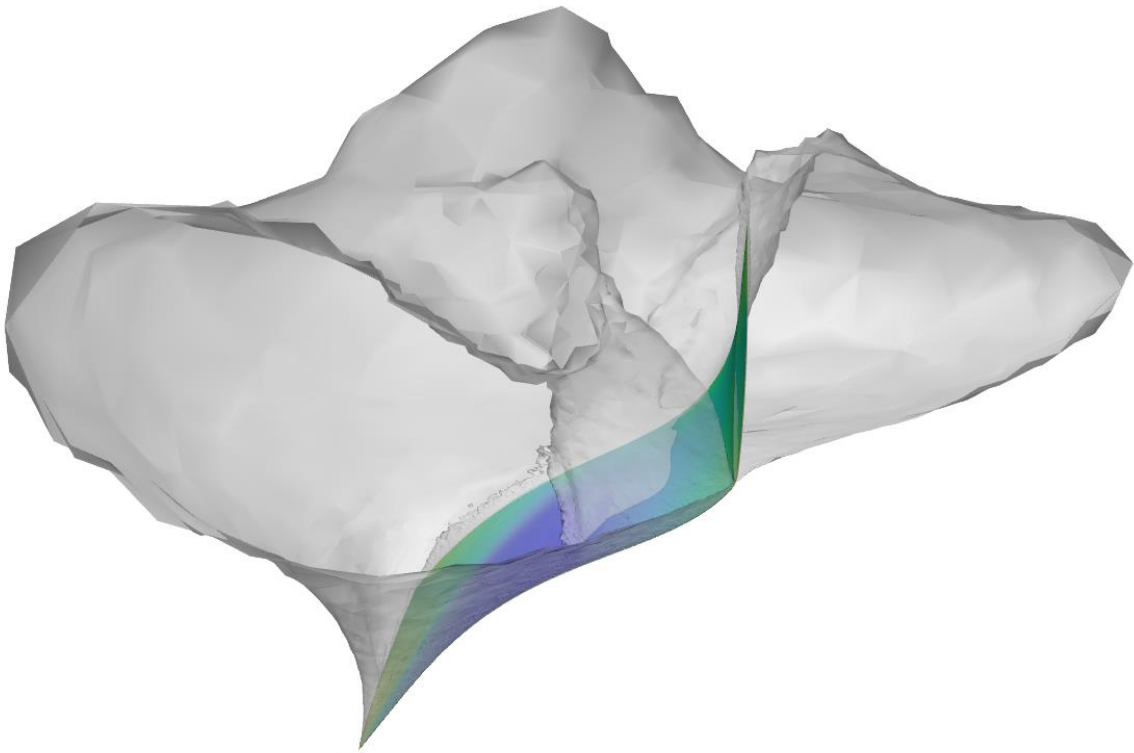




ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΜΑΚΕΔΟΝΙΑΣ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

Διπλωματική Εργασία

**Υπολογιστική διερεύνηση της αεροελαστικής
συμπεριφοράς πτερύγων στη διηχητική περιοχή**



Ζήρας Νικήτας 2406

Επιβλέπων καθηγητής: Δρ. Βαφειάδης Κυριάκος

Κοζάνη, Ιούλιος 2024



UNIVERSITY OF WESTERN MACEDONIA
DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING

Integrated Master Thesis

**Computational investigation of the aeroelastic
behavior of wings in the transonic region**

Ziras Nikitas

Supervisor: PhD Vafiadis Kyriakos

Kozani, July 2024

Ευχαριστώ την οικογένεια μου που μια ζωή παλεύει για ένα καλύτερο αύριο.

Περίληψη

Η αεροελαστική συμπεριφορά των πτερύγων αεροσκαφών αποτελεί κρίσιμο παράγοντα της αεροναυπηγικής, καθώς επηρεάζει σημαντικά την απόδοση πτήσης, την ασφάλεια και τη δομική ακεραιότητα. Στην διηχητική περιοχή, όπου η ροή μεταβαίνει από υποηχητικές σε υπερηχητικές ταχύτητες, πολύπλοκες αλληλεπιδράσεις μεταξύ αεροδυναμικών φορτίων και δομικών παραμορφώσεων μπορούν να οδηγήσουν σε φαινόμενα όπως ο πτερυγισμός, η απόκλιση και άλλες αεροελαστικές αστάθειες. Η κατανόηση και η πρόβλεψη αυτών των συμπεριφορών είναι ουσιώδης για τον σχεδιασμό και τη βελτιστοποίηση αποδοτικών, ασφαλών και υψηλής απόδοσης πτερύγων.

Η παρούσα μελέτη έχει ως στόχο την υπολογιστική διερεύνηση της αεροελαστικής συμπεριφοράς πτερύγων στην διηχητική περιοχή, επικεντρωμένη στις επιπτώσεις διαφόρων διαμορφώσεων πτερύγων, όπως το διάταμα, ο λόγος εκλέπτυνσης και η γωνία οπισθόκλισης. Ο στόχος είναι η αξιολόγηση της ευστάθειας και της σύγκλισης των παραγόμενων ταλαντώσεων υπό συγκεκριμένες συνθήκες ροής, προσφέροντας δεδομένα για τη βελτιστοποίηση του σχεδιασμού των πτερύγων προς μείωση των αεροελαστικών αστάθειών.

Αναπτύχθηκε ένα πλαίσιο προσομοίωσης χρησιμοποιώντας εργαλεία Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής (CFD) και Ανάλυσης Πεπερασμένων Στοιχείων (FEA) για την προσομοίωση αεροελαστικών φαινομένων. Στο υπολογιστικό μοντέλο εφαρμόστηκε αλληλεπίδραση δομής-ρευστού δύο διαδρομών με χρονικά βήματα, για τη δυναμική σύνδεση των μεταβαλλόμενων θέσεων της πτέρυγας με τις αεροδυναμικές φορτίσεις. Αυτή η μεθοδολογία διασφάλισε την ακριβή αναπαράσταση της αεροελαστικής συμπεριφοράς. Η αξιοπιστία του υπολογιστικού μοντέλου επιβεβαιώθηκε με τη χρήση πειραματικών δεδομένων. Αξιολογήθηκαν έτσι, διάφορες διαμορφώσεις πτερύγων υπό ροή Mach 0.96, μελετώντας τη φύση, τη συχνότητα και το πλάτος των παραγόμενων ταλαντώσεων.

Παρατηρήθηκε ότι ο πτερυγισμός έχει μεγάλη ευαισθησία σε ταχύτητα, πυκνότητα και δομικές ιδιότητες. Επιπλέον, οι αναλύσεις του διατάματος και του λόγου εκλέπτυνσης έδειξαν σημαντικές επιδράσεις στις συχνότητες, τα πλάτη και τα μέτρα απόσβεσης. Επιπλέον, η έρευνα για την γωνία οπισθόκλισης τόνισε τον κρίσιμο ρόλο της, με τις διαμορφώσεις εμπροσθόκλισης να οδηγούν κυρίως σε απόκλιση αντί για πτερυγισμό. Αυτά τα αποτελέσματα επιβεβαιώνουν τη σημασία της βελτιστοποίησης των διαμορφώσεων των πτερύγων για την ενίσχυση της ευστάθειας, συνεισφέροντας τελικά στον πιο ασφαλή και αποδοτικό σχεδιασμό αεροσκαφών.

Abstract

The aeroelastic behavior of aircraft wings in the transonic region is a critical aspect of aerospace engineering, as it significantly influences flight performance, safety, and structural integrity. In the transonic regime, where the airflow transitions from subsonic to supersonic speeds, complex interactions between aerodynamic forces and structural dynamics can lead to phenomena such as flutter, divergence, and other aeroelastic instabilities. Understanding and predicting these behaviors is essential for the design and optimization of efficient, safe, and high-performance wings.

This study aims to computationally investigate the aeroelastic behavior of wings in the transonic region, focusing on the effects of various wing configurations, such as aspect ratio, taper ratio, and sweep angle. The goal is to assess the stability and convergence of wing oscillations under specific flow conditions, providing insights for optimizing aircraft wing design to mitigate aeroelastic instabilities.

A robust simulation framework was developed using advanced Computational Fluid Dynamics (CFD) and Finite Element Analysis (FEA) tools to model aeroelastic phenomena in wings. The computational model utilized a two-way fluid-structure interaction (FSI) approach in time steps to dynamically couple the changing positions of the wing with aerodynamic loads. This methodology ensured accurate representation of aeroelastic behavior under transonic conditions. The computational model's reliability was validated against experimental data. Simulations evaluated various wing configurations under Mach 0.96 flow, studying the nature, frequency, and amplitude of the occurring oscillations.

Flutter sensitivity was observed to be particularly influenced by velocity, density, and structural properties. Additionally, analyses of aspect ratio and taper ratio demonstrated significant impacts on oscillation frequencies, amplitudes, and damping characteristics. Furthermore, the investigation into sweep angle highlighted its crucial role, with forward sweep configurations notably leading to divergence rather than flutter. These findings underscore the complex interplay between design parameters and aeroelastic stability. They emphasize the importance of optimizing wing configurations to enhance stability, ultimately contributing to safer and more efficient aircraft design in transonic flight conditions.

Πίνακας περιεχομένων

Περίληψη.....	i
Abstract	ii
1. Εισαγωγή	1
2. Θεωρία αεροελαστικότητας.....	6
2.1. Τα είδη των αεροελαστικών συμπεριφορών	6
2.2. Πτερυγισμός	7
2.3. Σύζευξη.....	9
2.4. Προσδιορισμός της κρίσιμης ταχύτητας πτερυγισμού.....	11
3. Βιβλιογραφική ανασκόπηση στις προσομοιώσεις αεροελαστικότητας.....	14
3.1. Ανάλυση φορτίων ελιγμών.....	15
3.2. Διεπιφάνεια ροής – δομής	18
3.3. Παραμόρφωση ροϊκού πλέγματος.....	19
3.4. Ανάλυση πτερυγισμού.....	21
3.5. Μοντέλα μειωμένης τάξης – ROMs.....	23
4. Προσομοίωση αεροδυναμικής επαλήθευσης.....	26
4.1. Μέθοδος πεπερασμένων όγκων - FVM.....	26
4.2. Γεωμετρία πτέρυγας Opera-M6.....	27
4.3. Χωρίο και οριακές συνθήκες ροής Opera-M6	28
4.4. Διακριτοποίηση χωρίου ροής Opera-M6.....	30
4.5. Εξισώσεις επίλυσης και μοντελοποίηση τύρβης.....	35
4.6. Αποτελέσματα προσομοίωσης πτέρυγας Opera-M6.....	37
5. Προσομοίωση αεροελαστικής επαλήθευσης πτέρυγας Agard-445.6	43
5.1. Προετοιμασία δομικού μοντέλου	43
5.1.1. Ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων - FEA	43
5.1.2. Γεωμετρία πτέρυγας Agard-445.6.....	44
5.1.3. Δομικό πλέγμα	45
5.1.4. Δομική ανάλυση πτέρυγας Agard-445.6.....	46
5.2. Προετοιμασία μοντέλου ροής.....	50
5.2.1. Χωρίο ροής και διακριτοποίηση	50
5.2.2. Δυναμικό πλέγμα	52
5.2.3. Συνθήκες ροής και δείκτης FSI.....	54
5.3. Σύζευξη δομικού-ροϊκού μοντέλου	56
5.4. Αποτελέσματα προσομοίωσης επαλήθευσης πτέρυγας Agard-445.6	58
5.4.1. Αποτελέσματα της προσομοίωσης (Agard I).....	59

5.4.2. Εντοπισμός του σημείου πτερυγισμού (Agard II).....	63
5.5. Βελτίωση του αεροελαστικού μοντέλου (Agard III).....	65
5.5.1. Αποτελέσματα βελτιωμένου αεροελαστικού μοντέλου.....	68
6. Διερεύνηση της επίδρασης διαφόρων γεωμετρικών χαρακτηριστικών των πτερύγων στην απόκριση πτερυγισμού.....	73
6.1. Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτερύγων.....	73
6.2. Επίδραση του διατάματος στον πτερυγισμό.....	75
6.3. Επίδραση του διατάματος στον πτερυγισμό – Περίπτωση δεύτερη.....	78
6.4. Επίδραση του λόγου εκλέπτυνσης στον πτερυγισμό.....	81
6.5. Επίδραση της γωνίας οπισθόκλισης στον πτερυγισμό.....	83
Συμπεράσματα.....	90
Βιβλιογραφία.....	92

Σχήμα 1: Wright Flyer (wright-brothers.org)(αριστερά) Fokker D.VII (Wikipedia) (δεξιά)	1
Σχήμα 2: Το υπερηχητικό Lockheed F-104A Starfighter και η λεπτή αεροτομή του (airandspace.si.edu).....	2
Σχήμα 3: Πτερυγισμός (flutter), Γέφυρα Tacoma (αριστερά), Ανεμόπτερο (δεξιά). (Wikipedia)	3
Σχήμα 4: Δισδιάστατη αναπαράσταση κρουστικού κύματος (αριστερά) (quora.com) Κρουστικό κύμα σε πτέρυγα επιβατικού αεροσκάφους (δεξιά) (mdolab.engin.umich.edu)	4
Σχήμα 5: Το Σοβιετικό MiG-17 με οπισθόκλιση 45 μοιρών (αριστερά) F-14 με πτέρυγες μεταβαλλόμενης οπισθόκλισης (δεξιά) (Wikipedia)	5
Σχήμα 6: Εμπροσθοκλινή αεροσκάφη, X-29 (αριστερά), Su-47 (δεξιά) (Wikipedia).....	5
Σχήμα 7: Το τρίγωνο των φορτίων του Collar	6
Σχήμα 8: Είδη αεροελαστικών προβλημάτων.....	7
Σχήμα 9: Βαθμοί ελευθερίας αεροτομής (Megson, 2013)	8
Σχήμα 10: Κινηματική πτερυγισμού (Megson, 2013)	8
Σχήμα 11: Αεροτομή (Megson, 2013)	9
Σχήμα 12: Αεροτομή σε εκτροπή (Megson, 2013)	10
Σχήμα 13: Αεροτομή σε εκτροπή (2) (Megson, 2013)	12
Σχήμα 14: Αξονική τομή πλέγματος πτέρυγας (α) αρχική θέση (β) θέση παραμόρφωσης (Guruswamy G. P., 1990).....	20
Σχήμα 15: Ημιτονοειδής διέγερση των ιδιομορφών της πτέρυγας σε συχνότητες 40 και 80 Hz, Mach 0.96 (Raveh, Levy, & Karpel, Efficient aeroelastic analysis using computational unsteady aerodynamics, J. Aircraft 38, 2001).....	25
Σχήμα 16: Είδη στοιχείων τριών διαστάσεων.....	26
Σχήμα 18: Φωτογραφία πειραματικού μοντέλου πτέρυγας Onera-M6 (AGARD, 1979).....	27
Σχήμα 17: Σκαρίφημα πτέρυγας Onera-M6 (AGARD, 1979).....	27
Σχήμα 19: Μοντέλο πτέρυγας Onera-M6 στο υπολογιστικό περιβάλλον	28
Σχήμα 20: Χωρίο ροής γύρω από την πτέρυγα και οριακές συνθήκες Onera-M6	28
Σχήμα 21: Περιγραφή προφίλ ταχύτητας κοντά σε τοιχώματα (Wikipedia, n.d.).....	31
Σχήμα 23: Διαβαθμισμένο πλέγμα κοντά στο τοίχωμα της Onera-M6	33
Σχήμα 22: Πλέγμα (α) χωρίο (β) επιφάνεια πτέρυγας Onera-M6.....	33
Σχήμα 25: (α) κελιά χαμηλής ποιότητας (β) χρωματισμένα κελιά βάσει ποιότητας κοντά στην πτέρυγα.....	34
Σχήμα 24: Ποιότητα πλέγματος Onera-M6	34
Σχήμα 26: Υπολογισθέν y^+ στο τοίχωμα της Onera-M6	35

Σχήμα 27: Σύγκλιση υπολειπόμενων όρων CFD επίλυσης Opera-M6.....	38
Σχήμα 28: Opera-M6 (α) διάγραμμα υπολογισμένου συντελεστή άντωσης – βήμα επανάληψης (β) διάγραμμα υπολογισμένου συντελεστή αντίστασης – βήμα επανάληψης.....	38
Σχήμα 30: Κατανομή συντελεστή πίεσης πτέρυγας στο 20% του ημικεπετάσματος.....	39
Σχήμα 29: (α) Κατανομές συντελεστή πίεσης από το πείραμα (AGARD, 1979) (β) Κατανομές συντελεστή πίεσης από την παρούσα μελέτη CFD.....	39
Σχήμα 32: Κατανομή συντελεστή πίεσης πτέρυγας στο 99% του ημικεπετάσματος.....	40
Σχήμα 31: Κατανομή συντελεστή πίεσης πτέρυγας στο 65% του ημικεπετάσματος.....	40
Σχήμα 33: (Langley-Research-Center, 2021) (α) Αποτελέσματα συγκριτικής έρευνας για τον συντελεστή άντωσης C_L (β) Αποτελέσματα συγκριτικής έρευνας για τον συντελεστή αντίστασης C_D	41
Σχήμα 34: Ισοϋψείς στην κορυφή της πτέρυγας Opera-M6, C_p (αριστερά) Mach (δεξιά)	42
Σχήμα 35: Πίεση επί της επιφάνειας της πτέρυγας.....	42
Σχήμα 36: Πειραματικός πύραυλος που φέρει την πτέρυγα Agard-445.6 (Yates, 1987).....	43
Σχήμα 37: Γεωμετρία πτέρυγας Agard-445.6	45
Σχήμα 38: Agard-445.6 σε υπολογιστικό περιβάλλον	45
Σχήμα 39: Δομικό πλέγμα Agard-445.6	45
Σχήμα 40: Ποιότητα δομικού πλέγματος Agard-445.6.....	45
Σχήμα 41: Αποδυναμωμένο μοντέλο Agard-445.6 (Yates, 1987).....	46
Σχήμα 42: Προσανατολισμός πτέρυγας Agard-445.6 σε σχέση με την αρχή των αξόνων.....	47
Σχήμα 43: Σύγκριση ιδιοσυχνοτήτων προσομοίωσης-πειράματος (Yates, 1987) πτέρυγας Agard-445.6.....	47
Σχήμα 44: Σύγκριση ιδιομορφών προσομοίωσης-πειράματος (Yates, 1987).....	49
Σχήμα 45: Χωρίο ροής Agard-445.6 και οριακές συνθήκες.....	50
Σχήμα 46: Ροϊκό πλέγμα Agard-455.6	51
Σχήμα 48: Εστιασμένο ροϊκό πλέγμα κοντά στην Agard-455.6.....	52
Σχήμα 47: Ροϊκό πλέγμα στην επιφάνεια της πτέρυγας Agard-445.6	52
Σχήμα 49: Επιφάνεια ορίου πτερυγισμού για την αεροτομή NACA0012.....	54
Σχήμα 50: Πειραματικά δεδομένα πτερυγισμού (Yates, 1987)	55
Σχήμα 51: Παράδειγμα: μια πλήρης ταλάντωση με διακριτοποίηση του χρόνου με βήμα 0.007 δευτερόλεπτα.....	57
Σχήμα 52: Αλγόριθμος two-way Fluid Structure Interaction.....	58
Σχήμα 53: Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας (κόκκινο).....	58
Σχήμα 54: Υπολογισμός γωνίας στρεπτικής παραμόρφωσης.....	59

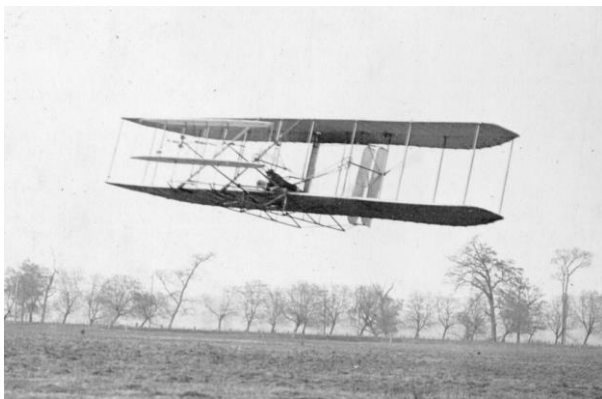
Σχήμα 56: Απόκριση μέσης στιγμιαίας κατακόρυφης μετατόπισης κορυφής πτέρυγας - Agard I	60
Σχήμα 55: Υπολειπόμενοι όροι επίσης CFD – Agard I	60
Σχήμα 57: FFT μετατόπισης κορυφής πτέρυγας – Agard I	61
Σχήμα 58: Περίπτωση Agard I στο γράφημα Mach - ω/ω_a (Yates, 1987).....	62
Σχήμα 59: Παράδειγμα - Λογαριθμική μείωση	62
Σχήμα 60: Διάγραμμα FSI – Μέτρου απόσβεσης σήματος ταλάντωσης.....	63
Σχήμα 61: Αποκρίσεις ταλαντώσεων περιπτώσεων με διαφορετικές τιμές FSI.....	64
Σχήμα 62: Περίπτωση Agard II στο διάγραμμα Mach-FSI (Yates, 1987)	64
Σχήμα 65: Διαβαθμισμένο ροϊκό πλέγμα κοντά στην πτέρυγα – Agard III	66
Σχήμα 64: Εστιασμένο ροϊκό πλέγμα – Agard III	66
Σχήμα 63: Βελτιωμένο ροϊκό πλέγμα – Agard III	66
Σχήμα 68: Υπολογισμένο y^+ στο τοίχωμα της πτέρυγας – Agard III	67
Σχήμα 67: Agard III (α) κελία χαμηλής ποιότητας (β) χρωματισμένα κελία σύμφωνα με την ποιότητα του, κοντά στην πτέρυγα	67
Σχήμα 66: Ποιότητα ροϊκού πλέγματος – Agard III	67
Σχήμα 69: Υπολειπόμενοι όροι επίλυσης CFD – Agard III.....	68
Σχήμα 71: FFT μετατόπισης κορυφής πτέρυγας, συχνότητα ταλάντωσης Agard III.....	69
Σχήμα 70: Σήμα ταλάντωσης αεροελαστικής προσομοίωσης Agard III	69
Σχήμα 72: Ανανεωμένο διάγραμμα FSI – Μέτρου απόσβεσης σήματος ταλάντωσης.....	70
Σχήμα 73: Περιπτώσεις Agard II & III στο διάγραμμα Mach-FSI (Yates, 1987)	70
Σχήμα 74: Θύλακας ταχύτητας Mach 1	71
Σχήμα 75: Πεδίο ταχύτητας	71
Σχήμα 77: Πεδίο πίεσης (απόλυτη πίεση).....	72
Σχήμα 76: Λόγος κινηματικού ιξώδους τύρβης.....	72
Σχήμα 78: Στατική πίεση στην επιφάνεια της πτέρυγας.....	72
Σχήμα 79: AR πτέρυγας (Wood, n.d.).....	73
Σχήμα 80: Δίεδρος γωνία (Leishman, 2022).....	74
Σχήμα 81: TR πτέρυγας (University-of-Sydney, 1998).....	74
Σχήμα 82: Οπισθόκλιση πτέρυγας (Koyoniv, 2022).....	75
Σχήμα 83: Πτέρυγες μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου εκπετάσματος (α) AR=1.3 (β) AR=1.65 (γ) AR=2	76
Σχήμα 84: Μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας, πτέρυγες μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου εκπετάσματος.....	76

Σχήμα 86: Μεταβαλλόμενο διάταμα (α) Μέτρο απόσβεσης (β) Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής στο χρόνο.....	77
Σχήμα 85: Στιγμιαία γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης κορυφής πτέρυγας.....	77
Σχήμα 87: Πτέρυγες μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου πλάτους (α) AR=1.3 (β) AR=1.65 (γ) AR=2.....	78
Σχήμα 88: Ταλαντώσεις πτερύγων μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου πλάτους, μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας.....	79
Σχήμα 89: Δύο περιπτώσεις μεταβαλλόμενου διατάματος (α) Μέτρο απόσβεσης (β) Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής στο χρόνο.....	79
Σχήμα 90: Συχνότητα κατακόρυφης ταλάντωσης κορυφής.....	80
Σχήμα 91: Πτέρυγες μεταβαλλόμενου λόγου εκλέπτυνσης (α) TR=0.5 (β) TR=0.65 (γ) TR=0.8.....	81
Σχήμα 92: Ταλαντώσεις πτερύγων μεταβαλλόμενου λόγου εκλέπτυνσης, μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας.....	81
Σχήμα 94: Συχνότητα κατακόρυφης ταλάντωσης κορυφής.....	82
Σχήμα 93: Μεταβαλλόμενος λόγος εκλέπτυνσης (α) Μέτρο απόσβεσης (β) Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής στο χρόνο.....	82
Σχήμα 95: Πτέρυγες μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης (α) Τραπεζοειδής (β) Ευθεία ακμή φυγής (10.66 μοίρες) (γ) 11.66 μοίρες (δ) 17 μοίρες (ε) 35 μοίρες (στ) 45 μοίρες (ζ) 55 μοίρες (η) 45 μοίρες εμπρόσθια κλίση.....	83
Σχήμα 96: Ταλαντώσεις πτερύγων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης, μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας.....	84
Σχήμα 97: Ταλαντώσεις πτερύγων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης, στιγμιαία γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης κορυφής πτέρυγας.....	85
Σχήμα 99: Μέτρο απόσβεσης κατακόρυφων ταλαντώσεων πτερύγων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης.....	87
Σχήμα 98: Ταλαντώσεις πτερύγων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης, εστίαση σημάτων μικρού πλάτους.....	87
Σχήμα 100: Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας στο χρόνο, πτέρυγες μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης.....	88
Σχήμα 101: Εμπροσθόκλιση 45° (α) μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής (β) στιγμιαία γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης κορυφής (γ) μέση στιγμιαία κατακόρυφη ταχύτητα κορυφής (δ) συντελεστής άντωσης πτέρυγας.....	89

Πίνακας 1: Χαρακτηριστικά πτέρυγας Opera-M6.....	28
Πίνακας 2: Χαρακτηριστικά ροής Opera-M6.....	29
Πίνακας 3: Συνθήκες προσομοίωσης Opera-M6.....	30
Πίνακας 4: Διαστασιολόγηση πλέγματος Opera-M6.....	33
Πίνακας 5: Σύγκριση αεροδυναμικών συντελεστών Opera-M6.....	42
Πίνακας 6: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας Agard-445.6.....	44
Πίνακας 7: Ιδιότητες αποδυναμωμένου μοντέλου Agard-445.6.....	46
Πίνακας 8: Αποτελέσματα σύγκρισης ιδιοσυχνοτήτων πτέρυγας Agard-445.6.....	48
Πίνακας 9: Διαστασιολόγηση ροϊκού πλέγματος Agard-445.6.....	51
Πίνακας 10: Συνθήκες ροής προσομοίωσης Agard I.....	55
Πίνακας 11: Ανανεωμένος πίνακας συνθηκών ροής περίπτωσης Agard I.....	61
Πίνακας 12: Σύγκριση αποτελεσμάτων περίπτωσης Agard II.....	64
Πίνακας 13: Διαστασιολόγηση πλέγματος βελτιωμένου αεροελαστικού μοντέλου – Agard III	65
Πίνακας 14: Προκύπτουσες παράμετροι διαστασιολόγησης.....	66
Πίνακας 15: Συνθήκες αεροελαστικής προσομοίωσης Agard III.....	68
Πίνακας 16: Βελτίωση αποτελεσμάτων με την προσομοίωση Agard III.....	69

1. Εισαγωγή

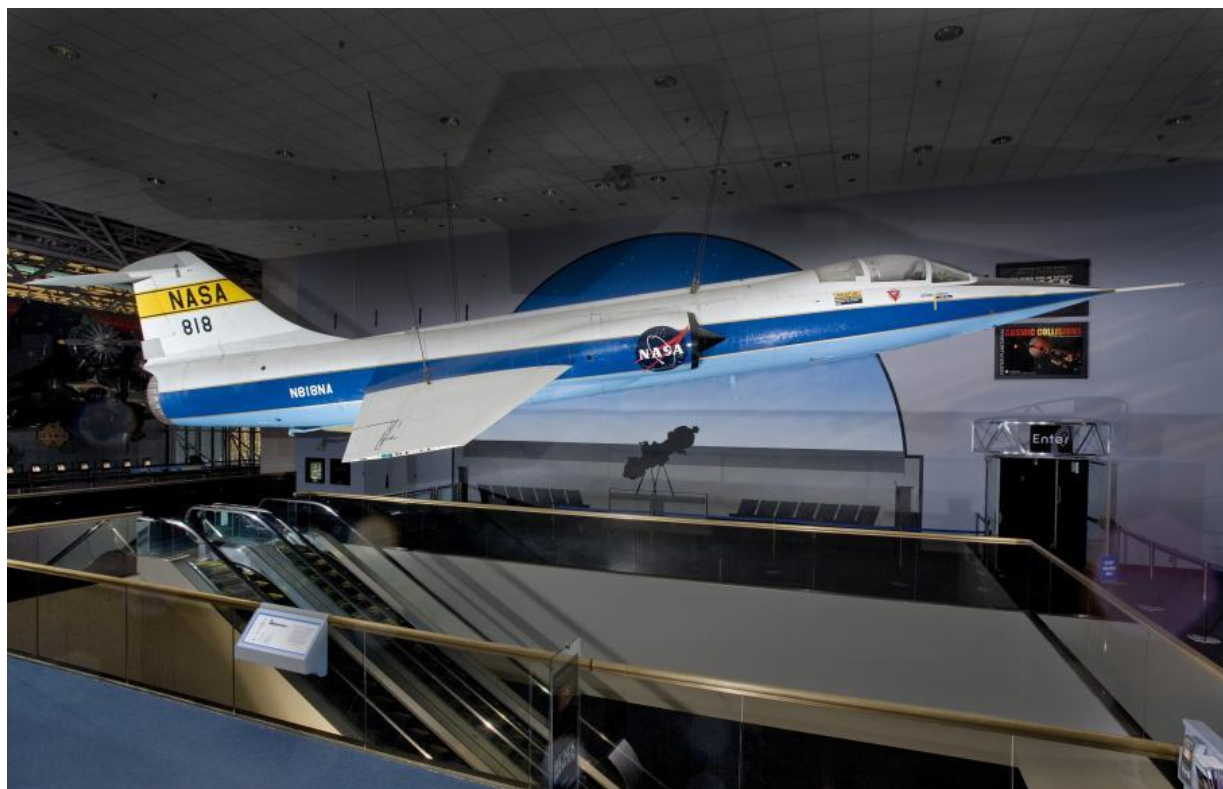
Τα πειράματα των αδελφών Wright στις αρχές της δεκαετίας του 1900 κατέδειξαν τη σημασία του διατάματος των πτερύγων για την άντωση και την αντίσταση. Τα αρχικά τους ανεμόπτερα είχαν χαμηλό διάταμα, με αποτέλεσμα να έχουν χαμηλές επιδόσεις σε σύγκριση με τα μοντέλα με υψηλότερο διάταμα που ανέπτυξαν αργότερα. Το 1902, δημιούργησαν ένα επιτυχημένο ανεμοπλάνο με υψηλότερο λόγο διαστάσεων 6.7, και το μετέπειτα το Wright Flyer είχε λόγο διαστάσεων 6.4. Καινοτόμησαν επίσης τον πλευρικό έλεγχο μέσω της στρέβλωσης της πτέρυγας, πρόδρομος των σύγχρονων πηδαλίων ελέγχου στην κύρια πτέρυγα (*aileron*s). Το μοντέλο αυτό χρησιμοποιούσε λεπτές αεροτομές βάσει δοκιμών σε αεροδυναμική σήραγγα, οι οποίες έδειξαν χαμηλότερη αντίσταση, αλλά οι δοκιμές αυτές αποδείχθηκαν αργότερα λανθασμένες, καθώς οι λεπτές αεροτομές έφταναν σε αποκόλληση της ροής σε χαμηλότερες γωνίες προσβολής σε πραγματικές συνθήκες πτήσης. Αυτή η ανακάλυψη οδήγησε στη χρήση παχύτερων αεροτομών, οι οποίες προσέφεραν καλύτερες επιδόσεις και δομικά πλεονεκτήματα, όπως φάνηκε στα γερμανικά αεροπλάνα Fokker του Πρώτου Παγκοσμίου Πολέμου.



Σχήμα 1: Wright Flyer (wright-brothers.org)(αριστερά)
Fokker D.VII (Wikipedia) (δεξιά)

Στις δεκαετίες του 1920 και του 1930, οι σχεδιαστές αεροπλάνων υιοθέτησαν παχιές αεροτομές και πτέρυγες με υψηλό διάταμα, με χαρακτηριστικό παράδειγμα το Douglas DC-3, το οποίο είχε υψηλό λόγο διαστάσεων 9.14 και παχιά αεροτομή 15%. Οι παχιές αεροτομές παρείχαν δομικά οφέλη, όπως χώρο για δεξαμενές καυσίμων και αναδιπλούμενο σύστημα προσγείωσης, και επέτρεπαν ισχυρότερες πτέρυγες χωρίς εξωτερικά στηρίγματα, προωθώντας το σχεδιασμό μονοπλάνων. Με την έλευση των τζετ αεροπλάνων τη δεκαετία του 1950, οι λεπτές αεροτομές έγιναν απαραίτητες για τη μείωση της αντίστασης σε υψηλές ταχύτητες κοντά και πέρα από την ταχύτητα του ήχου, όπως έδειξε το Lockheed F-104. Η εξαιρετικά λεπτή αεροτομή αυτού του αεροσκάφους ελαχιστοποίησε την αντίσταση των κρουστικών κυμάτων, αναδεικνύοντας την

εξελισσόμενη σχέση μεταξύ του πάχους της αεροτομής και των συνθηκών πτήσης από τους αδελφούς Wright έως τα σύγχρονα υπερηχητικά αεριωθούμενα αεροσκάφη.



Σχήμα 2: Το υπερηχητικό Lockheed F-104A Starfighter και η λεπτή αεροτομή του (airandspace.si.edu)

Αυτές είναι μόνο λίγες από τις μεταβλητές που επηρεάζουν την αεροελαστική συμπεριφορά των πτερύγων και που μπορούν να οδηγήσουν σε αστοχία εάν δεν ληφθούν υπόψη. Η δεύτερη αποτυχία του πρωτότυπου αεροπλάνου του Samuel Langley αποδόθηκε σε αεροελαστικά φαινόμενα, συγκεκριμένα, στην απόκλιση στρέψης. Μια πρώιμη επιστημονική εργασία για το θέμα ήταν η θεωρία του George Bryan για την ευστάθεια ενός άκαμπτου αεροπλάνου που δημοσιεύθηκε το 1906. Τα προβλήματα με την απόκλιση στρέψης ταλαιπώρησαν τα αεροσκάφη στον Πρώτο Παγκόσμιο Πόλεμο και επιλύθηκαν σε μεγάλο βαθμό με δοκιμή και σφάλμα και με ενίσχυση της πτέρυγας. Η πρώτη καταγεγραμμένη και τεκμηριωμένη περίπτωση πτερυγισμού (*flutter*) σε αεροσκάφος ήταν αυτή που συνέβη σε ένα βομβαρδιστικό Handley Page O/400 κατά τη διάρκεια μιας πτήσης το 1916, όταν υπέστη βίαιη ταλάντωση της ουράς, η οποία προκάλεσε ακραία παραμόρφωση της πίσω ατράκτου και ασύμμετρη κίνηση των πηδαλίων πρόνευσης (*elevator*). Παρόλο που το αεροσκάφος προσγειώθηκε με ασφάλεια, κατά την έρευνα που ακολούθησε ζητήθηκε η γνώμη του F. W. Lanchester. Μία από τις συστάσεις του ήταν ότι το αριστερό και το δεξί πηδάλιο θα έπρεπε να συνδέονται με έναν άκαμπτο άξονα, κάτι που στη συνέχεια θα γινόταν απαραίτητη σχεδιασμού. Επιπλέον, ζητήθηκε από το Εθνικό

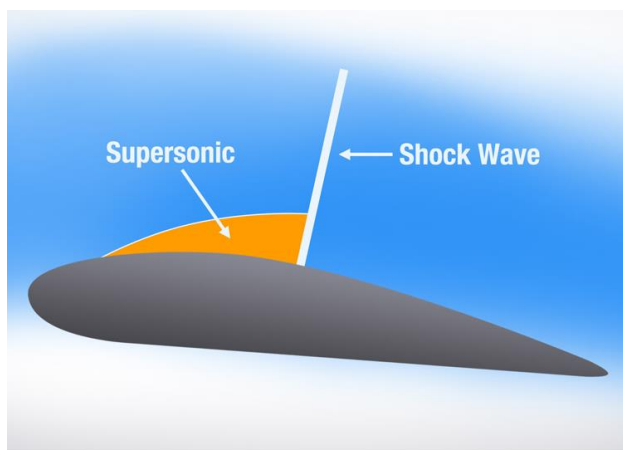
Εργαστήριο Φυσικής (National Physical Laboratory - NPL) να διερευνήσει θεωρητικά το φαινόμενο, κάτι που στη συνέχεια έγινε από τους Leonard Bairstow και Arthur Fage. Το 1926, ο Hans Reissner δημοσίευσε μια θεωρία της απόκλισης των περυγών, η οποία οδήγησε σε πολλές περαιτέρω θεωρητικές έρευνες επί του θέματος. Ο ίδιος ο όρος αεροελαστικότητα επινοήθηκε από τους Harold Roxbee Cox και Alfred Pugsley στο Royal Aircraft Establishment (RAE), Farnborough στις αρχές της δεκαετίας του 1930.

Κατά την ανάπτυξη της αεροναυπηγικής μηχανικής στο Caltech, ο Theodore von Κάρμάν ξεκίνησε ένα μάθημα "Ελαστικότητα εφαρμοσμένη στην αεροναυπηγική". Αφού δίδαξε το μάθημα για ένα εξάμηνο, ο Κάρμάν το παρέδωσε στον Ernest Edwin Sechler, ο οποίος ανέπτυξε την αεροελαστικότητα στο μάθημα αλλά και με συγγραφή προσωπικών εγχειριδίων. Το 1947, ο Arthur Roderick Collar όρισε την αεροελαστικότητα ως "τη μελέτη της αμοιβαίας αλληλεπίδρασης που λαμβάνει χώρα μέσα στο τρίγωνο των αδρανειακών, ελαστικών και αεροδυναμικών δυνάμεων που δρουν στα δομικά μέλη που εκτίθενται σε ροή αέρα και την επίδραση αυτής της μελέτης στο σχεδιασμό" (Σχήμα 7). Σύμφωνα με τον ορισμό που έδωσε ο Collar, οποιοδήποτε αντικείμενο βρίσκεται σε ροή ρευστού, μπορεί άμεσα να επηρεαστεί από αεροελαστικά φαινόμενα. Μέσα στα παραδείγματα είναι και η κατάρρευση της γέφυρας Tacoma το 1940. Η κατάρρευση της γέφυρας είχε διαρκή επίδραση στην επιστήμη και τη μηχανική. Σε πολλά εγχειρίδια φυσικής, το συμβάν παρουσιάζεται ως παράδειγμα εξαναγκασμένου μηχανικού συντονισμού, αλλά στην πραγματικότητα ήταν πιο περίπλοκο. Η γέφυρα κατέρρευσε επειδή οι μέτριοι άνεμοι παρήγαγαν περυγισμό, αυτοδιεγερτικό φαινόμενο, για οποιαδήποτε σταθερή και διατηρούμενη ταχύτητα ανέμου πάνω από περίπου 56 χλμ/ώρα. Το πλάτος της στρεπτικής ταλάντωσης του περυγισμού αυξανόταν συνεχώς, με αρνητικό συντελεστή απόσβεσης έχοντας έτσι μια ενισχυτική επίδραση, αντίθετη της απόσβεσης. Η κατάρρευση έδωσε ώθηση στην έρευνα για την αεροδυναμική-αεροελαστική των γεφυρών, η οποία επηρέασε τους σχεδιασμούς όλων των μεταγενέστερων γεφυρών μεγάλων ανοιγμάτων.



Σχήμα 3: Πτερυγισμός (flutter), Γέφυρα Tacoma (αριστερά), Ανεμόπτερο (δεξιά). (Wikipedia)

Όσον αφορά τη διχητική περιοχή, τα φαινόμενα πτερυγισμού είναι ακόμα πιο έντονα. Η ροή είναι εξαιρετικά μη γραμμική, όπου κυριαρχούν τα κινούμενα κρουστικά κύματα. Η αποφυγή του πτερυγισμού είναι κρίσιμη για τα αεροσκάφη που πετούν σε υπερηχητικούς αριθμούς Mach. Ο ρόλος των κρουστικών κυμάτων αναλύθηκε για πρώτη φορά από τον Holt Ashley. Ένα φαινόμενο που επηρεάζει την ευστάθεια των αεροσκαφών, γνωστό ως διχητική βύθιση (*transonic dip*), κατά την οποία η ταχύτητα πτερυγισμού μπορεί να πλησιάσει την ταχύτητα πτήσης, αναφέρθηκε τον Μάιο του 1976 από τους Farmer και Hanson του Ερευνητικού Κέντρου Langley. Επηρεαζόμενο από πολλές παραμέτρους, το φαινόμενο του πτερυγισμού στη διχητική περιοχή μπορεί να παρουσιαστεί νωρίτερα σε μια όχι τόσο στιβαρή πτέρυγα, ή σε συνθήκες πτήσης χαμηλού υψομέτρου. Σε αυτές τις περιπτώσεις είναι σημαντικός ο σωστός σχεδιασμός και επιλογή της γωνίας οπισθόκλισης, η οποία προορίζεται για υπερηχητικές πτήσεις.



Σχήμα 4: Δισδιάστατη αναπαράσταση κρουστικού κύματος (αριστερά) ([quora.com](https://www.quora.com))
Κρουστικό κύμα σε πτέρυγα επιβατικού αεροσκάφους (δεξιά) ([mdolab.engin.umich.edu](https://www.mdolab.engin.umich.edu))

Πτέρυγες με κλίση πετούν από τις αρχές της αεροπλοΐας. Η κλίση της πτέρυγας σε υψηλές ταχύτητες διερευνήθηκε για πρώτη φορά στη Γερμανία ήδη από το 1935 από τους Albert Betz και Adolph Busemann, βρίσκοντας εφαρμογή λίγο πριν από το τέλος του Δεύτερου Παγκοσμίου Πολέμου. Έχει ως αποτέλεσμα την καθυστέρηση των κρουστικών κυμάτων και τη συνοδευτική αύξηση της αεροδυναμικής αντίστασης που προκαλείται από τη συμπίεστικότητα των ρευστών κοντά στην ταχύτητα του ήχου, βελτιώνοντας τις επιδόσεις. Ως εκ τούτου, οι πτέρυγες με κλίση χρησιμοποιούνται σχεδόν πάντα σε αεροσκάφη που έχουν σχεδιαστεί για να πετούν σε αυτές τις ταχύτητες. Ο όρος «κλίση» της πτέρυγας χρησιμοποιείται συνήθως για να σημαίνει οπισθόκλιση, αλλά οι παραλλαγές περιλαμβάνουν πτέρυγες με κλίση προς τα εμπρός, πτέρυγες με μεταβλητή κλίση και πλάγιες πτέρυγες στις οποίες η μία πλευρά κλίνει προς τα εμπρός και η

άλλη προς τα πίσω. Η πτέρυγα δέλτα είναι επίσης αεροδυναμικά μια μορφή οπισθοκλινούς πτέρυγας.



Σχήμα 5: Το Σοβιετικό MiG-17 με οπισθόκλιση 45 μοιρών (αριστερά) F-14 με πτέρυγες μεταβαλλόμενης οπισθόκλισης (δεξιά) (Wikipedia)

Πτέρυγες με εμπροσθόκλιση ξεκίνησαν να μελετώνται από το 1934 σε ανεμόπτερα, με τα πιο γνωστά αεροσκάφη που φέραν τέτοια πτέρυγα να είναι το X-29 και το Su-47. Ένα από τα μειονεκτήματα τέτοιων πτερύγων είναι η αυξημένη πιθανότητα απόκλισης, μια αεροελαστική συνέπεια της δύναμης άντωσης, που συστρέφει την άκρη προς τα πάνω υπό την αυξημένη άντωση. Σε μια σχεδίαση με κλίση προς τα εμπρός, αυτό προκαλεί έναν θετικό βρόχο ανατροφοδότησης που αυξάνει τη γωνία πρόσπτωσης στην κορυφή, αυξάνοντας την άντωση και προκαλώντας περαιτέρω εκτροπή, με αποτέλεσμα ακόμη περισσότερη άντωση και πρόσθετες αλλαγές στο σχήμα της πτέρυγας. Μια τέτοια συνθήκη υπό φορτίο προκαλεί κάμψη της πτέρυγας στις στροφές και μπορεί να οδηγήσει σε σπειροειδή βύθιση του αεροσκάφους από την οποία δεν είναι δυνατή η ανάκαμψη. Στη χειρότερη περίπτωση, η δομή της πτέρυγας μπορεί να καταπονηθεί σε σημείο αστοχίας. Σε μεγάλες γωνίες κλίσης και υψηλές ταχύτητες, προκειμένου να κατασκευαστεί μια δομή αρκετά δύσκαμπτη ώστε να αντιστέκεται στην παραμόρφωση αλλά και αρκετά ελαφριά, απαιτούνται προηγμένα υλικά όπως τα σύνθετα υλικά από ανθρακονήματα.



Σχήμα 6: Εμπροσθοκλινή αεροσκάφη, X-29 (αριστερά), Su-47 (δεξιά) (Wikipedia)

2. Θεωρία αεροελαστικότητας



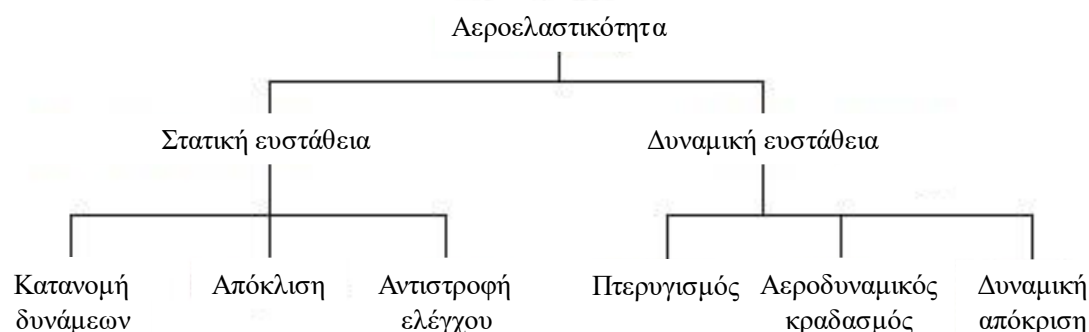
Σχήμα 7: Το τρίγωνο των φορτίων του Collar

Οι κατασκευές αεροσκαφών όντας εύκαμπτες, όπως οι πτέρυγες, είναι επιρρεπείς σε παραμορφώσεις υπό επίδραση φορτίων. Οι πτέρυγες των αεροσκαφών είναι επιφάνειες παραγωγής άντωσης, δηλαδή σκοπός τους είναι μέσω της γεωμετρίας τους, όταν βρεθούν σε ροή ρευστού, τα αεροδυναμικά φορτία που αναπτύσσονται να παράγουν την δύναμη της άντωσης. Όταν δυνάμεις όπως η άντωση, εξαρτώνται από τη γεωμετρία και τον προσανατολισμό της πτέρυγας στη ροή, παραμορφώσεις οδηγούν σε αλλαγές των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών, συνεπώς περεταίρω παραμόρφωση, και πάει λέγοντας. Ο κλάδος που ασχολείται με την αλληλεπίδραση των αεροδυναμικών και ελαστικών δυνάμεων μίας κατασκευής ονομάζεται Αεροελαστικότητα.

2.1. Τα είδη των αεροελαστικών συμπεριφορών

Για τον καθορισμό των αεροελαστικών προβλημάτων που μπορούν να προκύψουν σε ένα σύστημα γίνεται διαχωρισμός σε στατικές και δυναμικές συμπεριφορές. Στα στατικά φαινόμενά ανήκουν η *απόκλιση (divergence)* και η *αντιστροφή ελέγχου (control reversal)*, όπου λαμβάνει χώρα αλληλεπίδραση αεροδυναμικών και ελαστικών φορτίων. Σε αντίθεση, τα δυναμικά φαινόμενα φέρουν επιπλέον τον παράγοντα της αδράνειας πέραν από αεροδυναμικά και ελαστικά φορτία. Η κύρια διαφορά των δύο είναι πως στα δυναμικά προβλήματα παρατηρείται ανάπτυξη ταλαντωτικών συμπεριφορών στην πτέρυγα και συνεπώς ορίζεται το πρόβλημα του *περυγισμού (fluttering)*. Στην ουσία εάν οι συχνότητες εφαρμογής των φορτίων βρίσκονται στο

εύρος ιδιοσυχνοτήτων της κατασκευής, η κατασκευή μπορεί να οδηγηθεί σε ταλάντωση συνεχώς αυξανόμενου πλάτους, συνεπώς και σε αστοχία. Συνοπτικά παρουσιάζονται τα είδη αεροελαστικών προβλημάτων στο παρακάτω δέντρο:



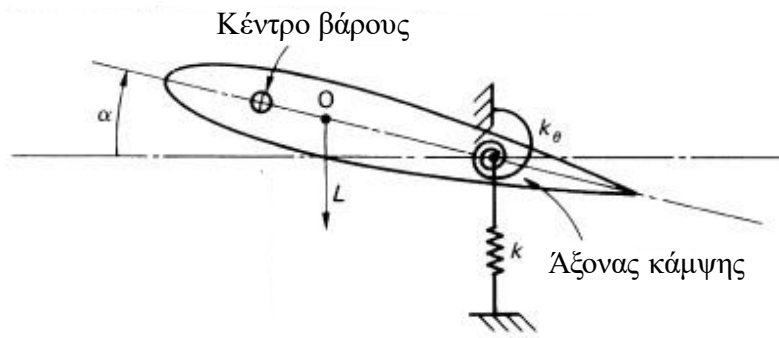
Σχήμα 8: Είδη αεροελαστικών προβλημάτων

Στην παρούσα διπλωματική εργασία θα επικεντρωθούμε στο φαινόμενο του πτερυγισμού, πως προκαλείται και ποιοι οι τρόποι αντιμετώπισης του.

