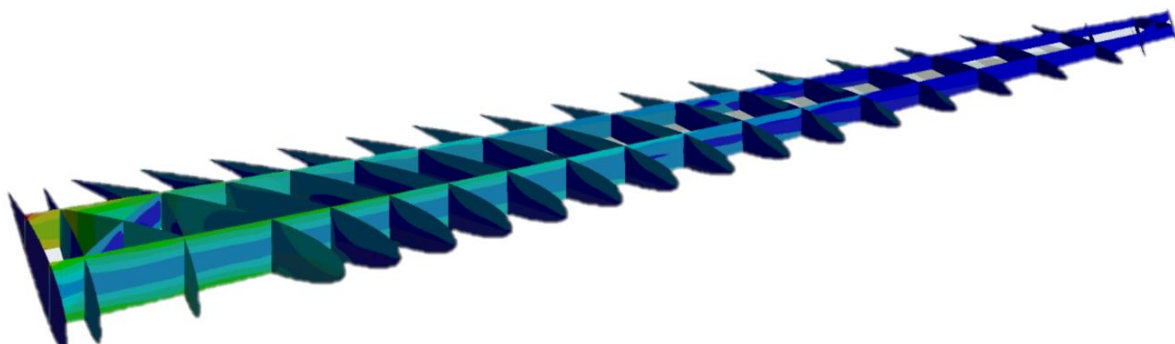


Department of Mechanical Engineering

Διπλωματική Εργασία

*Δυναμική και Αεροδυναμική Ανάλυση Αεροσκάφους
στην Διηχητική Περιοχή.*



Κουντουριώτης Σωτήριος

AEM: 2252

Επιβλέπων Καθηγητής:

Αραϊλόπουλος Αλέξανδρος

Κοζάνη, Ιούνιος του 2024

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία εκπονήθηκε από τον φοιτητή Κουντουριώτη Σωτήριο, με ΑΕΜ 2252, κατά το έβδομο και τελευταίο έτος της φοίτησης του στο Πανεπιστήμιο Δυτικής Μακεδονίας. Σαν φοιτητής του κατασκευαστικού τομέα, ο Σωτήρης ενδιαφέρθηκε για τα μαθήματα του ενεργειακού τομέα και προσπάθησε να επιλέξει ένα συνδυαστικό θέμα, σχετικά με τα αεροσκάφη, που αποτέλεσαν κύριο αντικείμενο ενδιαφέροντος του, τα τελευταία χρόνια της φοίτησης του στο Πανεπιστήμιο. Επιβλέποντες καθηγητές ήταν ο κ. Αλέξανδρος Αραϊλόπουλος και ο κ. Κυριάκος Βαφειάδης.

Η εργασία ξεκινά με μια εκτενή αναφορά στην ιστορία των αεροσκαφών, στο πως εξελίχθηκαν αυτά κατά την ιστορία του ανθρώπου και στους σημαντικότερους επιστήμονες και εφευρέτες, πάνω στην παρακαταθήκη των οποίων συνεχίζει να χτίζει σήμερα ο άνθρωπος.

Στην συνέχεια, ο συγγραφέας επικεντρώνεται σε κάποιες βασικές ιδιότητες ρευστών, ενώ προχωρά επεξηγώντας τις βασικές δυναμικές και αεροδυναμικές αρχές των αεροσκαφών, τον τρόπο λειτουργίας τους, την ευστάθεια και τον έλεγχο τους.

Κατόπιν, συζητιούνται οι δομές των αεροσκαφών, τα θεμελιώδη κομμάτια αυτών, οι μορφές τους και οι χρήσεις τους, ενώ παρατίθενται και εικόνες, για να γίνουν πιο εύκολα κατανοητές οι έννοιες.

Ακολούθως, ο συγγραφέας μιλά για την έννοια της αεροελαστικότητας, το πως αυτή επηρεάζει ένα αεροσκάφος και τους τύπους αστοχιών που μπορούν να προκύψουν λόγω αεροελαστικών φαινομένων.

Προχωρώντας, γίνεται κουβέντα για την ύπαρξη και την επιρροή των κρουστικών κυμάτων κατά τις διηχητικές ροές, ενώ ακολουθούν εκτενείς παράγραφοι, πάνω στην θεωρία και στους αλγόριθμους που εμπεριέχονται σε ρευστοδυναμικές και δυναμικές αναλύσεις. Σε εκείνο το σημείο αναφέρεται και το προς μελέτη μοντέλο, καθώς δίνονται και όλα τα στοιχεία για τον σχεδιασμό του.

Ακολουθούν λεπτομερείς αναφορές για τις προσομοιώσεις που στήθηκαν, τα πλέγματα, τις οριακές συνθήκες, τις εκτιμήσεις βάρους και την χρήση των υλικών και η διπλωματική ολοκληρώνεται με την παρουσίαση των αποτελεσμάτων των προσομοιώσεων και τον σχολιασμό τους.

ABSTRACT

This diploma thesis was conducted by student Sotiris Kountouriotis, with ID number 2252, during his seventh and final year at the University of Western Macedonia. As a student in the field of manufacturing, Sotiris developed an interest in the courses of the energy sector and attempted to choose a combined topic related to aircraft, which had become his main area of interest in recent years at the University. The supervising professors were Mr. Alexandros Arailopoulos and Mr. Kyriakos Vafeiadis.

The thesis begins with an extensive reference to the history of aircraft, detailing how they evolved throughout human history and highlighting the most significant scientists and inventors whose legacies continue to shape modern advancements.

Subsequently, the author focuses on some basic properties of fluids and proceeds to explain the fundamental dynamics and aerodynamic principles of aircraft, their operation, stability, and control.

Next, the structures of aircraft are discussed, covering their fundamental components, forms, and uses, with accompanying images to aid understanding.

The author then delves into the concept of aeroelasticity, explaining how it affects an aircraft and the types of failures that can arise from aeroelastic phenomena.

The discussion continues with the presence and influence of shock waves in transonic flows, followed by extensive paragraphs on the theory and algorithms involved in fluid dynamics and dynamic analyses. At this point, the studied model is introduced, along with all the details for its design.

Detailed reports on the simulations set up, the meshes, the boundary conditions, the weight estimations, and the use of materials follow. The thesis concludes with the presentation of the simulation results and their commentary.

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Η παρούσα διπλωματική είναι αποτέλεσμα πολλών μηνών επίπονης δουλείας και προσπάθειας. Θα ήθελα, αρχικά, να ευχαριστήσω τους υπεύθυνους καθηγητές μου, κυρίως Κυριάκο Βαφείαδη και Αλέξανδρο Αραιλόπουλο, που με εμπιστεύτηκαν και μου επέστρεψαν να αναλάβω ένα σύνθετο θέμα, το οποίο ήταν στο πεδίο ενδιαφερόντων μου. Απάντησαν στις ερωτήσεις μου ότι ώρα και αν ήταν και με βοήθησαν να καταλάβω και να κατανοήσω καλύτερα το μελετώμενο θέμα. Χωρίς αυτούς δεν θα υπήρχε το τελικό αποτέλεσμα. Θα ήθελα επίσης να τους ευχαριστήσω για το διδακτικό τους έργο, καθώς πέρα από τον ζήλο που μου καλλιέργησαν για την μηχανολογία, με ενέπνευσαν να βελτιωθώ και να αφοσιωθώ στο θέμα, με όλες μου τις δυνάμεις, προκειμένου να έχω ένα αποτέλεσμα αντάξιο της προσπάθειας μου.

Στην συνέχεια, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους μου τους φίλους/συμφοιτητές, καθώς οι συζητήσεις που κάναμε για την σχολή, για την ζωή, για τους ανθρώπους αλλά και για θέματα μη σημαντικά, υπήρξαν ζωτικής σημασίας για την υγεία και ευεξία μου. Δεν θα μπορούσα να τα καταφέρω χωρίς αυτούς και νομίζω ότι κατανόησα πολύ περισσότερα για την ομαδικότητα αυτού του επιτεύγματος, όπως και για το πόσο μεγάλο ρόλο παίζει στην ζωή μας το να έχουμε ένα καλό περιβάλλον με θετικές παρουσίες, γύρω μας.

Δεν μπορώ να μην αναφέρω τους γονείς μου, που υπήρξαν αρωγοί στην προσπάθεια μου και από την πρώτη στιγμή με πίστεψαν. Πίστεψαν ότι μπορώ να τα καταφέρω ακόμα και όταν τα πράγματα δεν πηγαίνουν καλά, ακόμα και όταν εγώ δεν το πίστεψα. Μου χάρισαν τις καλύτερες συνθήκες που θα μπορούσα να έχω για να πετύχω αυτόν τον στόχο, που απαιτούσε πολλές θυσίες, ψυχικές και χρονικές. Θα ήθελα να ευχαριστήσω τον πατέρα μου για τις προφητικές του συμβουλές, στις νεότερες ηλικίες μου, τις οποίες και εκτίμησα όταν μεγάλωσα, αλλά και την μητέρα μου, για τον έντονο χαρακτήρα και ταπεραμέντο της, που νομίζω ότι είναι κομμάτι και της δικής μου προσωπικότητας.

Στο ταξίδι μου, τον τελευταίο χρόνο, συνάντησα πολλά άτομα, από τα οποία πήρα πράγματα και πληροφορίες, στην προσπάθεια μου να εκπονήσω μια διπλωματική υψηλού επιπέδου. Καθώς είναι αρκετοί, δεν θα τους κατονομάσω προσωπικά, αλλά τους εύχομαι τα καλύτερα για τον δικό τους δρόμο και τους ευχαριστώ για τον σεβασμό που έδειξαν για τον δικό μου δρόμο.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ	2
ABSTRACT	3
ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ	4
1. Εισαγωγή.....	6
2. Θεμελιώδεις Αρχές Αεροσκαφών.....	8
2.1. Ιστορία της Αεροπορίας.....	8
2.2. Βασικές Αρχές Αεροδυναμικής και Δυναμικής των Αεροσκαφών.....	16
2.3. Θεμελιώδεις Δομές Αεροσκαφών	29
2.4. Αεροελαστικότητα και Αεροελαστικά φαινόμενα.....	35
2.5. Φαινόμενο αύξησης της Αεροδυναμικής Αντίστασης ή Απόκλισης Οπισθέλκουσας κατά την Διηχητική Ροή	40
3. Θεωρητικό Υπόβαθρο	46
3.1. Βασικές Αρχές Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής.....	46
3.2. Βασικές Αρχές Πεπερασμένων Στοιχείων.....	54
4. Αναλύσεις	60
4.1. Μοντέλο.....	60
4.2. CFD	66
4.2.1. Στήσιμο Προσομοίωσης και Πλεγματοποίηση.....	66
4.2.2. Αποτελέσματα.....	77
4.3. FEA.....	87
4.3.1. Πλεγματοποίηση και Στήσιμο Προσομοίωσης.....	87
4.3.2. Αποτελέσματα.....	94
5. Συμπεράσματα.....	103
6. Βιβλιογραφία.....	104

1. Εισαγωγή

Η αεροπορία αποτελεί θέμα ενδιαφέροντος του ανθρώπου από τις προϊστορικές εποχές, όταν ακόμη οι άνθρωποι έμεναν σε σπήλαια και παρατηρούσαν τα πτηνά, να χρησιμοποιούν τα φτερά τους. Διαχρονικά, ένας πολύ μεγάλος αριθμός επιστημόνων και εφευρετών έχει ασχοληθεί με την πτήση, με μεγάλο αριθμό ανθρώπων να χάνουν την ζωή τους σε δοκιμές διαφόρων ειδών. Για να δημιουργηθεί η σχέση που έχει ο σύγχρονος άνθρωπος με τον αέρα, χρειάστηκαν πάρα πολλά χρόνια εξοικείωσης επι του θέματος και διεξοδικής μελέτης, καθώς το αντικείμενο είναι απολύτως ξένο για τις ανθρώπινες αισθήσεις, ενώ δεν μπορεί να υποτιμηθεί ο ρόλος που έπαιξε η μεγάλη πρόοδος της τεχνολογίας σε όλους τους τομείς, ειδικά από την βιομηχανική επανάσταση και έπειτα. Η μεγαλύτερη ανάπτυξη της αεροναυπηγικής έχει επέλθει τον τελευταίο έναν αιώνα, όπου ο άνθρωπος έχει τα πιο σύγχρονα μέσα στην ιστορία του. Σημαντικό ρόλο σε αυτό έχει παίξει και η εξέλιξη της πολεμικής βιομηχανίας, η οποία αναγνώρισε την προοπτική της χρήσης της αεροναυπηγικής με απώτερο σκοπό την επίτευξη στρατηγικού πλεονεκτήματος.

Πλέον, ο μέσος άνθρωπος έχει καθημερινή τριβή με τα αεροσκάφη. Για το 2021, ο συνολικός αριθμός επιβατών αεροσκάφους ανήλθε σε πάνω από δύο δισεκατομμύρια ανθρώπους. Οι ικανότητες του ανθρώπινου είδους έχουν ξεφύγει από τις απλές, κοινές πτήσεις, που μπορεί να επιβιβαστεί ο καθένας. Η ανθρωπότητα έχει πλέον ταξιδέψει στο φεγγάρι, έχει στείλει τηλεσκόπια σε μεγάλες αποστάσεις από την Γη, έχει κάνει εύκολο το να βάζει διαφόρων ειδών δορυφόρους σε τροχιά γύρω από τον πλανήτη. Τα προηγμένα αμυντικά αεροσκάφη που υπάρχουν, μπορούν να κάνουν πράγματα τα οποία στρεβλώνουν την αντίληψη της φυσικής που έχει ο μέσος άνθρωπος.

Πως όμως η αεροναυπηγική έφτασε σε αυτό το επίπεδο; Ποια προβλήματα αντιμετωπίστηκαν κατά την εξέλιξη των αεροσκαφών και πως ξεπεράστηκαν; Ποιες είναι οι βασικές αρχές λειτουργίας των αεροσκαφών; Πως είναι δομημένα, ποια είναι τα δομικά τους μέρη; Σε τι ταχύτητες πετούν τα αεροπλάνα; Στα περισσότερα από τα παραπάνω ερωτήματα, θα δοθούν απαντήσεις στο αμέσως επόμενο κεφάλαιο.

Στην συνέχεια, θα αναλυθούν οι κυριότερες σύγχρονες μέθοδοι προκαταρκτικής μελέτης των αεροσκαφών. Αυτές χωρίζονται σε δύο κομμάτια:

- Τον υπολογισμό βασικών αεροδυναμικών χαρακτηριστικών και την δημιουργία αντίληψης γύρω από την συμπεριφορά του αεροσκάφους με βάση την αλληλεπίδραση του με τον αέρα.
- Τον υπολογισμό αντοχής της κατασκευής για τα φορτία στα οποία πρόκειται να δοκιμαστεί από τον αέρα.

Θα γίνουν αναλύσεις των δύο αυτών ειδών, ενώ παράλληλα θα δοθεί και το θεωρητικό υπόβαθρο της εκάστοτε μεθόδου.

Τέλος, θα παρουσιαστούν τα μοντέλα που χρησιμοποιήθηκαν και θα γίνει εκτενείς ανάλυση στον τρόπο διακριτοποίησης, τις οριακές συνθήκες και τα αποτελέσματα της κάθε προσομοίωσης.

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η δημιουργία επαρκούς αντίληψης του αναγνώστη στον τρόπο με τον οποίο αλληλεπιδρούν το κέλυφος του αεροσκάφους και η εσωτερική του δομή, με μορφή δικτυώματος, κατά την πτήση στην πιο συνήθη ταχύτητα πτήσης της σημερινής ημέρας, από 0.8 έως 1 Mach. Στην ταχύτητα αυτή πετάνε σχεδόν όλα τα αεροσκάφη, από τα τεράστια εμπορικά αεροσκάφη, έως τα business jet και τα στρατιωτικά αεροσκάφη. Η γεωμετρία που θα μελετηθεί είναι παρόμοια με γεωμετρία κάποιου σύγχρονου business jet. Αυτή η επιλογή έγινε, καθώς τα business jets δεν έχουν ιδιαίτερα μεγάλο μέγεθος, όπως τα συνήθη πολιτικά αεροσκάφη, ενώ ταυτόχρονα οι εσωτερικές δομές τους δεν είναι τόσο πολύπλοκες και απόρρητες όσο των πολεμικών αεροσκαφών. Επίσης τα business jets, για την πλειονότητα του χρόνου πτήσης τους, πετάνε στην διηχητική ροή, την περιοχή ταχύτητας που θα εξεταστεί.

2. Θεμελιώδεις Αρχές Αεροσκαφών

2.1. Ιστορία της Αεροπορίας

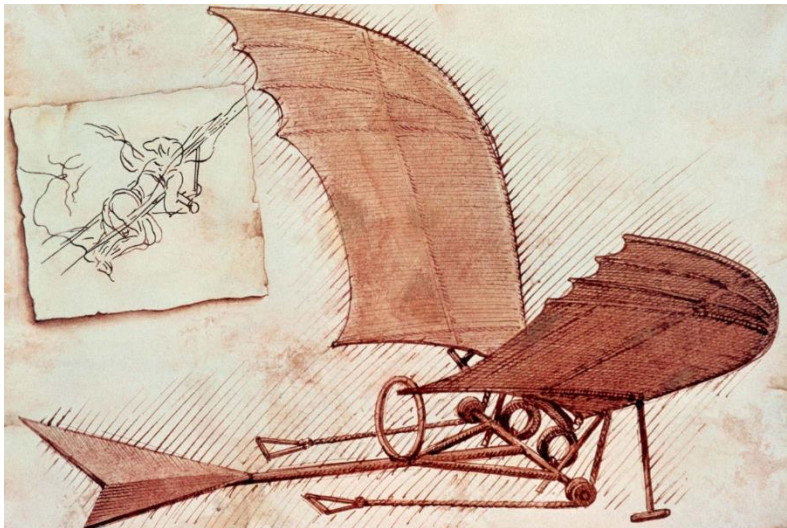
Η ιστορία της αεροπορίας ξεκινά με δύο πασίγνωστους μύθους, τον ελληνικό μύθο του Ίκαρου και το περσικό επικό ποίημα Σανάμε. Στον μύθο του Ίκαρου, ο πατέρας του, Δαίδαλος, δημιουργεί για τον γιο του και τον ίδιο κέρινα φτερά, με σκοπό να αποδράσουν από τον υψηλότερο πύργο της Κρήτης στον οποίο ήταν φυλακισμένοι. Ο Ίκαρος, παρασυρόμενος από τον ενθουσιασμό του, πέταξε πολύ ψηλά, με αποτέλεσμα τα φτερά του να λιώσουν και να πέσει. Στο περσικό επικό ποίημα Σανάμε, του Φερντόζι, ο Σαχ Κέι Καν είχε ένα ιπτάμενο χαλί το οποίο πετούσε με την βοήθεια αετών. Το χαλί είχε πασσάλους στην κάθε άκρη του, στους οποίους ήταν στερεωμένο κρέας και κατά τον μύθο, οι αετοί προσπαθούσαν να το πιάσουν, με αποτέλεσμα να πετάζουν προς τα πάνω και να υψώσουν το χαλί. Οι μύθοι έχουν μεγάλη χρονολογική απόσταση καθώς ο πρώτος χρονολογείται γύρω στο 1700 π.Χ. και ο δεύτερος στο 1000 μ.Χ.

Οι πρώτες κατασκευές που δημιουργούνται, έρχονται περίπου 1000 χρόνια αργότερα από τον μύθο του Δαίδαλου και του Ίκαρου. Στην Κίνα, δημιουργούνται οι πρώτοι χαρταετοί, γύρω στο 500 π.Χ. ενώ λίγο αργότερα δημιουργούνται και τα πρώτα bamboo-copter, διαμορφώσεις που χρησιμοποιούν μπαμπού με σχήμα έλικας. Την ίδια εποχή, ο πολυπράγμων Αρχύτας ο Ταραντινός κατασκευάζει το πρώτο αεριοπροωθούμενο περιστέρι (με χρήση κάποιου πρωίμου ατμοπαραγωγού), κατά τα γραπτά, εφαρμόζοντας για πρώτη φορά στην ιστορία μαθηματικές αρχές στην μηχανική. Λίγο αργότερα, στην Κίνα, εφευρίσκεται το πρώτο μπαλόκι ζεστού αέρα, και χρησιμοποιείται για στρατιωτικούς σκοπούς. Στην συνέχεια υπάρχουν πολλές μεμονωμένες προσπάθειες για πτήση, από τα μέσα της πρώτης χιλιετίας μ.Χ. μέχρι της αρχές της επόμενης χιλιετίας, με τους επίδοξους πιλότους να δοκιμάζουν διαμορφώσεις φτερών παρόμοιες με αυτές των πουλιών και να εκκινούν από τις οροφές πύργων.

Στις αρχές του δωδέκατου αιώνα, ο Roger Bacon περιγράφει για πρώτη φορά την κατασκευή ενός ορنيθοπτερου. Περίπου δύο αιώνες αργότερα, έρχεται ο πασίγνωστος εφευρέτης και καλλιτέχνης Leonardo da Vinci, για να γράψει ιστορία, σχεδιάζοντας το πρώτο ορنيθόπτερο με επιφάνειες ελέγχου. Ο da Vinci, όμως, δεν σταμάτησε εκεί. Κατά την περίοδο που ζωγράφιζε την Μόνα Λίζα, έγραψε τον «Κώδικα για την πτήση των πουλιών», στον οποίο κάνει αναφορές σε ιδέες πολύ καινοτόμες για την εποχή, όπως η κρισιμότητα της

σχέσης μεταξύ του κέντρου βάρους και του κέντρου πίεσης στο φτερό ενός πουλιού και την έννοια της απώλειας στήριξης, την οποία παραλληλίζει με τη συμπεριφορά των πουλιών καθώς ανεβαίνουν ενάντια στον άνεμο. Επίσης, αναφέρεται στην σχέση μεταξύ πτέρυγας με καμπυλόγραμμη διατομή και την παραγωγή άνωσης (σε πτηνό), ενώ αντιλαμβάνεται την έννοια του αέρα ως ρευστού, ένα θεμελιώδες αξίωμα αεροδυναμικής.

Ο Leonardo κάνει πολύ λεπτομερείς και στοχευμένες παρατηρήσεις για την πτήση



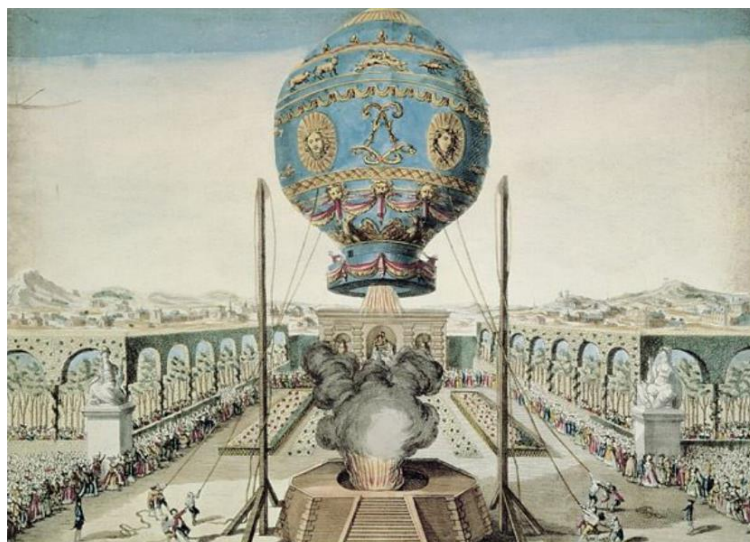
Εικόνα 1: Σχέδιο του Leonardo da Vinci.

των πτηνών με ανεμοπορία (δηλαδή χωρίς χρήση πρόωσης) και για τον τρόπο με τον οποίο αυτά ισορροπούν με τα φτερά και την ουρά τους. Το ίδιο ακριβώς έκαναν και οι αδελφοί Wright καθώς θα ανέπτυσαν τα πρώτα τους αεροναυτικά σχέδια, τέσσερις αιώνες αργότερα. Ο da Vinci αναφέρεται εκτενώς στη θέση του πιλότου σε μια πιθανή ιπτάμενη μηχανή και το πώς ο έλεγχος θα μπορούσε να επιτευχθεί με τη μετατόπιση του σωματικού βάρους, ακριβώς όπως θα έκαναν οι πρώτοι πρωτοπόροι του ανεμοπλάνου στα τέλη του δέκατου ένατου αιώνα. Σημειώνει τη σημασία των ελαφρών κατασκευών που θα απαιτηθούν για την κατασκευή αεροσκαφών. Υπονοεί ακόμη και τη δύναμη που ο Νεύτωνας θα ορίσει αργότερα ως βαρύτητα. Ο da Vinci δεν εγκατέλειψε ποτέ την ενασχόλησή του με τα σχέδια πτερυγίων που λειτουργούσαν όπως τα πουλιά (με κίνηση των χεριών ή των επιφανειών ελέγχου) παρόλο που δεν ανέπτυξε πρακτικά όσα κατέγραψε στον Κώδικα. Ο πολυπράγμων αυτός άνθρωπος πήγε με το μυαλό του, στην αεροναυπηγική, όπως και σε τόσα άλλα θέματα που μελέτησε, πολλούς αιώνες μπροστά.

Για τους επόμενους δυο αιώνες, η πρόοδος δεν ήταν τόσο πρακτική, όσο θεωρητική. Παρόλο που υπήρχαν κάποιοι αξιοσημείωτοι εφευρέτες, όπως ο Οθωμανός Χεζαρφέν Αχμέτ

Τσελεμπί που διέσχισε με ανεμόπτερο τον Βόσπορο, και η αδερφή του Εβλιά που πέταξε σε αυτοσχέδια ρουκέτα που χρησιμοποιούσε μπαρούτι, δεν έγιναν άλματα προόδου, καθώς τα αρχεία του da Vinci δεν είχαν γίνει ευρέως διαδεδομένα. Οι ιστορικοί λένε ότι το γεγονός της συγκεκριμένης πτήσης είναι μάλλον υπαρκτό αλλά το εύρος της είναι μεγαλοποιημένο. Στην συνέχεια, έρχονται οι Evangelista Torricelli με την μέτρηση της ατμοσφαιρικής πίεσης και ο Isaac Newton με την δημιουργία της σύγχρονης φυσικής όπως την ξέρουμε, δημιουργώντας και μια εξίσωση για τον υπολογισμό της αεροδυναμικής αντίστασης, να θέσουν τα θεωρητικά θεμέλια για το τι θα ακολουθούσε.

Τον δέκατο όγδοο αιώνα, έγιναν άλματα πρόοδού. Στις αρχές του αιώνα, υπάρχουν τα πρώτα πλάνα για την δημιουργία αερόστατων, ενώ δημιουργείται και ένα σχέδιο ανεμοπτερου με μορφή πτηνού από τον πορτογάλο ιερέα Bartolomeu de Gusmão. Ο Daniel Bernoulli εκφράζει την σχέση διατήρησης ενέργειας για ένα ρευστό, συναρτήσει της πίεσης και της ταχύτητας του. Η πραγματική αλλαγή έρχεται προς τα τέλη του αιώνα. Οι αδελφοί Montgolfier φτιάχνουν το πρώτο αερόστατο θερμού αέρα και κάνουν μια πτήση μήκους 1,2 μιλίων, το 1782. Έναν χρόνο αργότερα κάνουν την πρώτη δημόσια πτήση. Ξαφνικά, βρίσκουν ανταγωνισμό με τους αδερφούς Robert και τον καθηγητή Jacques Charles, οι οποίοι σχεδιάζουν και κατασκευάζουν μια παρόμοια διαμόρφωση, αυτή την φορά με καύση υδρογόνου. Μετά από αυτό, έρχεται ένα κύμα χρήσης αεροστάτων με καύση υδρογόνου, το οποίο κυριαρχεί για πάνω από έναν αιώνα. Τον ίδιο αιώνα χρησιμοποιούνται για πρώτη φορά σε μάχη, ως παρατηρητήρια.



Εικόνα 2: Πίνακας της εποχής που απεικονίζει το αερόστατο θερμού αέρα των αδερφών Montgolfier.

Στις αρχές του δέκατου ενάτου αιώνα, ο George Cayley, γράφει για πρώτη φορά για την δυναμική μιας πτήσης και τις τέσσερις δυνάμεις που την διέπουν. Από πολλούς έχει χαρακτηριστεί ο πατέρας της αεροδυναμικής. Από τα μέσα και προς το τέλος του αιώνα, έχουμε την χρήση παραγωγών ενέργειας για πρόωση, με τον Henri Giffard να δημιουργεί το πρώτο πηδαλιούχο αερόστατο, ενώ ο Cayley σημειώνει κάποιες επιτυχίες στην πτήση ανεμοπτέρων, χωρίς πρόωση. Το 1876, ο Γερμανός Otto ανακαλύπτει τον πρώτο κινητήρα εσωτερικής καύσης, ενώ τον επόμενο χρόνο ο Enrico Forlanini, δημιουργεί την πρώτη διαμόρφωση ελικοπτέρου, που θα πετάξει με χρήση ατμοπαραγωγού. Λίγο αργότερα, έρχεται ο John Montgomery, που κάνει την πρώτη πτήση με ανεμόπτερο βαρύτερο του ανέμου (ένας όρος που επικρατεί για τις διαμορφώσεις αεροσκαφών που δεν μοιάζουν με αερόστατα, από τον da Vinci και έπειτα καθώς ο da Vinci ήταν ο πρώτος που ανακάλυψε ότι η ανθρώπινη δύναμη δεν θα ήταν από μόνη της ικανή για να φέρει την πτήση), ενώ λίγο αργότερα, ο ίδιος, μελετά την συμπεριφορά νερού και αέρα πάνω σε επιφάνειες, με κάποια γωνία προσβολής. Από εκείνο το σημείο και μετά, υπάρχει μεγάλη και ταυτόχρονη προσπάθεια, από έναν μεγάλο αριθμό εφευρετών, για την επίτευξη της πρώτης ελεγχόμενης πτήσης με σκάφος βαρύτερο του αέρα, αλλά και για καταγραφή των βασικών αρχών που διέπουν την πτήση. Τρεις άνθρωποι που συνέβαλλαν αρκετά και είναι άξιοι αναφοράς είναι οι: Whitehead (υποστήριξε ότι πραγματοποίησε ελεγχόμενη πτήση δύομιση χρόνια πριν τους αδερφούς Wright, σχεδίασε και δοκίμασε πολλά αεροσκάφη και κινητήρες), Langley (πραγματοποίησε την πρώτη ελεγχόμενη πτήση μη επανδρωμένου αεροσκάφους ενώ έγραψε και το βιβλίο «Πειράματα στην αεροδυναμική») και Lilienthal (πολλοί αναφέρονται σε αυτόν ως ο πατέρας της πτήσης καθώς ήταν ο πρώτος που πετούσε σταθερά με την χρήση ελεγχόμενων ανεμοπτέρων).

Το 1903, οι αδερφοί Wright, καταφέρνουν αυτό που προσπαθούν όλοι: να πετάξουν με μια ελεγχόμενη κατασκευή βαρύτερη του αέρα. Χρησιμοποιώντας ξύλινο σκελετό και προπέλες για πρόωση, κάνουν 4 πτήσεις, με την μεγαλύτερη εξ αυτών να έχει διάρκεια 59 δευτερολέπτων. Το γεγονός αυτό, σχεδόν αγνοείται από τον τύπο της εποχής. Το επίτευγμα τους αυτό δεν ήταν τόσο απλό και η διαδικασία κατασκευής πέρασε από πολλά στάδια. Από το 1898 μέχρι το 1902, οι Wright, είχαν επικεντρωθεί στη δημιουργία ανεμοπτέρων και αετών. Οι πρώτες τους δοκιμές δεν είχαν τα αναμενόμενα αποτελέσματα, οπότε έχτισαν μια δικιά τους αεροσύραγγα, όπου δοκίμασαν έναν μεγάλο αριθμό διαφορετικών διαμορφώσεων. Το κύριο πρόβλημα της εποχής βρισκόταν στον έλεγχο και κυρίως στο πως τα αεροπλάνα θα

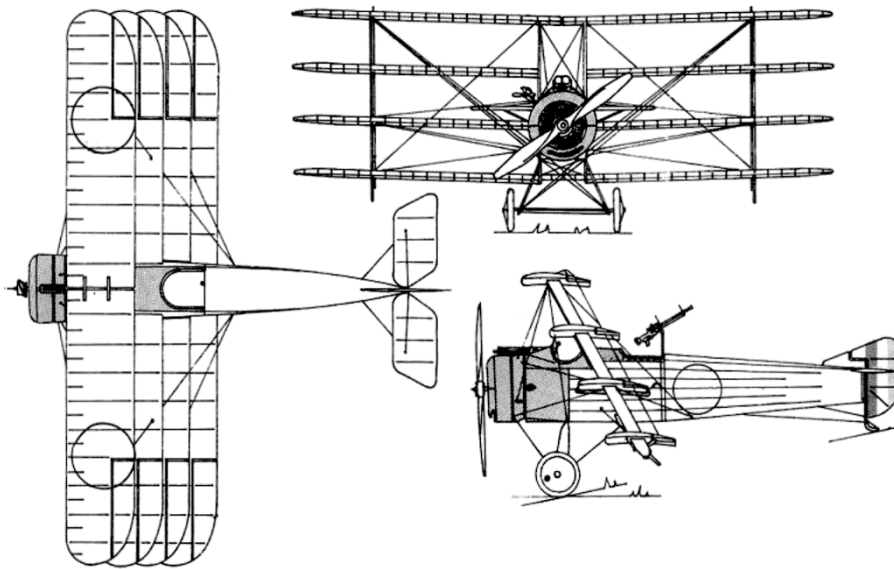
έστριβαν αποτελεσματικά. Μέχρι τότε, η στροφή γύρω από τον κατακόρυφο άξονα και η στροφή γύρω από τον διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, θεωρούνταν κάτι ξεχωριστό. Οι αδερφοί Wright, χρησιμοποιώντας συρματόσχοινα, σύζευξαν αυτές τις δυο στροφές, μεταβάλλοντας την γεωμετρία των φτερών στα άκρα τους, με αποτέλεσμα το πρώιμο αεροπλάνο τους να στρίβει πολύ αποτελεσματικά και εντελώς υπό έλεγχο. Αυτή ήταν η πρώτη επανδρωμένη, βαρύτερη από τον αέρα ιπτάμενη μηχανή που ήταν μηχανικά ελεγχόμενη στην περιστροφή γύρω και από τους τρεις άξονες. Πειραματίστηκαν σε μεγάλο βαθμό και με την πρόωση, δοκίμασαν να χτίσουν δικό τους κινητήρα. Χρησιμοποιώντας τα δεδομένα της αεροδυναμικής σήραγγας, σχεδίασαν και κατασκεύασαν ξύλινες προπέλες που ήταν πιο αποδοτικές από κάθε άλλη, επιτρέποντάς τους να έχουν επαρκείς επιδόσεις από τη χαμηλή ισχύ του κινητήρα τους. Ο σχεδιασμός των πρώτων τους αεροσκαφών επικεντρώθηκε στην ασφάλεια, ώστε να μην διατρέχουν κίνδυνο της ζωής τους σε κάθε δοκιμή που θα εκτελούσαν και να κάνουν τις συντριβές πιο βιώσιμες. Η περιορισμένη ισχύς του κινητήρα είχε ως αποτέλεσμα χαμηλές ταχύτητες πτήσης και την ανάγκη απογείωσης με αντίθετο άνεμο.



Εικόνα 3: Η πρώτη πτήση των αδελφών Wright.

Για τα επόμενα 4 με 5 χρόνια, η αεροπορία θεωρούνταν ένας χώρος ενθουσιωδών και εγωκεντρικών ανθρώπων. Η κοινή γνώμη δεν θεωρούσε ότι οι εφευρέσεις ήταν σημαντικές. Η αεροπορία άρχισε να θεωρείται κτήμα του ανθρώπου από το 1909 και μετέπειτα. Σε εκείνα τα χρόνια υπήρχε ένας απίστευτος αριθμός δοκιμών διαφορετικών διαμορφώσεων, κινητήρων

και καινοτομιών. Αυτό τράβηξε τα μάτια του στρατού, ο οποίος άρχισε να επενδύει στο εγχείρημα αεροπορία. Τότε δημιουργήθηκαν και οι πρώτες ιδιωτικές σχεδιαστικές αεροπορικές εταιρίες. Λίγο πριν τον πόλεμο επενδύθηκαν πολλά χρήματα για την τότε εποχή, στην ανάπτυξη της στρατιωτικής αεροπορίας. Τα αερόστατα θεωρούνταν ακόμη πολύ δυνατά χαρτιά για την εποχή, ενώ όλοι έβλεπαν την προοπτική που είχαν τα αεροσκάφη. Κατά την διάρκεια του Ά Παγκοσμίου Πολέμου, χρησιμοποιούνται αεροσκάφη για πρώτη φορά σε πόλεμο, κινούμενα από χαμηλής επίδοσης κινητήρες με χρήση προπέλας, και εξοπλισμένα με όπλα. Στα τότε αεροσκάφη υπήρχαν διαμορφώσεις που συγχρόνιζαν την απελευθέρωση της σφαίρας με την προπέλα, προκειμένου να μην δημιουργηθεί ζημιά στην δεύτερη. Το 1915 κατασκευάζεται για πρώτη φορά, πλήρως μεταλλικό αεροσκάφος, για τις ανάγκες του πολέμου, από τον Γερμανό Hugo Junkers. Τα αεροπλάνα αυτή την εποχή χρησιμοποιούνται κυρίως για συλλογή πληροφοριών, λόγω ελλιπούς τεχνολογίας πρόωσης.



Εικόνα 4: Μαχητικό του Ά Παγκοσμίου Πολέμου.

Κατά τον μεσοπόλεμο, η τεχνολογία αεροσκαφών συνεχίζει να γνωρίζει ραγδαία πρόοδο. Για πρώτη φορά, διασχίζεται εναέρια ένας ολόκληρος ωκεανός (Gago Coutinho και Sacadura Cabral το 1922), ενώ πέντε χρόνια αργότερα, ο Charles Lindbergh διασχίζει μόνος τον ατλαντικό, δημιουργώντας ένα κύμα ενδιαφέροντος για την αεροπορία. Ταυτόχρονα, τα αερόστατα και αερόπλοια μένουν σχετικά στάσιμα (πλέον με σταθερό εσωτερικό σκελετό) και τα πρώτα μεγάλα ατυχήματα αερόπλοιων αρχίζουν και δημιουργούν προβληματισμό. Κύκνειο άσμα για τα αερόπλοια είναι το ατύχημα του Hindenburg, λίγο πριν τον Β Παγκόσμιο Πόλεμο, το 1937. Το 1929 γίνεται η πτήση του πρώτου μεγάλου υδροπλάνου, με 169 επιβάτες, ρεκόρ που δεν καταρρίφθηκε για 10 χρόνια.

Τα αεροπλάνα, τα ελικόπτερα και τα οπλικά τους συστήματα γνώρισαν ραγδαία ανάπτυξη κατά τον Β Παγκόσμιο Πόλεμο. Δημιουργήθηκαν διαφορετικών ειδών αεροσκάφη, ανάλογα με την αποστολή που είχαν να φέρουν σε πέρας (βομβαρδιστικά, μαχητικά, κατασκοπευτικά), με τα τεχνικά τους χαρακτηριστικά να διαφέρουν σημαντικά. Τα ραντάρ γίνονται απαραίτητα για την αεράμυνα. Κατά την διάρκεια του πολέμου εμφανίζονται, για πρώτη φορά αεριωθούμενα αεροσκάφη (δηλαδή με χρήση αεριοστρόβιλου ή σε σπάνιες περιπτώσεις πυραύλου για την πρόωση). Τα αεροσκάφη αυτά δεν χρησιμοποιήθηκαν εκτενώς στον πόλεμο, καθώς η ανάπτυξη τους ήταν χρονοβόρα, λόγω έλλειψης τεχνογνωσίας.



Εικόνα 5: Ένα από τα πιο γνωστά μαχητικά του Β Παγκοσμίου Πολέμου, το North American P-51 Mustang.

Μετά τον πόλεμο, κυριαρχεί η άνοδος της πολιτικής αεροπορίας. Νέες εταιρίες δημιουργούνται και εκμεταλλεύονται παλαιότερα σκάφη του στρατού, τα οποία δεν είναι πλέον σε χρήση. Το πρώτο αεριωθούμενο πολιτικό αεροσκάφος είναι το Comet, που αποτελεί μεν τεχνολογικό επίτευγμα για την εποχή του, αλλά αντιμετώπισε δε πολλά προβλήματα και η αεροναυτική κοινότητα έμαθε πάρα πολλά από αυτό, για τους κύκλους φορτίσεων. Το ίδιο διάστημα, βγαίνουν στις αγορές αεροσκάφη που θα αλλάξουν τον τρόπο μετακίνησης για τις μάζες, όπως το Boeing 707, το Douglas DC-8 και το Tupolev Tu-104. Λίγο αργότερα, το Bell X-1 σπάει το φράγμα του ήχου και ανοίγει τον δρόμο για την υπερηχητική πτήση. Υπερηχητικά μαχητικά αναπτύσσονται πλέον από όλες τις μεγάλες δυνάμεις, καθώς η ταχύτητα αποτελεί μεγάλο στρατηγικό πλεονέκτημα. Τον πρώτο ρόλο σε αυτό έχουν οι ΗΠΑ, που αναπτύσσουν μαχητικά όπως το F-4 Phantom και αργότερα τα F-14, F-15 και F-16,

αναπτύσσουν το κατασκοπευτικό SR-71 και το πειραματικό X-15 που πιάνει τα 6 Mach. Δημιουργούνται και τα πρώτα υπερηχητικά πολιτικά αεροσκάφη, από Άγγλους και Γάλλους (Concorde) και Ρώσους (Tu-144).



Εικόνα 6: Boeing 707.

Το μαχητικό F-16, ανοίγει μια καινούργια εποχή στην αεροπορία, την σημερινή, της ψηφιακής ανάπτυξης. Για πρώτη φορά στο F-16 χρησιμοποιείται ο κύριος υπολογιστής του αεροσκάφους για να κάνει διορθώσεις στην πορεία πτήσης (το F-16 ήταν εγγενώς ασταθές, με αποτέλεσμα να χρειάζεται τέτοια συστήματα για την ορθή λειτουργία του). Γρήγορα, αυτές οι τεχνολογίες μεταφέρονται στην πολιτική αεροπορία, όπως και πολλές άλλες, που ξεκίνησαν από τον στρατό. Πλέον, υπάρχουν αεροσκάφη τα οποία λειτουργούν χωρίς την ανθρώπινη ύπαρξη.



Εικόνα 7: Το μαχητικό F-16.

2.2.Βασικές Αρχές Αεροδυναμικής και Δυναμικής των Αεροσκαφών

Για να γίνει κατανοητό πως λειτουργεί ένα αεροσκάφος, θα πρέπει να γίνουν κατανοητές μερικές βασικές έννοιες όπως το τι σημαίνει αεροδυναμική, πως προκαλούνται δυνάμεις στα φτερά και να αναφερθούν μερικές βασικές εξισώσεις. Ως αεροδυναμική, ορίζεται ο κλάδος της μηχανικής ρευστών που μελετά την ανάπτυξη δυνάμεων μεταξύ ρευστού (αέρας ή και άλλα αέρια) και στερεών σωμάτων όταν αυτά βρίσκονται μεταξύ τους σε σχετική κίνηση.

Τα αεροσκάφη που μελετώνται στην παρούσα διπλωματική, κινούνται στον αέρα. Ο αέρας έχει την παρακάτω χημική σύσταση:

Συστατικό	Σύμβολο	Περιεκτικότητα % v/v
Αζωτο	N ₂	78,08
Οξυγόνο	O ₂	20,95
Αργό	Ar	0,93
Διοξείδιο του Άνθρακα	CO ₂	0,03
Λοιπά Αέρια		0,01

Πίνακας 1: Σύσταση Ατμοσφαιρικού Αέρα.

Παρόλο που η χημική σύσταση του αέρα είναι σταθερή, για τα υψόμετρα που πετούν τα αεροσκάφη, ο αέρας έχει διαφορετικές ιδιότητες. Αυτό γίνεται, καθώς, συναρτήσει του ύψους, μεταβάλλεται η πυκνότητα και η θερμοκρασία του, άρα και η πίεση που ασκεί στα αντικείμενα που βρίσκονται εντός του. Επίσης, λόγω μείωσης της θερμοκρασίας του, μεταβάλλεται και η ταχύτητα του αριθμού Mach, γεγονός που θα συζητηθεί σε επόμενο κεφάλαιο. Παρακάτω παρουσιάζονται οι μεταβολές μερικών βασικών ιδιοτήτων του αέρα, ανάλογα με το ύψος που μελετάται:

Ύψος (m)	Θερμοκρασία (C)	Πίεση (Bar)	Πυκνότητα ($\frac{Kg}{m^3}$)	Δυναμικό Ιξώδες ($10^{-5} Pa \cdot s$)
0	15.00	1.013	1.225	1.789
1000	8.50	0.8988	1.112	1.758
2000	2.00	0.7950	1.007	1.726
3000	-4.49	0.7012	0.9093	1.694
4000	-10.98	0.6166	0.8194	1.661
5000	-17.47	0.5405	0.7364	1.628
6000	-23.96	0.4722	0.6601	1.595
7000	-30.45	0.4111	0.5900	1.561
8000	-36.94	0.3565	0.5258	1.527
9000	-43.42	0.3080	0.4671	1.493
10000	-49.90	0.2650	0.4135	1.458

Πίνακας 2: Ιδιότητες αέρα συναρτήσει μεταβολής του ύψους.

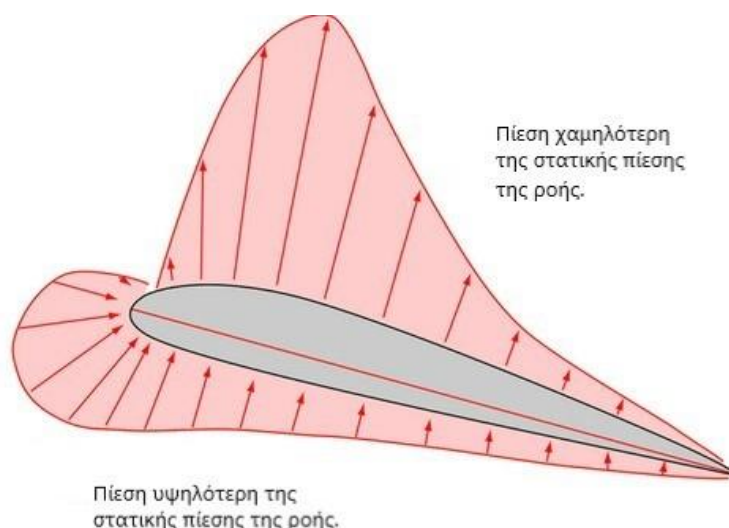
Να αναφερθεί ότι και η επιτάχυνση της βαρύτητας επηρεάζεται από την μεταβολή του ύψους, αλλά σε μικρό επίπεδο, οπότε δεν αναφέρεται. Στην συνέχεια, παρατίθεται η αρχή του Bernoulli, που εκφράζει την αρχή διατήρησης της ενέργειας σε ένα ρευστό, συσχετίζοντας την πίεση, την ταχύτητα του και την υψομετρική διαφορά, ανάλογα με το επίπεδο αναφοράς.

$$\frac{1}{2}\rho u^2 + \rho g z + p = c \quad (1)$$

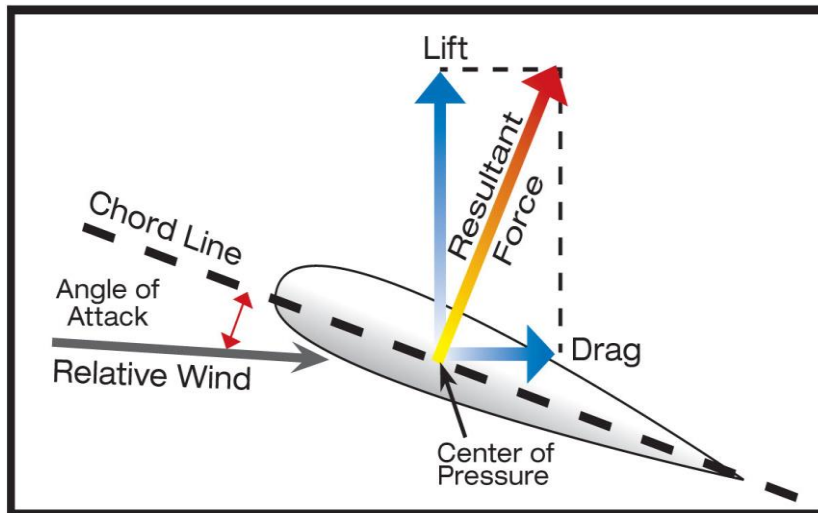
Όπου:

- ρ : η πυκνότητα του ρευστού
- g : η επιτάχυνση της βαρύτητας
- p : η πίεση του ρευστού στο συγκεκριμένο σημείο
- u : η ταχύτητα του ρευστού στο συγκεκριμένο σημείο
- z : η υψομετρική διαφορά από το επίπεδο αναφοράς
- c : μια σταθερή τιμή (δηλαδή το άθροισμα των τριών όρων είναι σταθερό)

Σύμφωνα με αυτή την αρχή, η μεταβολή της ταχύτητας επηρεάζει αντιστρόφως την μεταβολή της πίεσης. Αυτό σημαίνει, ότι σε ένα σημείο που είναι γνωστό ότι έχει μεγάλη ταχύτητα, η πίεση θα είναι μικρή. Αυτή είναι μια από τις βασικές αρχές λειτουργίας μιας αεροτομής και κατ' επέκταση των πτερύγων. Προκαλείται μια διαφορά πίεσης μεταξύ άνω και κάτω όψεως της πτέρυγας, με αποτέλεσμα την άσκηση μιας δύναμης προς τα επάνω, στην πτέρυγα. Άλλωστε, η πίεση είναι ίση με το πηλίκο της δύναμης δια την επιφάνεια.



