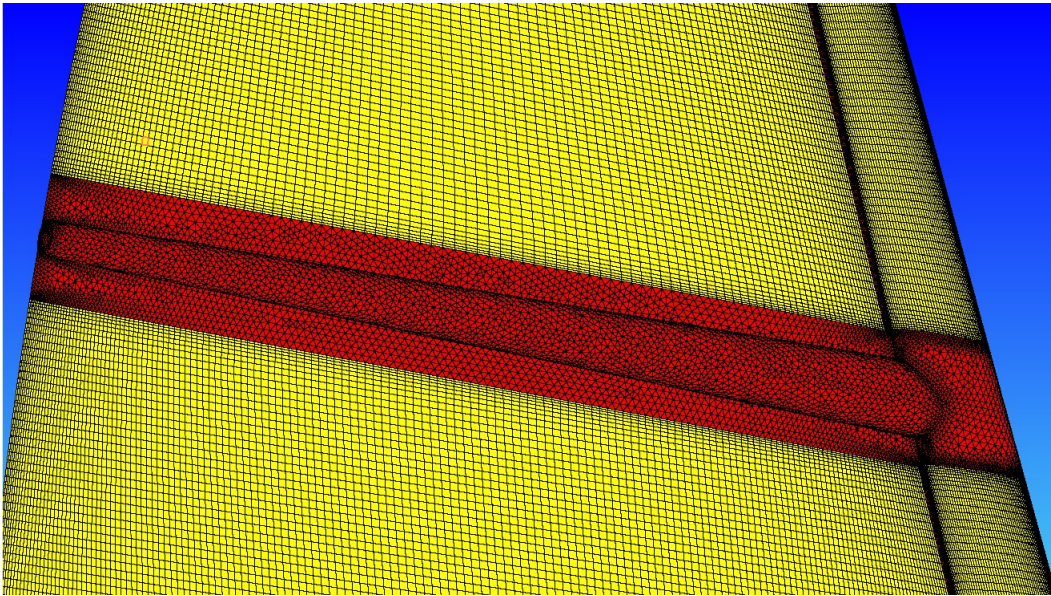
Σχετικά με το επιφανειακό πλέγμα, παρουσιάζονται τα σχήματα 4.1,4.2,4.3, στα οποία περιλαμβάνονται τα είδη των στοιχείων πάνω σε αυτό. Τα στοιχεία που απεικονίζονται με κίτρινο και κόκκινο χρώμα, στα συγκεκριμένα σχήματα, δηλώνουν τετράπλευρα και τρίγωνα αντίστοιχα.

**Πίνακας 4.1:** Στοιχεία επιφανειακού πλέγματος.

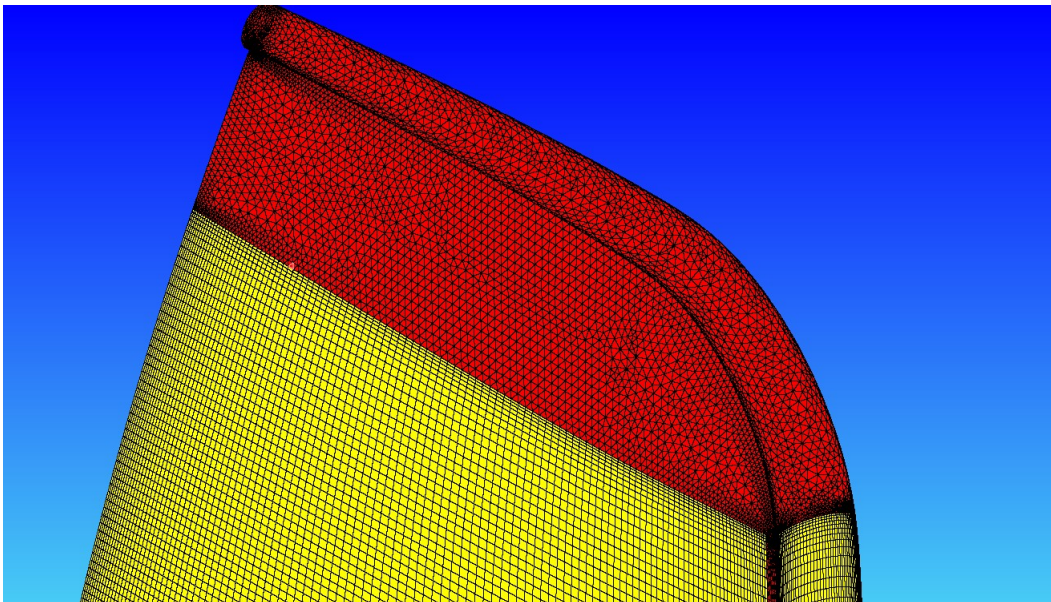
Είδος στοιχείου	Αριθμός στοιχείων
Τρίγωνα	56,558
Τετράπλευρα	65,663
Συνολικά στοιχεία	122,221



**Σχήμα 4.1:** Επιφανειακό πλέγμα στην περιοχή του επιπέδου συμμετρίας (κίτρινο-τετράπλευρα, κόκκινο-τρίγωνα).



Σχήμα 4.2: Επιφανειακό πλέγμα στην περιοχή του δευτερεύοντα υποστηρικτικού σωλήνα (κίτρινο-τετράπλευρα, κόκκινο-τρίγωνα).

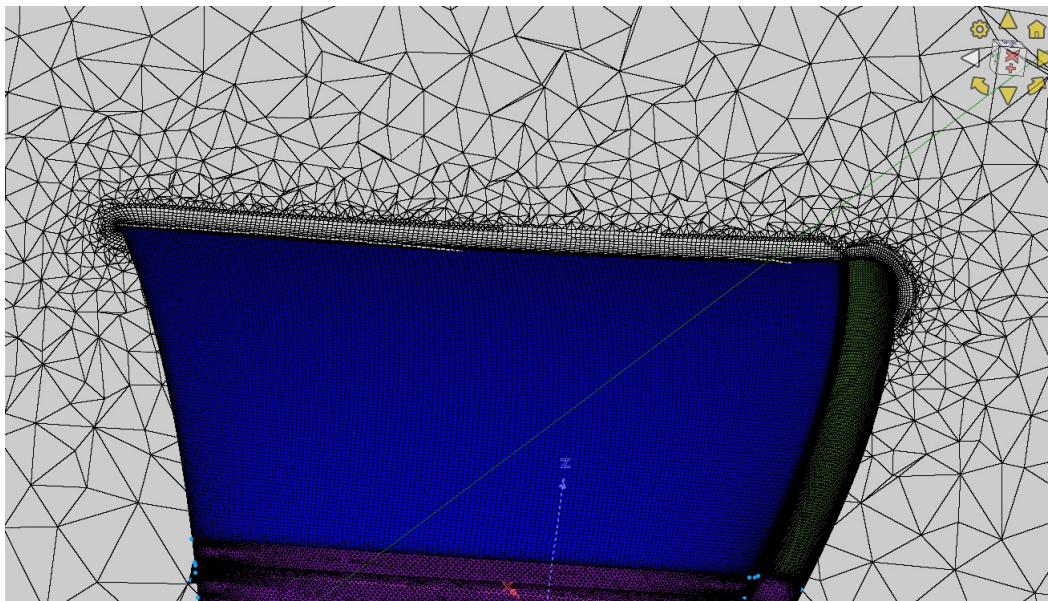


Σχήμα 4.3: Επιφανειακό πλέγμα στην περιοχή του ακροπερυγίου (κίτρινο-τετράπλευρα, κόκκινο-τρίγωνα).

Επιπροσθέτως, για το πλέγμα που περιβάλλει τον αετό (ογκικό πλέγμα), απεικονίζεται μια αντιπροσωπευτική τομή του πλέγματος στο σχήμα 4.4.

**Πίνακας 4.2:** Στοιχεία ογκικού πλέγματος.

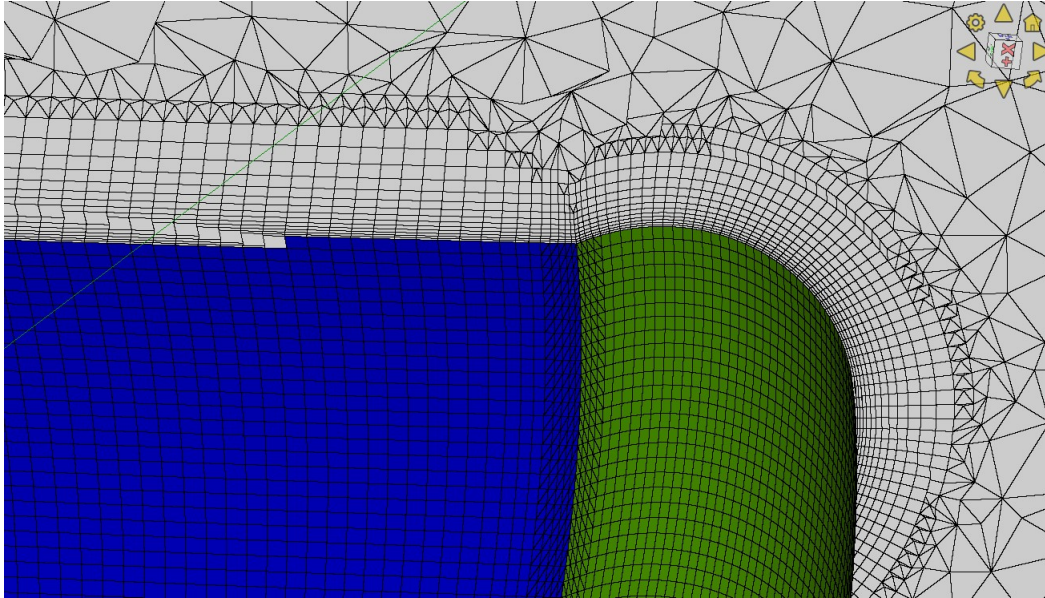
είδος στοιχείου	αριθμός στοιχείων
τετράεδρα	1,429,605
πυραμίδες	567,660
πρίσματα	700,291
εξάεδρα	1,225,734
συνολικά στοιχεία	3,923,290



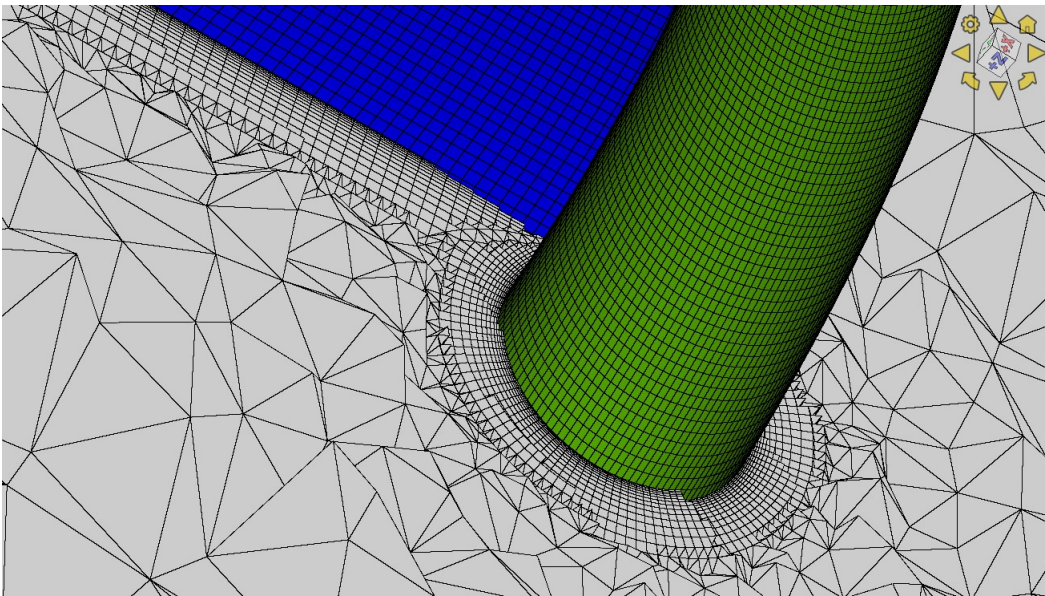
**Σχήμα 4.4:** Αντιπροσωπευτική τομή ογκικού πλέγματος.



Δίνοντας έμφαση, κατά την απεικόνιση του ογκικού πλέγματος, στον σωλήνα προσβολής προκύπτουν τα σχήματα 4.5, 4.6.

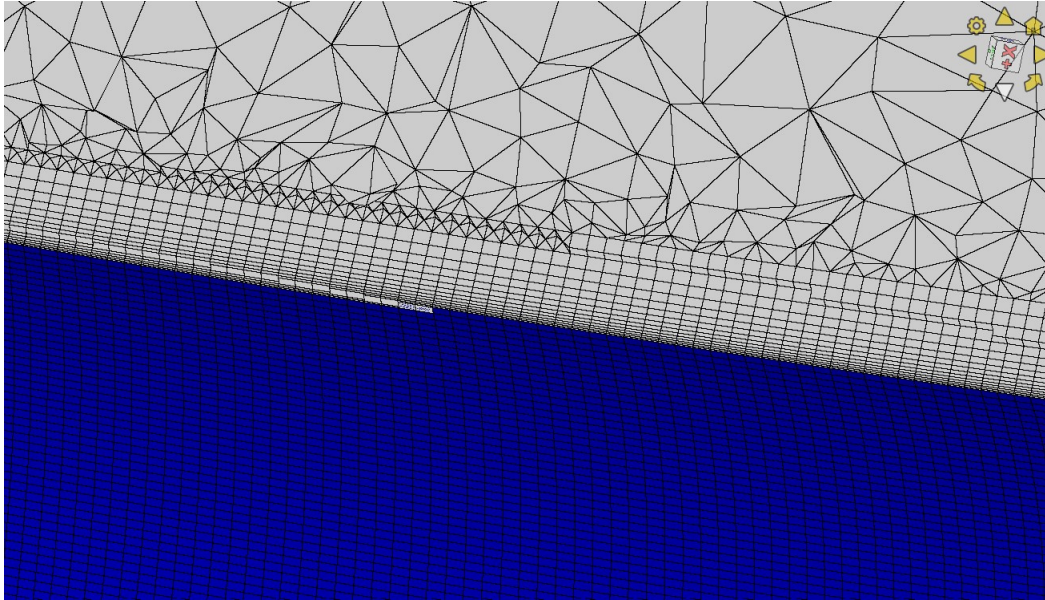


**Σχήμα 4.5:** Αντιπροσωπευτική τομή ογκικού πλέγματος, μεγεθύνοντας στο πάνω μέρος του σωλήνα προσβολής.

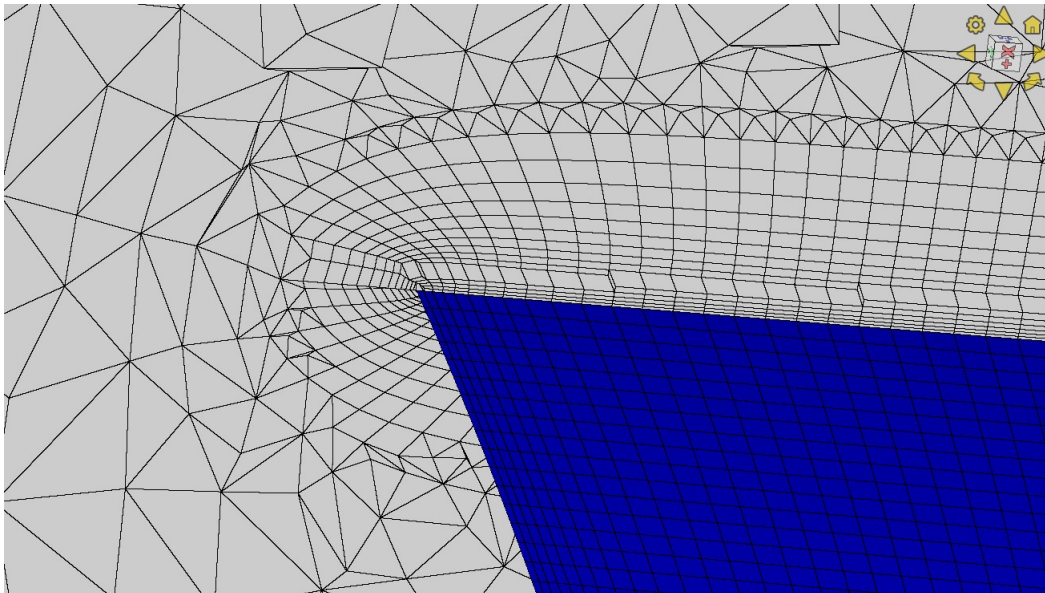


**Σχήμα 4.6:** Αντιπροσωπευτική τομή ογκικού πλέγματος, μεγεθύνοντας στο κάτω μέρος του σωλήνα προσβολής.

Τέλος, ως προς το ογκικό πλέγμα στην περιοχή του πανιού και της ακμής εκφυγής προκύπτουν τα σχήματα 4.7, 4.8.



Σχήμα 4.7: Αντιπροσωπευτική τομή ογκικού πλέγματος, μεγεθύνοντας στο πανί.



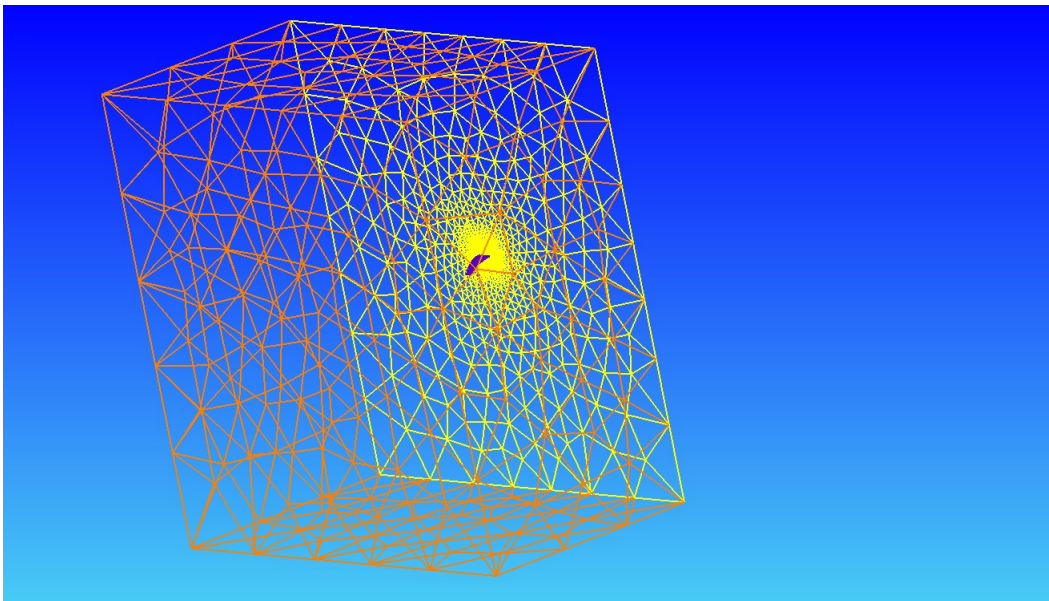
Σχήμα 4.8: Αντιπροσωπευτική τομή ογκικού πλέγματος, μεγεθύνοντας στην ακμή εκφυγής.

### 4.1.1 Διαχωρισμός του Ορίου σε Patches

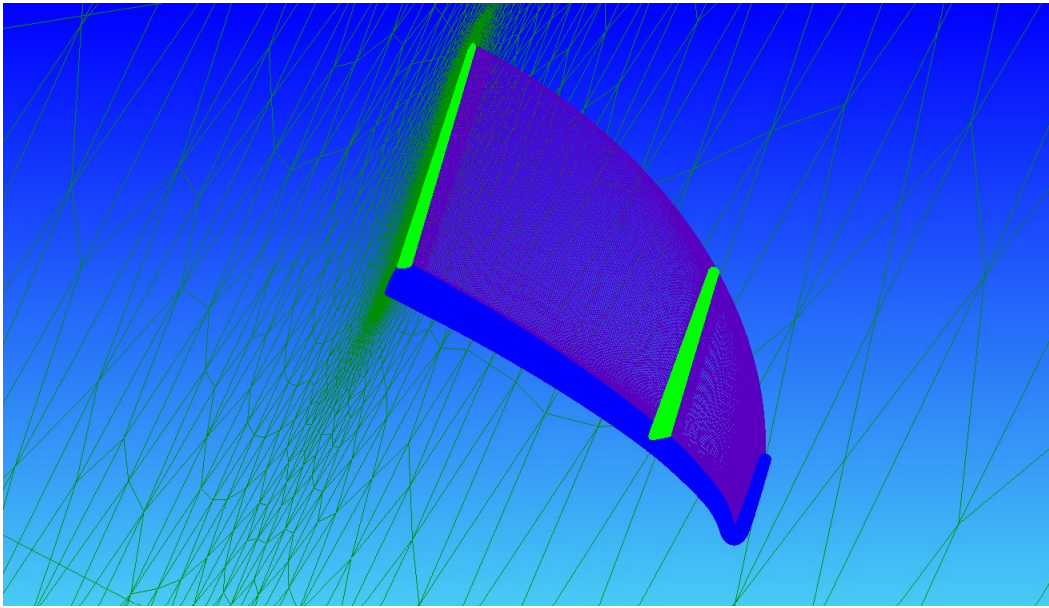
Το επιφανειακό πλέγμα διαχωρίζεται σε επιμέρους μέρη (patches) έτσι ώστε στη συνέχεια να οριστούν οι πρόπουσες οριακές συνθήκες στο καθένα. Συγκεκριμένα, το πλέγμα διαχωρίζεται στα παρακάτω μέρη:

- FarField που αντιπροσωπεύει την απομακρυσμένη ροή
- Mirror που αντιπροσωπεύει το επίπεδο συμμετρίας
- Front Tube που αντιπροσωπεύει τον σωλήνα προσβολής
- Support Tube που αντιπροσωπεύει τους υποστηρικτικούς σωλήνες
- Pressure Side που αντιπροσωπεύει την πλευρά υπερπίεσης των πανιών
- Suction Side που αντιπροσωπεύει την πλευρά υποπίεσης των πανιών

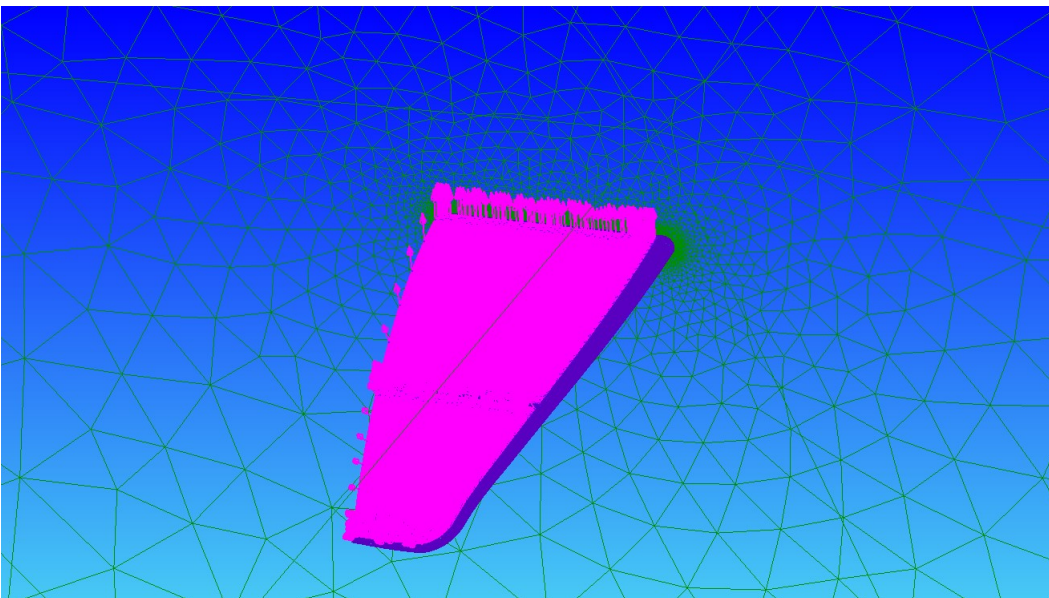
Τα μέρη FarField και Mirror απεικονίζονται στο σχήμα 4.9, με πορτοκαλί και κίτρινο χρώμα αντίστοιχα. Στη συνέχεια, τα μέρη Front & Support Tube παρουσιάζονται στο σχήμα 4.10, με μπλε και πράσινο χρώμα αντίστοιχα. Τα τελευταία δύο μέρη, Pressure & Suction Side απεικονίζονται στο σχήμα 4.11.



Σχήμα 4.9: Μέρη FarField (πορτοκαλί) και Mirror (κίτρινο).



Σχήμα 4.10: Μέρη Front (μπλε) & Support (πράσινο) Tube.



Σχήμα 4.11: Μέρος Suction Side η επιφάνεια με κάθετα διανύσματα με ροζ χρώμα και το μέρος Pressure Side η αντίθετη επιφάνεια.

## 4.2 Επίλυση της Ροής

Το λογισμικό που χρησιμοποιήθηκε για την επίλυση της ροής είναι το PUMA. Το λογισμικό PUMA, χρησιμοποιεί τη μέθοδο των πεπερασμένων όγκων και τρέχει σε επεξεργαστές καρτών γραφικών (GPUs) της NVIDIA, για το οποίο γίνεται αναφορά στις εργασίες [16],[17]. Το συγκεκριμένο λογισμικό είναι γραμμένο στις γλώσσες προγραμματισμού C++ και CUDA [19].

