

ΑΡΙΣΤΟΤΕΛΕΙΟ ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΟΝΙΚΗΣ
ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΡΕΥΣΤΩΝ ΚΑΙ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ

ΒΕΛΤΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗΣ BLENDED WING BODY UAV ΜΕ ΤΗΝ
ΧΡΗΣΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΒΑΣΙΣΜΕΝΗ ΣΕ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΕΣ
ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΕΙΣ ΚΑΙ ΚΑΙΝΟΤΟΜΕΣ ΤΕΧΝΙΚΕΣ ΜΟΡΦΟΠΟΙΗΣΗΣ ΓΕΩΜΕΤΡΙΑΣ

Βήχας Παύλος

6663

"Once you have tasted flight, you will forever walk the earth with your eyes turned skyward."

– Attributed to Leonardo da Vinci

Σύνοψη	
Τύπος εργασίας Διπλωματική	Ημερομηνία 28/03/2025
Τίτλος	
ΒΕΛΤΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΔΙΑΜΟΡΦΩΣΗΣ BLENDED WING BODY UAV ΜΕ ΤΗΝ ΧΡΗΣΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ ΒΑΣΙΣΜΕΝΗ ΣΕ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΕΣ ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΕΙΣ ΚΑΙ ΚΑΙΝΟΤΟΜΕΣ ΤΕΧΝΙΚΕΣ ΜΟΡΦΟΠΟΙΗΣΗΣ ΓΕΩΜΕΤΡΙΑΣ	
Όνοματεπώνυμο Παύλος Βήχας	AEM 6663
Υπεύθυνος φορέας Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πολυτεχνική Σχολή, Αριστοτέλειο Πανεπιστήμιο Θεσσαλονίκης (ΑΠΘ)	Διανομή Ελεύθερη
Τριμελής επιτροπή Περικλής Παναγιώτου, Επίκουρος καθηγητής Κυριάκος Ζάκινθος, Καθηγητής Παναγιώτης Σεφερλής, Καθηγητής	Κωδικός PP-028
Υπεύθυνος παρακολούθησης Περικλής Παναγιώτου, Επίκουρος καθηγητής	Αριθμός σελίδων 104

Abstract

This thesis is based on previous research conducted at the Laboratory of Fluid Mechanics and Turbomachinery (LFMT) of the Aristotle University of Thessaloniki, Greece, concerning the optimization of Blended Wing Body (BWB) UAV configurations through parametric CAD modeling, the Taguchi design method and Computational Fluid Dynamics (CFD) tools. Extending this work, this study utilizes new aerospace industry guidelines for mesh generation and uses mesh modeling techniques in preprocessor software (CFD) to create the same nine configurations used in the previous study. A comparative analysis is conducted between the results of the previous research, the results obtained from the configurations generated by the new approach to mesh generation, and the results of the configurations generated using mesh morphing techniques. Then, an optimization is carried out to identify the best configuration having as basic design parameters the weight, the maximum velocity and the damping factor ζ for the case of short-period dynamic characteristics (Short-Period). Beyond demonstrating the feasibility and potential advantages of mesh modeling as a geometry generation technique, and thus providing a strong alternative to CAD modeling, this research aspires to establish new guidelines and recommendations that can inform both current and future UAV design and optimization practices, thereby contributing to the advancement of the field.

Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική βασίζεται σε προηγούμενη έρευνα που πραγματοποιήθηκε στο εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών του ΑΠΘ (LFMT) που αφορούσε την βελτιστοποίηση διαμορφώσεων UAV τύπου Blended Wing Body (BWB) μέσω παραμετρικής μοντελοποίησης CAD, την μέθοδο σχεδιασμού πειραμάτων Taguchi και εργαλείων Υπολογιστικής Ρευστομηχανικής (CFD). Επεκτείνοντας αυτή την εργασία, η παρούσα μελέτη αξιοποιεί τις νέες οδηγίες της αεροδιαστηματικής βιομηχανίας για την δημιουργία πλέγματος και χρησιμοποιεί τεχνικές μορφοποίησης πλέγματος σε λογισμικό προεπεξεργαστή (CFD) για τη δημιουργία των ίδιων εννέα διαμορφώσεων που χρησιμοποιήθηκαν στην προηγούμενη μελέτη. Διεξάγεται συγκριτική ανάλυση μεταξύ των αποτελεσμάτων της προγενέστερης έρευνας, των αποτελεσμάτων που προκύπτουν από τις διαμορφώσεις που δημιουργήθηκαν με τη νέα προσέγγιση στη δημιουργία πλέγματος, καθώς και των αποτελεσμάτων των διαμορφώσεων που παράγονται μέσω τεχνικών μορφοποίησης πλέγματος. Στη συνέχεια, διεξάγεται βελτιστοποίηση για τον εντοπισμό της καλύτερης διαμόρφωσης έχοντας βασικές παραμέτρους σχεδιασμού το βάρος, τη μέγιστη ταχύτητα και τον συντελεστή απόσβεσης ζ για την περίπτωση των βραχυχρόνιων δυναμικών χαρακτηριστικών (Short-Period). Πέρα από την τεκμηρίωση της λειτουργικής επάρκειας και των σημαντικών πλεονεκτημάτων της μοντελοποίησης πλέγματος ως τεχνικής δημιουργίας γεωμετρίας, προσφέροντας έτσι μια ισχυρή εναλλακτική απέναντι στη μοντελοποίηση CAD, η παρούσα έρευνα φιλοδοξεί να καθιερώσει νέες κατευθυντήριες γραμμές και συστάσεις που μπορούν να καθοδηγήσουν τόσο τις τρέχουσες όσο και τις μελλοντικές πρακτικές σχεδιασμού και βελτιστοποίησης UAV, συμβάλλοντας έτσι στην περαιτέρω εξέλιξη του πεδίου.

Ευχαριστίες

Πρώτα απ' όλα, θα ήθελα να εκφράσω τις ευχαριστίες μου στον επίκουρο καθηγητή Περικλή Παναγιώτου, επιβλέποντα της διπλωματικής μου εργασίας, ο οποίος με την αφοσίωση και την αγάπη του για το αντικείμενο με ενέπνευσε να ασχοληθώ με το σχεδιασμό αεροσκαφών. Ευχαριστώ επίσης θερμά τα μέλη της τριμελούς εξεταστικής επιτροπής, Καθηγητή Κυριάκο Υάκινθο και Καθηγητή Παναγιώτη Σεφερλή, για τον χρόνο και τις παρατηρήσεις τους.

Επιπλέον, αισθάνομαι την ανάγκη να ευχαριστήσω τους υποψήφιους διδάκτορες, Θωμά Δημόπουλο, και Σταύρο Καψάλη για τη διαρκή του υποστήριξη και την προθυμία του να με βοηθήσει σε κάθε στάδιο της εκπόνησης της διπλωματικής εργασίας μου.

Εξίσου, οφείλω να ευχαριστήσω τους φίλους και συμφοιτητές μου για τις αξέχαστες στιγμές που μοιραστήκαμε στα φοιτητικά μας χρόνια, οι οποίες αποτέλεσαν μια σημαντική πηγή δύναμης για να αντιμετωπίζω τις προκλήσεις της καθημερινότητας.

Τέλος, και πάνω από όλα, θα ήθελα να εκφράσω την ευγνωμοσύνη μου στην οικογένειά μου και την σύντροφό μου, οι οποίοι στάθηκαν και συνεχίζουν να στέκονται δίπλα μου, προσφέροντάς μου αμέριστη υποστήριξη καθ' όλη τη διάρκεια αυτής της μακράς πορείας μου στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών.

Κατάλογος σχημάτων

1.1 Διάταξη BWB, [24].	1
1.2 Πειραματικό αεροσκάφος YB-49, [29]	2
1.3 Διαφορά κατανομής άντωσης σε σύγκριση με συμβατικά αεροσκάφοι, [14]	3
1.4 Εξωτερική διάταξη της βασικής πλατφόρμας ταχτικού UAV BWB σε χιλιοστά (mm), [20]	4
1.5 Πορεία Εργασίας	6
2.1 Δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος, [2]	8
2.2 Είδη Οπισθέλκουσας	9
2.3 Ασκόνυμενες ροπές, [18]	10
2.4 Περιπτώσεις στατικής ευστάθειας, [30]	10
2.5 Δυνάμεις και ροπές στην κύρια πτέρυγα, [30]	11
2.6 Ταλάντωση μικρής περιόδου, [8]	15
2.7 Επιφάνεια αναφοράς πτέρυγας, [11]	16
2.8 Επίδραση διατάματος στην άντωση, [25]	16
2.9 Συσχέτιση λ με τον συντελεστή $e = 1/\delta$, [2].	17
2.10 Γωνία Οπισθόκλισης, [25]	17
2.11 Φάσεις της αποστολής	19
2.12 Διορθωτικοί συντελεστές	21
2.13 Αλγόριθμος εύρεσης συνολικού βάρους απογείωσης	21
2.14 Γεωμετρικός προσδιορισμός μέγιστης ταχύτητας	22
2.15 Διάφορες περιπτώσεις απόσβεσης, [19]	24
2.16 Ανάλογο ταλάντωσης, [8]	24
2.17 Μετασχηματισμός από το φυσικό στο υπολογιστικό πλέγμα, [3]	26
3.1 Προσθήκη διάστασης πρώτου κελιού και διαστρωμάτωση κελιών πάνω από την επιφάνεια.	31
3.2 Όγκος ελέγχου	31
3.3 Απεικόνιση δημιουργούμενων	32
3.4 Πλέγμα στην ακμή προσβολής	33
3.5 Ανισοτροπία σε όλο το αεροσκάφος	33
3.6 Αποτελέσματα κίνησης.	35
3.7 Αποτελέσματα κίνησης.	36
3.8 TS5 horizontal distance.	37
3.9 Αποτελέσματα κίνησης.	37
3.10 Αποτελέσματα κίνησης πριν (αριστερά) και μετά (δεξιά).	38
3.11 Περιορισμοί κίνησης στο περιβάλλον του λογισμικού	39

3.12 Αποτελέσματα κίνησης πριν (αριστερά) και μετα (δεξιά).	39
3.13 Αποτελέσματα κίνησης πριν (αριστερά) και μετα (δεξιά).	40
3.14 Σχεδιάγραμμα σύνοψης για την δημιουργία TS1	40
3.15 XY YZ	41
3.16 XY YZ	41
3.17 Frame 1	42
3.18 Frame 2	42
3.19 Frame 3	43
3.20 Frame 3 ακμή προσβολής	43
3.21 Frame 3 ακμή φυγής	44
3.22 Frame 4	44
3.23 Frame 4 ακμή προσβολής	45
3.24 Frame 4 ακμή φυγής	45
3.25 Διάγραμμα ανεξαρτησίας πλέγματος για τον συντελεστή οπισθέλκουσας	47
 4.1 <i>residuals</i> για την περίπτωση των 8 μοιρών γωνίας προσβολής	49
4.2 $y+$ για την επιφάνεια αναρρόφησης στις 8 μοίρες	49
4.3 $y+$ για την επιφάνεια πίεσης στις 8 μοίρες	49
4.4 Κατανομή πιέσεων στο αεροσκάφος	50
4.5 Πολική οπισθέλκουσας	51
4.6 Διάγραμμα L/D με γωνιά προσβολής	51
4.7 Διάγραμμα C_L με γωνιά προσβολής	51
4.8 Διάγραμμα C_D με γωνιά προσβολής	51
4.9 Πολική οπισθέλκουσας	52
4.10 Διάγραμμα L/D με γωνιά προσβολής	52
4.11 Διάγραμμα C_L με γωνιά προσβολής	53
4.12 Διάγραμμα C_D με γωνιά προσβολής	53
4.13 Συγχριτικό διάγραμμα $C_m - AoA$ για τις 9 διατάξεις	54
4.14 Πολική Οπισθέλκουσας	55
4.15 Διάγραμμα L/D με γωνιά προσβολής	55
4.16 Διάγραμμα C_L με γωνιά προσβολής	56
4.17 Διάγραμμα C_D με γωνιά προσβολής	56
4.18 Συγχριτικό διάγραμμα $C_m - AoA$ για τις 9 διατάξεις morph	57
4.19 Διάγραμμα C_L -AoA για το TS1	59
4.20 Διάγραμμα C_D -AoA για το TS1	59
4.21 Διάγραμμα L/D-AoA για το TS1	59
4.22 Διάγραμμα C_L -AoA για το TS2	60
4.23 Διάγραμμα C_D -AoA για το TS2	60
4.24 Διάγραμμα L/D-AoA για το TS2	60
4.25 Διάγραμμα C_L -AoA για το TS3	61
4.26 Διάγραμμα C_D -AoA για το TS3	61
4.27 Διάγραμμα L/D-AoA για το TS3	61
4.28 Διάγραμμα C_L -AoA για το TS4	62
4.29 Διάγραμμα C_D -AoA για το TS4	62
4.30 Διάγραμμα L/D-AoA για το TS4	62

4.31 Διάγραμμα C_L -ΑoA για το TS5	63
4.32 Διάγραμμα C_D -ΑoA για το TS5	63
4.33 Διάγραμμα L/D-ΑoA για το TS5	63
4.34 Διάγραμμα C_L -ΑoA για το TS6	64
4.35 Διάγραμμα C_D -ΑoA για το TS6	64
4.36 Διάγραμμα L/D-ΑoA για το TS6	64
4.37 Διάγραμμα C_L -ΑoA για το TS7	65
4.38 Διάγραμμα C_D -ΑoA για το TS7	65
4.39 Διάγραμμα L/D-ΑoA για το TS7	65
4.40 Διάγραμμα C_L -ΑoA για το TS8	66
4.41 Διάγραμμα C_D -ΑoA για το TS8	66
4.42 Διάγραμμα L/D-ΑoA για το TS8	66
4.43 Διάγραμμα C_L -ΑoA για το TS9	67
4.44 Διάγραμμα C_D -ΑoA για το TS9	67
4.45 Διάγραμμα L/D-ΑoA για το TS9	67
4.46 Γεωμετρικός τόπος ριζών για τις 9 διατάξεις CAD	68
4.47 Γεωμετρικός τόπος ριζών για τις 9 διατάξεις Morph	69
4.48 Απόκριση βήματος για τις 9 διατάξεις CAD	70
4.49 Απόκριση βήματος για τις 9 διατάξεις Morph	70
4.50 Αποτελέσματα SNR για τις 9 διατάξεις CAD (φάση II)	73
4.51 Αποτελέσματα SNR για τις 9 διατάξεις Morph (φάση III)	75
4.52 Ποσοστιαία συνεισφορά παραγόντων στις παραμέτρους βελτιστοποίησης για φάση II - CAD	76
4.53 Ποσοστιαία συνεισφορά παραγόντων στις παραμέτρους βελτιστοποίησης για φάση III - Moprh	77
5.1 Σκαρίφημα αεροσκάφους με τα μεγέθη	84

Κατάλογος πινάκων

1.1 Προδιαγραφές της βασικής πλατφόρμας UAV BWB	5
2.1 Μη διαστασιολογημένες ακτίνες στροφορμής για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών.	15
2.2 Historical mission segment weight fractions	19
3.1 Παράμετροι και τα επίπεδά τους	27
3.2 L9 ορθωγώνιος πίνακας	28
3.3 Πίνακας που αναπαριστά σενάρια με παραμέτρους, Λόγο Διατάματος (AR) και εκπέτασμα.	29
3.4 Διαστάσεις όγκο ελέγχου	30
3.5 Πίνακας που παρουσιάζει τις παραμέτρους σχεδίασης και τους αντίστοιχους τύπους κίνησης	34
3.6 Ιδιότητες αέρα	46
3.7 Μελέτη Ανεξαρτησίας Πλέγματος (Grid Independence Study)	46
4.1 Τιμές των ουδέτερων σημείων των διατάξεων για την περίπτωση των πλεγμάτων νέας φιλοσοφίας mesh (φάση II)	54
4.2 Τιμές των ουδέτερων σημείων των διατάξεων για την περίπτωση των <i>morph</i> πλεγμάτων	57
4.3 Table of configurations with SNR Values for new mesh method (CAD)	71
4.4 Weight	71
4.5 Vmax	71
4.6 Damping ζ	72
4.7 Table of configurations with SNR Values for morph mesh method	74
4.8 Weight	74
4.9 Vmax	74
4.10 Damping ζ	74
5.1 Scale for Taper Ratio	85
5.2 Translate for Aspect Ratio	85
5.3 Translate for Sweep Angle	86
5.4 Table for damping coefficient (CAD - φάση II)	87
5.5 Table for Vmax (CAD - φάση II)	87
5.6 Table for take off Weight (CAD - φάση II)	87
5.7 Table for take off Weight (MORPH - φάση III)	88
5.8 Table for Vmax (MORPH - φάση III)	88

5.9 Table for damping coefficient (MORPH - φάση III)	88
--	----

Λίστα εξισώσεων

2.1	Αδιάστατος συντελεστής άντωσης	7
2.2	Αδιάστατος συντελεστής οπισθέλκουσας	7
2.3	Μεταβολή ροπής στο αεροδυναμικό κέντρο	9
2.4	Αδιάστατος συντελεστής ροπής <i>Pitch</i>	9
2.5	Συνισταμένη ροπών	11
2.6	Αδιάστατη Συνισταμένη ροπών	11
2.7	Παραδοχές	11
2.8	Αδιάστατη ροπή πρόνευσης	11
2.10	Ροπή λόγο ουραίου	12
2.11	αδιάστατη ροπή λόγο ουραίου	12
2.12	Λόγος όγκου ουραίου	12
2.13	Γωνία ουραίου	12
2.14	Κλίση άντωσης ουραίου	12
2.15	Γωνία κατωρεύματος	12
2.16	Γωνία καθόδου	12
2.17	παράγωγος γωνίας καθόδου με γωνία προσβολής	12
2.18	Σταθερός όρος ουραίου	13
2.19	Κλίση ροπής πρόνευσης ουραίου	13
2.26	Διάταμα	16
2.27	Σχέση κλίσης άντωσης και διατάματος	16
2.28	Σχέση επαγόμενης οπισθέλκουσας και διατάματος	16
2.29	Συνολικό βάρος	18
2.30	Συνολικό βάρος	18
2.31	Εξίσωση Breguet	19
3.1	Εύρεση επιθυμητού εκπετάσματος	29
3.2	Έυρεση ανύσματος morph για το TS1	36
3.3	Έυρεση μέτρου translate για την αλλαγή διατάματος	36

Nomenclature

Λ (Lambda) Wing Sweep Angle

λ (lambda) Taper Ratio

ζ (zeta) Damping Coefficient

AR Aspect Ratio

b Wingspan

BWB Blended Wing Body

C_D Drag Coefficient

C_L Lift Coefficient

C_m Moment Coefficient

C_{root} Chord at Root

C_{tip} Chord at Tip

CAD Computer-Aided Design

I_{yy} Second Moment of Inertia about the y-axis

LE Leading Edge

PID Ansa Property ID

$S-A$ Spalart–Allmaras Turbulence Model

S_{ref} Reference Wing Area

SNR Signal-to-Noise Ratio

TE Trailing Edge

TS Aircraft Configuration(s)

UAV Unmanned Aerial Vehicle

Περιεχόμενα

Abstract	ii
Περίληψη	iii
Ευχαριστίες	iv
Κατάλογος σχημάτων	vii
Κατάλογος πινάκων	ix
Λίστα εξισώσεων	x
Ορολογία	xi
1 Εισαγωγή	1
1.1 Γενικά	1
1.2 Πλατφόρμα Αναφοράς	4
1.3 Σκοπός	5
1.4 Δομή της μελέτης	5
2 Θεωρητικό υπόβαθρο	7
2.1 Δυνάμεις και Ροπές	7
2.2 Διαμήκης Ευστάθεια	10
2.2.1 Επίδραση κύριας πτέρυγας	11
2.2.2 Επίδραση ακροπτερυγίου ως ουραίο τμήμα	12
2.2.3 Δυναμική Διαμήκης ευστάθεια	13
2.3 Σχεδιαστικές παράμετροι	15
2.3.1 Διάταμα	15
2.3.2 Λόγος εγκλεισμού	16
2.3.3 Γωνία οπισθόκλισης	17
2.4 Παράμετροι Βελτιστοποίησης	18
2.4.1 Βάρος απογείωσης	18
2.4.2 Μέγιστη ταχύτητα	21
2.4.3 Ουδέτερο σημείο και Συντελεστής απόσβεσης	23
2.5 Υπολογιστική Ρευστομηχανική	25
2.5.1 Μορφοποίηση πλεγμάτων	25
2.5.2 Μοντέλα Τύρβης	26
3 Μεθοδολογία	27
3.1 Μέθοδος Taguchi	27
3.2 Δημιουργία διατάξεων	28
3.3 Προ επεξεργασία	30
3.3.1 Πλεγματοποίηση	30

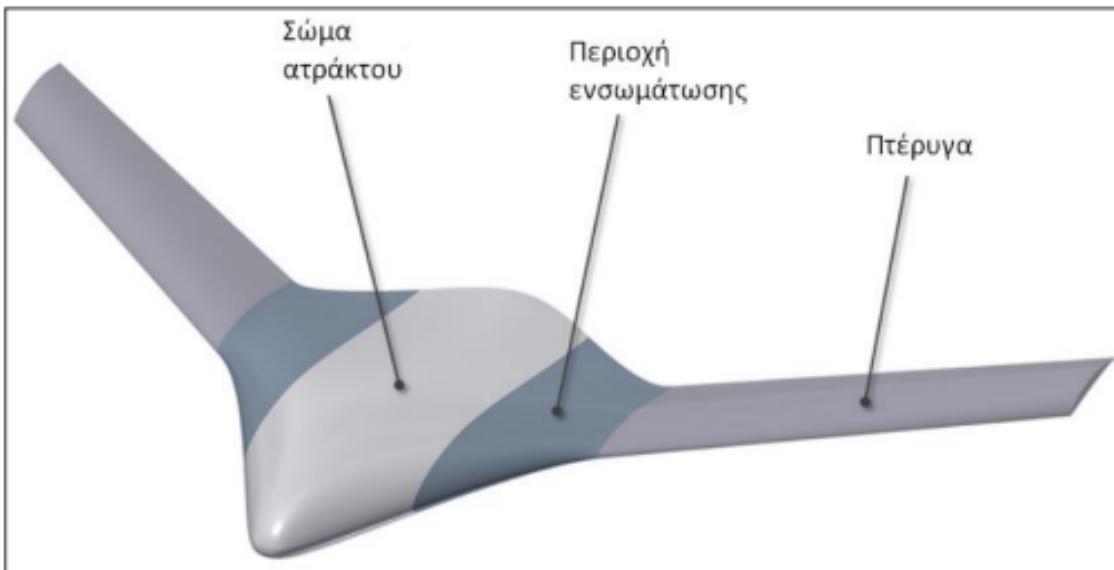
3.3.2 Προσαρμογή πλέγματος σε πρότυπο προτεινόμενο από τη βιομηχανία (Φάση II)	32
3.3.3 Μορφοποίηση πλέγματος (Φάση III)	33
3.3.4 Σύγκριση Φάση II - Φάση III (CAD - Morph)	41
3.3.5 Επίλυση	46
4 Αποτελέσματα	48
4.1 Σύγκλιση CFD και Χαρακτηριστικά Ροής στην Επιφάνεια	48
4.2 Αποτελέσματα CFD Προγενέστερης έρευνας (Φάση I)	50
4.3 Αποτελέσματα CFD πλέγματος σε πρότυπο προτεινόμενο από τη βιομηχανία (Φάση II)	52
4.3.1 Αποτελέσματα διαμήκους στατικής ευστάθειας	54
4.4 Αποτελέσματα CFD μορφοποιημένων πλεγμάτων (Φάση III)	55
4.4.1 Αποτελέσματα διαμήκους στατικής ευστάθειας	56
4.5 Συγκριτικά διαγράμματα για τις 3 μεθόδους	58
4.6 Αποτελέσματα δυναμικής ευστάθειας	68
4.7 Διερεύνηση Επιδόσεων μέσω SNR	70
4.7.1 Αποτελέσματα αναλύσεων SNR για τις διατάξεις CAD (φάση II)	71
4.7.2 Γραφική απεικόνιση της επίδρασης SNR για τις διατάξεις CAD (φάση II)	72
4.7.3 Αποτελέσματα αναλύσεων SNR για τις διατάξεις Morph (φάση III)	74
4.7.4 Γραφική απεικόνιση της επίδρασης SNR για τις διατάξεις Morph (φάση III)	75
4.7.5 Βέλτιστοι συνδυασμοί	75
4.8 Ανάλυση μεταβλητήτας ANOVA	75
5 Συμπεράσματα και προτάσεις για μελλοντική έρευνα	78
5.1 Συμπεράσματα	78
5.2 Μελλοντικές προτάσεις	79
Α. Παράρτημα	84
Β. Παράρτημα	87

Κεφάλαιο 1

Εισαγωγή

1.1 Γενικά

Τα Μη Επανδρωμένα Εναέρια Οχήματα (UAVs) έχουν εξελιχθεί σε καινοτόμα και καθοριστικά εργαλεία της σύγχρονης κοινωνίας, εξυπηρετώντας ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών, από την άμυνα και την επιτήρηση έως την αντιμετώπιση φυσικών καταστροφών, την περιβαλλοντική παρακολούθηση και τη μεταφορά αγαθών. Καθώς οι δυνατότητες των UAV επεκτείνονται, οι σχεδιαστές αναζητούν συνεχώς καινοτόμες διατάξεις αεροχημάτων για τη μέγιστη απόδοση, αποτελεσματικότητα και ευελιξία. Μια από τις πιο υποσχόμενες διατάξεις είναι το Blended Wing Body (BWB), μια σχεδίαση που ενοποιεί αρμονικά την άτρακτο και τα φτερά σε μια ενιαία αντωτική επιφάνεια. Αυτή η διάταξη όχι μόνο βελτιώνει την αεροδυναμική απόδοση, αλλά επιτρέπει επίσης αυξημένη χωρητικότητα φορτίου και μειωμένο περιβαλλοντικό αποτύπωμα.



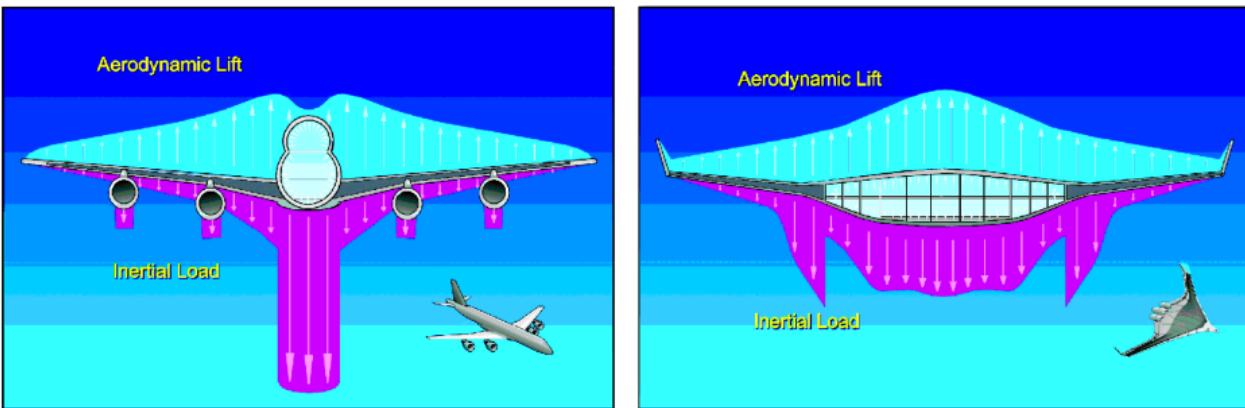
Σχήμα 1.1: Διάταξη BWB, [21].

Η ιδέα των BWB έχει τις ρίζες της από τις αρχές του 20^{ού} αιώνα. Από τα πρώτα σχέδια ιπτάμενων μηχανών του Da Vinci τη δεκαετία του 1480, στις πρωτοποριακές προσπάθειες του Nicolas Woyevodsky για ενσωματωμένα φτερά τη δεκαετία του 1920, μέχρι τη ραγδαία εξέλιξη των drones και των μη επανδρωμένων αεροσκαφών στις μέρες μας, η ανθρώπινη επιθυμία για πτήση παραμένει αμείωτη. Ωστόσο, για περισσότερο από 75 χρόνια, ο σχεδιασμός αεροσκαφών έχει διατηρήσει σχεδόν αμετάβλητη τη βασική του μορφή. Στις αρχές του 20^{ού} αιώνα, η ιδέα των πτερύγων χωρίς συμβατική άτρακτο άρχισε να κερδίζει έδαφος, αποκτώντας ιδιαίτερη φήμη μέσα από τα πειραματικά σχέδια της Northrop, όπως το YB-49 flying wing τη δεκαετία του 1940. Ενώ οι αρχικές εφαρμογές επικεντρώνονταν κυρίως στη στρατιωτική και πειραματική αεροπορία, οι σύγχρονες σχεδιάσεις BWB (*Blended Wing Body*) εξελίσσονται ραγδαία, βρίσκοντας όλο και περισσότερες εφαρμογές στην πολιτική αεροπορία και τη συνεχή ανάπτυξη μη επανδρωμένων αεροσκαφών (UAV). Οι εξαιρετικοί τους λόγοι άντωσης-οπισθέλκουσας και η δυνατότητα εξοικονόμησης καυσίμων τους καθιστούν ιδανικούς υποψήφιους για την αντιμετώπιση παγκόσμιων προκλήσεων, όπως η μείωση των εκπομπών αερίων του θερμοκηπίου και η βελτίωση της πρόσβασης σε απομακρυσμένες ή μη εξυπηρετούμενες περιοχές.



Σχήμα 1.2: Πειραματικό αεροσκάφος YB-49, [29]

Επιπλέον, τα UAV με διατάξεις BWB προσφέρουν σημαντικές δυνατότητες για ανθρωπιστικούς σκοπούς. Αυτά τα αεροσκάφη μπορούν να μεταφέρουν ιατρικά εφόδια, τρόφιμα και βοήθεια σε περιοχές που έχουν πληγεί από καταστροφές ή βρίσκονται σε απομόνωση, με ελάχιστο περιβαλλοντικό αντίκτυπο, υποστηρίζοντας τους στόχους της βιωσιμότητας και σώζοντας ζωές. Η δυνατότητα των BWB αεροσκαφών να συνδυάσουν την προηγμένη αεροδυναμική με ουσιαστικά κοινωνικά οφέλη υπογραμίζει τη σημασία τους στη σύγχρονη αεροδιαστηματική έρευνα. Ωστόσο, όπως επισημαίνει ο Liebeck [13], υπάρχουν προκλήσεις, ιδιαίτερα στην άνεση των επιβατών. Η τοποθέτησή τους μακριά από τον διαμήκη άξονα συμμετρίας μπορεί να προκαλέσει αυξημένη αίσθηση κίνησης, ενώ η απουσία παραθύρων ενδέχεται να δημιουργήσει αίσθημα κλειστοφοβίας. Επιπλέον, η πίεση της καμπίνας σε αεροσκάφη BWB αποτελεί τεχνική πρόκληση, καθώς η μη συμβατική γεωμετρία απαιτεί νέες λύσεις για τη διατήρηση της σταθερής πίεσης.



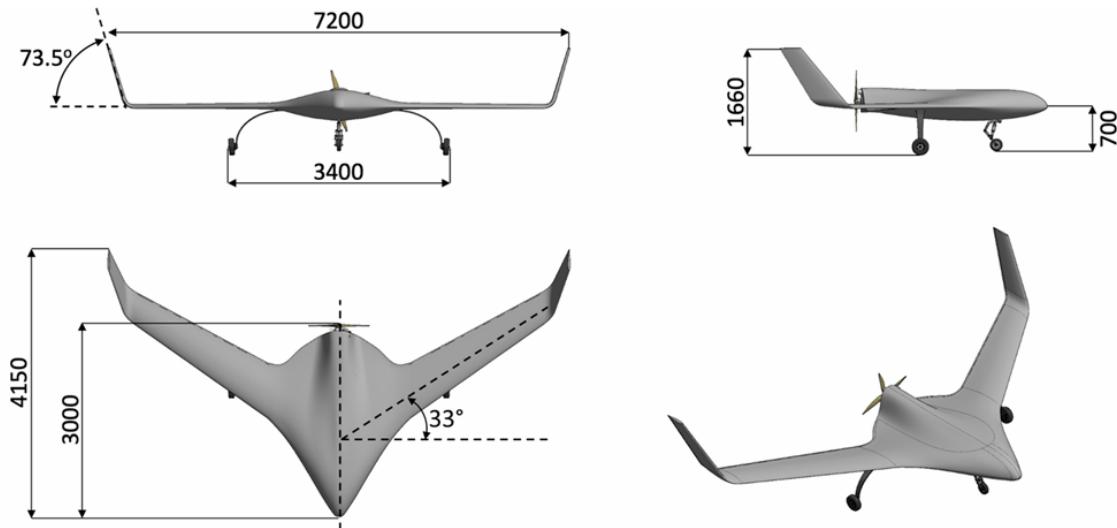
Σχήμα 1.3: Διαφορά κατανομής άντωσης σε σύγκριση με συμβατικά αεροσκάφοι, [14]

1.2 Πλατφόρμα Αναφοράς

Η πλατφόρμα αναφοράς της παρούσας μελέτης είναι ένα μη επανδρωμένο αερόχημα (UAV) σταθερής πτέρυγας, με διαμόρφωση τύπου Blended-Wing Body (BWB). Η αρχιτεκτονική του βασίζεται στον σχεδιασμό του πρωτότυπου RX-3, το οποίο είχε προηγουμένως αποτελέσει αντικείμενο ολοκληρωμένης ανάλυσης σε επίπεδο αρχικής και προκαταρκτικής σχεδίασης.

Η εξέλιξη του RX-3 πραγματοποιήθηκε στο Εργαστήριο Μηχανικής Ρευστών και Στροβιλομηχανών (LFMT) του Αριστοτελείου Πανεπιστημίου Θεσσαλονίκης, όπου εφαρμόστηκαν παραμετρικές μελέτες και εργαλεία υπολογιστικής αεροδυναμικής, με στόχο τη διερεύνηση κρίσιμων πτητικών και σχεδιαστικών χαρακτηριστικών. Η ανάπτυξη της πλατφόρμας ακολούθησε δομημένες μεθοδολογίες που βασίζονται σε αναγνωρισμένες διαδικασίες σχεδίασης, ενώ χρησιμοποιήθηκαν εξειδικευμένα λογισμικά που έχουν αναπτυχθεί εντός του εργαστηρίου.

Όλα τα στάδια του σχεδιασμού εναρμονίστηκαν με τις απαιτήσεις πιστοποίησης πτητικής ικανότητας, ενώ στο Σχήμα 1 παρουσιάζεται η εξωτερική γεωμετρία της αρχικής διαμόρφωσης, η οποία αξιοποιείται και στο πλαίσιο του ευρωπαϊκού ερευνητικού έργου EURRICA.



Σχήμα 1.4: Εξωτερική διάταξη της βασικής πλατφόρμας τακτικού UAV BWB σε χιλιοστά (mm), [20]

Πίνακας 1.1: Προδιαγραφές της βασικής πλατφόρμας UAV BWB

Parameter	Value	Unit
MTOW	260	[kg]
Cruise speed	160	[km/h]
Take-off speed	108	[km/h]
Reference area (S)	4.9	[m ²]
Quarter-chord sweep angle ($\Lambda_{c/4}$)	33	[deg]
Aspect Ratio (AR)	8	[$^-$]
Mean aerodynamic chord	1.005	[m]

1.3 Σκοπός

Ο συνδυασμός της έρευνας για τις διαμορφώσεις *BWB* αεροσκαφών με τη χοήση Morphing τεχνολογιών για τον σχεδιασμό και την εξέλιξη νέων αεροσκαφών παραμένει μέχρι σήμερα ένα πεδίο με περιορισμένη ανάπτυξη και ελλιπή βιβλιογραφική τεκμηρίωση. Παρά τις σημαντικές προοπτικές που προσφέρει η ενσωμάτωση αυτών των καινοτόμων τεχνολογιών, η έρευνα στον συγκεκριμένο τομέα βρίσκεται ακόμη σε πρώιμο στάδιο, με πολλά ζητήματα να μην έχουν διερευνηθεί επαρκώς.

Για τον λόγο αυτό, η παρούσα διπλωματική εργασία εστιάζει στη διερεύνηση αυτής της συνδυαστικής προσέγγισης, εξετάζοντας τις δυνατότητες και τις προκλήσεις που προκύπτουν από την εφαρμογή των Morphing τεχνικών στα *BWB* αεροσκάφη. Στόχος είναι να συμβάλει στην κάλυψη του ερευνητικού κενού, προσφέροντας μια πιο ολοκληρωμένη κατανόηση της αλληλεπίδρασης μεταξύ αυτών των τεχνολογιών και της επίδρασής τους στην αεροναυπηγική σχεδίαση. Παράλληλα, η εργασία φιλοδοξεί να θέσει τις βάσεις για μελλοντικές ερευνητικές κατευθύνσεις και να ενθαρρύνει την ανάπτυξη νέων προσεγγίσεων στον σχεδιασμό προηγμένων, ευέλικτων και αποδοτικών αεροχημάτων, τα οποία θα ανταποκρίνονται στις αυξανόμενες απαιτήσεις του τομέα της αεροδιαστηματικής.