Εικόνα 8: Κατανομή πιέσεων μιας αεροτομής μέσα σε μια ροή.



Εικόνα 9: Δυνάμεις που προκαλούνται στην αεροτομή από τις κατανομές πιέσεων.

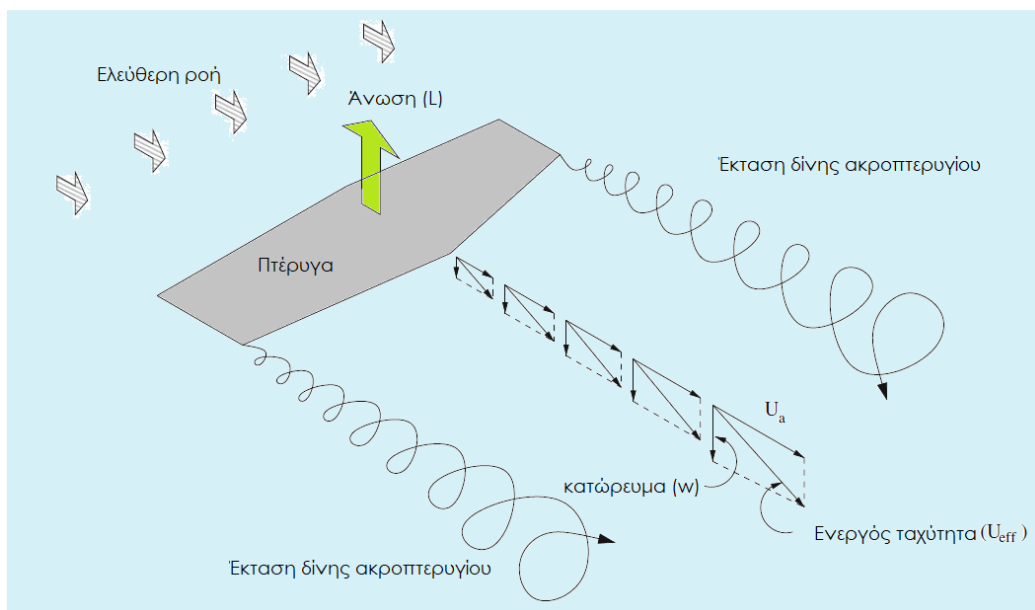
Η δύναμη άνωσης, λοιπόν, που ασκείται σε ένα φτερό, είναι απόρροια της διαφοράς πιέσεων στις 2 πλευρές του φτερού. Σε αυτό παίζει ρόλο και η ύπαρξη γωνίας προσβολής (Angle of Attack), η οποία επηρεάζει την παραγωγή άνωσης. Στην πραγματικότητα όμως, κανείς δεν γνωρίζει τον μηχανισμό που προκαλεί αυτή την επιτάχυνση της ταχύτητας στην άνω όψη του φτερού. Βρέθηκαν 5 πιθανές εξηγήσεις και παρατίθενται στην συνέχεια. Άλλες βασίζονται στον 3^ο νόμο του Newton (αρχή δράσης-αντίδρασης) και άλλες στην αρχή του Bernoulli.

1. Η αεροτομή, με την μορφή της στην άνω όψη προκαλεί μια κεντρομόλο επιτάχυνση στο ρευστό, γεγονός που επιταχύνει την άνω πλευρά της ροής.
2. Ο αέρας τείνει να θέλει να κινηθεί ευθεία. Με την καμπύλωση της αεροτομής, ο αέρας χωρίζεται σε δύο ίσα μέρη, όμως εισάγεται σε 2 ανόμοια χωρία. Εάν θεωρηθεί ένας όγκος ελέγχου που να ξεκινά λίγο πριν την αρχή της πτέρυγας και να τελειώνει λίγο μετά από αυτή, και συνυπολογίζοντας κάποια γωνία προσβολής, το άνω χωρίο είναι μεγαλύτερο. Αυτό, βάση της καταστατικής εξίσωσης των αερίων οδηγεί σε μικρότερη πίεση στην άνω πλευρά, και άρα σε μεγαλύτερη ταχύτητα.

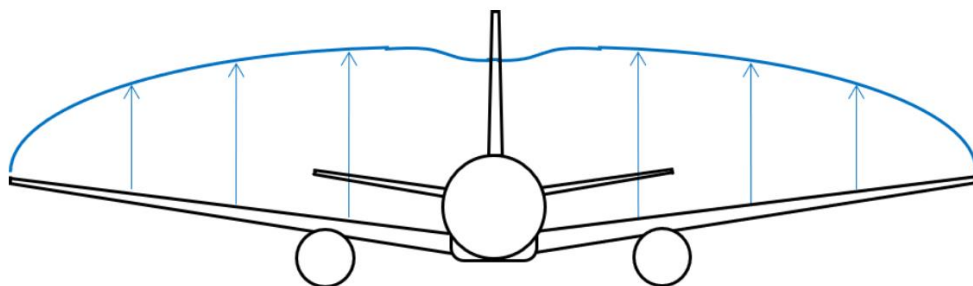
$$p * V = n * R * T \quad (2)$$

- p: η πίεση του αερίου.
- V: ο όγκος του αερίου.
- n: ο αριθμός των γραμμομορίων του αερίου.
- R: η παγκόσμια σταθερά των αερίων
- T: η απόλυτη θερμοκρασία σε μονάδες Kelvin.

3. Όταν το αεροσκάφος βρίσκεται σε κίνηση, λόγω της υπάρχουσας γωνίας προσβολής και της μορφής της πτέρυγας, η κάτω πλευρά αυτής φαίνεται να δέχεται κρούσεις από υψηλότερο αριθμό σωματιδίων του αέρα και με περισσότερη ενέργεια. Βάση του 3^{ου} Νόμου του Newton, τα μεγαλύτερα κρουστικά φορτία που ασκούνται στην πτέρυγα, προκαλούν μια δύναμη αντίδρασης στο αεροσκάφος, ίση και αντίθετη.
4. Τα ρευστά έχουν την τάση να προσκολλώνται σε επιφάνειες στερεών. Η κυρτή επιφάνεια της αεροτομής στην άνω πλευρά της συμπιέζει τον αέρα και λόγω της αρχής διατήρησης της μάζας, η ταχύτητα θα αυξηθεί, με συνέπεια την μείωση της πίεσης.
5. Η πτέρυγα διαχειρίζεται έναν μεγάλο όγκο αέρα, τον οποίο εν τέλει κατευθύνει προς τα κάτω δημιουργώντας το κατώρευμα. Λόγω της μεταβολής που προκαλεί στην διεύθυνση του αέρα, ασκώντας του δύναμη, ο αέρας, σύμφωνα με τον νόμο δράσης-αντίδρασης ασκεί μια δύναμη ίση, με φορά προς τα πάνω, στην πτέρυγα.



Εικόνα 10: Σχεδιάγραμμα αλληλεπίδρασης κατωρέυματος και πτέρυγας σε μια ελεύθερη ροή.



Εικόνα 11: Κατανομή δύναμης άνωσης συναρτήσει του εκπετάσματος του αεροσκάφους.

Όλοι οι παραπάνω μηχανισμοί μπορεί να παίζουν ρόλο στο πως πετάει ένα αεροσκάφος, αλλά δεν έχει εξακριβωθεί ποιος είναι ο κυρίαρχος εξ αυτών. Επίσης, δεν αποκλείεται να παίζουν όλοι συμπληρωματικούς ρόλους στο τελικό αποτέλεσμα.

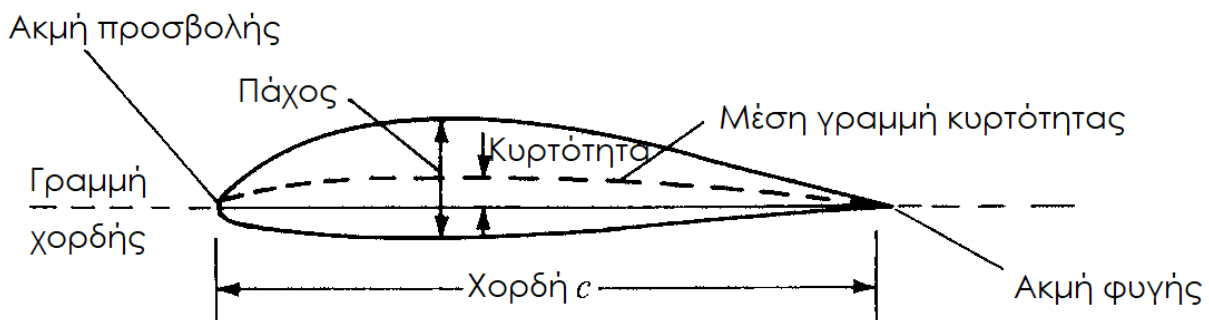
Παρακάτω θα γίνει η μελέτη μερικών βασικών αεροδυναμικών μεγεθών, προκειμένου ο αναγνώστης να έχει καλύτερη αντίληψη του θεωρητικού υποβάθρου της πτήσης.

Το πρώτο μέγεθος που θα εξεταστεί είναι η δυναμική πίεση. Η δυναμική πίεση ορίζεται ως η κινητική ενέργεια ανά μονάδα όγκου ενός ρευστού. Η δυναμική πίεση είναι ένας από τους όρους της εξίσωσης του Bernoulli, η οποία μπορεί να προκύψει από τη διατήρηση της ενέργειας για ένα ρευστό σε κίνηση. Σε ένα σημείο στασιμότητας (stagnation point), η δυναμική πίεση είναι ίση με τη διαφορά μεταξύ της πίεσης στασιμότητας και της στατικής πίεσης, οπότε η δυναμική πίεση σε ένα πεδίο ροής μπορεί να μετρηθεί σε ένα σημείο στασιμότητας.

$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (3)$$

Όπου:

- q : δυναμική πίεση
- ρ : πυκνότητα του ρευστού
- u : ταχύτητα ελεύθερης ροής ρευστού



Εικόνα 12: Βασικά στοιχεία αεροτομής (δύο διαστάσεις).

Η δυναμική πίεση χρησιμοποιείται στους κυρίαρχους αεροδυναμικούς συντελεστές: τον συντελεστή άνωσης C_l και τον συντελεστή αντίστασης C_d . Οι συντελεστές αυτοί, όταν έχουν μικρούς δείκτες, σημαίνει ότι αναφέρονται σε αεροτομές, ενώ όταν έχουν κεφαλαίους δείκτες, αναφέρονται σε πτέρυγες. Συνήθως οι πτέρυγες είναι άθροισμα συνδεόμενων

αεροτομών, από την ρίζα του φτερού έως το ακροπτερύγιο. Η βάση αποτελείται από πιο παχιές αεροτομές και παράγει μεγαλύτερο κομμάτι της άνωσης. Επίσης, υπάρχουν 3 γωνίες που επηρεάζουν την παραγωγή άνωσης:

- γωνία sweep : η γωνία κατά την οποία η πτέρυγα είναι επικλινείς προς τα πίσω (ή περιστασιακά προς τα εμπρός). Η γωνία ορίζεται από έναν οριζόντιο άξονα που ξεκινά από την μπροστινή ακμή της ρίζας των φτερών και από την ευθεία που ενώνει το $\frac{1}{4}$ της χορδής της ρίζας με το αντίστοιχο σημείο της χορδής της άκρης της πτέρυγας. Χρησιμοποιείται σε αεροσκάφη που πετούν διηχητικά και υπερηχητικά καθώς καθυστερεί την δημιουργία των κρουστικών κυμάτων.
- δίδερη γωνία : η γωνία κατά την οποία είναι μεταβλημένη η κλίση των φτερών του αεροσκάφους από τον οριζόντιο άξονα που ορίζεται από την αρχή των φτερών. Επηρεάζει σε μεγάλο βαθμό την σταθερότητα του αεροσκάφους και την ικανότητα του να περιστραφεί ενώ επηρεάζεται από την τοποθέτηση των φτερών σε σχέση με την άτρακτο (πάνω, κάτω ή στην μέση της άτρακτου).
- γωνία twist : η γωνία κατά την οποία είναι περιστραμμένη η πτέρυγα γύρω από τον διαμήκη άξονα της (συνήθως προς τα κάτω) προκειμένου η άκρη της πτέρυγας να είναι αυτή που θα χάσει τελευταία την στήριξη, καθώς εκεί βρίσκονται τα πηδάλια ελέγχου. Γεγονός που επηρεάζει και την ελλειπτική κατανομή άνωσης, καθώς τα άκρα των πτερυγίων έχουν χαμηλότερη γωνία προσβολής.

Οι συντελεστές αντίστασης και άνωσης που είναι βασικοί για τον σχεδιασμό ενός αεροσκάφους βρίσκονται κυρίως πειραματικά, σε ελεγχόμενα περιβάλλοντα (αεροσύραγγες). Συνήθως μπορούν να βρεθούν εάν γνωρίζουμε τα υπόλοιπα μεγέθη στις εξισώσεις άνωσης και αντίστασης.

$$\text{Εξίσωση Άνωσης: } L = C_L \cdot \rho \cdot S \cdot \frac{V^2}{2} \quad (4)$$

$$\text{Εξίσωση Αντίστασης: } D = C_D \cdot \rho \cdot S \cdot \frac{V^2}{2} \quad (5)$$

Με το S να αντιπροσωπεύει το εμβαδόν της πτέρυγας και V την ταχύτητα της ροής. Πολύ σημαντικοί παράγοντες που επηρεάζουν την πτήση είναι και οι λόγοι εκπετάσματος, άνωσης προς αντίσταση, φόρτισης της πτέρυγας και ώσης προς βάρος .

$$\text{A) Λόγος Εκπετάσματος: } AR = \frac{b^2}{S} \quad (6)$$

$$\text{B) Λόγος Άνωσης προς Αντίσταση: } \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (7)$$

$$\text{Γ) Λόγος Φόρτισης της Πτέρυγας: } \frac{W}{S} \quad (8)$$

$$\text{Δ) Λόγος Ώσης προς Βάρος: } \frac{T}{W} \quad (9)$$

Ο λόγος άνωσης προς αντίσταση είναι σημαντική ένδειξη της πτητικότητας του αεροσκάφους, της ευκολίας του, δηλαδή, να πετάξει και της αποτελεσματικής διαχείρισης της ενέργειας που εμπεριέχεται στην ροή που το περικλείει (και συνεπώς, όσο μεγαλύτερος ο λόγος τόσο καλύτερη και η εξοικονόμηση καυσίμου). Ο λόγος εκπετάσματος, έχει να κάνει πιο πολύ με την αεροδυναμική αποτελεσματικότητα του αεροσκάφους. Ο λόγος ώσης προς βάρος χαρακτηρίζει την ικανότητα επιτάχυνσης και ελιγμού του εκάστοτε αεροσκάφους. Ο λόγος φόρτισης της πτέρυγας δείχνει την ευκολία επηρεασμού του αεροσκάφους από εξωτερικούς παράγοντες και επιδρά στην απαιτούμενη απόσταση απογείωσης και προσγείωσης του αεροσκάφους. Και οι τέσσερις λόγοι παίζουν μεγάλο ρόλο στον υπολογισμό πληθώρας μεταβλητών της λειτουργίας του αεροσκάφους.

Η δυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους είναι αλληλένδετη με την αεροδυναμική του συμπεριφορά. Στην συνέχεια, θα οριστεί το σύστημα αναφοράς της κίνησης ενός αεροσκάφους, θα επεξηγηθούν μερικοί θεμελιώδης όροι όπως το κέντρο βάρους και το αεροδυναμικό κέντρο και θα αναφερθεί το πως επηρεάζουν στην πτήση. Για την εικόνα που ακολουθεί:

A) x, y, z: σύστημα αξόνων – κατευθύνσεις

B) U, V, W: οι συνιστώσες της ταχύτητας στις τρεις κατευθύνσεις

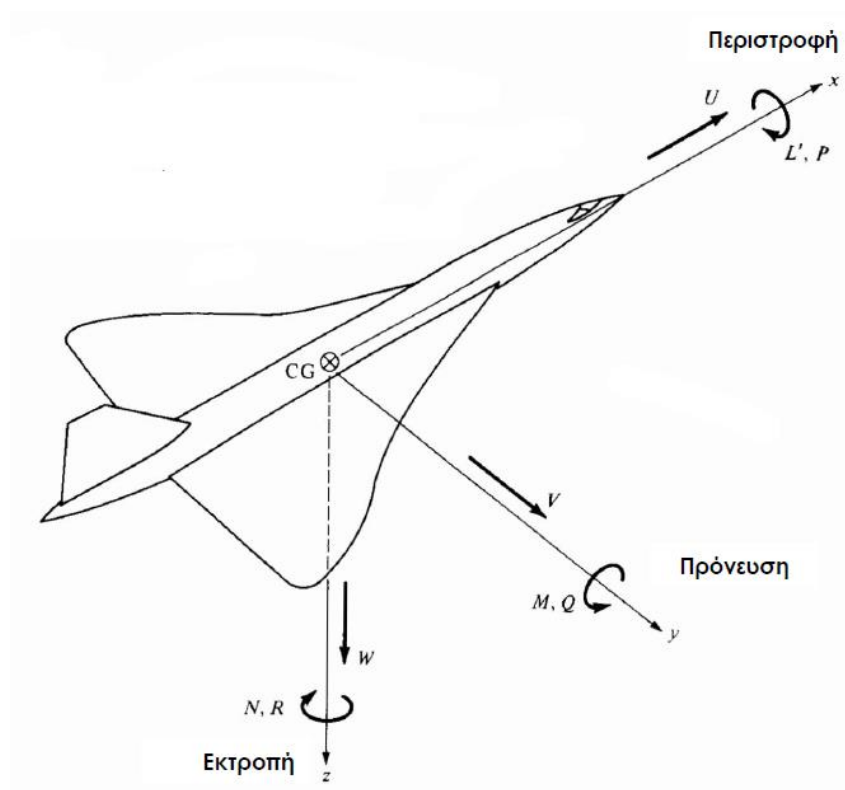
Γ) P, Q, R: οι συνιστώσες της γωνιακής ταχύτητας που αφορούν τις διάφορες στροφικές ταχύτητες του αεροσκάφους και οφείλονται στις

Δ) L', M, N: ροπές γύρω από τους άξονες x, y, και z του αεροσκάφους

Άξονες:

- 1) Πρόνευση (pitching): γύρω από τον εγκάρσιο άξονα y (ταχύτητα Q, ροπή M).
- 2) Εκτροπή (yawing): γύρω από τον κάθετο άξονα z (ταχύτητα R, ροπή N).

3) Περιστροφή (rolling): γύρω από τον διαμήκη άξονα x (ταχύτητα P, ροπή L').



Εικόνα 13: Σύστημα αναφοράς της κίνησης ενός αεροσκάφους.

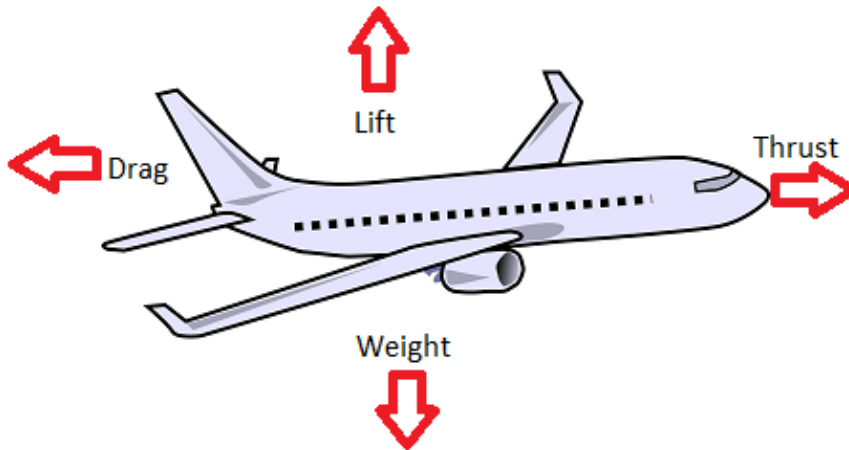
Η διαδικασία της πτήσης χαρακτηρίζεται από τις τέσσερις κύριες δυνάμεις που την διέπουν:

A) Άνωση: η δύναμη που προκύπτει από την διαφορά πιέσεων μεταξύ της πάνω και τις κάτω πλευράς του αεροσκάφους και τείνει να μετακινήσει το αεροσκάφος προς τα επάνω (άξονας z).

B) Βάρος: η δύναμη που οφείλεται στο βαρυτικό πεδίο της Γης και τείνει να μετακινήσει το αεροσκάφος προς τα κάτω (άξονας z)

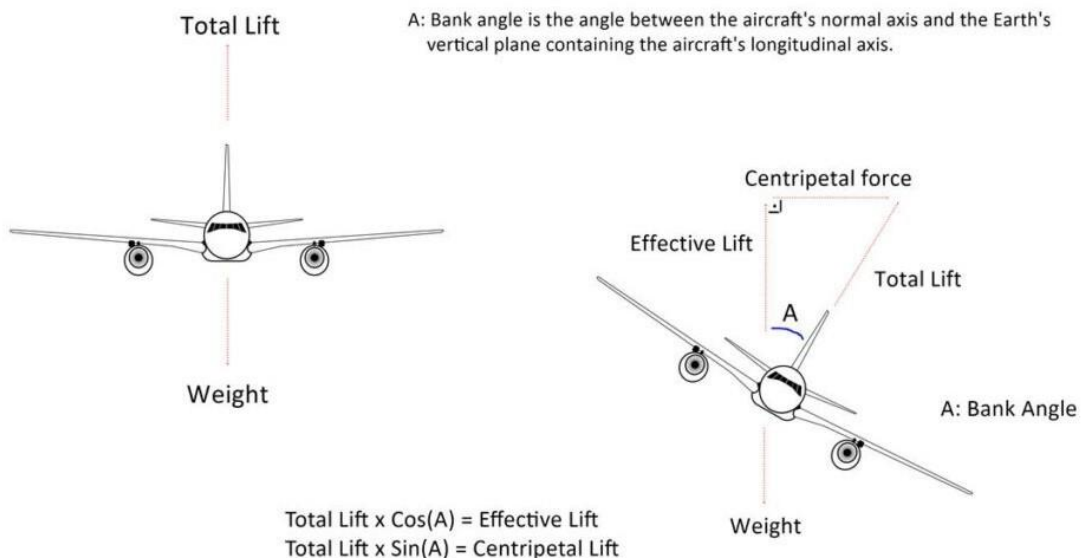
Γ) Πρόωση (thrust): η δύναμη που τείνει να μετακινήσει το αεροσκάφος προς τα μπροστά και συνήθως είναι αποτέλεσμα της χρήσης κάποιας κινητήριας διάταξης (άξονας x)

Δ) Αντίσταση/Οπισθέλκουσα Δύναμη (drag): η δύναμη που οφείλεται στην σύγκρουση του σώματος με τα σωματίδια του αέρα και τείνει να επιβραδύνει το αεροσκάφος (άξονας x).



Εικόνα 14: Χαρακτηριστικές δυνάμεις που δρουν κατά την πτήση και η διανυσματική τους αναπαράσταση.

Τα παραπάνω ισχύουν για το κομμάτι της πτήσης όπου το αεροσκάφος πετά ευθύγραμμα και ομαλά. Για να γίνει προφανέστερος ο τρόπος με τον οποίο επιδρά η άνωση στο αεροσκάφος, παρατίθεται η παρακάτω εικόνα, όπου εξετάζεται το ενδεχόμενο της στροφής προς την αριστερή πλευρά του αεροσκάφους και εμφανίζεται η κεντρομόλος επιτάχυνση λόγω στροφής, ενώ δίνονται και τύποι για την επιδρούσα άνωση (που διαφέρει από την συνολική άνωση).



Εικόνα 15: Δυνάμεις κατά την αριστερή στροφή ενός αεροσκάφους.

Στο παρόν σημείο να αναφερθεί ότι πέραν της αρμονικής στροφής, υπάρχουν οι έννοιες του slipping και του skidding, για τις οποίες δεν γίνεται λόγος, καθώς θεωρήθηκε ότι θα δυσκολέψει τον αναγνώστη στην κατανόηση των βασικών ιδεών.

Στην συνέχεια γίνεται αναφορά σε κάποιες τοποθεσίες στο αεροσκάφος, οι οποίες παίζουν καίριο ρόλο στην δυναμική του συμπεριφορά.

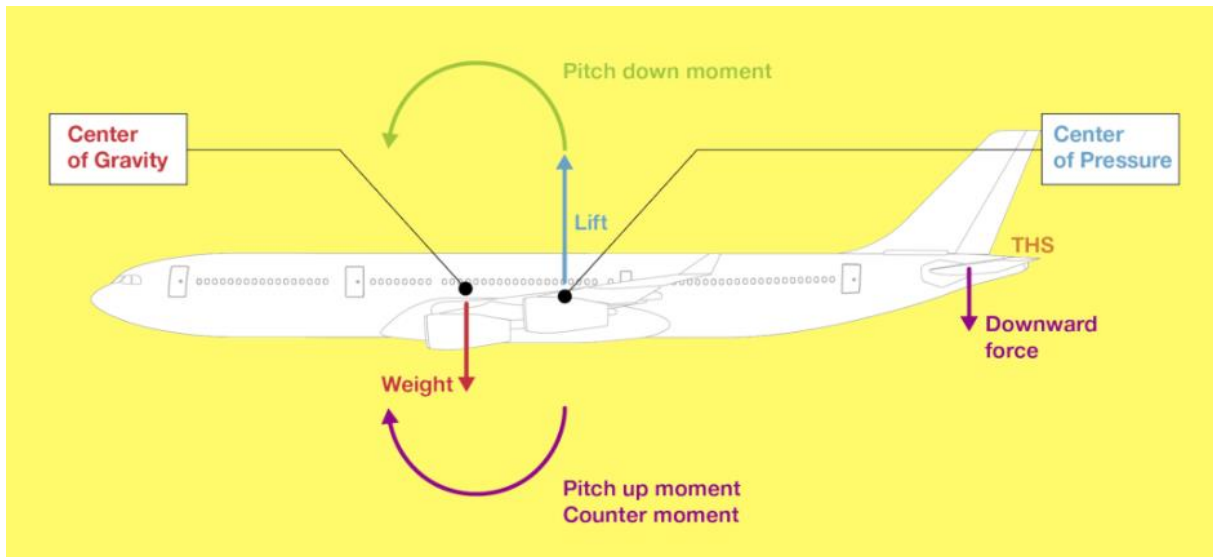
- 1) Κέντρο Βάρους του Αεροσκάφους: το σημείο στο οποίο μπορεί να θεωρηθεί ότι ασκείται η δύναμη του βάρους (μεταβαλλόμενο είτε με την μεταφορά εσωτερικών μαζών είτε με την μεταβολή μάζας λόγω κατανάλωσης καυσίμου του αεροσκάφους κατά την διάρκεια της πτήσης).
- 2) Κέντρο πιέσεων: το σημείο στο οποίο μπορεί να θεωρηθεί ότι ασκείται η συνισταμένη των αεροδυναμικών δυνάμεων, λόγω των κατανομών πιέσεων που επηρεάζουν το σώμα (μεταβαλλόμενο σημείο – επηρεάζεται σε μεγάλο βαθμό από την γωνία προσβολής).
- 3) Αεροδυναμικό Κέντρο: το σημείο ως προς το οποίο οι ροπές των δυνάμεων που ασκούνται στο ευθυγραμμισμένο σώμα (streamlined body – πχ αεροτομές) είναι ανεξάρτητες της γωνίας προσβολής (σταθερό σημείο, συνήθως στο $\frac{1}{4}$ της χορδής της αεροτομής για υποηχητικές ροές και στο $\frac{1}{2}$ της χορδής για υπερηχητικές ροές).
- 4) Ελαστικός Άξονας: μια νοητή γραμμή κατά μήκος του ανοίγματος της πτέρυγας όπου οι παραμορφώσεις κάμψης δεν παράγουν στρεπτικές παραμορφώσεις.

Καθώς γίνεται λόγος για την ισορροπία του αεροσκάφους, θα πρέπει να αναφερθούν επιδερμικά και οι έννοιες της στατικής και δυναμικής ευστάθειας, παρόλο που δεν έγινε μελέτη επι αυτών, στην παρούσα διπλωματική εργασία. Οι δυο αυτές έννοιες παίζουν θεμελιώδη ρόλο στον σημερινό σχεδιασμό των αεροσκαφών. Πέρα από τον σχεδιασμό μαχητικών αεροσκαφών, όπου για ελάχιστες περιπτώσεις έχουν προτιμηθεί σχεδιασμοί ελαφρώς ασταθείς, που δίνουν πλεονέκτημα στην ικανότητα ελιγμού, όλα τα σύγχρονα αεροσκάφη σχεδιάζονται για να είναι στατικώς και δυναμικώς ευσταθή. Υπάρχει το ενδεχόμενο ένα αεροσκάφος να είναι στατικώς ευσταθές χωρίς να είναι δυναμικώς ευσταθές, αλλά το ανάποδο δεν υφίσταται.

Ως στατική ευστάθεια ορίζεται η τάση του αεροσκάφους να επιστρέφει στην κατάσταση ισορροπίας του μετά από μια διαταραχή. Ένα στατικά ευσταθές αεροσκάφος,

είναι κατασκευασμένο με τέτοιο τρόπο ώστε μετά από μια διαταραχή, να δημιουργούνται κατάλληλες αεροδυναμικές δυνάμεις επαναφοράς στη κατάσταση ισορροπίας του.

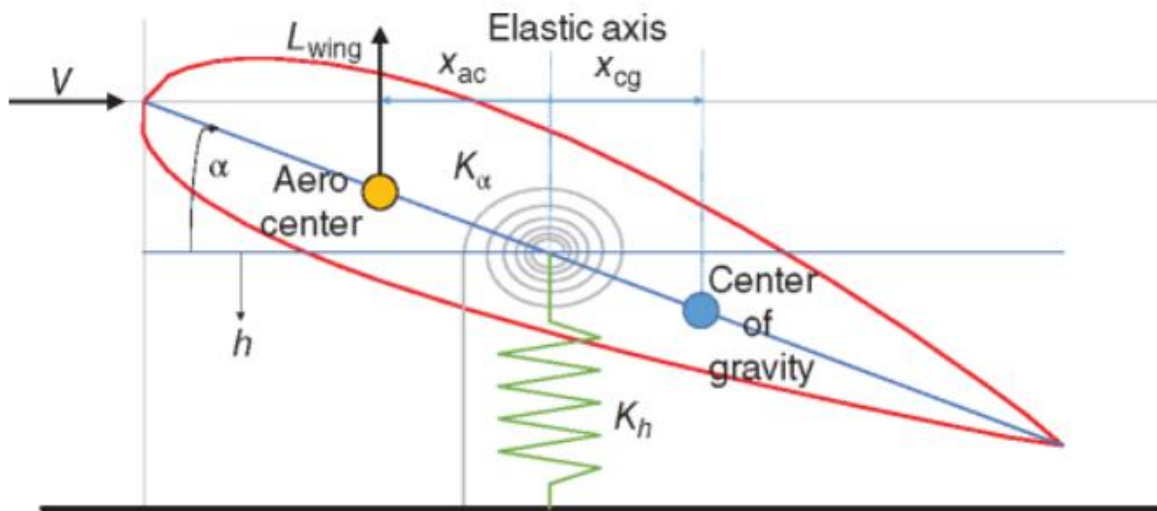
Ως δυναμική ευστάθεια ορίζεται η ικανότητα να αποσβεστεί από το αεροσκάφος, είτε με χρήση των πηδαλίων ελέγχου, είτε χωρίς, μια εξωτερικής προελεύσεως διαταραχή συναρτήσει του χρόνου, και όχι μόνο στιγμιαία. Το αεροσκάφος, με βάση τα χαρακτηριστικά της κατασκευής του, θα πρέπει να είναι ικανό να διαχύσει το πιθανό πλεόνασμα ενέργειας, το οποίο μπορεί να επέλθει πχ από κάποια δίνη, στο περιβάλλον, προκειμένου να μην μπει σε χρονιαία διεγερτικές ή ταλαντωτικές καταστάσεις. Ένα αεροσκάφος με αρνητική απόσβεση, είναι δυναμικά ασταθές και χρειάζεται η παροχή τεχνητής απόσβεσης από κάποιο ηλεκτρομηχανικό σύστημα ευστάθειας.



Εικόνα 16: Σχεδιάγραμμα τοποθεσίας κέντρου πίεσεως και κέντρου βάρους σε ένα ευσταθές αεροσκάφος.

Οι δύο συνθήκες που πρέπει να ακολουθούνται για να είναι ένα αεροσκάφος στατικά ευσταθές, είναι:

- 1) Ο συντελεστής ροπής γύρω από το κέντρο βάρους σε συνθήκες μηδενικής άνωσης $C_{M,0}$ θα πρέπει να είναι θετικός.
- 2) Ο ρυθμός μεταβολής του συντελεστή ροπής γύρω από το κέντρο βάρους συναρτήσει της γωνίας μηδενικής άνωσης $\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha}$ θα πρέπει να είναι μικρότερος του μηδενός.



Εικόνα 17: Απεικόνιση του αεροδυναμικού κέντρου, του ελαστικού άξονα και του κέντρου βάρους σε μια δισδιάστατη αεροτομή.

Τέλος, θα γίνει μια αναφορά στις επιφάνειες ελέγχου και στο πως επηρεάζουν την συμπεριφορά του αεροσκάφους, αλλά και την τοποθεσία εγκατάστασης τους, καθώς διαφορετικές διαμορφώσεις δημιουργούν διαφορετικές απαιτήσεις αντοχής της κατασκευής. Στην παρούσα εργασία, θα μελετηθεί μια δομή σχετικά απλή, χωρίς τις επιφάνειες ελέγχου, καθώς αυτό θα περιέπλεκε σε μεγάλο βαθμό και την αεροδυναμική αλλά και την δυναμική ανάλυση.

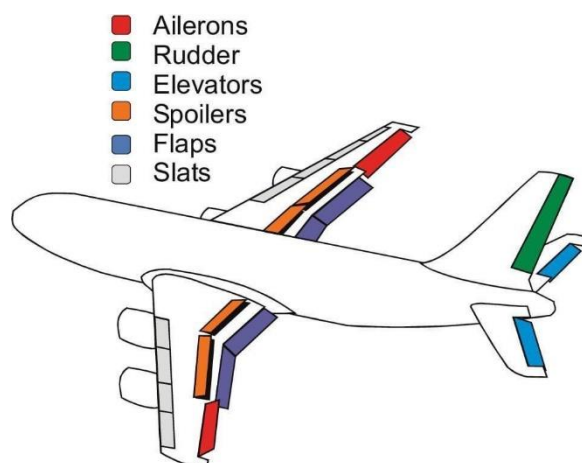
Οι επιφάνειες ελέγχου που υπάρχουν συνήθως σε κάποιο μοντέρνο, πολιτικό αεροσκάφος είναι οι παρακάτω:

- 1) Ailerons: βρίσκονται στο πίσω μέρος της πτέρυγας, ακριβώς πριν τα winglets, και στην αριστερή και στην δεξιά άκρη του πτερυγίου. Ρόλος τους είναι να στρίψουν το αεροσκάφος. Εάν ένα αεροπλάνο θέλει να στρίψει προς τα δεξιά, το αριστερό aileron θα μετακινηθεί προς τα κάτω, ανεβάζοντας την άνωση που προκαλεί η αριστερή πλευρά της πτέρυγας, ενώ το αντίθετο θα γίνει από την δεξιά πλευρά, προφανώς, προκαλώντας το αντίθετο αποτέλεσμα.
- 2) Elevator: βρίσκεται στο πίσω μέρος της ουράς. Είναι υπεύθυνος για την ισορροπία του αεροσκάφους κατά τον εγκάρσιο άξονα. Όταν εκτρέπεται προς τα

κάτω, το τμήμα της ουράς του αεροσκάφους ανεβαίνει. Το ανάποδο συμβαίνει όταν εκτρέπεται προς τα πάνω.

- 3) Rudder: βρίσκεται στην ουρά του αεροσκάφους, στο πίσω μέρος της κατακόρυφης ακμής του σταθεροποιητή. Παίζει μεγάλο ρόλο στον έλεγχο του αεροσκάφους γύρω από τον κάθετο άξονα του. Εάν εκτραπεί προς τα δεξιά, η ουρά θα μετακινηθεί προς τα αριστερά, κάτι που θα στρίψει το αεροσκάφος προς τα δεξιά.
- 4) Flaps: βρίσκονται στο πίσω άκρο της κύριας πτέρυγας, κοντά στην άτρακτο. Χρησιμοποιούνται με στόχο την αύξηση της συνολικής άνωσης. Προφανώς αυτό προκαλεί και αύξηση της οπισθέλκουσας δύναμης. Κατά την απογείωση και την απογείωση, επιμηκύνουν το φτερό προς τα κάτω. Για την απογείωση το κάνουν για συγκεκριμένες μοίρες, ώστε να επιτευχθεί ο μέγιστος λόγος L/D, ενώ για την προσγείωση επεκτείνονται κατά το μέγιστο, με στόχο την μείωση της ταχύτητας με παραγωγή αρκετής αντίστασης.
- 5) Slats: βρίσκονται στο εμπρός κομμάτι της κύριας πτέρυγας. Χρησιμοποιούνται για την αύξηση της άνωσης και χρησιμεύουν κυρίως για χαμηλές ταχύτητες, όπως οι ταχύτητες προσγείωσης και απογείωσης. Αντίθετα με τα flaps, δεν προκαλούν stall σε υψηλή γωνία προσβολής ενώ προσδίδουν καλύτερη δυνατότητα ελέγχου σε αυτήν την κατάσταση.
- 6) Spoilers: βρίσκονται στην πάνω πλευρά του φτερού και στόχος τους είναι να μειώσουν την παραγωγή άνωσης με ελεγχόμενο τρόπο. Συνήθως επεκτείνονται προς τα πάνω.

Υπάρχουν και άλλες διαμορφώσεις, όπως τα airbrakes, ή διάφορα tabs, που βοηθούν στον χειρισμό του αεροσκάφους σε μεγαλύτερες ταχύτητες, που δεν αναφέρονται.



Εικόνα 20: Οι επιφάνειες ελέγχου που αναφέρθηκαν σε σχέδιο επί του αεροπλάνου.

2.3. Θεμελιώδεις Δομές Αεροσκαφών

Η λειτουργικότητα και η δυναμική συμπεριφορά των αεροσκαφών, κρίνεται σε μεγάλο βαθμό από τις εσωτερικές τους δομές και την αντοχή τους σε εξωτερικές φορτίσεις. Οι δυνάμεις που συζητήθηκαν στο προηγούμενο εδάφιο, αποτελούν χαρακτηριστικό παράδειγμα αυτών των φορτίσεων, καθώς επιδρούν στο αεροσκάφος για όλη την διάρκεια της λειτουργίας του (απογείωση-πτήση-προσγείωση).

Παράλληλα, δεν μπορεί να μην αναφερθεί η κρισιμότητα της ελαχιστοποίησης του βάρους σε έναν αεροπορικό σχεδιασμό. Στόχος της εκάστοτε σχεδιαστικής ομάδας, είναι η παραγωγή της απαιτούμενης άωσης, χρησιμοποιώντας το λιγότερο δυνατό βάρος.

Αυτά τα 2 γεγονότα, πολλές φορές, οδηγούν σε σχεδιαστικές αντιφάσεις. Ο συντελεστής ασφαλείας που χρησιμοποιείται στα αεροσκάφη είναι γύρω στο 1.5, δηλαδή είναι σχετικά χαμηλός σε σχέση με άλλες κατασκευές. Ο χαμηλός συντελεστής ασφαλείας είναι δείγμα της «διαπραγμάτευσης» που υπάρχει μεταξύ αύξησης της αντοχής των εσωτερικών δομών και μείωσης του βάρους.

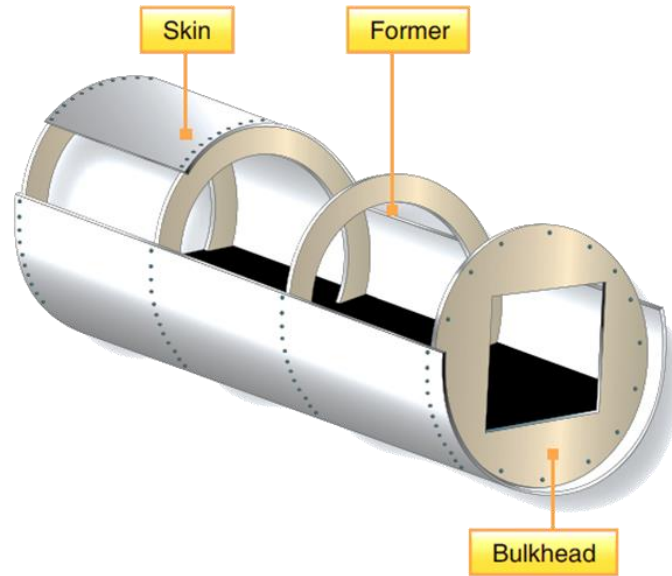
Σήμερα, έχουν επικρατήσει 3 κουλτούρες σχεδιασμού της δομής ενός αεροσκάφους:

A) Space Frame: διαμόρφωση δικτυώματος, η οποία χαρακτήριζε τα πρώτα αεροπλάνα που δημιουργήθηκαν. Δεδομένου ότι οποιοδήποτε μέλος είναι ισχυρότερο στη θλίψη ή στον εφελκυσμό από ό,τι στην κάμψη, τα μέλη φέρουν ακραία φορτία καλύτερα από τα πλευρικά φορτία. Έτσι, η επιλογή διαμόρφωσης δικτυώματος αποτελεί μια καλή λύση. Για να είναι όμως αποτελεσματική μια τέτοια δομή, θα πρέπει να αποτελείται εξ ολοκλήρου από τρίγωνα. Όταν το φορτίο σε μια δοκό ενεργεί προς μία κατεύθυνση, κάθε εναλλακτικό μέλος φέρει εφελκυσμό ενώ τα άλλα μέλη φέρουν θλίψη. Όταν το φορτίο αντιστρέφεται, τα μέλη που έφεραν θλιπτικές τάσεις τώρα υπόκεινται σε εφελκυσμό και το ανάποδο. Τα δικτυώματα αυτά, συνήθως, ήταν από συγκολλημένες δοκούς χάλυβα, αποτελούνταν από τα longerons (θα επεξηγηθεί στην συνέχεια) και από διαγώνιες δοκούς. Το αποτέλεσμα ήταν ένα δύσκαμπτο, ισχυρό και ελαφρύ δικτύωμα. Αυτό καλύπτεται με διάφορα πάνελ, ώστε η μορφή του αεροσκάφους να έχει λιγότερη αεροδυναμική αντίσταση. Η διαμόρφωση δικτυώματος αργότερα θεωρήθηκε ως μια εγγενώς αναποτελεσματική σχεδίαση, καθώς το αεροδυναμικό κάλυμμα συμβάλλει στη μάζα, αλλά δεν παρέχει πραγματική δυσκαμψία στη σχεδίαση. Όλο το φορτίο επομένως μεταφέρεται στα μέλη του δικτυώματος.



Εικόνα 18: Αεροσκάφος με δομή μορφής space frame.

B) Monocoque: κατασκευή monocoque, δηλαδή μια κατασκευή όπου το κέλυφος φέρει όλα τα στοιχειώδη φορτία και αποτελεί το μόνο μέρος το οποίο συνεισφέρει στην δομική δυσκαμψία του αεροσκάφους, χωρίς την ύπαρξη εσωτερικού δικτυώματος. Μια διαμόρφωση τέτοιας μορφής πλεονεκτεί σημαντικά σε βάρος (ελαφριά). Υπάρχουν, όμως, δύο σημαντικά μειονεκτήματα σε αυτόν τον τρόπο σχεδίασης. Το πρώτο είναι ότι το περίβλημα θα πρέπει να έχει ένα πολύ περίπλοκο, καμπυλωτό σχήμα ώστε να αποφευχθεί ο λυγισμός. Αυτό, συνάμα, το κάνει ακριβότερο. Το δεύτερο είναι, ότι μια τέτοια διαμόρφωση είναι πολύ δύσκολο να διαχειριστεί σημειακά φορτία και κρουστικές διεγέρσεις. Τέτοια φορτία είναι αυτά που δημιουργούνται στις βάσεις του κινητήρα ή στα σημεία προσάρτησης του συστήματος προσγείωσης. Πλέον, σε μια τέτοια διαμόρφωση χρησιμοποιείται κυρίως αλουμίνιο αντί για χάλυβα, που χρησιμοποιούνταν παλαιότερα, ενώ υπάρχουν και αεροσκάφη που χρησιμοποιούν υαλοβάμβακα.. Όπως και η space frame διαμόρφωση, θεωρείται σχετικά ξεπερασμένη και δυσεύρετη στην σύγχρονη εποχή.

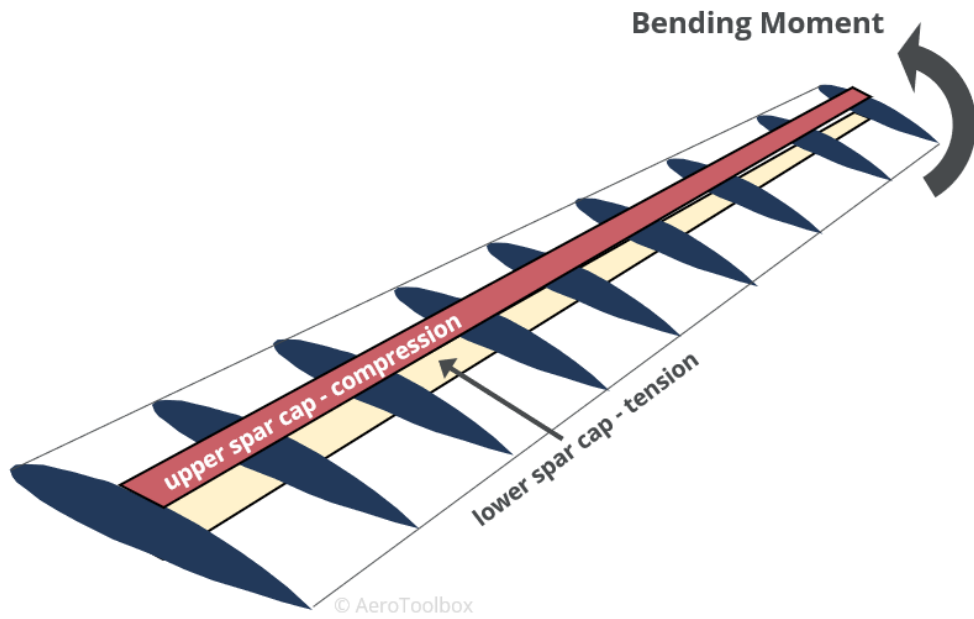


Εικόνα 19: Ατρακτος αεροσκάφους με δομή μορφής μονοocoque.