Στην ενότητα αυτή θα γίνει επεξήγηση των δεδομένων και των οριακών συνθηκών που χρησιμοποιήθηκαν για την επίλυση της ροής. Αναφέρεται ότι, στο κεφάλαιο αυτό πραγματοποιείται μόνο η CFD ανάλυση του αετού στην αρχική θέση στην οποία αυτός τοποθετείται.

### 4.2.1 Δεδομένα και Οριακές Συνθήκες

Οι **οριακές συνθήκες** ορίζονται στα μέρη (patches) του υπολογιστικού πλέγματος που αναλύθηκαν στην ενότητα 4.1.1. Η οριακή συνθήκη που ορίστηκε σε κάθε μέρος αναπτύσσεται παρακάτω.

- Στο μέρος FarField ορίστηκε η οριακή συνθήκη απομακρυσμένης ροής (της επ' άπειρο ροής). Η συγκεκριμένη οριακή συνθήκη δηλώνει ότι η περιοχή αυτή αποτελεί το όριο του CFD πλέγματος εξωτερικής αεροδυναμικής, στο οποίο δίνονται τιμές για τη ροή (ταχύτητα του ανέμου, την ένταση της τύρβης, κατεύθυνση ανέμου κ.ά.).
- Στο μέρος Mirror ορίστηκε η οριακή συνθήκη επιπέδου συμμετρίας, στην οποία επιβάλλεται μηδενική κάθετη παράγωγος όλων των μεγεθών στο επίπεδο αυτό και μηδενική κάθετη συνιστώσα της ταχύτητας.
- Στα μέρη Pressure & Suction Side, Front & Support Tube ορίστηκε η οριακή συνθήκη στερεού, στα οποία ισχύουν οι συνθήκες μη ολίσθησης και μη εισχώρησης.

Τα **δεδομένα** αποτελούνται από στοιχεία που σχετίζονται με τις διάφορες παραμέτρους της ροής, του πλέγματος και του τρόπου επίλυσης της ροής. Τα δεδομένα αναλύονται παρακάτω.

Αρχικά, ως ρευστό επιλέγεται ο αέρας αφού η χρήση του αετού γίνεται κοντά στο έδαφος (θάλασσα, λίμνη). Επομένως, η θερμοκρασία, η πίεση και η πυκνότητα είναι στις ατμοσφαιρικές συνθήκες. Ως θερμοκρασία, πίεση και πυκνότητα του αέρα επιλέγονται οι τιμές 15 °C, 1 atm και 1.225 kg/m<sup>3</sup> αντίστοιχα οι οποίες είναι τυπικές τιμές συνθηκών ατμόσφαιρας στο επίπεδο της επιφάνειας της θάλασσας. Ο αέρας θεωρείται τέλειο αέριο, με σταθερή συνεκτικότητα και, επομένως, η δυναμική συνεκτικότητα στις συγκεκριμένες συνθήκες είναι 1.79 × 10<sup>-5</sup> Ns/m<sup>2</sup>. Η ταχύτητα του ανέμου λαμβάνεται ίση με 7.5 m/s. Αυτό αποφασίστηκε γιατί ο αετός που χρησιμοποιείται στην ανάλυση είναι μεγέθους 11 m<sup>2</sup>, στον οποίο αντιστοιχεί ονομαστική ταχύτητα ανέμου 15 knots,

όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 1.7, δηλαδή περίπου  $7.5 \text{ m/s}$ .

Η ένταση της τύρβης ορίζεται λαμβάνοντας τις τιμές της από μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν πάνω σε ανεμογεννήτρια. Αυτό συμβαίνει διότι οι συνθήκες λειτουργίας της ανεμογεννήτριας ανοιχτής θαλάσσης και του αετού είναι παρόμοιες. Σύμφωνα με την εργασία [20], η ένταση της τύρβης του ανέμου σε ανεμογεννήτρια κυμαίνεται από 3% έως 20%. Εδώ, προτιμάται η χρήση της χαμηλότερης τιμής της έντασης της τύρβης, για να αποφευχθεί η σημαντική αύξηση των δυνάμεων τριβής λόγω συνεκτικότητας και, επομένως, την απλοποίηση του μοντέλου. Όμως, επιλύοντας τη ροή μέσω του μοντέλου τύρβης Spalart-Allmaras [21], ένας τρόπος για να εισαχθεί η ένταση της τύρβης είναι το κλάσμα συνεκτικότητας ( $\mu_\tau/\mu$ ). Παρόλα αυτά, δεν υπάρχει ακριβής σχέση που να συνδέει την ένταση της τύρβης με το κλάσμα συνεκτικότητας, συνεπώς, ορίζεται κλάσμα συνεκτικότητας ίσο με 20, που αποτελεί τυπική τιμή σε προβλήματα εξωτερικής αεροδυναμικής για χαμηλές ταχύτητες ανέμου.

Σχετικά με τη γωνία πρόσπτωσης, ο αετός αναλύεται σε γωνία πρόσπτωσης ίση με  $5^\circ$ . Σε αυτήν τη γωνία πρόσπτωσης, η δύναμη άνωσης του αετού είναι περίπου  $85 \text{ N}$  που είναι σχεδόν τετραπλάσια της δύναμης βάρους του συστήματος αετού-σχοινιών. Συνεπώς, λόγω της διαφοράς αυτής κρίθηκε ότι ο αετός στη συγκεκριμένη γωνία πρόσπτωσης είναι ικανός να είναι σε πτήση.

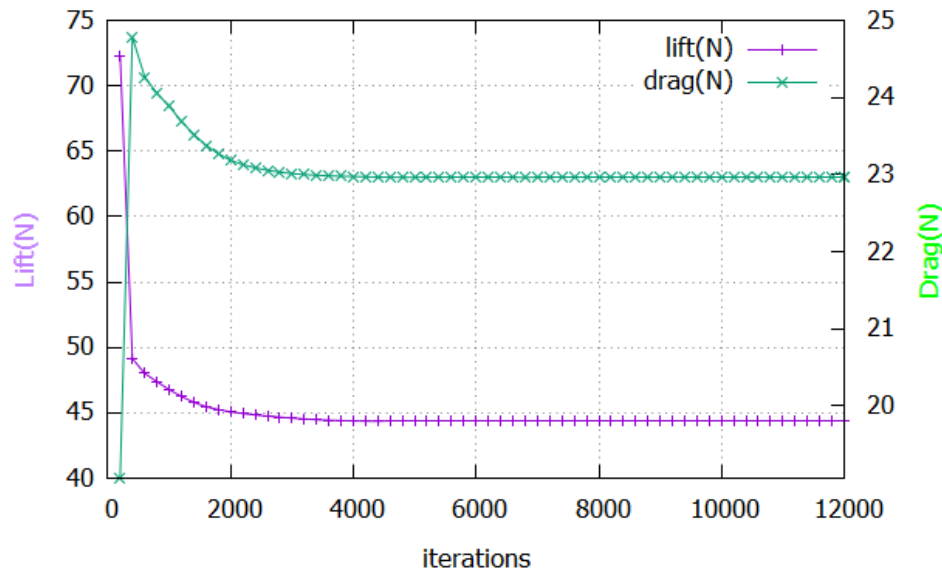
Στον πίνακα 4.3 παρουσιάζονται συνολικά τα δεδομένα που ορίστηκαν για την επίλυση του CFD.

**Πίνακας 4.3:** Δεδομένα για την επίλυση του CFD.

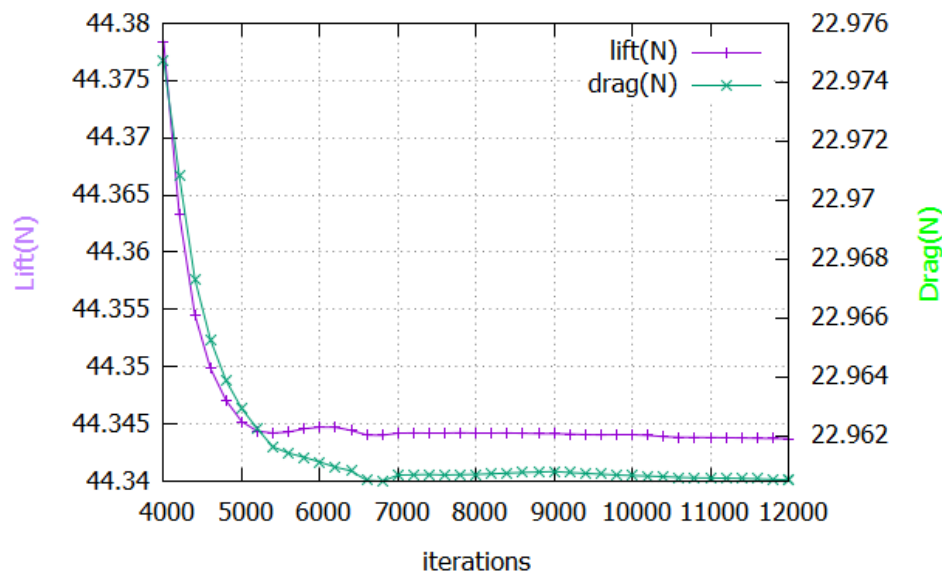
Παράμετρος	Τιμή/Μέθοδος	Μονάδες
	Τιμές απομακρυσμένης ροής	
Πυκνότητα	1.225	$kg/m^3$
Πίεση	1	atm
Απόλυτη τιμή ταχύτητας	7.5	$m/s$
Γωνία πρόσπτωσης	5	°
Κλάσμα συνεκτικότητας ( $\mu_\tau/\mu$ )	20	
	Ροή	
Είδος ροής	Τυρβώδης	
Μοντέλο Τύρβης	Spalart Allmaras	
	Τρόπος επίλυσης	
Μέθοδος ολοκλήρωσης	Third Order Runge Kutta	
Μέθοδος υπολογισμού χωρικής παραγώγου	P1-elements	
Τάξη ακρίβειας διακριτοποίησης	2ου βαθμού	
	Ιδιότητες αερίου	
Σταθερά αερίων	287	$J/kgK$
Ειδική θερμοχωρητικότητα	1.4	$J/kgK$
Δυναμική συνεκτικότητα	$1.789 \times 10^{-5}$	$Ns/m^2$
Συνεκτικότητα	Σταθερή	
	Ιδιότητες τοίχου	
θερμική μετάδοση	Αδιαβατική	

### 4.2.2 Αποτελέσματα CFD ανάλυσης

Εδώ, επιτυγχάνεται η πρόλεξη της ροής για τον αετό στην αρχική θέση στην οποία επιλέχθηκε να τοποθετηθεί δηλαδή για γωνία τοποθέτησης πτέρυγας  $5^\circ$ . Για την πρόλεξη της ροής, προκύπτει ένα σύστημα εξισώσεων, το οποίο είναι μη γραμμικό και λύνεται επαναληπτικά. Η σύγκλιση της επαναληπτικής διαδικασίας για τις δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας παρουσιάζεται στα σχήματα 4.12, 4.13. Η επαναληπτική διαδικασία εκτείνεται μέχρι και τις  $12 \times 10^3$  επαναλήψεις για να προσδιοριστεί με καλύτερο τρόπο το σφάλμα που προκύπτει από τη διακοπή της διαδικασίας σε μικρότερο αριθμό επαναλήψεων.



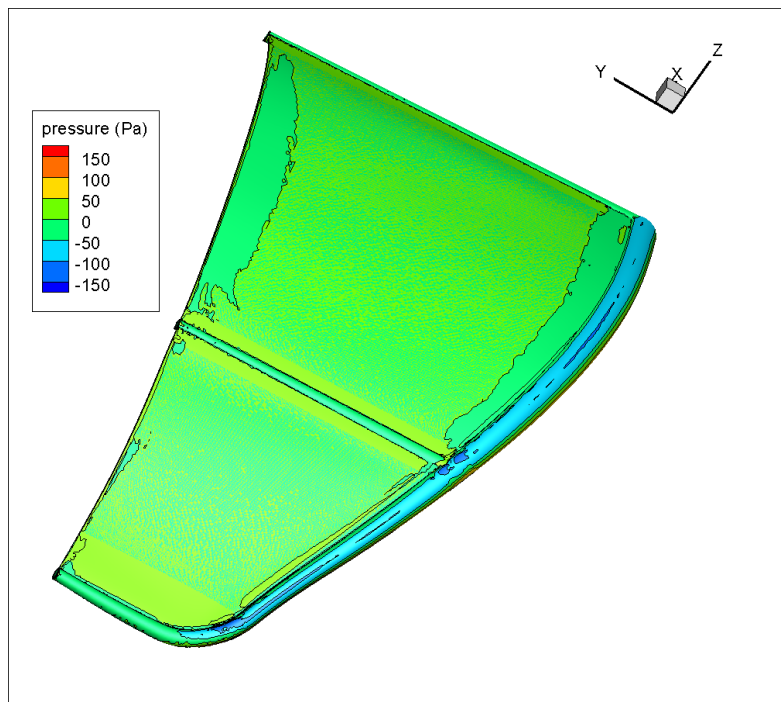
**Σχήμα 4.12:** Δύναμη άωσης (μοβ) και οπισθέλκουσας (πράσινο) συναρτήσει του αριθμού επαναλήψεων του επιλύτη CFD για την πρόλεξη μόνο της ροής.



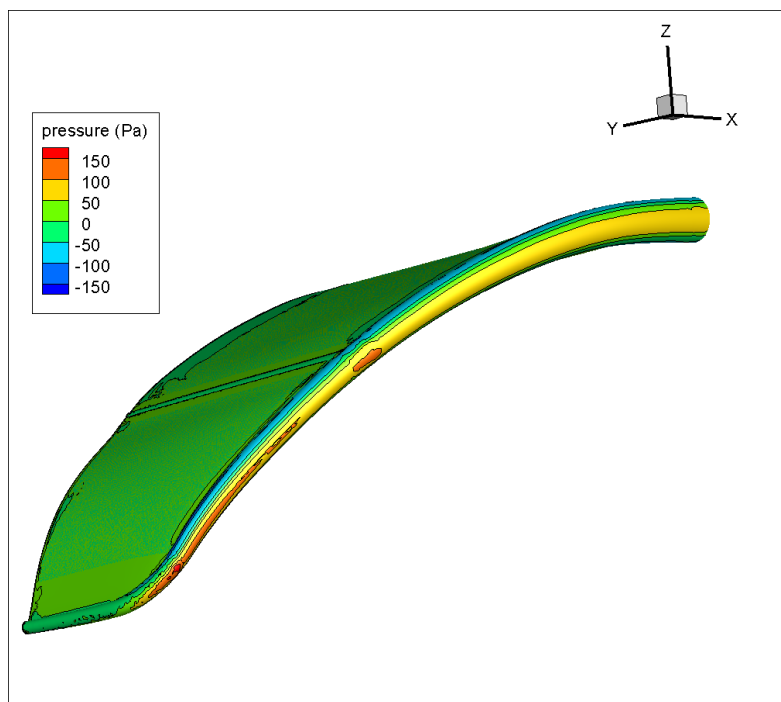
**Σχήμα 4.13:** Δύναμη άωσης(μοβ) και οπισθέλκουσας(πράσινο) συναρτήσει του αριθμού επαναλήψεων με αποκοπή των πρώτων 4000 επαναλήψεων.

Στο σχήμα 4.13 παρατηρείται ότι το σχετικό σφάλμα υπολογισμού των αεροδυναμικών δυνάμεων στις  $6 \times 10^3$  επαναλήψεις σε σχέση με τις  $12 \times 10^3$  επαναλήψεις είναι περίπου 0.0025%. Για τον παραπάνω λόγο, η επαναληπτική διαδικασία διακόπτεται στις  $6 \times 10^3$  επαναλήψεις, όπου η κατανομή πίεσης πάνω στην επιφάνεια του αετού απεικονίζεται μέσω του διαγράμματος ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης στα σχήματα 4.14, 4.15, 4.16.

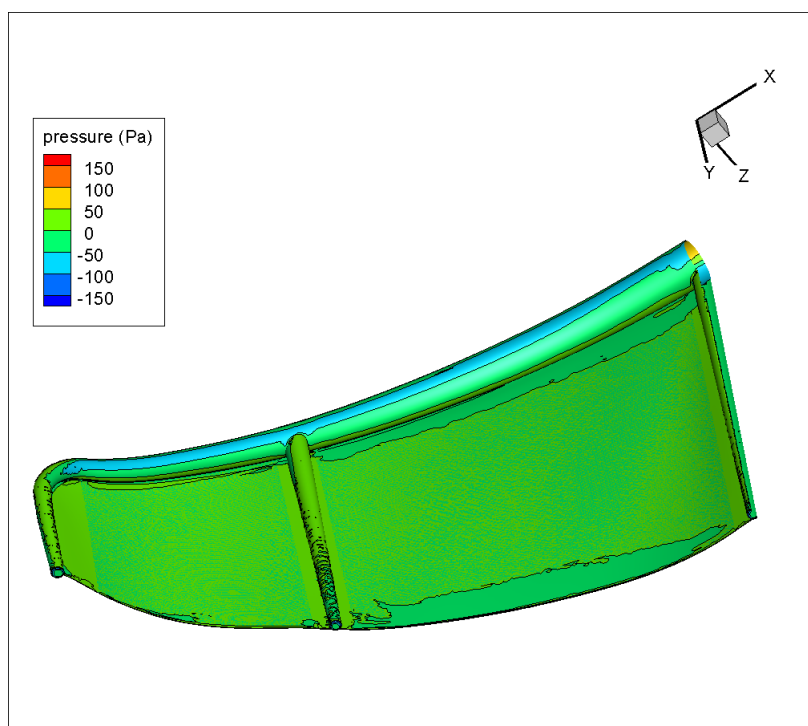




Σχήμα 4.14: Διάγραμμα ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης στην πάνω πλευρά του αετού.



Σχήμα 4.15: Διάγραμμα ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης στην πρόσοψη του αετού.



**Σχήμα 4.16:** Διάγραμμα ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης στην κάτω πλευρά του αετού.

Σε αυτό το σημείο, από την επίλυση του CFD, λαμβάνεται η αεροδυναμική φόρτιση σε κάθε κόμβο του επιφανειακού πλέγματος του αετού, η οποία προβάλλεται στην κάθετη συνιστώσα της επιφάνειας και έτσι μετατρέπεται σε κομβική πίεση. Σημειώνεται ότι, για την επιφάνεια των πανιών, η οποία δέχεται σε κάθε κόμβο πίεση κάθετη στην πλευρά υπερπίεσης και υποπίεσης, υπολογίζεται η διαφορά τους έτσι ώστε η πίεση να ασκείται στη μία μόνο πλευρά της επιφάνειας (του πανιού). Το παραπάνω υλοποιείται για την εφαρμογή των πιέσεων στο δομικό μοντέλο, που θα αναλυθεί στο επόμενο κεφάλαιο.

Όσον αφορά τον χρόνο εκτέλεσης που απαιτείται για την υλοποίηση των  $6 \times 10^3$  επαναλήψεων είναι 2 ώρες και 15 λεπτά. Το τρέξιμο του κώδικα γίνεται παράλληλα σε δύο κάρτες γραφικών NVIDIA-TESLA K40m.

# Κεφάλαιο 5

## Δομικό Μοντέλο Αετού (FEM)

Το λογισμικό ANSYS [22] αποτελεί λογισμικό για αναλύσεις σε πολλούς τομείς. Στην εργασία αυτή, η χρήση του λογισμικού γίνεται για τη στατική ανάλυση του αετού. Για τη χρήση του λογισμικού χρησιμοποιείται άδεια, η οποία δόθηκε από τη Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών του ΕΜΠ. Δύο υποκατηγορίες του συγκεκριμένου λογισμικού είναι το WORKBENCH (WB) και το APDL, τα οποία χρησιμοποιήθηκαν συνδυαστικά για τη δημιουργία του δομικού μοντέλου και, τέλος, για την επίλυση του και την εξαγωγή της κατανομής του πεδίου μετατόπισης πάνω στον αετό.

### 5.1 Δημιουργία Δομικού Μοντέλου

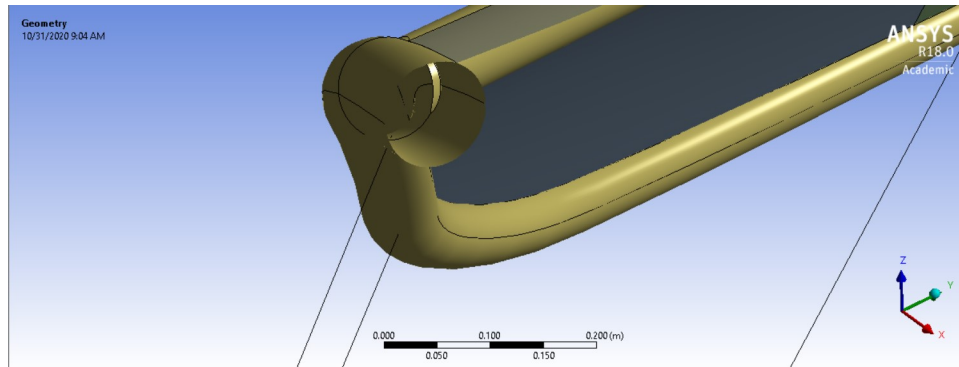
Για τη δημιουργία του δομικού μοντέλου (FEM) χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό WB. Στο συγκεκριμένο λογισμικό πραγματοποιείται η δημιουργία του δομικού μοντέλου.

#### 5.1.1 Μετατροπή Γεωμετρίας Αετού σε Στοιχεία

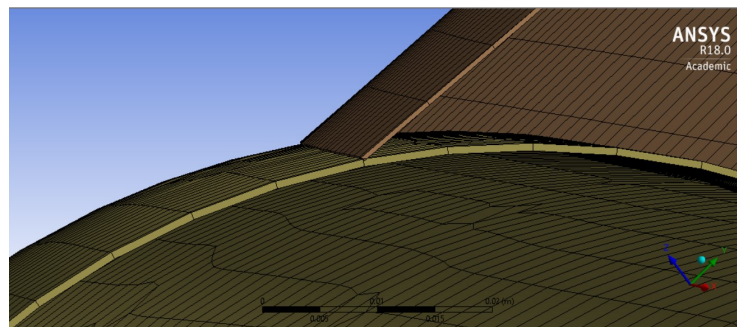
Η κυριότερη είσοδος που δέχεται το WB είναι η CAD αναπαράσταση του αετού, που σχεδιάστηκε, όπως εξηγείται στο κεφάλαιο 2. Μία ακόμα είσοδος αποτελεί η γεωμετρία των σχοινιών (tethers) του αετού.

Στο σχήμα 5.1 παρουσιάζεται μία τομή του αετού, για να γίνει εμφανής η γεωμετρία, που είναι σχεδιασμένη με επιφάνειες για τον αετό και με γραμμές για τα σχοινιά, καθώς και να δοθεί έμφαση στην κούφια μορφή των σωλήνων. Έτσι, για τη μοντελοποίηση του πανιού και των φουσκωτών σωλήνων χρησιμοποιήθηκαν στοιχεία κελύφους (shell elements). Τα στοιχεία κελύφους (σχήμα 5.2) χρησιμοποιούνται για τη μοντελοποίηση μερών, των οποίων το πάχος είναι πολύ μικρότερο από τις υπόλοιπες διαστάσεις.

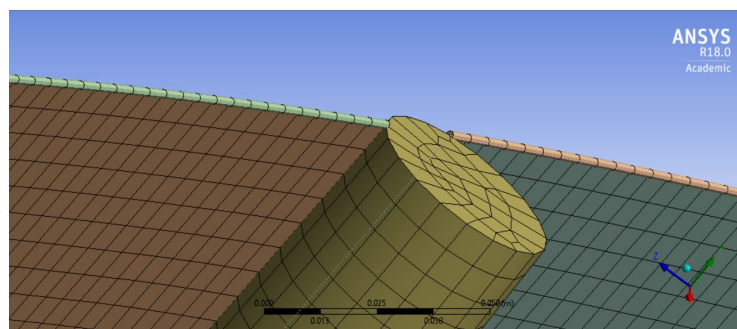
Τα συγκεκριμένα στοιχεία εφαρμόζονται σε επιφάνειες πάνω στις οποίες προσθέτουν ένα φαινόμενο πάχος, έτσι ώστε να οριστεί πλήρως η τριδιάστατη γεωμετρία τους. Αντίστοιχα, η γεωμετρία των σχοινιών έχει σχεδιαστεί με γραμμές και, συνεπώς, μοντελοποιήθηκαν με στοιχεία δοκού (beam elements). Τα στοιχεία δοκού (σχήματα 5.3, 5.4) εφαρμόζονται σε μέρη, τα οποία το μήκος τους είναι πολύ μεγάλο σχετικά με τη διατομή. Τα στοιχεία αυτά εφαρμόζονται πάνω σε γραμμές, προσθέτοντας τους μια φαινόμενη διατομή, για να οριστεί καθολικά το τριδιάστατο μοντέλο.



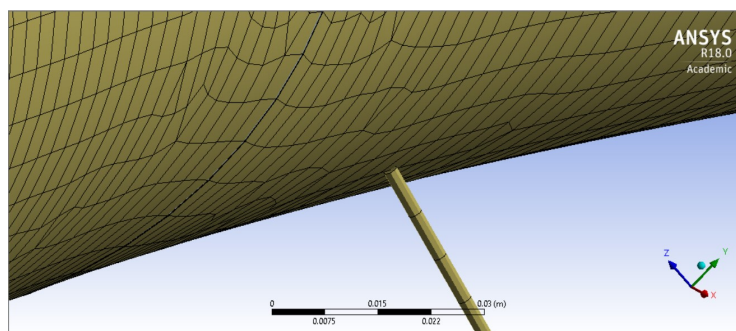
Σχήμα 5.1: Γεωμετρία αετού και σχοινιών σχεδιασμένη με επιφάνειες και γραμμές.