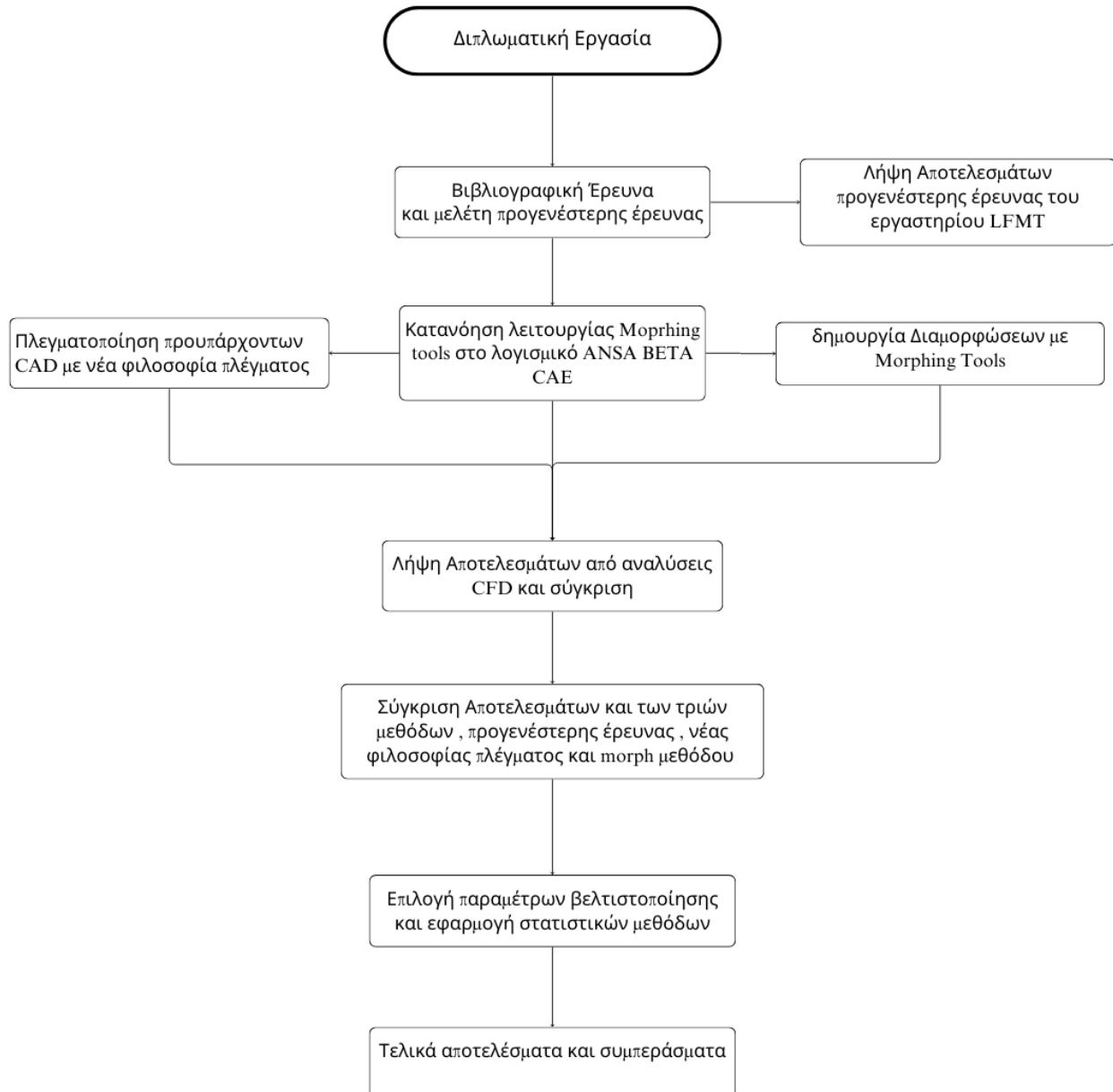
1.4 Δομή της μελέτης

Στο σημείο αυτό παρουσιάζεται η δομή της μελέτης. Η παρούσα εργασία περιλαμβάνει μια αναλυτική αναφορά στο θεωρητικό υπόβαθρο που αποτέλεσε τη βάση για την ανάπτυξή της, προσφέροντας το απαραίτητο πλαίσιο για την κατανόηση του αντικειμένου. Στη συνέχεια, δίνεται ιδιαίτερη έμφαση στις μεθόδους που αξιοποιήθηκαν, προκειμένου να εξασφαλιστεί η εγκυρότητα και η αξιοπιστία των αποτελεσμάτων.

Το πιο σημαντικό μέρος της μελέτης αφορά την παρουσίαση και ανάλυση των αποτελεσμάτων, τα οποία προκύπτουν από την εφαρμογή των μεθοδολογιών που χρησιμοποιήθηκαν. Μέσα από τη διεξοδική ερμηνεία τους, αναδεικνύονται κρίσιμα συμπεράσματα.

Τέλος, παρουσιάζονται επίσης προτάσεις για μελλοντικές έρευνες, οι οποίες μπορούν να εμβαθύνουν στα ζητήματα που αναδείχθηκαν, συμβάλλοντας στην εξέλιξη του γνωστικού πεδίου.

Μέσα από το παρακάτω flowchart αποτυπώνεται συνοπτικά η πορεία που ακολουθήθηκε για την ολοκλήρωση της διπλωματικής εργασίας. Ξεκινώντας από τον αρχικό προσδιορισμό του θέματος και τη βιβλιογραφική επισκόπηση, προχωρά στη διαμόρφωση της μεθοδολογίας, τη συλλογή και ανάλυση δεδομένων, και καταλήγει στην παρουσίαση των αποτελεσμάτων και τη διατύπωση συμπερασμάτων.



Σχήμα 1.5: Πορεία Εργασίας

Κεφάλαιο 2

Θεωρητικό υπόβαθρο

2.1 Δυνάμεις και Ροπές

Η πτήση ενός αεροπλάνου επιτυγχάνεται μέσω της διαμόρφωσης της ροής του αέρα γύρω από τις πτέρυγες. Συγκεκριμένα, η πτέρυγα δημιουργεί ένα κατάλληλο πεδίο πιέσεων, το οποίο παράγει τις απαραίτητες δυνάμεις για τη διατήρηση της πτήσης. Αυτό το πεδίο πιέσεων ασκεί μια συνισταμένη αεροδυναμική δύναμη R στην πτέρυγα, η οποία μπορεί να διασπαστεί σε δύο κύριες συνιστώσες:

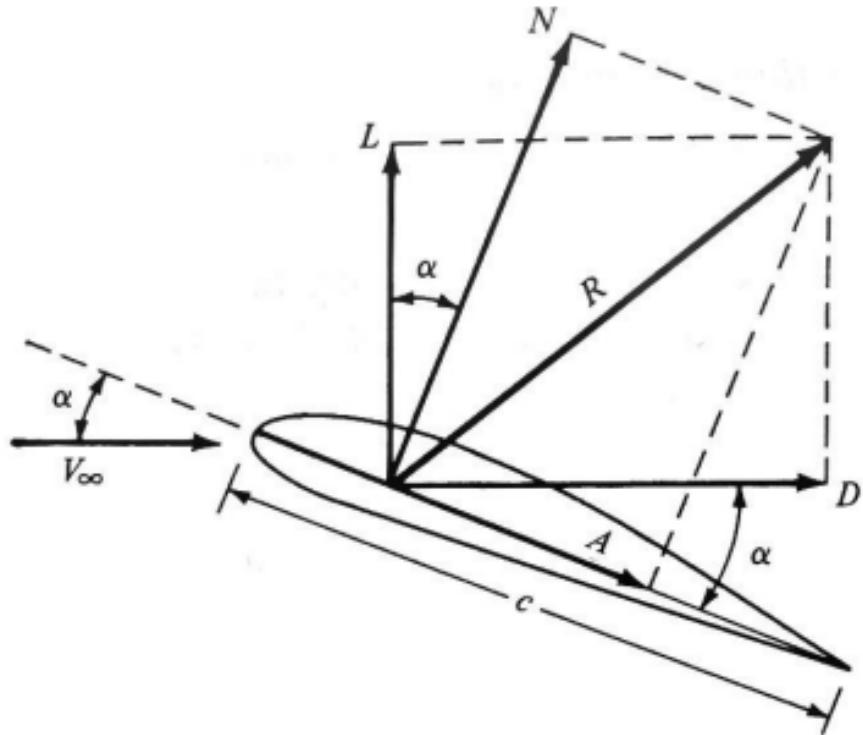
- **Άντωση (L):** Δύναμη που δρα κάθετα προς τη διεύθυνση της ροής του αέρα. Αυτή η δύναμη εξισορροπεί το βάρος του αεροπλάνου και του επιτρέπει να παραμένει στον αέρα.
- **Οπισθέλκουσα (D):** Δύναμη που δρα παράλληλα προς τη ροή του αέρα, αντιστεκόμενη στην κίνηση του αεροπλάνου και επηρεάζοντας την απόδοσή του. Στα περισσότερα αεροχώματα η δύναμη αυτή εξισορροπείται με την Ωση που παράγει ο κινητήρας.

Οι παραπάνω δυνάμεις εκφράζονται στην αδιάστατη μορφή τους για την διευκόλυνση σύγκρισης μεταξύ διάφορων διατάξεων:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.2)$$

Ο σωστός σχεδιασμός της πτέρυγας εξασφαλίζει επαρκή άντωση για την εξισορρόπηση του βάρους του αεροπλάνου, ενώ παράλληλα μειώνει την οπισθέλκουσα για πιο αποδοτική πτήση.

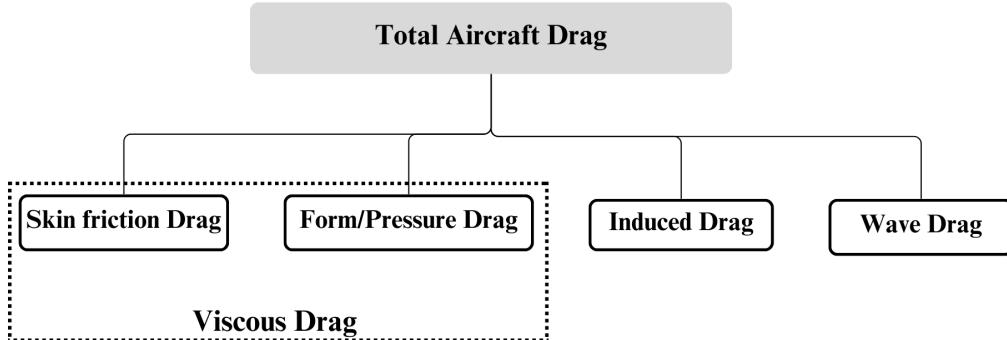


Σχήμα 2.1: Δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος, [2]

Η δύναμη της οπισθέλκουσας διαχρίνεται σε 3 βασικά είδη, [2]:

- Η παρασιτική οπισθέλκουσα η οποία περιλαμβάνει τα φαινόμενα ιξώδους, και η οποία με την σειρά της διαχρίνεται στην οπισθέλκουσα τριβής και την οπισθέλκουσα μορφής. Αυτές οφείλονται στις διατμητικές τάσεις που επιδρούν στην επιφάνεια του αεροσκάφους και στο πεδίο πιέσεων αντίστοιχα.
- Η οπισθέλκουσα λόγο κρουστικών κυμάτων , η οποία εμφανίζεται σε διηχητικές και υπερηχητικές ταχύτητες.
- Η επαγομένη οπισθέλκουσα που προκύπτει ως συνιστώσα της παραγόμενης άντωσης.

Aircraft Drag Classification



Σχήμα 2.2: Είδη Οπισθέλκουσας

Όσο αναφορά στις ροπές που ασκούνται σε ένα αεροσκάφος, υπάρχουν τρεις κύριες ροπές που επηρεάζουν την κίνησή του στον αέρα:

- **Πλευρική Κλίση (Roll):** Η περιστροφή γύρω από τον εγκάρσιο άξονα.
- **Πλάγιασμα (Yaw):** Η περιστροφή γύρω από τον κατακόρυφο άξονα.
- **Πρόνευση (Pitch):** Η περιστροφή γύρω από τον διαμήκη άξονα.

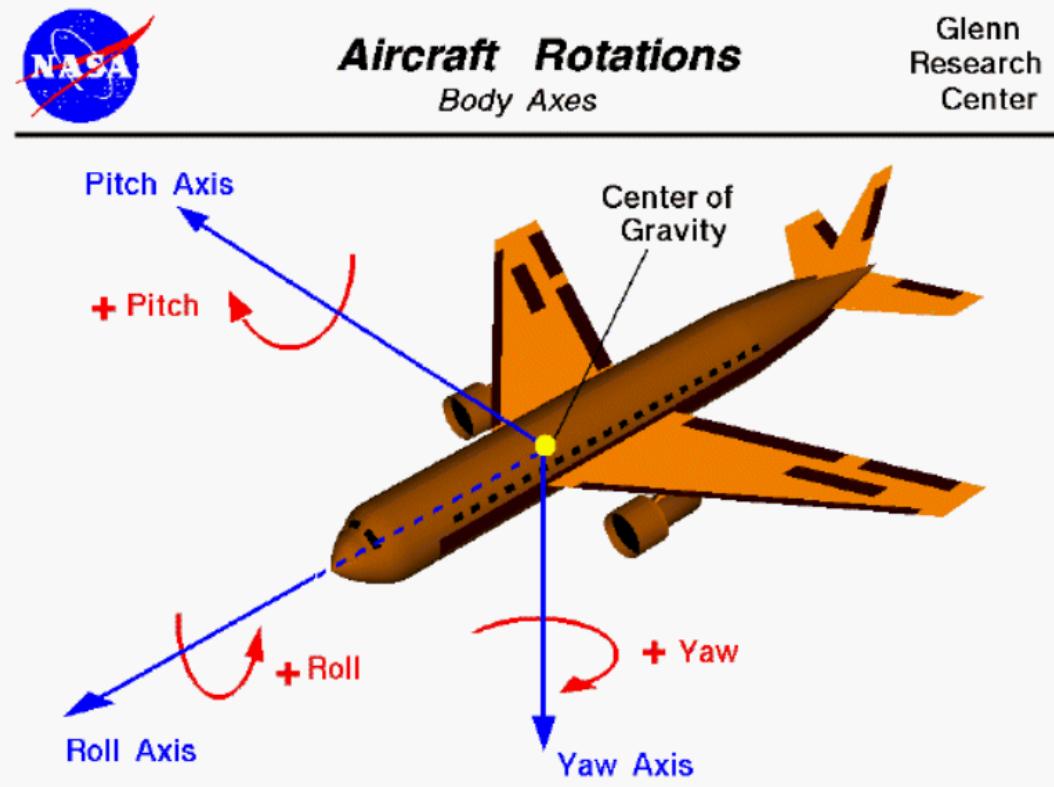
Η παρούσα εργασία θα ασχοληθεί αποκλειστικά στη ροπή πρόνευσης (**Pitch Moment**).

Σημαντικό χαρακτηριστικό για την ευστάθεια και την συνολική συμπεριφορά τους αεροσκάφους αποτελεί το αεροδυναμικό του κέντρο. Το **Αεροδυναμικό Κέντρο AC** είναι το σημείο μιας αεροτομής στο οποίο η αεροδυναμική ροπή δεν μεταβάλλεται με την αλλαγή της γωνίας προσβολής:

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = 0 \quad (2.3)$$

Η αδιάστατη ροπή για τον εγκάρσιο άξονα C_m δίνεται από τη σχέση:

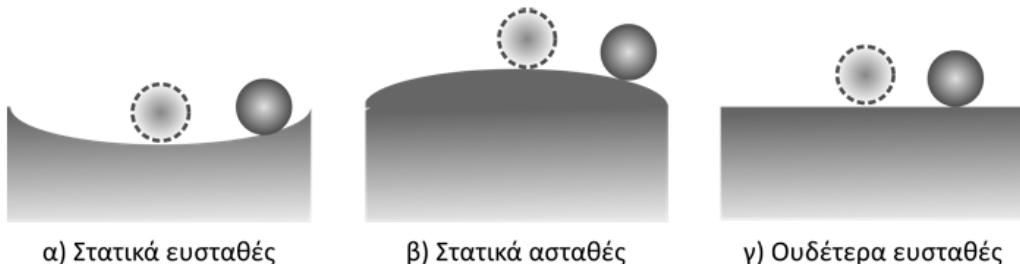
$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 c S} \quad (2.4)$$



Σχήμα 2.3: Ασκόυμενες ροπές, [18]

2.2 Διαμήκης Ευστάθεια

Η ευστάθεια σαν όρος στα αεροχώματα μπορεί να διακριθεί σε δύο επιμέρους όρους, την Στατική ευστάθεια και την δυναμική ευστάθεια. Η στατική ευστάθεια είναι η τάση του αεροσκάφους να επανέρχεται σε κατάσταση ισορροπίας μετά από μία διαταραχή. Η δυναμική ευστάθεια ασχολείται με τη χρονική συμπεριφορά της κίνησης του αεροσκάφους μετά από μια διαταραχή. Δηλαδή ασχολείται με τη χρονική διάρκεια και τον τρόπο που το αεροσκάφος επανέρχεται στην κατάσταση ισορροπίας, εφόσον είναι ευσταθές, [30].

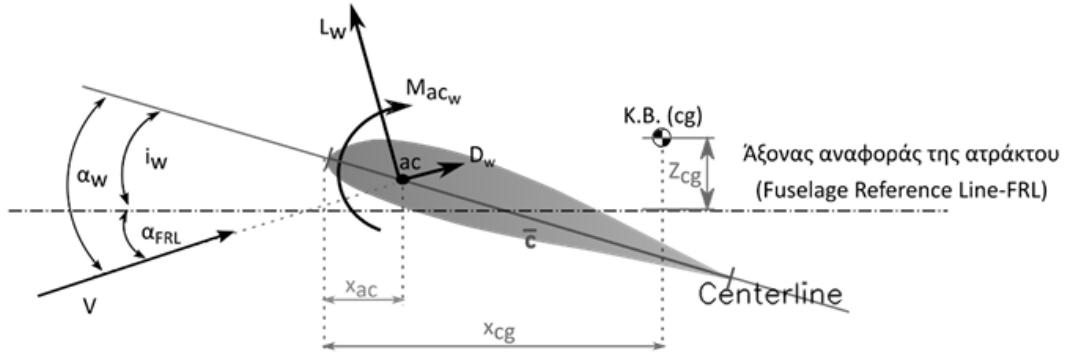


Σχήμα 2.4: Περιπτώσεις στατικής ευστάθειας, [30]

Παρακάτω παρατίθενται η ανάλυση για τον υπολογισμό της ροπής πρόνευσης όπως

την παρουσιάζει ο Nelson [19]. Παρουσιάζεται η συνεισφορά στην ευστάθεια της κύριας πτέρυγας καθώς και του ουραίου τμήματος. Στο αεροσκάφος δεν υφίσταται ουρά με την συμβατική της μορφή, παρ' όλα αυτά, στην επίδραση της διαμήκους ευστάθειας τον ρόλο του ουραίου παίρνουν τα ακροπτερύγια [20]. Σημειώνεται πως η παρούσα ανάλυση είναι για υπογχητικές ταχύτητες, εκεί που η γωνία πρόσπτωσης είναι μικρή:

2.2.1 Επίδραση κύριας πτέρυγας



Σχήμα 2.5: Δυνάμεις και ροπές στην κύρια πτέρυγα, [30]

Η συνισταμένη των ροπών ως προς ένα κέντρο βάρους εκφράζεται ως:

$$\sum M_{cgw} = L_w \cos(\alpha_w - i_w)(x_{cg} - x_{ac}) + D_w \sin(\alpha_w - i_w)(x_{cg} - x_{ac}) + M_{ac} \quad (2.5)$$

Διαιρώντας την εξίσωση (2.1) με $\frac{1}{2}\rho V^2 Sc$ και εξάγοντας του αδιάστατους συντελεστές προκύπτει:

$$C_{mcgw} = C_{Lw} \left(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c} \right) \cos(\alpha_w - i_w) + C_{Dw} \left(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c} \right) \sin(\alpha_w - i_w) \quad (2.6)$$

ή οποία με την σειρά της, δεδομένης της υπογχητικής πτήσης:

$$\cos(\alpha_w - i_w) \approx 1, \quad \sin(\alpha_w - i_w) \approx \alpha_w - i_w, \quad C_L \gg C_D \quad (2.7)$$

Προκύπτει η τελική εξίσωση:

$$C_{mcgw} = C_{macw} + C_{Lw} \left(\frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c} \right) \quad (2.8)$$

όπου:

$$C_{Lw} = C_{L0w} + C_{L\alpha w} \alpha_w \quad (2.9)$$

2.2.2 Επίδραση ακροπτερυγίου ως ουραίο τμήμα

Οι παρακάτω σχέσεις παρέχουν ένα ολοκληρωμένο μοντέλο για την εκτίμηση της ροπής βήματος λόγω του ουραίου με βάση τις γεωμετρικές παραμέτρους και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Στην ανάλυση της ροπής πρόνευσης λόγω του ουραίου, [30], [19], η ροπή γύρω από το κέντρο βάρους δίνεται από τη σχέση:

$$M_t = -l_t L_t = -l_t \frac{1}{2} \rho V^2 S_t C_{L_t} \quad (2.10)$$

Ο αντίστοιχος συντελεστής ροπής εκφράζεται ως:

$$C_m = \frac{M_t}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_c} = -\frac{l_t S_t}{S_c} \eta C_{L_t} \quad (2.11)$$

όπου ορίζουμε τον λόγο όγκου του ουραίου ως:

$$V_h = \frac{l_t S_t}{S_c} \quad (2.12)$$

Η γωνία προσβολής του ουραίου υπολογίζεται με βάση τη γωνία προσβολής της πτέρυγας και τη γωνία καθόδου ως:

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \epsilon + i_t \quad (2.13)$$

Η κλίση του συντελεστή άντωσης του ουραίου δίνεται από τη γραμμική σχέση:

$$C_{L_t} = C_{L_{\alpha_t}} (\alpha_w - i_w - \epsilon + i_t) \quad (2.14)$$

Η γωνία κατωρεύματος εκφράζεται ως άθροισμα της γωνία κατωρεύματος στη μηδενική γωνία προσβολής και του όρου που σχετίζεται με τη γωνία προσβολής της πτέρυγας:

$$\epsilon = \epsilon_0 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} \alpha_w \quad (2.15)$$

Για πτέρυγα με ελλειπτική κατανομή άντωσης, η θεωρία πεπερασμένων πτερύγων δίνει τη γωνία καθόδου ως:

$$\epsilon = \frac{2C_{L_w}}{\pi A R_w} \quad (2.16)$$

και η παράγωγός της ως προς τη γωνία προσβολής είναι:

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{2C_{L_{\alpha_w}}}{\pi A R_w} \quad (2.17)$$

Τελικά, η συμβολή του ουραίου στη ροπή πρόνευσης εκφράζεται μέσω ενός σταθερού όρου και μιας κλίσης. Οι αντίστοιχες εξισώσεις δίνονται ως εξής:

$$C_{m_0t} = \eta V_H C_{L_{at}} (\epsilon_0 + i_w - i_t) \quad (2.18)$$

και για την κλίση της ροπής πρόνευσης ως προς τη γωνία προσβολής:

$$C_{m_{at}} = -\eta V_H C_{L_{at}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \quad (2.19)$$

2.2.3 Δυναμική Διαμήκης ευστάθεια

Η δυναμική ευστάθεια πρόνευσης αναφέρεται στην ικανότητα του αεροσκάφους να επανέρχεται στην αρχική του κατάσταση ισορροπίας μετά από μια μικρή διαταραχή στη γωνία προσβολής ή στο γωνιακό ρυθμό βήματος. Για την ανάλυση αυτής της συμπεριφοράς, ξεκινάμε από τη βασική κινηματική θεωρία και το 2o νόμο του Νεύτωνα, όπως αναλύσει ο Cook και ο Nelson, [8] [19], όπου οι δυνάμεις κατά τους τρεις άξονες εκφράζονται ως $F_x = \frac{d}{dt}(mu)$, $F_y = \frac{d}{dt}(mv)$, $F_z = \frac{d}{dt}(mw)$, ενώ οι ροπές γύρω από τους άξονες δίνονται από $L = \frac{d}{dt}H_x$, $M = \frac{d}{dt}H_y$, $N = \frac{d}{dt}H_z$. Επεκτείνοντας τις εξισώσεις αυτές, οι δυνάμεις και οι ροπές γράφονται ως συναρτήσεις των γραμμικών ταχυτήτων u, v, w και των γωνιακών ταχυτήτων p, q, r , λαμβάνοντας υπόψη τις ροπές αδράνειας I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} και τα γινόμενα αδράνειας I_{xz} .

Οι εξισώσεις που προκύπτουν είναι ιδιαίτερα μη γραμμικές. Για τον λόγο αυτό χρησιμοποιείται η θεωρία μικρών διαταραχών, [19], [10], η οποία επιτρέπει τη γραμμικοποίηση αυτών των εξισώσεων γύρω από μια κατάσταση ισορροπίας. Σύμφωνα με αυτή τη θεωρία, κάθε μεταβλητή εκφράζεται ως το άθροισμα μιας σταθερής τιμής αναφοράς και μιας μικρής διαταραχής, π.χ. $i = i_0 + \Delta i$. Οι παραδοχές της θεωρίας βασίζονται στο ότι οι διαταραχές είναι αρκετά μικρές ώστε να ισχύουν οι προσεγγίσεις: $\sin \Delta i \approx \Delta i$, $\cos \Delta i \approx 1$, και τα γινόμενα μικρών διαταραχών όπως $\Delta i \cdot \Delta j \approx 0$ μπορούν να αγνοηθούν. Μέσω αυτής της προσέγγισης, οι πολύπλοκες μη γραμμικές εξισώσεις μετατρέπονται σε γραμμικά συστήματα, και φυσικά πετυχαίνεται οι η αποσύζευξη των εξισώσεων διαμήκους και εγκάρσιας δυναμικής

Σε αυτό το σημείο οφείλεται να γίνουν κάποιες επιπλέον παραδοχές για την συνέχεια της δυναμικής ανάλυσης του αεροσκάφους:

- Το αεροσκάφος κινείται σε ακίνητη και ομοιογενή ατμόσφαιρα με σταθερές ιδιότητες.
- Η μάζα του αεροσκάφους παραμένει σταθερή καθ' όλη τη διάρκεια της πτήσης.

Με γνώμονα τα παραπάνω, Η διαμήκης δυναμική του αεροσκάφους αποτελείται από μακροπρόθεσμα και βραχυπρόθεσμα δυναμικά χαρακτηριστικά. Η παρούσα

έρευνα επιστρώνεται στα βραχυπρόθεσμα χαρακτηριστικά. Για αυτόν τον λόγο χρησιμοποιείται η προσέγγιση της 'μικρής περιόδου', όπως αποκαλείται η δυναμική βραχυπρόθεσμων χαρακτηριστικών. Πίο αναλυτικά το σύστημα γραμμικοποιημένων εξισώσεων που εκφράζει την διαμήκη δυναμική χωρίς να λαμβάνεται υπ' όψη επιφάνειες ελέγχου είναι:

$$\begin{bmatrix} \Delta \ddot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Για την προσέγγιση μικρής περιόδου, θεωρείται ότι η αξονική ταχύτητα παραμένει σταθερή και υποθέτοντας αρχικά ευθεία οριζόντια πτήση και η γωνιακή ταχύτητα $\Delta\dot{\theta}$ θεωρείται αμελητέα. Έτσι προκύπτει το μητρώο:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & u_0 \\ M_w + \dot{M}_w Z_w & M_q + \dot{M}_w u_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Του οποίου τα στοιχεία ο Nelson δίνει με τις γραμμικοποιημένες εξισώσεις:

$$Z_w = -\frac{(C_{L_\alpha} + C_{D_0})QS}{mu_0} \quad (2.22)$$

$$M_w = C_{m_\alpha} \frac{(QS\bar{c})}{u_0 I_y} \quad (2.23)$$

$$\dot{M}_w = C_{m_\alpha} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y} \quad (2.24)$$

$$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{(QS\bar{c})}{I_y} \quad (2.25)$$

όπου,

Το C_{m_q} εκφράζει την ροπή πρόνευσης λόγο της αλλαγής άντωσης στην ουρά.

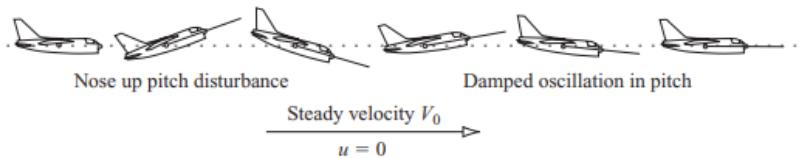
Το C_{m_α} χαρακτηρίζει την επίδραση της ταχύτητας της μεταβολής της γωνίας προσβολής στην παραγόμενη ροπή βήματος.

Η παράμετρος I_{yy} αντιπροσωπεύει τη ροπή αδράνειας του αεροσκάφους γύρω από τον διαμήκη άξονα. Αξίζει να σημειωθεί πως ο αναλυτικός του προσδιορισμός είναι μέρος μεταγενέστερου *design*, για αυτόν τον λόγο αξιοποιήθηκε ο ποιοτικός υπολογισμός με βάση τον Raymer [25] λαμβάνοντας υπόψη το αεροσκάφος στην κατηγορία Μονοκινητήριου Ελικοφόρου:

$$I_{yy} = \frac{L^2 W \bar{R}_y^2}{4g} \quad (2.26)$$

Κατηγορία Αεροσκάφους	\bar{R}_x	\bar{R}_y	\bar{R}_z
Μονοκινητήριο ελικοφόρο	0.25	0.38	0.39
Δικινητήριο ελικοφόρο	0.34	0.29	0.44
Δικινητήριο επιχειρησιακό τζετ	0.30	0.30	0.43
Δικινητήριο τουρμποπρόπ αεροσκάφος	0.22	0.34	0.38
Αεροσκάφος μεταφοράς (κινητήρες στη άτρακτο)	0.24	0.36	0.44
Αεροσκάφος μεταφοράς (2 κινητήρες υπό τις πτέρυγες)	0.25	0.38	0.46
Αεροσκάφος μεταφοράς (4 κινητήρες υπό τις πτέρυγες)	0.31	0.33	0.45
Στρατιωτικό εκπαιδευτικό τζετ	0.22	0.14	0.25
Μαχητικό τζετ	0.23	0.38	0.52
Βαρύ βομβαρδιστικό τζετ	0.34	0.31	0.47
Ιπτάμενη πτέρυγα (τύπου B-49)	0.32	0.32	0.51
Ιπτάμενη λέμβος	0.25	0.32	0.41

Πίνακας 2.1: Μη διαστασιολογημένες ακτίνες στροφορμής για διάφορες κατηγορίες αεροσκαφών.



Σχήμα 2.6: Ταλάντωση μικρής περιόδου, [8]

2.3 Σχεδιαστικές παράμετροι

Οι γεωμετρικές παράμετροι, όπως το διάταμα, ο λόγος εγκλεισμού και η γωνία οπισθόκλισης, παίζουν καθοριστικό ρόλο στη διαμόρφωση του αεροσκάφους, επηρεάζοντας άμεσα την άντωση, την οπισθέλκουσα και τη στατική ευστάθεια. Ωστόσο, στις περισσότερες περιπτώσεις δεν υπάρχει μία ξεκάθαρα καλύτερη επιλογή για κάθε παράμετρο, καθώς οι διαφορετικές επιλογές επιφέρουν συμβιβασμούς μεταξύ αντικρουόμενων απαιτήσεων. Για τον λόγο αυτό, χρησιμοποιούνται μελέτες πολυπαραμετρικές αναλύσεις (trade studies), οι οποίες επιτρέπουν τη σύγκριση εναλλακτικών σχεδιαστικών επιλογών με βάση συγκεκριμένα κριτήρια απόδοσης, κόστους και απαιτήσεων αποστολής. Μέσω αυτών των αναλύσεων, οι σχεδιαστές μπορούν να καταλήξουν στη βέλτιστη λύση που ανταποκρίνεται στις απαιτήσεις του αεροσκάφους.

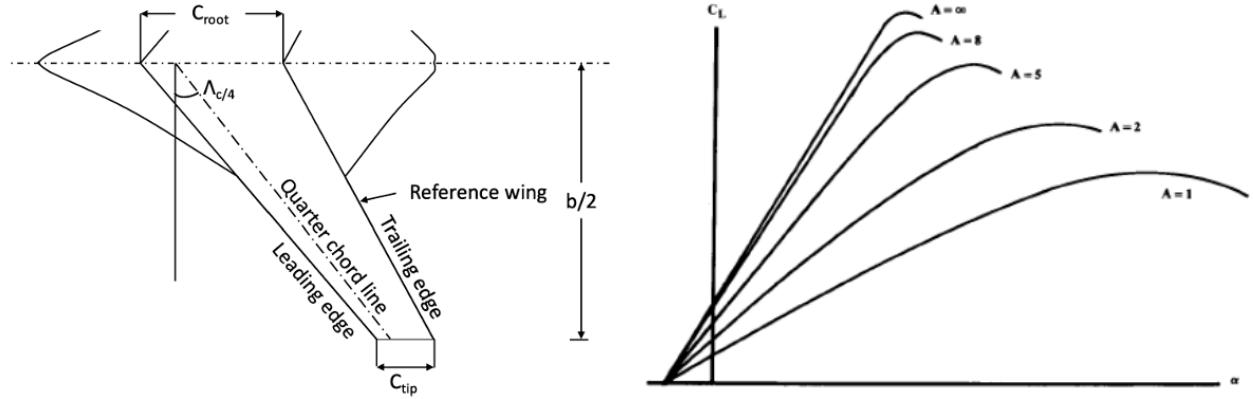
2.3.1 Διάταμα

Ο λόγος διατάματος (Aspect Ratio, AR) είναι μια σημαντική γεωμετρική παράμετρος που περιγράφει το σχήμα της πτέρυγας ενός αεροσκάφους. Αποτελεί το λόγο του τετραγώνου του εκπετάσματος (b) προς την επιφάνεια που παράγεται άντωση (S_{ref}).

Ορίζεται ως:

$$AR = \frac{b^2}{S}.$$

Ενώ στα συμβατικά αεροσκάφη, η επιφάνεια που παράγει άντωση είναι αρκετά ξεκάθαρη και αναφέρεται στις πτέρυγες, στις περιπτώσεις των *Blended Wing Bodies* η επιφάνεια που συμβάλλει στην άντωση δεν περιορίζεται αποκλειστικά στις πτέρυγες, αλλά περιλαμβάνει και το ίδιο το σώμα του αεροσκάφους. Σύμφωνα με την βιβλιογραφία [11] [14], ένας τρόπος προσέγγισης της επιφάνειας αναφοράς S_{ref} σε *BWB* φαίνεται στο σχήμα 2.7:



Σχήμα 2.7: Επιφάνεια αναφοράς πτέρυγας, [11]

Σχήμα 2.8: Επίδραση διατάματος στην άντωση, [25]

Η αύξηση του λόγου διατάματος στα αεροδυναμικά του χαρακτηριστικά ενός αεροσκάφους έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση της άντωσης ανά γωνία προσβολής και την μείωση της επαγόμενης οπισθέλκουσας. Από την άλλη μεριά ο χαμηλός λόγος διατάματος αυξάνει την επαγόμενη οπισθέλκουσα, καθώς η ισχυρότερη δημιουργία δινών στα ακροπτερύγια οδηγεί σε μεγαλύτερες απώλειες ενέργειας. Παρόλα αυτά, πτέρυγες με χαμηλό λόγο διατάματος προσφέρουν σημαντικά πλεονεκτήματα σε εφαρμογές όπου απαιτείται αυξημένη ευελιξία και δομική αντοχή. Επίσης ο λόγος διατάματος περιορίζεται και από την αύξηση της παρασιτικής οπισθέλκουσας.

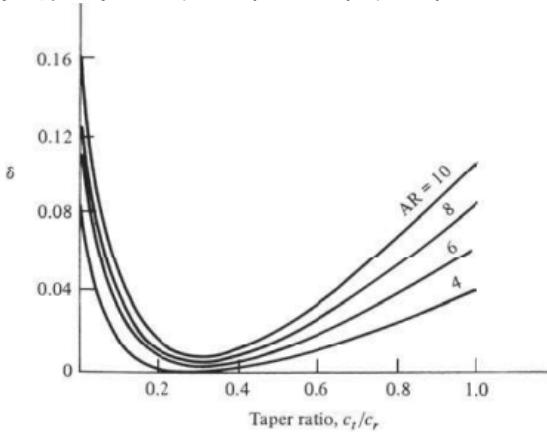
$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi AR}} \quad (2.27)$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.28)$$

2.3.2 Λόγος εγκλεισμού

Ο λόγος εγκλεισμού (λ) είναι ο λόγος της χορδής στο ακροπτερύγιο προς τη χορδή στη ρίζα, δηλαδή $\lambda = c_t/c_r$, και επηρεάζει τον συντελεστή απόδοσης Oswald (e), ο

οποίος σχετίζεται με την επαγόμενη οπισθέλκουσα.