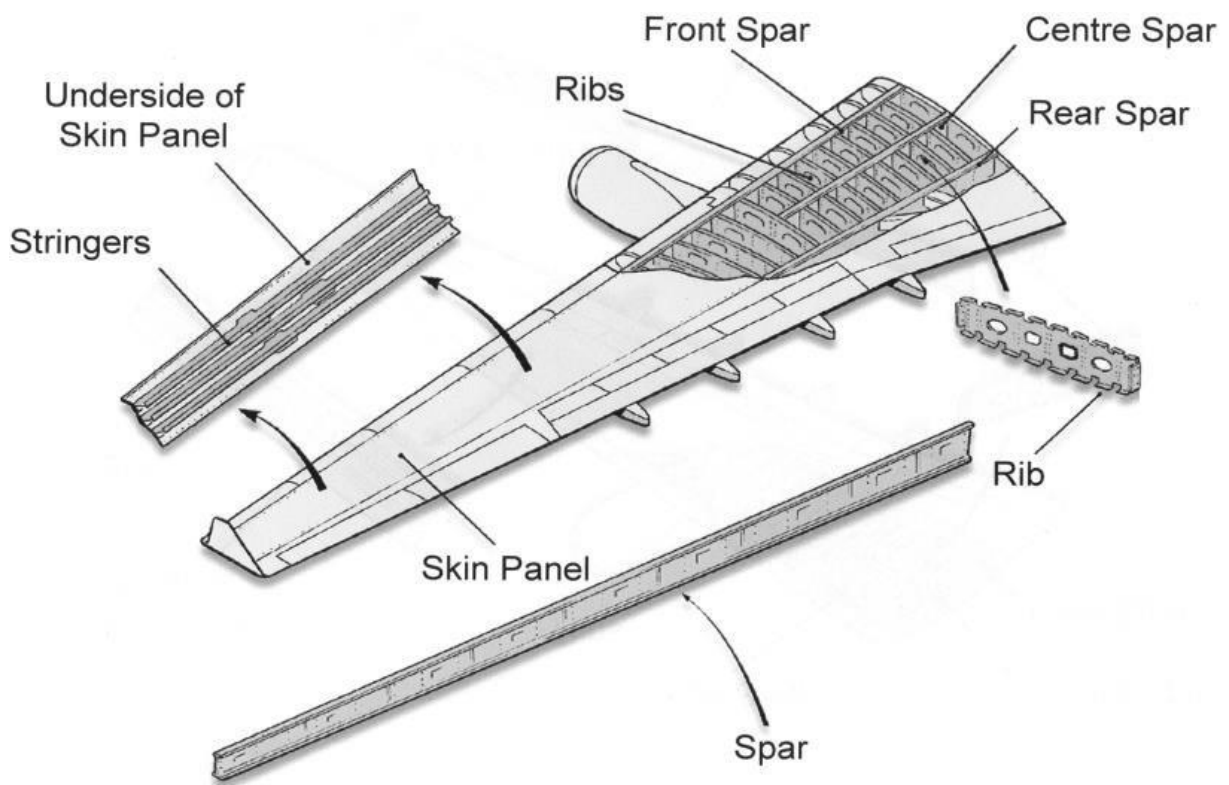
Γ) Semi-Monocoque: η επικρατέστερη μορφή στην σημερινή εποχή. Η φιλοσοφία του σχεδιασμού στοχεύει στο να εκμεταλλευτεί τα πλεονεκτήματα των 2 προαναφερθέντων δομών, για αυτό και σε σχεδιασμό βρίσκεται κάπου ενδιάμεσα. Κύριο πλεονέκτημα της είναι ότι, τόσο το περίβλημα όσο και το εσωτερικό δικτύωμα φέρουν φορτίο και συμβάλλουν στη συνολική δυσκαμψία της κατασκευής. Μια συνήθης κατασκευή αυτής της μορφής εμπεριέχει μέρη παράλληλα με τους δύο διαμήκη άξονες του αεροσκάφους (της ατράκτου και των φτερών), όπως τα longerons, stringers και spars, τα οποία διευκολύνουν στην παραλαβή καμπτικών φορτίων και στηρίζουν το δέρμα έναντι λυγισμού. Ταυτόχρονα, φέρει και εγκάρσια μέλη (ribs και bulkheads) που βοηθούν στην απορρόφηση εγκάρσιων διατμητικών τάσεων και στην αύξηση της αντοχής κρουστικά ή σημειακά φορτία. Τέλος, υπάρχει το περίβλημα, το οποίο φέρει εσωτερικές διατμητικές τάσεις και μέσω το οποίου παραλαμβάνονται τα οποιαδήποτε εξωτερικά φορτία. Όλα τα παραπάνω, «συνεργάζονται», με σκοπό την αντίσταση σε παραμόρφωση λόγω εξωτερικών δυνάμεων και την αντοχή στις εξωτερικές φορτίσεις. Συνήθως, αυτές οι διαμορφώσεις αποτελούνται από μέρη αλουμίνιου, σύνθετων υλικών και σε πολύ σπάνιες περιπτώσεις, τιτανίου.

Μια τέτοια δομή θα είναι το αντικείμενο μελέτης της παρούσας διπλωματικής εργασίας, για αυτό, παρακάτω επεξηγούνται και παρουσιάζονται τα μέλη των δομών.

- 1) Longérons/Stringers: στοιχεία παράλληλα είτε με τον διαμήκη άξονα της άτρακτου είτε με τον διαμήκη άξονα της πτέρυγας. Στόχος τους είναι η μεταφορά αξονικών φορτίων (εφελκυσμό και θλίψη). Στην άτρακτο, συνήθως, έχουν μορφή U και συνδέονται με το εξωτερικό περίβλημα, ενώ στην πτέρυγα, έχουν μορφή Z και έχουν παρόμοιο ρόλο. Πολλές φορές, ακολουθείτε μια διαμόρφωση με την μορφή σχάρας (χρησιμοποιώντας και τα ribs), με στόχο αρτιότερη μεταφορά τάσεων μεταξύ σκελετού και περιβλήματος (συνήθως σε μεγάλα πολιτικά ή εμπορικά αεροσκάφη).
- 2) Spars: κύρια μέλη του φτερού, παράλληλα στον διαμήκη άξονα (και στα stringers), τα οποία ξεκινούν από την ρίζα του φτερού και είναι υπεύθυνα για την μεταφορά των καμπτικών τάσεων. Η συνολική διαμόρφωση έχει μορφή I, αλλά αποτελείται από δύο κομμάτια, τα spar webs (μεταφέρουν αξονικά φορτία που προκύπτουν από τη ροπή κάμψης που παράγεται από το φτερό) και τα spar caps (διαχωρίζουν το άνω και το κάτω μέρος της πτέρυγας, φέρουν το κατακόρυφο διατμητικό φορτίο που παράγει το φτερό, ενώ ταυτόχρονα, συνεισφέρουν στην αύξηση της στρεπτικής δυσκαμψίας της πτέρυγας και τροφοδοτούν το φορτίο στο περίβλημα της, μέσω διατμητικής ροής).
- 3) Ribs: μέλη κάθετα στα spars, παλαιότερα με μορφή της αντίστοιχης αεροτομής που χρησιμοποιείται για την δημιουργία του φτερού. Υποστηρίζουν το φτερό, ώστε να κρατά την αεροδυναμική του μορφή. Συνήθως, είναι διατρητά, ώστε να μειωθεί το συνολικό βάρος της κατασκευής. Βρίσκονται σε ίση απόσταση μεταξύ τους, κατά κανόνα, και συμβάλλουν στην αντοχή του φτερού σε λυγισμό. Είναι μια στιβαρή δομή, που αυξάνει την αντοχή και σε συγκεντρωμένα φορτία.



Εικόνα 20: Φόρτιση των spar caps υπό καμπτική ροπή, συνήθως αποτέλεσμα της προκαλούμενης άνωσης.



Εικόνα 21: Χαρακτηριστική συναρμογή φτερού σημερινής εποχής.

Ο προκαταρκτικός σχεδιασμός της δομής, μετά από χρόνια προόδου έχει καταλήξει σε μερικές σταθερές, οι οποίες συναντώνται, σχεδόν, σε όλο το φάσμα των πολιτικών αεροσκαφών. Μια συνήθης τακτική είναι η ύπαρξη 2 κύριων spar και πολλές φορές και η ύπαρξη κάποιου ενδιάμεσου, που είναι κοντά στην ρίζα, καθώς εκεί συγκεντρώνονται οι μεγαλύτερες τάσεις, είτε λόγω παραγωγής άνωσης, είτε λόγω του μεταβαλλόμενου βάρους, είτε λόγω της ύπαρξης του συστήματος προσγείωσης.

- Συνήθως, το κύριο spar βρίσκεται στο ή κοντά στο σημείο που ορίζουν τα σημεία $\frac{1}{4}$ της χορδής των ribs. Η επιλογή αυτή γίνεται βάση της ύπαρξης του αεροδυναμικού κέντρου, στα συγκεκριμένα σημεία της πτέρυγας, που σημαίνει ότι ο συντελεστής ροπής είναι ανεξάρτητος από τη γωνία προσβολής για τα αντίστοιχα σημεία.
- Το πίσω spar χρησιμοποιείται, κυρίως, για την στερέωση επιφανειών ελέγχου, όπως είναι τα flaps και τα ailerons.
- Τα ribs κατά κανόνα ισαπέχουν μεταξύ τους, εκτός από τα σημεία όπου ασκούνται εξωτερικά φορτία. Τέτοια φορτία είναι, το βάρος των κινητήριων διατάξεων, τα συστήματα προσγείωσης-απογείωσης, η ύπαρξη flaps και ailerons. Έτσι, αυτά τα σημεία, θα πρέπει αποτελέσουν τροχοπέδη για τον σχεδιασμό της εσωτερικής δομής, καθώς μπορεί να απαιτείται πύκνωση των ribs, ή μείωση των ribs, όσο η κατασκευή πλησιάζει προς το άκρο της. Το να έχουν τα ribs ίση απόσταση μεταξύ τους γίνεται με σκοπό το μήκος κάθε τμήματος του περιβλήματος μεταξύ των ribs να είναι περίπου ίσο με την απόσταση μεταξύ γειτονικών ribs. Με αυτόν τον τρόπο, δημιουργείται μια τετράγωνη δομή για κάθε κομμάτι (πάνελ) του περιβλήματος. Έτσι, μεταφέρονται οι διατμητικές τάσεις στο περίβλημα αποτελεσματικότερα και μειώνεται η πιθανότητα το περίβλημα να λυγίσει.

2.4. Αεροελαστικότητα και Αεροελαστικά φαινόμενα

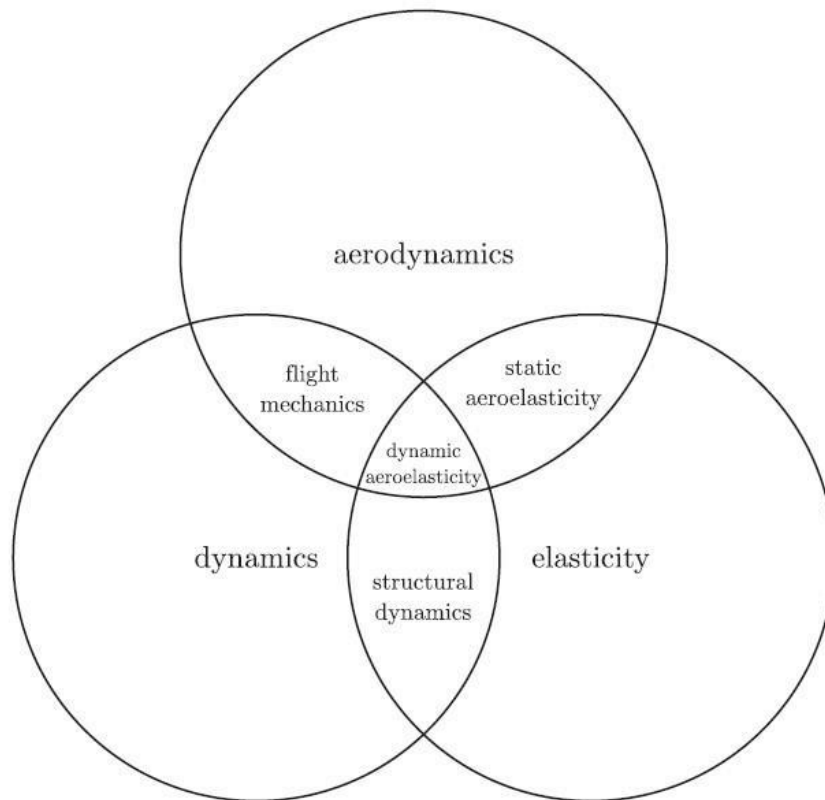
Στον πραγματικό κόσμο, τα στερεά σώματα είναι ελαστικά και παραμορφώσιμα, τουλάχιστον ως έναν βαθμό. Τι γίνεται, όμως, όταν αυτή η παραμόρφωση επηρεάζει την δυναμική συμπεριφορά ενός στερεού; Το φαινόμενο της αεροελαστικότητας, είναι χαρακτηριστικό παράδειγμα μιας τέτοιας περίπτωσης. Η πτέρυγα του αεροσκάφους, είναι υπεύθυνη για την παραγωγή άνωσης. Ο σχεδιασμός της λαμβάνει υπόψιν την ελαστικότητα της κατασκευής. Με το πέρασμα των χρόνων, ο σχεδιασμός αεροσκαφών έχει καλωσορίσει και πλέον έχει αρχίσει να εκμαιοεί αυτή την ελαστικότητα των φτερών, καθώς εάν χρησιμοποιηθεί σωστά, μπορεί να αυξήσει την παραγόμενη άνωση και συνάμα την αεροδυναμική αποτελεσματικότητα της πτέρυγας, γεγονός που αυξάνει την συνολική αποτελεσματικότητα της κατασκευής.

Ο όρος, λοιπόν, αεροελαστικότητα χρησιμοποιείται για να περιγράψει τα φαινόμενα που προκύπτουν από αλληλεπίδραση ενός παραμορφώσιμου μηχανικού σώματος που έρχεται σε επαφή με κάποιο ρευστό και από την ύπαρξη σχετικής κίνησης ανάμεσα τους, προκύπτουν δυνάμεις. Μέσω της αεροελαστικότητας, γίνεται αντιληπτός ο τρόπος με τον οποίο τα αεροδυναμικά φορτία επηρεάζουν την παραμόρφωση του σώματος και πώς αυτή η παραμόρφωση του σώματος επηρεάζει τα αεροδυναμικά φορτία σε ένα συζευγμένο πρόβλημα.

Η αεροελαστικότητα αποτελεί την κοινή τομή 3 διαφορετικών τομέων της φυσικής. Αποτελεί τον συνδετικό κρίκο μεταξύ της δυναμικής των κατασκευών, της ελαστικότητας των σωμάτων ή και της αντοχής υλικών και της αεροδυναμικής, όπως φαίνεται στο παρακάτω διάγραμμα Venn.



Εικόνα 22: Χαρακτηριστικά έντονο φαινόμενο παραμόρφωσης στο Boeing 787.



Εικόνα 23: Διάγραμμα Venn που αντικατοπτρίζει την αλληλεπίδραση των προαναφερόμενων επιστημών.

Η δυναμική αποτελεί κλάδο της μηχανικής, που εξετάζει τη σχέση ανάμεσα στην κίνηση υλικών σωμάτων και στις δυνάμεις, οι οποίες τις προκαλούν ή αναπτύσσονται κατά διάρκεια μιας κίνησης, και ιδιαίτερα αυτές που είναι αποτέλεσμα εξωτερικών παραγόντων του εκάστοτε μελετώμενου συστήματος. Η επιστήμη της ελαστικότητας μελετά την σχέση ανάμεσα στις δυνάμεις που ασκούνται σε ένα σώμα και την παραμόρφωση που λαμβάνει αυτό λόγω αυτών των δυνάμεων. Η αεροδυναμική επικεντρώνεται στις δυνάμεις που ασκούνται σε ένα σώμα λόγω της κίνησης του εντός κάποιου ρευστού, ή της αλληλεπίδρασης του με κάποιο ρευστό.

Η σύνδεση μεταξύ των κλάδων δυναμικής και αεροδυναμικής, ασχολείται κυρίως με την μελέτη των αεροδυναμικών στοιχείων ως προς την ικανότητα τους να παράγουν άνωση, προσπαθώντας ταυτόχρονα, να ελαχιστοποιήσουν την αντίσταση. Στο παραπάνω διάγραμμα, η τομή αυτή ονομάζεται ως *flight mechanics*, γιατί ασχολείται κυρίως με αεροχήματα, ακριβώς επειδή σε αυτά, οι αεροδυναμικές δυνάμεις που προκύπτουν ευθύνονται για την παραγωγή της κίνησης. Σε επιδερμικό επίπεδο, ο κλάδος αυτός καλύπτει και οχήματα

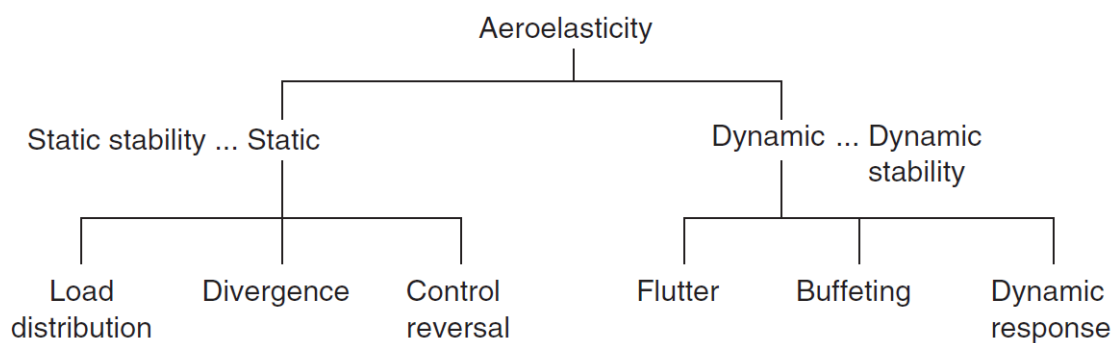
εδάφους που επηρεάζονται από την αεροδυναμική τους αντίσταση όπως αυτοκίνητα και τρένα, καθώς και η μελέτη συσκευών όπως προπέλες και ανεμιστήρες.

Το κομμάτι που συνδέει δυναμική και ελαστικότητα ονομάζεται structural dynamics. Η παρούσα διπλωματική επικεντρώνεται σε αυτόν τον κλάδο, ο οποίος ασχολείται με τις κινήσεις και τις παραμορφώσεις των σωμάτων ταυτόχρονα.

Η στατική αεροελαστικότητα, που στο διάγραμμα παρουσιάζεται ως η τομή μεταξύ ελαστικότητας και αεροδυναμικής, ασχολείται με στατικές καταστάσεις, όπου υπάρχουν ξεκάθαρες και μη μεταβλητές οριακές συνθήκες, όπως μια πτέρυγα που έχει σταθερή παραμόρφωση κατά την διάρκεια ευθύγραμμης πτήσης σταθερής ταχύτητας.

Η τομή των τριών αυτών πεδίων, είναι η δυναμική αεροελαστικότητα, που ασχολείται με δυναμικά φαινόμενα που προκαλούνται από τα αεροδυναμικά φορτία και την παραμόρφωση που επέρχεται στα μελετώμενα στοιχεία λόγω αυτών των δυνάμεων. Δεν επέρχεται ισορροπία στο μελετώμενο σύστημα, παρατηρούνται ταλαντωτικά φαινόμενα και μελετάται πιθανή αστοχία της εκάστοτε διάταξης λόγω των διαρκών διεγέρσεων που δέχεται.

Στην παρακάτω εικόνα, παρίστανται τα προβλήματα που αντιμετωπίζονται σε στατική και δυναμική αεροελαστικότητα, σύμφωνα με τον Megson.



Εικόνα 24: Διάγραμμα πιθανών μη επιθυμητών στατικών και δυναμικών συμπεριφορών ενός αεροσκάφους.

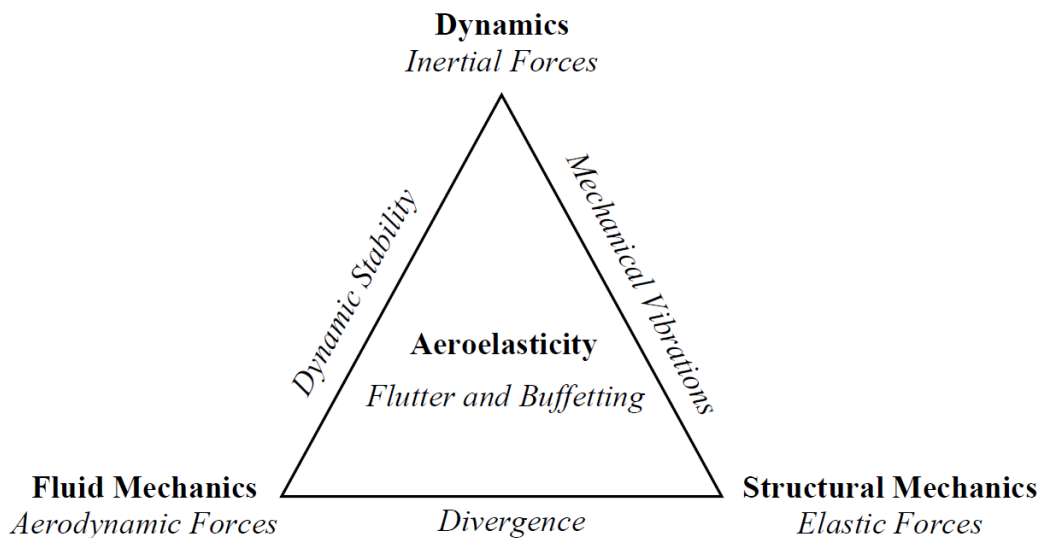
- 1) Load Distribution (κατανομή φορτίου): η κατανομή (άνισου) φορτίου αναφέρεται στο ενδεχόμενο που το φορτίο δεν είναι ομαλά κατανεμημένο σε όλο το άνοιγμα των φτερών και υπάρχουν μεγάλες σημειακές φορτίσεις, οι οποίες μπορούν να οδηγήσουν σε κόπωση, μεγάλες τάσεις σε συγκεκριμένα σημεία της κατασκευής ή ακόμα και σε αστοχία της κατασκευής (πχ για κάποια κρουστική φόρτιση).

- 2) Divergence: αεροελαστική αστάθεια που, εάν είναι αρκετά έντονη και υπερβεί την αντοχή της κατασκευής, μπορεί να οδηγήσει σε ολική καταστροφή των φτερών με πολύ βίαιο τρόπο. Το φαινόμενο παρατηρείται όταν οι αεροδυναμικές δυνάμεις είναι έντονες και αναγκάζουν την πτέρυγα να περιστρέφει αρκετά, δημιουργώντας έναν βρόγχο θετικής ανάδρασης (positive feedback loop) μεταξύ συστροφής και παραγωγής άνωσης, φτάνοντας την σε σημείο που δεν μπορεί να επιστρέψει στην αρχική της θέση. Αυτό είναι πιθανότερο να συμβεί σε υψηλές ταχύτητες και για σχετικά δύσκαμπτες πτέρυγες.
- 3) Control Reversal (αντιστροφή των πηδαλίων ελέγχου): συμβαίνει όταν οι αεροδυναμικές δυνάμεις που δρουν στις επιφάνειες ελέγχου γίνονται τόσο ισχυρές που εξουδετερώνουν την επιρροή του πιλότου. Έτσι, εάν ο πιλότος, για παράδειγμα, θέλει να στρίψει αριστερά και κουνήσει τα πηδάλια με τρόπο που έχει συζητηθεί σε προηγούμενο εδάφιο, το αεροσκάφος όχι μόνο δεν θα στρίψει προς τα αριστερά, αλλά θα στρίψει προς τα δεξιά. Το φαινόμενο παρατηρείται σε υψηλές ταχύτητες ή σε περίπτωση που η πτέρυγα είναι πολύ εύκαμπτη. Χάνεται η δυνατότητα ελέγχου.
- 4) Flutter (περυγισμός): δυναμική αστάθεια που προέρχεται από την διέγερση της πτέρυγας σε συνθήκες που προκαλούν συντονισμό. Οι αεροδυναμικές διεγέρσεις συζεύγονται με τις ιδιομορφές της πτέρυγας. Είναι ένα σύνθετο φαινόμενο καθώς διεγείρονται ταυτόχρονα και στρεπτικές αλλά και καμπτικές ιδιομορφές, ενώ κατά κάποιο τρόπο το φαινόμενο είναι αυτοπροκαλούμενο και δεν αποτελεί διέγερση. Η μετατόπιση λόγω των αεροδυναμικών φορτίων και της κίνησης του αεροσκάφους αυξάνει την παραγόμενη άνωση και αυτή με την σειρά της αυξάνει την μετατόπιση, προκαλώντας ένα βρόγχο θετικής ανάδρασης (positive feedback loop). Το φαινόμενο παρατηρείται σε ορισμένες κρίσιμες ταχύτητες. Μπορεί να οδηγήσει σε ολική καταστροφή της πτέρυγας. Η μελέτη του φαινομένου είναι βασικό στάδιο του προκαταρκτικού σχεδιασμού ενός αεροσκάφους.
- 5) Buffeting: φαινόμενο όπου οι τυρβώδεις ροές αέρα γύρω από το φτερό προκαλούν έντονες ταλαντώσεις. Παρατηρείται συνηθέστερα σε υψηλές γωνίες προσβολής ή κοντά στην ταχύτητα του ήχου όπου η ροή του αέρα γίνεται εξαιρετικά τυρβώδης. Μπορεί να προκληθούν σημαντικά φορτία στη δομή της πτέρυγας, οδηγώντας σε αυξημένες τάσεις και πιθανά προβλήματα κόπωσης. Ο σχεδιασμός ενός αεροσκάφους πρέπει να γίνει παίρνοντας υπόψιν και αυτό το φαινόμενο.

- 6) **Dynamic Response:** αναφέρεται στο πώς συμπεριφέεται η πτέρυγα όταν υπόκεινται σε χρονικά μεταβαλλόμενα φορτία, όπως ριπές ανέμου, αναταράξεις ή αλλαγές στις αεροδυναμικές δυνάμεις κατά τη διάρκεια ελιγμών. Μια επαρκώς σχεδιασμένη πτέρυγα πρέπει να έχει τα σωστά γεωμετρικά και δομικά χαρακτηριστικά για να απορροφά και να αποσβένει αυτά τα φορτία χωρίς υπερβολικές ταλαντώσεις ή σοβαρές φορτίσεις στην δομή του αεροσκάφους.

Για καλύτερη αναπαράσταση των παραπάνω φαινομένων θα έπρεπε να παρατεθούν φωτογραφίες, όμως, καθώς τα φαινόμενα είναι δυναμικά, δηλαδή εκτείνονται σε κάποιο χρονικό διάστημα, δεν μπορούν να γίνουν αντιληπτά χωρίς την ύπαρξη κάποιου βίντεο. Χαρακτηριστικό παράδειγμα του flutter, αποτελεί η καταστροφή της γέφυρας Tacoma.

Αυτό που είναι κοινό στα περισσότερα από τα παραπάνω φαινόμενα, είναι τα μοτίβα θετικών βρόγχων ανάδρασης που δημιουργούνται. Συνήθως, από κάποιον εξωτερικό παράγοντα, επηρεάζεται είτε η μετατόπιση της πτέρυγας είτε η παραγόμενη άνοση, γεγονός που οδηγεί στον επηρεασμό και της άλλης μεταβλητής. Για αυτό, σε προγενέστερο κεφάλαιο, έγινε λόγος για την στατική και δυναμική ευστάθεια ενός αεροσκάφους, καθώς αυτές οι δύο έννοιες, αντιμετωπίζουν κατά κόρον αυτά τα φαινόμενα, άλλες φορές μη επιτρέποντας τα και άλλες φορές αποσβένοντας τα όταν συμβαίνουν.



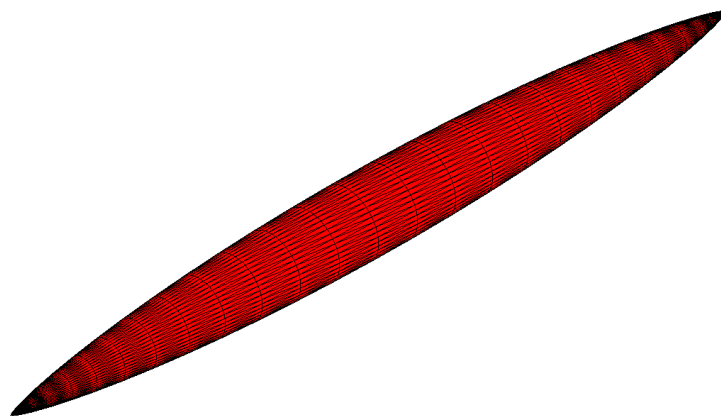
Εικόνα 25: Ένα διαφορετικό διάγραμμα που δείχνει την αλληλεπίδραση μεταξύ των προαναφερθέντων εννοιών.

2.5. Φαινόμενο αύξησης της Αεροδυναμικής Αντίστασης ή Απόκλισης Οπισθέλκουσας κατά την Διηχητική Ροή

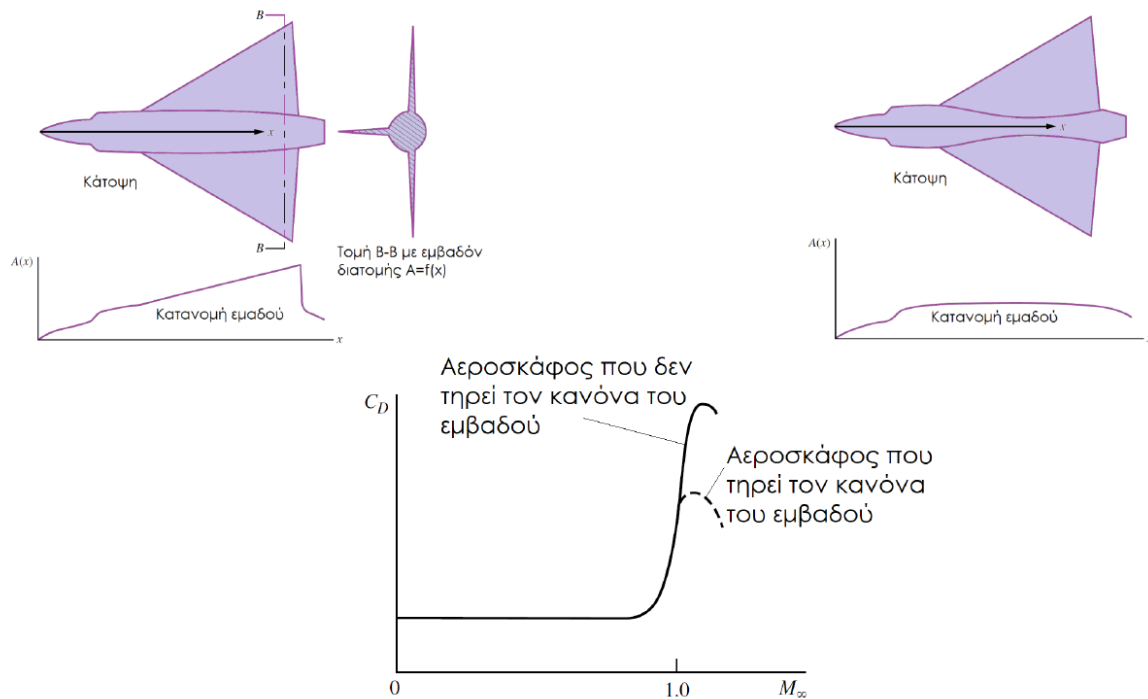
Με την αύξηση των ταχυτήτων που μπορούσαν να επιτευχθούν, αυξήθηκαν και οι απαιτήσεις των επιδέσεων, ειδικά για τα μαχητικά αεροσκάφη. Μετά την επικράτηση των jet κινητήρων, δεν άργησε να έρθει η ώρα, όπου οι διηχητικές και υπερηχητικές ταχύτητες άρχισαν να θεωρούνται εφικτές. Κάπου εκεί, όμως, παρατηρήθηκε μια ιδιαίτερη δυσκολία. Καθώς ένα αεροσκάφος φτάνει ή περνάει τον κρίσιμο αριθμό Mach, που συνεπάγεται ότι σε κάποιο σημείο του φτερού, η ταχύτητα του αερίου μέσου πιάνει την ταχύτητα του ήχου, η αεροδυναμική αντίσταση γνώριζε απότομη άνοδο. Τα φαινόμενα συμπίεστικότητας γίνονταν πιο έντονα, με αποτέλεσμα, το εκάστοτε αεροσκάφος να μην μπορεί να φτάσει και να προσπεράσει την ταχύτητα του ήχου.

Το φαινόμενο αυτό ονομάζεται drag divergence. Συναντιέται συνηθέστερα σε αεροσκάφη που χρησιμοποιούν αεροτομές υποηχητικής ροής. Το πρόβλημα αυτό έφερε μια πληθώρα καινοτομιών, όπως την ανακάλυψη του κανόνα του εμβადού και την δημιουργία αεροτομών καταλλήλων για διηχητικές και υπερηχητικές πτήσεις (supercritical airfoils).

Συνοπτικά, ο κανόνας του εμβადού αναφέρει ότι η προβαλλόμενη στη ροή επιφάνεια Α ενός αεροδυναμικού σώματος να πρέπει να μεταβάλλεται ομαλά κατά μήκος του άξονά του, με παρόμοιο τρόπο όπως αυτός των στρατιωτικών βλημάτων. Χαρακτηριστικό παράδειγμα είναι το μοντέλο Sears-Haack. Ο κανόνας του εμβადού παίρνει διαφορετική μορφή για την διηχητική και για την υπερηχητική περιοχή, κάτι το οποίο απλώς αναφέρεται και δεν θα αναλυθεί περεταίρω.



Εικόνα 26: Το μοντέλο Sears-Haack.



Εικόνα 27: Διαγράμματα κατανομής εμβαδού για 2 παρόμοια σχεδιασμένα αεροσκάφη και διάγραμμα συντελεστή αντίστασης C_D συναρτήσει του αριθμού Mach, για την κάθε περίπτωση.

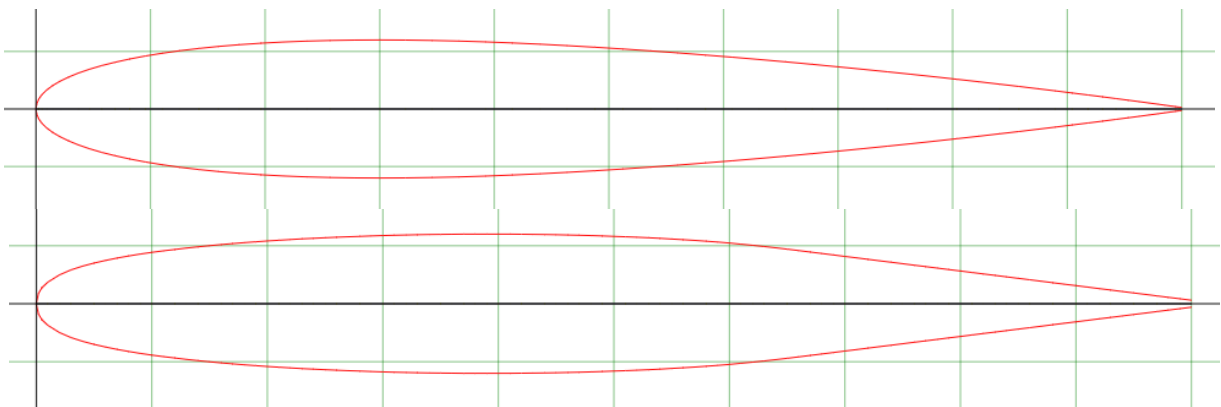
Όσον αφορά τις υπερηχητικές αεροτομές, καθώς οι ταχύτητες που απαιτούνται για τα πολιτικά αεροσκάφη αρχίζουν και πλησιάζουν την ταχύτητα του ήχου, δηλαδή η πτήση τους σε συνθήκες cruise βρίσκεται στην μελετώμενη διχητική περιοχή, έγινε προφανές από πειράματα αλλά και από δεδομένα πραγματικών πτήσεων, πως οι υποηχητικές αεροτομές δεν θα ήταν αρκετές για να λύσουν το πρόβλημα. Έτσι, σχεδιάστηκαν οι υπερηχητικές ή υπερκρίσιμες αεροτομές, που αποτέλεσαν την βάση για την δημιουργία υπερκρίσιμων περυγών. Η χρήση υπερκρίσιμων αεροτομών, βοηθά στην μείωση της ισχύος των δημιουργούμενων κρουστικών κυμάτων, μειώνοντας την αντίσταση που δημιουργείται λόγω αυτών. Η μείωση της ισχύος επιτυγχάνεται με την καθυστέρηση της αύξησης της ταχύτητας σε ηχητική στην πάνω πλευρά της αεροτομής, γεγονός που συνεισφέρει και στον έλεγχο της επέκτασης της ροής σε υπερηχητική ταχύτητα και την επακόλουθη επανασυμπίεσή της.

Οι κρίσιμες αεροτομές διαφέρουν από της κανονικές στα παρακάτω σημεία:

- 1) Έχουν σημείο μέγιστου πάχους αρκετά πίσω στη χορδή, μπορεί και μετά το 35%.
- 2) Η άνω επιφάνεια τους είναι σχετικά επίπεδη και δεν έχει τόσο έντονη καμπύλωση.

- 3) Παρουσιάζουν σημαντικότερη καμπύλωση στα πίσω άκρα τους, αντισταθμίζοντας την μειωμένη παραγωγή άνωσης, λόγω της μορφής του μπροστινού μέρος της αεροτομής.

Σήμερα, η μεγάλη πλειοψηφία των εμπορικών αεριοθούμενων αεροσκαφών, χρησιμοποιεί υπερκρίσιμες αεροτομές, γεγονός που αυξάνει την αποτελεσματικότητα της πτήσης τους, σε αριθμούς Mach μεγαλύτερους του 0,8. Αυτό ίσως να είναι και ένα πιθανό μειονέκτημα του μοντέλου που θα παρουσιαστεί αργότερα και μελετάται στην παρούσα διπλωματική. Το μοντέλο χρησιμοποιεί της αεροτομές NACA 0012 και NACA 64008A0.5, που σε καμία περίπτωση δεν είναι υπερκρίσιμες, παρόλο που οι εξαψήφιες αεροτομές της NACA έχουν ως στόχο την επίτευξη χαμηλότερης οπισθέλκουσας δύναμης, υψηλότερους αριθμούς Mach απόκλισης οπισθέλκουσας και υψηλότερους μέγιστους συντελεστές άνωσης. Στόχος των εξαψήφιων NACA είναι επίσης να ευνοείται η διατήρηση μιας εκτεταμένης στρωτής ροής πάνω από την ακμή προσβολής, μειώνοντας έτσι την αντίσταση τριβής της επιφάνειας της πτέρυγας, τουλάχιστον σε ένα εύρος γωνιών προσβολής που περιορίζεται σε χαμηλούς συντελεστές άνωσης.



Εικόνα 28: Σύγκριση των μορφών των συμμετρικών με μέγιστο πάχος 12% της χορδής, της υποχηχητικής NACA 0012 και της υπερκρίσιμης NACA SC(2)-0012.

Όπως έχει γίνει προφανές, ένα πολύ κρίσιμο μέγεθος σε όλες αυτές τις αναλύσεις είναι η ταχύτητα του αεροχήματος συναρτήσει της ταχύτητας του ήχου. Η ταχύτητα του ήχου ορίζεται ως εξής:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (10)$$

- γ : συντελεστής θερμοχωρητικότητας

- R: η παγκόσμια σταθερά των αερίων, ανάλογα με τις μονάδες που χρησιμοποιούνται παίρνει και αντίστοιχη τιμή
- T: η απόλυτη θερμοκρασία σε Kelvin

$$M = \frac{V}{a} \quad (11)$$

- M: ο αριθμός Mach
- V: η ταχύτητα του αεροχήματος
- a: η ταχύτητα του ήχου

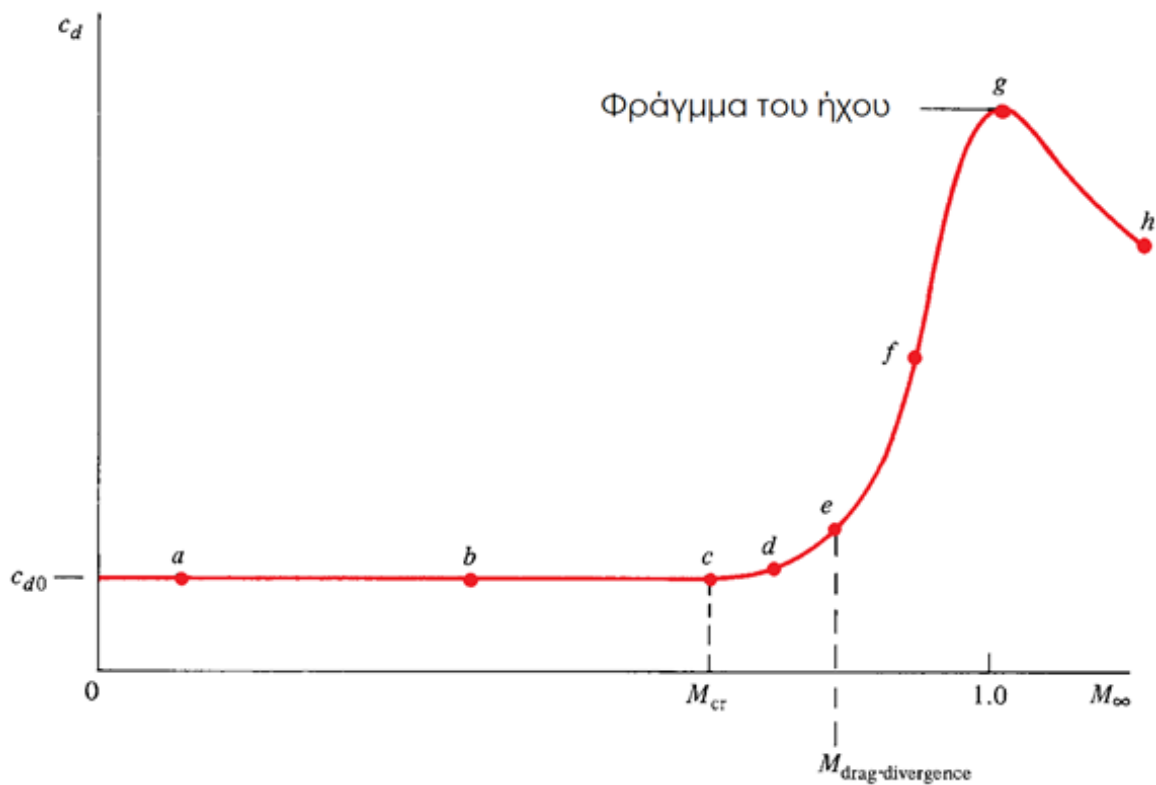
Από την παραπάνω εξίσωση γίνεται κατανοητό ότι η μεταβολή υψόμετρου πτήσης, που μεταβάλλει την θερμοκρασία του αέρα, έχει επιρροή στον αριθμό Mach. Για παράδειγμα, για την μια μελετώμενη ταχύτητα, την 0,85 Mach, αναλογούν 289,25m/s κοντά στην επιφάνεια της θάλασσας και 254,55m/s στα 10.000 m υψόμετρο, το υψόμετρο που μελετάται, που έχει θερμοκρασία 223 K σε σύγκριση με τα 288 K στην επιφάνεια της θάλασσας.

Υπάρχουν και δυο άλλοι αριθμοί, που έχουν σχέση με τον αριθμό Mach, που έχουν μεγάλη σημασία στο φάσμα των ταχυτήτων που μελετάται. Αυτοί είναι ο κρίσιμος αριθμός Mach και ο αριθμός απόκλισης οπισθέλκουσας Mach (drag-divergence Mach number).

Ο κρίσιμος αριθμός Mach είναι ο χαμηλότερος αριθμός ροής (αέρα, στην συγκεκριμένη περίπτωση) Mach στον οποίο η ροή πάνω από κάποιο σημείο του αεροχήματος αγγίζει την ταχύτητα του ήχου, αλλά δεν την ξεπερνά. Ο συγκεκριμένος αριθμός Mach είναι μικρότερος του 1, κοινώς η ροή είναι υποηχητική. Όταν η ταχύτητα του ρευστού φτάνει το 1, δημιουργούνται κρουστικά κύματα, γεγονός που προκαλεί αύξηση της πίεσης και της θερμοκρασίας και μείωση της ταχύτητας. Εμφανίζονται φαινόμενα αποκόλλησης της ροής και αύξηση της αντίστασης.

Ο αριθμός απόκλισης οπισθέλκουσας Mach, είναι μεγαλύτερος του κρίσιμου αριθμού Mach. Όταν η ροή του ρευστού πιάνει τον συγκεκριμένο αριθμό, η αεροδυναμική αντίσταση του αεροσκάφους αρχίζει να αυξάνεται ραγδαία, καθώς ο αριθμός Mach συνεχίζει να αυξάνεται. Αυτή η αύξηση μπορεί να προκαλέσει δεκαπλασιασμό του συντελεστή οπισθέλκουσας σε σχέση με την τιμή του για υποηχητική και μη συμπιεστή ροή (<0.3 Mach). Κατά την διάρκεια της μετατροπής όλο και μεγαλύτερου ποσοστού της ροής σε ηχητική ή υπερηχητική, προκαλείται η αύξηση σε μέγεθος και σε ισχύ των δημιουργούμενων

κρουστικών κυμάτων. Έτσι, επηρεάζεται και το οριακό στρώμα της ροής γύρω από την πτέρυγα και εντείνονται τα φαινόμενα αποκόλλησης της ροής.



Εικόνα 29: Το περίφημο διάγραμμα c_d συναρτήσει του αριθμού Mach, με τους αριθμούς M_{cr} και $M_{drag-divergence}$, που παρουσιάζει το φαινόμενο απότομης αύξησης της αντίστασης.

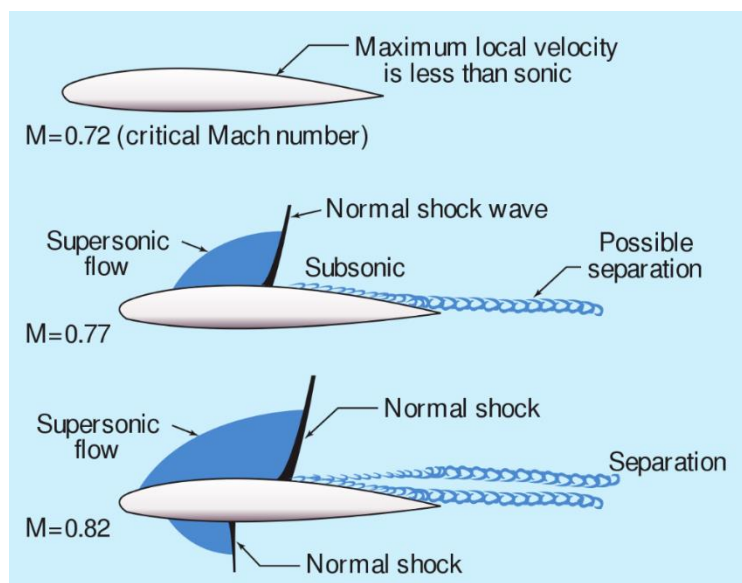
Όπως γίνεται αντιληπτό, κύριος υπεύθυνος για την κατακόρυφη αύξηση της αντίστασης είναι η δημιουργία κρουστικών κυμάτων. Τα κρουστικά κύματα δημιουργούνται σε περιοχές όπου ο αέρας έχει υπερηχητική ταχύτητα. Όταν ένα αεροσκάφος κινείται στον αέρα με χαμηλές, υποηχητικές ταχύτητες, τα μόρια αέρα μπροστά από το αεροσκάφος ωθούνται ομαλά, δημιουργώντας κύματα πίεσης που ταξιδεύουν μπροστά από το αεροσκάφος με την ταχύτητα του ήχου. Αυτά τα κύματα πίεσης επιτρέπουν στον αέρα να προσαρμόζεται σταδιακά στο αεροσκάφος που πλησιάζει, ενημερώνοντας τον για την διαταραχή της ροής που ακολουθεί.

Το κρουστικό κύμα αντιπροσωπεύει ένα λεπτό στρώμα αέρα όπου γίνονται ακαριαίες μεταβολές στις ιδιότητες του ρευστού. Όταν ένα αντικείμενο κινείται πιο γρήγορα από την ταχύτητα του ήχου στο ρευστό, τα μόρια του ρευστού μπροστά από το αντικείμενο δεν προλαβαίνουν να προσαρμοστούν ακαριαία στη διαταραχή της ροής λόγω του αντικειμένου, δεν το αποφεύγουν και άρα συμπιέζονται. Η συμπίεση αυτή δημιουργεί ένα κύμα πίεσης που διαδίδεται μπροστά από το αντικείμενο, σχηματίζοντας το κρουστικό κύμα.

Το ρευστό, λοιπόν, συμπιέζεται και έτσι υπάρχει αύξηση της πίεσης, της πυκνότητας και της θερμοκρασίας με παράλληλη μείωση της ταχύτητας της ροής. Κομμάτι της κινητικής ενέργειας των μορίων μετατρέπεται σε θερμική ενέργεια, λόγω τριβής (εφόσον έχει αυξηθεί η πυκνότητα). Μετά το πέρασμα του ρευστού από κρουστικό κύμα, η ροή γίνεται υποηχητική.

Όσο το αεροσκάφος πετά κοντά στην ταχύτητα του ήχου, η ροή είναι ομαλή και τα μόρια έχουν υψηλή κινητική ενέργεια, κινούμενα γρήγορα προς την κατεύθυνση της ροής. Καθώς αυτά τα υψηλής ταχύτητας μόρια συναντούν το κρουστικό κύμα, υφίστανται απότομη επιβράδυνση. Αυτή η επιβράδυνση είναι παρόμοια με μια γρήγορη "σύγκρουση" όπου τα μόρια ξαφνικά αναγκάζονται να επιβραδύνουν και να συμπιεστούν σε μικρότερο όγκο. Στην περιοχή πριν από το κρουστικό κύμα, τα μόρια του αέρα κινούνται με υπερηχητικές ταχύτητες. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα τη δραματική αύξηση της πίεσης, της θερμοκρασίας και της πυκνότητας.

Στην παρούσα διπλωματική μελετάται μια διαμόρφωση σε ταχύτητες που είναι επόμενο να υπάρχουν φαινόμενα κρουστικού κύματος. Το φαινόμενο παρατηρείται και σχολιάζεται περεταίρω στις ρευστοδυναμικές αναλύσεις.



Εικόνα 30: Δημιουργία κρουστικού κύματος σε μια αεροτομή.