Σχήμα 5.2: Στοιχεία κελύφους στα πανιά και στους σωλήνες.



Σχήμα 5.3: Στοιχεία δοκού στην ακμή εκφυγής.



Σχήμα 5.4: Στοιχεία δοκού στα σχοινιά.

Όσον αφορά το πανί, αυτό μετρήθηκε στην εργασία [13] και είναι  $0.08 \text{ mm}$ , η οποία είναι πολύ μικρή τιμή. Ωστόσο, επειδή το μέτρο ελαστικότητας των στοιχείων του πανιού ( $E[N/m^2]$ ) δίνεται ως στιβαρότητα μεμβράνης ( $C[N/m]$ ), η οποία ορίζεται ως:

$$C = E t \quad (5.1)$$

το μέτρο ελαστικότητας μπορεί να υπολογιστεί από την εξίσωση 5.1. Έτσι, με τον ορισμό του πάχους προκύπτει το αντίστοιχο μέτρο ελαστικότητας. Εν ολίγοις, η στιβαρότητα των στοιχείων του πανιού ορίζεται από την στιβαρότητα της μεμβράνης, που δεν εξαρτάται από το πάχος. Με παρόμοιο τρόπο, η αντίστοιχη πυκνότητα, προκύπτει από την ειδική πυκνότητα ( $\mu[kg/m^2]$ ) η οποία ορίζεται ως:

$$\mu = \rho t. \quad (5.2)$$

Για να επιτευχθεί καλύτερη συνεργασία στα σημεία επαφής των στοιχείων κελύφους, ορίστηκε νέα τιμή του πάχους των πανιών, χωρίς να προκαλείται κάποια μεταβολή στις ιδιότητες του πανιού, ίση με  $0.20 \text{ mm}$ , κοντά στην τιμή του πάχους των σωλήνων που είναι  $0.33 \text{ mm}$ . Υπενθυμίζεται ότι, η τιμή της στιβαρότητας μεμβράνης και της ειδικής πυκνότητας παραμένουν σταθερές, παρά τη μεταβολή του πάχους.

Χρησιμοποιώντας τα στοιχεία που αναφέρθηκαν στην ενότητα 3.4, δημιουργήθηκε ο πίνακας 5.1.

Πίνακας 5.1: Πίνακας ιδιοτήτων υλικών αετού και σχοινιών.

	Πανί	Σωλήνες	Σχοινιά
Πάχος ( $mm$ )	0.20	0.33	2
Μέτρο ελαστικότητας ( $GPa$ )	3.12	9.40	60.6
Λόγος <i>Poisson</i>	0.3	0.3	0.01
πυκνότητα ( $kg/m^3$ )	2130	825	1000

Όπως αναφέρθηκε στην ενότητα 3.2, κατά την επίλυση δεν υπάρχει έλεγχος. Ο μηδενικός έλεγχος έχει ως αποτέλεσμα ο αετός να δέχεται μεγαλύτερες παραμορφώσεις, κατά την FSI ανάλυση, σε σχέση με την περίπτωση που θα υπήρχε έλεγχος και ο αετός θα διατηρείτο κοντά στην αρχική του θέση. Επίσης, δεν λαμβάνεται υπόψη η μη γραμμικότητα των υλικών με αποτέλεσμα να προστίθενται μη-πραγματικές παραμορφώσεις. Εκτός αυτού, σε αετούς αετοσανίδας υπάρχουν ενισχύσεις στους σωλήνες και στα πανιά οι οποίες δεν προστέθηκαν στο μοντέλο για να μην γίνει περισσότερο περίπλοκο. Συνεπώς, για να μπορέσει ο αετός να αντέξει τις μεγαλύτερες παραμορφώσεις και να επανέλθει κοντά στην αρχική του θέση κατά την ανάλυση, απαιτήθηκε να διπλασιαστούν τα πάχη στα στοιχεία κελύφους. Τα διορθωμένα πάχη παρουσιάζονται στον διορθωμένο πίνακα 5.2.

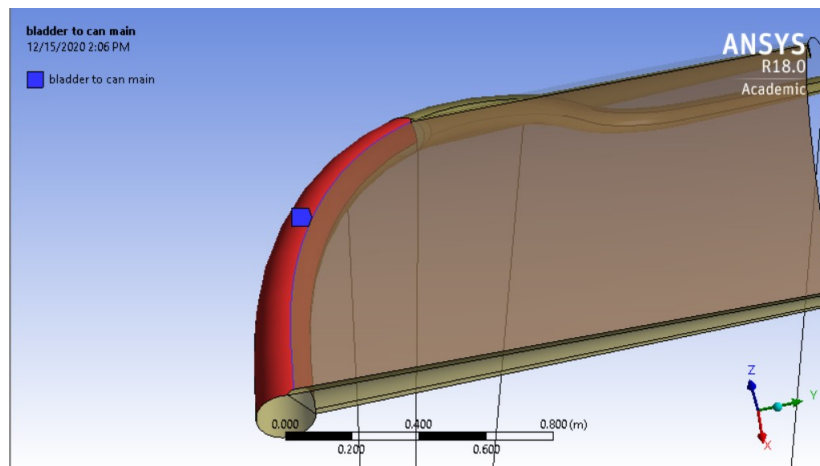
**Πίνακας 5.2:** Διορθωμένος πίνακας ιδιοτήτων υλικών του αετού και των σχοινιών με τον οποίο γίνεται η επίλυση του FEM.

	Πανί	Σωλήνες	Σχοινιά
Πάχος ( <i>mm</i> )	0.40	0.66	2
Μέτρο ελαστικότητας ( <i>GPa</i> )	3.12	9.40	60.6
Λόγος <i>Poisson</i>	0.3	0.3	0.01
πυκνότητα ( <i>kg/m<sup>3</sup></i> )	2130	825	1000

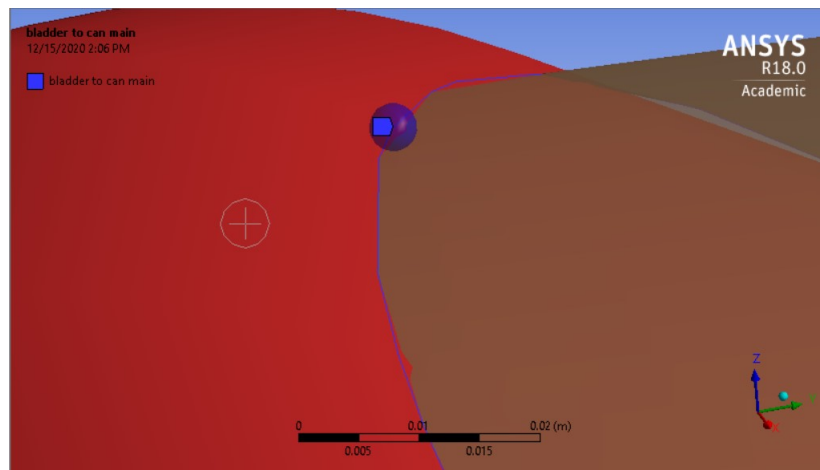
Σχετικά με τη γένεση του CSM πλέγματος, αυτή λαμβάνει χώρα αυτόματα από το WB ορίζοντας σχετικές παραμέτρους, οι οποίες δεν θα αναφερθούν. Θα γίνει, όμως, αναφορά στην πυκνότητα του πλέγματος.

### 5.1.2 Σύνδεση Σωλήνων και Πανιών

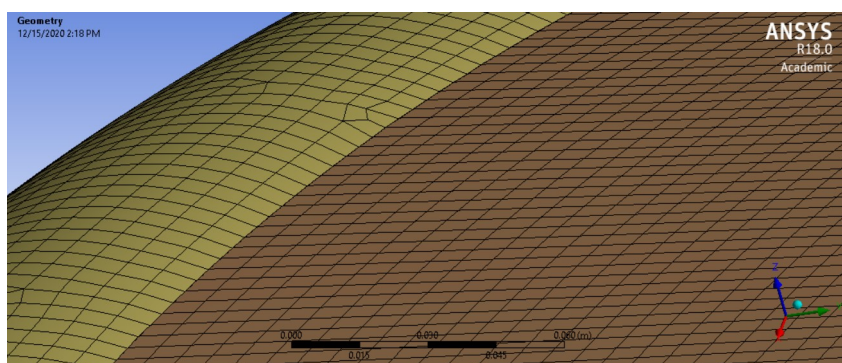
Η σύνδεση των φουσκωτών σωλήνων και των πανιών υλοποιείται μέσω της επιλογής *manual mesh connection*. Με τον ίδιο τρόπο υλοποιείται και η σύνδεση της ακμής εκφυγής με το πανί. Η επιλογή *manual mesh connection* συνδέει τους κόμβους στην περιοχή σύνδεσης των δύο μερών, που βρίσκονται σε απόσταση μικρότερη από μια συγκεκριμένη τιμή, η οποία ορίζεται από το χρήστη. Στο σχήμα 5.5 παρουσιάζεται μια αντιπροσωπευτική σύνδεση πανιού με σωλήνα. Στο συγκεκριμένο σχήμα, με κόκκινο χρώμα, απεικονίζεται η επιλογή της επιφάνειας του σωλήνα προσβολής και, με μπλε χρώμα, το όριο του κύριου πανιού. Επιλέγοντας ως ανοχή συγχώνευσης κόμβων (*tolerance*) 2 *mm* (σχήμα 5.6) πραγματοποιείται η συγχώνευση των κόμβων στην περιοχή σύνδεσης, η οποία παρουσιάζεται στο σχήμα 5.7.



Σχήμα 5.5: Manual mesh connection μεταξύ κεντρικού πανιού και σωλήνα προσβολής.



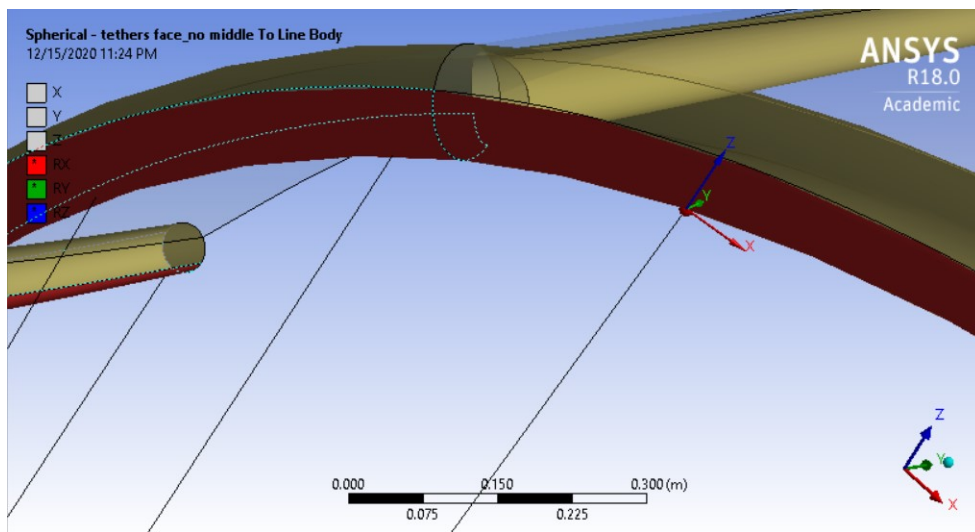
Σχήμα 5.6: Ανοχή συγχώνευσης των κόμβων.



Σχήμα 5.7: Συγχωνευμένο πλέγμα μεταξύ σωλήνα προσβολής και κεντρικού πανιού.

### 5.1.3 Σύνδεση Σωλήνων και Σχοινιών

Η σύνδεση του σωλήνα προσβολής με τα σχοινιά επιτυγχάνεται με τη χρήση της επιλογής joint-spherical, που συνδέει δυναμικά την άκρη μιας δοκού με μια επιφάνεια κελύφους. Επιλέγεται, λοιπόν, η επιφάνεια του σωλήνα προσβολής, η οποία έρχεται σε επαφή με το άκρο του σχοινοῦ, και το άκρο αυτό (σχήμα 5.8). Η επιλογή spherical εκφράζει ότι το άκρο της δοκού είναι απλά εδρασμένο πάνω στην επιφάνεια, δηλαδή είναι ελεύθερο να περιστραφεί αλλά όχι να μετακινηθεί. Ο λόγος για τον οποίο επιλέχθηκε η απλή έδραση των σχοινιών πάνω στον σωλήνα προσβολής είναι για να μοντελοποιηθεί με τον καλύτερο τρόπο η σχεδόν μηδενική καμπτική δυσκαμψία των σχοινιών.

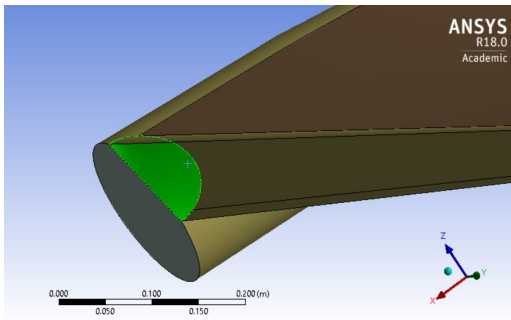


Σχήμα 5.8: Joint-spherical μεταξύ σχοινιών και σωλήνα προσβολής.

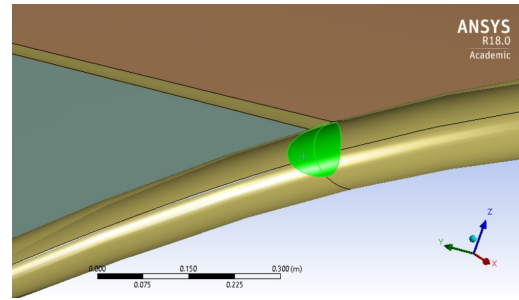
### 5.1.4 Προσθήκη Εσωτερικών Δίσκων

Εσωτερικά των σωλήνων προστέθηκαν δίσκοι σε συγκεκριμένα σημεία. Αναλύοντας, οι δίσκοι που προστέθηκαν στους υποστηρικτικούς σωλήνες τοποθετήθηκαν στο σημείο τομής τους με τον σωλήνα προσβολής (σχήματα 5.9,5.10). Παράλληλα, στον σωλήνα προσβολής προστέθηκαν δύο δίσκοι, οι οποίοι τοποθετήθηκαν εγκάρσια στον άξονα συμμετρίας τους και στα σημεία τομής τους με τους υποστηρικτικούς σωλήνες (σχήματα 5.11,5.12). Ο λόγος της προσθήκης των δίσκων στους υποστηρικτικούς σωλήνες είναι για να αποτελεί ο καθένας ξεχωριστό και κλειστό σωλήνα. Επιπρόσθετα, οι δίσκοι εσωτερικά του σωλήνα προσβολής προστέθηκαν για να αυξηθεί η δυσκαμψία του, διότι ο συγκεκριμένος σωλήνας είναι ευάλωτος σε στρεβλώσεις λόγω του μεγάλου του μήκους. Σημειώνεται ότι στην πραγματικότητα αυτό δεν συμβαίνει διότι ο σωλήνας περιέχει εσωτερικά αεροθάλαμο με πεπιεσμένο αέρα και η στρέβλωση του είναι αρκετά δύσκολη. Η προσέγγιση της συμπεριφοράς του όμως είναι αρκετά δύσκολη και ένας από τους λόγους για τους οποίους δεν γίνεται ακριβής προσέγγιση είναι η μη-γραμμικότητα των υλικών, όπως προαναφέρθηκε.

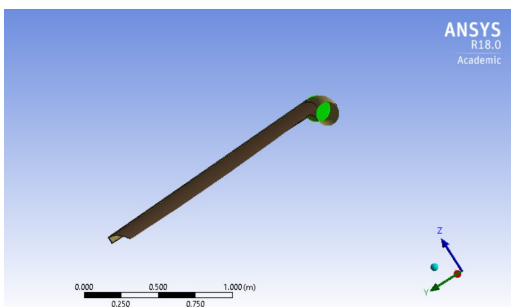




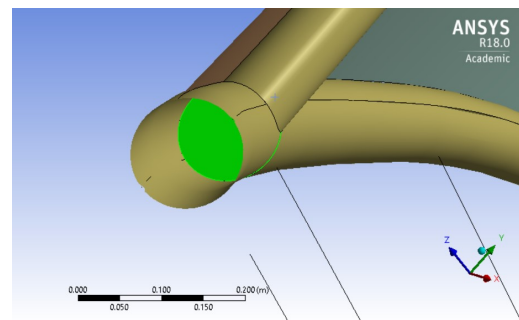
Σχήμα 5.9: Δίσκος κεντρικού υποστηρικτικού σωλήνα.



Σχήμα 5.10: Δίσκος δευτερεύοντα υποστηρικτικού σωλήνα.



Σχήμα 5.11: Δίσκος σωλήνα προβολής στο επίπεδο συμμετρίας του αετού.



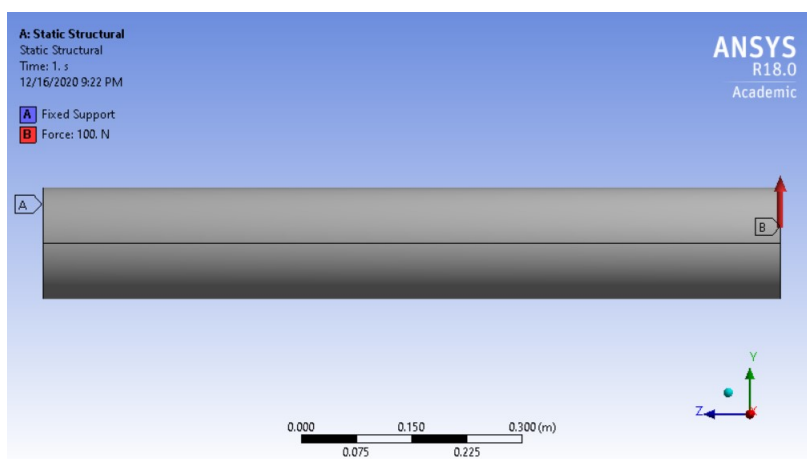
Σχήμα 5.12: Δίσκος σωλήνα προβολής στην περιοχή τομής του με τον δευτερεύοντα υποστηρικτικό σωλήνα.

Αξίζει να αναφερθεί ότι το πλέγμα των δίσκων συνδέεται με το υπόλοιπο πλέγμα με την εντολή συγχώνευσης των κόμβων του ορίου τους (manual mesh connection), όπως αναφέρθηκε προηγουμένως.

### 5.1.5 Εσωτερική Πίεση Φουσκωτών Σωλήνων

Γίνεται διερεύνηση της διαφοράς της απόκρισης σωλήνα σε στατική φόρτιση, ασκώντας μία δύναμη στην άκρη του και πακτώνοντας το άλλο άκρο, στις περιπτώσεις που η εσωτερική πίεση είναι μηδενική και μη. Αυτό συμβαίνει επειδή η αρχική μορφή του αετού στρεβλώνεται μερικώς, όταν ασκείται εσωτερική πίεση στους σωλήνες. Το παραπάνω λαμβάνει χώρα, κυρίως, λόγω μη συμμετρικής φόρτισης του σωλήνα προσβολής, έχοντας μη συμμετρική γεωμετρία ως προς οποιοδήποτε επίπεδο.

Για τη διερεύνηση χρησιμοποιείται τυπικός σωλήνας μήκους 1 m, διαμέτρου 150 mm και πάχους 0.4 mm. Το υλικό που χρησιμοποιήθηκε είναι το υλικό Vectran με το οποίο γίνεται η μοντελοποίηση των σωλήνων του αετού στη συγκεκριμένη εργασία. Ο σωλήνας πακτώνεται από τη μία του άκρη και στην άλλη του άκρη ασκείται εγκάρσια δύναμη 100 N (σχήμα 5.13). Η μετατόπιση του άκρου του παρουσιάζεται για τις δύο περιπτώσεις στον πίνακα 5.3, στον οποίο παρατηρείται ότι η εσωτερική πίεση μπορεί να αμεληθεί εφόσον η διαφορά στην απόκριση είναι τόσο μικρή.



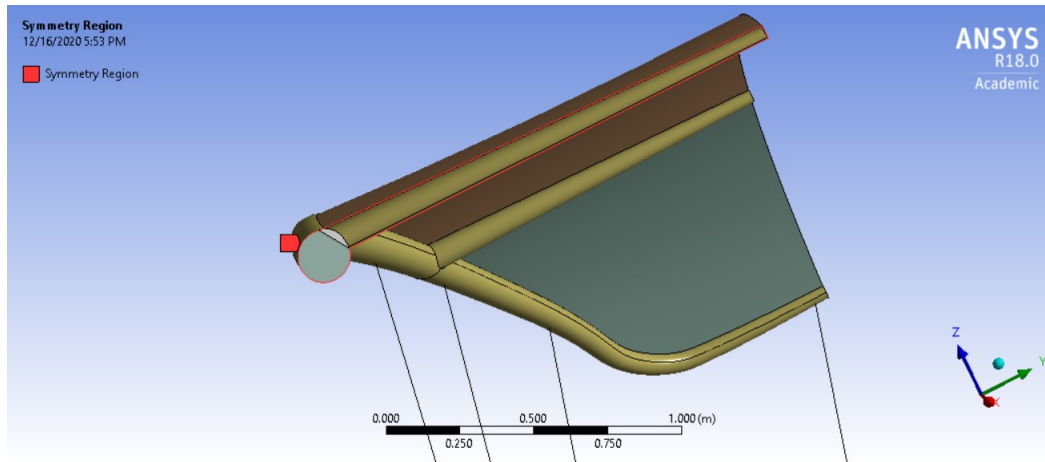
Σχήμα 5.13: Πάκτωση στην περιοχή A και φόρτιση στην περιοχή B.

Πίνακας 5.3: Μετατόπιση του άκρου του σωλήνα φορτίζοντας το άκρο με δύναμη 100 N.

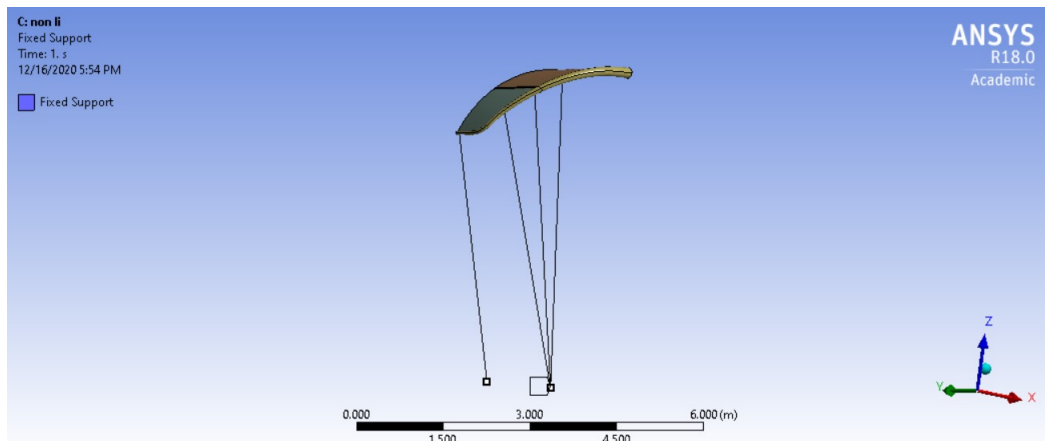
Εσωτερική πίεση (bar)	Μετατόπιση (mm)
0	6.98
0.7	6.99

### 5.1.6 Ορισμός Οριακών Συνθηκών

Αρχικά, ορίζεται η οριακή συνθήκη συμμετρίας στο επίπεδο συμμετρίας του αετού (σχήμα 5.14). Στη συνέχεια, ορίζεται η οριακή συνθήκη στα ελεύθερα άκρα των σχοινιών, τα οποία πακτώνονται στο έδαφος (σχήμα 5.15).

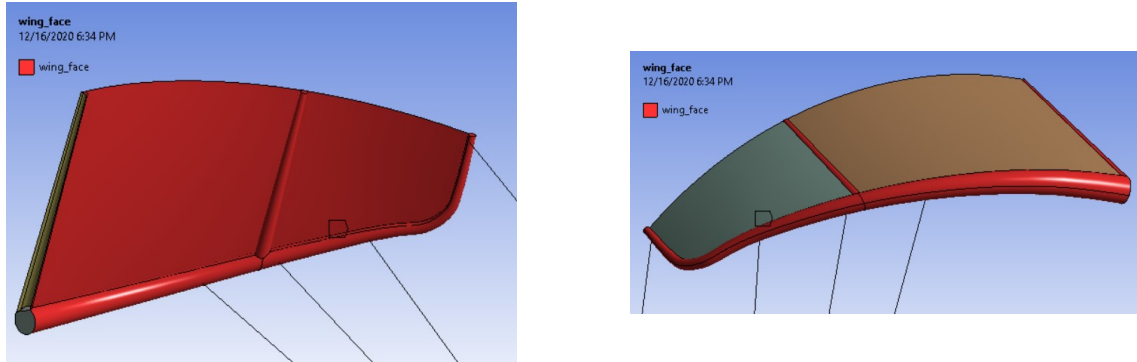


Σχήμα 5.14: Οριακή συνθήκη συμμετρίας στο όριο με κόκκινο χρώμα.



Σχήμα 5.15: Οριακή συνθήκη πάκτωσης στα δύο ελεύθερα άκρα των σχοινιών.