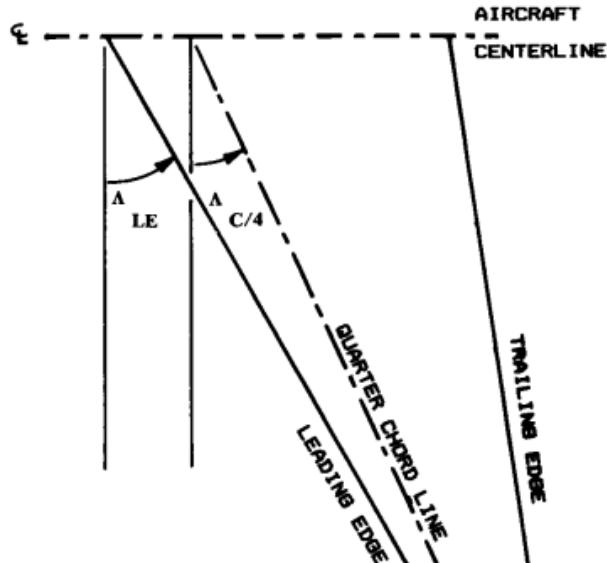


Βέλτιστες τιμές του λ (0.2-0.6) προσεγγίζουν ελλειπτική κατανομή άντωσης, ελαχιστοποιώντας την επαγόμενη οπισθέλκουσα (Prandtl, 20ος αι.).

Σχήμα 2.9: Συσχέτιση λ με τον συντελεστή $e = 1/\delta$, [2].

2.3.3 Γωνία οπισθόκλισης

Η γωνία οπισθόκλισης (*sweepangle*) ενός φτερού είναι η γωνία μεταξύ της διεύθυνσης της ροής του αέρα και της γραμμής του $c/4$ της χορδής του φτερού. Σε υποηχητικές ταχύτητες δεν επηρεάζει σημαντικά την αεροδυναμική απόδοση, καθώς η μείωση της επαγόμενης αντίστασης είναι περιορισμένη. Ωστόσο, έχει σημαντική επίδραση στη διαμήκη ευστάθεια, καθώς μετακινεί το ουδέτερο σημείο (*NP*) προς τα πίσω, αυξάνοντας έτσι την ευστάθεια του αεροσκάφους.



$$\tan \lambda_{LE} = \tan \lambda_{C/4} + [(1 - \lambda)/\lambda(1 + \lambda)]$$

Σχήμα 2.10: Γωνία Οπισθόκλισης, [25]

2.4 Παράμετροι Βελτιστοποίησης

Στην παρούσα φάση του σχεδιασμού, βρίσκεται σε εξέλιξη η ανάλυση υψηλής πιστότητας αποτελεσμάτων από προσομοιώσεις CFD, τα οποία θα χρησιμοποιηθούν για τον υπολογισμό των κρίσιμων παραμέτρων βελτιστοποίησης: του βάρους, της μέγιστης ταχύτητας καθώς και του συντελεστή απόσβεσης ζ . Οι παράμετροι αυτοί είναι καθοριστικής σημασίας, καθώς επηρεάζουν άμεσα την αεροδυναμική απόδοση και τη συνολική συμπεριφορά της πτήσης. Σε προηγούμενα στάδια του σχεδιασμού, συνηθίζεται η αναδρομή σε στατιστικά δεδομένα από προγενέστερα αεροσκάφη, προκειμένου να αντληθούν αρχικές εκτιμήσεις αυτών των παραμέτρων, πριν προχωρήσει η διαδικασία σε πιο εξειδικευμένους υπολογισμούς.

2.4.1 Βάρος απογείωσης

Το βάρος απογείωσης W_0 είναι το συνολικό βάρος του αεροσκάφους τη στιγμή που αρχίζει την πτήση για την οποία έχει σχεδιαστεί. Κατά την διαδικασία εκτίμησης τους το συνολικό βάρος διαχρίνεται σε τεσσάρα επιμέρους βάρη που απαρτίζουν το αεροσκάφος:

- W_f Πρόκειται για το βάρος καυσίμου
- W_e Το βάρος κατασκευής αφορά τη μάζα του αεροσκάφους χωρίς να συμπεριλαμβάνονται το πλήρωμα, το ωφέλιμο φορτίο και το καύσιμο. Περιλαμβάνει τη δομή, τους κινητήρες, το σύστημα προσγείωσης, τα ηλεκτρονικά και όλα τα υπόλοιπα ενσωματωμένα συστήματα που συνθέτουν την αεροπορική του υποδομή.
- $W_{payload}$ Βάρος του ωφέλιμου φορτίου
- W_{crew} Βάρος πληρώματος

Οπότε λοιπόν η έκφραση του συνολικού βάρους δίνετε ως:

$$W_0 = W_f + W_e + W_{payload} + W_{crew} \quad (2.29)$$

όπου $W_{crew} = 0$, καθώς το αεροσκάφος δεν διαθέτει πλήρωμα.

Η εκτίμηση του βάρους καυσίμου γίνετε ως κλάσμα του συνολικού βάρους,[25], οπότε η παραπάνω εξίσωση μετατρέπεται ως:

$$W_0 = \frac{W_{payload} + W_{empty}}{1 - \frac{W_{fuel}}{W_0}} \quad (2.30)$$

Στον πρώιμο σχεδιασμό ενός αεροσκάφους ο λόγος καυσίμου υπολογίζεται με βάση την εξίσωση Breguet για την φάση του *cruise*.

$$\frac{W_f}{W_o} = \exp\left(-\frac{R \cdot C}{\frac{L}{D} \cdot V}\right) \quad (2.31)$$

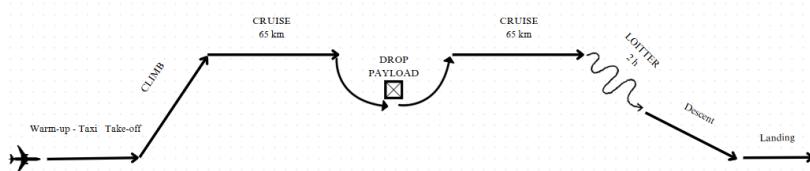
Ενώ το βάρος κατασκευής We υπολογίζεται από εμπειρικές σχέσεις βασιζόμενες σε στατιστικά δεδομένα ήδη υπάρχον αεροσκαφών.

Στην παρούσα φάση σχεδιασμού όμως, έχουν εξαχθεί αποτελέσματα αναλύσεων που πρέπει να αξιοποιηθούν. Στις επόμενες υποενότητες περιγράφεται πλήρως η διαδικασία που ακολουθήθηκε βασιζόμενη στην προγενέστερη επιστημονική μελέτη.

2.4.1.1 Εκτίμηση λόγου καυσίμου

Σε αυτό το σημείο είναι σημαντικό να καθοριστούν οι φάσεις της αποστολής. Όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα οι φάσεις είναι

1. Προθέρμανση και απογείωση
2. Αναρρίχηση
3. Ευθεία οριζόντια πτήση
4. Άφεση Payload
5. Ευθεία οριζόντια πτήση
6. Loiter
7. Κάθοδος
8. Προσγείωση



Σχήμα 2.11: Φάσεις της αποστολής

Για τις φάσεις της απογείωσης, αναρρίχησης καθόδου και προσγείωσης οι λόγοι καυσίμου λαμβάνονται από εμπειρικούς λόγους,[25]:

Πίνακας 2.2: Historical mission segment weight fractions

	(W_i/W_{i-1})
Προθέρμανση και απογείωση	0.970
Αναρρίχηση	0.985
Κάθοδος	0.995
Προσγείωση	0.995

Για τους άλλους λόγους *loiter* και *Cruise* ακολουθήθηκε μια επαναληπτική διαδικασία κατά την οποία ,

Αρχικά γίνεται εκτίμηση του W_0 (βάρους απογείωσης) και του λόγου (L/D). Με τις τιμές αυτές, υπολογίζεται το βάρος μετά την πρώτη φάση *cruise* ($W_{cruise1}$) μέσω της εξίσωσης του Breguet. Έπειτα, θεωρώντας ότι η άντωση (Lift) ισούται με το βάρος, υπολογίζεται ο συντελεστής άνωσης C_L . Από την πολική οπισθέλκουσας υπολογίζεται ο συντελεστής οπισθέλκουσας C_D , και στη συνέχεια προκύπτει ο νέος λόγος ($L/D = C_L/C_D$). Ο νέος λόγος συγχρίνεται με την αρχική εκτίμηση και, σε περίπτωση μη σύγκλισης, ενημερώνονται οι τιμές του (L/D) και του βάρους, ώστε να επαναληφθεί η διαδικασία μέχρι την επίτευξη σύγκλισης.

Η ίδια μεθοδολογία εφαρμόζεται διαδοχικά σε όλα τα τμήματα της πτήσης (*cruise* και *loiter*). Από την επαναληπτική αυτή διαδικασία διατηρούνται οι τελικές τιμές του (L/D) για κάθε τμήμα, οι οποίες επανεισάγονται στην εξίσωση του Breguet για τον υπολογισμό των κλασμάτων κατανάλωσης καυσίμου σε κάθε στάδιο της πτήσης.

2.4.1.2 Εκτίμηση βάρους κατασκευής

Για την εκτίμηση του βάρους κατασκευής, χρησιμοποιήθηκαν μαθηματικοί τύποι που προτείνει ο Raymer και για τον υπολογισμό τους χρειάζονται γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Οι τύποι αυτοί βασίζονται σε εμπειρικά και στατιστικά δεδομένα και προτείνονται για φάσεις *design* μετά τον πρώιμο σχεδιασμό, εκεί που πλέον το αεροσκάφος έχει γεωμετρική υπόσταση. Πρόκειται για μία σειρά εξισώσεων που βρίσκουν το βάρος κάθε επιμέρους μέρους του αεροσκάφους και συγκεκριμένα των πτερύγων της ατράκτου , του ουραίου τμήματος, κινητήρα, τροχών , *avionics*, σύστημα καυσίμου και υδραυλικά συστήματα. Ενδεικτικά κάτω παρατίθενται οι εξισώσεις για τον υπολογισμό βάρους των πτερύγων και της ατράκτου:

$$W_{wing} = 0.036 S_w^{0.758} W_{fw}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.072} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{dg})^{0.49} \quad (2.32)$$

$$W_{fuselage} = 0.036 S_f^{1.086} (N_z W_{dg})^{0.177} L_t^{-0.051} (L/D)^{-0.072} q^{0.241} + W_{press} \quad (2.33)$$

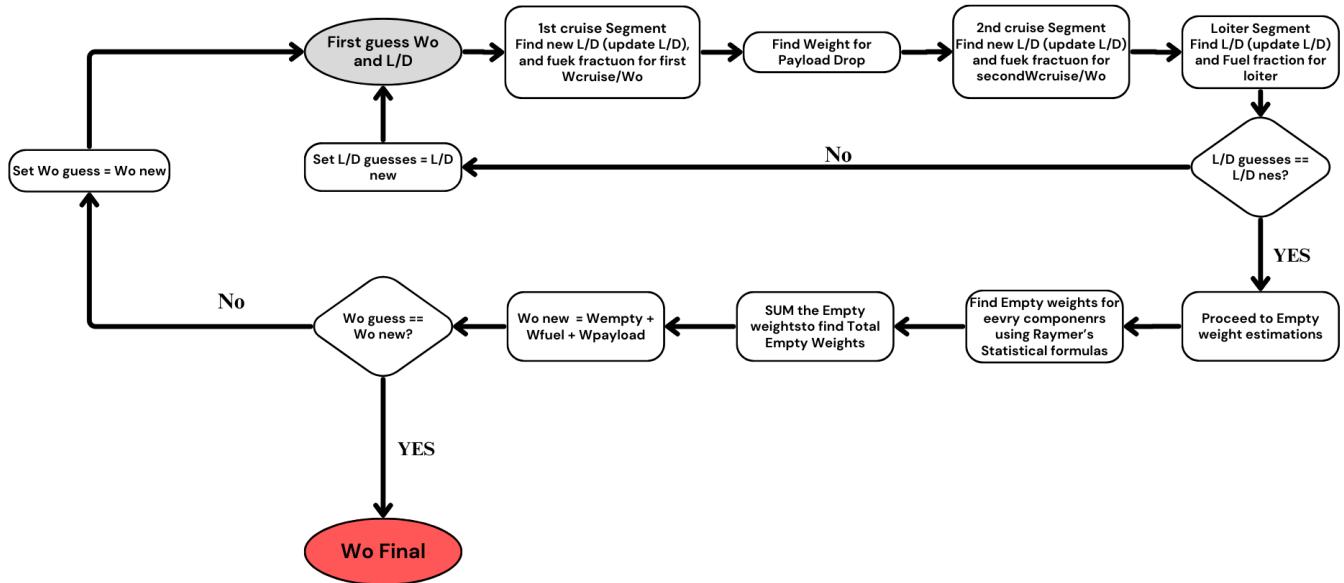
Αξίζει να σημειωθεί πως ο Raymer παρέχει και διορθωτικούς συντελεστές ανάλογα το υλικό κατασκευής και τον τύπο αεροσκάφους. Ειδικότερα , η επιλογή των συντελεστών έγινε για αεροσκάφος κατασκευασμένο από σύνθετα υλικά και τύπο *Flying wing*.

Category	Weight group	Fudge factor (multiplier)
Advanced composites	Wing	0.85
	Tails	0.83
	Fuselage/nacelle	0.90
	Landing gear	0.95
	Air induction system	0.85
Braced wing	Wing	0.82
Wood fuselage	Fuselage	1.60
Steel tube fuselage	Fuselage	1.80
Flying boat hull	Fuselage	1.25

Σχήμα 2.12: Διορθωτικοί συντελεστές

2.4.1.3 Εκτίμηση τελικού βάρους

Για τον υπολογισμό του τελικού μέγιστου βάρους απογείωσης, απλά προστέθηκε στην διαδικασία που αναλύεται στην υποενότητα για τον υπολογισμό λόγου βάρους καυσίμου, και το επιπλέον βάρος της κατασκευής. Το παρακάτω διάγραμμα ροής δείχνει την πορεία του αλγόριθμου:



Σχήμα 2.13: Αλγόριθμος εύρεσης συνολικού βάρους απογείωσης

2.4.2 Μέγιστη ταχύτητα

Για τον υπολογισμό της μέγιστης ταχύτητας σε ύψος 2000 km, αξιοποιήθηκε η γεωμετρική προσέγγιση. Αναλυτικότερα, η διαδικασία ξεκινά με την εύρεση του αδιάστατου συντελεστή άντωσης C_L για δεδομένο βάρος υποθέτοντας ευθεία οριζόντια πτήση.

Κατόπιν με γνωστή πολική οπισθέλκουσας βρίσκεται ο αδιάστατος συντελεστής οπισθέλκουσας άρα και η οπισθέλκουσα. Τέλος, υπολογίζεται με βάση τα χαρακτηριστικά του κινητήρα, η διαθέσιμη ώση στο αντίστοιχο υψόμετρο και ταχύτητα. Το γεωμετρικό σημείο, στο διάγραμμα διαθέσιμης ώσης και οπισθέλκουσας με τη ταχύτητα, που τέμνονται η ώση με την οπισθέλκουσα προσδιορίζει την μέγιστη ταχύτητα:

1.

$$C_L = \frac{W}{0.5 q_\infty S_{ref}} \quad (2.34)$$

2.

$$C_D = C_{D0} + k_1 C_L + k_2 C_L^2 \quad (2.35)$$

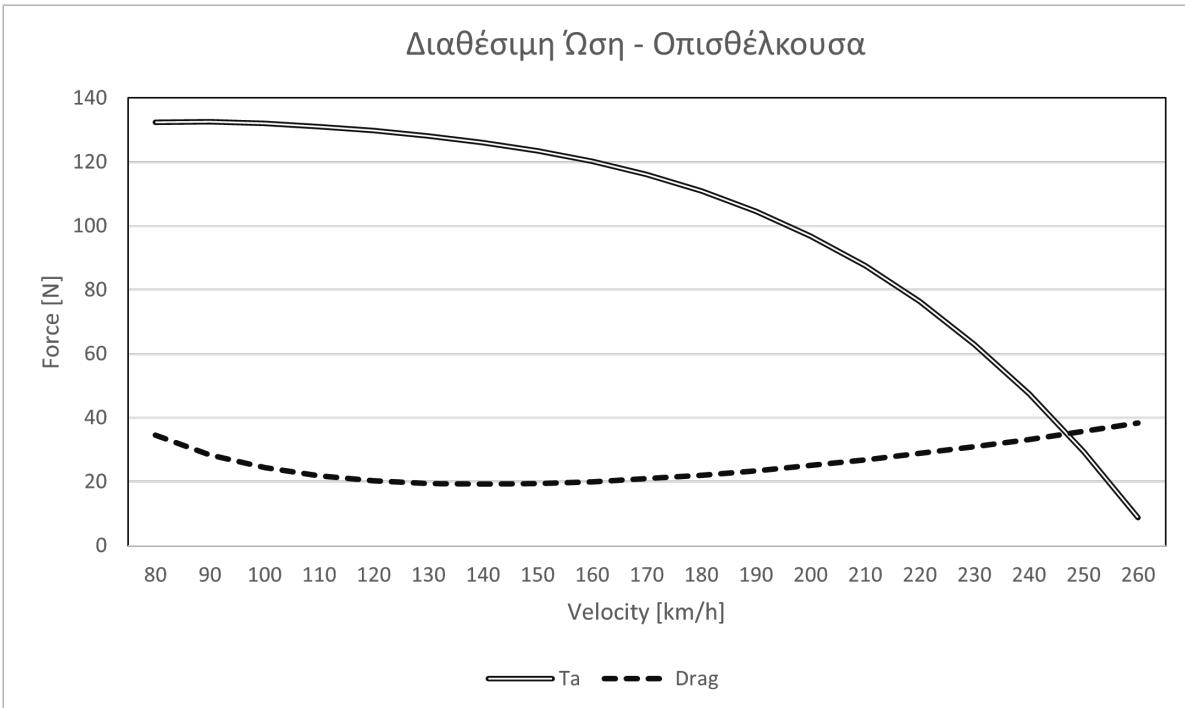
3.

$$D = C_D \cdot 0.5 q_\infty S_{ref} \quad (2.36)$$

4.

$$T = \frac{550 \cdot bhp \cdot \eta_{prop}}{V_\infty} \quad (2.37)$$

Ενδεικτικά παρουσιάζεται παρακάτω το αντίστοιχο διάγραμμα μίας εκ των διατάξεων του υπό μελέτης αεροσκάφους:



Σχήμα 2.14: Γεωμετρικός προσδιορισμός μέγιστης ταχύτητας

2.4.3 Ουδέτερο σημείο και Συντελεστής απόσβεσης

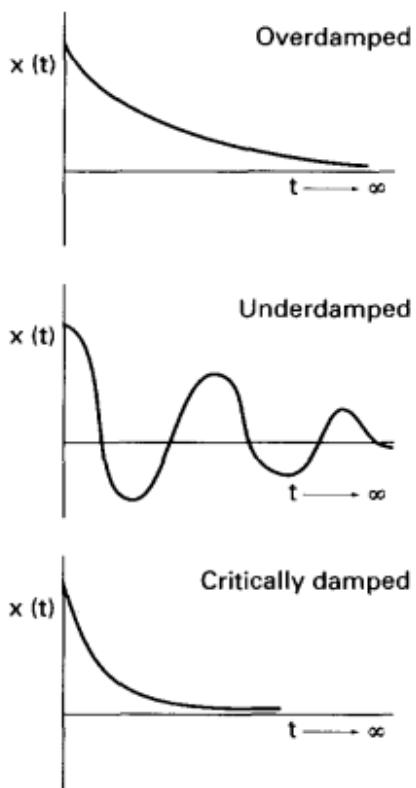
Με βάση όσα αναλύθηκαν στην ενότητα της διαμήκους ευστάθειας, στην παρούσα ενότητα θα παρουσιαστούν τα μεγέθη στατικής και δυναμικής ευστάθειας που επιλέχθηκαν προς βελτιστοποίηση. Συγκεκριμένα, δίνεται έμφαση στο ουδέτερο σημείο (*neutral point*), το οποίο σχετίζεται με τη στατική ευστάθεια, και στον συντελεστή απόσβεσης (*damping ratio*) ζ , ο οποίος αποτελεί βασικό μέγεθος της δυναμικής ευστάθειας.

Το ουδέτερο σημείο αντιπροσωπεύει, το σημείο εκείνο που αν τοποθετηθεί εκεί το κέντρο βάρους του αεροσκάφους το τελευταίο θα είναι ουδέτερα ευσταθές, δηλαδή στο ουδέτερο σημείο μία διαταραχή της γωνίας προσβολής ούτε επαναφέρει το αεροσκάφος στην αρχική κατάσταση (πράγμα που θα έκαναν ένα στατικά ευσταθές αεροσκάφος) αλλά και ούτε θα αποκλίνει περαιτέρω (ασταθή συμπεριφορά). Στην παρούσα φάση του *design*, εργαλεία υπολογιστικής ρευστομηχανικής παρέχουν ικανοποιητικές προσεγγίσεις αυτού του σημείου. Στην προκείμενη έρευνα, το εν λόγο σημείο βρέθηκε μέσω αναλύσεων υπολογιστικής ρευστομηχανικής (*CFD*) για διάφορες γωνίες προσβολής. Βρίσκεται στο σημείο της γραμμής συμμετρίας (*centerline*) του αεροσκάφους, όπου η αεροδυναμική ροπή παραμένει αμετάβλητη παρά τις μεταβολές της γωνίας προσβολής.

Ο υπολογισμός του συντελεστή απόσβεσης όσο και της συχνότητας ω υπολογίζονται βάση την θεωρία μικρών διαταραχών, όπως αναλύθηκε στο αντίστοιχο κεφάλαιο.

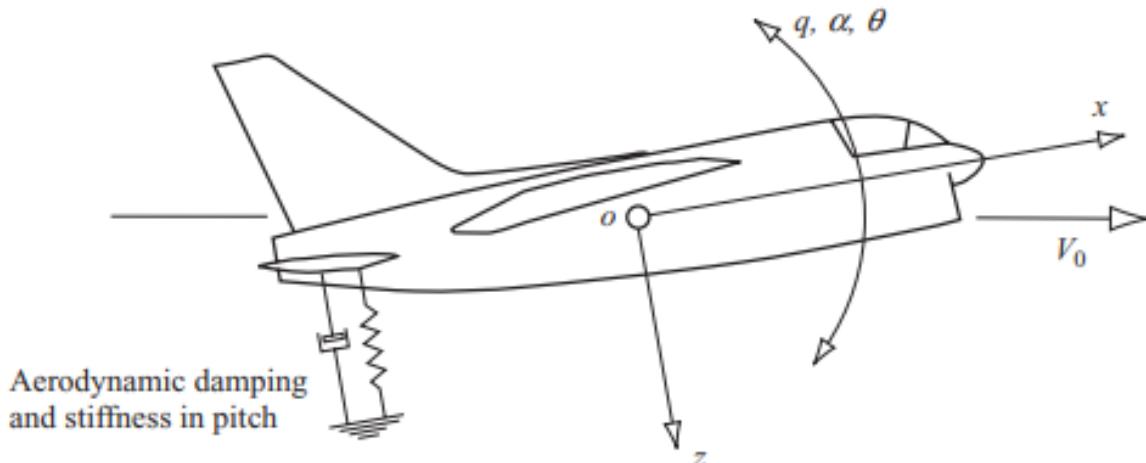
	<i>Long period (phugoid)</i>	<i>Short period</i>
<i>Frequency</i>	$\omega_{np} = \sqrt{\frac{-Z_u g}{u_0}}$	$\omega_{nsp} = \sqrt{\frac{Z_\alpha M_q}{u_0} - M_\alpha}$
<i>Damping ratio</i>	$\zeta_p = \frac{-X_u}{2\omega_{np}}$	$\zeta_{sp} = \frac{-(M_q + \dot{M}_\alpha) + \frac{Z_\alpha}{u_0}}{2\omega_{nsp}}$

Η παρούσα ανάλυση, επικεντρώνεται στα χαρακτηριστικά της μικρής περιόδου.



Ο συντελεστής απόσβεσης ζ αποτελεί επίσης παράμετρο βελτιστοποίησης. Ο συντελεστής απόσβεσης στην ευστάθεια κατά τον διαμήκη άξονα (*pitch*) ενός αεροσκάφους αναφέρεται στην ικανότητα του αεροσκάφους να μειώνει τις ταλαντώσεις του μετά από μια διαταραχή. Ένας υψηλός συντελεστής απόσβεσης σημαίνει ότι το αεροσκάφος επανέρχεται γρήγορα και ουαλά στη σταθερή του θέση, ενώ ένας χαμηλός συντελεστής μπορεί να οδηγήσει σε παρατεταμένες ή αυξανόμενες ταλαντώσεις. Η σωστή απόσβεση είναι κρίσιμη για την ασφαλή και άνετη πτήση.

Σχήμα 2.15: Διάφορες περιπτώσεις απόσβεσης, [19]



Σχήμα 2.16: Ανάλογο ταλάντωσης, [8]

2.5 Υπολογιστική Ρευστομηχανική

Η βασική προσέγγιση στη μελέτη των ρευστοδυναμικών φαινομένων στηρίζεται στην επίλυση των διαφορικών εξισώσεων, κυρίως των Navier-Stokes, οι οποίες περιγράφουν τη ροή των ρευστών λαμβάνοντας υπόψη παράγοντες όπως το ιξώδες, η πίεση και οι εξωτερικές δυνάμεις. Για την επίλυση αυτών των εξισώσεων, χρησιμοποιούνται αριθμητικές τεχνικές όπως η μέθοδος πεπερασμένων στοιχείων, η μέθοδος πεπερασμένων όγκων και η μέθοδος πεπερασμένων διαφορών. Στην αεροδυναμική εφαρμογή, το εργαλείο αυτό χρησιμοποιείται τόσο για την εξαγωγή αποτελεσμάτων λύνοντας πεδία πιέσεων όσο και για τον σχεδιασμό και την βελτιστοποίηση.

2.5.1 Μορφοποίηση πλεγμάτων

Η μορφοποίηση πλέγματος (morph) αποτελεί μια θεμελιώδη διαδικασία στη μηχανική και στον υπολογιστικό σχεδιασμό, η οποία επιτρέπει την παραμόρφωση και προσαρμογή γεωμετριών ή πλεγμάτων (meshes) από ένα σύστημα συντεταγμένων σε ένα άλλο. Η μορφοποίηση πλέγματος στοχεύει στην ομαλή προσαρμογή και παραμόρφωση γεωμετριών, διασφαλίζοντας ότι η δομή και η ποιότητα των στοιχείων του πλέγματος παραμένουν αναλλοίωτες κατά τη διαδικασία μετάβασης από μια μορφή σε άλλη.

Ο J. Anderson, [3], περιγράφει τον μετασχηματισμό συντεταγμένων μέσω ενός συστήματος εξισώσεων που συνδέει το φυσικό και το υπολογιστικό πεδίο. Για λόγους συντομίας, παρουσιάζονται μόνο οι βασικές σχέσεις μετασχηματισμού, οι οποίες εκφράζουν τη σύνδεση μεταξύ των δύο συστημάτων συντεταγμένων:

$$\xi = \xi(x, y), \quad \eta = \eta(x, y) \quad (2.38)$$

$$x = x(\xi, \eta), \quad y = y(\xi, \eta) \quad (2.39)$$

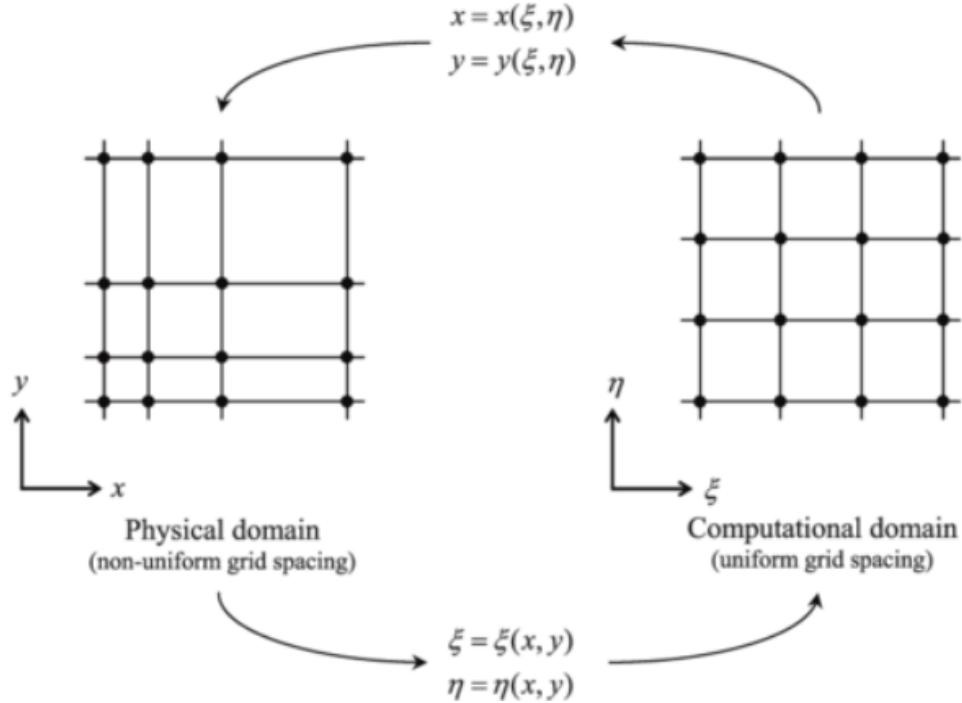
Η μεταβολή μεταξύ των δύο συστημάτων συντεταγμένων περιγράφεται μέσω του πίνακα Jacobi, ο οποίος εκφράζει πώς οι μεταβολές στο φυσικό πεδίο (x,y) επηρεάζουν το υπολογιστικό πεδίο (ξ, η):

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial \xi}{\partial x} & \frac{\partial \xi}{\partial y} \\ \frac{\partial \eta}{\partial x} & \frac{\partial \eta}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

Η ορίζουσα του πίνακα Jacobi, είναι κρίσιμο, καθώς προσδιορίζει τον βαθμό παραμόρφωσης του πλέγματος κατά τον μετασχηματισμό.

Στη σύγχρονη εποχή, η μορφοποίηση πλέγματος βρίσκεται ευρεία εφαρμογή σε λογισμικά όπως το ANSA της BETA CAE Systems, το οποίο χρησιμοποιεί προηγμένους αλγορίθμους morphing για τη βελτιστοποίηση σχεδιαστικών παραμέτρων και την προσαρμογή γεωμετριών στις απαιτήσεις των προσομοιώσεων. Το morphing και ο μετασχηματισμός πλέγματος που αναφέρθηκε παραπάνω (grid transformation) βασίζονται σε αντίστοιχη φιλοσοφία, καθώς και οι δύο στοχεύουν στη χαρτογράφηση και μεταφορά πληροφοριών μεταξύ διαφορετικών πεδίων. Ωστόσο, διαφέρουν στη μεθοδολογία

και την εφαρμογή: στο grid transformation γίνεται αλλαγή συντεταγμένων (μέσω των αντίστοιχων Ιακωβιανών – Jacobians) από ένα υπολογιστικό (αναφοράς) πεδίο σε ένα φυσικό πεδίο, χωρίς να μεταβάλλεται η ίδια η γεωμετρία του πλέγματος. Στο mesh morphing έχουμε άμεση παραμόρφωση της γεωμετρίας στο φυσικό πεδίο. Μετακινούνται δηλαδή οι κόμβοι του πλέγματος έτσι ώστε να προσαρμόζεται το πραγματικό σχήμα



Σχήμα 2.17: Μετασχηματισμός από το φυσικό στο υπολογιστικό πλέγμα, [3]

2.5.2 Μοντέλα Τύρβης

Κατά τις επιλύσεις τους, οι solvers λύνουν τις εξισώσεις συνέχειας, ορμής και ενέργειας που συγκροτούν τις εξισώσεις Navier-Stokes (N-S). Ωστόσο, η άμεση επίλυση αυτών των εξισώσεων για τυρβώδη ροή (Direct Numerical Simulation - DNS) είναι εξαιρετικά απαιτητική υπολογιστικά. Για τον λόγο αυτό, είναι απαραίτητη η χρήση μοντέλων τύρβης που προσεγγίζουν τα φαινόμενα της τύρβης με μικρότερο υπολογιστικό κόστος.

Ένα από αυτά τα μοντέλα είναι των Spalart–Allmaras (SA), [27], το οποίο χρησιμοποιείται στην παρούσα έρευνα λόγω των εξής πλεονεκτημάτων: παρουσιάζει χαμηλό υπολογιστικό κόστος, καθώς αποτελεί ένα απλοποιημένο μοντέλο τύρβης με μία μόνο εξίσωση μεταφοράς, καθιστώντας το ιδανικό για πολύπλοκες γεωμετρίες. Προσφέρει καλή ακρίβεια σε αεροδυναμικές εφαρμογές, καθώς έχει σχεδιαστεί για εξωτερικές ροές με οριακά στρώματα χωρίς σημαντικό διαχωρισμό. Τέλος, χαρακτηρίζεται από ευκολία σύγκλισης, επιτυγχάνοντας γρήγορη και σταθερή επίλυση.

Κεφάλαιο 3

Μεθοδολογία

3.1 Μέθοδος Taguchi

Όπως προαναφέρθηκε (3.5), οι αναλύσεις βελτιστοποίησης σε προβλήματα της μηχανικής συχνά απαιτούν τόσο την χρήση πολλών σχεδιαστικών παραμέτρων όσο και την επιλογή μεγάλου εύρους επιπέδων αυτών.

Στην παρούσα μελέτη, σχεδιαστικοί παράμετροι αποτελούν το διαταγμά, η γωνία οπισθόκλισης και ο λόγος εγκλεισμού, τα επίπεδα των οποίων λαμβάνονται από την προγενέστερη αντίστοιχη έρευνα και φαίνονται στον παρακάτω πίνακα.

Parameter	Levels		
λ	0.40	0.45	0.50
AR	7.5	8.0	8.5
Λ	30	33	35

Πίνακας 3.1: Παράμετροι και τα επίπεδά τους

Στην περίπτωση αυτή ένα πλήρες παραγοντικό πείραμα, θα χρειαζόταν 27 διαφορετικές διατάξεις, αυξάνοντας υπερβολικά το υπολογιστικό κόστος. Για αυτόν το λόγο, ακολουθώντας την μέθοδο Taguchi χρησιμοποιείται ο ορθογώνιος πίνακας L9 (orthogonal arrays), για την μείωση του αριθμού των απαιτούμενων πειραμάτων, διατηρώντας παράλληλα την ικανότητα να αναλύσουμε τις κύριες επιδράσεις των παραμέτρων.

Πίνακας 3.2: L9 ορθωγώνιος πίνακας

Run	Factor A	Factor B	Factor C
1	1	1	1
2	1	2	2
3	1	3	3
4	2	1	2
5	2	2	3
6	2	3	1
7	3	1	3
8	3	2	1
9	3	3	2

Έτσι, προκύπτουν 9 διαφορετικές διατάξεις του RX-3, οι οποίες αποτελούν και το χώρο σχεδιασμού της βελτιστοποίησης. Τέλος για την αξιόπιστία των αποτελεσμάτων του πειράματος διεξάγεται ανάλυση λόγου 'σηματος προς θόρυβο'. Μέσω της ανάλυσης αυτής, μπορούμε να διασφαλίσουμε ότι τα αποτελέσματα είναι αξιόπιστα και σταθερά, μειώνοντας την επίδραση της μεταβλητότητας και των λαθών στην πειραματική διαδικασία. Ο *Taguchi* εισήγαγε τον λόγο *S/N*(Signal – to – Noise) ως μέτρο ποιότητας, σχετικό με τη συνάρτηση κόστους, [17]. Η μεγιστοποίηση του μειώνει τις απώλειες της διαδικασίας και βοηθά στον καθορισμό των βέλτιστων συνθηκών λειτουργίας.

Ο λόγος *S/N* υπολογίζεται ανάλογα με τον στόχο της ανάλυσης:

- *Smaller – the – better:*

$$S/N = -10 \log_{10} \left(\frac{1}{n} \sum y^2 \right)$$

- *Nominal – the – better:*

$$S/N = -10 \log_{10} \left(\frac{1}{n} \sum \frac{\bar{Y}}{S_Y^2} \right)$$

- *Bigger – the – better:*

$$S/N = -10 \log_{10} \left(\frac{1}{n} \sum \frac{1}{y^2} \right)$$

Όπου \bar{Y} είναι η μέση τιμή, S_Y^2 η διακύμανση, n ο αριθμός παρατηρήσεων και y τα δεδομένα.

3.2 Δημιουργία διατάξεων

Βασική προϋπόθεση για την σωστή σύγκριση των αποτελεσμάτων με την έρευνα στην οποία βασιζόμαστε είναι ότι οι παράμετροι σχεδιασμού μεταβάλλονται με τον

ίδιο τρόπο όπως στην έρευνα.