2.2. Πτερυγισμός

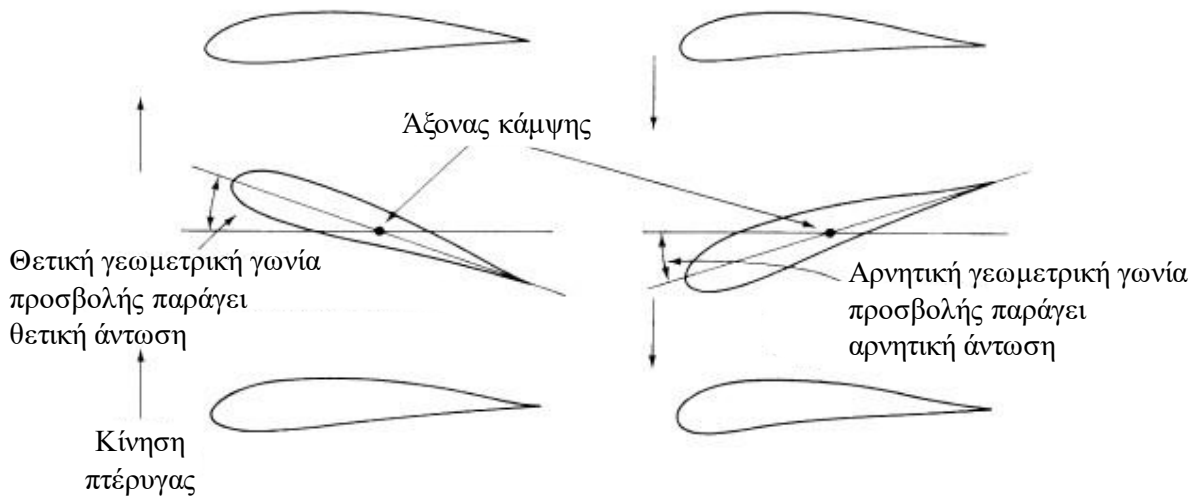
Πτερυγισμός ορίζεται ως δυναμική αστάθεια ενός ελαστικού σώματος που βρίσκεται εντός ροής ρευστού, και εμφανίζεται συνήθως σε αεροδιαστημικές κατασκευές υπό μεγάλα φορτία. Το φαινόμενο αναπτύσσεται στην λεγόμενη ταχύτητα πτερυγισμού V_f (*flutter speed*), η οποία ορίζεται ως η χαμηλότερη ταχύτητα ροής στην οποία μια κατασκευή ταλαντώνεται υπό συνεχή αρμονική κίνηση. Σε ταχύτητες ροής χαμηλότερες από αυτή, λέμε ότι η ταλαντωτική συμπεριφορά της κατασκευής βρίσκεται σε συνθήκες ευστάθειας, ενώ αντιθέτως σε υψηλότερες ταχύτητες παρατηρείται αύξηση του πλάτους ταλάντωσης με αποτέλεσμα να βρίσκεται σε ασταθείς συνθήκες. Ο λόγος που η μελέτη του φαινομένου του πτερυγισμού είναι σημαντική είναι διότι στην περιοχή της αστάθειας, όσο αυξάνεται η παραμόρφωση μιας κατασκευής αυξάνονται και οι παραγόμενες τάσεις στο υλικό. Ως αποτέλεσμα, οι τάσεις αυξάνονται έως μία κρίσιμη τιμή η οποία οδηγεί σε αστοχία υλικού, δηλαδή καταστροφή της κατασκευής.

Η τομή σε οποιαδήποτε θέση μιας πτέρυγας θα μας δώσει το δισδιάστατο σχήμα της αεροτομής που την περιγράφει. Στα προβλήματα αστάθειας, όπως είναι και ο πτερυγισμός, παρατηρούνται δύο ή περισσότεροι βαθμοί ελευθερίας. Στο φαινόμενο του πτερυγισμού παρατηρούνται δύο βαθμοί ελευθερίας, ένας κάμψεως και ένας περιστροφής, όπως παρουσιάζονται στο σχήμα παρακάτω. Στην ουσία τα φορτία που ενεργούν στους εκάστοτε βαθμούς ελευθερίας μπορούν να αλληλοεπιδρούν μεταξύ τους, προκαλώντας αποκλίνουσες ταλαντωτικές συμπεριφορές σε συγκεκριμένες διαφορές φάσεων. Στην περίπτωση που απουσιάζει η αλληλεπίδραση μεταξύ των βαθμών ελευθερίας και παράγεται καθαρή κάμψη επί της πτέρυγας, η γεωμετρική γωνία



Σχήμα 9: Βαθμοί ελευθερίας αεροτομής (Megson, 2013)

προσβολής στην αεροτομή παραμένει συνεχώς σταθερή χωρίς έτσι να προκαλεί διακυμάνσεις στην παραγόμενη άντωση και την αεροδυναμική δύναμη απόσβεσης. Στην άλλη περίπτωση που παρατηρείται καθαρή στρέψη επί της αεροτομής, η γεωμετρική γωνία προσβολής παράγει άντωση η οποία συνεισφέρει θετικά στην κίνηση της μισής περιόδου, αλλά αντιστέκεται στην άλλη μισή, έχοντας συνολικά μηδενική επίδραση. Έτσι, είτε στην περίπτωση της καθαρής στρέψης, είτε στην περίπτωση της καθαρής κάμψης, οι ταλαντώσεις αποσβένονται σχετικά γρήγορα. Αυτό δε συμβαίνει όμως στην περίπτωση μιας συζευγμένης κίνησης, όταν πετυχαίνουμε μέγιστο πλάτος καμπτικής ταλάντωσης σε μηδενική στρέψη, ή το αντίθετο, όταν δηλαδή οι δύο κινήσεις έχουν διαφορά φάσης 90 μοιρών.



Σχήμα 10: Κινηματική πτερυγισμού (Megson, 2013)

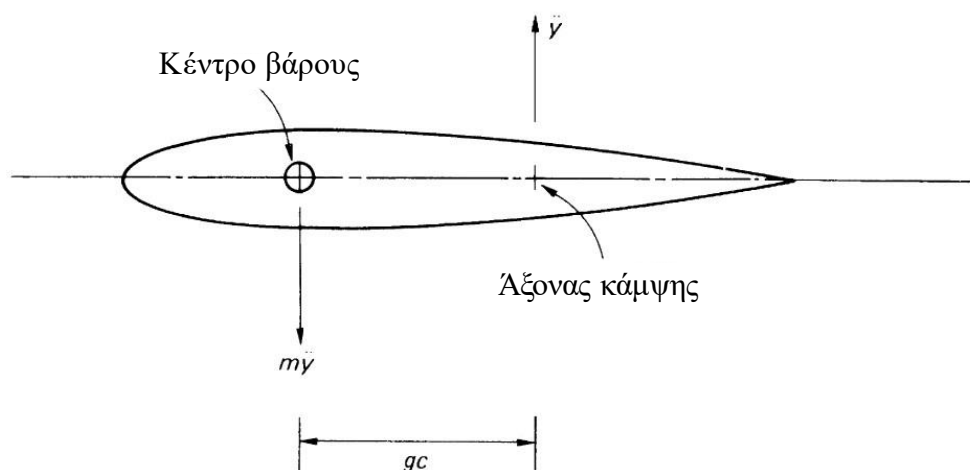
Στην περίπτωση του Σχήμα 10, παρόλο που η πραγματική γωνία προσβολής παράγει αεροδυναμικά φορτία τα οποία δρουν ενάντια στην κίνηση της πτέρυγας σε κάθε θέση, τα φορτία λόγω γεωμετρικής γωνίας προσβολής επιδρούν αρνητικά προσδίδοντας ασταθή χαρακτήρα. Σε μια συγκεκριμένη ταχύτητα, την ταχύτητα πτερυγισμού (*flutter speed*), η

προκαλούμενη αστάθεια είναι σημαντικότερη από την επίδραση των φορτίων απόσβεσης, με αποτέλεσμα να παράγεται ταλάντωση αυξανόμενου πλάτους. Στην πράξη, οι κινήσεις της κάμψης και της στρέψης δεν έχουν διαφορά φάσης πάντα 90 μοίρες, αλλά ισχύουν οι ίδιες αρχές.

2.3. Σύζευξη

Όπως είδαμε, για να υφίσταται πτερυγισμός θα πρέπει να υπάρχει αλληλεπίδραση ανάμεσα σε καμπτικές και στροφικές κινήσεις. Σε καμία από τις περιπτώσεις καθαρής κάμψης είτε στρέψης δεν παρατηρείται ανάπτυξη πτερυγισμού. Όμως, σε κρίσιμες τιμές πλάτους ταλάντωσης και διαφοράς φάσης, τα φορτία που αναπτύσσονται από την μία κίνηση, διεγείρουν την άλλη. Σε αυτή την περίπτωση, τα δύο είδη κινήσεων λέμε ότι έχουν έρθει σε σύζευξη. Υπάρχουν διαφορετικά είδη σύζευξης ανάμεσα στα οποία η αδρανειακή, η αεροδυναμική και η ελαστική.

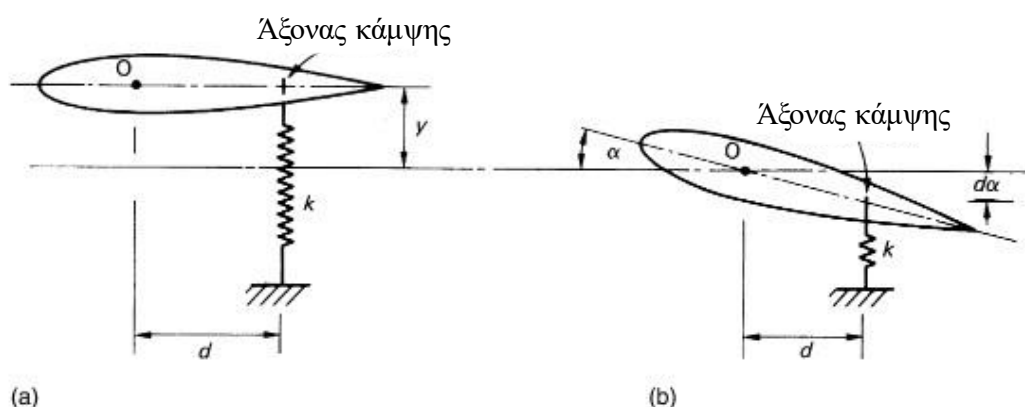
Στο παρακάτω σχήμα φαίνεται η τομή μίας πτέρυγας. Το κέντρο βάρους βρίσκεται σε απόσταση gc μπροστά από τον άξονα κάμψης, c είναι το μήκος χορδής της συγκεκριμένης αεροτομής και η μάζα της πτέρυγας είναι m . Εάν η αεροτομή υπόκειται σε μία κατακόρυφη επιτάχυνση \ddot{y} ,



Σχήμα 11: Αεροτομή (Megson, 2013)

ταυτοχρόνως μια δύναμη αδράνειας $m\ddot{y}$ ασκείται στο κέντρο βάρους με κατεύθυνση προς τα κάτω, παράγοντας μία αρνητική ροπή πρόνευσης $m\ddot{y}g$ γύρω από τον άξονα κάμψης, προκαλώντας έτσι την περιστροφή της. Σε αυτή την περίπτωση δηλαδή, η κατακόρυφη, προκαλεί την περιστροφική κίνηση λόγω της ύπαρξης των δυνάμεων αδράνειας, ορίζοντας αδρανειακή σύζευξη στο πρόβλημα. Αντίστροφα, μια γωνιακή επιτάχυνση $\ddot{\alpha}$ γύρω από τον άξονα περιστροφής, προκαλεί γραμμική επιτάχυνση $gc\ddot{\alpha}$ στο κέντρο βάρους, με αντίστοιχη αδρανειακή δύναμη $mgc\ddot{\alpha}$. (Ο άξονας κάμψης είναι ο ίδιος με τον άξονα περιστροφής). Εδώ, η περιστροφική επιτάχυνση παράγει δύναμη η οποία προκαλεί γραμμική μετατόπιση κατακόρυφα. Πάλι λοιπόν επάγεται σε περίπτωση *αδρανειακής σύζευξης*.

Η αεροδυναμική σύζευξη συνδέεται με αλλαγές στην παραγόμενη άντωση λόγω περιστροφής ή μετατόπισης. Αλλαγή στην γωνία προσβολής της πτέρυγας, δηλαδή περιστροφή της, επάγει αλλαγή στην παραγόμενη άντωση προκαλώντας κατακόρυφη μετατόπιση. Από την άλλη, μια κατακόρυφη μετατόπιση με ταχύτητα \dot{y} , προκαλεί αλλαγή στην πραγματική γωνία προσβολής, παράγοντας έτσι δύναμη άντωσης η οποία με τη σειρά της προκαλεί περιστροφή. Αυτά τα αεροδυναμικά φορτία τα οποία επιφέρουν ταλαντωτικές κινήσεις πτερυγισμού, ενεργούν σε ένα σημείο ανάλογο του αεροδυναμικού κέντρου της πτέρυγας σε σταθερές συνθήκες, το οποίο ονομάζεται κέντρο ανεξαρτησίας (*center of independence*).



Σχήμα 12: Αεροτομή σε εκτροπή (Megson, 2013)

Στο Σχήμα 12 τώρα, η στιβαρότητα της πτέρυγας παρουσιάζεται ως ελατήριο στιβαρότητας k , με έδραση στον άξονα κάμψης. Θεωρούμε ότι η μετατόπιση της πτέρυγας ορίζεται από την κατακόρυφη απόσταση y ενός τυχαίου σημείου O , και περιστροφή α γύρω από το σημείο αυτό. Στο αριστερό μέρος του σχήματος, η κατακόρυφη μετατόπιση παράγει μια δύναμη ελατηρίου που προκαλεί ροπή $k y d$ γύρω από το O , σύμφωνα με την φορά των δεικτών του ρολογιού, έχοντας ως αποτέλεσμα την αύξηση της γωνίας προσβολής α . Στο δεξί μέρος, η περιστροφή κατά α γύρω από το σημείο O , προκαλεί την δύναμη ελατηρίου $k d \alpha$ να ενεργεί με κατεύθυνση προς τα επάνω, έχοντας ως αποτέλεσμα κατακόρυφες μετατοπίσεις. Φαίνεται λοιπόν, ότι η γραμμική μετατόπιση και περιστροφή της αεροτομής είναι συζευγμένες κινήσεις λόγω των δυνάμεων ελαστικότητας-στιβαρότητας της κατασκευής, προκύπτει λοιπόν *ελαστική σύζευξη*.

Μπορούμε πλέον να διαπιστώσουμε ότι ο πτερυγισμός μπορεί να αποφευχθεί εάν καταργήσουμε την σύζευξη μεταξύ των εν λόγω κινήσεων. Έτσι, η αδρανειακή σύζευξη μπορεί να αποφευχθεί εάν το κέντρο βάρους βρίσκεται στο ίδιο σημείο με τον άξονα κάμψης-περιστροφής, ενώ η αεροδυναμική σύζευξη εξαλείφεται όταν το αεροδυναμικό κέντρο ανεξαρτησίας βρίσκεται στο ίδιο σημείο με τον άξονα κάμψης-περιστροφής. Αυτή η επέμβαση μπορεί να εξαλείψει και την ελαστική σύζευξη, εφόσον το σημείο O (του τελευταίου σχήματος) αποτελεί το κέντρο

ανεξαρτησίας. Στην πραγματικότητα, το κέντρο ανεξαρτησίας βρίσκεται εμπρός του άξονα κάμψης, ενώ το κέντρο βάρους βρίσκεται πίσω του, προσδίδοντας συνθήκες οι οποίες διεγείρουν τον περυγισμό.

2.4. Προσδιορισμός της κρίσιμης ταχύτητας περυγισμού

Υποθέτουμε αεροτομή μήκους χορδής c μίας πτέρυγας που ταλαντώνεται αρμονικά σε ροή αέρα ταχύτητας V και πυκνότητας ρ , έχοντας στιγμιαίες μετατοπίσεις, ταχύτητες και επιταχύνσεις, γραμμικά, y , \dot{y} και \ddot{y} , ενώ περιστροφικά, α , $\dot{\alpha}$ και $\ddot{\alpha}$. Η ταλάντωση προκαλεί μείωση της παραγόμενης άντωσης από αυτή σταθερών συνθηκών, με αποτέλεσμα να ενεργεί με κατεύθυνση προς τα κάτω. Η άντωση που προκύπτει από τα α , $\dot{\alpha}$ και $\ddot{\alpha}$ αντίστοιχα είναι:

$$\begin{aligned} l_a \rho c V^2 \alpha &= L_a \alpha \\ l_{\dot{\alpha}} \rho c^2 V \dot{\alpha} &= L_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \\ l_{\ddot{\alpha}} \rho c^3 \ddot{\alpha} &= L_{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha} \end{aligned} \quad (2.1)$$

όπου τα L_a είναι αδιάστατοι συντελεστές ανάλογοι των κλίσεων των καμπυλών άνωσης, σε σταθερές συνθήκες. Αναλόγως, παράγονται δυνάμεις με διεύθυνση προς τα κάτω λόγω της μετατόπισης της πτέρυγας:

$$\begin{aligned} \frac{l_y \rho c V^2 y}{c} &= L_y y \\ l_{\dot{y}} \rho c^2 V \dot{y} / c &= L_{\dot{y}} \dot{y} \\ \frac{l_{\ddot{y}} \rho c^3 \ddot{y}}{c} &= L_{\ddot{y}} \ddot{y} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Τελικά η παραγόμενη αεροδυναμική άντωση στην αεροτομή λόγω της ταλαντωτικής κίνησης δίνεται από τον παρακάτω τύπο:

$$L = L_y y + L_{\dot{y}} \dot{y} + L_{\ddot{y}} \ddot{y} + L_a \alpha + L_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + L_{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha} \quad (2.3)$$

Από τα προηγούμενα, γνωρίζουμε ότι περιστροφικές ή γραμμικές μετατοπίσεις παράγουν ροπές γύρω από κάποιο δεδομένο σημείο. Έτσι, η συνολική θετική ροπή πρόνευσης υπολογίζεται ως εξής:

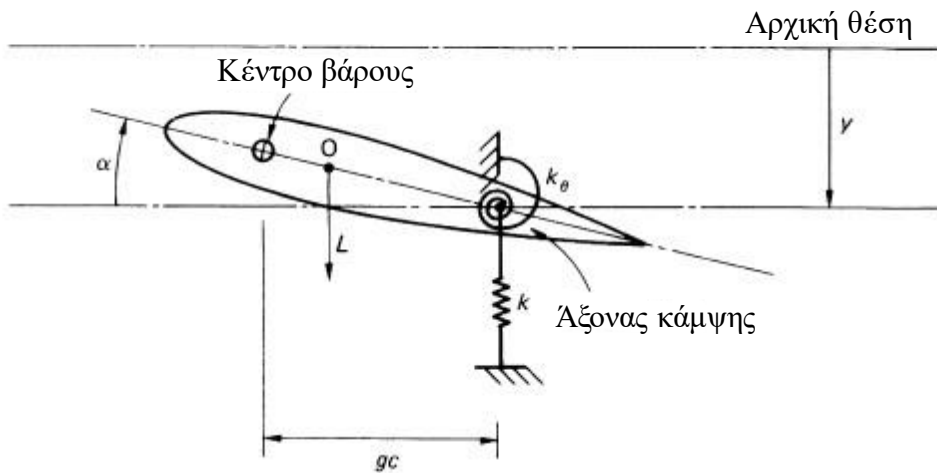
$$M = M_y y + M_{\dot{y}} \dot{y} + M_{\ddot{y}} \ddot{y} + M_a \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha} \quad (2.4)$$

Όπου:

$$M_y y = \frac{l_y \rho c^2 V^2 y}{c}$$

$$\begin{aligned}
M_{\dot{y}}\dot{y} &= \frac{l_{\dot{y}}\rho c^3 V \dot{y}}{c} \\
M_{\ddot{y}}\ddot{y} &= l_{\ddot{y}}\rho c^4 \ddot{y}/c \\
M_a a &= \frac{m_a \rho c^2 V^2 a}{c} \\
M_{\dot{a}}\dot{a} &= \frac{m_{\dot{a}}\rho c^3 V \dot{a}}{c} \\
M_{\ddot{a}}\ddot{a} &= \frac{m_{\ddot{a}}\rho c^4 \ddot{a}}{c}
\end{aligned}
\tag{2.5}$$

Στις οποίες σχέσεις, το m_a είναι ανάλογο με την τιμή του σε συνθήκες σταθερής κίνησης.



Σχήμα 13: Αεροτομή σε εκτροπή (2) (Megson, 2013)

Στο Σχήμα 13 παρουσιάζεται μία αεροτομή η οποία μπορεί να ταλαντώνεται γύρω από τη θέση ισορροπίας της, με καμπτική και στρωφική στιβαρότητα που αντιπροσωπεύονται από τα ελατήρια με στιβαρότητες k και k_{θ} αντίστοιχα. Θεωρούμε ότι της δίνεται μία στιγμιαία θετική μετατόπιση y με φορά προς τα κάτω. Εκτός από τα αεροδυναμικά φορτία που δέχεται η αεροτομή σύμφωνα με τις εξισώσεις (2.3) και (2.4), δέχεται επίσης αδρανειακά και ελαστικά φορτία. Επομένως, εάν η μάζα της αεροτομής είναι m και η ροπή αδράνειας της γύρω από το σημείο O είναι I_o , οι εξισώσεις κίνησης της αεροτομής μπορούν να γραφούν ως έχει:

Για κατακόρυφο ισοζύγιο δυνάμεων:

$$L - m\ddot{y} + mgc\ddot{a} - ky = 0 \tag{2.6}$$

Και για ισοζύγιο ροπών γύρω από το σημείο O :

$$M - I_o\ddot{a} + mgc\dot{y} - k_{\theta}a = 0 \tag{2.7}$$

Αντικαθιστώντας τις δυνάμεις L και M από τις εξισώσεις (2.3) και (2.4), προκύπτουν:

$$(m - L_{\dot{y}})\ddot{y} - L_{\dot{y}}\dot{y} + (k - L_y)y - (mgc + L_{\ddot{a}})\ddot{a} - L_{\dot{a}}\dot{a} - L_a a = 0 \quad (2.8)$$

$$-(mgc - M_{\dot{y}})\ddot{y} - M_{\dot{y}}\dot{y} - M_y y + (I_0 - M_{\ddot{a}})\ddot{a} - M_{\dot{a}}\dot{a} + (k_{\theta} - M_a)a = 0 \quad (2.9)$$

Οι όροι που φέρουν τη μεταβλητή y στην εξίσωση δυνάμεων, και εκείνοι που φέρουν τη μεταβλητή a στην εξίσωση ροπών, ονομάζονται *άμεσοι όροι*. Αντιθέτως, εκείνοι που φέρουν τη μεταβλητή a στην εξίσωση δυνάμεων και την y στην εξίσωση ροπών, λέγονται *όροι σύζευξης*.

Η κρίσιμη ταχύτητα πτερυγισμού V_f περιέχεται στις εξισώσεις (2.8) και (2.9), και αναλύεται από τις μεταβλητές $L_y, L_{\dot{y}}, L_a, L_{\dot{a}}, M_y, M_{\dot{y}}, M_a, M_{\dot{a}}$. Η τιμή της V_f αντικατοπτρίζει την συνθήκη ότι αυτές οι εξισώσεις αντιπροσωπεύουν απλή αρμονική κίνηση. Σε τιμές μεγαλύτερες από αυτή την κρίσιμη, οι εξισώσεις αντιπροσωπεύουν αποκλίνουσα ταλαντωτική συμπεριφορά, ενώ σε χαμηλότερες ταχύτητες αντιπροσωπεύουν αποβαίνουσα ταλάντωση. Για απλή αρμονική κίνηση ισχύουν οι παρακάτω εξισώσεις:

$$y = y_0 e^{i\omega t}, \quad \alpha = \alpha_0 e^{i\omega t} \quad (2.10)$$

Αντικαθιστώντας του παραπάνω όρους στις εξισώσεις (2.8) και (2.9), και αναδιατυπώνοντάς αυτές σε μορφή πινάκων, προκύπτουν:

$$\begin{bmatrix} -\omega^2(m - L_{\dot{y}}) - i\omega L_{\dot{y}} + k - L_y & \omega^2(mgc + L_{\ddot{a}}) - i\omega L_{\dot{a}} - L_a \\ \omega^2(mgc + M_{\dot{y}}) - i\omega M_y - M_y & -\omega^2(I_0 - M_{\ddot{a}}) - i\omega M_{\dot{a}} + k_{\theta} - M_a \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} y_0 \\ \alpha_0 \end{Bmatrix} = 0 \quad (2.11)$$

Η λύση της εξίσωσης (2.11) μπορεί να υπολογιστεί με τη χρήση ηλεκτρονικού υπολογιστή, για την οποία επίλυση έχουν αναπτυχθεί ορισμένες μέθοδοι. Μία μέθοδος αντιπροσωπεύει την κίνηση του συστήματος σε μια ταχύτητα V από τις εξισώσεις:

$$y = y_0 e^{(\delta+i\omega)t}, \quad \alpha = \alpha_0 e^{(\delta+i\omega)t} \quad (2.12)$$

Όπου το $\delta+i\omega$ είναι μία από τις μιγαδικές ρίζες της εξίσωσης (2.11). Για οποιαδήποτε ταχύτητα V , το φανταστικό μέρος ω δίνει την συχνότητα ταλάντωσης του συστήματος, ενώ ο συντελεστής του πραγματικού μέρους δ δίνει τον λόγο εκθετικής αύξησης. Σε χαμηλές ταχύτητες το δ είναι αρνητικό, ενώ σε υψηλές είναι θετικό. Μηδενικός λόγος εκθετικής αύξησης αντικατοπτρίζει την κρίσιμη ταχύτητα πτερυγισμού V_f , η οποία μπορεί να βρεθεί υπολογίζοντας το δ και διάφορες ταχύτητες, και καθορίζοντας την ταχύτητα V_f για $\delta=0$.

3. Βιβλιογραφική ανασκόπηση στις προσομοιώσεις αεροελαστικότητας

Η αεροελαστική ανάλυση παίζει σημαντικό ρόλο στο σχεδιασμό ενός αεροσκάφους. Τα φορτία λόγω ελιγμών, ο πτερυγισμός, η απόκριση σε ριπές ανέμων, η κρίσιμη κυκλική/επαναλαμβανόμενη ταλάντωση (*limit cycle oscillation* - LCO), είναι όλα αεροελαστικά φαινόμενα που λαμβάνονται υπόψη κατά το σχεδιασμό και την πιστοποίηση αεροσκαφών. Η αεροελαστική ανάλυση βασίζεται στην σύζευξη της δυναμικής της κατασκευής και του αεροδυναμικού μοντέλου της ροής που την περιβάλλει, όπου στα πρώτα στάδια του σχεδιασμού μοντελοποιούνται με την μέθοδο των πεπερασμένων στοιχείων για την κατασκευή και γραμμικές μεθόδους δισδιάστατων στοιχείων για το αεροδυναμικό μοντέλο. Πιο ακριβή αεροδυναμικά στοιχεία από πειραματικές διατάξεις και υπολογιστική ρευστοδυναμική χρησιμοποιούνται στα επόμενα στάδια, τα οποία εντάσσονται σε αεροελαστικές αναλύσεις για να βελτιστοποιηθεί ο σχεδιασμός. Στα πλεονεκτήματα των γραμμικών μεθόδων συμπεριλαμβάνονται οι ταχείς υπολογιστικοί χρόνοι και η εύκολη μοντελοποίηση της γεωμετρίας. Όμως το βασικότερο υστέρημα είναι η αποτυχία πρόβλεψης των ροϊκών συνθηκών στην διηχητική περιοχή λόγω εμφάνισης φαινομένων όπως τα κρουστικά κύματα και η αποκόλληση της ροής.

Υπολογιστικά εργαλεία υψηλής πιστότητας είναι πλέον διαθέσιμα στους σχεδιαστές αεροσκαφών και χρησιμοποιούνται όλο και περισσότερο για την πρόβλεψη της αεροδυναμικής συμπεριφοράς. Διάφοροι κώδικες υπολογιστικής ρευστοδυναμικής είναι πλέον ικανοί να προβλέψουν το ροϊκό πεδίο γύρω από περίπλοκες γεωμετρικές διατάξεις αεροσκαφών σε διάφορες συνθήκες. Σε αντίθεση με τις γραμμικές μεθόδους, χαρακτηρίζονται από μεγάλους υπολογιστικούς χρόνους, περίπλοκη μοντελοποίηση γεωμετρίας και δημιουργίας πλέγματος. Απαιτούν δηλαδή υψηλά επίπεδα ικανοτήτων από τον χρήστη όσον αφορά τον καθορισμό των υπολογιστικών παραμέτρων και την επεξεργασία των αποτελεσμάτων.

Πρακτικές ανάπτυξης εργαλείων για υπολογιστική αεροελαστικότητα (Υ/Αελ) ξεκίνησαν να παρουσιάζονται τα τελευταία 40 χρόνια, με το κύριο εμπόδιο τους τα μεγάλα υπολογιστικά κόστη. Επιπλέον, εφόσον πρόκειται για συζευγμένους επιλυτές ροής και δομής, η κατάσταση δυσκολεύεται ακόμα περισσότερο με την προσθήκη υπολογιστικού κόστους στην επίλυση των δομικών συμπεριφορών, αλλά και για την μεταφορά δεδομένων μεταξύ των επιλυτών. Είναι λοιπόν σημαντική η ανάπτυξη εργαλείων πρόβλεψης της ροής σε διηχητικές περιοχές, τα οποία

θα χαρακτηρίζονται από μικρά υπολογιστικά κόστη και ταχείς χρόνους επίλυσης, αξιοπιστία των υπολογιστικών μεθόδων και απλοποίηση αυτών, για περαιτέρω εφαρμογή τους.

3.1. Ανάλυση φορτίων ελιγμών

Τα φορτία ελιγμών αναφέρονται στα αεροδυναμικά αλλά και ελαστικά φορτία που παράγονται από συμμετρικούς, ασύμμετρους ή και ελιγμούς αποφυγής, οι οποίοι λαμβάνουν χώρα σε διάφορες συνθήκες πτήσης. Τα φορτία ελιγμών παίζουν πολύ σημαντικό ρόλο στο κατασκευαστικό σχεδιασμό, μίας και το μεγαλύτερο ποσοστό της δομής του αεροσκάφους είναι σχεδιασμένο να παραλαμβάνει αυτά τα φορτία χωρίς αστοχία, να παρέχει σημαντική αντοχή, και απόσβεση στατικών και δυναμικών αεροελαστικών φαινομένων. Σύγχρονοι κώδικες Υ/Αελ έχουν στόχο να προβλέψουν μη γραμμικά αεροελαστικά φαινόμενα, της διηχητικής περιοχής, στα πρώτα στάδια σχεδιασμού ενός αεροσκάφους με σκοπό τη μείωση του κύκλου παραγωγής και πιστοποίησης του, αποφεύγοντας ανασχεδιασμούς στα μετέπειτα στάδια. Παρακάτω φαίνεται η εξίσωση κίνησης της δισδιάστατης μορφής οποιασδήποτε αεροτομής σε συμπυγμένη μορφή πινάκων. $[M]$ και $[K]$ είναι οι πίνακες μάζας και στιβαρότητας της κατασκευής, $\{u\}$ είναι το διάνυσμα δομικών μετατοπίσεων και περιστροφών των κόμβων, $\{\ddot{u}\}$ για τη στατική αεροελαστική ανάλυση είναι ένα διάνυσμα επιταχύνσεων στους κόμβους, και $\{F_{A_{NL}}\}$ είναι το διάνυσμα μη γραμμικών αεροδυναμικών φορτίων.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = \{F_{A_{NL}}\} \quad (3.1)$$

Η ρευστοδυναμική ανάλυση των φορτίων ελιγμών απαιτεί την σύζευξη του αριστερού μέρους της εξίσωσης, που αντιπροσωπεύει την αδράνεια του συστήματος και τα ελαστικά φορτία, με το δεξί μέλος της εξίσωσης των μη γραμμικών ελαστικών φορτίων.

Οι δύο πιο συνήθεις προσεγγίσεις για τη συγκεκριμένη επίλυση είναι η χαλαρή σύζευξη και η στενή σύζευξη. Στην ανάλυση χαλαρής σύζευξης ο επιλυτής ροής και ο επιλυτής δομής χρησιμοποιούν ξεχωριστές προσεγγίσεις, δηλαδή τα αεροδυναμικά φορτία υπολογίζονται από τον CFD επιλυτή ξεχωριστά από τα ελαστικά φορτία, τα οποία υπολογίζονται από τον δομικό επιλυτή. Για τη συγκεκριμένη μέθοδο απαιτείται ένα εργαλείο που θα συνδέει τους δύο επιλυτές.

Σε προσέγγιση στενής σύζευξης, αυτή γίνεται επαναληπτικά μεταξύ ροής και δομής. Σε κάθε επανάληψη τα αεροδυναμικά φορτία υπολογίζονται από τον CFD επιλυτή για ένα συγκεκριμένο επίπεδο σύγκλισης. Στη συνέχεια τα αεροδυναμικά φορτία παρεμβάλλονται στο δομικό πλέγμα, και υπολογίζονται οι ελαστικές παραμορφώσεις από τον δομικό επιλυτή, βασισμένες στα φορτία από το CFD και τις ιδιότητες της δομής. Οι παραμορφώσεις περνάνε εκ νέου στον CFD επιλυτή, και δημιουργείται καινούριο ροϊκό πλέγμα για την επόμενη επανάληψη της διαδικασίας

επίλυσης. Η διαδικασία επαναλαμβάνεται έως ότου τα φορτία και οι παραμορφώσεις συγκλίνουν.

Οι (Love, De La Garza, Charlton, & Eagle, 2000) παρουσίασαν μια χαλαρά συζευγμένη προσέγγιση στην οποία ο επιλυτής CFD, Lockheeds SPLITFLOW με μη δομημένο κώδικα CFD, χρησιμοποιήθηκε μαζί με τον κώδικα πεπερασμένων στοιχείων MSC/NASTRAN και ο κώδικας MultiDisciplinary Computing Environment (Kingsley, Siegel Jr., Harrans, Lawrence, & Luker, September 1998) (MDICE) χρησιμοποιήθηκε για τη μεταφορά δεδομένων μεταξύ αυτών. Η μέθοδος εφαρμόστηκε για την ανάλυση φόρτισης ενός μοντέλου F-16 σε έναν ελιγμό θετικής πρόνευσης μέγιστης επιτάχυνσης (max-g). Οι (Heinrich, Ahrem, Gunther, Kersken, & Kruger, 2001) συνέδεσαν τον αδόμητο κώδικα CFD TAU με τον κώδικα πεπερασμένων στοιχείων NASTRAN χρησιμοποιώντας τη μέθοδο διασύνδεσης MpCCI, για την ανάλυση φορτίου ενός αεροσκάφους τύπου A340. Ένα άλλο παράδειγμα είναι από τους (M. Stettner, 2000) για μια στατική αεροελαστική προσομοίωση της ερευνητικής πτέρυγας του X-31A. Οι (Fornasier, Rieger, Tremel, & Van der Veide, January 2002) αντιμετωπίζουν τη στατική ανάλυση φορτίων ελιγμών ως ειδική περίπτωση προσομοίωσης ασταθών ελιγμών, την οποία εκτελούν χρησιμοποιώντας μια προσέγγιση χαλαρού τύπου σύζευξης. Ο εσωτερικός επιλύτης AIRPLANE+ Euler συνδέεται με τον κώδικα πεπερασμένων στοιχείων LAGRANGE. Ένα σύστημα σύζευξης το οποίο χρησιμοποιεί έναν αλγόριθμο, που για προσομοιώσεις μεταβατικών ελιγμών, οδηγεί και τους δύο κλάδους με την πάροδο του χρόνου.

Οι προσεγγίσεις χαλαρής σύζευξης είναι ελκυστικές για περίπλοκες αναλύσεις, διότι επιτρέπουν την χρήση ήδη υπαρχόντων και επικυρωμένων επιλυτών. Το κύριο εμπόδιο που προκύπτει είναι η ανάγκη μεγάλου υπολογιστικού κόστους και χρόνου για την κάθε ανάλυση, λόγω της μεταφοράς σημαντικού όγκου δεδομένων ανάμεσα στον CFD και το δομικό επιλυτή.

Οι (Love, De La Garza, Charlton, & Eagle, 2000) αναφέρουν ότι η προαναφερθείσα ανάλυση φορτίου χρειάστηκε 3000 επαναλήψεις CFD, 30 ελαστικές επαναλήψεις και 75-100 επαναλήψεις CFD μεταξύ κάθε αεροελαστικής επανάληψης, ενώ η όλη διαδικασία διαρκούσε τρεις έως τέσσερις ημέρες όταν εκτελούνταν σε υπερυπολογιστή HP V250 με 16 επεξεργαστές. Ο Fornasier κ.α. αναφέρουν χρόνο εκτέλεσης 35 ωρών, σε έναν SGI Origin 2000 με 32 επεξεργαστές, για 1000 επαναλήψεις που απαιτούνται για την προσομοίωση ενός ελιγμού διάρκειας τεσσάρων δευτερολέπτων. Ενώ το τεχνικό υλικό των υπολογιστών γίνεται όλο και πιο προηγμένο και διαθέσιμο, απαιτούνται ακόμη ορισμένες τεχνικές για τη μείωση των χρόνων εκτέλεσης, προκειμένου να καταστεί εφικτή η CFD ανάλυση για χρήση σε περιβάλλον

σχεδιασμού δομικών κατασκευών, στο οποίο πραγματοποιούνται πολλές επαναλαμβανόμενες αναλύσεις.

Η προσέγγιση στενής σύζευξης υπολογίζει τόσο το πεδίο ροής όσο και τις ελαστικές δυνάμεις και παραμορφώσεις εντός του επιλύτη CFD. Ένας δομικός επιλύτης χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό των ιδιοτήτων δυσκαμψίας της δομής, οι οποίες στη συνέχεια διαβάζονται από τον επιλύτη CFD. Μια επαναληπτική διαδικασία υπολογισμού των αεροδυναμικών φορτίων, εφαρμογής τους στο δομικό πλέγμα, παραμόρφωσης του ροϊκού πλέγματος, και εκ νέου υπολογισμός των αεροδυναμικών φορτίων πραγματοποιείται εντός του επιλύτη CFD. Αυτό εξαλείφει την ανάγκη για ένα εργαλείο επικοινωνίας μεταξύ των επιλυτών και μειώνει σημαντικά τη μεταφορά δεδομένων μεταξύ τους.

Οι (Raveh, Karpel, & Yaniv, Nonlinear design loads for maneuvering elastic aircraft, 2000) πρότειναν μια στενά συζευγμένη προσέγγιση για την ανάλυση φορτίων ελιγμών, στην οποία οι ελαστικές παραμορφώσεις και οι υπολογισμοί παραμέτρων αντιστάθμισης ενσωματώνονται στον επιλύτη CFD. Η ανάλυση ελιγμού γίνεται σε τρία επίπεδα επαναληπτικών διαδικασιών. Το εσωτερικό επίπεδο περιέχει την ανάλυση CFD για μια διαμόρφωση σταθερού σχήματος. Το επόμενο επαναληπτικό επίπεδο εισάγει τη δομική ελαστικότητα που συνδυάζεται με τα αεροδυναμικά φορτία για να προκύψει το αντίστοιχο παραμορφωμένο σχήμα. Το εξωτερικό επίπεδο περιέχει το βρόχο διαμόρφωσης ελιγμών στον οποίο μεταβάλλονται οι παράμετροι αντιστάθμισης (γωνίες προσβολής και γωνίες εκτροπής των επιφανειών ελέγχου) για να ληφθούν οι συνολικές αεροδυναμικές δυνάμεις και ροπές που συνεπάγεται ένας ελιγμός που ορίζει χείριστης. Για τον αποτελεσματικό υπολογισμό, τόσο οι ελαστικές παραμορφώσεις όσο και οι διορθώσεις αντιστάθμισης εισάγονται κατά τη σύγκλιση της ροής. Ο χρήστης ορίζει έναν αριθμό επαναλήψεων CFD μετά τις οποίες υπολογίζονται οι ελαστικές παραμορφώσεις και εφαρμόζονται σε στο ροϊκό πλέγμα, και έναν αριθμό ελαστικών παραμορφώσεων μετά τις οποίες γίνονται διορθώσεις αντιστάθμισης ελιγμών.

Για λόγους απόδοσης των υπολογιστικών μεθόδων, χρησιμοποιείται η προσέγγιση των δομικών ιδιόμορφων, στην οποία οι δομικές ελαστικές παραμορφώσεις αναπαρίστανται ως συνδυασμός μερικών ιδιόμορφων των δομών. Η εξίσωση ρυθμίσεων αντιστάθμισης διατυπώνεται σε γενικευμένες συντεταγμένες ως εξής:

$$\{\xi\} + [GK]\{\xi\} = \{GF_{ANL}\} \quad (3.2)$$

όπου $[GK]$ είναι ο γενικευμένος πίνακας δυσκαμψίας που σχετίζεται με ένα σύνολο ιδιομορφών χαμηλής συχνότητας του ελεύθερου αεροσκάφους, και $\{GF_{ANL}\}$ είναι το διάνυσμα των

γενικευμένων αεροδυναμικών δυνάμεων. Όταν χρησιμοποιείται η προσέγγιση των ιδιομορφών, οι ιδιομορφές και ο γενικευμένος πίνακας δυσκαμψίας είναι τα μόνα δομικά δεδομένα που απαιτούνται για την αεροελαστική ανάλυση. Επειδή ο αριθμός των ιδιομορφών που χρησιμοποιούνται στην ανάλυση των ελιγμών αντιστάθμισης είναι συνήθως μικρός, πολύ λίγα δομικά δεδομένα πρέπει να μεταφερθούν στον ροϊκό επιλυτή. Οι πίνακες αυτοί υπολογίζονται από τον κώδικα πεπερασμένων στοιχείων και διαβάζονται από τον επιλυτή CFD μόνο μία φορά, κατά την εκκίνησή του. Η βασισμένη σε ιδιομορφές, στενά συζευγμένη ανάλυση φορτίου εξαλείφει την ανάγκη μεταφοράς δεδομένων μεταξύ των επιλυτών (κατά τη διάρκεια εκτέλεσης του εξωτερικού επιπέδου επίλυσης), αποτελώντας έτσι ένα υπολογιστικά αποδοτικό εργαλείο ανάλυσης.

3.2. Διεπιφάνεια ροής – δομής

Η διεπιφάνεια ροής – δομής αναφέρεται στην αντιστοίχιση των ελαστικών παραμορφώσεων που υπολογίζονται στους κόμβους των δομικών πεπερασμένων στοιχείων, στο αεροδυναμικό πλέγμα, και στη μετατροπή των αεροδυναμικών φορτίων που υπολογίζονται στον κώδικα CFD, σε παραμορφώσεις στους κόμβους του δομικού πλέγματος. Στη βασισμένη σε ιδιομορφές στενά συζευγμένη ανάλυση ρυθμίσεων αντιστάθμισης ελιγμών, η διεπαφή ροής – δομής απλοποιείται σε αντιστοίχιση των ιδιομορφών στο επιφανειακό πλέγμα του CFD.

Μια δυσκολία διεπαφής προκύπτει από τη διαφορετική φύση των διακριτοποιήσεων των δύο κλάδων. Ενώ τα σημεία πλέγματος του αεροδυναμικού μοντέλου κατανέμονται στην βρεχόμενη εξωτερική επιφάνεια αυτού, οι κόμβοι του δομικού μοντέλου τοποθετούνται πάνω και εντός της επιφάνειας. Συνήθως, το αεροδυναμικό πλέγμα είναι πολύ πυκνό και τα σημεία του πλέγματος είναι ανομοιόμορφα κατανεμημένα. Αντιθέτως, το δομικό μοντέλο, έχει κόμβους που βρίσκονται στα στοιχεία που φέρουν τα φορτία, τα οποία είναι ομοιόμορφα κατανεμημένα. Επιπλέον, το δομικό πλέγμα είναι συνήθως πιο αραιό από το επιφανειακό ροϊκό πλέγμα.

Οι (Smith, Hodges, & Cesnik, November 1995) παρέχουν μια ολοκληρωμένη ανασκόπηση των μεθόδων καμπυλών, της μαθηματικής τους διατύπωσης και των πρακτικών εφαρμογών. (Raveh, Karpel, & Yaniv, Nonlinear design loads for maneuvering elastic aircraft, 2000) κάνει χρήση μιας μεθόδου επιφανειακών καμπυλών, συγκεκριμένα της Infinite Plate Spline (IPS) των (Harder & Desmarais, 1972), η οποία χρησιμοποιείται συνήθως σε γραμμικές αεροελαστικές αναλύσεις (Rodden & Johnson, 1994). Με την IPS, η πτέρυγα, ένα τμήμα της ή οποιαδήποτε επιφάνεια παραγωγής άντωσης αναπαρίσταται ως άπειρη πλάκα. Ο αλγόριθμος IPS υπολογίζει το μέγεθος των εικονικών δυνάμεων που δρουν στους δομικούς κόμβους, κάθετα προς την καμπύλη επιφάνεια που θα παραμορφώσουν την επιφάνεια στο σχήμα της ιδιομορφής. Όταν στη

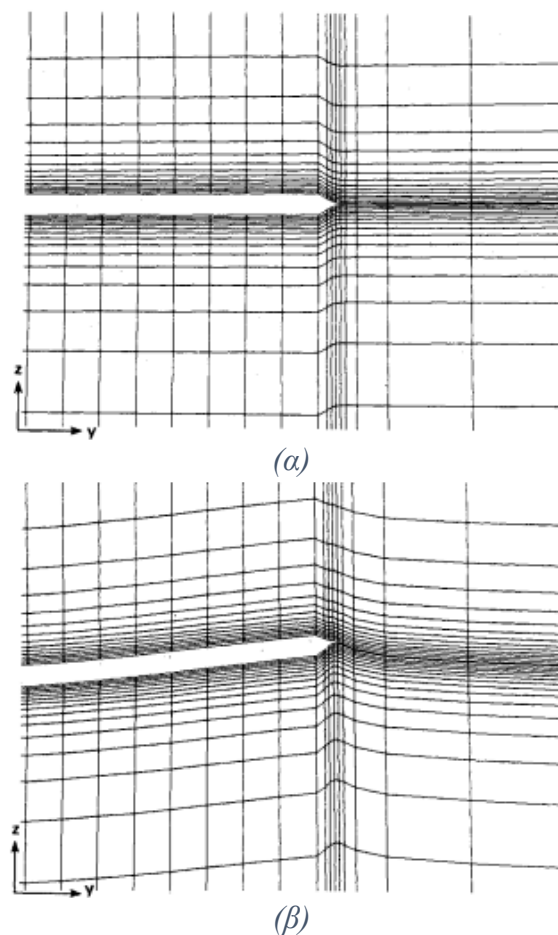
καμπύλη επιφάνεια ασκούνται αυτές οι δυνάμεις, μπορεί να υπολογιστεί η παραμόρφωση σε κάθε συντεταγμένη της. Για τη διεπιφάνεια μεταξύ των δομικών και ροϊκών σημείων κατά μήκος λεπτών σωμάτων, όπως η άτρακτος, χρησιμοποιείται beam spline (Rodden & Johnson, 1994). Για τη διατήρηση της συνέχειας μεταξύ της άτρακτου και των επιφανειών παραγωγής άντωσης χρησιμοποιείται μια δενδρική δομή. Η άτρακτος χρησιμεύει ως κορμός, ενώ η πτέρυγα και το εμπρόσθιο τμήμα χρησιμεύουν ως κλαδιά. Η παραμόρφωση των σημείων των κλάδων καθορίζεται από τη καμπύλη των κλάδων, συν μια ρύθμιση-μετατόπιση που διατηρεί την διεπαφή του κλάδου με τον κορμό. Κάθε κλάδος μπορεί να χρησιμεύσει ως κορμός σε κλάδους χαμηλότερης ιεραρχίας. Η πολυπλοκότητα της διατήρησης της συνέχειας του πλέγματος απλοποιείται κάπως με τη χρήση της μεθόδου πλέγματος CFD Chimera (Raveh, D.E., Levy, Y., & Karpel, M., 2000). Με τη μέθοδο Chimera τα ξεχωριστά στοιχεία έχουν ξεχωριστές ζώνες πλέγματος, μεταξύ των οποίων η συνέχεια του πλέγματος δεν απαιτείται.

Ο (Melville, January 2002) χρησιμοποιεί επίσης τη διάσπαση της διαμόρφωσης σε στοιχεία (π.χ. τμήματα πτέρυγας, επιφάνειες ελέγχου, κ.λπ.). Η χαρτογράφηση του σχήματος ιδιομορφής πραγματοποιείται χωριστά για κάθε στοιχείο και χρησιμοποιείται μια δενδρική δομή για συναρμολόγησή τους. Το σχήμα κάθε στοιχείου περιγράφεται από συναρτήσεις σχήματος, και μια μέθοδος ελαχίστων τετραγώνων χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό του συνδυασμού των σχημάτων που περιγράφουν καλύτερα τη δομική συμπεριφορά.

3.3. Παραμόρφωση ροϊκού πλέγματος

Ένα νέο πλέγμα απαιτείται για την αναπαράσταση του όγκου που περιβάλλει τη παραμορφωμένη γεωμετρία μετά από κάθε ελαστική παραμόρφωση της δομής. Οι αναλύσεις με χαλαρή σύζευξη μπορούν να έχουν ως αποτέλεσμα την δημιουργία νέου ροϊκού πλέγματος σε κάθε ελαστική επανάληψη. Ωστόσο, οι στενά συζευγμένες αναλύσεις, καθώς και οι ασταθείς αεροελαστικές αναλύσεις, απαιτούν ειδικούς αλγορίθμους για την παραμόρφωση του πλέγματος για την αναπαράσταση της ελαστικά παραμορφωμένης δομής. Η παραμόρφωση του πλέγματος πρέπει να είναι τέτοια ώστε να διατηρεί την ποιότητα του, δηλαδή να είναι σχετικά ομαλό, να αποφεύγεται η λοξότητα, να μην διασταυρώνονται οι γραμμές του πλέγματος και να μην δημιουργούνται κελιά με αρνητικό όγκο.

Υπάρχει μεγάλος όγκος βιβλιογραφίας σχετικά με το θέμα της παραμόρφωσης των πλεγμάτων. Η ανάλυση φορτίου με βάση το μοντέλο μεταφοράς χρησιμοποιεί μια απλή τεχνική διάτμησης που προτάθηκε από τον (Guruswamy G. P., 1990). Αυτή η μέθοδος εφαρμόστηκε επίσης από τους (Schuster, Vadyak, & Atta, 1990) για στατική αεροελαστική ανάλυση και από τους (Bhardwaj, Karania, Reichenbach, & Guruswamy, 1998) και (Byun & Guruswamy, 1998) για προσομοιώσεις πτερυγισμού. Το παραμορφωμένο πλέγμα λαμβάνεται με ανακατανομή σημείων κατά μήκος γραμμών του πλέγματος κάθετων στην επιφάνεια, όπου κάθε σημείο πλέγματος μετατοπίζεται κατά μια τιμή ίση με την μετατόπιση της επιφάνειας επί το κανονικοποιημένο μήκος τόξου του από το μακρινό πεδίο. Η μέθοδος είναι κατάλληλη για αρκετά απλές γεωμετρίες που μοντελοποιούνται με μικρό αριθμό μπλοκ πλέγματος και για ελαστικές παραμορφώσεις μεσαίου μεγέθους. Ένα μειονέκτημα αυτής της προσέγγισης είναι ότι οι περιοχές πλέγματος του ομόρου και μακριά από τις επιφάνειες της πτέρυγας δεν μετατοπίζονται, προκαλώντας έτσι στρέβλωση και παραγωγή λοξοτήτων του πλέγματος σε εφαρμογές που περιλαμβάνουν μεγάλες ελαστικές παραμορφώσεις.