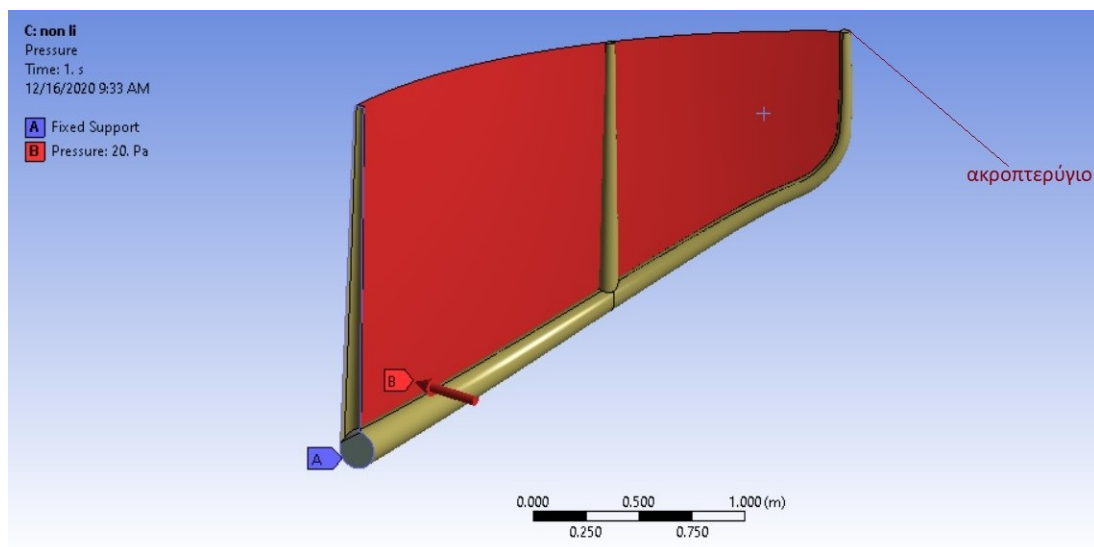
Αναφέρεται ότι, εκτός από τις τυπικές οριακές συνθήκες, ορίζεται η οριακή συνθήκη διεπιφάνειας, η οποία, στη συγκεκριμένη περίπτωση, είναι η επιφάνεια του αετού, με την ιδιαιτερότητα ότι η επιφάνεια του πανιού ορίζεται μόνο από την πλευρά πίεσης (σχήμα 5.16).



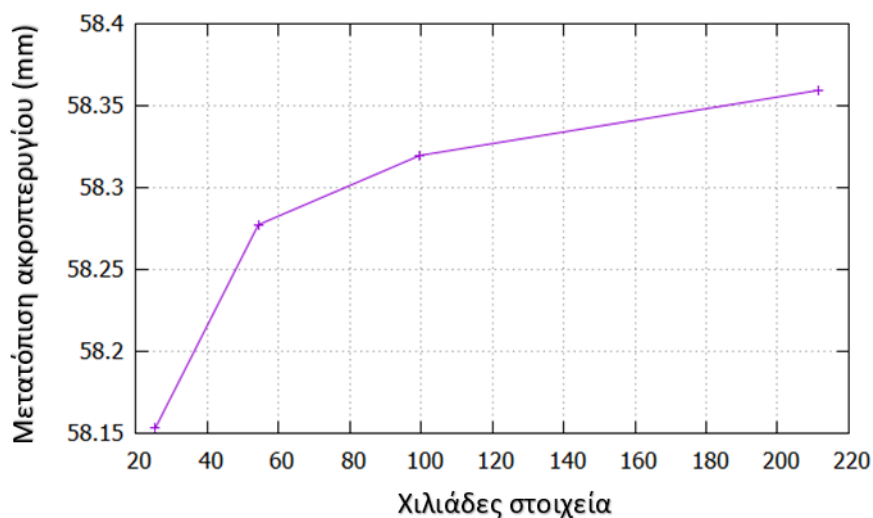
Σχήμα 5.16: Διεπιφάνεια απεικονισμένη με κόκκινο χρώμα.

### 5.1.7 Μελέτη Ανεξαρτησίας Πλέγματος

Για τη διερεύνηση της απαιτούμενης πυκνότητας του CSM πλέγματος, ώστε να επιτευχθεί ανεξαρτησία πλέγματος, αναλύεται ο αετός σε στατική φόρτιση. Συνεπώς, αναλύεται η μεταβολή της απόκρισής του ανάλογα με την πυκνότητα του πλέγματος. Η στατική φόρτιση επιτυγχάνεται πακτώνοντας τον αετό στο επίπεδο συμμετρίας του και εφαρμόζοντας πίεση ίση με  $20 \text{ Pa}$  στην επιφάνεια της πλευράς πίεσης των πανιών (σχήμα 5.17). Το σημείο παρατήρησης είναι η μετατόπιση του ακροπτερυγίου του αετού και τα αποτελέσματα της διερεύνησης παρουσιάζονται στο σχήμα 5.18.



Σχήμα 5.17: Οριακές συνθήκες και φορτίσεις για τη διερεύνηση πλέγματος.



**Σχήμα 5.18:** Μετατόπιση ακροπερυγίου συναρτήσει του αριθμού στοιχείων του πλέγματος.

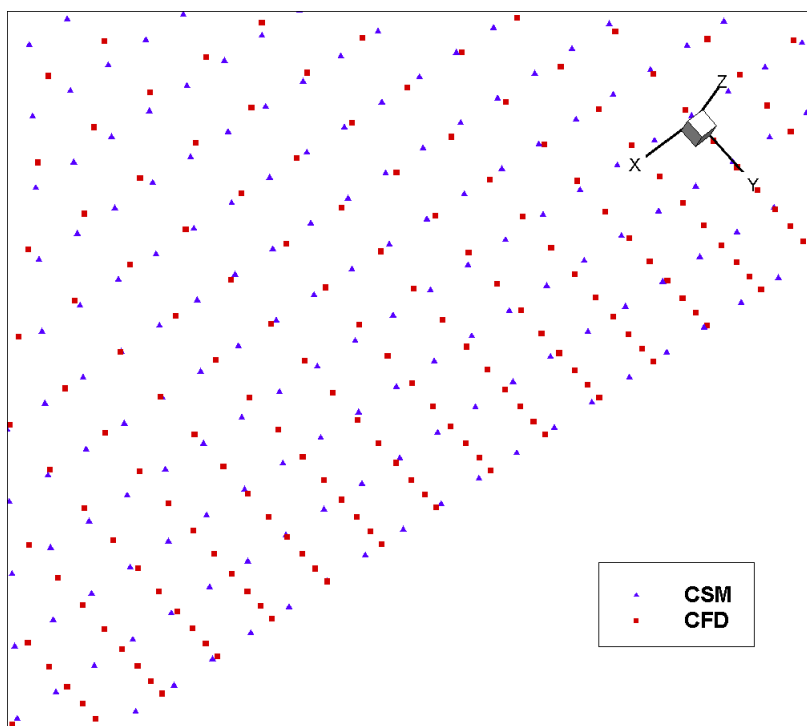
Όπως παρατηρείται στο σχήμα 5.18, η μετατόπιση του ακροπερυγίου με  $10^5$  στοιχεία είναι ικανοποιητική, αφού ο διπλασιασμός τους αντιστοιχεί σε μεταβολή 0.07 % της μετατόπισης, που στην συγκεκριμένη εργασία είναι ανεπαίσθητη. Επομένως, επιλέγεται η ανάλυση με  $10^5$  στοιχεία του CSM πλέγματος.

### 5.1.8 Συνεργασία του ANSYS-WB με το ANSYS-APDL

Όλα τα παραπάνω που ορίστηκαν στο WB-Static Structural αποθηκεύονται σε αρχείο που είναι ειδικά μορφοποιημένο για τη χρήση του στο APDL ώστε να πραγματοποιηθεί η μεταφορά του στο APDL. Αυτό επιτυγχάνεται με την εντολή Tools->Write Input File.

## 5.2 Επίλυση FEM

Στο APDL πραγματοποιείται η επίλυση του FEM λαμβάνοντας ως φόρτιση την κατανομή πίεσης πάνω στην επιφάνεια του αετού, που αποκτάται από την επίλυση του CFD και την μετατροπή των αεροδυναμικών φορτίσεων σε κομβικές πιέσεις πάνω στην επιφάνεια του αετού. Όμως, επειδή τα CFD και CSM πλέγματα δεν συμπίπτουν (σχήμα 5.19), εμφανίζεται η ανάγκη μεταφοράς των πιέσεων μεταξύ των πλεγμάτων αυτών. Αυτό πραγματοποιείται με την εντολή MAP[23] του APDL, στην οποία γίνεται παρεμβολή των πιέσεων του CFD πλέγματος στην επιφάνεια του αετού και, άρα, σε κάθε κόμβο του CSM.



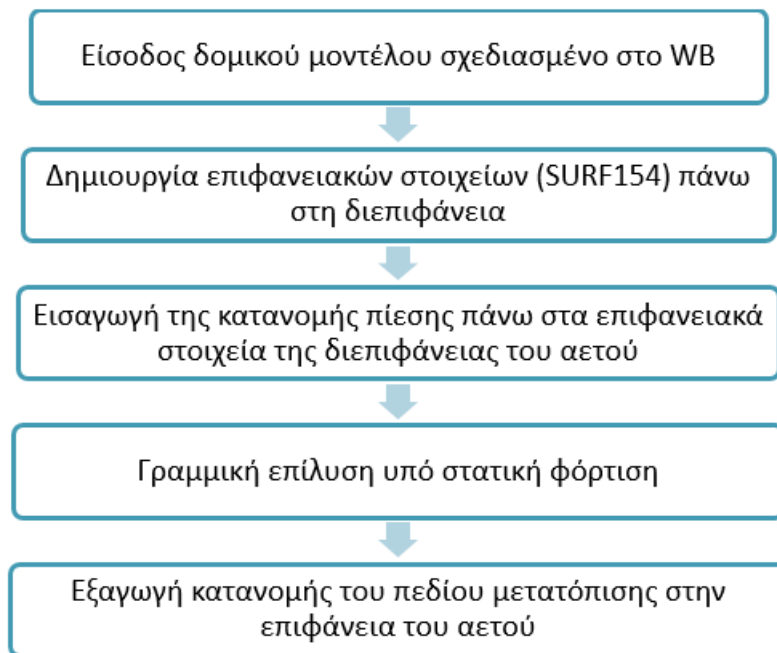
**Σχήμα 5.19:** Διαφορά θέσης κόμβων CFD και CSM επιφανειακού πλέγματος στην περιοχή της ακμής εκφυγής του αετού.

Το αποτέλεσμα της επίλυσης του FEM είναι η κατανομή του πεδίου μετατόπισης στην επιφάνεια του αετού. Η επίλυση είναι γραμμική και η φόρτιση στατική. Επιπρόσθετα, επειδή η διαδικασία ανάλυσης FSI αποτελείται από βρόχο που εμπεριέχει σταδιακή επίλυση του CFD και FEM, υπάρχει η ανάγκη επίλυσης του FEM σε ήδη παραμορφωμένο αετό. Αυτό επιτυγχάνεται συνεχίζοντας την επίλυση της αμέσως προηγούμενης λύσης με νέα φόρτιση, το οποίο στο APDL λαμβάνει χώρα με την εφαρμογή της διαδικασίας Multiframe Restart, που αναφέρεται στο εγχειρίδιο [24].

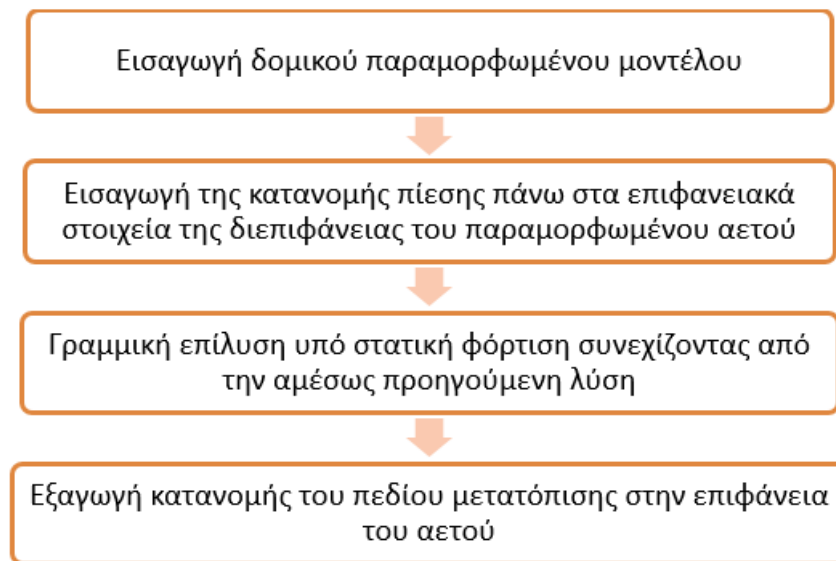
Για να πραγματοποιηθούν τα παραπάνω το APDL δέχεται ως είσοδο εντολές, που έχουν γραφτεί σε αρχείο μορφής .lgw, η οποία είναι μορφή αρχείου εντολών (script) του APDL. Τα δύο αρχεία εντολών, που χρησιμοποιούνται, διαφέρουν ως προς τη σειρά

επίλυσης του FEM. Το πρώτο αρχείο εντολών χρησιμεύει στην επίλυση του FEM του απαραμόρφωτου αετού (πρώτη επίλυση), ενώ το δεύτερο χρησιμεύει στην επίλυση του FEM του παραμορφωμένου αετού (όλες οι επόμενες επιλύσεις).

Η λειτουργία των αρχείων εντολών παρουσιάζεται στα σχήματα 5.20 και 5.21, για το απαραμόρφωτο και το παραμορφωμένο, αντίστοιχα.

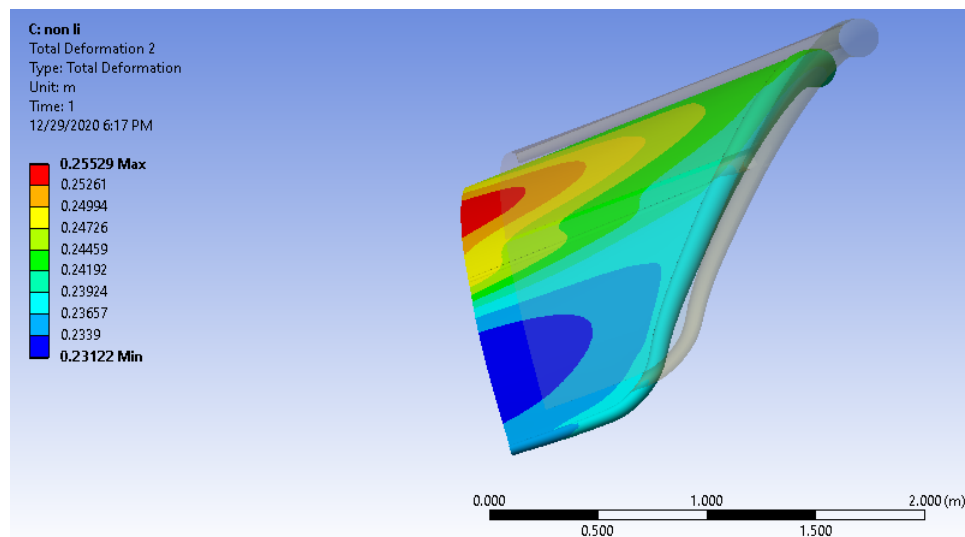


**Σχήμα 5.20:** Επίλυση απαραμόρφωτου μοντέλου.



Σχήμα 5.21: Επίλυση παραμορφωμένου μοντέλου.

Το αποτέλεσμα της επίλυσης του απαραμόρφωτου μοντέλου με φόρτιση το αντίστοιχο πεδίο πιέσεων που υπολογίστηκε από την επίλυση του CFD απεικονίζεται στο σχήμα 5.22. Ο χρόνος εκτέλεσης της επίλυσης του FEM είναι 3 λεπτά σε μία CPU.



Σχήμα 5.22: Μέτρο μετατόπισης που προέκυψε από την επίλυση του απαραμόρφωτου μοντέλου.

Μέχρι αυτό το σημείο έχει πραγματοποιηθεί η επίλυση του δομικού και αεροδυναμικού μοντέλου και έπεται η σύζευξη τους, έτσι ώστε να υλοποιηθεί η ανάλυση FSI.



# Κεφάλαιο 6

## Αεροδομική ανάλυση (FSI)

Η αεροδομική ανάλυση (FSI) πραγματοποιείται διότι η λειτουργία του αετού είναι εν πτήση και η σταθεροποίηση του είναι αρκετά δύσκολη, αφού ο έλεγχός του επιτυγχάνεται μέσω ορισμένων σχοινιών. Συνεπώς, λόγω της έντονης μεταβολής της θέσης και της εμφάνισης μεγάλων παραμορφώσεων από την αεροδυναμική φόρτιση του αετού, κρίθηκε σκόπιμο να γίνει σύζευξη του δομικού και αεροδυναμικού τμήματος, έτσι ώστε να υπολογιστεί το σημείο ισορροπίας του αετού. Στο σημείο ισορροπίας, υπολογίζονται οι δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας, οι οποίες αποτελούν ακριβέστερη προσέγγιση σε σχέση με τις αντίστοιχες που υπολογίζονται στην αρχική απαραμόρφωτη θέση του αετού. Επιπρόσθετα, εκτός από την καλύτερη προσέγγιση των δυνάμεων άνωσης και οπισθέλκουσας, από την ανάλυση αυτή μπορεί να κριθεί αν το σύστημα αετού-σχοινιών είναι ευσταθές στις συγκεκριμένες συνθήκες και, επομένως, αν είναι λειτουργικό.

### 6.1 Διαδικασία Σύζευξης Δομικού και Αεροδυναμικού Τμήματος

Για την επίτευξη της ανάλυσης FSI απαιτείται συνεπής σύζευξη του δομικού και του αεροδυναμικού τμήματος. Όπως προαναφέρθηκε στην ενότητα 1.3.1, χρησιμοποιείται η έμμεση σύζευξη (partitioned) FSI. Συνεπώς, η διαδικασία ανάλυσης FSI είναι:

1. Σχεδιασμός αετού
2. Δημιουργία CFD πλέγματος
3. Ορισμός δομικού μοντέλου αετού και δημιουργία CSM πλέγματος
4. Επίλυση της ροής για τον υπολογισμό της αεροδυναμικής φόρτισης πάνω στην

επιφάνεια του αετού

5. Επίλυση του δομικού μοντέλου για τον υπολογισμό της κατανομής του πεδίου μετατόπισης στην επιφάνεια του αετού

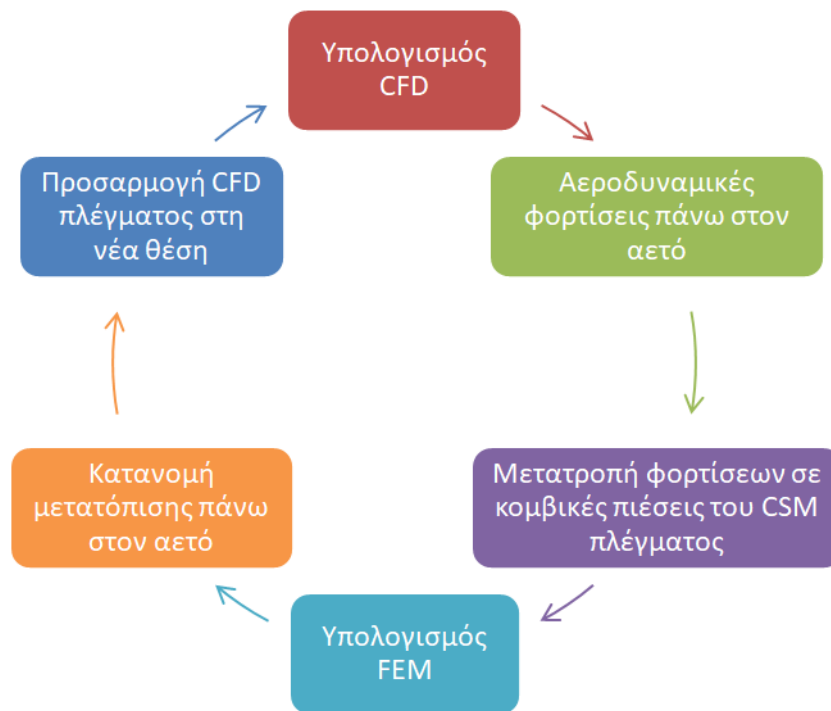
Τα βήματα 4-5 εκτελούνται επαναληπτικά μέχρις ότου επιτευχθεί κάποιο κριτήριο σύγκλισης που, ιδανικά, αυτό θα ήταν η υπολογισμένη κατανομή πίεσης να μην προκαλεί μετατόπιση στον αετό.

Σε αυτό το σημείο, δίνεται ο ορισμός της έννοιας του αεροελαστικού κύκλου. Αεροελαστικός Κύκλος (ΑΚ) είναι ο κύκλος, κατά την ανάλυση FSI, που εκφράζει τις φορές που έχει γίνει εκτέλεση των βημάτων 4-5 θεωρώντας ως μηδενικό τον κύκλο της πρώτης εκτέλεσης. Δηλαδή, ο μηδενικός κύκλος εκφράζει την εκτέλεση των βημάτων 4-5 στο απαραμόρφωτο μοντέλο, ενώ ο πρώτος κύκλος εκφράζει την πρώτη εκτέλεση στο παραμορφωμένο μοντέλο.

### 6.1.1 Προσαρμογή CFD Πλέγματος

Μια από τις κυριότερες διαδικασίες για τη σύζευξη του δομικού και αεροδυναμικού επιλύτη κατά την ανάλυση FSI αποτελεί η προσαρμογή του CFD πλέγματος στην παραμορφωμένη θέση του αετού. Για την προσαρμογή του συγκεκριμένου πλέγματος γίνεται χρήση κώδικα, που αναπτύχθηκε στη ΜΠΥΡΒ του ΕΜΠ. Το θεωρητικό υπόβαθρο πάνω στο οποίο στηρίζεται ο συγκεκριμένος κώδικας είναι το δίκτυο RBF (Radial Basis Function), που είναι μια σταθμισμένη γραμμική σύνθεση RBF πυρήνων, με τους οποίους παρεμβάλλονται δεδομένα στο  $n$ -διάστατο χώρο [25]. Εδώ, παρεμβάλλονται οι τρέχουσες μετατοπίσεις στον 3Δ χώρο στην επιφάνεια του CFD πλέγματος. Σημειώνεται ότι οι μετατοπίσεις λαμβάνονται από την κατανομή του πεδίου μετατόπισης στην επιφάνεια του αετού και πιο συγκεκριμένα από το διάνυσμα μετατόπισης του κάθε κόμβου του CSM πλέγματος του αετού, από την επίλυση του FEM.

Η διαδικασία σύζευξης των βημάτων 4 και 5, που παρουσιάστηκαν παραπάνω, επιτυγχάνεται μέσω αρχείου εντολών, το οποίο αναπτύχθηκε σε περιβάλλον LINUX και είναι της μορφής .sh. Η λειτουργία αυτού του αρχείου εντολών, αποτελεί τη διαδικασία σύζευξης του δομικού και αεροδυναμικού τμήματος και απεικονίζεται στο σχήμα 6.1. Η διαδικασία σύζευξης είναι η εξής: Αρχικά, γίνεται η επίλυση του CFD, από την οποία λαμβάνονται οι αεροδυναμικές φορτίσεις στην επιφάνεια του αετού. Στη συνέχεια, οι φορτίσεις αυτές προβάλλονται στο διάνυσμα που είναι κάθετο στην επιφάνεια του αετού σε κάθε κόμβο, υπολογίζοντας με αυτόν τον τρόπο την αντίστοιχη πίεση. Έπειτα, αυτές οι κομβικές πιέσεις μεταφέρονται στο CSM πλέγμα του αετού μέσω παρεμβολής που παρέχει το λογισμικό ANSYS. Αφού πραγματοποιηθεί η φόρτιση του αετού, από τις αεροδυναμικές φορτίσεις, γίνεται επίλυση του FEM, από το οποίο λαμβάνεται η κατανομή του πεδίου μετατόπισης στην επιφάνεια του αετού. Έπειτα, προσαρμόζεται το CFD πλέγμα στη νέα θέση, στην οποία πραγματοποιείται εκ νέου ο υπολογισμός του CFD.

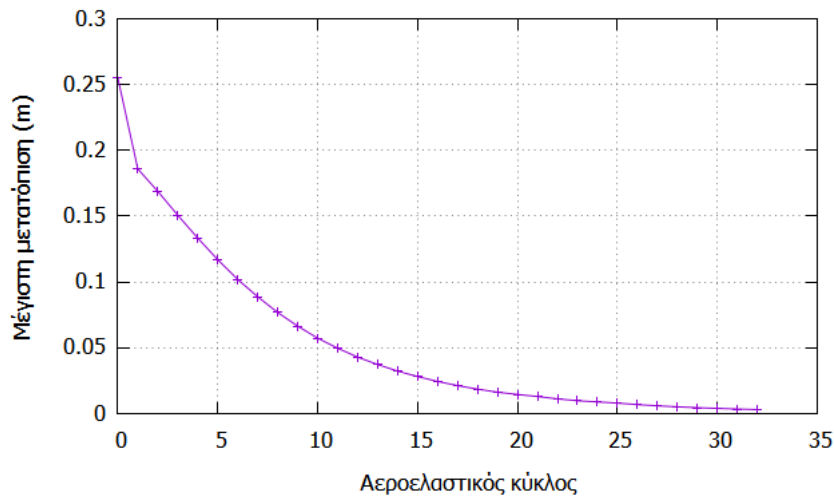


Σχήμα 6.1: Σύζευξη δομικού και αεροδυναμικού τμήματος.