Συγκεκριμένα, οι παράμετροι μεταβάλλονται με τέτοιο τρόπο ώστε να μην επηρεάζει η μία την άλλη. Όπως ακριβώς και στην προγενέστερη έρευνα, [11], μοναδικό μέγεθος που αλλάζει για την δημιουργία των διατάξεων είναι το εκπέτασμα σε κάθε περίπτωση, ενώ παράλληλα η χορδή στην 'ρίζα' (Croot) παραμένει σταθερή. Η διαδικασία που ακολουθείται είναι η εξής:

1. Επιλογή επιθυμητού λόγου εγκλεισμού λ
2. Διαμόρφωση εκπετάσματος για προκύψει το επιθυμητό διάταμα AR

$$(C_{\text{root}} - C_{\text{root}} \cdot \lambda) \cdot AR = b \quad (3.1)$$

3. Επιλογή επιθυμητής γωνίας οπισθόκλισης Λ

Παρακάτω παρατίθεται ο πίνακας με τα σενάρια και τις παραμέτρους σχεδιασμού τους:

SCENARIO	Λ (deg)	AR	λ	WingSpan (mm)
1	30	7.5	0.4	5479.95
2	30	8	0.45	6054.04
3	30	8.5	0.5	6654.225
4	33	7.5	0.45	5675.6625
INITIAL (5)	33	8	0.5	6300
6	33	8.5	0.4	6210.61
7	35	7.5	0.5	5871.375
8	35	8	0.4	5845.28
9	35	8.5	0.45	6432.4175

Table 3.3: Πίνακας που αναπαριστά σενάρια με παραμέτρους, Λόγο Διατάματος (AR) και εκπέτασμα.

3.3 Προ επεξεργασία

3.3.1 Πλεγματοποίηση

Αρχική διάταξη που πλεγματοποιήθηκε είναι το μισό συμμετρικό του TS5, του οποίου η γεωμετρία λήφθηκε έτοιμη σε μορφή CAD από την αντίστοιχη έρευνα που έγινε με παραμετρικό CAD. Η δημιουργία του πλέγματος έγινε εξολοκλήρου μέσω του λογισμικού ANSA της BETA CAE Systems.

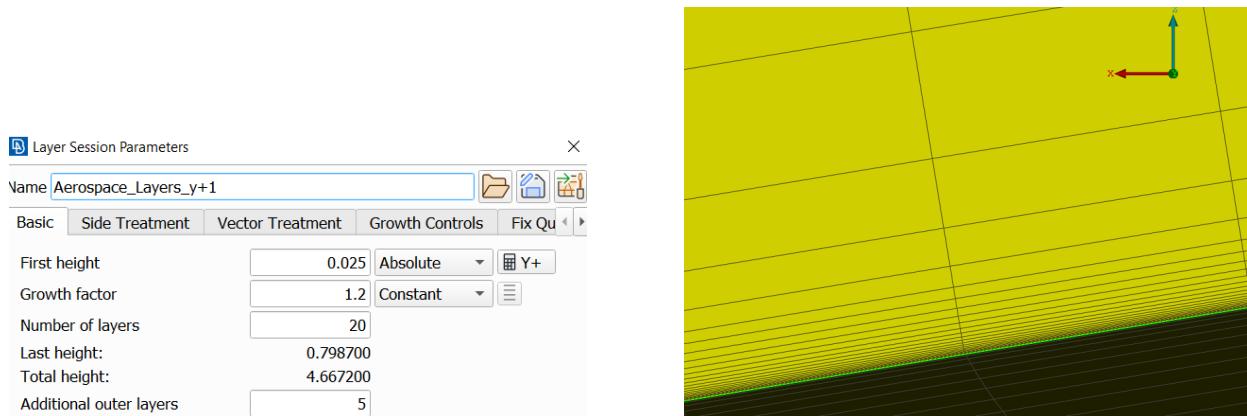
Κατά την λήψη του TS5, σημειώθηκαν ορισμένες παρεμβάσεις όπως η περιστροφή του αεροσκάφους με σκοπό η διεύθυνση Z+ να δείχνει 'κάτω', η δημιουργία μικρότερων faces για την εξασφάλιση ευκολότερου χειρισμού των morphed PID's, καθώς και η αυτοματοποιημένη διαδικασία αναγνώρισης χαρακτηριστικών περιοχών του αεροσκάφους όπως ακμές φυγής, ακμές προσβολής και αιχμηρές ακμές.

Κατόπιν, δημιουργήθηκε ορθογώνιος όγκος ελέγχου για την κάλυψη των ροικών φαινομένων γύρω από το αεροσκάφος. Η εκλογή των διαστάσεων αυτού είναι απαραίτητη για την επιτυχή μοντελοποίηση των ροικών φαινομένων όπως ο σχηματισμός του απόρου και των δινών ακροπτερυγίου και εκλέγονται εμπειρικά. Οι διαστάσεις του παρατίθενται παρακάτω στον πίνακα

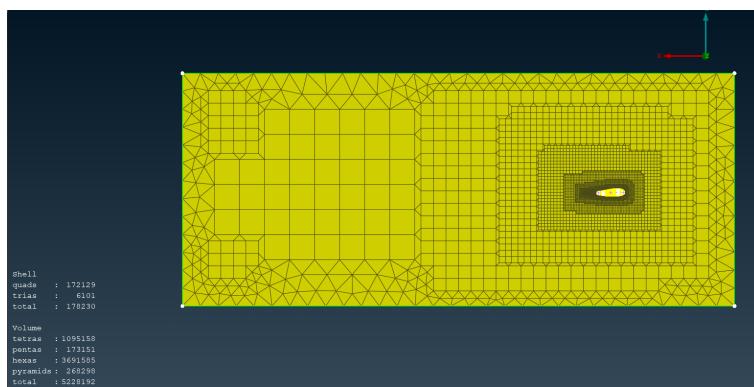
Διεύθυνση	Μέτρο
X+	15b
X-	4b
Y+	3b
Z+	4b
Z-	4b

Πίνακας 3.4: Διαστάσεις όγκο ελέγχου

Σημαντικό είναι να αναφερθεί η μοντελοποίηση του οριακού στρώματος. Συγκεκριμένα, το πλέγμα όγκου πυκνώνει έντονα στην περιοχή κοντά στην επιφάνεια του αεροσκάφους, μέσω ζωνών πύκνωσης (Buffer Zones). Παράλληλα καίριο ρόλο παίζει η επιλογή των διαστάσεων του πρώτου κελιού πάνω από την επιφάνεια, καθώς όπως προαναφέρθηκε στο 3.4 η αδιάστατη απόσταση y+ εξασφαλίζει την σωστή εφαρμογή του μοντέλου τύρβης. Η τιμή του y+ για το πρώτο κελί εκλέγεται αυτοματοποιημένα από το ANSA λαμβάνοντας υπόψιν παραμέτρους της ελεύθερης ροής.

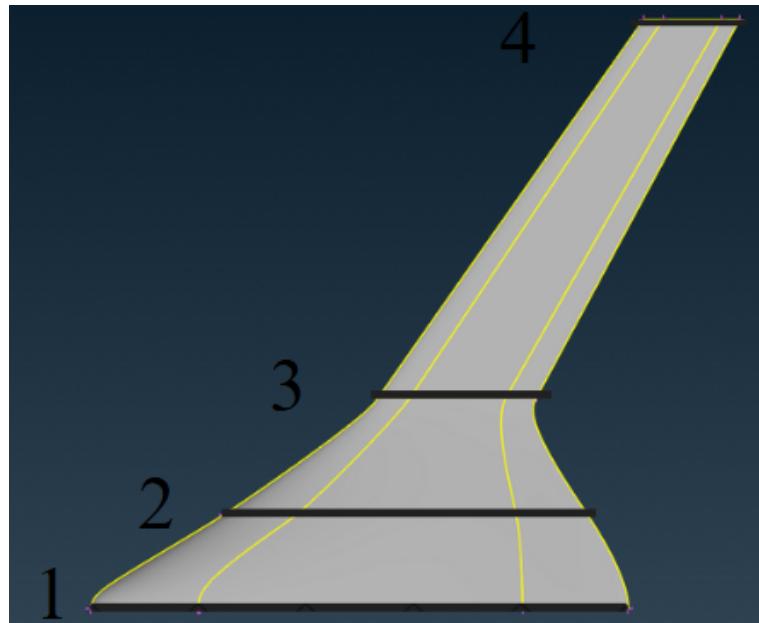


Σχήμα 3.1: Προσθήκη διάστασης πρώτου κελιού και διαστρωμάτωση κελιών πάνω από την επιφάνεια.



Σχήμα 3.2: Όγκος ελέγχου

Τέλος, οφείλεται να διευκρινιστούν τα δημιουργούμενα 'πρόσωπα' (faces) που ορίστηκαν ως PID's, καθώς και Frames όπου ο ρόλος τους είναι καίριος για την μορφοποίηση πλέγματος όσο και για την μετέπειτα σύγχριση μεταξύ δημιουργούμενων διατάξεων με μορφοποίηση πλέγματος και ήδη υπάρχων.



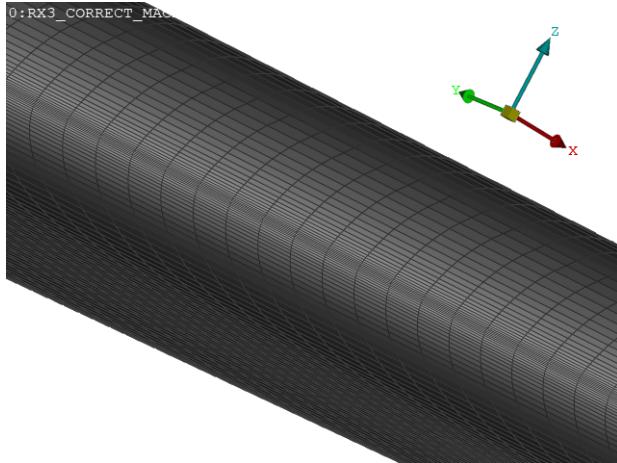
Σχήμα 3.3: Απεικόνιση δημιουργούμενων

3.3.2 Προσαρμογή πλέγματος σε πρότυπο προτεινόμενο από τη βιομηχανία (Φάση II)

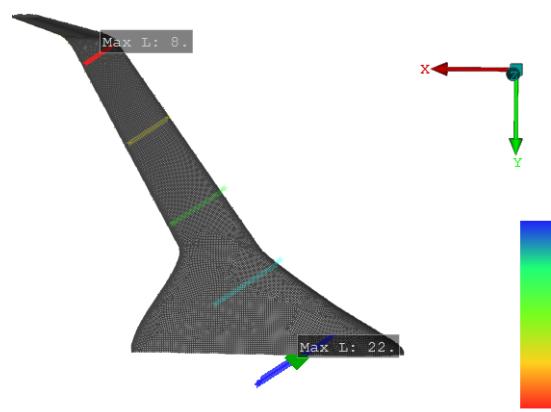
Ακολουθώντας τις οδηγίες πλεγματοποίησης από τις νέες οδηγίες της αεροδιαστημικής βιομηχανίας και βάσει του CRM (Common Research Model), το πλέγμα χαρακτηρίζεται από τετράεδρα επιφανειακά στοιχεία ενώ παράλληλα παρουσιάζει ανισοτροπία, δηλαδή διαφοροποίηση των κελιών ανάλογα με τη διεύθυνση. Στην ακμή προσβολής

και φυγής (leading edge - trailing edge): Η ανισοτροπία επιτρέπει ανάλυση των κλίσεων πίεσης στην κατεύθυνση z , διατηρώντας ακρίβεια στη ροή χωρίς περιττή χρήση υπολογιστικών πόρων.

Κατά μήκος του εκπετάσματος του φτερού (wing span): Από τη γραμμή συμμετρίας έως την άκρη του winglet, το πλέγμα προσαρμόζεται ώστε να αποτυπώνει σωστά φαινόμενα όπως οι στροβιλισμοί (tip vortices) και η ανάπτυξη του οριακού στρώματος.



Σχήμα 3.4: Πλέγμα στην ακμή προσβολής



Σχήμα 3.5: Ανισοτροπία σε όλο το αεροσκάφος

Αυτές οι στρατηγικές ανισοτροπίας διασφαλίζουν την ακρίβεια της προσομοίωσης στις κρίσιμες περιοχές του αεροσκάφους, ενώ παράλληλα ελαχιστοποιείται το συνολικό υπολογιστικό κόστος.

3.3.3 Μορφοποίηση πλέγματος (Φάση III)

Για την μορφοποίηση πλέγματος αξιοποιήθηκε το εργαλείο Direct Morph στις επιλογές Morph του ANSA. Πρόκειται για ένα σχετικά σύγχρονο εργαλείο, το οποίο ξεχωρίζει για τη λιγότερο σύνθετη και πιο απευθείας χρήση του σε σύγκριση με την παλαιότερη μέθοδο του Box Morphing. Η απλότητα και η ευκολία που προσφέρει το Direct Morph καθιστούν τη διαδικασία πιο άμεση και φιλική προς τον χρήστη. Ωστόσο, αξίζει να σημειωθεί ότι για πιο σύνθετες γεωμετρικές τροποποιήσεις, η μέθοδος του Box Morph εξακολουθεί να είναι απαραίτητη, καθώς παρέχει μεγαλύτερη ευελιξία στον έλεγχο των αλλαγών.

Στην περίπτωσή μας, οι απαιτούμενες αλλαγές στις παραμέτρους σχεδιασμού ήταν τέτοιες που επέτρεψαν τη χρήση του απλούστερου και ταχύτερου Direct Morphing, διευκολύνοντας την υλοποίηση των μορφοποιήσεων.

3.3.3.1 Στοιχεία Morph

Κατά τη διαδικασία του Direct Morph, χρησιμοποιούνται δύο βασικές κατηγορίες στοιχείων, τα Control Entities και τα Morph Entities, τα οποία συνεργάζονται αρμονικά για την τροποποίηση του πλέγματος. Τα **Control Entities** λειτουργούν ως τα στοιχεία ελέγχου που μετακινούνται στον χώρο σύμφωνα με τα διανύσματα και το μέτρο που ορίζουμε. Αυτές οι μετακινήσεις καθοδηγούν την επιθυμητή παραμόρφωση

του μοντέλου. Από την άλλη, τα **Morph Entities** αποτελούν τα στοιχεία του πλέγματος που προσαρμόζονται, ακολουθώντας τις αλλαγές των Control Entities, ώστε να επιτευχθεί η απαραίτητη κίνηση με σεβασμό στην ποιότητα του πλέγματος.

Επιπλέον, καθορίζονται τα λεγόμενα **Bounds**, τα οποία θέτουν όρια στις περιοχές που επηρεάζονται από το morphing. Αυτά τα όρια εξασφαλίζουν ότι το πλέγμα δεν παραμορφώνεται πέρα από τις επιθυμητές περιοχές, διατηρώντας την ακρίβεια και τη γεωμετρική σταθερότητα του μοντέλου, [6].

3.3.3.2 Τύποι Κινήσεων

Κατά την εφαρμογή του Direct Morph, αξιοποιήθηκαν τρεις τύποι κινήσεων: **Translate**, **Scale** και **Edge Fit**. Η επιλογή του **Translate** έδωσε τη δυνατότητα να μετακινηθούν τα Control Entities κατά μήκος συγκεκριμένων αξόνων, εξασφαλίζοντας ευθείες μετατοπίσεις σε στοχευμένες περιοχές του πλέγματος. Το **Scale**, από την άλλη, χρησιμοποιήθηκε για την αλλαγή του μεγέθους του μοντέλου, είτε ομοιόμορφα είτε σε επιλεγμένες κατευθύνσεις, προσφέροντας ευελιξία στην προσαρμογή των διαστάσεων. Τέλος, το **Edge Fit** αποτέλεσε ένα πολύτιμο εργαλείο για την προσαρμογή του πλέγματος σε επιθυμητές καμπύλες ή όρια, επιτυγχάνοντας μεγαλύτερη γεωμετρική ακρίβεια και λεπτομέρεια στις αλλαγές.

Design Parameters	MOVE TYPE		
	Translate	Scale	Edge Fit
Tapper Ratio [λ]		✓	
Aspect Ratio [AR]	✓		
Sweep Angle [Λ]	✓		
Corrections		✓	✓

Table 3.5: Πίνακας που παρουσιάζει τις παραμέτρους σχεδίασης και τους αντίστοιχους τύπους κίνησης

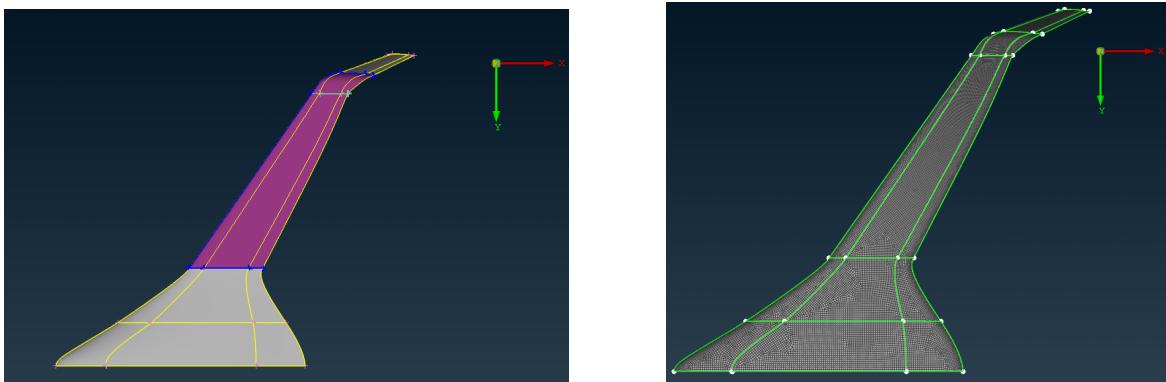
Στη παρακάτω παράγραφο θα περιγραφεί βήμα βήμα η πορεία για την εξαγωγή της διάταξης TS1, έχοντας σαν εναρκτήρια την διάταξη TS5, καθώς είναι αυτή με την εντονότερη διαφορά από την αρχική. Κρίνεται, ωστόσο, απαραίτητο να αναφερθεί τόσο η αρχική όσο και η τελική προσέγγιση για τον σχεδιασμό του TS1 από το TS5. Για τις υπόλοιπες διατάξεις δίνονται οι σχετικές πληροφορίες σε πίνακες στο παράρτημα A.

3.3.3.3 Αρχική διαδιακασία για το TS1

Λόγος εγκλεισμού

Αρχικά θέτετε η αεροτομή στην κορυφή της πτέρυγας ως *control entity*. Ως σημείο που θα παραμείνει σταθερό επιλέγεται η ακμή προσβολής της αεροτομής. Δεδομένου ότι επιδιώκεται $\lambda = 0,4$, και πως το Croot παραμένει σταθερό, θέτετε ως βαθμό scale το 0.8.

Ως *Morph entities* ορίζονται τα PID's στην πτέρυγα, καθώς και η καμπύλη επιφάνεια που συνδέει την πτέρυγα με το ακροπτερύγιο. Τέλος, ως *Bounds* θέτονται η ακμή προσβολής της καμπύλης επιφάνειας και της πτέρυγας, με σκοπό να διατηρηθεί η γεωμετρία των ακμών αυτών, καθώς και το frame 3 για τον περιορισμό αλλαγών πλέγματος στην περιοχή εκείνη.



Σχήμα 3.6: Αποτελέσματα κίνησης.

Διάταμα

Για το Διάταμα χρησιμοποιείται η κίνηση 'Translate'. Η κίνηση μπορεί να παρομοιαστεί με την επιμήκυνση ή βράχυνση μήκους της πτέρυγας, 'τραβώντας' τις γεωμετρίες του winglet και της καμπύλης επιφάνειας που το συνδέει με την πτέρυγα.

Ως Control entities ορίζονται λοιπόν το winglet και η καμπύλη επιφάνεια των οποίων η κίνηση γίνεται παράλληλα στην ευθεία που ορίζει $c/4$ της πτέρυγας. Το μέτρο του ανύσματος ορίζεται ως εξής:

- Μετράμε το μήκος του ανύσματος που ορίζει το $c/4$ της πτέρυγας για το TS5: Morph Vector Length TS5

- Γνωρίζουμε πως το TS5 έχει $\Lambda = 33^\circ$. Μετράμε το μήκος του ανύσματος που ορίζει το c/4 της πτέρυγας για το εκπέτασμα του TS1:

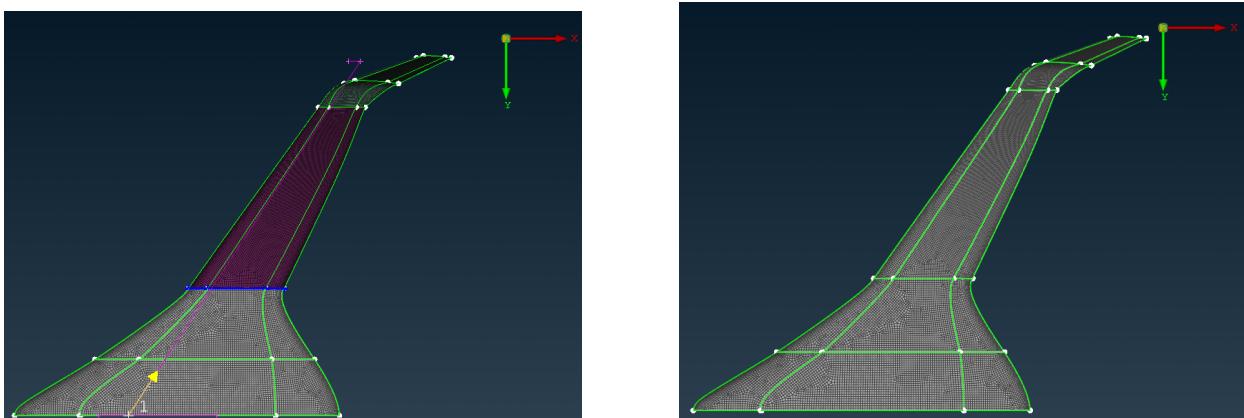
$$\text{Morph Vector Length TS1} = \frac{\text{wingspan} \cdot 0.5}{\cos(\text{Sweep Angle})} \quad (3.2)$$

- Το μέτρο λοιπόν που θα χρειαστεί να κάνουμε translate προκύπτει ως αφαίρεση των:

$$\text{Morph Vector Length TS1} - \text{Morph Vector Length TS5} = \text{Translate Value} \quad (3.3)$$

Τέλος ως Morph entities ορίζονται τα faces της πτέρυγας και ως bounds το frame 3.

Οι εικόνες παρακάτω φανερώνουν τα στοιχεία και τα αποτελέσματα.



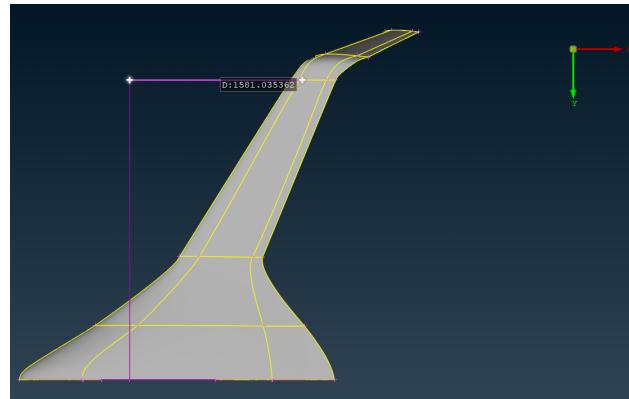
Σχήμα 3.7: Αποτελέσματα κίνησης.

Γωνία Οπισθόκλισης

Για την γωνία οπισθόκλισης χρησιμοποιείται και εδώ η κίνηση Translate. Η βασική πρόκληση αυτής της κίνησης είναι κατά την αλλαγή της γωνίας να μην επηρεάζεται το εκπέτασμα. Για αυτόν τον λόγο η κίνηση μπορεί να παρομοιαστεί σαν τη κίνηση του άκρου της πτέρυγας πάνω σε ράγα κατά μήκος του άξονα X.

Ως Control entities ορίζονται πάλι το winglet και η καμπύλη επιφάνεια, όπως ακριβώς στην περίπτωση του διατάματος, και σαν διάνυσμα μετατόπισης ο άξονας X. Το μέτρο του ανύσματος μετατόπισης βρίσκεται ως εξής:

- Σχηματίζεται ευθεία κάθετη από το 1/4 της χορδής στην ρίζα μέχρι το ύψος της χορδής στην κορυφή. Κατόπιν σχηματίζεται ευθεία παράλληλη στον άξονα X, μέχρι το 1/4 της χορδής της κορυφής. Μέτρηση αυτής της οριζόντιας απόστασης.



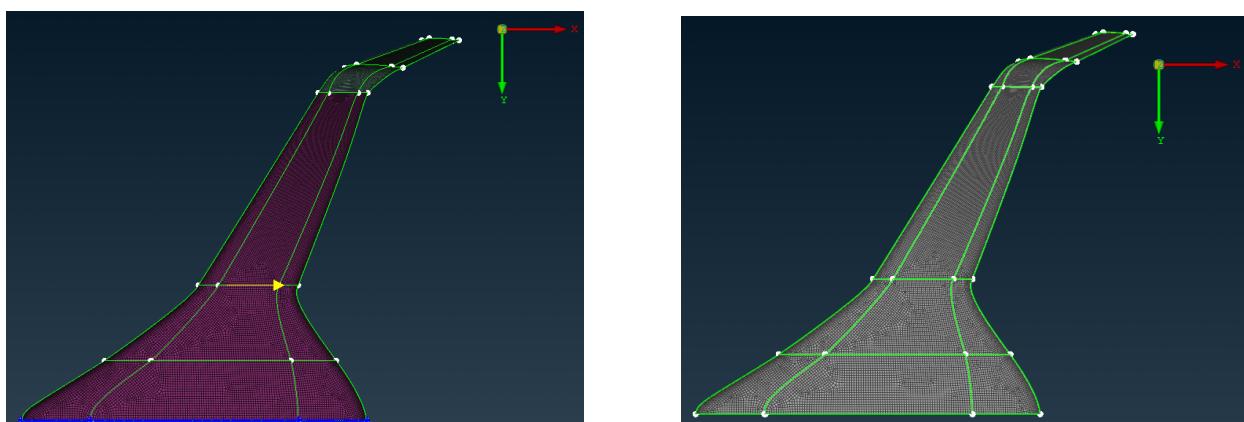
Σχήμα 3.8: TS5 horizontal distance.

- Κατόπιν υπολογίζεται η επιθυμητή αυτή οριζόντια απόσταση για την γωνία οπισθόκλισης του προς δημιουργία αεροσκάφους, στην περίπτωση μας το TS1 έχει $\Lambda = 30^\circ$.

$$\text{TS1 Horizontal Distance} = \tan(\text{Sweep Angle}) \cdot \frac{\text{wingspan}}{2} \quad (3.4)$$

- και τελικά το μέτρο της μετακίνησης προκύπτει ως:

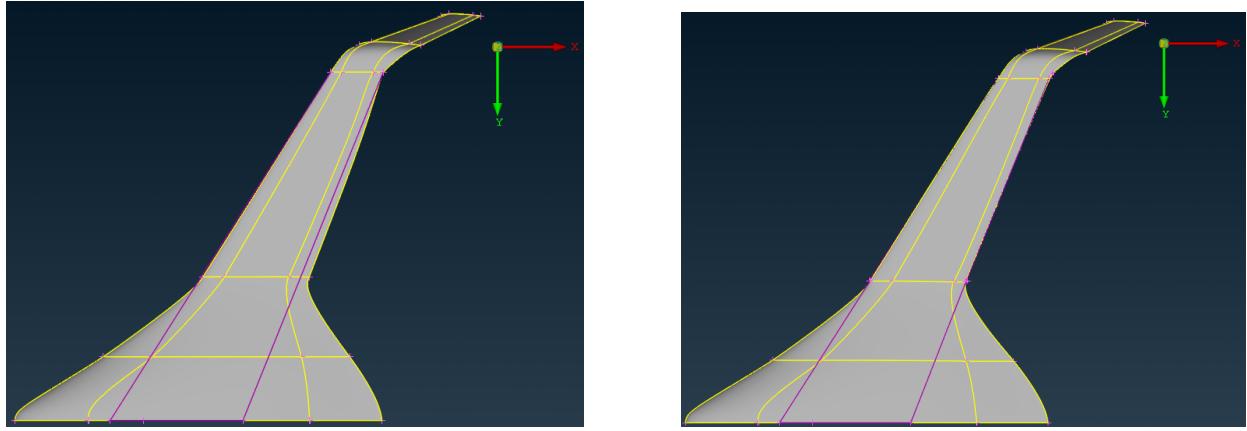
$$\text{TS1 Horizontal Distance} - \text{TS5 Horizontal Distance} = \text{Translate Value} \quad (3.5)$$



Σχήμα 3.9: Αποτελέσματα κίνησης.

Διορθώσεις

Όπως φαίνεται στις εικόνες , κατά την κίνηση scale υπάρχει έντονη παραμόρφωση της γεωμετρίας στην κορυφή της πτέρυγας. Καθίσταται απαραίτητη η μορφοποίηση της για την προσέγγιση της επιθυμητής γεωμετρίας. Γνωρίζοντας ότι η χορδή στην ρίζα παραμένει αμετάβλητη και πως η θέση της χορδής στην κορυφή είναι επίσης η επιθυμητή, γίνετε η χρήση της κίνησης edge fit για την διόρθωση της παραμορφωμένης γεωμετρίας, φέρνοντας ευθείες που συνδέουν την ακμή προσβολής και την ακμή φυγής των χορδών κορυφής και ρίζας.



Σχήμα 3.10: Αποτελέσματα κίνησης πριν (αριστερά) και μετά (δεξιά).

Παράλληλα, η κίνηση translate για την γωνία οπισθόκλισης επηρεάζει την γεωμετρία στην περιοχή του κεντρικού σώματος (center body) κοντά στην ακμή φυγής. Για τον λόγο αυτό , η κίνηση translate χρησιμοποιείται για την ποιοτική αποκατάσταση στην επιθυμητή γεωμετρία.

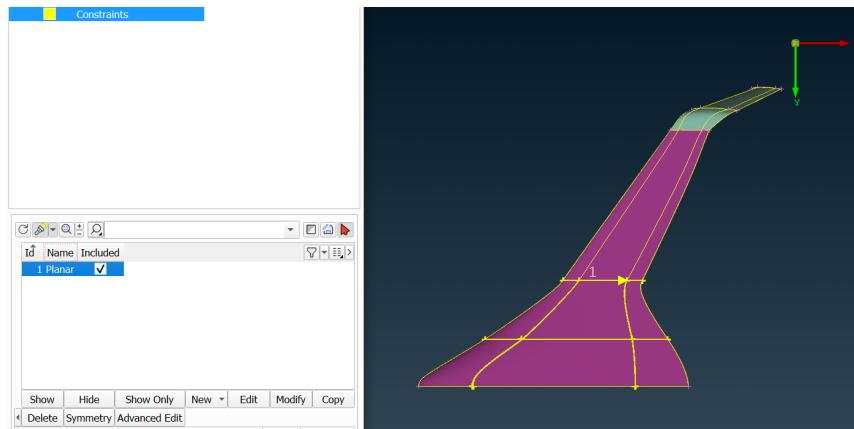
Η προσέγγιση αυτή έδειξε καλή σύγκριση μεταξύ της δημιουργούμενης και της υπάρχων γεωμετρίας, στο επίπεδο XY, όπως δηλαδή φαίνεται το αεροσκάφος από κάτωφη. Παρόλα' υπάρχει παραπάνω προσέγγιση δημιουργηση σημαντικές αποκλίσεις στις μορφές των αεροτομών κατά μήκος του εκπετάσματος του αεροσκάφους, συγκεκριμένα στο πάχος των αεροτομών και την καμπυλότητα τους, γεγονός που οδήγησε στη δεύτερη και τελική προσέγγιση που αναφέρεται παρακάτω.

3.3.3.4 Τελική διαδιακασία για το TS1

Στην επόμενη προσέγγιση δεν άλλαξαν καθόλου οι κινήσεις scale και translate για τον λόγο εγκλεισμού και το διάταμα αντίστοιχα ενώ για την κίνηση της οισθόκλισης η φιλοσοφία παρέμεινε ίδια με την διαφορά ότι λήφθηκαν παραπάνω περιορισμοί στην κίνηση. Η μεγάλη διαφορά έγινε στο κομμάτι των διορθώσεων. Σημειώθηκαν οι παρακάτω αλλαγές:

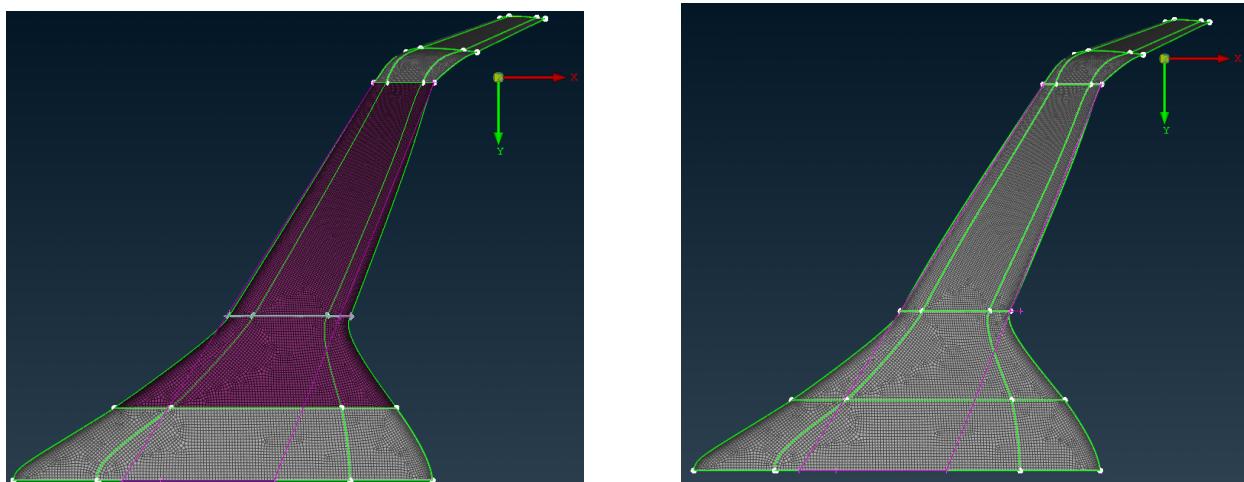
1. Κατά την κίνηση translate για την γωνία οπισθόκλισης ορίσθηκαν με την εντολή planar οι ελεύθερες ακμές, Coons, στο κεντρικό σώμα του αεροσκάφους , να

παραμένουν στο ίδιο επίπεδο XY κατά τις κινήσεις. Δηλαδή να μην αλλάζουν η καμπυλότητα και το πάχος των αεροτομών του κύριου σώματος



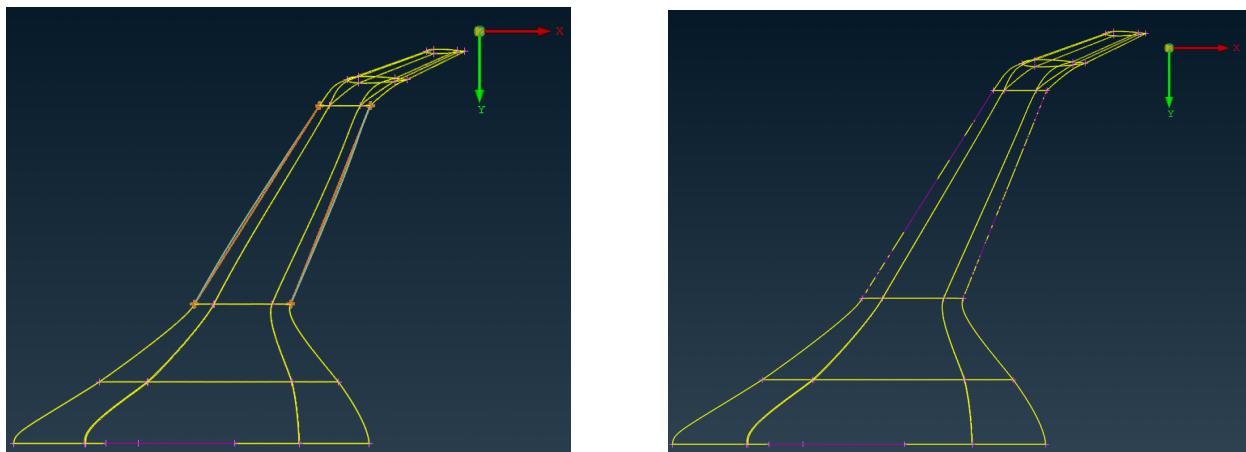
Σχήμα 3.11: Περιορισμοί κίνησης στο περιβάλλον του λογισμικού

- Για το κομμάτι των διορθώσεων αξιοποιήθηκε περισσότερο η εντολή scale και ελάχιστα η εντολή Edge Fit. Συγκεκριμένα, αρχικά το μήκος της χορδή του Frame 2 προσαρμόστηκε στις διαστάσεις της επιθυμητής γεωμετρίας, ενώ παράλληλα η θέση του Frame 3 μεταβλήθηκε προς την σωστή θέση, που καθορίζουν οι χορδές κορυφής και ρίζας, επίσης από την ίδια εντολή scale. Τέλος για την, 'ευθυγράμμιση' των ακμών προσβολής και ακμών φυγής έγινε χρήση της εντολής Edge Fit.