3. Θεωρητικό Υπόβαθρο

3.1. Βασικές Αρχές Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής

Οι ρευστοδυναμικές αναλύσεις αποτελούν το κυριότερο εργαλείο της εποχής, όσον αφορά την απεικόνιση ροών και την δημιουργία αντίληψης του χρήστη, σε σχέση με την αλληλεπίδραση στερεών και υγρών σωμάτων. Μια ρευστοδυναμική ανάλυση, ή μια ανάλυση CFD, όπως αποκαλείται, μπορεί να γίνει με πληθώρα διαφορετικών τρόπων επίλυσης. Η πιο κυρίαρχη μέθοδος, είναι η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων. Στην παρούσα διπλωματική χρησιμοποιείται το λογισμικό ANSYS Fluent, από το οποίο θα παρθούν ως δεδομένα οι κατανομές πιέσεων που ασκούνται στο φτερό, ώστε, στην συνέχεια, να εισαχθούν στον λύτη σαν φορτίσεις. Οι ροές που θα μελετηθούν, θα έχουν ταχύτητα 0.85, 0.9 και 0.95 Mach.

Στην μέθοδο των πεπερασμένων όγκων, το συνολικό χωρίο, στο οποίο περικλείεται η ροή του ρευστού, διακριτοποιείται σε πολύ μικρότερα μέρη, τους όγκους ελέγχου. Τον εκάστοτε πεπερασμένο όγκο διέπουν οι εξισώσεις Navier-Stokes, η εξίσωση της συνέχειας, η διατήρηση της ενέργειας καθώς και οι εξισώσεις των μοντέλων τύρβης. Η εξίσωση συνέχειας εκφράζει την αρχή διατήρησης της μάζας, οι εξισώσεις ορμής (Navier-Stokes) τον 2ο Νόμο του Newton και εξίσωση ενέργειας το 1ο Θερμοδυναμικό Αξίωμα. Οι εξισώσεις αυτές μπαίνουν σε μια επαναληπτική διαδικασία, όπου επιλύονται μέχρι το αποτέλεσμα να θεωρηθεί ότι συνέλκυσε. Αυτό επιτυγχάνεται όταν η διαφορά μιας τιμής κάποιας από τις προαναφερόμενες εξισώσεις, με την τιμή της εξίσωσης στην προηγούμενη επανάληψη επίλυσης, πέσει κάτω από έναν συγκεκριμένο αριθμό, τον οποίο, συνήθως, ορίζει ο χρήστης. Με τον τρόπο αυτόν παρέχεται μια προσεγγιστική τιμή για κάθε μεταβλητή σε συγκεκριμένα σημεία καθ' όλη την έκταση του υπολογιστικού χωρίου, δίνοντας έτσι μια πλήρη εικόνα της συμπεριφοράς της ροής. Τα μεγέθη που μελετώνται είναι μακροσκοπικά, καθώς είναι πολύ μεγαλύτερα του 1μm.

Όπως αναφέρεται και εκτενέστερα στο κομμάτι που αφορά τα πεπερασμένα στοιχεία, παρόλο που τα στοιχεία, σε εκείνη την περίπτωση, έχουν εντελώς διαφορετική μορφή, υπάρχει ένα στάδιο προ-επεξεργασίας της γεωμετρίας και στην ρευστοδυναμική. Η γεωμετρία εισάγεται στο εκάστοτε λογισμικό, όπου προετοιμάζεται για την ρευστοδυναμική ανάλυση. Το αρχείο CAD μπορεί να επηρεαστεί από την μεταβολή του σε διαφορετικό τύπο αρχείου, με συνέπεια να απαιτεί αναθεωρήσεις, όπως σβήσιμο επιφανειών και επαναδημιουργία, βελτίωση υπάρχοντων επιφανειών, συνένωση επιφανειών. Η προ-

επεξεργασία στις ρευστοδυναμικές αναλύσεις είναι απλούστερη από αυτήν που απαιτείται για μοντέλα πεπερασμένων στοιχείων. Αφού ληφθούν οι απαραίτητες δράσεις προκειμένου η γεωμετρία να εκληφθεί ως καθαρή από τον προ-επεξεργαστή, το περίβλημα του μοντέλου αφαιρείται από το χωρίο, το οποίο, πρακτικά αντιπροσωπεύει μια αεροσύραγγα. Το μέγεθος της αεροσύραγγας εκλέγεται από τον άνθρωπο που κάνει τις προσομοιώσεις, που πρέπει να συνυπολογίσει και την ύπαρξη οριακών συνθηκών. Πολλές φορές, οι οριακές συνθήκες έχουν σημαντική επίδραση στο μέγεθος του χωρίου.

Παρακάτω παρατίθεται η μαθηματική μορφή των προαναφερόμενων εξισώσεων. Το σύνολο των εξισώσεων συνήθως αποκαλείται με τον όρο «εξισώσεις Navier-Stokes», αν και στην πραγματικότητα οι εξισώσεις Navier-Stokes (N-S) είναι μόνο οι εξισώσεις που προκύπτουν ως αποτέλεσμα του 2ο Νόμο του Newton.

$$1) \text{ Εξίσωση συνέχειας του ρευστού: } \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho V) = 0 \quad (12)$$

2) Εξισώσεις Navier-Stokes (εξισώσεις ορμής) για όλες τις διαστάσεις:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla(\rho u V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (13)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla(\rho v V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (14)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla(\rho w V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (15)$$

3) Εξίσωση Ενέργειας:

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(\rho + \frac{v^2}{2} \right) = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \frac{\partial(u\rho)}{\partial x} - \frac{\partial(v\rho)}{\partial y} - \frac{\partial(w\rho)}{\partial z} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(u\tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial(v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(v\tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial(w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(w\tau_{zz})}{\partial z} + \rho f V \quad (16)$$

Οι παραπάνω εξισώσεις αναφέρονται σε μοντέλα τα οποία δεν εμπεριέχουν τυρβώδη φαινόμενα. Μια ροή θεωρείται τυρβώδης όταν χαρακτηρίζεται από χαώδεις ή τυχαίες μεταβολές του ρευστού. Οι μεταβλητές, δηλαδή, του πεδίου ροής του ρευστού, πίεση και

ταχύτητα, μεταβάλλονται απότομα και τυχαία για κάθε σημείο του χώρου που καταλαμβάνει το ρευστό και κατά την πάροδο του χρόνου.

Ο αριθμός, που χρησιμοποιείται ως τροχοπέδη για τον χαρακτηρισμό μιας ροής ως στρωτή ή τυρβώδης, είναι ο αριθμός Reynolds. Ο αριθμός Reynolds είναι ένας αδιάστατος αριθμός που βοηθά στην πρόβλεψη μοτίβων ροής ρευστού σε διαφορετικές καταστάσεις, αντιπροσωπεύοντας το λόγο των αδρανειακών δυνάμεων προς τις ιξώδεις δυνάμεις ενός ρευστού, το οποίο υπόκειται σε σχετική εσωτερική κίνηση μεταξύ των μορίων του, καθώς τα μόρια του έχουν διαφορετικές σχετικές ταχύτητες όταν έρχονται σε επαφή, λόγω επιδράσεων εξωτερικών φαινομένων (τριβή με αγωγούς, με αντικείμενα τα οποία βρίσκονται στο εσωτερικό του ρευστού, με τοιχώματα κλπ). Σε χαμηλούς αριθμούς Reynolds, οι ροές τείνουν να είναι στρωτές, δηλαδή κυριαρχούν οι δυνάμεις ιξώδους και χαρακτηρίζεται από ομαλή, σταθερή κίνηση του ρευστού. Σε υψηλούς αριθμούς Reynolds, οι ροές τείνουν να είναι τυρβώδεις, δηλαδή κυριαρχούν οι δυνάμεις αδράνειας, οι οποίες παράγουν χαοτικές δίνες και άλλες αστάθειες στην ροή.

Ο αριθμός Reynolds προσδιορίζεται από την παρακάτω σχέση:

$$Re = \frac{uL}{\nu} = \frac{\rho uL}{\mu} \quad (17)$$

Όπου:

u: η ταχύτητα της ροής σε m/s.

L: κάποια χαρακτηριστική διάσταση της υπάρχουσας γεωμετρίας.

ν : το κινηματικό ιξώδες του εκάστοτε ρευστού (δυναμικό ιξώδες προς την πυκνότητα ρευστού).

μ : το δυναμικό ιξώδες του ρευστού.

Εφόσον, η πλειονότητα των πραγματικών ροών, είναι τυρβώδεις, οι εξισώσεις Navier-Stokes τροποποιούνται, ώστε να καλύπτουν και τυρβώδη φαινόμενα. Θεωρούμε, λοιπόν, τις ταχύτητες στις κατευθύνσεις x_1 , x_2 και x_3 ως u_1 , u_2 και u_3 . Οι εξισώσεις Navier-Stokes παίρνουν την μορφή:

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{u'_i u'_j}) + \rho \bar{f}_i \quad (18)$$

Παρατηρούμε πως στις εξισώσεις έχει προστεθεί ένας επιπλέον όρος στο δεύτερο μέρος, ο οποίος σχετίζεται με την διακύμανση της ταχύτητας σε κάθε κατεύθυνση. Οι όροι αυτοί μπορούν να συγκεντρωθούν σε ένα μητρώο που ονομάζεται τανυστής Reynolds το οποίο έχει την μορφή:

$$\overline{u'_i u'_j} = \begin{bmatrix} u'_1 u'_1 & u'_1 u'_2 & u'_1 u'_3 \\ u'_2 u'_1 & u'_2 u'_2 & u'_2 u'_3 \\ u'_3 u'_1 & u'_3 u'_2 & u'_3 u'_3 \end{bmatrix} \quad (19)$$

Ο τανυστής Reynolds εισάγει επιπλέον 9 εξισώσεις που επιτρέπουν την ανάλυση των τυρβωδών ροών, καθώς ο τανυστής είναι ανισότροπος, δηλαδή μη-συμμετρικός. Η προσθήκη 9 επιπλέον εξισώσεων στις ήδη υπάρχουσες αυξάνουν εκθετικά την πολυπλοκότητα της, καθώς πλέον εξισώσεις και μεταβλητές δεν ακολουθούν αναλογία ένα προς ένα, με τις μεταβλητές να είναι περισσότερες. Αυτό δυσκολεύει πολύ την διαδικασία της επίλυσης και το υπολογιστικό κόστος αυξάνεται κατακόρυφα, γεγονός που καταστεί απαγορευτικό έναν τέτοιο τρόπο επίλυσης.

Αποτέλεσμα αυτού του γεγονότος είναι η μη επίλυση των φαινομένων τύρβης. Αυτό αντιμετωπίζεται με την μοντελοποίηση της τύρβης. Για να μπορεί να επιλυθεί το σύστημα των εξισώσεων πρέπει να γίνουν κάποιες προσεγγίσεις μέσω των μοντέλων τύρβης ώστε να είναι δυνατός υπολογισμός των τάσεων Reynolds.

Η τυρβώδης ροή μοντελοποιείται με 3 διαφορετικούς τρόπους:

- 1) RANS: Χρονικά μέσες εξισώσεις Navier Stokes κατά Reynolds (Reynolds Averaged Navier Stokes RANS). Επιλύονται οι εξισώσεις της ροής για τις χρονικά μέσες τιμές των μεγεθών της ροής (πχ ταχύτητα) και οι όροι που αφορούν στην ασταθή φύση της τυρβώδους ροής περιγράφονται με χρήση κατάλληλου μαθηματικού μοντέλου. Τέτοια μοντέλα ονομάζονται μοντέλα τύρβης και οι υπολογιστικές απαιτήσεις μιας τέτοιας προσομοίωσης μπορούν να καλυφθούν με τις δυνατότητες ενός συμβατικού προσωπικού υπολογιστή. Είναι η πιο συνηθισμένη επιλογή. Τα μοντέλα που εμπεριέχονται είναι πασίγνωστα και χρησιμοποιούνται κατά κόρον στην βιομηχανία. Με αυτές τις μεθόδους μοντελοποιείται και η ροή στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής. Κάποια από αυτά τα μοντέλα είναι:

α) k-epsilon με παράγωγα τα k-ε RNG και realizable (απαιτούνται δύο επιπλέον εξισώσεις μεταφοράς).

β) k-omega και το παράγωγο του k-omega SST (απαιτούνται δύο επιπλέον εξισώσεις μεταφοράς). Λόγω της εξαιρετικής αποτελεσματικότητας του για ένα ευρύ φάσμα αριθμών y^+ , εκλέχθηκε και χρησιμοποιήθηκε για τις απαιτούμενες αναλύσεις

γ) Spalart-Allmaras, (απαιτείται μόνο μια επιπλέον εξίσωση μεταφοράς, μικρότερο υπολογιστικό κόστος). Αποτελεσματικό σε υψηλές ταχύτητες, χρησιμοποιείται κατά κόρον σε αεροπορικές εφαρμογές.

- 2) LES: Προσομοίωση μεγάλων δινών (Large Eddy Simulation LES). Βάση της προσέγγισης είναι η απευθείας επίλυση των χρονικά μεταβαλλόμενων εξισώσεων Navier Stokes για τις τιμές των ιδιοτήτων της ροής που αφορούν τις μεγάλες δίνες. Εφαρμόζεται κατάλληλο φίλτρο κλίμακας των δινών συσχετισμένο με το υπολογιστικό πλέγμα το οποίο «περνάει» τις μεγάλες δίνες και «απορρίπτει» τις μικρότερες. Η επίδραση των μικρότερης κλίμακας δινών που δεν περνάνε το φίλτρο μοντελοποιείται. Υψηλές απαιτήσεις σε μνήμη και επεξεργαστική ισχύ αλλά και ανάγκες χώρου αποθήκευσης.
- 3) DNS: Απευθείας αριθμητική προσομοίωση (Direct Numerical Simulation DNS) του πεδίου ροής και των δομών της τύρβης. Δεν μοντελοποιεί κανένα μέρος της ροής, αναλύει ακόμη και τις μικρότερες κλίμακες (πχ κλίμακα μήκους Kolmogorov εκεί όπου σκεδάζεται η ενέργεια της τύρβης). Χρησιμοποιεί πολύ μικρά χρονικά βήματα, ώστε να αναλύει και τις ταχύτερες διακυμάνσεις. Εξαιρετικά υψηλές απαιτήσεις σε υπολογιστική ισχύ, μνήμη, αποθηκευτικό χώρο αλλά και χρόνο υπολογισμών. Η χρήση της περιορίζεται σε αναλύσεις πολύπλοκων φυσικοχημικών φαινομένων μεταφοράς τα οποία όμως αφορούν σχετικά απλές γεωμετρίες.

Για τα μοντέλα που είναι ανήκουν στην κατηγορία RANS και πολύ σπάνια για ειδικές περιπτώσεις μοντέλων LES, γίνεται η υπόθεση ότι οι τάσεις Reynolds μπορούν να συσχετιστούν με τις χωρικές παραγώγους της μέσης ταχύτητας και το τυρβώδες ιξώδες με τρόπο ανάλογο με αυτόν των τάσεων και των παραμορφώσεων Νευτώνειου ρευστού σε στρωτή ροή. Η παραδοχή αυτή είναι η περίφημη υπόθεση του Boussinesq και έχει την παρακάτω μαθηματική μορφή:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_l} - \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_l} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \cdot \rho k, \quad k = \frac{1}{2} \overline{u'_l u'_l}, \quad \mu_t = \rho \nu_t \quad (20)$$

Για την εφαρμογή της παραπάνω σχέσης πρέπει να προσδιοριστεί η ποσότητα του ιξώδους τύρβης (μ_t), το οποίο αποτελεί τεχνητό μέγεθος. Το εκάστοτε μοντέλο από τα προαναφερθέντα το κάνει με διαφορετικό τρόπο, χρησιμοποιώντας επιπλέον εξισώσεις. Συνήθως, τα μοντέλα με λιγότερες εξισώσεις μειώνουν τον απαιτούμενο χρόνο επίλυσης. Αντίθετα, τα μοντέλα με περισσότερες εξισώσεις, είναι αποτελεσματικότερα σε προβλήματα με εντονότερα φαινόμενα τύρβης.

Η κάθε προσομοίωση απαιτεί διαφορετική οπτική και στρατηγική επίλυσης προβλήματος. Αλλά μοντέλα τύρβης είναι ισχυρότερα για φαινόμενα χωρίς αποκόλληση της ροής από στερεό (Spalart-Almaras), αλλά έχουν ως δυνατό τους σημείο την απλότητα και την ευστάθεια τους (k-epsilon) ενώ άλλα εξειδικεύονται στην απεικόνιση του οριακού στρώματος (k-omega SST). Το οριακό στρώμα και ο τρόπος αντιμετώπισης του παίζει ρόλο σε κάθε προσομοίωση που πραγματοποιείται, ενώ επηρεάζει άρδην και τα αποτελέσματα.

Για την ανάλυση των φαινομένων τύρβης στην περιοχή του οριακού στρώματος χρησιμοποιούνται δύο αδιάστατοι αριθμοί, ο υπολογισμός των οποίων βοηθάει στην καλύτερη κατανόηση της ακρίβειας της λύσης. Ο σημαντικότερος αριθμός για την ανάλυση αυτών των φαινομένων είναι η αδιάστατη απόσταση από το τοίχωμα, γνωστός και ως y^+ ή Y Plus. Το Y Plus υπολογίζεται από το παρακάτω τύπο:

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}, \quad u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \quad u^+ = \frac{\bar{U}}{u_\tau} \quad (21)$$

Οι παραπάνω αριθμοί είναι καθοριστικής σημασίας, για το μοντέλο τύρβης που θα προτιμηθεί, για την δομή του πλέγματος, για τον αριθμό των κελίων και την υπολογιστική ισχύ που απαιτείται, όπως και για πολλούς άλλους παράγοντες.

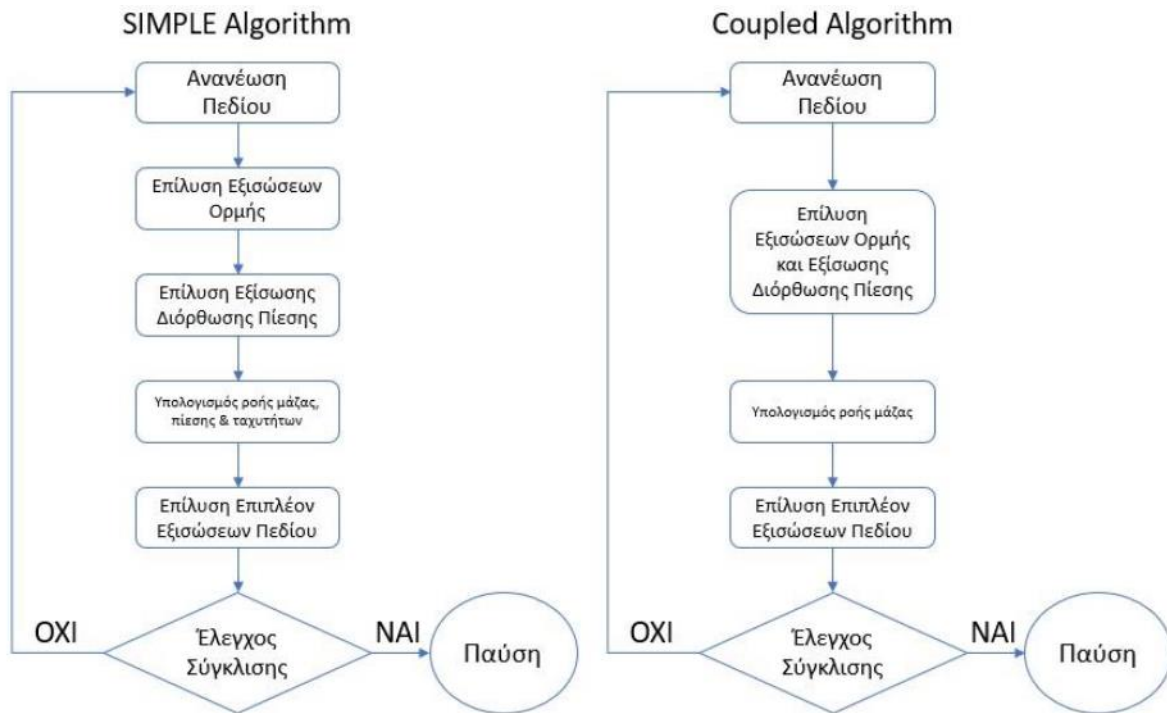
Αφού ο χρήστης έχει δημιουργήσει το πλέγμα με βάση τις αρχές που αναφέρθηκαν, έχει διαλέξει μοντέλο τύρβης με βάση το πρόβλημα που καλείται να επιλύσει, έχει ορίσει οριακές συνθήκες, καλείται να προχωρήσει στην επίλυση του προβλήματος.

Για την επίλυση του προβλήματος, προφανώς, χρησιμοποιούνται αριθμητικές μέθοδοι. Οι μέθοδοι που χρησιμοποιούνται στις ρευστοδυναμικές αναλύσεις χωρίζονται σε άμεσες (Explicit) και έμμεσες (Implicit).

Στις άμεσες μεθόδους, οι τιμές των μεταβλητών του επομένου χρονικού βήματος ορίζονται με βάση τις τιμές που έχουν πάρει οι μεταβλητές στο τρέχον χρονικό βήμα. Πρακτικά, ο επιλυτής, σαρώνει επαναλαμβανόμενα το χωρίο του μελετώμενου ρευστού, από την μια άκρη ως την άλλη. Οι άμεσες μέθοδοι είναι απλούστερες, έχουν χαμηλότερο υπολογιστικό κόστος και η χρονική τους απόδοση ανά βήμα βελτιώνεται (το επόμενο βήμα απαιτεί λιγότερο χρόνο από το προηγούμενο). Αντιμετωπίζουν προβλήματα με την σταθερότητα τους, ειδικά για μεγάλα χρονικά βήματα, ενώ εάν τα βήματα μικρύνουν πολύ, γίνεται τεράστιος ο απαιτούμενος χρόνος. Παρόλα αυτά, αυτές οι μέθοδοι εξαρτώνται άμεσα από το δημιουργημένο πλέγμα και μπορεί η μη σωστή επιλογή των παραμέτρων διακριτοποίησης να οδηγήσει σε αστάθεια της λύσης. Τέλος, οι άμεσες μέθοδοι μπορούν να επιλύσουν μόνο υπερβολικά και σε κάποιες περιπτώσεις παραβολικά πεδία ροής, ενώ αδυνατούν να λύσουν ελλειπτικά πεδία ροής. Συνήθως προτιμώνται από τις έμμεσες.

Στις έμμεσες μεθόδους επίλυσης (implicit), δημιουργούνται και λύνονται συστήματα πολλών αγνώστων. Οι έμμεσες μέθοδοι χαρακτηρίζονται από μεγάλη ευστάθεια, ενώ μπορούν να αντιμετωπίσουν κάθε είδους πεδίο ροής. Παράλληλα, είναι αποδοτικότερες, καθώς για τον ίδιο αριθμό βημάτων με τις άμεσες, είναι ευκολότερο να οδηγηθούν σε σύγκλιση. Το μεγαλύτερο μειονέκτημα τους είναι ο μεγάλος χρόνος επίλυσης. Στις έμμεσες μεθόδους, η τιμή μιας ποσότητας σε μελλοντικό χρόνο υπολογίζεται χρησιμοποιώντας εξισώσεις που περιλαμβάνουν και άγνωστες τιμές στο ίδιο μελλοντικό χρόνο. Είναι πιο δυσνόητες και υπολογιστικά πολυπλοκότερες.

Στα εμπορικά λογισμικά, όπως το ANSYS Fluent, που χρησιμοποιείται για το υπολογιστικό κομμάτι αυτής της διπλωματικής, δίνεται η δυνατότητα χρήσης υβριδικών μεθόδων, που συνδυάζουν τα προτερήματα των 2 μεθόδων. Οι 2 επικρατέστερες μέθοδοι είναι ο αλγόριθμος SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations), στον οποίο οι παραπάνω εξισώσεις λύνονται διαδοχικά και ο αλγόριθμος Pressure-Based Coupled, όπου οι εξισώσεις λύνονται ταυτόχρονα. Στο κομμάτι των αναλύσεων, σε παρακάτω κεφάλαιο, θα αναλυθούν και θα επεξηγηθούν οι επιλογές που εκλέχθηκαν από τον συγγραφέα. Στην συνέχεια, παρατίθεται ένα σχεδιάγραμμα για να γίνει πιο κατανοητό, το πως λειτουργούν οι αλγόριθμοι.



Εικόνα 31: Σχεδιάγραμμα λειτουργίας των αλγορίθμων SIMPLE και Coupled.

3.2. Βασικές Αρχές Πεπερασμένων Στοιχείων

Η εφεύρεση των υπολογιστικών συστημάτων στα μέσα του 20ου και η πρόοδος της τεχνολογίας, από αυτό το σημείο και έπειτα, έδωσε την δυνατότητα δημιουργίας πολύ ακριβών μαθηματικών μοντέλων, που να προσομοιώνουν πραγματικές συνθήκες και προβλήματα, με στόχο την ακριβέστερη πρόβλεψη της συμπεριφοράς του εκάστοτε συστήματος. Πλέον, δεν απαιτείται η χρήση πολυέξοδων πειραμάτων και πειραματικών διατάξεων, ώστε να ληφθεί μια εικόνα, που να αντικατοπτρίζει την πραγματικότητα.

Η μέθοδος των πεπερασμένων στοιχείων, αποτελεί την επικρατέστερη μέθοδο προσομοίωσης μηχανολογικών συστημάτων. Πλέον, υπάρχει μια τεράστια γκάμα αναλύσεων που μπορεί να εκτελεστεί, όπως στατικές, δυναμικές, ακουστικές, ηλεκτρομαγνητικές, θερμικές, αναλύσεις ιδιοσυχνοτήτων-ιδιομορφών, αναλύσεις λυγισμού και βελτιστοποιήσεις των εκάστοτε διαμορφώσεων δικτύματος, χωρίς να συνυπολογιστούν οι αναλύσεις ρευστών, οι οποίες συγκαταλέγονται στο κομμάτι της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής, που έχουν αναφερθεί προηγουμένως.

Στην παρούσα διπλωματική εργασία, θα γίνει δυναμική ανάλυση μια πτέρυγας αεροσκάφους, που εκτίθεται σε 3 διηχητικές ροές, ταχύτητας 0.85, 0.9 και 0.95 Mach αντίστοιχα. Ο σχεδιασμός της δομής θα αναλυθεί περεταίρω σε επόμενο εδάφιο. Το λογισμικό που έχει επιλεγεί για τις αναλύσεις είναι το ANSYS Mechanical APDL, ώστε να μην γίνει σύνθετη η μεταφορά των δεδομένων που προέκυψαν από το ρευστοδυναμικό μοντέλο.

Για να θεωρηθούν τα αποτελέσματα μιας προσομοίωσης άρτια και αξιόπιστα, είναι απαραίτητη η δημιουργία ενός σωστού πλαισίου παραδοχών, που να προστατεύει το μοντέλο από πιθανά υπολογιστικά λάθη, που θα το κάνουν αφερέγγυο. Η διαδικασία της αριθμητικής προσομοίωσης, είναι μια διαδικασία βελτίωσης ή και βελτιστοποίησης, της εκάστοτε γεωμετρίας, των οριακών συνθηκών και των κυρίων παραμέτρων που επηρεάζουν το μοντέλο, με στόχο, η συμπεριφορά του μοντέλου να προσομοιώνει την συμπεριφορά του πραγματικού αντικείμενου, με το λιγότερο δυνατό υπολογιστικό κόστος. Κοινώς, η ακρίβεια των αποτελεσμάτων στην απεικόνιση του φυσικού προβλήματος εξαρτάται από την πληρότητα του μοντέλου και το πόσο αποτελεσματικά προσομοιώνει το πραγματικό αντικείμενο.

Στη μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων, το μοντέλο ενός συνεχούς μέσου, διαιρείται σε μικρότερα, διακριτά στοιχεία που ονομάζονται πεπερασμένα στοιχεία. Με αυτόν τον τρόπο, οι διάφορες κινήσεις του συνεχούς μέσου στο χώρο, δηλαδή οι βαθμοί ελευθερίας του, μπορούν να εκφραστούν συναρτήσει των κινήσεων των στοιχείων που το αποτελούν. Επιτυγχάνεται έτσι η μετατροπή ενός προβλήματος n -βαθμών ελευθερίας σε n -προβλήματα του ενός βαθμού ελευθερίας. Τα στοιχεία αυτά, συνδέονται μεταξύ τους, σε συγκεκριμένα σημεία, τους κόμβους. Οι κόμβοι βρίσκονται στα σύνορα μεταξύ των σημείων και με την χρήση τους, γίνεται η ένωση των στοιχείων με τα γειτονικά τους. Ο κάθε κόμβος είναι σημείο ορισμού των βαθμών ελευθερίας (DOFs), που του επιτρέπουν να μετακινηθεί και να περιστραφεί γύρω από τους 3 άξονες (σε μοντέλα 6 βαθμών ελευθερίας). Η μετατόπιση (και οι παράγωγοι της) των στοιχείων εκφράζεται συναρτήσει των μετατοπίσεων των κόμβων που βρίσκονται στα άκρα του εκάστοτε στοιχείου. Έτσι, με την εκτίμηση της μετατόπισης των επιμέρους στοιχείων, μπορεί να εκτιμηθεί και συνολική μετατόπιση του στερεού σώματος.

Οι διαστάσεις των στοιχείων επηρεάζουν τον αριθμό των κόμβων. Υπάρχουν στοιχεία μιας, δυο και τριών διαστάσεων. Τα στοιχεία μιας διάστασης χρησιμοποιούνται κυρίως στην προσομοίωση δοκών διαφόρων διατομών, σχηματικά απαρτίζονται από μια γραμμή και έχουν 2 κόμβους στο σύνολο, έναν σε κάθε άκρη της γραμμής. Τα στοιχεία δυο διαστάσεων είναι είτε τριγωνικά (triangular) είτε τετράπλευρα (quadrilateral) και η χρήση τους συνεπάγεται ότι η μελετώμενη διαμόρφωση έχει αμελητέο πάχος σε σχέση με τις άλλες 2 διαστάσεις. Έχουν 3 ή 4 κόμβους, αντίστοιχα. Τα στοιχεία τριών διαστάσεων χρησιμοποιούνται για μοντέλα που και οι 3 διαστάσεις παίζουν ρόλο (είναι της ίδιας τάξης) και δεν μπορεί να παρθεί κάποια προσέγγιση. Τα στοιχεία αυτά χωρίζονται σε τετράεδρα (tetrahedron), πεντάεδρα (pentahedron) και εξάεδρα (hexahedron). Αναπαρίστανται με 6, 8 και 12 ακμές και 4, 6, 8 κόμβους αντίστοιχα. Πλέον, υπάρχουν και εξελιγμένα στοιχεία μιας, δύο ή τριών διαστάσεων, που έχουν κόμβους στο $1/2$ ή ακόμα και στο $1/3$ του μήκους της πλευράς τους. Στην παρούσα διπλωματική χρησιμοποιούνται μοντέλα 2 διαστάσεων, καθώς τα δομικά στοιχεία του μοντέλου, ενώ είναι μεγάλα στις 2 διαστάσεις, το πάχος τους είναι 2 τάξεις μεγέθους μικρότερο. Έτσι εξοικονομείται και υπολογιστική ισχύς. Τα elements που χρησιμοποιούνται είναι πρώτης τάξης (linear/first order).

Για κάθε έναν από τους κόμβους του εκάστοτε πεπερασμένου στοιχείου, ορίζονται τα διανύσματα μετατόπισης U , ταχύτητας \dot{U} και επιτάχυνσης \ddot{U} . Από τις ιδιότητες του στερεού σώματος, ορίζεται η μάζα M , η στιβαρότητα K και ο συντελεστής εσωτερικής απόσβεσης C

που αντιστοιχεί σε κάθε κόμβο. Οι εξωτερικές διεγέρσεις που επιδρούν στους κόμβους, ορίζονται ως F .

Με αυτόν τον τρόπο συντίθενται τα μητρώα $[M]$ (μάζας), $[K]$ (στιβαρότητας) και $[C]$ (απόσβεσης) για το κάθε στοιχείο. Οι πίνακες έχουν συμμετρική μορφή, ανάλογα με τον αριθμό των κόμβων. Αν οι κόμβοι είναι 4 για κάθε στοιχείο, θα δημιουργηθεί ένας πίνακας 4×4 . Στην συνέχεια, ορίζονται τα διανύσματα U , ταχύτητας \dot{U} και επιτάχυνσης \ddot{U} . Οι διαστάσεις αυτών των διανυσμάτων είναι επίσης ανάλογες των κόμβων του πεπερασμένου στοιχείου (αριθμός κόμβων $\times 1$). Στο άλλο μέλος της εξίσωσης, υπάρχει το διάνυσμα των εξωτερικών διεγέρσεων F , το έχει επίσης διαστάσεις μήκους ίσο με τον αριθμό των κόμβων. Η γενική εξίσωση κίνησης που προκύπτει θα έχει τη μορφή:

$$[M] \cdot \ddot{U} + [C] \cdot \dot{U} + [K] \cdot U = F \quad (22)$$

Για μηδενική εξωτερική διέγερση, η εξίσωση παίρνει την μορφή:

$$[M] \cdot \ddot{U} + [C] \cdot \dot{U} + [K] \cdot U = 0 \quad (23)$$

Η διαδικασία επίλυσης προβλημάτων πεπερασμένων στοιχείων, είναι λίγο-πολύ σταθερή. Οι δράσεις ακολουθούν την παρακάτω σειρά, όμως ενώ η σειρά είναι πανομοιότυπη σε κάθε πρόβλημα, η πολυπλοκότητα του προβλήματος μπορεί να αυξήσει ή να μειώσει τον απαιτούμενο χρόνο. Τα βήματα είναι τα παρακάτω:

1) Προ-επεξεργασία γεωμετρίας. Η γεωμετρία, που κατά κανόνα σχεδιάζεται σε κάποιο σχεδιαστικό λογισμικό (Solidworks, Inventor, CATIA κλπ), εισάγεται στον προ-επεξεργαστή και τροποποιείται κατάλληλα ώστε να δημιουργηθεί ένα σωστό μοντέλο πεπερασμένων στοιχείων. Στους σύγχρονους προ-επεξεργαστές δίνεται και η δυνατότητα δημιουργίας γεωμετρίας. Στην προ-επεξεργασία, τροποποιούνται πιθανά λάθη που δημιουργούνται στο αρχείο CAD, που έχουν προκύψει από την μεταβολή του τύπου του αρχείου. Τέτοιες δράσεις μπορεί να είναι η αντικατάσταση κακών επιφανειών, η επεξεργασία καμπυλωτών κομματιών, η διόρθωση πολύ μικρών κακών επιφανειών που μπορεί να προκύψουν σε γωνίες του αντικειμένου, η κοινοποίηση της τοποθεσίας των ακμών μεταξύ διαφορετικών αντικειμένων κλπ. Στην συνέχεια, θα πρέπει να παρθούν κάποιες παραδοχές και το μοντέλο να απλοποιηθεί με την χρήση δισδιάστατων και μονοδιάστατων πεπερασμένων στοιχείων, σε όποια σημεία αυτό είναι δυνατό. Σε αυτό το σημείο, θα πρέπει

να τοποθετηθούν και οι οριακές συνθήκες που θα υπάρχουν στο πρόβλημα. Αφού το μοντέλο διορθωθεί/καθαριστεί και ετοιμαστεί, εισέρχεται στον διακριτοποιητή (mesher).

2) Διακριτοποίηση. Η υποδιαίρεση του στερέου σώματος σε πεπερασμένα στοιχεία. Γίνεται σε συνεργασία του ανθρώπου και του υπολογιστή. Το μέγεθος του μέσου κελιού, συνήθως, ορίζεται από τον χρήστη. Από εκεί και έπειτα, υπάρχει η επιλογή της αυτοματοποιημένης διαίρεσης ενός αντικειμένου. Το πλέγμα δημιουργείται αυτόματα, ακολουθώντας κάποιον αλγόριθμο όπως ο Advancing front algorithm ή ο Delaunay (Delaunay triangulation). Χρησιμοποιώντας τέτοιους αλγόριθμους ως βάση, έχει δημιουργηθεί πληθώρα κωδικών για την δημιουργία πλέγματος, όπως ο GHS3D, ο AFLR3, ο Netgen, ο Tetgen, ο Gmsh κ.α. Κάθε κώδικας από τους προαναφερόμενους ανταποκρίνεται καλύτερα σε διαφορετικές κατηγορίες προβλημάτων. Σε εκείνο το σημείο απαιτείται γνώση και εμπειρία του ανθρώπου, προκειμένου να πάρει τα βέλτιστα δυνατά αποτελέσματα ανάλογα με το πρόβλημα και την υπολογιστική ισχύ.

Από εκεί και έπειτα, εάν ο χρήστης δεν είναι ικανοποιημένος με το πλέγμα που δημιουργήθηκε αυτόματα, μπορεί να λάβει και άλλες δράσεις προκειμένου να τροποποιήσει το μοντέλο, ώστε να αντικατοπτρίζει καλύτερα την πραγματικότητα. Τέτοιες δράσεις είναι η μείωση του μεγέθους των κελιών κοντά σε περιοχές που θεωρούνται επίφοβες (συγκέντρωση υψηλών τάσεων), η χρήση δομημένου πλέγματος, η επιλογή κυριαρχίας συγκεκριμένης μορφής στοιχείου στο πλέγμα, η εισαγωγή inflation κλπ. Όσο μικρότερο είναι το μέσο μέγεθος των στοιχείων που θα επιλεγεί, τόσο περισσότερα στοιχεία απαιτούνται για την περιγραφή του μοντέλου και τόσο περισσότερο η λύση θα πλησιάζει στην πραγματικότητα. Όσο όμως αυξάνεται ο αριθμός των στοιχείων, τόσο αυξάνεται ο χρόνος επίλυσης και η απαιτούμενη υπολογιστική ισχύς.

3) Παραγωγή μητρώων στιβαρότητας και στήσιμο του αναλυτικού μοντέλου. Σε αυτό το σημείο έχουν δοθεί πληροφορίες για το υλικό, έχει καθοριστεί ο κώδικας για το τι ανάλυση θα πραγματοποιηθεί, την μορφή που θα πάρουν τα μητρώα στιβαρότητας και το διάνυσμα του φορτίου. Μετά από αυτό, ακολουθεί η μαθηματική επίλυση του συστήματος. Η μαθηματική επίλυση επιτυγχάνεται με τον συνδυασμό των εξισώσεων των στοιχείων που οδηγούν στην δημιουργία των συνολικών μητρώων και των εξισώσεων ισορροπίας. Καθώς η δομή αποτελείται από πολλά πεπερασμένα στοιχεία, τα μεμονωμένα μητρώα στιβαρότητας και διανύσματα φορτίου πρέπει να συνδυαστούν με κατάλληλο τρόπο και οι ολικές εξισώσεις ισορροπίας πρέπει να διατυπωθούν ως εξής:

$$[K] \cdot \vec{U} = \vec{F} \quad (24)$$

όπου:

- $[K]$: ολικό μητρώο στιβαρότητας
- \vec{U} : είναι το διάνυσμα των κομβικών μετατοπίσεων
- \vec{F} : είναι το διάνυσμα των κομβικών δυνάμεων για τη συνολική κατασκευή

Η εξίσωση αυτή αποτελεί είναι η απλουστευμένη μορφή της εξίσωσης (νούμερο). Όπως φαίνεται, σε αυτή την μορφή λείπουν οι όροι της ταχύτητας και της επιτάχυνσης. Αυτό συμβαίνει επειδή στην περίπτωση της φόρτισης από εσωτερική πίεση, η φόρτιση θεωρείται στατική, οπότε η ταχύτητα και η επιτάχυνση μηδενίζονται. Κατόπιν, ακολουθεί η τροποποίηση των εξισώσεων ισορροπίας, εισάγοντας τις αρχικές και οριακές συνθήκες, ώστε να επιτευχθεί η τελική (παραπάνω) μορφή.

Από εκεί και έπειτα, και αφού έχουμε στήσει το πρόβλημα μας, τα προβλήματα που θα αντιμετωπίσουμε χωρίζονται σε 2 κατηγορίες:

A) Γραμμικά προβλήματα: το υπάρχον μοντέλο υφίσταται μόνο μικρές παραμορφώσεις και εκτροπές με βάση τις εφαρμοζόμενες δυνάμεις, το υλικό δεν παρουσιάζει πλαστική παραμόρφωση ή ερπυσμό λόγω φόρτωσης και οι οριακές συνθήκες παραμένουν σταθερές, μην αλλάζοντας για όλη τη διάρκεια της προσομοίωσης. Αποτέλεσμα αυτών των γεγονότων είναι το διάνυσμα \vec{U} να μπορεί να υπολογιστεί εύκολα από τον υπολογιστή.

B) Μη γραμμικά προβλήματα: το μοντέλο εμπεριέχει γεωμετρικές μη γραμμικότητες, υπάρχουν μεγάλες παραμορφώσεις που δημιουργούν μη γραμμική συμπεριφορά στο μοντέλο ή υπάρχει κάποια μη γραμμικότητα υλικού, όπως η πλαστικότητα του μοντέλου ή η ερπυσμός μέσα στο υλικό. Σε αυτή την περίπτωση, οι αρχικές και οριακές συνθήκες αλλάζουν με βάση την κίνηση του μοντέλου, η λύση εκτιμάται με μια σειρά βημάτων, όπου το καθένα περιλαμβάνει την τροποποίηση του μητρώου στιβαρότητας και /ή του διανύσματος δυνάμεων.

Από τις γνωστές, πλέον, κομβικές μετατοπίσεις, υπολογίζονται οι τάσεις και οι τροπές, με τη χρήση των απαραίτητων εξισώσεων της μηχανικής στερεού ή των κατασκευών. Με την ολοκλήρωση της αριθμητικής επίλυσης, τα αποτελέσματα απεικονίζονται στον μετά-επεξεργαστή. Οι μετά-επεξεργαστές είναι, κατά κανόνα, συνέχειες των λογισμικών επίλυσης. Σε αυτούς, το αποτέλεσμα της ανάλυσης εικονοποιείται, δηλαδή, με βάση τους αριθμούς που

έχουν βρεθεί, μπορούν να απεικονιστούν ταλαντώσεις και μετατοπίσεις, ενώ με την χρήση colour mapping αναπαρίστανται οι τάσεις, οι τροπές και διάφορα αλλά μεγέθη, τα οποία μπορεί να επιλέξει ο χρήστης και να τον βοηθήσουν στο να βγάλει ένα συμπέρασμα για το τι πραγματικά γίνεται στο μοντέλο που μελετάται. Επίσης, δίνεται και η δυνατότητα της χρήσης κλίμακας, για δραματοποίηση των αποτελεσμάτων, δηλαδή για να γίνουν εμφανέστερες και εντονότερες οι μετατοπίσεις που προκαλούνται.

4. Αναλύσεις

4.1. Μοντέλο

Το μοντέλο που εξετάζεται έχει σχεδιαστεί εξ ολοκλήρου στο Solidworks. Στόχος ήταν η, όσο το δυνατόν, ακριβέστερη προσομοίωση της πτέρυγας του αεροσκάφους Gulfstream 3. Αρχικό πλάνο ήταν η δημιουργία ενός πλήρους συμμετρικού μοντέλου, διαμόρφωσης semi-mono-coque, που να εμπεριέχει την άτρακτο, την κύρια πτέρυγα, τις πίσω επιφάνειες ελέγχου και τον σταθεροποιητή. Αυτό, δυστυχώς, δεν κατέστη δυνατό, καθώς δεν ήταν δυνατή η αναπαραγωγή της semi-mono-coque γεωμετρίας στα διαθέσιμα σχεδιαστικά προγράμματα. Η κατεύθυνσή αυτή, ίσως να μπορούσε να ακολουθηθεί, σε περίπτωση που γινόταν η παραδοχή ότι οι τα bulkheads μπορούν να προσομοιωθούν με μονοδιάστατα πεπερασμένα στοιχεία, με προφίλ I, τετραγωνικό ή προφίλ C. Ακόμη όμως και σε αυτήν την περίπτωση, είναι δύσκολο να αναπαραχθεί με πολύ μεγάλη λεπτομέρεια η γεωμετρία της ατράκτου, χωρίς να υπάρχουν δεδομένα από την βιομηχανία.

Έτσι, η ανάλυση επικεντρώθηκε στο κομμάτι της πτέρυγας. Το Gulfstream 3 είναι ένα αεροσκάφος που ανήκει στην κατηγορία των Business Jet. Συνήθως μπορεί να μεταφέρει μικρό αριθμό ατόμων (έως 20), πετά σε υψόμετρα μεγαλύτερα των 10.000 μέτρων (μέγιστο ύψος πτήσης στα 14.000m) για συνθήκες cruise, ενώ έχει ως μέγιστη ταχύτητα cruise γύρω στα 0.86 Mach. Κάποια από τα επόμενα μοντέλα της συγκεκριμένης εταιρίας μπορούν να πιάσουν ακόμα και 0.92 Mach. Έχει μήκος 25,3 m και άνοιγμα φτερών στα 23,7 m. Έχει βάρος κατασκευής (άδειο, χωρίς φορτίο και χωρίς καύσιμα) στα 17.240 kg ενώ οι προδιαγραφές του ορίζουν ότι το μέγιστο βάρος απογείωσης είναι στα 31.615 kg.

Μετά από έρευνα, το μελετώμενο φτερό έχει τα παρακάτω στοιχεία:

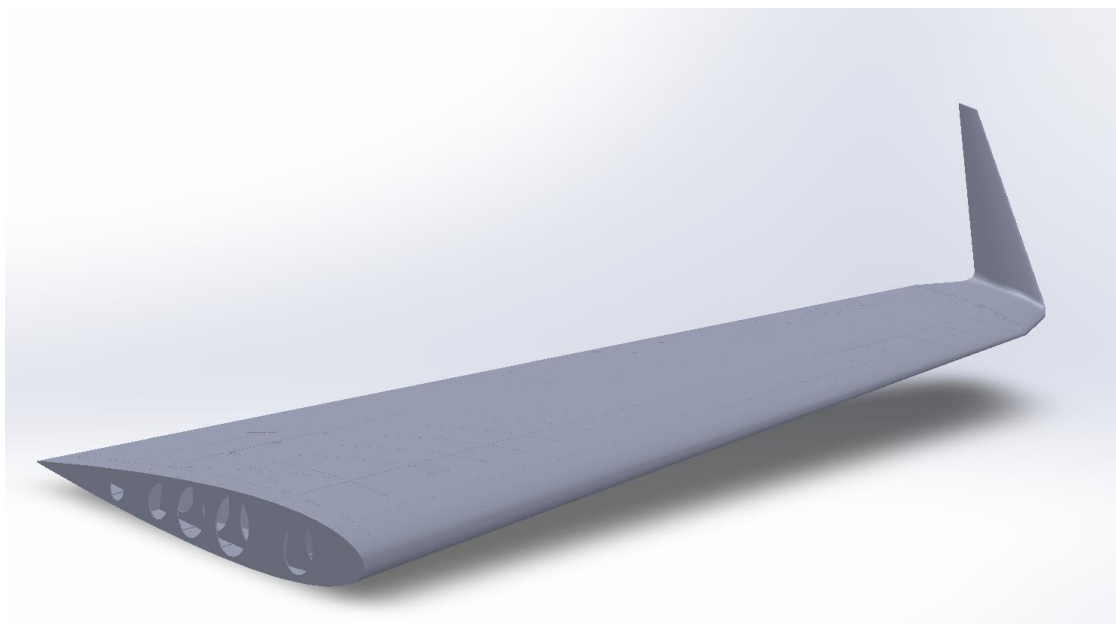
Άνοιγμα Φτερού	12,373 m
Αεροτομή Ρίζας	NACA0012
Χορδή Ρίζας	5,506m
Αεροτομή Άκρης	NACA 64008A0.5
Χορδή Άκρης	1,5m
Taper Ratio	0,273
Γωνία Προσβολής Ρίζας	2°
Γωνία Προσβολής Άκρης	-1°
Διέδρη Γωνία Φτερού	2°
Γωνία Sweep Φτερού	29°
Συνολικό Twist Φτερού	3°

Πίνακας 3: Στοιχειώδη στοιχεία σχεδίασης της πτέρυγας.



Εικόνα 32: Το Gulfstream III (3).