Σχήμα 14: Αξονική τομή πλέγματος πτέρυγας (α) αρχική θέση (β) θέση παραμόρφωσης (Guruswamy G. P., 1990)

Πιο εξελιγμένες τεχνικές παραμόρφωσης πλέγματος περιλαμβάνουν την αναλογία ελατηρίου-δικτύου (Batina, 1990) & (Robinson, Batina, & Yang, 1991), το TFI (transfinite interpolation) (Jones & Samareh-Abolhassani, 1995) & (Potsdam & Guruswamy, January 2001) και τη μέθοδο οριακών στοιχείων (BEM) (Chen & Hill, A three-dimensional boundary element method for CFD/CSD grid interfacing, 1999) & (Chen & Jadic, Interfacing of fluid and structural models via innovative structural boundary element method, 1998). Η αναλογία ελατηρίου-δικτύου μοντελοποιεί το πλέγμα ως δίκτυο ελατηρίων και καθορίζει τις νέες θέσεις του πλέγματος επιλύοντας τη στατική γραμμική ισορροπία του συστήματος ελατηρίων. Αναπτύχθηκε για μη δομημένα πλέγματα (Robinson, Batina, & Yang, 1991) και επεκτάθηκε για τοπολογίες δομημένων πλεγμάτων (Jones & Samareh-Abolhassani, 1995). Οι (Farhat, Degand,

Koobus, & Lesoinne, April 1998) βελτίωσαν τη μέθοδο ώστε να περιλαμβάνει μη γραμμικά στρεπτικά ελατήρια για την αποφυγή αρνητικών όγκων κελιών. Η μέθοδος TFI είναι μια αλγεβρική μέθοδος, η οποία λαμβάνει υπόψη την αρχική κατανομή του πλέγματος κατά τον υπολογισμό των νέων θέσεων των σημείων του πλέγματος. Είναι κατάλληλη για δομημένες τοπολογίες πλέγματος. Η μέθοδος BEM μοντελοποιεί τον όγκο του πλέγματος ως ένα ελαστικό ομογενές υλικό που παραμορφώνεται λόγω της παραμόρφωσης των ορίων του, όπου τα όρια αντιπροσωπεύουν την ελαστικά παραμορφούμενη επιφάνεια. Η BEM αναπτύχθηκε ως μία τρισδιάστατη καμπύλη για τη διεπαφή CFD/FE χρησιμοποιώντας τον όγκο μέσα στη διαμόρφωση (βλέπε επίσης (Lai, Tsai, & Lum, June 2002)) και επεκτάθηκε για τον υπολογισμό των ελαστικών παραμορφώσεων του πλέγματος, χρησιμοποιώντας την ίδια τεχνική στον όγκο του πλέγματος που περιβάλλει τη διαμόρφωση. Προσφέρει έτσι μια ενοποιημένη αντιμετώπιση της διεπιφάνειας CFD/FE και της παραμόρφωσης του πλέγματος. Η μέθοδος εφαρμόστηκε για τη διεπιφάνεια CFD/FE μιας διαμόρφωσης πτέρυγας-ροής. Μια μη γραμμική μέθοδος BEM που είναι κατάλληλη για χρήση με όλα τα συστήματα πλέγματος, δομημένα, μη δομημένα και επικαλυπτόμενα, προτάθηκε από τους (Gao, Chen, & Tang, 2002).

3.4. Ανάλυση πτερυγισμού

Στην εργασία (Yurkovich, 2003) συνοψίζονται μελέτες ασταθούς αεροδυναμικής για την πρόβλεψη πτερυγισμού, όπως εφαρμόζονται σε αναλύσεις πτερυγισμού αεροσκαφών υψηλών επιδόσεων. Ο Yurkovich επισημαίνει το κύριο μειονέκτημα των γραμμικών κωδικών παραγωγής πάνελ, το οποίο είναι η αδυναμία τους να εκτιμήσουν με ακρίβεια τις ασταθείς αεροδυναμικές δυνάμεις στην περιοχή των υπερηχητικών ταχυτήτων, όπου το αεροσκάφος είναι πιο ευαίσθητο. Οι μέθοδοι CFD προσφέρουν μέσα πρόβλεψης των μη γραμμικών πεδίων ροής που χαρακτηρίζονται από κρουστικά κύματα και αποκολλούμενα οριακά στρώματα. Ωστόσο, οι προκλήσεις της ανάλυσης πτερυγισμού με βάση την CFD είναι αυτές του υπολογιστικού χρόνου και της αποτελεσματικής χρήσης τους στην εξάλειψη παραγωγής πτερυγισμού και του περιβάλλοντος δομικού σχεδιασμού.

Στη βιβλιογραφία συναντώνται δύο προσεγγίσεις για τις ασταθείς αεροελαστικές αναλύσεις με CFD και την πρόβλεψη των διηχητικών αεροελαστικών ασταθειών. Η άμεση ανάλυση μη μόνιμης απόκρισης περιλαμβάνει μια αεροελαστική προσομοίωση με χρονικά βήματα που πραγματοποιείται με τη σύζευξη του CFD και των εξισώσεων δυναμικής της δομής. Οι αστάθειες προβλέπονται με την εκτέλεση πολλών τέτοιων προσομοιώσεων, μελετώντας κάθε μη μόνιμο φαινόμενο για φθίνουσα ή αποκλίνουσα απόκριση. Μια έμμεση προσέγγιση γίνεται με μοντέλα μειωμένης τάξης, ή Reduced Order Models, (ROM) για την ασταθή αεροδυναμική.

Τα ROMs μπορούν στη συνέχεια να συνδεθούν με τη δυναμική της δομής για την προσομοίωση της μεταβατικής απόκρισης, ή μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε αναλύσεις ευστάθειας.

Οι πρώτες μελέτες των αεροελαστικών αναλύσεων χρονικής απόκρισης ασχολήθηκαν με διαμορφώσεις πτερυγών, οι οποίες θεωρούνταν ως συστήματα ενός ή δύο βαθμών ελευθερίας (Guruswamy & Yang, 1981). Η σύγκριση με τη γραμμική υποηχητική αεροδυναμική θεωρία χρησίμευσε για να την επίδειξη των δυνατοτήτων των εργαλείων CFD για την ανάλυση της χρονικής απόκρισης και την πρόβλεψη των ορίων ευστάθειας.

Οι (Farhat, Lesoinne, & Maman, Mixed explicit/implicit time integration of coupled aeroelastic problems: Three-field formulation, geometric conservation and distributed solution, 1995), (Lesoinne & Farhat, Geometric conservation laws for flow problems with moving boundaries and deformable meshes and their impact on aeroelastic computations, 1996), (Koobus & Farhat, 1999) και (Geuzaine, Brown, Harris, & Farhat, 2003) εισήγαγαν μια μη μόνιμη αεροελαστική προσομοίωση, στην οποία τα ασταθή αεροελαστικά προβλήματα διατυπώνονται ως προβλήματα τριών πεδίων, ρευστού, δομής και δυναμικού ρευστού-πλέγματος. Η μέθοδος εφαρμόστηκε για την πτέρυγα 445.6 AGARD (Lesoinne & Farhat, Higher-order subiteration-free staggered algorithm for nonlinear transient aeroelastic problems, 1998) και για μια διαμόρφωση πτέρυγας F-16 υπό διάφορες συνθήκες πτήσης (αριθμοί Mach 0.7-1.4, για σταθερή και επιταχυνόμενη πτήση σε χαμηλούς και υψηλούς συντελεστές φορτίου) συγκρίνοντας τα χαρακτηριστικά των αεροελαστικών συστημάτων με εκείνα από τις δοκιμές πτήσης. Η σταθερότητα των συστημάτων σε σχέση με τον αριθμό Mach προέκυψε από την εξέταση της συχνότητας και των συντελεστών απόσβεσης της πρώτης στρεπτικής ιδιομορφής, οι οποίοι προσδιορίστηκαν από τη μη μόνιμη απόκριση με αρχική διαταραχή. Κάθε μη μόνιμη απόκριση απαιτούσε περίπου 9.6 ώρες σε υπολογιστή SGI Origin 3200 με 6 επεξεργαστές. Για την αξιολόγηση των χαρακτηριστικών πτερυγισμού σε έναν μόνο αριθμό Mach χρησιμοποιήθηκε μια διαδικασία η οποία τυπικά απαιτούσε τη διεξαγωγή 5 αναλύσεων. Έτσι, τα χαρακτηριστικά ροής σε έναν μόνο αριθμό Mach ήταν διαθέσιμα μετά από περίπου 2 ημέρες.

Ο (Melville, January 2002) παρουσίασε μια μεθοδολογία αεροελαστικής προσομοίωσης που βασίζεται στη σύζευξη των εξισώσεων ροής Navier-Stokes με ένα γραμμικό μοντέλο ιδιομορφών δομής. Η μέθοδος εφαρμόστηκε για τη διερεύνηση της διηχητικής ευστάθειας μιας διαμόρφωσης F-16 σε 0.9 Mach. Το σύστημα διεγέρθηκε μέσω επιφανειών ελέγχου για την προσομοίωση δοκιμών πτήσης και καταγράφηκαν οι χρόνοι των αποκρίσεων των ιδιομορφών. Η ευστάθεια προσδιορίστηκε μελετώντας κάθε απόκριση για φθίνουσα ή αποκλίνουσα συμπεριφορά. Ο συγγραφέας αναφέρει πολύ μεγάλους χρόνους εκτέλεσης που απαιτούνται για

να σταθεροποιηθούν οι αποκρίσεις χαμηλών συχνοτήτων, προτού μπορέσει να εξαχθεί συμπέρασμα για την ευστάθεια. Συνεπώς, ο συγγραφέας προτείνει την εφαρμογή ανάλυσης ευστάθειας με χρονική εξέλιξη, μετά από γραμμική ανάλυση πτερυγισμού που προσδιορίζει τις κρίσιμες ιδιομορφές του μηχανισμού.

Είναι προφανές από τις δύο μελέτες ότι τα αεροελαστικές προσομοιώσεις με χρονική εξέλιξη είναι ισχυρά εργαλεία. Ωστόσο, τα εργαλεία αυτά είναι επίσης ιδιαίτερα υπολογιστικά κοστοβόρα. Οι μεγάλοι υπολογιστικοί πόροι και οι χρόνοι εκτέλεσης που σχετίζονται με κάθε προσομοίωση, οι επαναλαμβανόμενες προσομοιώσεις που απαιτούνται για την παρένθεση των συνθηκών πτερυγισμού και οι επαναλαμβανόμενες προσομοιώσεις που απαιτούνται για την εξάλειψη του πτερυγισμού, δυσχεραίνουν την πρακτική αξία αυτών των μεθόδων για τη βιομηχανική ανάλυση πτερυγισμού. Αυτά τα μειονεκτήματα των αεροελαστικών προσομοιώσεων με χρονική εξέλιξη, αποτέλεσαν κίνητρο για την ανάπτυξη των μοντέλων μειωμένης τάξης της ασταθούς διηχητικής αεροδυναμικής.

3.5. Μοντέλα μειωμένης τάξης – ROMs

Μοντέλα μειωμένης τάξης (ROMs) για την ασταθή διηχητική αεροδυναμική έχουν αναπτυχθεί με σκοπό την παροχή αποτελεσματικών υπολογιστικών εργαλείων για την ανάλυση πτερυγισμού. Τα ROM είναι απλά μαθηματικά μοντέλα που αποτυπώνουν, σε κάποιο βαθμό, τα μη γραμμικά χαρακτηριστικά της ροής και είναι σημαντικά πιο αποδοτικά, από υπολογιστική άποψη, από την μη μόνιμη προσομοίωση CFD. Η αεροδυναμική ROM μπορεί να συνδεθεί με το δομικό μοντέλο για αεροελαστική ανάλυση, είτε αντικαθιστώντας την πλήρη λύση CFD σε προσομοίωση χρονικής εξέλιξης, είτε σε ανάλυση ευστάθειας. Η βιβλιογραφία περιγράφει τρεις μεθόδους για τη μοντελοποίηση μειωμένης τάξης της ασταθούς διηχητικής αεροδυναμικής. Αυτές βασίζονται στην Proper Orthogonal Decomposition (POD), στη θεωρία Volterra για μη γραμμικά συστήματα και σε μεθόδους αναγνώρισης συστήματος. Παρακάτω θα αναλυθεί η μέθοδος Volterra καθώς στη βιβλιογραφία βρέθηκε να χρησιμοποιείται για την προσημείωση πτερυγισμού της πτέρυγας ενδιαφέροντος (AGARD 445.6), την οποία θα παρουσιάσουμε λεπτομερώς στις επόμενες ενότητες,

Η θεωρία (Rugh, 1981) αναφέρει ότι η απόκριση ενός μη γραμμικού συστήματος σε μια αυθαίρετη είσοδο μπορεί να εκτιμηθεί με πολυδιάστατα ολοκληρώματα συνέλιξης, καθένα από τα οποία συνδέεται με μια εσωτερική συνάρτηση πυρήνα. Για ένα διακριτό σύστημα, η απόκριση $y[n]$ στο σήμα εισόδου $u[n]$ είναι:

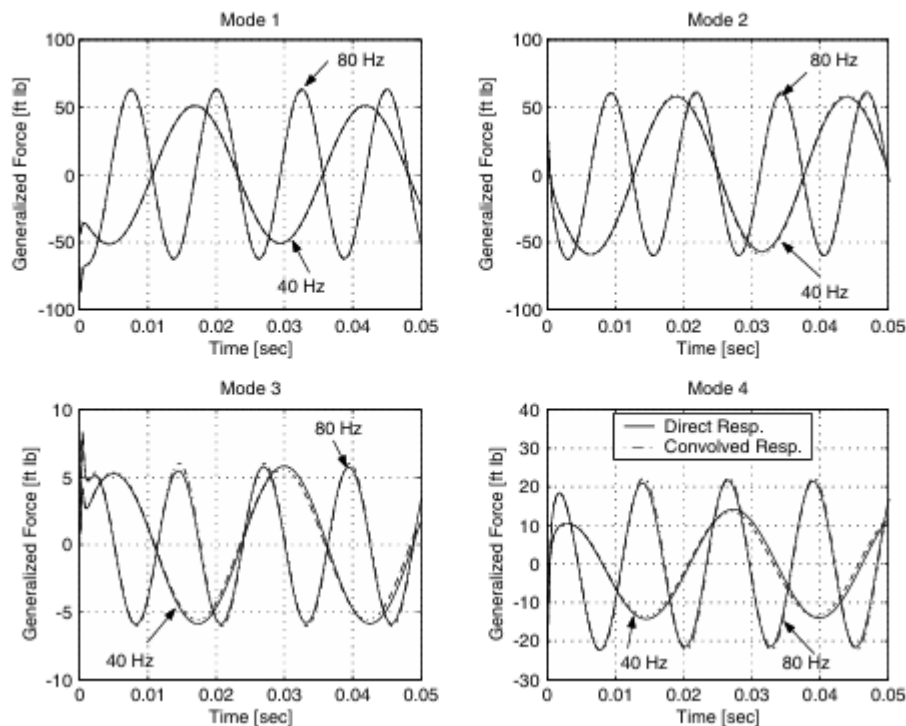
$$\begin{aligned}
y[n] = & h_0 + \sum_{k=0}^N h_1[n-k]u[k] + \sum_{k_1=0}^N \sum_{k_2=0}^N h_2[n-k_1, n-k_2]u[k_1]u[k_2] + \dots \\
& + \sum_{k_1=0}^N \dots \sum_{k_n=0}^N h_n[n-k_1, \dots, n-k_n]u[k_1] \dots u[k_n] \quad , \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (3.1)
\end{aligned}$$

όπου n είναι η διακριτή μεταβλητή χρόνου, h_0 είναι η απόκριση μόνιμης κατάστασης και οι συναρτήσεις $h_n[n-k_1, \dots, n-k_n]$ είναι οι πυρήνες Volterra του συστήματος. Για τα διηχητικά ασταθή αεροδυναμικά συστήματα οι έξοδοι είναι τα γενικευμένα αεροδυναμικά φορτία συναρτήσει του χρόνου, και οι εισοδοι είναι οι γενικευμένες μετατοπίσεις. Η χρήση της θεωρίας Volterra για τη μοντελοποίηση αεροδυναμικών συστημάτων προτάθηκε από τον (Silva, Identification of linear and nonlinear impulse response using digital filter techniques, 1997), ο οποίος εφάρμοσε μια μέθοδο άμεσης αναγνώρισης πυρήνα με βάση την απόκριση του συστήματος σε παλμικές εισόδους. Η μέθοδος αρχικά χρησιμοποιήθηκε για μια άκαμπτη πτέρυγα με κατακόριφη μετατίμηση και περιστροφή χρησιμοποιώντας τον κώδικα CAP-TSD για διηχητικές μικρές διαταραχές και για μια πτέρυγα με κατακόρυφη μετατόπιση χρησιμοποιώντας τον κώδικα CFL3D Navier-Stokes (Silva, Reduced-order models based on linear and nonlinear aerodynamic impulse responses, 1999). Για μικρές διαταραχές γύρω από τη μόνιμη κατάσταση, η απόκριση του συστήματος μπορεί να θεωρηθεί γραμμική. Σε αυτή την περίπτωση, η απόκριση του συστήματος περιγράφεται μόνο από τον πρώτο πυρήνα, ως:

$$y[n] = h_0 + \sum_{k=0}^N h_1[n-k]u[k] \quad (3.2)$$

Για ένα γραμμικό σύστημα $h_1[n-k]$ είναι επίσης η παλμική απόκριση του συστήματος. Ο πυρήνας πρώτης τάξης ενός συστήματος Volterra πρώτης τάξης μπορεί στη συνέχεια να προσδιοριστεί άμεσα, απλά τροφοδοτώντας την παλμική είσοδο στο σύστημα και καταγράφοντας την απόκριση. Εναλλακτικά, η απόκριση του συστήματος μπορεί να χαρακτηριστεί με βάση την βηματική απόκριση, της οποίας η αριθμητική εφαρμογή είναι λιγότερο δύσκολη σε έναν επιλυτή CFD.

Οι (Raveh, Levy, & Karpel, Efficient aeroelastic analysis using computational unsteady aerodynamics, J. Aircraft 38, 2001) παρουσιάζουν μια γραμμικοποιημένη προσέγγιση ROM για την προσέγγιση των ασταθών αεροδυναμικών δυνάμεων σε απόκριση μιας κίνησης ιδιομορφής, στην οποία η βηματική απόκριση του συστήματος χρησιμεύει ως πυρήνας ROM. Η ROM χρησιμοποιήθηκε για τον υπολογισμό πινάκων γενικευμένων αεροδυναμικών δυνάμεων



Σχήμα 15: Ημιτονοειδής διέγερση των ιδιομορφών της πτέρυγας σε συχνότητες 40 και 80 Hz, Mach 0.96 (Raveh, Levy, & Karpel, *Efficient aeroelastic analysis using computational unsteady aerodynamics*, J. Aircraft 38, 2001)

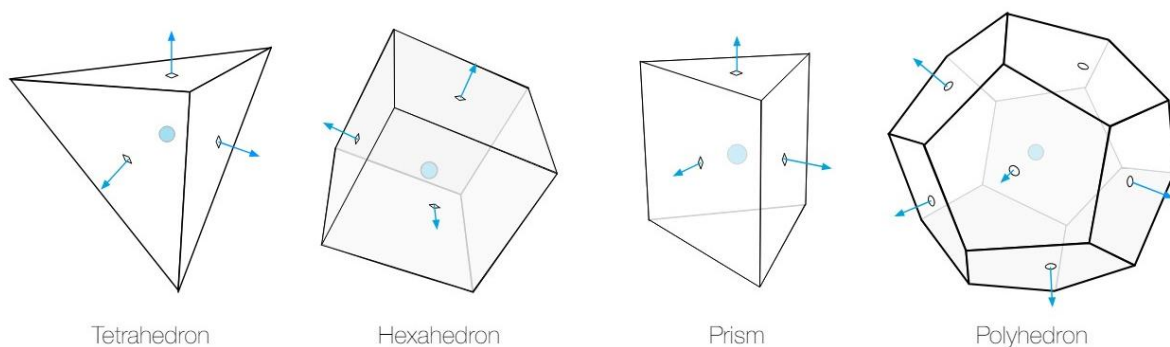
(Generalized Aerodynamic Forces, GAF) σε διάφορες τιμές μειωμένων συχνοτήτων, οι οποίοι στη συνέχεια χρησιμοποιήθηκαν στην ανάλυση περυγισμού. Η μέθοδος εφαρμόστηκε στην πτέρυγα Agard-445.6, συγκρίνοντας τα χαρακτηριστικά περυγισμού με εκείνα που αναφέρθηκαν από δοκιμές σε αεροσήραγγα και από αναλύσεις περυγισμού που βασίζονται στη γραμμική αεροδυναμική θεωρία (ZAERO, 2002). Στο Σχήμα 15 παρουσιάζονται οι αποκρίσεις σε ημιτονοειδείς διεγέρσεις της πρώτης καμπτικής ιδιομορφής, σε δύο συχνότητες, συγκρίνοντας τις αποκρίσεις με βάση τη ROM (που υπολογίζονται μέσω συνέλιξης) με εκείνες που υπολογίζονται από άμεση προσομοίωση CFD σε απόκριση σε αρμονικές διεγέρσεις. Το Σχήμα 15, καθώς και παρόμοιες αποκρίσεις που υπολογίστηκαν για διάφορες συχνότητες, επαληθεύει ότι η ROM αποτυπώνει σε μεγάλο βαθμό την απόκριση συχνότητας CFD. Ο δείκτης ταχύτητας περυγισμού και ο λόγος συχνοτήτων περυγισμού υπολογίστηκαν με τη μέθοδο g (ZAERO, 2002) χρησιμοποιώντας τα GAF με βάση τη ROM. Τα υπολογισθέντα χαρακτηριστικά διηχητικού περυγισμού προσεγγίζουν ικανοποιητικά αυτά που αναφέρονται από τις δοκιμές σε σήραγγα και προβλέπουν τη διηχητική βύθιση (*transonic dip*). Η χρήση της πρώτης τάξης Volterra ROM παρέχει ένα μέσο για ταχεία αξιολόγηση των GAF στο πεδίο της συχνότητας και προσφέρει σημαντική εξοικονόμηση υπολογιστικού χρόνου σε σύγκριση με την πλήρη ανάλυση απόκρισης συχνότητας CFD.

4. Προσομοίωση αεροδυναμικής επαλήθευσης

Για την αεροελαστική ανάλυση πτερυγισμού επιλέγεται να προσομοιωθεί η πτέρυγα AGARD 445.6 η οποία είναι ευρέως διαδεδομένη και μελετημένη σε αεροελαστικά φαινόμενα. Καθώς για την πτέρυγα AGARD 445.6 δεν έχουν γίνει μεμονωμένες αεροδυναμικές μελέτες, παρά μόνο πλήρως αεροελαστικές, επιλέχθηκε να προσομοιαστεί η ONERA M6 πτέρυγα η οποία έχει υπολογιστικά και πειραματικά αποτελέσματα από τη NASA. Με αυτόν τον τρόπο μπορεί να προστεθεί ένας ακόμα βαθμός εγκυρότητας στο συνολικό μοντέλο συζευγμένης αεροελαστικής προσομοίωσης, έχοντας αποδείξει ότι, μεμονωμένο, και το αεροδυναμικό μοντέλο που θα χρησιμοποιηθεί στο ANSYS Fluent, παράγει λογικά αποτελέσματα.

4.1. Μέθοδος πεπερασμένων όγκων - FVM

Η μέθοδος πεπερασμένων όγκων (FVM) είναι μια μέθοδος για την αναπαράσταση και την επίλυση μερικών διαφορικών εξισώσεων με τη μορφή αλγεβρικών εξισώσεων. Στη μέθοδο πεπερασμένων όγκων, τα χωρικά ολοκληρώματα σε μια μερική διαφορική εξίσωση που περιέχουν έναν όρο ϕ , μετατρέπονται σε επιφανειακά ολοκληρώματα, χρησιμοποιώντας το θεώρημα Gauss. Οι όροι αυτοί αντιμετωπίζονται στη συνέχεια ως διανύσματα ροής στις επιφάνειες κάθε πεπερασμένου όγκου. Επειδή η ροή που εισέρχεται σε έναν δεδομένο όγκο είναι ίδια με εκείνη που εξέρχεται από τον παρακείμενο όγκο, οι μέθοδοι αυτές είναι συντηρητικές. Ένα άλλο πλεονέκτημα της μεθόδου πεπερασμένων όγκων είναι ότι διατυπώνεται εύκολα ώστε να επιτρέπει μη δομημένα πλέγματα. Η μέθοδος χρησιμοποιείται σε πολλά πακέτα υπολογιστικής ρευστοδυναμικής. Ο "πεπερασμένος όγκος" αναφέρεται στον μικρό όγκο που περιβάλλει κάθε σημείο κόμβου σε ένα πλέγμα.



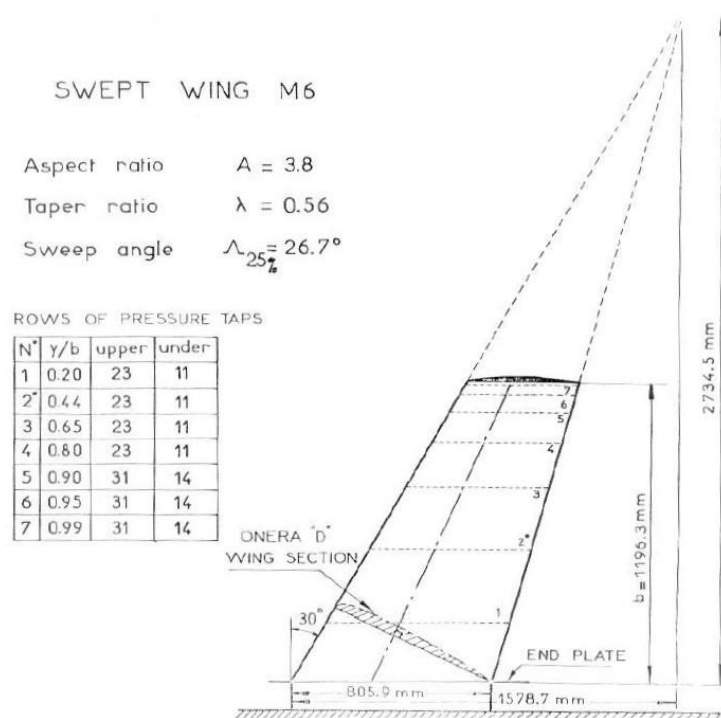
Σχήμα 16: Είδη στοιχείων τριών διαστάσεων

Σε αντίθεση με την μέθοδο πεπερασμένων διαφορών ή με τις φασματικές μεθόδους collocation, όπου οι μεταβλητές ορίζονται πάντοτε στους κόμβους του πλέγματος, στην μέθοδο πεπερασμένων όγκων οι μεταβλητές ορίζονται μέσα στα όρια των στοιχειωδών όγκων που μπορεί να έχουν οποιοδήποτε σχήμα. Τα σημεία ορισμού των μεταβλητών για τους

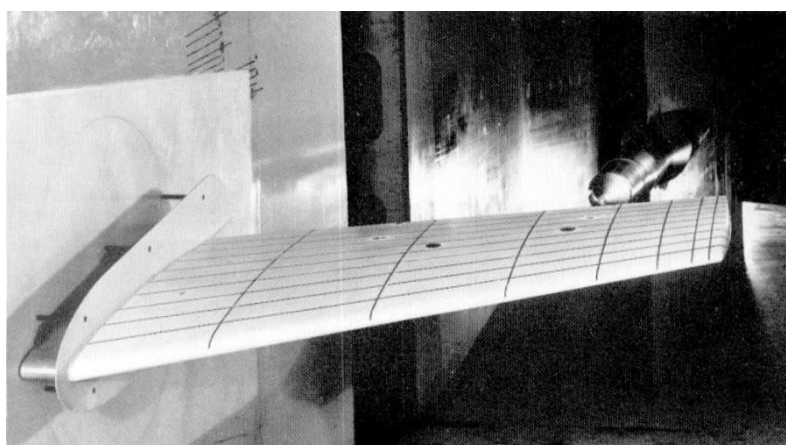
πεπερασμένους όγκους δείχνονται στο Σχήμα 16 όπου οι μεταβλητές ορίζονται στα κέντρα βάρους και οι όγκοι ελέγχου είναι τα πολύγωνα που ορίζουν το πλέγμα.

4.2. Γεωμετρία πτέρυγας Opera-M6

Η Opera M6 είναι μία οπισθοκλινή πτέρυγα, μισού εκπετάσματος και μηδενικής συστροφής. Χρησιμοποιεί την συμμετρική αεροτομή Opera D και τα χαρακτηριστικά της δίνονται στον παρακάτω πίνακα.



Σχήμα 18: Σκαρίφημα πτέρυγας Opera-M6 (AGARD, 1979)



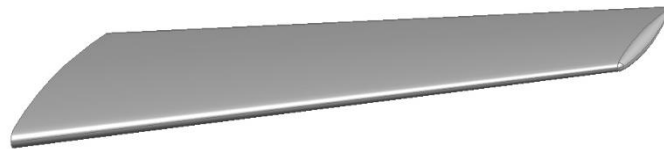
Σχήμα 17: Φωτογραφία πειραματικού μοντέλου πτέρυγας Opera-M6 (AGARD, 1979)

Ημικπέτασμα	1.1963 m
Χορδή βάσης	0.8059 m
Μέση Αεροδυναμική Χορδή <i>MAC</i>	0.64607 m
Διάταμα	3.8
Λόγος εκλέπτυνσης	0.562
Οπισθόκλιση στο 25% της χορδής	26.7°

Πίνακας 1: Χαρακτηριστικά πτέρυγας *Opera-M6*

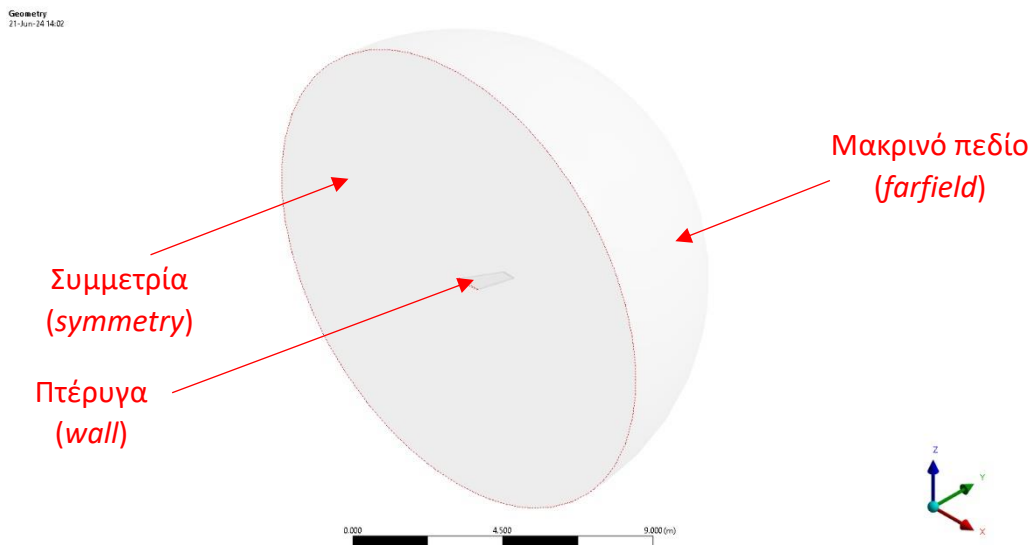
4.3. Χωρίο και οριακές συνθήκες ροής *Opera-M6*

Η πτέρυγα αναπαράχθηκε στο σχεδιαστικό πρόγραμμα *Design Modeler* της *ANSYS*, και έπειτα αφαιρέθηκε από το πεδίο ορισμού της ροής που δημιουργήθηκε.



Σχήμα 19: Μοντέλο πτέρυγας *Opera-M6* στο υπολογιστικό περιβάλλον

Το χωρίο ροής επιλέχθηκε να έχει σχήμα ημισφαιρίου, διαμέτρου 18.75 χορδών βάσης, και η οριακή συνθήκη στην κυρτή επιφάνεια του τέθηκε ως σταθερή πίεση σε μακρινή απόσταση (*pressure farfield*). Στην επίπεδη επιφάνεια του ημισφαιρίου θέσαμε επιφάνεια συμμετρίας (*symmetry*) και η διεπιφάνεια πτέρυγας-ρευστού, τοίχωμα (*wall*). Για την σωστή μοντελοποίηση της ροής κοντά στο τοίχωμα βέβαια, έπρεπε να γίνει η κατάλληλη διαστασιολόγηση του



Σχήμα 20: Χωρίο ροής γύρω από την πτέρυγα και οριακές συνθήκες *Opera-M6*

πλέγματος. Για τον σκοπό αυτό χρησιμοποιήθηκε η θεωρία του οριακού στρώματος κοντά σε τοιχώματα, η οποία θα αναλυθεί στην επόμενη υποενότητα.

Για την επαλήθευση του παρόντος αεροδυναμικού μοντέλου, επιλέχθηκε να προσομοιωθεί το πείραμα με αριθμό 2308, που διεξήχθη σε πειραματική διάταξη αεροσήραγγας το 1979 στο National Office of Aerospace Studies and Research, Σατιγιόν, Γαλλία (AGARD, 1979).

Αριθμός πειράματος	2308
Αριθμός <i>Mach</i>	0.8395
Γωνία προσβολής α	3.06°
Αριθμός Reynolds στη βάση [$\times 10^6$]	14.6
Θερμοκρασία αναφοράς	300 K

Πίνακας 2: Χαρακτηριστικά ροής Opera-M6

Για να προσομοιωθούν οι αντίστοιχες συνθήκες ροής πρέπει να υπολογίσουμε την πίεση στο μακρινό πεδίο (κυρτή επιφάνεια του ημισφαιρίου). Γνωρίζοντας τον αριθμό Mach μπορεί να υπολογισθεί η ταχύτητα της ροής από τον παρακάτω τύπο:

$$M = \frac{u}{c} \rightarrow u_{freestream} = M \cdot c = 0.8395 \cdot \sqrt{\gamma RT} = 0.8395 \cdot \sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 300} = 291.64 \frac{m}{s} \quad (4.1)$$

Γνωρίζοντας τον αριθμό Re και το μήκος χορδής της πτέρυγας στη βάση μπορεί να υπολογισθεί η πυκνότητα από τον ορισμό του αριθμού Re:

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} \rightarrow \rho = Re \cdot \frac{\mu}{u L} \quad (4.2)$$

όπου ρ η πυκνότητα του ρευστού [kg/m^3]

u η ταχύτητα της ροής [m/s]

L μήκος χορδής [m]

και μ το δυναμικό ιξώδες [$kg/(m \cdot s)$]

Το δυναμικό ιξώδες υπολογίζεται σύμφωνα με τον νόμο του Σάδερλαντ (Sutherland's Law) από την κάτωθι εξίσωση και προκύπτει:

$$\begin{aligned} \mu &= \mu_{ref} \cdot \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2} \cdot \frac{T_{ref} + S}{T + S} \\ &= 1.716e - 5 \cdot \left(\frac{300}{273.15} \right)^{3/2} \cdot \left(\frac{273.15 + 110.4}{300 + 110.4} \right) = 1.8459e - 5 \frac{kg}{m \cdot s} \end{aligned} \quad (4.3)$$

Επιστρέφοντας στην εξίσωση του Re (4.2) υπολογίζεται η πυκνότητα:

$$\rho = Re \cdot \frac{\mu}{uL} = \frac{14.6e6 \cdot 1.8459e-5}{291.64 \cdot 0.8059} = 1.147 \frac{kg}{m^3} \quad (4.4)$$

Τέλος, από το νόμο ιδανικών αερίων η πίεση προκύπτει:

$$p = \rho RT = 1.147 \cdot 287 \cdot 300 = 98726.998 Pa \quad (4.5)$$

Για να ορίσουμε γωνία προσβολής πρέπει να δημιουργήσουμε το μοναδιαίο διάνυσμα της ταχύτητας από τις συνιστώσες του. Έτσι για γωνία $\alpha=3.06^\circ$ οι συντελεστές των συνιστωσών ταχυτήτων στους x και z άξονες θα είναι:

$$x = 1 \cdot \cos 3.06 = 0.99857418112 \quad (4.6a)$$

$$z = 1 \cdot \sin 3.06 = 0.05338168975 \quad (4.7a)$$

Κατ' αυτόν τον τρόπο οι συνιστώσες ταχύτητες θα έχουν τιμές:

$$u_x = 0.99857418112 \cdot 291.64 \frac{m}{s} = 291.224 \frac{m}{s} \quad (4.6\beta)$$

$$u_z = 0.05338168975 \cdot 291.64 \frac{m}{s} = 15.568 \frac{m}{s} \quad (4.7\beta)$$

Συνοπτικά οι συνθήκες ροής εμφανίζονται στον παρακάτω πίνακα:

<i>Mach</i>	0.8395
<i>u</i>	291.64 m/s
ρ	1.147 kg/m ³
<i>p</i>	98726.998 Pa
<i>T</i>	300 K
μ	1.845e-5 kg/m·s

Πίνακας 3: Συνθήκες προσομοίωσης Opera-M6

4.4. Διακριτοποίηση χωρίου ροής Opera-M6

Σύμφωνα με τη θεωρία του οριακού στρώματος, σε περιπτώσεις τυρβώδους ροής, αυτή μπορεί να χωριστεί σε τρεις περιοχές. Στην πρώτη περιοχή, πολύ κοντά στο τοίχωμα όπου η επιρροή του ιξώδους είναι πολύ σημαντική (*viscous sublayer*), το προφίλ της ταχύτητας δίνεται από τον παρακάτω τύπο:

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{y^+}{\nu} \quad (4.8)$$

όπου u η ταχύτητα σε απόσταση y από το τοίχωμα, u_τ είναι η ταχύτητα τριβής, y^+ η αδιαστατοποιημένη απόσταση από το τοίχωμα και ν το κινηματικό ιξώδες. Στη δεύτερη η οποία είναι μεταβατική περιοχή (*buffer layer*), η ταχύτητα παύει να ακολουθεί τις τιμές της πρώτης και μοιάζει όλο και περισσότερο με την υπολογιζόμενη από τον λογαριθμικό νόμο. Στην τρίτη περιοχή, πιο μακριά από το τοίχωμα (*logarithmic layer*), όπου οι τυρβώδεις διατμητικές τάσεις κυριαρχούν, το προφίλ της ταχύτητας ακολουθεί τον λογαριθμικό νόμο σύμφωνα με την παρακάτω εξίσωση:

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln(y^+) + B \quad (4.9)$$

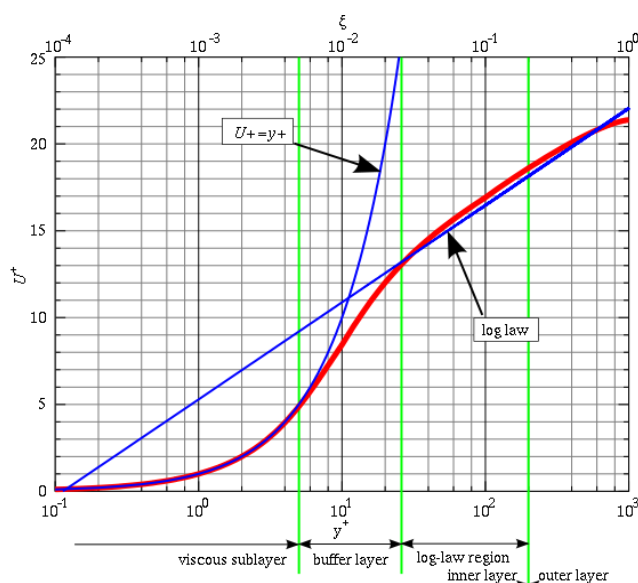
όπου κ είναι η σταθερά Von Karman ίση περίπου με 0.41, και B μια σταθερά ίσης με 5.2. Η αδιαστατοποιημένη απόσταση από το τοίχωμα είναι η τιμή ενδιαφέροντος στο παρόν πρόβλημα μιας και είναι εκείνη που ορίζει την ακρίβεια των αποτελεσμάτων στην διαδικασία διακριτοποίησης του πλέγματος, κοντά στο τοίχωμα. Ο υπολογισμός της γίνεται με την παρακάτω σχέση:

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (4.10)$$

και η ταχύτητα τριβής:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (4.11)$$

Όπου τ_w η διατμητική τάση στο τοίχωμα και ρ η πυκνότητα.



Σχήμα 21: Περιγραφή προφίλ ταχύτητας κοντά σε τοιχώματα (Wikipedia, n.d.)

Πρακτικά, όσο το y^+ έχει μικρές τιμές, κοντά στο 1, η περιγραφή του προφίλ ταχύτητας κοντά στο τοίχωμα είναι πιο ακριβής με αυτή στην πραγματικότητα. Εμπειρικά, αυτό συμβαίνει επειδή για y^+ μικρότερο του 5, το πρώτο κελί βρίσκεται εντός της περιοχής ιξώδους επιρροής του προφίλ ταχύτητας. Για μεσαίες τιμές του y^+ που κυμαίνονται από 25 έως 300, δεν μπορεί να περιγραφεί αναλυτικά το προφίλ ταχύτητας κοντά στο τοίχωμα και έτσι διαφεύγουμε σε χρήση εμπειρικών συναρτήσεων, οι οποίες υπολογίζουν το προφίλ σε εκείνη την περιοχή και το ενώνουν με αυτό του λογαριθμικού νόμου. Τιμές άνω του 300 δεν συνιστώνται μιας και παράγουν αραιό πλέγμα το οποίο αδυνατεί πλήρως να περιγράψει το προφίλ ταχύτητας κοντά στο τοίχωμα.

Για να διαστασιολογήσουμε το πλέγμα θα πρέπει να κάνουμε μια αρχική εκτίμηση του y^+ . Έστω ότι θέλουμε το y^+ να πάρει την τιμή 20. Από τη θεωρία οριακού στρώματος επίπεδης πλάκας μπορούμε να υπολογίσουμε το πάχος του πρώτου κελιού σύμφωνα με την παρακάτω εξίσωση (4.10). Η ταχύτητα τριβής δίνεται από τη σχέση (4.11) όπου:

$$\tau_w = \frac{1}{2} \cdot C_f \rho U_\infty^2 \quad (4.12)$$

$$C_f = \frac{0.026}{Re^{1/7}} \quad (4.13)$$

και ο αριθμός Re_x υπολογίζεται μέσω της σχέσης (4.2).

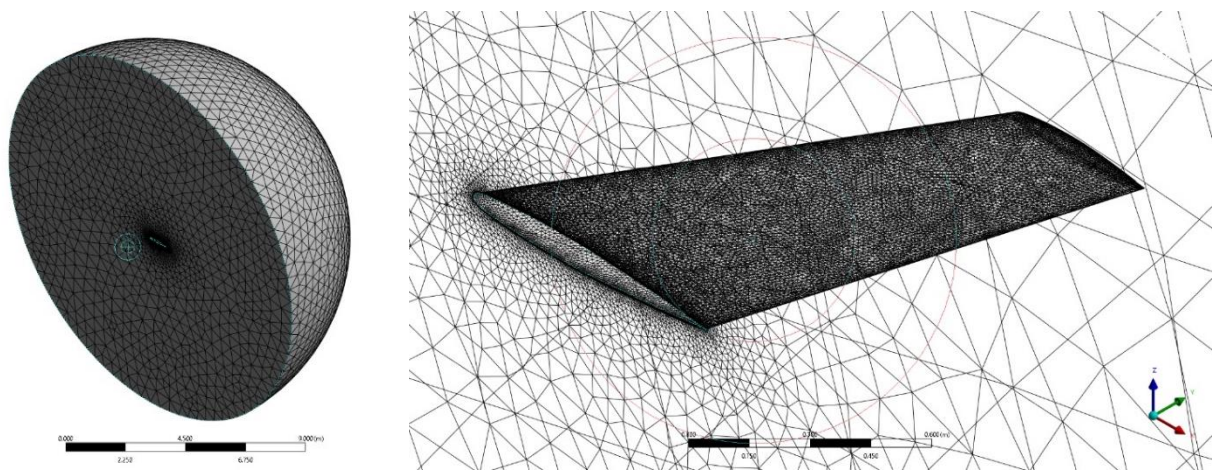
Γνωρίζοντας όλες τις μεταβλητές της τελευταίας εξίσωσης και κινούμενοι προς τα πίσω έως την εξίσωση (4.10) υπολογίζουμε πάχος πρώτου κελιού $y = 0.0314$ mm. Καθώς η φοιτητική άδεια του Ansys περιορίζει τα κελιά σε 1,024,000, επιλέγεται πάχος πρώτου κελιού ίσο με 0.04 mm, σχεδόν εξαντλώντας τον περιορισμό, και υπολογίζοντας εκ νέου το $y^+ \approx 26$.

Δημιουργήθηκε το πλέγμα με μέγεθος κελιών ίσο με 0.5 m κοντά στην κυρτή επιφάνεια του ημισφαιρίου, όπου η ροή βρίσκεται μακριά από φαινόμενα τύρβης και απότομης αλλαγής ροϊκών συνθηκών. Κοντά στην πτέρυγα, εφαρμόστηκε μια σειρά από διαστασιολογήσεις του πλέγματος σύμφωνα με τον παρακάτω πίνακα:

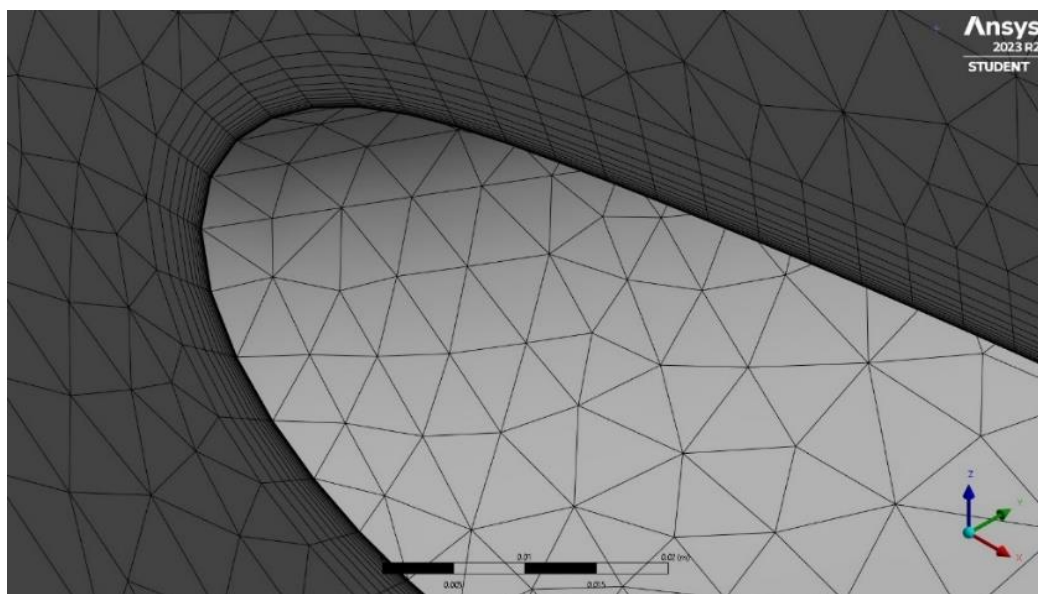
Περιοχή	Διάσταση κελιού [mm]
Αεροτομή βάσης	5
Αεροτομή κορυφής	5
Ακμή προσβολής	7.5
Ακμή φυγής	7.5
Επιφάνεια πτέρυγας	12
Ύψος πρώτης σειράς κελιών κοντά στην επιφάνεια της πτέρυγας	0.04

Πίνακας 4: Διαστασιολόγηση πλέγματος Opera-M6

Η συγκεκριμένη διαστασιολόγηση παράγει **1,005,367** κελιά και **337,903** κόμβους.

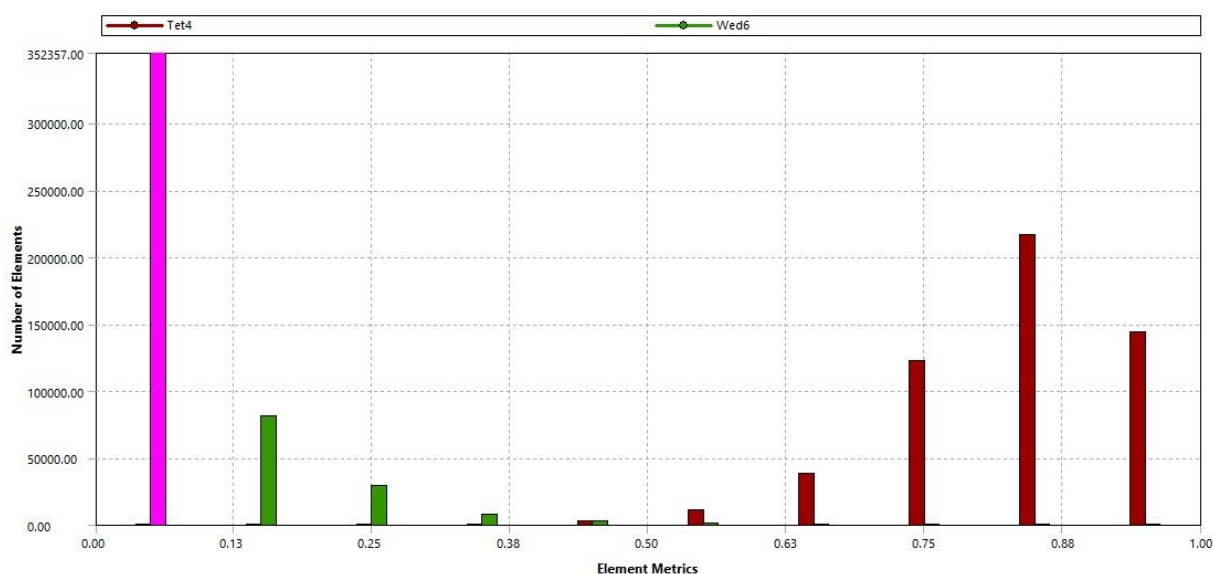


Σχήμα 23: Πλέγμα (α) χωρίο (β) επιφάνεια πτέρυγας Opera-M6



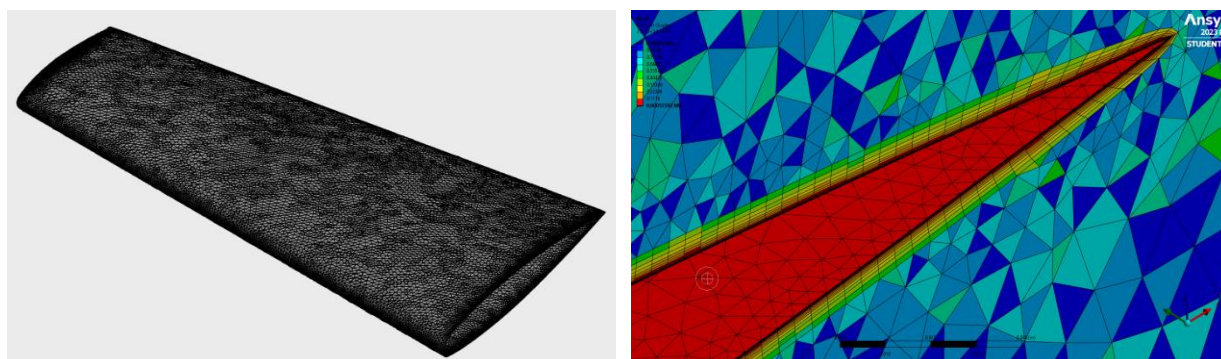
Σχήμα 22: Διαβαθμισμένο πλέγμα κοντά στο τοίχωμα της Opera-M6

Αφού γίνει η παραγωγή του πλέγματος ελέγχεται η ποιότητα του και το y^+ .