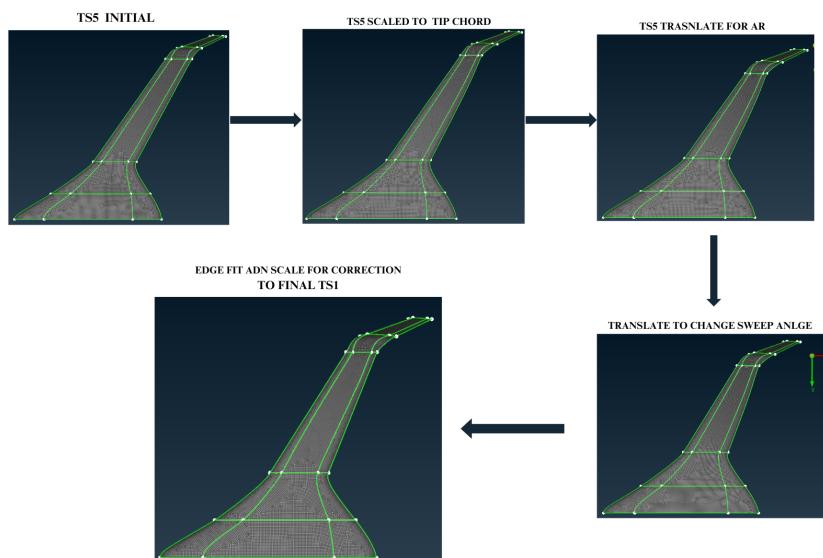
Σχήμα 3.12: Αποτελέσματα κίνησης πριν (αριστερά) και μετά (δεξιά).

Με αυτόν τον τρόπο διατηρήθηκαν τα βασικά χαρακτηριστικά των αεροτομών,



Σχήμα 3.13: Αποτελέσματα κίνησης πριν (αριστερά) και μετα (δεξιά).

όπως η θέση της ακμής φυγής , το πάχος και η καμπυλότητα τους σε επιθυμητές θέσεις.

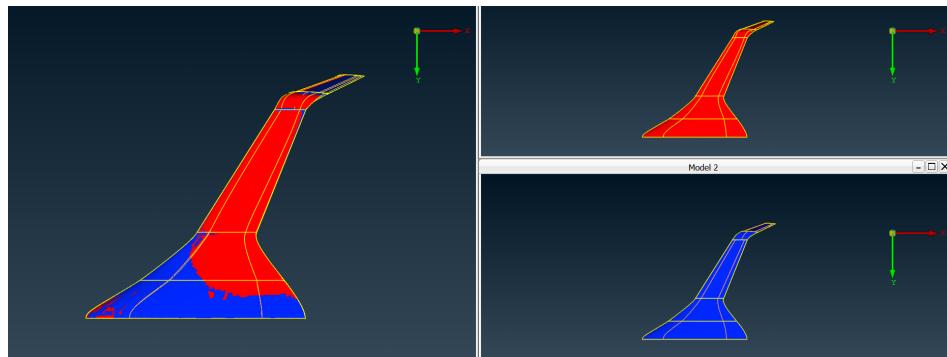


Σχήμα 3.14: Σχεδιάγραμμα σύνοψης για την δημιουργία TS1

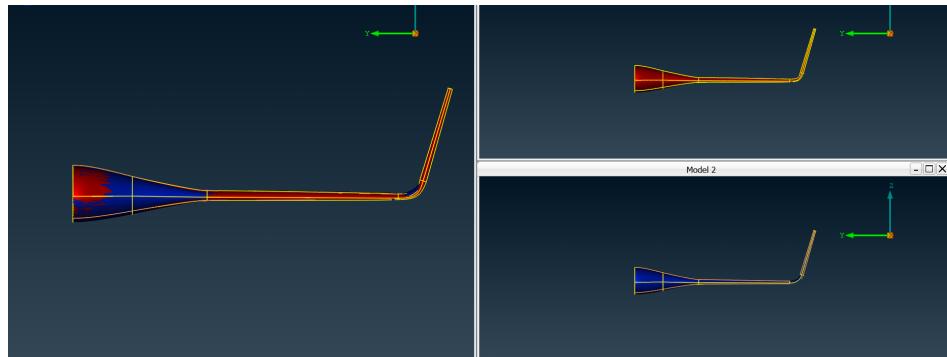
3.3.4 Σύγκριση Φάση II - Φάση III (CAD - Morph)

Για την σύγκριση των δύο μοντέλων χρησιμοποιήθηκε το ίδιο λογισμικό προεπεξεργαστή. Η σύγκριση βασίστηκε:

- Στην ομοιότητα των μοντέλων στη επίπεδο XY και YZ (σε κάτοψη και πλάγια όψη)



Σχήμα 3.15: XY YZ



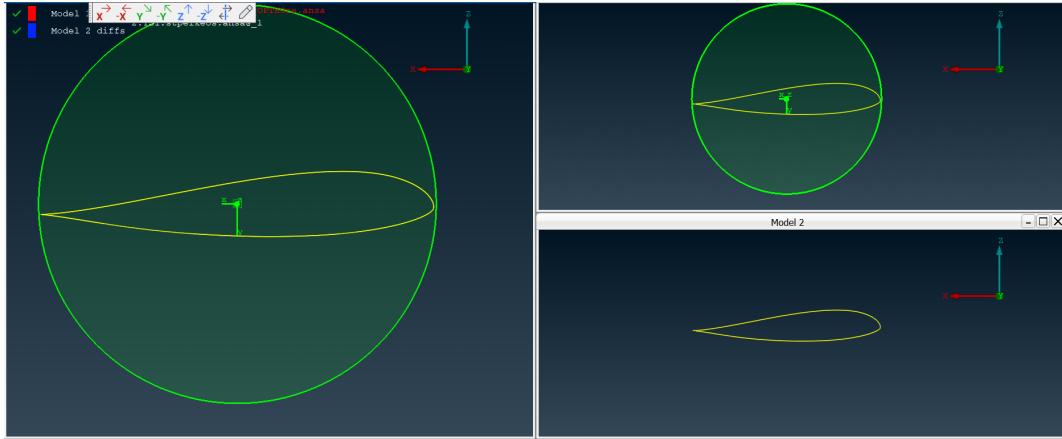
Σχήμα 3.16: XY YZ

Σύμφωνα με τις αναλύσεις, παρατηρήθηκαν διαφορές στις δύο διατάξεις του αεροσκάφους, με μικρές χωρικές αποκλίσεις στα επίπεδα XY και YZ κάτω του 1% της τοπικής χορδής και 2-3% του μέγιστου πάχους τοπικής αεροτομής.

Επιπλέον, οι αλλαγές στα χρώματα στις εικόνες υποδηλώνουν μικροδιαφορές στο επίπεδο XZ, όπως αναφέρθηκε παραπάνω.

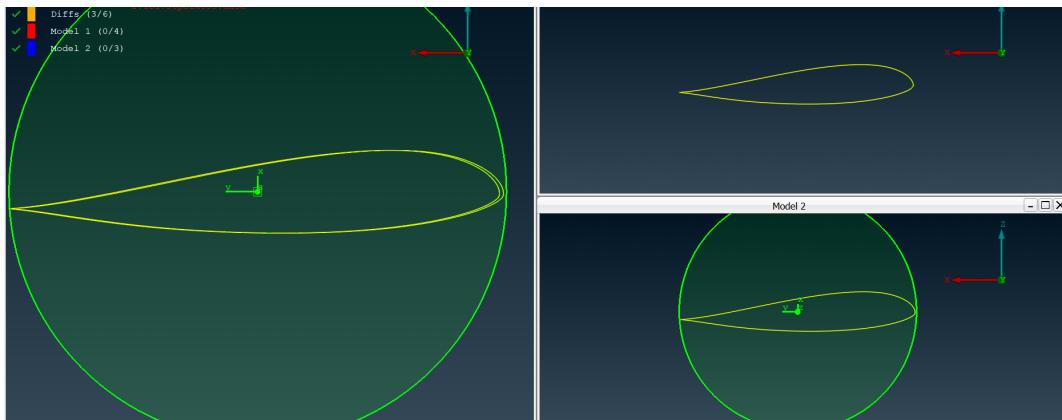
- Στην ομοιότητα των αεροτομών στις τομές των Frame 1, 2, 3, και 4, στο επίπεδο XZ.

- To Frame 1 παρέμεινε αμετάβλητο κατά της κινήσεις μορφοποίησης πλέγματος , για αυτό όπως φαίνεται παρακάτω στο σχήμα , δεν υπάρχουν διαφορές.



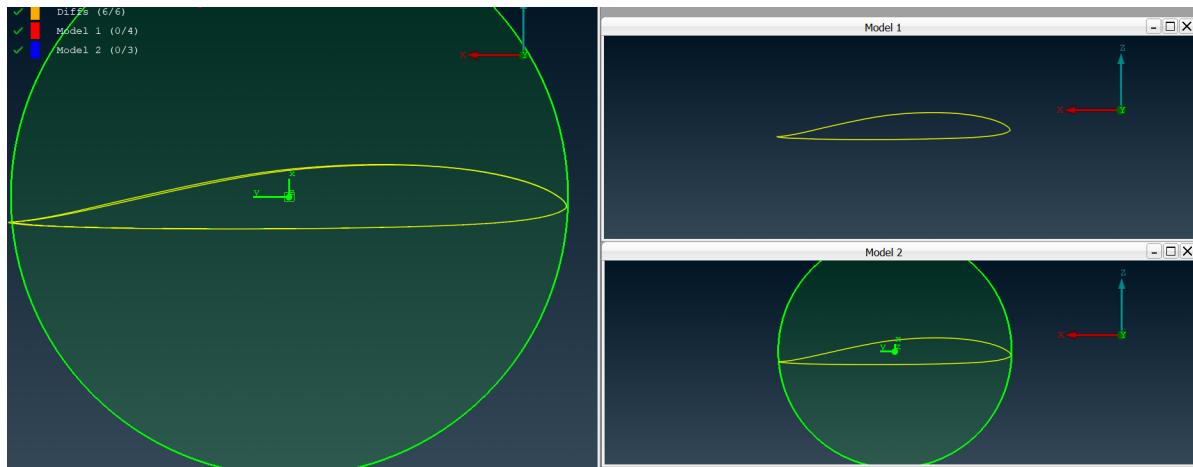
Σχήμα 3.17: Frame 1

- To Frame 2 , επίσης, παρουσίασε αμελητέες διαφορές δεδομένου πως κατά την κίνηση για την γωνία οπισθόκλισης περιορίσαμε τις κινήσεις του πλέγματος σε εκείνη την περιοχή με τον περιορισμό (constrain) planar.

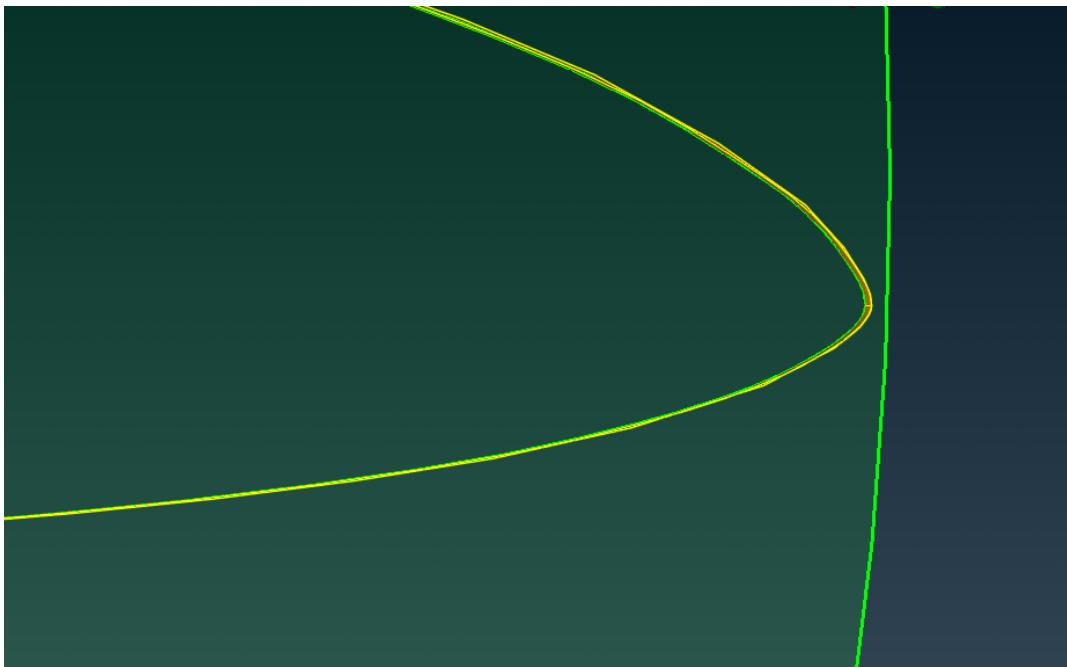


Σχήμα 3.18: Frame 2

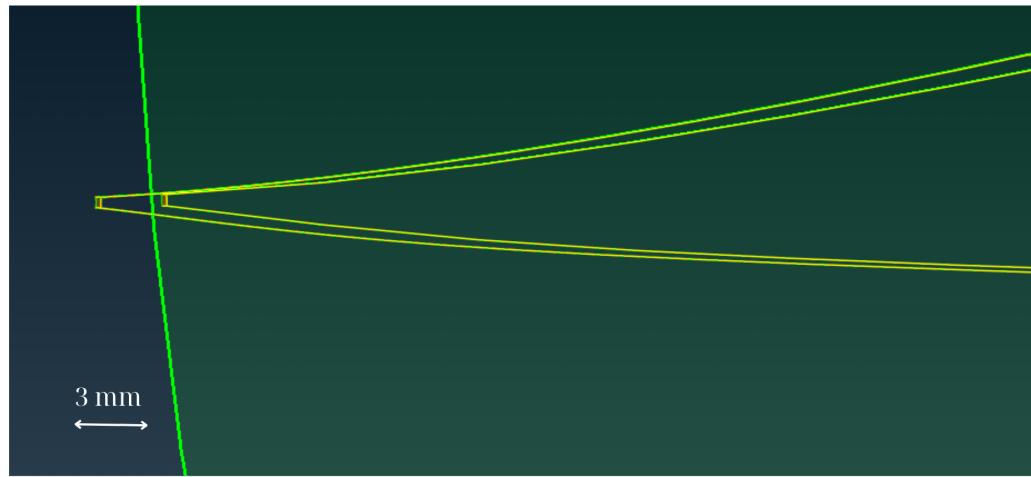
- στο Frame 3 παρατηρήθηκαν μικρο αλλαγές στην ακμή προσβολής καθώς και στην ακμή φυγής , και πάλι όμως οι διαφορές αυτές δεν συνιστούν ιδιαίτερο ενδιαφέρον καθώς πρόκειται για τάξης χιλιοστού.



$\Sigma\chi\mu\alpha$ 3.19: Frame 3

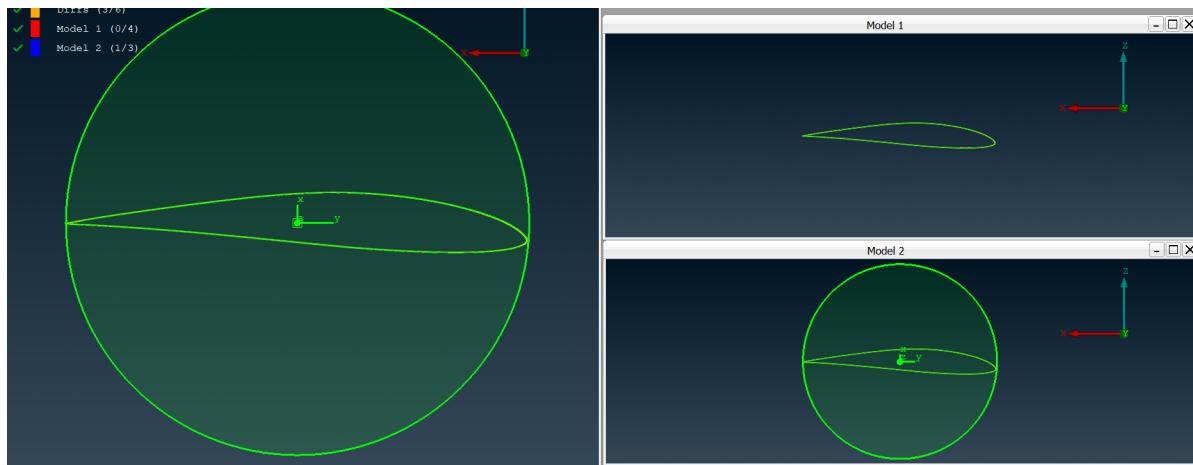


$\Sigma\chi\mu\alpha$ 3.20: Frame 3 ακμή προσβολής

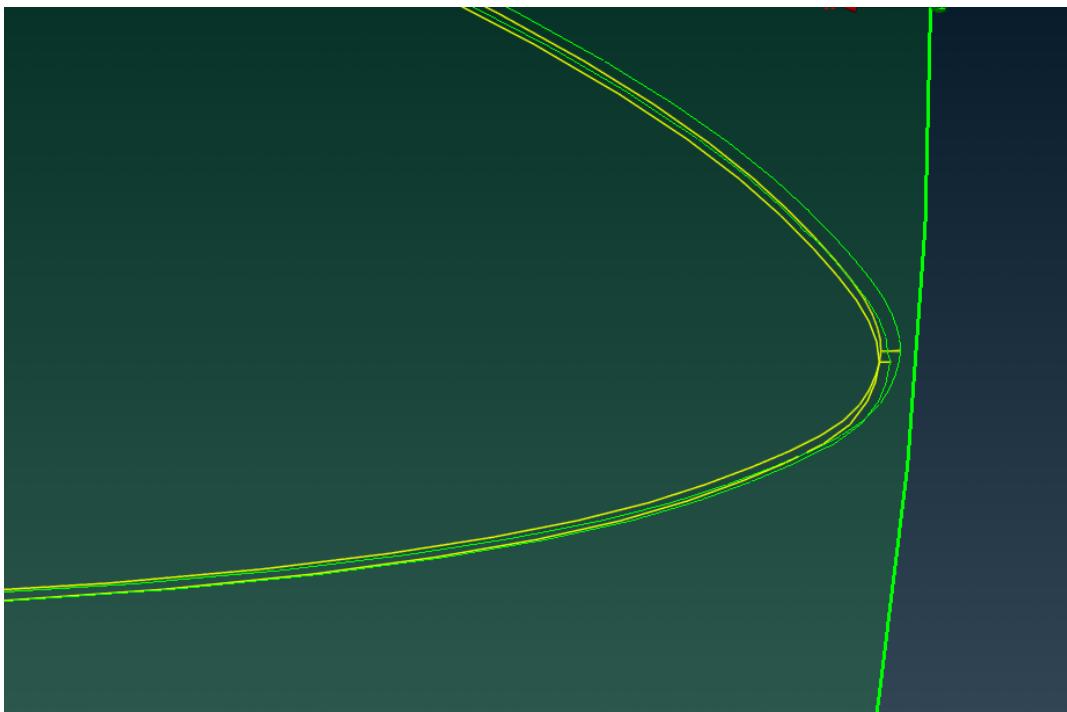


Σχήμα 3.21: Frame 3 ακμή φυγής

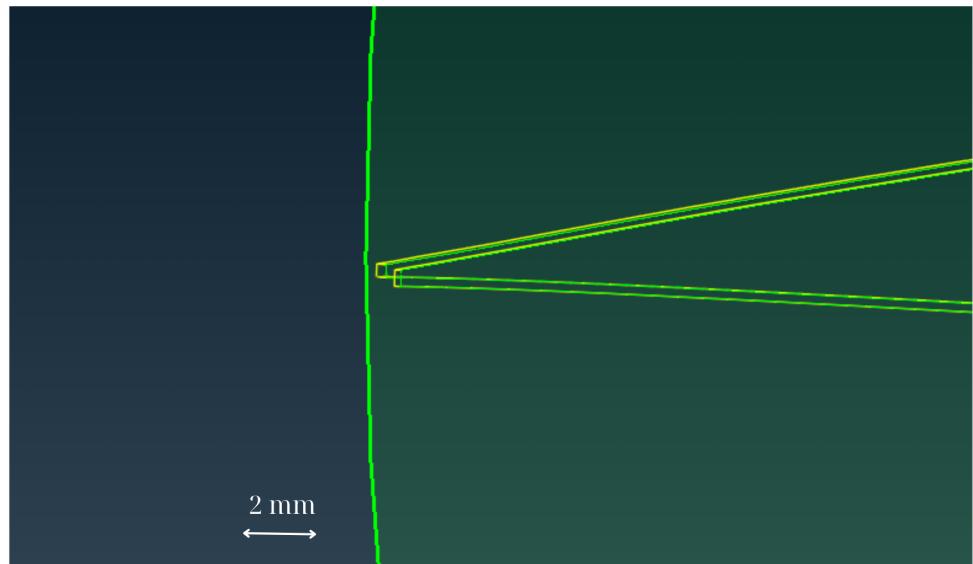
- Αντίστοιχα και στο Frame 4, φαίνονται παρακάτω οι μικρές χωρικές διαφορές.



Σχήμα 3.22: Frame 4



Σχήμα 3.23: Frame 4 ακμή προσβολής



Σχήμα 3.24: Frame 4 ακμή φυγής

Σε αυτό το σημείο υπογραμμίζεται, πως περαιτέρω προσπάθεια για τη μείωση των χωρικών διαφορών μεταξύ των δύο αεροσκαφών συνεπαγόταν πολυάριθμες διαδικασίες επίλυσης προβλημάτων και δεν άξιζε τον επιπλέον χρόνο, δεδομένου ότι η μείωση των σφαλμάτων θα ήταν στην τάξη του 1% στα αποτελέσματα των αναλύσεων.

3.3.5 Επίλυση

Για την επίλυση χρησιμοποιήθηκε το λογισμικό FLUENT από την ANSYS. Ως μοντέλο τύρβης χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο Spallart-Allmaras, [27]. Επίσης, δεδομένου ότι το αεροσκάφος πετάει στα 10.000 πόδια, λαμβάνονται οι αντίστοιχες τιμές πυκνότητας αέρα και ιξώδους, [28]. Παρακάτω, στον πίνακα φαίνονται οι παράμετροι που τέθηκαν στο λογισμικό του επιλυτή για τις αναλύσεις.

Parameter	Value	Unit
Absolute Pressure	79,500	Pa
Viscosity	1.726E-05	N·s/m ²
Air Density	1.007	kg/m ³
Turbulent Viscosity Ratio	0.2	-
Temperature	275.15	K

Πίνακας 3.6: Ιδιότητες αέρα

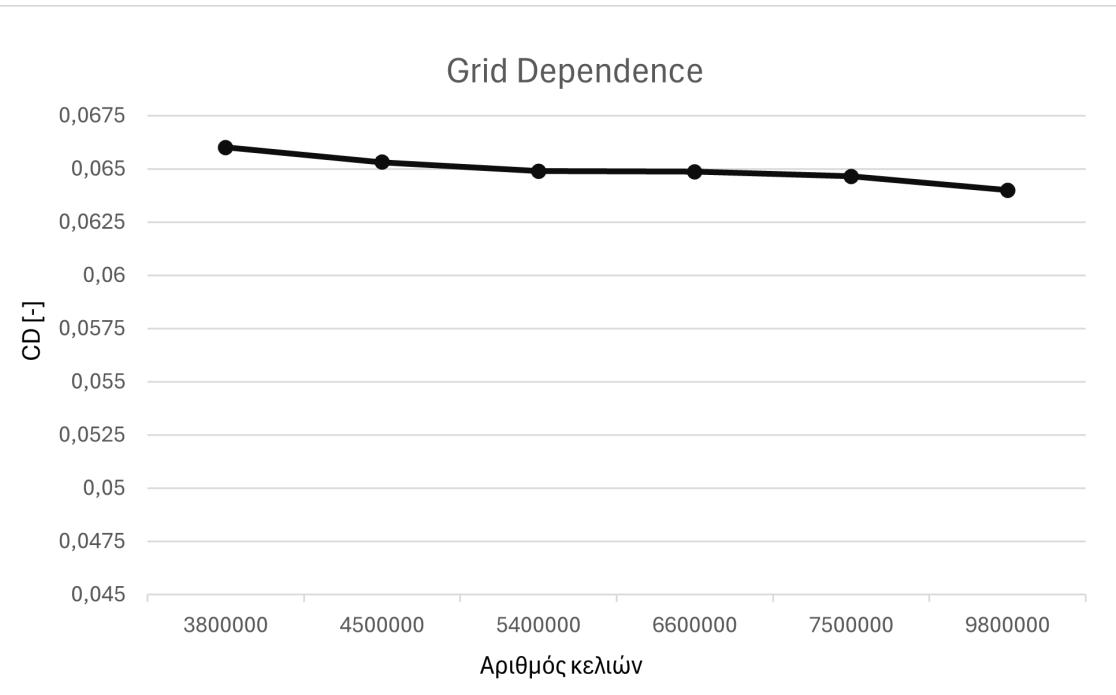
Τέλος στις αναλύσεις CFD, το πλέγμα παρουσίασε ταχεία σύγκλιση προς μια σταθερή τιμή, ήδη από τις πρώτες 60 επαναλήψεις. Αυτό υποδηλώνει ότι η αριθμητική λύση σταθεροποιήθηκε γρήγορα, εξασφαλίζοντας αξιόπιστα αποτελέσματα με περιορισμένο υπολογιστικό κόστος.

3.3.5.1 Ανεξαρτησία πλέγματος

Για τη ανεξαρτησία πλέγματος δημιουργήθηκαν 6 διαφορετικά πλέγματα για την διάταξη του TS5. Τα πλέγματα διαφέρουν κατά 1,25 φορές από το προηγούμενο. Σε κάθε ανάλυση προέκυπταν οι αδιάστατοι συντελεστές άνωσης και οπισθέλκουσας για το μισό συμμετρικό μοντέλο. Σαν όριο τέθηκε το σφάλμα 1,5% από το επόμενο αραιότερο πλέγμα. Η μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος έγινε στις 4 μοίρες.

Πίνακας 3.7: Μελέτη Ανεξαρτησίας Πλέγματος (Grid Independence Study)

Αριθμός κελιών	C_D	C_L	Σφάλμα C_L [%]	Σφάλμα C_D [%]
3,800,000	0.06600000	1.4825	0.9951	1.0419
4,500,000	0.06531233	1.4974	0.7424	0.6420
5,400,000	0.06489300	1.5086	-0.1675	0.0523
6,600,000	0.06485905	1.5061	0.1519	0.3307
7,500,000	0.06464457	1.5084	0.1741	1.1332
9,800,000	0.06391200	1.5110		



Σχήμα 3.25: Διάγραμμα ανεξαρτησίας πλέγματος για τον συντελεστή οπισθέλκουσας

Επιλέχθηκε η χρήση του πλέγματος με 5.400.000 στοιχεία.

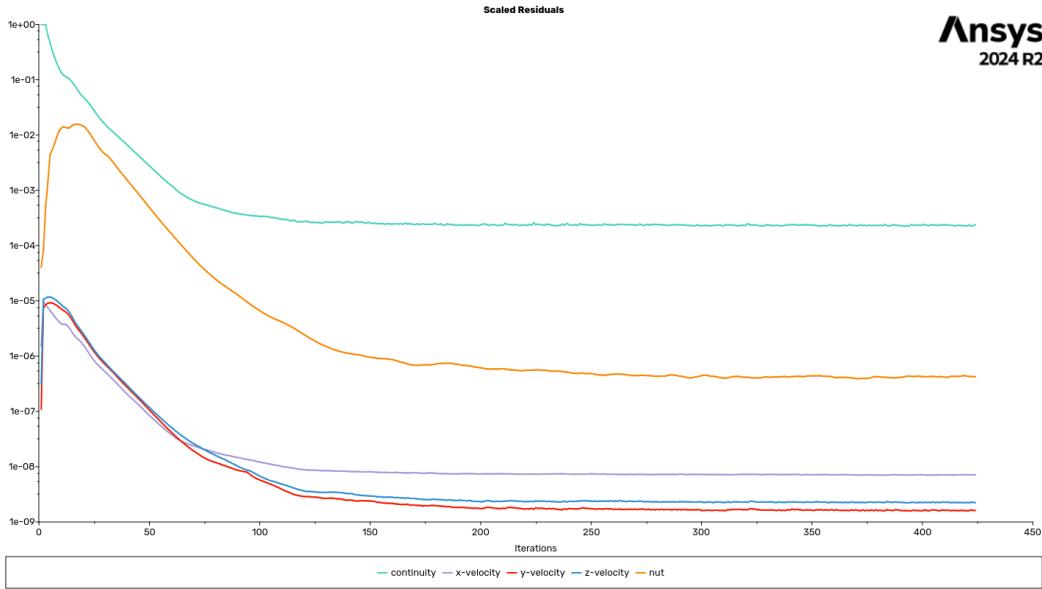
Κεφάλαιο 4

Αποτελέσματα

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της έρευνας. Ειδικότερα, γίνεται αρχική αναφορά στα αποτελέσματα της προγενέστερης έρευνας (φάση I), και κατόπιν γίνεται σύγκριση αυτής με τα αποτελέσματα πλέγματος σε πρότυπο προτεινόμενο από την βιομηχανία (φάση II). Έπειτα θα γίνει σύγκριση της νέας φιλοσοφίας πλέγματος με τα αποτελέσματα των διατάξεων που προέκυψαν από μορφοποίηση πλέγματος (φάση III). Ακολουθεί η παρουσίασή των αποτελεσμάτων των παραμέτρων βελτιστοποίησης με την αντίστοιχη σειρά και τέλος πραγματοποιείται ανάλυσης μεταβλητότητας για το κλασματικό πείραμα.

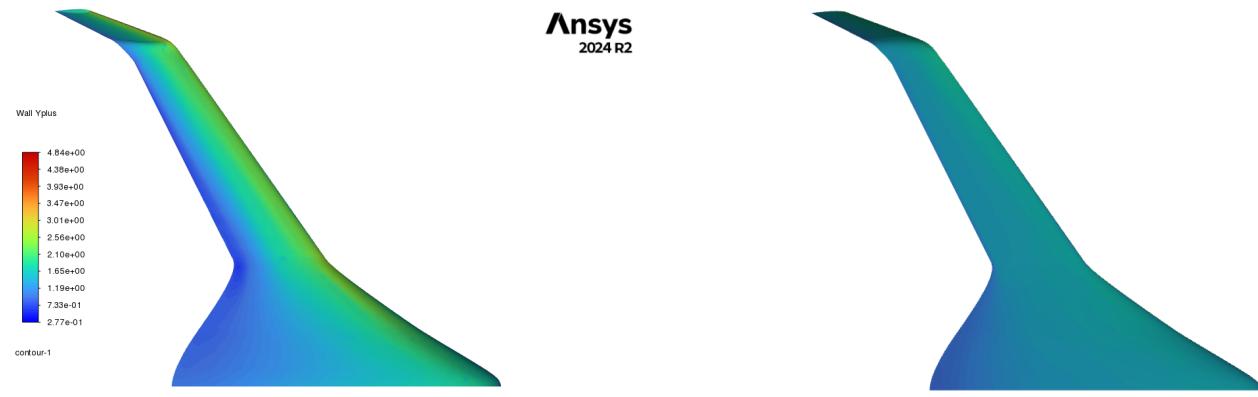
4.1 Σύγκλιση CFD και Χαρακτηριστικά Ροής στην Επιφάνεια

Προτού παρουσιαστούν τα αποτελέσματα, αξίζει να αναφερθούν ορισμένα χαρακτηριστικά της ροής γύρω από το αεροσκάφος καθώς και η σύγκλιση των αναλύσεων. Τα residuals παρουσιάζονται στην παρακάτω εικόνα. Η καμπύλη με το γαλάζιο χρώμα αντιπροσωπεύει την διατήρηση της μάζας ενώ οι υπόλοιπες την διατήρηση της ορμής σε κάθε κατεύθυνση.



Σχήμα 4.1: residuals για την περίπτωση των 8 μοιρών γωνίας προσβολής

Έτρεξαν συνολικά 5 αναλύσεις για κάθε διάταξη τόσο για τα CAD όσο και τις MORPH διατάξεις, με σύνολο 85 αναλύσεις σε υψόμετρο 2000 μέτρων, για τις γωνίες -4, 0, 4, 8 και μοίρες. Σε κάθε ανάλυση εξάγονταν η κάθετη και η οριζόντια δύναμη στο αεροσκάφος, καθώς και η τιμή της συνισταμένης των ροπών σε διάφορα σημεία του centerline του αεροσκάφους με σκοπό την εκτίμηση του Neutral Point.

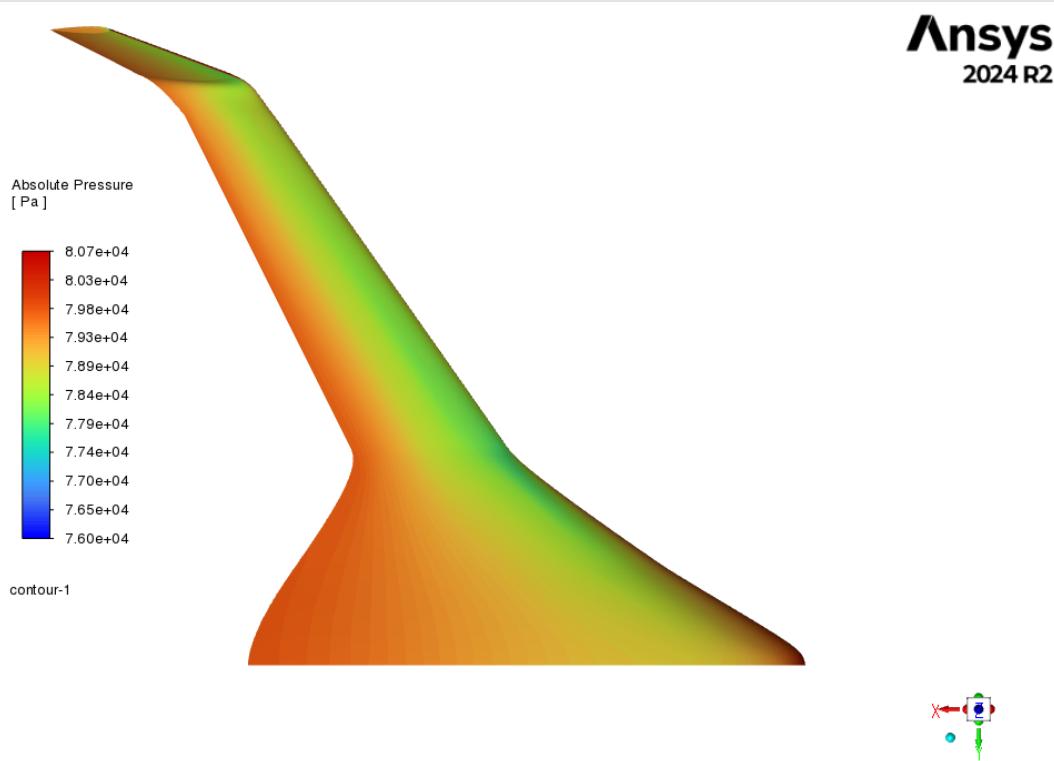


Σχήμα 4.2: $y+$ για την επιφάνεια αναρρόφησης στις 8 μοίρες

Σχήμα 4.3: $y+$ για την επιφάνεια πίεσης στις 8 μοίρες

Στα παραπάνω διαγράμματα απεικονίζονται η τιμές του $y+$ για την επιφάνεια αναρρόφησης και πίεσης αντίστοιχα. Η τιμή αυτή καθορίζεται από την πλεγματοποίηση θέτοντας τις διαστάσεις του πρώτου κελιού. Παρατηρείται πως το $y+$ βρίσκεται κοντά στην τιμή 1 στο μεγαλύτερο μέρος της επιφάνειας του αεροσκάφους ενώ την ξεπερνά κυρίως στην ακμή φυγής της πλευρά αναρρόφησης και στην περιοχή γύρω

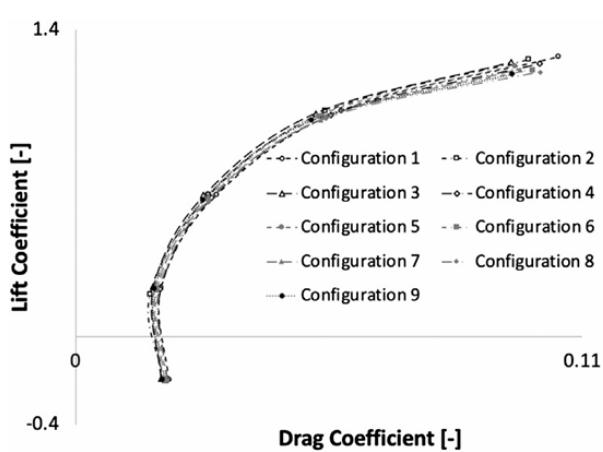
από αυτή τοπικά. Συνολικά ο αδιάστατος συντελεστής γ+ δεν ξεπερνά τα επιτρεπτά όρια. Παρουσιάζεται επίσης στο επόμενο σχήμα και η κατανομή απόλυτης πίεσης στην επιφάνεια αναρρόφησης του αεροσκάφους για την περίπτωση των 4 μοιρών γωνίας προσβολής:



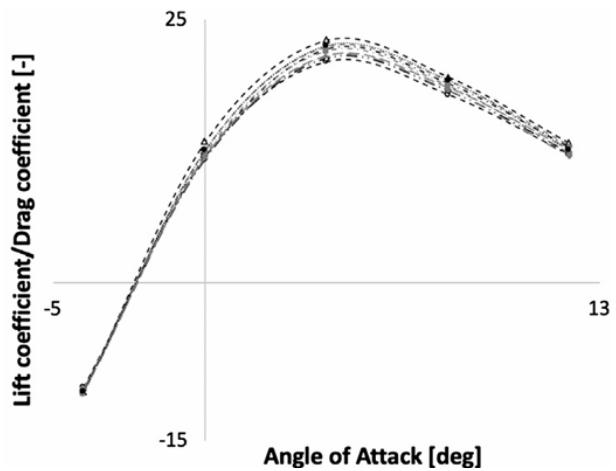
Σχήμα 4.4: Κατανομή πιέσεων στο αεροσκάφος

4.2 Αποτελέσματα CFD Προγενέστερης έρευνας (Φάση I)

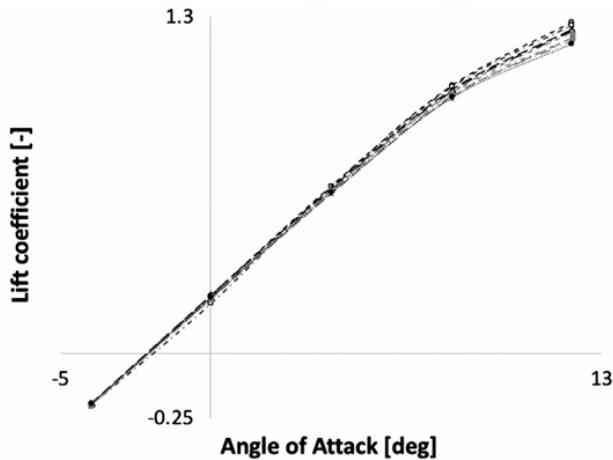
Στην ενότητα αυτή παρουσιάζονται αποτελέσματα της προγενέστερης έρευνας από την οποία βασίστηκε η παρούσα εργασία. Στην έρευνα αυτή διεξάχθηκε παραμετρική ανάλυση και βελτιστοποίηση στο ίδιο αεροσκάφος με την χοήση παραμετρικού CAD. Η μοντελοποίηση του πλέγματος έγινε με τριεδρικά κελιά σε μία διαφορετική προσέγγιση από αυτή που εφαρμόστηκε στην παρούσα εργασία.



