



Παραμετρική ανάλυση και
σχεδιασμός αεροδυναμικών
επιφανειών μικρών αεροσκαφών
με μορφοποιούμενη γεωμετρία

Τομέας: Μηχανολογικών Κατασκευών και Αυτομάτου Ελέγχου

Επιβλέπων: Σπιτάς Βασίλειος , Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα 2023

Ευχαριστίες

Θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου κ. Βασίλειο Σπιτά για την ευκαιρία που μου έδωσε να εκπονήσω ένα τόσο ενδιαφέρον θέμα και την καθοδήγηση του. Ακόμη θα ήθελα να ευχαριστήσω τον κύριο Benjamin King Sutton Woods, αναπληρωτή καθηγητή Αεροδιαστημικών Κατασκευών στο τμήμα Αεροδιαστημικής Μηχανικής στο πανεπιστήμιο του Μπρίστολ, για την πολύτιμη βοήθεια του. Τέλος, δεν θα μπορούσα να ξεχάσω την οικογένειά μου, για την αμέριστη υποστήριξη και ηρεμία που μου προσφέρει καθόλη τη διάρκεια της ζωής μου.

Υπεύθυνη δήλωση για λογοκλοπή και για κλοπή πνευματικής ιδιοκτησίας:

Έχω διαβάσει και κατανοήσει τους κανόνες για τη λογοκλοπή και τον τρόπο σωστής αναφοράς των πηγών που περιέχονται στον οδηγό συγγραφής Διπλωματικών Εργασιών. Δηλώνω ότι, από όσα γνωρίζω, το περιεχόμενο της παρούσας Διπλωματικής Εργασίας είναι προϊόν δικής μου εργασίας και υπάρχουν αναφορές σε όλες τις πηγές που χρησιμοποίησα.

Οι απόψεις και τα συμπεράσματα που περιέχονται σε αυτή τη Διπλωματική εργασία είναι του συγγραφέα και δεν πρέπει να ερμηνευθεί ότι αντιπροσωπεύουν τις επίσημες θέσεις της Σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών ή του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου.

Ιωάννης Μυλωνάς

Περιεχόμενα

Περίληψη	6
Abstract.....	7
Συνομεύσεις - Αρκτικόλεξα	8
1. Εισαγωγή.....	10
1.1 Πλαίσιο	10
1.2 Σκοπός Μελέτης & Οριοθέτηση	13
2. Βιβλιογραφική ανασκόπηση	14
2.1 Ιστορία της Μορφοποίησης	14
2.2 Εφαρμογή στη σύγχρονη εποχή.....	18
2.3 Κατηγορίες Μορφοποίησης Πτέρυγας και εφαρμογές	21
2.3.1 Μορφοποίηση κατά την κάτοψη	23
2.3.2 Μορφοποίηση εκτός επιπέδου.....	25
2.3.3 Μορφοποίηση αεροτομής	26
2.4 Εμπόδια στην υλοποίηση.....	30
3. Δισδιάστατη ανάλυση αεροτομής.....	32
3.1 Μεθοδολογία	32
3.2 Εφαρμογή σε μη συμμετρικές αεροτομές	34
3.3 Σύγκριση αεροτομής αρθρωτού πτερυγίου με μορφοποιημένη αεροτομή	35
3.3.1 Υπολογιστική Ρευστομηχανική Ανάλυση – Κατασκευή Πλέγματος.....	37
3.3.2 XFOIL.....	40
3.4 Αποτελέσματα	40
3.4.1 Αποτελέσματα Fluent και σύγκριση με XFOIL	40
3.4.2 Σύγκριση μορφοποιημένης αεροτομής και αεροτομής με flap	43
4. Πτέρυγα με δυνατότητα μορφοποίησης.....	52
4.1 Εφαρμογή στην τρισδιάστατη πτέρυγα.....	52
4.2 Μεθοδολογία	54
4.3 Υπολογιστική Ρευστομηχανική Ανάλυση – Κατασκευή Πλέγματος	57
4.4 Συνάρτηση οριζόμενη από τον χρήστη – Καθορισμός κίνησης του πλέγματος	61
4.5 Δυναμική Κατασκευή Πλέγματος.....	63
4.5.1 Εξομάλυνση (Smoothing).....	63
4.5.2 Επαναπροσδιορισμός του πλέγματος (Remeshing)	64
4.6 Αποτελέσματα	64
4.6.1 Αποτελέσματα στατικά μορφοποιημένης πτέρυγας.....	64
4.6.2 Αποτελέσματα δυναμικά μορφοποιούμενης πτέρυγας.....	72
5. Συμπεράσματα και Μελλοντικές Προσεγγίσεις	77
Κατάλογος Σχημάτων.....	79
Κατάλογος Πινάκων.....	82
Κατάλογος Εξισώσεων.....	83
Κατάλογος Αναφορών	84

Περίληψη

Στον τομέα της μηχανικής, ο όρος μορφοποίηση περιγράφει την ομαλή αλλαγή της μορφής ή του σχήματος μιας κατασκευής χωρίς την σχετική κίνηση διακριτών μερών. Στην αεροναυπηγική ο όρος χρησιμοποιείται κυρίως για να περιγράψει αλλαγές στη γεωμετρία της πτέρυγας του αεροσκάφους. Οι πτέρυγες που μορφοποιούνται παρουσιάζουν βελτίωση της αεροδυναμικής απόδοσης, της οικονομίας καυσίμου και του αεροδυναμικού θορύβου, ενώ προσφέρουν την δυνατότητα απαλλαγής του αεροσκάφους από τους πολύπλοκους υπεραντωτικούς μηχανισμούς και τις συμβατικές επιφάνειες ελέγχου, προσθέτοντας παράλληλα μεγαλύτερη ευελιξία στην περιβάλλουσα των συνθηκών πτήσης του. Στην παρούσα διπλωματική εξετάζεται ένα συγκεκριμένο είδος μορφοποίησης της πτέρυγας, που αφορά την αλλαγή καμπυλότητα του χείλους εκφυγής. Εφαρμόζεται μια παραμετρική μέθοδος μοντελοποίησης της παραμόρφωσης της, η οποία εφαρμόζεται σε μια δισδιάστατη μη συμμετρική αεροτομή, οι αεροδυναμικές επιδόσεις της οποίας συγκρίνονται με τα αντίστοιχα μιας συμβατικής αεροτομής με αρθρωτό πτερύγιο (flap). Η ανάλυση πραγματοποιείται στο λογισμικό Ansys Fluent για ένα μεγάλο εύρος γωνιών και τα αποτελέσματα συσχετίζονται με αυτά από το λογισμικό Xfoil που χρησιμοποιεί την μέθοδο των Πλαισίων στις δύο διαστάσεις. Παρατηρήθηκε αρκετά καλή συμφωνία μεταξύ των δύο μοντέλων, η οποία αποτυπώθηκε μέσα από τους βασικούς αεροδυναμικούς συντελεστές. Η μορφοποιημένη αεροτομή εμφάνισε βελτίωση της αεροδυναμική απόδοσης κατά 6.9% στη βέλτιστη γωνία προσβολής και μέγιστη αύξηση της απόδοσης κατά 14.5%, συγκριτικά με την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο. Η παραπάνω μοντελοποίηση προεκτάθηκε στην συνέχεια και στην τρισδιάστατη πτέρυγα για την αεροδυναμική μελέτη ενός μηχανισμού μορφοποίησης, για εφαρμογή σε ένα μικρό μη επανδρωμένο αεροσκάφος. Για την μορφοποιημένη γεωμετρία της πτέρυγας εφαρμόστηκε ένα επιπλέον παραμετρικό μοντέλο για την συσχέτιση της παραμόρφωσης της ακμής εκφυγής με την θέση κατά μήκος του εκπετάσματος. Ο παραπάνω μηχανισμός μελετήθηκε μέσα από το περιβάλλον του Fluent, εφαρμόζοντας μια συνάρτηση οριζόμενης από τον χρήστη (User Defined Function) και του Δυναμικού Πλέγματος (Dynamic Meshing), για την ενημέρωση του πλέγματος γύρω από την μορφοποιούμενη περιοχή κοντά στο χείλος προσβολής. Πραγματοποιήθηκε μια ανάλυση μόνιμης ροής, κατά την οποία καταγράφηκαν οι αλλαγές των βασικών αεροδυναμικών συντελεστών, του συντελεστή ροής περιστροφής, καθώς και των πεδίων πίεσης και ταχύτητας για διάφορες γωνίες προσβολής μεταξύ της αρχικής και της μορφοποιημένης πτέρυγας. Τέλος πραγματοποιήθηκε μια ανάλυση μη μόνιμη ροής για την αποτύπωση των δυναμικών μεταβολών του πεδίου πίεσης κατά μήκος του εκπετάσματος και γύρω από την πτέρυγα κατά την διάρκεια της μορφοποίησης. Τα αποτελέσματα μπορούν να αποτελέσουν εφαλτήριο για τον σχεδιασμό του μηχανισμού που θα ελέγχει την περιστροφή ενός ΣμηΕΑ περί τον διαμήκη του άξονα, ο οποίος θα συνδυάζει τις κατάλληλες επικαλύψεις (skins), επενεργητές και νόμους ελέγχου.

Abstract

In the field of engineering, the term ‘morphing’ describes the smooth change of the shape or form of a structure without the relative movement of discrete parts. In aeronautics, it is mostly used to describe changes in the geometry of the aircraft’s wings. Morphing wings exhibit increase in aerodynamic performance, better fuel efficiency, reduced aerodynamic noise, while offering the capability of removing the conventional high lift devices and control surfaces, providing at the same time greater flexibility to the aircraft’s flight envelope. Among the different types of wing morphing, the current diploma thesis focuses on trailing edge camber morphing. The morphing deformation is modeled using a parametric method, which is applied on a two-dimensional non-symmetrical airfoil, in order to calculate its aerodynamic performance and compare the results with a conventional flapped airfoil under the same flow conditions. The analysis was carried out using Ansys Fluent for a wide range of angles of attack and the results were then compared with the ones obtained from XFOIL, which uses the two-dimensional panel method for the analysis of subsonic isolated airfoils. A good agreement between the two computational methods was observed and recorded through the basic aerodynamic coefficients. The morphed airfoil showed an increase in its aerodynamic efficiency of 6.9% at the optimal angle of attack and a maximum increase in efficiency of about 14.5%, compared to the flapped airfoil. The above parametric model was then implemented to a three-dimensional straight wing, intended for a UAV application, and an aerodynamic analysis was performed. To obtain the three-dimensional morphing configuration, an additional parametric model was implemented which would correlate the trailing edge deformation with the position along the wing span. The above mechanism was studied through Fluent using a User Defined Function (UDF) and Dynamic Meshing, used to update the mesh around the wing deforming portion. A steady-state analysis for the morphed and the original wing was performed, and the change of the basic aerodynamic coefficients, the rolling moment coefficient, as well as the pressure and velocity fields for various angles of attack was recorded. A transient analysis was performed in order to obtain the dynamic pressure changes along the wing span and around the wing during the morphing process. The results could be utilized to develop a mechanism, used to control the rotation of a UAV about its longitudinal axis, combining the right flexible skins, actuators and control laws.

Συνομεύσεις - Αρκτικόλεξα

UAV: Unmanned Air Vehicle

NASA: National Aeronautics and Space Administration

DARPA: Defense Advanced Research Projects Agency

NACA: National Advisory Committee for Aeronautics

ΣμηΕΑ: Σύστημα μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους

USAF: United States Air Force

SMA: Shape Memory Alloys

AFRL: Air Force Research Laboratory

DLR: Deutsche Luft und Raumfahrt

SARISTU: Smart Intelligent Aircraft Structures

EADS-IW: European Aeronautic Defence and Space Company – Innovation Works

CIRA: Italian Aerospace Research Centre

EADN: Enhanced Adaptive Droop Nose

WATE: Winglet Active Trailing Edge

ATED: Adaptive Trailing Edge Device

AR: Aspect Ratio

NOVEMOR: NOvel Air VEhicle Configurations, From Fluttering Wings to MORphing Flight

SMP: Shape Memory Polymers

EAP: Electroactive Polymer

CFD: Computational Fluid Dynamics

RANS: Reynolds Averaged Navier Stokes

SST: Shear Stress Transport

CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastic

UDF: User Defined Function

1. Εισαγωγή

1.1 Πλαίσιο

Στον τομέα της μηχανικής, ο όρος μορφοποίηση περιγράφει την ομαλή αλλαγή της μορφής ή του σχήματος μιας κατασκευής χωρίς την σχετική κίνηση διακριτών μερών. Στην αεροναυπηγική, ένας πιο αυστηρός ορισμός δόθηκε στο πλαίσιο της έρευνας της NASA [1] για μελλοντικά αεροσκάφη με δυνατότητα μορφοποίησης της πτέρυγας τους. Σε αυτή, ως μορφοποίηση ορίζεται η αποτελεσματική, πολλαπλών σημείων προσαρμογή, η οποία περιλαμβάνει μάκρο, μικρο, δομικές και/ή ρευστομηχανικές προσεγγίσεις. Κατά τον ορισμό αυτό, η αποτελεσματικότητα υποδηλώνει ένα σύστημα μηχανικά απλούστερο, μικρότερου βάρους και/ή ενεργειακά αποδοτικότερο από τα αντίστοιχα συμβατικά. Ο όρος «πολλαπλών σημείων» αναφέρεται στην ικανοποίηση διαφορετικών (και μερικές φορές αντιφατικών) αποστολών, και τέλος η προσαρμοστικότητα σχετίζεται με την ευελιξία και την ανθεκτικότητα της κατασκευής.

Ένας ακόμη ορισμός παρέχεται από την DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency), σύμφωνα με τον οποίο εναέριο όχημα με δυνατότητα μορφοποίησης είναι αυτό που [2]:

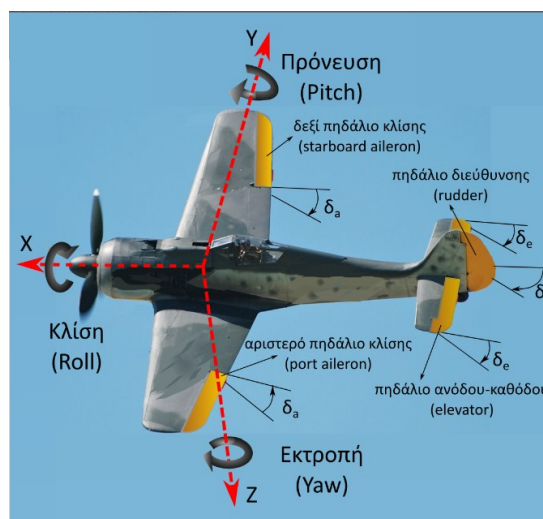
- αλλάζει ουσιαστικά την κατάστασή του για να προσαρμοστεί σε μεταβαλλόμενες συνθήκες πτήσης/απαιτήσεις αποστολής.
- παρέχει βελτιωμένα χαρακτηριστικά συστήματος που δεν θα ήταν δυνατά χωρίς την μορφοποίηση.
- επιτυγχάνει αυτή την αλλαγή κατάστασης μέσα από καινοτόμους συνδυασμούς προηγμένων υλικών, επενεργητών, ελεγκτών ροής και μηχανισμών

Τα σύγχρονα συμβατικά αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας σχεδιάζονται και κατασκευάζονται με σκοπό να βελτιστοποιείται ένα σύνολο παραμέτρων όπως το υψόμετρο, η ταχύτητα ή το βάρος, για ένα μόνο τμήμα του προφίλ της αποστολής ή της περιβάλλουσας των συνθηκών πτήσης τους (σημείο σχεδιασμού). Για παράδειγμα, τα εμπορικά αεροσκάφη βελτιστοποιούνται γύρω από την κατάσταση ευθύγραμμης ομαλής πτήσης τους, τα μαχητικά για την πραγματοποίηση ελιγμών υψηλών g, ενώ τα αεροσκάφη αναγνώρισης και επιτήρησης για την πτήση γύρω από μια μικρή περιοχή (loiter). Κάθε ένα αυτά τα τμήματα απαιτεί ένα συγκεκριμένο σχήμα της πτέρυγας, με αποτέλεσμα σε όλα τα άλλα τμήματα της αποστολής, τα αεροσκάφη με σταθερή πτέρυγα να παρουσιάζουν μειωμένη απόδοση. Συνεπώς, πτέρυγες με ικανότητα μορφοποίησης, που μπορούν να προσαρμόζουν το σχήμα τους ανάλογα με τις ανάγκες της πτήσης, θα λειτουργούν βέλτιστα σε όλα τα στάδια της αποστολής του αεροσκάφους.

Μια τέτοια ικανότητα μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την επίτευξη των πλεονεκτημάτων που αναφέρονται παρακάτω:

- Αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης
- Μείωση του αεροδυναμικού θορύβου
- Αύξηση της οικονομίας καυσίμου
- Έλεγχος των κραδασμών και του πτερυγισμού
- Επίτευξη υψηλότερης ευελιξίας αποστολής του αεροσκάφους

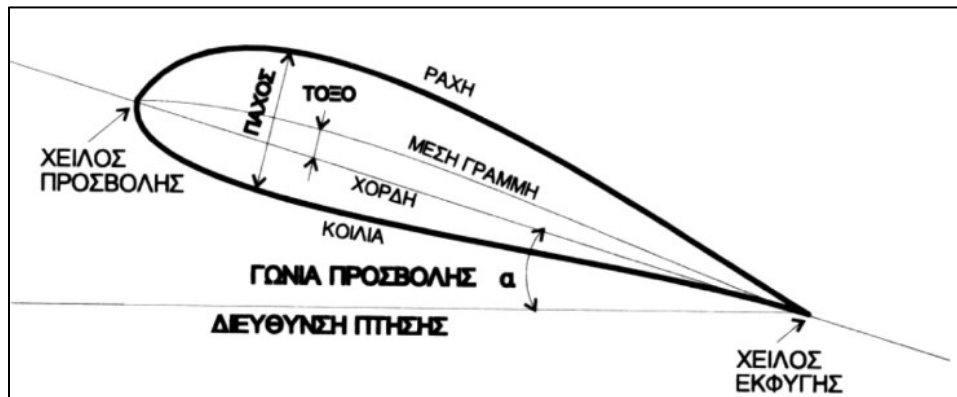
Μια από τις σημαντικές προοπτικές που προσφέρουν οι πτέρυγες με δυνατότητα μορφοποίησης, που είναι και το θέμα που θα απασχολήσει την παρούσα διπλωματική εργασία είναι η αντικατάσταση των πολύπλοκων υπεραντρωτικών μηχανισμών και των συμβατικών επιφανειών ελέγχου. Τα πηδάλια των αεροσκαφών είναι διατάξεις που επιτρέπουν στον πιλότο να προσαρμόζει και να ελέγχει τη συμπεριφορά του αεροσκάφους. Τα βασικότερα εξ' αυτών είναι τα πηδάλια κλίσης, το πηδάλιο ανόδου-καθόδου και το πηδάλιο διεύθυνσης (Σχήμα 1). Τα πηδάλια κλίσης βρίσκονται στο χείλος εκφυγής του εξωτερικού μέρους των κύριων πτερύγων, εκτρέπονται κατά αντίθετες διευθύνσεις, αναγκάζοντας το άκρο της μίας πτέρυγας να ανυψωθεί και το άλλος της να χαμηλώσει, προκαλώντας έτσι περιστροφή του αεροσκάφους περί τον διαμήκη άξονα. Το πηδάλιο ανόδου-καθόδου είναι τοποθετημένο στο χείλος εκφυγής του οριζώντιου ουραίου πτερώματος και η εκτροπή του οποίου προκαλεί περιστροφή του αεροσκάφους περί τον εγκάρσιο άξονα. Η διάταξη αυτή επιτρέπει την ρύθμιση της εγκάρσιας κλίσης του αεροσκάφους, ελέγχοντας έτσι την γωνία προσβολής με την οποία η πτέρυγα συναντά τον αέρα. Τέλος, τα πηδάλια διεύθυνσης βρίσκονται στο χείλος εκφυγής του κάθετου ουραίου πτερώματος και ρυθμίζουν την πλευρική περιστροφή του αεροσκάφους. Η εκτροπή τους προκαλεί περιστροφή του αεροσκάφους περί τον κατακόρυφο άξονα. [3]



Σχήμα 1: Βασικοί ελιγμοί αεροσκάφους και οι κύριες επιφάνειες ελέγχου του

Οι συμβατικοί αυτοί μηχανισμοί είναι ο πλέον συνηθισμένος τρόπος τροποποίησης της γεωμετρίας των πτερυγών των αεροσκαφών, ωστόσο η απότομη μεταβολή της γεωμετρίας που επιβάλλουν οδηγεί σε φαινόμενα αποκόλλησης της ροής, επιδείνωση της αεροδυναμικής απόδοσης, ενώ παράλληλα αυξάνεται ο αεροδυναμικός θόρυβος. Η μορφοποίηση του χείλους εκφυγής προσφέρει σημαντικές προοπτικές στην επίλυση των παραπάνω προβλημάτων και έχει γίνει αντικείμενο εκτεταμένων ερευνών. Στόχος είναι η δημιουργία μια συνεχούς γεωμετρίας την οποία η ροή μπορεί να ακολουθήσει με μεγαλύτερη ευκολία δίχως τις γεωμετρικές ασυνέχειες που εισάγουν οι αρθρωτοί μηχανισμοί.

Η καμπυλότητα μιας αεροτομής εκφράζεται από την μέση γραμμή της. Μέση γραμμή είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που ακολουθούν την καμπυλότητα του σώματος της αεροτομής και βρίσκονται στο μέσο μεταξύ της άνω και της κάτω πλευράς, τέμνοντας την χορδή στο χείλος προσβολής και στο χείλος εκφυγής (Σχήμα 2). Ως ορισμός είναι ιδιαίτερα χρήσιμος διότι για κάθε αεροτομή NACA, η μέση γραμμή και η κατανομή πάχους δίνονται από γνωστές συναρτήσεις. Η μορφοποίηση, λοιπόν, του χείλους εκφυγής μπορεί να εκφραστεί μέσω της παραμόρφωσης της μέσης γραμμής εφαρμόζοντας κάποιο παραμετρικό μοντέλο που συσχετίζει την θέση x και την τιμή της παραμόρφωσης. Κατανέμοντας τη συνάρτηση του πάχους στην τροποποιημένη μέση γραμμή μπορεί εύκολα να προσδιοριστεί το καινούργιο κάθε φορά περίγραμμα.



Σχήμα 2 : Χαρακτηριστικά μεγέθη αεροτομής

Η καταγραφή των συντελεστών άνωσης, αντίστασης και ροπής περιστροφής (για το τρισδιάστατο πρόβλημα), καθώς και η αποτύπωση των πεδίων της ταχύτητας και πίεσης γύρω από την αεροτομή και την πτέρυγα αποτέλεσαν τις βασικές στοχεύσεις της ανάλυσης. Η επίλυση έγινε με χρήση μεθόδων Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής μέσω του πακέτου Ansys Fluent, ενώ για το δισδιάστατο πρόβλημα των αεροτομών χρησιμοποιήθηκε και το XFOIL για την αντιπαραβολή των αποτελεσμάτων.

1.2 Σκοπός Μελέτης & Οριοθέτηση

Σκοπός της μελέτης είναι η εξαγωγή συμπερασμάτων για τις αεροδυναμικές επιδόσεις μια πτέρυγας με δυνατότητα μορφοποίησης της καμπυλότητάς της με στόχο την αντικατάσταση των συμβατικών πηδαλίων κλίσης ενός ΣμηΕΑ. Η παρούσα εργασία εστιάζει στην αεροδυναμική του προβλήματος και δεν αποσκοπεί στην εύρεση του σχεδιασμού του συστήματος επενέργειας πάνω στην πτέρυγα. Τέλος, τονίζεται ότι στην εργασία δεν εξετάστηκαν τα αεροελαστικά φαινόμενα που αναπτύσσονται στην αεροτομή/πτέρυγα εξαιτίας της αλληλεπίδρασης με την ροή. Έγινε η υπόθεση ότι πρόκειται για συμπαγή στερεά σώματα που δεν παραμορφώνονται εξαιτίας των αεροδυναμικών φορτίων. Η εξαγωγή χρήσιμων αρχικών συμπερασμάτων για την μορφοποίηση του χείλους εκφυγής ήταν ο βασικός στόχος της εργασίας, αλλά για την πρακτική εφαρμογή τους είναι απαραίτητη και η αεροελαστική ανάλυση, προκειμένου να καταγραφεί η αλληλεπίδραση ροής και πτέρυγας.

2. Βιβλιογραφική ανασκόπηση

2.1 Ιστορία της Μορφοποίησης

Φτερά που έχουν την δυνατότητα να αλλάζουν το σχήμα τους για να φέρουν εις πέρας κάποια αποστολή υπήρχαν πολύ πριν προσπαθήσει ο πρώτος άνθρωπος να πετάξει. Η μορφοποίηση με την ευρεία της έννοια είναι πανταχού παρούσα στα ζώα με ικανότητα πτήσης (πουλιά, έντομα, νυχτερίδες κλπ.) και σε μια μεγάλη κλίμακα μεγεθών, ικανότητα που τους επιτρέπει να αξιοποιήσουν στο έπακρο τις δυνατότητες των φτερών τους. Τα γεράκια και οι αετοί χρησιμοποιούν αυτή την ικανότητα για να εκτελούν καταδύσεις υψηλής ταχύτητας προς τα θηράματά τους. Τα πουλιά χάρη στη σκελετική τους δομή μπορούν να αλλάξουν το σχήμα των φτερών τους, με την επενέργηση να προέρχεται από έναν μεγάλο αριθμό μυών που βρίσκονται κατά μήκος των φτερών τους [4]. Παρακάτω παρατίθεται μια σειρά εικόνων (Σχήμα 3), οι οποίες απεικονίζουν μερικές από τις διαφορετικές φάσεις πτήσης ενός πτηνού, δίνοντας έμφαση στην εξαιρετικά διαφορετική διαμόρφωση των φτερών τους.



Σχήμα 3 : Διαφορετικές φάσεις πτήσης ενός πτηνού (από πάνω αριστερά προς τα δεξιά)
 - Ομαλή πτήση , Κατάβαση , Προσγείωση , Απογείωση

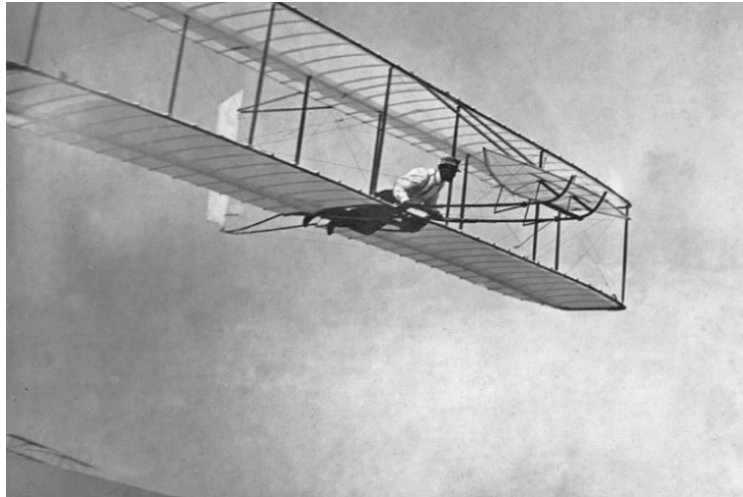
Οι νυχτερίδες μπορούν να επιτύχουν αλλαγές της καμπυλότητας των φτερών τους εκμεταλλευόμενοι την αεροδυναμική πίεση που δρα στη μεμβράνη του δέρματος τους, της οποίας η εντατική κατάσταση μεταβάλλεται με την κατάλληλη σύσπαση των μυών της [5]. Χάρη στους μύες στις αρθρώσεις και του σύνθετου σκελετικού συστήματος των φτερών τους, μπορούν να αλλάξουν δραστικά το σχήμα και την συστροφή των φτερών τους (Σχήμα 4). Σε αντίθεση με τα φτερά των πτηνών και των νυχτερίδων, τα φτερά των εντόμων είναι παθητικές δομές, χωρίς εγγενείς μύες, και αποτελούνται από μια μεμβράνη που υποστηρίζεται από ένα δίκτυο φλεβών που φέρουν τα εξωτερικά φορτία. Οποιοσδήποτε ενεργές αλλαγές στο σχήμα τους επομένως καθοδηγούνται από τη ρίζα του φτερού, και τους μύες εντός του θώρακα.



Σχήμα 4 : Φρουτοφάγες νυχτερίδες σε πτήση

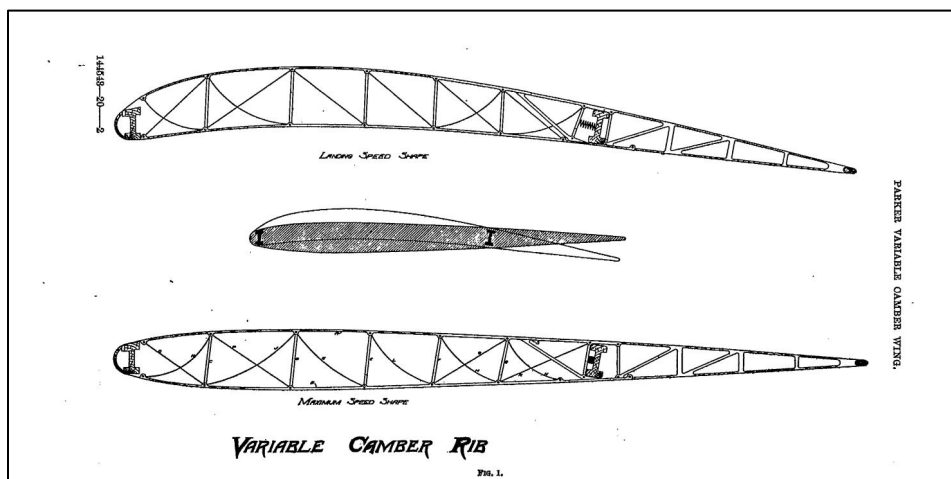
Η παρατήρηση της φύσης κίνησε την επιθυμία των ανθρώπων να πετάξουν και αποτέλεσε την αφετηρία των πρώτων αεροσκαφών. Η πτήση των πτηνών αποτέλεσε την πηγή έμπνευσης προκειμένου να ενσωματωθεί σταδιακά στα αεροσκάφη η απλότητα, η κομψότητα και η αποτελεσματικότητα που χαρακτηρίζει τα ζωικά είδη, η οποία προήλθε μέσα από χιλιάδες χρόνια βιολογικής εξέλιξης. Τα σχέδια των πρώτων ιπτάμενων οχημάτων ήταν σχετικά απλά και περιορισμένων δυνατοτήτων. Αρκετοί ήταν οι εφευρέτες που αναγνώρισαν την αξία της μορφοποίησης ως τρόπο ελέγχου του αεροσκάφους. Οι Orville και Wilbur Wright παρατηρώντας τα γεράκια, συμπέραναν σωστά ότι η συστροφή των άκρων των φτερών (wing warping) θα μπορούσε να προσφέρει πλευρικό έλεγχο. Αυτή η παρατήρηση οδήγησε στο σχεδιασμό του ανεμόπτερου Wright το 1902, το οποίο ενσωμάτωσε το παραπάνω συμπέρασμα για τον έλεγχο της περιστροφής του. Η παραμόρφωση αυτή πραγματοποιήθηκε από ένα σύστημα με τροχαλίες και καλώδια που ήταν συνδεδεμένα άμεσα με την ζώνη του πιλότου, και ελέγχονταν από την μετατόπιση της θέσης του σώματος του. Κατά τη διάρκεια των πτήσεων έγινε αντιληπτή από τα αδέρφια Wright η ανάγκη για έλεγχο της εκτροπής του αεροσκάφους (yaw control), πρόβλημα το οποίο λύθηκε με τη ενσωμάτωση του πηδαλίου διεύθυνσης (rudder). Με την επίλυση του διαμήκους, πλευρικού, του ελέγχου διεύθυνσης καθώς και της αρμονικής συνεργασίας

αυτών, το 1902 το ανεμόπτερο των αδερφών Wright έγινε ουσιαστικά το πρώτο λειτουργικό αεροσκάφος στον κόσμο (Σχήμα 5).



Σχήμα 5 : Το ανεμόπτερο των αδερφών Wright σε πτήση

Σε μια αναφορά του 1920, λίγο μετά από την πρώτη πτήση του ανεμόπτερου των αδερφών Ράιτ, ο H.F. Parker αναφέρθηκε στη χρήση πτερυγίων μεταβλητής καμπυλότητας για τα μονοπλάνα, διπλάνα και τα τριπλάνα που σχεδίαζε [6]. Ο μηχανισμός (Σχήμα 6) αποτελούταν από μια διαμήκη ενίσχυση (spar) κοντά στην ακμή προσβολής και μια δεύτερη περίπου στα 2/3 της χορδής. Το τμήμα μεταξύ των δύο ενισχύσεων είναι εύκαμπτο, ενώ το υπόλοιπο είναι άκαμπτο. Σε μεγάλες γωνίες προσβολής (χαμηλή ταχύτητα), η κατανομή της δύναμης οδηγούσε την πτέρυγα στο να καμπυλωθεί, ενώ σε μικρές γωνίες προσβολής (υψηλή ταχύτητα), ευθυγραμμιζόταν με την ροή (ελάχιστη αντίσταση).



Σχήμα 6 : Σκίτσο της πτέρυγας μεταβλητής καμπυλότητας του Πάρκερ

Κάποια από τα πρώτα σχέδια αεροσκαφών μεταβλητής γεωμετρίας εμφανίστηκαν τη δεκαετία του 1930, σε μια προσπάθεια βελτίωσης της απόδοσης τους, μειώνοντας την επαγόμενη οπισθέλκουσα. Πρόκειται για την περίοδο, όπου το ύφασμα και το ξύλο, από το οποίο κατασκευάζονταν μέχρι τότε τα αεροσκάφη, αντικαταστάθηκε από το μέταλλο για να αυξηθεί η δομική τους ακαμψία με σκοπό την επίτευξη μεγαλύτερων ταχυτήτων πτήσης. Το Pterodactyl IV, σχεδιασμένο από τον G.T.R.Hill, ήταν ένα μονοπλάνο χωρίς ουραίο πτέρωμα, το οποίο ήταν από τα πρώτα που εφάρμοσαν την αλλαγή της οπισθόκλισης τους ως μέθοδο μορφοποίησης. Η πρώτη του πτήση έγινε το 1931 και το εύρος γωνιών που λάμβανε η οπισθόκλιση της πτέρυγας του ήταν από 4 έως 75 μοίρες. Ο Ivan Machonine, ένας σχεδιαστής αεροσκαφών από τη Σοβιετική Ένωση, άρχισε να παράγει σχέδια μεταβλητών γεωμετρικά πτερύγων τη δεκαετία του 1930. Ανέπτυξε την τηλεσκοπική πτέρυγα του ΜΑΚ-10, το οποίο πέταξε για πρώτη φορά τον Αύγουστο του 1931. Ο στόχος ήταν να βελτιωθεί η απόδοση κατά την πτήση του αεροσκάφους, μειώνοντας την επαγόμενη αντίσταση. Αυτό επρόκειτο να επιτευχθεί με τη μείωση της φόρτισης κατά το εκπέτασμα, το οποίο είναι ο λόγος του βάρους του αεροσκάφους προς το άνοιγμα των πτερύγων. Το μαχητικό IS-1, σχεδιασμένο από τους Nikitin-Shevchenko το 1932, όταν λειτουργούσε σε υψηλές ταχύτητες είχε την δυνατότητα να διπλώνει την κάτω πτέρυγα του και να μετατρέπεται από διπλάνο σε μονοπλάνο. Στις δεκαετίες του 50 και του 60 εντάθηκε το ενδιαφέρον γύρω από τις πτέρυγες με δυνατότητα μορφοποίησης της γεωμετρίας του, ως μέσο επίτευξης υπερηχητικών πτήσεων, καθώς και την επίτευξη της στρωτής ροής πάνω από την πτέρυγα. Ενέπνευσε αρκετά σχέδια στη συνέχεια όπως το Bell X-5 (Σχήμα 7) που ήταν το πρώτο λειτουργικό αεροσκάφος μεγάλης κλίμακας με δυνατότητα αλλαγής της οπισθόκλισης του. Οι γωνίες που μπορούσαν να ρυθμιστούν οι πτέρυγες κατά την πτήση ήταν 20, 45 και 60 μοίρες και παρατηρήθηκε συνολικά σημαντική βελτίωση στις επιδόσεις του τόσο στις χαμηλές όσο και στις υψηλές ταχύτητες.