Σχήμα 25: Ποιότητα πλέγματος Onera-M6

Με μια πρώτη ματιά στο γράφημα, ένα ποσοστό των κελιών τείνουν να έχουμε ποιότητα γύρω από το 0.85, και ένα μεγαλύτερο ποσοστό γύρω από το 0.05. Αναπαριστώντας την εικόνα με τα κελιά χαμηλής ποιότητας διαπιστώνουμε ότι αυτά βρίσκονται κοντά στο τοίχωμα της πτέρυγας. Αυτό συνέβη με την εισαγωγή διαβαθμισμένου πλέγματος κοντά στο τοίχωμα για να περιγραφεί με μεγαλύτερη ακρίβεια το οριακό στρώμα.

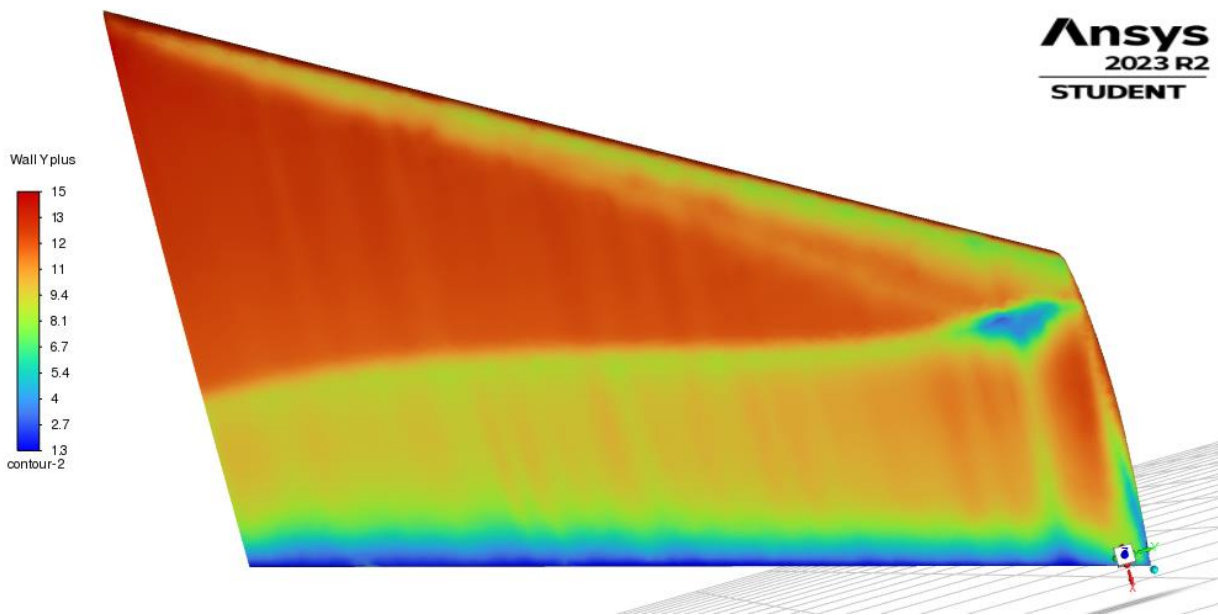


(α)

(β)

Σχήμα 24: (α) κελιά χαμηλής ποιότητας (β) χρωματισμένα κελιά βάσει ποιότητας κοντά στην πτέρυγα

Καθώς εισάγεται διαβαθμισμένο πλέγμα κοντά στο τοίχωμα, το πάχος των κελιών στις πρώτες σειρές είναι πολύ μικρότερο σε σχέση με τις άλλες διαστάσεις του. Με αυτό το τρόπο μικραίνει το *aspect ratio* και συνεπώς και η ποιότητα. Για να επιλυθεί το πρόβλημα χρειάζεται να κάνουμε και τις άλλες διαστάσεις, της ίδιας τάξης μεγέθους, κάτι που θα αύξανε το πλήθος των κελιών ραγδαία. Στη συγκεκριμένη περίπτωση γίνεται συμβιβασμός με τη χαμηλή ποιότητα στο τοίχωμα λόγο διαβάθμισης και θα γίνει τελικά σύγκριση των αποτελεσμάτων για να αποφανθεί πόσο τελικά επηρέασε τους υπολογισμούς.



Σχήμα 26: Υπολογισθέν y^+ στο τοίχωμα της Opera-M6

Το y^+ που προκύπτει στο τοίχωμα της πτέρυγας είναι γενικά από 1.3 έως 15, όπως φαίνεται στην εικόνα, τιμές πολύ καλές για το μοντέλο που θα χρησιμοποιηθεί. Ολοκληρώνοντας τη διακριτοποίηση του όγκου ελέγχου της ροής και έχοντας θέσει τις οριακές συνθήκες, συνεχίζουμε επιλέγοντας ένα κατάλληλο μοντέλο τύρβης.

4.5. Εξισώσεις επίλυσης και μοντελοποίηση τύρβης

Οι αναλύσεις υπολογιστικής ρευστοδυναμικής για την επίλυση προβλημάτων τυρβώδους ροής χωρίζονται σε τρεις μεγάλες κατηγορίες:

- Χρονικά μέσες εξισώσεις Navier-Stokes κατά Reynolds (Reynolds-Averaged Navier Stokes – **RANS**)
- Απευθείας αριθμητική προσομοίωση του πεδίου ροής και των δομών τύρβης (Direct Numerical Simulation – **DNS**)
- Προσομοίωση μεγάλων δινών (Large Eddy Simulation – **LES**)

Οι RANS είναι μια προσέγγιση για την επίλυση των εξισώσεων N-S (Navier-Stokes) που επικεντρώνεται στη μέση ροή και στην επίδραση της τύρβης στις ιδιότητες της μέσης ροής. Με αυτόν τον τρόπο οι RANS διαχωρίζουν τη ροή σε μέσες και διακινούμενες συνιστώσες, οι οποίες περιέχουν όρους που μοντελοποιούνται με κλασικά μοντέλα τύρβης. Αυτή η απλοποίηση οδηγεί σε εξισώσεις οι οποίες απαιτούν λιγότερους υπολογιστικούς πόρους σε σύγκριση με την άμεση επίλυση των πλήρων εξισώσεων N-S. Οι **εξισώσεις RANS** παρουσιάζονται παρακάτω σε καρτεσιανή μορφή.

- Εξίσωση συνέχειας

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\bar{U}_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (4.14)$$

- Εξισώσεις ορμής

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\bar{U}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\bar{U}_i\bar{U}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial(\bar{\tau}_{ij} - \overline{\bar{\rho}u_i'u_j'})}{\partial x_j} + \bar{S}_{M,i} \quad (4.15)$$

- Εξίσωση ενέργειας

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\bar{h}_o)}{\partial t} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\bar{U}_j\bar{h}_o)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial h}{\partial x_j} - \overline{\bar{\rho}u_j'h'} \right) + \frac{\partial[\bar{U}_i(\bar{\tau}_{ij} - \overline{\bar{\rho}u_i'u_j'})]}{\partial x_j} + \bar{S}_E \quad (4.16)$$

Όπου:

$$\bar{\tau}_{ij} = \mu \left[\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{U}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \bar{U}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (4.17)$$

Η DNS επιλύει απευθείας τις πλήρεις εξισώσεις N-S χωρίς καμία μοντελοποίηση τυρβώδους ροής. Αυτό σημαίνει ότι όλες οι κλίμακες των τυρβωδών δομών υπολογίζονται με ακρίβεια, κάτι που καθιστά τη μέθοδο εξαιρετικά απαιτητική από άποψη υπολογιστικών πόρων και χρόνου. Περιορίζεται σε προβλήματα με μικρότερες διαστάσεις λόγω της υψηλής υπολογιστικής απαίτησης καθιστώντας την πρακτικά αδύνατη για πολλές πραγματικές εφαρμογές.

Η LES είναι μια ενδιάμεση προσέγγιση που επιλύει τις μεγαλύτερες δομές της τυρβώδους ροής και μοντελοποιεί τις μικρότερες, παρέχοντας μια καλή ισορροπία μεταξύ ακρίβειας και υπολογιστικής αποδοτικότητας. Αν και ικανή να προσημειώσει ακριβώς τις μεγαλύτερες δομές της τυρβώδους ροής και λιγότερο απαιτητική από την DNS, εξακολουθεί να απαιτεί σημαντικούς υπολογιστικούς πόρους.

Στην παρούσα μελέτη επιλέγεται να χρησιμοποιηθεί το σύστημα επίλυσης εξισώσεων RANS με χρήση μοντέλου τύρβης. Σύμφωνα με τη βιβλιογραφία, για εξωτερικές ροές αεροδυναμικών σωμάτων, όπως είναι οι αεροτομές και οι πτέρυγες, προτιμάται η χρήση του μοντέλου μιας εξίσωσης Spalart-Allmaras. Το συγκεκριμένο μοντέλο είναι πολύ γνωστό στο χώρο της αεροδιαστημικής καθώς προσφέρει ισορροπία ανάμεσα στην ακρίβεια των αποτελεσμάτων και την αποδοτικότητα σε υπολογιστική ισχύ. Το μοντέλο Spalart-Allmaras βασίζεται στην επίλυση μίας (1) εξίσωσης μεταφοράς για την παράμετρο του κινηματικού ιξώδους τύρβης $\tilde{\nu}$:

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{v})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{v}\bar{U}_i)}{\partial x_i} = \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \bar{\rho}\tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b1}\bar{\rho}\tilde{v}\bar{\Omega} - C_{w1}\bar{\rho} \left(\frac{\tilde{v}}{\kappa y} \right)^2 f_w \quad (4.18)$$

Ρυθμός μεταβολής της παραμέτρου του ιξώδους \tilde{v} + Μεταφορά του \tilde{v} με συναγωγή = Μεταφορά του \tilde{v} με τυρβώδη διάχυση + Ρυθμός παραγωγής του \tilde{v} - Ρυθμός σκέδασης του \tilde{v}

Όπου:

- ν το κινηματικό ιξώδες
- σ_v σταθερά ίση με 2/3
- κ η σταθερά von Kármán ίση με 0.4187
- C_{b1} σταθερά ίση με 0.1355
- C_{b2} σταθερά ίση με 0.622

Οι συναρτήσεις f_{v2} και f_w αποτελούν συναρτήσεις που χρησιμεύουν στην απόσβεση της συμπεριφοράς του μοντέλου κοντά στα τοιχώματα και $\bar{\Omega}$ η τοπική μέση στροβιλότητα.

Το δυναμικό ιξώδες τύρβης σχετίζεται με το \tilde{v} μέσω της σχέσης:

$$\mu_t = \rho\tilde{v}f_{v1} \quad (4.19)$$

όπου η συνάρτηση f_{v1} είναι παρόμοια συνάρτηση απόσβεσης τοιχώματος.

Οι τάσεις Reynolds υπολογίζονται από την εξής σχέση:

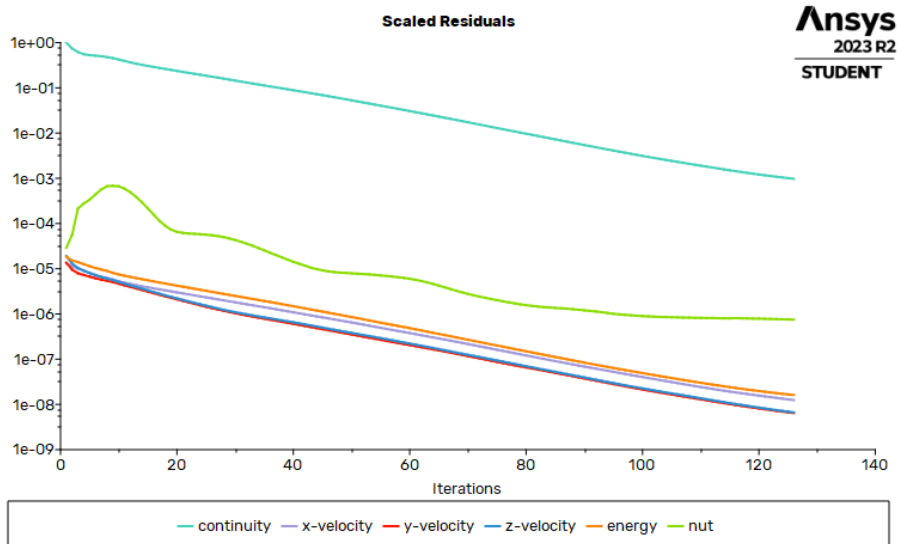
$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u_i' u_j'} = 2\mu_t S_{ij} = \rho\tilde{v}f_{v1} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (4.20)$$

Η σύζευξη πίεσης-ταχύτητας έγινε με τον αλγόριθμο SIMPLE.

4.6. Αποτελέσματα προσομοίωσης πτέρυγας Onera-M6

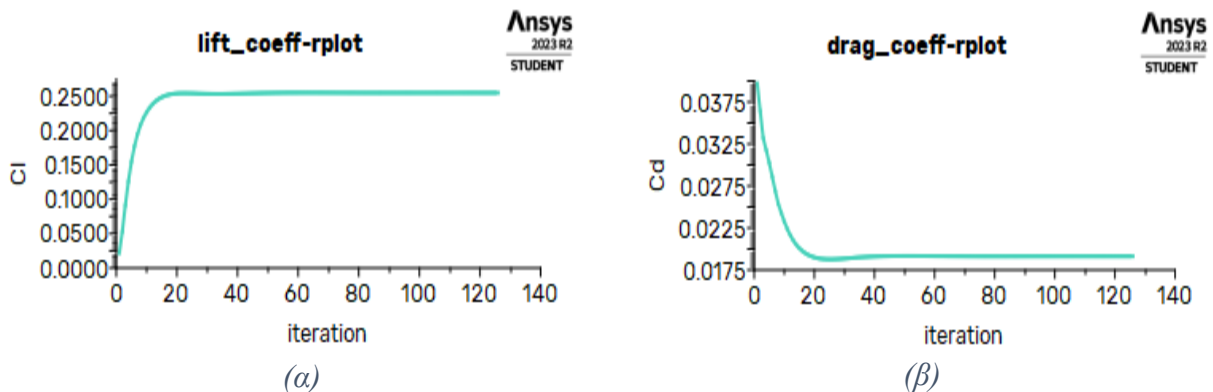
Έχοντας ολοκληρώσει τις απαραίτητες διαδικασίες στο κομμάτι της προετοιμασίας ανάλυσης, είμαστε σε θέση να ορίσουμε παραμέτρους εξόδου στο λογισμικό. Οι συγκεκριμένες παράμετροι θα είναι τιμές ενδιαφέροντος για τα χαρακτηριστικά της ροής στο πεδίο που στήσαμε, και υπολογίζονται κατά την επίλυση του συστήματος εξισώσεων RANS.

Αρχικά παρατηρούμε τις τιμές των υπολειπόμενων όρων της διαδικασίας επίλυσης των εξισώσεων RANS. Η τάση των υπολειπόμενων όρων είναι φθίνουσα και η ανάλυση τερματίζεται στην 126^η επανάληψη της αριθμητικής διαδικασίας επίλυσης. Αυτό, επειδή επιτεύχθηκε το κριτήριο σύγκλισης που ορίσαμε, δηλαδή η τιμή όλων των υπολειπόμενων όρων των εξισώσεων επίλυσης να είναι μικρότερη από $10e-3$.



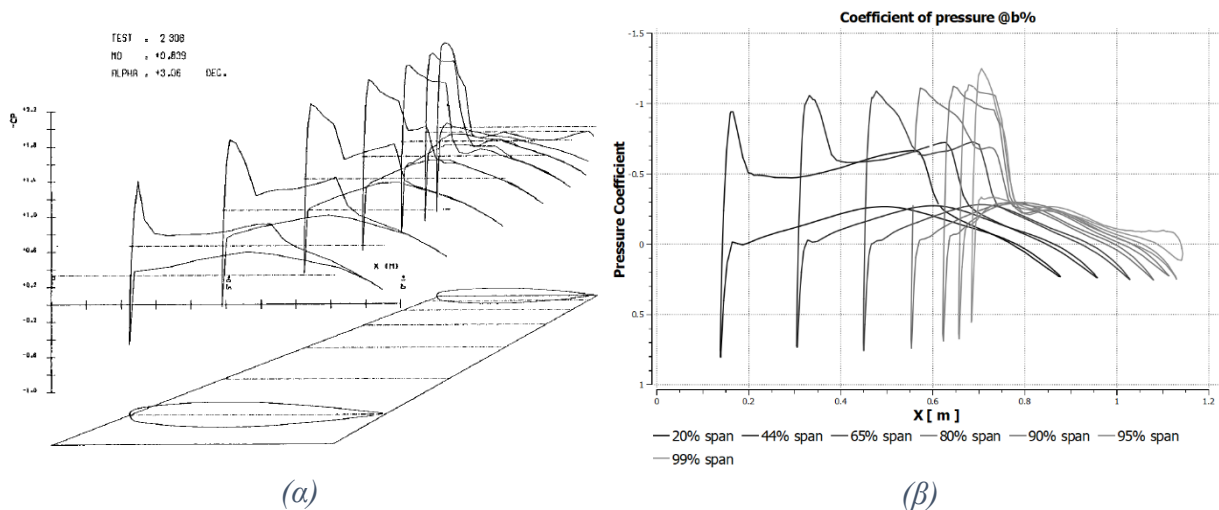
Σχήμα 27: Σύγκλιση υπολειπόμενων όρων CFD επίλυσης Opera-M6

Επίσης, μπορούμε να παρατηρήσουμε τις τιμές των αεροδυναμικών συντελεστών τις οποίες επιλέξαμε να υπολογίζει το λογισμικό σε κάθε επανάληψη επίλυσης. Φαίνεται και αυτές να φτάνουν ένα πλατό μετά από μερικές επαναλήψεις και να συγκλίνουν γύρω από μια τιμή, χωρίς περεταίρω διακυμάνσεις.



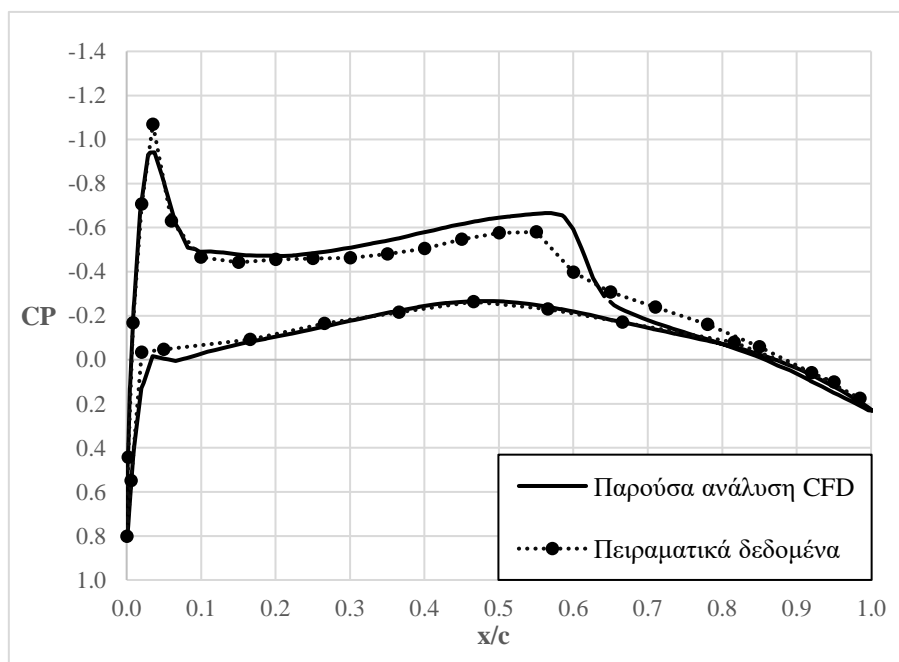
Σχήμα 28: Opera-M6 (α) διάγραμμα υπολογισμένου συντελεστή άντωσης – βήμα επανάληψης (β) διάγραμμα υπολογισμένου συντελεστή αντίστασης – βήμα επανάληψης

Σύμφωνα με την πειραματική διάταξη, μετρήθηκαν οι πιέσεις στην επιφάνεια της πτέρυγας κατά τη διεύθυνση της ροής, σε επτά (7) τομές κατά το ημικπέτασμα, από τις οποίες ανάχθηκαν οι αντίστοιχοι συντελεστές πίεσης C_p . Επίσης υπήρχε η δυνατότητα μέτρησης των αεροδυναμικών συντελεστών άντωσης C_L και αντίστασης C_D με ζυγό μεγάλης ακρίβειας. Γνωρίζοντας τις συγκεκριμένες μετρήσεις αντλούμε από το σύστημα μετεπεξεργασίας τις τιμές των αντίστοιχων μεγεθών σε κατάσταση μόνιμης ροής.

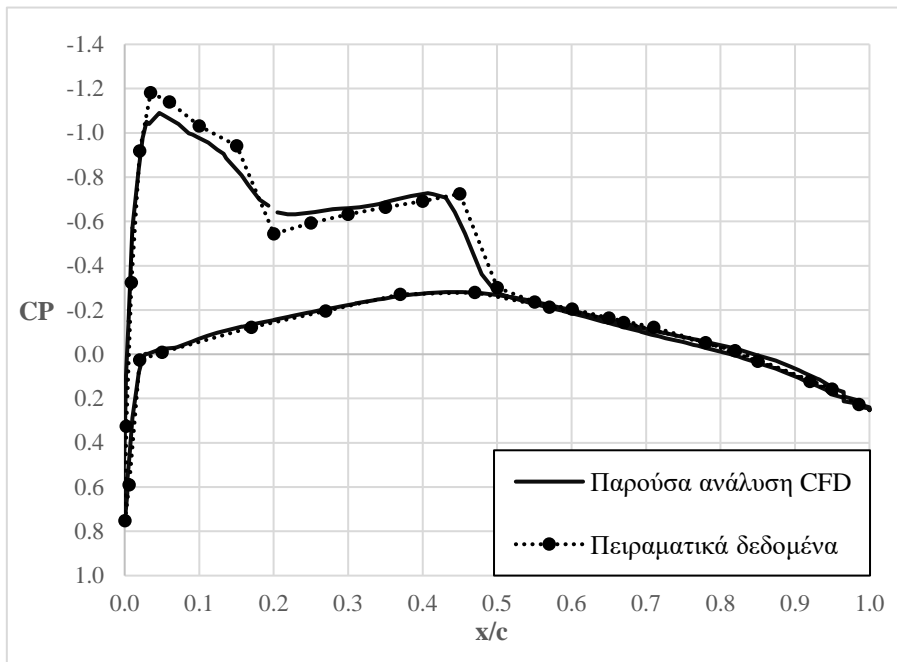


Σχήμα 30: (α) Κατανομές συντελεστή πίεσης από το πείραμα (AGARD, 1979)
 (β) Κατανομές συντελεστή πίεσης από την παρούσα μελέτη CFD

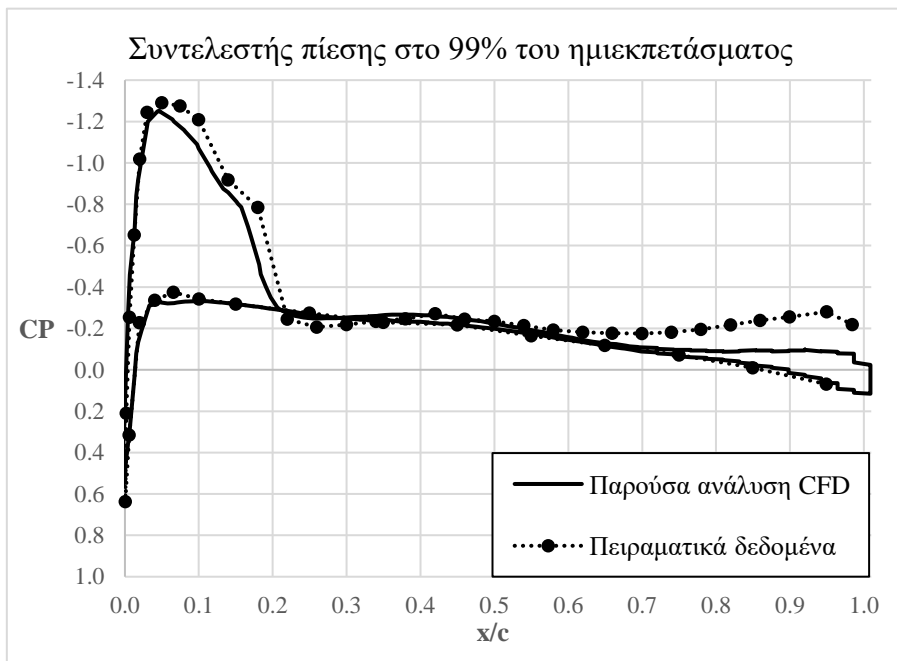
Παρατηρούμε από τα δύο σχήματα ότι η συμπεριφορά του συντελεστή πίεσης στο πείραμα και στην παρούσα μελέτη είναι αρκετά κοντά. Παρακάτω θα παρουσιάσουμε τα γραφήματα της προσομοίωσης και του πειράματος (AGARD, 1979) σε ένα σχήμα, για τρεις διαφορετικές θέσεις του ημικεπετάσματος, στο 20%, το 65% και το 99%, για να μπορέσουμε να έχουμε καλύτερη οπτική σύγκριση των αποτελεσμάτων μας.



Σχήμα 29: Κατανομή συντελεστή πίεσης πτέρυγας στο 20% του ημικεπετάσματος



Σχήμα 32: Κατανομή συντελεστή πίεσης πτέρυγας στο 65% του ημικεπετάσματος

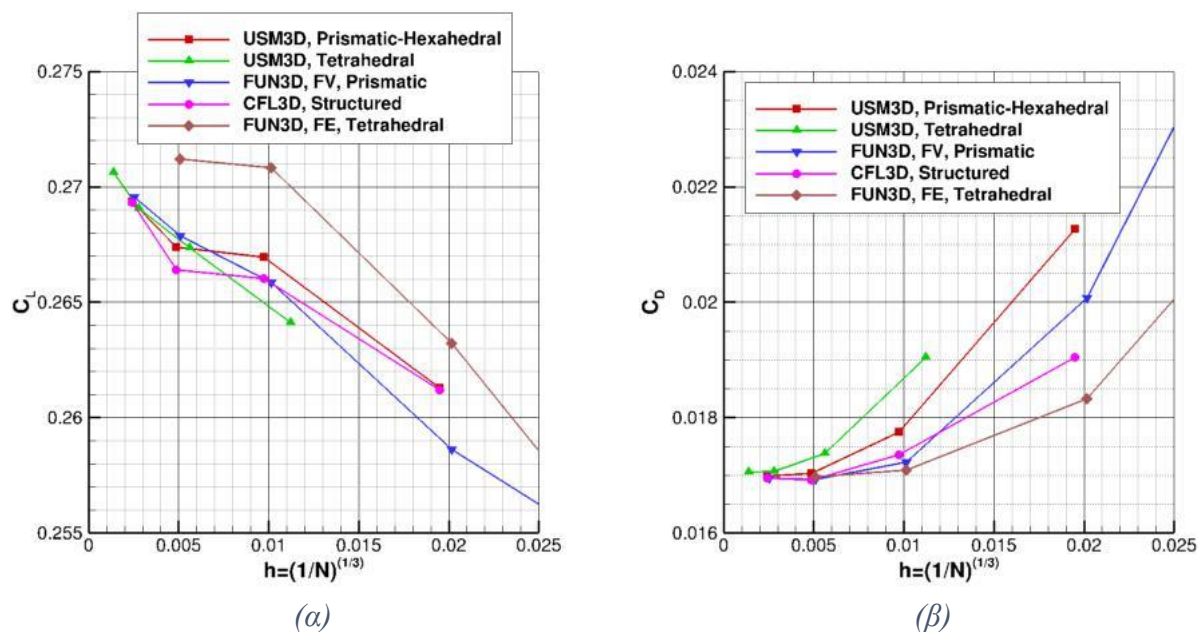


Σχήμα 312: Κατανομή συντελεστή πίεσης πτέρυγας στο 99% του ημικεπετάσματος

Και στις τρεις περιπτώσεις φαίνεται να υπάρχει καλή συμφωνία των αποτελεσμάτων με τα πειραματικά δεδομένα. Στην περίπτωση του 20% διακρίνεται μια μικρή τάση υπερεκτίμησης της διαφοράς πίεσης. Στη θέση 65% ημικεπετάσματος, η συμπεριφορά διαφέρει μέχρι το 1/5 της χορδής όπου η διαφορά πίεσης υπολογίζεται ελαφρώς μειωμένη, στο επόμενο 1/5 ελαφρώς αυξημένη, και στο υπόλοιπο της χορδής παρατηρούνται αμελητέες διαφορές. Τέλος τη θέση

99% του ημικεπετάσματος, η συμπεριφορά είναι και πάλι πολύ παρόμοια, με μειωμένη διαφορά πίεσης στο πρώτο 1/5 και τα τελευταία 2/5 της χορδής, ενώ στη μέση είναι σχεδόν ίδια.

Σύμφωνα με το (Langley-Research-Center, 2021) και τους (Diskin, et al., 2018) έχει γίνει έρευνα ευαισθησίας αποτελεσμάτων σε σχέση με τη διακριτοποίηση του πλέγματος. Από την έρευνα μπορούμε να αντλήσουμε διαγράμματα αεροδυναμικών συντελεστών σε συνάρτηση με το μέγεθος των κελιών, σε διαφορετικούς κώδικες παραγωγής πλέγματος.



Σχήμα 33: (Langley-Research-Center, 2021)

- (α) Αποτελέσματα συγκριτικής έρευνας για τον συντελεστή άντωσης C_L
- (β) Αποτελέσματα συγκριτικής έρευνας για τον συντελεστή αντίστασης C_D

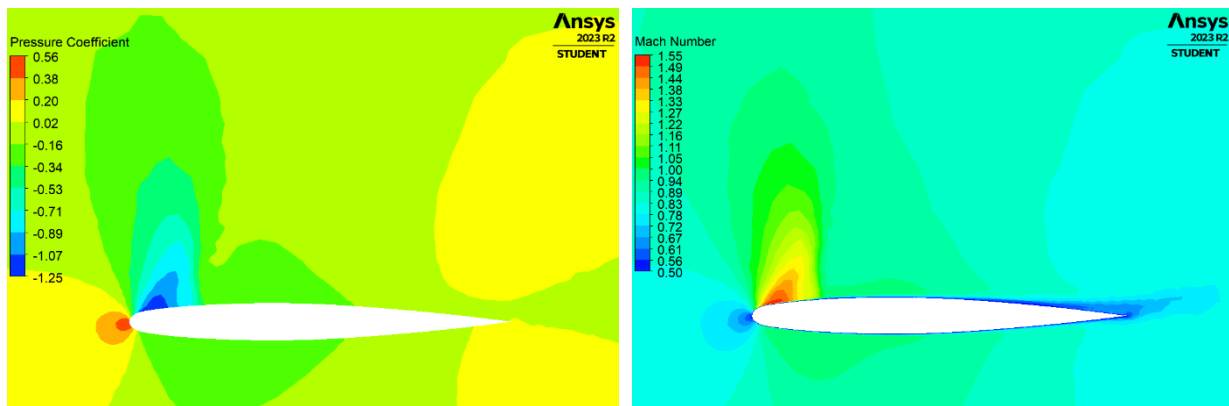
Στα παραπάνω γραφήματα, η μεταβλητή h στον οριζόντιο άξονα είναι το μέσο αδιαστατοποιημένο μέγεθος των κελιών, και με διαφορετικά χρώματα και σύμβολα παρουσιάζονται διαγράμματα αποτελεσμάτων από διαφορετικούς κώδικες παραγωγής πλέγματος. Όπως φαίνεται, όσο μικραίνει η διάσταση των κελιών τόσο όλοι οι κώδικες έχουν μικρότερη διασπορά αποτελεσμάτων, παρουσιάζοντας έτσι σύγκλιση σε μια πολύ πιο περιορισμένη περιοχή τιμών. Μπορούμε λοιπόν να συγκρίνουμε τους υπολογισμένους από την παρούσα μελέτη αεροδυναμικούς συντελεστές με αυτούς από τα παραπάνω γραφήματα, τα αποτελέσματα της οποίας σύγκρισης φαίνονται στον παρακάτω πίνακα.

	C_L	C_D
Τιμή σύγκλισης μελετών CFD	0.2659	0.017
Τιμή παρούσας μελέτης CFD	0.2549	0.019
Απόκλιση	4.1%	11.8%

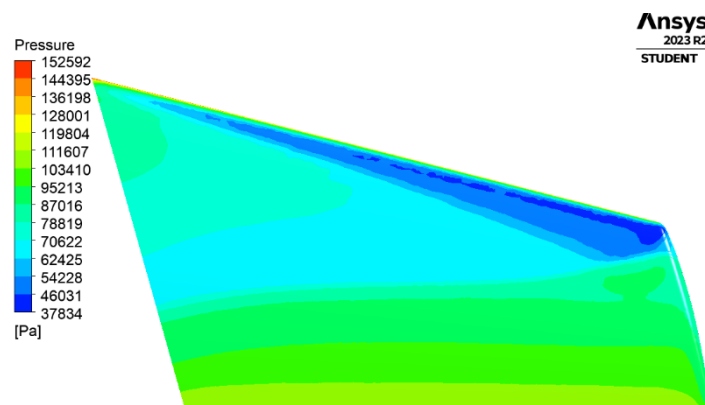
Πίνακας 5: Σύγκριση αεροδυναμικών συντελεστών *Onera-M6*

Οι αποκλίσεις που παρατηρούμε δεν είναι μηδαμινές, παρόλα αυτά, συγκρινόμενοι με αραιά πλέγματα από τις άλλες CFD μελέτες, βρισκόμαστε κοντά σε δικές τους τιμές. Στο γράφημα C_L τοποθετούμαστε στην κάτω δεξιά γωνία όπου έχουν υπολογιστεί παρόμοιες τιμές. Αντίστοιχα, στο γράφημα C_D η τιμή 0.019 τέμνεται από όλα τα παραδείγματα, το καθένα για διαφορετική διακριτοποίηση χωρίου.

Συμπερασματικά, τα αποτελέσματα που υπολογίστηκαν από την παρούσα μελέτη είναι αρκετά ικανοποιητικά, λαμβάνοντας υπόψη ότι το πλέγμα μας βρίσκεται στην περιοχή των αραιών. Αυτό σημαίνει ότι σε περίπτωση που διακριτοποιήσουμε το χωρίο σε μικρότερα μέρη, θα έρθουμε ακόμα πιο κοντά στα υπόλοιπα αποτελέσματα.



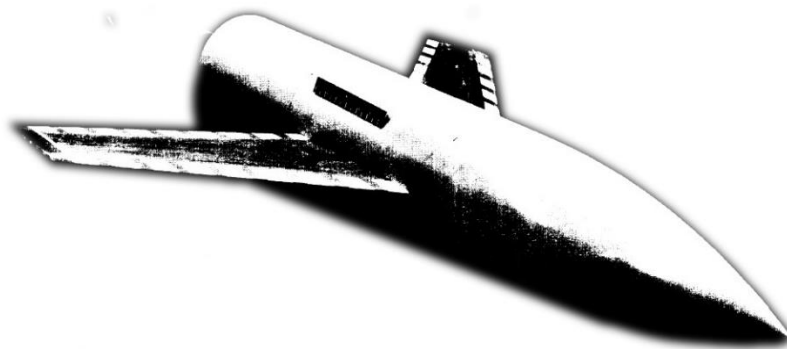
Σχήμα 34: Ισοϋψείς στην κορυφή της πτέρυγας *Onera-M6*, C_p (αριστερά) $Mach$ (δεξιά)



Σχήμα 35: Πίεση επί της επιφάνειας της πτέρυγας

5. Προσομοίωση αεροελαστικής επαλήθευσης πτέρυγας Agard-445.6

Η πτέρυγα που χρησιμοποιήθηκε για την επαλήθευση του παρόντος μοντέλου είναι η AGARD-445.6. Η πτέρυγα προέρχεται από δοκιμαστικό πύραυλο μικρών διαστάσεων της NASA ο οποίος τέθηκε σε πειραματικούς ελέγχους σε αεροσύραγα το 1987, στο Langley Research Center, Hampton της Virginia, ΗΠΑ (Yates, 1987). Σκοπός των πειραμάτων ήταν να μελετήσουν την αεροελαστική συμπεριφορά της πτέρυγας και συγκεκριμένα την απόκριση πτερυγισμού.



Σχήμα 36: Πειραματικός πύραυλος που φέρει την πτέρυγα Agard-445.6 (Yates, 1987)

5.1. Προετοιμασία δομικού μοντέλου

Για την προσομοίωση πτερυγισμού στήθηκε μοντέλο στο ANSYS Workbench. Καθώς πρόκειται για μια προσομοίωση που συμπεριλαμβάνει αλληλεπίδραση ροής-δομής, θα πρέπει να μοντελοποιηθούν και τα δύο πεδία ξεχωριστά.

5.1.1. Ανάλυση πεπερασμένων στοιχείων - FEA

Η Ανάλυση Πεπερασμένων Στοιχείων (FEA) είναι μια υπολογιστική τεχνική που χρησιμοποιείται για την προσέγγιση λύσεων σε σύνθετα μηχανικά προβλήματα, ιδιαίτερα στην ανάλυση δομών. Διαιρεί μια μεγάλη, πολύπλοκη δομή σε μικρότερα, διαχειρίσιμα στοιχεία που ονομάζονται πεπερασμένα στοιχεία. Αυτά τα στοιχεία μπορούν να αναλυθούν μεμονωμένα και η συμπεριφορά τους μπορεί να περιγραφεί μαθηματικά χρησιμοποιώντας διαφορικές εξισώσεις. Η διαδικασία της FEA περιλαμβάνει τη δημιουργία ενός πλέγματος από αυτά τα στοιχεία, την εφαρμογή ιδιοτήτων υλικών και συνοριακών συνθηκών, και στη συνέχεια την επίλυση του

προκύπτοντος συστήματος εξισώσεων για να προβλεφθεί η συμπεριφορά ολόκληρης της δομής υπό διάφορα φορτία και συνθήκες. Αυτή η μέθοδος χρησιμοποιείται ευρέως στη μηχανική για την προσομοίωση και την ανάλυση φυσικών φαινομένων όπως τάσεις, παραμορφώσεις, μεταφορά θερμότητας και ροή ρευστών.

Στη δυναμική ανάλυση, η FEA επιλύει εξισώσεις που περιλαμβάνουν τις επιδράσεις της μάζας και της αδράνειας της δομής. Οι εξισώσεις αυτές διατυπώνονται ως:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{F}(t) \quad (5.1)$$

όπου:

- \mathbf{M} είναι ο πίνακας μάζας που αντιπροσωπεύει την κατανομή της μάζας στη δομή
- $\ddot{\mathbf{u}}$ είναι το διάνυσμα επιταχύνσεων των κόμβων
- \mathbf{C} είναι ο πίνακας απόσβεσης που αντιπροσωπεύει τις αποσβέσεις του συστήματος
- $\dot{\mathbf{u}}$ είναι το διάνυσμα ταχυτήτων των κόμβων
- \mathbf{K} είναι ο πίνακας ακαμψίας που αντιπροσωπεύει τις ιδιότητες υλικών και τη γεωμετρία των στοιχείων
- \mathbf{u} είναι το διάνυσμα μετατοπίσεων των κόμβων
- $\mathbf{F}(t)$ είναι το διάνυσμα των εφαρμοζόμενων δυνάμεων ως συνάρτηση του χρόνου.

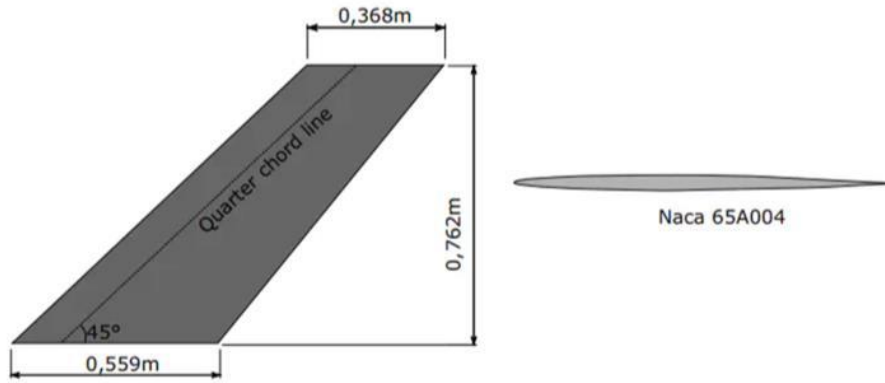
Αυτές οι εξισώσεις συνδυάζουν τις επιδράσεις της μάζας, της ακαμψίας και της απόσβεσης για να περιγράψουν τη δυναμική συμπεριφορά της δομής υπό μεταβαλλόμενες συνθήκες φόρτισης. Η επίλυση αυτών των εξισώσεων επιτρέπει την ανάλυση φαινομένων όπως οι δονήσεις, οι κρούσεις και οι σεισμικές αποκρίσεις, παρέχοντας στους μηχανικούς τη δυνατότητα να αξιολογούν την ανθεκτικότητα και την ασφάλεια των δομών υπό δυναμικές φορτίσεις.

5.1.2. Γεωμετρία πτέρυγας Agard-445.6

Η αεροτομή η οποία χρησιμοποιείται καθ' όλο το ημι-εκπέτασμα της πτέρυγας είναι η NACA 65A004, μια συμμετρική αεροτομή πάχους 4% της χορδής. Γενικότερα, οι αεροτομές σειράς NACA65 εντοπίζονται σε υποηχητικές πτήσεις μεγάλων ταχυτήτων, διηχητικές, αλλά και υπερηχητικές πτήσεις χαμηλών ταχυτήτων, συγκεκριμένα σε μαχητικού τύπου αεροσκάφη και πυραύλους. Το μήκος χορδής στη βάση είναι 0.559 m, στο άκρο είναι 0.368 m, και η κάθετη απόσταση μεταξύ των δύο προφίλ είναι 0.762 m. Η πτέρυγα έχει οπισθόκλιση γωνίας 45 μοιρών η οποία εφαρμόζεται στο 25% της χορδής σε κάθε μήκος ημικεπέτασματος. Αυτά τα μεγέθη προσδίδουν στην πτέρυγα τα εξής χαρακτηριστικά:

Διάταμα	1.65
Λόγος εκλέπτυνσης	0.65
Γωνία οπισθόκλισης στο 25% της χορδής	45°

Πίνακας 6: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτέρυγας Agard-445.6

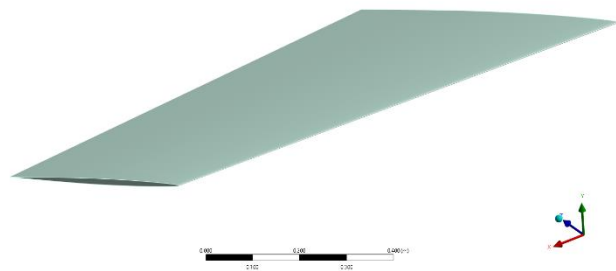


Σχήμα 37: Γεωμετρία πτέρυγας Agard-445.6

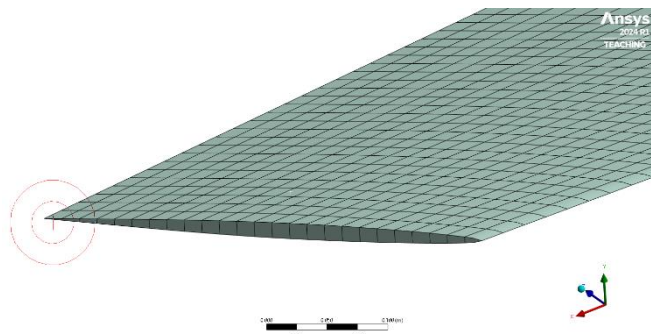
Η αεροτομή εισήχθη στο σχεδιαστικό πρόγραμμα Design Modeler της ANSYS μέσω .dat αρχείου το οποίο περιείχε τις συντεταγμένες της. Με την εντολή loft δημιουργήθηκε η συμπαγής γεωμετρία της πτέρυγας.

5.1.3. Δομικό πλέγμα

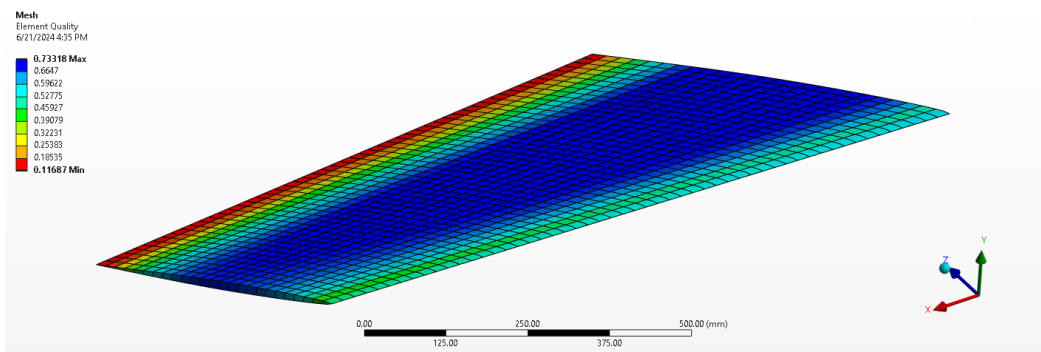
Το πλέγμα της πτέρυγας επιλέχθηκε να είναι δομημένο για τη διευκόλυνση στη λύση των εξισώσεων κίνησης, συνεπώς και τη μείωση του υπολογιστικού κόστους. Έγινε επιλογή μέσου πλέγματος με μέσο μέγεθος στοιχείου περίπου 35 mm. Έτσι, προέκυψαν 9346 κόμβοι και 1325 στοιχεία. Η ποιότητα του πλέγματος φαίνεται με το παρακάτω σχήμα:



Σχήμα 38: Agard-445.6 σε υπολογιστικό περιβάλλον



Σχήμα 39: Δομικό πλέγμα Agard-445.6



Σχήμα 40: Ποιότητα δομικού πλέγματος Agard-445.6

5.1.4. Δομική ανάλυση πτέρυγας Agard-445.6

Πριν περάσουμε στη συζευγμένη προσομοίωση δομής-ρευστού, πρέπει να αποδώσουμε τα σωστά δομικά χαρακτηριστικά στη πτέρυγα σύμφωνα με την πειραματική αναφορά. Κάθε κατασκευή, συναρτήσει του υλικού και της γεωμετρίας της, φέρει διαδρομές μεταφοράς τάσεων εντός του υλικού και ιδιοσυχνότητες ταλαντωτικών συμπεριφορών.

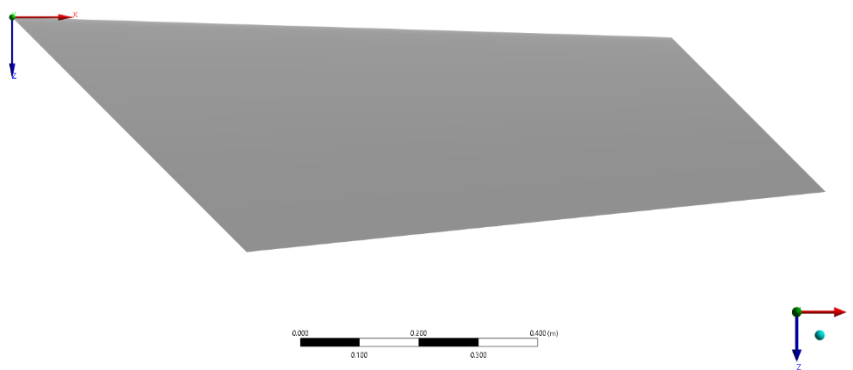
Στην προκειμένη περίπτωση το υλικό που χρησιμοποιήθηκε είναι ένα είδος ξύλου με ονομασία μαόνι ή αλλιώς mahogany wood. Το μαόνι χρησιμοποιείται εμπορικά σε μεγάλη ποικιλία προϊόντων λόγω της ανθεκτικής φύσης του, κυρίως στην Αμερική, όπου μπορεί να βρεθεί σε μεγάλες ποσότητες. Στο πείραμα χρησιμοποιήθηκε καθώς είναι συμπαγές, ελαφρύτερο από οποιοδήποτε μεταλλικό κράμα και εύκολο στην επεξεργασία του. Το ξύλο καθώς δημιουργείται στη φύση αναπτύσσει ίνες, τα λεγόμενα «νερά». Οι ίνες έχουν συγκεκριμένη διεύθυνση, παράλληλη με το ύψος του δέντρου και προσδίδουν στο ξύλο μεγαλύτερο μέτρο ελαστικότητας σε αυτή τη διεύθυνση. Έτσι το συγκεκριμένο υλικό καθίσταται ορθοτροπικό, έχει δηλαδή διαφορετικές μηχανικές ιδιότητες σε κάθε μια από τις τρεις γνωστές διευθύνσεις. Στα συγκεκριμένα πειράματα συμμετείχαν δύο διαφορετικά μοντέλα της πτέρυγας, ένα συμπαγές και ένα αποδυναμωμένο. Στη συγκεκριμένη επαλήθευση προσομοιώνεται το αποδυναμωμένο (weakened) μοντέλο (Σχήμα 41) και η πυκνότητα και οι μηχανικές του ιδιότητες δίνονται παρακάτω από τους (Yosibash, Kirby, Myers, Szab, & Karniadakis, 2003).



