

ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗΣ

ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΗΣ
ΕΠΙΔΡΑΣΗΣ ΚΙΝΗΤΗΡΑ ΣΤΙΣ ΕΠΙΔΟΣΕΙΣ
ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

SIMULATION OF ENGINE - AIRCRAFT AERODYNAMIC
INTERACTION

ΓΕΛΑΔΑΚΗΣ ΓΕΩΡΓΙΟΣ
Επιβλέπων: Καθηγητής Σ. ΒΟΥΤΣΙΝΑΣ
ΑΘΗΝΑ, 2 Δεκεμβρίου 2023

Περίληψη

Η παρούσα μελέτη εξετάζει τη χρήση μεθόδων υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (CFD) πάνω σε ένα εμπορικό αεροσκάφος σε συνθήκη ομαλής οριζόντιας πτήσης. Σκοπός της είναι η εξαγωγή των παραγώγων ευστάθειας του αεροσκάφους κατά την πτήση, καθώς και η ενσωμάτωση τόσο της γεωμετρικής διαμόρφωσης όσο και της λειτουργίας των κινητήρων στο συνολικό πρόβλημα.

Αρχικά, δίνεται μια σύντομη περιγραφή του κώδικα CFD που χρησιμοποιήθηκε για τις προσομοιώσεις. Εστιάζει στη χωρική και χρονική διακριτοποίηση του συστήματος των εξισώσεων ροής, καθώς και στη μοντελοποίηση της τύρβης για τις δοκιμές στις οποίες έχει συμπεριληφθεί η συνεκτικότητα. Στη συνέχεια, διερευνάται η μορφή επιφανειακού πλέγματος του αεροσκάφους, καθώς και η ανεξαρτησία του. Η διαδικασία πραγματοποιήθηκε σε δύο στάδια, αρχικά πάνω στο πλέγμα της κύριας πτέρυγας και κατ' επέκταση στη συνολική γεωμετρία.

Στη συνέχεια, συγκρίνεται η επιλογή ή μη της χρήσης συνεκτικότητας στο υπολογιστικό μοντέλο τόσο μεταξύ των προσομοιώσεων μεταξύ τους όσο και με πειραματικές μετρήσεις. Οι δοκιμές πραγματοποιήθηκαν σε δύο διαμορφώσεις της γεωμετρίας του αεροσκάφους, καθώς και σε δύο γωνίες πρόσπτωσης για την κάθε διαμόρφωση.

Τέλος, υπολογίζονται οι παράγωγοι ευστάθειας, οι οποίες και συγκρίνονται με τις αντίστοιχες που προκύπτουν από το xflr, ένα λογισμικό το οποίο χρησιμοποιεί προσεγγιστικές μεθόδους επίλυσης της ροής. Το περιεχόμενο της εργασίας συμπληρώνει η αποτίμηση της απαιτούμενης ώσης και του ρυθμού μεταβολής της, καθώς και η επίδραση της λειτουργίας των κινητήρων στην αεροδυναμική συμπεριφορά του αεροσκάφους.

Abstract

The present study examines the use of Computational Fluid Dynamics (CFD) on a commercial aircraft under cruise conditions. Its aim is to calculate the stability derivatives of the aircraft during flight, as well as to incorporate both the geometric configuration and operation of the engines into the overall problem.

Initially, a concise description of the CFD code used for the simulations is provided. It emphasizes the spatial and temporal discretization of the flow equations, as well as the turbulence modeling when viscosity is included. Then, a grid dependence analysis is carried out. This process includes research conducted on the main wing mesh and, to that extent, on the overall geometry.

Next, the options of including or not viscous effects are compared between them and with measured data. The tests were conducted for two geometric configurations of the aircraft, as well as in two angles of attack for each configuration.

Finally, the stability derivatives are calculated and compared with those obtained with xflr, a software that utilizes potential based flow solvers. The content of the work is complemented by the assessment of the required thrust and its derivative, as well as the impact of engine operation on the aerodynamic behaviour of the aircraft.