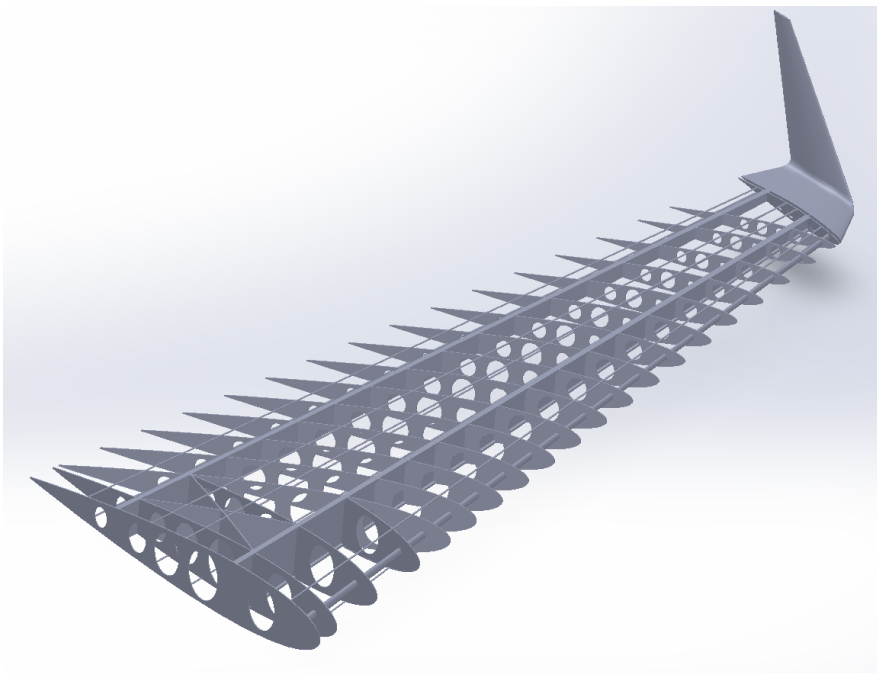
Αρχικά, το μοντέλο ήταν εντελώς τρισδιάστατο, με πάχος ribs 2 cm και πάχος 1 cm στο περίβλημα του φτερού. Αυτό, πέρα από λανθασμένο, καθώς τα ribs πλέον αποτελούνται είτε από λεπτά ελάσματα αλουμινίου (μέγιστο πάχος μικρότερο των 8mm) είτε από κατασκευές σύνθετων υλικών (CFRP), θα περιέπλεκε και σε μεγάλο βαθμό την προσομοίωση μας. Για αυτό, το τελικό μοντέλο είναι μοντέλο επιφανειών, ώστε όλα τα στοιχεία της συναρμογής να μπορούν να προσομοιωθούν με δύο διαστάσεων cell elements.



Εικόνα 33: Αρχικό τρισδιάστατο διαμπερές μοντέλο.

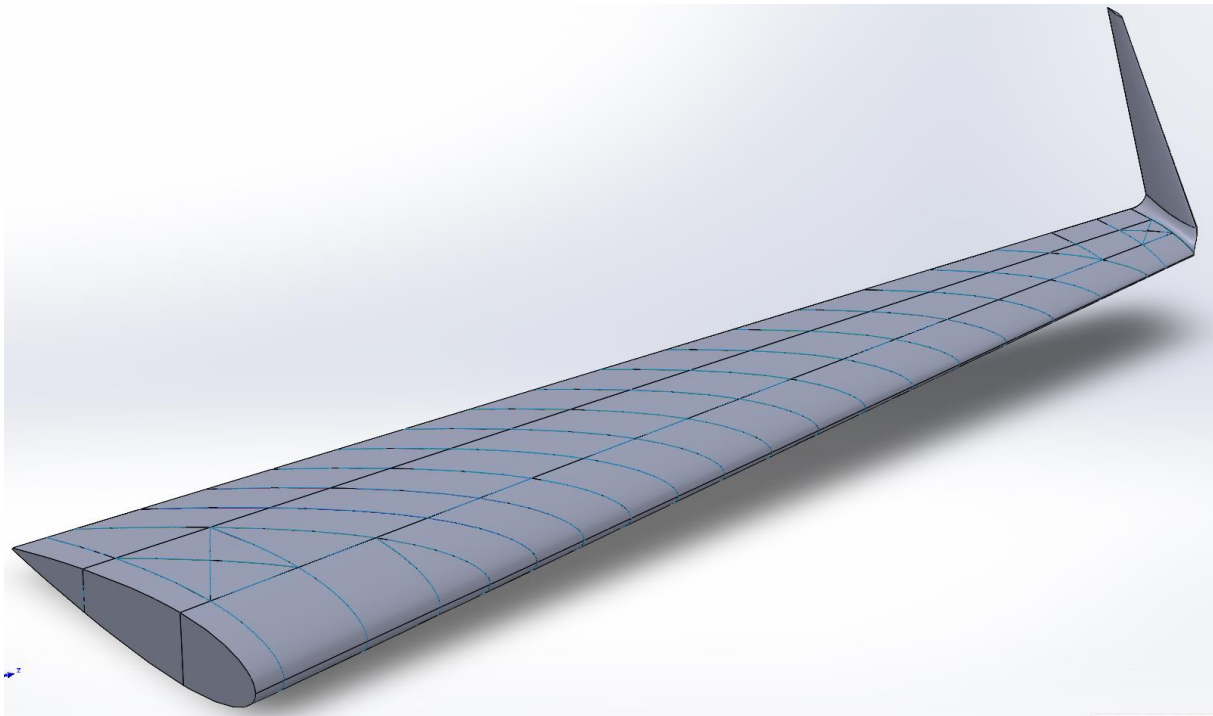
Τα spars επιλέγεται να συνδεθούν σε συγκεκριμένες θέσεις της χορδής της πρώτης αεροτομής. Η πίσω δοκός βρίσκεται σε απόσταση 3882,3mm από την αιχμή της πτέρυγας και η μπροστά στα 1663,8mm. Αυτά τα δυο νούμερα αντιστοιχούν σε 0.705 και 0.303 της χορδής, αντίστοιχα. Η κύρια αρχή για την σχεδίαση των spars είναι ότι, όπως αναφέρθηκε, ο το μπροστινό spar θα πρέπει να είναι όσο το δυνατόν πιο κοντά στο αεροδυναμικό κέντρο. Το αεροδυναμικό κέντρο για υποηχητικές ταχύτητες είναι γύρω στο 0.25 της χορδής, ενώ για υπερηχητικές ταχύτητες είναι περίπου στο 0.4 της χορδής. Καθώς στην ροή αναπτύσσονται ηχητικές ταχύτητες, εκλέχθηκε να μετακινηθεί ο μπροστινός spar, ελαφρώς προς τα πίσω, με την σκέψη ότι αυτό ίσως κάνει την κατασκευή αποδοτικότερη.

Ένα άλλο σημαντικό feature, το οποίο κόπηκε, ήταν η δημιουργία κυκλικών stringers με διάμετρο 8mm, τα οποία εκτείνονταν από το πρώτο rib έως το τελευταίο και ήταν επαπτόμενα και στο περίβλημα του φτερού, αλλά και στα ribs. Αυτό το feature απορρίφθηκε για τον ίδιο λόγο, καθώς τα stringers θα μπορούσαν να προσομοιωθούν από μονοδιάστατα beam/bar elements. Εν τέλει, καθώς δεν μπορούσε να προσομοιωθεί επακριβώς η λειτουργία των stringers, απορρίφθηκαν εξ ολοκλήρου. Θεωρήθηκε από τον συγγραφέα ότι το να χρησιμοποιηθούν είτε beams με ορθογωνική κοίλη τομή, είτε με τομή I, χωρίς όμως να είναι συνδεδεμένα με τα εξωτερικά πάνελ του περιβλήματος, θα προσέδιδε εσφαλμένη στιβαρότητα στην κατασκευή, μην αντιπροσωπεύοντας τον ρόλο των stringers στην πραγματικότητα.



Εικόνα 34: Εσωτερική διαμόρφωση φτερού με εμφανείς τις λεπτές διαμορφώσεις stringers.

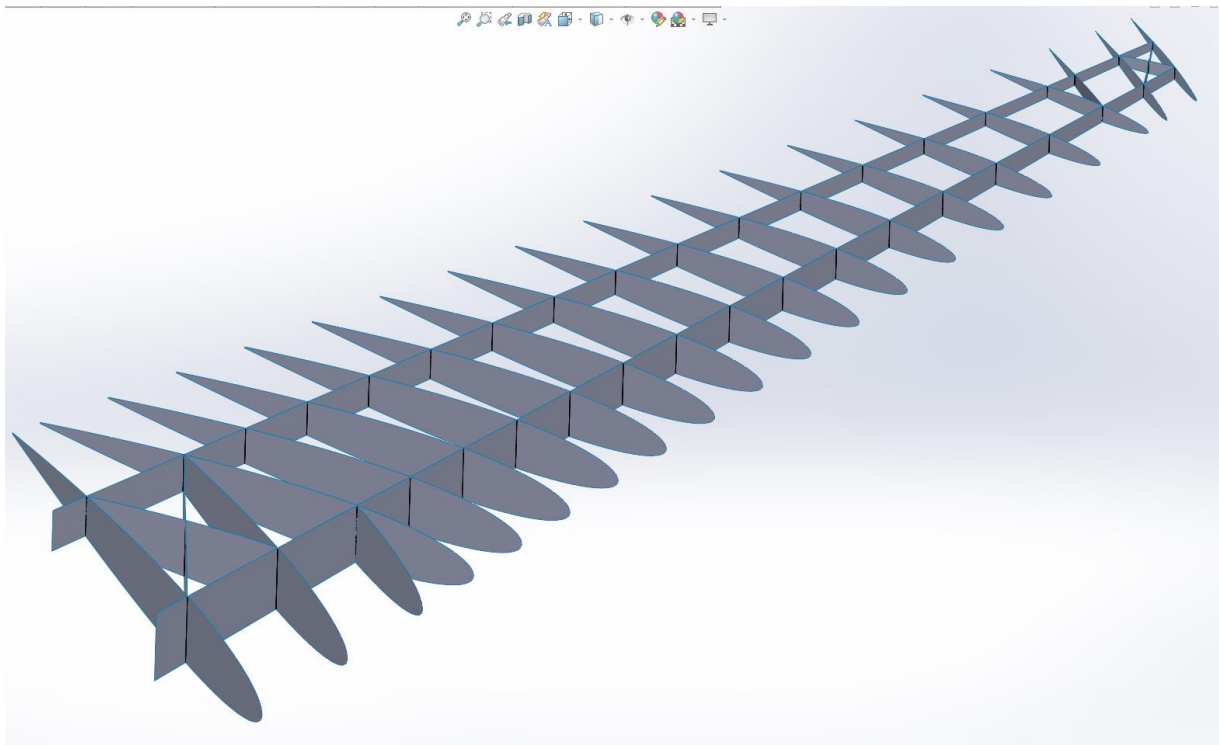
Επίσης, όπως φαίνεται και στις εικόνες, η αρχική τρισδιάστατη γεωμετρία της πτέρυγας είχε και διαμόρφωση winglet. Για το winglet όμως, ήταν πολύ δύσκολο να δημιουργηθεί η εσωτερική δομή ενώ η προσομοίωση του στον ρευστοδυναμικό τομέα γινόταν πολύ περίπλοκη, καθώς για να προσομοιωθεί η ροή γύρω του σωστά, απαιτούνταν πλεγματοποιήσεις με πολύ μεγάλο κόστος. Το κόστος μιας full scale προσομοίωσης ήταν ήδη πολύ υψηλό, οπότε δεν υπήρχε άλλη επιλογή.



Εικόνα 35: Μοντέλο επιφανειών χωρίς τρύπες και stringers.

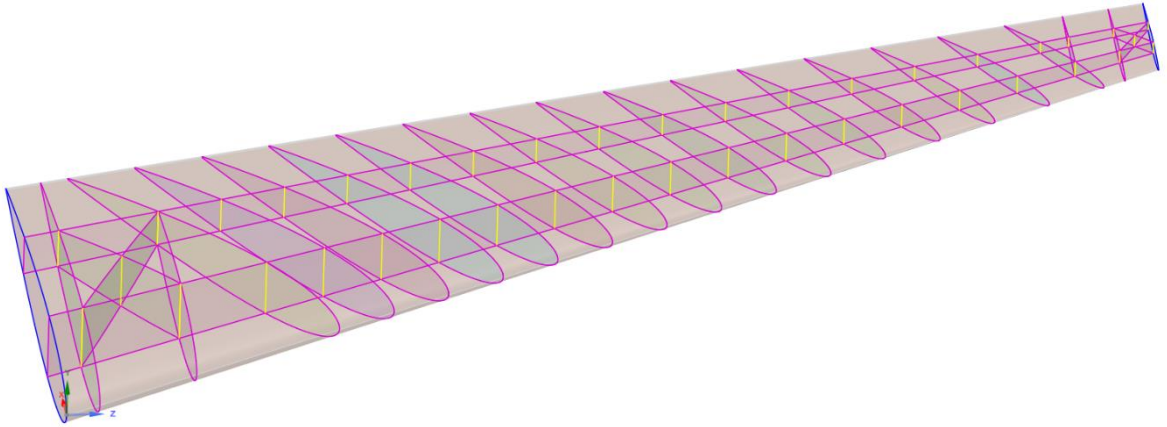
Επιπροσθέτως, το winglet, καθώς ήταν ξεχωριστό part, προκαλούσε σφάλματα στο CFD και έγινε αντιληπτό ότι στο σημείο επαφής της κύριας πτέρυγας με το ακροπτερυγίο, δημιουργούνταν γεωμετρίες μηδενικής επιφάνειας.

Ακόμη, οι τρύπες που φαίνονται στο αρχικό τρισδιάστο σχέδιο, ενώ σε παλαιότερες γεωμετρίες αεροσκαφών ή σε γεωμετρίες αεροσκαφών μικρότερου βεληνεκούς, υπάρχουν και είναι ένας ευρέως διαδεδομένος τρόπος για την ελαχιστοποίηση του βάρους, απορρίφθηκαν. Αυτό συνέβη καθώς, από σχέδια που βρέθηκαν, παρατηρήθηκε διαφορά στις πιο σύγχρονες δομές και ιδιαίτερα στις δομές πολύ μεγάλων πολιτικών αεροσκαφών, όπου οι εσωτερικές δομές τους έχουν διαμόρφωση που μοιάζει με σχάρα. Να αναφερθεί σε αυτό το σημείο, ότι οι τρύπες δημιουργούσαν και σοβαρές επιπλοκές στην παρουσία των τάσεων.

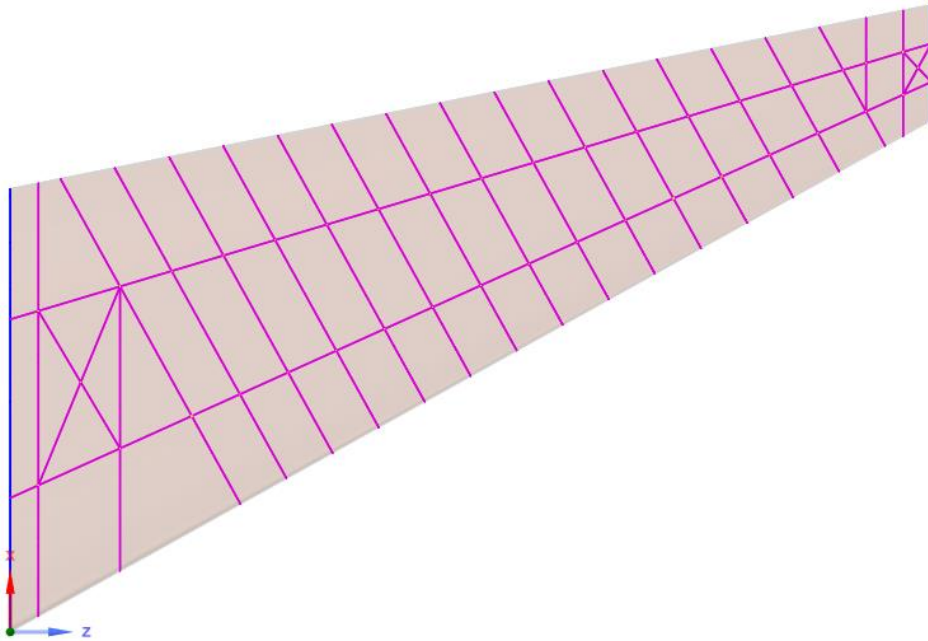


Εικόνα 36: Εσωτερική δομή στο μοντέλο επιφανειών.

Κλείνοντας, το μοντέλο δεν εμπεριέχει τις επιφάνειες ελέγχου και τους μηχανισμούς που τις ελέγχουν, το σύστημα προσγείωσης και αλλά λοιπά εξαρτήματα. Δεν βρέθηκε πουθενά γεωμετρία με τα παραπάνω εξαρτήματα και ήταν δύσκολο να αναπαραχθούν από την αρχή, καθώς η βιομηχανία δεν μοιράζεται αναλυτικά τις χρησιμοποιούμενες διαμορφώσεις. Έγινε μεγάλος αριθμός δοκιμών, με ελαφρώς τροποποιημένες γεωμετρίες, ακόμα και με γεωμετρίες που δεν είχαν το πίσω κομμάτι των ribs, καθώς εκεί βρίσκονται τα flaps και οι συζητούμενοι μηχανισμοί. Και αυτή η γεωμετρία δεν λειτούργησε όπως θα έπρεπε, καθώς το πίσω μέρος του φτερού δεν είχε την απαιτούμενη στήριξη. Τέλος, κόπηκε από τις τελικές προσομοιώσεις και η διαμόρφωση RIB3.5, μια διαμόρφωση rib, η οποία ξεκινούσε από το εμπρός spar και έφτανε ως την μπροστινή ακμή της πτέρυγας. Τέτοιες διαμορφώσεις είναι πολύ διαδεδομένες σε περιοχές κοντά στην ρίζα, καθώς βοηθούν στην αρμονικότερη μετάβαση της δομής από ribs κάθετα στο leading edge σε ribs παράλληλα με τις διαμορφώσεις wingbox, που υπάρχουν στο κέντρο του αεροσκάφους και είναι αυτές που συνδέουν τα φτερά μεταξύ τους και τα φτερά με την κύρια άτρακτο. Στην γεωμετρία υπάρχει μια παρόμοια διαμόρφωση, η RIB3, που αποτελεί το τρίτο rib και ξεκινά από το πίσω spar.



Εικόνα 37: Τελικό προ-επεξεργασμένο μοντέλο στο περιβάλλον Spaceclaim του ANSYS σε ισομετρική όψη.



Εικόνα 38: Τελικό προ-επεξεργασμένο μοντέλο στο περιβάλλον Spaceclaim σε κάτοψη.

4.2. CFD

4.2.1. Στήσιμο Προσομοίωσης και Πλεγματοποίηση

Καθώς το μοντέλο σχεδιάστηκε εξ αρχής από τον συγγραφέα, δεν υπάρχουν δεδομένα σύγκρισης με άλλες περιπτώσεις. Αυτό το γεγονός έκανε επισφαλή τα πιθανά αποτελέσματα, όποτε η λύση που εκλέχθηκε, ήταν η αρχική μελέτη ενός μοντέλου κλίμακας $\frac{1}{4}$. Παρόλο που θα βοηθούσε πάρα πολύ και στο κομμάτι των πεπερασμένων στοιχείων, (η χρήση του μοντέλου κλίμακας), αποφασίστηκε η προσομοίωση να μελετηθεί με κλίμακα ένα προς ένα. Από τον συγγραφέα και από τους συνεργαζόμενους διδάσκοντες, έγινε κατανοητό το γεγονός, ότι οι ροές θα είχαν σχετικά σοβαρή απόκλιση, καθώς η απόσταση του ακροπτερυγίου, σημείο με την χαμηλότερη πίεση στην προσομοίωση, θα ήταν $\frac{1}{4}$ της κανονικής. Έτσι, έγινε απαραίτητη η χρήση του πλήρους μοντέλου.

Κατόπιν, χρησιμοποιήθηκε η θεωρία ομοιομάτων, ώστε να βρεθούν οι σωστές τιμές των οριακών συνθηκών. Κατά την θεωρία ομοιωμάτων, για να είναι αξιόπιστα τα αποτελέσματα μιας προσομοίωσης ομοιωμάτων και για να δίνουν πληροφορίες για τις συνθήκες οι οποίες θα επικρατήσουν στο πρωτότυπο, θα πρέπει να υπάρχει αντιστοιχία μεταξύ των δυνάμεων που ασκούνται στο ομοίωμα και στο πρότυπο. Θεωρητικά, αυτό μπορεί να επιτευχθεί αν οι παρακάτω αδιάστατοι αριθμοί (Reynolds, Froude, Euler, Weber κλπ) είναι ίδιοι τόσο στο πρωτότυπο όσο και στο ομοίωμα. Στην πράξη, αυτό δεν μπορεί να επιτευχθεί. Έτσι, ο σχεδιασμός των πειραμάτων γίνεται ώστε να είναι ίδιος ο αδιάστατος αριθμός ο οποίος θεωρείται κρίσιμότερος για το πείραμα.

Για την εξεταζόμενη περίπτωση, θεωρούνται ως κρίσιμοι αριθμοί για το πείραμα, οι αριθμοί Mach και Reynolds. Αυτό συνεπάγεται, ότι στο μοντέλο ενός τετάρτου, η πυκνότητα του ρευστού τετραπλασιάζεται, κρατώντας ίδια την ταχύτητα και την θερμοκρασία προκειμένου να επιτευχθεί ίδιος αριθμός Mach.

Για τις ρευστοδυναμικές προσομοιώσεις απαιτούνται διαφόρων ειδών πυκνώσεις, οι οποίες επιβάλλουν την χρήση μη δομημένου πλέγματος

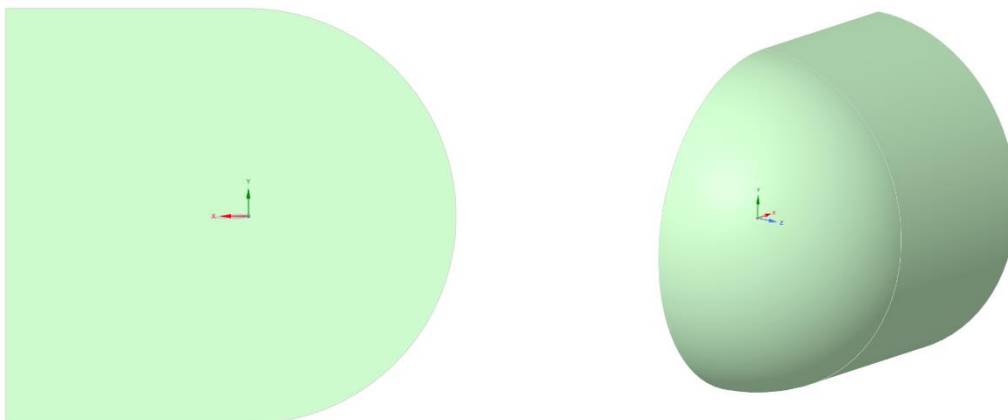
	0.85 Mach	0.9 Mach	0.95 Mach
Αριθμός Reynolds Ρίζας	39.682.387	42.037.749	44.377.512
Αριθμός Reynolds Άκρης	10.822.469	11.464.841	12.102.958
Υψόμετρο	10.000m	10.000m	10.000m
Θερμοκρασία Περιβάλλοντος	223K	223K	223K
Ταχύτητα σε m/s	254.4	269.5	284.5

Πίνακας 4: Ιδιότητες μελετώμενων ροών.

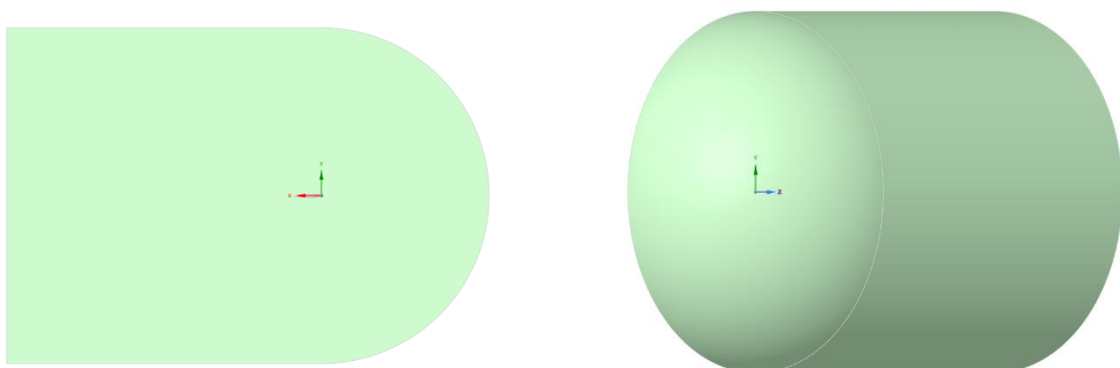
	Μοντέλο 1/4	Πρωτότυπο
Πυκνότητα ρ σε kg/m^3	1.654	0.4135
Δυναμικό Ιξώδες σε Ns/m^2	$5.832 \cdot 10^{-5}$	$1.458 \cdot 10^{-5}$
Κινηματικό Ιξώδες σε	$3.526 \cdot 10^{-5}$	$3.526 \cdot 10^{-5}$

Πίνακας 5: Ιδιότητες αέρα για τις προσομοιώσεις CFD.

Για μελέτες αυτού του τύπου, όπου η ροή έχει ηχητικές ταχύτητες, βρέθηκε ότι η αποτελεσματικότερη οριακή συνθήκη για την εισαγωγή της ροής στο χωρίο είναι η οριακή συνθήκη pressure far-field. Αυτό έπαιξε μεγάλο ρόλο στην διαμόρφωση του χωρίου, καθώς τα τοιχώματα θα έπρεπε να είναι αρκετά μακριά από το φτερό. Το χωρίο απαρτίζεται από ένα τεταρτοκύκλιο και την επέκταση της μιας πλευρά του προς τα πίσω. Για τα 2 μοντέλα, επιλέχθηκε διαφορετική αναλογία εκπετάσματος προς ακτίνα τεταρτοκυκλίου, καθώς, με βάση πληροφορίες, όσο μεγαλύτερη απόσταση του τοιχώματος από την εξεταζόμενη διαμόρφωση, τόσο καλύτερο το αποτέλεσμα.



Εικόνα 39: Πλάγια και ισομετρική όψη του χωρίου για το μοντέλο 1:1.



Εικόνα 40: Πλάγια και ισομετρική όψη του χωρίου για το μοντέλο 1/4.

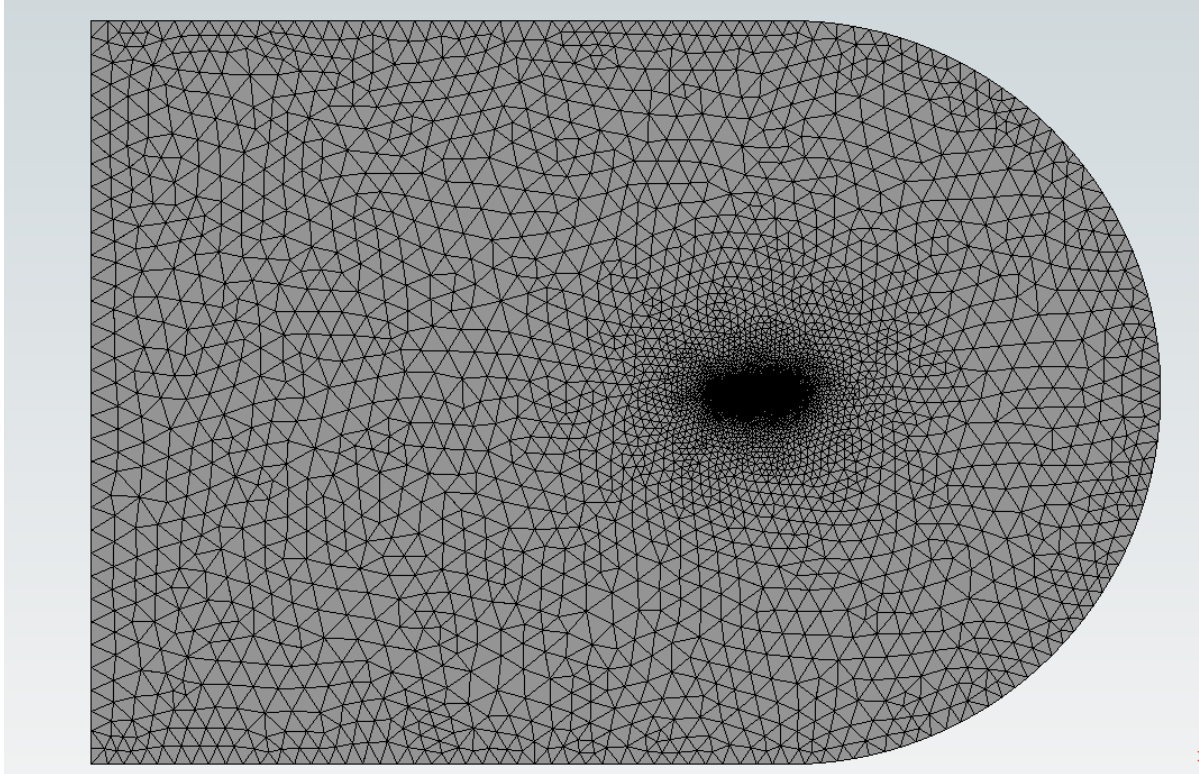
Όπως έχει ειπωθεί, το μοντέλο τύρβης που χρησιμοποιείται είναι το k-omega SST. Το συγκεκριμένο μοντέλο είναι μια επιτυχημένη προσπάθεια παντρέματος των μοντέλων k-epsilon και k-omega. Το γεγονός αυτό το κάνει, από την μια σχετικά απαιτητικό ως προς το πλέγμα που δομείται, αλλά από την άλλη αρκετά αποτελεσματικό για ένα μεγάλο εύρος y^+ . Η βέλτιστη τιμή y^+ για το συγκεκριμένο μοντέλο είναι το 1. Όμως, το μέγεθος του χωρίου αλλά και της κατασκευής δεν επέτρεψε την δημιουργία πλέγματος με αυτό το y^+ . Επίσης, παρατηρήθηκε ότι οι διαθέσιμες υπολογιστικές μονάδες δεν μπορούσαν υποστηρίξουν πλέγματα μεγαλύτερα των 35.000.000 κελιών. Ως προσπάθεια για πυκνώση γύρω από τις περιοχές ενδιαφέροντος, χρησιμοποιήθηκε η μείωση του Growth Rate, από το default του 1,2.

Η επιλογή που έχει να κάνει με το y^+ ονομάζεται Inflation. Εκεί πέρα επιλέγεται το ύψος του πρώτου κελιού αριθμητικά, ο αριθμός των συνολικών επιπέδων του Inflation και ο ρυθμός αύξησης του μεγέθους από επίπεδο σε επίπεδο. Παρακάτω παρατίθενται οι πίνακες με τις βασικές μεταβλητές που διέπουν τα πλέγματα.

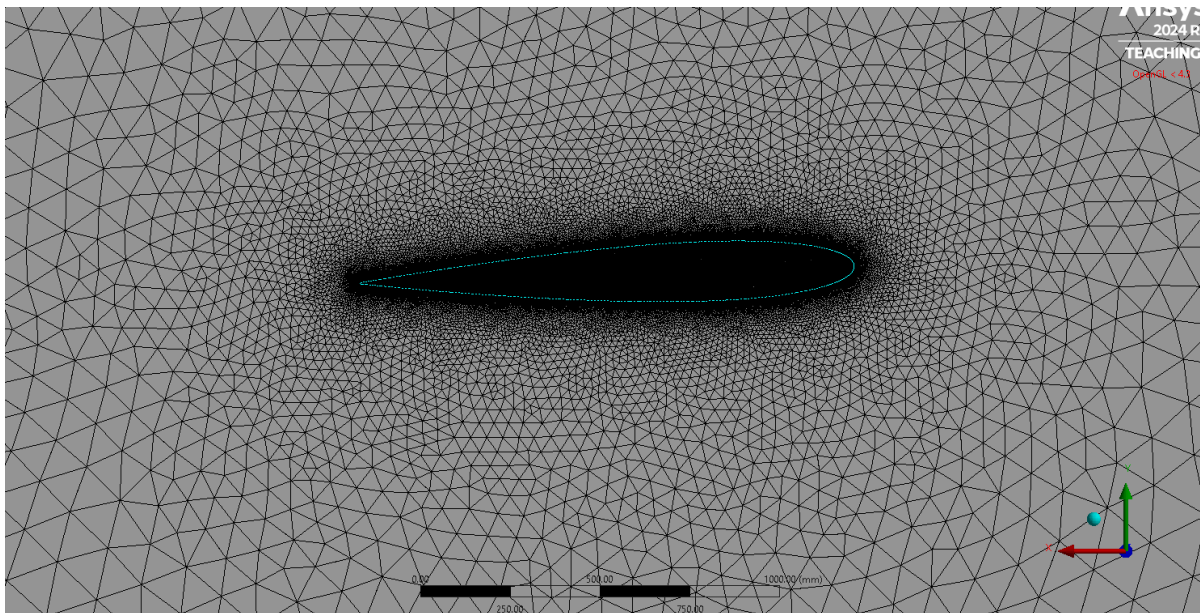
	Μοντέλο 1/4	Πλήρες Μοντέλο
Μέγεθος Ακτίνας Τεταρτοκυκλίου	8m	30m
Μήκος ημικυλίνδρου	15m	35m
Αριθμός Συνολικών Κελιών	31.797.841	31.382.679
Αριθμός Συνολικών Κόμβων	8.772.981	9.317.294
Ύψος οριακού στρώματος y^+	3.8×10^{-6} m	5.8×10^{-5} m
y^+ που αντιστοιχεί στο παραπάνω ύψος για την ρίζα του φτερού	3.5	13.6
y^+ που αντιστοιχεί στο παραπάνω ύψος για την άκρη του φτερού	3.8	15
Επίπεδα Οριακού Στρώματος	20	15
Ρυθμός αύξησης ύψους στο οριακό στρώμα		1.1
Πύκνωση πλέγματος γύρω από την πτέρυγα με χρήση επιπλέον σώματος	Όχι	Όχι
Μέσο μέγεθος στοιχείου πεπερασμένου όγκου	0.5m	6m
Επιτρεπτή γωνία ανά στοιχείο	2,5°	1°
Smoothing	High	High
Διαίρεση ακμών της πτέρυγας σε ίσα μέλη	Ναι, 2000 στην ρίζα και 1000 στην άκρη της πτέρυγας	Όχι
Μέγεθος Κελιού Επιφάνειας Πτέρυγας	100 mm στην κύρια επιφάνεια, 0.5mm στην ακμή φυγής	15mm
Συνολικός Ρυθμός Αύξησης του πλέγματος (Growth Rate)	1.1	1.1
Τροποποίηση πλέγματος για ατέλειες εγγύτητας	Ναι, σε επίπεδα και ακμές	Όχι

Πίνακας 6 : Θεμελιώδη μεγέθη των 2 πλεγμάτων.

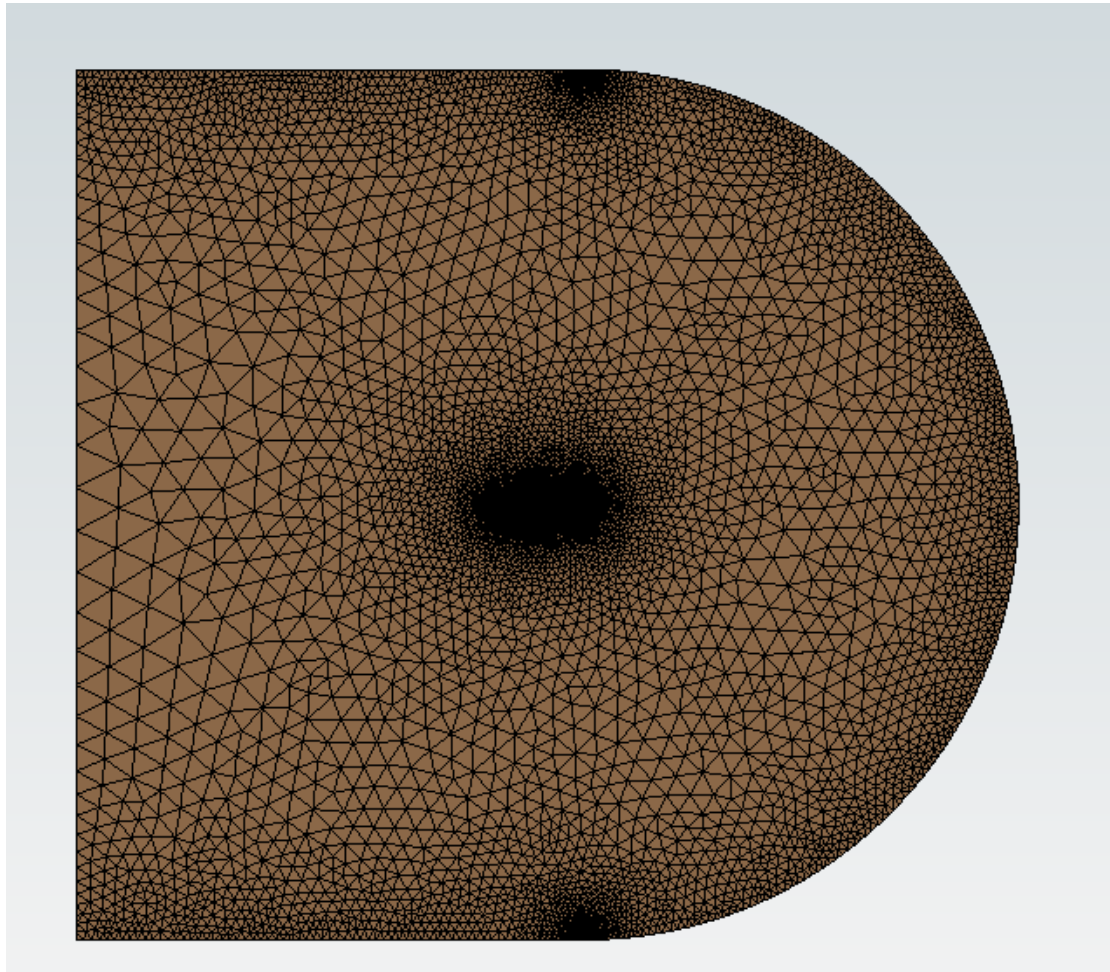
Όπως γίνεται αντιληπτό από τον παραπάνω πίνακα, για τα 2 πλέγματα ακολουθήθηκαν ελαφρώς διαφορετικές νοοτροπίες καθώς ήταν πολύ διαφορετικός ο αριθμός των κελίων σε ένα απλό πλέγμα, λόγω της διαφοράς μεγέθους.



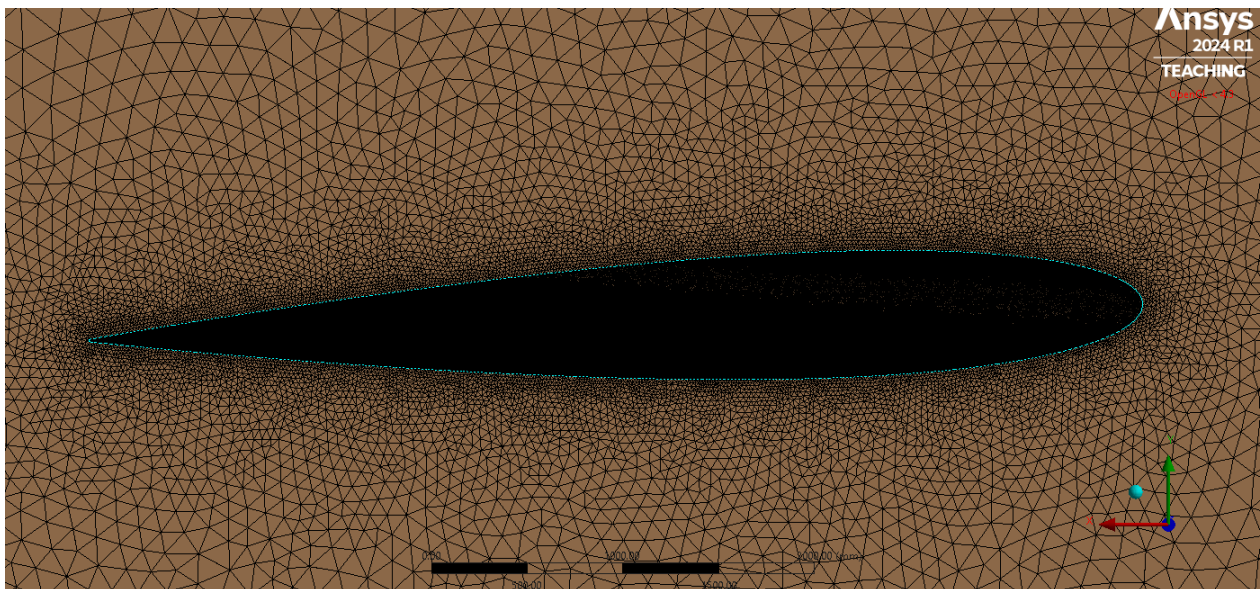
Εικόνα 41: Πλέγμα μοντέλου $\frac{1}{4}$.



Εικόνα 42: Πλέγμα κοντά στην πτέρυγα.



Εικόνα 43: Πλέγμα μοντέλου πλήρους μεγέθους.



Εικόνα 44: Πλέγμα γύρω από την πτέρυγα.

Στην συνέχεια επεξηγούνται τα μεγέθη μέτρησης ποιότητας του πλέγματος και παρατίθεται ένας πίνακας για την ποιότητα των χρησιμοποιούμενων πλεγμάτων.

Τα κριτήρια ποιότητας ενός πλέγματος για ρευστοδυναμικές μελέτες είναι τα παρακάτω:

1. Λόγος Διαστάσεων (Aspect Ratio)
2. Λοξότητα (Skewness)
3. Ορθογωνική ποιότητα (Orthogonal Quality)

Το πρώτο κριτήριο, ο λόγος διαστάσεων, αναφέρεται στην αναλογία της μεγαλύτερης διάστασης ενός στοιχείου προς τη μικρότερη διάστασή του. Έχει ως βέλτιστη τιμή τον αριθμό 1 και υπολογίζεται ως η αναλογία της μεγαλύτερης ακμής του στοιχείου προς τη μικρότερη ακμή του. Σύμφωνα, λοιπόν, με αυτό το κριτήριο, στόχος είναι, οι 2 ή 3 πλευρές των στοιχείων του πλέγματος να είναι περίπου ίδιου μήκους.

Το δεύτερο κριτήριο, η λοξότητα, υπολογίζεται ως η μέγιστη απόκλιση γωνίας των γωνιών του στοιχείου από τις ιδανικές γωνίες του. Βέλτιστη τιμή για το κάθε κελί είναι το 0. Η λοξότητα ορίζεται με 2 διαφορετικούς και ισοδύναμους τρόπους:

A)βάσει του όγκου ενός ισόπλευρου στοιχείου:

$$\text{skewness} = \frac{\text{βέλτιστο μέγεθος κελιού} - \text{μέγεθος κελιού}}{\text{βέλτιστο μέγεθος κελιού}}$$

B)βάσει της απόκλισης από την κανονικοποιημένη γωνία ισοπλεύρου (90 για τετράπλευρο, 60 για τρίγωνο κλπ):

$$\text{skewness} = \max\left(\frac{\theta_{max} - 90}{90}, \frac{90 - \theta_{min}}{90}\right)$$

Το τρίτο κριτήριο, η ορθογωνική ποιότητα, μετρά το πόσο ορθογώνια είναι τα στοιχεία του πλέγματος σε σχέση με τις γειτονικές επιφάνειες και όγκους. Η ορθογώνια ποιότητα ενός στοιχείου υπολογίζεται λαμβάνοντας υπόψη τις γωνίες μεταξύ των κανονικών διανυσμάτων στις επιφάνειες του στοιχείου και τις διευθύνσεις των ακμών του στοιχείου. Ως βέλτιστη τιμή έχει το 1, που δηλώνει ότι οι πεπερασμένοι όγκοι είναι ορθογώνιοι σε σχέση με τους γείτονές τους.

	Μοντέλο 1/4			Πλήρες Μοντέλο		
	Min	Max	Average	Min	Max	Average
Orthogonal Quality	$4.7 \cdot 10^{-3}$	0.999	0.77	$2.1 \cdot 10^{-3}$	0.999	0.8
Skewness	$3 \cdot 10^{-8}$	0.97	0.21	$3.8 \cdot 10^{-6}$	0.98	0.195
Aspect Ratio	1.15	8173	137	1.15	1767	63.2

Πίνακας 7: Mesh metrics (όπως αποκαλούνται) των πλεγμάτων.

	Μοντέλο 1/4	Πλήρες Μοντέλο
Orthogonal Quality	0.77 – Very Good	0.8 – Very Good
Skewness	0.21 – Excellent	0.195 - Excellent

Πίνακας 8: Βαθμολογία πλέγματος ανάλογα με τους μέσους όρους των mesh metrics.

Δυστυχώς, για το aspect ratio, δεν βρέθηκε κλίμακα βαθμολόγησης του πλέγματος. Οι κλίμακες βαθμολόγησης έχουν παρθεί από τις σημειώσεις του διδάσκοντα κ. Κυριάκου Βαφειάδη, για το μάθημα της Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής.

Το πλέγμα σίγουρα θα μπορούσε να έχει βελτιωμένη ποιότητα, όμως το γεγονός ότι υπήρχε μεν πλεονάζουσα υπολογιστική ισχύς σε σχέση με τις ακαδημαϊκές εκδοχές των λογισμικών, αλλά περιορισμένη και όχι απεριόριστη, περισσότερο μέρδευσε τον συγγραφέα, παρά τον βοήθησε. Το όλο εγχείρημα της συγκεκριμένης διπλωματικής ήταν πολύ σύνθετο και τα προβλήματα που προέκυψαν με την γεωμετρία, έκαναν δύσκολη την παραγωγή καθολικών και αδιαμφισβήτητων αποτελεσμάτων και στα τρία επιμέρους κομμάτια της (σχεδιαστικό, ρευστοδυναμικό και δυναμικό).

Εφόσον έγινε αναφορά στο πλέγμα, στην δομή και στην ποιότητα του, στην συνέχεια γίνεται εκτενείς αναφορά στο setup των ρευστοδυναμικών αναλύσεων, ξεκινώντας από τις οριακές συνθήκες.

Ξεκινώντας, τίθενται όλες οι operating conditions στο 0. Αυτό αρχικά είχε παραλειφθεί από τον συγγραφέα, γεγονός που οδηγούσε σε εσφαλμένα αποτελέσματα, καθώς με την χρήση της ατμοσφαιρικής πίεσης, πρακτικά προσομοιωόταν η πτήση της πτέρυγας με τις προαναφερόμενες ταχύτητες στο επίπεδο της θάλασσας. Αυτό δεν είναι κάτι που συμβαίνει για τα πολιτικά αεροσκάφη αυτού του τύπου και μπορεί μόνο να συναντηθεί σε καταστάσεις αερομαχίας στα πολεμικά αεροσκάφη.

Στην συνέχεια, στην δεξιά πλευρά του Ansys Fluent, επιλέγεται το μοντέλο k-omega SST, ενώ εκλέγονται οι επιλογές Viscus Heating, Compressibility effects, Production Kato-Lauder και Production limiter. Η εξίσωση ενεργείας ενεργοποιείται.

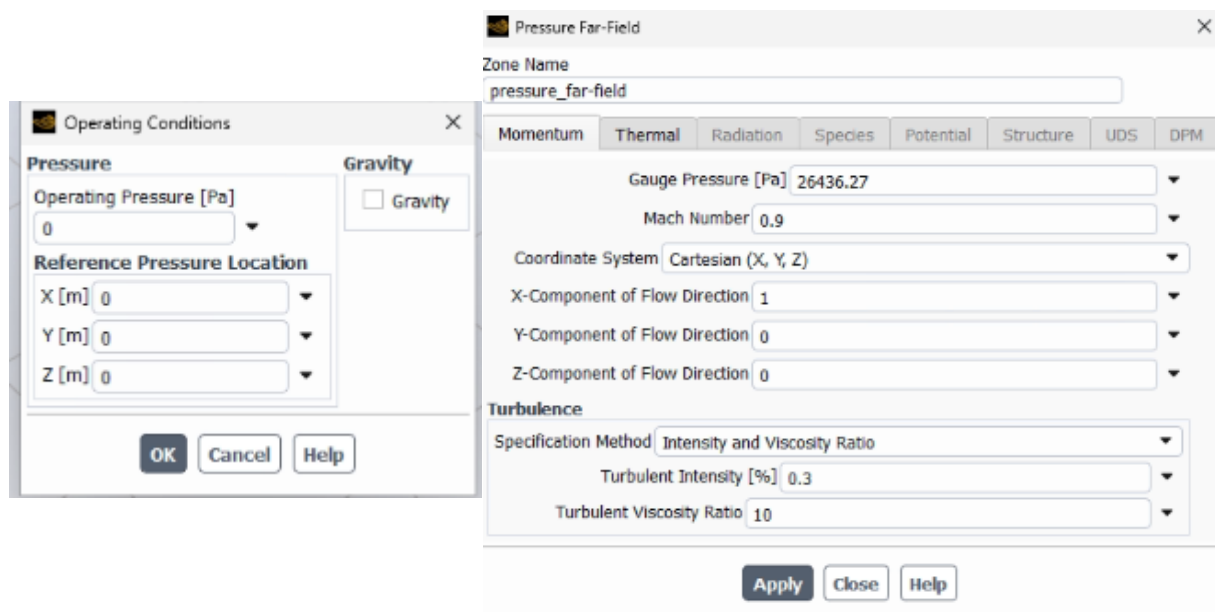
Ο αέρας ορίζεται ως ιδανικό αέριο, συνθήκη που βοηθά τον αλγόριθμο με συμπιεστές ροές. Όσον αφορά το ιξώδες, επιλέγεται το ρευστό να υπακούει τον νόμο του Sutherland και

εκεί δίνεται η θερμοκρασία και το δυναμικό ιξώδες του, που ακολουθεί τις συνθήκες προσομοίωσης που έχουν προαναφερθεί (10.000m υψόμετρο, 223K θερμοκρασία).