Σχήμα 7 : Οι διαφορετικές διαμορφώσεις της οπισθόκλισης που λάμβανε η πτέρυγα του Bell X-5

2.2 Εφαρμογή στη σύγχρονη εποχή

Η αυξανόμενη ανάγκη για υψηλότερες ταχύτητες πτήσης και ωφέλιμα φορτία οδήγησε την κατασκευή του αεροσκάφους με τα χρόνια να γίνει πιο στιβαρή ώστε να μπορεί να φέρει τα μεγαλύτερα αεροδυναμικά φορτία. Αυτή η απαίτηση οδήγησε στη χρήση άκαμπτων και διακριτών μηχανισμών, όπως τα πηδάλια και τα flaps , που επέτρεπαν τον έλεγχο του αεροσκάφους και παρείχαν τις απαραίτητες γεωμετρικές αλλαγές στην πτέρυγα για συνθήκες πτήσης εκτός του σημείου σχεδιασμού, όπως η απογείωση και η προσγείωση. Οι μηχανικές δυσκολίες σε συνδυασμό με την διαθέσιμη τεχνολογία απομάκρυνε την ιδέα της μορφοποίησης από τα αεροσκάφη και παρέμεινε κυρίως σε ερευνητικό επίπεδο.

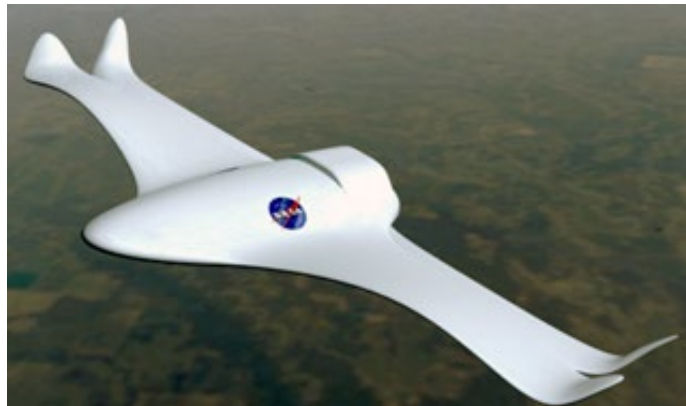
Μια από τις πρώτες προσπάθειες ενσωμάτωσης μηχανισμών μορφοποίησης σε σύγχρονο αεροσκάφος, ήταν το πρόγραμμα F-111 Mission Adaptive Wing (MAW) που ξεκίνησε τη δεκαετία του 1980 από την Boeing, την USAF και τη NASA, κατά το οποίο εξετάστηκε η μορφοποίηση του χείλους προσβολής και εκφυγής του μαχητικού F-111 της General Dynamics, με σκοπό τη διαμόρφωση του ιδανικού κάθε φορά σχήματος της πτέρυγας για τις διάφορες συνθήκες πτήσης (Σχήμα 8). Βασικό σημείο ήταν η επίτευξη συνεχούς λείας επιφάνειας, αποφεύγοντας την χρήση των αρθρωτών μηχανισμών, όπως τα flaps, τα slats και τα πηδάλια κλίσης, οι οποίοι εισάγουν γεωμετρικές ασυνέχειες στην πτέρυγα. Η παραμόρφωση της πτέρυγας επιτεύχθηκε μέσω υδραυλικών επενεργητών, ενώ χρησιμοποιήθηκαν και συμβατικοί μηχανισμοί άκαμπτης ζεύξης, καθώς και εύκαμπτα πάνελ από υαλονήματα. Επιπλέον, το αεροσκάφος μπορούσε να τροποποιήσει την οπισθόκλιση των πτερύγων του διατηρώντας υψηλή αεροδυναμική απόδοση σε ένα μεγάλο εύρος ταχυτήτων. Παρόλο που η ιδέα έδειξε ότι μπορεί να μειώσει τα φορτία στην πτέρυγα, να βελτιώσει την ευελιξία και τις επιδόσεις του αεροσκάφους κατά την πτήση [7], υπήρχαν μειονεκτήματα στον σχεδιασμό που οδήγησαν στην αύξηση της πολυπλοκότητας και του βάρους του συστήματος [8].



Σχήμα 8 : Το F-111 MAW σε πτήση

Πρόσφατες ανακαλύψεις στη μηχανική πτήσης των πτηνών και η ανάγκη για περαιτέρω βελτίωση των δυνατοτήτων των αεροσκαφών, οδήγησαν πολλούς ερευνητές στην αναζήτηση πιο καινοτόμων λύσεων. Παράλληλα εμφανίστηκαν στο προσκήνιο οι μακροσκοπικές δυνατότητες των κραμάτων με μνήμη σχήματος (SMA – Shape Memory Alloys), τα οποία είχαν ήδη ανακαλυφθεί από το 1932, αλλά το επίπεδο γνώσης του ανθρώπου για αυτά παρέμενε αρκετά χαμηλά, ενώ παράλληλα τα εμπλεκόμενα υλικά ήταν ακριβά και σπάνια (χρυσός-κάδμιο, για παράδειγμα) [9]. Τη δεκαετία του 90, ξεκίνησε η χρήση τους ως επενεργητές για την μορφοποίηση των πτερυγών στην αεροναυπηγική.

Το Morphing Aircraft Project ήταν ένα μεγάλο και συντονισμένο πρόγραμμα που διεξήχθη από την NASA και διήρκησε από το 1994 έως το 2004. Μέσα από το πρόγραμμα χορηγήθηκε έρευνα σε ένα ευρύ φάσμα τεχνολογιών που περιλάμβαναν μεταξύ άλλων τη βιοτεχνολογία, τη νανοτεχνολογία, βιοϋλικά και τον έλεγχο μικροροών. Ο πυρήνας του προγράμματος ήταν το ιδεατό μη επανδρωμένο αεροσκάφος που φαίνεται στην εικόνα (Σχήμα 9), το οποίο συγκέντρωνε πολλές και διαφορετικές ιδέες/τεχνολογίες μορφοποίησης, όπως αυτή της βιο-έμπνευσης, της μεταβλητής γεωμετρίας (αλλαγή καμπυλότητας και οπισθόκλισης της πτέρυγας) και των «έξυπνων» υλικών.

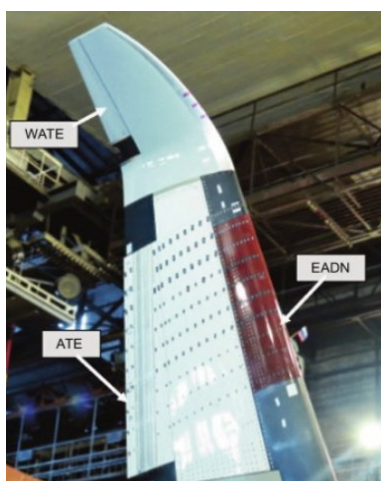


Σχήμα 9 : Το ιδεατό μη επανδρωμένο αεροσκάφος της NASA

Αντίστοιχη προσπάθεια κατέβαλλε το πρόγραμμα Smart Wing των Dapra, AFRL και NASA που διήρκησε από το 1995 έως το 2001. Στόχος του ήταν η βελτίωση της αεροδυναμικής απόδοσης ενός υπερηχητικού στρατιωτικού αεροσκάφους, με τη χρήση έξυπνων τεχνολογιών και έξυπνων υλικών (smart materials). Η ομάδα κατασκεύασε ένα μοντέλο σε κλίμακα αντιπροσωπευτικό μιας σύγχρονης πτέρυγας στρατιωτικού αεροσκάφους (F18 E/F) {[10] – [13]}, το οποίο δοκιμάστηκε στην αεροδυναμική σήραγγα του Ερευνητικού Κέντρου Langley της NASA. Η επενέργηση γινόταν με τένοντες από SMA, τοποθετημένους στο χείλος εκφυγής, όπου καταγράφηκαν παραμορφώσεις έως και 10 μοίρες. Επιπλέον ένα διαφορετικό

από SMA, επέτρεπε την συστροφή της πτέρυγας έως και 5 μοίρες. Τα αποτελέσματα των τεστ στην Αεροδυναμική Σήραγγα και των αριθμητικών προβλέψεων έδειξαν ότι υπό σταθερές συνθήκες υπάρχει βελτίωση της απόδοσης κατά περίπου 10%.

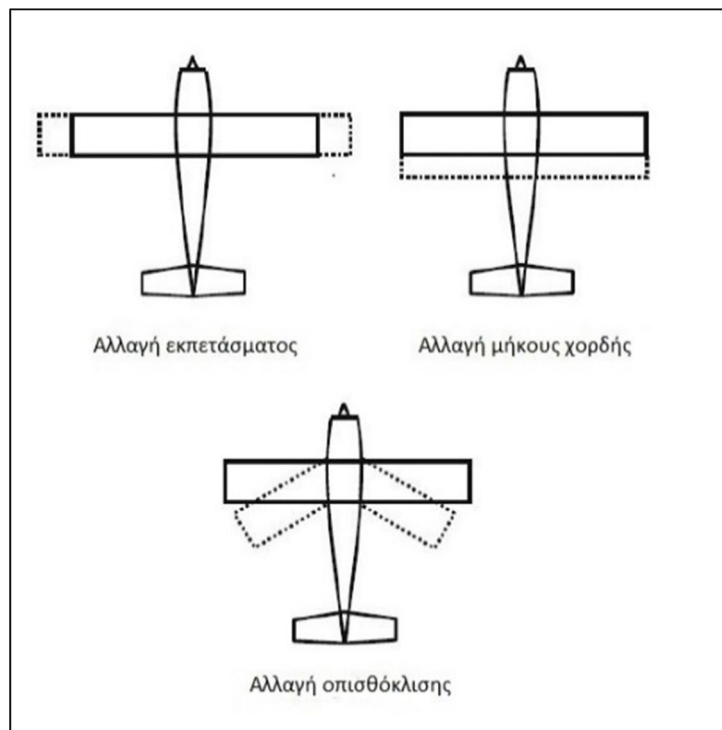
Πιο πρόσφατα, το 2010 η Boeing ηγήθηκε του προγράμματος SARISTU με στόχο την κατασκευή μιας πτέρυγας με τρεις διαφορετικές διατάξεις μορφοποίησης, καθεμιά από τις οποίες ανατέθηκε σε διαφορετική ερευνητική ομάδα. Η Γερμανική Αεροδιαστημική Υπηρεσία (Deutsche Luft und Raumfahrt – DLR) σχεδίασε τον μηχανισμό μορφοποίησης του χείλους προσβολής (EADN), που στόχευε στην βελτίωση των επιδόσεων του αεροσκάφους κατά την απογείωση και την προσγείωση, συμπεριλαμβανομένης και μιας συσκευής προστασίας κατά του σχηματισμού πάγου στην πτέρυγα [14]. Το σύστημα εφαρμόζε ένα ηλεκτρομηχανικό επενεργητή για την παραμόρφωση του skin από σύνθετο υλικό. Η European Aircraft and Defense Systems—Innovation Work (EADS-IW), ηγήθηκε της ομάδας με στόχο την ανάπτυξη ενός καινοτόμου συστήματος ακροπτερυγίων με δυνατότητα μορφοποίησης [15], με στόχο τον μετριασμό των αναπτυσσόμενων δινών (WATE). Το Ιταλικό Κέντρο Αεροδιαστημικής Έρευνας (CIRA) καθοδήγησε μια ομάδα επικεντρωμένη στον σχεδιασμό και την υλοποίηση ενός μηχανισμού μορφοποίησης του χείλους εκφυγής (ATED) για τη μείωση της κατανάλωσης καυσίμου του αεροσκάφους κατά την ομαλή πτήση [16]. Το σύστημα χρησιμοποιούσε δύο ηλεκτρικούς επενεργητές, ενσωματωμένους στο κύριο σώμα της πτέρυγας, ενώ το skin που χρησιμοποιήθηκε αποτελούταν από μέταλλο και ειδικό καουτσούκ. Τέλος, η υπόλοιπη πτέρυγα ήταν κατασκευασμένη από σύνθετο υλικό και έφερε σύστημα οπτικών ινών, το οποίο συνέθετε ένα δίκτυο αισθητήρων για την συνεχή επίβλεψη της δομικής ακεραιότητας της κατασκευής. Το 2015, η συναρμολογημένη πτέρυγα που φαίνεται στο Σχήμα 10, δοκιμάστηκε στην αεροδυναμική σήραγγα στο Ρωσικό Κέντρο Αεροναυπηγικής Έρευνας σε χαμηλούς αριθμούς Mach, όπου τα τρία συστήματα λειτούργησαν σύμφωνα με τις προδιαγραφές.



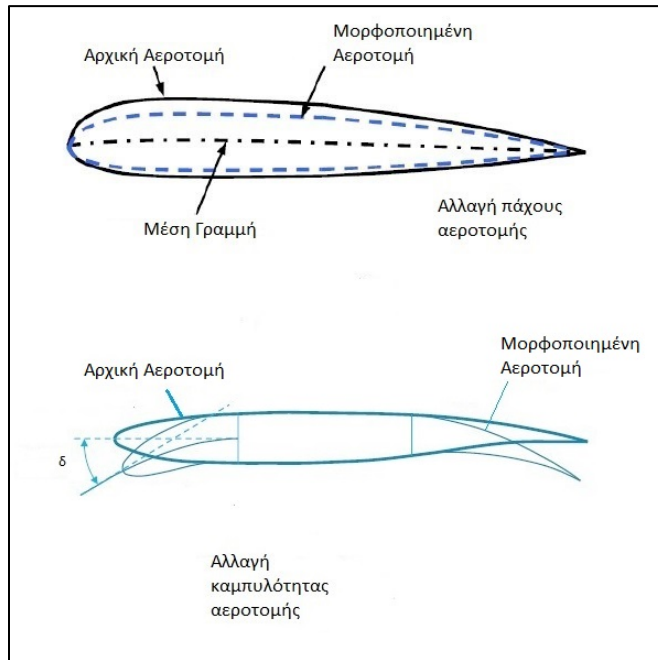
Σχήμα 10 : Η πτέρυγα του προγράμματος SARISTU

2.3 Κατηγορίες Μορφοποίησης Πτέρυγας και εφαρμογές

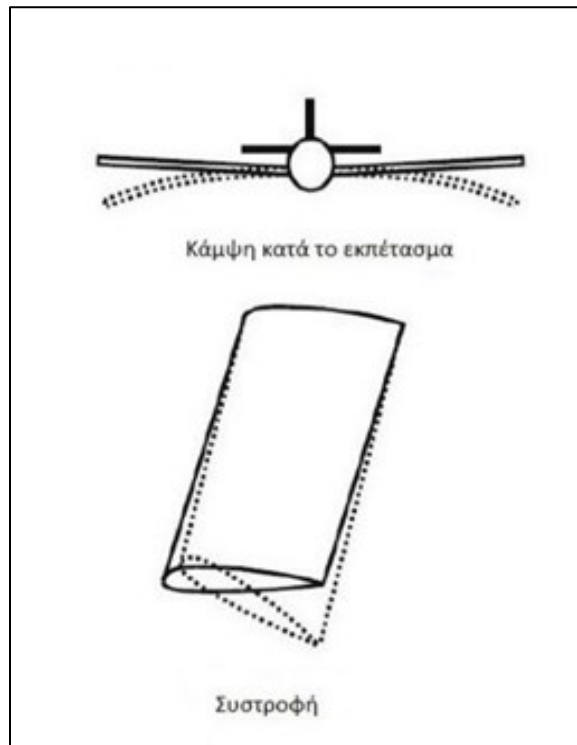
Η μορφοποίηση της πτέρυγας μπορεί να ταξινομηθεί σε τρεις μεγάλες κατηγορίες: μορφοποίηση κατά την κάτοψη (in-plane morphing - Σχήμα 11), μορφοποίηση εκτός επιπέδου (out-of-plane morphing - Σχήμα 13) και μορφοποίηση αεροτομής (Σχήμα 12). Μορφοποίηση κατά την έννοια της κάτοψης αφορά τυχόν αλλαγές στη διαμόρφωση της πτέρυγας στο x και y επίπεδο για την περίπτωση του μήκους εκπετάσματος, του μήκους της χορδής και της οπισθόκλισης. Η μορφοποίηση εκτός επιπέδου περιλαμβάνει την κάμψη κατά την έννοια του εκπετάσματος, την αλλαγή δίδεδρης, τις πτυσσόμενες πτέρυγες, καθώς και την συστροφή αυτής. Τέλος, η μορφοποίηση αεροτομής περιγράφει αλλαγές στο σχήμα της αεροτομής που αφορούν την καμψυλότητα και το πάχος αυτής. Η παρούσα εργασία εστιάζει στη περίπτωση αλλαγής της καμψυλότητας της αεροτομής, η οποία αντιπροσωπεύει την κυρτότητα ή την ασυμμετρία μιας αεροτομής μεταξύ της ακμής πρόσπτωσης και της ακμής εκφυγής.



Σχήμα 11 : Είδη μορφοποίησης κατά την κάτοψη (D. M. A. Ahmed κ.α., 2016)



Σχήμα 12 : Είδη Μορφοποίησης της αεροτομής



Σχήμα 13 : Είδη μορφοποίησης εκτός επιπέδου (D. M. A. Ahmed κ.α., 2016)

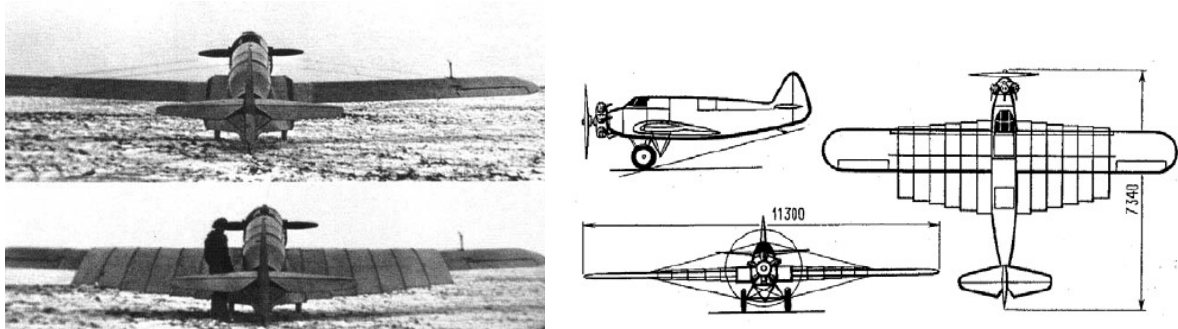
2.3.1 Μορφοποίηση κατά την κάτοψη

2.3.1.1 Αλλαγή μήκους εκπετάσματος

Οι πτέρυγες με υψηλό AR παρουσιάζουν καλύτερα χαρακτηριστικά στην οικονομία καυσίμου, αλλά στερούνται ευελιξίας και λειτουργούν σε σχετικά χαμηλές ταχύτητες ομαλής πτήσης. Αντίθετα, τα αεροσκάφη με μικρό AR είναι ταχύτερα και έχουν καλύτερη ικανότητα ελιγμών, αλλά παρουσιάζουν κακή αεροδυναμική απόδοση. Συνεπώς πτέρυγες με μεταβλητό εκπέτασμα έχουν τη δυνατότητα να αξιοποιήσουν τα πλεονεκτήματα της καθεμιάς διαμόρφωσης, χαρακτηριστικό ιδιαίτερα χρήσιμο και για τα μη Επανδρωμένα Εναέρια Αεροσκάφη πολλαπλών αποστολών (multi mission UAV). Οι τηλεσκοπικές κατασκευές έχουν χρησιμοποιηθεί εκτενώς για την αλλαγή εκπετάσματος των πτερύγων ενός αεροσκάφους. Η πτέρυγα στα τηλεσκοπικά σχέδια δομείται με τέτοιο τρόπο ώστε να σχηματίζει τμήματα με ολοένα και μικρότερη διατομή, το καθένα από τα οποία μπορεί να τοποθετηθεί στο γειτονικό εσωτερικό τμήμα έχοντας ένα ελάχιστο διάκενο ολίσθησης. Δεδομένης της απαιτούμενης αλλαγής μήκους του εκπετάσματος, μπορεί να προσδιοριστεί ο αριθμός των τμημάτων. Στην αναφορά [17] παρουσιάζεται ο αεροδυναμικός σχεδιασμός και η ανάλυση μιας τηλεσκοπικής πτέρυγας, η οποία μπορεί να αλλάζει συνεχώς το εκπέτασμα της έχοντας μια εσωτερική πτέρυγα που μπορεί να γλιστράει μέσα και έξω από την εξωτερική κοίλη πτέρυγα, η οποία υποστηρίζει τις φορτίσεις έχοντας σύνθετη ενίσχυση από ανθρακονήματα στην περιοχή κοντά στην ακμή προσβολής και στην ακμή εκφυγής, καθώς και κατά μήκος του εκπετάσματος ομοιόμορφα τοποθετημένες αντικαθιστώντας τις συμβατικές νευρώσεις (ribs).

2.3.1.2 Αλλαγή μήκους χορδής

Στα συμβατικά αεροσκάφη, η αλλαγή του μήκους της χορδής συνήθως επιτυγχάνεται με χρήση flaps ή slats. Η μορφοποίηση της χορδής μπορεί να αντικαταστήσει τα πολύπλοκα αυτά συμβατικά συστήματα. Το Bakshaev LIG-7, που σχεδιάστηκε από την ΕΣΣΔ το 1937, ήταν πιθανόν το πρώτο αεροσκάφος με τέτοια δυνατότητα (Σχήμα 14). Γενικά αυτού του είδους η μορφοποίηση δεν είναι ιδιαίτερα δημοφιλής στα αεροσκάφη με σταθερές πτέρυγες, κάτι που φαίνεται και από την μεγάλη έλλειψη αεροελαστικών μελετών πάνω στο συγκεκριμένο θέμα. Η παρουσία των δεξαμενών καυσίμου, των δοκών (spars) και άλλων εξαρτημάτων δημιουργούν μεγάλη κατασκευαστική πολυπλοκότητα για την εφαρμογή του μηχανισμού. Αντίθετα, ως μέθοδος έχει χρησιμοποιηθεί σημαντικά στην περίπτωση των περιστρεφόμενων πτερυγίων [18]. Στα αεροσκάφη με περιστρεφόμενα πτερύγια, η μορφοποίηση του μήκους της χορδής επιτρέπει την αύξηση του ύψους πτήσης και της μέγιστης ταχύτητας, ενώ μειώνεται η απαιτούμενη ισχύς από τον κύριο ρότορα κοντά στα όρια της περιβάλλουσας των συνθηκών πτήσης τους [19-23].



Σχήμα 14 : Το Bakshaev LIG-7 πριν και μετά την μορφοποίηση (αριστερά) και ένα σχέδιο του (δεξιά)

2.3.1.3 Αλλαγή οπισθόκλισης

Η οπισθόκλιση πτέρυγας (sweep angle) ορίζεται ως η γωνία που σχηματίζει η πτέρυγα με τον εγκάρσιο άξονα του αεροσκάφους. Η μορφοποίηση της οπισθόκλισης επιτρέπει στο αεροσκάφος να προσαρμόζει τη γεωμετρία της πτέρυγας του για φάσεις πτήσης χαμηλής ταχύτητας (απογείωση και προσγείωση) και υψηλής ταχύτητας (γρήγορη ομαλή πτήση ή/και υπερηχητική πτήση). Αλλαγή της οπισθόκλισης συνεπάγεται αλλαγή του AR και της επιφάνειας των πτερύγων, μεταβάλλοντας έτσι τις αεροδυναμικές δυνάμεις που ασκούνται σε αυτές. Παράλληλα μετακινείται η θέση του αεροδυναμικού κέντρου και του κέντρου βάρους, το οποίο επηρεάζει τη διαμήκη ευστάθεια του αεροσκάφους. Η μεταβλητή οπισθόκλιση υιοθετήθηκε για στρατιωτικούς σκοπούς ήδη από τη δεκαετία του 1950, κυρίως για την επίτευξη υψηλότερων υπερηχητικών ταχυτήτων πτήσης. Το πρώτο αεροσκάφος με αυτή την δυνατότητα ήταν το Bell-X-5, ενώ τις επόμενες δεκαετίες εμφανίστηκαν και άλλα, συμπεριλαμβανομένου του F-111 (Σχήμα 15), του Panavia Tornado, του Mikoyan Mig-23 και του Tupolev Tu-160. Πρόσφατες μελέτες έχουν επικεντρωθεί στα μη Επανδρωμένα Εναέρια Οχήματα. Για ΣμηΕΑ μικρής κλίμακας, η μορφοποίηση της οπισθόκλισης έχει χρησιμοποιηθεί ως τρόπος ελέγχου του μέσω της ασύμμετρης μορφοποίησης των πτερύγων του, καθώς και για την αύξηση της ευελιξίας της περιβάλλουσας των συνθηκών πτήσης τους. Ρομπότ, ικανά να κινούνται τόσο στον αέρα όσο και μέσα στο νερό, προσφέρουν την δυνατότητα για εκτέλεση αποστολών σε πολύπλοκα περιβάλλοντα, όπως υποθαλάσσιες επιθεωρήσεις (π.χ. γέφυρες, ναυάγια κλπ.). Το Aquatic Micro Air Vehicle (AquaMAV) έχει σχεδιαστεί για να ικανοποιεί τέτοια προφίλ αποστολής και χρησιμοποιεί μια πτέρυγα με δυνατότητα μορφοποίησης της οπισθόκλισης για την μετάβαση από τον αέρα στο νερό, ιδέα εμπνευσμένη από τις καταδύσεις των πουλιών της οικογένειας Sulidae [24]. Η αναφορά [25] παρουσιάζει την μελέτη ενός υπερηχητικού τζετ με μεταβλητή οπισθόκλιση. Κατά την υποηχητική πτήση οι πτέρυγες διαθέτουν γωνία οπισθόκλισης του χείλους προσβολής 35 μοίρες, ενώ κατά την υπερηχητική η γωνία αυτή γίνεται 60 μοίρες, γεγονός που οδηγεί σε πλήρως υποηχητική ροή στο χείλος προσβολής κατά τη διάρκεια της ομαλής πτήσης με Mach = 1,6.



Σχήμα 15 : Το F-111 Aardvark σε πτήση με διαφορετικές γωνίες οπισθόκλισης της πτέρυγας του

2.3.2 Μορφοποίηση εκτός επιπέδου

2.3.2.1 Αλλαγή Συστροφής

Η μορφοποίηση της συστροφής της πτέρυγας θεωρείται η παλαιότερη μορφή μορφοποίησης, η οποία εφαρμόστηκε, όπως αναφέρθηκε παραπάνω, στο ανεμόπτερο των αδερφών Ράιτ. Για ένα μεγάλο διάστημα η συγκεκριμένη τεχνική είχε σταματήσει να εφαρμόζεται. Η αναζήτηση για βελτιωμένη απόδοση και η υψηλότερες ταχύτητες απαιτούσαν άκαμπτες δομές για να αποφευχθούν αεροελαστικές αστάθειες και για την κάλυψη των απαιτήσεων φόρτωσης. Ωστόσο πρόσφατα ως τεχνική έχει αρχίσει να έρχεται και πάλι στο προσκήνιο λόγω της προόδου στα αεροδιαστημικά υλικά, τα οποία συνδυάζουν την ελαστικότητα και την απαραίτητη αντοχή. Η αλλαγή της συστροφής μιας πτέρυγας παρέχει βελτιωμένη απόδοση κατά την πτήση καθώς και καλύτερο έλεγχο του αεροσκάφους. Η μορφοποίηση της συστροφής μπορεί να αυξήσει τον συντελεστή ανύψωσης, να μειώσει τα φορτία κατά την εκτέλεση ελιγμών και να μειώσει σημαντικά την αντίσταση. Επιπλέον, η συστροφή παρέχει στιβαρότερο έλεγχο του roll από ό,τι τα συμβατικά πηδάλια κλίσης (ailerons). Διάφορες μέθοδοι και συστήματα επενεργητών έχουν μελετηθεί για την επίτευξη αυτού του είδους μορφοποίησης, όπως η χρήση Shape Memory Alloys, πιεζοηλεκτρικών κλπ.

2.3.2.2 Κάμψη κατά την έννοια του εκπετάσματος/Αλλαγή Διέδρης/Πτυσσόμενες Πτέρυγες

Αυτού του είδους η μορφοποίηση περιλαμβάνει την κάμψη κατά την έννοια του εκπετάσματος, την αλλαγή της διέδρης γωνίας και πτέρυγες με δυνατότητα αναδίπλωσης (μερικής ή/και ολικής). Οι πτυσσόμενες πτέρυγες είναι μια ακόμη ιδέα εμπνευσμένη από

την φύση, μιμούμενη τις νυχτερίδες ή τα φτερά των πουλιών. Έχει χρησιμοποιηθεί για διάφορους σκοπούς, όπως η μείωση της οπισθέλκουσας, η βελτίωση των χαρακτηριστικών απώλειας στήριξης, η αντικατάσταση των συμβατικών επιφανειών ελέγχου, η ρύθμιση του μήκους του εκπετάσματος του αεροσκάφους, η ενίσχυση της ευελιξίας, καθώς και η στάθμευση σε περιορισμένους χώρους. Μία από τις πρώτες εφαρμογές αυτής της μορφοποίησης, ήταν το μαχητικό IS-1 που σχεδιάστηκε από τον Nikitin-Shevchenko το 1932. Ομοίως, πτυσσόμενα φτερά έχουν χρησιμοποιηθεί σε αεροσκάφη του ναυτικού όπως τα μαχητικά de Havilland Sea Vixen (Σχήμα 16) και Boeing F/A18 για να επιτρέπεται η αποθήκευση στους μικρούς χώρους των αεροπλανοφόρα. Ο Josh και άλλοι [26] παρουσίασαν μια πειραματική μελέτη σχετικά με τη χρήση πτυσσόμενων πτερύγων για τον έλεγχο ενός ΣμηΕΑ μικρών διαστάσεων, πραγματοποιώντας δοκιμές σε αεροδυναμική σήραγγα. Τα πτυσσόμενα άκρα των πτερύγων παρουσίασαν καλά αποτελέσματα στον έλεγχο της πλευρικής και κατευθυντικής ευστάθειας, ειδικά σε υψηλές δυναμικές πιέσεις και μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης.



Σχήμα 16 : Το μαχητικό Havilland Sea Vixen με αναδιπλωμένες τις πτέρυγες του

2.3.3 Μορφοποίηση αεροτομής

2.3.3.1 Μεταβλητή καμπυλότητα

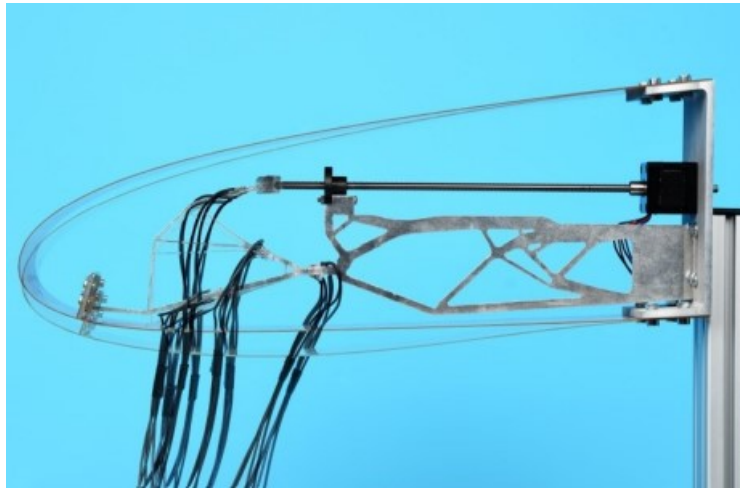
Στα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας, η αλλαγή της καμπυλότητας έχει χρησιμοποιηθεί για τον έλεγχο της πρόνευσης, της κλίσης και της εκτροπής για περισσότερα από 100 χρόνια, μέσω των αντίστοιχων, τις περισσότερες φορές, συμβατικών πηδαλίων. Επιπλέον, η αλλαγή του κάμπερ έχει χρησιμοποιηθεί για τη αύξηση του συντελεστή άνωσης κατά την απογείωση και την προσγείωση, λειτουργία που επιτελούν τα flaps και τα slats. Η μορφοποίηση του κάμπερ είναι από τις πιο δημοφιλείς στην επιστημονική κοινότητα

πιθανώς λόγω της απλότητας και της αποτελεσματικότητάς του. Η μεταβολή της καμπυλότητας μπορεί να λάβει χώρα στο χείλος εκφυγής, στο χείλος προσβολής ή και στα δύο ταυτόχρονα. Είναι γνωστό ότι τα κενά μεταξύ του μηχανισμού των slats/flaps και της κύριας πτέρυγας (Σχήμα 17) είναι η κύρια πηγή αεροδυναμικού θορύβου κατά την προσγείωση. Ταυτόχρονα, ο απότομος έλεγχος που επιβάλλουν αυτές οι διατάξεις οδηγεί σε φαινόμενα αποκόλλησης της ροής από την πτέρυγα με αποτέλεσμα την αύξηση της αντίστασης λόγω πίεσης. Η μορφοποίηση της αεροτομής χρησιμοποιείται, λοιπόν, όχι μόνο να μειώσει τον θόρυβο αλλά και να διατηρήσει τη ροή προσκολλημένη στην πτέρυγα, μειώνοντας με αυτό τον τρόπο την αντίσταση. Η καμπυλότητα που εισάγεται επιτρέπει πιο εύκολα στην ροή να ακολουθήσει την γεωμετρία της αεροτομής εξαλείφοντας τα φαινόμενα αποκόλλησης.