Περιεχόμενα

1	Εισαγωγή	1
1.1	Αεροσκάφος	1
1.2	Αεροδυναμικές μέθοδοι	2
1.2.1	Μέθοδοι γραμμής άνωσης	2
1.2.2	Μέθοδοι επιφάνειας άνωσης	2
1.2.3	Μέθοδοι επιφανειακών στοιχείων	3
1.2.4	Μέθοδοι υπολογιστικής ρευστοδυναμικής	4
1.3	Σκοπός και δομή της εργασίας	6
2	Επιλύτης MaPFlow	7
2.1	Χωρική διακριτοποίηση	7
2.1.1	Όροι μεταφοράς	8
2.1.2	Όροι συνεκτικότητας	9
2.2	Χρονική διακριτοποίηση	11
2.3	Μοντελοποίηση τύρβης	14
2.3.1	Μοντέλο K- ω SST	14
2.3.2	Συναρτήσεις τοίχου	16
3	Μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος	18
3.1	Γεωμετρία αεροσκάφους	18
3.2	Ανεξαρτησία πλέγματος κύριας πτέρυγας	20
3.3	Ανεξαρτησία πλέγματος αεροσκάφους	23
4	Επιλογή μοντέλου προσομοίωσης της ροής	25
5	Αποτελέσματα - Σύγκριση με πειραματικές μελέτες	30
5.1	Συνθήκες πτήσης	30
5.2	Πτέρυγα/Άτρακτος σε γωνία πρόσπτωσης 0°	31
5.3	Πτέρυγα/Άτρακτος σε γωνία πρόσπτωσης 2.93°	32
5.4	Συνολική γεωμετρία σε γωνία πρόσπτωσης 0°	34

5.5	Συνολική γεωμετρία σε γωνία πρόσπτωσης 4°	35
6	Παράγωγοι ευστάθειας - Λειτουργία κινητήρα	39
6.1	Παράγωγοι ευστάθειας	39
6.2	Προσομοίωση κινητήρων	40
7	Συμπεράσματα - Μελλοντική έρευνα	43
7.1	Συμπεράσματα	43
7.2	Προτάσεις για μελλοντική έρευνα	44
	References	45

1 Εισαγωγή

1.1 Αεροσκάφος

Η αεροναυτική έχει γνωρίσει εντυπωσιακές προόδους από την ιστορική πτήση των αδελφών Wright το 1903, οδηγώντας στην ανάπτυξη πολύ εξελιγμένων αεροσκαφών. Κεντρικό σημείο σε αυτές τις εξελίξεις είναι ο περίπλοκος αλληλοσχεδιασμός μεταξύ της αεροδυναμικής και της ευστάθειας των αεροσκαφών, που εξασφαλίζει την ασφαλή και αποδοτική λειτουργία των σύγχρονων αεροπλάνων.

Η αεροδυναμική, με τη μορφή της μελέτης του πεδίου ροής του αέρα μέσα σε ένα χωρίο με στερεά αντικείμενα, είναι ένα θεμελιώδες κομμάτι της τεχνολογίας. Από τον πρώτο καιρό, ερευνητές και μηχανικοί προσπάθησαν να κατανοήσουν τις πολύπλοκες αεροδυναμικές δυνάμεις που δρουν στα αεροσκάφη. Η μετάβαση από τα διπλάνα στα σύγχρονα αεροσκάφη με στροβιλοκινητήρες έφερε σημαντικές αλλαγές στις αρχές σχεδιασμού αεροδυναμικής. Ωστόσο, ο βασικός στόχος παρέμεινε αμετάβλητος: να επιτευχθεί ισορροπία μεταξύ άνωσης, βάρους, ώσης και αντίστασης - των τεσσάρων κύριων δυνάμεων που διέπουν την πτήση.

Η αξιολόγηση της ευστάθειας ενός αεροσκάφους είναι ένα επίσης ζωτικό στοιχείο στην αεροναυπηγική. Η διασφάλιση της ευστάθειας ενός αεροσκάφους περιλαμβάνει την εξέταση της συμπεριφοράς του υπό διάφορες συνθήκες πτήσης, όπως απογείωση, κρουαζιέρα και προσγείωση. Οι πρώιμες αξιολογήσεις ευστάθειας βασίζονταν σε μεγάλο βαθμό σε δοκιμές σε αεροσήραγγες και εμπειρική ανάλυση. Οι αεροσήραγγες επέτρεψαν στους μηχανικούς να παρατηρούν δομές ροής αέρα γύρω από μοντέλα αεροσκαφών, παρέχοντας χρήσιμες πληροφορίες για τα αεροδυναμικά τους χαρακτηριστικά.