Σχήμα 41: Αποδυναμωμένο μοντέλο Agard-445.6 (Yates, 1987)

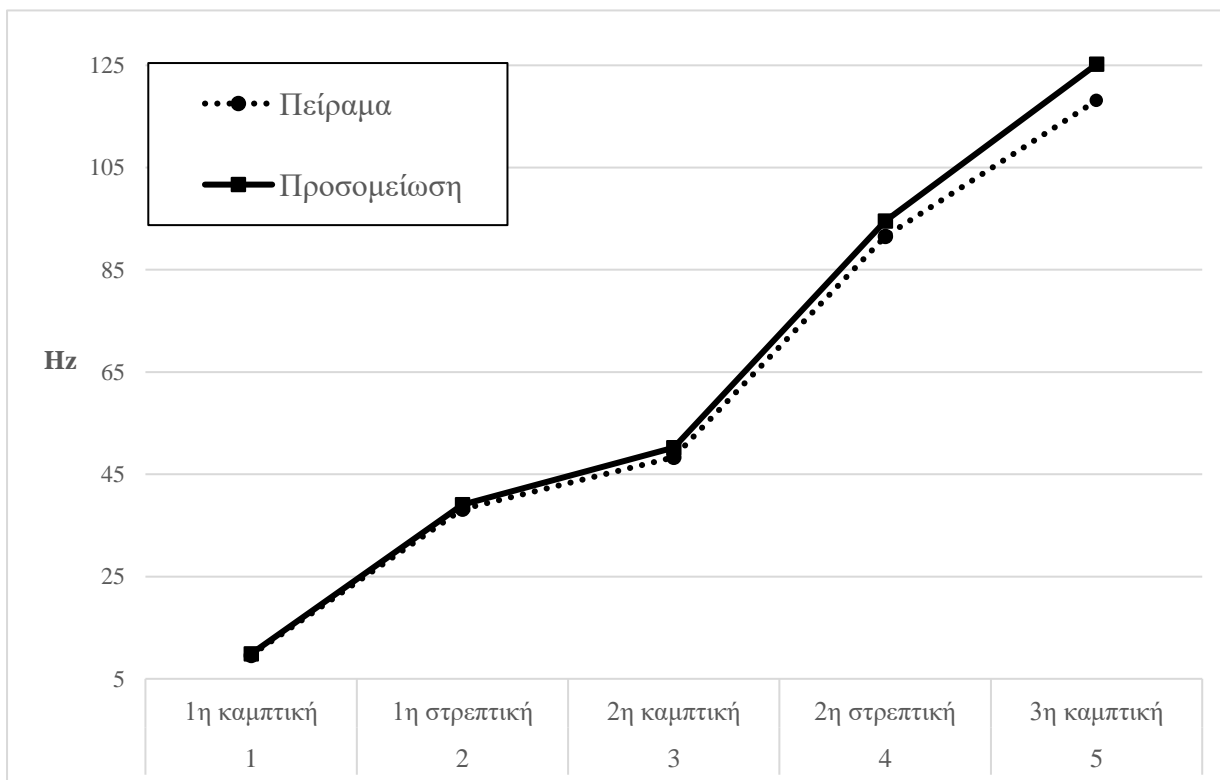
ρ [kg/m ³]	410.4
E_{11} [MPa]	3671
E_{22} [MPa]	240
E_{33} [MPa]	401
G_{12} [MPa]	321
G_{13} [MPa]	409
G_{23} [MPa]	136
ν_{12}	0.034
ν_{13}	0.033
ν_{23}	0.326

Σύμφωνα με τον Yates, κατά την κατασκευή των μοντέλων οι ίνες του ξύλου, δηλαδή η διεύθυνση με μέτρο ελαστικότητας E_{11} , τοποθετήθηκαν με τέτοιο τρόπο ώστε να είναι παράλληλες στο ημικπέτασμα της πτέρυγας. Έτσι λοιπόν κατά τη μοντελοποίηση στο ANSYS Engineering Data: Material, οι ιδιότητες της πτέρυγας ορίστηκαν σύμφωνα με τον Yates, και η πτέρυγα στράφηκε 45 μοίρες γύρω από τον άξονα Y, όση δηλαδή και η τιμή οπισθόκλισης της.



Σχήμα 42: Προσανατολισμός πτέρυγας Agard-445.6 σε σχέση με την αρχή των αξόνων

Η βάση της πτέρυγας περιορίστηκε και στους έξι βαθμούς ελευθερίας με πάκτωση και κατόπιν ζητήθηκε από το λογισμικό λύση προς εύρεση των ιδιομορφών της δομής. Τα παραγόμενα αποτελέσματα ιδοσυχνοτήτων και ιδιομορφών της δομής της πτέρυγας εμφανίζονται παρακάτω.



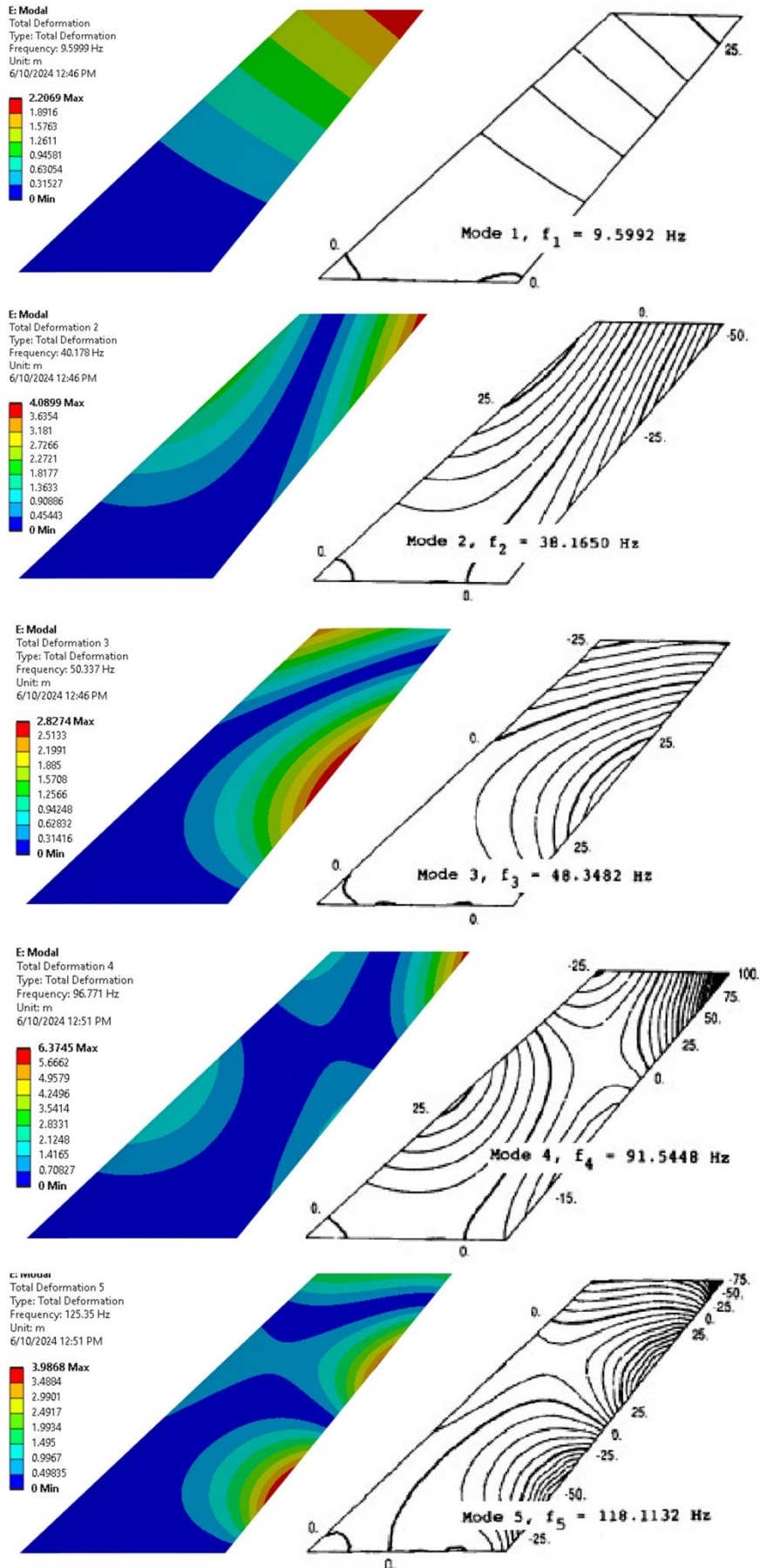
Σχήμα 43: Σύγκριση ιδιοσυχνοτήτων προσομοίωσης-πειράματος (Yates, 1987) πτέρυγας Agard-445.6

Α/Α ιδιομορφής	Ιδιομορφή	Ιδιοσυχνότητα [Hz]		Απόκλιση
		Πείραμα	Προσομοίωση	
1	1η καμπτική	9.5992	9.8846	2.97%
2	1η στρεπτική	38.165	39.055	2.33%
3	2η καμπτική	48.3482	50.191	3.81%
4	2η στρεπτική	91.5448	94.537	3.27%
5	3η καμπτική	118.1132	125.2	6.00%
			Μέση απόκλιση	3.68%

Πίνακας 8: Αποτελέσματα σύγκρισης ιδιοσυχνοτήτων πτέρυγας Agard-445.6

Τα παραγόμενα αποτελέσματα από την προσομοίωση της δομικής ανάλυσης φαίνονται να συμφωνούν σε πολύ καλό βαθμό με τα πειραματικά αποτελέσματα του Yates, με σφάλμα που αγγίζει μόλις το 6% στην πέμπτη ιδιομορφή, ενώ ο μέσος όρος του και για τις πέντε πρώτες ιδιομορφές που θα μας απασχολήσουν είναι 3.68%. Παρακάτω παρουσιάζονται σχηματικά οι ιδιομορφές που αντλήθηκαν από το λογισμικό, σε σύγκριση με τις πειραματικές.

Τα συμπεράσματα από τη δομική ανάλυση ιδιομορφών είναι ότι πετύχαμε πολύ καλή μοντελοποίηση της γεωμετρίας και του ορισμού υλικού για την κατασκευή. Αυτό σημαίνει ότι η συμπεριφορά της δομής σε ταλαντωτικά φαινόμενα θα προσομοιώνεται με τα ίδια χαρακτηριστικά που έχει η κατασκευή στο πείραμα.



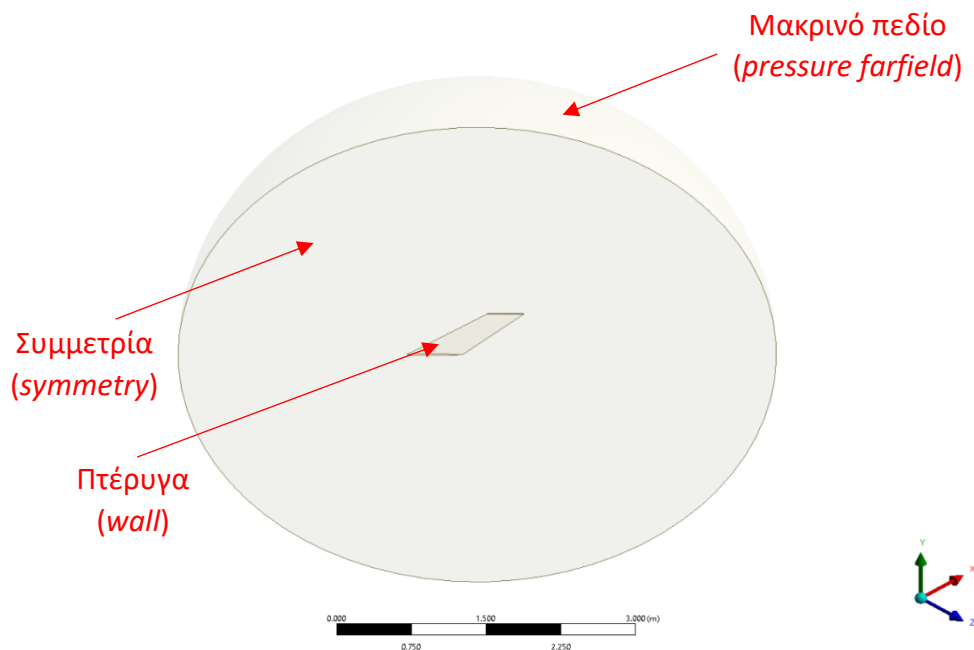
Σχήμα 44: Σύγκριση ιδιομορφών προσομοίωσης-πειράματος (Yates, 1987)

5.2. Προετοιμασία μοντέλου ροής

Στα πειράματα που έκανε ο YATES χρησιμοποιήθηκε ένα εύρος συνθηκών ροής, σύμφωνα με τις δυνατότητες της αεροσύραγγας. Συγκεκριμένα για το αποδυναμωμένο μοντέλο έτρεξαν 12 συνολικά πειράματα με αριθμούς Mach από 0.338 έως 1.141. Για να μπορεί να γίνει σύγκριση μεταξύ των διαφορετικών κατασκευών του αποδυναμωμένου μοντέλου, χρησιμοποιήθηκε ο αδιάστατος δείκτης ταχύτητας πτερυγισμού FSI (*flutter speed index*) έτσι ώστε να μπορούν να συγκριθούν οι ταχύτητες πτερυγισμού σε σχέση με τα διαφορετικά χαρακτηριστικά της κάθε κατασκευής όπως ο λόγος μάζας μ (*mass ratio*), το ήμισυ της χορδής βάσης b_s (*wing root semi chord*) και η πρώτη στρεπτική ιδιοσυχνότητα ω_a (*1st torsional frequency*).

5.2.1. Χωρίο ροής και διακριτοποίηση

Έχοντας εισπράξει ικανοποιητικά αποτελέσματα από την προσομοίωση της πτέρυγας Opera-M6, επιλέγεται να χρησιμοποιηθεί το ίδιο σχήμα, οι ίδιες οριακές συνθήκες αλλά και πλέγμα για το χωρίο ροής.



Σχήμα 45: Χωρίο ροής Agard-445.6 και οριακές συνθήκες

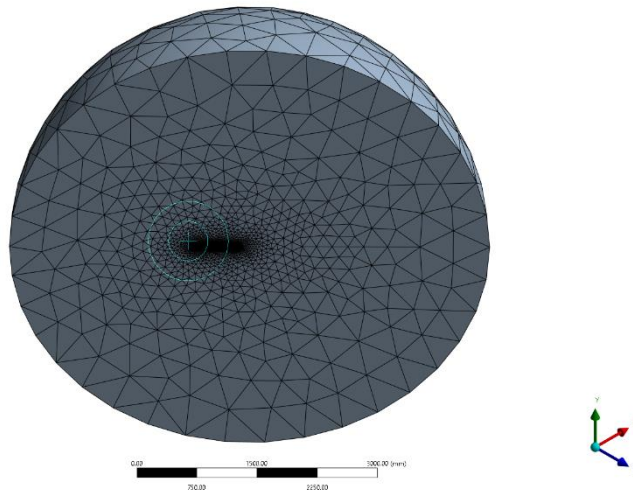
Στην αρχή των αναλύσεων, όπως στην Opera-M6, έτσι και στην Agard-445.6, το χωρίο είχε διάμετρο περίπου 5 με 6 φορές τη χορδή βάσης της εκάστοτε πτέρυγας. Στο προηγούμενο κεφάλαιο παρουσιάστηκε το βελτιωμένο χωρίο για την Opera-M6 με διάμετρο περίπου 18 φορές τη χορδή της, το οποίο σχεδιάστηκε χρονολογικά μετά τις αντίστοιχες βελτιώσεις που έγιναν και στις προσομοιώσεις της Agard. Συνεπώς στο παρόν κεφάλαιο παρουσιάζονται οι πρώτες απόπειρες μοντελοποίησης της αεροελαστικής συμπεριφοράς.

Για το πλέγμα θέτουμε τα εξής χαρακτηριστικά:

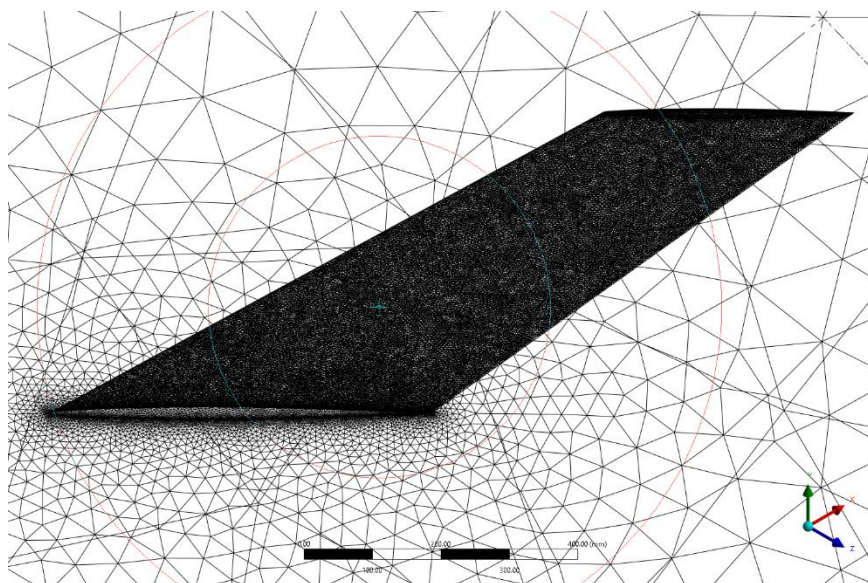
Διάμετρος ημισφαιρίου	$\approx 5.36x$ χορδή βάσης
Μέγεθος κελιού στο μακρινό πεδίο	500 mm
Μέγεθος κελιού στις αεροτομές βάσης και κορυφής της πτέρυγας	2 mm
Μέγεθος κελιού στις ακμές προσβολής και φυγής	5 mm
Μέγεθος κελιού στις επάνω και κάτω επιφάνειες, αλλά και στην επιφάνεια της κορυφής	5 mm
Πλήθος κελιών	1103819
Πλήθος κόμβων	203715

Πίνακας 9: Διαστασιολόγηση ροϊκού πλέγματος Agard-445.6

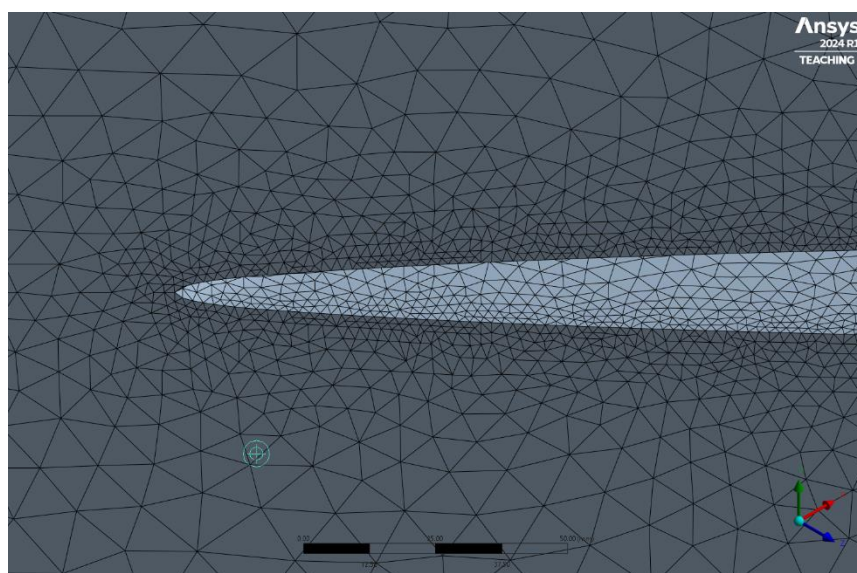
Καθώς οι αεροελαστικές αναλύσεις απαιτούσαν κατά μέσο όρο υπολογιστικό χρόνο 10 ωρών σε 12 πυρήνες CPU για την προσομοίωση 0.3 δευτερολέπτων ροής, οι αρχικές μας προσομοιώσεις στήθηκαν χωρίς χρήση διαβαθμισμένου πλέγματος κοντά στο τοίχωμα της πτέρυγας. Με αυτόν τον τρόπο διατηρήσαμε τον υπολογιστικό χρόνο σχετικά χαμηλό, χωρίς όμως να γνωρίζουμε τι κόστος υπάρχει στην ακρίβεια των αποτελεσμάτων.



Σχήμα 46: Ροϊκό πλέγμα Agard-455.6



Σχήμα 48: Ροϊκό πλέγμα στην επιφάνεια της πτέρυγας Agard-445.6



Σχήμα 47: Εστιασμένο ροϊκό πλέγμα κοντά στην Agard-455.6

5.2.2. Δυναμικό πλέγμα

Στην προσομοίωση πρόκειται να γίνει σύζευξη και συνεχής μεταφορά δεδομένων μεταξύ των επιλυτών, δομικού και ροϊκού. Για να μη γίνει υπερκάλυψη των ορίων μεταξύ των δύο επιλυτών, και η μεταφορά δεδομένων να πραγματοποιείται χωρίς μεγάλο σφάλμα, ορίζεται η διεπιφάνεια ροής-δομής. Στην ουσία η διεπιφάνεια ροής-δομής μπορούμε να φανταστούμε ότι ορίζεται από την εξωτερική επιφάνεια της πτέρυγας και χωρίζει το ροϊκό πεδίο από τη δομή.

Καθώς θα επέρχεται παραμόρφωση της δομής της πτέρυγας, θα ακολουθεί την ίδια κίνηση και η διεπιφάνεια ροής-δομής. Ακολούθως, θα παραμορφώνεται και το ροϊκό πεδίο. Αυτή η

αλληλουχία κινήσεων μας αναγκάζει να ορίσουμε ένα δυναμικό ροϊκό πλέγμα, έτσι ώστε να μπορεί να παραμορφώνεται, ανάλογα με την κίνηση του ορίου.

Λαμβάνοντας υπόψη την παραμόρφωση του πλέγματος, η ολοκληρωτική μορφή της εξίσωσης συνέχειας ενός τυχαίου βαθμωτού μεγέθους φ , σε έναν αυθαίρετο όγκο ελέγχου V , του οποίου τα όρια κινούνται γράφεται ως εξής:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \varphi dV + \int_{\partial V} \rho \varphi (\bar{u} - \bar{u}_g) d\bar{A} = \int_{\partial V} \Gamma \nabla \varphi d\bar{A} + \int_V S_\varphi dV \quad (5.2)$$

Όπου

ρ η πυκνότητα του ρευστού

u το διάνυσμα ροής του ρευστού

u_g η ταχύτητα του κινούμενου πλέγματος

Γ ο συντελεστής διάχυσης

S_φ όρος πηγής του φ

Και το όριο ολοκλήρωσης ∂V αντιπροσωπεύει τα όρια του όγκου ελέγχου.

Με τη χρήση ανάδρομου διαφορικού τύπου πρώτου βαθμού, η χρονική παράγωγος στην παραπάνω εξίσωση μπορεί να γραφεί ως εξής:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \varphi dV = \frac{(\rho \varphi V)^{n+1} - (\rho \varphi V)^n}{\Delta t} \quad (5.3)$$

Όπου n και $n+1$ αντιπροσωπεύουν το εκάστοτε μέγεθος στο παρόν και επόμενο χρονικό βήμα, αντίστοιχα. Στο $(n+1)^o$ χρονικό βήμα, ο $(n+1)^{os}$ όγκος ελέγχου V^{n+1} υπολογίζεται από:

$$V^{n+1} = V^n + \frac{dV}{dt} \Delta t \quad (5.4)$$

Όπου η dV/dt χρονική παράγωγος του όγκου ελέγχου. Έτσι ώστε να ικανοποιείται η αρχή διατήρησης για το πλέγμα, η χρονική παράγωγος του όγκου υπολογίζεται από:

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \bar{u}_g d\bar{A} = \sum_j^{n_f} \bar{u}_{g,j} \cdot \bar{A}_j \quad (5.5)$$

Όπου n_f είναι ο αριθμός των εδρών του όγκου ελέγχου και \bar{A}_j είναι το διάνυσμα επιφάνειας j έδρας. Το παραγόμενο μέγεθος $\bar{u}_{g,j} \cdot \bar{A}_j$ σε κάθε όγκο ελέγχου υπολογίζεται από:

$$\bar{u}_{g,j} \cdot \bar{A}_j = \frac{\delta V_j}{\Delta t} \quad (5.6)$$

Όπου το δV_j είναι ο όγκος που σαρώθηκε από την επιφάνεια j στο πέρας του χρονικού διαστήματος Δt .

Με αυτή τη διαδικασία, σε κάθε χρονικό βήμα υπολογισμού, λαμβάνεται υπόψη η ταχύτητα κίνησης του ορίου του πλέγματος u_g , από τον δομικό επιλυτή, και ανανεώνονται οι όγκοι ελέγχου V .

5.2.3. Συνθήκες ροής και δείκτης FSI

Πριν περάσουμε στις συνθήκες που τέθηκαν για την προσομοίωση, είναι σημαντικό να ορίσουμε την ταχύτητα πτερυγισμού. Ο δείκτης ταχύτητας πτερυγισμού FSI (flutter speed index) είναι ένα αδιαστατοποιημένο μέγεθος που χρησιμοποιείται για τη σύγκριση των παραμέτρων πτερυγισμού σε πτέρυγες με διαφορετικό μέγεθος, δομικά χαρακτηριστικά και μάζα, αλλά και διαφορετικές συνθήκες ροής όπως ταχύτητα ρευστού και πυκνότητα.

$$FSI = \frac{V}{b_s \omega_a \sqrt{\tilde{\mu}}} \quad (5.7)$$

όπου V η ταχύτητα του ρέοντος ρευστού

b_s το ήμισυ της χορδής βάσης της πτέρυγας

και ω_a η γωνιακή συχνότητα της πρώτης στρεπτικής ιδιομορφής της πτέρυγας ($2\pi f_a$).

Το $\tilde{\mu}$ είναι λόγος μαζών και είναι επίσης μια αδιαστατοποιημένη μεταβλητή για τη μάζα της εκάστοτε πτέρυγας, σε εκάστοτε συνθήκες ρευστού.

$$\tilde{\mu} = \frac{\tilde{m}}{\rho v} \quad (5.8)$$

όπου \tilde{m} η ζυγισμένη μάζα της πτέρυγας

ρ η πυκνότητα του ρευστού

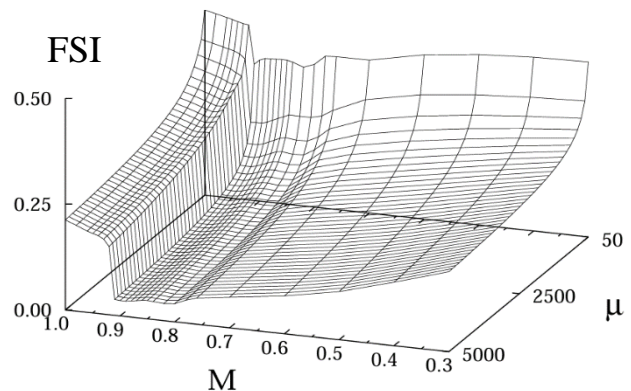
και v ο όγκος του κόλουρου κώνου με

διάμετρο βάσης τη χορδή βάσης της

πτέρυγας, διάμετρο κορυφής τη χορδή

κορυφής της πτέρυγας, και ύψος το

ημικέτασμα της.



Σχήμα 49: Επιφάνεια ορίου πτερυγισμού για την αεροτομή NACA0012

Στο παρόν μοντέλο επιλέχθηκε να μελετηθεί η αεροελαστική απόκριση της αποδυναμωμένης πτέρυγας σύμφωνα με τις συνθήκες του πειράματος που αναφέρει ο Yates στο παρακάτω σχήμα, όπου ω η γωνιακή συχνότητα ταλάντωσης, και q η δυναμική πίεση.

Model description				M	ρ , slugs/cu ft	$\bar{\mu}$	ω_w , radians/sec	ω_a , radians/sec	V , ft/sec	q , lb/sq ft	$\frac{V}{b_0 \bar{\mu} \sqrt{\bar{\mu}}}$
Panel span, ft	Mounting	Structure	Model								
1.250	Wall	Solid	*1	0.480	0.00208	19.250	620.6	-----	540.83	306.8	0.4333
			*1	.470	.00209	19.158	620.6	-----	530.05	295.4	.4256
2.500	Wall	Solid	1	.451	.00216	14.455	298.7	194.1	507.8	279.6	.4879
			1	.463	.00209	14.939	298.7	192.2	522.9	288.0	.4942
2.500	Wall	Weakened	1	.850	.000155	193.150	219.2	94.2	977.8	64.2	.3502
			1	.870	.000155	193.150	219.2	96.7	933.5	66.2	.3343
			2	.834	.000206	144.350	211.7	107.4	901.1	82.7	.3865
			3	.901	.000193	143.920	239.3	101.1	973.4	89.3	.3700
			3	.678	.000404	68.753	239.3	113.0	759.1	115.7	.4174
			3	.499	.000830	33.465	239.3	128.1	565.8	133.1	.4459
			3	.954	.000123	225.820	239.3	91.1	1,008.4	60.6	.3059
			3	.960	.000123	225.820	239.3	87.3	1,013.8	61.3	.3076
			3	.957	.000123	225.820	239.3	87.9	1,020.2	61.7	.3095
			3	1.072	.000107	259.590	239.3	86.7	1,131.0	66.1	.3201
			3	1.141	.000152	182.740	239.3	109.9	1,195.3	105.3	.4031
			4	.338	.00221	12.568	238.0	137.5	383.4	163.9	.4958
3.750	Wall	Solid	1	.496	.00194	17.055	202.9	125.6	569.0	316.0	.4938
1.167	Sting	Solid	Right panel	.466	.00199	20.291	608.97	409.9	529.0	282.5	.4500
			Right panel	.458	.00202	19.989	608.97	408.2	524.5	279.6	.4496

Σχήμα 50: Πειραματικά δεδομένα περνευγισμού (Yates, 1987)

Στην ουσία ο παραπάνω πίνακας αναγράφει τις συνθήκες στις οποίες εμφανίζεται αστάθεια, δηλαδή στο σημείο όπου οι παραγόμενες ταλαντώσεις παύουν να αποσβένονται και πλέον το πλάτος τους αυξάνεται με την πάροδο του χρόνου. Επειδή όπως έχουμε ήδη αναφέρει, ο περνευγισμός είναι ένα φαινόμενο το οποίο εξαρτάται από πάρα πολλούς παράγοντες, ο τρόπος με τον οποίο θα προσπαθήσουμε να επαληθεύσουμε το μοντέλο μας, είναι χρησιμοποιώντας τον ίδιο FSI, και συγκρίνοντας δύο βασικά μεγέθη των παραγόμενων ταλαντώσεων, τη συχνότητα και το μέτρο απόσβεσης.

	Πείραμα	Παρούσα προσομοίωση	Απόκλιση
<i>Mach</i>	0.96	0.96	0%
ρ [kg/m ³]	0.06339	0.060101	5.19%
$\bar{\mu}$	225.82	220.630566	2.30%
ω_a [rad/sec]	239.3	252.44	5.49%
ω [rad/sec]	87.3	προς υπολογισμό	-
<i>V</i> [m/s]	309.00624	323.05	4.54%
<i>q</i> [Pa]	2935.0598	3136.109321	6.85%
FSI	0.3076	0.308245626	0.21%
ω/ω_a	0.37	προς υπολογισμό	-

Πίνακας 10: Συνθήκες ροής προσομοίωσης Agard I

Με τα ανωτέρω στοιχεία θέτουμε στην οριακή συνθήκη μακρινού πεδίου πίεση 3100 Pa και θερμοκρασία 282 K. Ως operating pressure τέθηκαν 1765 Pa. Καθώς περιστρέψαμε το πεδίο 45 μοίρες γύρω από των κατακόρυφο άξονα για να εφαρμοστεί σωστά ο τανιστής μέτρου ελαστικότητας του υλικού της πτέρυγας, πρέπει να δώσουμε την σωστή κατεύθυνση και στο διάνυσμα της ταχύτητας ροής. Όπως ορίσαμε γωνία προσβολής στην προσομοίωση της Opera-M6, έτσι και εδώ θα εκφράσουμε την συνισταμένη ταχύτητα με δύο συνιστώσες στο επίπεδο που ορίζεται από της χορδές της πτέρυγας.

$$u_x = u \cdot \cos \theta = u \cdot \cos 45^\circ = u \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \approx u \cdot 0.7071 \quad (5.9)$$

Αντίστοιχα:

$$u_z = u \cdot \sin \theta = u \cdot \sin 45^\circ = u \cdot \frac{\sqrt{2}}{2} \approx u \cdot 0.7071 \quad (5.10)$$

Χρησιμοποιείται και πάλι το μοντέλο τύρβης μιας εξίσωσης Spalart-Allmaras, και το δυναμικό ιξώδες υπολογίζεται από το νόμο του Sutherland.

5.3. Σύζευξη δομικού-ροϊκού μοντέλου

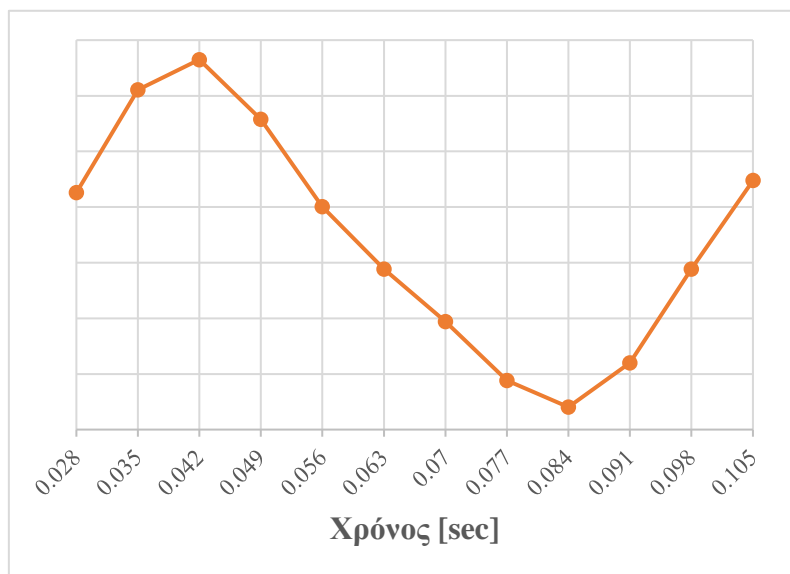
Στο πρόβλημα που μελετάμε ερχόμαστε αντιμέτωποι με μια αρμονική ταλαντωτική συμπεριφορά, περιμένουμε δηλαδή να δούμε κάποια περιοδικά φαινόμενα. Για να αποτυπώσουμε με ευκρίνεια αποτελέσματα στο χρόνο, πρέπει να γίνει σωστή διακριτοποίηση του, σύμφωνα με τα χαρακτηριστικά της ταλάντωσης. Για την προσομοίωση του πειράματος που επιλέγουμε, σύμφωνα με τον Yates ο πτερυγισμός που αναπτύσσεται αναμένουμε να έχει συχνότητα ω (*flutter frequency*) ίση με 87.3 rad/sec, ή $f = 13.89$ Hz. Η περίοδος δηλαδή μιας πλήρους ταλάντωσης θα είναι:

$$T = \frac{1}{f} = \frac{1}{13.89} \approx 0.072 \text{ sec}$$

Ανάλογα με την ευκρίνεια με την οποία θέλουμε να εξάγουμε αποτελέσματα επιλέγουμε να χωρίσουμε αυτή τη περίοδο σε μέρη τα οποία ονομάζουμε βήματα (*steps*) υπολογισμών. Στη συγκεκριμένη ανάλυση επιλέχθηκε να χωριστεί η περίοδος σε 10 βήματα, οπότε ο χρόνος κάθε βήματος (*time step*) υπολογίζεται:

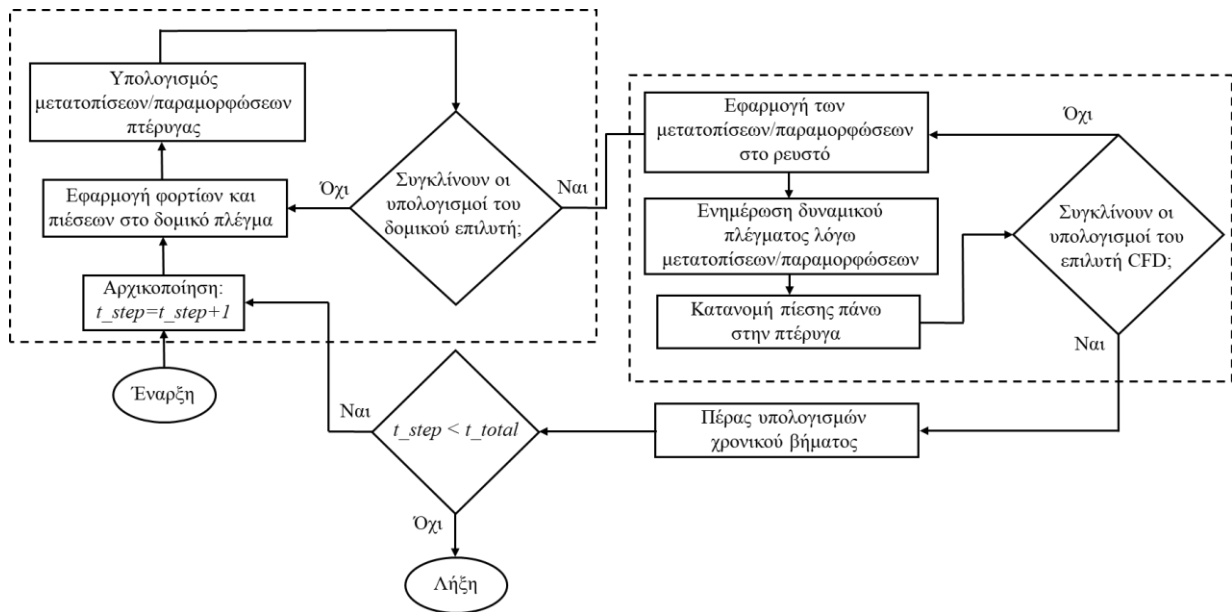
$$\text{βήμα} = \frac{T}{10} = \frac{0.072}{10} = 0.0072 \text{ sec}$$

Επιλέχθηκε να εφαρμοστεί στρογγυλοποίηση για την καλύτερη διάκριση των χρονικών σημείων κατά την ανάλυση των αποτελεσμάτων σε βήμα = 0.007 sec.



Σχήμα 51: Παράδειγμα: μια πλήρης ταλάντωση με διακριτοποίηση του χρόνου με βήμα 0.007 δευτερόλεπτα

Η προσομοίωση μας ξεκινάει από μια αρχική συνθήκη στην οποία η δομή της πτέρυγας δεν είναι παραμορφωμένη, της ασκείται η δύναμη βαρύτητας της Γης και βρίσκεται εντός πεδίου ροής. Η συνθήκη της βαρύτητας είναι ακριβώς η διαταραχή που χρειάζεται το σύστημα έτσι ώστε να δημιουργηθεί μια ταλάντωση. Στο αμέσως επόμενο βήμα, η πτέρυγα θα πρέπει να έχει παραμορφωθεί σύμφωνα με το βέλος κάμψης το οποίο της ασκείται από το βαρυτικό πεδίο, σε συνάρτηση με τα αεροδυναμικά φορτία, τον οποίο ρόλο έχει ο δομικός επιλυτής. Γύρω από τη νέα θέση που βρίσκεται πλέον η δομή, θα πρέπει να παραμορφωθεί αντίστοιχα το πλέγμα του ροϊκού χωρίου. Αφού είναι έτοιμο το πλέγμα, καλείται ο επιλυτής CFD να υπολογίσει τα νέα ασκούμενα αεροδυναμικά φορτία του δέχεται η παραμορφωμένη γεωμετρία. Με την συγκεκριμένη αλληλουχία υπολογισμών, τερματίζεται ο πρώτος κύκλος επίλυσης, και στη συνέχεια καλείται εκ νέου ο δομικός επιλυτής να προσομοιώσει τη νέα θέση της πτέρυγας. Αυτή η διαδικασία ονομάζεται two way fluid-structure interaction, δηλαδή, αλληλεπίδραση δομής-ροής δύο διαδρομών, και αυτό επειδή σε κάθε επανάληψη ο δομικός επιλυτής δίνει τη νέα γεωμετρία στο λογισμικό παραγωγής ροϊκού πλέγματος, αυτό με τη σειρά του δίνει τα σημεία υπολογισμού ροϊκών μεταβλητών, ο επιλυτής CFD υπολογίζει τις ροϊκές μεταβλητές, και τέλος στέλνει τις τιμές τους πάλι πίσω στον δομικό επιλυτή για να ξεκινήσει εκ νέου η διαδικασία. Η διαδικασία συνεχίζει έως ότου ο χρήστης θέσει ένα χρονικό όριο προσομοίωσης.

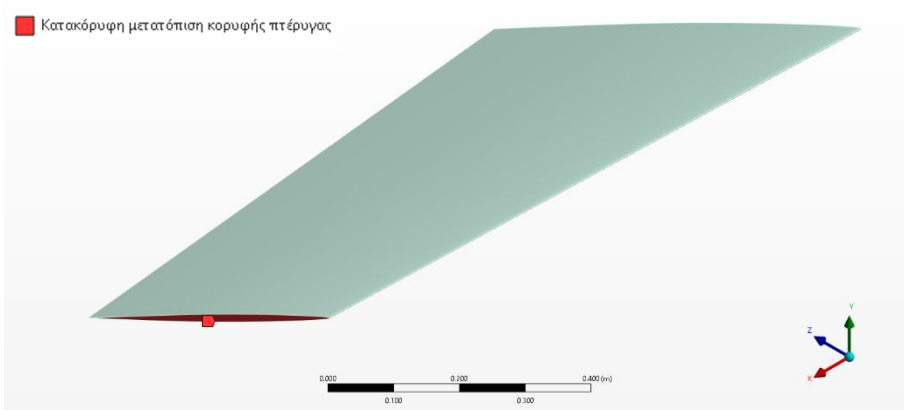


Σχήμα 52: Αλγόριθμος two-way Fluid Structure Interaction

Γνωρίζοντας ότι οι αναμενόμενες ταλαντώσεις θα παράγονται με ρυθμό περίπου 14 ταλαντώσεις το δευτερόλεπτο, θέτουμε χρονικό όριο προσομοίωσης ίσο με 0.3 δευτερόλεπτα. Σε αυτή τη χρονική διάρκεια θα έχουν ολοκληρωθεί περίπου 4 με 5 πλήρεις ταλαντώσεις, δίνοντας μας αρκετά δεδομένα για να μπορέσουμε να υπολογίσουμε χαρακτηριστικά μεγέθη, και να αναλύσουμε τη συμπεριφορά τους.

5.4. Αποτελέσματα προσομοίωσης επαλήθευσης πτέρυγας Agard-445.6

Στην παρούσα εργασία, μελετάμε την επίδραση που έχουν γεωμετρικές, ροϊκές και δομικές παράμετροι στην παραγωγή ταλαντώσεων στην πτέρυγα. Η παράμετροι τις οποίες θα εξετάσουμε στην επαλήθευση είναι η μέση κατακόρυφη μετατόπιση της επιφάνειας της κορυφής της πτέρυγας, καθώς και η μεταβολή της γωνίας στρεπτικής παραμόρφωσης της κορυφής της πτέρυγας. Η μέση κατακόρυφη μετατόπιση της επιφάνειας κορυφής της πτέρυγας εξάγεται απευθείας ως αποτέλεσμα από το λογισμικό χωρίς καμία μετατροπή. Για να υπολογίσουμε γωνία



Σχήμα 53: Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας (κόκκινο)

στρεπτικής παραμόρφωσης της κορυφής της πτέρυγας όμως, θα πρέπει να εξάγουμε από το λογισμικό τις κατακόρυφες μετατοπίσεις δύο σημείων της κορυφής. Αυτά τα σημεία ορίζονται από την τομή της ακμής φυγής και της ακμής προσβολής αντίστοιχά, με την επιφάνεια της κορυφής. Από τις μετατοπίσεις αυτές και γνωρίζοντας το (σχεδόν) σταθερό μήκος χορδής της κορυφής, μπορούμε να υπολογίσουμε την στρεπτική γωνία παραμόρφωσης που προκαλείται στη δομή κατά την ταλάντωση, ορίζοντας την εξίσωση (5.11):

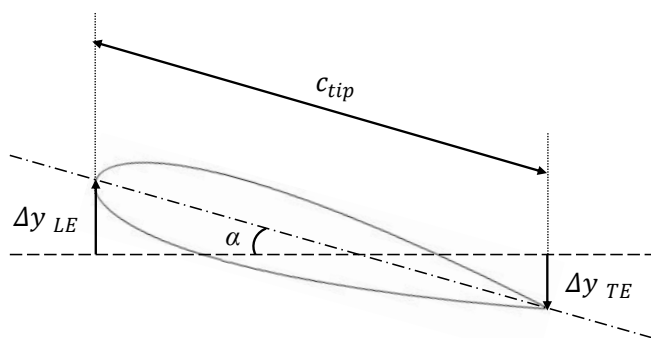
$$\alpha = \sin^{-1} \left(\frac{\Delta y_{TE} - \Delta y_{LE}}{c_{tip}} \right) \quad (5.11)$$

Όπου: α η γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης της κορυφής

Δy_{TE} είναι η κατακόρυφη μετατόπιση του σημείου που ορίζεται από την τομή της ακμής φυγής (*trailing edge*) με την επιφάνεια κορυφής

Δy_{LE} είναι η κατακόρυφη μετατόπιση του σημείου που ορίζεται από την τομή της ακμής προσβολής (*leading edge*) με την επιφάνεια κορυφής

και c_{tip} το μήκος χορδής της κορυφής.

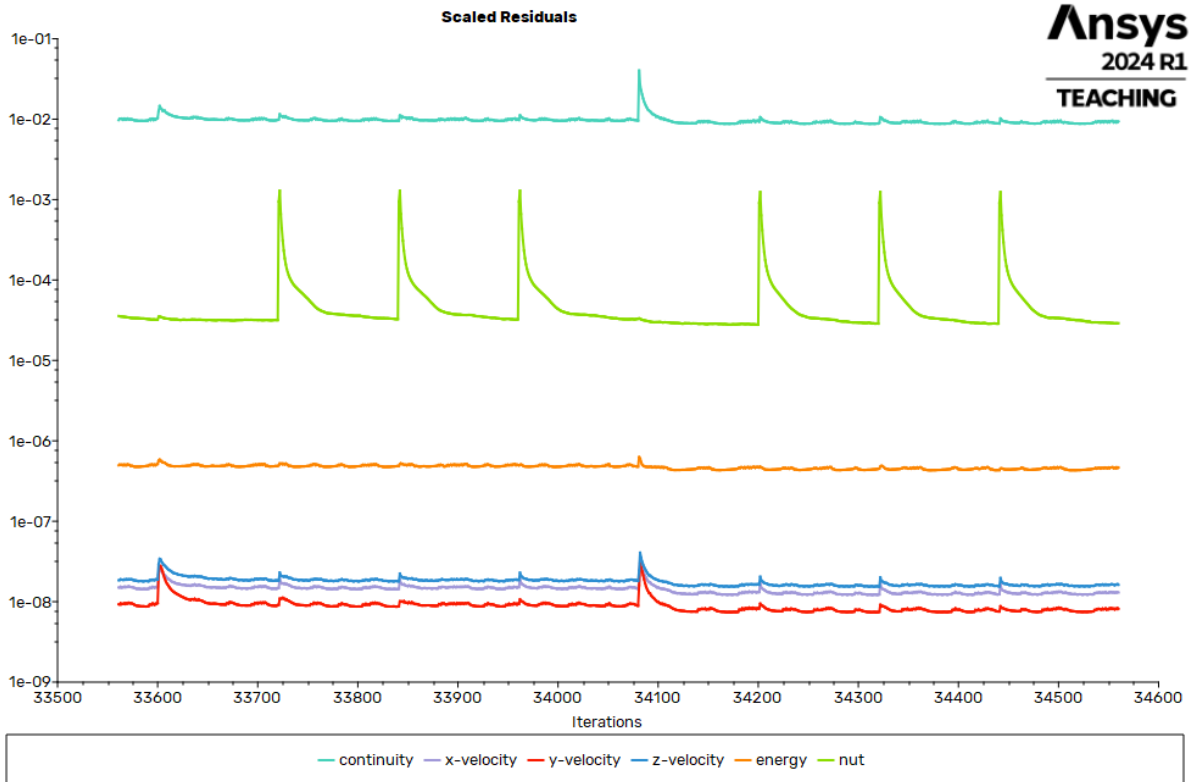


Σχήμα 54: Υπολογισμός γωνίας στρεπτικής παραμόρφωσης

Η προσομοίωση που θα εξετάσουμε έχει τις συνθήκες του Πίνακας 10 και θα την ονομάζουμε *Agard I*.

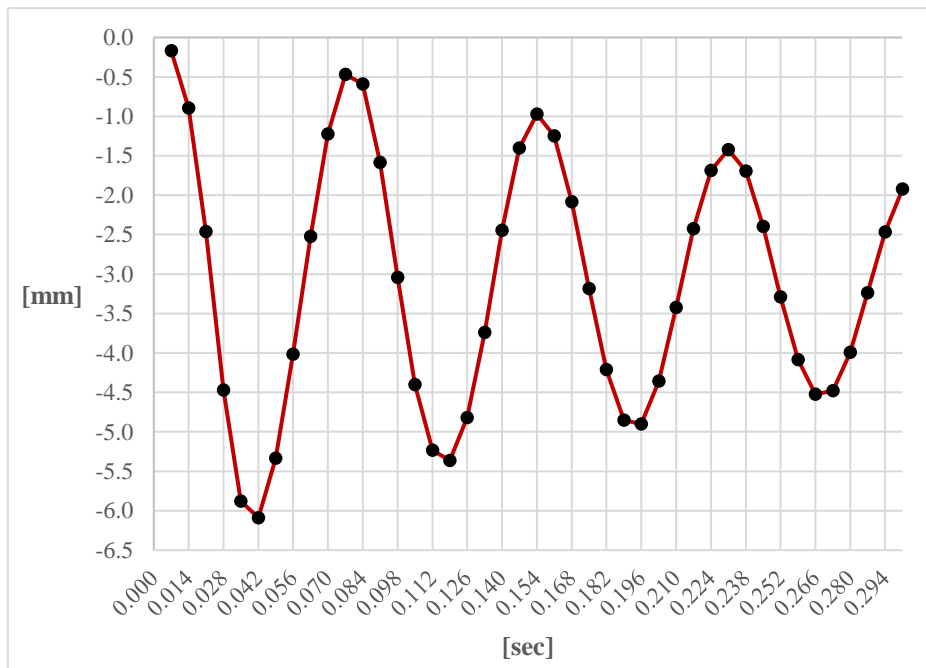
5.4.1. Αποτελέσματα της προσομοίωσης (Agard I)

Η προσομοίωση φέρει όπως αναφέρθηκε τις συνθήκες του Πίνακας 10, για 0.3 δευτερόλεπτα ροής και χρονικό βήμα ίσο με 0.007 δευτερόλεπτα. Ο υπολογιστικός χρόνος που χρειάστηκε για τη συγκεκριμένη ανάλυση είναι περίπου 14 ώρες και 10 λεπτά σε 5 πυρήνες CPU. Αρχικά, εξάγοντας από τον επιλυτή CFD το γράφημα των υπολειπόμενων όρων, παρατηρούμε ότι οι τιμές τους δεν μειώνονται στο επιθυμητό επίπεδο.