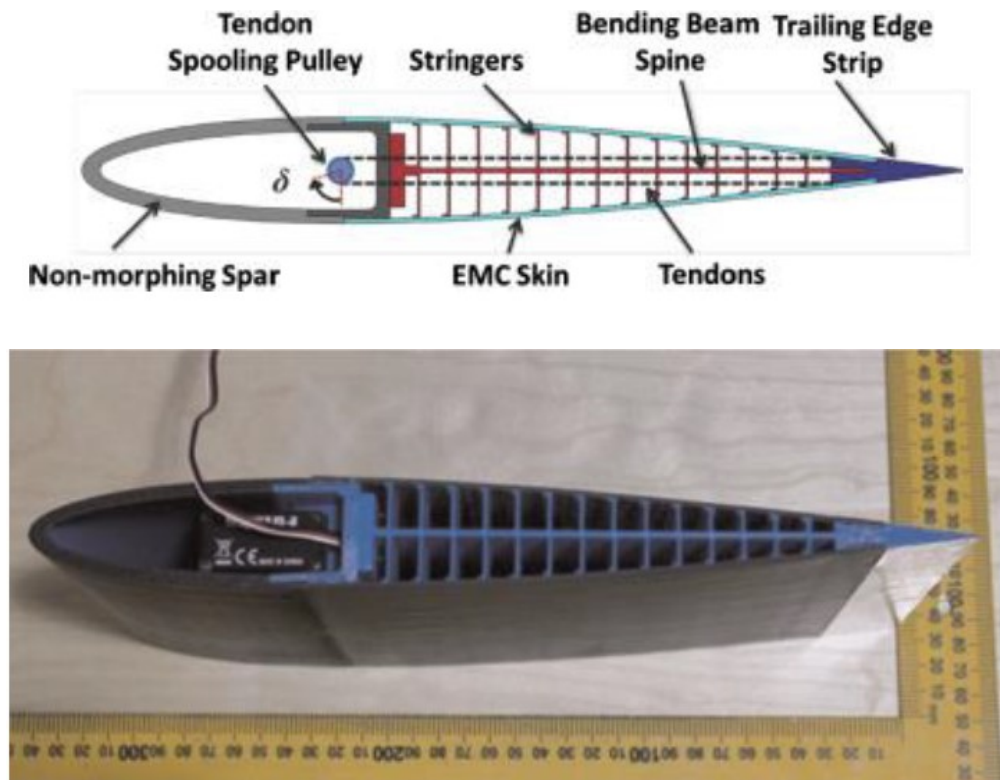
Σχήμα 17 : Το διάκενό μεταξύ του slat και της κύριας πτέρυγας σε ένα αεροσκάφος STOL

Το πρότζεκτ NOVEMOR μελέτησε τον συνδυασμό ενός μορφοποιούμενου χείλους προσβολής για ένα Winglet και ενός εσωτερικού μηχανισμού σχεδιασμένου μέσω βελτιστοποίησης τοπολογίας [27]. Το μοντέλο, το οποίο απεικονίζεται στο Σχήμα 18, περιλάμβανε ένα εύκαμπτο skin από υαλονήματα και έναν εύκαμπτο εσωτερικό μηχανισμό από μονολιθικό αλουμίνιο. Η διαδικασία σχεδιασμού περιλάμβανε την κατασκευή του skin μέσω βελτιστοποίησης της δομής του, καθώς και βελτιστοποίηση της τοπολογίας του εσωτερικού εύκαμπτου μηχανισμού [28]. Τέλος, πραγματοποιήθηκε επιτυχής δοκιμή του μηχανισμού σε αεροδυναμική σήραγγα, όπου εξετάστηκε η δομική του ακαμψία υπό την επίδραση των αεροδυναμικών φορτίων [29].



Σχήμα 18 : Αρχική και τελική θέση του μορφοποιούμενου χείλους προσβολής του ακροπτερυγίου του πρότζεκτ NOVEMOR (S.Vasista κ.α., 2015)

Στην αναφορά [30] παρουσιάζεται ο μηχανισμός Fishbone Active Camber (FishBAC) που αναπτύχθηκε από τους Woods και Friswell και αφορά την μορφοποίηση του χείλους εκφυγής για την περίπτωση της συμμετρικής αεροτομής. Στο Σχήμα 19 φαίνεται πάνω μια σχηματική απεικόνιση του μηχανισμού, ο οποίος αποτελείται από μια λεπτή ράχη η οποία διατρέχει δοκούς ζεύξης που διακλαδίζονται για να το συνδέσουν με την επιφάνεια του skin της πτέρυγας από ελαστομερές υλικό. Και ο πυρήνας και το skin έχουν σχεδιαστεί για να παρουσιάζουν σχεδόν μηδενική αναλογία Poisson κατά την έννοια του εκπετάσματος. Το skin έχει υποστεί προένταση με σκοπό την αύξηση της ακαμψίας εκτός επιπέδου και την εξάλειψη του λυγισμού κατά την μορφοποίηση. Η παραμόρφωση του χείλους εκφυγής οδηγείται από ένα σύστημα τενόντων υψηλής ακαμψίας. Οι επενεργητές είναι τοποθετημένοι στο πρόσθιο τμήμα της πτέρυγας, το οποίο παραμένει απαραμόρφωτο, και περιστρέφουν μια τροχαλία γύρω από την οποία έχουν τυλιχτεί οι τένοντες. Η δοκιμή στην αεροδυναμική σήραγγα έδειξε ότι ο FishBAC μηχανισμός παρείχε βελτιωμένη αεροδυναμική απόδοση σε σύγκριση με τα συμβατικά flap, αυξάνοντας τον λόγο άνωσης προς αντίσταση κατά 20%-25% υπό αντίστοιχες συνθήκες λειτουργίας. Για ταχύτητα ροής 20 m/s και γωνία προσβολής $\alpha = 0$ μοίρες, παρατηρήθηκε αύξηση του συντελεστή άνωσης $\Delta Cl = 0,72$ μεταξύ της μορφοποιημένης και της αρχικής αεροτομής και αυτό το ΔCl διατηρήθηκε σε όλο το εύρος των γωνιών προσβολής που η ροή δεν έχει αποκολληθεί. Στο Σχήμα 19 (κάτω) φαίνεται και το μοντέλο που χρησιμοποιήθηκε για τις δοκιμές στην αεροδυναμική σήραγγα.



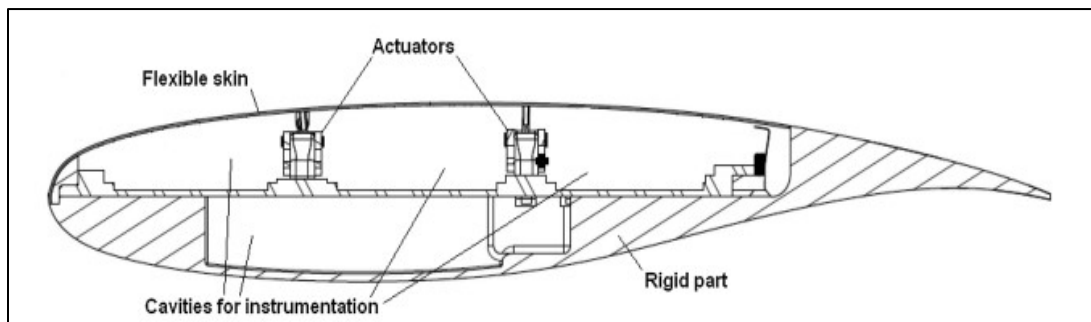
Σχήμα 19 : Σχηματική απεικόνιση του μηχανισμού FishBAC (πάνω) και το μοντέλο για τις εργαστηριακές δοκιμές (κάτω)

Στη βιβλιογραφία, η αεροελαστικότητα των πτερύγων με δυνατότητα μορφοποίησης της καμπυλότητας τους έχει προσελκύσει τη μεγαλύτερη προσοχή κυρίως επειδή μπορεί να επιτευχθεί με λιγότερο περίπλοκους μηχανισμούς, ενώ παράλληλα απαιτεί σχετικά μικρότερες δυνάμεις επενέργειας. Ο Molinari και άλλοι [31] ανέπτυξαν ένα μηχανισμό μορφοποίησης της αεροτομής με σκοπό την αντικατάσταση των συμβατικών πηδαλίων κλίσης. Η ενεργοποίηση του μηχανισμού συμβαίνει χρησιμοποιώντας πιεζοηλεκτρικούς επενεργητές. Πραγματοποιήθηκαν συζευγμένες τρισδιάστατες προσομοιώσεις, χρησιμοποιώντας την μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων και των πάνελ στις τρεις διαστάσεις, για τη διερεύνηση της στατικής και δυναμικής αεροελαστικής συμπεριφοράς. Η αεροελαστική ανάλυση κατέδειξε τη λειτουργικότητα του μηχανισμού χωρίς την εμφάνιση φαινομένων πτερυγισμού (flutter).

2.3.3.2 Μεταβλητή κατανομή πάχους

Αρκετοί ερευνητές έχουν αναζητήσει τρόπους αλλαγής των αεροδυναμικών ιδιοτήτων της πτέρυγας με την επαναδιαμόρφωση του προφίλ της αεροτομής, μεταβάλλοντας κατάλληλα την αναλογία πάχους προς χορδή (thickness-to-chord ratio). Η τροποποίηση της διανομής

του πάχους έχει άμεση επίδραση στη θέση μετάβασης της ροής από στρωτή σε τυρβώδη για τα μικρά αεροσκάφη. Βασική σχεδιαστική παράμετρος είναι η τοποθέτηση του σημείου μετάβασης όσο πιο κοντά γίνεται στο χείλος εκφυγής, επεκτείνοντας έτσι την περιοχή επί της αεροτομής όπου η ροή είναι στρωτή. Με αυτό τον τρόπο επιτυγχάνεται η μείωση της οπισθέλκουσας. Στην Αναφορά [32] ο συγγραφέας κατασκεύασε ένα μοντέλο που χρησιμοποιήθηκε για την ελαχιστοποίηση της δύναμης οπισθέλκουσας υπό συνθήκες σταθερής άνωσης κατά τη δοκιμή της σε αεροδυναμική σήραγγα με χρήση ενός αλγορίθμου βελτιστοποίησης 2 βημάτων. Στην αναφορά [33], ο Andrei V. Popov διεξήγαγε δοκιμές σε μια αεροδυναμική σήραγγα της (σε πραγματικό χρόνο) βελτιστοποίησης μιας πτέρυγας, με δυνατότητα μορφοποίησης και κατέγραψε πως μετατοπίζεται το σημείο μετάβασης προς το χείλος εκφυγής. Τα τεστ πραγματοποιήθηκαν για διάφορους αριθμούς Mach, γωνίες προσβολής και αριθμούς Reynolds. Η άνω επιφάνεια της ορθογώνιας πτέρυγας ήταν κατασκευασμένη από ένα εύκαμπτο σύνθετο υλικό, έχοντας τοποθετήσει ακόμη αισθητήρες πίεσης Kulite καθώς και δύο επενεργητές SMA (Σχήμα 20).



Σχήμα 20 : Σχηματική απεικόνιση των επιμέρους στοιχείων του μηχανισμού μορφοποίησης της κατανομής πάχους της αεροτομής (A. V. Popov κ.α., 2010)

2.4 Εμπόδια στην υλοποίηση

Παρά την πρόοδο στον τομέα της αεροναυπηγικής, η μορφοποίηση είναι ακόμα μακριά από την καθολική εφαρμογή. Οι τεχνικές προκλήσεις για το σχεδιασμό, την ανάπτυξη και την κατασκευή ενός επιτυχημένου αεροσκάφους με δυνατότητα μορφοποίησης της πτέρυγάς του είναι:

- Μηχανισμοί (αισθητήρες και επενεργητές που παρέχουν την αλλαγή σχήματος),
- Κατάλληλα skins για τις πτέρυγες
- Νόμοι ελέγχου (για διαφορετικές συνθήκες πτήσης και γεωμετρίες)

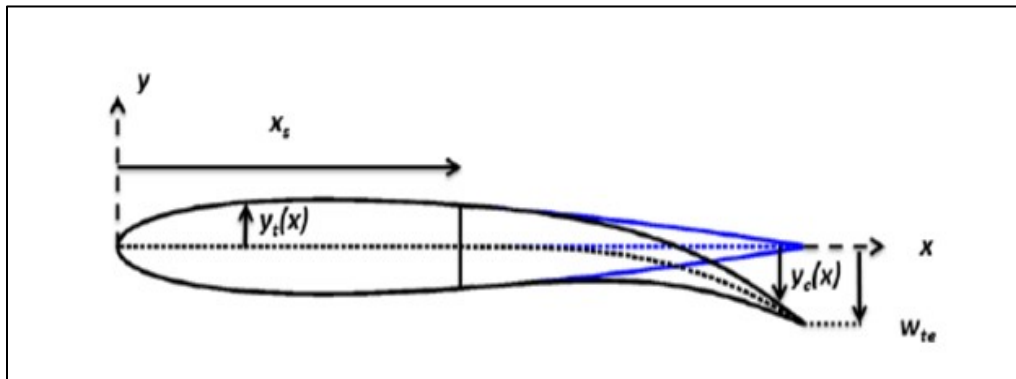
Η επιλογή των επενεργητών είναι πολύ σημαντική. Πρέπει να παρέχουν αρκετή δύναμη και μετατόπιση, έχοντας παράλληλα μικρό βάρος και τις κατάλληλες διαστάσεις ώστε να χωράνε στους συχνά μικρούς διαθέσιμους χώρους. Το skin των πτερυγών που μορφοποιούνται θέτει τα μεγαλύτερα εμπόδια στο σχεδιασμό ενός τέτοιου αεροσκάφους. Ενώ η υψηλή ελαστικότητα είναι σημαντικό χαρακτηριστικό για τη μείωση της απαιτούμενης από τον επενεργητή ενέργειας για την παραμόρφωση, ταυτόχρονα απαιτείται και υψηλή ακαμψία για να διατηρεί η πτέρυγα ένα δεδομένο σχήμα υπό τη επίδραση των αεροδυναμικών φορτίων. Η απαίτηση αυτή πρέπει να καλύπτεται σε όλο το εύρος και τις συνθήκες λειτουργίας του αεροσκάφους, διασφαλίζοντας σταθερή συμπεριφορά, καθώς και αντοχή για αρκετούς κύκλους λειτουργίας, έτσι ώστε να μην επηρεάζουν σημαντικά το κόστος συντήρησης. Τέτοια προοπτική έχουν τα παρακάτω υλικά:

- Ηλεκτροενεργά πολυμερή (EAP)
- Κράματα με μνήμη σχήματος (SMA)
- Πολυμερή με μνήμη σχήματος (SMP)
- Νανοσύνθετα.

3. Δισδιάστατη ανάλυση αεροτομής

3.1 Μεθοδολογία

Για την πραγματοποίηση της αεροδυναμικής μελέτης του μηχανισμού μορφοποίησης της καμπυλότητας της αεροτομής απαιτείται η εύρεση μιας παραμετρικής μεθόδου που θα συσχετίζει τη γεωμετρία της αρχικής με τη μορφοποιημένη αεροτομή. Μια ενδιαφέρουσα μέθοδος προτάθηκε από τον Woods κ.α. [34] στα πλαίσια της αεροδυναμικής μελέτης του FishBAC μηχανισμού, η οποία ωστόσο μπορεί να επεκταθεί σε ένα μεγάλο εύρος αντίστοιχων εφαρμογών που για την δημιουργία της καμπυλότητας βασίζονται στην ενδοτικότητα και στην κάμψη των εσωτερικών δομικών στοιχείων της αεροτομής. Σύμφωνα με την μέθοδο, η παραμόρφωση της μέσης γραμμής μιας μορφοποιούμενης αεροτομής NACA 0012 ακολουθεί την ελαστική γραμμή ράβδου, η οποία είναι πακτωμένη στο ένα άκρο ενώ στο άλλο εφαρμόζεται φορτίο P (Σχήμα 21).



Σχήμα 21 : Ορισμός γεωμετρίας μορφοποίησης καμπυλότητας αεροτομής (Woods κ.α., 2014)

Όπως φαίνεται και από το Σχήμα 21, η αεροτομή μορφοποιείται προσθέτοντας καμπυλότητα σε ένα τμήμα αυτής προς το χείλος εκφυγής, ενώ η υπόλοιπη παραμένει απαραμόρφωτη. Από το σχήμα αναγνωρίζονται οι βασικές παράμετροι του μηχανισμού. Η αρχή της παραμόρφωσης δίνεται από την παράμετρο x_s , ενώ η μέγιστη τιμή αυτής στην ακμή εκφυγής από τον όρο w_{te} . Το περίγραμμα της μορφοποιημένης αεροτομής υπολογίζεται κατανέμοντας το πάχος της αεροτομής $y_t(x)$ πάνω από την νέα μέση γραμμή. Για τις αεροτομές NACA 4 ψηφίων [35] η κατανομή του πάχους, αδιαστατοποιημένου ως προς το μήκος της χορδής, δίνεται από την σχέση :

$$\pm y_t(x) = \frac{t}{0.2} \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \frac{x}{c} - 0.3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (3.1)$$

όπου:

x είναι η θέση κατά μήκος της χορδής (με τιμές από 0 έως c)

y_t είναι το μισό πάχος σε μια δεδομένη θέση x

t είναι το μέγιστο πάχος ως ποσοστό της χορδής (για παράδειγμα στην περίπτωση της NACA 0012 η τιμή είναι $t = 0.12$)

c το μήκος της χορδής

Η παραμόρφωση δ της μέσης γραμμής της αεροτομής στην περιοχή που πραγματοποιείται η μορφοποίηση δίνεται από το πολυώνυμο τρίτου βαθμού:

$$\delta = w_{te} \frac{(x - x_s)^3}{(c - x_s)^3}, \quad x_s \leq x \leq c \quad (3.2)$$

για το οποίο μέσω της παραμέτρου x_s μεταβάλλεται εύκολα η θέση εκκίνησης της μορφοποίησης, ενώ ο όρος w_{te} προσφέρει άμεσο έλεγχο επί της μέγιστης παραμόρφωσης στην ακμή εκφυγής. Τονίζεται ότι για λόγους απλότητας το μήκος της χορδής διατηρείται, το οποίο κρίνεται αποδεκτό για μικρές παραμορφώσεις της αεροτομής. Τελικά η νέα μέση γραμμή, για την περίπτωση συμμετρικών αεροτομών, δίνεται από την δίκλαδη συνάρτηση:

$$y_{c_{morph}} = \begin{cases} 0, & 0 \leq x \leq x_c \\ -w_{te} \frac{(x - x_s)^3}{(c - x_s)^3}, & x_s \leq x \leq c \end{cases} \quad (3.3)$$

Από διατήρηση του πάχους y_t κάθετα στην νέα μέση γραμμή της αεροτομής προκύπτουν οι συντεταγμένες του περιγράμματος της επάνω (x_u, y_u) και της κάτω πλευράς (x_l, y_l) της αεροτομής σύμφωνα με τις σχέσεις :

$$x_u = x - y_t \sin\theta \quad (3.4)$$

$$x_l = x + y_t \sin\theta \quad (3.5)$$

$$y_u = \delta + y_t \cos\theta \quad (3.6)$$

$$y_l = \delta - y_t \cos\theta \quad (3.7)$$

όπου θ η κλίση της καμπύλης που υπολογίζεται από την σχέση :

$$\theta(x) = \tan^{-1} \left(\frac{dy_{c_{morph}}}{dx} \right) \quad (3.8)$$

Γίνεται εύκολα αντιληπτό, ότι η παραπάνω μέθοδος επιτρέπει την γρήγορη επίτευξη πολλών διαφορετικών μορφοποιημένων διατάξεων της αεροτομής, ρυθμίζοντας κατάλληλα τις δύο βασικές παραμέτρους x_s και w_{te} .

3.2 Εφαρμογή σε μη συμμετρικές αεροτομές

Στην πλειονότητα των εφαρμογών η αεροτομή που χρησιμοποιείται σπάνια είναι συμμετρική. Για την εφαρμογή του ΣμηΕΑ που απασχολεί την παρούσα εργασία, η αεροτομή της πτέρυγας είναι μη συμμετρική. Συνεπώς κρίνεται απαραίτητη η επέκταση της παραμετρικής μεθόδου που αναλύθηκε στο κεφάλαιο 3.1.

Η πιο απλή μορφή ασύμμετρων αεροτομών είναι οι NACA τεσσάρων ψηφίων, οι οποίες χρησιμοποιούν την ίδια φόρμουλα για την διανομή του πάχους (βλ. σχέση 3.9) με τις συμμετρικές NACA 00xx, με την παραλλαγή ότι η μέση γραμμή τους είναι καμπύλη και όχι ευθεία [36]. Η γενική μορφή της συνάρτησης που δίνει την μέση γραμμή, αδιαστατοποιημένης ως προς το μήκος της χορδής, είναι :

$$y_c' = \begin{cases} \frac{m c}{p^2} [2p(\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] , & 0 \leq x \leq pc \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p(\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] , & pc \leq x \leq c \end{cases} \quad (3.10)$$

όπου

m είναι η μέγιστη καμπυλότητα της αεροτομής ($100 \cdot m$ είναι το πρώτο από τα τέσσερα ψηφία που χαρακτηρίζουν την αεροτομή)

p είναι η θέση εμφάνισης της μέγιστης καμπυλότητας ($10 \cdot p$ είναι το δεύτερο από τα τέσσερα ψηφία που χαρακτηρίζουν την αεροτομή).

c το μήκος της χορδής

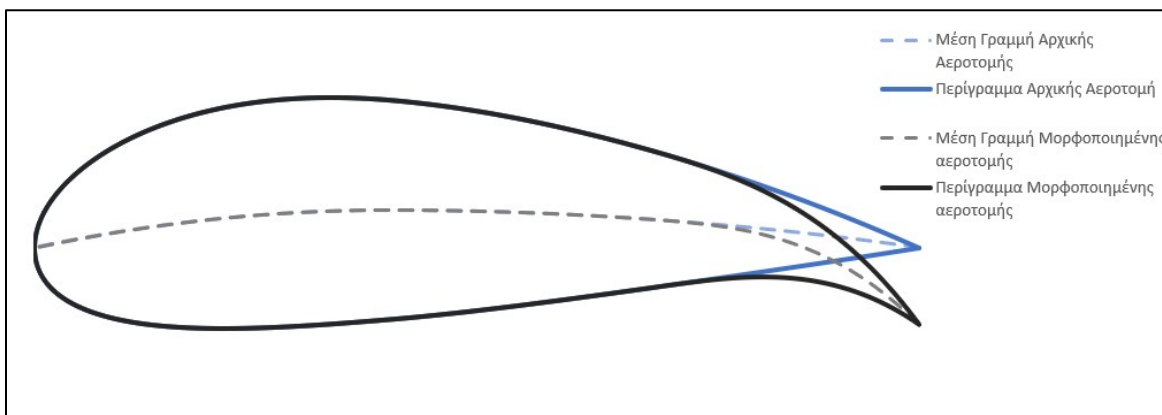
Η μελέτη της εργασίας επικεντρώνεται στην αεροτομή NACA 2412, η οποία παρουσιάζει καλή αεροδυναμική απόδοση, ικανοποιητικά μικρό συντελεστή αντίστασης σε χαμηλές γωνίες προσβολής, που είναι και οι γωνίες ενδιαφέροντος για την πτήση που πραγματοποιεί ένα ΣμηΕΑ, και όχι μεγάλη καμπυλότητα. Εφαρμόζοντας το παραμετρικό μοντέλο της σχέσης 2 για την παραμόρφωση της μέσης γραμμής και με δεδομένο ότι $x_s > pc$, τότε προκύπτει η σχέση για την μέση γραμμή:

$$y_{c_{morph}} = \begin{cases} y_c' , & 0 \leq x \leq x_c \\ y_c' - w_{te} \frac{(x - x_s)^3}{(c - x_s)^3} , & x_s \leq x \leq c \end{cases} \Rightarrow$$

$$y_{c_{\text{morph}}} = \begin{cases} \frac{m c}{p^2} [2p(\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] , & 0 \leq x \leq pc \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p(\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] , & pc \leq x \leq x_s \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p(\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] - w_{te} \frac{(x-x_s)^3}{(c-x_s)^3} , & x_s \leq x \leq c \end{cases} \quad (3.11)$$

όπου για την NACA 2412 είναι $m = 0.02$ και $p = 0.4$

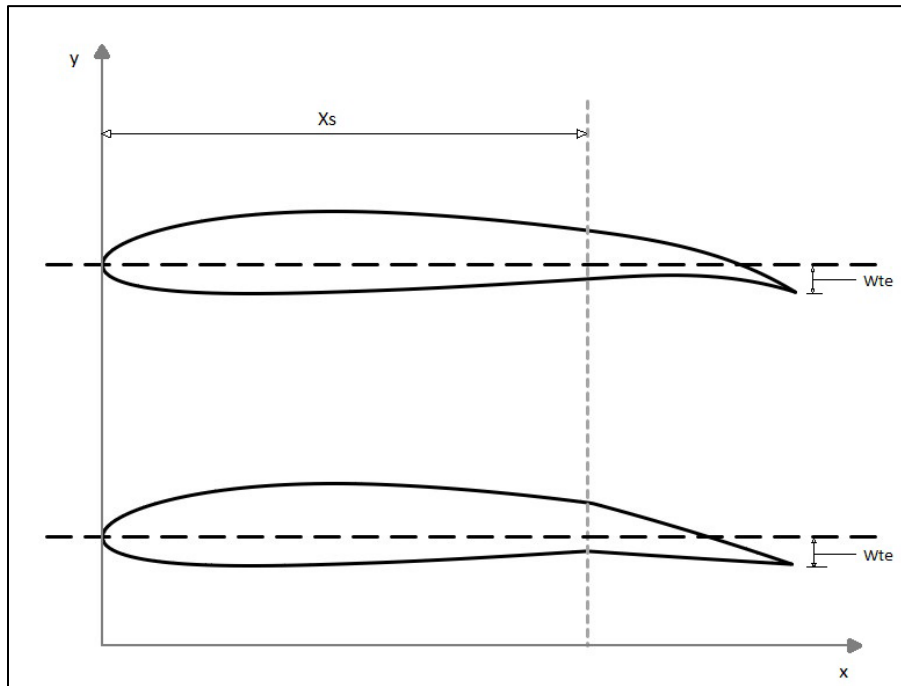
Με όμοιο τρόπο, από τις σχέσεις (3.12) - (3.13) , λαμβάνουμε το περίγραμμα της μορφοποιημένης αεροτομής. Στο Σχήμα 22 απεικονίζεται ο τρόπος με τον οποίο διαμορφώνεται η νέα μέση γραμμή και το νέο περίγραμμα της αεροτομής.



Σχήμα 22 : Γεωμετρία αρχικής και μορφοποιημένης αεροτομής Naca 2412

3.3 Σύγκριση αεροτομής αρθρωτού πτερυγίου με μορφοποιημένη αεροτομή

Ένας από τους στόχους για τις πτέρυγες με δυνατότητα μορφοποίησης είναι η σταδιακή αντικατάσταση των συμβατικών επιφανειών ελέγχου του αεροσκάφους όπως είναι το flap. Έχει αξία, λοιπόν, να συγκριθεί η αεροδυναμική απόδοση των δύο περιπτώσεων για ίδια τιμή παραμόρφωσης της ακμής εκφυγής w_{te} (Σχήμα 23), με μεθόδους Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής μέσω του ANSYS Fluent αλλά και με το XFOIL που εφαρμόζει την μέθοδο των πλαισίων στις 2 διαστάσεις. Τα διαγράμματα όλα έγιναν με χρήση του λογισμικού Tecplot 360.



Σχήμα 23 : Υπό εξέταση διαμορφώσεις της αεροτομής με αρθρωτό πτερύγιο και της μορφοποιημένης αεροτομής

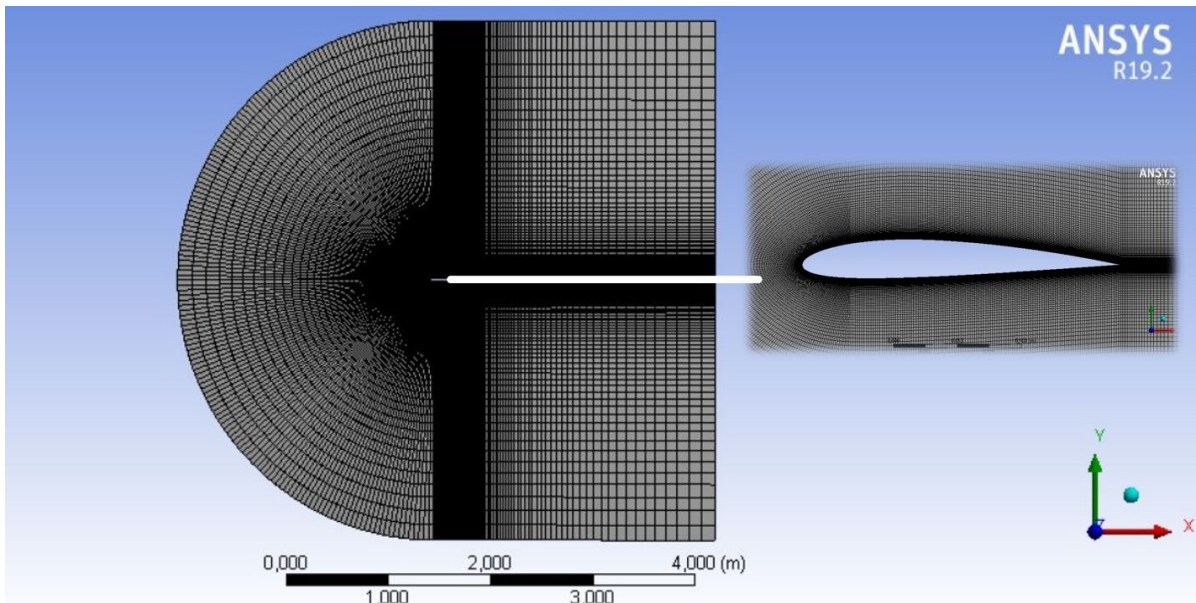
Οι παράμετροι της μελέτης απεικονίζονται στον Πίνακα 1.

Πίνακας 1 : Παράμετροι Ανάλυσης

Παράμετρος	Τιμή	Μονάδα μέτρησης
Χορδή c	0.25	m
Σημείο έναρξης μορφοποίησης x_s (ως ποσοστό της χορδής)	0.7	-
Μέγιστη παραμόρφωση w_{te} (ως ποσοστό της χορδής)	0.04	-
Γωνίες προσβολής	[-4 , 14]	deg
Αριθμός Re	300000	-
Ταχύτητα ελεύθερης ροής U_∞	17	m/s

3.3.1 Υπολογιστική Ρευστομηχανική Ανάλυση – Κατασκευή Πλέγματος

Η μελέτη CFD πραγματοποιήθηκε με χρήση του λογισμικού ANSYS Fluent προκειμένου να συγκριθούν η μορφοποιημένη αεροτομή με την συμβατική flapped αεροτομή, για την απλή περίπτωση της στατικής παραμόρφωσης τους. Το υπολογιστικό χωρίο που χρησιμοποιήθηκε ήταν τύπου C, τα όρια του οποίου τοποθετήθηκαν τουλάχιστον 10 μήκη χορδών μακριά από την αεροτομή (Σχήμα 24). Ο κύριος λόγος για την επιλογή ενός πλέγματος τύπου C είναι η ταύτιση της καμπυλότητας του πρόσθιου τμήματος με την καμπυλότητα του χείλους προσβολής της αεροτομής.

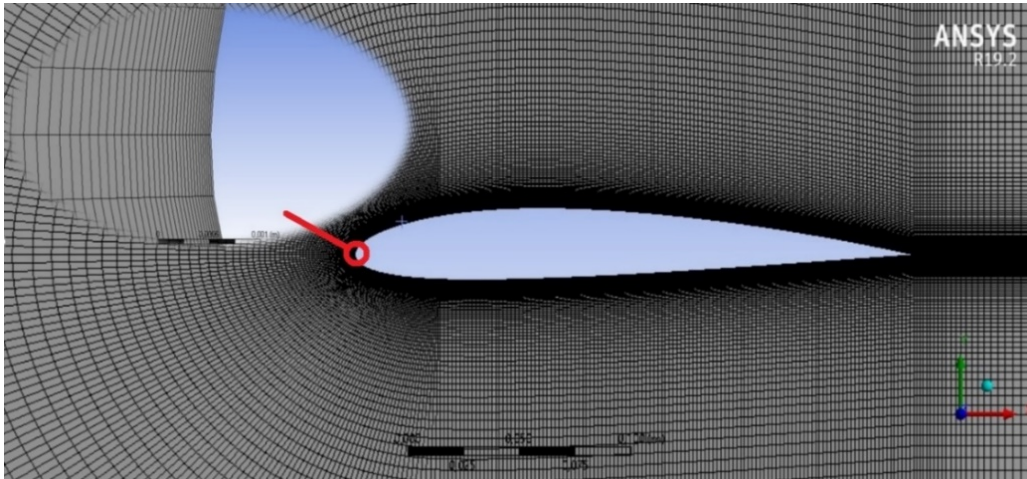


Σχήμα 24 : Το υπολογιστικό χωρίο τύπου C της ανάλυσης

Για την ανάλυση χρησιμοποιήθηκε δομημένο πλέγμα (structured mesh) διότι προσφέρει μεγαλύτερη απλότητα και αποτελεσματικότητα, ενώ απαιτεί σημαντικά λιγότερη μνήμη από ένα μη δομημένο πλέγμα με τον ίδιο αριθμό στοιχείων, μειώνοντας παράλληλα και τον υπολογιστικό χρόνο. Επιπλέον για την κατάστρωση του πλέγματος χρησιμοποιείται η επιλογή 'Bias' με σκοπό την συγκέντρωση των πεπερασμένων στοιχείων στην περιοχή γύρω από την αεροτομή αλλά και κατάντι αυτής, ώστε να υπολογιστούν κατάλληλα τα χαρακτηριστικά του κατωρρεύματος.

Μια σημαντική παράμετρος για την κατάλληλη επίλυση του πεδίου ροής κοντά σε τοίχωμα είναι η τιμή y^+ . Το y^+ είναι ένας αδιάστατος αριθμός που εκφράζει την απόσταση κάθετα από το τοίχωμα. Συχνά χρησιμοποιείται στις αναλύσεις CFD για να περιγράψει πόσο πυκνό ή αραιό είναι ένα πλέγμα για μία συγκεκριμένη ροή. Παίζει σημαντικό ρόλο στη μοντελοποίηση της τύρβης προσδιορίζοντας το ύψος του πρώτου στοιχείου του πλέγματος κοντά στα τοίχωμα για την εξασφάλιση της επιθυμητής ακρίβειας. Για την μελέτη αυτή, η

τοποθέτηση του κέντρο του πρώτου στοιχείου γίνεται στο στρωτό υπόστρωμα, το οποίο είναι πολύ λεπτό ($\gamma < 5$), και πιο συγκεκριμένα για την ανάλυση της παρούσας εργασίας $\gamma \approx 1$. Με δεδομένες τις συνθήκες ροής που περιγράφηκαν στον πίνακα 1, προκύπτει για το ύψος του πρώτου κελιού $\Delta s = 1.85 \cdot 10^{-5}$ m. Το πλέγμα γύρω από την απαραμόρφωτη αεροτομή NACA 2412 απεικονίζεται στο Σχήμα 25.