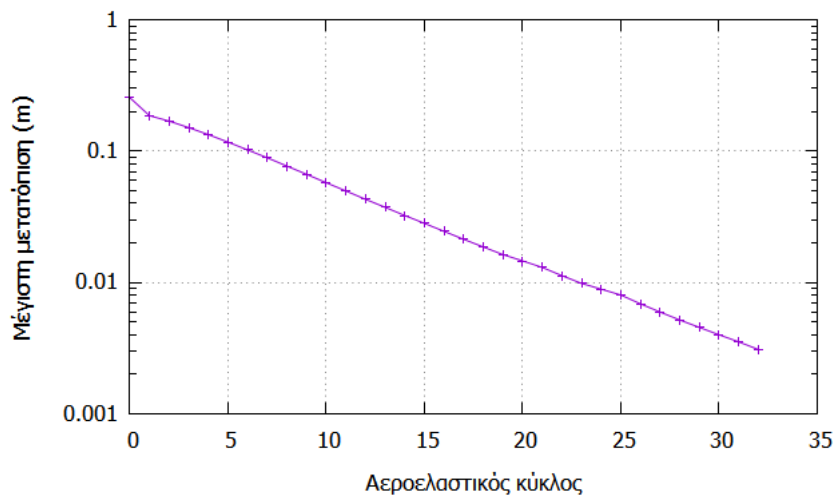
## 6.2 Αποτελέσματα Αεροδομικής Ανάλυσης (FSI)

Σε αυτήν την ενότητα παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της αεροδομικής ανάλυσης (FSI).

Αρχικά, παρουσιάζεται η σύγκλιση της ανάλυσης. Η σύγκλιση μετράται μέσω των μετατοπίσεων των κόμβων του αετού σε κάθε αεροελαστικό κύκλο (ΑΚ). Η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, των κόμβων σε κάθε ΑΚ απεικονίζεται στο σχήμα 6.2. Επισημαίνεται ότι ως κριτήριο σύγκλισης λήφθηκε η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, των σημείων της επιφάνειας του αετού να είναι μικρότερη από 5 mm, για την εξοικονόμηση του απαιτούμενου χρόνου της ανάλυσης. Θα γίνει αναφορά παρακάτω σχετικά με το σφάλμα που προκύπτει από τη διακοπή της διαδικασίας με το συγκεκριμένο κριτήριο σύγκλισης.



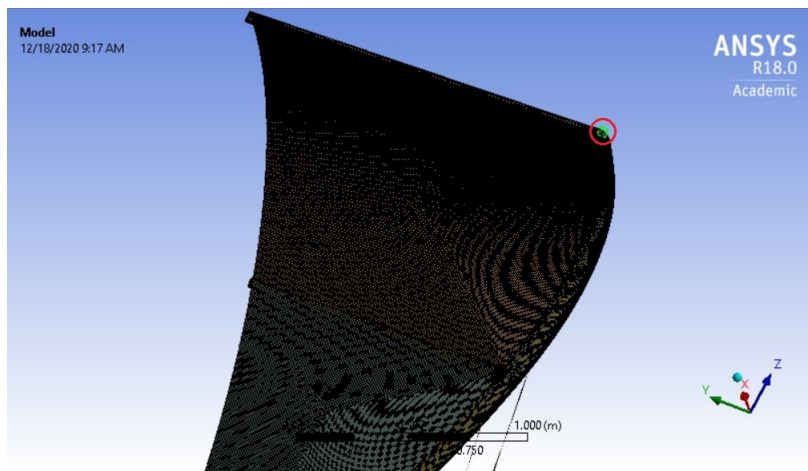
**Σχήμα 6.2:** Μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσει του αεροελαστικού κύκλου.



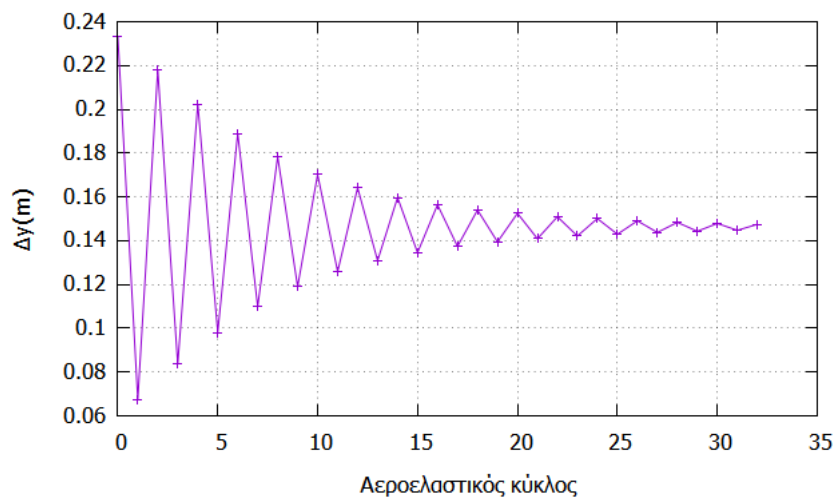
**Σχήμα 6.3:** Μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, σε λογαριθμική κλίμακα συναρτήσει του αεροελαστικού κύκλου.

Όπως προαναφέρθηκε, ο αετός είναι περισσότερο ελεύθερος κατά την κατεύθυνση του ανέμου, που είναι κατά τον άξονα  $y$ . Έτσι, για να γίνει περισσότερο κατανοητή η διαδικασία σύγκλισης, παρατηρείται η μετατόπιση ενός κόμβου που βρίσκεται στο επίπεδο συμμετρίας του αετού και, παράλληλα, πάνω στον σωλήνα προσβολής (σχήμα 6.4).

Η μελέτη της μετατόπισης της θέσης του συγκεκριμένου κόμβου κατά την  $y$  κατεύθυνση (κατεύθυνση του ανέμου) παρουσιάζεται στο σχήμα 6.5. Από το σχήμα αυτό είναι φανερό ότι ο τρόπος σύγκλισης είναι ταλαντευτικός και αποσβεννύμενος γύρω από το σημείο ισορροπίας.

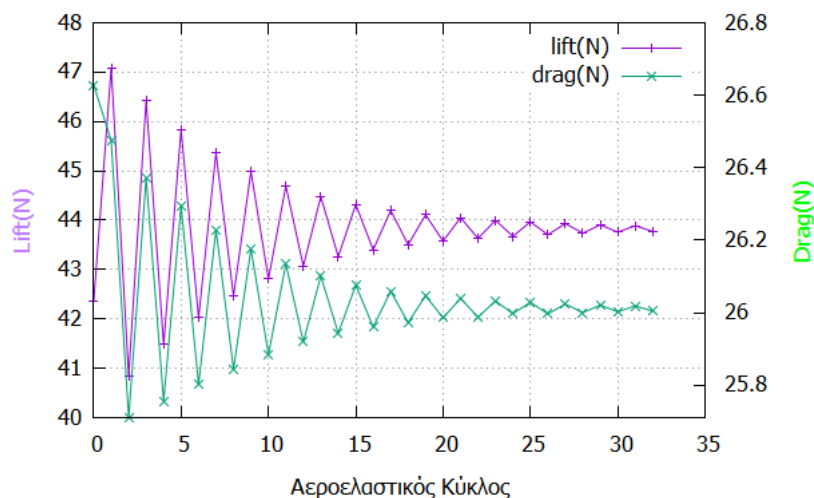


Σχήμα 6.4: Κόμβος του οποίου μετράται η μετατόπιση.



Σχήμα 6.5: Μετατόπιση κατά y (κατεύθυνση του ανέμου) από την αρχική θέση, του κόμβου παρατήρησης, συναρτήσει του αεροελαστικού κύκλου.

Λόγω του ότι η διαδικασία δεν έχει συγκλίνει σε τέτοιο βαθμό έτσι ώστε να καταλήξει σε μηδενική μεταβολή μετατοπίσεων, όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 6.3, λαμβάνεται η εξής παραδοχή: Η τιμή των δυνάμεων άνωσης και οπισθέλκουσας ορίζονται ως ο μέσος όρος των αντίστοιχων δυνάμεων των δύο τελευταίων αεροελαστικών κύκλων. Αυτό συμβαίνει διότι, από τη μία, ο χρόνος που απαιτείται για να γίνει η ανάλυση έως ότου η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, σχεδόν μηδενιστεί ( $\sim 10^{-8} m$ ) είναι πολύ μεγάλος και, από την άλλη, το σημείο ισορροπίας βρίσκεται ανάμεσα στους τελευταίους δύο κύκλους. Επιπρόσθετα, το γεγονός ότι το σημείο ισορροπίας βρίσκεται ανάμεσα στους δύο τελευταίους ΑΚ είναι φανερό από την παρατήρηση της σύγκλισης των δυνάμεων άνωσης και οπισθέλκουσας συναρτήσει του ΑΚ, που απεικονίζεται στο σχήμα 6.6.



Σχήμα 6.6: Δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας συναρτήσει του ΑΚ.

Οι δυνάμεις που υπολογίστηκαν στους δύο τελευταίους αεροελαστικούς κύκλους παρουσιάζονται στον πίνακα 6.1. Διευκρινίζεται ότι οι συντελεστές άνωσης και οπισθέλκουσας αποτελούν το κλάσμα των αντίστοιχων δυνάμεων και του  $1/2\rho U^2 S$ , όπου το  $\rho$  και  $U$  είναι η πυκνότητα και η ταχύτητα του ανέμου αντίστοιχα και το  $S$  είναι η επιφάνεια του μισού αετού όταν είναι ξεφούσκωτος και τεντωμένος πάνω σε ένα επίπεδο (υπενθύμιση πίνακας 2.2). Έτσι, σύμφωνα με την παραδοχή που λήφθηκε προηγουμένως, δηλαδή ότι οι αεροδυναμικές δυνάμεις προκύπτουν από τον μέσο όρο των τελευταίων δύο αεροελαστικών κύκλων, υπολογίζονται οι διορθωμένες αεροδυναμικές δυνάμεις (L,D), οι οποίες παρουσιάζονται στην τελευταία γραμμή του πίνακα 6.1. Επισημαίνεται ότι οι υπολογισμένες δυνάμεις αφορούν το μισό μοντέλο του αετού.

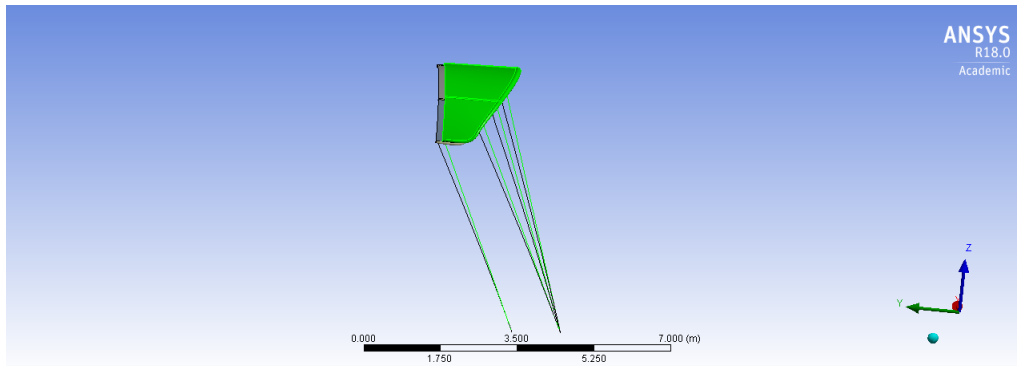
Πίνακας 6.1: Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις.

ΑΚ	L	D	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
32	43.77	26.00	0.3153	0.1873	1.6833
31	43.89	26.02	0.3161	0.1874	1.6868
-	43.83	26.01	0.3157	0.1873	1.6850

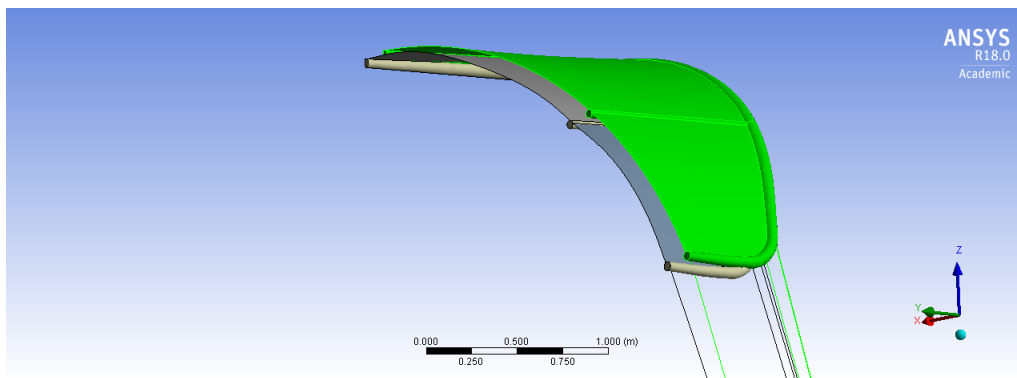
Η τελευταία γραμμή του πίνακα εκφράζει τις διορθωμένες αεροδυναμικές δυνάμεις ως ο μέσος όρος των τελευταίων δύο ΑΚ.

Ο χρόνος εκτέλεσης της ανάλυσης, αμελώντας τον χρόνο εκτέλεσης του FEM, που είναι αμελητέος σε σχέση με τον χρόνο εκτέλεσης του CFD, είναι περίπου 70 ώρες. Ο χρόνος αυτός προκύπτει από το γινόμενο των ΑΚ της ανάλυσης FSI και του χρόνου εκτέλεσης του CFD.

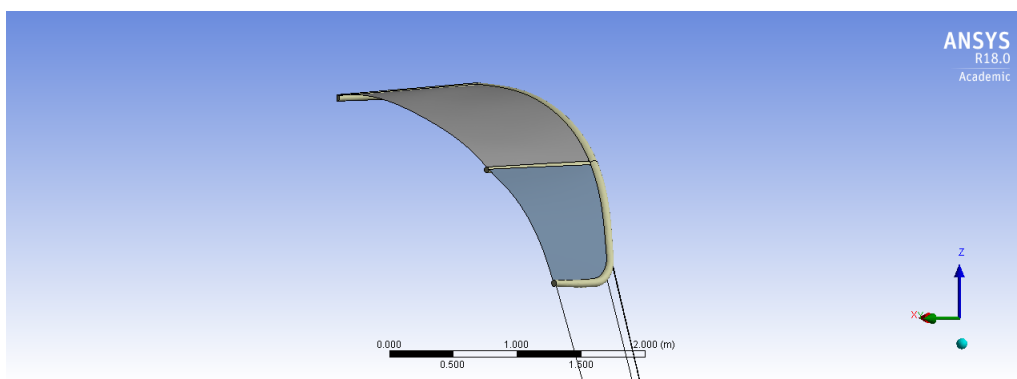
Στα σχήματα 6.7, 6.8, 6.9 απεικονίζεται η αρχική απαραμόρφωτη μορφή του αετού και η τελική θέση (AK 32).



Σχήμα 6.7: Αρχική (πράσινο) και τελική (γκρι) θέση αετού.

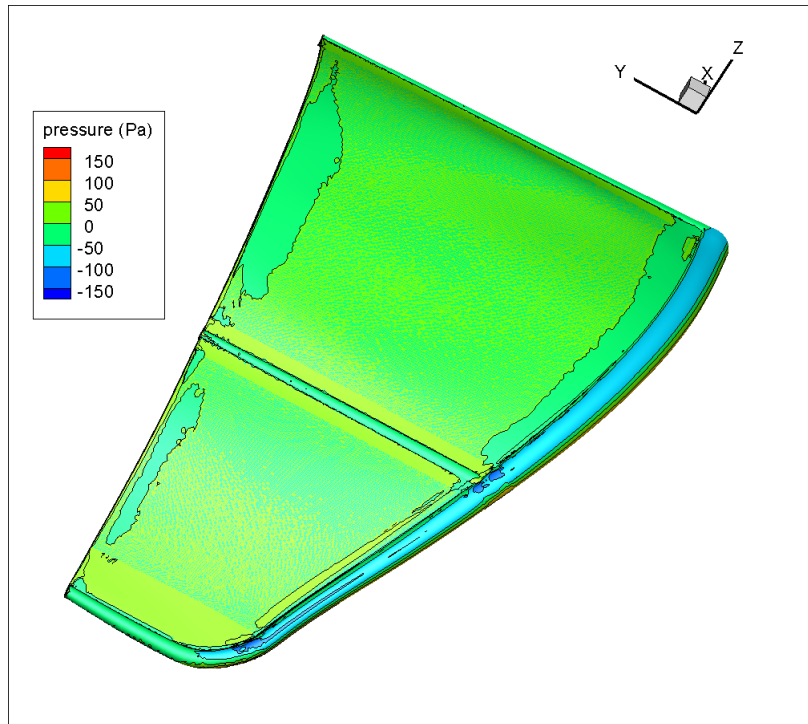


Σχήμα 6.8: Αρχική (πράσινο) και τελική (γκρι) θέση αετού σε μεγέθυνση.



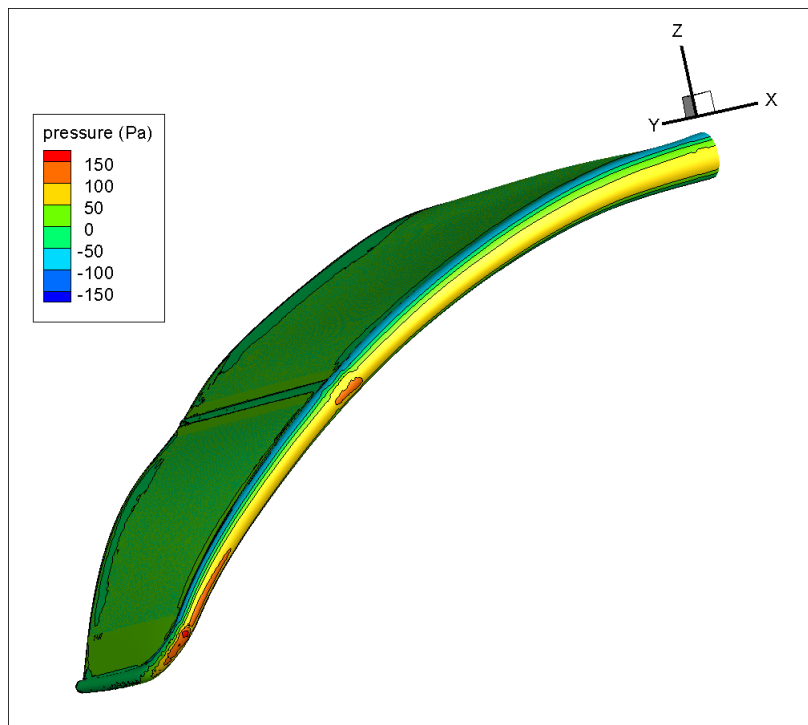
Σχήμα 6.9: Τελική θέση αετού (AK 32).

Τέλος, στα σχήματα 6.10,6.11,6.12 παρουσιάζεται το διάγραμμα ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης πάνω στην επιφάνεια του αετού, στον τελευταίο αεροελαστικό κύκλο.

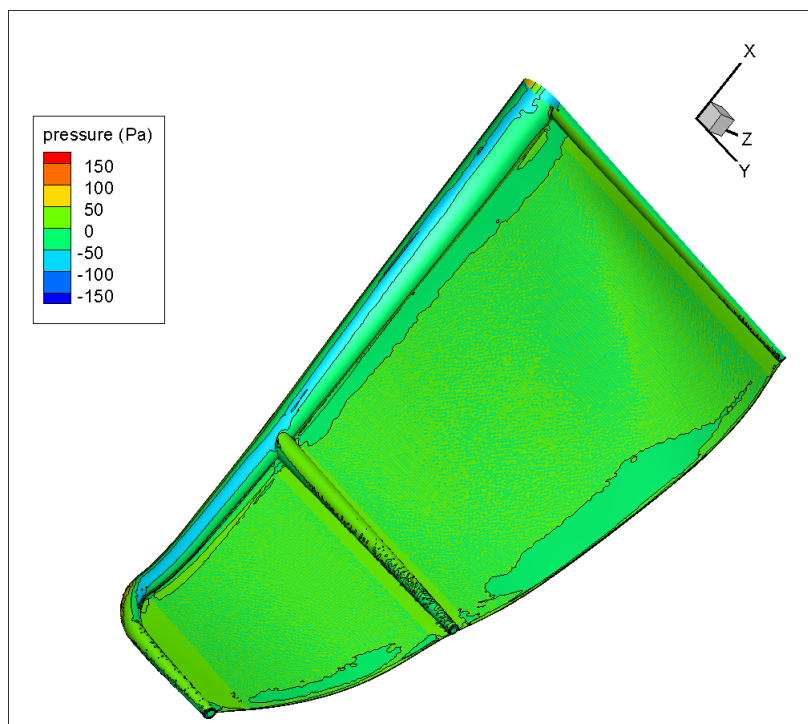


**Σχήμα 6.10:** Διάγραμμα ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης στην πάνω πλευρά του αετού και στον τελευταίο ΑΚ.





Σχήμα 6.11: Διάγραμμα ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης στην πρόσοψη του αετού και στον τελευταίο ΑΚ.



Σχήμα 6.12: Διάγραμμα ισογραμμών σχετικής (ατμοσφαιρική πίεση αναφοράς) ολικής πίεσης στην κάτω πλευρά του αετού και στον τελευταίο ΑΚ.



## Κεφάλαιο 7

# Βελτιστοποίηση Αετού

Απώτερος στόχος της συγκεκριμένης εργασίας είναι η βελτιστοποίηση μορφής του αετού που σχεδιάστηκε. Κατά τη μέθοδο της βελτιστοποίησης μορφής, αναζητούνται οι τιμές του διανύσματος μεταβλητών σχεδιασμού, που είναι οι παράμετροι που καθορίζουν πλήρως τη γεωμετρία του, η οποία βελτιστοποιεί κάποιο μέγεθος-στόχο (για παράδειγμα την άνωση). Σύμφωνα με την "κανονική" βελτιστοποίηση, οι μεταβλητές σχεδιασμού μεταβάλλονται όλες ταυτοχρόνως προκειμένου να ανακαλυφθεί ο βέλτιστος συνδυασμός που μεγιστοποιεί το μέγεθος στόχο. Εδώ, το μέγεθος κατά το οποίο βελτιστοποιείται ο αετός είναι ο λόγος συντελεστή άνωσης προς συντελεστή οπισθέλκουσας ( $C_L/C_D$ ). Έτσι, για να υπολογιστεί ο λόγος άνωσης προς οπισθέλκουσα απαιτείται η πραγματοποίηση της ανάλυσης FSI του αετού, η οποία είναι χρονοβόρα διαδικασία και, συνεπώς, η ανάλυση πολλών μοντέλων αετών με διαφορετικό διάνυσμα τιμών μεταβλητών σχεδιασμού αποτελεί διαδικασία πολύ ακριβή. Επιπρόσθετα, στο πλαίσιο της διπλωματικής εργασίας, ο χρόνος ο οποίος παραχωρείται για τις αναλύσεις είναι περιορισμένος. Εξαιτίας του υψηλού χρόνου υπολογισμών και του χαμηλού διαθέσιμου χρόνου, εφαρμόζεται βηματική βελτιστοποίηση. Η διαφορά της βηματικής και της "κανονικής" βελτιστοποίησης είναι ότι, κατά την πρώτη, οι μεταβλητές σχεδιασμού ελέγχονται σταδιακά με αποτέλεσμα να μην υπολογίζεται το καθολικό βέλτιστο. Πιο συγκεκριμένα, ο σταδιακός έλεγχος των μεταβλητών σχεδιασμού δηλώνει ότι, καθώς ελέγχεται μία από τις μεταβλητές σχεδιασμού, οι υπόλοιπες διατηρούνται σταθερές. Επιπλέον, ο έλεγχος μίας μεταβλητής σχεδιασμού δηλώνει ότι η τιμή της μεταβλητής σχεδιασμού μεταβάλλεται έτσι ώστε να υπολογιστεί εκείνη η οποία μεγιστοποιεί το μέγεθος στόχο, η οποία επιλέγεται και διατηρείται σταθερή για το υπόλοιπο μέρος της βελτιστοποίησης. Άρα, τελικά δεν υπολογίζεται αναγκαστικά το καθολικό ακρότατο του λόγου  $C_L/C_D$  αλλά μια βελτιωμένη τιμή.