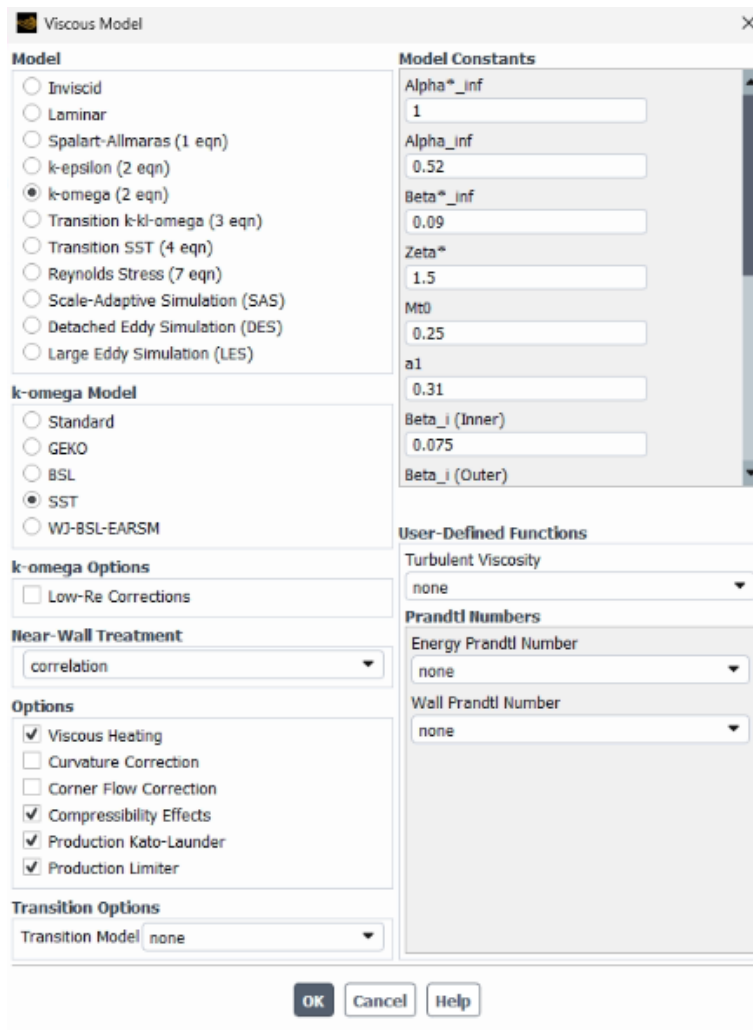
Στην συνέχεια, ορίζονται οι οριακές συνθήκες. Όπως έχει προαναφερθεί, ως Inlet εκλέγεται η οριακή συνθήκη pressure far-field, με gauge pressure την ατμοσφαιρική πίεση που επικρατεί στο υπό συζήτηση υψόμετρο. Κατόπιν, ορίζεται η ταχύτητα της ροής σε Mach και δίνεται η τιμή 0.3% στο turbulent intensity, γεγονός που ισχύει για πειράματα που συμβαίνουν σε αεροσύραγγες. Η ροή ορίζεται να είναι παράλληλη μόνο στον άξονα x.

Μετά, ορίζεται η οριακή συνθήκη εξόδου, ως pressure outlet με την επιλογή prevent reverse flow, δηλαδή την απαγόρευση της εισαγωγής οποιασδήποτε μάζας αέρα από εκείνη την πλευρά. Αυτό κάνει την ροή να έχει μόνο μια κατεύθυνση και να μην δημιουργούνται μη λογικά φαινόμενα στο τέλος του χωρίου. Και σε αυτήν την συνθήκη, δίνεται το αντίστοιχο gauge pressure.

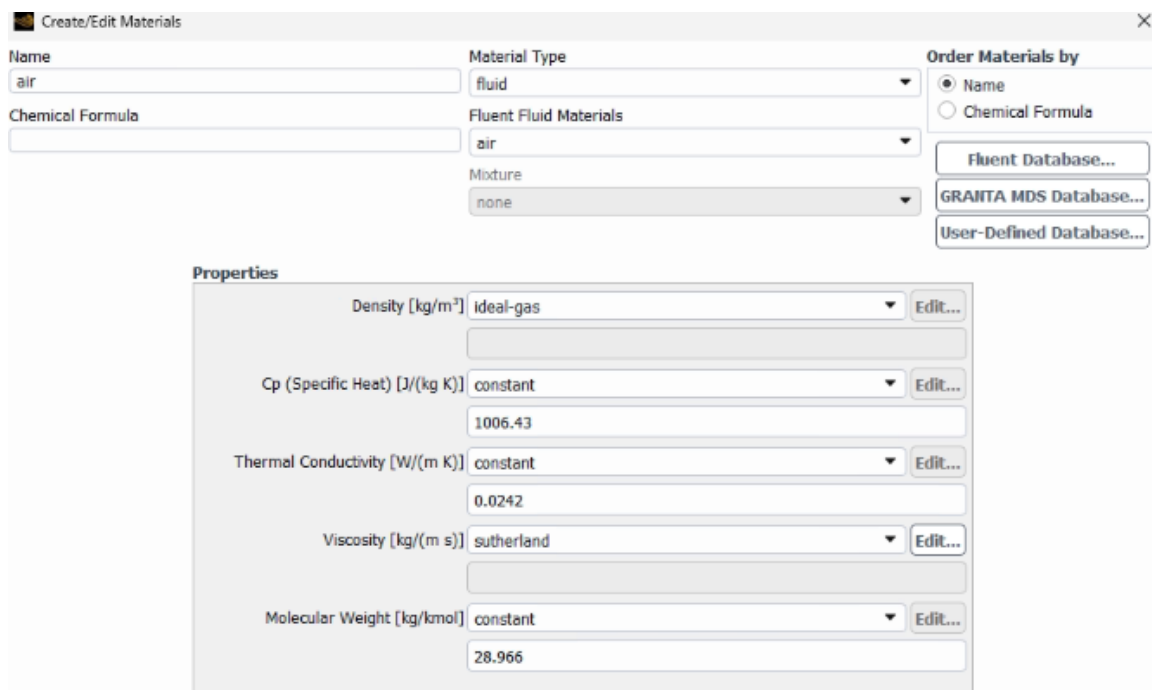
Τέλος, δίνεται η οριακή συνθήκη της συμμετρίας στην πλευρά του χωρίου που βρίσκεται η ρίζα του φτερού και η οριακή συνθήκη no slip, stationary wall στο φτερό. Ακολουθούν αναλυτικότερες εικόνες.



Εικόνα 45: Operating Conditions και Setup της οριακής συνθήκης Pressure Far-Field.



Εικόνα 46: Μοντέλο τύρβης και οι μεταβλητές του.



Εικόνα 47: Ιδιότητες εκλεγμένου ρευστού, στην συγκεκριμένη περίπτωση αέρα.

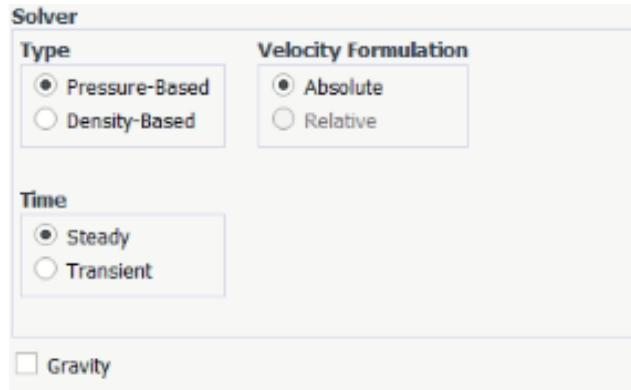


Εικόνα 48: Αναλυτικότερες ιδιότητες αέρα.

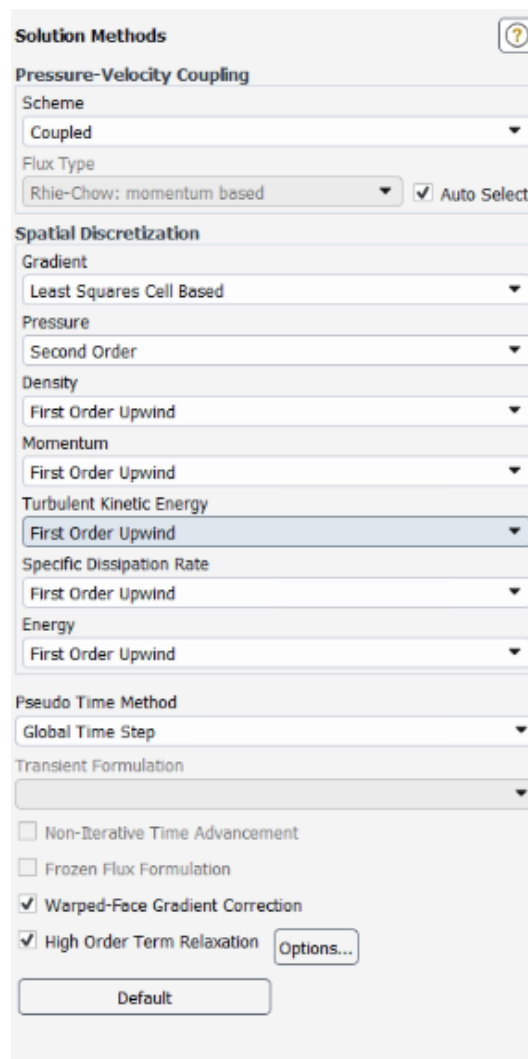
Ακολουθεί ο τρόπος επίλυσης. Όπως έχει αναφερθεί, η ανάλυση είναι pressure based και στατική, καθώς για τόσο μεγάλα πλέγματα μια Transient Analysis θα εκτόξευε τον απαιτούμενο χρόνο ολοκλήρωσης της προσομοίωσης. Η ανάλυση ακολουθεί τον coupled αλγόριθμο και για να κατευθυνθεί σωστά και για τις πρώτες 100 επαναλήψεις χρησιμοποιούνται οι first order upwind όροι. Κατόπιν, θέτονταν σε second order upwind, που αυξάνει την ακρίβεια της λύσης αλλά και τον χρόνο, το υπολογιστικό κόστος κλπ. Καθώς η ανάλυση εμπεριέχει έναν τεράστιο αριθμό κελίων, τα residuals σύγκλισης δεν αλλάχθηκαν, διότι πολλές φορές, για ακριβέστερα residual και αφού η λύση είχε σχεδόν συγκλείσει, επέρχονταν τεράστιες μη επόμενες ταλαντώσεις που κατέστρεφαν ολοσχερώς τις υπάρχουσες λύσεις. Εάν τα residuals των continuity, k και omega έπεφταν στο 0.01, τότε η σύγκλιση επερχόταν πολύ γρηγορότερα και για first αλλά και για second order upwind. Παρακάτω το αρχικό setup επίλυσης της προσομοίωσης.

Σε αυτό το σημείο είναι καλό να αναφερθεί πως η σύγκλιση, ενώ συνήθως ορίζεται από τον χρήστη, είναι ελαφρώς σχετική. Μπορεί ο αριθμητικός στόχος της σύγκλισης να μην έχει επιτευχθεί, όμως οι κλίσεις των residuals να έχουν γίνει παράλληλες του άξονα x. Αυτό σημαίνει ότι πρακτικά η λύση έχει φτάσει στην σύγκλιση της. Αφού μια λύση φτάσει σε αυτό το σημείο, επέρχονται ταλαντώσεις, άλλοτε επικίνδυνες, για σύνθετες ροές, όπως αυτές που μελετώνται, με υψηλούς αριθμούς Mach, ύπαρξη τύρβης που προκαλεί και θερμοκρασιακά

φαινόμενα, και άλλοτε όχι, καθώς οι λύσεις επιστρέφουν στις τιμές που είχαν πριν την ταλάντωση και κανένα residual δεν υπερβαίνει την αρχική τιμή του 1.



Εικόνα 49: Λεπτομέρειες solver.



Εικόνα 50: Ρυθμίσεις αλγορίθμου επίλυσης.

4.2.2. Αποτελέσματα

Το κύριο αποτέλεσμα που λήφθηκε από τις αεροδυναμικές μελέτες ήταν η κατανομή πίεσης πάνω στο φτερό, η οποία εισήχθη στο Transient Structural με την χρήση pressure mapping. Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα διαγράμματα στατικής πίεσης και αριθμού Mach γύρω από το φτερό.

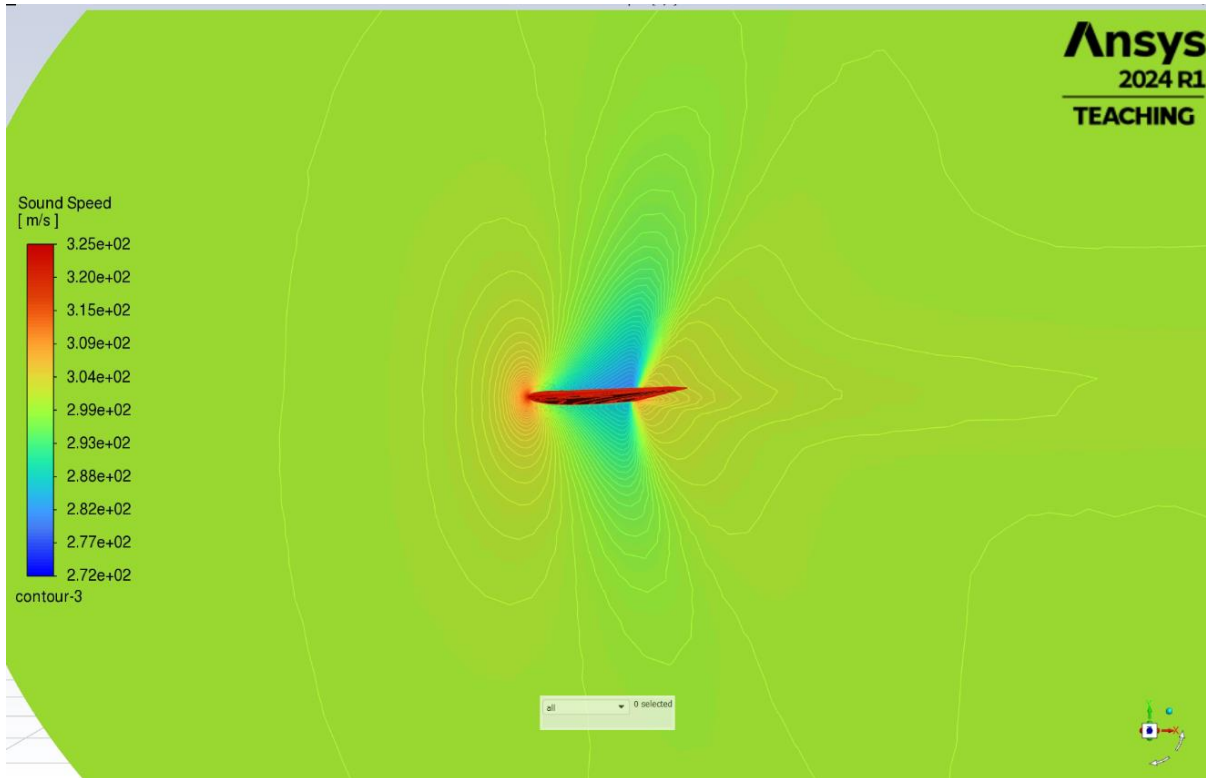
Όπως γίνεται εμφανές, σε κάθε μια από τις ροές σχηματίζεται κάθετο κρουστικό κύμα και όσο η ταχύτητα της ροής αυξάνεται, τόσο αυξάνεται και η ένταση του. Επίσης, όσο η ταχύτητα αυξάνεται, τόσο πιο πίσω τείνει να σχηματιστεί το κρουστικό κύμα. Αυτά τα δύο γεγονότα θεωρούνταν επόμενα, βάση της προαναφερθείσας θεωρίας.

Ένα πολύ χρήσιμο διάγραμμα, που έχει γίνει για κάθε μελέτη, είναι το διάγραμμα στατικής πίεσης, με την ύπαρξη μιας ίσο-επιφάνειας, για την οποία ο αριθμός Mach όλων των στοιχείων που την απαρτίζουν, ισούται ή είναι μεγαλύτερος του 1. Εκεί γίνεται αντιληπτό το πόσο μεγάλη επιρροή έχει το φτερό στην ροή, ειδικά για τις μεγαλύτερες ταχύτητες, όπου ο αέρας με αριθμό Mach 1 ή μεγαλύτερο αποτελεί έναν τεράστιο όγκο σε σχέση με τον συνολικό όγκο του χωρίου.

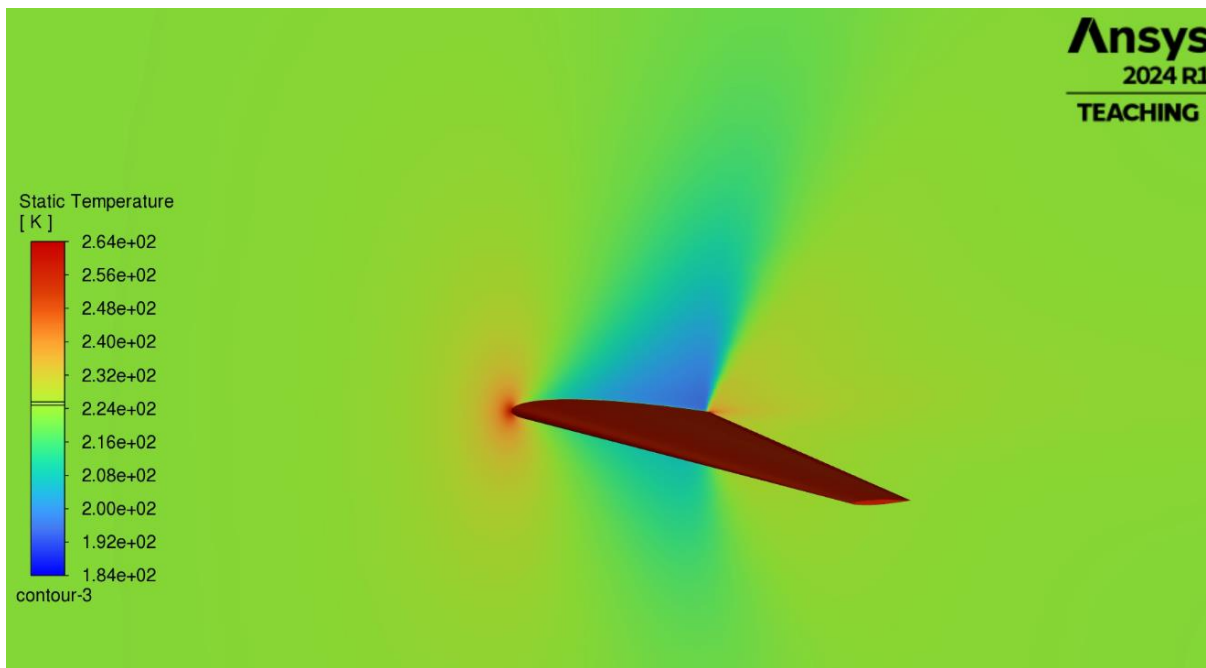
Ένα άλλο αποτέλεσμα άξιο σχολιασμού είναι ότι σε όλα τα διαγράμματα, η μέγιστη και η ελάχιστη στατική πίεση συμβαίνουν στα ίδια σημεία. Η μέγιστη πίεση πάντα συναντιέται στην ακμή προσβολής της ρίζας, ενώ η ελάχιστη στατική πίεση συναντιέται πάντα στην ακμή προσβολής της άκρης της πτέρυγας. Και αυτό είναι ένα αποτέλεσμα επόμενο, βάση της γνωστής θεωρίας. Όπως είναι γνωστό, αυτή η πολύ χαμηλή πίεση στην άκρη της πτέρυγας έχει οδηγήσει την βιομηχανία στην δημιουργία διαμορφώσεων τύπου winglet, τα οποία βελτιώνουν κατακόρυφα την απόδοση της πτέρυγας, οριοθετώντας την ροή πάνω από την πτέρυγα και προστατεύοντας την από στροβιλισμούς που δημιουργούνται και θέλουν να εισβάλουν στην καθαρή ροή, λόγω αυτής της χαμηλής πίεσης στην άκρη.

Επιπροσθέτως, παρατηρείται ότι τα αποτελέσματα στο μοντέλο $\frac{1}{4}$ και στο ολόκληρο μοντέλο δεν έχουν ιδιαίτερα μεγάλες διαφορές, ειδικά ως προς τα πάνω όρια των πιέσεων, αλλά έχουν μια σχετικά σημαντική απόκλιση όσον αφορά τα κάτω όρια των πιέσεων, που συναντιούνται στο σημείο που αναφέρθηκε προηγουμένως. Δεν έχει κατανοηθεί ακριβώς ο λόγος για τον οποίο συμβαίνει αυτό, αλλά μάλλον οφείλεται σε μακροσκοπικά φαινόμενα, τα οποία έχουν πολύ μεγαλύτερη επιρροή στο πλήρες μοντέλο της πτέρυγας. Χαρακτηριστικό παράδειγμα ενός τέτοιου φαινομένου είναι η δημιουργία κατωρεύματος, που έχει αναφερθεί

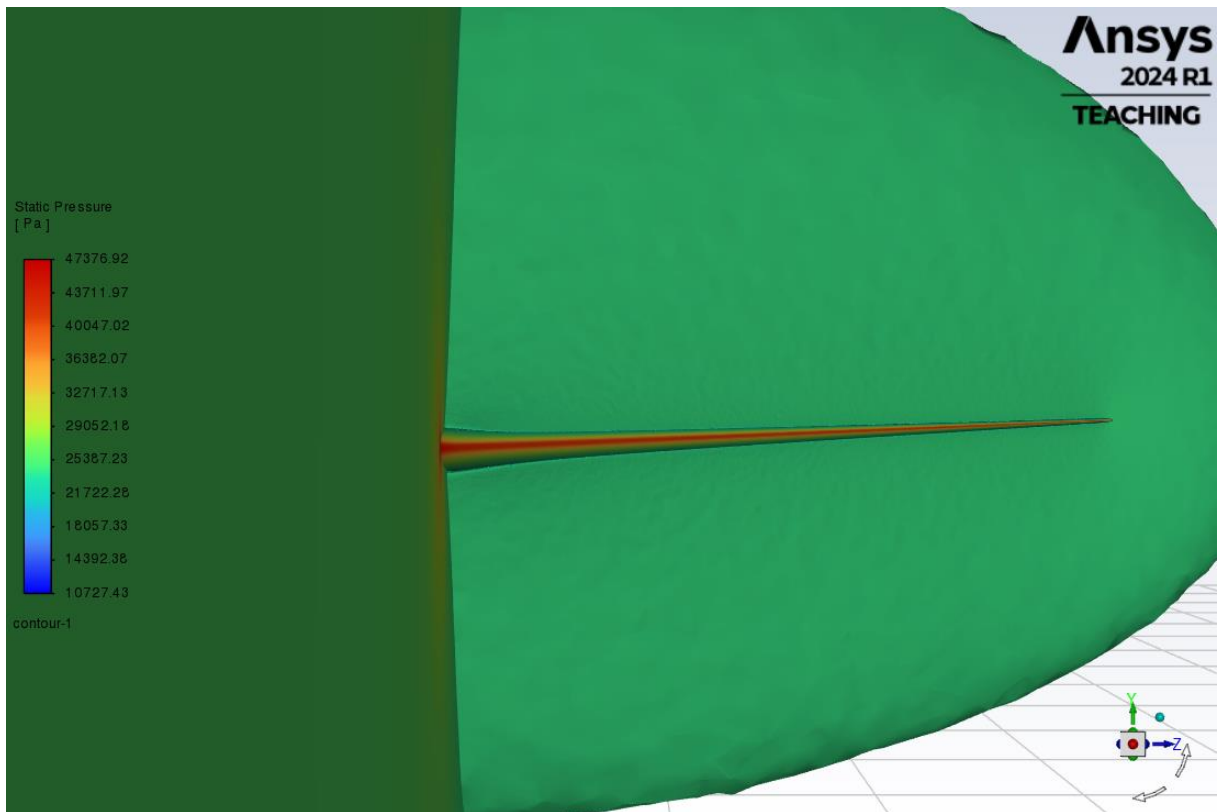
σε αρχικά κεφάλαια. Ξεκινώντας παρατίθενται 3 διαγράμματα με στόχο την καλύτερη κατανόηση του αποτελέσματος, που έχουν να κάνουν με την επιρροή του φτερού στο χωρίο, με την θερμοκρασία και την ταχύτητα του ήχου.



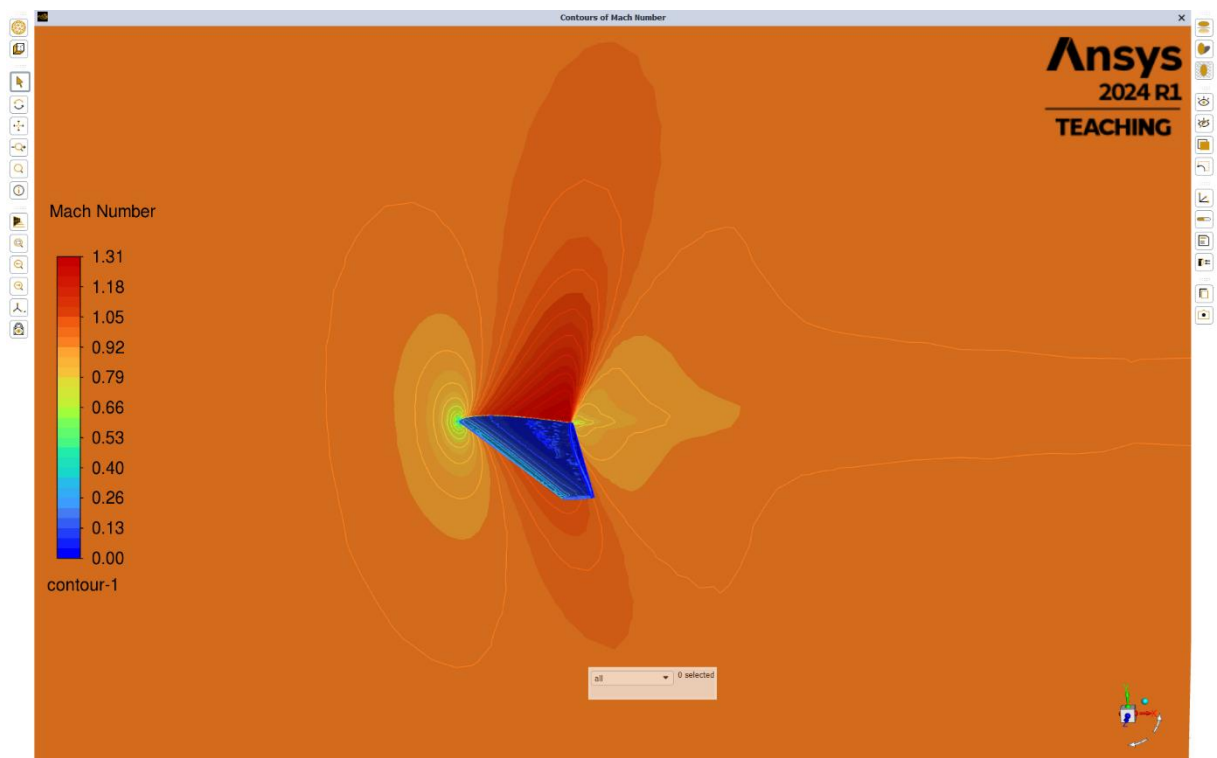
Εικόνα 51: Διάγραμμα ταχύτητας του ήχου για 0.95 Mach, μοντέλο πλήρους κλίμακας.



Εικόνα 52: Διάγραμμα στατικής θερμοκρασίας για 0.95 Mach, μοντέλο πλήρους κλίμακας.

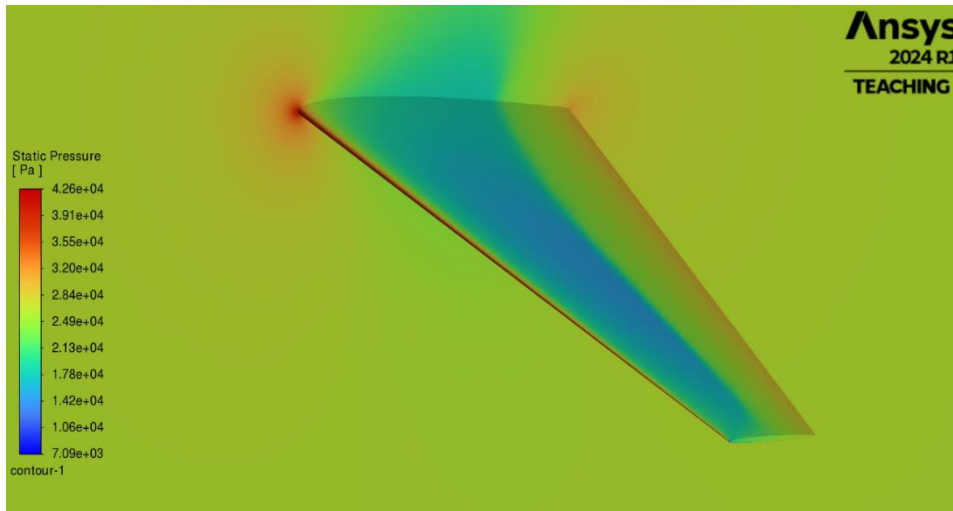


Εικόνα 53: Διάγραμμα στατικής πίεσης για 0.95 Mach, μοντέλο πλήρους κλίμακας με iso-surface για Mach=1.

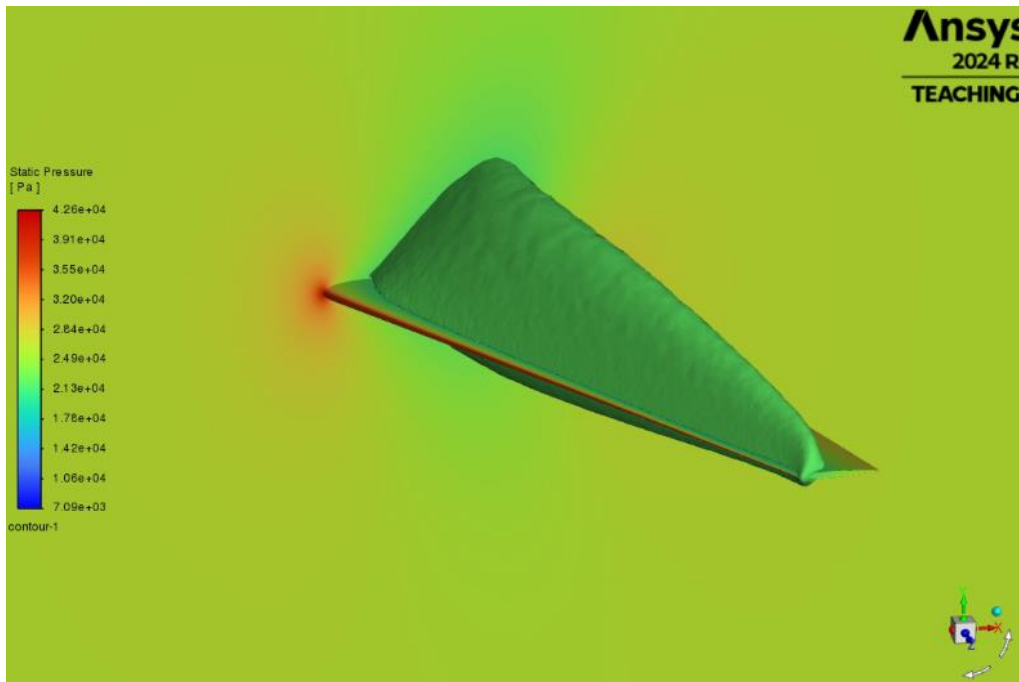


Εικόνα 54: Διάγραμμα αριθμού Mach για ροή 0.95 Mach, με banded colouring και contour lines. Στην δεξιά πλευρά είναι το τέλος του χωρίου. Άξιο παρατήρησης το μέγεθος της διαταραχής.

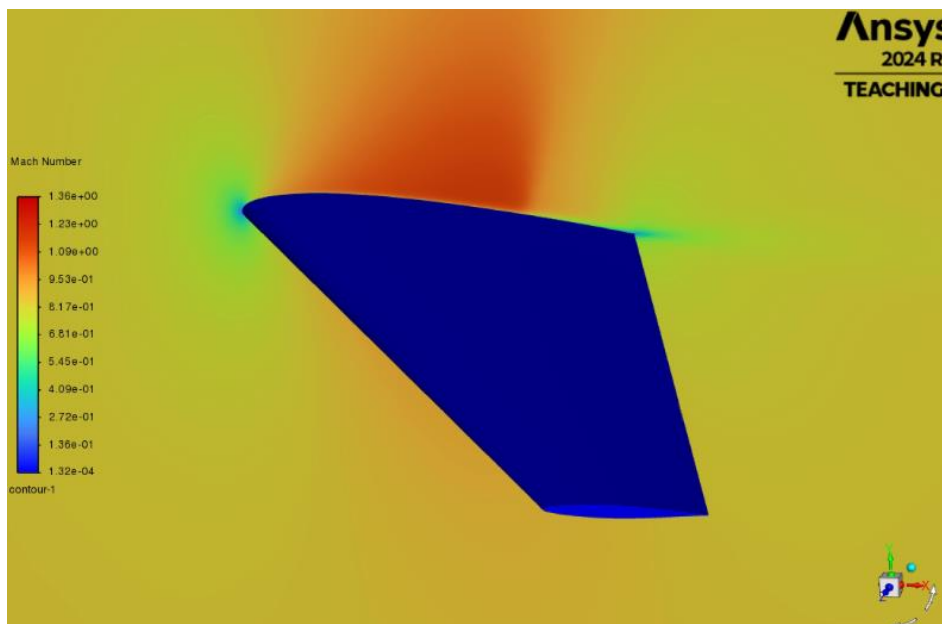
Ακολουθούν τα αναλυτικά διαγράμματα όλων των προσομοιώσεων.



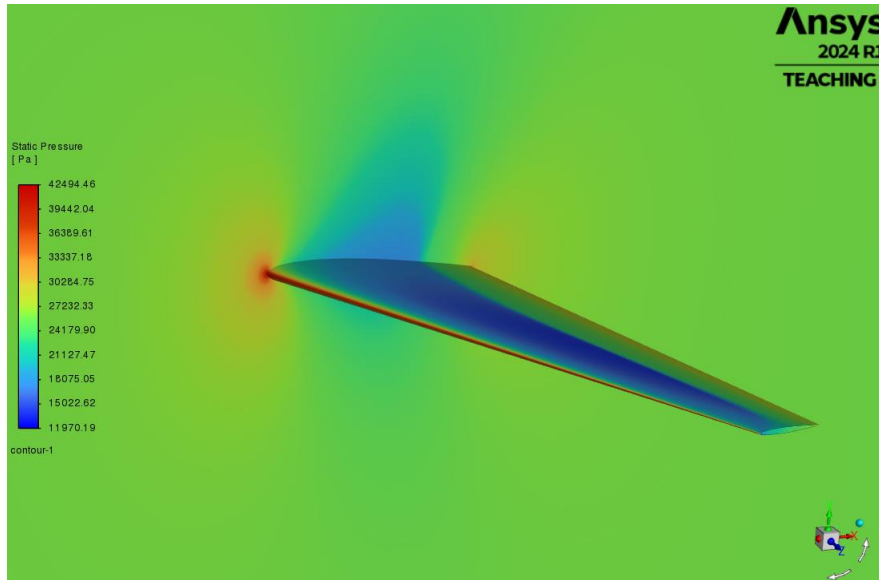
Εικόνα 55: Στατική πίεση για μοντέλο ¼ σε ροή 0.85 Mach.



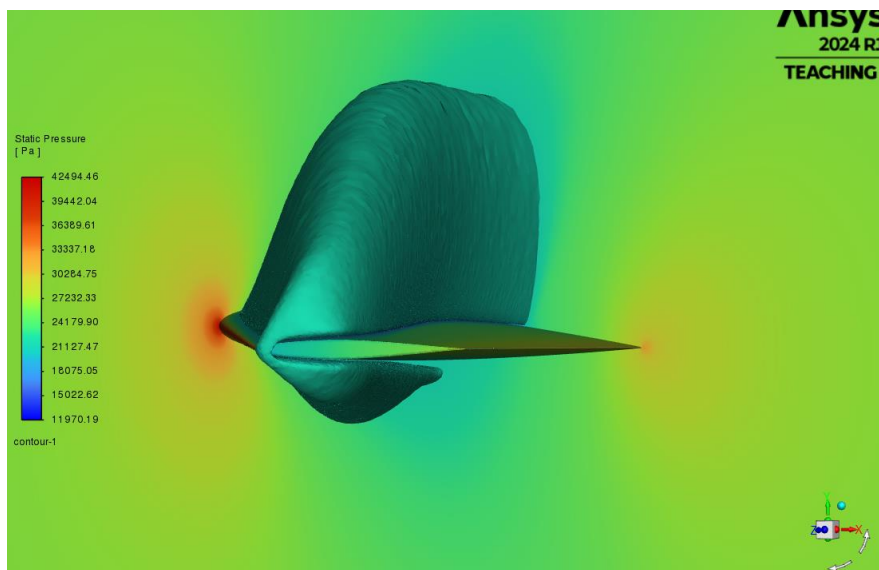
Εικόνα 56: Στατική πίεση για μοντέλο ¼ με iso-surface για Mach=1 σε ροή 0.85 Mach.



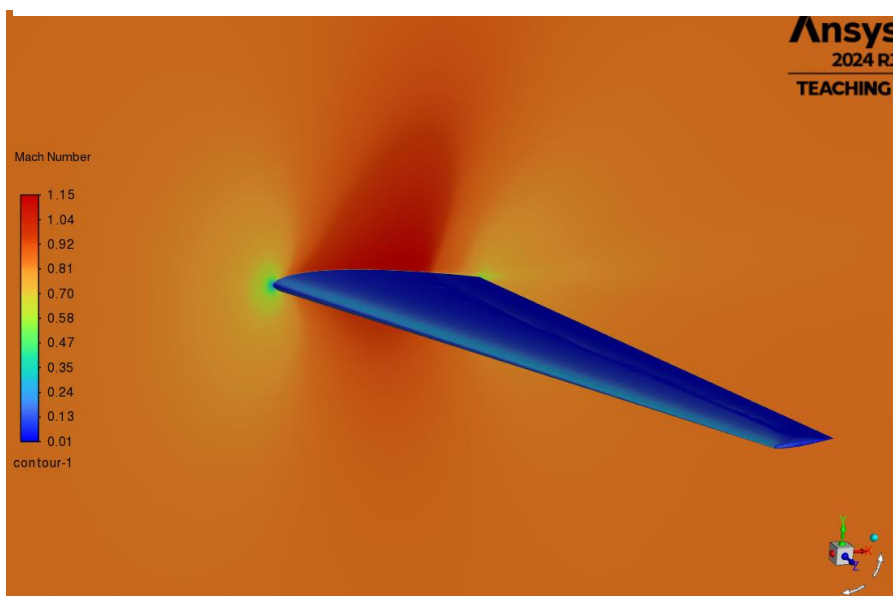
Εικόνα 57: Διάγραμμα αριθμού Mach για μοντέλο ¼ με ροή 0.85 Mach.



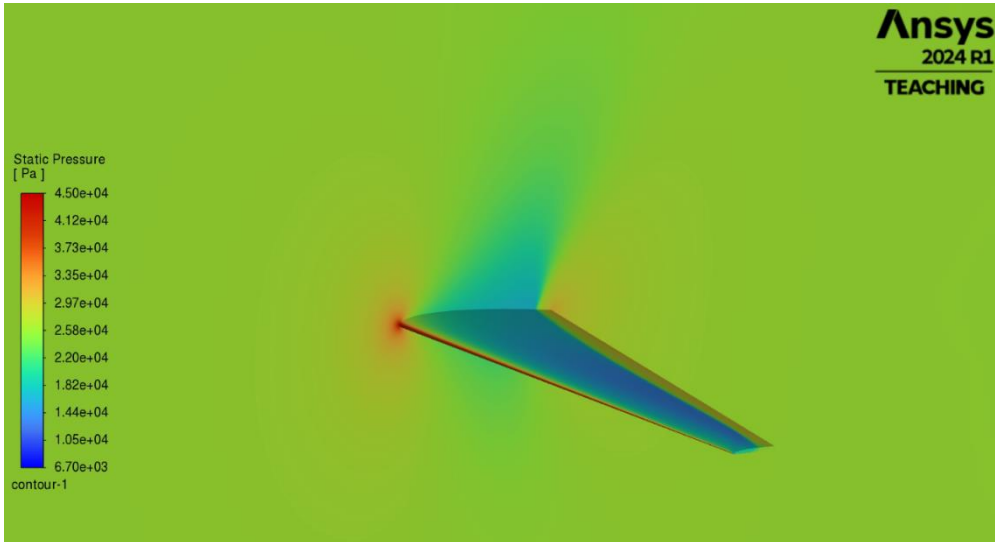
Εικόνα 58: Στατική πίεση για το πλήρες μοντέλο σε ροή 0.85 Mach.



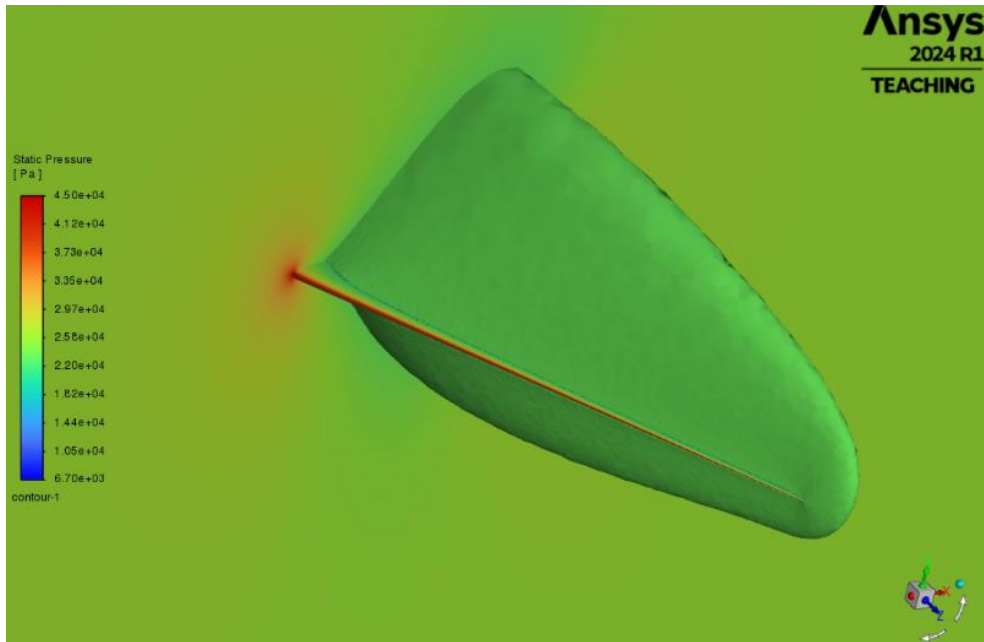
Εικόνα 59: Πλάγια όψη της στατικής πίεσης του πλήρους μοντέλου με iso-surface για Mach=1, ροή 0.85 Mach.



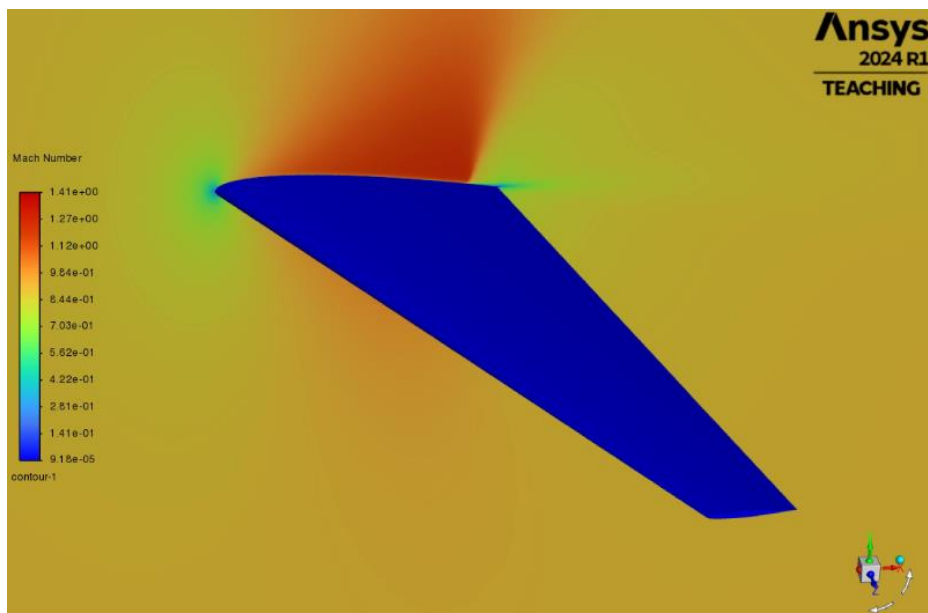
Εικόνα 60: Ισομετρική όψη του διαγράμματος αριθμού Mach, ροή ταχύτητας 0.85 Mach, πλήρες μοντέλο.



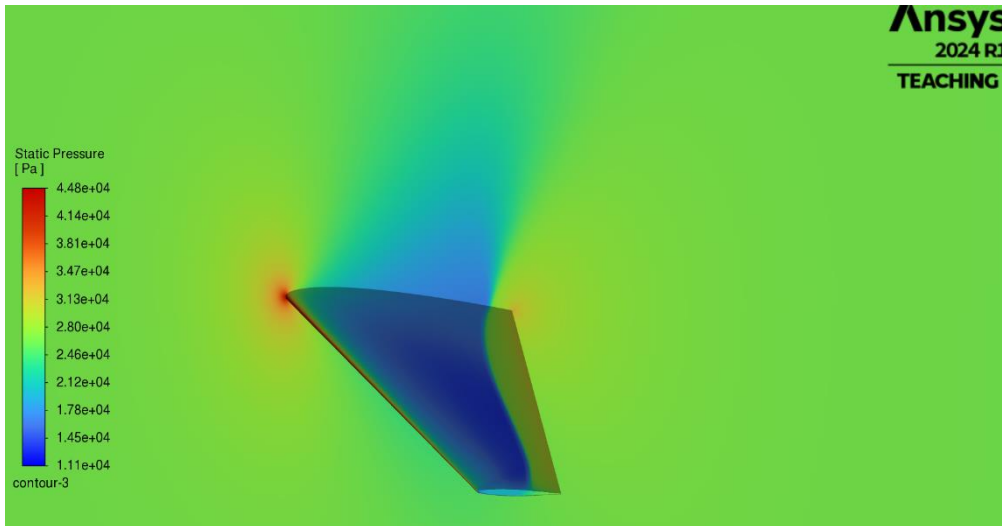
Εικόνα 61: Διάγραμμα στατικών πιέσεων για το μοντέλο 1/4, ροή στα 0.9 Mach.



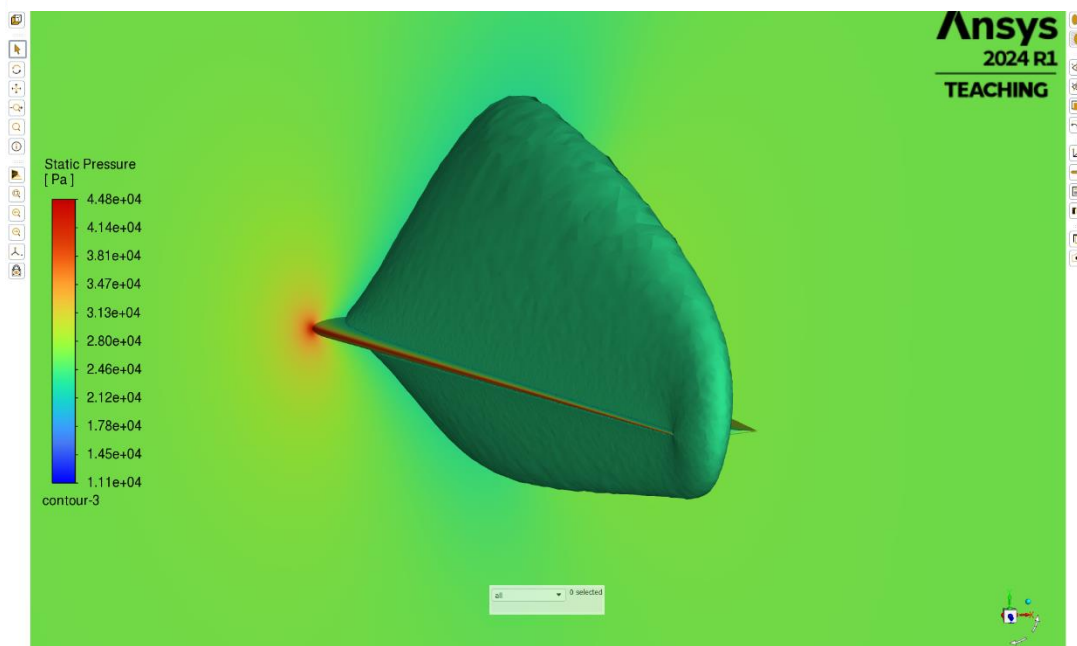
Εικόνα 62: Στατικές πιέσεις με iso-surface στο 1 Mach, μοντέλο 1/4, ταχύτητα ροής 0.9 Mach.