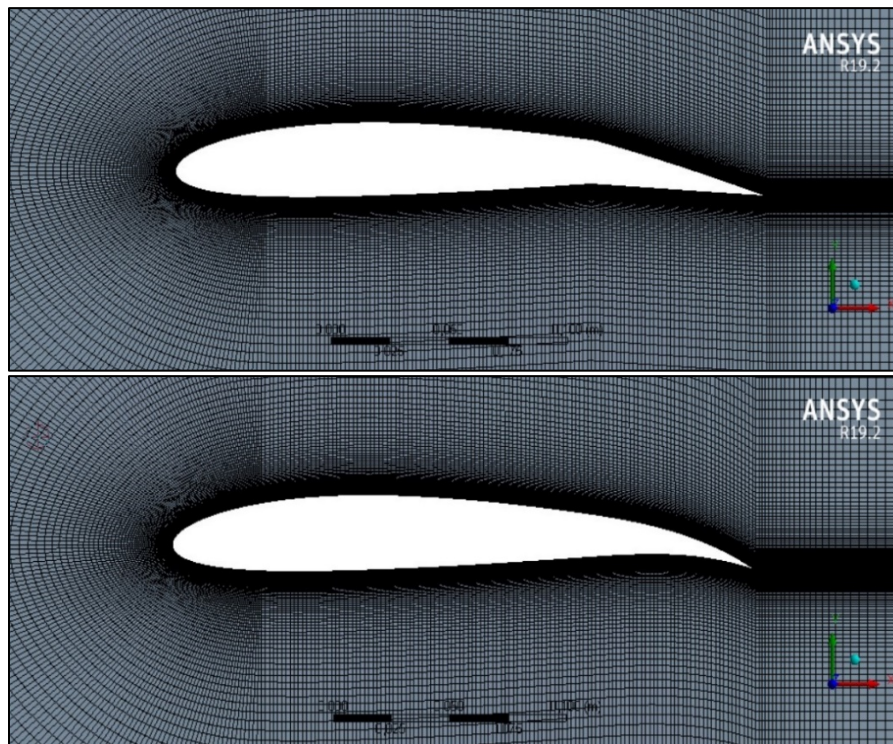


Σχήμα 25 : Διαμόρφωση πλέγματος γύρω από την απαραμόρφωτη NACA 2412

Στον Πίνακα 2 καταγράφηκαν τα βασικά στατιστικά του πλέγματος για τις τρεις περιπτώσεις των αεροτομών. Τα πλέγματα της αεροτομής με το αρθρωτό πτερύγιο και της μορφοποιημένης αεροτομής απεικονίζονται στο Σχήμα 26 που ακολουθεί.

Πίνακας 2 : Στατιστικά πλέγματος για τις υπό εξέταση αεροτομές

Παράμετρος	Αρχική	Με Αρθρωτό Πτερύγιο	Μορφοποιημένη
Αριθμός κόμβων	87640	87640	87640
Αριθμός στοιχείων	87000	87000	87000
Μέγιστη Λοξότητα	0.554	0.551	0.554
Μέση Λοξότητα	0.059	0.065	0.066
Ελάχιστη Ορθογωνική Ποιότητα	0.600	0.603	0.600
Μέση Ορθογωνική Ποιότητα	0.983	0.981	0.980



Σχήμα 26 : Πλέγματα γύρω από την αεροτομή με αρθρωτό πτερύγιο (πάνω) και την μορφοποιημένη αεροτομή (κάτω)

Οι εξισώσεις RANS επιλύονται για χρονικά αμετάβλητη, ασυμπίεστη (διότι $\text{Mach} \approx 0.05 < 0.3$ και άρα τα φαινόμενα συμπίεστικότητας μπορούν να παραλειφθούν), τυρβώδη ροή του αέρα γύρω από την αεροτομή και το μοντέλο τύρβης που εκτιμήθηκε καταλληλότερο είναι το υβριδικό $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport). Συνδυάζει τα πλεονεκτήματα του μοντέλου $k-\omega$ για την επίλυση της ροής κοντά στο οριακό στρώμα που αναπτύσσεται στο τοίχωμα και τα πλεονεκτήματα του μοντέλου $k-\epsilon$ που αποδίδει καλύτερα στην ελεύθερη ροή μακριά από το τοίχωμα. Το μοντέλο $k-\omega$ SST χρησιμοποιείται σε πολλές εφαρμογές της αεροναυπηγικής λόγω της ακρίβειας που προσφέρει στην πρόβλεψη της αποκόλλησης της ροής και την επανασύνδεση αυτής με την κύρια ροή σε μεγάλες γωνίες προσβολής. Στο Ansys FLUENT η επίλυση των εξισώσεων για τον υπολογισμό του πεδίου της πίεσης και της ταχύτητας πραγματοποιείται ταυτόχρονα (coupled solver) με αποτέλεσμα να απαιτούνται λιγότερες επαναλήψεις για την επίτευξη της σύγκλισης. Χρησιμοποιήθηκε χωρική διακριτοποίηση βασισμένη σε ελάχιστα τετραγωνικά κελιά (Least Squares Cell Based) για την κλίση και για όλα τα υπόλοιπα μεγέθη (πίεση, ορμή, τυρβώδη κινητική ενέργεια, ειδικό λόγο διάχυσης) χρησιμοποιούνται σχήματα χωρικής διακριτοποίησης δεύτερης τάξης. Εισάγεται τέλος η απαίτηση ότι για να θεωρείται ότι η λύση έχει συγκλίνει, πρέπει τα σφάλματα να πέσουν κάτω από 10^{-4} (convergence condition).

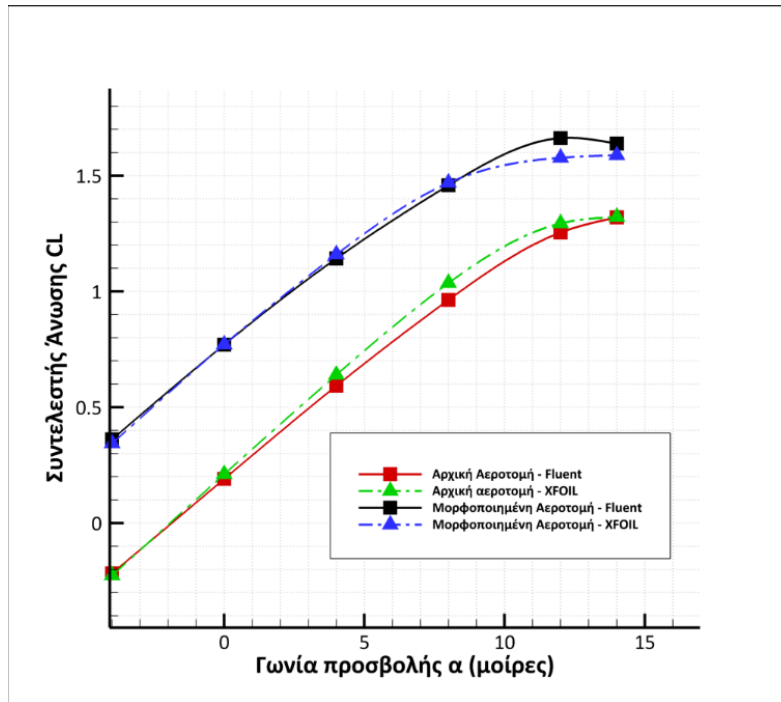
3.3.2 XFOIL

Οι αεροδυναμικές επιδόσεις εκτιμήθηκαν επίσης μέσω του XFOIL. Το XFOIL είναι ένα πρόγραμμα για το σχεδιασμό και την ανάλυση υποηχητικών αεροτομών, το οποίο επιτρέπει την εξαγωγή γρήγορων αποτελεσμάτων και χρήσιμων συμπερασμάτων για την υπό εξέταση ροή. Για μη συνεκτικές ροές ο κώδικας χρησιμοποιεί τη μέθοδο των Πάνελ (στις δύο διαστάσεις), εφαρμόζοντας μια απλή γραμμική κατανομή δινών σε κάθε πάνελ που έχει διακριτοποιηθεί το περίγραμμα της αεροτομής. Κάθε πάνελ της αεροτομής, καθώς και του κατωρρέυματος έχει επίσης μια πηγή σταθερής έντασης. Το σύστημα των εξισώσεων που προκύπτει ολοκληρώνεται μέσω μιας ρητής συνθήκης Kutta στην ακμή εκφυγής. Ακόμη έχει ενσωματωθεί μια διόρθωση συμπίεστότητας Karman-Tsien, επιτρέποντας καλές προβλέψεις μέχρι και για διηχητικές ροές. Η θεωρητική βάση της διόρθωσης Karman-Tsien δεν ισχύει σε υπερηχητικές ροές με αποτέλεσμα η ακρίβεια των αποτελεσμάτων να μειώνεται δραστικά στην περίπτωση αυτή. Για να προσφέρει μια πιο ολοκληρωμένη πρόβλεψη για την οπισθέλκουσα από τους κώδικες για αμιγώς μη συνεκτικές ροές, το XFOIL περιλαμβάνει επίσης έναν όρο που περιγράφει το συνεκτικό οριακό στρώμα για τον υπολογισμό της επαγόμενης οπισθέλκουσας εξαιτίας των διατμητικών τάσεων που αναπτύσσονται στο περίγραμμα της αεροτομής και της αποκόλλησης της ροής. Για την περιγραφή του οριακού στρώματος και της θέσης μετάβασης της ροής από στρωτή σε τυρβώδη χρησιμοποιούνται 2 εξισώσεις υστέρησης διασποράς (lagged dissipation) με το μοντέλο μετάβασης e^N . Εφόσον το Fluent χρησιμοποιεί πλήρως τυρβώδες οριακό στρώμα για την επίλυση της ροής γύρω από την πτέρυγα, προκειμένου να παρέχεται η πιο ουσιαστική σύγκριση μεταξύ των δύο, η ροή στην ανάλυση του XFOIL εξαναγκάστηκε να μεταβληθεί από στρωτή σε τυρβώδη σε ένα σημείο πολύ κοντά στην ακμή προσβολής.

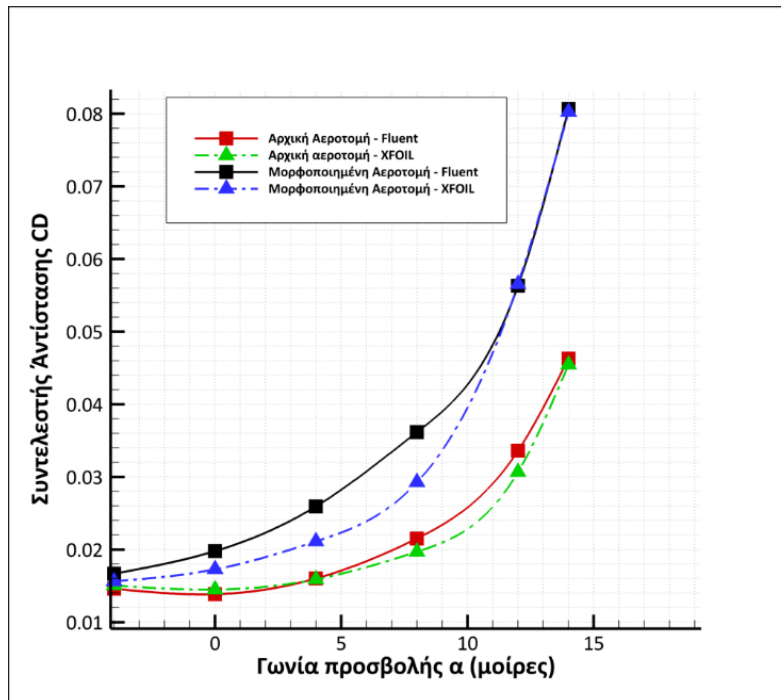
3.4 Αποτελέσματα

3.4.1 Αποτελέσματα Fluent και σύγκριση με XFOIL

Για τις περιπτώσεις της αρχικής και την μορφοποιημένης αεροτομής, παρατηρείται αρκετά καλή συμφωνία του συντελεστή άνωσης μεταξύ του Fluent (συνεχής γραμμή) και το XFOIL (διακεκομμένη γραμμή) σε όλο το εύρος των γωνιών προσβολής (Σχήμα 27). Φαίνεται ότι το XFOIL, ειδικά στην περίπτωση της αρχικής αεροτομής, υπερεκτιμά ελαφρώς τον συντελεστή άνωσης μέχρι και την γωνία απώλειας στήριξης, όπου τα δύο μοντέλα σχεδόν ταυτίζονται. Στην περίπτωση της μορφοποιημένης παρατηρείται ότι το Fluent υπολογίζει μεγαλύτερο συντελεστή άνωσης κατά την απώλεια στήριξης. Στον συντελεστή αντίστασης υπάρχει σχεδόν ταύτιση των δύο μοντέλων για την αρχική αεροτομή, ενώ για την μορφοποιημένη μέχρι και τις 12 μοίρες, το XFOIL υπολογίζει μικρότερη τιμή του συντελεστή αντίστασης συγκριτικά με τον επιλύτη του Fluent (Σχήμα 28). Φυσικά όλες οι παραπάνω διαφορές μπορούν να αποδοθούν στα προσεγγιστικά μοντέλα του XFOIL για τον υπολογισμό της αποκόλλησης της ροής και αντίστασης λόγω τριβής.

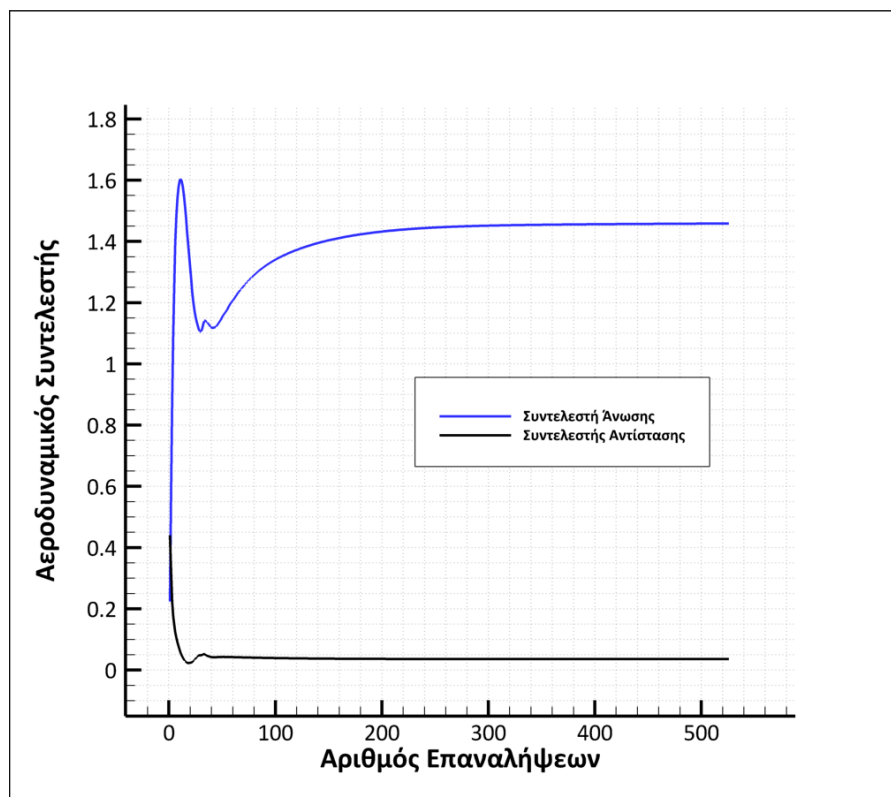


Σχήμα 27 : Διάγραμμα συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής συγκριτικά για τις δύο υπολογιστικές μεθόδους

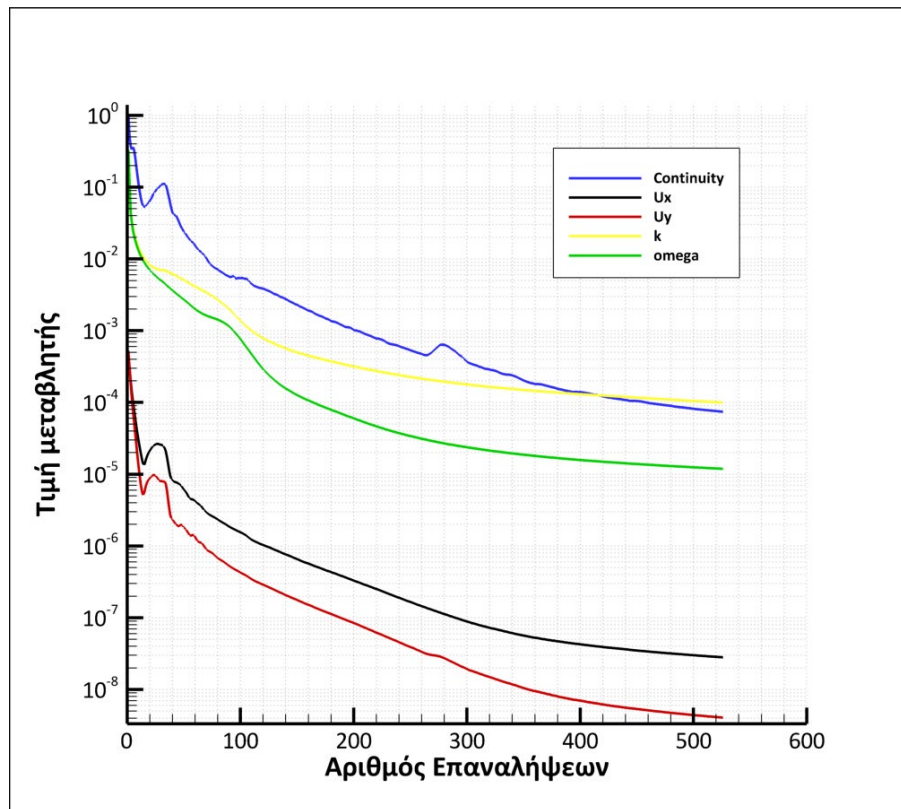


Σχήμα 28 : Διάγραμμα συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής συγκριτικά για τις δύο υπολογιστικές μεθόδους

Για την εξασφάλιση της σύγκλισης της λύσης στο Fluent χρειάστηκαν κατά μέσο όρο 500-600 επαναλήψεις για κάθε γωνία προσβολής. Ενδεικτικά το Σχήμα 29 παρουσιάζει το γράφημα σύγκλισης της τιμής του συντελεστή οπισθέλκουσας C_D (μαύρο) και του συντελεστή άνωσης C_L (μπλε) για γωνία προσβολής $\alpha=8$ μοίρες. Μπορεί να παρατηρηθεί ότι έχει επιτευχθεί σταθεροποίηση της τιμής των αεροδυναμικών συντελεστών C_L και C_D μετά από τον καθορισμένο αριθμό επαναλήψεων και επομένως έχει επιτευχθεί η σύγκλιση, κάτι το οποίο μπορεί να επαληθευτεί και από το διάγραμμα των μεταβλητών του Σχήματος 30. Από αυτό φαίνεται ότι όλες λαμβάνουν την επιθυμητή τιμή 10^{-4} , για την περίπτωση των 8 μοιρών που παρουσιάζεται ενδεικτικά εδώ.



Σχήμα 29 : Γράφημα σύγκλισης των συντελεστών άνωσης και αντίστασης για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες

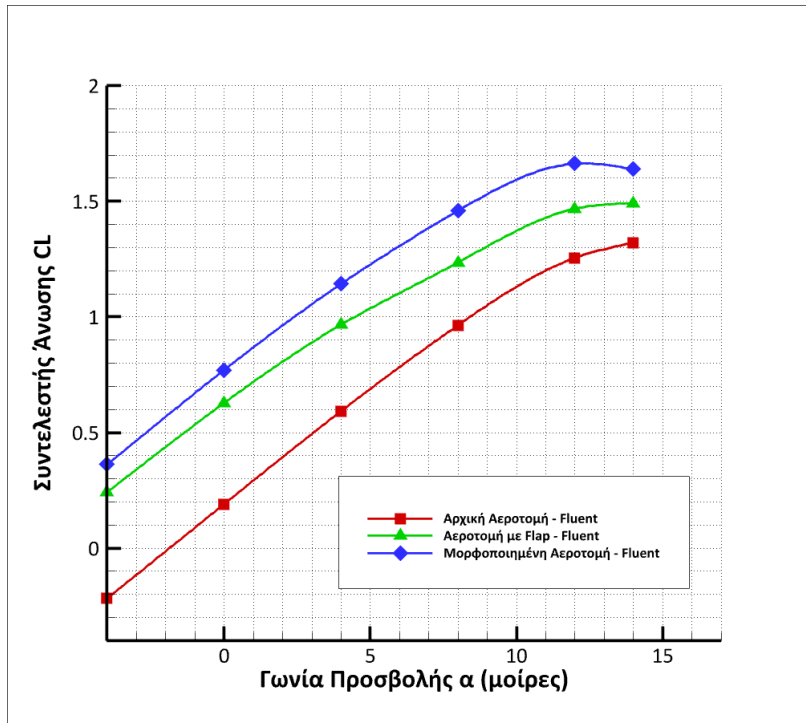


Σχήμα 30 : Γράφημα σύγκλισης των μεταβλητών για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες

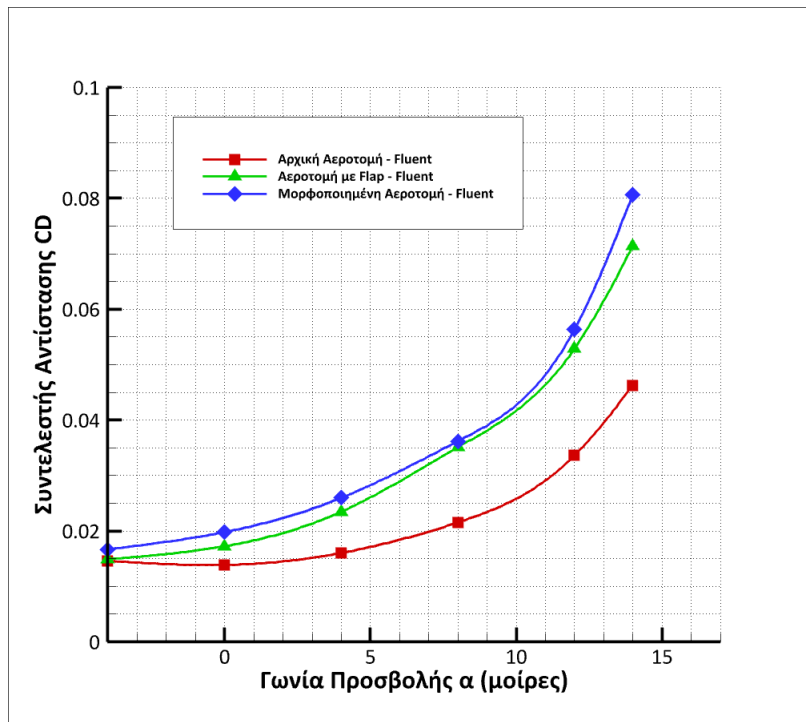
3.4.2 Σύγκριση μορφοποιημένης αεροτομής και αεροτομής με flap

Στο Σχήμα 31 φαίνεται η μεταβολή του συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής α για τις περιπτώσεις της αρχικής αεροτομής (κόκκινο), της αεροτομής με flap (πράσινο) και της μορφοποιημένης αεροτομής (μπλε). Παρατηρείται μια γενική αύξηση του C_L στην μορφοποιημένη αεροτομή σχετικά με αυτή με το flap. Όπως αναμενόταν φαίνεται και η σταδιακή μείωση της γωνίας απώλειας στήριξης από την αρχική στην μορφοποιημένη αεροτομή, όπου φτάνει περίπου τις 12 μοίρες. Λόγω της παράλληλης αύξησης του συντελεστή αντίστασης C_D (Σχήμα 32), ένας καλύτερος δείκτης για την αξιολόγηση των αποτελεσμάτων είναι η αεροδυναμική απόδοση C_L/C_D .

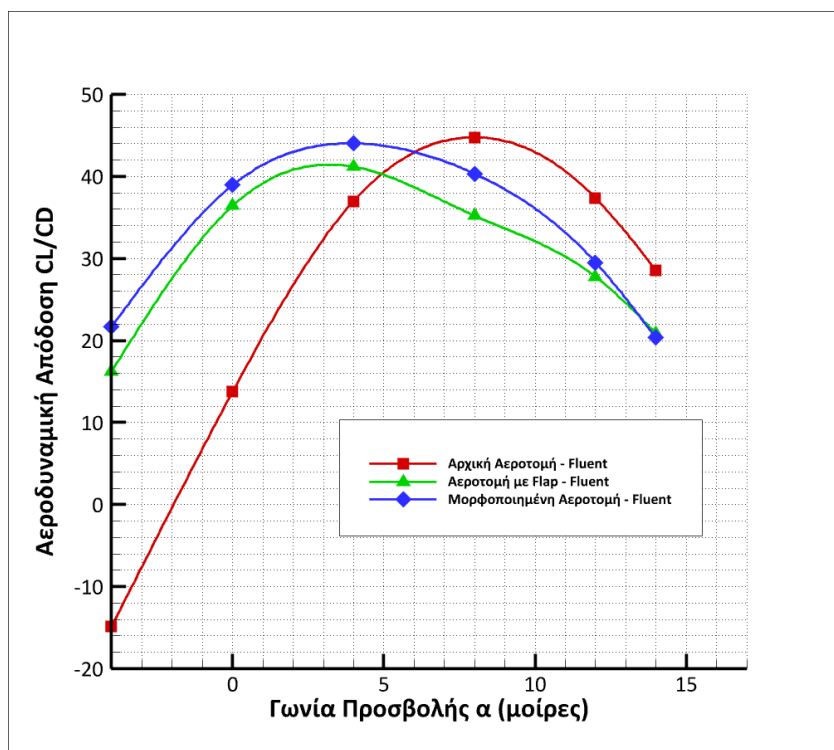
Σύμφωνα με το Σχήμα 33 παρατηρείται αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης σε όλο το εύρος των γωνιών προσβολής μέχρι περίπου τις 14 μοίρες όπου οι δύο καμπύλες ταυτίζονται. Η μέγιστη αεροδυναμική απόδοση για την μορφοποιημένη αεροτομή εμφανίζεται στις 4 μοίρες, όπου εντοπίζεται αύξηση της απόδοσης κατά 6.9%. Η μέγιστη αύξηση στην απόδοση είναι 14.5% στις 8 μοίρες.



Σχήμα 31 : Αποτελέσματα Fluent για τον συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής

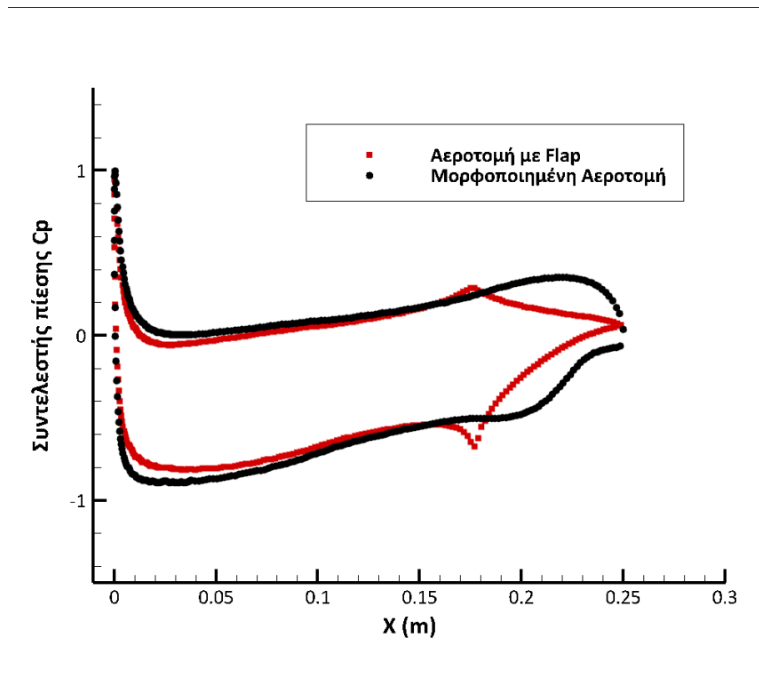


Σχήμα 32 : Αποτελέσματα Fluent για τον συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής

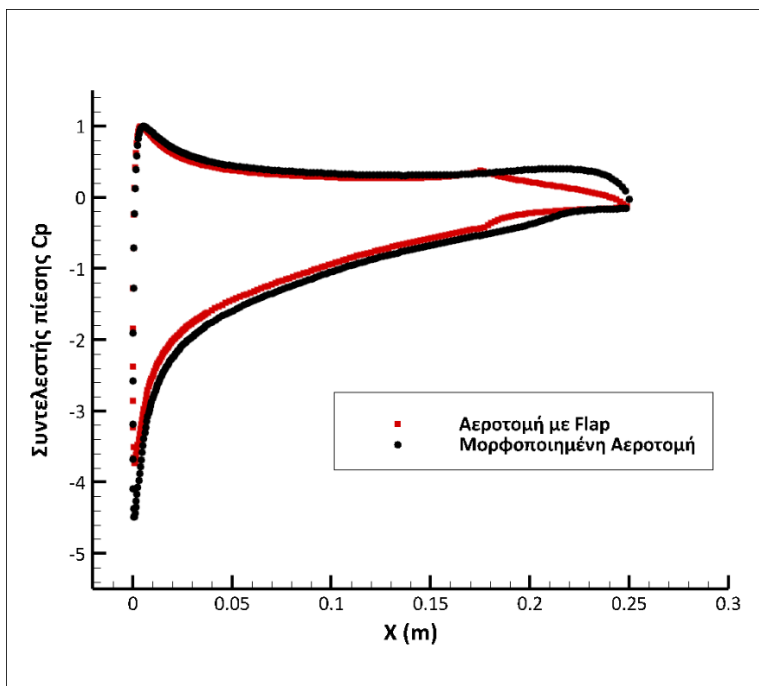


Σχήμα 33 : Αποτελέσματα Fluent για την αεροδυναμική απόδοση (CL/CD) συναρτήσει της γωνίας προσβολής

Παρακάτω παρουσιάζονται η διανομή του συντελεστή πίεσης γύρω από την μορφοποιημένη και από την αεροτομή με flap για γωνίες προσβολής 0 και 8 μοίρες αντίστοιχα. Οι κύριες διαφορές εντοπίζονται γύρω από το χείλος εκφυγής όπου πραγματοποιήθηκε η αλλαγή στην παραμόρφωση. Η μορφοποίηση δίνει στην αεροτομή ένα πιο ομοιόμορφο και συνεχές σχήμα, χωρίς την ύπαρξη απότομων γωνιών- όπως συμβαίνει στην περίπτωση του flap. Η ροή μπορεί να ακολουθήσει ευκολότερα την γεωμετρία της μορφοποιημένης αεροτομής με αποτέλεσμα να παρατηρείται ομοιομορφία και συνέχεια στο διάγραμμα του συντελεστή πίεσης. Αντίθετα για την αεροτομή με το flap φαίνεται ξεκάθαρα η ασυνέχεια του διαγράμματος στο σημείο άρθρωσης, όπου διακρίνονται δύο μεγάλες κορυφές και μετά ακολουθεί απότομη μείωση, εκεί δηλαδή που η ροή αναγκάζεται να στρίψει απότομα. Το διάγραμμα της μορφοποιημένης αεροτομής έχει μεγαλύτερο εμβαδόν, δηλαδή αναπτύσσεται μεγαλύτερη διαφορά πίεσης μεταξύ της πάνω και της κάτω πλευράς της αεροτομής. Το χαρακτηριστικό αυτό επιβεβαιώνει και την μεγαλύτερη άνωση που επάγει αυτή σχετικά με την αεροτομή με το flap. Και στα δύο διαγράμματα εμφανίζεται μια μικρή διαφορά στην τιμή του συντελεστή πίεσης κοντά στην ακμή προσβολής, όπου παίρνει ελαφρώς μεγαλύτερες τιμές για την μορφοποιημένη αεροτομή.