Με την είσοδο των υπολογιστικών μεθόδων, το τοπίο της αξιολόγησης της ευστάθειας των αεροσκαφών μετασχηματίστηκε σημαντικά. Η Υπολογιστική Ρευστοδυναμική (CFD), μια αριθμητική προσέγγιση για την επίλυση προβλημάτων ροής, αναδύθηκε ως ένα ισχυρό εργαλείο στην προσομοίωση της αεροδυναμικής συμπεριφοράς. Οι προσομοιώσεις CFD επιτρέπουν στους μηχανικούς να οπτικοποιούν και να αναλύουν τη ροή αέρα γύρω από τις επιφάνειες ενός αεροσκάφους με εξαιρετική ακρίβεια. Αυτή η τεχνολογία έχει παίξει έναν κρίσιμο ρόλο στον βελτιστοποιημένο σχεδιασμό αεροσκαφών προβλέποντας την αεροδυναμική απόδοση με μεγαλύτερη ακρίβεια και μειώνοντας την ανάγκη για δαπανηρά φυσικά πρωτότυπα.

Με την πάροδο των ετών, η αξιολόγηση της ευστάθειας των αεροσκαφών έχει εξελιχθεί από απλοποιημένους χειροκίνητους υπολογισμούς σε πολύπλοκες προσομοιώσεις που περιλαμβάνουν λεπτομερή μαθηματικά μοντέλα. Οι σύγχρονες προσομοιώσεις CFD λαμβάνουν υπόψη όχι μόνο τις κανονικές συνθήκες πτήσης αλλά και παράγοντες όπως η απώλεια στήριξης και η τύρβη καθώς και περιπτώσεις εξεζητημένων ελιγμών. Αυτές οι προσομοιώσεις παρέχουν ουσιαστικές πληροφορίες για το σχεδιασμό αεροσκαφών τα οποία θα πληρούν τα αυστηρά πρότυπα ασφαλείας και θα εξασφαλίζουν εξαιρετική απόδοση κατά την πτήση.

1.2 Αεροδυναμικές μέθοδοι

Την ανάλυση του πεδίου ροής και τον υπολογισμό των αεροδυναμικών συντελεστών και επιδόσεων των αεροσκαφών, πραγματοποιούν από κλασσικές θεωρίες της αεροδυναμικής έως και προηγμένες υπολογιστικές μεθόδολογίες. Οι μεθόδολογίες που αναφέρονται στη βιβλιογραφία είναι δυνατό να αναπαριστούν σε διαφορετικό βαθμό λεπτομέρειας τη γεωμετρία των σωμάτων και τις διαταραχές που αυτά προκαλούν στη ροή. Διακρίνονται με βάση τη δυνατότητά τους να λαμβάνουν υπόψιν τρισδιάστατα φαινόμενα, καθώς επίσης και επιδράσεις συνεκτικότητας και συμπίεστικότητας της ροής. Χαρακτηριστικές μεθόδολογίες που χρησιμοποιούνται σε αεροδυναμικές εφαρμογές είναι η Μέθοδος Γραμμής Άνωσης (Lifting Line Method), η Μέθοδος Επιφάνειας Άνωσης (Lifting Surface Method), οι Μέθοδοι Επιφανειακών Στοιχείων (Panel Methods) και, τέλος, οι Μέθοδοι Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής (CFD, Computational Fluid Dynamics).