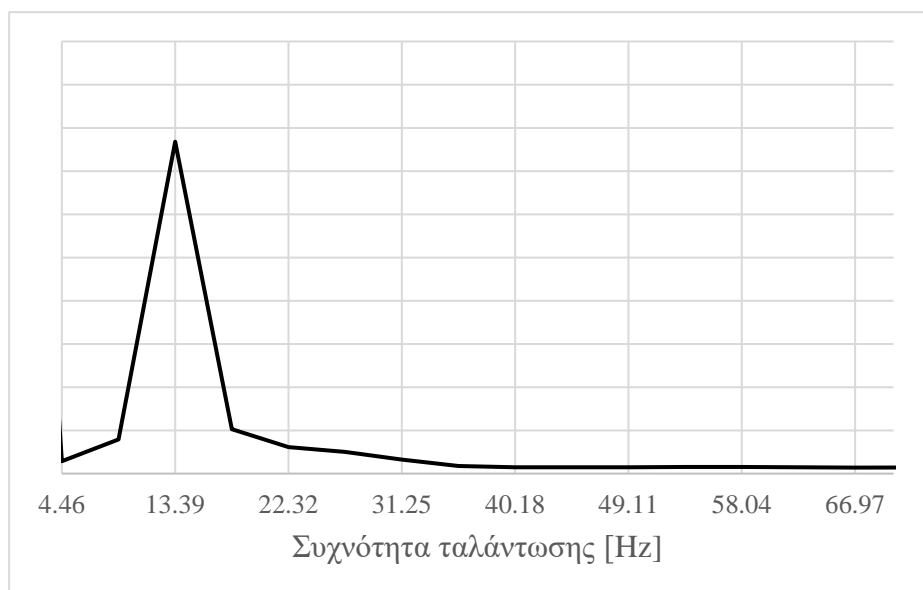
Σχήμα 56: Υπολειπόμενοι όροι επίσης CFD – Agard I

Συγκεκριμένα ο υπολειπόμενος όρος της εξίσωσης συνέχειας δεν μειώνεται κάτω από $10e-2$, το οποίο σφάλμα θεωρούμε σημαντικό.



Σχήμα 55: Απόκριση μέσης στιγμιαίας κατακόρυφης μετατόπισης κορυφής πτέρυγας - Agard I

Από το Σχήμα 56 το πρώτο πράγμα που διακρίνουμε είναι ότι η ταλάντωση είναι φθίνουσα. Σύμφωνα με τον Yates στις συγκεκριμένες συνθήκες ροής και FSI η ταλάντωση θα έπρεπε να διατηρεί σταθερό πλάτος. Εφαρμόζοντας ανάλυση Φουριέ (*Fast Fourier Transformation*) στο σήμα εξάγουμε:



Σχήμα 57: FFT μετατόπισης κορυφής πτέρυγας – Agard I

Όπου:

$$f = 13.39 \text{ Hz}$$

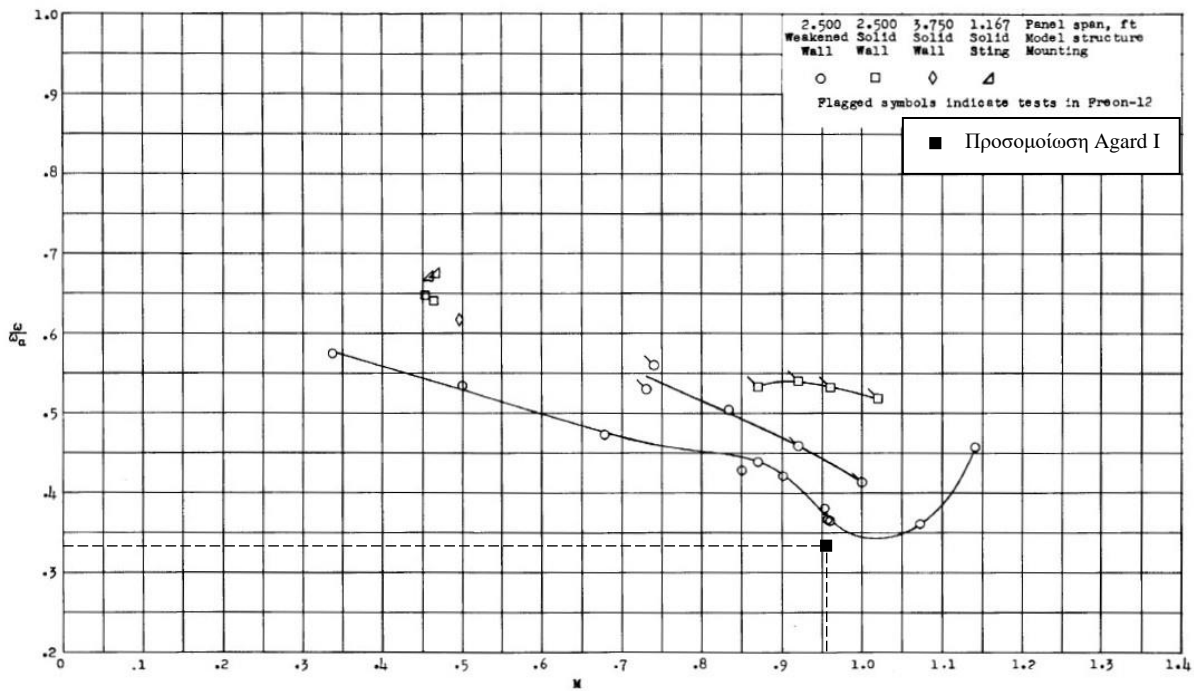
$$\omega = 2\pi f = 2\pi \cdot 13.39 = 84.13 \frac{\text{rad}}{\text{sec}} \quad (5.12)$$

Συμπληρώνοντας τα στοιχεία που υπολογίστηκαν στον Πίνακα 10, σχηματίζεται ο Πίνακας 11:

	Πείραμα	Παρούσα προσομοίωση (Agard I)	Απόκλιση
<i>Mach</i>	0.96	0.96	0%
ρ [kg/m ³]	0.06339	0.060101	5.19%
$\tilde{\mu}$	225.820	220.631	2.30%
ω_a [rad/sec]	239.3	252.44	5.49%
ω [rad/sec]	87.3	84.13	3.63%
<i>V</i> [m/s]	309.0	323.1	4.54%
<i>q</i> [Pa]	2935.1	3136.1	6.85%
FSI	0.3076	0.3082	0.21%
ω/ω_a	0.3648	0.3333	8.65%

Πίνακας 11: Ανανεωμένος πίνακας συνθηκών ροής περίπτωσης Agard I

Συγκρινόμενοι με τα αποτελέσματα του Yates, για ίδιο FSI, η παραγόμενη ταλάντωση ούτε είναι σταθερού πλάτους, αλλά ούτε έχει την αναμενόμενη συχνότητα και λόγο συχνοτήτων.



Σχήμα 58: Περίπτωση Agard I στο γράφημα Mach - ω/ω_α (Yates, 1987)

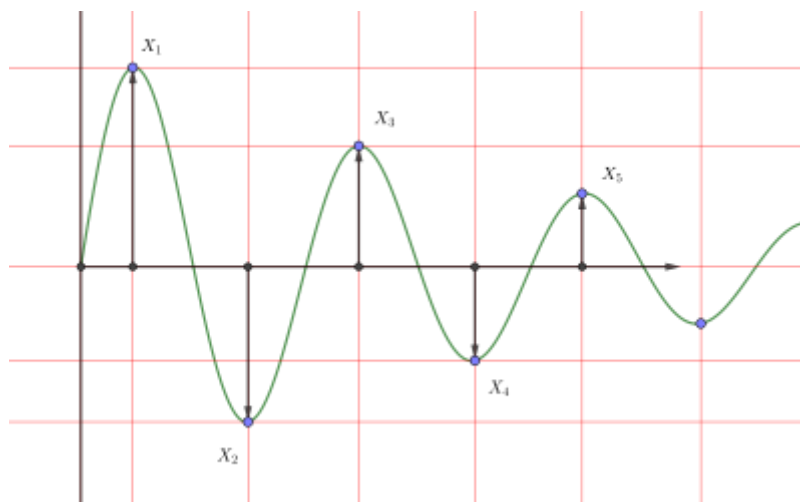
Τελευταίο βήμα είναι να εξάγουμε το μέτρο απόσβεσης της ταλάντωσης. Από τη θεωρία των ταλαντώσεων, μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε τις παρακάτω εξισώσεις:

$$\zeta = \frac{\delta}{\sqrt{4\pi^2 + \delta^2}} \quad (5.13)$$

όπου ζ το μέτρο απόσβεσης και δ η λογαριθμική μείωση της ταλάντωσης που υπολογίζεται από την εξίσωση:

$$\delta = \frac{1}{n} \ln \left(\frac{x(t)}{x(t+nT)} \right) \quad (5.14)$$

όπου $x(t)$ είναι η απόσταση του ακρότατου ταλάντωσης από τη μέση τιμή της, και $x(t+nT)$ το ίδιο μέγεθος, n περιόδους αργότερα.



Σχήμα 59: Παράδειγμα - Λογαριθμική μείωση

Με τα παραπάνω και από το διάγραμμα ταλάντωσης του Σχήμα 56 υπολογίζονται:

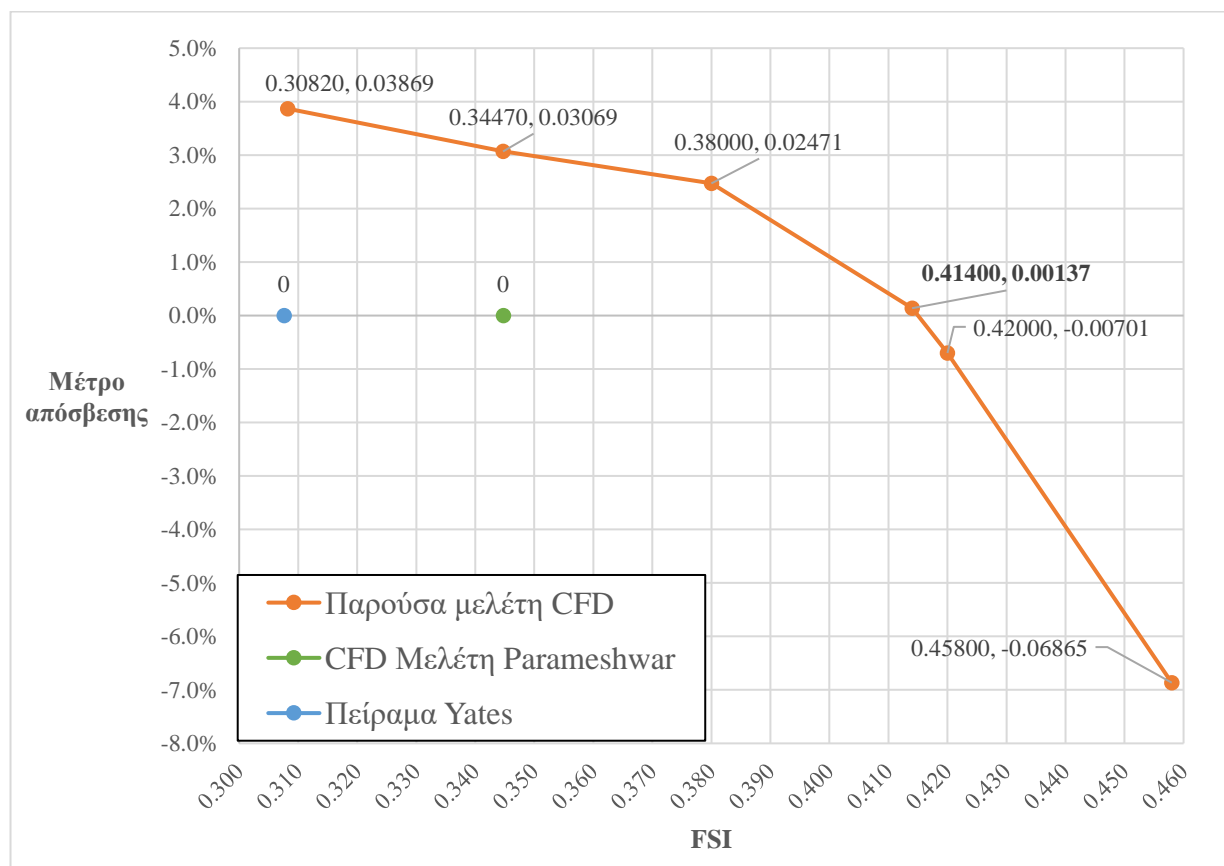
$$\delta = \frac{1}{3} \ln \left(\frac{x(0.042)}{x(0.266)} \right) \approx 0.2433$$

$$\zeta = 0.03869 \text{ ή } \mathbf{3.869\%} \quad (5.15)$$

Καθώς οι αποκλίσεις της προσομοίωσης Agard I είναι μεγάλες και περιμέναμε να δούμε μια ταλάντωση σταθερού πλάτους, χωρίς απόσβεση, καλούμαστε να διερευνήσουμε σε ποιόν FSI εντοπίζεται το φαινόμενο αυτό. Για να μπορέσουμε να προχωρήσουμε στη διερεύνηση των επιπτώσεων αλλαγής γεωμετρίας, στην ταλαντωτική συμπεριφορά, θα πρέπει πρώτα να σιγουρευτούμε ότι μπορούμε να προσομοιώσουμε πτερυγισμό, δηλαδή παραγωγή ταλαντώσεων σταθερού πλάτους.

5.4.2. Εντοπισμός του σημείου πτερυγισμού (Agard II)

Με χρήση της μεθόδου δοκιμής-σφάλματος, μετά από έξι επαναλήψεις επίλυσης με το συγκεκριμένο μοντέλο καταφέραμε να εντοπίσουμε έναν FSI στον οποίο η ταλάντωση που δημιουργείται έχει πολύ μικρό μέτρο απόσβεσης.

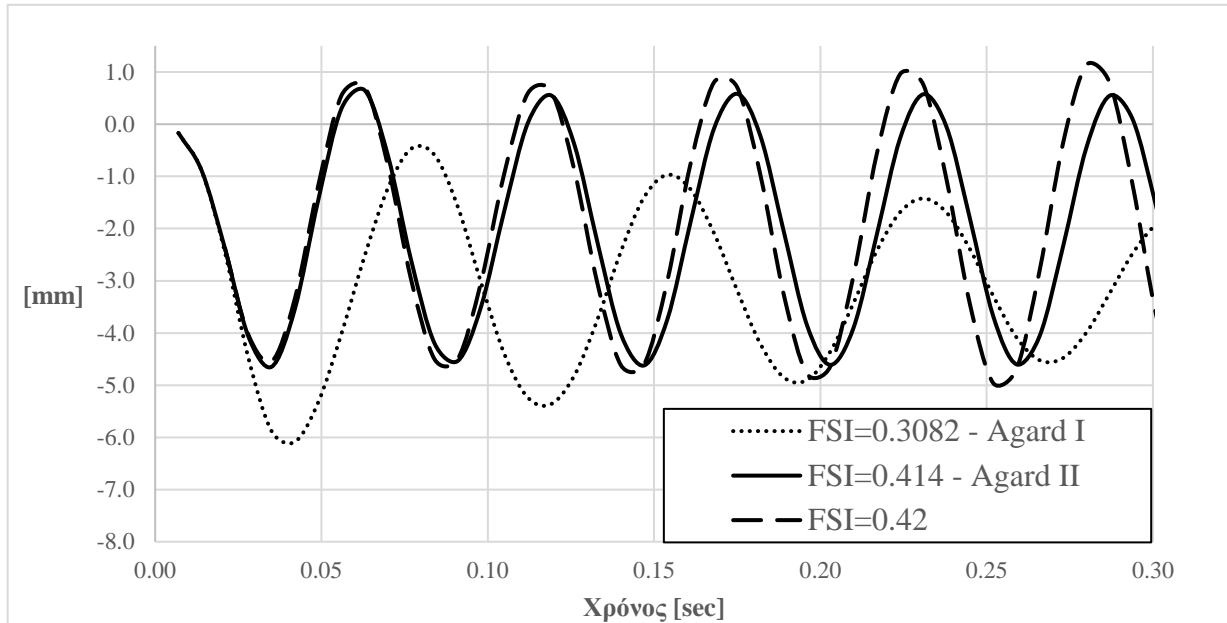


Σχήμα 60: Διάγραμμα FSI – Μέτρο απόσβεσης σήματος ταλάντωσης

Στο Σχήμα 60 εμφανίζεται το διάγραμμα που δημιουργήθηκε με τα αποτελέσματα των πέντε αναλύσεων που πραγματοποιήθηκαν. Παρατηρούμε ότι έχουμε προσεγγίσει σε πολύ καλό βαθμό τον πτερυγισμό με την προσομοίωση που θα ονομάσουμε Agard II, με μέτρο απόσβεσης μόλις 0.137%. Αυτό βέβαια συμβαίνει για FSI=0.414. Συγκεντρωτικά τα αποτελέσματα και οι αποκλίσεις δίνονται στον πίνακα παρακάτω:

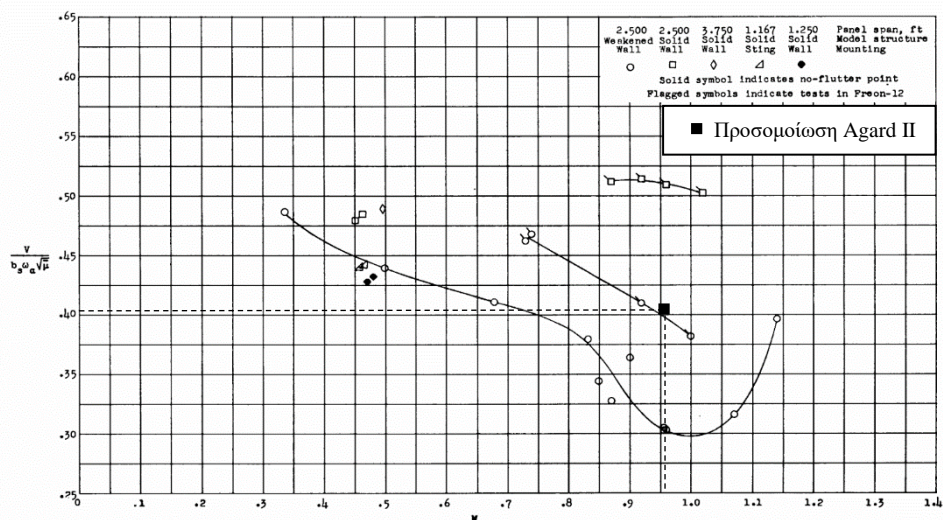
	Μέτρο απόσβεσης	FSI	Απόκλιση FSI Agard II
Agard I	3.869%	0.3082	-
Agard II	0.137%	0.4140	-
CFD (Parameshwar & Dharmendra , 2021)	0.000%	0.3447	20.1%
Πείραμα (Yates, 1987)	0.000%	0.3076	34.6%

Πίνακας 12: Σύγκριση αποτελεσμάτων περίπτωσης Agard II



Σχήμα 61: Αποκρίσεις ταλαντώσεων περιπτώσεων με διαφορετικές τιμές FSI

Στο Σχήμα 61 εμφανίζονται τα διαγράμματα ταλαντώσεων για τρεις διαφορετικές τιμές FSI. Όπως είδαμε και από τα δεδομένα του πίνακα οι αποκλίσεις μας είναι μεγάλες, απέχοντας 20.1% από την υπολογιστική προσομοίωση των (Parameshwar & Dharmendra , 2021), και 34.6% από



Σχήμα 62: Περίπτωση Agard II στο διάγραμμα Mach-FSI (Yates, 1987)

το πείραμα των Yates κ.α.. Παρόλα αυτά η συμπεριφορά των ταλαντώσεων σε συνάρτηση με τον αριθμό FSI είναι η αναμενόμενη. Για $FSI < FSI_{\text{πτερυγισμού}}$ η ταλάντωση είναι αποβαίνουσα, ενώ για $FSI > FSI_{\text{πτερυγισμού}}$ η ταλάντωση είναι αποκλίνουσα. Όπως εξηγεί και ο Yates στο διάγραμμα Mach-FSI, καθώς κινούμαστε από την καμπύλη πτερυγισμού προς τα επάνω, περνάμε στην περιοχή αστάθειας, ενώ προς τα κάτω περνάμε στην περιοχή ευστάθειας.

Συμπερασματικά, η συμπεριφορά των ταλαντώσεων συναρτήσει του FSI είναι λογική. Παρ' όλα αυτά, καθώς οι αποκλίσεις μας από άλλες προσομοιώσεις και πειράματα είναι αρκετά σημαντικές, θα πρέπει να γίνει βελτίωση του αεροελαστικού μοντέλου έτσι ώστε να παράγει πιο ακριβή αποτελέσματα.

5.5. Βελτίωση του αεροελαστικού μοντέλου (Agard III)

Οι αλλαγές που δοκιμάστηκαν για βελτίωση ήταν κατά κύριο λόγο δύο. Αυξήθηκε η διάμετρος του χωρίου, έτσι ώστε το μακρινό πεδίο σταθερής πίεσης να βρίσκεται σε ασφαλή απόσταση από διαταραχές της ροής που προκαλούνται κοντά στη πτέρυγα. Επίσης εφαρμόστηκε πιο πυκνή διακριτοποίηση του χωρίου με έμφαση σε μικρότερη διαστασιολόγηση των κελιών του πλέγματος στην επιφάνεια της πτέρυγας. Για περιπτώσεις της επόμενης ενότητας, στις οποίες υπήρχε μεγάλη παραμόρφωση της πτέρυγας, εφαρμόστηκε επίσης πυκνότερο πλέγμα, στη δομή της πτέρυγας. Επίσης μειώθηκε το χρονικό βήμα μεταξύ κάθε επίλυσης από 0.007 sec, σε 0.005 sec για καλύτερη ανάλυση του σήματος ταλάντωσης.

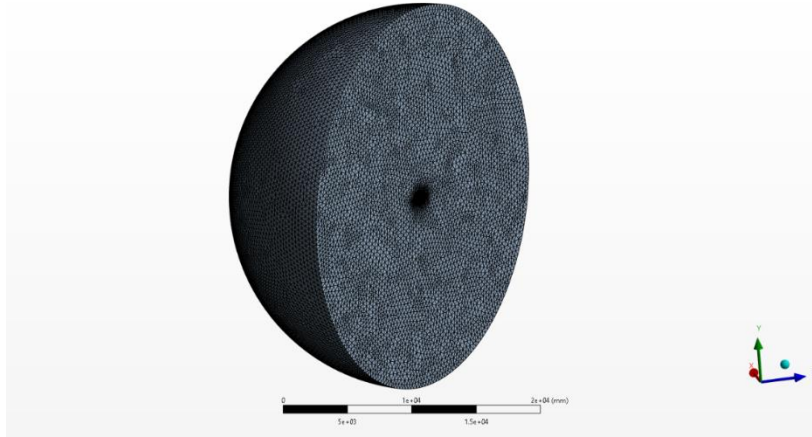
Διάμετρος ημισφαιρίου	$\approx 26.8x$ χορδή βάσης
Μέγεθος κελιού στο μακρινό πεδίο	400 mm
Μέγεθος κελιού στις ακμές προσβολής και φυγής	2 mm
Μέγεθος κελιού στις επάνω και κάτω επιφάνειες, αλλά και στην επιφάνεια της κορυφής	5 mm
Πάχος πρώτου κελιού κοντά στο τοίχωμα	0.1 mm
Αριθμός κελιών κοντά στο τοίχωμα	12
Λόγος αύξησης πάχους διαδοχικών κελιών	1.2
y^+	5

Πίνακας 13: Διαστασιολόγηση πλέγματος βελτιωμένου αεροελαστικού μοντέλου – Agard III

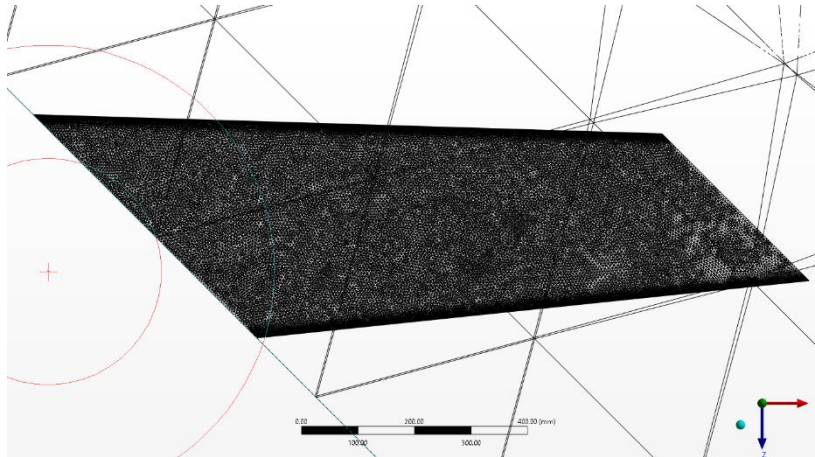
Κελιά
Κόμβοι
Πυρήνες CPU
Υπολογιστικός χρόνος

2580912
797827
15
5 ώρες

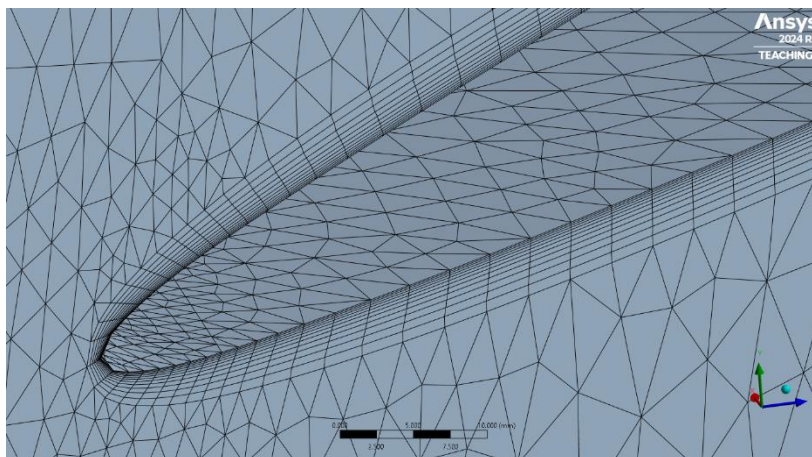
Πίνακας 14: Προκύπτουσες παράμετροι διαστασιολόγησης



Σχήμα 65: Βελτιωμένο ροϊκό πλέγμα – Agard III

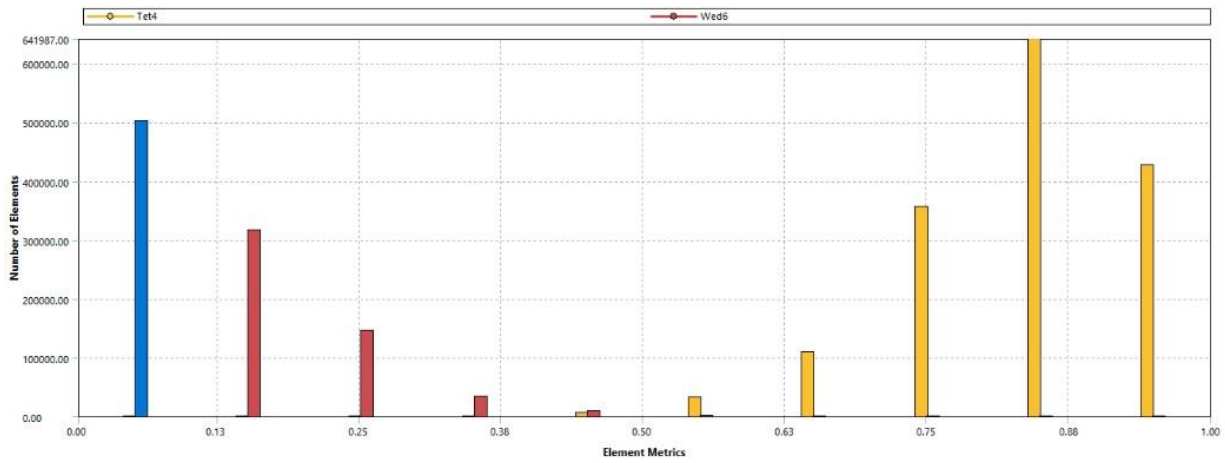


Σχήμα 64: Εστιασμένο ροϊκό πλέγμα – Agard III

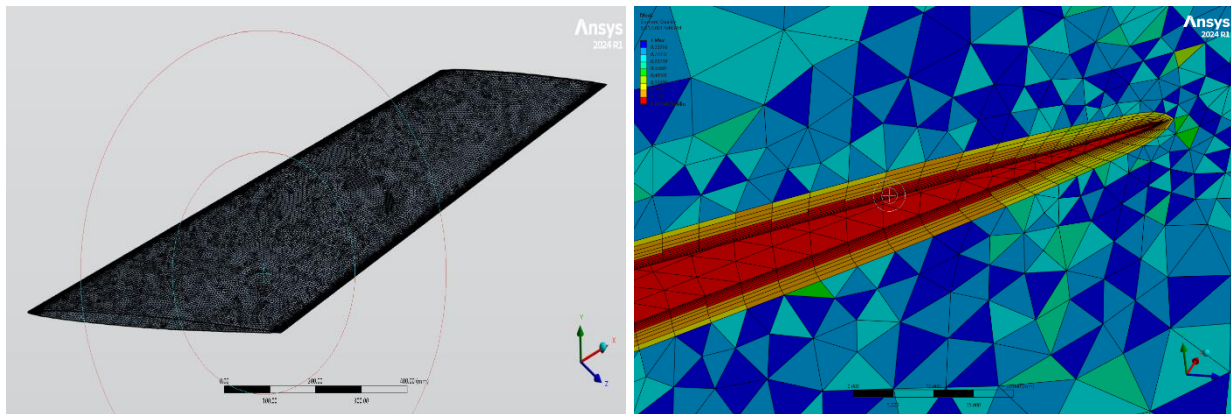


Σχήμα 63: Διαβαθμισμένο ροϊκό πλέγμα κοντά στην πτέρυγα – Agard III

Η ποιότητα του παραγόμενου πλέγματος ακολουθεί τις ίδιες βάσεις όπως και στην περίπτωση της προσομοίωσης της πτέρυγας Opera-M6.



Σχήμα 68: Ποιότητα ροϊκού πλέγματος – Agard III

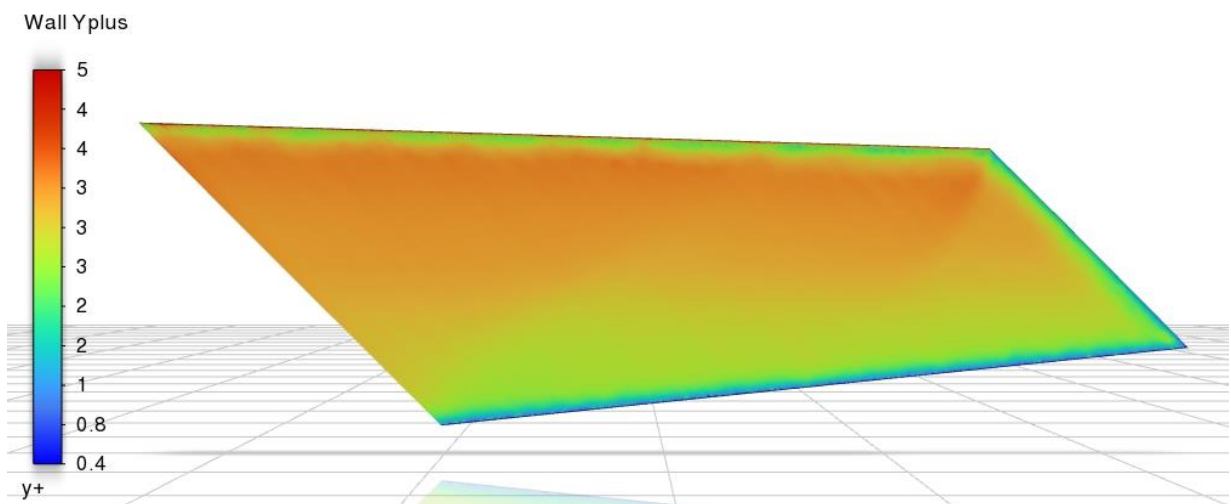


(a)

(β)

Σχήμα 67: Agard III (α) κελία χαμηλής ποιότητας (β) χρωματισμένα κελία σύμφωνα με την ποιότητα του, κοντά στην πτέρυγα

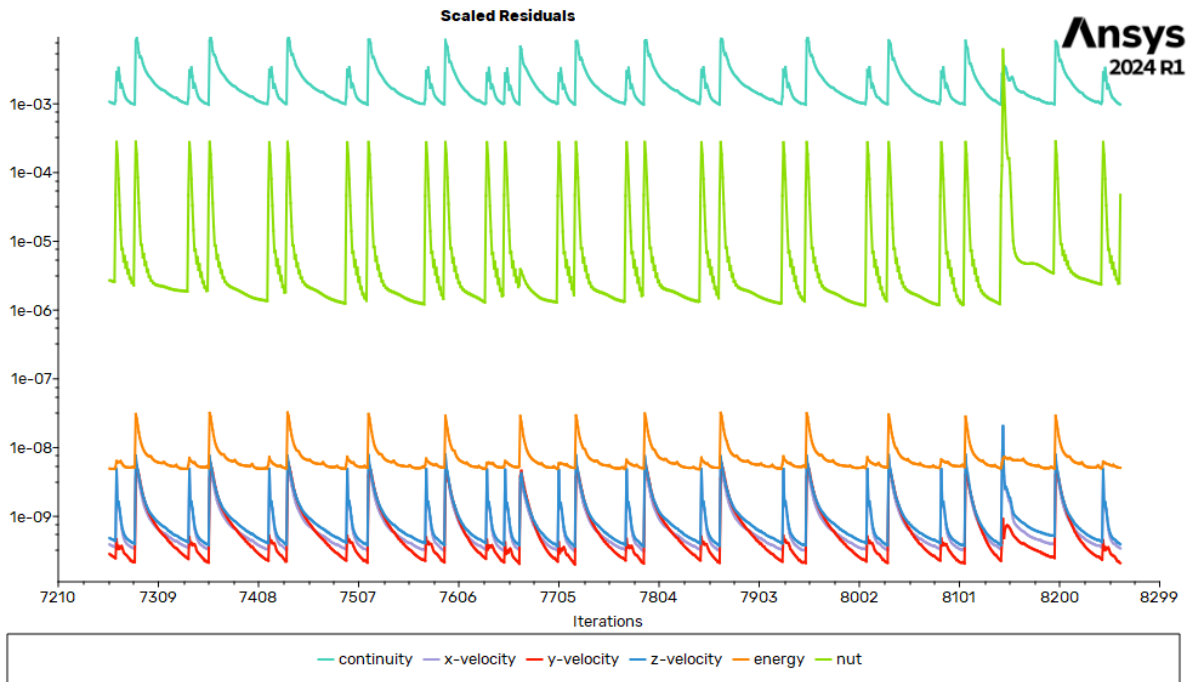
Ansys
2024 R1



Σχήμα 66: Υπολογισμένο y^+ στο τοίχωμα της πτέρυγας – Agard III

5.5.1. Αποτελέσματα βελτιωμένου αεροελαστικού μοντέλου

Αρχικά ο επιλυτής CFD πλέον συγκλίνει, με όλους τους υπολειπόμενους όρους να φτάνουν τιμές κάτω από $10e-3$. Με το κριτήριο σύγκλισης να επιτυγχάνεται σε περίπου 40 επαναλήψεις πλέον, έναντι των 120 αρχικών, για πλήθος κελιών αυξημένο κατά σχεδόν 150%, ο χρόνος επίλυσης σε 15 πυρήνες είναι 5 ώρες. Από αυτά τα δεδομένα μπορούμε ήδη να συμπεράνουμε ότι η προσομοίωση είναι πιο αποδοτική σε σχέση με την αρχική.

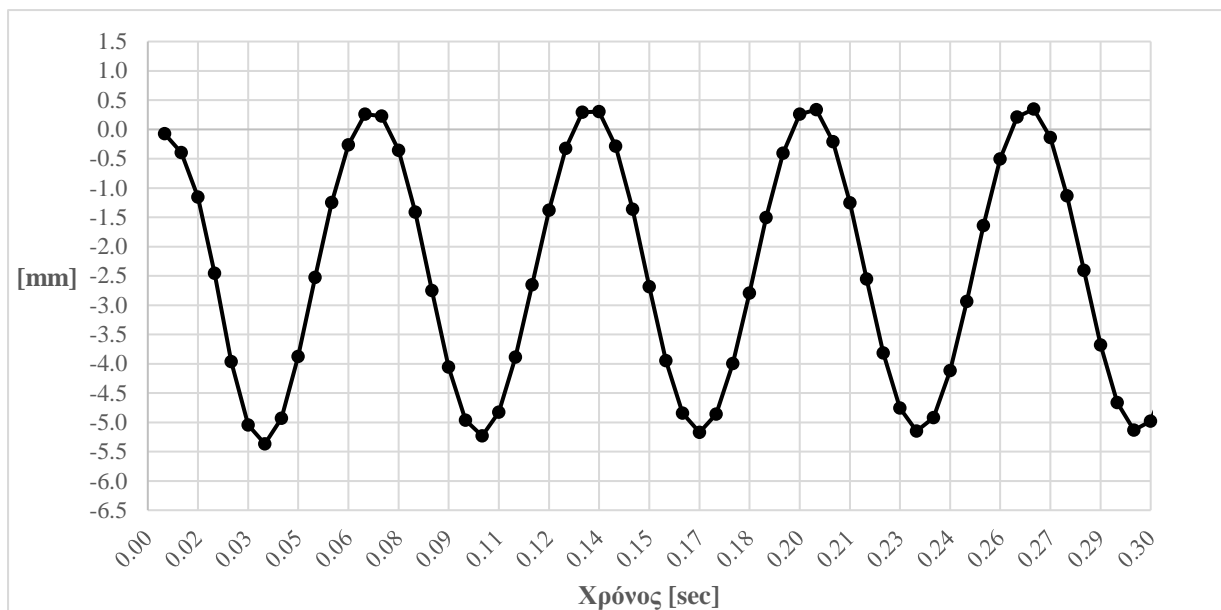


Σχήμα 69: Υπολειπόμενοι όροι επίλυσης CFD – Agard III

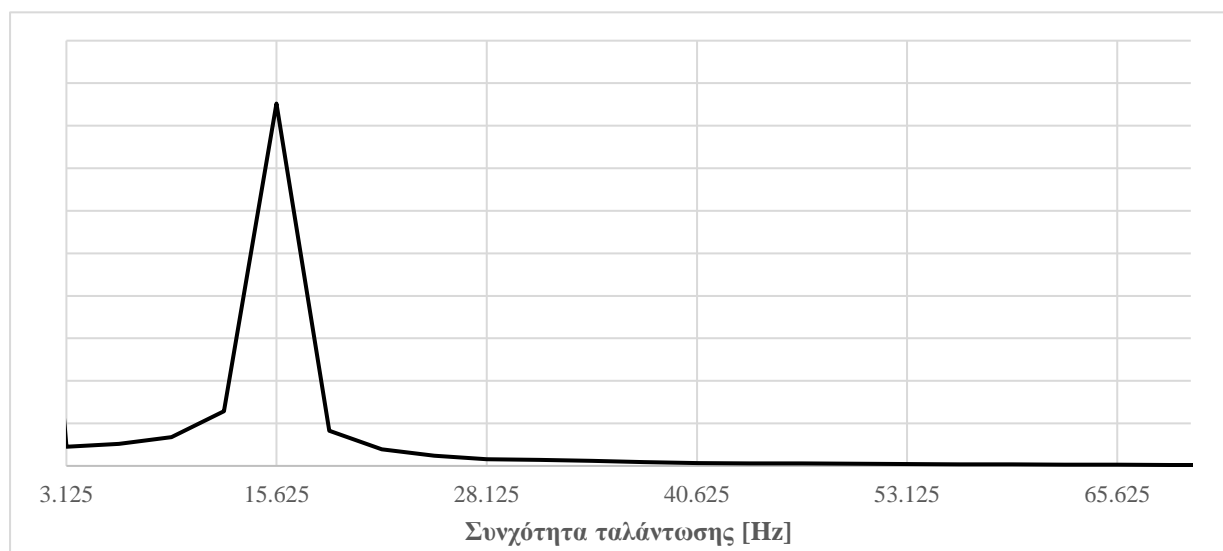
Εκ νέου, χρησιμοποιώντας τη μέθοδο δοκιμής και σφάλματος, σε πέντε επαναλήψεις εντοπίστηκε ο νέος FSI στον οποίο εμφανίζεται ταλάντωση με σχεδόν σταθερό πλάτος. Η προσομοίωση στην οποία επιτεύχθηκε αυτό έχει τις συνθήκες του παρακάτω πίνακα.

	Πείραμα	Προσομοίωση Agard III	Απόκλιση
$Mach$	0.96	0.96	0%
$\rho [kg/m^3]$	0.06339	0.0866	36.61%
$\tilde{\mu}$	225.820	153.119	32.19%
$\omega_a [rad/sec]$	239.3	252.44	5.49%
$\omega [rad/sec]$	87.3	98.17477042	12.46%
$V [m/s]$	309.0	323.1	4.54%
$q [Pa]$	2935.1	4518.8	53.96%
FSI	0.3076	0.3700	20.29%
ω/ω_a	0.3648	0.3889	6.60%

Πίνακας 15: Συνθήκες αεροελαστικής προσομοίωσης Agard III



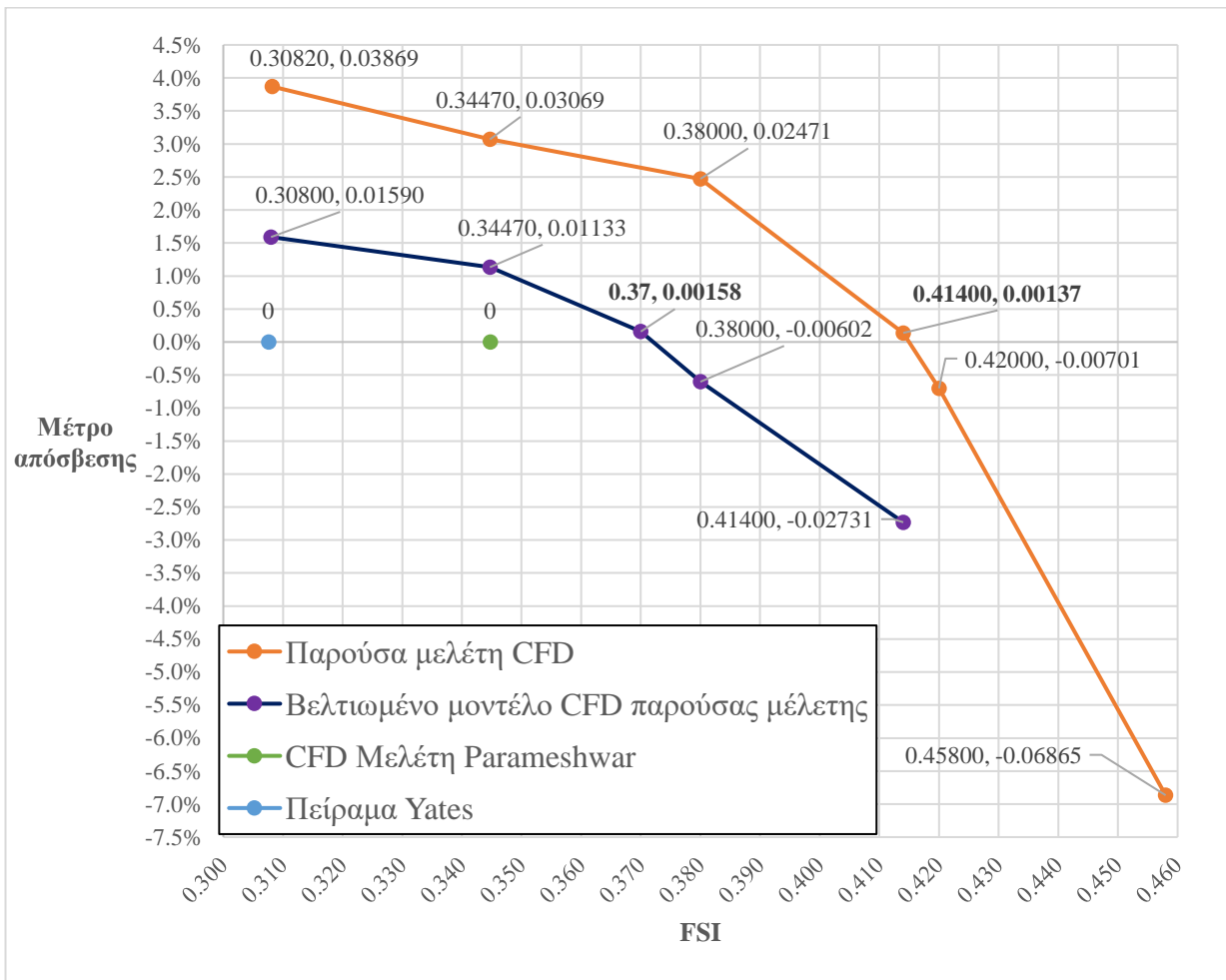
Σχήμα 710: Σήμα ταλάντωσης αεροελαστικής προσομοίωσης Agard III



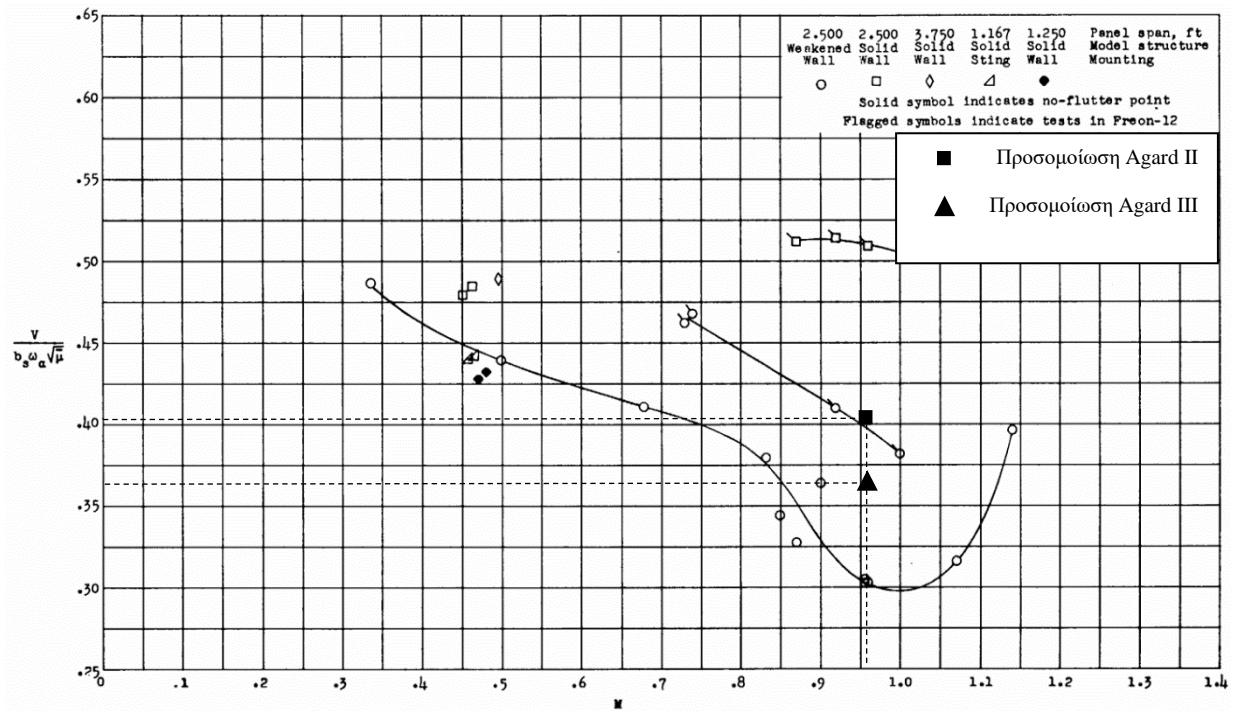
Σχήμα 70: FFT μετατόπισης κορυφής πτέρυγας, συχνότητα ταλάντωσης Agard III

	Μέτρο απόσβεσης	FSI	Απόκλιση FSI Agard II	Απόκλιση FSI Agard III	Μείωση απόκλισης
Agard I	3.869%	0.3082	-	-	-
Agard II	0.137%	0.4140	-	-	-
Agard III	0.158%	0.3700	-	-	-
Προσομοίωση Parameshwar	0.000%	0.3447	20.1%	7.3%	12.8%
Πείραμα Yates	0.000%	0.3076	34.6%	20.3%	14.3%

Πίνακας 16: Βελτίωση αποτελεσμάτων με την προσομοίωση Agard III



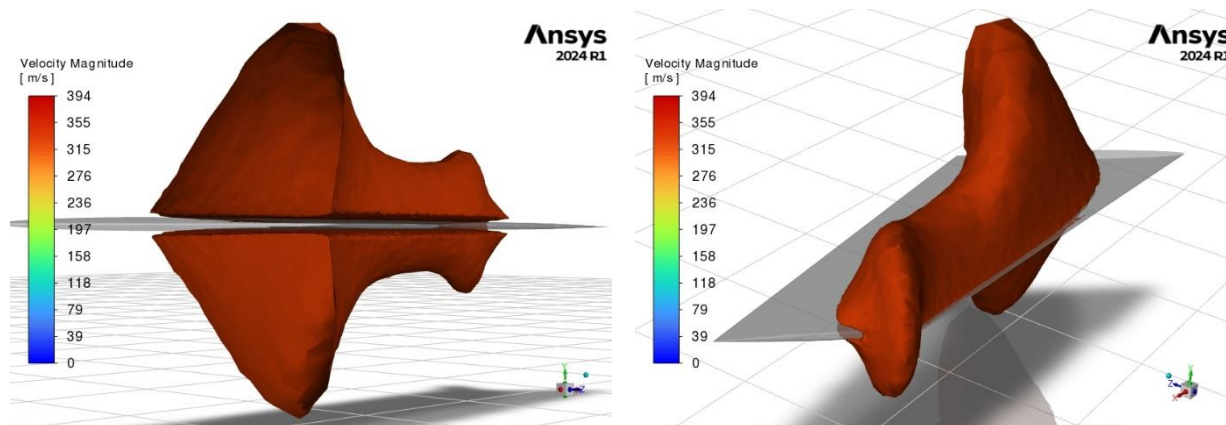
Σχήμα 72: Ανανεωμένο διάγραμμα FSI – Μέτρον απόσβεσης σήματος ταλάντωσης



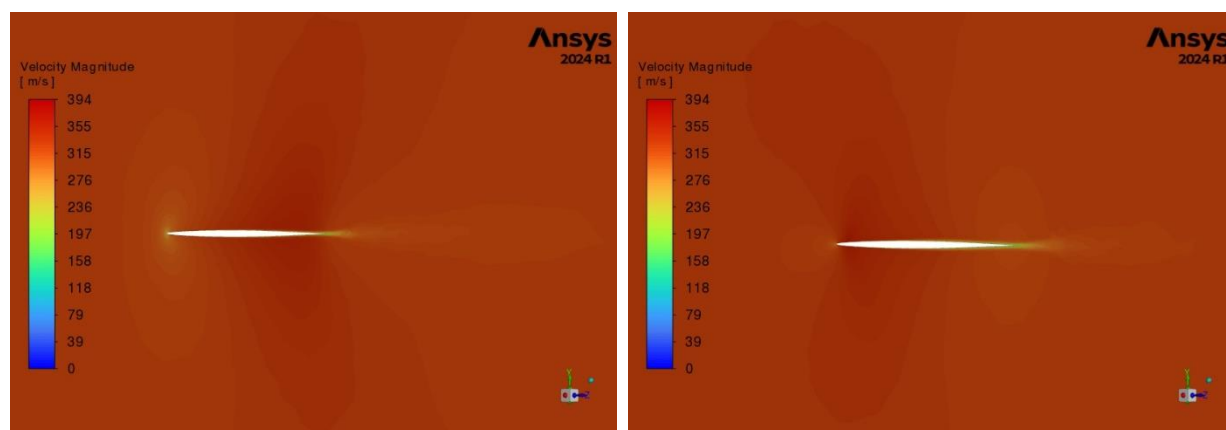
Σχήμα 73: Περιπτώσεις Agard II & III στο διάγραμμα Mach-FSI (Yates, 1987)

Συμπερασματικά, με τη χρήση του βελτιωμένου μοντέλου καταφέραμε να μειώσουμε την απόκλιση του FSI στο **7.3%** από άλλη μελέτη CFD, και στο **20.3%** από την πειραματική μελέτη. Σαφώς και οι αποκλίσεις δεν είναι μικρές, ειδικά αυτή με το πείραμα, παρόλα αυτά, με τα δεδομένα υπολογιστικά εργαλεία που μας παρέχονται καταφέραμε να αποδείξουμε ότι η συμπεριφορά των ταλαντώσεων σε συνάρτηση με τον αριθμό FSI είναι η αναμενόμενη (Σχήμα 61), και να μειώσουμε το σφάλμα κατά ένα σημαντικό ποσοστό. Σύμφωνα με τα παραπάνω, η προσομοιώσεις που έγιναν μπορούν να βελτιωθούν ακόμα περισσότερο δημιουργώντας ένα πιο πυκνό πλέγμα, ίσως και με 10 εκατομμύρια κελιά, και ακόμα αναλυτικότερη διακριτοποίηση κοντά στην πτέρυγα, με $y^+ \approx 1$. Επίσης θα ήταν σημαντικό να μπορέσει να χρησιμοποιηθεί ένα εργαλείο που να παράγει δομημένο πλέγμα σύμφωνα με τις διαφορετικές παραμέτρους που θέτει ο εκάστοτε χρήστης. Έτσι, η επίλυση των εξισώσεων RANS θα μπορεί να επιταχυνθεί και τα αποτελέσματα θα συγκλίνουν με μεγαλύτερη ακρίβεια, σε λιγότερες επαναλήψεις.