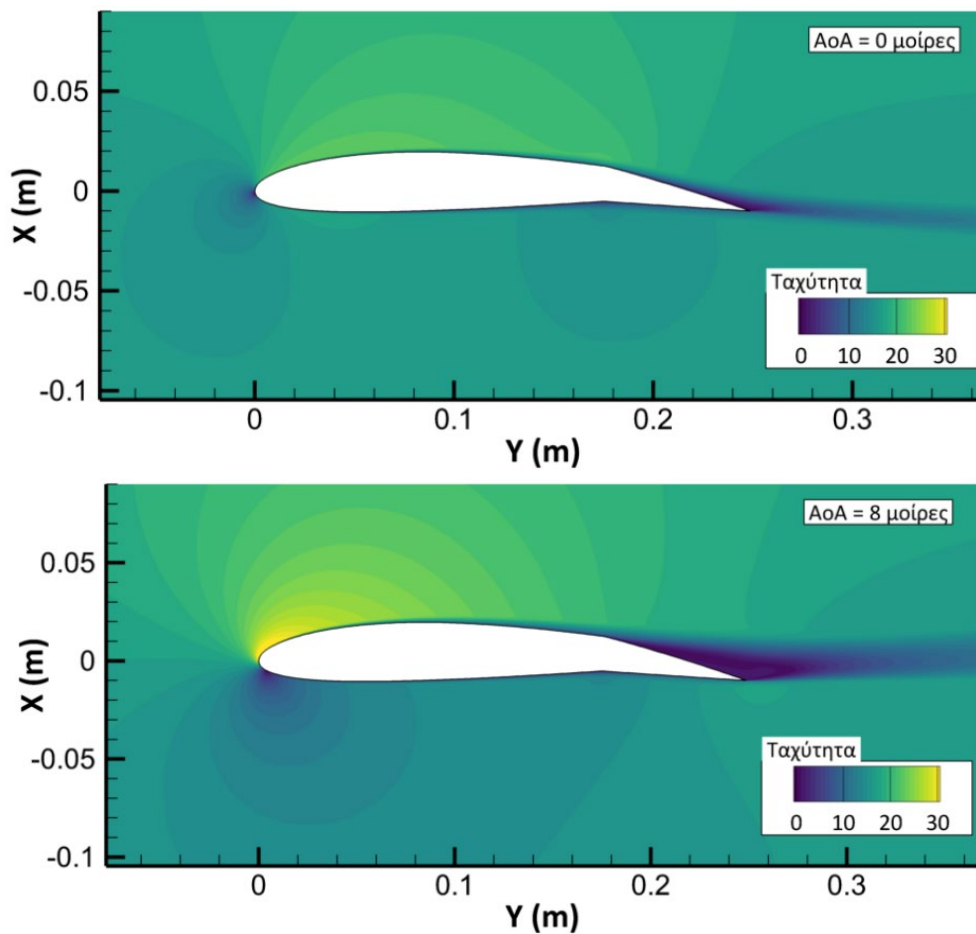


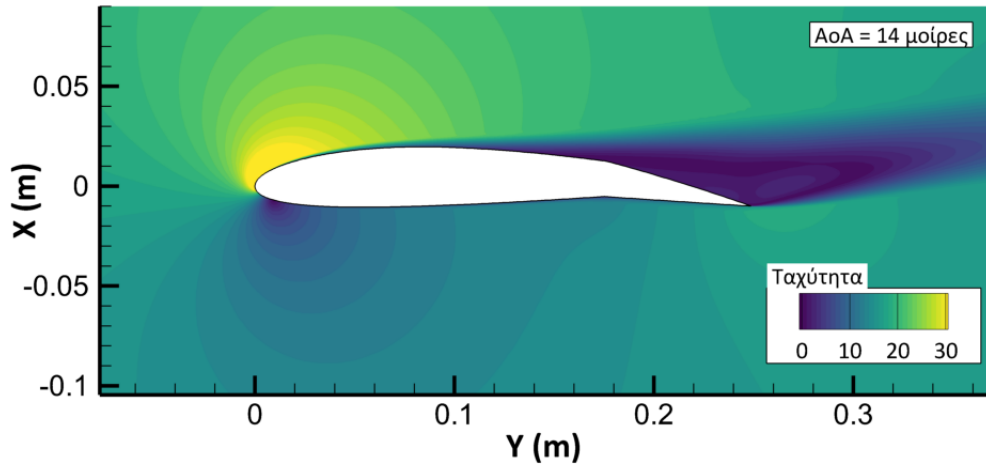
Σχήμα 34 : Διανομή συντελεστή πίεσης γύρω από την μορφοποιημένη αεροτομή και την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο για γωνία προσβολής $\alpha = 0$ μοίρες



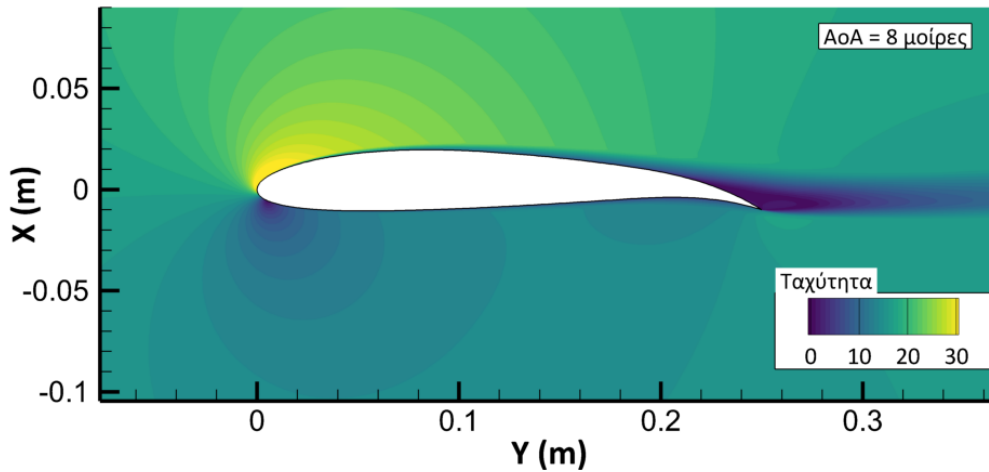
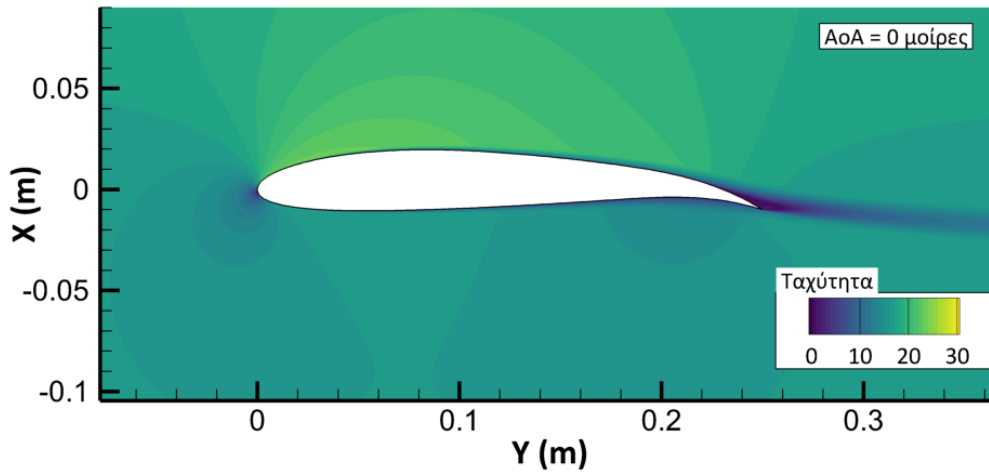
Σχήμα 35 : Διανομή συντελεστή πίεσης γύρω από την μορφοποιημένη αεροτομή και την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες

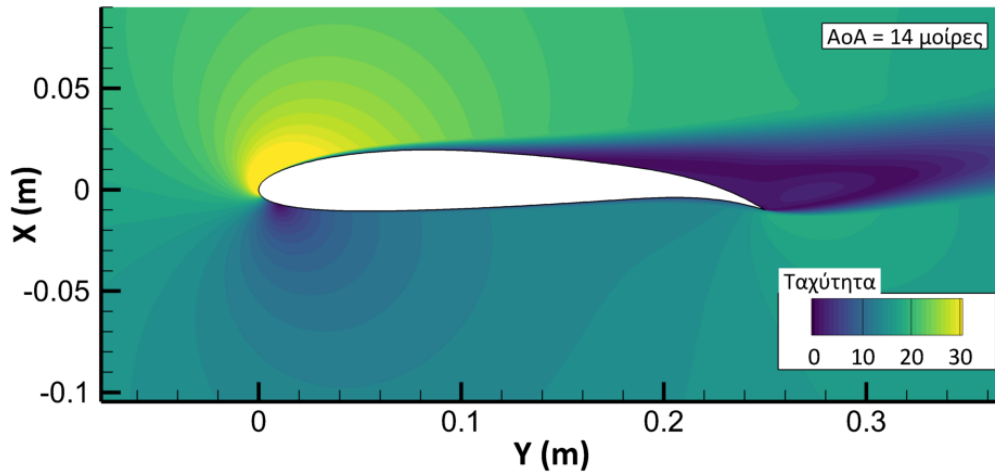
Ένα σημαντικό πλεονέκτημα της ανάλυσης CFD είναι η δυνατότητα οπτικοποίησης του πεδίου ροής γύρω από την αεροτομή. Αυτό επιτρέπει την καλύτερη κατανόηση των φαινομένων, ειδικά σε ότι έχει να κάνει με τα οριακά στρώματα και την αποκόλληση της ροής. Παρακάτω παρατίθενται τα πεδία για τις περιπτώσεις της στατικής πίεσης (σε Pa) και της ταχύτητας (σε m/s), τα οποία λήφθηκαν για γωνίες 0,8 και 14 μοίρες αντίστοιχα. Από τα Σχήματα 34-35, για την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο παρατηρείται η απότομη αύξηση της πίεσης στην θέση της άρθρωσης η οποία χαρακτηρίζεται από μια έντονη κορυφή τόσο στην κάτω όσο και στην πάνω πλευρά. Αντίθετα η μορφοποιημένη αεροτομή εμφανίζει πιο ομαλή ροή χωρίς απότομες αλλαγές της πίεσης. Για την περίπτωση των 8 μοιρών, από πεδία της ταχύτητας φαίνεται το φαινόμενο της αποκόλλησης της ροής (Σχήματα 36 και 37), το οποίο εκτείνεται σε μεγαλύτερη περιοχή για την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο σε σχέση με την μορφοποιημένη. Οι περιοχές αυτές χαρακτηρίζονται από το σκούρο μπλε χρώμα, όπου εμφανίζονται οι στροβιλισμοί της ροής. Τέλος, στις 14 μοίρες και οι δύο αεροτομές βρίσκονται στην περιοχή απώλειας στήριξης, όπου και ο συντελεστής άνωσης παρουσιάζει απότομη μείωση.



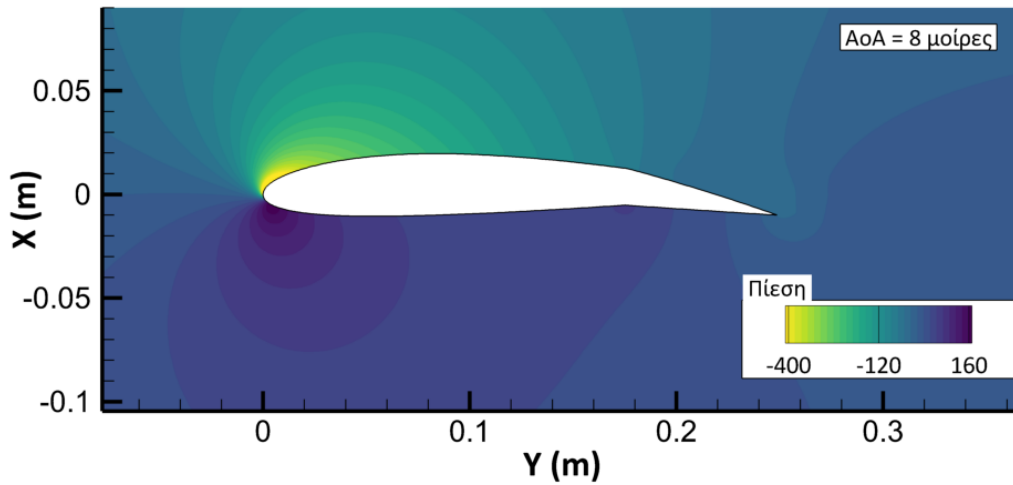
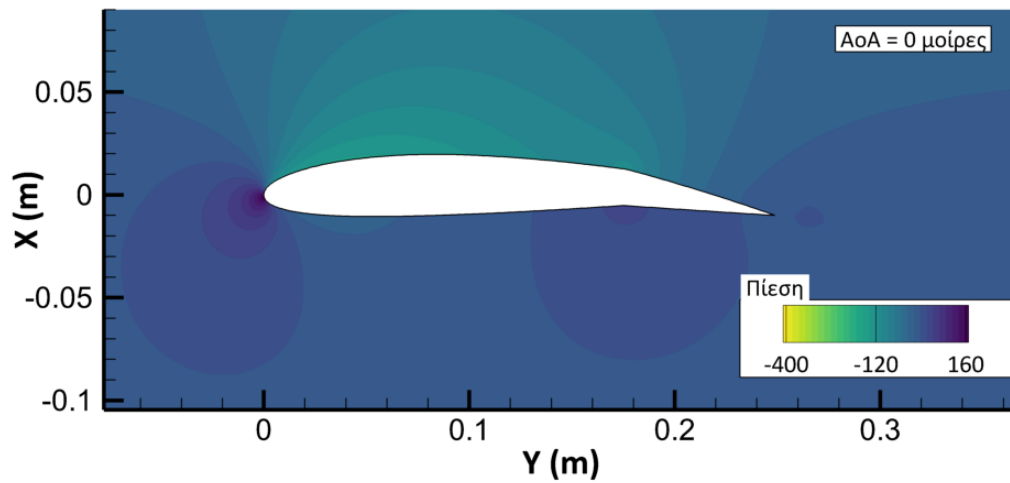


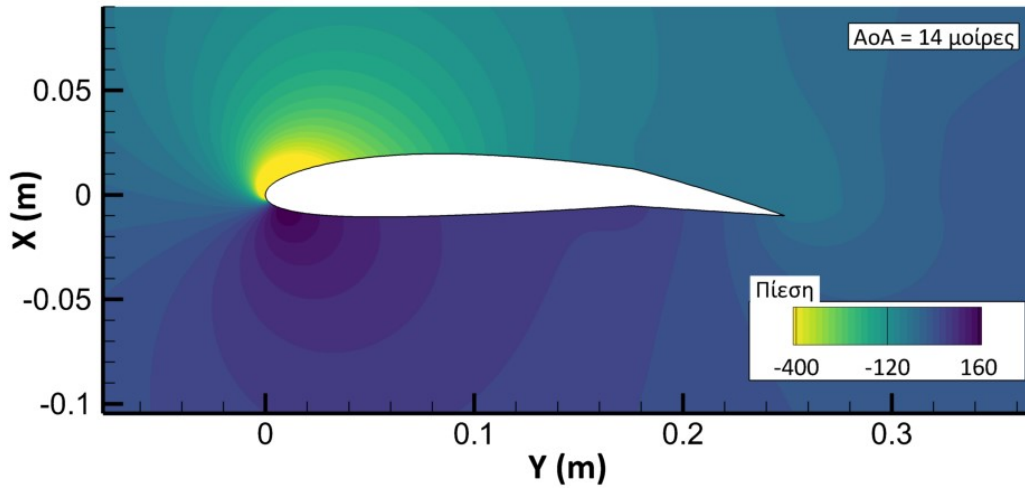
Σχήμα 36 : Πεδίο ταχύτητας για την αεροτομή με αρθρωτό πτερύγιο για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)



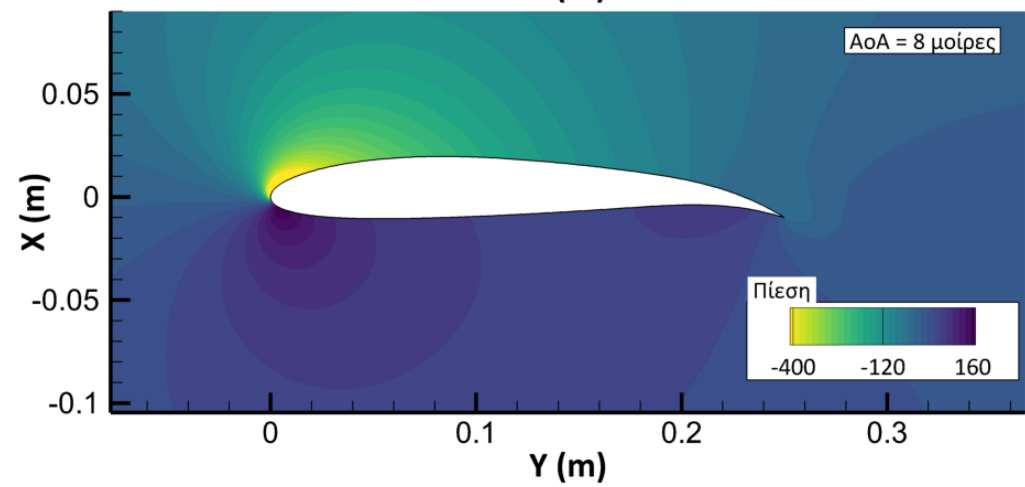
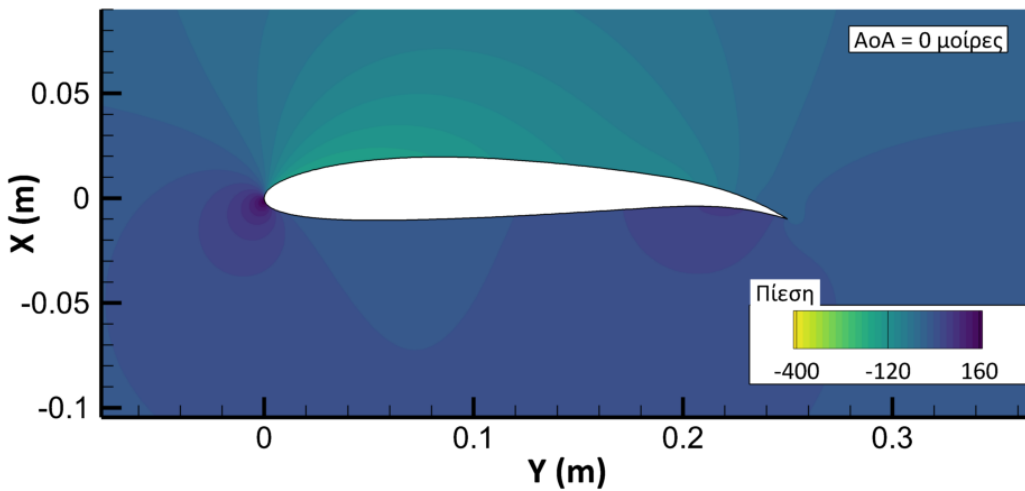


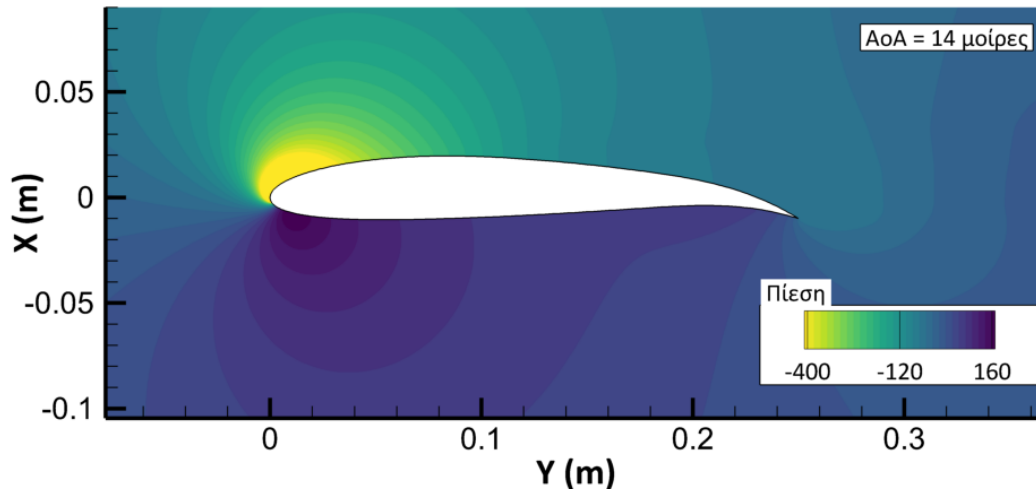
Σχήμα 37 : Πεδίο ταχύτητας για την μορφοποιημένη αεροτομή για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)





Σχήμα 38 : Πεδίο πίεσης για την αεροτομή με αρθρωτό πτερύγιο για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)



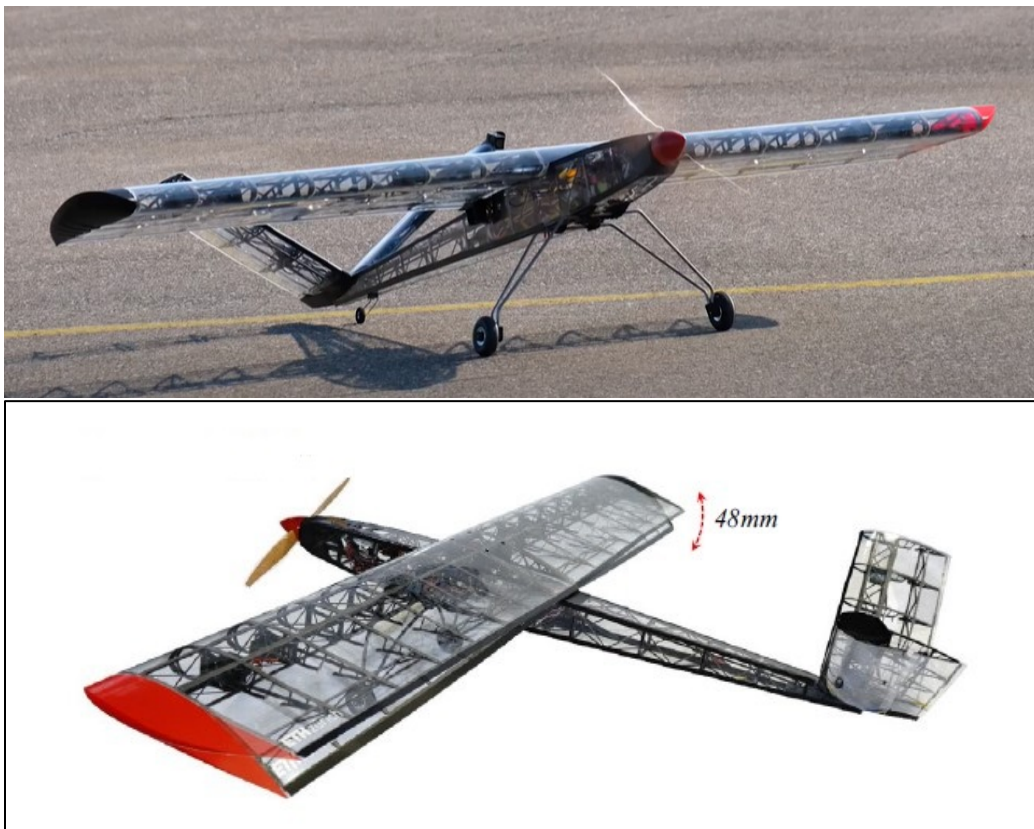


Σχήμα 39 : Πεδίο πίεσης για την μορφοποιημένη αεροτομή για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)

4. Πτέρυγα με δυνατότητα μορφοποίησης

4.1 Εφαρμογή στην τρισδιάστατη πτέρυγα

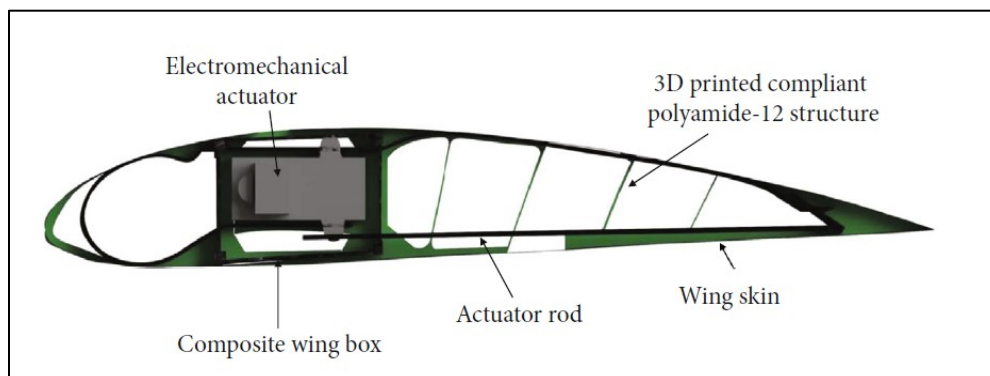
Η παραπάνω ανάλυση που περιορίζεται στις δύο διαστάσεις παρουσιάζει συνοπτικά τα αεροδυναμικά πλεονεκτήματα της μορφοποιημένης αεροτομής συγκριτικά με την συμβατική αεροτομή με Flap. Είναι σημαντικό, όμως, να φανεί η επίδραση της μορφοποίησης σε προβλήματα που απαντώνται στον πραγματικό κόσμο και με βάση όσα παρουσιάστηκαν στο κεφάλαιο 3 η ανάλυση προεκτείνεται στην τρισδιάστατη πτέρυγα.



Σχήμα 40 : Το ΣμηΕΑ που κατασκευάστηκε στο Ι.Τ. της Ζυρίχης (U. Fasel κ.α., 2019)

Μια ενδιαφέρουσα προσέγγιση μορφοποίησης πτέρυγας με κύριο σκοπό την αντικατάσταση των συμβατικών πηδαλίων κλίσεως σε ΣμηΕΑ (Σχήμα 40), πραγματοποιήθηκε στο Ινστιτούτο Τεχνολογίας της Ζυρίχης [37]. Οι νευρώσεις (ribs) της πτέρυγας σχεδιάστηκαν για να εκμεταλλεύονται την ανισοτροπία και την αντοχή του σύνθετου υλικού, που επιτυγχάνεται μέσω της προσθετικής κατασκευής (additive

manufacturing) με πλαστικό ενισχυμένο με ανθρακονήματα (CFRP) και πολυαμίδιο-12. Οι κινήσεις της ράβδου του ηλεκτρομηχανικού επενεργητή που φαίνεται στο Σχήμα 41 παραμορφώνουν το χείλος εκφυγής δημιουργώντας του την επιθυμητή σε κάθε περίπτωση καμπυλότητα. Υπάρχουν τέτοιου τύπου ανεξάρτητα ελεγχόμενοι επενεργητές κατά μήκος του εκπετάσματος, οι οποίοι αλλάζουν την κατανομή της άωσης στην πτέρυγα, ελέγχοντας έτσι την περιστροφή του ΣμηΕΑ. Όλα τα μέρη του drone εκτυπώθηκαν και στα τεστ που πραγματοποιήθηκαν το drone επέδειξε υψηλή ικανότητα ελιγμών, πετυχαίνοντας ρυθμούς περιστροφής έως και $240^\circ/s$.



Σχήμα 41 : Σχηματική απεικόνιση της δομής των νευρώσεων (ribs) του ΣμηΕΑ του I.T. της Ζυρίχης για την μορφοποίηση της καμπυλότητας του

Το κεφάλαιο αυτό πραγματοποιεί μια Υπολογιστική Ρευστομηχανική Ανάλυση στο Fluent της παραπάνω εφαρμογής μορφοποίησης με σκοπό την εξαγωγή συμπερασμάτων για την αεροδυναμική απόδοση του μηχανισμού και την περαιτέρω εφαρμογή του σε άλλη περίπτωση ΣμηΕΑ σταθερής πτέρυγας για την αντικατάσταση των πηδαλίων κλίσης. Πιο συγκεκριμένα εξετάστηκε η αεροδυναμική μιας στατικά μορφοποιημένης ορθογωνικής πτέρυγας (steady-state analysis) με μήκος μισού εκπετάσματος $b = 0.5 \text{ m}$, καθώς και τα δυναμικά χαρακτηριστικά της ροής κατά την διάρκεια της μορφοποίησης (transient analysis). Η μεταβλητή καμπυλότητα του χείλους εκφυγής κατά το εκπέτασμα, όπως φαίνεται στην δεύτερη εικόνα του Σχήματος 40 επιτεύχθηκε με την εισαγωγή μιας συνάρτησης που προτάθηκε από τον Woods κ. α. [38]. Οι συνθήκες μελέτης παρέμειναν ίδιες όπως στην περίπτωση της δισδιάστατης μελέτης, δηλαδή:

- $Re = 300000$
- $U_\infty = 17 \text{ m/s}$ (ταχύτητα ελεύθερης ροής)
- $c = 0.25 \text{ m}$ (μήκος χορδής)
- $x_s = 0.7c$ (σημείο έναρξης μορφοποίησης)

4.2 Μεθοδολογία

Για την τρισδιάστατη μελέτη απαιτείται η εισαγωγή ενός ακόμα παραμετρικού μοντέλου που περιγράφει την μετάβαση μεταξύ του μη μορφοποιημένου τμήματος κοντά στην ρίζα και της μέγιστης παραμόρφωσης στην άκρη της πτέρυγας (βλ. Σχήμα 40). Ο Woods και άλλοι [38] πρότειναν μια απλή παραμετρική συνάρτηση προκειμένου να μοντελοποιήσουν την λεία και συνεχή μεταβατική περιοχή ενός μηχανισμού μορφοποίησης με σκοπό την εξάλειψη των κενών μεταξύ του flap και της σταθερής πτέρυγας. Η παραμετροποίηση συσχετίζει, μέσω μιας συνημιτονοειδούς συνάρτησης, την παραμόρφωση της ακμής εκφυγής w_{te} με την θέση z κατά το εκπέτασμα της πτέρυγας (βλ. γραφική απεικόνιση σχήματος 42) και γράφεται:

$$w_{te}(z) = h - h \cos\left(\frac{\pi(z - l_s)}{l}\right), \quad l_s \leq z \leq l + l_s \quad (4.1)$$

όπου :

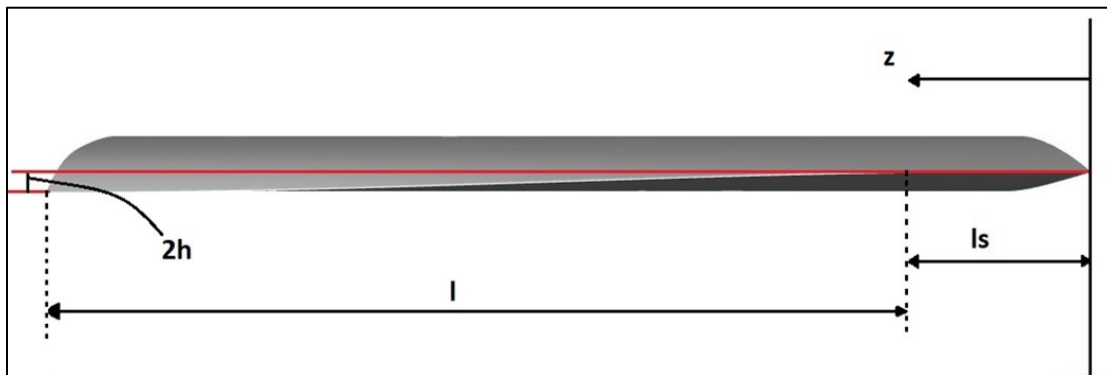
w_{te} είναι η κάθετη παραμόρφωση της ακμής εκφυγής

z είναι η απόσταση κατά μήκος του εκπέτασματος

h είναι η μισή τιμή της μέγιστης παραμόρφωσης της επιφάνειας ελέγχου στο άκρο της πτέρυγας

l το μήκος της μεταβατικής περιοχής κατά το εκπέτασμα

l_s το σημείο έναρξης της μορφοποίησης κατά το εκπέτασμα



Σχήμα 42 : Χαρακτηριστικά μεγέθη μορφοποιούμενης πτέρυγας

Για την παρούσα ανάλυση επιλέγονται: $l_s=0.1c=0.025$ m , $l=b-l_s=0.475$ m , $h=0.02c=0.005$ m
 Στην περίπτωση της διδιάστατης εφαρμογής του κεφαλαίου 3, το περίγραμμα της μορφοποιημένης αεροτομής λήφθηκε εφαρμόζοντας την μεθοδολογία μέσω του excel και μετά εισάγοντας τις συντεταγμένες των σημείων κατευθείαν στο Fluent. Αυτό δεν είναι εφικτό να γίνει με την τρισδιάστατη πτέρυγα. Σε αυτή την περίπτωση, το σχήμα της τρισδιάστατης πτέρυγας λαμβάνεται μέσα από το περιβάλλον του Fluent με χρήση της Δυναμικής Κατασκευής Πλέγματος (Dynamic Meshing). Πιο συγκεκριμένα εισάγεται η

αρχική απαραμόρφωτη πτέρυγα στο Fluent και μέσω μιας συνάρτησης ορισμένης από τον χρήστη (UDF), μορφοποιείται η πτέρυγα σταδιακά και το αρχικό πλέγμα τροποποιείται δυναμικά. Για την εφαρμογή των παραπάνω απαιτείται η επέκταση της μεθόδου που παρουσιάστηκε στο κεφάλαιο 3.1, ώστε να περιλαμβάνει και συσχέτιση με τον χρόνο. Μια τέτοια προσέγγιση πρότεινε ο Shawki κ.α. [39], μέσω μιας συνημιτονοειδούς συσχέτισης με τον χρόνο για την μοντελοποίηση του δυναμικά μορφοποιούμενου χείλους εκφυγής μιας συμμετρικής αεροτομής. Με την εισαγωγή της χρονικής συσχέτισης :

$$y_{c_{\text{morph}}} = \begin{cases} \frac{m c}{p^2} [2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2], & 0 \leq x \leq pc \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2], & pc \leq x \leq x_s \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] - w_{te} \frac{(x - x_s)^3}{(c - x_s)^3} \sin(\frac{\pi (t - t_{start})}{2 (t_{end} - t_{start})}), & x_s \leq x \leq c \text{ και } t_{start} < t < t_{end} \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] - w_{te} \frac{(x - x_s)^3}{(c - x_s)^3}, & x_s \leq x \leq c \text{ και } t \geq t_{end} \end{cases}$$

όπου :

t ο χρόνος

t_{end} η χρονική στιγμή ολοκλήρωσης της μορφοποίησης, κατά την οποία ολοκληρώνεται μια παραμόρφωση προς τα κάτω

t_{start} η χρονική στιγμή έναρξης της μορφοποίησης

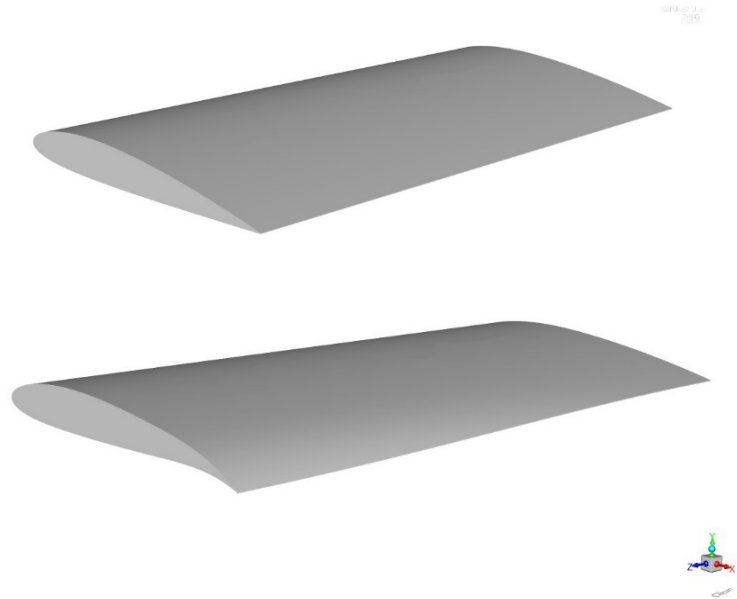
Συνδυάζοντας την παραπάνω με την 4.2, πλέον εισάγεται η συσχέτιση της μέγιστης παραμόρφωσης w_{te} με την θέση z κατά το εκπέτασμα, δίνει την τελική μορφή:

$$y_{c_{\text{morph}}} = \begin{cases} \frac{m c}{p^2} [2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2], & 0 \leq x \leq pc \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2], & pc \leq x \leq x_s \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] - w_{te}(z) \frac{(x - x_s)^3}{(c - x_s)^3} \sin(\frac{\pi (t - t_{start})}{2 (t_{end} - t_{start})}), & x_s \leq x \leq c \text{ και } t_{start} \leq t < t_{end} \\ \frac{m c}{(1-p)^2} [1 - 2p + 2p (\frac{x}{c}) - (\frac{x}{c})^2] - w_{te}(z) \frac{(x - x_s)^3}{(c - x_s)^3}, & x_s \leq x \leq c \text{ και } t \geq t_{end} \end{cases} \quad (4.3)$$

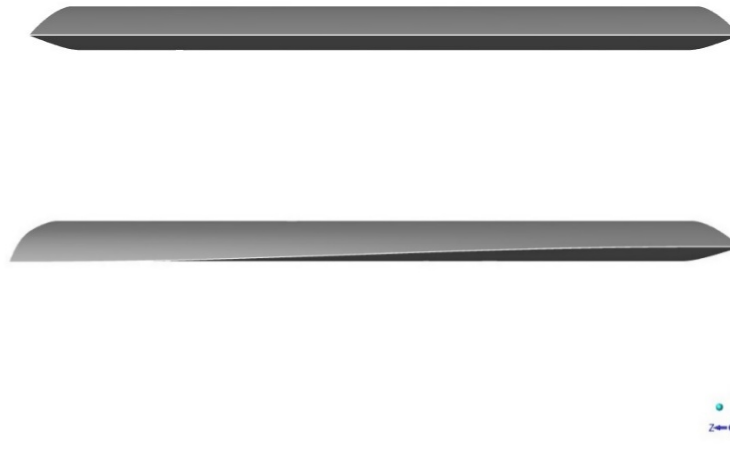
Η εξίσωση (13) έχει λάβει τέτοια μορφή ώστε η πτέρυγα να αρχίζει να παραμορφώνεται από την αρχική της μορφή την χρονική στιγμή t=t_{start}=0, και η τελική γεωμετρία λαμβάνεται την t=t_{end}=0.25. Αυτή μόνο η κίνηση της επιφάνειας ελέγχου απασχόλησε την παρούσα διπλωματική εργασία. Για το δυναμικό πρόβλημα εφαρμόστηκαν οι εξής παράμετροι:

- 100 χρονικά βήματα
- Μέγιστο αριθμό επαναλήψεων 10/χρονικό βήμα
- 0.003 δευτερόλεπτα/χρονικό βήμα

Παρακάτω παρατίθενται στιγμιότυπα με τη μορφή που έχει η πτέρυγα πριν και μετά την μορφοποίηση σε ισομετρική (Σχήμα 43) και πίσω όψη (Σχήμα 44).