1.2.1 Μέθοδοι γραμμής άνωσης

Η θεωρία της γραμμής άνωσης, αρχικά διατυπωμένη από τους Lanchester–Prandtl [1] [2], βασίζεται στην εικασία που υπάρχει στη ανάλυση της δυναμικής ροής ότι η φυσική ροή γύρω από ένα σώμα μπορεί να αναπαρασταθεί ως το πεδίο ταχύτητας που προκαλείται από μία κατανομή δινών οι οποίες προστίθενται σε μια ελεύθερη ροή. Ειδικότερα, ο ισχυρισμός που διατυπώνεται στη θεωρία γραμμής άνωσης είναι ότι η ροή πάνω από μια πεπερασμένη πτέρυγα υψηλής γεωμετρικής αναλογίας (high aspect ratio) μπορεί να αναπαρασταθεί από ένα φύλλο ημι-άπειρων στροβίλων που εκτείνονται από ένα νήμα στροβιλισμού μεταβλητής ισχύος, τοποθετημένο κατά μήκος της θέσης των αεροδυναμικών κέντρων της πτέρυγας. Η ισχύς κυκλοφορίας του φύλλου στροβιλισμού, ως συνάρτηση της θέσης του εκπετάσματος, είναι ισοδύναμη με την αλλαγή στην κυκλοφορία του δεσμευμένου νήματος δίνης.

Η ουσία της θεωρίας γραμμής άνωσης είναι ο προσδιορισμός της κατανομής της κυκλοφορίας που οδηγεί σε ένα πεδίο επαγόμενης ταχύτητας κατά μήκος του τόπου αεροδυναμικών κέντρων της πτέρυγας που έχει ως αποτέλεσμα την ίδια κατανομή άνωσης με την αντίστοιχη φυσική πτέρυγα, για μια δεδομένη συνθήκη ελεύθερης ροής [3]. Ένα από τα βασικά σημεία της θεωρίας της γραμμής άνωσης είναι ότι λαμβάνεται πρόνοια για την επίδραση των δινοστοιχείων που συγκροτούν τον ομόρρου της πτέρυγας. Λόγω αυτού, θεωρείται ότι επιτυγχάνεται μια ορθότερη προσομοίωση καθώς προσεγγίζεται ο τρισδιάστατος χαρακτήρας της ροής [4].

1.2.2 Μέθοδοι επιφάνειας άνωσης

Οι μέθοδοι επιφάνειας άνωσης [5] χαρακτηρίζονται ως πλήρως στροβιλές μεθόδολογίες και πλεονεχτούν από τις μεθόδους της γραμμής άνωσης ως προς την πιο ρεαλιστική απεικόνιση της τρισδιάστατης γεωμετρίας της πτέρυγας καθώς στην επιφάνεια αναφοράς τους κατανέμονται κατά διακριτό ή συνεχή τρόπο στρόβιλοι ή δίνες. Στη θεωρία της επιφάνειας άνωσης τα πτερύγια θεωρούνται λεπτές ανωστικές επιφάνειες και αναπαρίστανται από μία επιφανειακή διανομή δινοπλεγμάτων (vortex lattice). Η ένταση των δινοπλεγμάτων προκύπτει από την επιβολή της συνθήκης μη εισχώρησης στα κέντρα τους.

Η επίδραση του ομόρρου της πτέρυγας στο πεδίο ροής κοντά στην επιφάνειά της, όπως

και στις μεθοδολογίες της γραμμής άνωσης, λαμβάνεται υπόψη με την υιοθέτηση μιας κατάλληλης γεωμετρίας στην οποία κατανέμονται στροβιλικά στοιχεία. Ο τρόπος αναπαράστασης της επιφάνειας του ομόρρου είναι καθοριστικός για τις μεθόδους της επιφάνειας άνωσης και με βάση αυτόν γίνεται διάκριση σε μεθόδους ομόρρου με προδιαγεγραμμένη επιφάνεια και σε μεθόδους με ελεύθερη επιφάνεια.

Στο μοντέλο του προδιαγεγραμμένου ομόρρου (prescribed wake model), ο ομόρρος διαμορφώνεται από ημι-άπειρης έκτασης σπειροειδή φύλλα δινών με εξαρτημένη μεταβλητή το βήμα της σπείρας. Ο επιβαλλόμενος περιορισμός στους βαθμούς ελευθερίας κίνησης της γεωμετρίας του ομόρρου συντελεί στην ευκολία των υπολογισμών δίχως προβλήματα αριθμητικής ευστάθειας. Στο μοντέλο του ελεύθερου ομόρρου (free wake model), η γεωμετρία του φύλλου δίνης προκύπτει από την επίλυση των εξισώσεων εξέλιξης της στροβιλότητας και αυτό επιτρέπει την προσομοίωση των σύνθετων δομών της ροής ιδιαίτερα όταν αυτές έχουν μη μόνιμο χαρακτήρα. Ωστόσο, η αριθμητική επίλυση αυτού του μοντέλου ομόρρου χαρακτηρίζεται ως συνθετότερη της αντίστοιχης του προδιαγεγραμμένου μοντέλου και αναμφίβολα το κόστος υπολογισμού είναι υψηλότερο.