Παρακάτω παρατίθενται μερικές εικόνες του ροϊκού πεδίου.



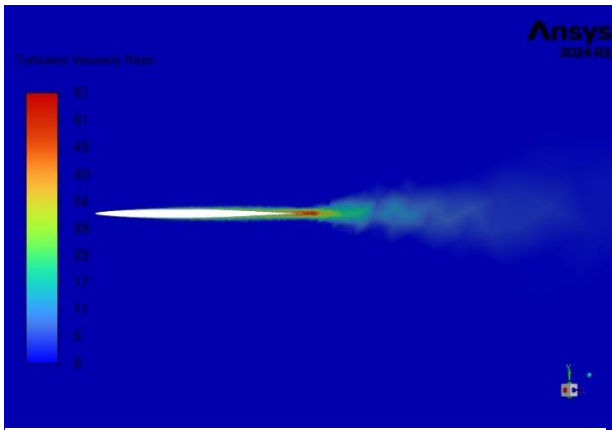
Σχήμα 74: Θύλακας ταχύτητας Mach 1



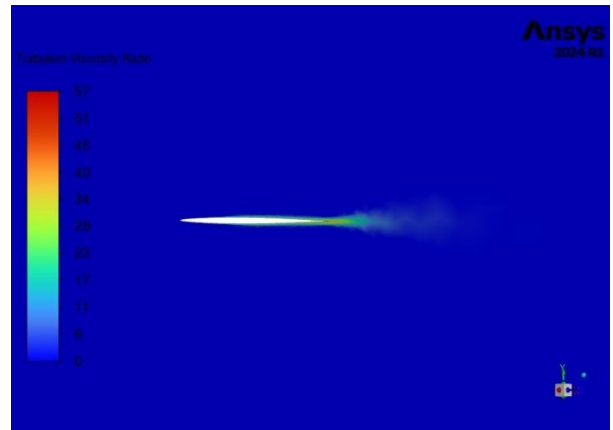
(α) βάση

(β) κορυφή

Σχήμα 75: Πεδίο ταχύτητας

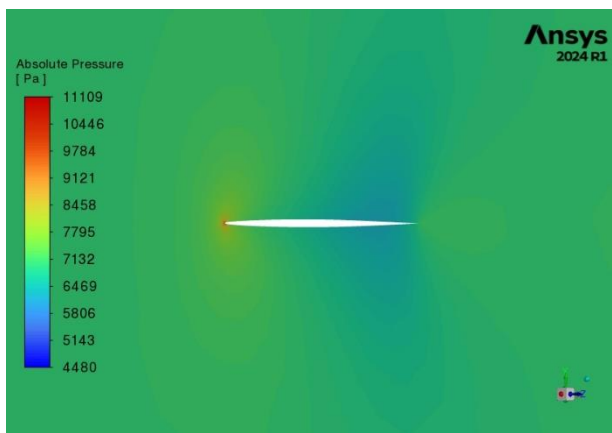


(α) βάση

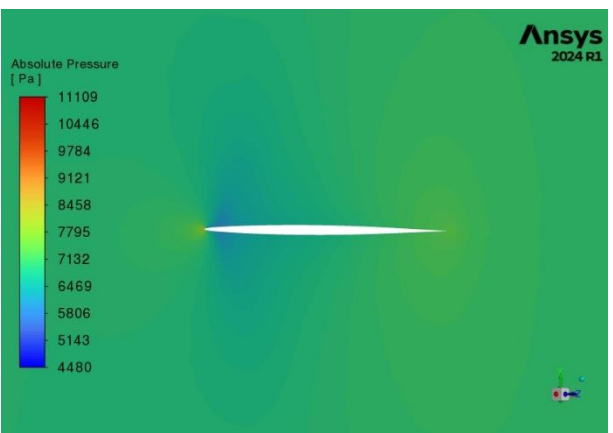


(β) κορυφή

Σχήμα 77: Λόγος κινηματικού ιξώδους τήρξης

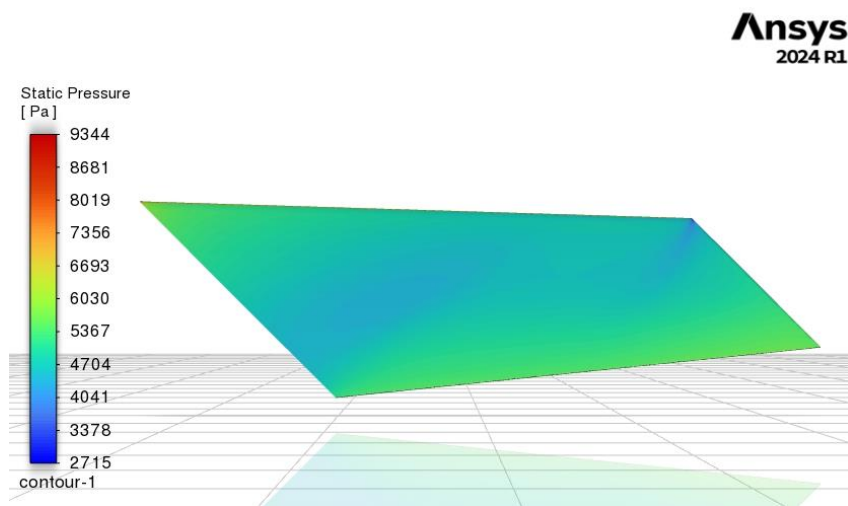


(α) βάση



(β) κορυφή

Σχήμα 76: Πεδίο πίεσης (απόλυτη πίεση)



Σχήμα 78: Στατική πίεση στην επιφάνεια της πτέρυγας

6. Διερεύνηση της επίδρασης διαφόρων γεωμετρικών

χαρακτηριστικών των πτερύγων στην απόκριση πτερυγισμού

Έχοντας καταλήξει σε ένα αεροελαστικό μοντέλο το οποίο συγκλίνει και παράγει ικανοποιητικά αποτελέσματα σχετικά με τη συμπεριφορά των ταλαντώσεων συναρτήσει του αριθμού FSI, καλούμαστε να διερευνήσουμε την επίπτωση που έχουν οι αλλαγές διαφόρων γεωμετρικών χαρακτηριστικών των πτερύγων, στην ανάπτυξη πτερυγισμού. Στη συγκεκριμένη μελέτη, διατηρήθηκε η πτέρυγα Agard-445.6 ως πτέρυγα αναφοράς με όλα της τα χαρακτηριστικά. Αλλάζοντας ένα γεωμετρικό χαρακτηριστικό της Agard-445.6 κάθε φορά, δημιουργήθηκαν συνολικά οκτώ διαφορετικές πτέρυγες, τις οποίες εισήγαμε στο βελτιωμένο αεροελαστικό μοντέλο του προηγούμενου κεφαλαίου. Οι συνθήκες ροής διατηρήθηκαν αυτές του Πίνακα 15 έτσι ώστε να μπορεί να γίνεται σύγκριση στην κάθε περίπτωση με τα χαρακτηριστικά πτερυγισμού της υπό ενότητας 5.5.

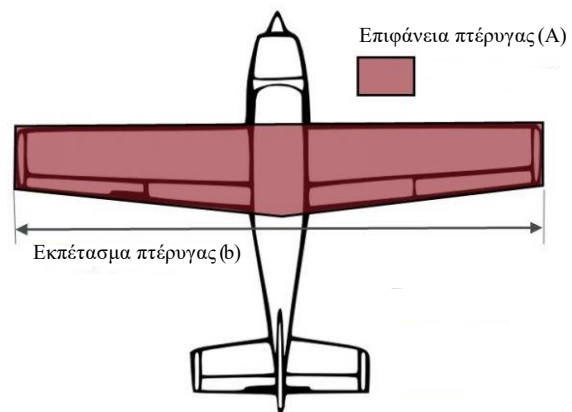
6.1. Γεωμετρικά χαρακτηριστικά πτερύγων

Για να ανταπεξέλθουν οι πτέρυγες σε διαφορετικές ροές λόγω διαφορετικών ρόλων που έχει η καθεμία, τους προορίζονται διαφορετικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Μερικά από αυτά είναι το διάταμα, η διεδρος γωνία, ο λόγος εκλέπτυνσης και η γωνία οπισθόκλισης.

Το διάταμα (*aspect ratio* - *AR*) είναι μια σημαντική παράμετρος στην αεροδυναμική που καθορίζει το σχήμα και την απόδοση της πτέρυγας. Ορίζεται ως ο λόγος του τετραγώνου του εκπετάσματος προς την επιφάνεια κάτοψης της πτέρυγας.

$$AR = \frac{b^2}{A}$$

Πτέρυγες με μεγάλο διάταμα, όπως στα ανεμόπτερα, είναι μακριές και λεπτές, μειώνοντας την αντίσταση επαγωγής και βελτιώνοντας την αποδοτικότητα σε μακρινές αποστάσεις. Αντίθετα, πτέρυγες μικρό διάταμα, όπως στα μαχητικά αεροσκάφη, είναι κοντές και φαρδιές, προσφέροντας υψηλότερη ευελιξία και αντοχή σε δομικές καταπονήσεις. Η επιλογή της αναλογίας διαστάσεων εξαρτάται από τον σκοπό του αεροσκάφους: τα επιβατικά και τα ανεμόπτερα προτιμούν υψηλή αναλογία για οικονομία καυσίμου, ενώ τα μαχητικά και τα



Σχήμα 79: AR πτέρυγας (Wood, n.d.)

ακροβατικά αεροσκάφη επιλέγουν χαμηλή για ευελιξία και αντοχή. Το διάταμα λοιπόν καθίσταται ένας πολύ σημαντικός παράγοντας κατά την μελέτη πτερυγισμού.

Η διεδρος γωνία (*dihedral angle*) είναι η γωνία που σχηματίζεται μεταξύ της πτέρυγας και της οριζόντιας επιφάνειας ενός αεροσκάφους και παίζει κρίσιμο ρόλο στη ευστάθεια και τον έλεγχο κατά την πτήση. Όταν οι πτέρυγες κλίνουν προς τα πάνω, σχηματίζοντας θετική διεδρο, βελτιώνεται η πλευρική ευστάθεια του αεροσκάφους, βοηθώντας το να επιστρέψει στην οριζόντια

θέση μετά από μια διαταραχή, όπως ένα πλευρικό άνεμο. Αυτή η ρύθμιση είναι ιδιαίτερα κοινή στα επιβατικά αεροσκάφη και τα εκπαιδευτικά αεροσκάφη, καθώς προσφέρει μια πιο σταθερή και ευκολότερη στην πτήση εμπειρία. Αντίθετα, τα αεροσκάφη με αρνητική διεδρο, όπου οι πτέρυγες κλίνουν προς τα κάτω, χρησιμοποιούνται για αυξημένη ευελιξία και απόδοση σε μαχητικά και ακροβατικά αεροσκάφη, παρέχοντας καλύτερο έλεγχο κατά τη διάρκεια έντονων ελιγμών. Η κατάλληλη διεδρος εξαρτάται από τις απαιτήσεις της πτήσης και τον ρόλο του αεροσκάφους.

Ο λόγος εκλέπτυνσης (*taper ratio - TR*) είναι ο λόγος του μήκους χορδής της πτέρυγας στην κορυφή της, προς το μήκος χορδής στη βάση της πτέρυγας.

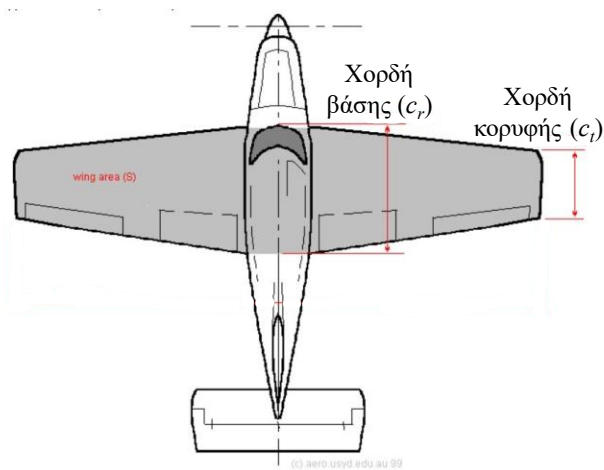
$$TR = \frac{c_t}{c_r}$$

Μια πτέρυγα με υψηλό λόγο εκλέπτυνσης, όπου το πλάτος της χορδής μειώνεται δραματικά από τη βάση προς την κορυφή, προσφέρει μειωμένη αεροδυναμική αντίσταση και βελτιωμένη κατανομή

άντωσης, κάτι που βελτιώνει την αποδοτικότητα σε υψηλές ταχύτητες και μειώνει το φορτίο στις άκρες. Αντίθετα, μια πτέρυγα με χαμηλό λόγο εκλέπτυνσης, όπου το πλάτος της χορδής διαφέρει λιγότερο από τη βάση προς την κορυφή, προσφέρει μεγαλύτερη δομική αντοχή και καλύτερο έλεγχο και ευελιξία, κάνοντάς την πιο ανθεκτική σε καταπονήσεις και ευκολότερη



Σχήμα 80: Διεδρος γωνία (Leishman, 2022)



Σχήμα 81: TR πτέρυγας (University-of-Sydney, 1998)

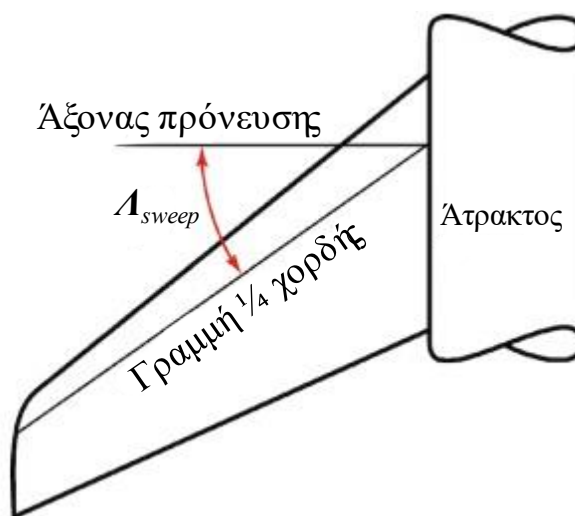
στον έλεγχο κατά τη διάρκεια ελιγμών. Η επιλογή του κατάλληλου λόγου εκλέπτυνσης εξαρτάται από τις απαιτήσεις και τον σχεδιασμό του αεροσκάφους, λαμβάνοντας υπόψη την επιθυμητή αεροδυναμική απόδοση, τη δομική αντοχή και τον έλεγχο κατά την πτήση.

Η γωνία οπισθόκλισης (*sweep angle* - A_{sweep}) είναι η γωνία με την οποία οι πτέρυγες ενός αεροσκάφους κλίνουν προς τα πίσω από την κάθετη γραμμή της ατράκτου. Αυτή η σχεδιαστική επιλογή επηρεάζει την αεροδυναμική απόδοση και τη σταθερότητα του αεροσκάφους, ειδικά σε υψηλές ταχύτητες. Οι πτέρυγες με θετική γωνία οπισθόκλισης μειώνουν την αντίσταση σε υψηλές ταχύτητες, καθιστώντας το αεροσκάφος πιο αποδοτικό και σταθερό, κάτι που είναι ιδιαίτερα χρήσιμο για

αεροσκάφη που πετούν κοντά ή πάνω από την ταχύτητα του ήχου. Επιπλέον, η οπισθόκλιση βελτιώνει τη σταθερότητα και την ικανότητα πτήσης σε υψηλές γωνίες προσβολής. Ωστόσο, μπορεί να δυσκολέψει τον έλεγχο σε χαμηλές ταχύτητες και να αυξήσει την πολυπλοκότητα της κατασκευής των πτερύγων.

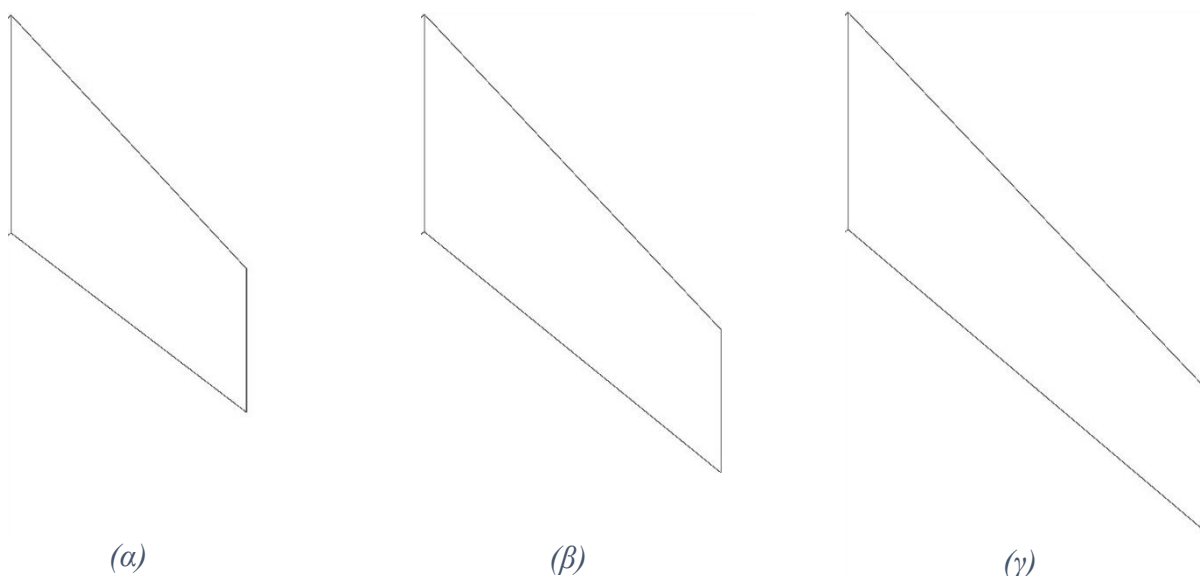
6.2. Επίδραση του διατάματος στον περυγισμό

Όπως είδαμε και από τον ορισμό του διατάματος, αυτός εξαρτάται από δύο μεγέθη της πτέρυγας, το εμπέτασμα και την επιφάνεια κάτοψης της. Τα προβλήματα που προκύπτουν κατά τις αναλύσεις περυγισμού είναι πολυπαραμετρικά, έτσι και εδώ, το διάταμα επηρεάζει σημαντικά την παραγωγή ταλαντώσεων. Καθώς αυξάνεται το διάταμα, τόσο μειώνεται το πλάτος της πτέρυγας σε κάθε θέση, και το εκπέτασμα σε σχέση με το μήκος χορδής είναι αρκετά μεγαλύτερο. Με αυτόν τον τρόπο, υπάρχει αρκετά λιγότερο υλικό που συγκρατεί το κέντρο βάρους της πτέρυγας με την περιοχή πάκτωσης της. Συνεπώς η ροπή που παράγεται γύρω από τη βάση της πτέρυγας λόγω των αεροδυναμικών φορτίων και της βαρύτητας στο κέντρο βάρους, είναι σημαντικές. Η αντίθετη συμπεριφορά συναντάται σε πτέρυγες μικρού διατάματος, οι οποίες έχουν τη μάζα τους «μαζεμένη» πιο κοντά στη βάση οπότε δεν επιτρέπουν μεγάλες μετατοπίσεις.



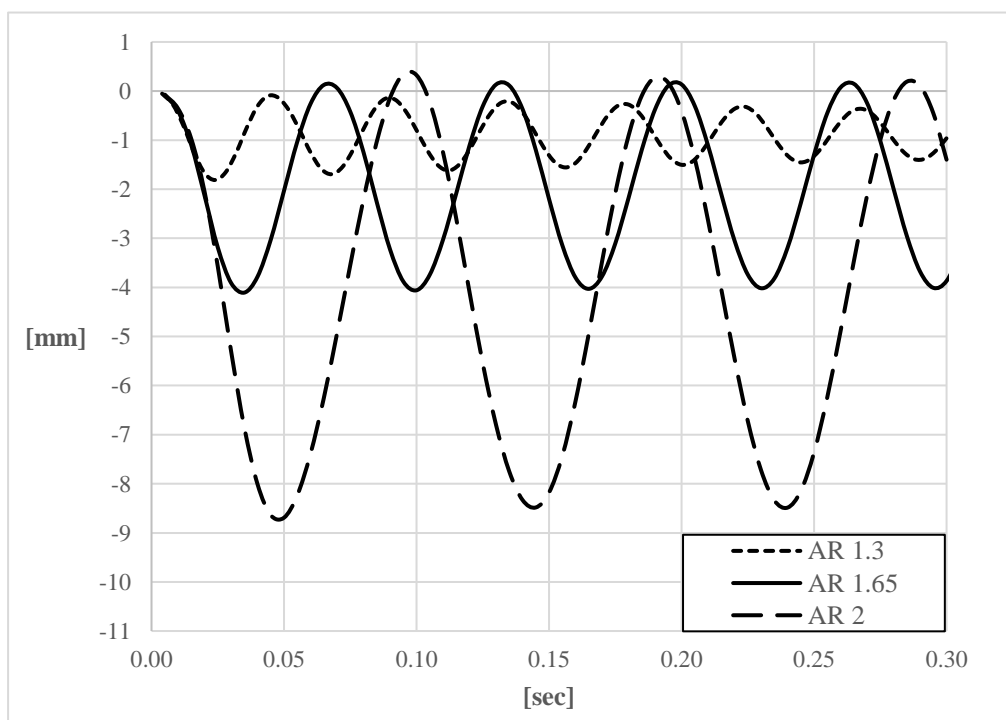
Σχήμα 82: Οπισθόκλιση πτέρυγας (Koyonlis, 2022)

Στην πρώτη παραμετρική μελέτη του διατάματος, διατηρήθηκε σταθερή η χορδή και μελετήθηκαν πτέρυγες με μεταβαλλόμενο εκπέτασμα. Από την Agard-445.6 η οποία έχει διάταμα ίσο με 1.65, μελετήθηκαν οι πτέρυγες του Σχήμα 83 με $AR=1.3$ και $AR=2$.



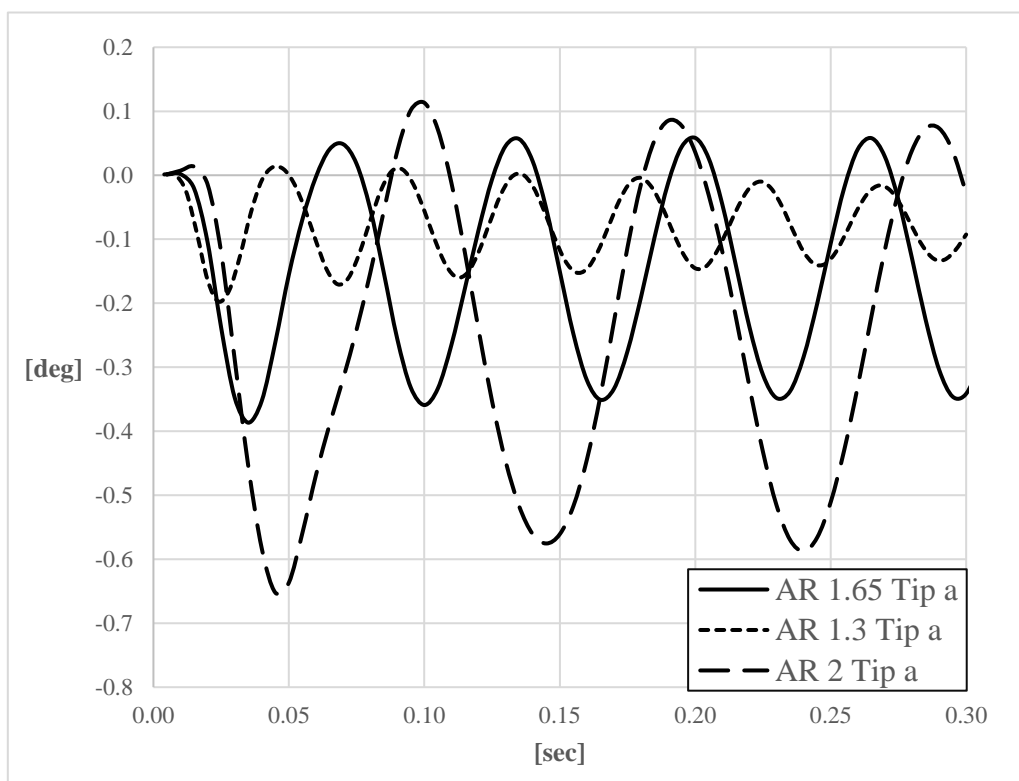
Σχήμα 83: Πτέρυγες μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου εκπέτασματος
(α) $AR=1.3$ (β) $AR=1.65$ (γ) $AR=2$

Τα αποτελέσματα απόκρισης πτερυγισμού από κάθε γεωμετρία φαίνονται στο διάγραμμα του παρακάτω σχήματος.



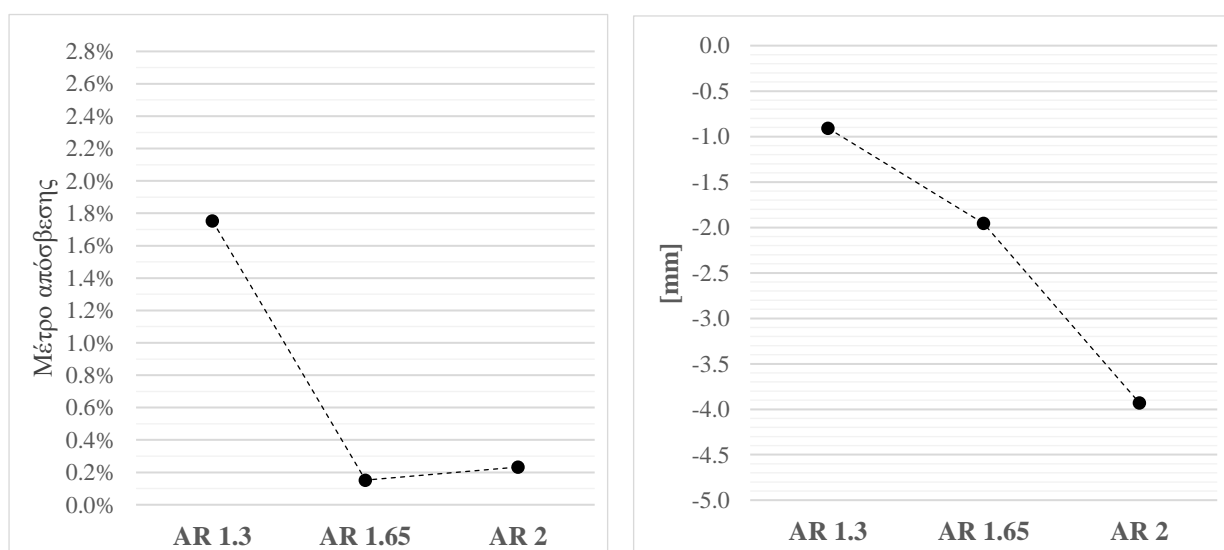
Σχήμα 84: Μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας, πτέρυγες μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου εκπέτασματος

Επίσης, σε όλες τις περιπτώσεις χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος μελέτης και των στρεπτικών ταλαντώσεων που παρουσιάστηκε στην ενότητα 5.4 έχοντας έτσι μία εικόνα για το πώς μεταβάλλεται η γωνία προσβολής στην κορυφή της πτέρυγας.



Σχήμα 86: Στιγμαία γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης κορυφής πτέρυγας

Από την ανάλυση των ταλαντώσεων μετατόπισης του Σχήμα 84 προκύπτουν τα στοιχεία των παρακάτω διαγραμμάτων για τα μέτρα απόσβεσης και τη μέση μετατόπιση της κορυφής στο χρόνο.

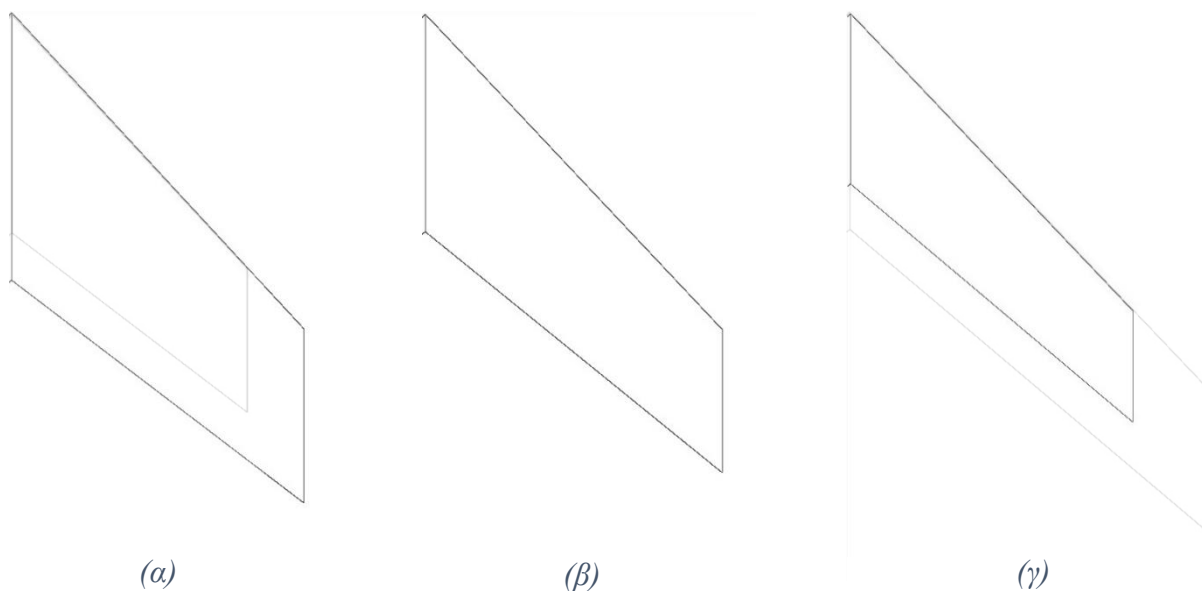


Σχήμα 85: Μεταβαλλόμενο διάγραμμα (α) Μέτρο απόσβεσης (β) Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής στο χρόνο

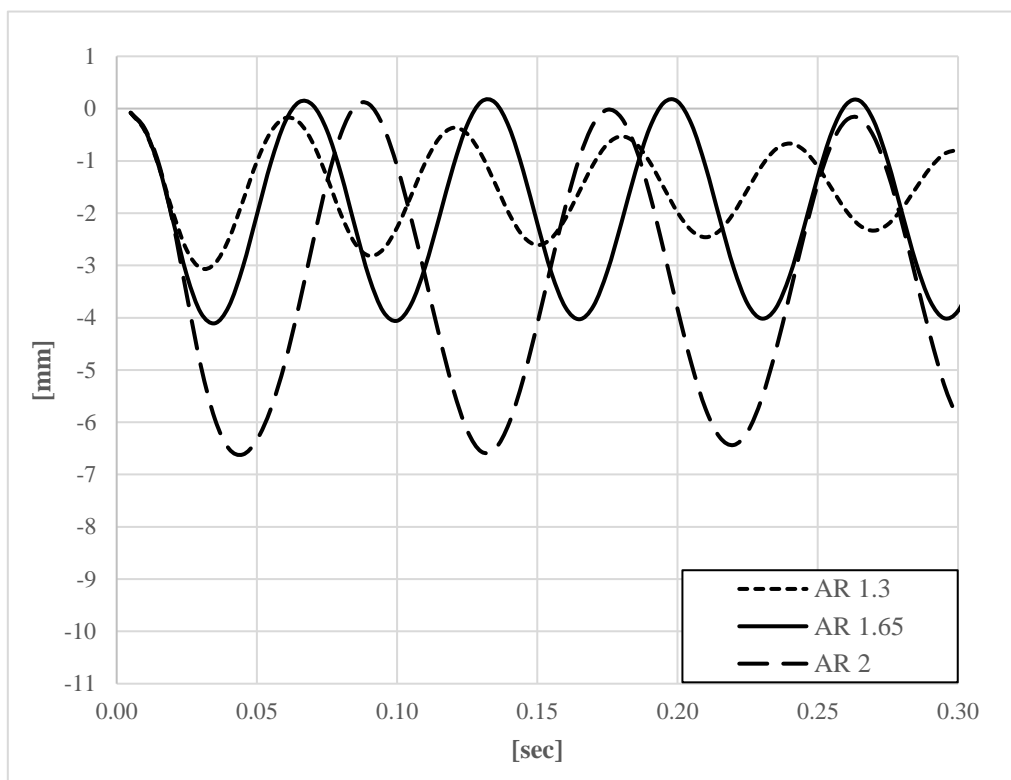
Παρατηρείται ότι, μικρότερο διάταμα έχει την τάση να αποσβένει την ταλάντωση που παράγεται, σε αντίθεση με μεγαλύτερο διάταμα το οποίο δεν έχει σημαντική επιρροή στην απόσβεση. Όσον αφορά τη μέση κατακόρυφη μετατόπιση στο χρόνο, όπως αναφέραμε και στην εισαγωγική παράγραφο αυτής της υπό ενότητας, καθώς μικρότερο διάταμα έχει τη μάζα του συγκεντρωμένη πιο κοντά στη περιοχή πάκτωσης, δεν επιτρέπει μεγάλες μετατοπίσεις σε αντίθεση με την περίπτωση του μεγάλου διατάματος.

6.3. Επίδραση του διατάματος στον περυγισμό – Περίπτωση δεύτερη

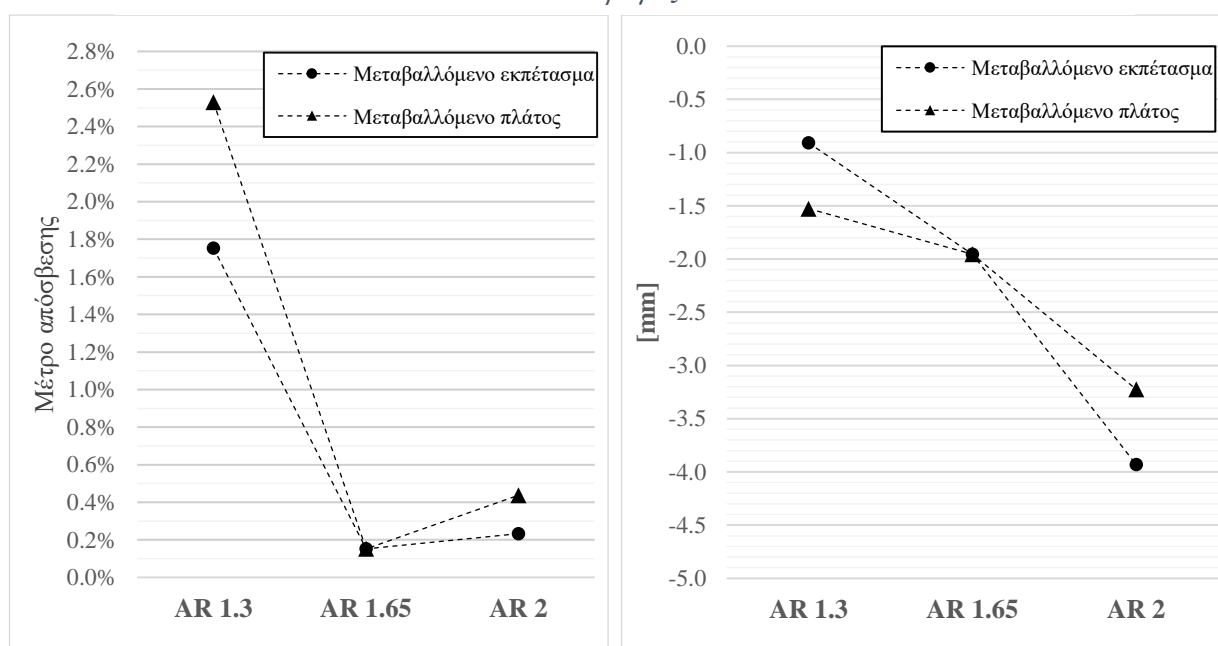
Καθώς όμως το διάταμα μπορεί να αλλάξει και με τη μεταβολή του πλάτους, πέραν από το εκπέτασμα, θα γίνει μια δεύτερη διερεύνηση με τις ίδιες τιμές διατάματος, σταθερό εκπέτασμα, αλλά αυτή τη φορά μεταβαλλόμενα μήκη χορδών. Οι πτέρυγες φαίνονται παρακάτω σε σχέση με τις αρχικές, όπου το εκπέτασμα ήταν μεταβαλλόμενο.



Σχήμα 87: Πτέρυγες μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου πλάτους
(α) $AR=1.3$ (β) $AR=1.65$ (γ) $AR=2$



Σχήμα 88: Ταλαντώσεις πτερύγων μεταβαλλόμενου διατάματος – μεταβαλλόμενου πλάτους, μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας

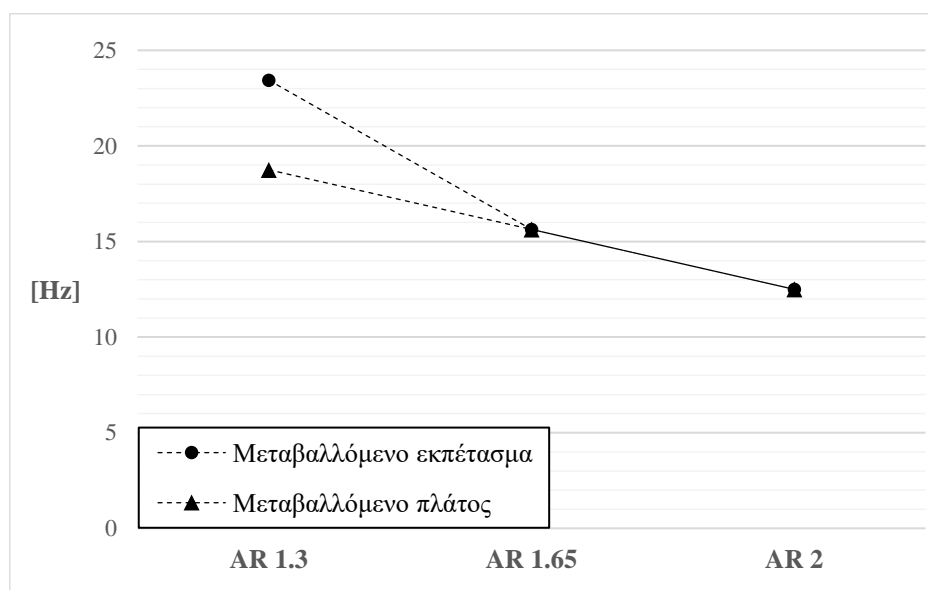


Σχήμα 89: Δύο περιπτώσεις μεταβαλλόμενου διατάματος (α) Μέτρο απόσβεσης (β) Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής στο χρόνο

Από τη σύγκριση του μέτρου απόσβεσης των δύο περιπτώσεων μπορούμε να πούμε ότι η απόσβεση στην περίπτωση AR1.3 αυξάνεται λόγω της αύξησης της επιφάνειας κατά μήκος της ροής, συνεπώς έχει σημαντικό ρόλο η αεροδυναμική απόσβεση. Όσον αφορά τη μέση μετατόπιση, καθώς διατηρείτε σταθερό το εκπέτασμα, και το σημείο κέντρου βάρους παραμένει

σε κοντινή απόσταση με την αρχική, όσον αφορά τον άξονα ανάπτυξης της πτέρυγας. Μειώνοντας λοιπόν το διάταμα αυξάνοντας πλάτος, προσδίδουμε όγκο και μάζα στην δομή, με αποτέλεσμα να βρίσκει θέση ισοροπίας χαμηλότερα.

Στην περίπτωση σύγκρισης των δύο μεθόδων για την περίπτωση AR2, έχουμε στην ουσία μικρήνει αναλογικά την δομή, με αποτέλεσμα να μετατοπίζουμε το κέντρο βάρους αλλά και τη μάζα πιο κοντα στο σημείο πάκτωσης με αποτέλεσμα να αυξάνεται μερικώς το μέτρο απόσβεσης του σήματος. Σχετικά με τη θέση ισορροπίας, αυτή βρίσκεται υψηλότερα, σαφώς επειδή η κατασκευή έχει μικρότερη μάζα.

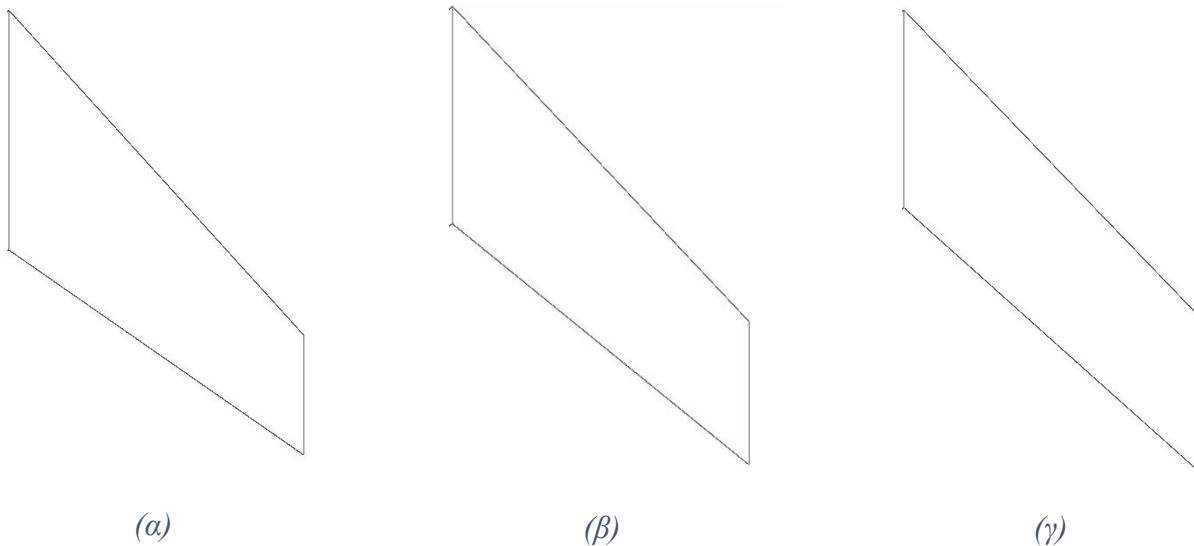


Σχήμα 90: Συχνότητα κατακόρυφης ταλάντωσης κορυφής

Συγκρίνοντας τις συχνότητες για την περίπτωση AR1.3, αυξάνοντας πλάτος, μειώνεται η συχνότητα και αυτό λόγω αδράνειας. Στο AR2 οι συχνότητες συμπίπτουν και αυτό λόγω της ανάλυσης Φουριέ. Στην ανάλυση μπορεί να συμμετέχει δείγμα 32, 64, 128 κ.ο.κ. βημάτων. Καθώς τα βήματα μας για τις συγκεκριμένες αναλύσεις έχουν διάρκεια 0.005 δευτερόλεπτα και το πλήθος τους είναι 60, αναγκαστικά το δείγμα για FFT θα είναι 32 τιμές. Έτσι, συγκρίνοντας οπτικά τα διαγράμματα προκύπτει ότι στην περίπτωση μεταβαλλόμενου εκπετάσματος παρατηρούνται περίπου 3 περίοδοι, ενώ στην περίπτωση μεταβαλλόμενου πλάτους παρατηρούνται περίπου 3.5, σε διάρκεια 0.3 δευτερολέπτων που γίνεται η προσομοίωση. Συνεπώς η συχνότητα για την πρώτη περίπτωση είναι περίπου 10 και για τη δεύτερη είναι περίπου 11.67, η οποία διαφορά δεν θεωρείται σημαντική.

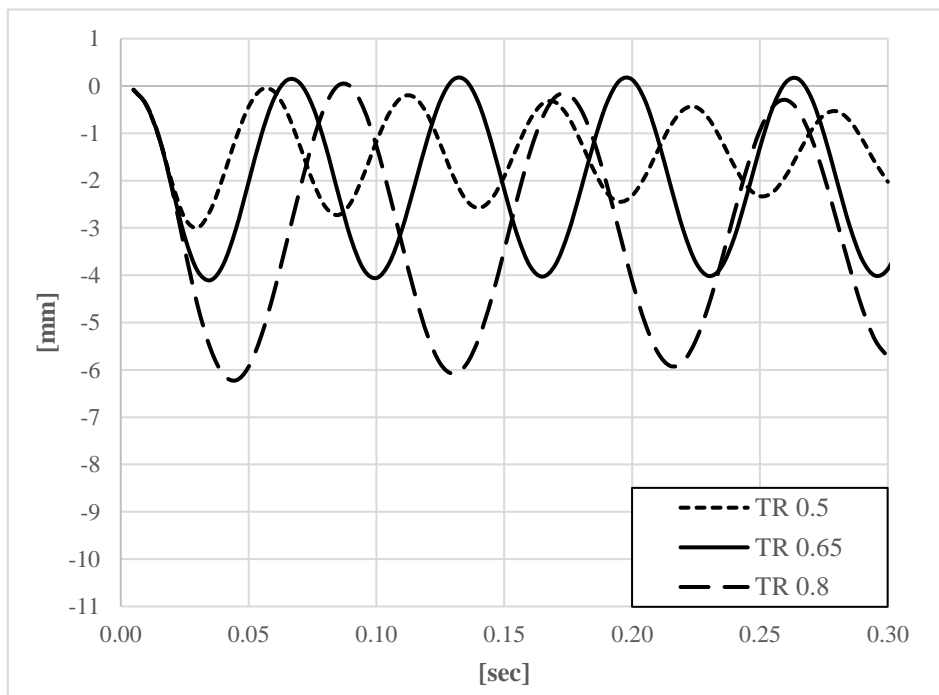
6.4. Επίδραση του λόγου εκλέπτυνσης στον πτερυγισμό

Όπως και στην προηγούμενη περίπτωση έτσι και στον λόγο εκλέπτυνσης επιλέχθηκε να μελετηθεί μια πτέρυγα με μικρότερο και μια με μεγαλύτερο λόγο, σύμφωνα με το σχήμα παρακάτω.

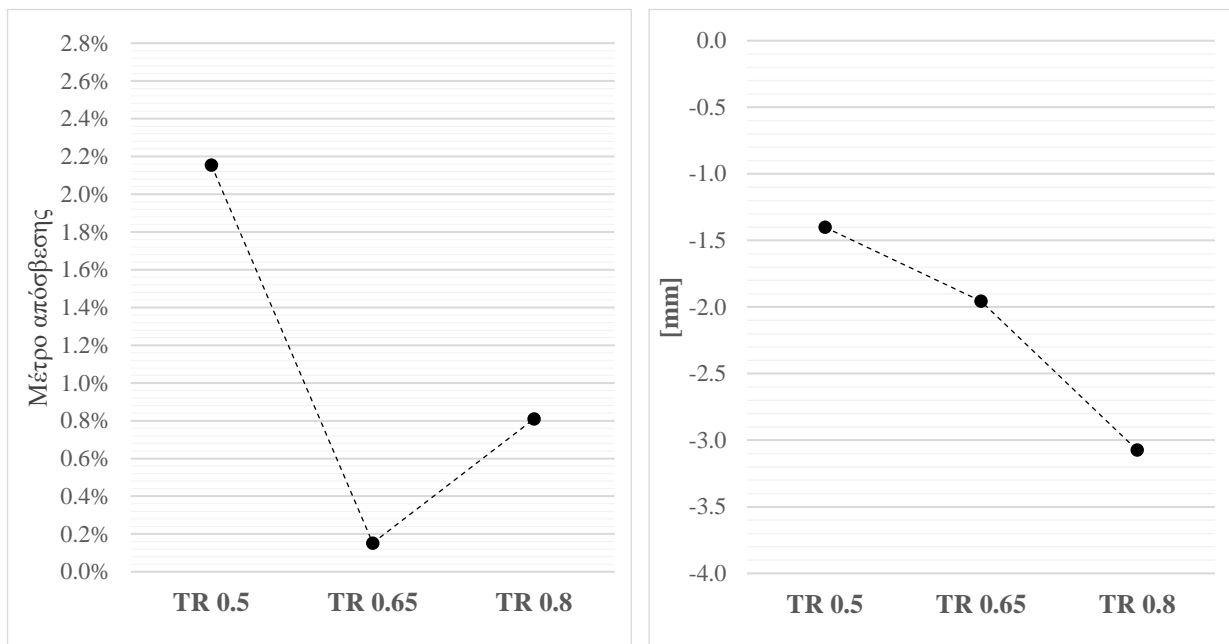


Σχήμα 91: Πτέρυγες μεταβαλλόμενου λόγου εκλέπτυνσης (α) $TR=0.5$ (β) $TR=0.65$ (γ) $TR=0.8$

Τα αποτελέσματα παρατίθενται στα παρακάτω σχήματα.