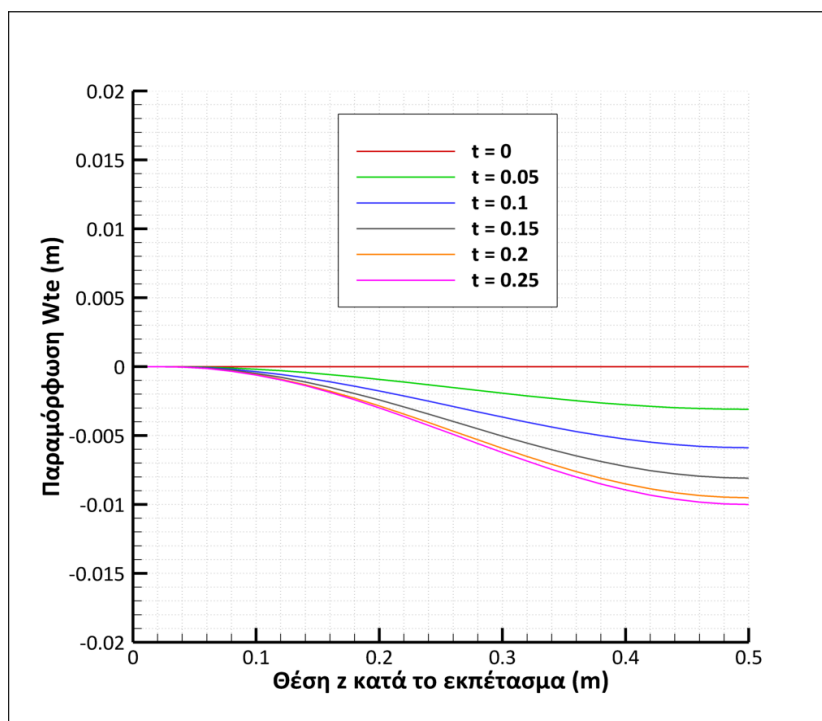


Σχήμα 43 : Αρχική (πάνω) και μορφοποιημένη (κάτω) πτέρυγα σε ισομετρική όψη



Σχήμα 44 : Αρχική (πάνω) και μορφοποιημένη (κάτω) πτέρυγα σε πίσω όψη

Στο Σχήμα 45 απεικονίζεται η μετατόπιση της ακμής εκφυγής κατά μήκος του εκπετάσματος της πτέρυγας για έξι διαφορετικές χρονικές στιγμές, από $t = 0$ έως $t = 0.25$ s που ολοκληρώνεται η μορφοποίηση. Το σημείο με $z = 0$ αποτελεί την βάση της πτέρυγα όπου η παραμόρφωση είναι μηδενική και λαμβάνει την μέγιστη τιμή της στην θέση με $z = 0.5$ που αντιστοιχεί στο άκρο της πτέρυγας. Η κατανομή της παραμόρφωσης μεταξύ των δύο αυτών σημείων ακολουθεί την συνημιτονοειδή 4.1.

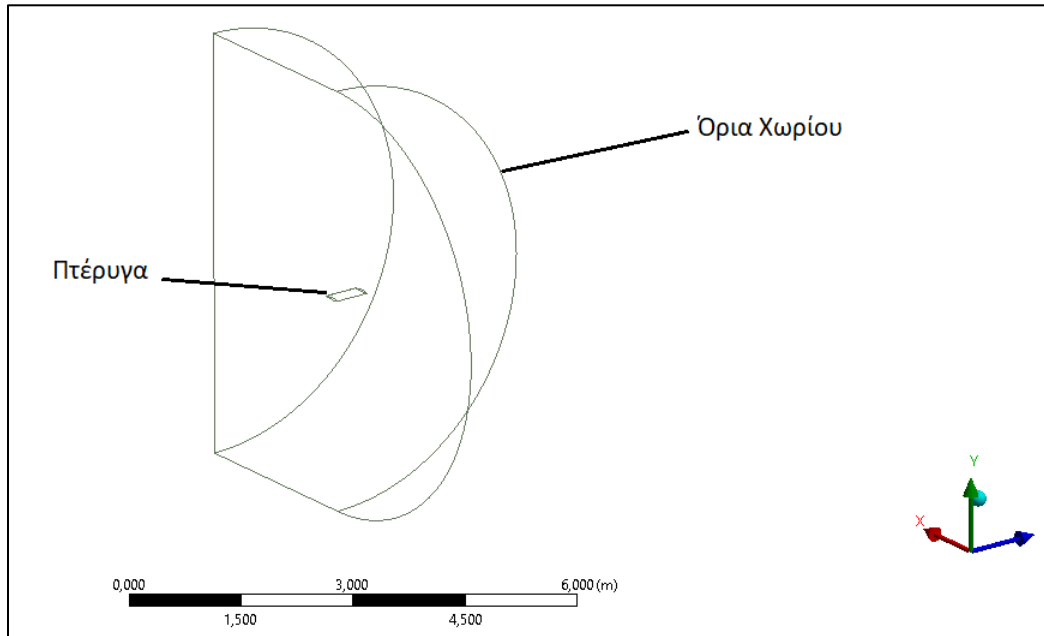


Σχήμα 45 : Παραμόρφωση wte της ακμής εκφυγής συναρτήσει της θέσης z κατά το εκπέτασμα για διάφορες χρονικές στιγμές κατά την διάρκεια της μορφοποίησης

4.3 Υπολογιστική Ρευστομηχανική Ανάλυση – Κατασκευή Πλέγματος

Για τις προσομοιώσεις της πτέρυγας χρησιμοποιήθηκε όμοια με το κεφάλαιο 3 το Fluent. Τα άκρα του υπολογιστικού χωρίου που κατασκευάστηκε για την ανάλυση τοποθετήθηκαν 10 μήκη χορδών μακριά από κάθε σημείου της πτέρυγας. Το μέγεθος του όγκου ελέγχου είναι πολύ σημαντικός παράγοντας για την επίλυση της ροής. Ένας τομέας πολύ μεγάλος οδηγεί σε αυξημένο χρόνο προσομοίωσης και σε μεγάλο υπολογιστικό κόστος, ενώ ένας τομέας μικρός έχει ως αποτέλεσμα τη μείωση της ακρίβειας των αποτελεσμάτων, καθώς η ροή τότε χτυπάει στα τοιχώματα του και αντανακλάται στην επιφάνεια της πτέρυγας, κάτι

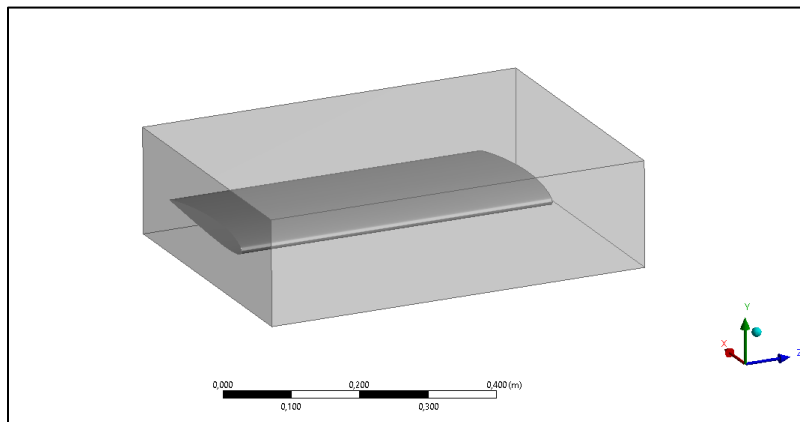
το οποίο δεν αντικατοπτρίζει τις πραγματικές συνθήκες πτήσης ενός ΣμηΕΑ. Ο όγκος ελέγχου φαίνεται στο Σχήμα 46 σε ισομετρική όψη.



Σχήμα 46 : Υπολογιστικό χωρίο σε ισομετρική όψη

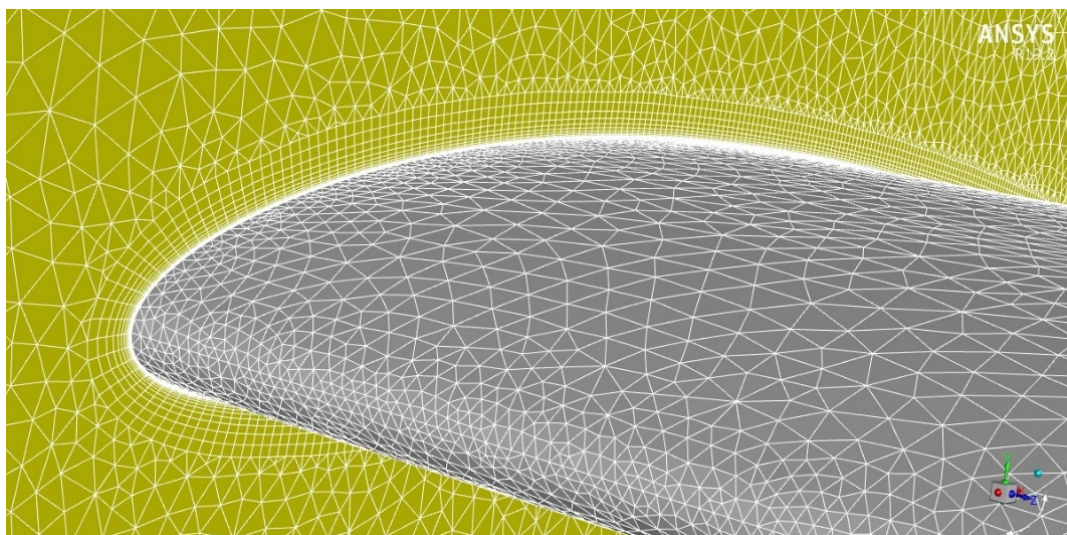
Πιο συγκεκριμένα για τα πεπερασμένα στοιχεία, γίνεται χρήση μη δομημένου πλέγματος (Unstructured Grid), δηλαδή πλέγματος με γενική συνδεσιμότητα (GCON) που δεν έχει συγκεκριμένη δομή στον χώρο και επομένως η συνδεσιμότητα των στοιχείων πρέπει να καθοριστεί και να αποθηκευτεί. Τα μη δομημένα πλέγματα λειτουργούν θετικά για την επίλυση πολύπλοκων γεωμετριών, αλλά υστερούν στην σύλληψη των συνθηκών στα οριακά στρώματα, όπου απαιτούνται πολύ μικρότερα σε μέγεθος στοιχεία. Για την επίλυση του προβλήματος αυτού, επιλέχθηκε ένα υβριδικό μοντέλο, το οποίο αποτελείται από πρισματικά στοιχεία που καλύπτουν το οριακό στρώμα της πτέρυγας και από τετραεδρικά στοιχεία σε όλο το υπόλοιπο υπολογιστικό χωρίο. Τα πρισματικά στοιχεία προκύπτουν από την προβολή του επιφανειακού πλέγματος της πτέρυγας προς τα όρια του χωρίου. Όμοια με την ανάλυση του κεφαλαίου 3, επιδιώκεται $\gamma \approx 1$ για την εξασφάλιση της επιθυμητής ακρίβειας και με βάση αυτό καθορίζεται το ύψος του πρώτου κελιού σε επαφή με τα τοιχώματα της πτέρυγας. Επιπλέον τα τετραεδρικά στοιχεία επιτρέπουν τον τοπικό επαναπροσδιορισμό του πλέγματος (local remeshing), κατά την εφαρμογή της δυναμικής πλεγματοποίησης, προκειμένου να αφαιρεθούν πεπερασμένα στοιχεία με μεγάλη λοξότητα. Επιπλέον, σε περιοχές που γειτνιάζουν με την πτέρυγα πραγματοποιήθηκε πύκνωση του πλέγματος και περιορισμός του μέγιστου μήκους των στοιχείων στα 5 mm,

ώστε να επιτευχθεί καλύτερη σύλληψη των φαινομένων της ροής όπως η ανακυκλοφορία, αποκόλληση της ροής του αεροσκάφους και οι δίνες ακροπτερυγίου. Η οριοθετημένη αυτή περιοχή (body of influence) φαίνεται στο Σχήμα 47. Ο συνολικός αριθμός των στοιχείων του πλέγματος είναι κοντά στο 4,4 εκατομμύρια στοιχεία. Τονίζεται ότι για την βελτίωση των ποιοτικών χαρακτηριστικών του πλέγματος (ελάχιστη ορθογωνική ποιότητα και μέγιστη λοξότητα), η ακμή εκφυγής έχει ένα ελάχιστο πάχος $t = 0.64 \text{ mm}$.

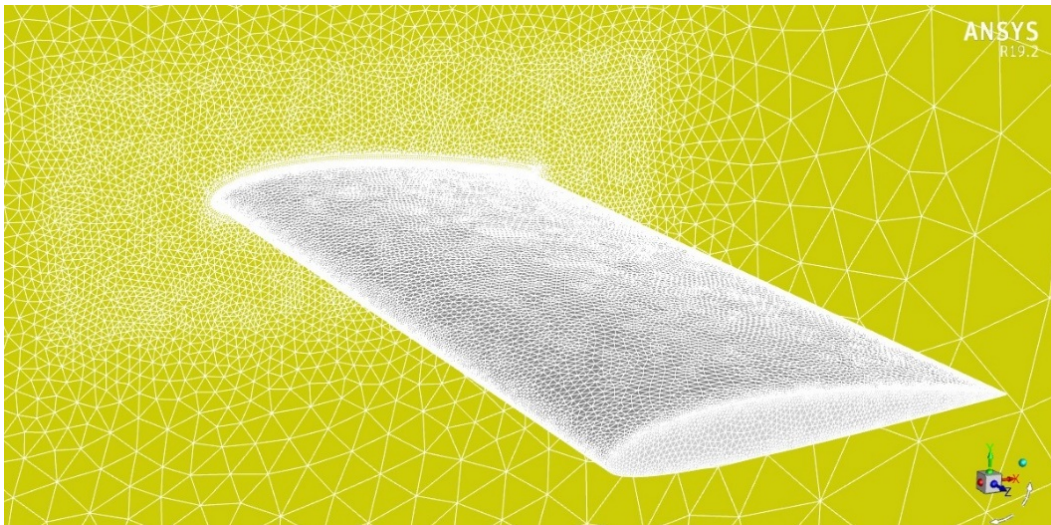


Σχήμα 47 : Οριοθετημένη περιοχή γύρω από την πτέρυγα όπου πραγματοποιείται πύκνωση του πλέγματος

Παρακάτω παρατίθενται δύο στιγμιότυπα από το τελικό πλέγμα (Σχήματα 48-49). Στο πρώτο απεικονίζεται η περιοχή των πρισματικών στοιχείων το ύψος των οποίων έχει περιοριστεί για την ικανοποίηση της τιμής γ_+ , ενώ στο δεύτερο απεικονίζεται η τελική διαμόρφωση του πλέγματος γύρω από την πτέρυγα.



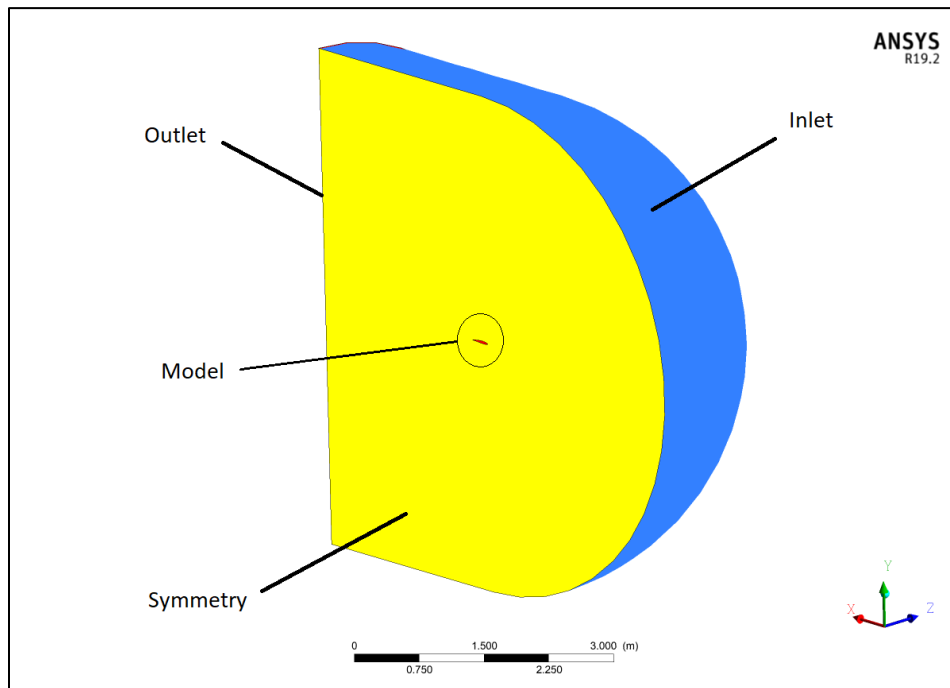
Σχήμα 48 : Το πλέγμα γύρω από την πτέρυγα – Περιοχή πρισματικών στοιχείων



Σχήμα 49 : Το πλέγμα γύρω από την πτέρυγα σε ισομετρική όψη

Στη συνέχεια καθορίστηκαν οι παρακάτω οριακές συνθήκες (βλ. γραφική απεικόνιση στο Σχήμα 50) :

- **Είσοδος (Inlet):** Ορίζεται ομοιόμορφη κατανομή ταχύτητας με ορισμένη τιμή στην x και y κατεύθυνση (ανάλογα την γωνία προσβολής) και μηδενική τιμή στην z κατεύθυνση, μηδενική κλίση πίεσης και οι τυρβώδεις παράμετροι, έντασης τύρβης και λόγου συνεκτικότητας, σε περίπτωση αντιστροφής της κατεύθυνσης της ροής (backflow) κατά την διαδικασία της επίλυσης.
- **Έξοδος (Outlet):** Εφαρμόστηκαν οριακές συνθήκες εξόδου πίεσης (Pressure-Outlet boundary Conditions). Ορίστηκε μηδενική μανομετρική πίεση (gauge pressure) και οι τυρβώδεις παράμετροι όμοια με την είσοδο.
- **Συμμετρία (Symmetry):** Οι οριακές συνθήκες συμμετρίας χρησιμοποιούνται όταν η φυσική γεωμετρία και η προβλεπόμενη ροή γύρω από αυτή έχουν κατοπτρική συμμετρία. Μπορούν επίσης να χρησιμοποιηθούν για τη μοντελοποίηση τοίχων ολίσθησης μηδενικής διάτμησης σε συνεκτικές ροές. Σε αυτό το επίπεδο έγινε η υπόθεση μηδενικής κάθετης συνιστώσας της ταχύτητας καθώς και μηδενικής ροής διάχυσης. Οι κάθετες κλίσεις για όλα τα μεγέθη της ροής είναι μηδενικές στο επίπεδο συμμετρίας. Εφόσον η διατμητική τάση είναι μηδενική στο επίπεδο συμμετρίας, μπορεί επίσης να ερμηνευτεί ως ολίσθηση στο τοίχωμα (slip wall) όταν χρησιμοποιείται για υπολογισμό τυρβώδους ροής. [40]
- **Τοίχωμα (Wall):** Χρησιμοποιείται για να περιορίζει τη ροή του ρευστού εφαρμόζοντας την συνθήκη μη ολίσθησης.



Σχήμα 50 : Οριακές συνθήκες ανάλυσης

Οι παράμετροι του επιλύτη παρέμειναν όμοιοι με το κεφάλαιο 3. Τα πεδία ταχυτήτων και πίεσης διαμορφώθηκαν μέσα από το περιβάλλον του Ansys Post Processing, ενώ τα διαγράμματα κατασκευάστηκαν στο Tecplot.

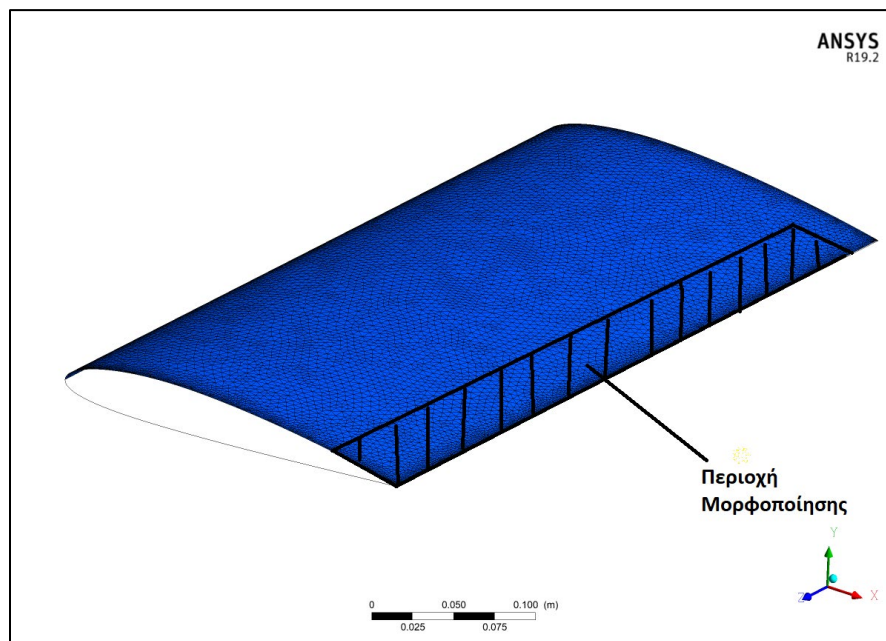
4.4 Συνάρτηση οριζόμενη από τον χρήστη – Καθορισμός κίνησης του πλέγματος

Συνάρτηση οριζόμενη από τον χρήστη (User Defined Function) είναι μια συνάρτηση που προγραμματίζετε από τον χρήστη και μπορεί να φορτωθεί δυναμικά στον επιλύτη του ANSYS FLUENT για να βελτιώσει τις τυπικές δυνατότητες του κώδικα. Μπορεί να χρησιμοποιηθεί, μεταξύ άλλων, για τον ορισμό συγκεκριμένων οριακών συνθηκών, ιδιοτήτων υλικού, καθορισμό προσαρμοσμένων παραμέτρων του μοντέλου (π.χ. DPM, πολυφασικά μοντέλα), καθώς και την αρχικοποίηση της λύσης. Οι συναρτήσεις αυτές γράφονται στη γλώσσα προγραμματισμού C χρησιμοποιώντας οποιοδήποτε πρόγραμμα επεξεργασίας κειμένου.

Το FLUENT ενημερώνει τις θέσεις των κόμβων σε μια δυναμικά κινούμενη ζώνη εφαρμόζοντας την εξίσωση κίνησης στερεού σώματος. Αυτό σημαίνει ότι δεν υπάρχει σχετική κίνηση μεταξύ των κόμβων στη δυναμική ζώνη. Ωστόσο, εάν χρειάζεται να ελέγχεται η κίνηση κάθε κόμβου ανεξάρτητα, όπως στην περίπτωση της μορφοποίησης του

χειλούς εκφυγής της υπό μελέτης πτέρυγας, τότε μπορεί να χρησιμοποιηθεί η συνάρτηση DEFINE_GRID_MOTION.

Η επάνω και η κάτω επιφάνεια της πτέρυγας μελετώνται ξεχωριστά. Ο κώδικας εκτελεί δύο loops. Το πρώτο διαβάζει τα σημεία εκείνα της ζώνης που καθορίστηκε από τον χρήστη να παραμορφώνεται και το δεύτερο εσωτερικό loop εντοπίζει τους κόμβους εκείνους, των οποίων η θέση έχει ήδη ενημερωθεί ώστε να μην τους παραμορφώσει ξανά. Οι κόμβοι εκείνοι που δεν έχουν ενημερωθεί μετακινούνται σύμφωνα με την παραμετρική μέθοδο που αναλύθηκε στο κεφάλαιο 4.2, μέσα από διαδοχικά if. Το πρώτο if διασφαλίζει ότι μόνο τα σημεία με $x > x_s$ θα παραμορφωθούν, και το δεύτερο ορίζει την καμπυλότητα κατά την διάρκεια της μορφοποίησης (ως ποσοστό της w_{te}) σύμφωνα με την χρονική στιγμή t , όπου $t_{start} = 0 < t < t_{end}$, καθώς και την τελική μορφή αυτής για $t \geq t_{end}$. Η θέση z ορίζει την μέγιστη τιμή που λαμβάνει η τελική παραμόρφωση της ακμής εκφυγής w_{te} σε κάθε θέση κατά το εκπέτασμα. Στο Σχήμα 51 φαίνεται η διαγραμματισμένη περιοχή της οποίας οι κόμβοι θα μετατοπιστούν σύμφωνα με την παραμετρική μέθοδο.



Σχήμα 51 : Διαγραμματισμένο το μορφοποιούμενο τμήμα της πτέρυγας του οποίου οι κόμβοι μετατοπίζονται σύμφωνα με την παραμετρική μέθοδο

4.5 Δυναμική Κατασκευή Πλέγματος

Δυναμικά πλέγματα χρησιμοποιούνται για την μοντελοποίηση ροών όπου το σχήμα του τομέα αλλάζει με το χρόνο λόγω της κίνησης των ορίων αυτού. Στο ANSYS Fluent το μοντέλο του δυναμικού πλέγματος χρησιμοποιείται για την προσομοίωση προβλημάτων όπου, παρατηρείται κίνηση των ορίων, όπως οι βαλβίδες αντεπιστροφής, κίνηση εμβόλων κλπ. Στο FLUENT υπάρχουν τρεις δυνατότητες διαμόρφωσης δυναμικού πλέγματος: η εξομάλυνση (smoothing), η διαστρωμάτωση (layering) και ο επαναπροσδιορισμός του πλέγματος (remeshing). Ο συνδυασμός αυτών των τριών σχημάτων χρησιμοποιείται για την αντιμετώπιση των πιο απαιτητικών δυναμικών προβλημάτων. Από τις παραπάνω τεχνικές, την παρούσα διπλωματική θα την απασχολήσει μόνο η εξομάλυνση και ο επαναπροσδιορισμός του πλέγματος.

4.5.1 Εξομάλυνση (Smoothing)

Η μέθοδος εξομάλυνσης προσαρμόζει το πλέγμα μιας περιοχής μετακινώντας ή παραμορφώνοντας τα όρια, χωρίς όμως να αλλάζει ο αριθμός των κόμβων και των συνδέσεων. Οι μέθοδοι εξομάλυνσης που εφαρμόζει το Fluent είναι:

- Spring-Based Smoothing
- Diffusion-Based Smoothing
- Linearly Elastic Solid

Από τις παραπάνω μεθόδους, για την υπό μελέτη εφαρμογή χρησιμοποιήθηκε η εξομάλυνση με βάση τη διάχυση, η οποία εφαρμόζει την εξίσωση διάχυσης:

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla \vec{u}) = 0 \quad (4.4)$$

όπου:

γ ο συντελεστής διάχυσης

u η ταχύτητα μετατόπισης του πλέγματος

Οι οριακές συνθήκες της εξίσωσης διάχυσης διαμορφώνονται έτσι ώστε η κίνηση των κελιών να είναι εφαιπτομένη στη δυναμική ζώνη και από εκεί η κίνηση των ορίων διαχέεται στο εσωτερικό του πλέγματος, το οποίο εξαναγκάζεται να απορροφήσει την παραμόρφωση. Το Fluent χρησιμοποιεί δύο εκφράσεις για τον συντελεστή διάχυσης. Ο πρώτος είναι αυτός της οριακής απόσταση (boundary distance) με $\gamma = \frac{1}{d^a}$ και ο δεύτερος αυτός του όγκου κελιού (Cell Volume) με $\gamma = \frac{1}{V^a}$, όπου d το αδιαστατοποιημένο όριο, V ο αδιαστατοποιημένος όγκος κελιού και a η παράμετρος που εισάγεται από τον χρήστη. Η επιλογή της παραμέτρου καθορίζει το μέγεθος της διεύθυνσης της κίνησης του ορίου στο περιβάλλον πλέγμα. Η εξομάλυνση με βάση τη διάχυση έχει μεγάλο υπολογιστικό κόστος, αλλά προκύπτει γενικά ένα πλέγμα καλύτερης ποιότητας.

Κατά την ανάλυση εφαρμόστηκε η έκφραση της οριακής απόστασης για τον συντελεστή διάχυσης και η παράμετρος α τέθηκε ίση με 1.5.

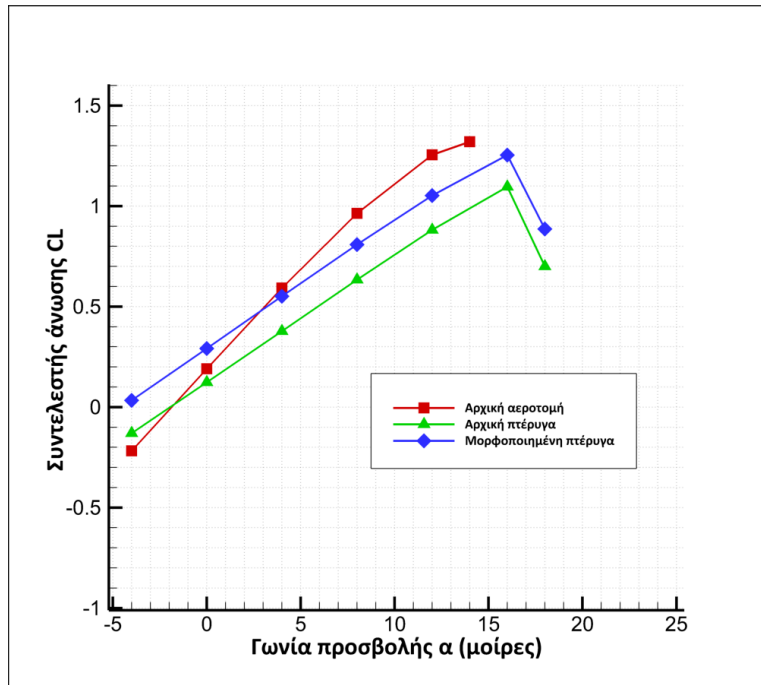
4.5.2 Επαναπροσδιορισμός του πλέγματος (Remeshing)

Η μέθοδος επαναπροσδιορισμού του πλέγματος χρησιμοποιείται για καταστάσεις όπου η μετατόπιση των ορίων είναι μεγάλη σε σύγκριση με το μέγεθος των τοπικών πεπερασμένων στοιχείων, γεγονός που προκαλεί επιδείνωση της ποιότητας του πλέγματος, ενώ μπορεί να προκύψουν και σφάλματα όπως αυτό του αρνητικού όγκου κελιού (Negative Cell Volume), το οποίο τελικά οδηγεί σε προβλήματα σύγκλισης της λύσης στο επόμενο χρονικό βήμα. Τα κελιά που ξεπερνάνε κάποια τιμή λοξότητας ή κάποιο κρίσιμο μέγεθος που καθορίζει ο χρήστης συμπιέζονται και δημιουργούνται νέα στις θέσεις τους. Αν τα νέα κελιά ικανοποιούν τις καθορισμένες κρίσιμες τιμές, τότε το πλέγμα ενημερώνεται τοπικά με αυτά. Υπάρχουν διάφοροι τρόποι επαναπροσδιορισμού του πλέγματος. Η μέθοδος τοπικής κυψέλης (local cell method) είναι αυτή που χρησιμοποιήθηκε, η οποία δρα μόνο σε τριγωνικά (για δισδιάστατες αναλύσεις) και τετραεδρικά (για τρισδιάστατες αναλύσεις) στοιχεία. Ο επαναπροσδιορισμός του πλέγματος εφαρμόστηκε στην ανάλυση για στοιχεία των οποίων η λοξότητα ξεπερνάει την τιμή 0.9.

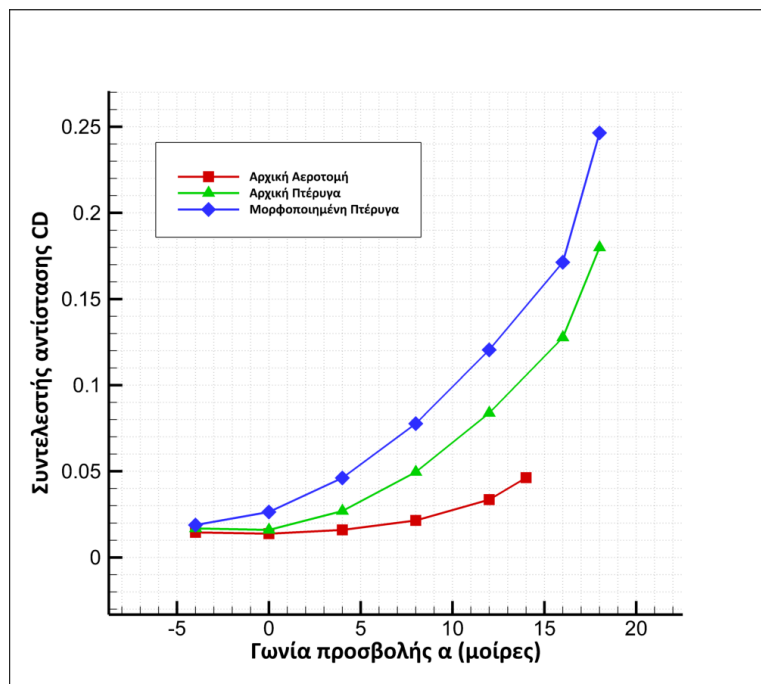
4.6 Αποτελέσματα

4.6.1 Αποτελέσματα στατικά μορφοποιημένης πτέρυγας

Στα Σχήματα 52 και 53 φαίνονται ο συντελεστής άνωσης C_L και ο συντελεστής αντίστασης C_D της αρχικής και της μορφοποιημένης πτέρυγας συναρτήσει της γωνίας προσβολής α , μαζί με τα αντίστοιχα αποτελέσματα της δισδιάστατης ανάλυσης. Παρατηρείται αύξηση του συντελεστή άνωσης κατά 0.16 σε όλο το εύρος των εξεταζόμενων γωνιών προσβολής. Αυτή η αύξηση συνοδεύεται και από αύξηση του συντελεστή αντίστασης. Παρατηρείται ότι η γωνία απώλειας στήριξης είναι κοντά στις 16 μοίρες και για τις δύο πτέρυγες. Τέλος, και τα δύο διαγράμματα για την πτέρυγα βρίσκονται χαμηλότερα από τα αντίστοιχα για την δισδιάστατη αεροτομή (κόκκινο χρώμα), το οποίο είναι αναμενόμενο με δεδομένο ότι το πρόβλημα της αεροτομής υποθέτει ουσιαστικά άπειρο λόγο επιμήκους.