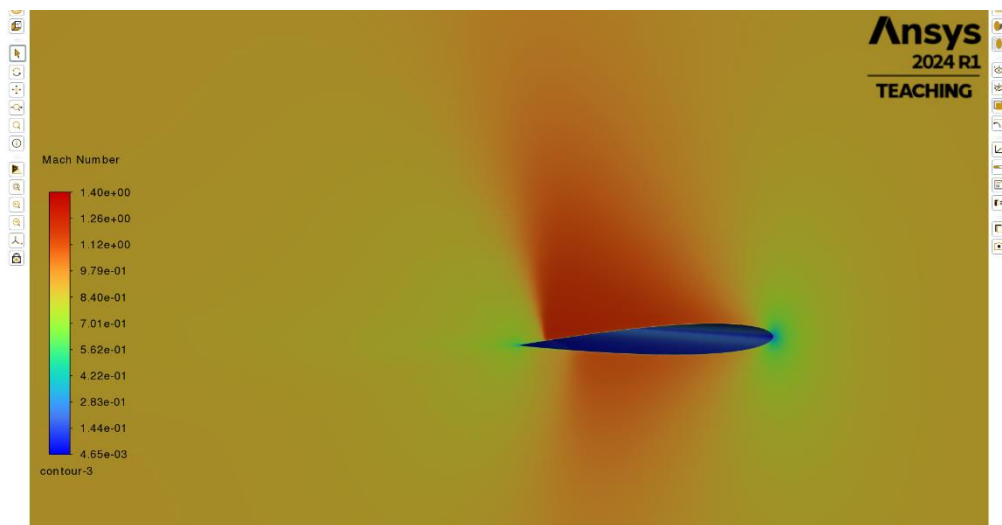
Εικόνα 63: Διάγραμμα αριθμού Mach, μοντέλο 1/4, ταχύτητα 0.9M.



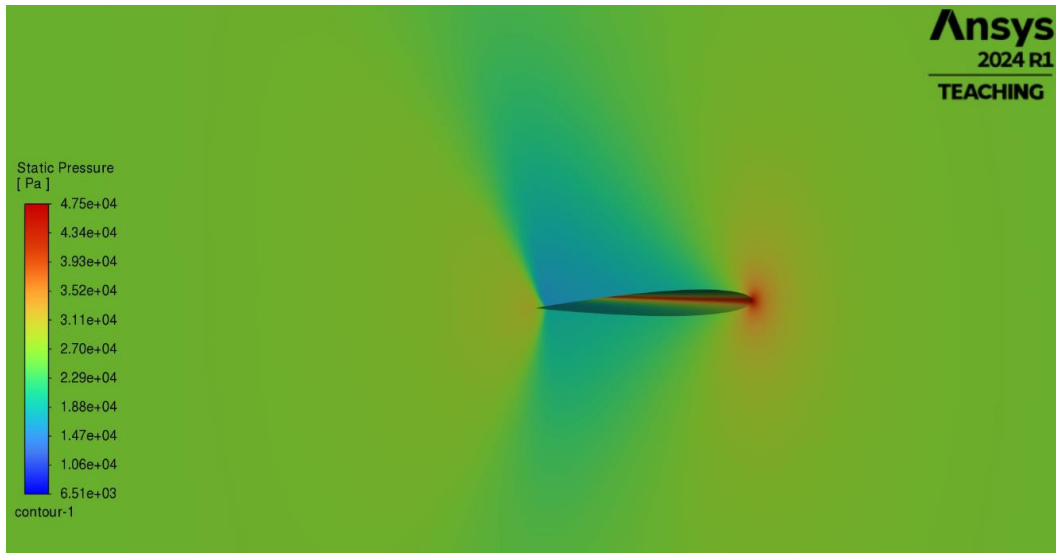
Εικόνα 64: Πλάγια όψη φτερού, διάγραμμα στατικών πιέσεων, πλήρες μοντέλο, ταχύτητα ροής στα 0.9 Mach.



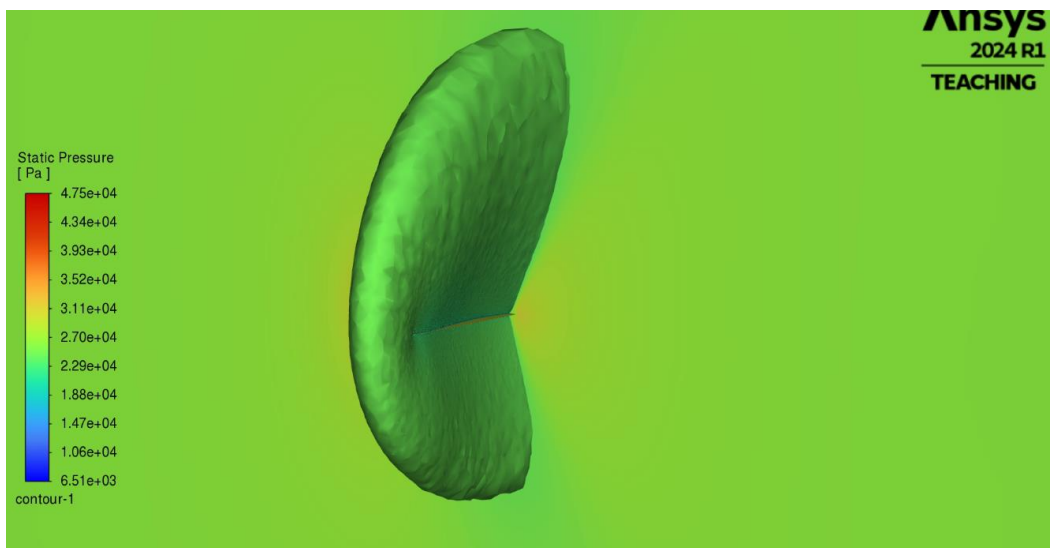
Εικόνα 65: Διάγραμμα στατικών πιέσεων με iso-surface για Mach=1, ροή 0.9M, πλήρες μοντέλο.



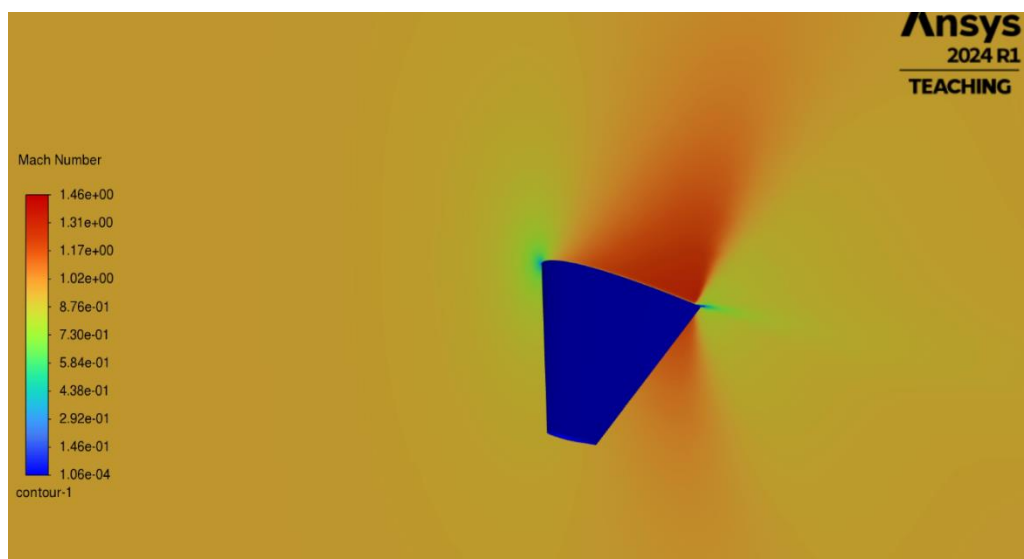
Εικόνα 66: Διάγραμμα αριθμού Mach, πλάγια όψη (από την πλευρά της συμμετρίας), πλήρες μοντέλο, ταχύτητα 0.9M. Πολύ εμφανή κάθετα κρουστικά κύματα.



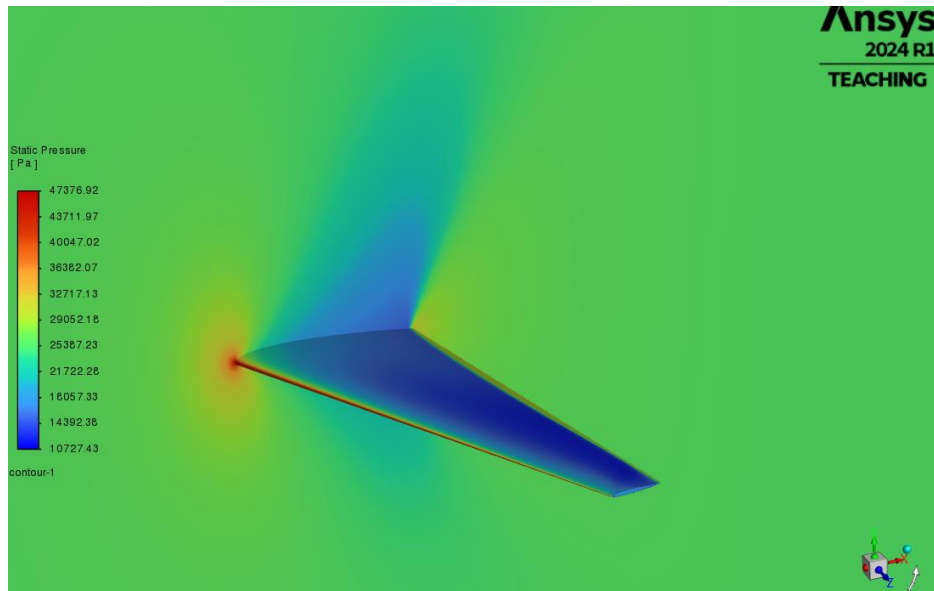
Εικόνα 67: Διάγραμμα στατικών πιέσεων, πλάγια όψη από την πλευρά της συμμετρίας, μοντέλο 1/4, ταχύτητα ροής 0.95M.



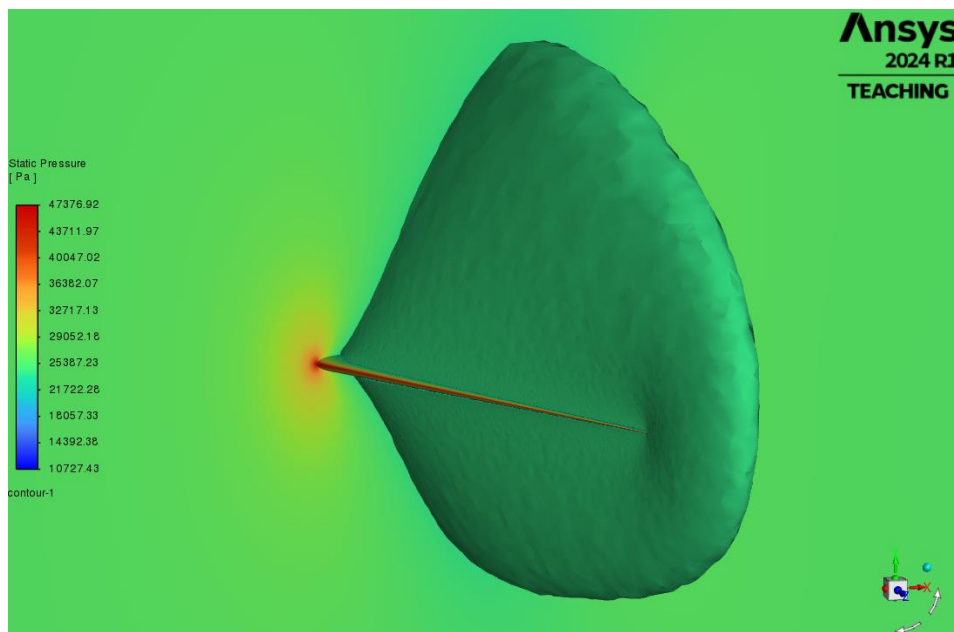
Εικόνα 68: Διάγραμμα στατικών πιέσεων, όψη πλάγια-πίσω ισομετρική, iso-surface Mach=1, μοντέλο 1/4, ταχύτητα ροής 0.95M.



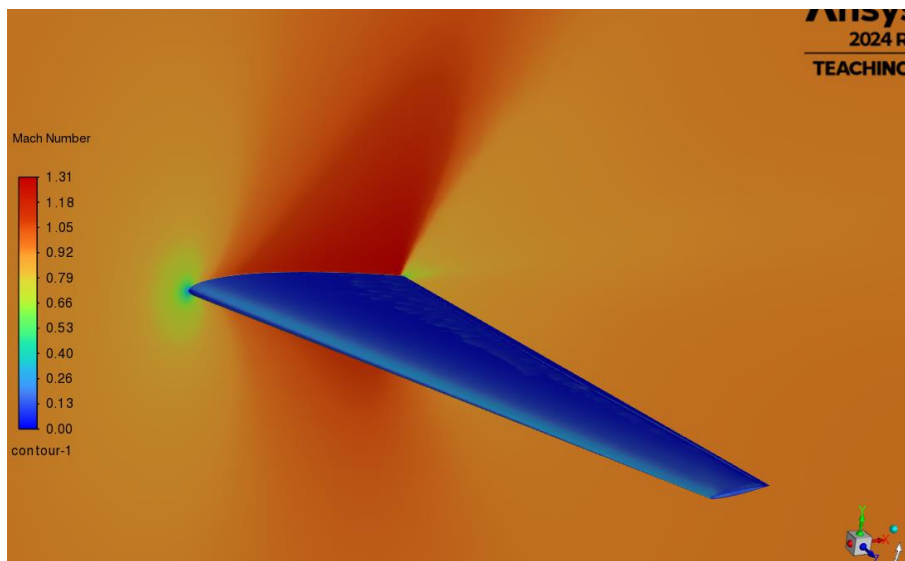
Εικόνα 69: Διάγραμμα αριθμού Mach, μοντέλο 1/4, ταχύτητα 0.95 Mach.



Εικόνα 70: Διάγραμμα στατικής πίεσης, πλήρες μοντέλο, ταχύτητα 0.95M.



Εικόνα 71: Διάγραμμα στατικής πίεσης με χρήση iso-surface για Mach=1, πλήρες μοντέλο, ταχύτητα ροής 0.95M.



Εικόνα 72: Διάγραμμα αριθμού Mach για πλήρες μοντέλο, ροή ταχύτητας 0.95M.

Ροές 0.85 Mach	Μοντέλο 1/4	Πλήρες Μοντέλο	Απόκλιση από το πλήρες μοντέλο
Μέγιστη Στατική Πίεση	42648 Pa	42494 Pa	0.36%
Ελάχιστη Στατική Πίεση	7089 Pa	11970 Pa	-41.8%
Μέγιστος Αριθμός Mach	1.36	1.287	5.6%

Πίνακας 9: Σύγκριση αποτελεσμάτων των μοντέλων για ροή 0.85 Mach.

Ροές 0.9 Mach	Μοντέλο 1/4	Πλήρες Μοντέλο	Απόκλιση από το πλήρες μοντέλο
Μέγιστη Στατική Πίεση	44979 Pa	44823 Pa	0.35%
Ελάχιστη Στατική Πίεση	6704 Pa	11086 Pa	-39.5%
Μέγιστος Αριθμός Mach	1.406	1.397	0.9%

Πίνακας 10: Σύγκριση αποτελεσμάτων των μοντέλων για ροή 0.9 Mach.

Ροές 0.95 Mach	Μοντέλο 1/4	Πλήρες Μοντέλο	Απόκλιση από το πλήρες μοντέλο
Μέγιστη Στατική Πίεση	47538 Pa	47378 Pa	0.34%
Ελάχιστη Στατική Πίεση	6510 Pa	10727 Pa	-39.3%
Μέγιστος Αριθμός Mach	1.46	1.47	-0.7%

Πίνακας 11: Σύγκριση αποτελεσμάτων των μοντέλων για ροή 0.95 Mach.

Όπως γίνεται προφανές, το μόνο αποτέλεσμα που έχει σοβαρή απόκλιση μεταξύ των 2 μοντέλων είναι η ελάχιστη στατική πίεση. Έχει αναφερθεί νωρίτερα ότι δεν βρέθηκε ξεκάθαρη εξήγηση για αυτήν την διαφορά. Το μοντέλο που χρησιμοποιείται στις δυναμικές αναλύσεις είναι το μοντέλο πλήρους κλίμακας, αφού και πρέπει να γίνει Pressure Mapping ένα προς ένα, καθώς δεν δίνεται η δυνατότητα κλιμάκωσης του αποτελέσματος της ρευστοδυναμικής ανάλυσης με το μοντέλο 1/4, αλλά και επειδή σε αυτήν την ανάλυση χρησιμοποιείται ο αέρας με τις σωστές ιδιότητες του.

Να αναφερθεί ότι δεν θα ήταν δυνατό τα αποτελέσματα των δυο αναλύσεων να ήταν σχεδόν ίδια σε όλα τα μεγέθη τους, καθώς ακόμη και αν ακολουθείται η θεωρία ομοιότητας για δυο μεταβλητές, πέρα και από την ύπαρξη μακροσκοπικών φαινομένων που δεν μπορούν να προβλεφθούν από τον συγγραφέα, τα δυο αντικείμενα μπορεί να είναι όμοια αλλά δεν είναι ίδια.

4.3. FEA

4.3.1. Πλεγματοποίηση και Στήσιμο Προσομοίωσης

Εφόσον η τελική γεωμετρία που μελετήθηκε είναι εξ ολοκλήρου φτιαγμένη με επιφάνειες, θα έπρεπε να δοθούν οι απαιτούμενες ιδιότητες στο μοντέλο. Τα αεροσκάφη είναι σύνθετες κατασκευές με πολλά εξαρτήματα και το συνολικό τους βάρος είναι κρίσιμης σημασίας για την πτητικότητα τους. Εξου και ο χαμηλός συντελεστής ασφαλείας της σχεδίασης τους, γύρω στο 1,5. Αυτό περιορίζει τα υλικά που μπορούν να χρησιμοποιηθούν και ελαχιστοποιεί το πάχος των εκλεγμένων λαμαρινών.

Στην αεροπορική βιομηχανία, με το πέρας των χρόνων, έχουν αρχίσει να κυριαρχούν τα σύνθετα υλικά (CFRP). Η χρήση ανθρακονήματος για πολλά μέρη του αεροσκάφους έχει γίνει σχεδόν απαραίτητη, καθώς με τον τρόπο παρασκευής των κομματιών, οι ανθρακονημάτινες κατασκευές μπορούν να έχουν ιδιότητες που επιλέγει ο σχεδιαστής με το ελάχιστο δυνατό βάρος. Αυτό είναι ένα γεγονός που τους δίνει τεράστιο πλεονέκτημα σε σχέση με πασίγνωστα και ευρέως διαδεδομένα μέταλλα. Δυστυχώς όμως, στις μελέτες που πραγματοποιήθηκαν δεν χρησιμοποιούνται ανθρακονημάτινες κατασκευές, καθώς θα απαιτούνταν αρκετός περισσότερος χρόνος για να επεξηγηθούν τα μητρώα στιβαρότητας τους, η εκλογή γωνιών πλέξης ώστε το αποτέλεσμα να έχει τις επιθυμητές ιδιότητες, και άλλες πολλές λεπτομέρειες για το πως λειτουργούν και το πως παρασκευάζονται τα σύνθετα υλικά.

Τα υλικά μεταξύ των οποίων κρίθηκε η τελική επιλογή ήταν το αλουμίνιο και το τιτάνιο. Το τιτάνιο είναι ένα υλικό με απίστευτες ιδιότητες, αρκετά καλύτερες του αλουμινίου. Έχει αντοχή σε εφελκυσμό γύρω στο 150% του αλουμινίου (895 MPa σε σχέση με 570 MPa του αλουμινίου), για ελαφρώς μεγαλύτερο βάρος. Είναι γνωστή η χρήση του σε αεροπορικές εφαρμογές, όπως η πασίγνωστη ιστορία με το κατασκοπευτικό SR-71, για την κατασκευή του οποίου οι Αμερικανοί βρήκαν τρόπο να προμηθευτούν το υλικό χωρίς να γίνουν αντιληπτοί, από τους αντιπάλους τους στον ψυχρό πόλεμο, τους Ρώσους. Πλέον η χρήση του κυριαρχεί σε αεροδιαστημικές εφαρμογές (δορυφόροι, το περίφημο διαστημικό λεωφορείο κλπ). Εκλέχθηκε να μην χρησιμοποιηθεί, καθώς είναι ένα υλικό δυσεύρετο, πολύ ακριβό σε τιμή και πολύ δύσκολο σε κατεργασιμότητα. Απαιτεί ειδικά τρυπάνια, τα οποία ο μηχανουργός δεν μπορεί να χρησιμοποιήσει πάνω από έναν τυποποιημένο αριθμό χρήσεων,

καθώς η υπέρβαση αυτού δίνει μεγάλες στατιστικές πιθανότητες θραύσης και ολοκληρωτικής καταστροφής του δοκιμίου.

Συνεπώς, το υλικό που επιλέχθηκε ήταν το αλουμίνιο 7075, Ο κατεργασμένο, από τις προεπιλογές του ANSYS. Το πρόβλημα ήταν, ότι το επιθυμητό υλικό, το αλουμίνιο 7075 T6, δεν είχε τα απαραίτητα δεδομένα προκειμένου να ολοκληρωθεί η προσομοίωση. Του έλειπαν τα διάγραμμα s-n και άλλες λοιπές μηχανολογικές ιδιότητες που δεν κατέστη δυνατό να αναπαραχθούν. Έτσι, εν τέλει, χρησιμοποιήθηκε το αλουμίνιο 7075 Ο, μια επιλογή που μπορεί να κριθεί ως λάθος καθώς τα στοιχεία του ήταν πολύ υποδεέστερα του T6, όσον αφορά την αντοχή του υλικού. Το επιθυμητό υλικό είχε τις παρακάτω ιδιότητες:

Aluminum 7075, T6	
Όριο Θραύσης	572 MPa
Όριο Διαρροής	503 MPa
Επιμήκυνση κατά την θραύση	11%
Μέτρο Ελαστικότητας	71.7 GPa
Poisson's Ratio	0.33
Αντοχή σε Διάτμηση	331 MPa
Αντοχή σε Κόπωση	159 MPa
Πυκνότητα	2.81 g/cm ³
Σημείο Τήξης	477–635°C
Θερμική Αγωγιμότητα	130 W/m·K
Ηλεκτρική Αντίσταση	5.1 μΩ·cm
Θερμοχωρητικότητα	0.87 J/g·K
Σκληρότητα κατά Brinell	150
Χημική Σύσταση	Aluminum: 87.1–91.4% Zinc: 5.6–6.1% Magnesium: 2.1–2.5% Copper: 1.2–1.6% Chromium: 0.18–0.28%

Πίνακας 12: Ιδιότητες Αλουμινίου 7075,T6

Το ANSYS δίνει ως όριο διαρροής 109 MPa και ως όριο θραύσης 224 MPa, για το αλουμίνιο 7075,Ο. Αυτό επηρέασε το αποτέλεσμα όσον αφορά το βάρος της κατασκευής. Καθώς οι λύσεις έπρεπε να συγκλείσουν, το πάχος της εξωτερικής λαμαρίνας βρέθηκε με δοκιμή και σφάλμα, ενώ δεν θα έπρεπε να υπερβαίνει τα 3 με 5 mm.

Όπως προαναφέρθηκε, στις αεροπορικές κατασκευές, το βάρος παίζει τον πιο σημαντικό ρόλο. Άρα, κατά την αρχή όλης αυτής της διαδικασίας, έπρεπε να γίνει μια αρχική

εκτίμηση του βάρους της κατασκευής για να γίνει κατανοητό αν η κατασκευή είναι κοντά στην πραγματικότητα. Αυτό έγινε με την χρήση των μεθοδολογιών του Daniel Raymer, πασίγνωστου σχεδιαστή, με συμμετοχή σε πολλά προγράμματα της αμερικανικής πολεμικής αεροπορίας. Για την εκτίμηση του βάρους της κατασκευής τους φτερού βρέθηκε ο παρακάτω πίνακας:

	Fighters		Transport & Bomber		General Aviation		Multiplier	Approximate Location
	lb/ft ²	kg/m ²	lb/ft ²	kg/m ²	lb/ft ²	kg/m ²		
Wing	9	44	10	49	2.5	12	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Horizontal tail	4	20	5.5	27	2	10	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Vertical tail	5.3	26	5.5	27	2	10	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Fuselage	4.8	23	5	24	1.4	7	$S_{\text{wetted area}}$	40-50% length
	Weight Ratio		Weight Ratio		Weight Ratio			
Landing gear*	0.033		0.043		0.057		TOGW	centroid
Landing gear—Navy	0.045		—		—		TOGW	centroid
Installed engine	1.3		1.3		1.4		Engine weight	centroid
All-else empty	0.17		0.17		0.1		TOGW	40-50% length

*15% to nose gear, 85% to main gear; reduce gear weight by 0.014 W_0 if fixed gear.

Εικόνα 73: Πίνακας πρώιμης εκτίμησης βάρους κατά Raymer.

Το αεροσκάφος ανήκει στην κατηγορία General Aviation. Το εμβαδό της πτέρυγας είναι $81,35m^2$. Αυτό εμπεριέχει την πάνω και κάτω πλευρά της πτέρυγας. Κάνοντας τον πολλαπλασιασμό προκύπτει ένα βάρος στα 976,2. Όπως έχει ειπωθεί, ακριβώς λόγω της χρήσης ιδιοτήτων υλικού που δεν ήταν οι αναμενόμενες, χρειάστηκε παραπάνω υλικό, ώστε η λύση της δυναμικής ανάλυσης να συγκλείσει.

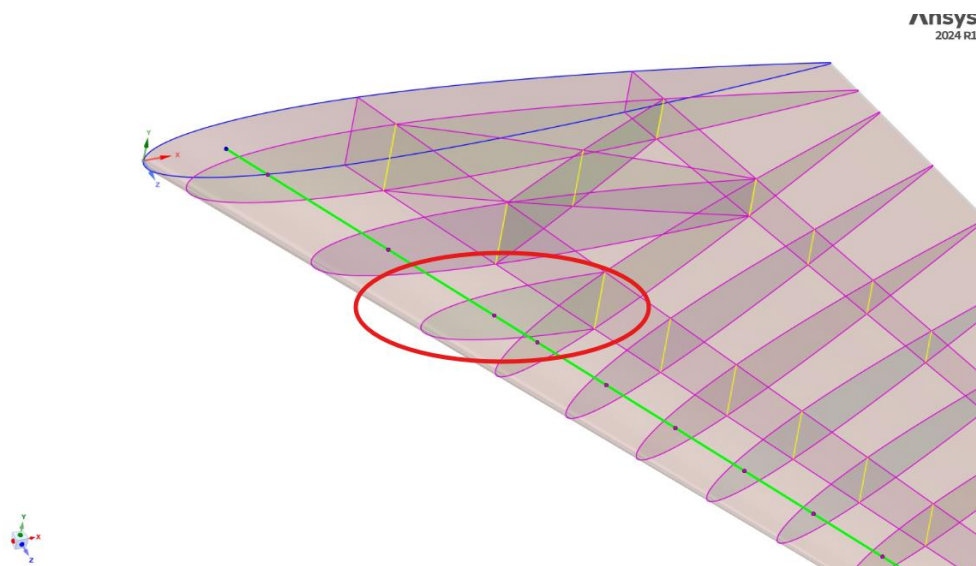
	Μοντέλο που χρησιμοποιήθηκε	Θεωρητικό Ιδανικό Βάρος Κατασκευής
Πάχος ribs	1.5mm	1.5mm
Πάχος spars	7mm	10mm
Βάρος spars	152.1kg	219.65kg
Πάχος περιβλήματος	7mm	3mm
Βάρος περιβλήματος	1592kg	683.35kg
Συνολικό Βάρος Κατασκευής	1837.3kg	997.2kg

Πίνακας 13: Σύγκριση βάρους μεταξύ χρησιμοποιούμενου και ιδανικού μοντέλου.

Γίνεται προφανές ότι υπάρχει απόκλιση στο βάρος της κατασκευής, της τάξης του 88% από την αρχική εκτίμηση βάσει του πίνακα του Raymer και απόκλιση 84% από την ιδανική λύση που βρέθηκε παραπάνω με δοκιμή και σφάλμα. Αυτό οφείλεται στις λανθασμένες ιδιότητες του υλικού. Παρατηρείται ότι την μεγαλύτερη επιρροή στο βάρος την έχουν το άθροισμα των εξωτερικών λαμαρινών – panel. Η διαφορά βάρους μεταξύ του χρησιμοποιημένου και του ιδανικού μοντέλου παρατηρείται ότι οφείλεται σχεδόν εξ ολοκλήρου στην διαφορά βάρους των περιβλημάτων. Το πρόβλημα με τις προσομοιώσεις που δεν συνέκλιαν πρόκυπτε λόγω των καμπτικών τάσεων και δυνάμεων που προέκυπταν, τις

οποίες δεν μπορούσε να φέρει αποτελεσματικά ένα λεπτότερο περίβλημα από αυτό που επιλέχθηκε στο τέλος.

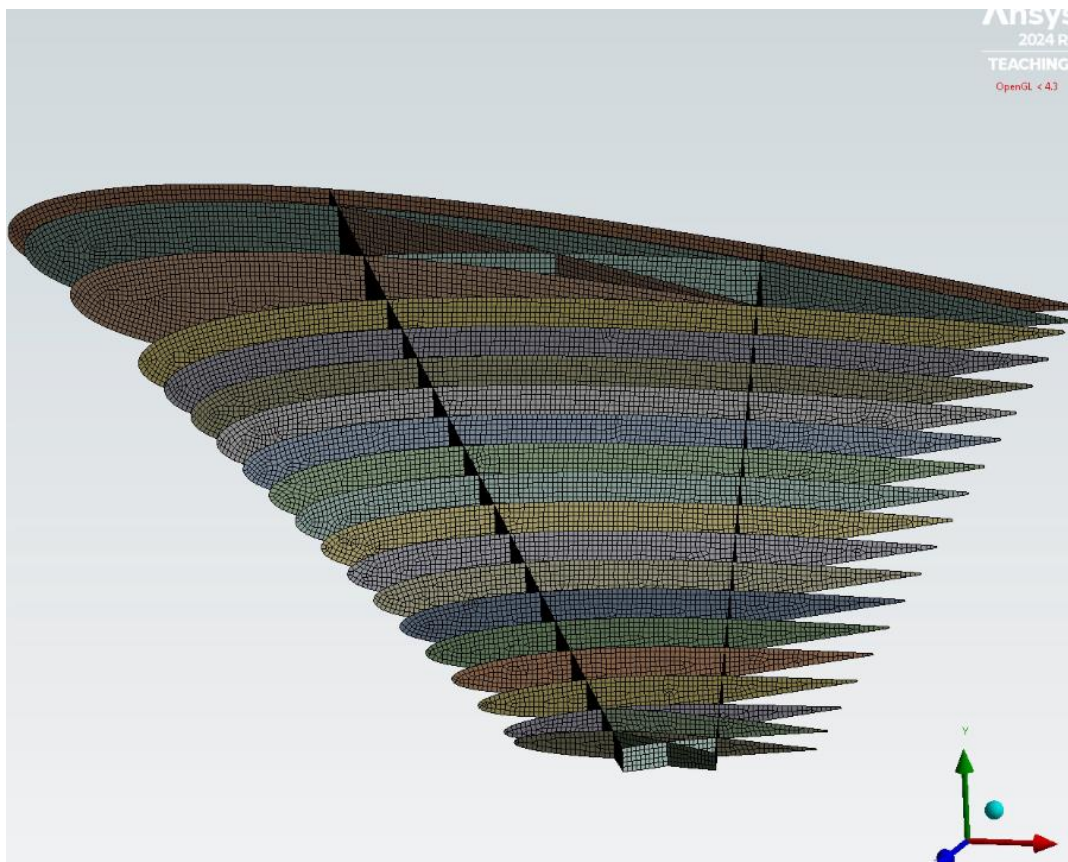
Το κύριο πρόβλημα που επέκτεινε την διαδικασία χρονικά σε μεγάλο βαθμό, ήταν η ύπαρξη του εξαρτήματος RIB3,5. Το συγκεκριμένο εξάρτημα ήταν προβληματικό, καθώς όσες φορές δούλεψε ήταν σε εσφαλμένη και μη σωστά καθαρισμένη γεωμετρία και συγκέντρωνε τις υψηλότερες τάσεις, χωρίς να έχει κατανοηθεί πλήρως αν ήταν ένα φαινόμενο singularity, αν όντως συγκέντρωνε πολύ υψηλές τάσεις ή αν ήταν ένας συνδυασμός των 2 φαινομένων. Η προσπάθεια καθαρισμού του εξαρτήματος δεν καρποφόρησε, καθώς μετά τον καθαρισμό η όλη διαδικασία του Meshing δεν ολοκληρωνόταν επιτυχώς. Στο τέλος κατανοήθηκε ότι αυτό συνέβαινε για τον εξής λόγο: στο συγκεκριμένο σημείο σύνδεσης του στο εμπρός spar, συνδεόταν επίσης και το μπροστινό κομμάτι του RIB4, καθώς αυτός ήταν ο στόχος της γεωμετρίας. Αυτό όμως δημιουργούσε προβλήματα στο meshing του spar, καθώς δεν ήταν δυνατό να συνδεθούν ομαλά και οι 3 επιφάνειες με στοιχεία, ειδικά με την επιλογή connect, που χρησιμοποιήθηκε για το mesh. Το εξάρτημα αυτό αποφασίστηκε να απορριφθεί, προκειμένου οι προς παρουσίαση μελέτες να είναι υψηλότερου επιπέδου.



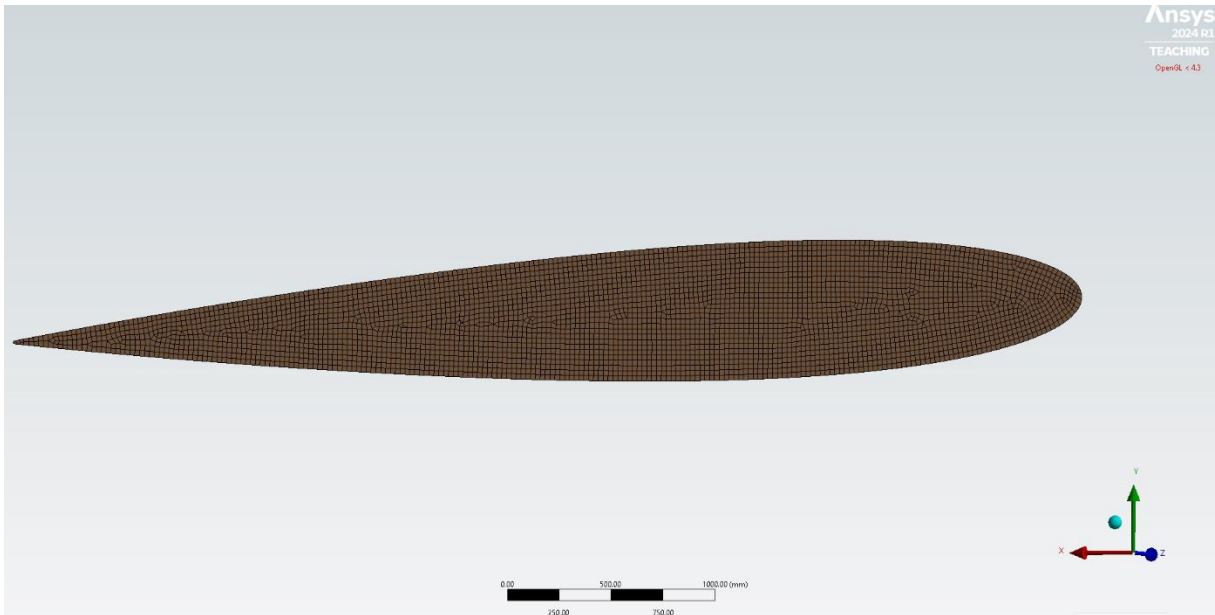
Εικόνα 74: Η απορριφθείσα διαμόρφωση RIB3,5.

Ένα άλλο σημαντικό πρόβλημα ήταν η εισαγωγή του χάρτη πιέσεων για την transient ανάλυση. Εκεί, αν τα εξωτερικά στοιχεία του περιβλήματος δεν ήταν αρκετά μικρά, οι πιέσεις δεν χαρτογραφούνταν σωστά, με αποτέλεσμα, τα μέγιστα και τα ελάχιστα να μην είναι πια τα ίδια με αυτά της ρευστοδυναμικής ανάλυσης. Αυτό επέβαλε την χρήση μικρών στοιχείων.

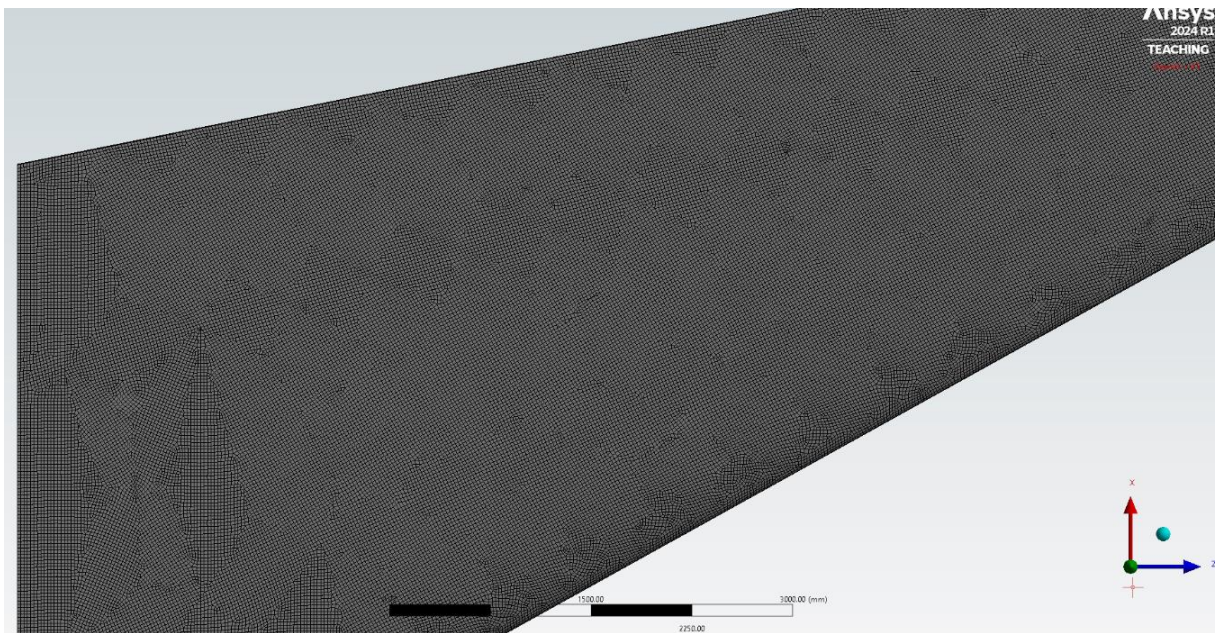
Από εκεί και έπειτα, λόγω των δυσκολιών του Meshing και της μη σωστής κατανόησης των σφαλμάτων μέχρι πρότινος, επιλέχθηκε μια απλή λύση για το πλέγμα. Χρησιμοποιήθηκε η επιλογή adaptive sizing, με το υψηλότερο δυνατό resolution (7) και μέγεθος κελιού στα 10mm. Στην συνέχεια, χρησιμοποιήθηκε η επιλογή Connect, ώστε το πλέγμα να προσαρμόζεται όταν βρίσκει ακμές εξαρτημάτων που έρχονται σε επαφή. Το κύριο πρόβλημα ήταν αυτό που αναφέρθηκε προηγούμενος με το RIB3.5 και καθώς μια transient ανάλυση ήθελε 14 με 18 ώρες για να ολοκληρωθεί, δεν κατέστη δυνατό να δημιουργηθούν πιο πολύπλοκα και ευστόχως σχεδιασμένα πλέγματα, αν και δεν είναι σίγουρο ότι θα βελτίωναν την ποιότητα της λύσης. Παρακάτω παρατίθενται μερικές εικόνες, από πλέγμα με μέγεθος κελιού στα 25mm, το οποίο χρησιμοποιήθηκε για μια από τις 2 αναλύσεις ιδιοσυχνοτήτων-ιδιομορφών.



Εικόνα 75: Πλέγμα εσωτερικής δομής του φτερού.



Εικόνα 76: Πλέγμα RIB1.

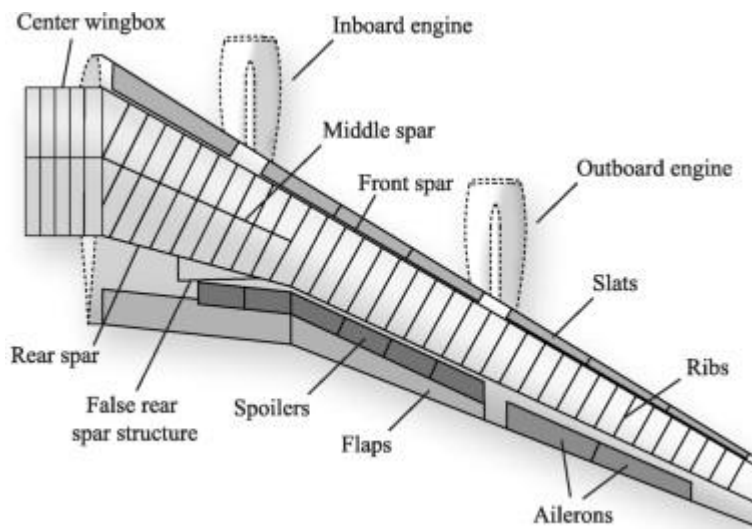


Εικόνα 77: Πλέγμα του εξωτερικού περιβλήματος, όπου γίνεται αντιληπτό το πως προσαρμόζεται το mesh με βάση την επαφή των εξαρτημάτων (δεν είναι ιδιαίτερα ευδιάκριτο).

Τα πλέγματα αποτελούνται από στοιχεία πρώτης τάξεως και συγκεκριμένα, από τα Shell181. Αυτό που αξίζει να μελετηθεί είναι το ότι τα συγκεκριμένα στοιχεία είναι ευάλωτα στο φαινόμενο shear locking, στο οποίο παρατηρούνται μικρότερες τάσεις από τις πραγματικές. Όσο υπήρχαν προβλήματα με το meshing δοκιμάστηκαν και στοιχεία δεύτερου βαθμού, όπως και μη γραμμική λύση (επιλογή Large deflections στην καρτέλα επίλυσης) αλλά δεν ολοκληρώθηκε καμιά προσομοίωση με αυτές τις ρυθμίσεις. Τα μονοδιάστατα elements απορριφθήκαν, καθώς η μη καθετότητα των πλευρών τους (λόγω της οπισθόκλισης

29 μοιρών της πτέρυγας), δεν επέτρεπε την δημιουργία πλέγματος. Το τελικό Mesh αποτελούνταν μόνο από tri3 και quad4, με μέσο skewness 0.047, δηλαδή πολύ υψηλής ποιότητας κατά αυτό το κριτήριο.

Οι οριακές συνθήκες που επιλέχθηκαν και για τις αναλύσεις ιδιομορφών αλλά και για τις αναλύσεις ήταν πολύ απλές. Πάκτωση σε όλη την επιφάνεια του πρώτου rib αλλά και πάκτωση στις άκρες των 2 spars, στα σημεία που ενώνονται με τα ribs. Αυτή η θεώρηση έγινε με βάση την παρακάτω εικόνα.



Εικόνα 78: Εσωτερική δομή αεροσκάφους με το wingbox στα αριστερά, που συνδέει τα 2 φτερά και την άτρακτο μεταξύ τους.

Στα αριστερά υπάρχει η διαμόρφωση του wingbox, η οποία συνδέεται στις αρχές των spars και στο πρώτο rib. Άρα, πρακτικά, παίρνεται η παραδοχή ότι τα σημεία που συνδέονται με το wingbox είναι σταθερά και ακίνητα, παραβλέποντας επιρροές από το άλλο φτερό ή την άτρακτο.

4.3.2. Αποτελέσματα

Οι πρώτες αναλύσεις που πραγματοποιήθηκαν ήταν αυτές των ιδιοσυχνοτήτων-ιδιομορφών. Χρησιμοποιήθηκαν 2 μοντέλα, σχεδόν ίδια. Η μόνη γεωμετρική διαφορά των μοντέλων είναι, ότι στο σημείο που βρισκόταν το RIB3,5, η μια διαμόρφωση έχει 2 πανελ και η άλλη 4, με το RIB3,5 να κόβει τις 2 επιφάνειες σε δύο μη ίσες (δεν χρησιμοποιείται το RIB3,5, απλά δεν έγινε η απαιτούμενη προ-επεξεργασία). Επίσης, για το ένα χρησιμοποιείται πλέγμα με μέσο μέγεθος στοιχείου 10mm και στο άλλο 25mm. Αναλυτικά τα αποτελέσματα στους παρακάτω πίνακες.

Αριθμός Ιδιόμορφης	Ιδιοσυχνότητα	Χαρακτηρισμός	Μέγιστη Επιμήκυνση
1.	4.5493 Hz	Καμπτική σε 1 επίπεδο	1.79mm
2.	15.734 Hz	Καμπτική σε 2 επίπεδα	2.28mm
3.	28.799 Hz	Καμπτική σε 1 επίπεδο	1.66mm
4.	30.735 Hz	Στρεπτική σε 1 επίπεδο	1.54mm
5.	34.345 Hz	Καμπτική σε 2 επίπεδα	2.44mm
6.	55.842 Hz	Στρεπτική σε 2 επίπεδο	2.22mm

Πίνακας 14: Πίνακας Ιδιοσυχνοτήτων-Ιδιομορφών για μοντέλο με μέσο μέγεθος στοιχείου στα 25mm και 4 panel στην διαμόρφωση RIB3,5.

Αριθμός Ιδιόμορφης	Ιδιοσυχνότητα	Χαρακτηρισμός	Μέγιστη Επιμήκυνση
1.	4.854 Hz	Καμπτική σε 1 επίπεδο	2.25mm
2.	16.868 Hz	Καμπτική σε 2 επίπεδα	2.85mm
3.	30.855 Hz	Καμπτική σε 1 επίπεδο	12.76mm
4.	31.88 Hz	Στρεπτική σε 1 επίπεδο	1.97mm
5.	35.78 Hz	Καμπτική σε 2 επίπεδα	2.83mm

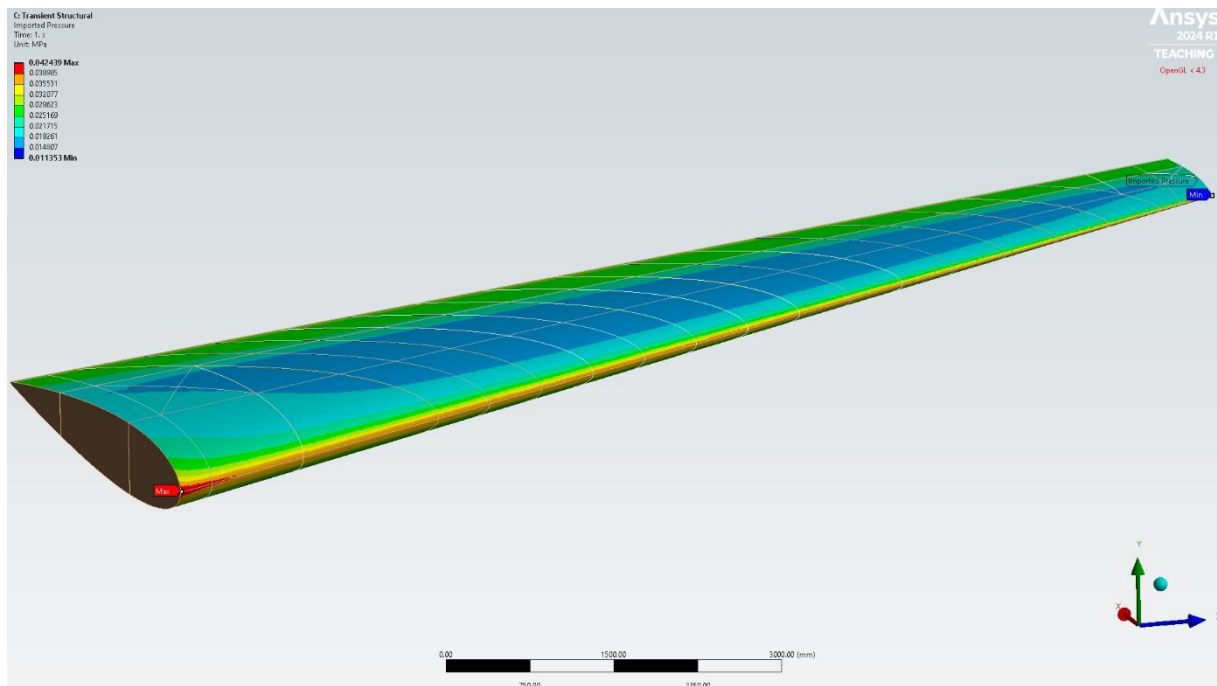
Πίνακας 15: Πίνακας Ιδιοσυχνοτήτων-Ιδιομορφών για μοντέλο με μέσο μέγεθος στοιχείου στα 10mm και 2 panel στην διαμόρφωση RIB3,5.