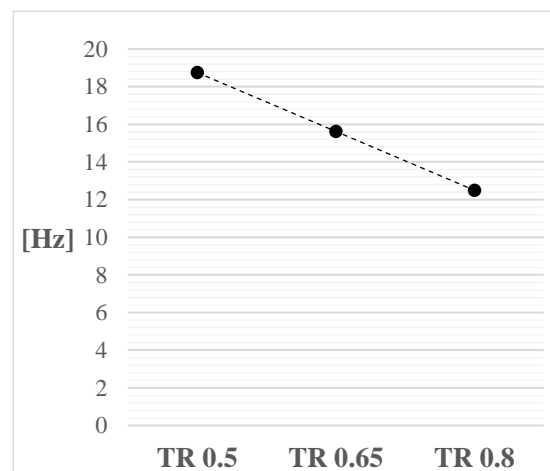
Σχήμα 92: Ταλαντώσεις πτερόγων μεταβαλλόμενου λόγου εκλέπτυνσης, μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας



Σχήμα 94: Μεταβαλλόμενος λόγος εκλέπτυνσης (α) Μέτρο απόσβεσης (β) Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής στο χρόνο

Παρατηρούμε πως τα αποτελέσματα για την περίπτωση διερεύνησης της επίδρασης που έχει ο λόγος εκλέπτυνσης στον πτερυγισμό είναι αρκετά παρόμοια με αυτά της περίπτωσης διατάματος. Μικρός λόγος εκλέπτυνσης οδηγεί σε αυξημένο μέτρο απόσβεσης και υψηλότερη θέση ισορροπίας. Αυτό θα μπορούσε να εξηγηθεί λόγο μετατόπισης της μάζας από το άκρο προς τη βάση της πτέρυγας. Παρόμοια συμπεριφορά παρατηρείται στην περίπτωση μεγαλύτερου λόγου εκλέπτυνσης, όσον αφορά το μέτρο απόσβεσης, κάτι που προκαλεί εντύπωση. Όσο για τη θέση ισορροπίας, αναμενόμενα βρίσκεται χαμηλότερα λόγω μετατόπισης του κέντρου βάρους προς τα έξω. Σε καμία από τις δύο περιπτώσεις δεν παρατηρήθηκε αστάθεια και παραγωγή ταλαντώσεων αυξανόμενου πλάτους.

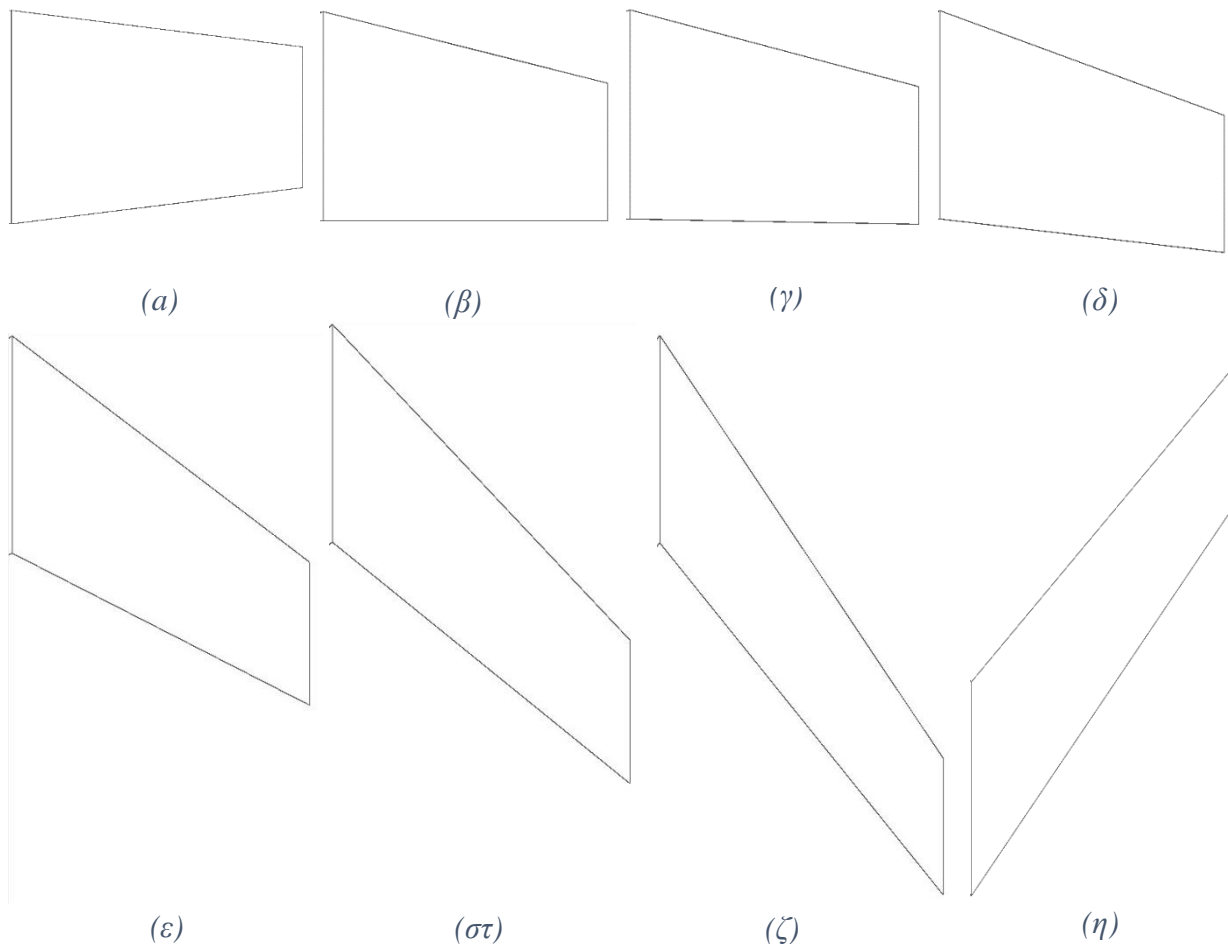
Η αναμενόμενη συμπεριφορά παρατηρείται πάντως στη συχνότητα συναρτήσει του λόγου εκλέπτυνσης. Επαληθεύεται πως μετατοπίζοντας το κέντρο βάρους κοντά στην περιοχή πάκτωσης η κίνηση είναι πιο γρήγορη και έτσι περισσότερες ταλαντώσεις λαμβάνουν χώρα σε δεδομένο χρονικό διάστημα, από ότι όταν αυτό μετατοπίζεται πιο μακριά.



Σχήμα 93: Συχνότητα κατακόρυφης ταλάντωσης κορυφής

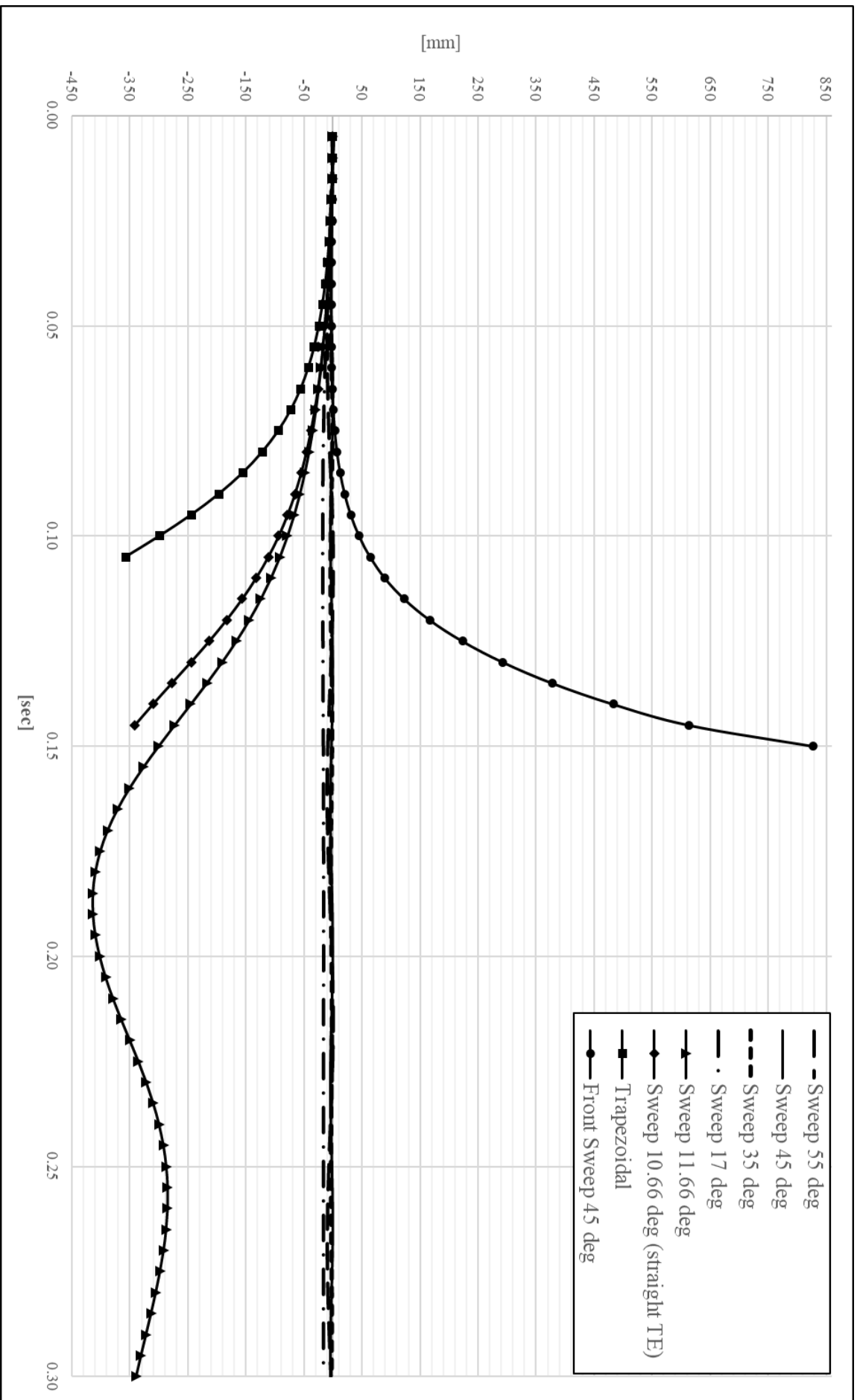
6.5. Επίδραση της γωνίας οπισθόκλισης στον πτερυγισμό

Στην τελευταία περίπτωση διερεύνησης μελετάται η επίδραση της γωνίας οπισθόκλισης της πτέρυγας, στο φαινόμενο του πτερυγισμού. Η γωνία οπισθόκλισης ήταν η παράμετρος που παρουσίασε το μεγαλύτερο ενδιαφέρον προς μελέτη. Πρακτικά, αυξάνοντας τη γωνία οπισθόκλισης της πτέρυγας μετατοπίζουμε και πάλι το κέντρο βάρους πιο μακριά από την περιοχή πάκτωσης. Παρόλα αυτά, η γωνία οπισθόκλισης, όπως αναφέρθηκε στην ενότητα για τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά των πτερύγων, χρησιμοποιείται σε υψηλές ταχύτητες και ο σκοπός της είναι η μείωση πάχους της πτέρυγας κατά τη διεύθυνση της ροής. Παρατηρήθηκε λοιπόν ότι μειώνοντας την τιμή της γωνίας οπισθόκλισης, υπάρχει ένα σημείο στο οποίο πετυχαίνουμε ευστάθεια με πολύ καλό μέτρο απόσβεσης στο σήμα της ταλάντωσης. Οι πτέρυγες που μελετήθηκαν καθώς και τα αποτελέσματα παρατίθενται στα παρακάτω σχήματα.

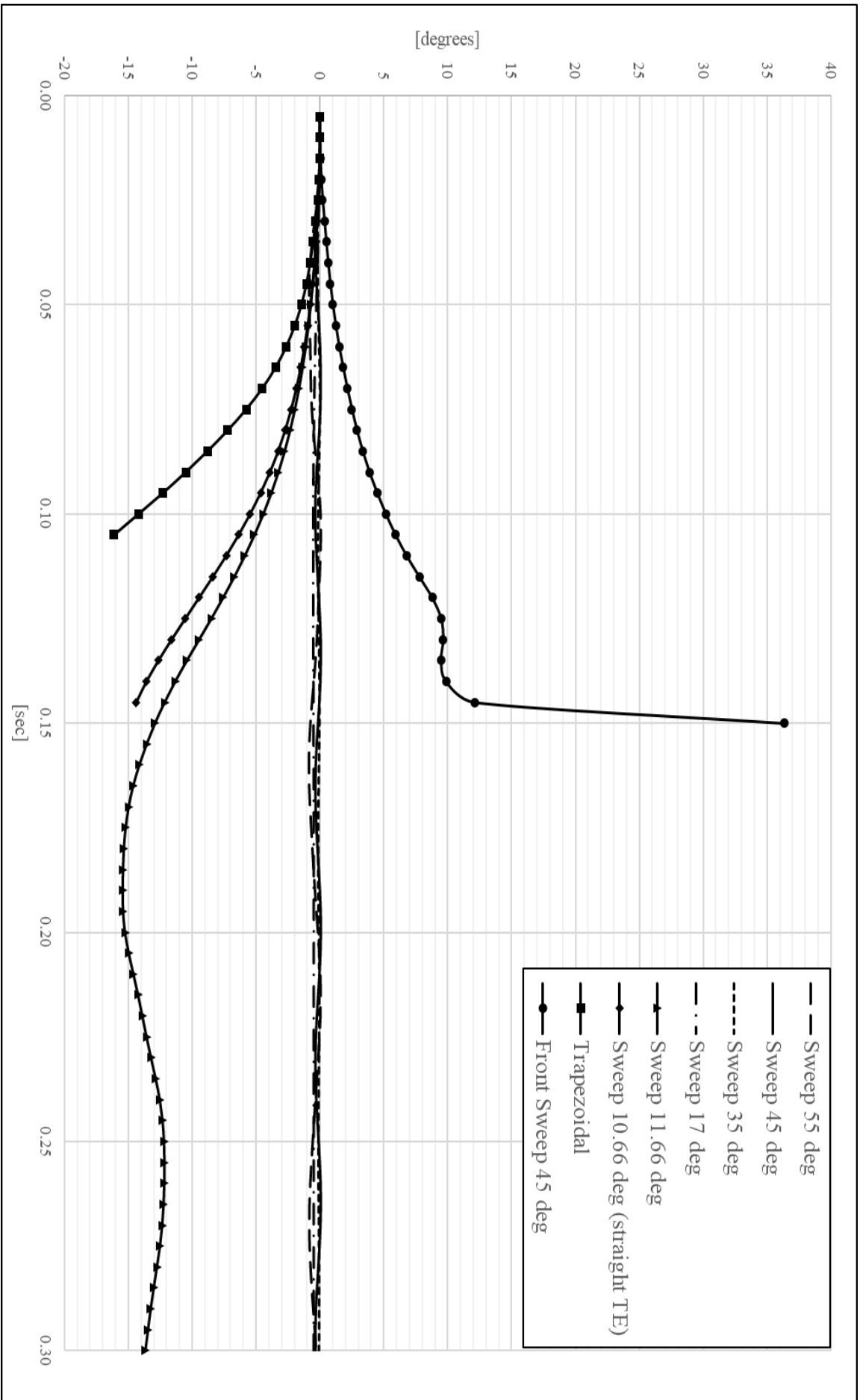


Σχήμα 95: Πτέρυγες μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης

(α) Τραπεζοειδής (β) Ευθεία ακμή φυγής (10.66 μοίρες) (γ) 11.66 μοίρες (δ) 17 μοίρες (ε) 35 μοίρες (στ) 45 μοίρες (ζ) 55 μοίρες (η) 45 μοίρες εμπρόσθια κλίση



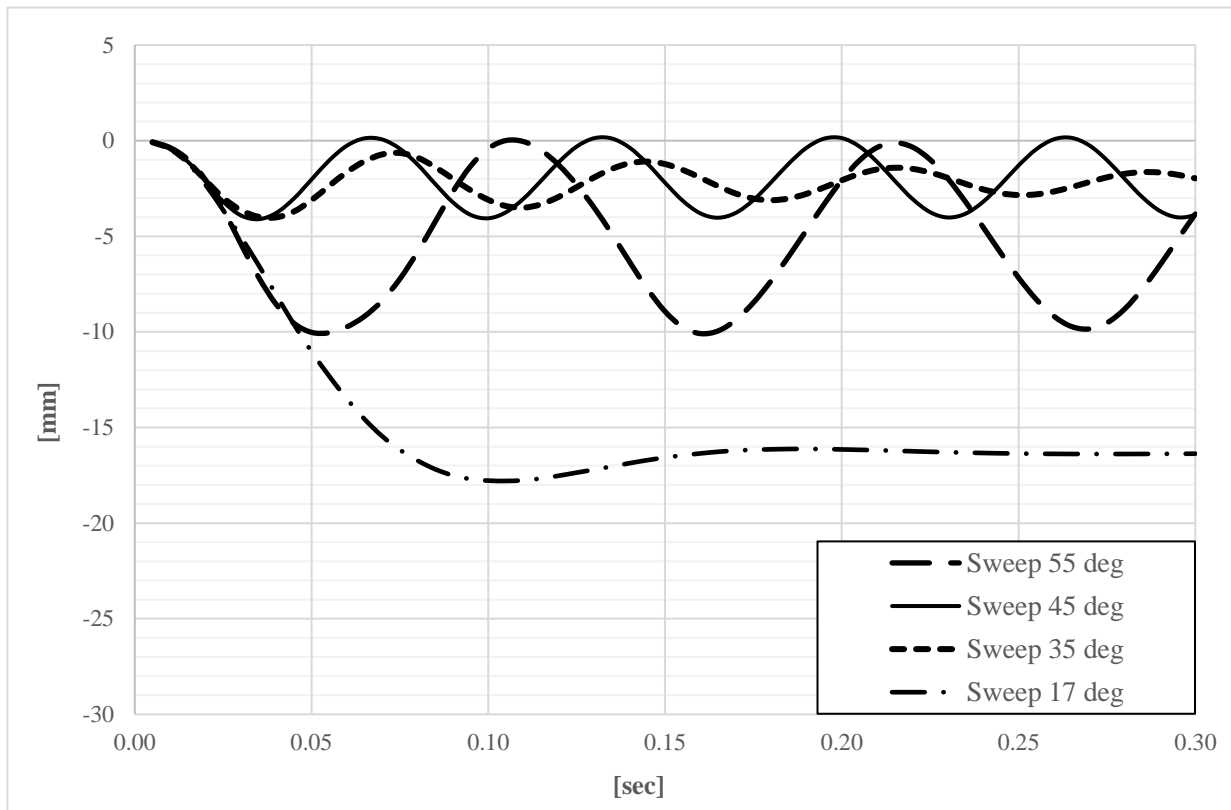
Σχήμα 96: Ταλαντώσεις περβύλων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης, μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας



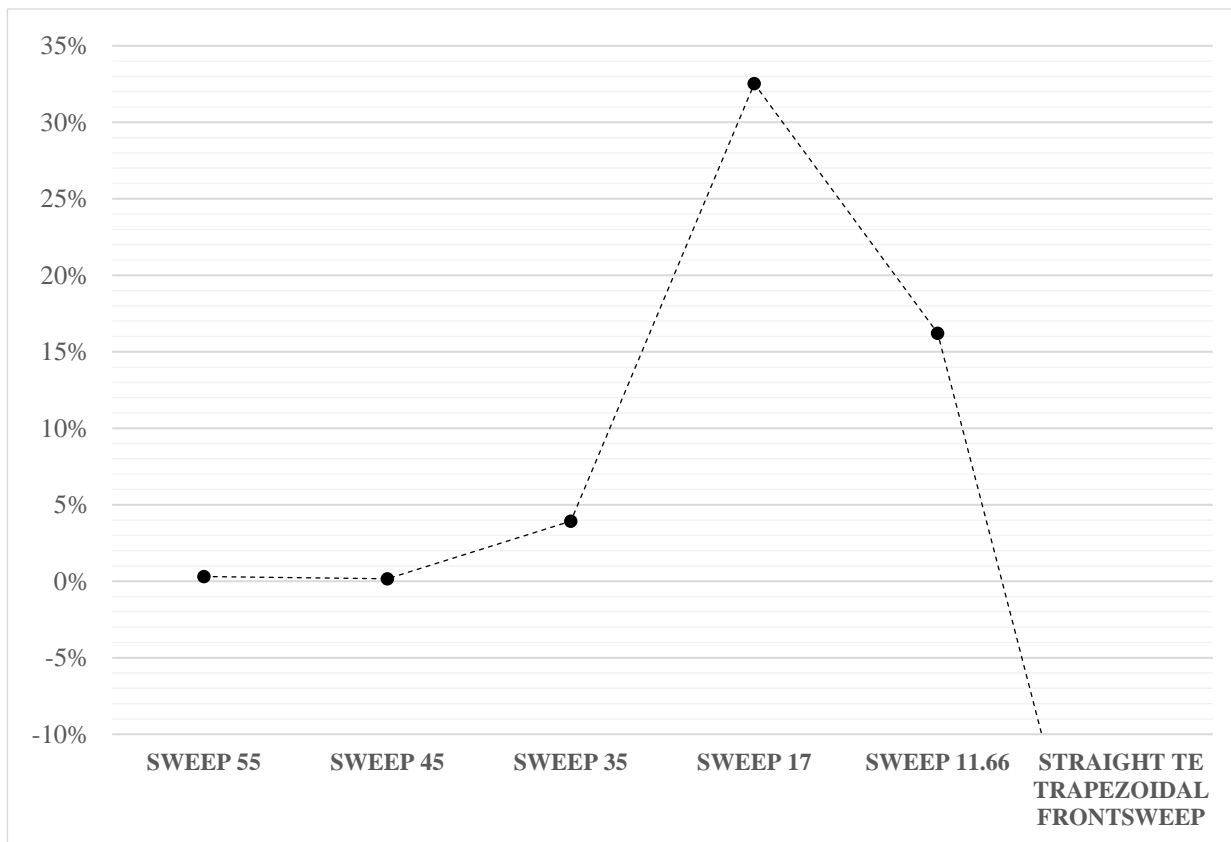
Σχήμα 97: Ταλαντώσεις περσώνων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης, στιγμιαία γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης κορυφής πτέρυγας

Με μία πρώτη ματιά στο Σχήμα 96 παρατηρούμε ότι ορισμένες διατάξεις πτερύγων φτάνουν κάμψη που αγγίζει και ξεπερνά το ημικπέτασμα τους. Επίσης, τρία διαγράμματα εκτείνονται έως τα πρώτα περίπου ένα με δύο δέκατα του δευτερολέπτου. Συγκεκριμένα, οι παραπάνω συμπεριφορές αφορούν τις πτέρυγες με πολύ μικρές γωνίες οπισθόκλισης, τραπεζοειδείς και εμπροσθοκλινείς. Σε αυτές τις περιπτώσεις, οποιαδήποτε τάση για ανάπτυξη κάμψης στη δομή ενισχύεται ραγδαία από την προσερχόμενη ροή, χωρίς αυτή να μπορέσει να την αποσβέσει. Είναι περιπτώσεις στις οποίες δεν εμφανίζεται ταλάντωση, αλλά η μετατόπιση της κορυφής της πτέρυγας είναι συνεχώς αυξανόμενη και με αυξανόμενο ρυθμό. Αυτό ακριβώς είναι το φαινόμενο της απόκλισης που αναφέρθηκε στην ενότητα 2.1, όπου στην ουσία η γωνία προσβολής της ροής στην κορυφή της πτέρυγας είναι συνεχώς αυξανόμενη, διαμορφώνοντας κλίση πίεσης μεταξύ των δύο επιφανειών της πτέρυγας, η οποία ευθύνεται με τη σειρά της για τη συνεχώς αυξανόμενη δύναμη άντωσης. Σε αυτές τις περιπτώσεις η πτέρυγα κρίνεται άκρως ασταθής και δεν ενδείκνυται για χρήση, μιας και δεν υπάρχει τρόπος επαναφοράς της στην αρχική θέση.

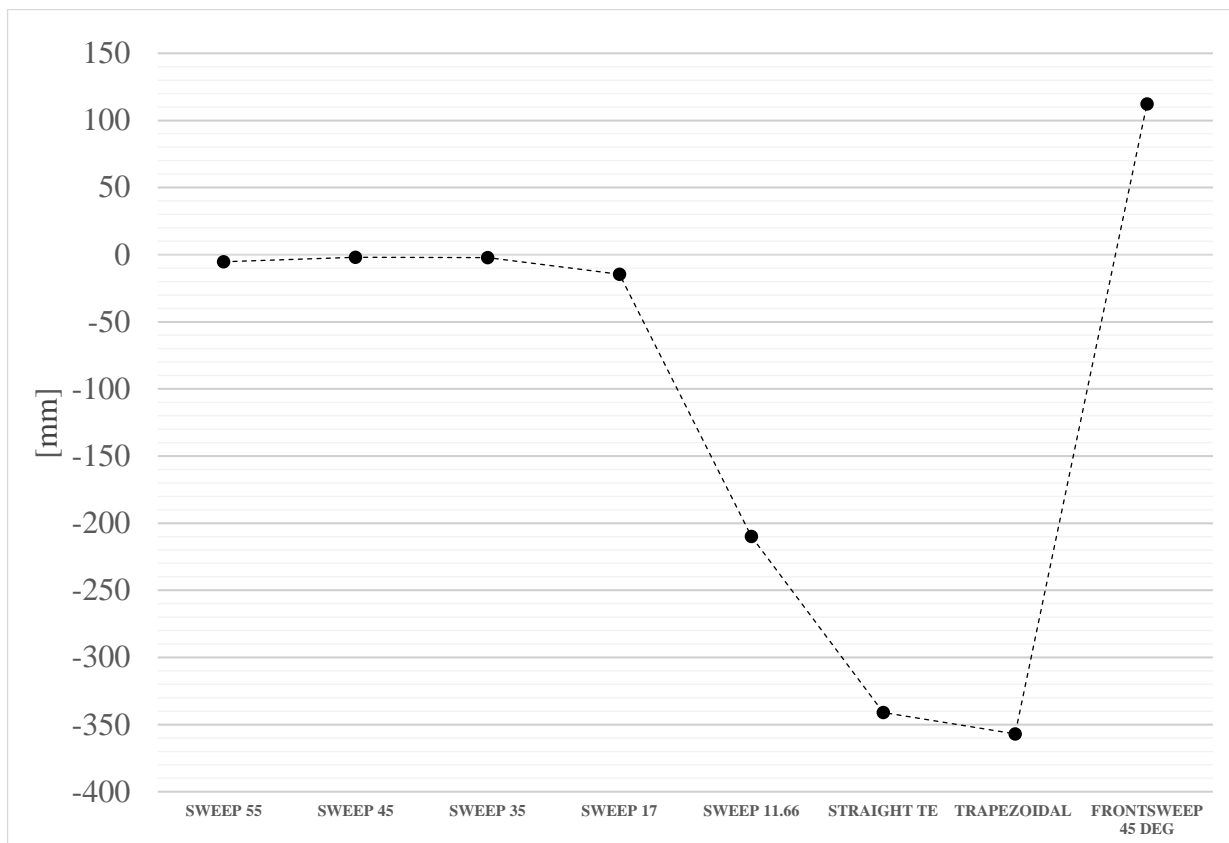
Τα διαγράμματα απόκλισης εκτείνονται στο ένα τρίτο με ένα δεύτερο του συνηθισμένου χρόνου προσομοιώσεων έως τώρα διότι αστοχεί το δυναμικό πλέγμα. Λόγω των τεράστιων μετατοπίσεων που εντοπίζονται, το πλέγμα καλείται σε ένα χρονικό βήμα να παραμορφωθεί με μεγάλο μέτρο κάτι που οδηγεί σε αστοχία και διακοπή της επαναληπτικής διαδικασίας. Πέραν όμως από την περίπτωση εμπροσθόκλισης, απόκλιση εμφανίζεται και σε τραπεζοειδή γεωμετρία αλλά και ευθείας ακμής φυγής. Αμέσως μόλις ξεπεραστεί η περίπτωση της ευθείας ακμής φυγής, και βρεθεί πρακτικά ένα μέρος της χορδής κορυφής μετά το πέρας της χορδής βάσης, κατά τη κατεύθυνση της ροής, το σύστημα έχει τη δυνατότητα να επαναφέρει τη πτέρυγα σε μικρότερη μετατόπιση (Σχήμα 95-γ). Προσομοιώνοντας διάφορες περιπτώσεις μικρής γωνίας οπισθόκλισης, παρατηρείται στη γωνία 17 μοιρών, το σύστημα να βρίσκει θέση ισορροπίας σε πολύ λίγα χρονικά βήματα, σε θέση κοντά στην αρχική, και με μεγάλο μέτρο απόσβεση του σήματος ταλάντωσης. Οι περιπτώσεις δ-ζ του Σχήμα 95 παρουσιάζονται εστιασμένες στο παρακάτω γράφημα. Επίσης παρουσιάζονται τα διαγράμματα μέτρου απόσβεσης και μέσης μετατόπισης της κορυφής της πτέρυγας στο χρόνο.



Σχήμα 99: Ταλαντώσεις πτερύγων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης, εστίαση σημάτων μικρού πλάτους



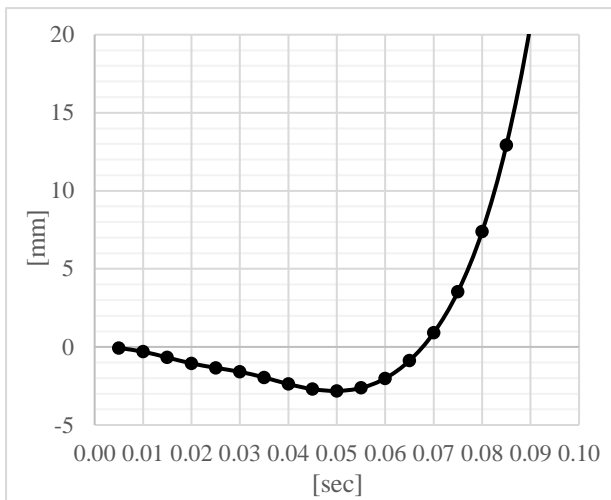
Σχήμα 98: Μέτρο απόσβεσης κατακόρυφων ταλαντώσεων πτερύγων μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης



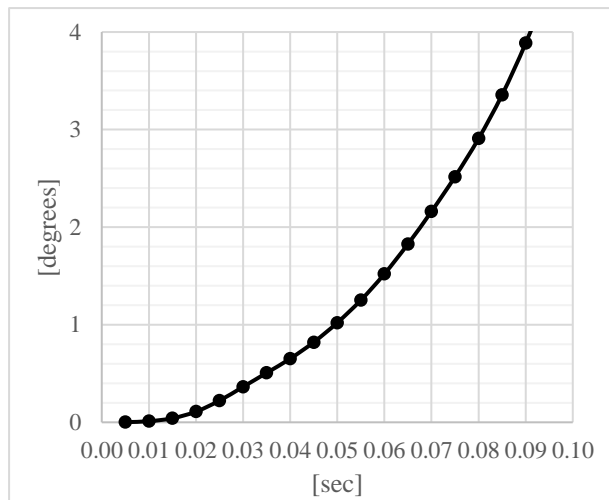
Σχήμα 100: Μέση κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής πτέρυγας στο χρόνο, πτέρυγες μεταβαλλόμενης γωνίας οπισθόκλισης

Σχετικά με τη μείωση της γωνίας οπισθόκλισης είναι ξεκάθαρο και από το διάγραμμα μέτρου απόσβεσης σε κάθε περίπτωση πως υπάρχει μια βέλτιστη τιμή η οποία προσδίδει χαμηλή μετατόπιση από την αρχική θέση, συνεπώς μικρή καταπόνηση της δομής, και σημαντική ευστάθεια. Από την άλλη μεριά τώρα, για γωνία 55 μοιρών, η θέση ισορροπίας βρίσκεται χαμηλότερα και αυτό εξηγείται από τη μετατόπιση του κέντρου βάρους σε μεγαλύτερη απόσταση από την περιοχή στήριξης της πτέρυγας, όπως ακριβώς και στις περιπτώσεις του διατάματος και λόγω εκλέπτυνσης. Όμως, παρατηρείται μια μικρή αύξηση του μέτρου απόσβεσης κάτι που σημαίνει σίγουρα ότι και αυτή η περίπτωση βρίσκεται εντός της περιοχής ευστάθειας.

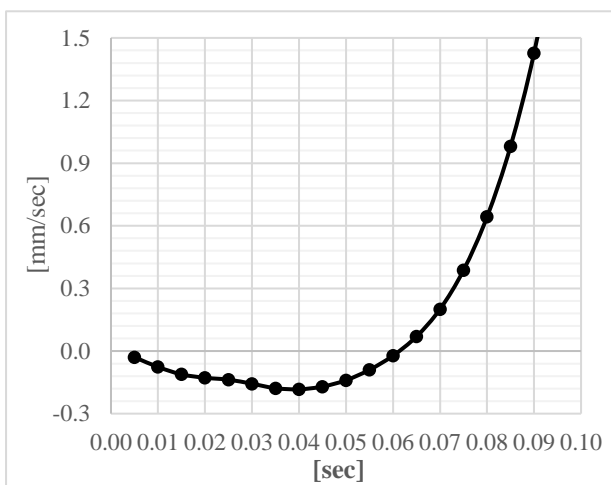
Όσο για την περίπτωση εμπροσθόκλισης, σε αντίθεση με όλες τις υπόλοιπες περιπτώσεις, είναι η μόνη που παρουσιάζει θετικές μετατοπίσεις και γωνία στρέψης της κορυφής. Εστιάζοντας στα πρώτα 10 χρονικά βήματα της μετατόπισης στο παρακάτω διάγραμμα, παρατηρούμε ότι αρχικά η πτέρυγα κινείται προς τα κάτω και στη συνέχεια με μεγάλη αλλαγή στη ταχύτητα, στρέφεται προς τα πάνω.



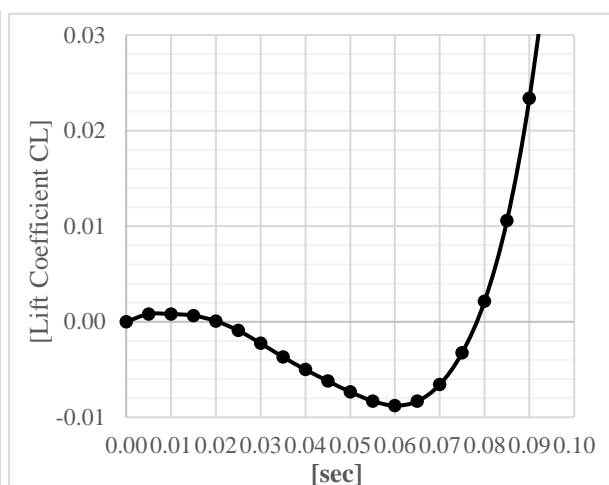
(α)



(β)



(γ)



(δ)

Σχήμα 101: Εμπροσθόκλιση 45°

(α) μέση στιγμιαία κατακόρυφη μετατόπιση κορυφής

(β) στιγμιαία γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης κορυφής

(γ) μέση στιγμιαία κατακόρυφη ταχύτητα κορυφής (δ) συντελεστής άντωσης πτέρυγας

Ο C_L πέφτει διότι λόγω διατήρησης της αδράνειας, η βαρύτητα μετατοπίζει πρώτα το μέσο της πτέρυγας και κατόπιν την κορυφή. Παρατηρώντας ότι η γωνία στρεπτικής παραμόρφωσης παραμένει συνεχώς θετική, και η ταχύτητα προς τα κάτω είναι μηδαμινή, η σχετική ταχύτητα προσκρούει με θετική γωνία προσβολής. Συνέπεια αυτών είναι στα πρώτα βήματα να πέφτει η πτέρυγα λόγω της βαρύτητας, αλλά λόγω της στρεπτικής γωνίας, η βαρύτητα γρήγορα αντισταθμίζεται και στη συνέχεια υπερνικάται από την άντωση.

Συμπεράσματα

Στην παρούσα διπλωματική εργασία επιλέχθηκε να διερευνηθεί την αεροελαστική συμπεριφορά πτερύγων στη διηχητική περιοχή πτήσης. Αρχικά, στήθηκε μοντέλα προσομοίωσης τόσο για τη δομική καταπόνηση της ίδιας της πτέρυγας, όσο και για τις μεταβολές του ροϊκού πεδίου που την περιβάλλει. Για να επαληθευθούν ξεχωριστά τα δύο μοντέλα, επιλέχθηκε να γίνει σύγκριση το δομικό με αντίστοιχο πειραματικό (Yates, 1987), και να χρησιμοποιηθεί μία άλλη πτέρυγα η οποία έχει επίσης μελετηθεί πειραματικά, για να επαληθευθεί το αεροδυναμικό (AGARD, 1979). Με αυτό τον τρόπο εισήχθη ένα ακόμα επίπεδο πιστότητας στη συνολική μελέτη. Καθώς έγιναν οι επιμέρους επαληθεύσεις, η μελέτη προχώρησε με επαλήθευση του συνολικού αεροελαστικού μοντέλου για την πτέρυγα Agard-445.6. Βελτιώθηκε το αεροελαστικό μοντέλο προσομοιώσεων, και έπειτα χρησιμοποιήθηκε σε παραμετρική διερεύνηση της επίδρασης που έχουν διαφορετικές γεωμετρικές πτερύγων στην απόκριση πτερυγισμού.

Ξεκινώντας από την αεροδυναμική προσομοίωση της πτέρυγας Opera-M6, επιτεύχθηκε να εξαγωγή ικανοποιητικών αποτελεσμάτων για τον συντελεστή άντωσης C_L και συντελεστή αντίστασης C_D . Ακόμη, τα γραφήματα του συντελεστή πίεσης συμφωνούσαν επίσης με αυτά των πειραμάτων, για διαφορετικές τομές κατά μήκος της πτέρυγας. Τέλος, εντοπίστηκαν χαρακτηριστικά συμπεστότητας τα οποία αναμένονται σε αυτές τις συνθήκες, απεικονίζοντας τα κρουστικά κύματα τα οποία ενεργούν επί της πτέρυγας.

Στη συνέχεια προσομοιώνοντας αεροελαστική συμπεριφορά πτερυγισμού και εμβαθύνοντας στον μηχανισμό του, μελετήθηκαν οι παράμετροι από τις οποίες επηρεάζεται σημαντικά. Βελτιώνοντας το μοντέλο μας, εντοπίστηκε το σημείο πτερυγισμού, ταλαντώσεις δηλαδή σταθερού πλάτους. Κατόπιν αυτού, προσομοιώθηκε αεροελαστική ευστάθεια για χαμηλότερες τιμές FSI από αυτή του σημείου πτερυγισμού, και αστάθεια για υψηλότερες τιμές, συμπεριφορά η οποία συνάδει με αυτή των πειραματικών μελετών.

Στο τελευταίο κεφάλαιο της παρούσας μελέτης μελετήθηκαν οι επιδράσεις που έχουν στον πτερυγισμό, διαφορετικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά των πτερύγων. Έγινε αντιληπτό πως η μετατόπιση μάζας κατά μήκος του ημικεπετάσματος, με την αλλαγή στο διάταμα και το λόγο εκλέπτυνσης, αναμενόμενα αλλάζει την απόκριση της εκάστοτε ταλάντωσης. Μετακινώντας η μάζα μακριά, η ταλάντωση παρουσίαζε μικρότερη συχνότητα και μεγαλύτερο πλάτος, ενώ το αντίθετο συμβαίνει μετακινώντας τη πιο κοντά στο σημείο στήριξης της. Αυτά τα στοιχεία είναι σημαντικά διότι επηρεάζουν την επαναλαμβανόμενη φόρτιση της δομής και την αντοχή της σε κόπωση.

Μία ακόμα γεωμετρική παράμετρος που εισήχθη στη μελέτη και παρουσίασε ιδιαίτερο ενδιαφέρον ήταν η γωνία κλίσης της πτέρυγας. Αρχικά μελετήθηκαν πτέρυγες με αρκετά μεγάλη οπισθόκλιση, μειώνοντάς τη σταδιακά μέχρι την περίπτωση μηδενικής γωνίας. Σε αυτή τη διαδρομή εντοπίστηκε μια βέλτιστη τιμή της γωνίας οπισθόκλισης η οποία παρουσίαζε ισχυρό μέτρο απόσβεσης, και σε θέση ισορροπίας αρκετά κοντά στην αρχική, καταπονώντας ελάχιστα τη δομή καμπτικά. Τέλος προσομοιώθηκε και περίπτωση εμπρόσθιας κλίσης, επαληθεύοντας τη συμπεριφορά που παρουσιάζεται στην πραγματικότητα, όπου η πτέρυγα πάσχει από το αεροελαστικό φαινόμενο της απόκλισης και η παραμόρφωση της είναι εκθετική, μέχρι το σημείο της αστοχίας.

Μερικές προτάσεις για μελλοντική έρευνα.

Αρχικά, καθώς οι συγκεκριμένες προσομοιώσεις 2-way FSI έχουν πολύ μεγάλα υπολογιστικά κόστη, θα ήταν πάρα πολύ χρήσιμη η προσθήκη επιτάχυνσης του επιλυτή με κάρτες γραφικών (GPU Acceleration). Επίσης χρήσιμη θα ήταν η πρόσβαση σε εργαλεία δημιουργίας τρισδιάστατου δομημένου πλέγματος περίπλοκης γεωμετρίας, καθώς θα επιτρέπει μεγαλύτερη ακρίβεια και θα μειώσει σημαντικά τα υπολογιστικά κόστη.

Καθώς στην περίπτωση του μεταβαλλόμενου διατάματος επιλέχθηκε να μεταβάλλεται και ένα από τα δύο μεγέθη που το ορίζει, θα ήταν καλό να αλλάζει το διάταμα διατηρώντας και την επιφάνεια της πτέρυγας σταθερή.

Επίσης, ο πτερυγισμός είναι ένα φαινόμενο αυτοδιεγερόμενο, που σημαίνει ότι εμφανίζεται σε συγκεκριμένες συνθήκες ροής, όπως είναι η ταχύτητα. Ενδιαφέρον θα παρουσίαζε μια προσομοίωση με μεταβαλλόμενη οριακή συνθήκη της ταχύτητας η οποία θα αυξάνεται με το χρόνο, έτσι ώστε να εντοπιστεί το ακριβές σημείο πτερυγισμού. Σε συνδυασμό με αυτή την πρόταση θα πρέπει ως αρχική συνθήκη της πτέρυγας να έχει οριστεί η αρχική θέση ισορροπίας της εντός του βαρυτικού πεδίου της Γης.

Βιβλιογραφία

- Yosibash, Z., Kirby, R., Myers, K., Szab, B., & Karniadakis, G. (2003). HIGH-ORDER FINITE ELEMENTS FOR FLUID-STRUCTURE INTERACTION PROBLEMS. *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Confere.*
- AGARD. (1979). *AGARD Advisory Report No. 138 EXPERIMENTAL DATA BASE FOR COMPUTER PROGRAMM ASSESSMENT.* ADVISORY GROW FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT.
- Batina, J. (1990). Unsteady euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes. *AIAA J.*
- Bhardwaj, M., Kapania, R., Reichenbach, E., & Guruswamy, G. (1998). Computational fluid dynamics/computational structural dynamics interaction methodology for aircraft wings. *AIAA JOURNAL.*
- Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., & Halfman, R. (1983). *AEROELASTICITY.* New York: Dover Publications, Inc.
- Byun, C., & Guruswamy, G. (1998). *Aeroelastic computation on wing-body-control configurations on parallel computers.* J. Aircraft.
- Chen, P., & Hill, L. (1999). A three-dimensional boundary element method for CFD/CSD grid interfacing. *40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit.* St. Louis, MO.
- Chen, P., & Jadic, I. (1998). Interfacing of fluid and structural models via innovative structural boundary element method. *AIAA JOURNAL.*
- Diskin, B., Anderson, W., Pandya, M., Rumsey, C., Thomas, J., Liu, Y., & Nishikawa, H. (2018). Grid Convergence for Three Dimensional Benchmark Turbulent Flows. *AIAA Aerospace Sciences Meeting.* Kissimmee, Florida.
- Dowell, E. H. (2015). *A Modern Course in Aeroelasticity.* New York: Springer International Publishing.
- Farhat, C., Degand, C., Koobus, B., & Lesoinne, M. (April 1998). Improved method of spring analogy for dynamic unstructured fluid meshes. *39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference.* Long Beach, CA.
- Farhat, C., Lesoinne, M., & Maman, N. (1995). *Mixed explicit/implicit time integration of coupled aeroelastic problems: Three-field formulation, geometric conservation and distributed solution.* Int. J. Num Methods Fluids 21.
- Fornasier, H., Rieger, H., Tremel, U., & Van der Veide, E. (January 2002). Time-dependent aeroelastic simulation of rapid manoeuvring aircraft. *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.* Reno, NV.
- Gao, X., Chen, P., & Tang, L. (2002). Deforming mesh for computational aeroelasticity using a nonlinear elastic boundary element method. *AIAA JOURNAL.*
- Geuzaine, P., Brown, G., Harris, C., & Farhat, C. (2003). Aeroelastic dynamic analysis of a full F-16 configuration for various flight conditions. *AIAA Journal.*

- Guruswamy, G. P. (1990, MARCH). Unsteady Aerodynamic and Aeroelastic Calculations for Wings Using Euler Equations. *AIAA JOURNAL*.
- Guruswamy, P., & Yang, T. (1981). *Aeroelastic time response analysis of thin airfoils by transonic code LTRAN2*. Computers and Fluids vol. 9, Pergamon Press Ltd.
- Harder, R., & Desmarais, R. (1972). *Interpolation using surface splines*. J. Aircraft.
- Heinrich, R., Ahrem, R., Gunther, G., Kersken, H.-P., & Kruger, W. (2001). Aeroelastic computation using the AMANDA simulation environment. *Conference on Multidisciplinary Aircraft Design and Optimization*. Germany.
- Jones, W., & Samareh-Abolhassani, J. (1995). A grid generation system for multi-disciplinary design optimization. *12th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*. Washington DC.
- Kingsley, G., Siegel Jr., J., Harrans, V., Lawrence, C., & Luker, J. (September 1998). Development of a multi-disciplinary computing environment (MDICE). *7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. St. Louis, MO.
- Koobus, B., & Farhat, C. (1999). *Second-order time-accurate and geometrically conservative implicit schemes for flow computations on unstructured dynamics meshes*. Comput. Methods Appl Mech Engrg. 170.
- Koyovis. (2022). *AVIATION*. Ανάκτηση από Taper sweep angle:
<https://aviation.stackexchange.com/questions/92450/taper-sweep-angle>
- Lai, K., Tsai, H., & Lum, K. (June 2002). A CFD and CSD interaction algorithm for large and complex configurations. *20th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. St. Louis, MO.
- Langley-Research-Center. (2021). *Turbulence Modeling Resource*. Ανάκτηση από
https://turbmodels.larc.nasa.gov/onerawingnumerics_val_sa.html
- Leishman, J. (2022). *EMBRY-RIDDLE Aeronautical University*. Ανάκτηση από WING SHAPES & NOMENCLATURE:
<https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/wing-shapes-and-nomenclature/>
- Lesoinne, M., & Farhat, C. (1996). *Geometric conservation laws for flow problems with moving boundaries and deformable meshes and their impact on aeroelastic computations*. Comput Methods Appl Mech Engrg. 134.
- Lesoinne, M., & Farhat, C. (1998). Higher-order subiteration-free staggered algorithm for nonlinear transient aeroelastic problems. *AIAA J*.
- Love, M., De La Garza, T., Charlton, E., & Eagle, D. (2000). Computational aeroelasticity in high performance aircraft flight loads. *22nd International Congress of Aeronautical Sciences*.
- M. Stettner, W. H. (2000). Coupled static and dynamic aeroelastic simulations in transonic and supersonic flow. *22nd International Congress of Aeronautical Sciences*. UK.
- Megson, T. H. (2013). *Aircraft Structures for Engineering Students*. Elsevier Ltd.

- Melville, R. (January 2002). Nonlinear mechanisms of aeroelastic instability for the F-16. *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, NV.
- Parameshwar , B., & Dharmendra , A. (2021). TIME-DOMAIN AEROELASTIC ANALYSIS OF AGARD 445.6 WING. *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*.
- Pierce, D. H. (2002). *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. Cambridge: Press Syndicate of the University of Cambridge.
- Potsdam, M., & Guruswamy, G. (January 2001). parallel multiblock mesh movement scheme for complex aeroelastic applications. *Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, NV.
- Raveh, D. E. (2005). *Computational Methods Applied Mechanical Engineering*.
- Raveh, D., Karpel, M., & Yaniv, S. (2000). Nonlinear design loads for maneuvering elastic aircraft. *J. Aircraft* 37.
- Raveh, D., Levy, Y., & Karpel, M. (2001). *Efficient aeroelastic analysis using computational unsteady aerodynamics*, *J. Aircraft* 38.
- Raveh, D.E., Levy , Y., & Karpel, M. (2000). *Structural optimization using computational aerodynamics*.
- Robinson, B., Batina, J., & Yang, H. (1991). *Aeroelastic analysis of wings using the euler equations with a deforming mesh*. *J. Aircraft*.
- Rodden, W., & Johnson, E. (1994). CA: Macneal-schwendler Corp.
- Rugh, W. (1981). Nonlinear System Theory the Volterra/Wiener Approach. *The John Hopkins University Press*.
- Schuster, D., Vadyak, J., & Atta, E. (1990). *Static aeroelastic analysis of fighter aircraft using a three-dimensional Navier–Stokes algorithm*. *J. Aircraft* 27.
- Silva, W. (1997). Identification of linear and nonlinear impulse response using digital filter techniques. *35th AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. New Orleans, LA.
- Silva, W. (1999). *Reduced-order models based on linear and nonlinear aerodynamic impulse responses*. Williamsburg, NASA, Langley Research Center, Hampton, VA.
- Smith, M., Hodges, D., & Cesnik, C. (November 1995). *An evaluation of computational algorithms to interface between CFD and CSD methodologies*. Air Force Wright Aeronautical Laboratories.
- University-of-Sydney. (1998). *Aerodynamics for students*. Ανάκτηση από Weight, Geometry, Lift, Drag and Thrust Properties: http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/perf/perf_ac.html
- Wikipedia. (χ.χ.). *Wikipedia*. Ανάκτηση από [https://en.wikipedia.org/wiki/Law_of_the_wall#/media/File:Law_of_the_wall_\(English\).svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Law_of_the_wall#/media/File:Law_of_the_wall_(English).svg)
- Wood, A. (χ.χ.). *AeroToolbox*. Ανάκτηση από Aircraft Wing Area and Aspect Ratio: <https://aerotoobox.com/intro-wing-design/>

Yates, J. C. (1987). *AGARD STANDARD AEROELASTIC CONFIGURATIONS FOR DYNAMIC RESPONSE*. Hampton, Virginia: Langley Research Center.

Yurkovich, R. (2003). *Status of unsteady aerodynamic prediction for flutter of high-performance aircraft*. J. Aircraft 40.

ZAERO. (2002). *Theoretical Manual, Version 6.0*. Scottsdale, AZ: Zona Technology, Inc.