## 7.1 Βηματική Βελτιστοποίηση

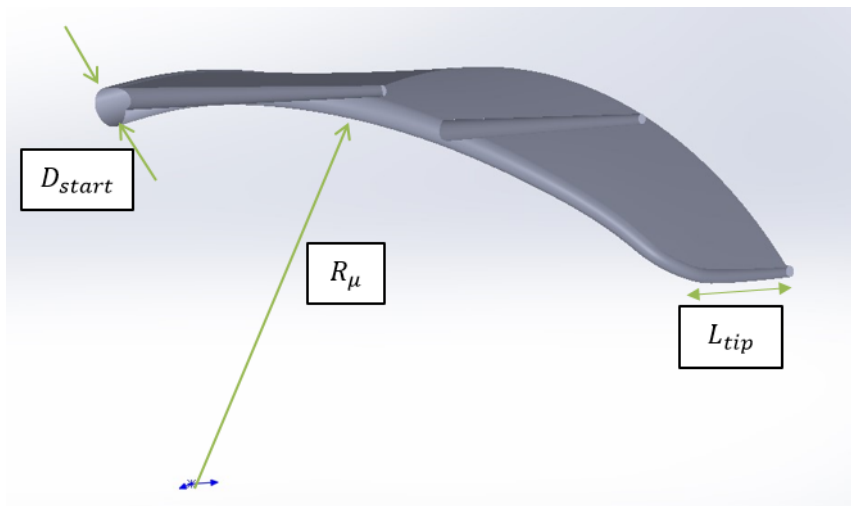
Οι παράμετροι που ορίζουν τη γεωμετρία του αετού αναφέρθηκαν στο κεφάλαιο 2 και από αυτές, οι μεταβλητές σχεδιασμού που επιλέχθηκαν είναι οι εξής:

1. Διάμετρος αρχής σωλήνα προσβολής ( $D_{LE\_start} \equiv D_{start}$ )
2. Μετωπική ακτίνα καμπυλότητας ( $R_{\mu\text{ετωπική}} \equiv R_{\mu}$ )
3. Ακτίνα καμπυλότητας κάτοψης ( $R_{\kappa\text{άτοψης}} \equiv R_{\kappa}$ )
4. Μήκος χορδής στο επίπεδο συμμετρίας ( $L_{root\_chord} \equiv L_{root}$ )
5. Ακτίνα καμπυλότητας ακμής ( $R_{sharp\_edge} \equiv R_{edge}$ )

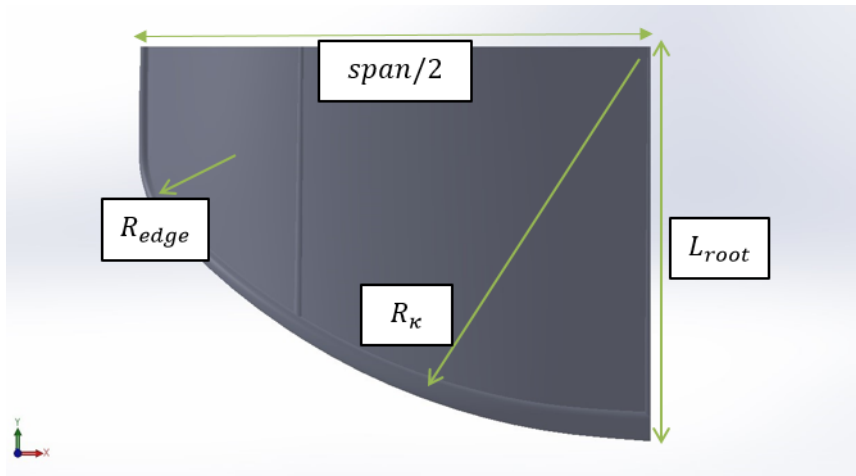
Παρόλα αυτά, οι μεταβλητές της γεωμετρίας του αετού, που μεταβάλλονται κατά τη βελτιστοποίηση, είναι επτά διότι δύο από τις μεταβλητές είναι εξαρτημένες από τις πέντε παραπάνω. Οι εξαρτημένες μεταβλητές είναι οι εξής:

6. Εκπέτασμα ( $span$ )
7. Μήκος χορδής στο ακροπτερύγιο ( $L_{tip\ chord} \equiv L_{tip}$ )

Ομαδοποιημένες οι μεταβλητές σχεδιασμού παρουσιάζονται στα σχήματα 7.1,7.2.



Σχήμα 7.1: Πρώτη ομάδα μεταβλητών σχεδιασμού.



Σχήμα 7.2: Δεύτερη ομάδα μεταβλητών σχεδιασμού.

Οι γεωμετρικές παράμετροι, που έχουν οριστεί για τον αετό στο κεφάλαιο 2, αποτελούν τη γεωμετρία αναφοράς (baseline) της διαδικασίας βελτιστοποίησης. Οι μεταβλητές σχεδιασμού της γεωμετρίας αναφοράς, που αποτελεί την αρχικοποίηση της βηματικής βελτιστοποίησης, ορίζονται σε  $mm$  και είναι:

$D_{start}$	$R_{\mu}$	$R_{\kappa}$	$L_{root}$	$R_{edge}$	$span$	$L_{tip}$
180	2500	3000	1677	190	4514	660

\*Οι τιμές ορίζονται σε  $mm$ .

Για να υπολογιστεί το μέγιστο  $C_L/C_D$ , κάθε μεταβλητή αυξομειώνεται κατά το 10% της τιμής της. Λόγω της μικρής αυξομείωσης των μεταβλητών σχεδιασμού, το βάρος θεωρείται ότι παραμένει σχεδόν σταθερό, οπότε δεν λαμβάνεται υπόψη κατά τη βελτιστοποίηση.

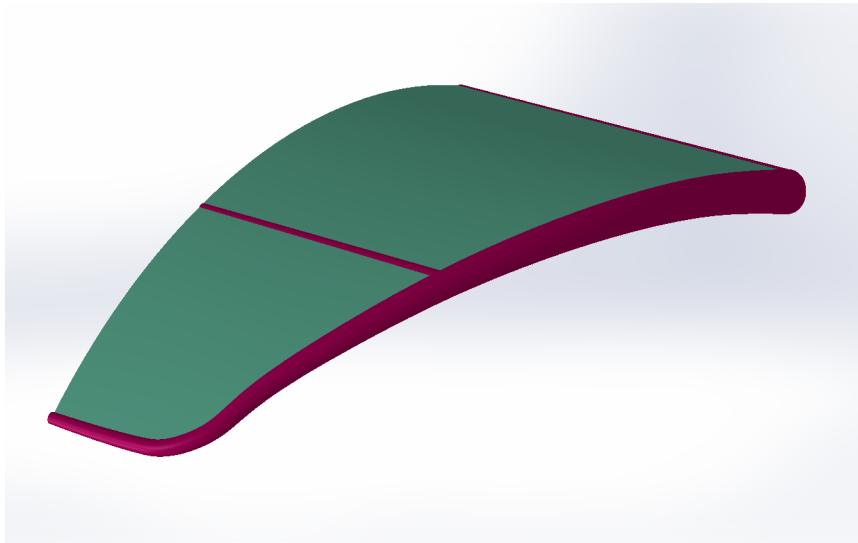
Σύμφωνα με την ανάλυση FSI, που έγινε στο κεφάλαιο 6, για τον αετό με την γεωμετρία αναφοράς (σχήμα 7.3) το μέγεθος  $C_L/C_D$  είναι:

$$C_L/C_D = 1.6850$$

και οι δυνάμεις άνωσης και οπισθέλκουσας:

$$L = 43.83 \text{ N}$$

$$D = 26.01 \text{ N}$$



Σχήμα 7.3: Γεωμετρία αναφοράς αετού.

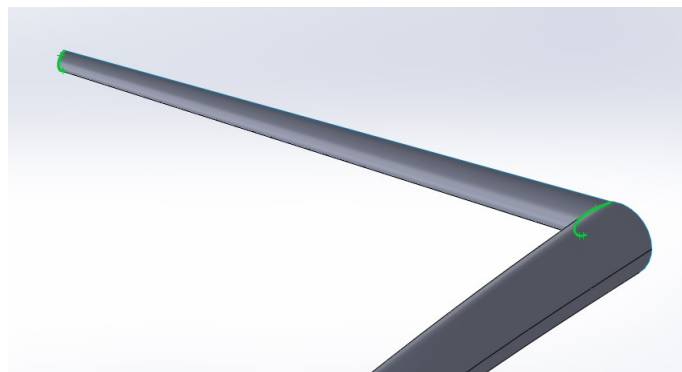
## 7.2 Δημιουργία Επιφανειακού Πλέγματος Αναφοράς

Για να πραγματοποιηθεί η διαδικασία βελτιστοποίησης πρωταρχική σημασία αποτελεί η προσαρμογή του πλέγματος, από τη γεωμετρία αναφοράς (αρχικό αετό) σε κάθε νέο μοντέλο αετού, έτσι ώστε να είναι δυνατή η ανάλυση πολλών αετών χωρίς να δημιουργείται νέο πλέγμα στο καθένα. Για την προσαρμογή του πλέγματος χρησιμοποιείται ο κώδικας που εφαρμόζει τη θεωρία των RBF, ο οποίος χρησιμοποιείται, επίσης, για τη μεταφορά του πλέγματος από την αρχική απαραμόρφωτη θέση του αετού σε κάθε παραμορφωμένη θέση του (βλέπε ενότητα 6.1.1). Σημειώνεται ότι, για την εφαρμογή της παραπάνω διαδικασίας, απαιτείται η ύπαρξη του CFD πλέγματος στο αρχικό μοντέλο του αετού και ένα επιφανειακό πλέγμα με αντίστοιχους κόμβους στο αρχικό και τελικό μοντέλο του αετού, για να επιτευχθεί η μορφοποίηση του πλέγματος. Συνεπώς, απαιτείται η δημιουργία επιφανειακών πλεγμάτων αναφοράς σε κάθε μοντέλο αετού.

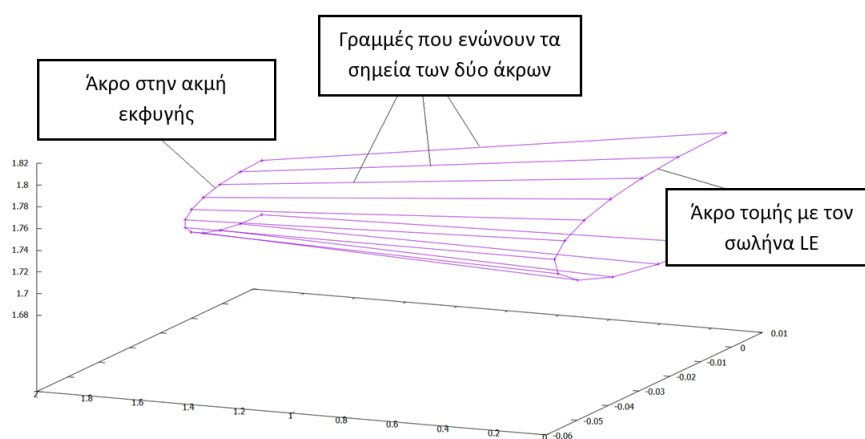
Η γένεση των επιφανειακών πλεγμάτων αναφοράς γίνεται σταδιακά σε κάθε μέρος του αετού και, τελικά, γίνεται η σύνθεσή τους. Σημειώνεται ότι τα επιμέρους επιφανειακά πλέγματα είναι δομημένα και χρησιμοποιούνται μόνο για την αναπαράσταση της γεωμετρίας του αετού και όχι για αριθμητική επίλυση.

### 7.2.1 Υποστηρικτικοί Σωλήνες

Η γένεση του επιφανειακού πλέγματος αναφοράς στους υποστηρικτικούς σωλήνες επιτυγχάνεται με τη χρήση σημείων αναφοράς στα άκρα τους (σχήμα 7.4). Τα σημεία αναφοράς στα άκρα λαμβάνονται από το CAD μοντέλο του αετού, μέσω της εντολής Reference Points του SolidWorks. Δημιουργήθηκε κώδικας ο οποίος, για κάθε υποστηρικτικό σωλήνα, ενώνει μέσω γραμμών τα σημεία που βρίσκονται σε αντίστοιχες θέσεις στο κάθε άκρο του σωλήνα (σχήμα 7.5), πάνω στις οποίες κατανομούνται ισομερώς τα σημεία του πλέγματος.

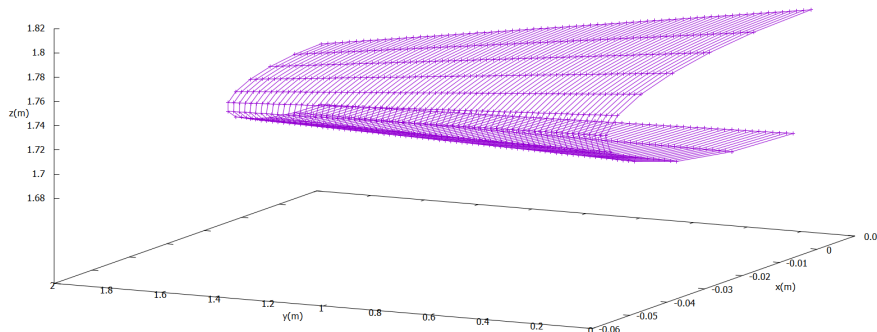


Σχήμα 7.4: Άκρα κύριου υποστηρικτικού σωλήνα με πράσινο χρώμα.

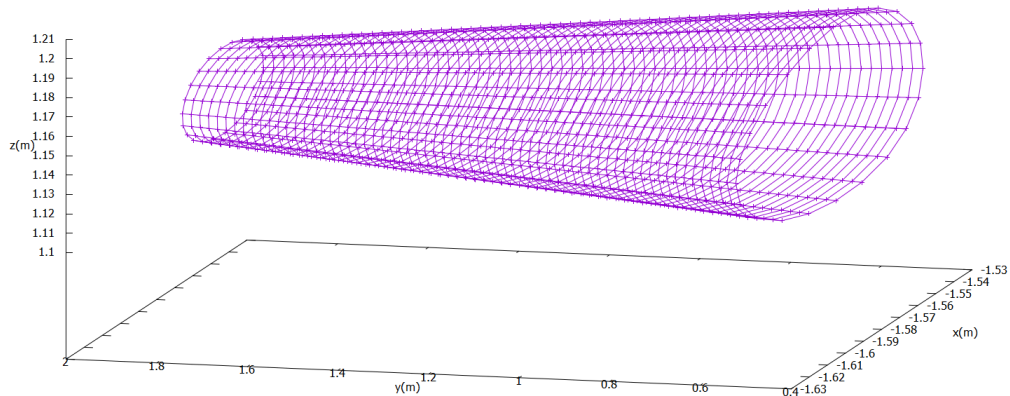


Σχήμα 7.5: Γραμμές που ενώνουν τους κόμβους των άκρων του υποστηρικτικού σωλήνα.

Με την εφαρμογή της διαδικασίας αυτής δημιουργείται το επιφανειακό πλέγμα αναφοράς των υποστηρικτικών σωλήνων, το οποίο παρουσιάζεται στα σχήματα 7.6,7.7.



Σχήμα 7.6: Επιφανειακό πλέγμα αναφοράς κύριου υποστηρικτικού σωλήνα.

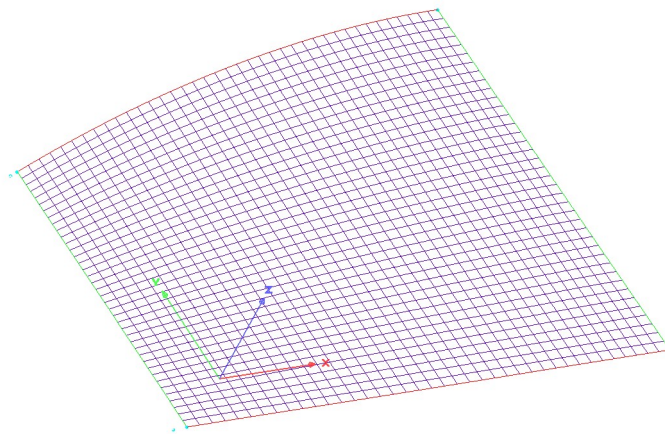


Σχήμα 7.7: Επιφανειακό πλέγμα αναφοράς δευτερεύοντος υποστηρικτικού σωλήνα.

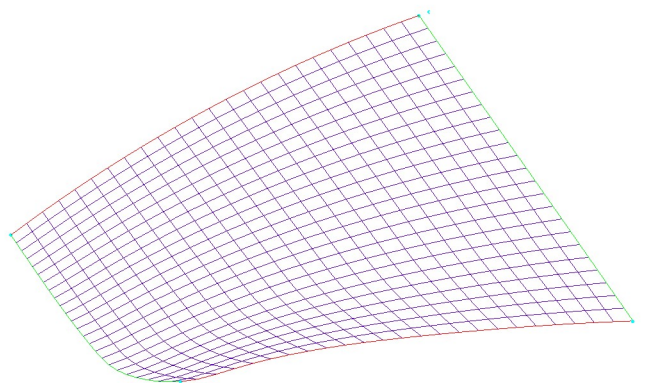


### 7.2.2 Πανιά και Σωλήνας Προσβολής

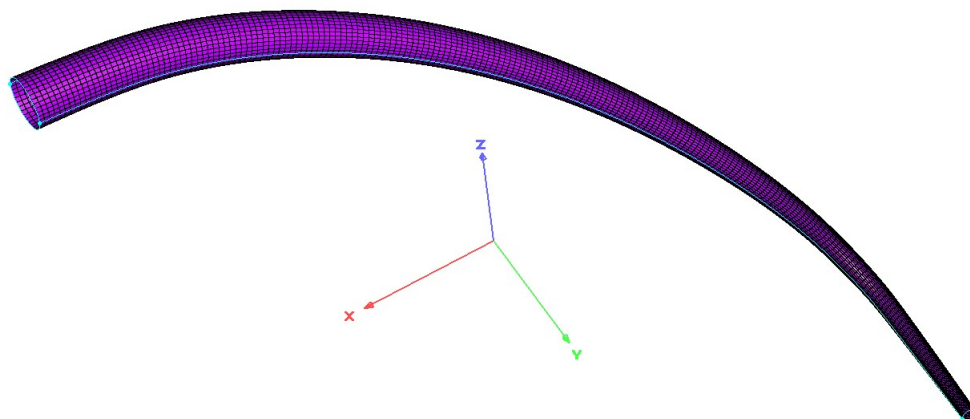
Όσον αφορά τα πανιά και τον σωλήνα προσβολής, το επιφανειακό πλέγμα αναφοράς δημιουργήθηκε μέσω του λογισμικού Pointwise. Σε αυτά, δημιουργείται δομημένο πλέγμα, το οποίο απεικονίζεται στα σχήματα 7.8,7.9 για το πανί και στο σχήμα 7.10 για τον σωλήνα προσβολής.



Σχήμα 7.8: Επιφανειακό πλέγμα αναφοράς κύριου πανιού.



Σχήμα 7.9: Επιφανειακό πλέγμα αναφοράς δευτερεύοντος πανιού.



Σχήμα 7.10: Επιφανειακό πλέγμα αναφοράς σωλήνα προσβολής.

### 7.2.3 Διαδικασία Σύνθεσης Επιμέρους Επιφανειακών Πλεγμάτων

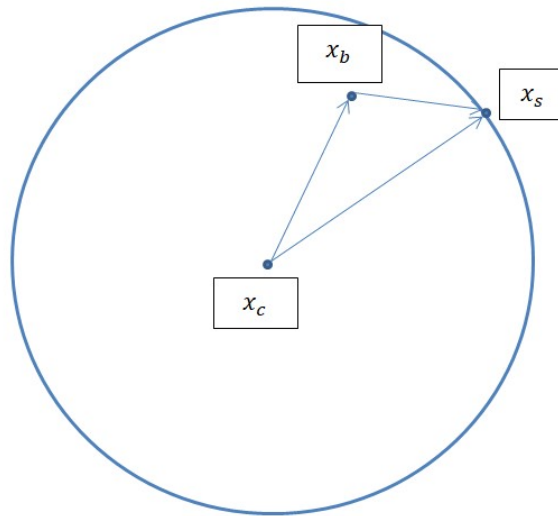
Για τη σύνθεση των επιμέρους επιφανειακών πλεγμάτων απαιτείται η διαγραφή μερικών κόμβων που βρίσκονται στα σημεία τομής τους. Αρχικά, γίνεται η διαγραφή των κόμβων από τον σωλήνα προσβολής στα σημεία τομής του με τους υποστηρικτικούς σωλήνες.

Η διαγραφή των κόμβων του σωλήνα προσβολής πραγματοποιείται με τη χρήση των κόμβων των άκρων τομής του σωλήνα προσβολής με τους υποστηρικτικούς σωλήνες. Θεωρείται ότι τα σημεία του ενός άκρου βρίσκονται πάνω σε σφαίρα με κέντρο που ορίζεται ως ο μέσος όρος τους. Δηλαδή:

$$\mathbf{x}_c = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \mathbf{x}_s(n)$$

όπου  $N$  είναι ο συνολικός αριθμός των κόμβων στο άκρο και  $\mathbf{x}_s(n)$  το διάνυσμα θέσης κόμβου  $n$  του υποστηρικτικού σωλήνα στο άκρο.

Για κάθε κόμβο του σωλήνα προσβολής υπολογίζεται ο κόμβος στο άκρο του οποίου η απόσταση από αυτόν είναι η ελάχιστη. Άρα, υπολογίζεται το  $n$  το οποίο ελαχιστοποιεί την απόσταση:  $\mathbf{x}_{bs} = |\mathbf{x}_b - \mathbf{x}_s(n)|$ ,  $n \in [1, N]$  και ορίζεται ως  $n_{min}$ , στην οποία το  $\mathbf{x}_b$  αποτελεί το διάνυσμα θέσης του κόμβου του σωλήνα προσβολής.



**Σχήμα 7.11:** Απεικόνιση των κόμβων του σωλήνα προσβολής ( $x_b$ ) που πρόκειται να διαγραφούν.

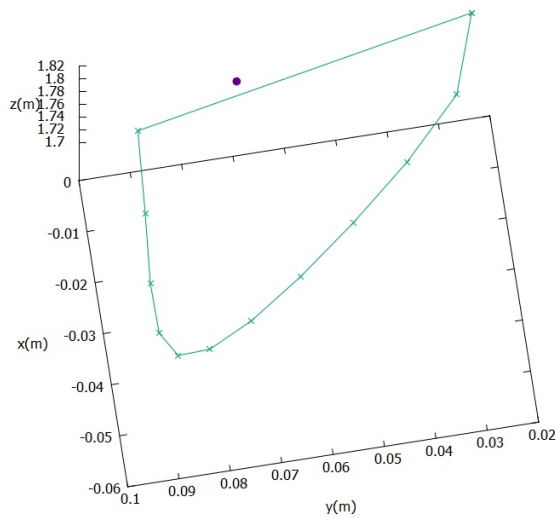
Στη συνέχεια, υπολογίζονται οι αποστάσεις  $x_{bc} = |x_b - x_c|$  και  $x_{sc} = |x_s(n_{min}) - x_c|$ . Το κριτήριο το οποίο εφαρμόζεται για τη διαγραφή ενός κόμβου του σωλήνα προσβολής είναι (σχήμα 7.11):

$$x_{sc} > x_{bs}$$

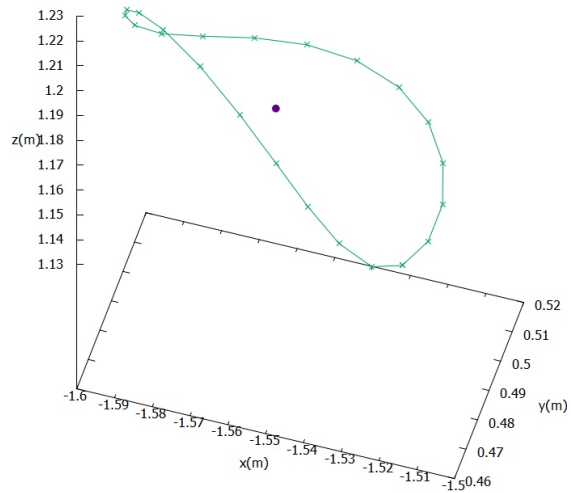
και

$$x_{sc} > x_{bc}$$

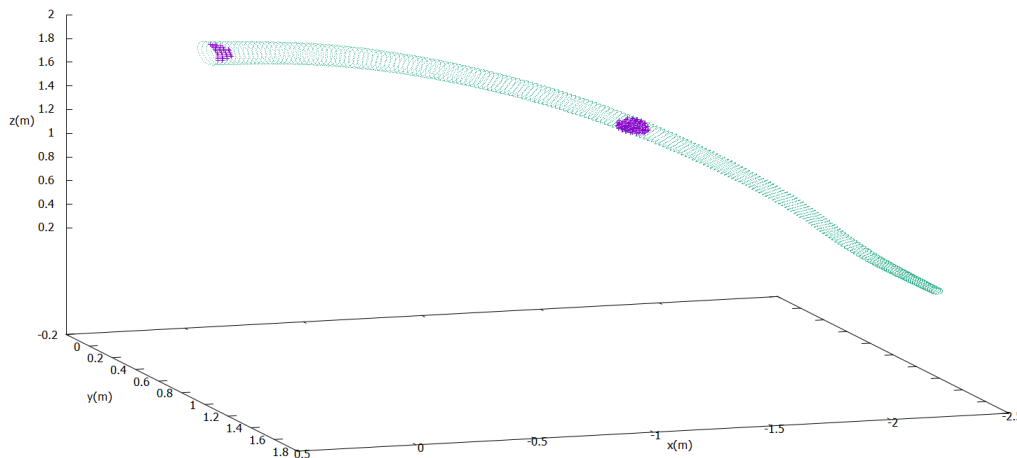
Τέλος, για όλους τους κόμβους που διαγράφηκαν, ελέγχονται οι γειτονικοί κόμβοι που βρίσκονται σε απόσταση ίση με μια συγκεκριμένη τιμή, έτσι ώστε να διαγραφούν όλοι οι κόμβοι που βρίσκονται εσωτερικά της καμπύλης τομής των σωλήνων προσβολής και υποστήριξης. Ο έλεγχος γίνεται διότι το άκρο του υποστηρικτικού σωλήνα δεν βρίσκεται ακριβώς πάνω σε σφαίρα και το κέντρο του προσεγγίζεται (σχήματα 7.12,7.13), συνεπώς, πρέπει να γίνει η απαλοιφή του σφάλματος προσέγγισης. Το αποτέλεσμα της διαδικασίας απεικονίζεται στο σχήμα 7.14.