Και τα δύο μοντέλα είχαν ιδιομορφές οι οποίες παραλήφθηκαν, καθώς φαινόταν να επηρεάζουν συγκεκριμένα ribs και με αρκετά μεγάλες μετατοπίσεις. Στο δεύτερο μοντέλο, για την εύρεση ίδιου αριθμού ιδιομορφών, βρέθηκαν πολύ περισσότερες τέτοιες και μερικές από αυτές ήταν μαζεμένες γύρω από μια τιμή ιδιοσυχνότητας του αλλού μοντέλου. Θα μπορούσε να γίνει ο ισχυρισμός ότι στο δεύτερο μοντέλο κάποιες ιδιοσυχνότητες αντικαταστάθηκαν από πολλές ιδιοσυχνότητες που επηρέαζαν συγκεκριμένα ribs και όχι όλη υπόλοιπη κατασκευή. Πρακτικά, σαν να υποδιαιρέθηκαν οι κύριες ιδιομορφές σε ένα σύνολο ιδιομορφών με κύρια επιρροή στα ribs και όχι στο σύνολο της κατασκευής. Δεν έχει κατανοηθεί πλήρως αν αυτές οι διαφορές στα αποτελέσματα οφείλονται στο πυκνότερο πλέγμα, στις πολύ μικρές διαφορές στην κατασκευή ή και στα δυο. Επίσης, ελαφρύ προβληματισμό προκαλούν οι μικρές παραμορφώσεις που προκαλούν οι ιδιομορφές, της τάξης των μερικών mm

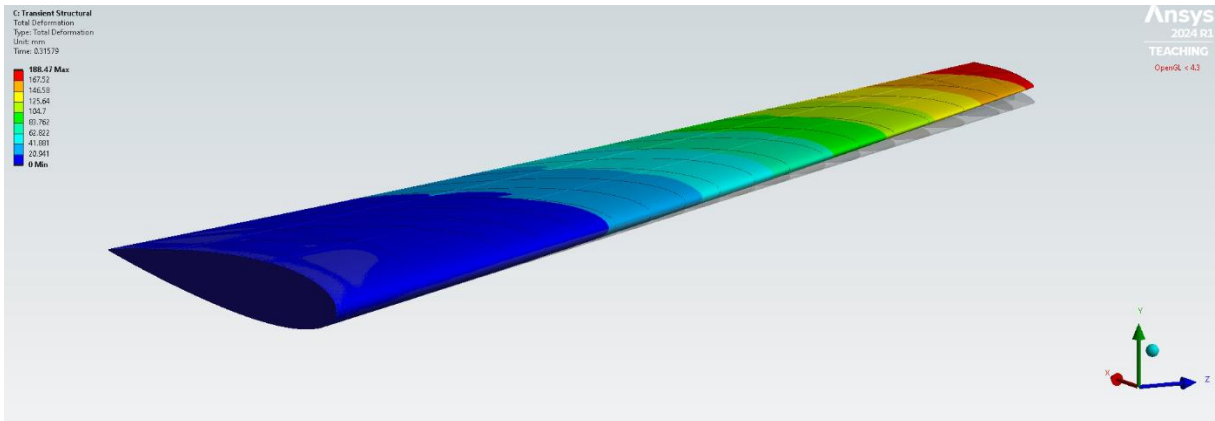
Στην συνέχεια, θα μελετηθούν και θα επεξηγηθούν οι δυναμικές αναλύσεις που πραγματοποιήθηκαν, ενώ θα σχολιαστούν και τα αποτελέσματα τους.

Ξεκινώντας, παρουσιάζονται οι χάρτες πιέσεων που δημιουργήθηκαν από το ANSYS Mechanical, βάσει των αποτελεσμάτων των δυναμικών αναλύσεων. Οι πιέσεις έχουν μονάδες σε MPa, για αυτό και τα νούμερα είναι σχετικά μικρά. Οι χρονικές αναλύσεις που πραγματοποιήθηκαν έχουν ως συνολικό χρόνο τα 0.6 δευτερόλεπτα, τα οποία έχουν χωριστεί στο ελάχιστο σε 60 βήματα και στο μέγιστο σε 100. Παρατηρήθηκε ότι υπάρχει ένα επαναλαμβανόμενο φαινόμενο με χρονικό εύρος τα 0.2s, για αυτό και επιλέχθηκαν τα 0.6s ως συνολικός χρόνος, προκείμενου να καταγραφούν 3 ταλαντώσεις. Όπως είναι φυσικό, οι υψηλότερες τιμές των τάσεων πιάνονται στην αρχή της κάθε διεργασίας, καθώς προηγούμενος δεν ασκείται κανένα φορτίο στην πτέρυγα.

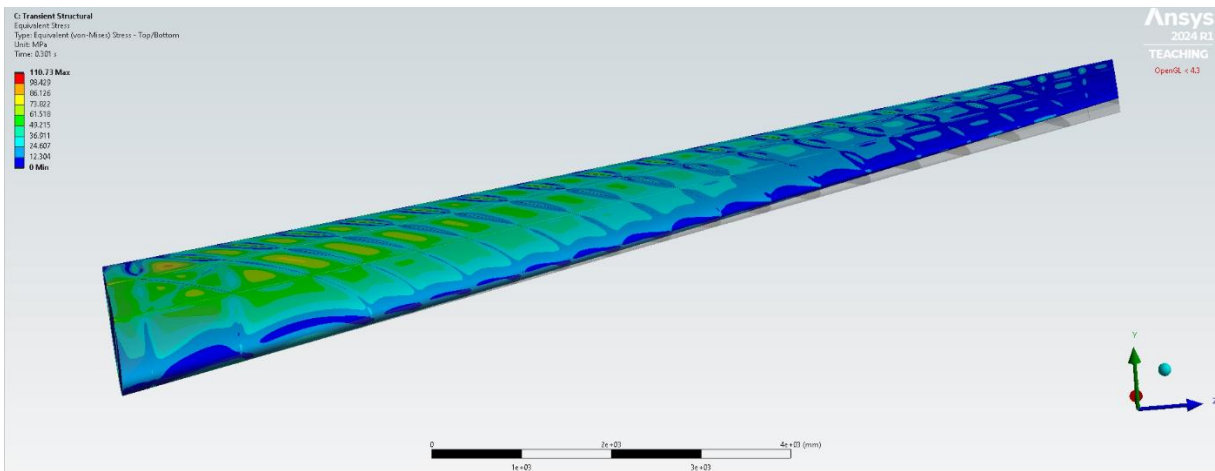
Στόχος ήταν να εφαρμοστεί μια 2-way FSI (Fluid-Structure Interaction) ανάλυση, στο οποίο η παραμόρφωση θα γυρνούσε ως output στο ρευστοδυναμικό χωρίο και θα μετέβαλε την γεωμετρία του φτερού, όπως και το πλέγμα του, γεγονός που θα επηρέαζε το ροϊκό πεδίο, επηρεάζοντας την παραγόμενη άνωση και συνάμα επηρεάζοντας την μετατόπιση του επομένου βήματος. Αυτό δεν κατέστη δυνατό και η ανάλυση έγινε με σταθερά φορτία για το συγκεκριμένο χρονικό φάσμα. Τα αποτελέσματα να ταχύτητα ροής παρουσιάζονται παρακάτω.



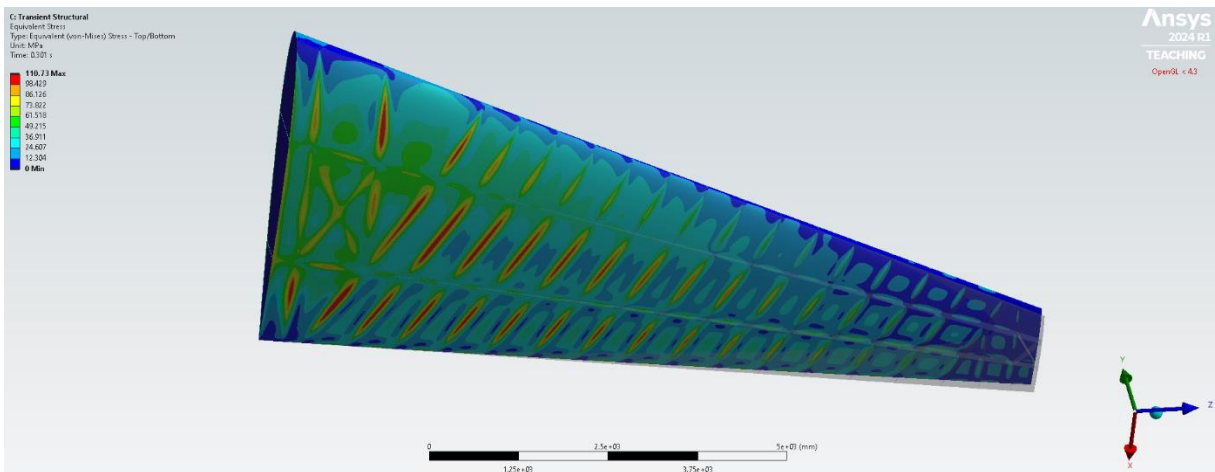
Εικόνα 79: Η κατανομή πιέσεων επάνω στο φτερό, για ροή 0.85 Mach.



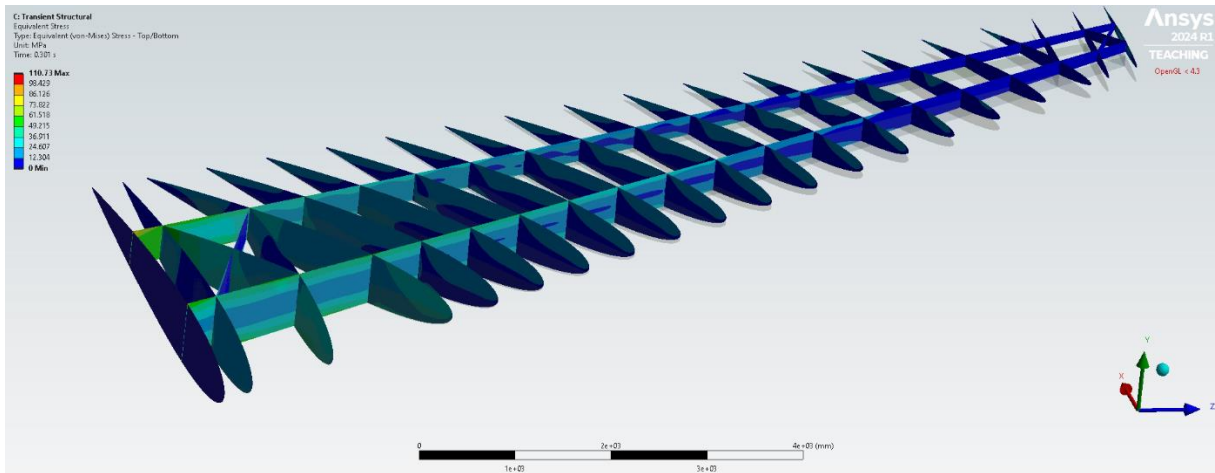
Εικόνα 80: Παραμόρφωση στο φτερό για ροή 0.85Mach.



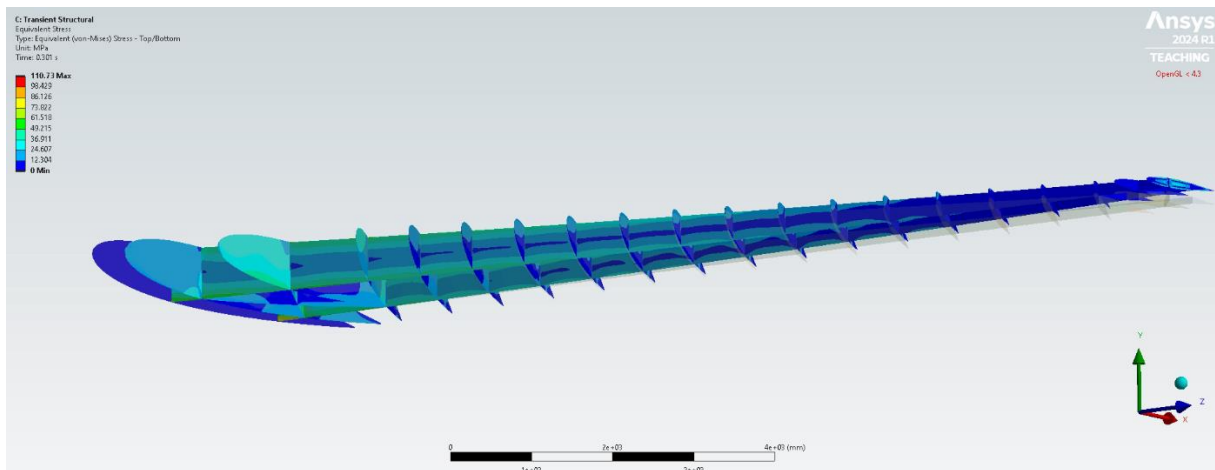
Εικόνα 81: Ισομετρική όψη με χρωματισμό τάσεων για το σημείο μέγιστης παραμόρφωσης (εμφανείς και η αρχική θέση).



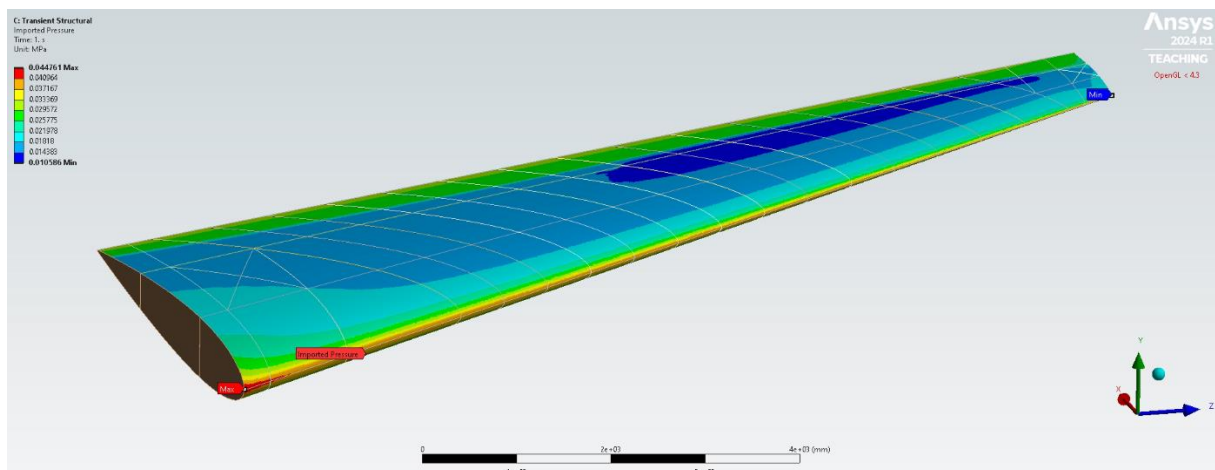
Εικόνα 82: Κάτω όψη φτέρου με χρωματισμό για τάσεις.



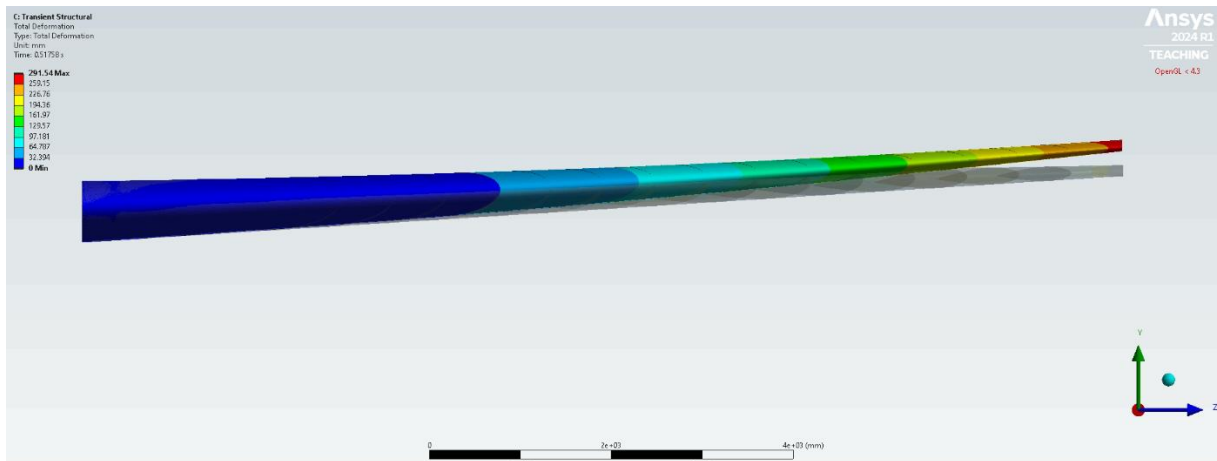
Εικόνα 83: Ισομετρική όψη (από πάνω) του εσωτερικού δικτύωματος, χρωματισμός τάσεων.



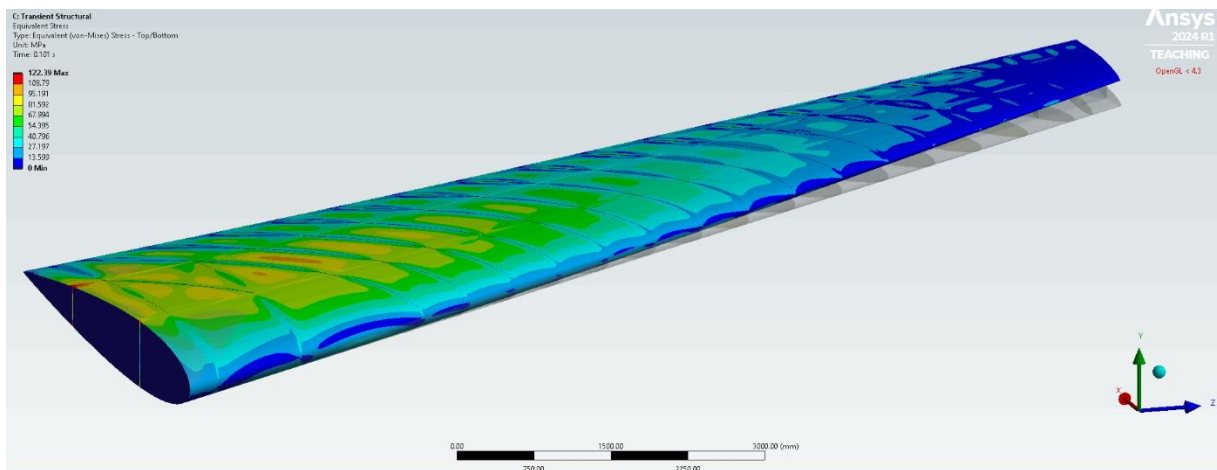
Εικόνα 84: Ισομετρική όψη (από κάτω) του εσωτερικού δικτύωματος, χρωματισμός τάσεων.



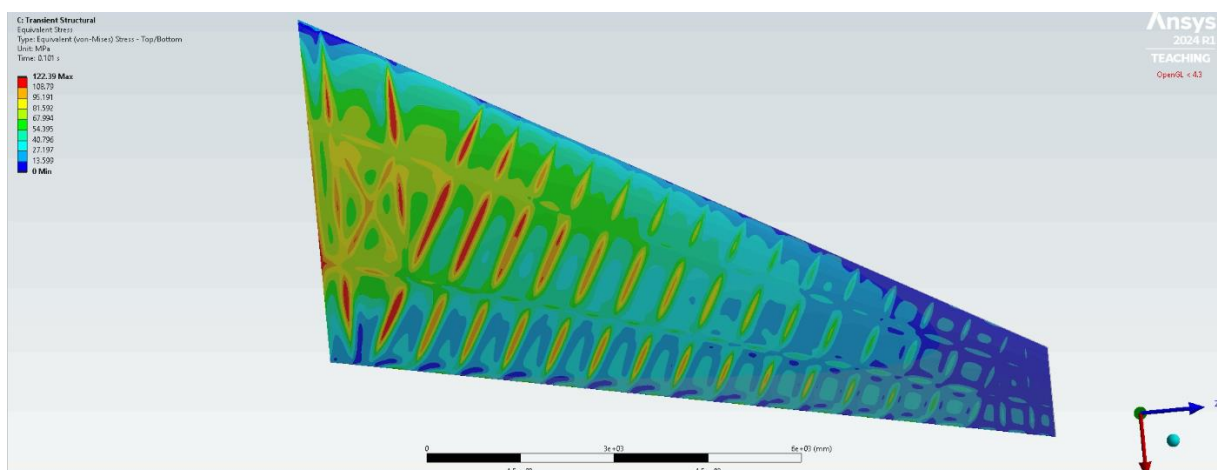
Εικόνα 85: Χάρτης πίεσεων για το φτερό σε ροή 0.9Mach.



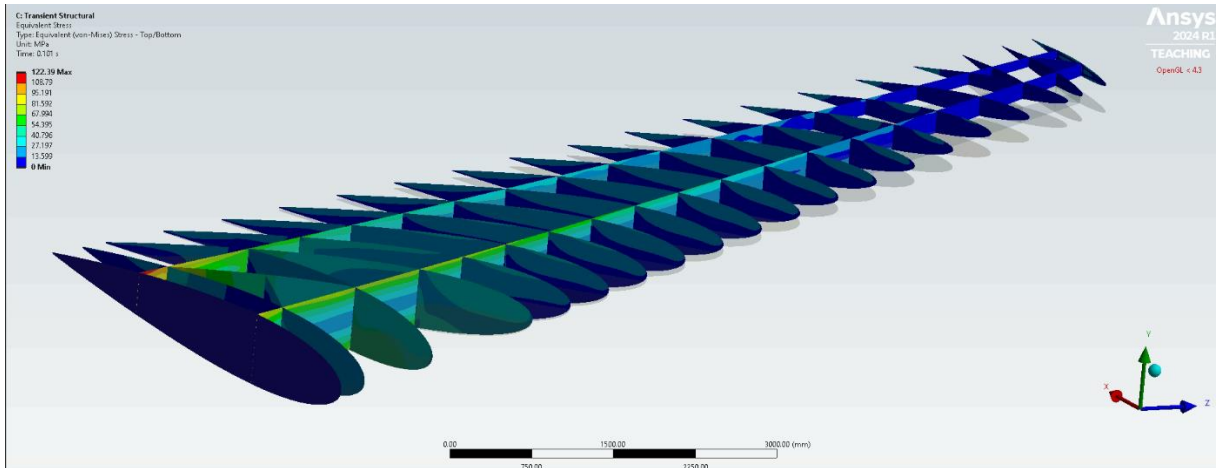
Εικόνα 86: Πρόοψη φτέρου με χρωματισμό για μετατόπιση.



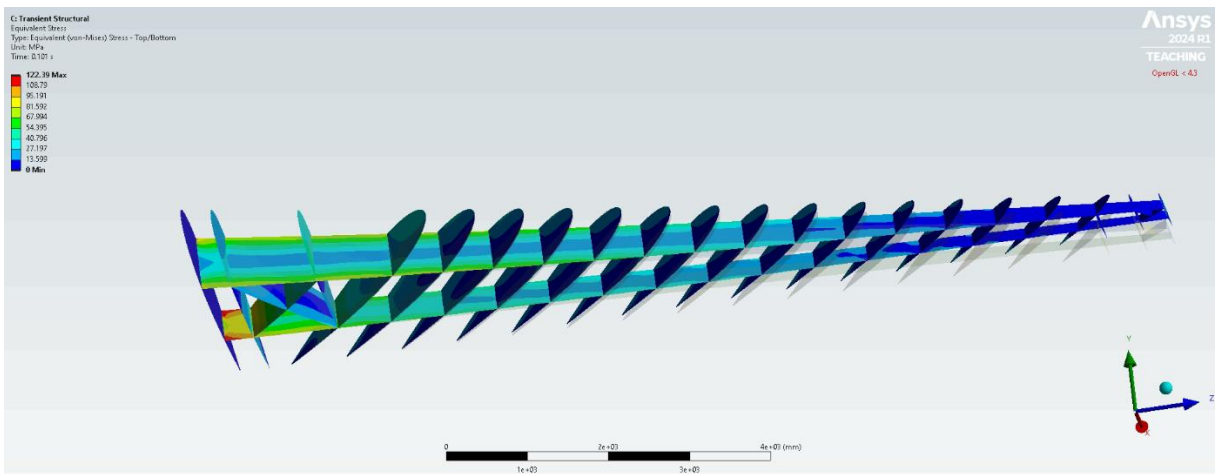
Εικόνα 87: Ισομετρική όψη με χρωματισμό για τις τάσεις, για το σημείο μέγιστης παραμόρφωσης.



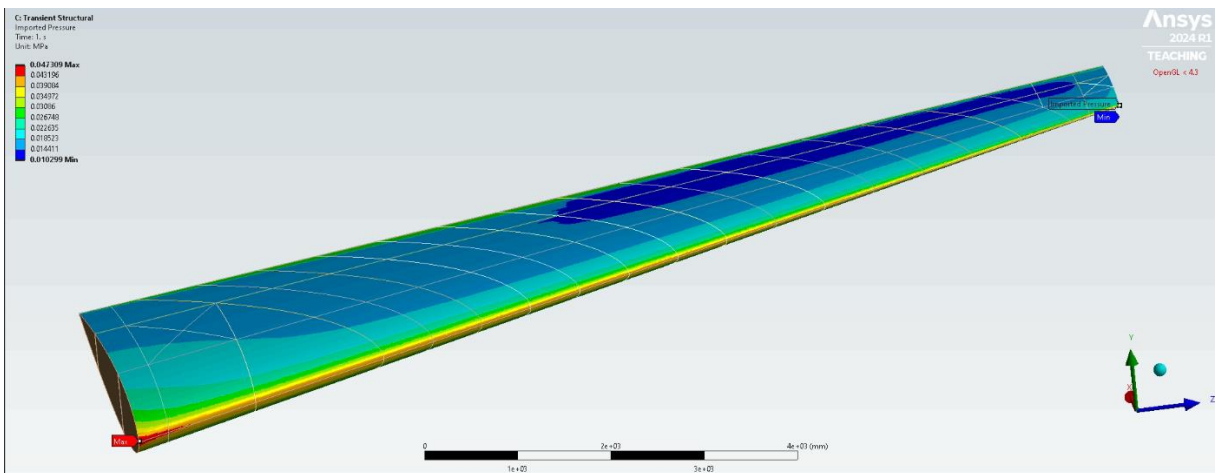
Εικόνα 88: Άνοψη φτερού με χρωματισμό για τάσεις, στο σημείο μέγιστης παραμόρφωσης.



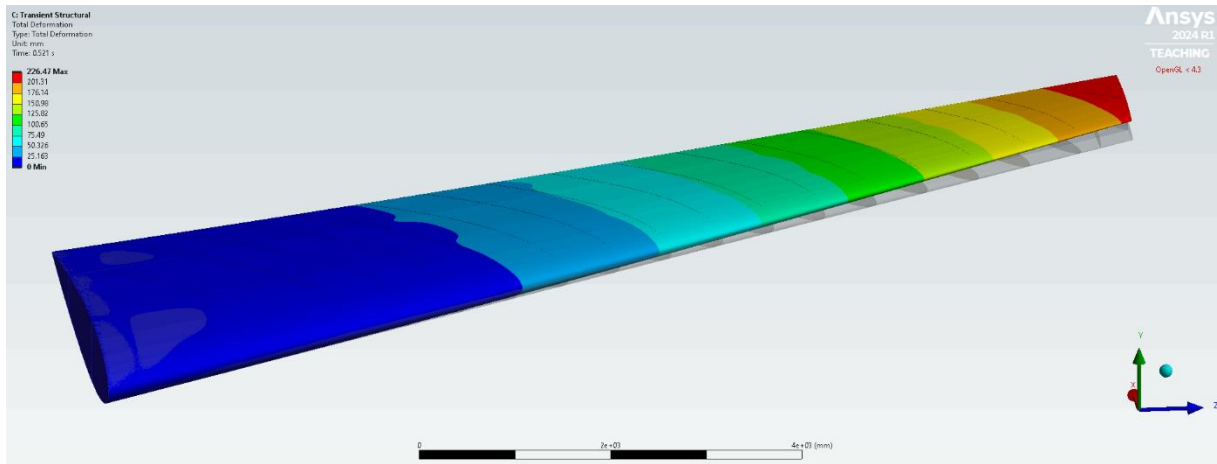
Εικόνα 89: Ισομετρική όψη του εσωτερικού δικτύωματος για χρωματισμό των τάσεων.



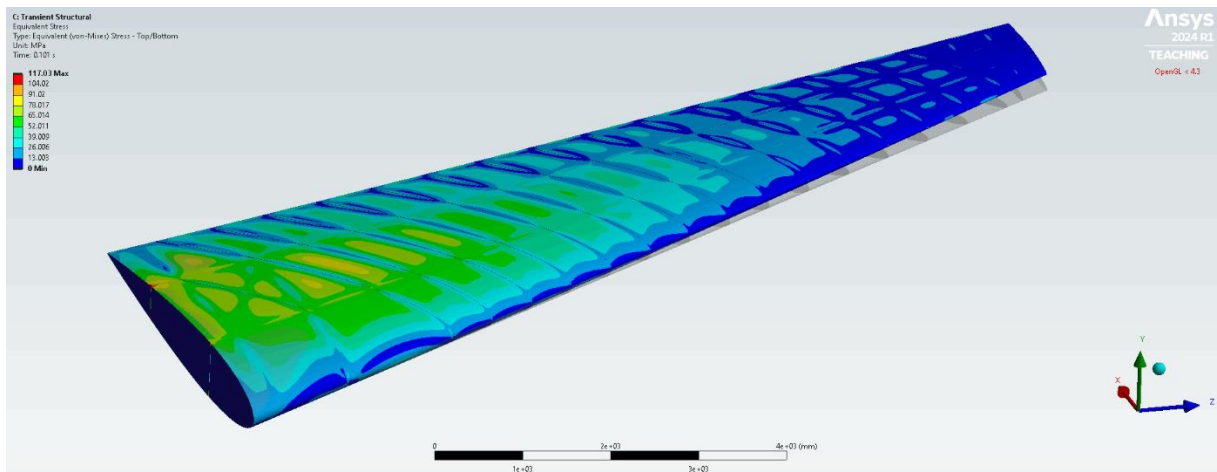
Εικόνα 90: Ισομετρική όψη του εσωτερικού δικτύωματος για χρωματισμό τάσεων.



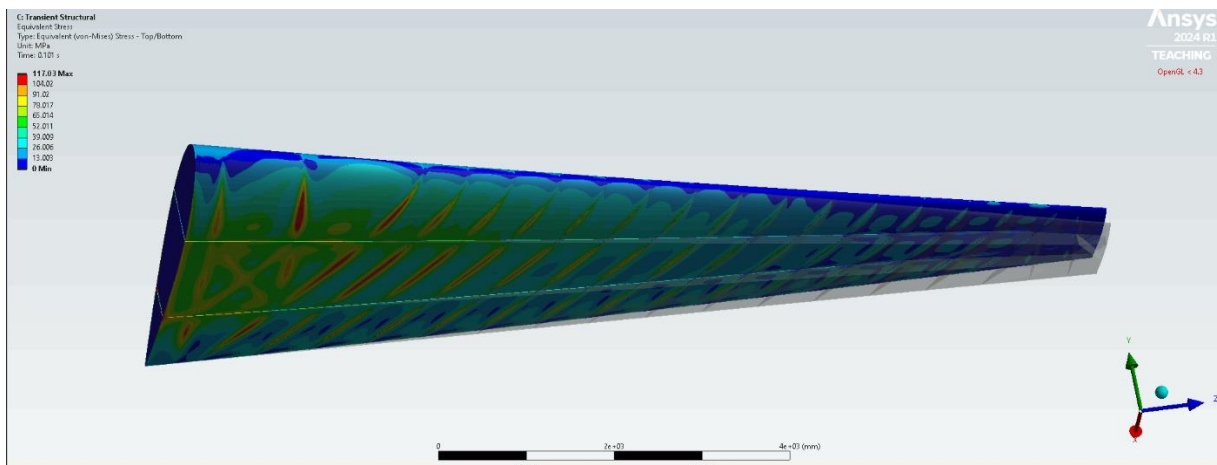
Εικόνα 91: Κατανομή πιέσεων στην τελευταία προσομοίωση, για ροή 0.95 Mach.



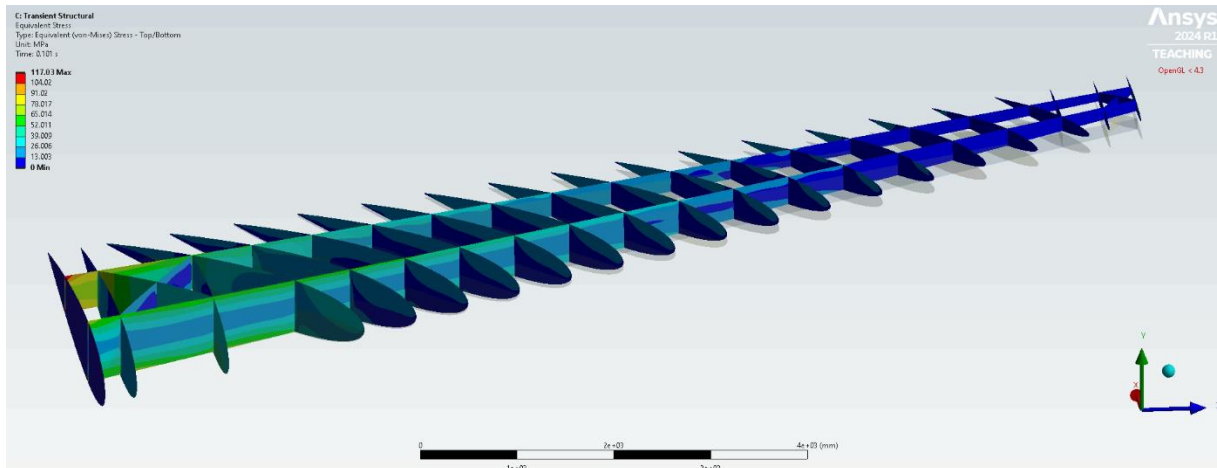
Εικόνα 92: Χρωματισμός με βάση την παραμόρφωση του φτερού, για την συγκεκριμένη ροή.



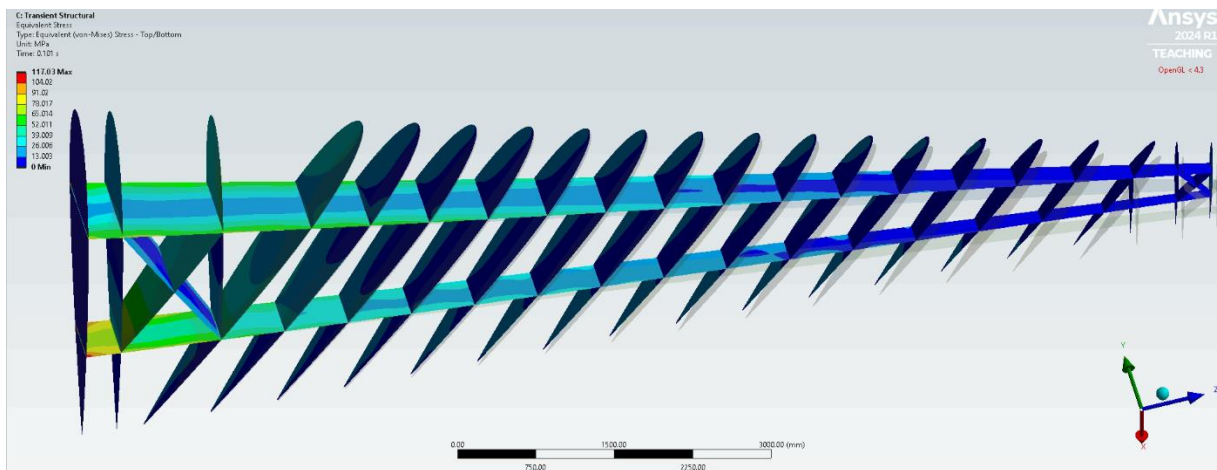
Εικόνα 93: Χρωματισμός με βάση τις τάσεις, χρονική στιγμή μέγιστης παραμόρφωσης.



Εικόνα 94: Χρωματισμός της κάτω όψης του φτερού με βάση τις τάσεις.



Εικόνα 95: Χρωματισμός της εσωτερικής δομής με βάση τις τάσεις.



Εικόνα 96: Χρωματισμός της δομής από την κάτω πλευρά, με βάση τις τάσεις.

	Ροή 0.85 Mach	Ροή 0.9 Mach	Ροή 0.95 Mach
Μέγιστη Τάση (Von Mises)	114MPa	122.4MPa	117MPa
Μέγιστη Τροπή	$2.16 \cdot 10^{-3}$	$4.42 \cdot 10^{-3}$	$2.98 \cdot 10^{-3}$
Μέγιστη Διατμητική Τροπή	$1.54 \cdot 10^{-3}$	$1.59 \cdot 10^{-3}$	$1.36 \cdot 10^{-3}$
Μέγιστη Παραμόρφωση	188.47mm	292.3mm	226.5mm

Σε όλες τις μετρήσεις παρατηρούνται κάποιες τάσεις. Για όλες τις προσομοιώσεις, το σημείο που αντιμετωπίζει την υψηλότερη φόρτιση είναι το σημείο στο οποίο συνδέεται ο πίσω spar με το rib 1 και το περίβλημα. Η μεγαλύτερη παραμόρφωση συναντιέται στο άκρο της πτέρυγας. Η κάτω πλευρά του περιβλήματος φορτίζεται περισσότερο σε σχέση με την πάνω, κάτι που συμβαίνει για τα σημεία όπου το περίβλημα έρχεται σε επαφή με την εσωτερική δομή. Αυτό το γεγονός θεωρείται απολύτως φυσιολογικό, καθώς το περίβλημα

είναι αυτό το οποίο δέχεται την φόρτιση της δύναμης άνωσης και την μεταβιβάζει στην εσωτερική διαμόρφωση. Στο σημείο που έρχονται σε επαφή, στην κάτω πλευρά, είναι λογικό να υπάρχουν υψηλές τάσεις λόγω του τρίτου νόμου του Newton (δράση-αντίδραση). Το φτερό θέλει να «υψώσει» την δομή. Επίσης, για τα ribs που δεν είναι κοντά στην ρίζα, εμφανίζονται τάσεις στην πάνω πλευρά τους, για το ίδιο χρονικό διάστημα. Αυτά συμβαίνουν για το χρονικό διάστημα που το φτερό τείνει να μετακινηθεί προς τα επάνω. Τα αντίθετα ισχύουν για το χρονικό διάστημα που τείνει να μετακινηθεί προς τα κάτω. Επίσης, ο πίσω spar τείνει να είναι φορτισμένος περισσότερο κοντά στην ρίζα, καθώς πέρα από την αντίσταση σε κάμψη, πρέπει να αντισταθεί και σε στρέψη. Το φτερό, όπως έχει ζητηθεί, τείνει να στραφεί προς τα πίσω, με την ύπαρξη των συγκεκριμένων πιέσεων (ωρολογιακή φορά).

Αυτό που είναι άξιο παρατήρησης, είναι το χαμηλότερο σύνολο φορτίσεων στην ροή 0.95 Mach σε σχέση με την ροή 0.9 Mach. Με βάση το σύνολο του αριθμού των προσομοιώσεων που έχουν γίνει, το αποτέλεσμα αυτό έχει ξαναπαρατηρηθεί, αλλά δεν είναι εύκολο να χαρακτηριστεί ως ο κανόνας για αυτές τις ροές. Είναι πιθανό το γεγονός, η μελετώμενη γεωμετρία λόγω της μορφής της, να έχει την μεγαλύτερη αντίσταση της γύρω από τα 0.9 Mach, και ανεβαίνοντας προς το 1 Mach, η ροή να ομαλοποιείται. Αυτό παρατηρείται και στα CFD διαγράμματα, όπου ναι μεν το κρουστικό κύμα είναι εντονότερο για τα 0.95 Mach, αλλά η επαφή του με την πτέρυγα γίνεται για πολύ μικρό εμβαδόν. Θα μπορούσε να μελετηθεί και ο τρόπος με τον οποίο επηρεάζονται οι επιφάνειες ελέγχου, από την δημιουργία κρουστικών κυμάτων, καθώς τα κρουστικά κύματα εμφανίζονται στα σημεία όπου βρίσκονται οι επιφάνειες ελέγχου. Παρόλα αυτά, υπήρχαν και προσομοιώσεις που έδειξαν το ανάποδο αποτέλεσμα, δηλαδή υψηλότερες φορτίσεις για την ροή 0.95 Mach. Το γεγονός αυτό απαιτεί περεταίρω έρευνα για να επαληθευτεί.

Τέλος, κατόπιν εύρεσης πληροφοριών από την βιομηχανία, για τις τροπές στο κέλυφος του αεροσκάφους υπάρχουν τα παρακάτω όρια:

	Αριθμός
Μέγιστη Επιτρεπτή Τροπή σε Αξονικά Φορτία	$6 * 10^{-3}$ mm/mm
Μέγιστη Επιτρεπτή Τροπή σε Διατμητικά Φορτία	$6 * 10^{-3}$ mm/mm

Τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων είναι κάτω από αυτές τις τιμές, που σημαίνει ότι τα φορτία είναι αποδεκτά. Οι τιμές αυτές βρέθηκαν από επικοινωνία με άτομο που έχει ασχοληθεί με προγράμματα της Airbus.

5. Συμπεράσματα

Η σχεδιομελέτη ενός αεροσκάφους, είναι μια πολύ σύνθετη διαδικασία, η οποία απαιτεί μια ομάδα ικανών και εμπείρων μηχανικών για να εκτελεστεί σωστά. Σε αυτό το στάδιο, σημαντική είναι και η ύπαρξη προσωπικού, με γνώσεις και εμπειρίες πάνω στο πρακτικό κομμάτι, που να μπορεί να συνεισφέρει με πρακτική καθοδήγηση και συμβουλές, ώστε να αποφευχθούν λάθη κακής εκτίμησης της πραγματικότητας.

Η δουλειά που έγινε σε αυτήν την διπλωματική εργασία, κάλυψε κομμάτια του αεροπορικού σχεδιασμού και της παραγωγής σε όλο το φάσμα του. Μερικές από τις περαιτέρω διεργασίες που καλύφθηκαν είναι σχεδίαση μιας πτέρυγας με όλα τα ρεαλιστικά χαρακτηριστικά (διέδρη γωνία, γωνία twist και γωνία οπισθόκλισης), η σωστή εκλογή υλικών, οι απαιτούμενες αεροδυναμικές μελέτες και οι απαιτούμενες μελέτες της κατασκευής.

Στόχος εκπόνησης αυτής της διπλωματικής ήταν η βελτίωση της αντίληψης του συγγραφέα σε κομμάτια που αφορούν την αλληλεπίδραση μεταξύ των διαφορετικών μερών του αεροσκάφους, αφού τους έχουν ασκηθεί αεροδυναμικά φορτία σε πολύ απαιτητικές διηχητικές ροές.

Η διεύρυνση των οριζόντων και οι υπερβάσεις που απαιτήθηκαν προκειμένου να βγει αυτό το αποτέλεσμα, αφήνουν παρακαταθήκη στα εργαστήρια Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής και Στροβιλομηχανών και Ταλαντώσεων, για φοιτητές που θα δείξουν παρόμοιο ζήλο και θέληση για μάθηση στον τομέα της αεροδιαστημικής. Οι γεωμετρίες, οι ρευστοδυναμικές και δυναμικές μελέτες γίνονται κτήμα του Πανεπιστημίου και των φοιτητών του.

Το μεγάλο εύρος των θεμάτων που συζητήθηκαν και μελετήθηκαν, δίνει μια καλύτερη γενική εικόνα στον αναγνώστη, παρόλο που τα υπολογιστικά πειράματα που πραγματοποιήθηκαν είχαν περιθώρια βελτίωσης και διόρθωσης των λαθών που αναφέρει ο συγγραφέας. Το πρόβλημα που αντιμετωπίστηκε ήταν πολύ σύνθετο, κάτι το οποίο δεν επέστρεψε την αρίστευση σε ένα θέμα αλλά επέβαλε την καλή επίδοση σε ένα εύρος θεμάτων.

6. Βιβλιογραφία

- 1) D. H. Hodges, G. A. Pierce, **Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity, 2nd Edition, Cambridge University Press**
- 2) W. Malalasekera, **Εισαγωγή στην Υπολογιστική Ρευστοδυναμική, 2η Έκδοση, Εκδόσεις Τζιόλα**
- 3) J. D. Anderson, **Fundamentals of Aerodynamics, 5th Edition, McGraw-Hill**
- 4) F. R. Menter, **Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, NASA Ames Research Center, Moffett Field, California**
- 5) P. R. Spalart, **Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations, Boeing Commercial Airplanes, Seattle, WA, USA**
- 6) J.D.Anderson, **Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill**
- 7) Daniel Raymer, **Aircraft Design: A conceptual approach , A/AA EDUCATION SERIES**
- 8) T.H. Megson, **Aircraft Structures for Engineering Students , Butterworth-Heinemann**
- 9) Σημειώσεις του διδάκτορά Κυριάκου Βαφειάδη για τα μαθήματα της Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής, της Αεροδυναμικής και της Αεροδυναμικής Σχεδίασης και Ελέγχου Αεροσκαφών
- 10) Κουτσοπάκης Ιωσήφ, **Αριθμητική Ανάλυση και Βέλτιστος Σχεδιασμός Υδραυλικών Εμβόλων Υψηλής Πίεσης απο Ανθρακονήματα, Διπλωματική Εργασία - Πανεπιστήμιο Δυτικής Μακεδονίας**
- 11) Ρωμανίδης Πολύβιος, **Αεροδυναμική και Δυναμική Ανάλυση μη-επανδρωμένου Αεροχήματος κατά την Στροφή του σε Σταθερό Επίπεδο, Διπλωματική Εργασία - Αριστοτέλειο Πανεπιστήμιο Θεσσαλονίκης**
- 12) Κρίκας Αχιλλέας, **Υπολογιστική και Πειραματική Μελέτη Στροβίλου Wells, Διπλωματική Εργασία - Πανεπιστήμιο Δυτικής Μακεδονίας**
- 13) Etkin B. , **Dynamics of Flight: Stability and Control (3rd ed.), Wiley.**
- 14) Johnson, W., Stevens, B. L., & Lewis, F. L. (2015). **Aircraft Control and Simulation (3rd ed.). Wiley.**
- 15) Kundu, A. (2016). **Aircraft Design. Cambridge University Press.**

- 16) Mair, W. A., & Birdsall, D. L. (1992). **Aircraft Performance**. Cambridge University Press.
- 17) Mason, W. H. (1997). **Applied Computational Aerodynamics**. AIAA.
- 18) McCormick, B. W. (1995). **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. Wiley.
- 19) Nelson, R. C.. **Flight Stability and Automatic Control (2nd ed.)**. McGraw-Hill Education.
- 20) Nicolai, L. M., & Carichner, G. E. **Fundamentals of Aircraft and Airship Design (Vol. 1)**. AIAA Education Series.
- 21) Nicolai, L. M., & Carichner, G. E. **Fundamentals of Aircraft and Airship Design (Vol. 2)**. AIAA Education Series.
- 22) Schaufele, R. (2000). **The Elements of Aircraft Preliminary Design**. Aries Publications.
- 23) Sforza, P. M. (2014). **Commercial Airplane Design Principles**. Elsevier.
- 24) Stevens, B. L., Lewis, F. L., & Johnson, E. N. (2015). **Aircraft Control and Simulation (3rd ed.)**. Wiley.
- 25) Talay, T. (1975). **Introduction to the Aerodynamics of Flight (NASA-SP-367)**. NASA.
- 26) Tennekes, H. (1996). **The Simple Science of Flight: From Insects to Jumbo Jets**. MIT Press.
- 27) Wells, R. (2012). **Structural and Modal Analyses of NACA 66-206 Aircraft Wing Model**. Wiley.
- 28) Smith, J. (2018). **Aerodynamic Analysis of a Supersonic Transport Aircraft at Low and High Speed Flow Conditions**. McGraw-Hill Education.
- 29) Green, P. (2020). **Aerodynamic-Structural Design Studies of Low-Sweep Transonic Wings**. Wiley.
- 30) White, R. (2021). **Aerostructural Design Exploration of a Wing in Transonic Flow**. Springer.
- 31) Black, T. (2022). **Aileron Reversal and Wing Divergence of Swept Wings**. Butterworth-Heinemann.
- 32) Gray, H. **Aircraft Structures for Engineering Students (5th ed.)**. Elsevier.
- 33) Davis, R. **Supersonic Flight Dynamics**. Cambridge University Press.
- 34) Clark, A. **Fundamentals of Aircraft Structures**. McGraw-Hill Education.

- 35) Scott, M. (2023). Modern Flight Dynamics. Butterworth-Heinemann.**
- 36) Perry, L. (2018). Aircraft Systems Engineering. Pearson.**
- 37) Mitchell, T. (2019). Computational Fluid Dynamics in Aeronautics. McGraw-Hill Education.**
- 38) Harper, R. (2020). Aerodynamic Performance Analysis. Elsevier.**
- 39) Collins, M. (2024). Flight Mechanics and Control. Wiley.**