Σχήμα 52 : Συντελεστής άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής για την αρχική και την μορφοποιημένη πτέρυγα



Σχήμα 53 : Συντελεστής αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής για την αρχική και την μορφοποιημένη πτέρυγα

Εφόσον η εφαρμογή αφορά την αντικατάσταση των συμβατικών πηδαλίων κλίσης, έχει αξία να αποτυπωθεί η μεταβολή του συντελεστή ροπής περιστροφής περί του διαμήκη άξονα (άξονας x), ο οποίος ορίζεται ως:

$$C_l = \frac{M_{roll}}{q S l} \quad (4.5)$$

όπου:

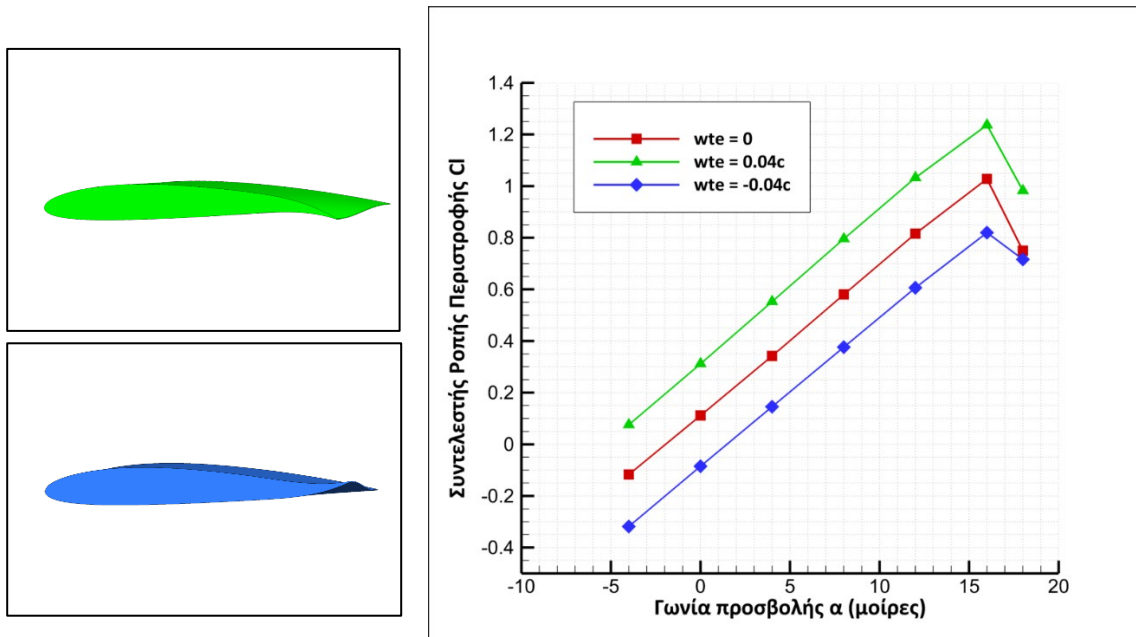
M_{roll} είναι η ροπή περιστροφής

q είναι η δυναμική πίεση

S είναι η επιφάνεια αναφοράς

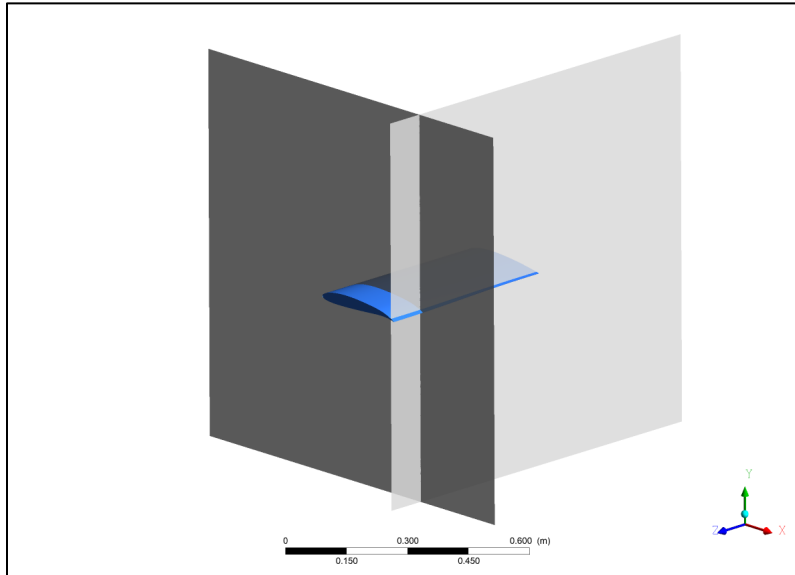
l είναι το χαρακτηριστικό μήκος (που εδώ λαμβάνεται η χορδή της πτέρυγας)

Στο Σχήμα 54 φαίνονται τα διαγράμματα συντελεστή ροπής περιστροφής συναρτήσεις της γωνίας προσβολής, για περιπτώσεις αντίθετης εκτροπής του χείλους εκφυγής, με wte προς τα κάτω (πράσινο) και με $-wte$ προς τα πάνω (μπλε).



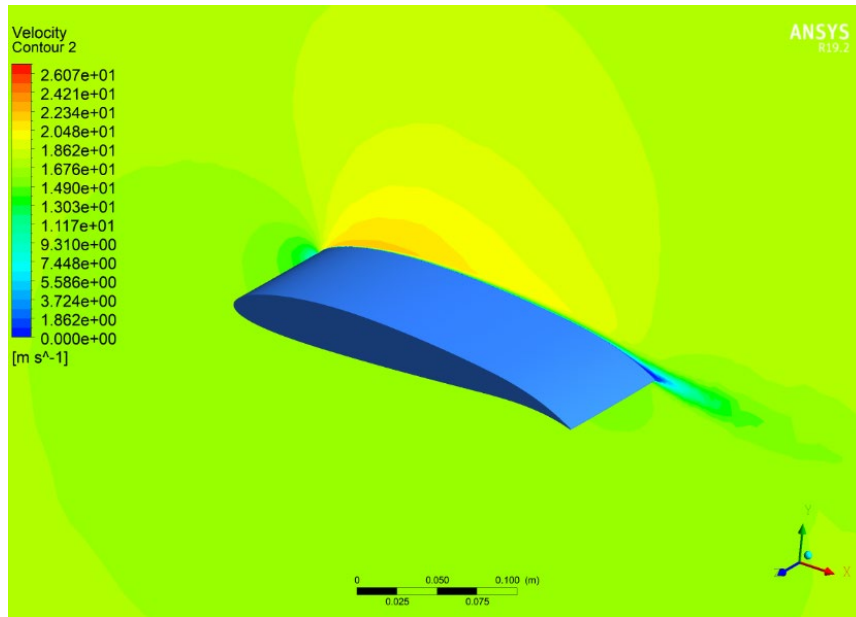
Σχήμα 54 : Συντελεστής ροπής περιστροφής συναρτήσεις της γωνίας προσβολής για την αρχική και την μορφοποιημένη πτέρυγα για τις περιπτώσεις αντίθετης εκτροπής του χείλους εκφυγής

Για καλύτερη οπτικοποίηση των αποτελεσμάτων ορίζονται δύο επιφάνειες, όπως φαίνονται στο Σχήμα 55, μία κατά μήκος του εκπετάσματος κοντά στο χείλος εκφυγής, και μία κατά μήκος της χορδής κοντά στην άκρη της πτέρυγας.

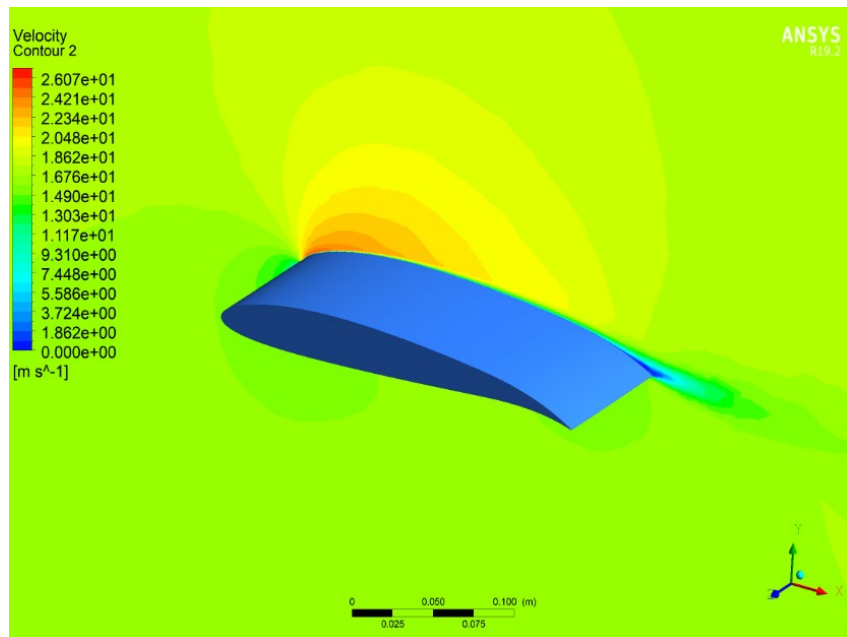


Σχήμα 55 : Ορισμός επιφανειών για την καταγραφή του πεδίου ταχύτητας και πίεσης

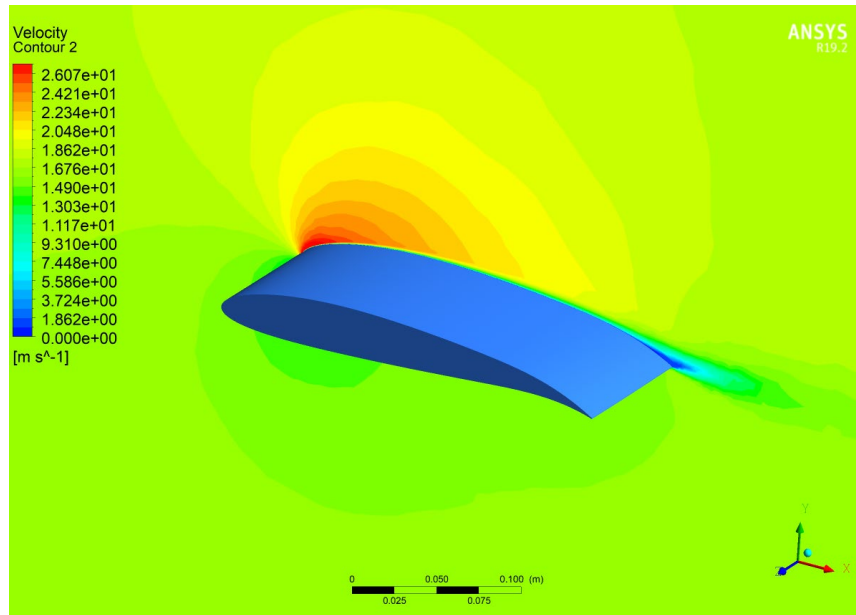
Στην συνέχεια απεικονίζονται τα πεδία ταχυτήτων (σε m/s) για το επίπεδο κατά την έννοια της χορδής με $\gamma = 0.4$ m και για τις γωνίες προσβολής $\alpha = 4, 8, 12$ και 16 μοίρες (Σχήμα 56 - Σχήμα 59). Δεν παρατηρούνται έντονα φαινόμενα αποκόλλησης της ροής κοντά στο άκρο της πτέρυγας μέχρι και την γωνία 16 μοιρών. Πιο συγκεκριμένα όπως φάνηκε στο Σχήμα 52, η μέγιστη τιμή του συντελεστή άνωσης εμφανίζεται για γωνία προσβολής $\alpha = 16$ μοίρες , πέρα από την οποία υπάρχει ο σχηματισμός ευρύτερου απόρρου και εισέρχεται η πτέρυγα στην περιοχή απώλειας στήριξης.



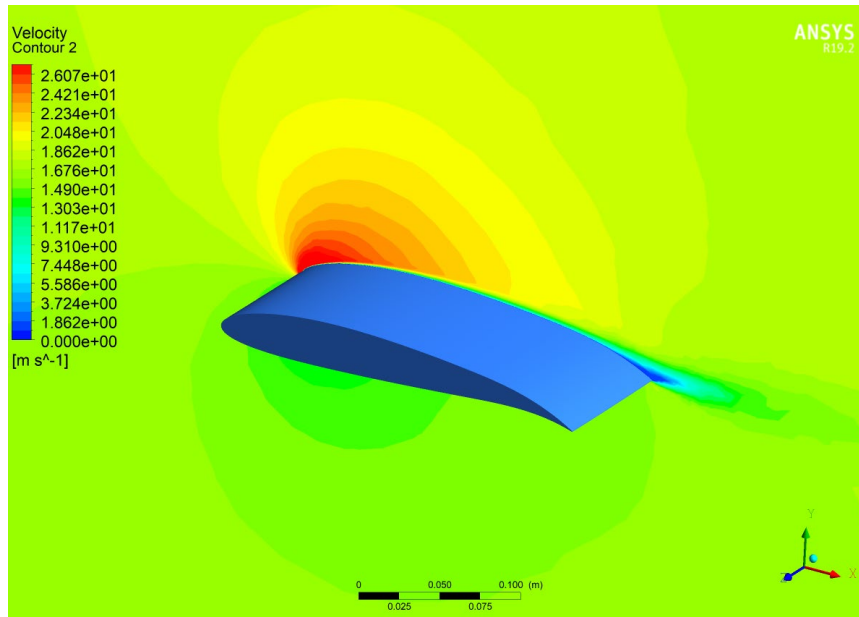
Σχήμα 56 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες



Σχήμα 57 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες

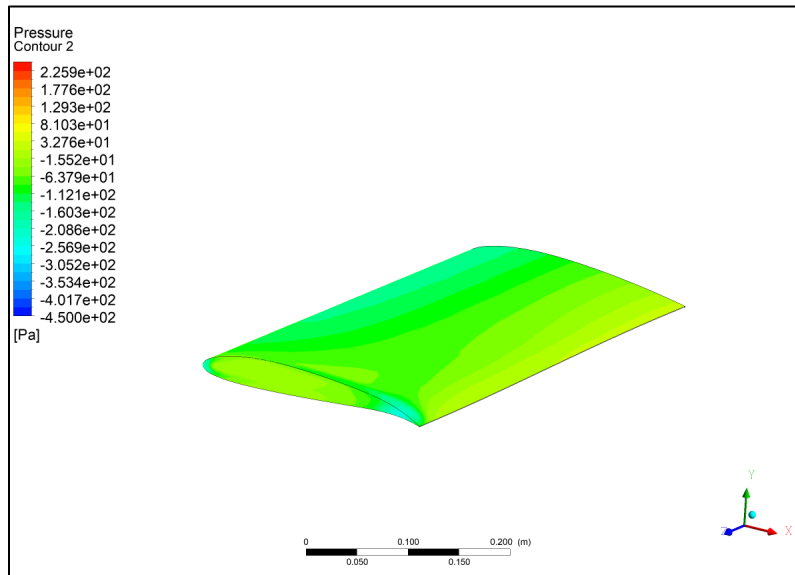


Σχήμα 58 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 12$ μοίρες

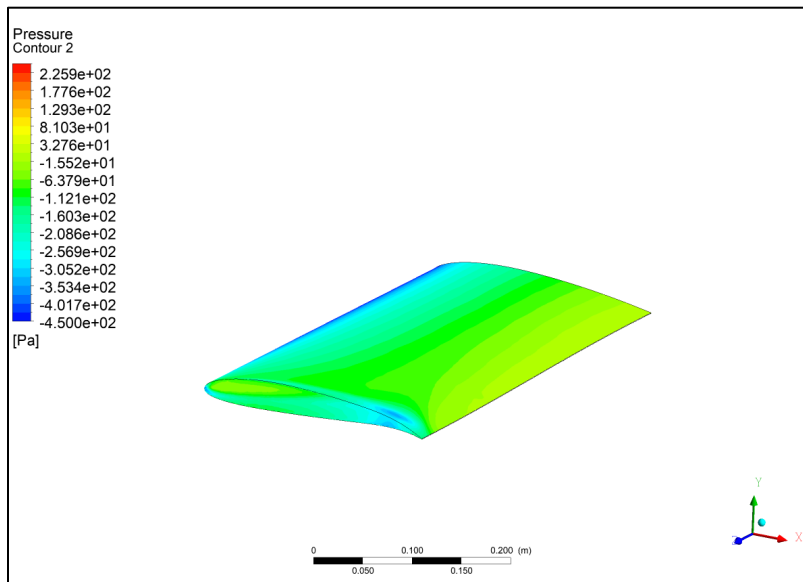


Σχήμα 59 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 16$ μοίρες

Στη συνέχεια παρατίθεται η κατανομή της πίεσης (σε Pa) στην πτέρυγα ενδεικτικά για τις γωνίες προσβολής 4 και 12 μοιρών (Σχήμα 60, Σχήμα 61). Φαίνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής η μείωση της πίεσης κοντά στην ακμή προβολής της πτέρυγας, κάτι το οποίο αναμένεται, λόγω και της αύξησης της ταχύτητας της ροής στην περιοχή αυτή όπως φάνηκε στα Σχήματα 56 και 58.

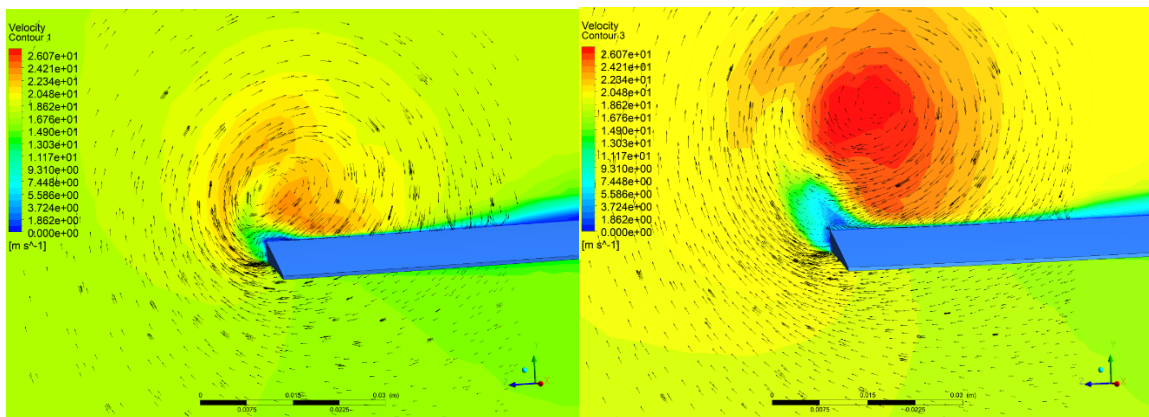


Σχήμα 60 : Διανομή πίεσης στην επιφάνεια της πτέρυγας για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες



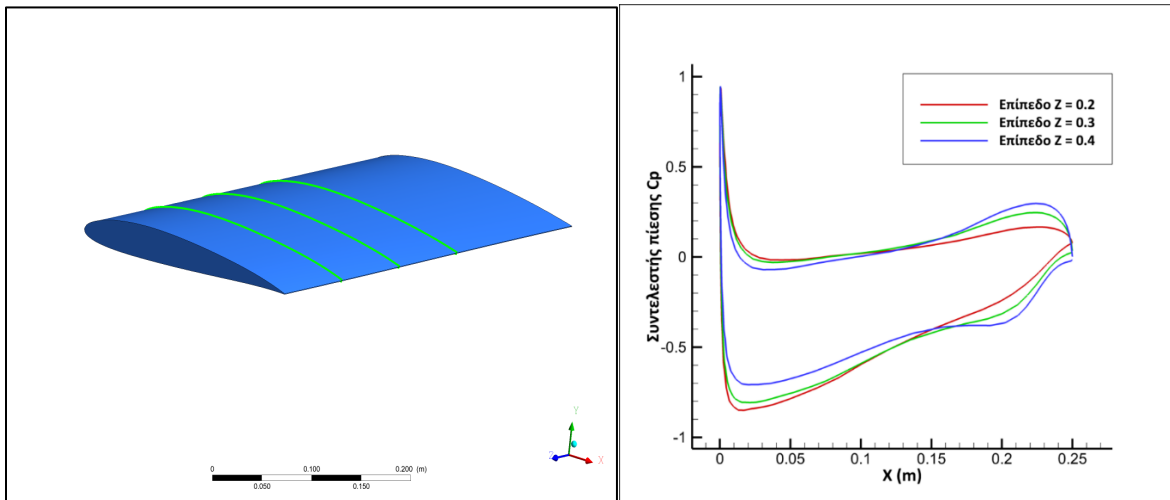
Σχήμα 61 : Διανομή πίεσης στην επιφάνεια της πτέρυγας για γωνία προσβολής $\alpha = 12$ μοίρες

Στο άκρο της πτέρυγας και κοντά στην ακμή εκφυγής παρατηρείται μια περιοχή χαμηλής πίεσης, η οποία χαρακτηρίζεται, ιδιαίτερα για την περίπτωση των 12 μοιρών, από έντονο μπλε χρώμα. Αυτή οφείλεται στις αναπτυσσόμενες δίνες στην περιοχή αυτή. Οι δίνες δημιουργούνται λόγω ανισοκατανομής των πιέσεων κατά την διαδικασία επαγωγής της άνωσης. Η ροή κοντά στα άκρα της πτέρυγας τείνει να στροβιλιστεί γύρω από αυτά, ωθούμενη από την υψηλή πίεση που επικρατεί ακριβώς κάτω από το άκρο, προς την περιοχή χαμηλής πίεσης ακριβώς πάνω από το άκρο. Με αυτό τον τρόπο οι ροϊκές γραμμές που περιβάλλουν την άνω επιφάνεια της αεροτομής αναγκάζονται να εκτραπούν προς τη βάση. Από την άλλη μεριά, στην κάτω επιφάνεια της πτέρυγας υπάρχει μία ροή παράλληλη με το εκπέτασμα, από τη ρίζα της πτέρυγας στα άκρα, εξαναγκάζοντας τις ροϊκές γραμμές που περιβάλλουν την κάτω επιφάνεια της αεροτομής να εκτραπούν προς τα άκρα. Αυτή η τάση της ροής να διαρρέει από τα άκρα των πτερύγων έχει ως επακόλουθο την πρόκληση μία κίνησης κατάντι της πτέρυγας, η οποία καλείται δίνη ακροπτερυγίου. Οι δίνες δημιουργούν μία προς τα κάτω συνιστώσα της ταχύτητας που καλείται κατώρρευμα, εξαιτίας του οποίου δημιουργείται η επαγόμενη οπισθέλκουσα. Η μείωση της επίδρασης των δινών ακροπτερυγίου και κατά επέκταση στη συνολική οπισθέλκουσα, επιτυγχάνεται με την ενσωμάτωση στα αεροσκάφη των winglets. Το βοήθημα αυτά στο άκρο της πτέρυγας αποτελεί διαχύτης των δινών καθώς επίσης μειώνει το μέγιστο επίπεδο στροβιλότητας. Στην παρούσα μελέτη δεν συμπεριλήφθηκε κάποια τέτοια επιφάνεια, ώστε να μειωθεί η πολυπλοκότητα του προβλήματος, αφού σκοπός είναι η εξαγωγή γενικών αεροδυναμικών συμπερασμάτων και όχι η εύρεση κατασκευής της πτέρυγας ΣμηΕΑ. Οι περιοχές αυτές στα ακροπτερύγια που αναπτύσσονται οι δίνες φαίνονται για τις περιπτώσεις γωνιών προσβολής $\alpha = 4$ και 12 μοίρες στα παρακάτω στιγμιότυπα (Σχήμα 62). Έχουν αποτυπωθεί σε επίπεδο παράλληλο στο YZ με $X = 0.24$ τα πεδία και τα διανύσματα ταχυτήτων (σε m/s) των διάφορων στοιχείων του ρευστού στην περιοχή αυτή. Επιπλέον, φαίνεται ότι η περιοχή αυτή συνεχώς διευρύνεται, καθώς μεγαλώνει η γωνία προσβολής.



Σχήμα 62 : Σχηματισμός δινών ακροπτερυγίου και απεικόνιση του πεδίου ταχύτητας στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ (αριστερά) και 12 μοίρες (δεξιά)

Για την καλύτερη απεικόνιση της μεταβολής της πίεσης κατά μήκος του εκπετάσματος, ορίζονται τρεις θέσεις όπως παρουσιάζονται στο παρακάτω σχήμα με $Z = 0.2$, 0.3 και 0.4 , στις οποίες υπολογίστηκε ο συντελεστής πίεσης γύρω από την πτέρυγα, ενδεικτικά για την περίπτωση γωνίας προσβολής 4 μοιρών (Σχήμα 63).

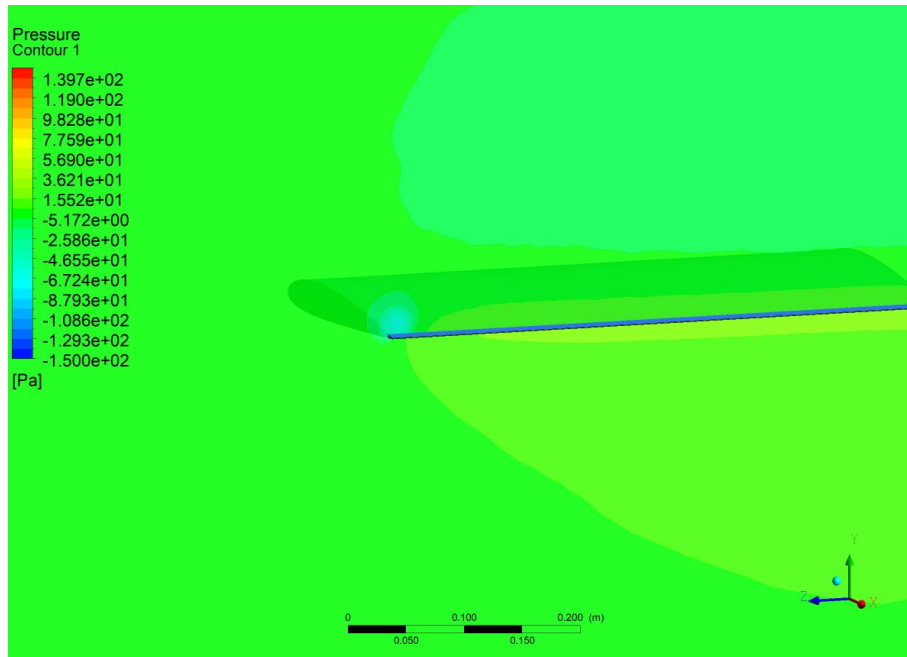


Σχήμα 63 : Θέσεις επί της πτέρυγας (αριστερά) και διανομή του συντελεστή πίεσης γύρω από αυτές (δεξιά) για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες

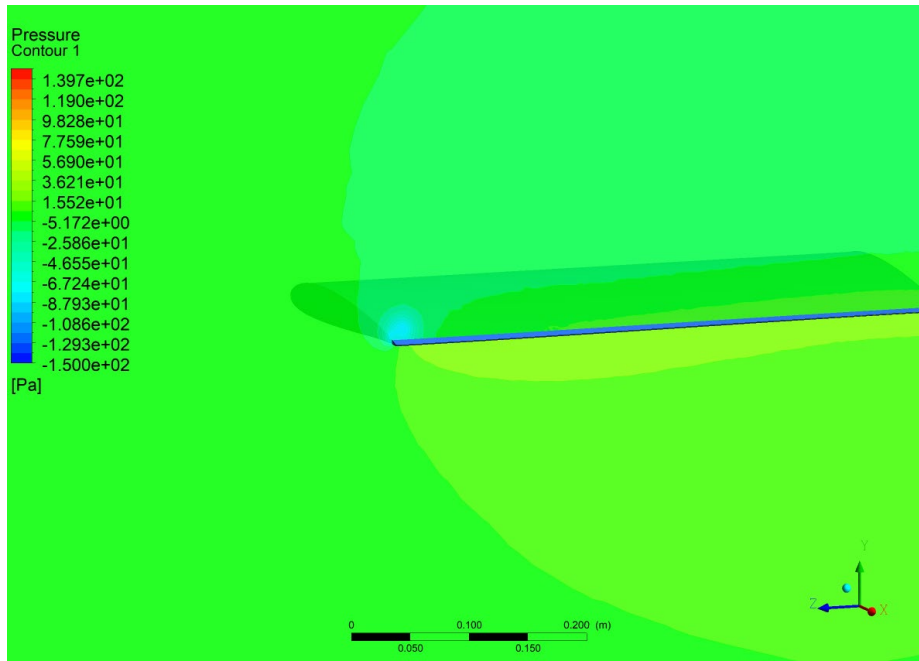
Όπως φαίνεται από το Σχήμα 63, η τιμή του μέγιστου συντελεστή πίεσης που εμφανίζεται κατά μήκος της πτέρυγας παραμένει περίπου ίδιος. Το διάγραμμα για θέση με $z = 0.4$ (μπλε) είναι αυτό που κοντά στην ακμή εκφυγής «ανοίγει» περισσότερο, το οποίο είναι αναμενόμενο με δεδομένη την καμπυλότητα του χείλους εκφυγής, η οποία βαίνει αυξανόμενη από την ρίζα προς το ακροπερύγιο. Αυτή η αύξηση του εμβαδού του συντελεστή πίεσης συνεπάγεται και αύξηση της επαγώμενης άνωσης στην περιοχή αυτή και τελικά την δημιουργία ροπής περί του διαμήκη άξονα. Η μορφοποίηση επιτρέπει κατά μήκος της χορδής την διατήρηση ενός λείου και συνεχούς προφίλ της πίεσης χωρίς απότομες μεταβολές όπως στην περίπτωση των συμβατικών αρθρωτών μηχανισμών (βλ. διάγραμμα κεφαλαίου 3).

4.6.2 Αποτελέσματα δυναμικά μορφοποιούμενης πτέρυγας

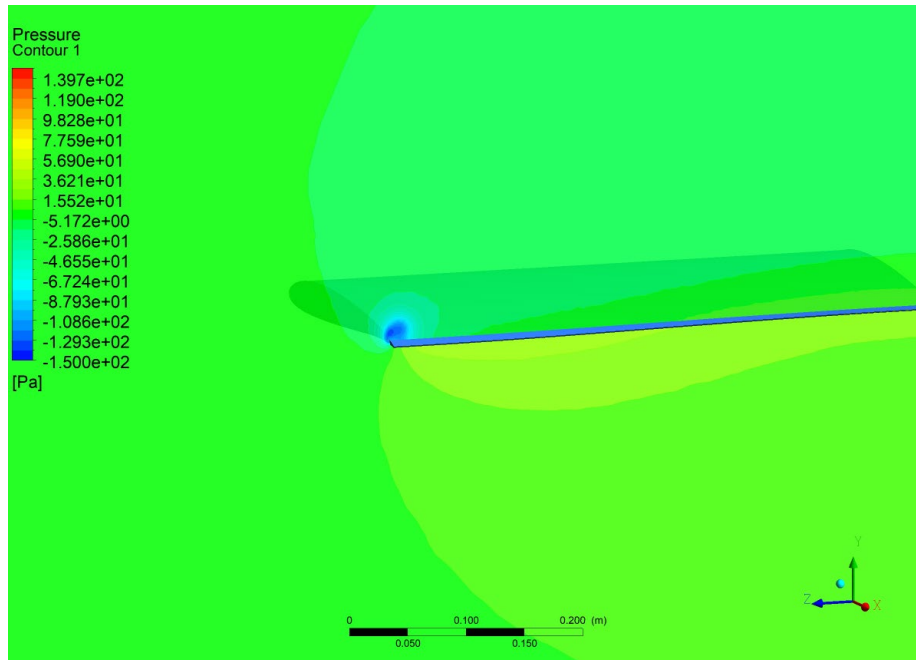
Τα Σχήματα 64-68 δείχνουν την μεταβολή του πεδίου πιέσεων (σε Pa) γύρω από τη δυναμικά μετασχηματιζόμενη ακμή εκφυγής. Ο χρόνος έναρξης ορίστηκε να είναι $t_{start} = 0$ και η μορφοποίηση διαρκεί 0.25 δευτερόλεπτα. Όπως τονίστηκε και πιο πάνω η αρχικοποίηση του δυναμικού προβλήματος προέκυψε από τα στατικά αποτελέσματα της απαραμόρφωτης πτέρυγας τα οποία έχουν ικανοποιήσει το κριτήριο σύγκλισης το οποίο έχει τεθεί.