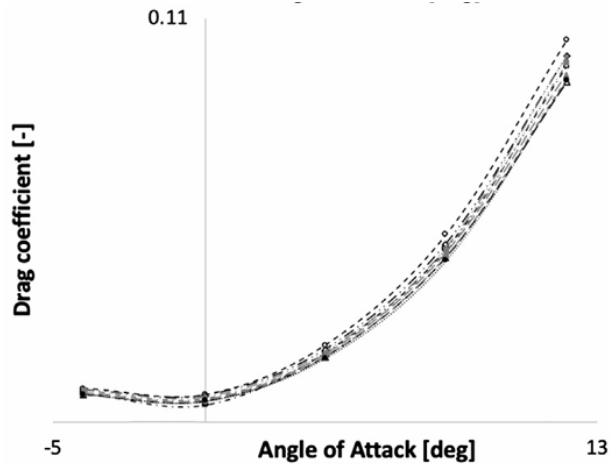
Σχήμα 4.5: Πολική οπισθέλκουσας



Σχήμα 4.6: Διάγραμμα L/D με γωνιά προσβολής



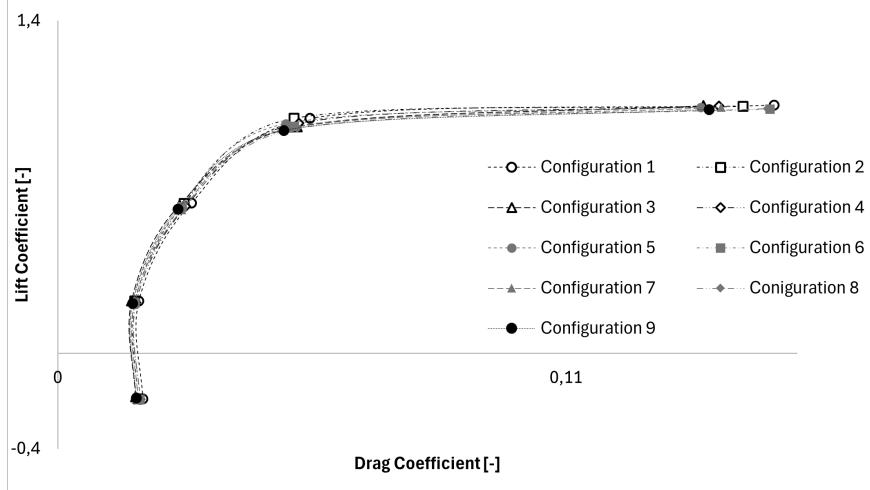
Σχήμα 4.7: Διάγραμμα C_L με γωνιά προσβολής



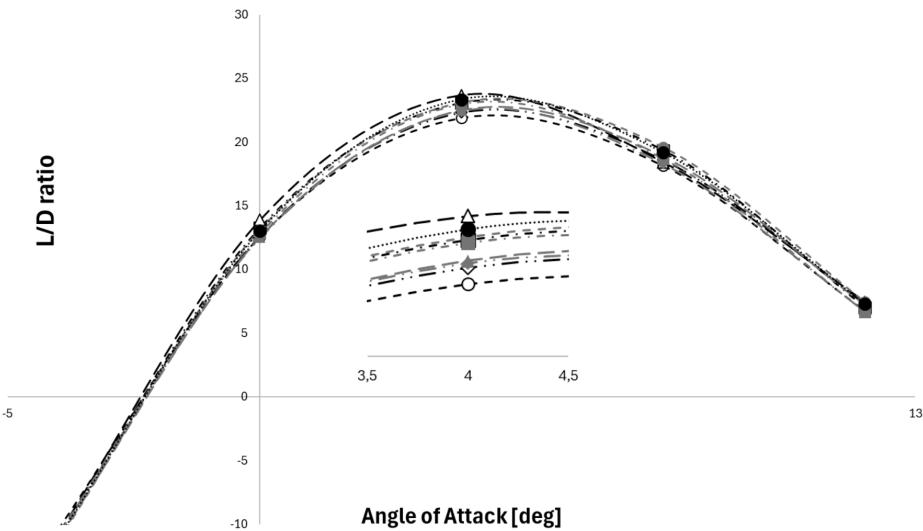
Σχήμα 4.8: Διάγραμμα C_D με γωνιά προσβολής

4.3 Αποτελέσματα CFD πλέγματος σε πρότυπο προτεινόμενο από τη βιομηχανία (Φάση II)

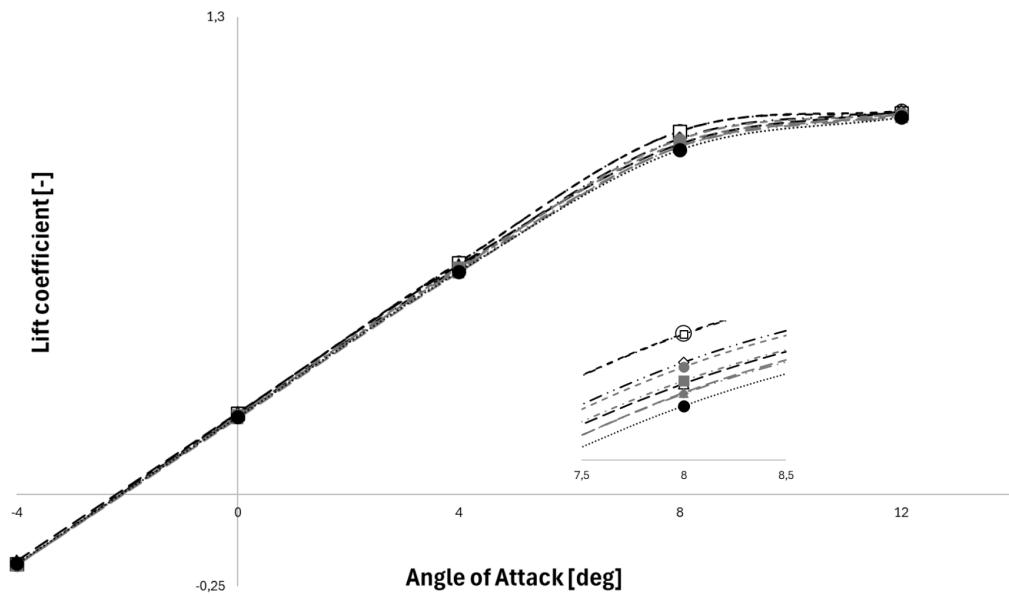
Τα αποτελέσματα των αναλύσεων για τις διατάξεις που λήφθηκαν από τα CAD αρχεία της προγενέστερης έρευνας με διαφορετική φιλοσοφία μοντελοποίησης πλέγματος φαίνονται παρακάτω:



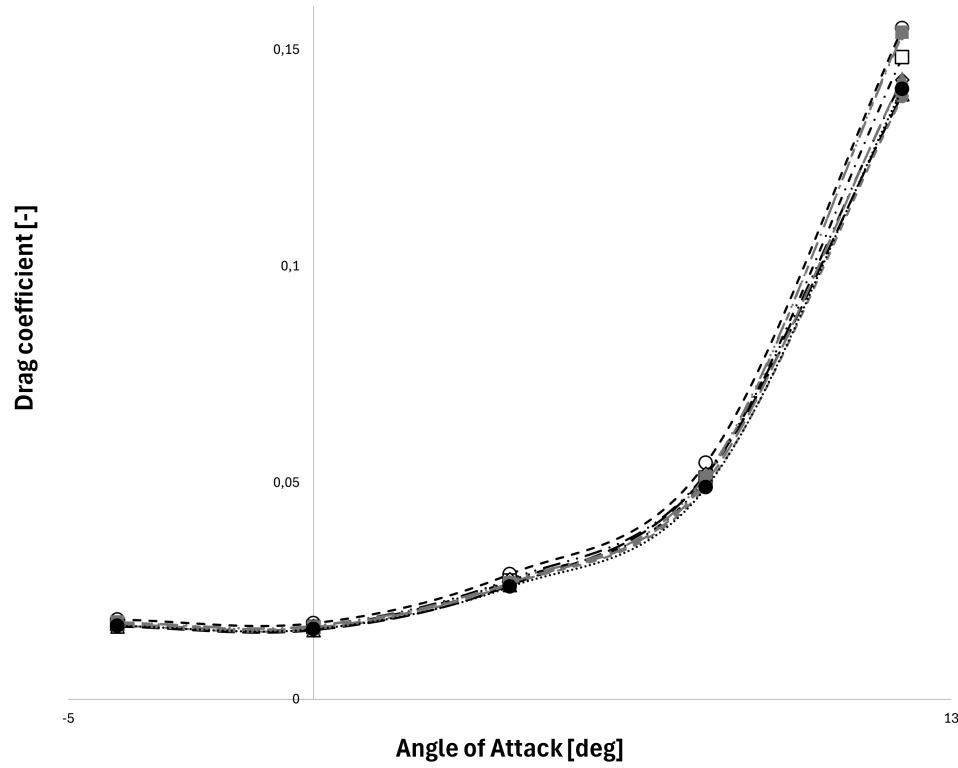
Σχήμα 4.9: Πολική οπισθέλκουσας



Σχήμα 4.10: Διάγραμμα L/D με γωνιά προσβολής



Σχήμα 4.11: Διάγραμμα C_L με γωνιά προσβολής



Σχήμα 4.12: Διάγραμμα C_D με γωνιά προσβολής

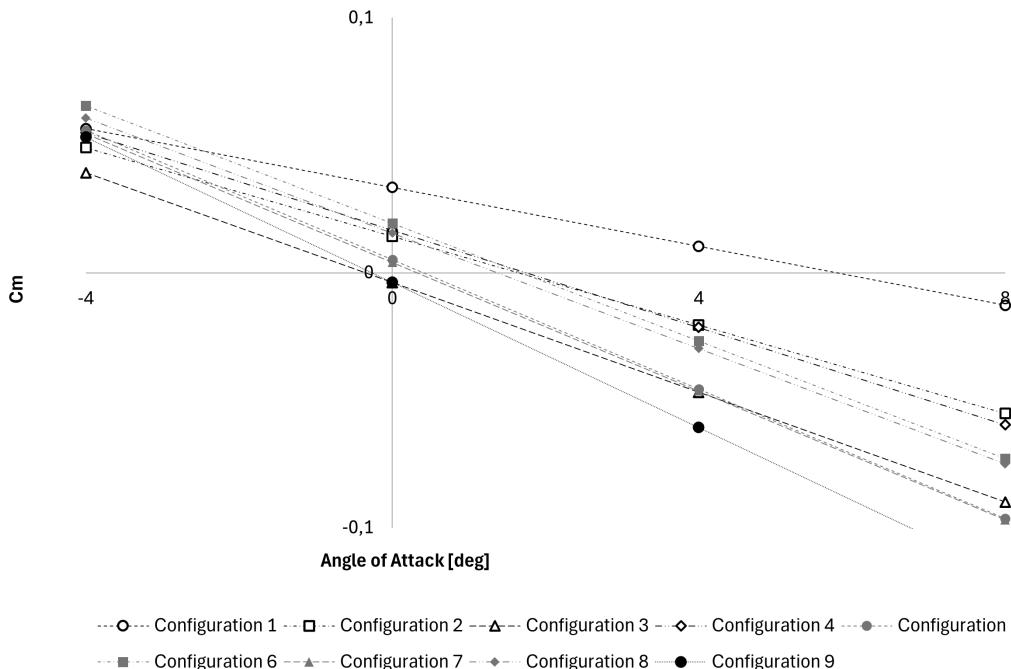
4.3.1 Αποτελέσματα διαμήκους στατικής ευστάθειας

Βρίσκοντας τις θέσεις των Neutral Point για κάθε διάταξη προέκυψε το διάγραμμα αδιάστατου συντελεστή ροπής με την γωνία προσβολής:

Διάταξη	<i>Neutral Point [x/c]</i>
TS1	0.5992
TS2	0.6357
TS3	0.6634
TS4	0.6464
TS5	0.6860
TS6	0.6729
TS7	0.6858
TS8	0.6701
TS9	0.7084

Πίνακας 4.1: Τιμές των ουδέτερων σημείων των διατάξεων για την περίπτωση των πλεγμάτων νέας φιλοσοφίας mesh (φάση II)

Το κέντρο βάρους X_{cg} τίθεται στο 0,55 X/C όπου σαν χορδή λαμβάνεται το *centerline* του αεροσκάφους, ενώ θεωρείται αποδεκτό εύρος της κλίσης C_{ma} το εύρος μεταξύ -0,3 έως $-1,5 \text{ rad}^{-1}$



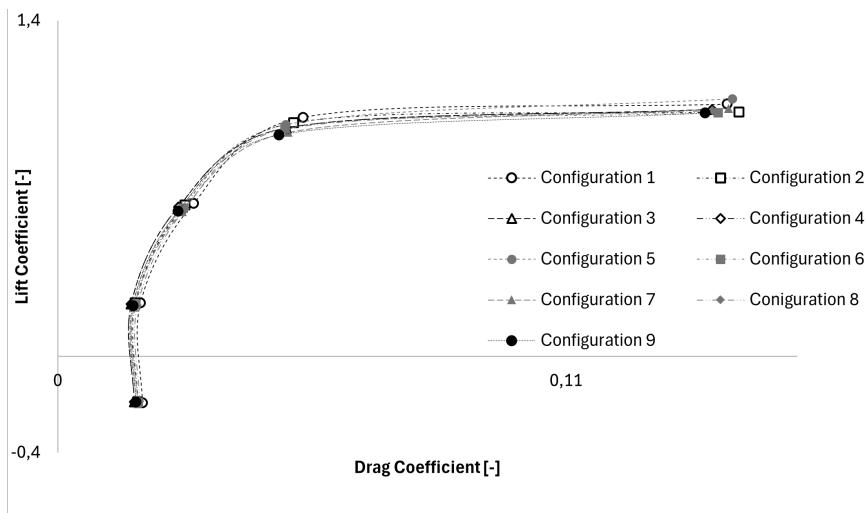
Σχήμα 4.13: Συγκριτικό διάγραμμα C_m - AoA για τις 9 διατάξεις

Αξίζει η παρατήρηση πως ορισμένες διατάξεις εμφανίζουν για αυτό το X_{cg} αρνητικό C_{m_0} . Αυτό σημαίνει, ότι το αεροσκάφος έχει φυσική τάση να κατεβάζει το ρύγχος του

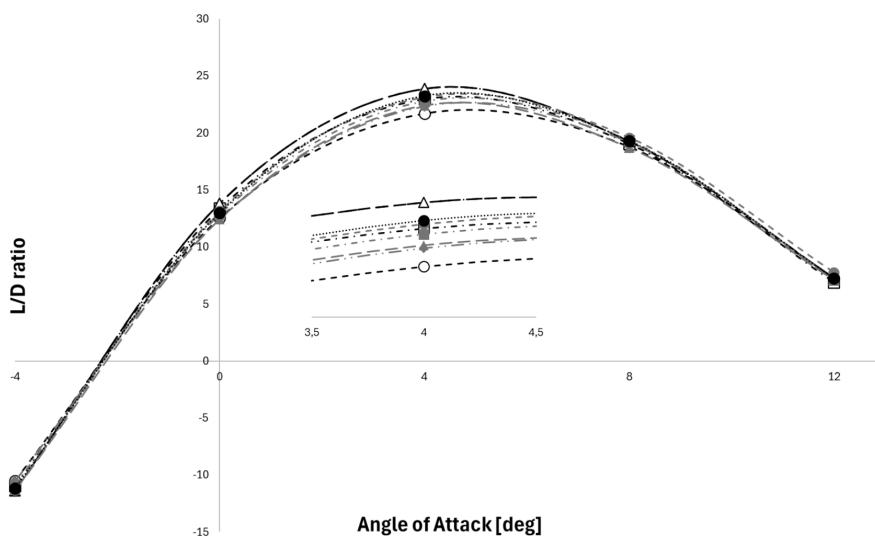
σε μηδενική άντωση, κάτι που υποδηλώνει την ανάγκη για 'τριμάρισμα' (π.χ. εκτροπή του οριζόντιου πηδαλίου 'elevator') ώστε να διατηρείται η οριζόντια πτήση.

4.4 Αποτελέσματα CFD μορφοποιημένων πλευρικών (Φάση III)

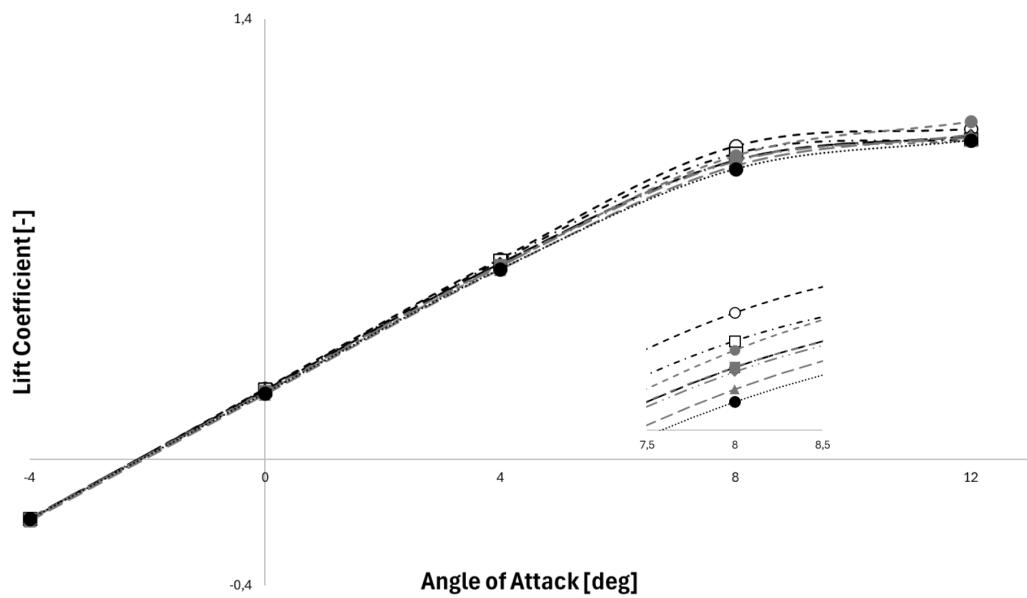
Σε αυτό το εδάφιο, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των αναλύσεων από τις διατάξεις που δημιουργήθηκαν με μορφοποίηση πλέγματος. Υπενθυμίζεται πως η διάταξη TS5 ήταν αρχική μέσα από την οποία προέκυψαν οι υπόλοιπες 8, άρα δεν υπάρχουν διαφορές μεταξύ των διαμορφώσεων TS5.



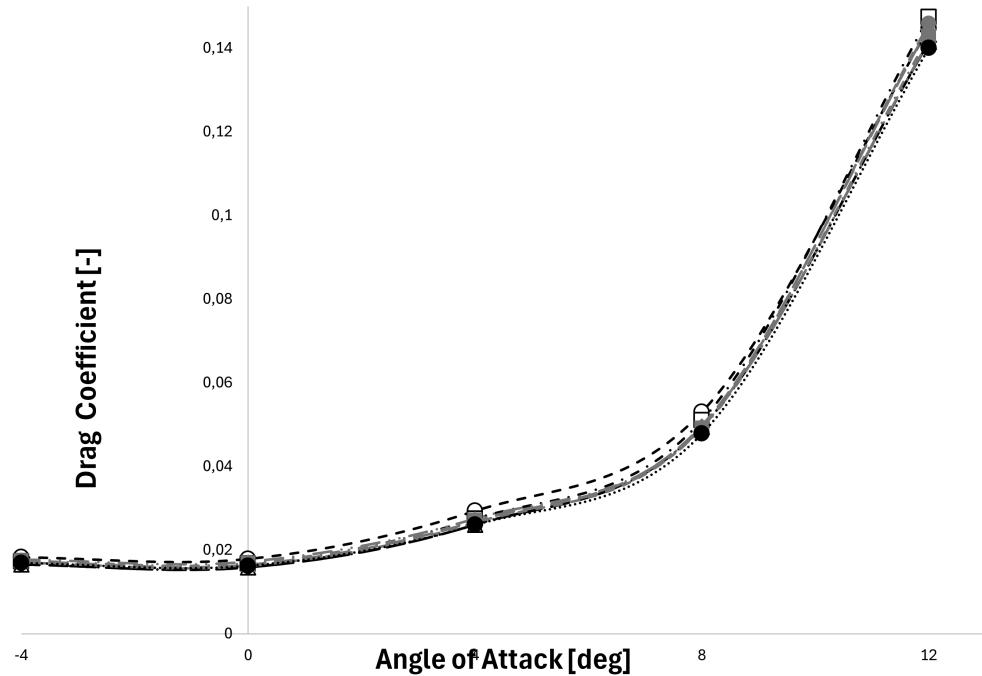
Σχήμα 4.14: Πολική Οπισθέλκουσας



Σχήμα 4.15: Διάγραμμα L/D με γωνία προσβολής



Σχήμα 4.16: Διάγραμμα C_L με γωνία προσβολής



Σχήμα 4.17: Διάγραμμα C_D με γωνία προσβολής

4.4.1 Αποτελέσματα διαμήκους στατικής ευστάθειας

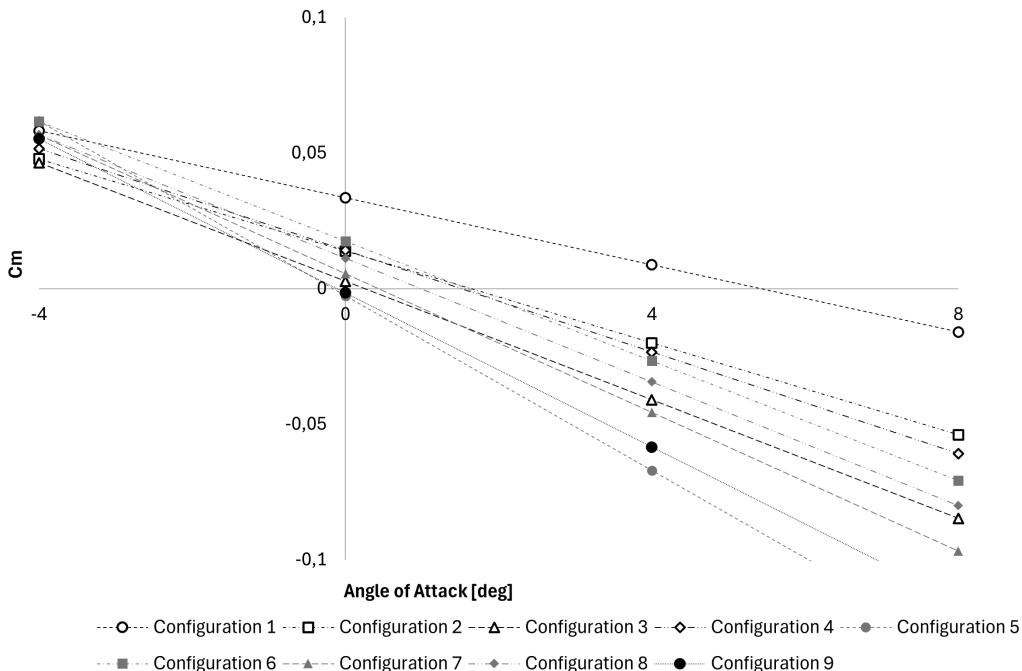
Αντίστοιχα με τα αεροδυναμικά αποτελέσματα των αναλύσεων, έτσι και η ανάλυση διαμήκους στατικής ευστάθειας προέκυψε πολύ χοντά με αυτή στην περίπτωση παρα-

μετρικού CAD με νέα φιλοσοφία πλέγματος. Οι διάφορες διατάξεις εμφανίζονται να έχουν τάσεις στο διάγραμμα $C_m - AoA$, με αμελητέες διαφορές. Παρακάτω φαίνονται οι τιμές των *Neutral Points*.

Δ ιάταξη	<i>Neutral Point [x/c]</i>
TS1	0.603840252
TS2	0.635089715
TS3	0.666048357
TS4	0.647047108
TS5	0.686
TS6	0.668263809
TS7	0.688454666
TS8	0.672607213
TS9	0.710203465

Πίνακας 4.2: Τιμές των ουδέτερων σημείων των διατάξεων για την περίπτωση των *morph* πλεγμάτων

όπως ακριβώς και στην προηγούμενη περίπτωση έτσι και εδώ θέτεται το κέντρο μάζας του αεροσκάφους στο σημείο 0,55 της χορδής του centerline, με το αντίστοιχο αποδεκτό εύρος κλίσεων:



Σχήμα 4.18: Συγκριτικό διάγραμμα $C_m - AoA$ για τις 9 διατάξεις morph

4.5 Συγκριτικά διαγράμματα για τις 3 μεθόδους

Σε αυτό το εδάφιο, παρουσιάζονται τα διαγράμματα συντελεστή άντωσης, οπισθέλκουσας και λόγου L/D για κάθε configurations. Σε κάθε διάγραμμα φαίνονται οι τρεις μέθοδοι φάση I, (προγενέστερο mesh), φάση II, (Νέο mesh), και φάση III (Morph).

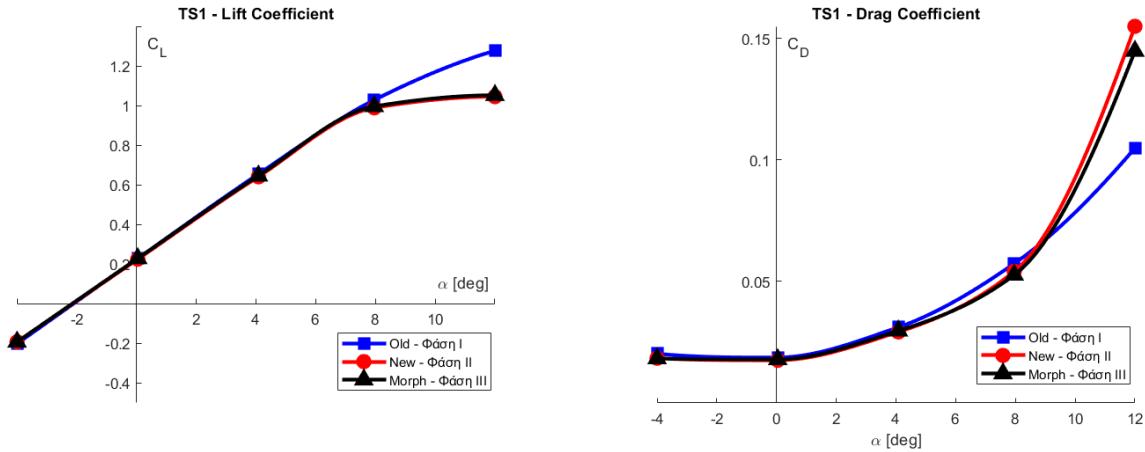
Προτού όμως παρατεθούν τα διαγράμματα αυτά αξίζει να σημειωθούν τα εξης:

Ιδιαίτερο ενδιαφέρον εντοπίζεται στην περιοχή των 12 μοιρών. Συγκεκριμένα, υπάρχει μία υπερεκτίμηση του συντελεστή οπισθέλκουσας και μία υποεκτίμηση του συντελεστή άντωσης. Η πιο ευδιάκριτη διαφορά φαίνεται στην πολική οπισθέλκουσας και στο διάγραμμα L/D .

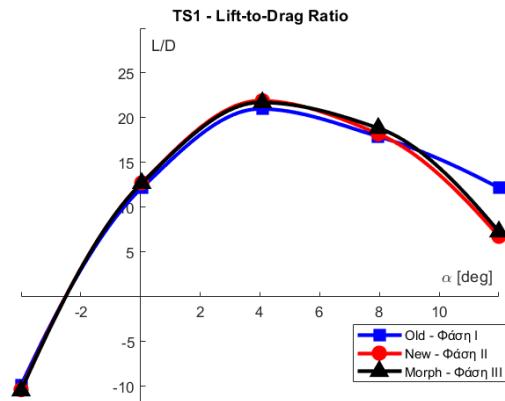
Από το διάγραμμα $C_L - AoA$ φαίνεται πως στην περίπτωση της νέας φιλοσοφίας πλέγματος, η αποκόλληση του οριακού στρώματος φαίνεται να συμβαίνει νωρίτερα συγκριτικά με την προηγούμενη έρευνα. Αυτό μπορεί να εξηγεί την υποεκτίμηση του συντελεστή άντωσης (C_L) και την υπερεκτίμηση του συντελεστή οπισθέλκουσας (C_D) στην περιοχή των 12 μοιρών.

Καθότι τα διαγράμματα δεν δίνουν την κατάλληλη ευχρίνεια των τιμών αξίζει να επισημανθεί πως οι διαφορές των τιμών C_L και C_D στις -4, 0, 4, και 8 μοίρες είναι της τάξης του 2-4% ενώ στις 12 μοίρες ο συντελεστής οπισθέλκουσας παρουσιάζει υπερεκτίμηση 30% και ο συντελεστής άντωσης υποεκτίμηση 25%.

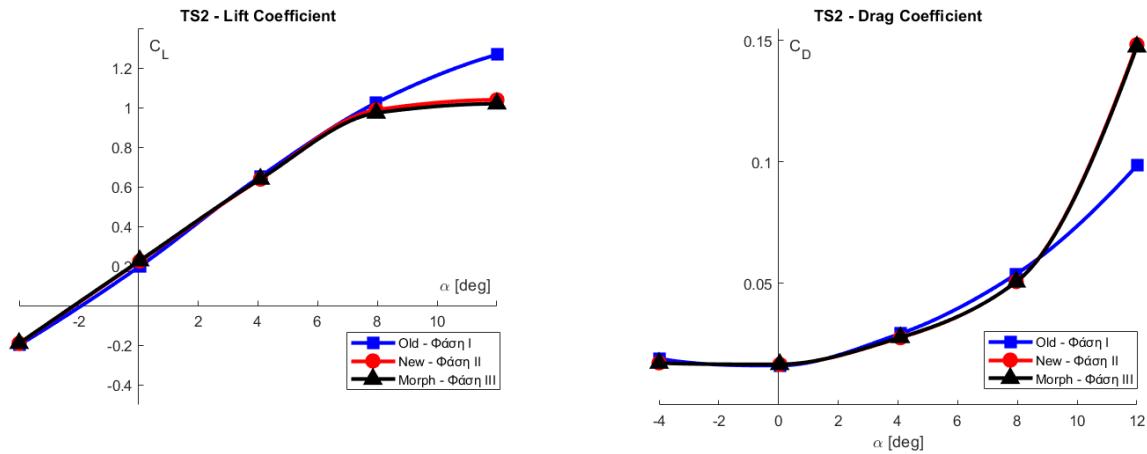
Τα αποτελέσματα των μορφοποιημένων πλεγμάτων σε σύγκριση με τα CAD πλέγματα της νέας φιλοσοφίας πλεγματοποίησης ήταν ιδιαίτερα ενθαρρυντικά. Ειδικότερα, τόσο οι αδιάστατοι συντελεστές άντωσης όσο και οπισθέλκουσας εμφάνισαν συνολικά αποκλίσεις της τάξης του 1% με 3%.