**Σχήμα 7.12:** Προσέγγιση κέντρου άκρου του κύριου υποστηρικτικού σωλήνα με μοβ χρώμα.

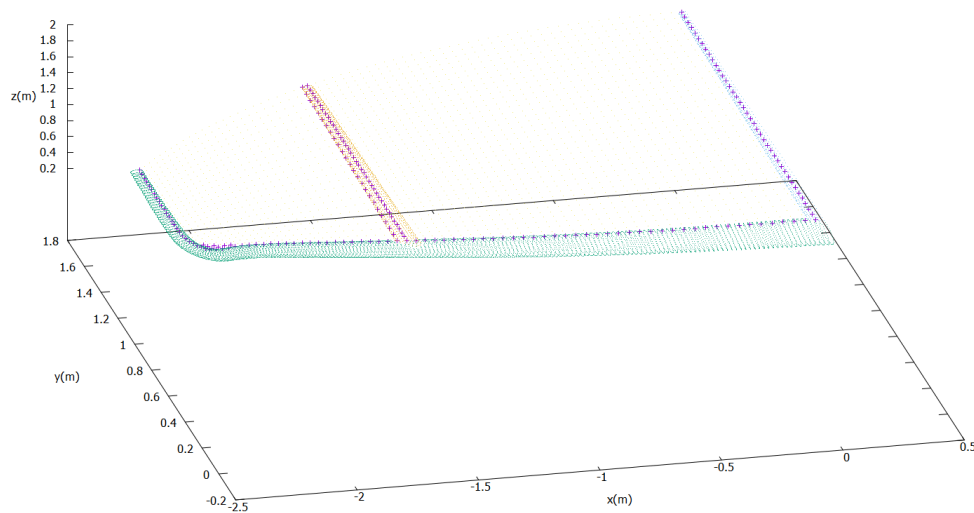


**Σχήμα 7.13:** Προσέγγιση κέντρου άκρου του δευτερεύοντος υποστηρικτικού σωλήνα με μοβ χρώμα.



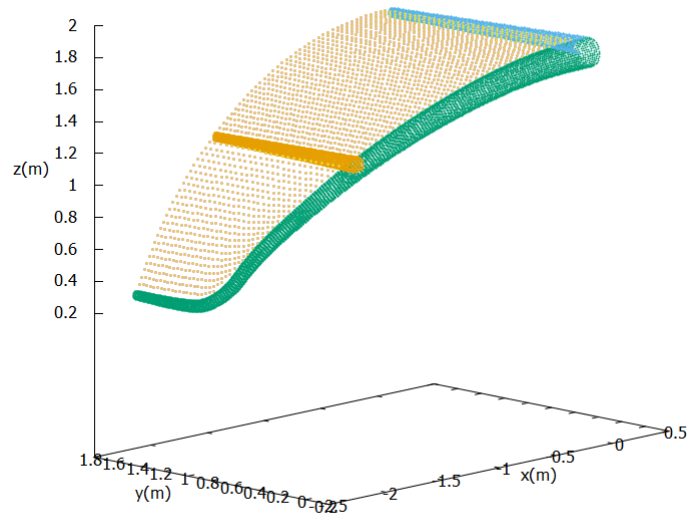
**Σχήμα 7.14:** Διαγραμμένοι κόμβοι σωλήνα προσβολής με μοβ χρώμα.

Για τα σημεία τομής των πανιών με τους σωλήνες οι κόμβοι των πανιών διαγράφονται με τον εξής τρόπο: Διαγράφονται όσοι κόμβοι των πανιών τέμνουν τους σωλήνες ή βρίσκονται σε απόσταση από αυτούς ίση με μια συγκεκριμένη τιμή, για να αποφευχθούν προβλήματα που εμφανίζονται στην περιοχή τομής κατά την προσαρμογή του πλέγματος. Οι κόμβοι που διαγράφονται παρουσιάζονται στο σχήμα 7.15.



Σχήμα 7.15: Διαγραμμένοι κόμβοι πανιών με μοβ χρώμα.

Συνθέτοντας τα παραπάνω επεξεργασμένα (μετά τη διαγραφή των κόμβων) επιφανειακά πλέγματα προκύπτει το επιφανειακό πλέγμα αναφοράς, που απεικονίζεται στο σχήμα 7.16.



Σχήμα 7.16: Επιφανειακό πλέγμα αναφοράς.

## 7.3 Αποτελέσματα Διαδικασίας Βελτιστοποίησης

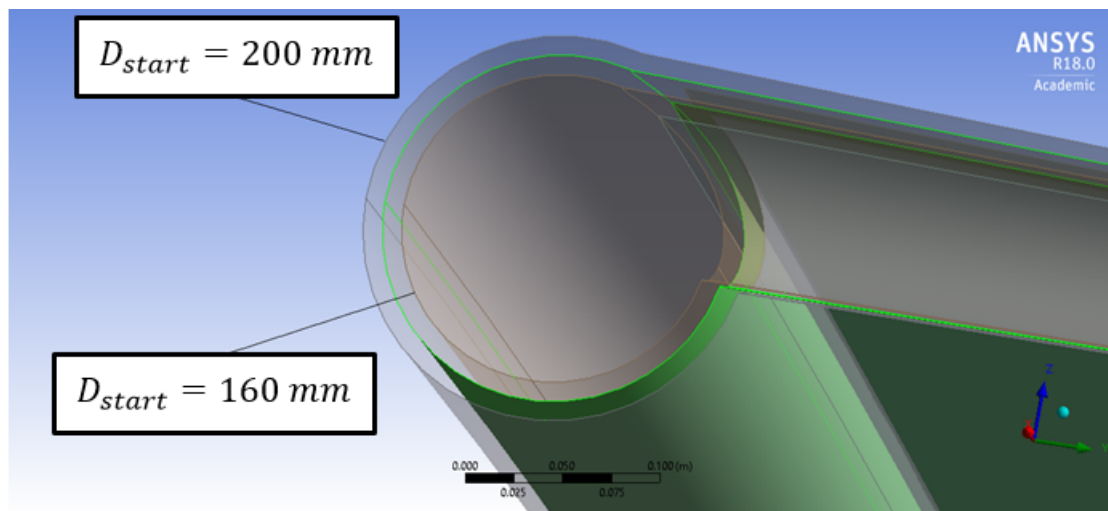
### 7.3.1 Αρχική Διάμετρος του Σωλήνα Προσβολής

Η πρώτη μεταβλητή σχεδιασμού, σύμφωνα με την οποία γίνεται η διαδικασία βελτιστοποίησης, είναι η αρχική διάμετρος του σωλήνα προσβολής ( $D_{start}$ ). Οι νέες τιμές της αρχική διαμέτρου είναι 160 και 200 mm και το σύνολο των μεταβλητών σχεδιασμού για την καθεμία είναι:

$D_{start}$	$R_{\mu}$	$R_{\kappa}$	$L_{root}$	$R_{edge}$	$span$	$L_{tip}$
160	2500	3000	1677	190	4514	660
200	2500	3000	1677	190	4514	660

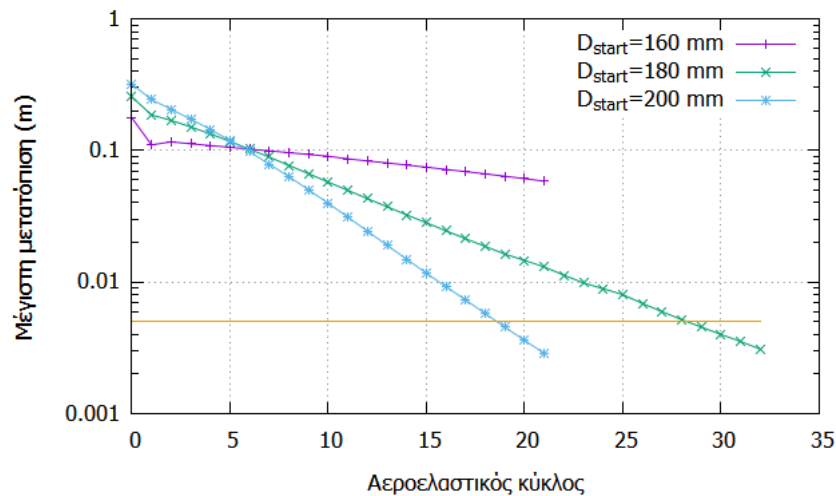
\*Οι τιμές ορίζονται σε mm.

Στο σχήμα 7.17 απεικονίζονται οι μορφές των αετών με την κάθε διάμετρο, στο οποίο το πράσινο χρώμα αντιστοιχεί σε  $D_{start} = 180$  mm. Συνεπώς, πραγματοποιείται η FSI ανάλυση στους αετούς με τις παραπάνω τιμές για τη συγκεκριμένη μεταβλητή σχεδιασμού. Τα αποτελέσματα των αναλύσεων παρουσιάζονται παρακάτω.



**Σχήμα 7.17:** Αετοί που προκύπτουν με μεταβολή της  $D_{start}$ , με αετό αναφοράς  $D_{start} = 180$  mm χρώματος πράσινο.

Για την πρώτη μεταβλητή σχεδιασμού με τιμές 160, 180 και 200 mm η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσεως του πλήθους ΑΚ παρουσιάζεται στο σχήμα 7.18.



**Σχήμα 7.18:** Μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσει του πλήθους ΑΚ για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $D_{start}$ .

Όπως παρατηρείται στο σχήμα 7.18, η ανάλυση FSI του αετού με  $D_{start} = 160\text{ mm}$  έχει πολύ αργή σύγκλιση, με αποτέλεσμα να απαιτούνται περίπου 100 ΑΚ για να επιτευχθεί σύγκλιση, το οποίο καθυστερεί αρκετά τη διαδικασία και απορρίπτεται.

Ο υπολογισμός της τελικής τιμής  $C_L/C_D$  υπολογίζεται σύμφωνα με την παραδοχή που έγινε στο κεφάλαιο 6. Για λόγους συνοχής η διαδικασία υπολογισμού των τελικών τιμών παρουσιάζεται μόνο για τον αετό με  $D_{start} = 200\text{ mm}$  στον πίνακα 7.1 και για τους υπόλοιπους παρουσιάζεται μόνο το τελικό αποτέλεσμα της διαδικασίας αυτής.

**Πίνακας 7.1:** Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις για  $D_{start} = 200\text{ mm}$ .

ΑΚ	L (N)	D (N)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
21	45.67	28.20	0.3289	0.2031	1.6195
20	45.55	28.18	0.3280	0.2029	1.6164
-	45.61	28.19	0.3285	0.2030	1.6180

Η τελευταία γραμμή του πίνακα εκφράζει τις διορθωμένες αεροδυναμικές δυνάμεις ως τον μέσο όρο των τελευταίων δύο ΑΚ.

Με τη συλλογή των αποτελεσμάτων για τις διάφορες τιμές των παραμέτρων προκύπτει ο πίνακας 7.2. Στον συγκεκριμένο πίνακα παρατηρείται ότι, για  $D_{start} = 180\text{ mm}$ , ο λόγος  $C_L/C_D$  είναι μεγαλύτερος, συνεπώς, η βελτιστοποίηση συνεχίζεται με αυτήν την τιμή διαμέτρου.

**Πίνακας 7.2:** Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $D_{start}$ .

$D_{start}$ (mm)	L (N)	D (N)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
200	45.61	28.19	0.3285	0.2030	1.6180
<b>180</b>	43.83	26.01	0.3157	0.1873	<b>1.6850</b>

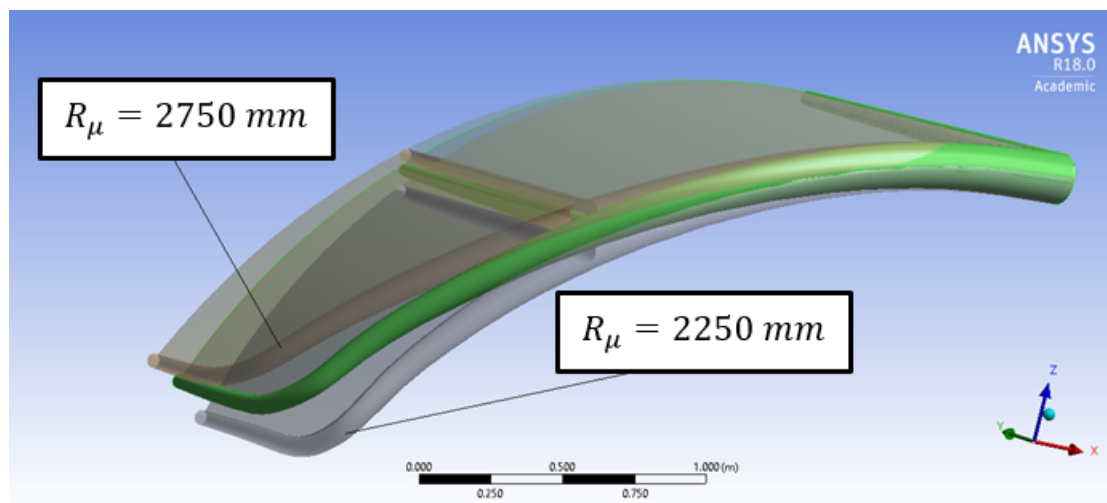
### 7.3.2 Μετωπική Ακτίνα Καμυλότητας

Η επόμενη μεταβλητή σχεδιασμού είναι η μετωπική ακτίνα καμυλότητας ( $R_\mu$ ). Για τη συγκεκριμένη επιλέγονται οι νέες τιμές 2250 και 2750 mm και το σύνολο των μεταβλητών σχεδιασμού για την καθεμία είναι:

$D_{start}$	$R_\mu$	$R_\kappa$	$L_{root}$	$R_{edge}$	$span$	$L_{tip}$
180	<b>2250</b>	3000	1677	190	4265	790
180	<b>2750</b>	3000	1677	190	4765	510

\*Οι τιμές ορίζονται σε mm.

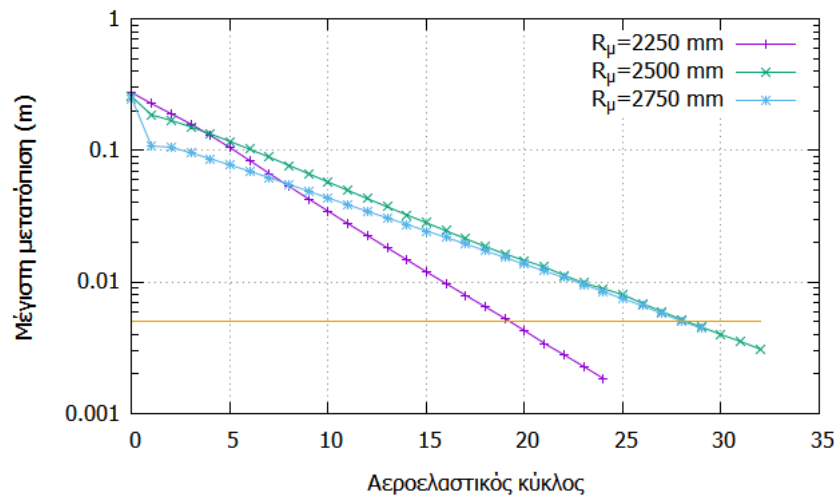
Η μορφή των αετών για κάθε τιμή της μετωπικής ακτίνας καμυλότητας παρουσιάζεται στο σχήμα 7.19.



**Σχήμα 7.19:** Αετοί που προκύπτουν με μεταβολή της  $R_\mu$ , με αετό αναφοράς  $R_\mu = 2500$  mm χρώματος πράσινο.

Η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσεως του πλήθους ΑΚ, για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού τη μετωπική ακτίνα καμυλότητας απεικονίζεται στο σχήμα 7.20.





**Σχήμα 7.20:** Μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσει του πλήθους ΑΚ για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $R_\mu$ .

Με τη συλλογή των αποτελεσμάτων για τις διάφορες τιμές των παραμέτρων προκύπτει ο πίνακας 7.3. Στον πίνακα παρατηρείται ότι, για  $R_\mu = 2500 \text{ mm}$ , ο λόγος  $C_L/C_D$  είναι μεγαλύτερος, επομένως, η βελτιστοποίηση συνεχίζεται με αυτή την τιμή της ακτίνας καμπυλότητας.

**Πίνακας 7.3:** Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $R_\mu$ .

$R_\mu$	L (N)	D (N)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
2250	42.37	26.05	0.3051	0.1876	1.6265
<b>2500</b>	43.83	26.01	0.3157	0.1873	<b>1.6850</b>
2750	44.95	26.69	0.3237	0.1922	1.6844

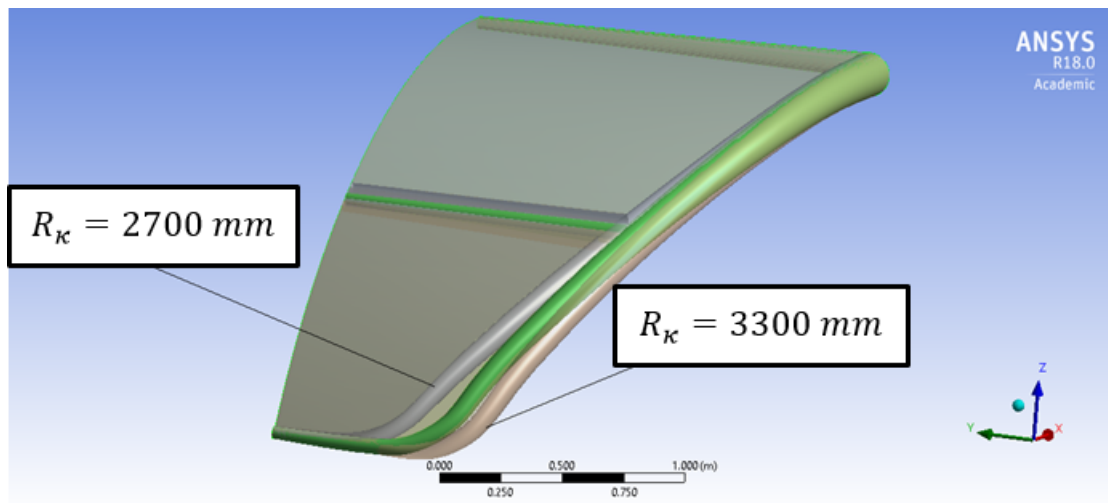
### 7.3.3 Ακτίνα Καμπυλότητας Κάτοψης

Η επόμενη μεταβλητή σχεδιασμού είναι η ακτίνα καμπυλότητας κάτοψης ( $R_\kappa$ ). Για τη συγκεκριμένη επιλέγονται οι νέες τιμές 2700 και 3300 mm και το σύνολο των μεταβλητών σχεδιασμού για την καθεμία είναι:

$D_{start}$	$R_\mu$	$R_\kappa$	$L_{root}$	$R_{edge}$	$span$	$L_{tip}$
180	2500	<b>2700</b>	1677	190	4514	473
180	2500	<b>3300</b>	1677	190	4514	789

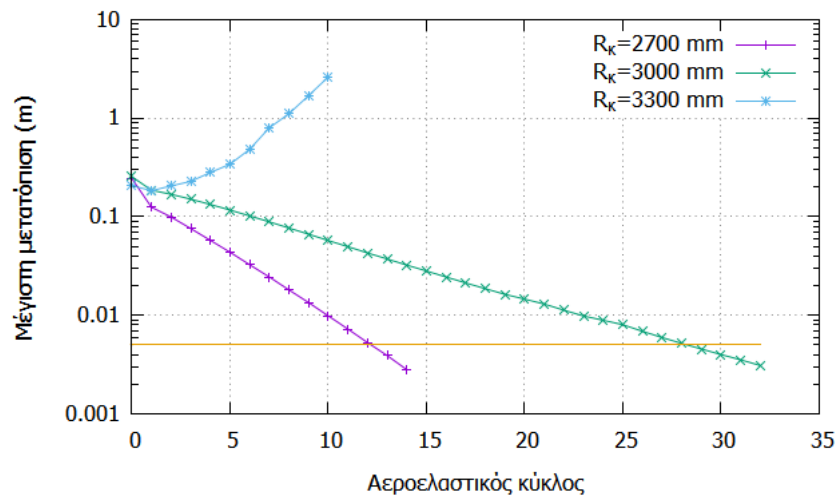
\*Οι τιμές ορίζονται σε mm.

Η μορφή των αετών για την κάθε τιμή της ακτίνας καμπυλότητας κάτοψης παρουσιάζεται στο σχήμα 7.21.



**Σχήμα 7.21:** Αετοί που προκύπτουν με μεταβολή της  $R_{\kappa}$ , με αετό αναφοράς  $R_{\kappa} = 3000 \text{ mm}$  χρώματος πράσινο.

Η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσεϊ του πλήθους ΑΚ, για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την ακτίνα καμπυλότητας κάτοψης απεικονίζεται στο σχήμα 7.22.



**Σχήμα 7.22:** Μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσεϊ του πλήθους ΑΚ για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $R_{\kappa}$ .

Όπως παρατηρείται στο σχήμα 7.22, ο αετός με  $R_{\kappa} = 3300 \text{ mm}$  δεν συγκλίνει κατά την ανάλυση FSI οπότε απορρίπτεται. Με τη συλλογή των αποτελεσμάτων για τις διάφορες τιμές των παραμέτρων προκύπτει ο πίνακας 7.4. Από τον παραπάνω πίνακα συμπεραίνεται ότι, για  $R_{\kappa} = 3000 \text{ mm}$ , ο λόγος  $C_L/C_D$  είναι μεγαλύτερος, συνεπώς η βελτιστοποίηση συνεχίζεται με αυτήν την τιμή της ακτίνας καμπυλότητας.

**Πίνακας 7.4:** Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $R_{\kappa}$ .

$R_{\kappa}$	L (N)	D (N)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
2700	43.65	26.02	0.3144	0.1874	1.6778
<b>3000</b>	43.83	26.01	0.3157	0.1873	<b>1.6850</b>

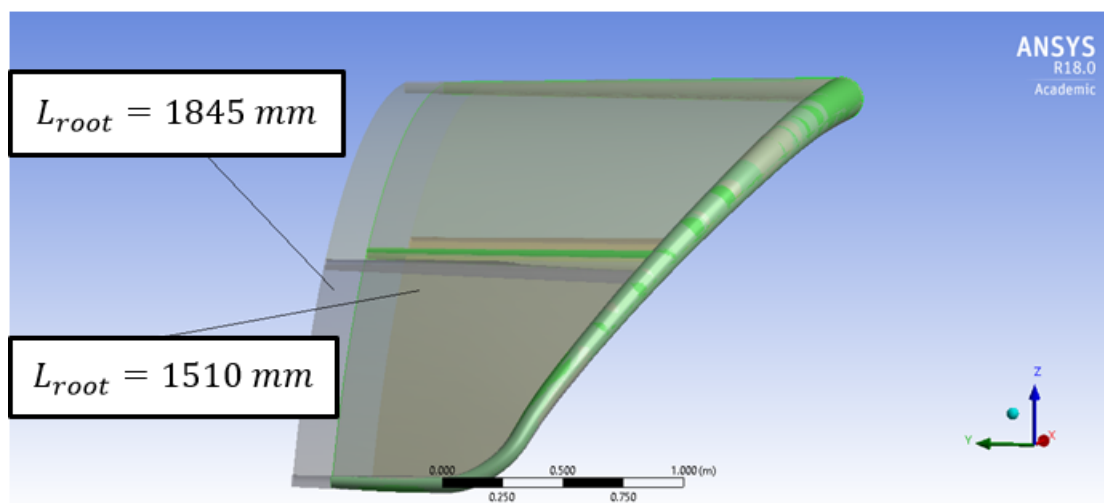
### 7.3.4 Μήκος Χορδής στο Επίπεδο Συμμετρίας

Η επόμενη μεταβλητή σχεδιασμού είναι η μεταβλητή μήκους χορδής στο επίπεδο συμμετρίας ( $L_{root}$ ). Για τη συγκεκριμένη επιλέγονται οι νέες τιμές 1510 και 1845 mm και το σύνολο των μεταβλητών σχεδιασμού για την καθεμία είναι:

$D_{start}$	$R_{\mu}$	$R_{\kappa}$	$L_{root}$	$R_{edge}$	$span$	$L_{tip}$
180	2500	3000	<b>1510</b>	190	4514	492
180	2500	3000	<b>1845</b>	190	4514	828

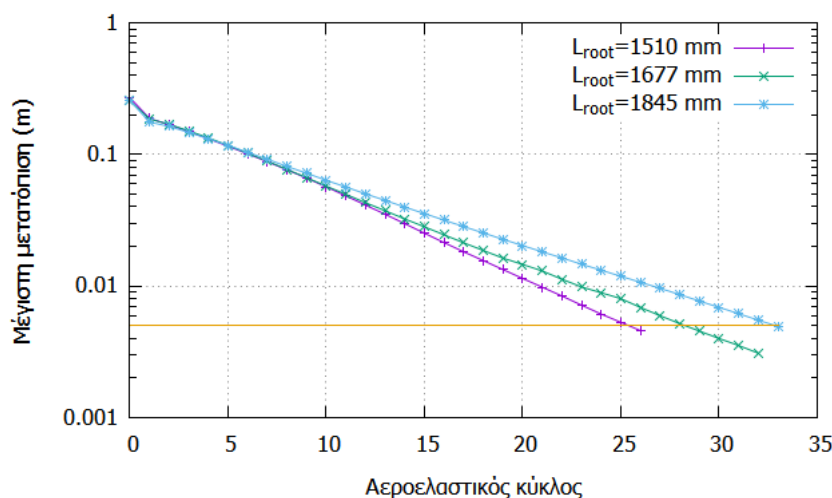
\*Οι τιμές ορίζονται σε mm.

Η μορφή των αετών για κάθε τιμή του μήκους χορδής στο επίπεδο συμμετρίας παρουσιάζεται στο σχήμα 7.23.