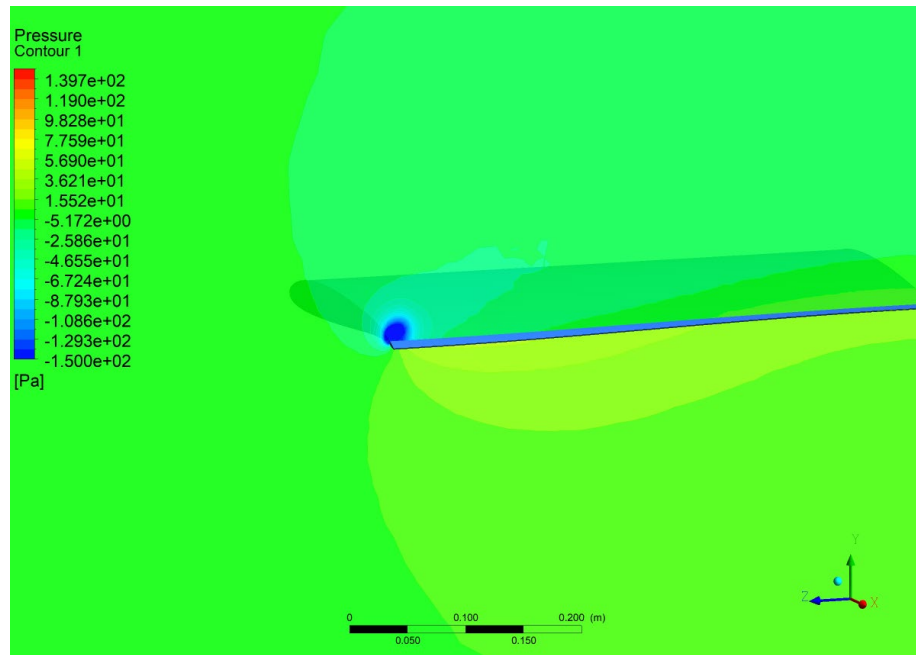
Σχήμα 64 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0$



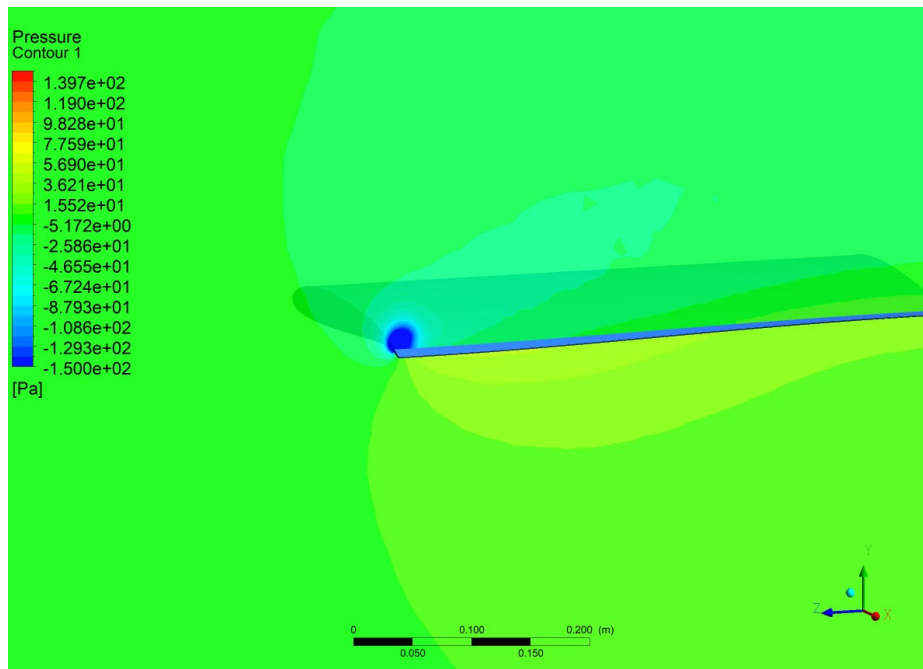
Σχήμα 65 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.0625$ s



Σχήμα 66 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.125$ s



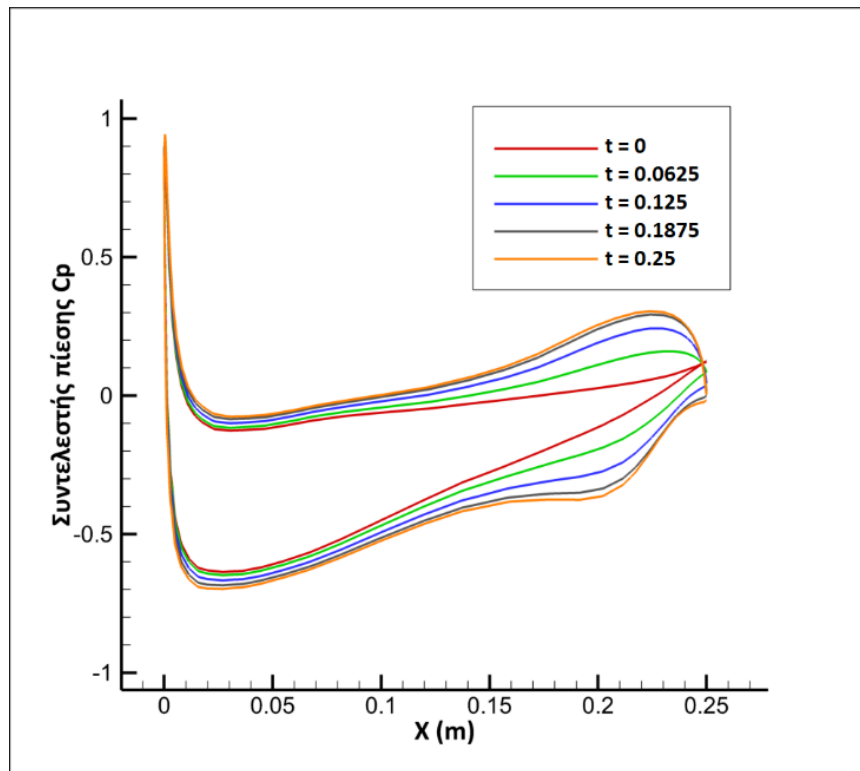
Σχήμα 67 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.1875$ s



Σχήμα 68 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.25$ s

Η μορφοποίηση του χείλος εκφυγής σταδιακά προκαλεί αύξηση της διαφοράς πίεσης μεταξύ της άνω και της κάτω επιφάνειας της πτέρυγας. Αυτή η διαφορά πίεσης, όπως φαίνεται και από τα διαγράμματα, είναι προφανώς εντονότερη καθώς βαίνουμε προς το ακροπτερύγιο, όπου η καμπυλότητα της αεροτομής λαμβάνει την μέγιστη τιμή της. Η διαφορά πιέσεων οφείλεται για την αύξηση της άνωσης που θα δημιουργήσει την ροπή περιστροφής του ΣμηΕΑ περί τον διαμήκη του άξονα. Προφανώς όσο μεγαλύτερη τιμή λάβει η μορφοποίηση wte του ακροπτερυγίου, τόσο μεγαλύτερη τιμή θα λάβει και η ροπή. Επίσης παρατηρείται ότι καθώς προχωράει η διαδικασία της μορφοποίησης, τόσο αυξάνονται και οι δίνες του ακροπτερυγίου, το οποίο φαίνεται από τη περιοχή χαμηλής πίεσης κοντά στο tip της πτέρυγας (μπλε χρώμα), η οποία σταδιακά αυξάνεται.

Στη συνέχεια μελετήθηκε η χρονική μεταβολή του συντελεστή πίεσης για πέντε χρονικές στιγμές σε επίπεδο παράλληλο του XY με $Z = 0.4$, η οποία παρουσιάζεται στο Σχήμα 69. Τα διαγράμματα C_p απεικονίζουν ξεκάθαρα την επίδραση που έχει η αλλαγή της καμπυλότητας της αεροτομής στην κατανομή της πίεσης. Όπως αναμένεται, το εμβαδόν του διαγράμματος του C_p αυξάνεται όσο περισσότερο παραμορφώνεται το χείλος εκφυγής, προκαλώντας την αύξηση και της επαγόμενης άνωσης.



Σχήμα 69 : Διανομή συντελεστή πίεσης γύρω από την πτέρυγα στην θέση με $Z = 0.4$ από την χρονική στιγμή $t = 0$ έως την ολοκλήρωση της μορφοποίησης την $t = 0.25$ s

5. Συμπεράσματα και Μελλοντικές Προσεγγίσεις

Στην παρούσα διπλωματική εξετάστηκαν τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αλλαγής καμπυλότητας του χείλους εκφυγής ως μέθοδο μορφοποίησης. Η ανάλυση πραγματοποιήθηκε για δισδιάστατη μη συμμετρικής αεροτομή NACA 2412, και στην συνέχεια προεκτάθηκε και για μια ορθογωνική πτέρυγα μικρού ΣμηΕΑ. Οι αλλαγές στην διαμόρφωση του χείλους εκφυγής εκφράστηκαν μέσα από την παραμόρφωση της μέσης γραμμής, η οποία είναι ο γεωμετρικός τόπος των σημείων που ακολουθούν την καμπυλότητα του σώματος της αεροτομής και βρίσκονται στο μέσο μεταξύ της άνω και της κάτω πλευράς. Εφαρμόστηκε ένα παραμετρικό μοντέλο, σύμφωνα με το οποίο η παραμόρφωση δ της μέσης γραμμής στην περιοχή που πραγματοποιείται η μορφοποίηση δίνεται από ένα πολυώνυμο τρίτου βαθμού. Η παραμόρφωση της μέσης γραμμής, δηλαδή ακολουθεί την ελαστική γραμμή ράβδου, η οποία είναι πακτωμένη στο ένα άκρο ενώ στο άλλο εφαρμόζεται φορτίο P , υπόθεση η οποία είναι ικανοποιητική, ιδιαίτερα για εφαρμογές που η μορφοποίηση της καμπυλότητας βασίζεται στην ενδοτικότητα και στην κάμψη των εσωτερικών δομικών στοιχείων της αεροτομής. Οι δύο κύριες ρυθμιστικές παράμετροι της μεθόδου είναι το σημείο έναρξης της μορφοποίησης x_s και η παραμόρφωση της ακμής εκφυγής στο τέλος της αεροτομής w_{te} . Συγκρίθηκαν οι αεροδυναμικές επιδόσεις και τα αναπτυσσόμενα φορτία με τα αντίστοιχα μιας συμβατικής αεροτομής με αρθρωτό πτερύγιο υπό τις ίδιες συνθήκες. Η ανάλυση πραγματοποιείται στο λογισμικό Ansys Fluent, το οποίο επιλύει τις εξισώσεις RANS για μόνιμη, ασυμπίεστη, τυρβώδη ροή και το μοντέλο τύρβης που εκτιμήθηκε καταλληλότερο ήταν το $k-\omega$ SST. Τα συσχετίστηκαν και με το λογισμικό XFoil, το οποίο χρησιμοποιεί την μέθοδο των Πάνελ στις δύο διαστάσεις και παρατηρήθηκε αρκετά καλή συμφωνία μεταξύ των δύο μοντέλων στο μεγαλύτερο εύρος των γωνιών προσβολής. Η μορφοποιημένη αεροτομή εμφάνισε βελτίωση της αεροδυναμική απόδοσης κατά 6.9% στη βέλτιστη γωνία προσβολής και μέγιστη αύξηση της απόδοσης κατά 14.5%, συγκριτικά με την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο. Παράλληλα η μορφοποίηση επέτρεψε πιο ομοιόμορφη κατανομή της πίεσης γύρω από την αεροτομή χωρίς τις απότομες μεταβολές που εισάγει ο αρθρωτός μηχανισμός. Η σύγκλιση των αποτελεσμάτων αποτυπώθηκε μέσα από τα διαγράμματα των μεταβλητών που επιλύει το Fluent συναρτήσει των επαναλήψεων και από την σταθεροποίηση των τιμών των συντελεστών άνωσης και αντίστασης. Τα παραπάνω επιβεβαίωσαν την αεροδυναμική υπεροχή των αεροτομών με δυνατότητα μορφοποίησης, οι οποίες επιτρέπουν στην ροή να «ακολουθεί» καλύτερα τη γεωμετρία τους και να μην αποκολλάται, γεγονός που μπορεί να οδηγήσει σε αύξηση της αντίστασης λόγω πίεσης.

Η παραπάνω μοντελοποίηση προεκτάθηκε στην συνέχεια και στην τρισδιάστατη ορθογωνική πτέρυγα μικρού ΣμηΕΑ. Εξετάστηκε ένα μηχανισμός μορφοποίησης για τον έλεγχο της περιστροφής του αεροσκάφους (αντί για τα συμβατικά πηδάλια κλίσης), κατά τον οποίο το χείλος εκφυγής στην άκρη της πτέρυγας λαμβάνει μια μέγιστη τιμή παραμόρφωσης, ενώ κοντά στην ρίζα είναι μηδενική. Για την ενδιάμεση περιοχή εφαρμόστηκε ένα επιπλέον παραμετρικό μοντέλο που συσχετιζε μέσω μιας

συνημιτονοειδούς συνάρτησης την παραμόρφωση της ακμής εκφυγής με την θέση z κατά το εκπέτασμα. Η τελική μορφή της πτέρυγας λήφθηκε μέσω της εφαρμογής μιας συνάρτησης οριζόμενης από τον χρήστη (User Defined Function) και του Δυναμικού Πλέγματος (Dynamic Meshing) μέσα από το περιβάλλον του Ansys Fluent. Για τα παραπάνω απαιτήθηκε και εισαγωγή μια χρονικής εξάρτησης στις σχέσεις που εκφράζουν την παραμόρφωση της μέσης γραμμής. Αρχικά, πραγματοποιήθηκε μια ανάλυση μόνιμης ροής (steady-state analysis) για διάφορες γωνίες προσβολής, κατά την οποία καταγράφηκε η μεταβολή των αεροδυναμικών συντελεστών μεταξύ της αρχικής και της μορφοποιημένης πτέρυγα, ενώ παρατέθηκαν και τα πεδία της ταχύτητας και πίεσης σε κάποιες θέσεις γύρω από την πτέρυγα για καλύτερη οπτικοποίηση των αποτελεσμάτων. Το δεύτερο κομμάτι επικεντρώθηκε σε μια ανάλυση μη μόνιμης ροής (transient analysis) για γωνία προσβολής 4 μοιρών, κατά την οποία καταγράφηκαν οι δυναμικές μεταβολές του πεδίου πίεσης γύρω από την πτέρυγα για διάφορες χρονικές στιγμές κατά την διάρκεια της μορφοποίησης, η οποία διαρκεί 0.25 δευτερόλεπτα. Με αυτό τον τρόπο έγινε πιο κατανοητή η αλλαγή στην κατανομή της άνωσης στην πτέρυγα και η διαδικασία σχηματισμού της ροπής η οποία θα περιστρέψει το ΣμηΕΑ περί τον διαμήκη άξονα του. Τα αποτελέσματα μπορούν να αποτελέσουν βάση για την κατασκευή ενός μηχανισμού μορφοποίησης με τα παραπάνω χαρακτηριστικά παραμόρφωσης, ο οποίος θα εξασφαλίζει τον έλεγχο της περιστροφής ενός ΣμηΕΑ.

Η παραπάνω διαδικασία επιδέχεται βελτιώσεις για την λήψη ακριβέστερων συμπερασμάτων. Πλέγματα περισσότερων στοιχείων θα επιτρέψουν καλύτερες προβλέψεις των αεροδυναμικών συντελεστών και καλύτερη αποτύπωση του πεδίου ροής γύρω από την πτέρυγα. Περιορισμοί στην υπολογιστική ισχύ (και κατά συνέπεια στον υπολογιστικό χρόνο) δεν επέτρεψαν την χρήση πλεγμάτων υψηλότερης ακρίβειας.

Τα αποτελέσματα μπορούν να αξιοποιηθούν για την εύρεση ενός μηχανισμού λειτουργίας, ο οποίος θα συνδυάζει μεταξύ άλλων το κατάλληλο skin, τους κατάλληλους επενεργητές καθώς και την βέλτιστη χωροταξική τοποθέτηση αυτών κατά μήκος της πτέρυγας. Τέλος, εφόσον η πτέρυγα δεν είναι άκαμπτη δομή (όπως έγινε η υπόθεση στην παρούσα διπλωματική εργασία), και δη η πτέρυγα με δυνατότητα μορφοποίησης, κρίνεται σημαντικό να πραγματοποιηθεί η αεροελαστική ανάλυση για να εξεταστεί πως αυτή παραμορφώνεται υπό την επίδραση των αεροδυναμικών φορτίων, και πως η παραμόρφωση επηρεάζει με την σειρά της την ροή του αέρα γύρω από την πτέρυγα. Μια τέτοια διαδικασία θα μπορούσε να πραγματοποιηθεί μέσα από το περιβάλλον του Ansys, με χρήση του System Coupling για το Fluent και το Mechanical.

Κατάλογος Σχημάτων

Σχήμα 1: Βασικοί ελιγμοί αεροσκάφους και οι κύριες επιφάνειες ελέγχου του	11
Σχήμα 2 : Χαρακτηριστικά μεγέθη αεροτομής	12
Σχήμα 3 : Διαφορετικές φάσεις πτήσης ενός πτηνού (από πάνω αριστερά προς τα δεξιά) - Ομαλή πτήση , Κατάβαση , Προσγείωση , Απογείωση.....	14
Σχήμα 4 : Φρουτοφάγες νυχτερίδες σε πτήση	15
Σχήμα 5 : Το ανεμόπτερο των αδερφών Wright σε πτήση.....	16
Σχήμα 6 : Σκίτσο της πτέρυγας μεταβλητής καμπυλότητας του Πάρκερ.....	16
Σχήμα 7 : Οι διαφορετικές διαμορφώσεις της οπισθόκλισης που λάμβανε η πτέρυγα του Bell X-5.....	17
Σχήμα 8 : Το F-111 MAW σε πτήση.....	18
Σχήμα 9 : Το ιδεατό μη επανδρωμένο αεροσκάφος της NASA	19
Σχήμα 10 : Η πτέρυγα του προγράμματος SARISTU	20
Σχήμα 11 : Είδη μορφοποίησης κατά την κάτοψη (D. M. A. Ahmed κ.α., 2016)	21
Σχήμα 12 : Είδη Μορφοποίησης της αεροτομής.....	22
Σχήμα 13 : Είδη μορφοποίησης εκτός επιπέδου (D. M. A. Ahmed κ.α., 2016).....	22
Σχήμα 14 : Το Bakshaev IIG-7 πριν και μετά την μορφοποίηση (αριστερά) και ένα σχέδιο του (δεξιά).....	24
Σχήμα 15 : Το F-111 Aardvark σε πτήση με διαφορετικές γωνίες οπισθόκλισης της πτέρυγας του	25
Σχήμα 16 : Το μαχητικό Havilland Sea Vixen με αναδιπλωμένες τις πτέρυγες του	26
Σχήμα 17 : Το διάκενό μεταξύ του slat και της κύριας πτέρυγας σε ένα αεροσκάφος STOL	27
Σχήμα 18 : Αρχική και τελική θέση του μορφοποιούμενου χείλους προσβολής του ακροπτερυγίου του πρότζεκτ NOVEMOR (S.Vasista κ.α., 2015)	28
Σχήμα 19 : Σχηματική απεικόνιση του μηχανισμού FishBAC (πάνω) και το μοντέλο για τις εργαστηριακές δοκιμές (κάτω)	29
Σχήμα 20 : Σχηματική απεικόνιση των επιμέρους στοιχείων του μηχανισμού μορφοποίησης της κατανομής πάχους της αεροτομής (A. V. Popov κ.α., 2010).....	30
Σχήμα 21 : Ορισμός γεωμετρίας μορφοποίησης καμπυλότητας αεροτομής (Woods κ.α., 2014).....	32
Σχήμα 22 : Γεωμετρία αρχικής και μορφοποιημένης αεροτομής Naca 2412	35
Σχήμα 23 : Υπό εξέταση διαμορφώσεις της αεροτομής με αρθρωτό πτερύγιο και της μορφοποιημένης αεροτομής.....	36
Σχήμα 24 : Το υπολογιστικό χωρίο τύπου C της ανάλυσης.....	37
Σχήμα 25 : Διαμόρφωση πλέγματος γύρω από την απαραμόρφωτη NACA 2412.....	38
Σχήμα 26 : Πλέγματα γύρω από την αεροτομή με αρθρωτό πτερύγιο (πάνω) και την μορφοποιημένη αεροτομή (κάτω)	39
Σχήμα 27 : Διάγραμμα συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής συγκριτικά για τις δύο υπολογιστικές μεθόδους.....	41

Σχήμα 28 : Διάγραμμα συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής συγκριτικά για τις δύο υπολογιστικές μεθόδους	41
Σχήμα 29 : Γράφημα σύγκλισης των συντελεστών άνωσης και αντίστασης για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες.....	42
Σχήμα 30 : Γράφημα σύγκλισης των μεταβλητών για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες	43
Σχήμα 31 : Αποτελέσματα Fluent για τον συντελεστή άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής.....	44
Σχήμα 32 : Αποτελέσματα Fluent για τον συντελεστή αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής.....	44
Σχήμα 33 : Αποτελέσματα Fluent για την αεροδυναμική απόδοση (CL/CD) συναρτήσει της γωνίας προσβολής	45
Σχήμα 34 : Διανομή συντελεστή πίεσης γύρω από την μορφοποιημένη αεροτομή και την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο για γωνία προσβολής $\alpha = 0$ μοίρες	46
Σχήμα 35 : Διανομή συντελεστή πίεσης γύρω από την μορφοποιημένη αεροτομή και την αεροτομή με το αρθρωτό πτερύγιο για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες	46
Σχήμα 36 : Πεδίο ταχύτητας για την αεροτομή με αρθρωτό πτερύγιο για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)	48
Σχήμα 37 : Πεδίο ταχύτητας για την μορφοποιημένη αεροτομή για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)	49
Σχήμα 38 : Πεδίο πίεσης για την αεροτομή με αρθρωτό πτερύγιο για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)	50
Σχήμα 39 : Πεδίο πίεσης για την μορφοποιημένη αεροτομή για γωνίες προσβολής $\alpha = 0, 8$ και 14 μοίρες (από πάνω προς τα κάτω)	51
Σχήμα 40 : Το ΣμηΕΑ που κατασκευάστηκε στο Ι.Τ. της Ζυρίχης (U. Fasel κ.α., 2019)	52
Σχήμα 41 : Σχηματική απεικόνιση της δομής των νευρώσεων (ribs) του ΣμηΕΑ του Ι.Τ. της Ζυρίχης για την μορφοποίηση της καμπυλότητας του	53
Σχήμα 42 : Χαρακτηριστικά μεγέθη μορφοποιούμενης πτέρυγας	54
Σχήμα 43 : Αρχική (πάνω) και μορφοποιημένη (κάτω) πτέρυγα σε ισομετρική όψη.....	56
Σχήμα 44 : Αρχική (πάνω) και μορφοποιημένη (κάτω) πτέρυγα σε πίσω όψη	56
Σχήμα 45 : Παραμόρφωση wte της ακμής εκφυγής συναρτήσει της θέσης z κατά το εκπέτασμα για διάφορες χρονικές στιγμές κατά την διάρκεια της μορφοποίησης.....	57
Σχήμα 46 : Υπολογιστικό χωρίο σε ισομετρική όψη.....	58
Σχήμα 47 : Οριοθετημένη περιοχή γύρω από την πτέρυγα όπου πραγματοποιείται πύκνωση του πλέγματος.....	59
Σχήμα 48 : Το πλέγμα γύρω από την πτέρυγα – Περιοχή πρισματικών στοιχείων	59
Σχήμα 49 : Το πλέγμα γύρω από την πτέρυγα σε ισομετρική όψη.....	60
Σχήμα 50 : Οριακές συνθήκες ανάλυσης.....	61
Σχήμα 51 : Διαγραμμισμένο το μορφοποιούμενο τμήμα της πτέρυγας του οποίου οι κόμβοι μετατοπίζονται σύμφωνα με την παραμετρική μέθοδο	62
Σχήμα 52 : Συντελεστής άνωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής για την αρχική και την μορφοποιημένη πτέρυγα.....	65

Σχήμα 53 : Συντελεστής αντίστασης συναρτήσει της γωνίας προσβολής για την αρχική και την μορφοποιημένη πτέρυγα	65
Σχήμα 54 : Συντελεστής ροπής περιστροφής συναρτήσει της γωνίας προσβολής για την αρχική και την μορφοποιημένη πτέρυγα για τις περιπτώσεις αντίθετης εκτροπής του χείλους εκφυγής.....	66
Σχήμα 55 : Ορισμός επιφανειών για την καταγραφή του πεδίου ταχύτητας και πίεσης....	67
Σχήμα 56 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες ...	68
Σχήμα 57 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 8$ μοίρες ...	68
Σχήμα 58 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 12$ μοίρες .	69
Σχήμα 59 : Πεδίο ταχύτητας στο επίπεδο με $Z = 0.4$ για γωνία προσβολής $\alpha = 16$ μοίρες .	69
Σχήμα 60 : Διανομή πίεσης στην επιφάνεια της πτέρυγας για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες	70
Σχήμα 61 : Διανομή πίεσης στην επιφάνεια της πτέρυγας για γωνία προσβολής $\alpha = 12$ μοίρες	70
Σχήμα 62 : Σχηματισμός δινών ακροπτερυγίου και απεικόνιση του πεδίου ταχύτητας στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ (αριστερά) και 12 μοίρες (δεξιά)	71
Σχήμα 63 : Θέσεις επί της πτέρυγας (αριστερά) και διανομή του συντελεστή πίεσης γύρω από αυτές (δεξιά) για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες	72
Σχήμα 64 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0$	73
Σχήμα 65 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.0625$ s.....	73
Σχήμα 66 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.125$ s.....	74
Σχήμα 67 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.1875$ s.....	74
Σχήμα 68 : Πεδίο πίεσης στο επίπεδο με $X = 0.24$ για γωνία προσβολής $\alpha = 4$ μοίρες την χρονική στιγμή $t = 0.25$ s.....	75
Σχήμα 69 : Διανομή συντελεστή πίεσης γύρω από την πτέρυγα στην θέση με $Z = 0.4$ από την χρονική στιγμή $t = 0$ έως την ολοκλήρωση της μορφοποίησης την $t = 0.25$ s	76

Κατάλογος Πινάκων

Πίνακας 1 : Παράμετροι Ανάλυσης.....	36
Πίνακας 2 : Στατιστικά πλέγματος για τις υπό εξέταση αεροτομές	38

Κατάλογος Εξισώσεων

Εξίσωση (3.1) : Διανομή πάχους για αεροτομές NACA τεσσάρων ψηφίων.....	32
Εξίσωση (3.2) : Παραμόρφωση μέσης γραμμής αεροτομής.....	33
Εξίσωση (3.3) : Μέση γραμμή μορφοποιούμενης συμμετρικής αεροτομής.....	33
Εξίσωση (3.4) : Τετμημένη επάνω πλευράς μορφοποιημένου περιγράμματος αεροτομής.....	33
Εξίσωση (3.5) : Τεταγμένη επάνω πλευράς μορφοποιημένου περιγράμματος αεροτομής.....	33
Εξίσωση (3.6) : Τετμημένη κάτω πλευράς μορφοποιημένου περιγράμματος αεροτομής.....	33
Εξίσωση (3.7) : Τεταγμένη κάτω πλευράς μορφοποιημένου περιγράμματος αεροτομής.....	33
Εξίσωση (3.8) : Κλίση μέσης γραμμής αεροτομής.....	33
Εξίσωση (3.9) : Μέση γραμμή μη συμμετρικής αεροτομής.....	34
Εξίσωση (3.10) : Μέση γραμμή μορφοποιούμενης μη συμμετρικής αεροτομής.....	35
Εξίσωση (4.1) : Παραμόρφωση ακμής εκφυγής συναρτήσει της θέσης κατά το εκπέτασμα.....	54
Εξίσωση (4.2) : Κατανομή μέσης γραμμής κατά μήκος μορφοποιούμενης πτέρυγας με χρονική εξάρτηση.....	55
Εξίσωση (4.3) : Εξίσωση διάχυσης για εφαρμογή στην μέθοδο της Εξομάλυνσης.....	63
Εξίσωση (4.4) : Συντελεστής ροπής περιστροφής περί του διαμήκη άξονα.....	66

Κατάλογος Αναφορών

- [1] A. McGowan, A. Washburn, L. Horta, R. Bryant, D. Cox, E. Siochi, S. Padula and Holloway, "Recent results from NASA's Morphing Project," in *SPIE Conference on Smart Structures and Materials: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, San Diego , CA, USA, 9 July 2002.
- [2] A.-M. R. McGowan, Overview: morphing activities in the USA, Advanced Course on Morphing Aircraft, Mechanisms and Systems, Lisbon, Portugal, November 2008.
- [3] Δ. Χ. Γ.Γεωργαντοπούλου και Δ. Γ. Α. Γεωργαντόπουλος, Η Μηχανική Πτήσης του Αεροσκάφους σε Ερωτήσεις, Αθήνα: Εκδόσεις Τσότρας, 2015
- [4] Videler, J. J.: Avian Flight. Oxford ornithology series. Oxford University Press, 2005.
- [5] Taylor, G. K., Carruthers, A. C., Hubel, T. Y., and Walker, S. M.: Wing Morphing in Insects, Birds and Bats: Mechanism and Function, pp. 11–40. John Wiley & Sons, Ltd, 2012.
- [6] Parker H. F., The Parker variable camber wing, Report No. 77, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Washington Government Printing Office, Washington, DC, 1920.
- [7] ROTH, B.D. and CROSSLEY, W.A. Applications of optimization techniques in the conceptual design of morphing aircraft, ThirdAnnual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO), Denver, CO, USA, 2003
- [8] Thornton S. V., "Reduction of structural loads using maneuver load control on the Advanced Fighter Technology Integration (AFTI)/F-111 mission adaptive wing," NASA Technical Memorandum TM-4526, National Aeronautics and Space Administration, Edwards, CA, September, 1993.
- [9] L. Lecce, A. Concilio (Eds.), Shape Memory Alloys Engineering, Butterworth-Heinemann, Oxford, 2014.
- [10] Kudva J. N., Martin C. A., Scherer L. B., Jardine A. P., McGowan A. R., Lake R. C., Sendekyj G., Sanders B., "Overview of the DARPA/AFRL/NASA smart wing program," Proceedings of the SPIE Conference on Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, Newport Beach, CA, March 1-5 1999.

- [11] Kudva J. N., Sanders B., Pinkerton-Florance J., Garcia E., "The DARPA/AFRL/NASA smart wing program—final overview," Proceedings of the SPIE Conference on Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, San Diego, CA, March 17-21 2002.
- [12] Musgrove R. G., Eccentric Actuator, United States Patent N.4386761, Priority Date, August 15, 1978; Publication Date, September 1, 1981.
- [13] Fleming G. A., Burner A. W., "Deformation measurements of smart aerodynamic surfaces," Proceedings of the SPIE Conference on Optical Diagnostics for Fluids/Heat/Combustion and Photomechanics for Solids, Denver, CO, July 21-23, 1999.
- [14] Kintscher M., Kim J., Storm S., Peter F., "Assessment of the SARISTU enhanced adaptive droop nose," Woelcken P. C., Papadopoulos M. (Eds.), "Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU)—Proceedings of the Final Project Conference," Springer International Publishing, Cham, 2016.
- [15] Wildscheck A., Storm S., Herring M., Drezga D., Korian V., Roock O., "Design, optimization, testing, verification and validation of the wingtip adaptive trailing edge," Woelcken P. C., Papadopoulos M. (Eds.), "Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU)—Proceedings of the Final Project Conference," Springer International Publishing, Cham, 2016.
- [16] A. Concilio, I. Dimino, R. Pecora, An adaptive trailing edge for large commercial aircraft, in: VII European Congress on Computational Methods in Applied Science and Engineering, ECCOMAS 2016, Greece, Crete Island, 2016.
- [17] [42] J. Vale, A. Leite, F. Lau, A. Suleman, Aero-structural optimisation and performance evaluation of a morphing wing with variable span and camber, p.1057-1073, J. Intel. Mat. Syst. Str. 22, 2011.
- [18] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, and D. J. Inman, "A review of morphing aircraft," Journal of intelligent material systems and structures, vol. 22, pp. 823-877, 2011.
- [19] O. Léon, E. Hayden, and F. Gandhi, "Rotorcraft operating envelope expansion using extendable chord sections," in Proceedings of American Helicopter Society 65th Annual Forum, p. 29, 2009
- [20] O. Léon and F. Gandhi, "Rotor power reduction using multiple spanwise-segmented, optimally-actuated trailing-edge flaps," in 35th European Rotorcraft Forum 2009, Hamburg, Germany, 2009

- [21] S. Barbarino, F. Gandhi, and S. D. Webster, "Design of extendable chord sections for morphing helicopter rotor blades," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, pp. 891-905, 2011.
- [22] M. Khoshlahjeh, E. Sung Bae, and F. Gandhi, "Helicopter performance improvement with variable chord morphing rotors," in *Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum*, Paris, France, 2010.
- [23] M. Khoshlahjeh and F. Gandhi, "Extendable chord rotors for helicopter envelope expansion and performance improvement," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 59, pp. 1-10, 2014.
- [24] R. Siddall, A.O. Ancel, M. Kovač, Wind and water tunnel testing of a morphing aquatic micro air vehicle, *Interface Focus* 7 (1), 2017.
- [25] E. Jesse, J. Dijkstra, Design Study of a Supersonic Business Jet with Variable Sweep Wings. 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, Acropolis Conference Centre, Nice, 2010.
- [26] Josh Mills, Rafic Ajaj, Flight Dynamics and control using folding wingtips: an experimental study, *Aerosp* 4, p.1-24, 2017.
- [27] Srinivas Vasista, Johannes Riemenschneider, Hans Peter Monner, Design and testing of a compliant mechanism-based demonstrator for a droop-nose morphing device, 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, Kissimmee, Florida, 2015.
- [28] Srinivas Vasista, Hans Peter Monner, Johannes Riemenschneider, Bram Van de Kamp, Novemor droop-nose adaptive morphing wingtip: a design synopsis, *Workshop on Skins for Morphing*, Braunschweig, Germany, 2014.
- [29] R.C.M. Cheung, C. Wales, J.E. Cooper, Srinivas Vasista, Johannes Riemenschneider, Bram Van de Kamp, Hans Peter Monner, Wind tunnel test of a morphing wingtip leading-edge, *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Saint Petersburg, Russia, 2015.
- [30] B. K. S. Woods and M. I. Friswell, "Preliminary investigation of a fishbone active camber concept," in *Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*, pp. 555-563, 2012.
- [31] G. Molinari, M. Quack, A. F. Arrieta, M. Morari, and P. Ermanni, "Design, realization and structural testing of a compliant adaptable wing," *Smart Materials and Structures*, vol. 24, 2015.

- [32] D. Coutu, V. Brailovski, P. Terriault, M. Mamou, Y. Mebarki, Aerostructural model for morphing laminar wing optimisation in a wind tunnel, *J. Aircraft* 48, p.66-76, 2011.
- [33] A.V. Popov, L.T. Grigorie, R.M. Botez, M. Mamou, Y. Mébarki, Real time morphing wing optimisation validation using wind-tunnel tests, *J. Aircraft* 47, p.1346-1355, 2010.
- [34] Benjamin K. S. Woods, James H. S. Fincham, Michael I. Friswell, *Aerodynamic Modelling of the Fish Bone Active Camber Morphing Concept*, Swansea University, Swansea, UK, 2014.
- [35] E. N. Jacobs, K. E. Ward, & R. M. Pinkerton. NACA Report No. 460, "The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel", NACA, 1933.
- [36] "NACA airfoil." Wikipedia.
https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=NACA_airfoil&oldid=960713592
(accessed August, 2022)
- [37] Urban Fasel, Dominic Keidel, Leo Baumann, Giovanni Cavolina, Martin Eichenhofer, Paolo Ermanni, *Composite additive manufacturing of morphing aerospace structures*, CMASLab, ETH Zurich, Zurich, Switzerland, 2019
- [38] Woods, B. K., Parsons, L., Coles, A. B., Fincham, J. H., and Friswell, M. I. "Morphing elastically lofted transition for active camber control surfaces," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 55, pp. 439–448, Aug. 2016.
- [39] Abdessemed, C., Yao, Y., Bouferrouk, A., & Narayan, P. "Unsteady parametrization of a morphing wing design for improved aerodynamic performance," 52nd 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, Lyon, France, 27-29 March 2017.
- [40] "7.3.15 Symmetry Boundary Conditions." ANSYS FLUENT 12.0/12.1 Documentation
<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node251.htm>
(accessed September, 2022)