1.2.3 Μέθοδοι επιφανειακών στοιχείων

Οι μέθοδοι των επιφανειακών στοιχείων χρησιμοποιούνται κατά κύριο λόγο στην αριθμητική επίλυση του μη συνεκτικού πεδίου ροής γύρω από τρισδιάστατα σώματα. Για την εφαρμογή τους προϋποτίθεται ότι η ροή είναι προσκολλημένη στο σώμα, ενώ μπορούν να εφαρμοστούν για συμπίεστες ροές εφόσον αυτές μπορούν να διατυπωθούν από τη γραμμικοποιημένη εξίσωση του δυναμικού ταχύτητας [4]. Η βασική ιδέα των μεθόδων αυτών είναι η περιγραφή των επιφανειών ενός αντικειμένου με τη χρήση διακριτών στοιχείων (panels) και στη συνέχεια η μοντελοποίηση ενός στοιχείου ροής (όπως δίνη, δίπολο, πηγή ή καταβόθρα) σε κάθε πάνελ που θα ικανοποιεί ορισμένες οριακές συνθήκες, για παράδειγμα τη συνθήκη μη εισχώρησης [6]. Η αλληλεπίδραση των στοιχείων λαμβάνεται υπόψη και πρέπει επίσης να ικανοποιεί την προϋπόθεση ότι μακριά από το αντικείμενο η ροή πρέπει να είναι ίση με την ταχύτητα της ελεύθερης ροής.

Η κατανομή των στοιχείων αυτών ροής στην επιφάνεια του αεροδυναμικού σώματος καθορίζει τη εφαρμοζόμενη μέθοδο και κατηγοριοποιείται, γενικά, σε συνεχής ή διακριτή. Μια συνεχής κατανομή οδηγεί σε ολοκληρωτικές εξισώσεις παρόμοιες με αυτές που συναντώνται στη θεωρία λεπτών αεροτομών και οι οποίες δεν προσφέρουν αναλυτικές λύσεις. Αντίθετα, αν η επιφάνεια του σώματος διακριτοποιηθεί σε μια σειρά στοιχείων (panels), οι ολοκληρωτικές εξισώσεις μετατρέπονται σε ένα σύστημα γραμμικών εξισώσεων το οποίο επιλύεται αριθμητικά.

Η μέθοδος των επιφανειακών στοιχείων, επομένως, είναι μια αριθμητική προσέγγιση ανάλυσης που μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να καταλήξουμε σε μια κατά προσέγγιση λύση για τις δυνάμεις που ασκούνται σε ένα αντικείμενο σε μια ροή. Η ευελιξία της μεθόδου σε συνδυασμό με το σχετικά χαμηλό υπολογιστικό κόστος της αιτιολογούν την υιοθέτηση και χρήση της από πολλούς ερευνητές αλλά και από τη βιομηχανία.

1.2.4 Μέθοδοι υπολογιστικής ρευστοδυναμικής

Οι προαναφερόμενοι μέθοδοι αεροδυναμικής ανάλυσης, αναμφίβολα διακρίνονται για το σχετικά χαμηλό υπολογιστικό κόστος, ακόμη και όταν για την αντιμετώπιση του συνεκτικού χαρακτήρα των ροών απαιτείται αφενός η σύζευξη της δυναμικής ροής με μοντέλο οριακού στρώματος και αφετέρου η επιλογή ενός κατάλληλου μοντέλου ορόρου, ενώ σχεδόν πάντα θα πρέπει να υιοθετηθούν δοκιμασμένες ημι-εμπειρικές σχέσεις. Αντίθετα, αν αγνοηθούν η σημαντικότητα του χρόνου υπολογισμού και οι απαιτούμενοι υπολογιστικοί πόροι, η επίλυση του συστήματος των εξισώσεων Navier-Stokes, μέσα σε καθορισμένο όγκο του ρευστού που περιβάλλει το σώμα, αποτελεί την πλέον αξιόπιστη επιλογή. Η διακριτοποίηση των εξισώσεων και του όγκου εντός του οποίου γίνεται η επίλυσή τους και ο συνδυασμός αυτών με ένα κατάλληλο μοντέλο τύρβης συγκροτούν μια ολοκληρωμένη μεθοδολογία ή τεχνική υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (CFD, Computational Fluid Dynamics).