**Σχήμα 7.23:** Αετοί που προκύπτουν με μεταβολή της  $L_{root}$ , με αετό αναφοράς  $L_{root} = 1677$  mm χρώματος πράσινο.

Η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσει του πλήθους ΑΚ, για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού τη μεταβλητή μήκους χορδής στο επίπεδο συμμετρίας απεικονίζεται στο σχήμα 7.24.



**Σχήμα 7.24:** Μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσει του πλήθους ΑΚ για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $L_{root}$ .

Με τη συλλογή των αποτελεσμάτων για τις διάφορες τιμές των παραμέτρων προκύπτει ο πίνακας 7.5, στον οποίο ο μέγιστος λόγος  $C_L/C_D$  εμφανίζεται για  $L_{root} = 1845 \text{ mm}$ , συνεπώς, ο αετός με τη συγκεκριμένη τιμή χρησιμοποιείται για τη συνέχεια της βελτιστοποίησης.

**Πίνακας 7.5:** Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $L_{root}$ .

$L_{root}$	L (N)	D (N)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
1510	40.61	26.39	0.2925	0.1901	1.5389
1677	43.83	26.01	0.3157	0.1873	1.6850
<b>1845</b>	46.95	25.94	0.3382	0.1868	<b>1.8103</b>

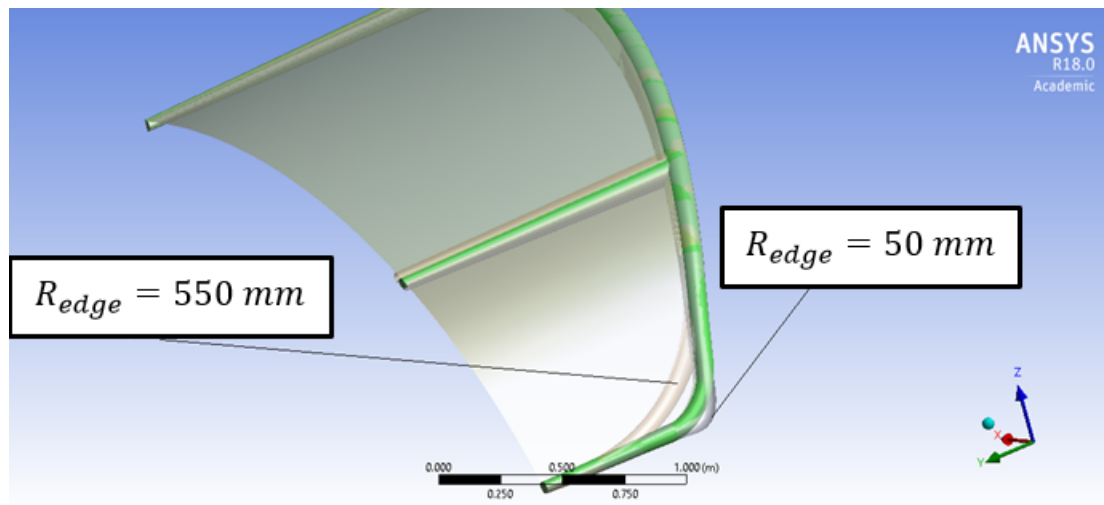
### 7.3.5 Ακτίνα Καμπυλότητας Ακμής

Η τελευταία μεταβλητή σχεδιασμού είναι η μεταβλητή ακτίνας καμπυλότητας ακμής ( $R_{edge}$ ). Για τη συγκεκριμένη επιλέγονται οι νέες τιμές 50 και 550 mm και το σύνολο των μεταβλητών σχεδιασμού για την καθεμία είναι:

$D_{start}$	$R_{\mu}$	$R_{\kappa}$	$L_{root}$	$R_{edge}$	$span$	$L_{tip}$
180	2500	3000	1845	<b>50</b>	4514	828
180	2500	3000	1845	<b>550</b>	4514	828

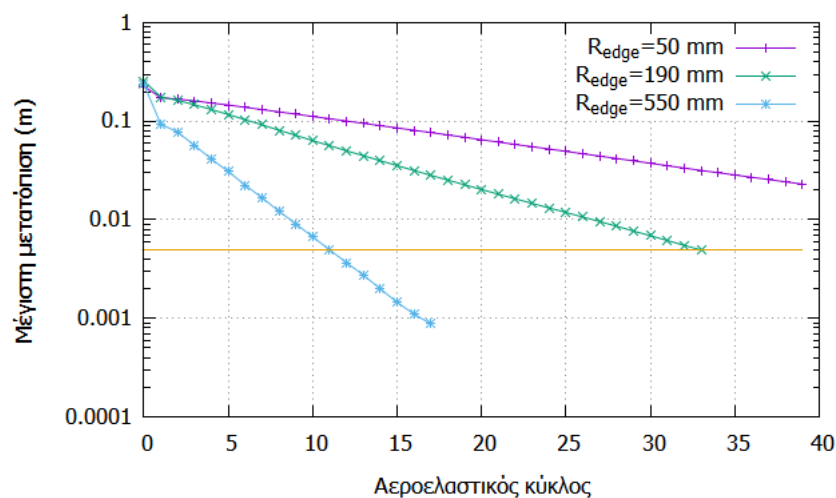
\*Οι τιμές ορίζονται σε mm.

Η μορφή των αετών για κάθε τιμή της ακτίνας καμπυλότητας ακμής παρουσιάζεται στο σχήμα 7.25



**Σχήμα 7.25:** Αετοί που προκύπτουν με μεταβολή της  $R_{edge}$ , με αετό αναφοράς  $R_{edge} = 190 \text{ mm}$  χρώματος πράσινο.

Η μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσει του πλήθους ΑΚ, για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την μεταβλητή μήκους χορδής στο επίπεδο συμμετρίας απεικονίζεται στο σχήμα 7.26.



**Σχήμα 7.26:** Μέγιστη μετατόπιση, από κύκλο σε κύκλο, συναρτήσει του πλήθους ΑΚ για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $R_{edge}$ .

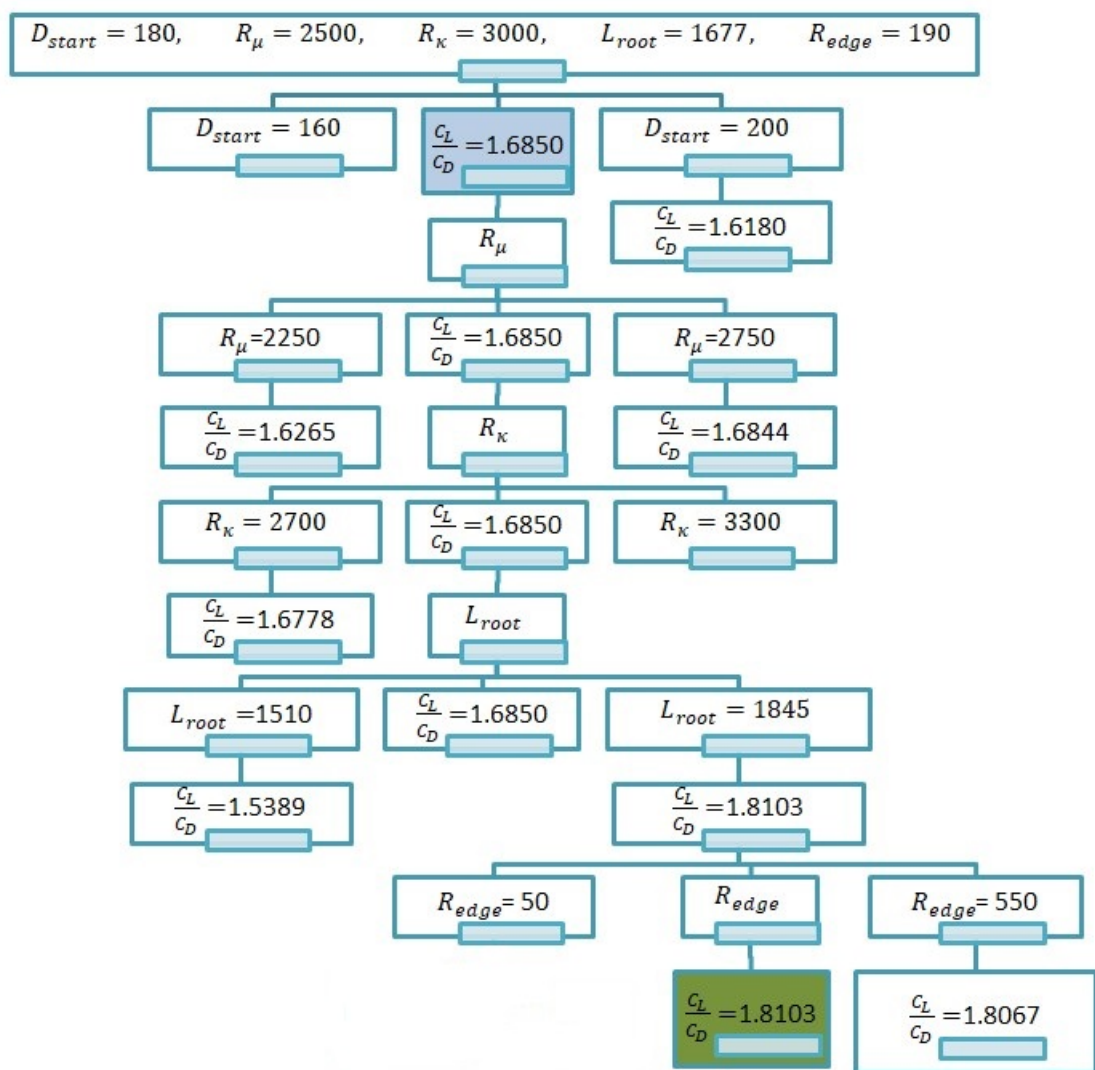
Στο σχήμα 7.26 είναι εμφανές ότι ο αετός με  $R_{edge} = 50 \text{ mm}$  έχει πολύ αργή σύγκλιση και, επομένως, απορρίπτεται. Με τη συλλογή των αποτελεσμάτων για τις διάφορες τιμές των παραμέτρων προκύπτει ο πίνακας 7.6, στον οποίο ο μέγιστος λόγος  $C_L/C_D$  εμφανίζεται για  $R_{edge} = 190 \text{ mm}$ .

**Πίνακας 7.6:** Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις για ελεγχόμενη μεταβλητή σχεδιασμού την  $R_{edge}$ .

$R_{edge}$	L (N)	D (N)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
<b>190</b>	46.95	25.94	0.3382	0.1868	<b>1.8103</b>
550	46.03	25.48	0.3315	0.1835	1.8067

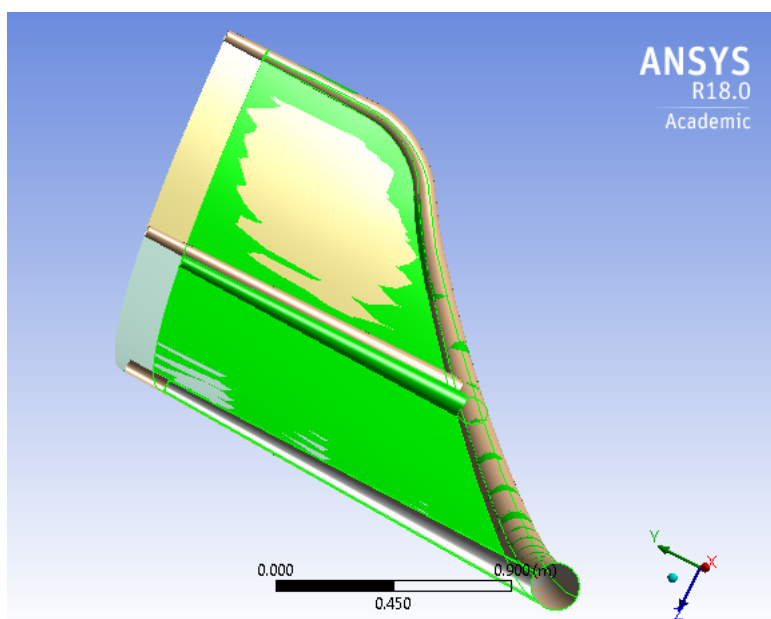
## 7.4 Σύνοψη Αποτελεσμάτων Διαδικασίας Βελτιστοποίησης

Η σύνοψη της διαδικασίας βελτιστοποίησης απεικονίζεται σε δενδρική δομή στο σχήμα 7.27, στην οποία παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των αναλύσεων των αετών που πραγματοποιήθηκαν για κάθε μεταβλητή σχεδιασμού. Σε αυτό το σχήμα το γαλάζιο και το πράσινο ορθογώνιο εκφράζει τον αετό αναφοράς, στον οποίο πραγματοποιήθηκε η ανάλυση FSI, και τον τελικό βέλτιστο αετό, αντίστοιχα.



Σχήμα 7.27: Δένδρο διαδικασίας βηματικής βελτιστοποίησης.

Στο σχήμα 7.28 απεικονίζεται το αρχικό και το τελικό μοντέλο του αετού, το οποίο είναι και το βέλτιστο σε σχέση με τους αετούς που αναλύθηκαν. Επιπλέον, οι τιμές των μεταβλητών σχεδιασμού των αντίστοιχων αετών απεικονίζονται στον πίνακα 7.7 και οι αντίστοιχες αεροδυναμικές δυνάμεις στον πίνακα 7.8. Συμπεραίνεται ότι η αύξηση του μήκους της χορδής στο επίπεδο συμμετρίας έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση του λόγου  $C_L/C_D$ .



Σχήμα 7.28: Αρχικό, με πράσινο χρώμα, και τελικό (βέλτιστο) μοντέλο αετού.

Πίνακας 7.7: Μεταβλητές σχεδιασμού αρχικού και τελικού (βέλτιστου) αετού.

Μοντέλο Αετού	$D_{start}$	$R_\mu$	$R_\kappa$	$L_{root}$	$R_{edge}$	$span$	$L_{tip}$	$C_L/C_D$
Αρχικό	180	2500	3000	<b>1677</b>	190	4514	660	1.6850
Τελικό	180	2500	3000	<b>1845</b>	190	4514	828	1.8103

Πίνακας 7.8: Υπολογισμένες αεροδυναμικές δυνάμεις αρχικού και τελικού (βέλτιστου) αετού.

Μοντέλο Αετού	L (N)	D (N)	$C_L/C_D$
Αρχικό	43.83	26.01	1.6850
Τελικό	46.95	25.94	1.8103

\*Οι υπολογισμένες τιμές αφορούν το μισό μοντέλο του αετού.

Τα μοντέλα αετών στα οποία πραγματοποιήθηκε η FSI ανάλυση είναι 11. Κατά μέσο όρο για την ανάλυση κάθε αετού απαιτούνται περίπου 30 ΑΚ και για καθένα από αυτούς απαιτούνται 2 ώρες και 15 λεπτά. Άρα, συνολικά για τη διαδικασία βηματικής βελτιστοποίησης ο πραγματικός χρόνος εκτέλεσης ήταν περίπου 32 ημέρες.



## Κεφάλαιο 8

### Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα

Αντικείμενο της διπλωματικής αυτής εργασίας αποτέλεσε η βελτιστοποίηση/βελτίωση ενός αετού με φουσκωτό σκελετό για χρήση στο άθλημα της αετοσανίδας, εφαρμόζοντας αεροδομική ανάλυση. Έτσι, δημιουργήθηκε στο Solidworks μοντέλο που μπορεί να σχεδιάζει αετούς, από το οποίο λήφθηκε ο αετός αναφοράς σύμφωνα με μετρήσεις διαστάσεων που πραγματοποιήθηκαν σε πραγματικούς αετούς αετοσανίδας. Στη συνέχεια, αναλύθηκαν τα χαρακτηριστικά του συστήματος αετού-σχοινιών, τα οποία χρησιμοποιήθηκαν για την ανάλυση του δομικού και του αεροδυναμικού μοντέλου. Στα χαρακτηριστικά αυτά συμπεριλαμβάνεται το κάθε υλικό του συστήματος, η γεωμετρία των σχοινιών, η ενίσχυση της ακμής εκφυγής και η θέση του αετού στον αέρα. Έπειτα, υλοποιήθηκε η γένεση του CFD πλέγματος του συγκεκριμένου αετού και ορίστηκαν οι παράμετροι, σύμφωνα με τις οποίες πραγματοποιήθηκε η επίλυση της ροής με το λογισμικό PUMA, από την οποία λήφθηκαν οι κομβικές φορτίσεις στην επιφάνεια του αετού.

Το σύστημα αετού-σχοινιών, το οποίο ορίστηκε στα χαρακτηριστικά του αετού, και η τριδιάστατη γεωμετρία του αετού εισήχθησαν στο λογισμικό ANSYS, ώστε να δημιουργηθεί το δομικό πλέγμα (CSM). Στο κάθε μέρος του συστήματος ορίστηκαν τα υλικά και τα πάχη τους και πραγματοποιήθηκε η σύνδεση μεταξύ των μερών. Επιπρόσθετα, ορίστηκαν οι οριακές συνθήκες και η φόρτιση του αετού που προκύπτει από την επίλυση του CFD. Έτσι, ορίστηκαν οι παράμετροι για την επίλυση του δομικού μοντέλου ώστε να επιλυθεί και να εξαχθεί η κατανομή του πεδίου μετατόπισης στην επιφάνεια του αετού. Στη συνέχεια, για να πραγματοποιηθεί η ανάλυση FSI του αετού, υλοποιήθηκε η σύζευξη του δομικού και αεροδυναμικού μέρους, προσαρμόζοντας το CFD πλέγμα ανάλογα με την κατανομή μετατόπισης στην επιφάνεια του αετού. Τα δύο αυτά μέρη επιλύονται ως ένα συζευγμένο μοντέλο, το οποίο λύνεται επαναληπτικά. Συνεπώς, τα λογισμικά PUMA (ροή) και ANSYS (δομή) συνέπραξαν μαζί με το απαραίτητο περιφερειακό/συνδετικό λογισμικό, ώστε να δημιουργηθεί ένα συνολικό πακέτο ανάλυσης αετών αετοσανίδας σε μόνιμες συνθήκες (στατική ανάλυση). Για τη σύγκλιση της

αεροδομικής ανάλυσης απαιτούνται περίπου 30 αεροελαστικούς κύκλους με συνολικό κόστος 70 ωρών σε δύο κάρτες γραφικών της NVIDIA-TESLA K40m.

Τελικά, πραγματοποιήθηκε η βηματική βελτιστοποίηση του αετού, η οποία υλοποιήθηκε εφαρμόζοντας την ανάλυση FSI σε μια σειρά αετών από τους οποίους αναζητήθηκε αυτός με τον μεγαλύτερο λόγο  $C_L/C_D$ . Επιλέχθηκε η βηματική βελτιστοποίηση έναντι της "κανονικής" αφού στη δεύτερη τα μοντέλα τα οποία αναλύονται είναι σαφώς πολλά περισσότερα και λόγω του υψηλού κόστους ανάλυσης του κάθε μοντέλου αετού αυτή θα ήταν πολύ ακριβή. Προτιμήθηκε λοιπόν η βηματική βελτιστοποίηση που με κόστος 1 μήνα αυξήθηκε ο λόγος  $C_L/C_D$  κατά 7.5%. Επιπλέον, από την παρακολούθηση της διαδικασίας βελτιστοποίησης, εξήχθη το συμπέρασμα ότι, λόγω της δυσκολίας σύγκλισης της αεροδομικής ανάλυσης, απαιτείται ο ορισμός περιορισμών στις μεταβλητές σχεδιασμού έτσι ώστε να μη γίνονται αναλύσεις σε μοντέλα αετών τα οποία αποκλίνουν. Καταλήγοντας, είναι πλέον διαθέσιμο ότι χρειάζεται για μία βελτιστοποίηση χωρίς χρήση παραγώγων.

## 8.1 Προτάσεις για Μελλοντική Έρευνα

Για να βελτιωθεί η FSI ανάλυση του αετού προτείνονται τα παρακάτω. Από τη μία, σχετικά με το αεροδυναμικό τμήμα, προτείνεται να πραγματοποιηθεί πύκνωση του CFD πλέγματος για να εξεταστεί με μεγαλύτερη ακρίβεια η ροή γύρω από τον αετό και, επομένως, να διακριθούν οι λεπτομέρειες που οφείλονται στην περίπλοκη γεωμετρία του αετού. Από την άλλη, όσον αφορά το δομικό τμήμα, προτείνεται, αρχικά, να πραγματοποιηθεί μη-γραμμική ανάλυση, η οποία και αυτή εμφανίζει δυσκολίες κατά τη σύγκλιση της επαναληπτικής διαδικασίας επίλυσης, λόγω της μη σταθερής δομής του αετού. Επιπρόσθετα, θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν μη-γραμμικά υλικά, δηλαδή να χρησιμοποιηθούν πραγματικές καμπύλες τάσης παραμόρφωσης για το κάθε υλικό. Μία ακόμα πρόταση είναι να πραγματοποιηθεί η ανάλυση του αετού σε περισσότερες θέσεις για να μπορέσει να γίνει σύνθεση όλων των αποτελεσμάτων και ο αετός να είναι περισσότερο αποδοτικός σε μεγαλύτερο εύρος θέσεων. Τέλος, για τη διαδικασία βελτιστοποίησης προτείνεται η πλήρης αυτοματοποίησή της. Ειδικότερα, τα μέρη που απαιτούν αυτοματοποίηση είναι η μεταβολή της γεωμετρίας του μοντέλου CAD, η γένεση του πλέγματος αναφοράς και η δημιουργία του δομικού μοντέλου για κάθε αετό. Παρόλα αυτά, επισημαίνεται ότι το σύστημα αετός-σχοινιά είναι αρκετά ασταθές και, για να επιτευχθεί ακριβής ανάλυση, είναι προτιμότερο να αντιμετωπίζεται το κάθε μοντέλο αετού ξεχωριστά.

## Βιβλιογραφία

- [1] Cabrinha: *Twin-tips*. <https://www.cabrinha.com/>.
- [2] Cabrinha: *Bars*. <https://www.cabrinha.com/>.
- [3] Mystic: *Harnesses*. <https://www.mysticboarding.com/>.
- [4] *Kiteboarding*. [https://en.wikipedia.org/wiki/Kiteboarding#cite\\_note-3](https://en.wikipedia.org/wiki/Kiteboarding#cite_note-3).
- [5] *Kitings Olympic Future Confirmed*. <https://www.global-kitesports.org/news/kitings-olympic-future-confirmed/>.
- [6] Breukels, J.: *An Engineering Methodology for Kite Design*. Thesis. Technische Universiteit Delft, 2011.
- [7] Cabrinha: *Kites*. <https://www.cabrinha.com/>.
- [8] Ozone: *Kites*. <https://ozonekites.com/>.
- [9] *Open Cell Water re-Launchable*. <https://ozonekites.com/products/land-snow-kites/hyperlink-v2/>.
- [10] Cabrinha: *User Manual Kite Range*, 2014. <https://www.cabrinha.com/pages/user-manuals>.
- [11] Leloup, R.: *Prediction of the stress distribution on a leading edge inflatable kite under aerodynamic load*. DGA Techniques Hydrodynamiques Chaussée du Vexin, 2014.
- [12] Leuthold, R.: *Multiple-Wake Vortex Lattice Method for Membrane-Wing Kites*. Thesis. Master of Science in Aerospace Engineering, Delft, 2015.
- [13] Bosch, H.A.: *Finite Element Analysis of a Kite for Power Generation*. Thesis. Precision and Microsystems Engineering Applied Sustainable Science Engineering and Technology (faculty of Aerospace Engineering), 2012.
- [14] Rowe, J.: *Finite Element Modeling of an Inflatable Wing*. Master's Theses. University of Kentucky, 2007.

- [15] Eldredge, J. D.: *Dynamically coupled fluid body interactions in vorticity-based numerical simulations*. Journal of Computational Physics, 227(21):9170–9194, 2008.
- [16] Asouti V.G., Trompoukis X.S., Kampolis I.C. and Giannakoglou, K.C.: *Unsteady cfd computations using vertex-centered finite volumes for unstructured grids on graphics processing units*. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 67(2):232–246, 2011.
- [17] Trompoukis X.S., Tsiakas K.T., Nejad M.G. Asouti V.G. and Giannakoglou, K.C.: *The continuous adjoint method on graphics processing units for compressible flows*. OPT-i, International Conference on Engineering and Applied Sciences Optimization, Kos Island, Greece, June 4-6, 2014.
- [18] TEUFELBERGER Holding AG, Company: *High Performance Kite Lines 2015/16*.
- [19] Trompoukis X.S., Asouti V.G., Kampolis I.C. and Giannakoglou, K.C.: *CUDA Implementation of Vertex-Centered, Finite Volume CFD methods on Unstructured Grids with Flow Control Applications*. Morgan Kaufmann, 2011.
- [20] *How Turbulence Can Impact Power Performance*. <https://www.wind-watch.org/documents/how-turbulence-can-impact-power-performance/#:~:text=In%20the%20wind%20energy%20industry,turbulence%20intensity%20will%20be%20high>.
- [21] Langley Research Center: *The Spalart-Allmaras Turbulence Model*. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>.
- [22] ANSYS, Inc.: *ANSYS*. <https://www.ansys.com/>.
- [23] ANSYS, Inc.: *Mechanical APDL Command Reference*. [https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans\\_help\\_v182/ans\\_cmd/Hlp\\_C\\_MAP.html](https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_cmd/Hlp_C_MAP.html).
- [24] ANSYS Inc.: *ANSYS Mechanical APDL Basic Analysis Guide*.
- [25] Papageorgiou, G.E.: *Formulation & Programming of a Fluid-Structure Interaction Method & Applications in Inflatable Wings*. Diploma Thesis. National Technical University of Athens, 2019.