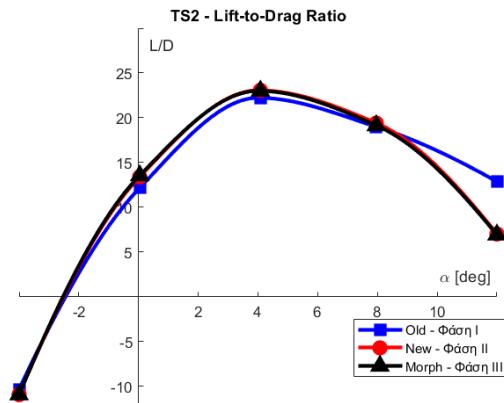
Σχήμα 4.19: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σχήμα 4.20: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS1



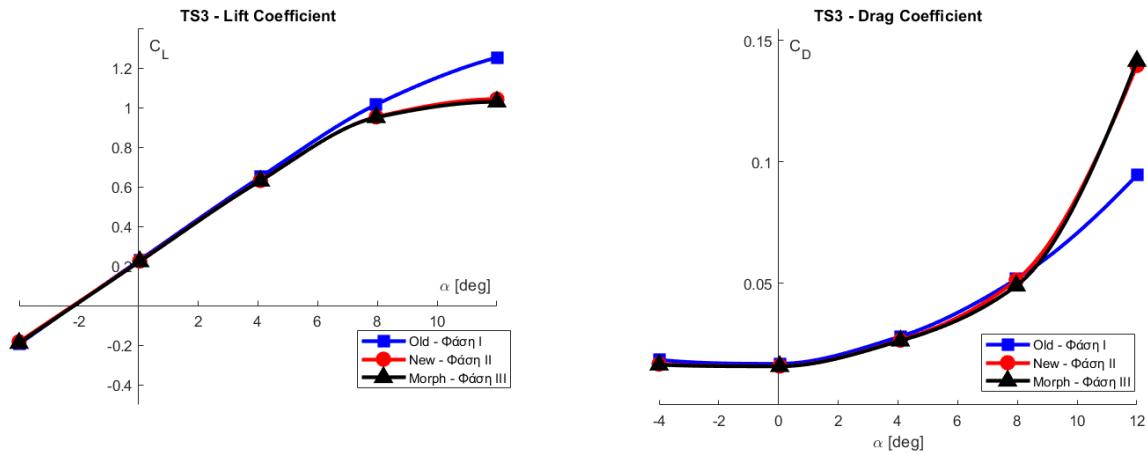
Σχήμα 4.21: Διάγραμμα L/D-AoA για το
TS1



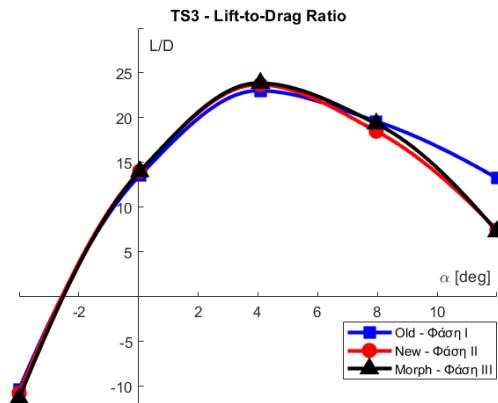
Σχήμα 4.22: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σχήμα 4.23: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS2



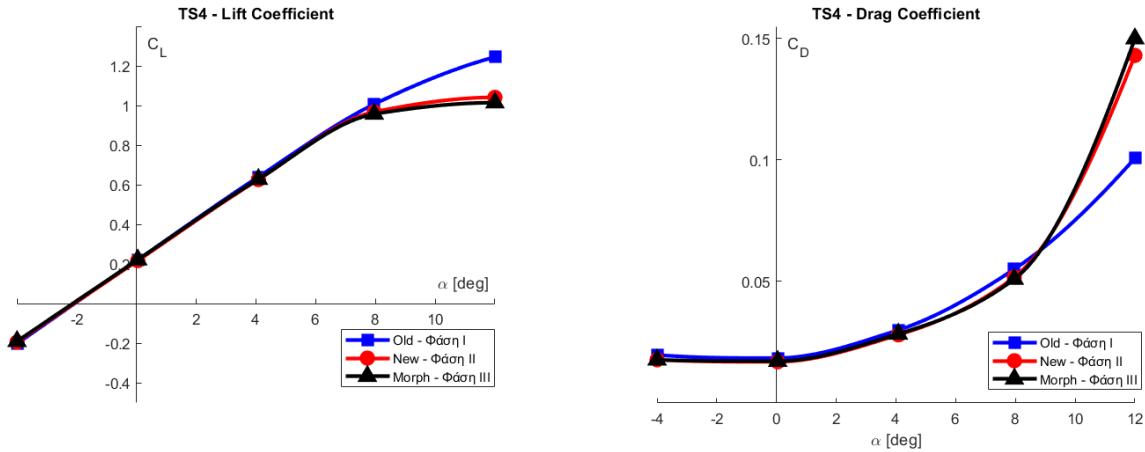
Σχήμα 4.24: Διάγραμμα L/D -AoA για το
TS2



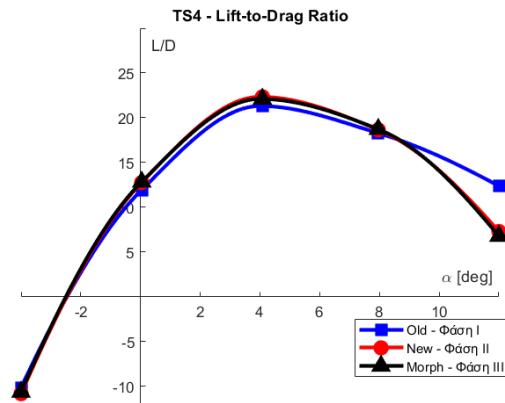
Σχήμα 4.25: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σχήμα 4.26: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS3



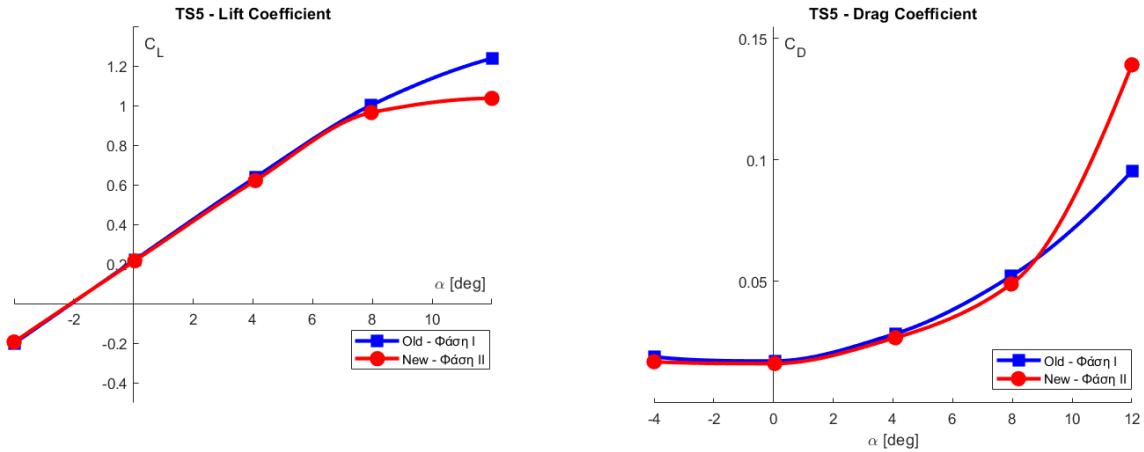
Σχήμα 4.27: Διάγραμμα L/D -AoA για το
TS3



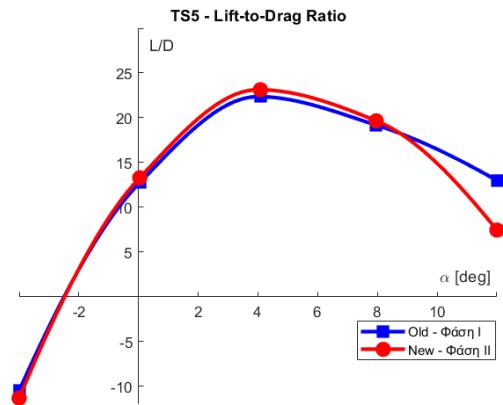
Σχήμα 4.28: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σχήμα 4.29: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS4



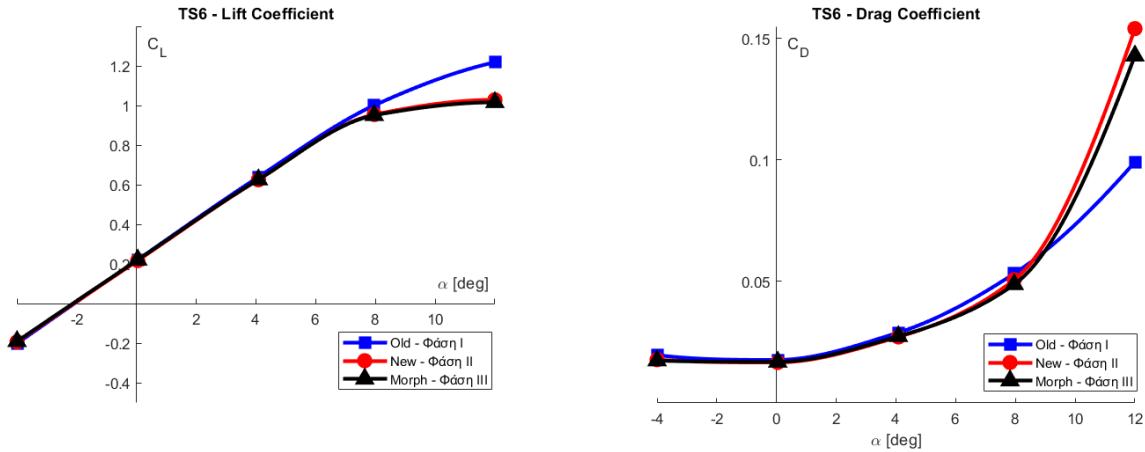
Σχήμα 4.30: Διάγραμμα L/D -AoA για το
TS4



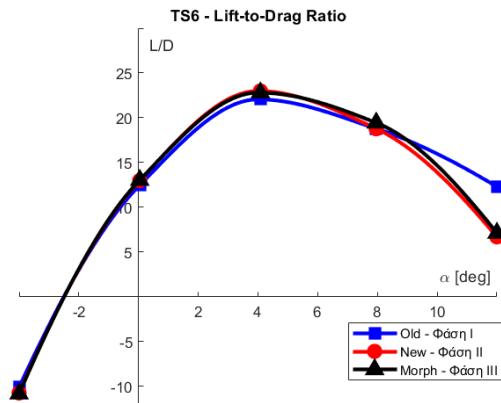
Σχήμα 4.31: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σχήμα 4.32: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS5



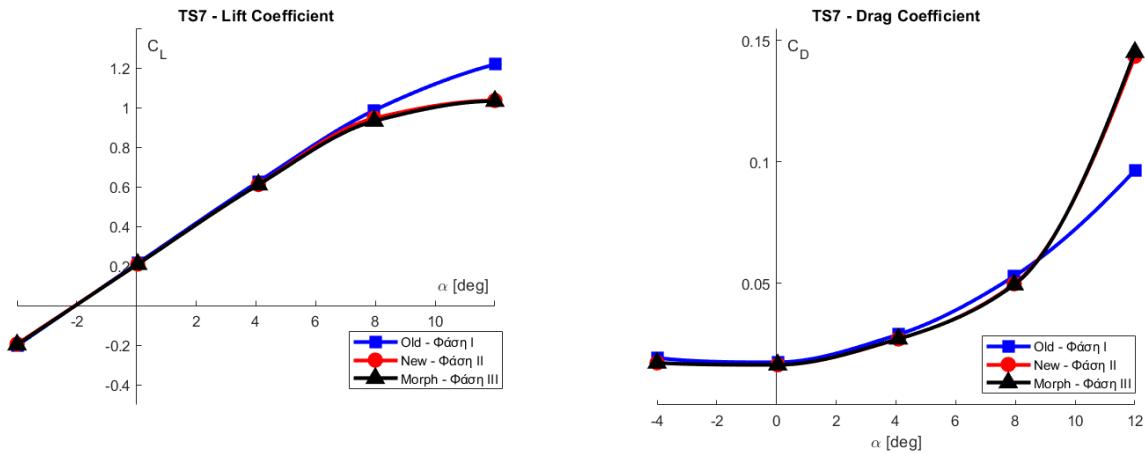
Σχήμα 4.33: Διάγραμμα L/D-AoA για το
TS5



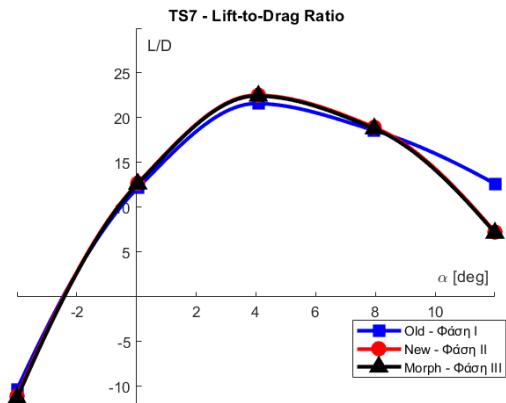
Σ χήμα 4.34: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σ χήμα 4.35: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS6



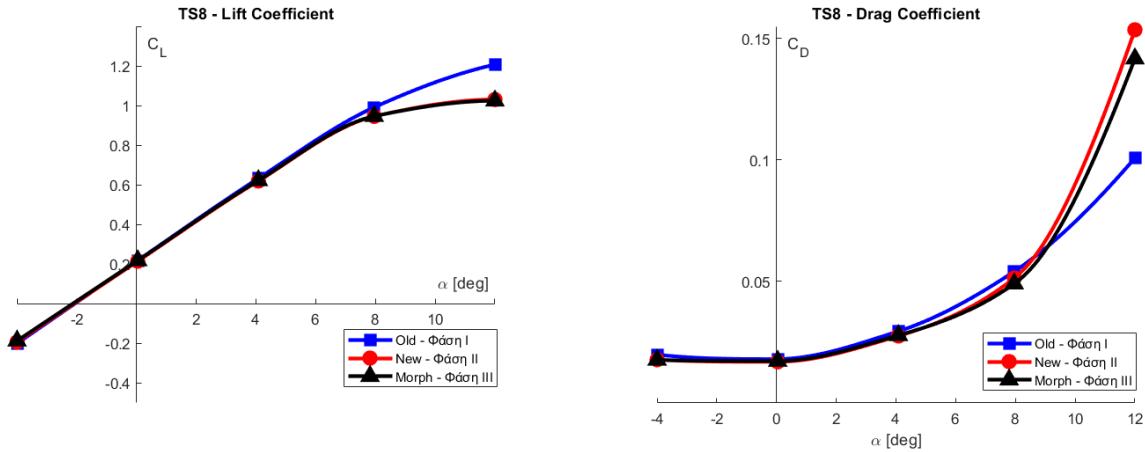
Σ χήμα 4.36: Διάγραμμα L/D -AoA για το
TS6



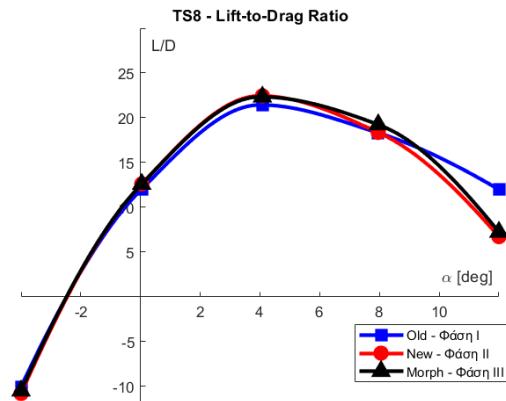
Σχήμα 4.37: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σχήμα 4.38: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS7



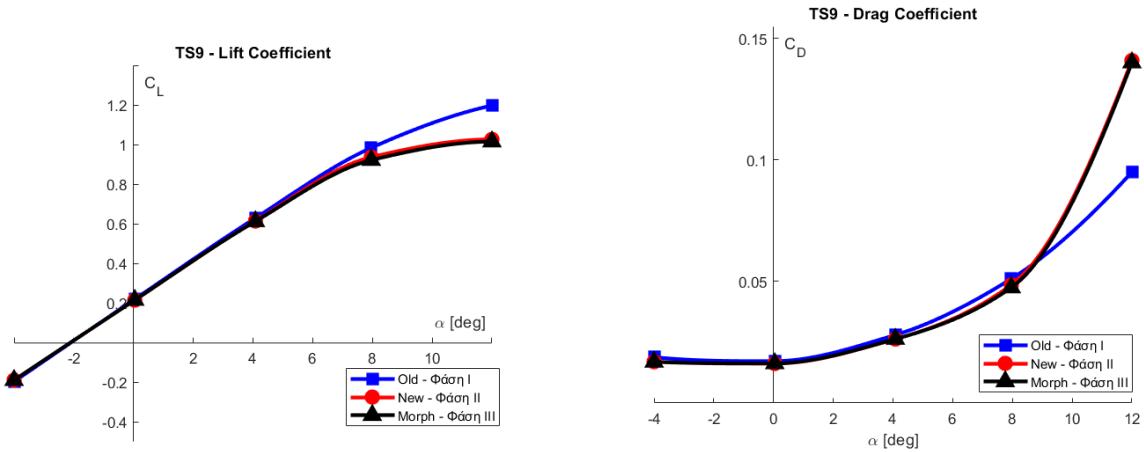
Σχήμα 4.39: Διάγραμμα L/D-AoA για το
TS7



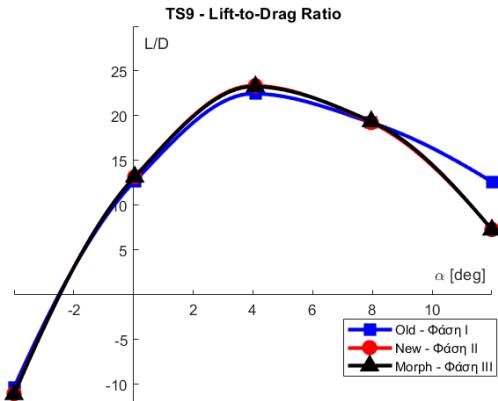
Σχήμα 4.40: Διάγραμμα C_L -AoA για το Σχήμα 4.41: Διάγραμμα C_D -AoA για το
TS8



Σχήμα 4.42: Διάγραμμα L/D-AoA για το
TS8



Σχήμα 4.43: Διάγραμμα C_L -AoA για το TS9
 Σχήμα 4.44: Διάγραμμα C_D -AoA για το TS9

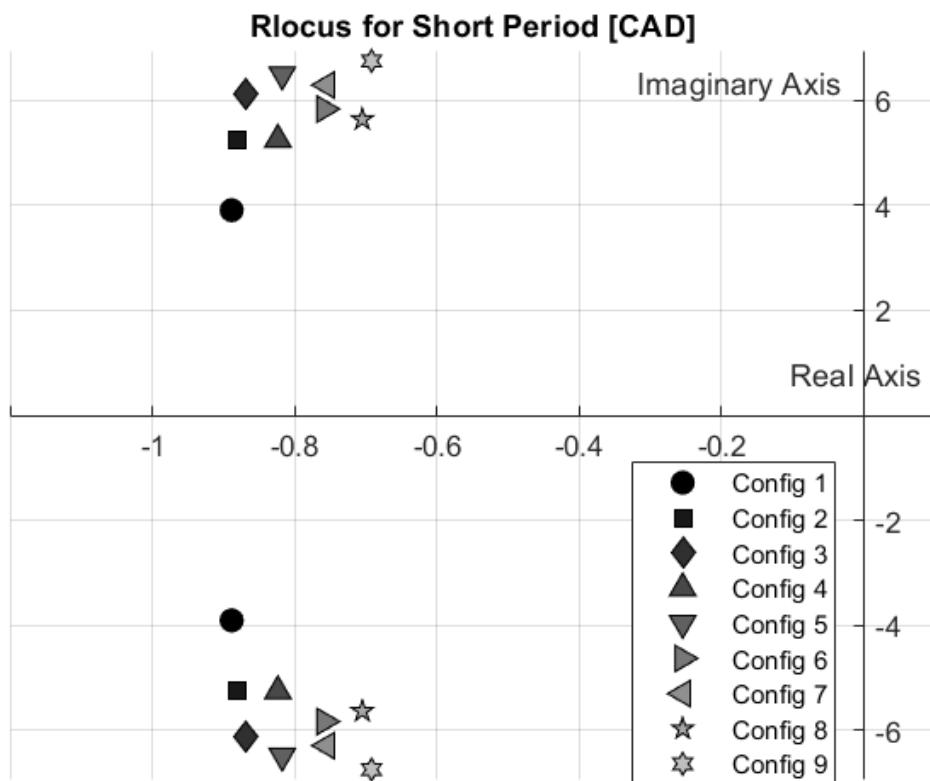


Σχήμα 4.45: Διάγραμμα L/D-AoA για το TS9

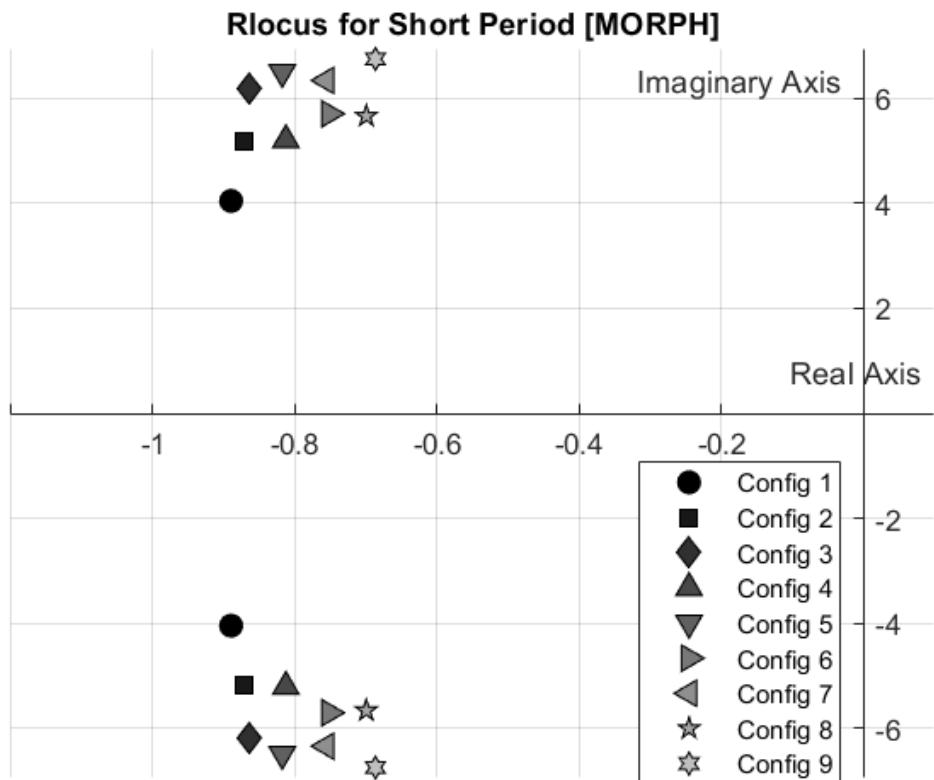
Σε αυτό το σημείο αξιζει να ειπωθεί πως και στις 3 μεθόδους, η διαμόρφωση με το υψηλότερο λόγο L/D είναι η διαμόρφωση 3 (TS3). Επίσης η διαμόρφωση με τον υψηλότερο συντελεστή άντωσης στις 12 μοίρες είναι το configuration 1 (TS1). Τα παραπάνω αποτελέσματα δείχνουν μία συνέπεια ως προς το ότι, παρά τις διαφορές στις μεθόδους στο πλέγμα, τα γενικά αεροδυναμικά μοτίβα και οι τάσεις στις επιδόσεις των διαμορφώσεων παραμένουν συνεπείς. Οι διαφοροποιήσεις μεταξύ των μεθόδων φαίνεται να επηρεάζουν περισσότερο το απόλυτο μέγεθος των μετρούμενων τιμών, αλλά όχι την ιεραρχία μεταξύ των διαμορφώσεων, κάτι που προσδίδει αξιοπιστία στα αποτελέσματα.

4.6 Αποτελέσματα δυναμικής ευστάθειας

Στην ενότητα αυτή παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της διαμήκους δυναμικής ευστάθειας συγκεκριμένα για την περίπτωση των βραχυχρόνιων δυναμικών χαρακτηριστικών (*Short Period*). Δημιουργώντας των χώρο κατάστασης (*State Space*) για τις διάφορες διατάξεις, προέκυψαν δυναμικά χαρακτηριστικά των συστημάτων όπως ο συντελεστής απόσβεσης ζ , η συχνότητα απόκρισης ω κ.α. Δεδομένου ότι το συντελεστής απόσβεση αποτελεί και παράμετρο βελτιστοποίησης σε αυτό το σημείο δεν θα αναφερθούν οι τιμές του αλλά οι γενικότερη συμπεριφορά των συστημάτων στην απόκριση τους. Παρακάτω παρατίθενται ο γεωμετρικός τόπος ριζών τόσο για το 'πακέτο' CAD όσο και των *Morph*:



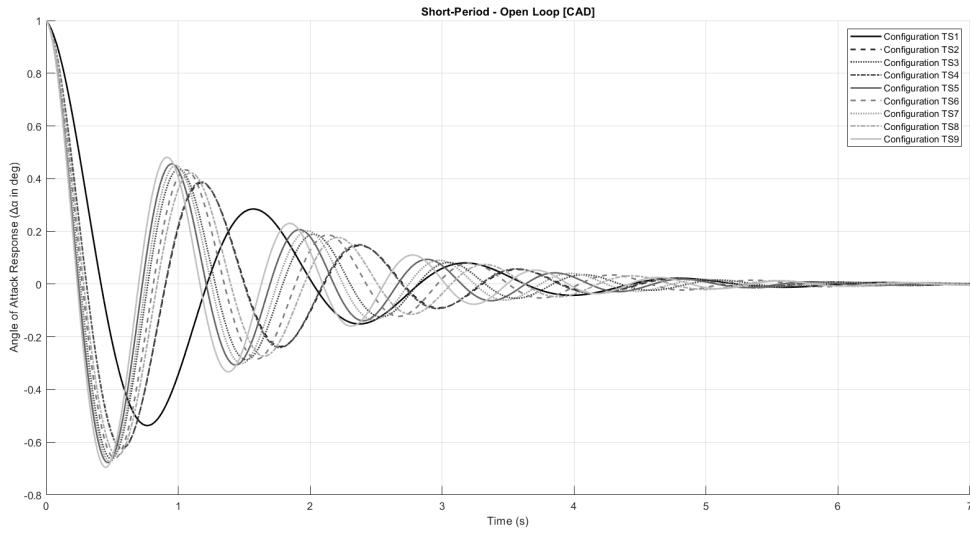
Σχήμα 4.46: Γεωμετρικός τόπος ριζών για τις 9 διατάξεις CAD



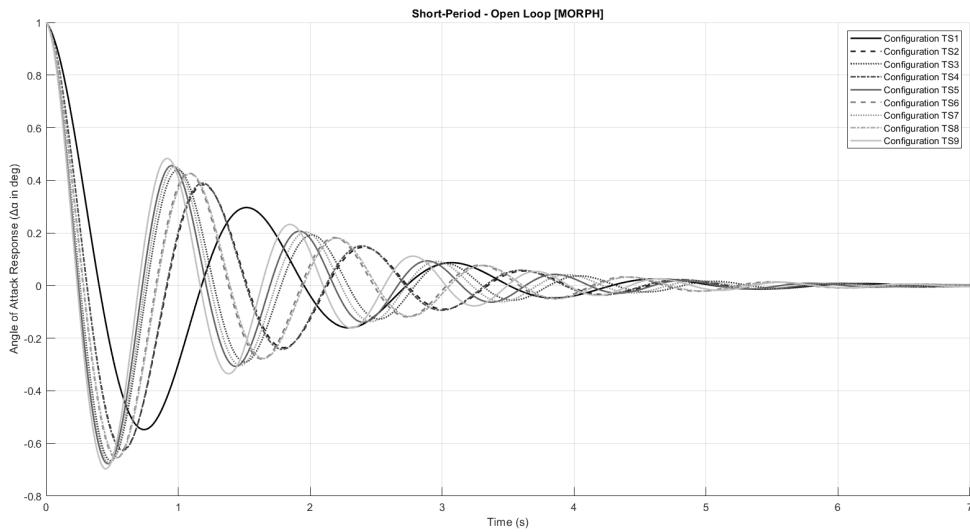
Σχήμα 4.47: Γεωμετρικός τόπος ριζών για τις 9 διατάξεις Morph

Όπως φαίνεται στα διαγράμματα, τα συστήματα είναι δεύτερης τάξης, με χαρακτηριστικό πολυώνυμο που διαθέτει μία διπλή ρίζα. Από τα διαγράμματα αυτά παρατηρείται το περιθώριο ευστάθειας, το οποίο καθορίζεται από την απόσταση των ριζών από τον φανταστικό άξονα. Επιπλέον, η απόσταση των ριζών από τον πραγματικό άξονα επηρεάζει το μέγεθος της ταλάντωσης στην απόκριση του συστήματος.

Παρατίθενται επίσης οι αποκρίσεις των συστημάτων των δύο μεθόδων για απόκριση βήματος στο χρόνο $t = 0 \text{ seconds}$ με αρχική συνθήκη 1° γωνία προσβολής.



Σχήμα 4.48: Απόκριση βήματος για τις 9 διατάξεις CAD



Σχήμα 4.49: Απόκριση βήματος για τις 9 διατάξεις Morph

Τα διαγράμματα απόκρισης επαληθεύουν τους γεωμετρικούς τόπους ριζών. Χαρακτηριστικά, η διάταξη 1 τόσο στο CAD όσο και στο Morph 'πακέτο' δείχνει να είναι η διάταξη με την μεγαλύτερη συχνότητα και την μεγαλύτερη και γρηγορότερη απόσβεση.

4.7 Διερεύνηση Επιδόσεων μέσω SNR

Στην ενότητα αυτή γίνετε παρουσίαση των αποτελεσμάτων SNR αναλύσεων για τις δύο μεθόδους δημιουργίας πλέγματος. Οι παράμετροι βελτιστοποίησης όπως έχει

προαναφερθεί είναι το συνολικό βάρος απογείωσης , η μέγιστη ταχύτητα σε υψόμετρο 2000 μέτρων και ο συντελεστής απόσβεσης ζ . Για τη μέγιστη ταχύτητα (V_{max}) και τον συντελεστή απόσβεσης (ζ) επιλέχθηκε η προσέγγιση *Larger – the – Better*, καθώς υψηλότερες τιμές είναι επιθυμητές. Αντίθετα, για το βάρος, χρησιμοποιήθηκε η προσέγγιση *Smaller – the – Better*, καθώς μικρότερες τιμές είναι προτιμότερες για τη βελτίωση της σχεδίασης.

4.7.1 Αποτελέσματα αναλύσεων SNR για τις διατάξεις CAD (φάση II)

Configuration	Weight [kg]	SNR_Weight [dB]	Vmax [kph]	SNR_Vmax [dB]	Damping	SNR_Damping [dB]
TS1	183.69	-45.282	246.96	47.853	0.1976	-14.084
TS2	187.62	-45.466	245.50	47.801	0.15185	-16.372
TS3	191.01	-45.621	243.85	47.742	0.13192	-17.594
TS4	185.73	-45.377	246.39	47.832	0.15012	-16.471
TS5	190.03	-45.576	244.24	47.756	0.12484	-18.073
TS6	188.36	-45.500	245.38	47.797	0.13286	-17.532
TS7	187.79	-45.473	245.05	47.785	0.12671	-17.944
TS8	186.67	-45.421	246.70	47.843	0.13688	-17.273
TS9	190.69	-45.606	244.83	47.777	0.11638	-18.682
Mean SNR Value		-45.4801		47.7984		-17.0629

Πίνακας 4.3: Table of configurations with SNR Values for new mesh method (CAD)

Πίνακας 4.4: Weight

Factor	Delta	Rank	Contribution %
Λ	0.044	3	11.11
AR	0.198	1	49.76
λ	0.156	2	39.13

Πίνακας 4.5: Vmax

Factor	Delta	Rank	Contribution %
Λ	0.007	3	5.28
AR	0.051	2	40.14
λ	0.070	1	54.58

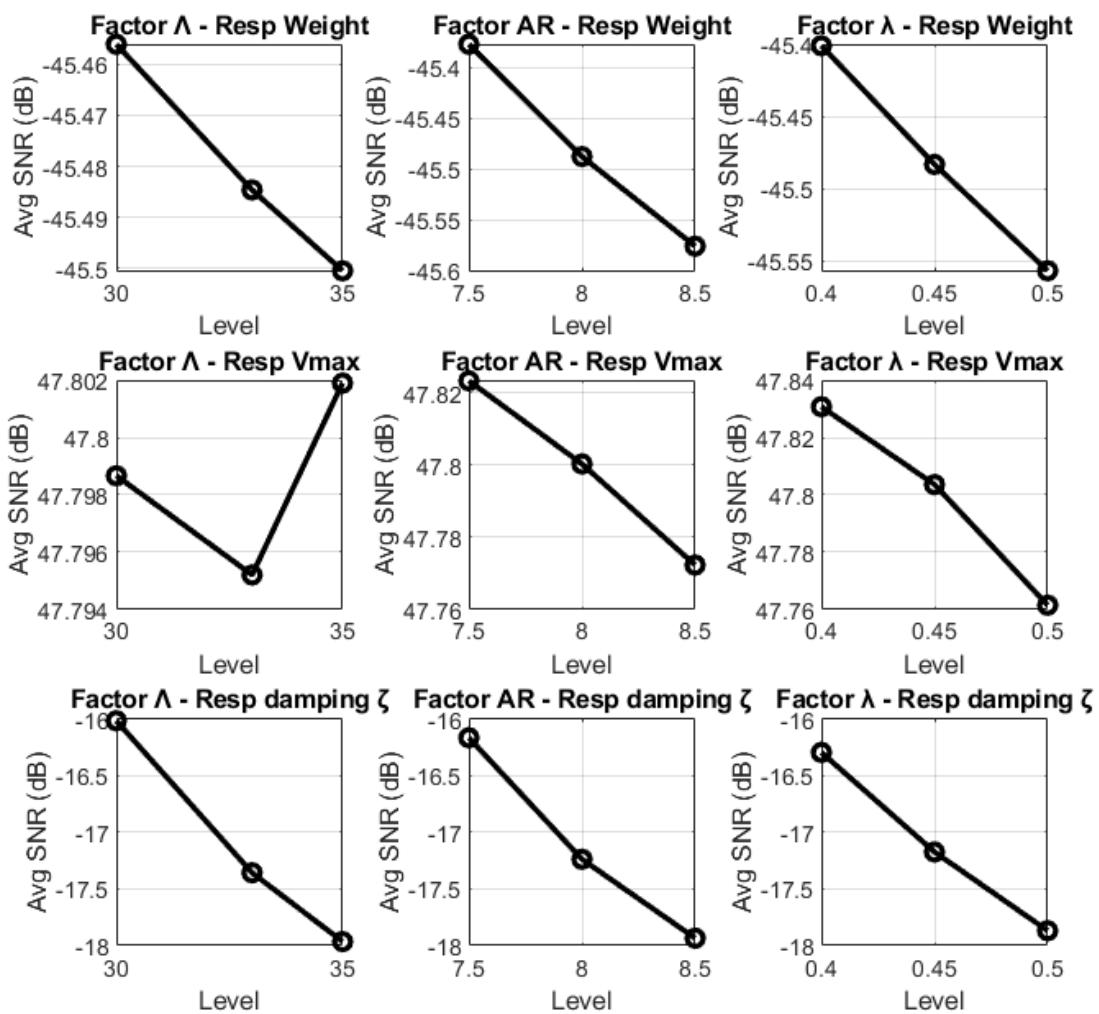
Πίνακας 4.6: Damping ζ

Factor	Delta	Rank	Contribution %
Λ	1.950	1	36.83
AR	1.770	2	33.43
λ	1.574	3	29.73

4.7.2 Γραφική απεικόνιση της επίδρασης SNR για τις διατάξεις CAD (φάση ΙΙ)

Η επιλογή του βέλτιστου συνδυασμού των επιπέδων μελέτης για κάθε κριτήριο γίνεται με βάση την ανάλυση της επίδρασης των σχεδιαστικών παραμέτρων στις επιδόσεις του αεροσκάφους. Για κάθε παράμετρο, η καλύτερη τιμή αντιστοιχεί στο μέγιστο υπολογισμένο SNR, ανάλογα με το κριτήριο βελτιστοποίησης που εφαρμόζεται. Ανάλογα με την περίπτωση, ακολουθείται είτε η προσέγγιση *Smaller – the – Better* είτε *Larger – the – Better* για τη βελτίωση της απόδοσης.

Η ανάλυση των χαρακτηριστικών καμπύλων επίδρασης δεν αποκαλύπτει μόνο τις βέλτιστες τιμές αλλά και τον τρόπο με τον οποίο κάθε σχεδιαστική παράμετρος επηρεάζει το αντίστοιχο κριτήριο. Επιλέγοντας τρία επίπεδα μελέτης, καθίσταται δυνατή η ανίχνευση πιθανών μη γραμμικών τάσεων, βελτιώνοντας έτσι την ακρίβεια των αποτελεσμάτων. Επιπλέον, τα παρακάτω διαγράμματα παρέχουν πολύτιμες πληροφορίες που μπορούν να αξιοποιηθούν ως κατευθυντήριες γραμμές για μελλοντικές τροποποιήσεις ή εκτιμήσεις κατά τη διαδικασία σχεδιασμού.



Σχήμα 4.50: Αποτελέσματα SNR για τις 9 διατάξεις CAD (φάση II)

4.7.3 Αποτελέσματα αναλύσεων SNR για τις διατάξεις Morph (φάση III)

Configuration	Weight [kg]	SNR_Weight [dB]	Vmax [kph]	SNR_Vmax [dB]	Damping	SNR_Damping [dB]
TS1	184.09	-45.301	246.33	47.830	0.19144	-14.359
TS2	187.50	-45.460	245.69	47.808	0.15213	-16.356
TS3	191.17	-45.628	243.70	47.737	0.13054	-17.685
TS4	185.90	-45.385	246.12	47.823	0.14946	-16.509
TS5	190.03	-45.576	244.24	47.756	0.12484	-18.073
TS6	188.70	-45.515	244.92	47.780	0.13481	-17.406
TS7	187.74	-45.471	245.14	47.788	0.12601	-17.992
TS8	187.12	-45.442	245.99	47.818	0.13546	-17.364
TS9	190.74	-45.609	244.76	47.775	0.11569	-18.734
Mean SNR Value		-45.4873		47.7905		-17.1186

Πίνακας 4.7: Table of configurations with SNR Values for morph mesh method

Πίνακας 4.8: Weight

Factor	Delta	Rank	Contribution %
Λ	0.044	3	11.60
AR	0.199	1	51.97
λ	0.139	2	36.43

Πίνακας 4.9: Vmax

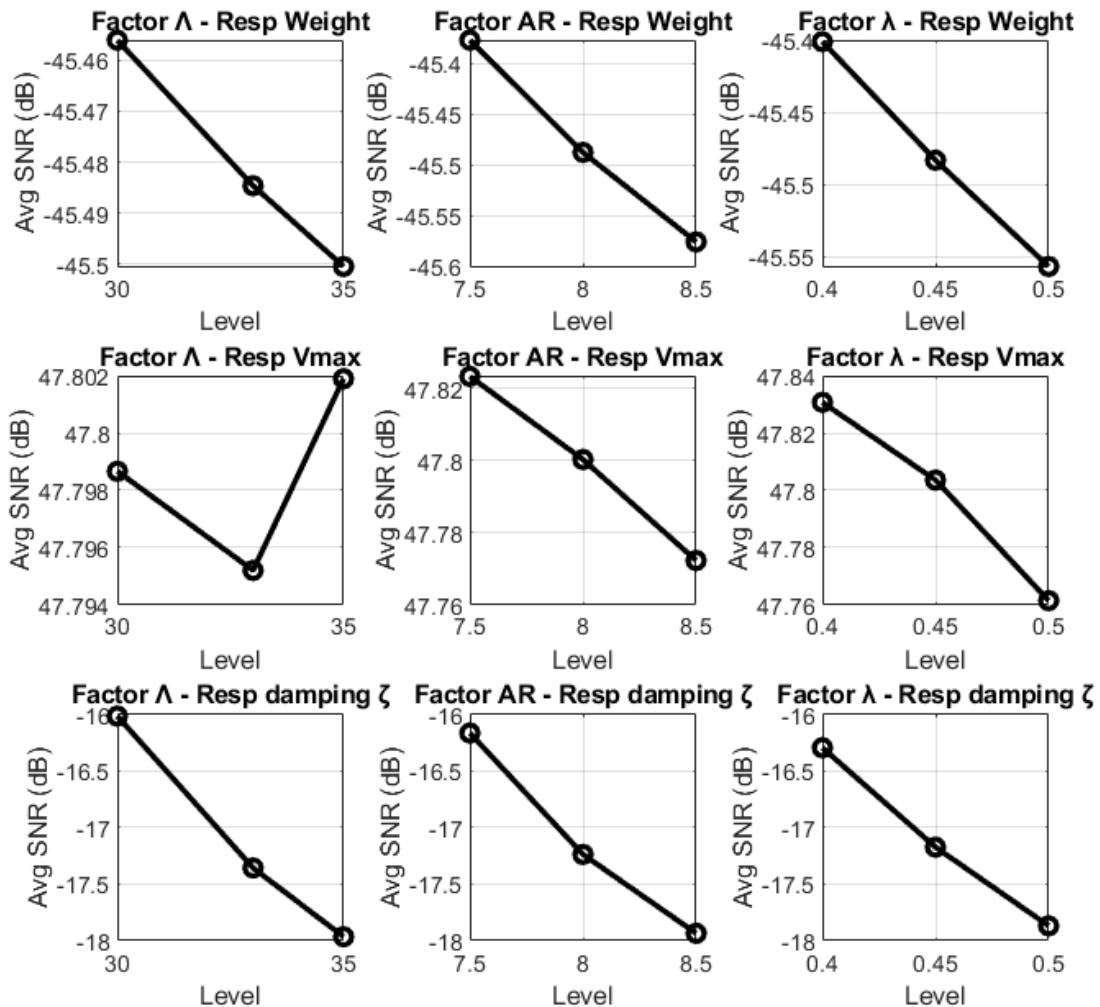
Factor	Delta	Rank	Contribution %
Λ	0.007	3	6.81
AR	0.050	1	46.86
λ	0.049	2	46.32

Πίνακας 4.10: Damping ζ

Factor	Delta	Rank	Contribution %
Λ	1.897	1	37.25
AR	1.655	2	32.50
λ	1.540	3	30.25

4.7.4 Γραφική απεικόνιση της επίδρασης SNR για τις διατάξεις Morph (φάση III)

Αντίστοιχα διαγράμματα παρουσιάζονται και για τις διατάξεις δημιουργούμενες με μορφοποίηση πλέγματος:



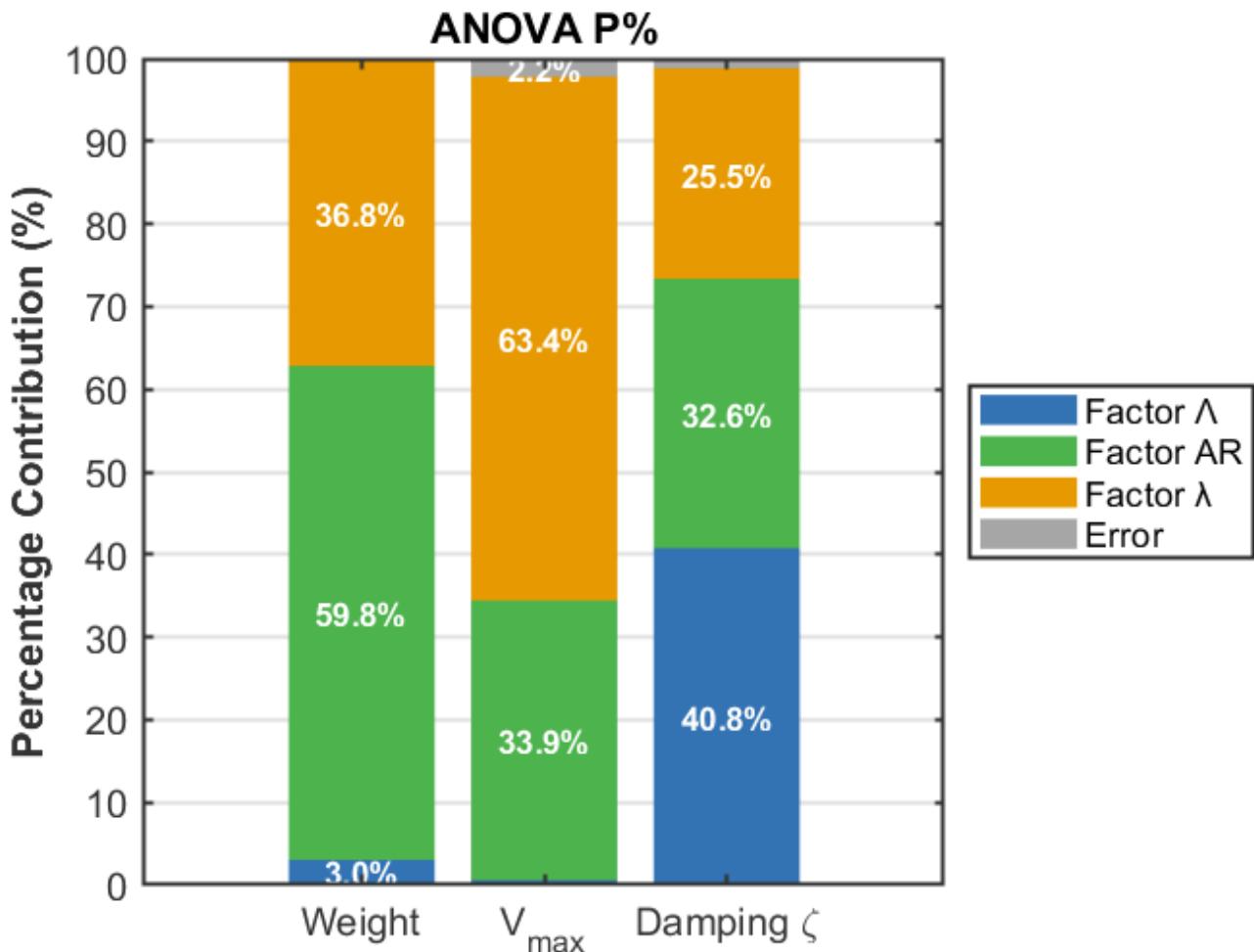
Σχήμα 4.51: Αποτελέσματα SNR για τις 9 διατάξεις *Morph* (φάση III)

4.7.5 Βέλτιστοι συνδυασμοί

4.8 Ανάλυση μεταβλητότητας ANOVA

Τα αποτελέσματα από την ανάλυση μεταβλητότητας παρουσιάζονται αναλυτικά στο Παράρτημα B. Σε αυτό το σημείο γίνεται αναφορά, μέσα από το επόμενο διάγραμμα, στο αποτέλεσμα από την ANOVA που αφορά την ποσοστιαία συνεισφορά

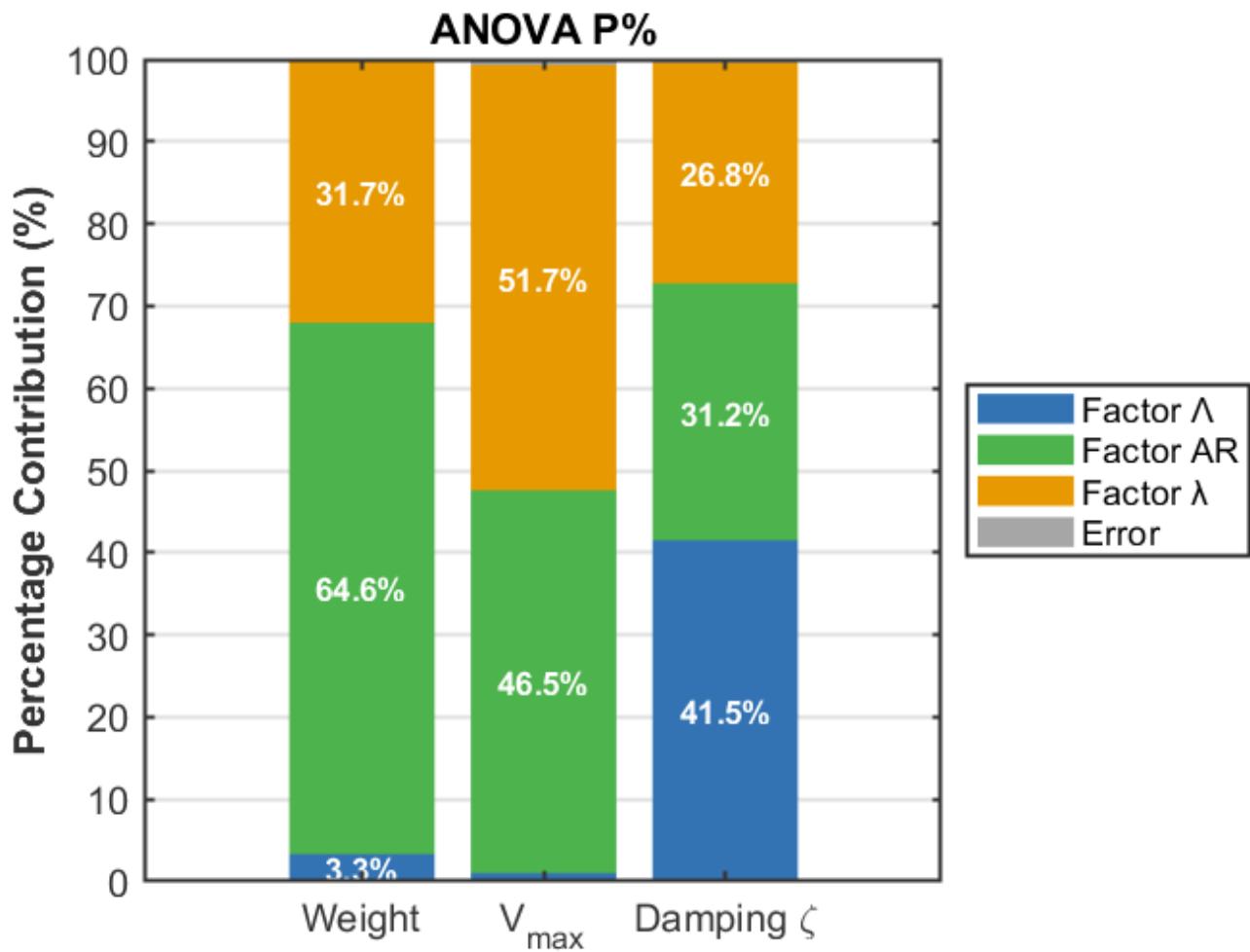
του κάθε παράγοντα στις παραμέτρους βελτιστοποίησης. Μα αυτόν τον τρόπο καθορίζεται ο παράγοντας με την μεγαλύτερη επίδραση.



Σχήμα 4.52: Ποσοστιαία συνεισφορά παραγόντων στις παραμέτρους βελτιστοποίησης για φάση II - CAD

Πιο αναλυτικά από το παραπάνω διάγραμμα παρατηρείται πως για το βάρος απογείωσης ο παράγοντας που επηρεάζει περισσότερο είναι το διάταμα ενώ μετά ακολουθεί ο λόγος εγκλεισμού, ενώ για τη μέγιστη ταχύτητα χυρίαρχος παράγοντας αναδεικνύεται ο λόγος εγκλεισμού (*Factor λ*), με δεύτερο σε σημασία το διάταμα (*Factor AR*). Τέλος, όσον αφορά τον συντελεστή απόσβεσης (ζ), η μεγαλύτερη επίδραση αποδίδεται στη γωνία οπισθόκλισης (*Factor Λ*), ακολουθούμενη από το διάταμα (*Factor AR*) και, σε μικρότερο βαθμό, από τον λόγο εγκλεισμού (*Factor λ*).

Αντίστοιχα για την περίπτωση των διαμορφώσεων δημιουργούμενων με μορφοποίηση πλέγματος:



Σχήμα 4.53: Ποσοστιαία συνεισφορά παραγόντων στις παραμέτρους βελτιστοποίησης για φάση III - Moprh

Παρατηρείτε πως στην περίπτωση της φάσης III με τις διαμορφώσεις morph, οι παράμετροι του συντελεστής απόσβεσης και του βάρους παραμένουν σε σχετικά ίδια επίπεδα με μέγιστες μεταβολές στο 10%. Διακρίνεται όμως μία μεγάλη μεταβολή στην περίπτωση της μέγιστης ταχύτητας με το διάταμα να αυξάνει την επίδραση του κατά 36% περίπου και τον λόγο εγκλεισμού να μειώνει την επίδρασή του κατά 20% περίπου από την τιμή του στη φάση I (CAD). Η γωνία οπισθόκλισης εξακολουθεί να έχει την ίδια αμελητέα επίδραση στην μέγιστη ταχύτητα.

Κεφάλαιο 5

Συμπεράσματα και προτάσεις για μελλοντική έρευνα

Σε αυτό το κεφάλαιο συνοψίζονται τα κύρια ευρήματα της έρευνας και παρουσιάζονται προτάσεις για μελλοντική μελέτη και ανάπτυξη. Δίνεται έμφαση στις βασικές συμβολές της εργασίας, στα όρια που αντιμετωπίστηκαν και στις πιθανές κατευθύνσεις για περαιτέρω βελτίωση.

5.1 Συμπεράσματα

Στη παρούσα διπλωματική εργασία πραγματοποιήθηκε η βελτιστοποίηση διαμορφώσεων αεροσκάφους τύπου BWB με την χρήση σχεδιασμού πειραμάτων και η ανάπτυξη των διαμορφώσεων έγινε σε δύο φάσεις. Στην πρώτη λήφθηκαν έτοιμα σχέδια CAD από αντίστοιχη προγενέστερη έρευνα και άλλαξε η φιλοσοφία πλεγματοποίησης με βάση της σύγχρονες οδηγίες της αεροδιαστηματικής βιομηχανίας. Στη δεύτερη φάση, εκκινώντας από μία διαμόρφωση CAD, αναπτύχθηκαν οι υπόλοιπες με την χρήση μορφοποίησης πλέγματος.

Συγκρίνοντας την νέα φιλοσοφία πλέγματος με αυτή της προγενέστερης έρευνας φαίνεται ότι, για τις μοίρες από -4 έως 8, οι τιμές των αεροδυναμικών συντελεστών έχουν μικρές διαφορές τις τάξης του 3-4%. Σε μεγαλύτερες τιμές γωνίας προσβολής η διαφορά αυξάνεται σε τιμές κοντά στο 30% υποδηλώνοντας πως η νέα φιλοσοφία πλέγματος 'διαβάζει' νωρίτερα την αποκόλληση του οριακού στρώματος. Επίσης οι διαφοροποιήσεις μεταξύ των μεθόδων επηρεάζουν κυρίως το απόλυτο μέγεθος των μετρούμενων τιμών, χωρίς όμως να μεταβάλλουν τη σχετική τάση των καμπυλών. Αξίζει να σημειωθεί πως με το νέο πλέγμα ο αριθμός κελιών μειώνεται κοντά στο 1/3 μειώνοντας έτσι το υπολογιστικό κόστος.

Κατά την σύγκριση μεταξύ της μεθόδου νέας φιλοσοφίας πλέγματος και της μορφοποίησης πλέγματος παρατηρείται πολύ καλή ταύτιση των αποτελεσμάτων. Συγκεκριμένα οι τιμές για όλο το εύρος γωνιών προσβολής δείχνουν να έχουν μία αμελητέα διαφορά τις τάξης 1-3%. Και σε αυτή την περίπτωση η σχετική τάση των καμπυλών

παραμένει αναλλοίωτη, δηλαδή η διαμόρφωση με τον μεγαλύτερο λόγο L/D είναι ίδια ανεξαρτήτως μεθόδου. Η μικρή απόκλιση των αποτελεσμάτων μεταξύ των δύο μεθόδων υποδηλώνει ότι η χρήση των morph tools για τη δημιουργία των διαμορφώσεων δεν επηρεάζει σημαντικά την ακρίβεια των υπολογισμών. Επιπλέον, η διατήρηση της ίδιας σχετικής τάσης των καμπυλών ενισχύει την εμπιστοσύνη στα συμπεράσματα της ανάλυσης, καθώς επιβεβαιώνει ότι οι διαφοροποιήσεις στο πλέγμα δεν αλλοιώνουν τη συνολική συμπεριφορά των διαμορφώσεων. Συνεπώς, η μεθοδολογία αυτή μπορεί να αξιοποιηθεί για περαιτέρω βελτιστοποίηση γεωμετριών με αξιόπιστα αποτελέσματα, διευκολύνοντας την εύρεση αποδοτικότερων σχεδιαστικών λύσεων.

Όσο αφορά στα αποτελέσματα βελτιστοποίησης, η τελευταία έγινε με την μέθοδο Taguchi έχοντας ως σχεδιαστικές παραμέτρους τον λόγο εγκλεισμού λ το διάταμα AR και την γωνία οπισθόκλισης Λ με κριτήρια βελτιστοποίησης το βάρος απογείωσης, την μέγιστη ταχύτητα και τον συντελεστή απόσβεσης για τα βραχυχρόνια δυναμικά χαρακτηριστικά (Short Period). Από τα παραπάνω παρατηρήθηκε:

- ★ Διαμόρφωση με το μικρότερο βάρος απογείωσης: Configuration 1 με $\Lambda = 30^\circ$, AR = 7.5 και $\lambda = 0.4$
- ★ Διαμόρφωση με μέγιστη ταχύτητα: Configuration 1 με $\Lambda = 30^\circ$, AR = 7.5 και $\lambda = 0.4$
- ★ Διαμόρφωση με τον μεγαλύτερο συντελεστή απόσβεσης ζ : Configuration 1 με $\Lambda = 30^\circ$, AR = 7.5 και $\lambda = 0.4$

Από τα προηγούμενα προκύπτει πως ο βέλτιστος συνδυασμός αποτελεί τις τις τιμές των παραμέτρων του configuration 1.

Από τα αποτελέσματα των SNR αναλύσεων αξίζει να σημειωθεί πως και στις δύο μεθόδους που αναπτύχθηκαν σε αυτή την διπλωματική εργασία, όλοι οι παράγοντας σχεδιασμού μεταβάλλουν γραμμικά τα κριτήρια βελτιστοποίησης. Μοναδική εξαίρεση δείχνει η γωνία οπισθόκλισης της οποίας η επίδραση στην μέγιστη ταχύτητα δείχνει να μην ακολουθεί γραμμική τάση. Ωστόσο, όπως φάνηκε και στα ραβδογράμματα συνεισφοράς παραγόντων στις παραμέτρους βελτιστοποίησης, η συνολική επίδραση της γωνίας οπισθόκλισης στην μέγιστη ταχύτητα είναι αμελητέα.

5.2 Μελλοντικές προτάσεις

Η παρούσα έρευνα θα μπορούσε να επεκταθεί εξετάζοντας την δυνατότητα τόσο της εναλλακτικής προσέγγισης δημιουργίας διαμορφώσεων με χρήση μορφοποίησης πλέγματος, καθώς οι τρόποι για την μορφοποίησης της γεωμετρίας ποικίλουν, όσο και το ενδεχόμενο αυτοματοποίησης της διαδικασίας αυτής με σκοπό την άμεση λήψη διαμορφώσεων. Επιπλέον, περαιτέρω μελέτη θα μπορούσε να διερευνηθεί στο κομμάτι της δυναμικής ευστάθειας, λαμβάνοντας υπόψιν και την εγκάρσια και την ευστάθεια κατά

τον άξονα Z. Επιπρόσθετα, κρίνεται απαραίτητη η πειραματική επαλήθευση των αποτελεσμάτων για την επιβεβαίωση της ακρίβειας και της αξιοπιστίας των προτεινόμενων προσεγγίσεων. Τέλος, για την ολοκλήρωση των συστημάτων ελέγχου, θα ήταν σκόπιμο να σχεδιαστούν αυτόματα συστήματα ελέγχου που λαμβάνουν υπόψη τις επιφάνειες ελέγχου, με στόχο τη βελτιστοποίηση της δυναμικής συμπεριφοράς του αεροσκάφους.

Βιβλιογραφία

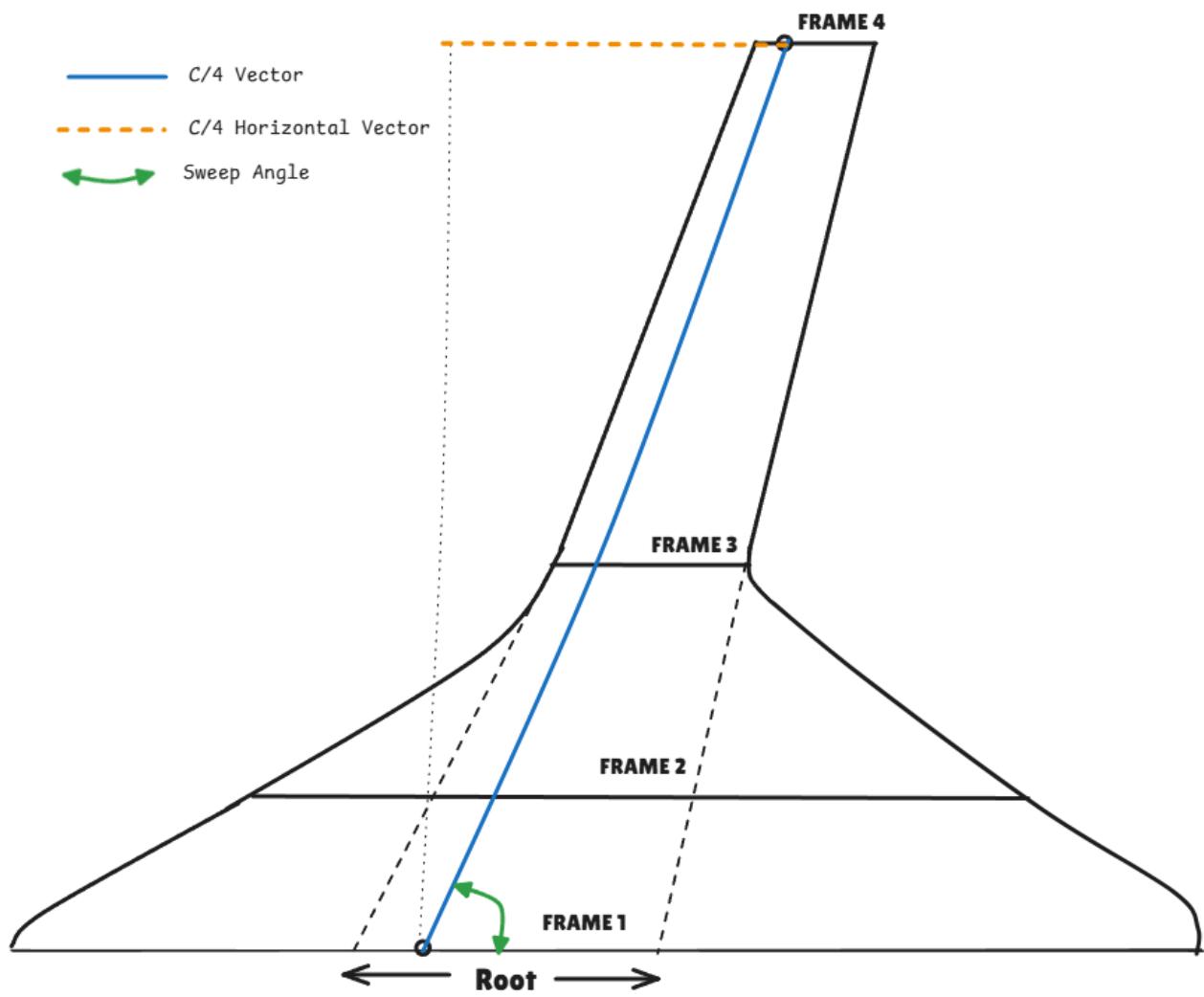
- [1] Airfoil Tools. *Airfoil Database and Tools*. Available at: <https://airfoiltools.com> [Accessed: March 2024]. 2024.
- [2] John D. Anderson. *Aircraft Performance & Design*. Boston: WCB/McGraw-Hill, 1999. ISBN: 978-0070019713.
- [3] John D. Anderson. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill Education, 1995. ISBN: 978-0070016859.
- [4] ANSYS Inc. *ANSYS Fluent User's Guide*. Latest. Available at: <https://www.ansys.com>. ANSYS Inc., 2024.
- [5] Spyridon Antoniou κ.ά. «Parametric Investigation of Leading-Edge Slats on a Blended-Wing-Body UAV Using the Taguchi Method». Στο: *Laboratory of Fluid Mechanics and Turbomachinery, Department of Mechanical Engineering, Aristotle University of Thessaloniki* (2023). Correspondence: peripan@auth.gr.
- [6] BETA CAE Systems. *ANSA User's Guide*. Latest. Available at: <https://www.beta-cae.com>. BETA CAE Systems International AG, 2024.
- [7] Zhenli Chen κ.ά. «Assessment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft». Στο: *Chinese Journal of Aeronautics* 33 (2020), σσ. 4235–4248. doi: [10.1016/j.cja.2020.04.006](https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.04.006).
- [8] Michael V. Cook. *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. 3rd. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2013. ISBN: 978-0080982427.
- [9] Payam Dehpanah και Amir Nejat. «The aerodynamic design evaluation of a blended-wing-body configuration». Στο: *Journal of Fluids and Structures* 91 (2019), σ. 102644. doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2019.102644](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2019.102644).
- [10] Thomas Dimopoulos, Pericles Panagiotou και Kyros Yakinthos. «Stability Study and Flight Simulation of a Blended-Wing-Body UAV». Στο: *MATEC Web of Conferences* 304 (2019), σ. 02013. doi: [10.1051/matecconf/201930402013](https://doi.org/10.1051/matecconf/201930402013).
- [11] S. Kapsalis, P. Panagiotou και K. Yakinthos. «CFD-aided optimization of a tactical Blended-Wing-Body UAV platform using the Taguchi method». Στο: *Aerospace Science and Technology* 116 (2021), σ. 106824. doi: [10.1016/j.ast.2021.106824](https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106824).

- [12] I. Kitsios κ.ά. «Longitudinal Dynamics Analysis and Autopilot Design for a Fixed-Wing, Tactical Blended-Wing-Body UAV». Στο: *IEEE Aerospace Conference*. DOI: Pending or Available at: <https://ieeexplore.ieee.org>. IEEE. Big Sky, Montana, USA, 2023.
- [13] George Korbetis και Dimitris Georgoulas. «Multi-Objective Design Optimization of a Rudder, using Automated CAE Model Set-Up with ANSA Pre-Processor». Στο: *Proceedings of the ANSA μETA International Conference*. Available at: <https://www.beta-cae.com>. BETA CAE Systems S.A. Thessaloniki, Greece, 2023.
- [14] Robert H. Liebeck. «Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport». Στο: *Journal of Aircraft* 41.1 (2004), σσ. 10–25. doi: [10.2514/1.9089](https://doi.org/10.2514/1.9089).
- [15] John T. McMasters και Jeremy C. Ray. «Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport». Στο: *AIAA Aerospace Design Conference* (2001), σσ. 1–15. doi: [10.2514/6.2001-2470](https://doi.org/10.2514/6.2001-2470).
- [16] Dimitrios Mitridis κ.ά. «An Evaluation of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle Trends and Correlations with Respect to NATO Classification, Region, EIS Date, and Operational Specifications». Στο: *Aerospace* 10.2 (2023), σσ. 1–25. doi: [10.3390/aerospace10020074](https://doi.org/10.3390/aerospace10020074).
- [17] Douglas C. Montgomery. *Design and Analysis of Experiments*. 9th. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, 2017. ISBN: 978-1119113478.
- [18] NASA Glenn Research Center. *Aircraft Motion: Pitch, Roll, and Yaw*. Accessed: 2025-03-24. n.d. url: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/rotations.html>.
- [19] Robert C. Nelson. *Flight Stability and Automatic Control*. 2nd. New York: McGraw-Hill Education, 1998. ISBN: 978-0070462731.
- [20] P. Panagiotou, S. Antoniou και K. Yakinthos. «Cant angle morphing winglets investigation for the enhancement of the aerodynamic, stability and performance characteristics of a tactical Blended-Wing-Body UAV». Στο: *Aerospace Science and Technology* 123 (2022), σ. 107467. doi: [10.1016/j.ast.2022.107467](https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107467). URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107467>.
- [21] P. Panagiotou, S. Fotiadis-Karras και K. Yakinthos. «Conceptual design of a Blended Wing Body MALE UAV». Στο: *AIAA Scitech 2020 Forum*. 2020, σσ. 1–16. doi: [10.2514/6.2020-1360](https://doi.org/10.2514/6.2020-1360).
- [22] P. Panagiotou και K. Yakinthos. «Parametric aerodynamic study of Blended-Wing-Body platforms at low subsonic speeds for UAV applications». Στο: *Aerospace Science and Technology* 76 (2018), σσ. 450–460. doi: [10.1016/j.ast.2018.02.009](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.02.009).
- [23] Pericles A. Panagiotou. «Aerodynamic Efficiency and Performance Enhancement of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles Using Novel Configurations and Techniques». PhD Dissertation. Διδακτορική διατρ. Thessaloniki, Greece: Aristotle University of Thessaloniki, 2009.

- [24] N. Qin κ.ά. «Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft». Στο: *Progress in Aerospace Sciences* 40 (2004), σσ. 321–343. doi: [10.1016/j.paerosci.2004.06.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2004.06.003).
- [25] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 6th. Reston, VA: American Institute of Aeronautics και Astronautics (AIAA), 2018. ISBN: 978-1624104909.
- [26] Jan Roskam. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. Τόμ. 1. Lawrence, Kansas: DARcorporation, 1997. ISBN: 978-1884885091.
- [27] P. R. Spalart και C. L. Rumsey. «Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations». Στο: *AIAA Journal* 45 (2007), σσ. 2544–2553. doi: [10.2514/1.29373](https://doi.org/10.2514/1.29373).
- [28] U.S. Standard Atmosphere: Temperature, Pressure, and Air Properties vs. Altitude. Prepared by NASA, NOAA, and USAF. Washington, D.C.: National Oceanic και Atmospheric Administration (NOAA), 1976.
- [29] Wikipedia contributors. *Wikipedia, The Free Encyclopedia*. Available at: <https://en.wikipedia.org> [Accessed: March 2024]. 2024.
- [30] Ιωάννης Αντωνιάδης. Δυναμική και Έλεγχος Πτήσης: Παραρτήματα. Greek. Ελλάδα: Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο (ΕΜΠ), 2016.

A. Παράρτημα

Σε αυτό το παράρτημα παρατίθενται οργανωμένα οι εντολές που επιλέχθηκαν με σκοπό την δημιουργία των διαμορφώσεων μέσω της μορφοποίησης πλέγματος καθώς και οι τιμές που δόθηκαν σε αυτές.



Σχήμα 5.1: Σκαρίφημα αεροσκάφους με τα μεγέθη

Λόγος εγκλεισμού

Πίνακας 5.1: Scale for Taper Ratio

Config.	Root Chord [mm]	Tip Chord [mm]	Taper Ratio	Scaled Control Entities	Scaled Entities	Morph Point	Scale Control	Morph Value	Final Tip Chord [mm]
TS1	1043.8	521.9	0.4	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	0.8		417.52
TS2	1043.8	521.9	0.45	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	0.9		469.71
TS3	1043.8	521.9	0.5	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	-		521.9
TS4	1043.8	521.9	0.45	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	0.9		469.71
TS5	1043.8	521.9	0.5	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	-		521.9
TS6	1043.8	521.9	0.4	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	0.8		417.52
TS7	1043.8	521.9	0.5	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	-		521.9
TS8	1043.8	521.9	0.45	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	0.8		417.52
TS9	1043.8	521.9	0.4	Tip's Airfoil	Winglet's Curve - Wing	Tip's LE	0.9		469.71

CONSTRAINTS

Constraint Type	Components		
	BOUNDS	WING's LE	CURVE's LE
			FRAME 3

Διάταξη

Πίνακας 5.2: Translate for Aspect Ratio

Conf.	Wingspan [mm]	TS5 C/4 Vector Length	TS5 Sweep Angle [rad]	C/4 Vector Length [mm]	Control Entities	Translate Vector	Translate Value	Morph Entities
TS1	5479.95	3779.781	0.58561	3287.805964	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	-491.9750358	Wing
TS2	6054.04	3779.781	0.58561	3632.24278	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	-147.5382205	Wing
TS3	6654.225	3779.781	0.58561	3992.335814	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	212.5548137	Wing
TS4	5675.6625	3779.781	0.58561	3405.227606	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	-374.5533942	Wing
TS5	6300	3779.781	0.58561	3779.781	-	-	-	Wing
TS6	6210.61	3779.781	0.58561	3726.180093	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	-53.6009072	Wing
TS7	5871.375	3779.781	0.58561	3522.649247	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	-257.1317526	Wing
TS8	5845.28	3779.781	0.58561	3506.993029	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	-272.7879715	Wing
TS9	6432.4175	3779.781	0.58561	3859.257953	Winglet's Curve - Winglet	C/4 vector	79.47695326	Wing

CONSTRAINTS

Constraint Type	Components
BOUNDS	FRAME 3

Γωνία Οπισθόκλισης

Πίνακας 5.3: Translate for Sweep Angle

Conf.	Wingspan [mm]	Desired Sweep Angle	C/4 Horizontal Length	Control Entities	Translate Vector	Translate Value	Morph Entities
TS1	5479.95	30	1798.7471	Winglet's Curve - Winglet	x Axis	-216.822	Wing - Blended Area
TS2	6054.04	30	1898.16661	Winglet's Curve - Winglet	x Axis	-222.3368	Wing - Blended Area
TS3	6654.225	30	2152.9816	Winglet's Curve - Winglet	x Axis	-232.0723976	Wing - Blended Area
TS4	5675.6625	33	-	-	-	-	Wing - Blended Area
TS5	6300	-	-	-	-	-	Wing - Blended Area
TS6	6210.61	33	-	-	-	-	Wing - Blended Area
TS7	5871.375	35	1915.77	Winglet's Curve - Winglet	x Axis	139.8153867	Wing - Blended Area
TS8	5845.28	35	1909.024	Winglet's Curve - Winglet	x Axis	137.43	Wing - Blended Area
TS9	6432.4175	35	2086.0636	Winglet's Curve - Winglet	x Axis	165.95	Wing - Blended Area

CONSTRAINTS

BOUNDS	FRAME 1
PLANAR	BLENDE AREA COON's

Β. Παράρτημα

Πίνακες ANOVA:

Source	Sum Sq.	d.f.	Mean Sq.	P(%)
λ	5.9715	2	2.9858	40.7835
AR	4.7688	2	2.3844	32.5690
Λ	3.7323	2	1.8662	25.4906
Error	0.1694	2	0.0847	1.1569
Total	14.6420	8		

Πίνακας 5.4: Table for damping coefficient (CAD - φάση II)

Source	Sum Sq.	d.f.	Mean Sq.	P(%)
λ	6.7960e-05	2	3.3980e-05	0.5836
AR	0.0039	2	0.0020	33.8538
Λ	0.0074	2	0.0037	63.3717
Error	2.5512e-04	2	1.2756e-04	2.1909
Total	0.0116	8		

Πίνακας 5.5: Table for Vmax (CAD - φάση II)

Source	Sum Sq.	d.f.	Mean Sq.	P(%)
λ	0.0030	2	0.0015	3.0465
AR	0.0592	2	0.0296	59.7684
Λ	0.0365	2	0.0183	36.8444
Error	3.3759e-04	2	1.6879e-04	0.3407
Total	0.0991	8		

Πίνακας 5.6: Table for take off Weight (CAD - φάση II)

Source	Sum Sq.	d.f.	Mean Sq.	P(%)
λ	0.0031	2	0.0015	3.3291
AR	0.0592	2	0.0296	64.6431
Λ	0.0291	2	0.0145	31.7228
Error	2.7953e-04	2	1.3976e-04	0.3050
Total	0.0916	8		

Πίνακας 5.7: Table for take off Weight (MORPH - φάση III)

Source	Sum Sq.	d.f.	Mean Sq.	P(%)
λ	8.3071e-05	2	4.1535e-05	1.0279
AR	0.0038	2	0.0019	46.5412
Λ	0.0042	2	0.0021	51.7226
Error	5.7244e-05	2	2.8622e-05	0.7083
Total	0.0081	8		

Πίνακας 5.8: Table for Vmax (MORPH - φάση III)

Source	Sum Sq.	d.f.	Mean Sq.	P(%)
λ	5.5179	2	2.7590	41.5078
AR	4.1525	2	2.0762	31.2364
Λ	3.5637	2	1.7818	26.8070
Error	0.0597	2	0.0298	0.4488
Total	13.2938	8		

Πίνακας 5.9: Table for damping coefficient (MORPH - φάση III)