Η υπολογιστική ρευστοδυναμική έχει διεισδύσει σε ένα ευρύ φάσμα πεδίων συμπεριλαμβανομένων του σχεδιασμού οχημάτων και αεροσκαφών. Πριν το έτος 1960, οι υπολογιστικές μέθοδοι χρησιμοποιούνταν αποκλειστικά στη δομική ανάλυση, ενώ το κύριο εργαλείο για την ανάπτυξη αεροδυναμικών διαμορφώσεων αποτελούσαν τα πειράματα σε αεροσήραγγα. Από το 1960 και έπειτα, ξεκίνησε να διαδίδεται ότι οι υπολογιστές έχουν πλέον την ισχύ να δοκιμαστούν σε υπολογισμούς αεροδυναμικών ιδιοτήτων μεμονωμένων, σε πρώτη φάση, τμημάτων του αεροσκάφους [7]. Τα αρχικά αυτά βήματα πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια επίλυσης μη συνεκτικών πεδίων ροής. Στη συνέχεια, αναπτύχθηκαν αλγόριθμοι Euler που επιλύουν μεταβαλλόμενα χρονικά προβλήματα. Η εξέλιξη των λογισμικών υπολογιστικής ρευστοδυναμικής ακολουθεί τον ραγδαίο ρυθμό αύξησης των χαρακτηριστικών και επιδόσεων των υπολογιστικών συστημάτων, με αποτέλεσμα τη δυνατότητα αριθμητικής επίλυσης των εξισώσεων RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) σε μεγάλα ως προς την έκταση και ταυτόχρονα χρονικά μεταβαλλόμενα πεδία ροής.

Οι μέθοδοι υπολογιστικής ρευστοδυναμικής χαρακτηρίζονται ως πλεγματικές, καθώς για τον υπολογισμό του πεδίου ροής απαιτείται η διακριτοποίηση του πεπερασμένου χωρίου σε έναν αριθμό από επιμέρους υπολογιστικά κελιά (grid cells) στα οποία επιλύονται οι εξισώσεις της ροής. Το υπολογιστικό πλέγμα παράγεται με τέτοιο τρόπο, έτσι ώστε να περιγράφει με όσο το δυνατόν μεγαλύτερη ακρίβεια τα γεωμετρικά όρια του φυσικού χωρίου, καθώς και την εξωτερική (βρεχόμενη) επιφάνεια των σωμάτων που βρίσκονται μέσα όγκο υπολογισμού. Στη γενική περίπτωση, οι εξισώσεις της ροής επιλύονται στα κέντρα (cell-centered schemes) ή στις ακμές (cell-vertex schemes) των υπολογιστικών κυψελών. Το κύριο πλεονέκτημα των πλεγματικών μεθόδων είναι ότι η ροή γύρω από τα σώματα μπορεί να αναπαρασταθεί με ιδιαίτερη ακρίβεια και να αποτυπωθούν τα οριακά στρώματα και τα κύματα κρούσης που αναπτύσσονται στην επιφάνειά τους. Ανάλογα με το επίπεδο της προσέγγισης των φυσικών μηχανισμών, οι πλεγματικές μέθοδοι διακρίνονται στους επιλύτες των εξισώσεων Ευλερ ή Ναιερ-Στοκες. Με τους επιλύτες των εξισώσεων Ευλερ αναπαρίστανται τα φαινόμενα συμπεριστασίας, ενώ στους επιλύτες Ναιερ-Στοκες είναι δυνατόν να συμπεριληφθούν στην επίλυση του προβλήματος και τα φαινόμενα συνεκτικότητας και τύρβης της ροής.

Σήμερα, η υπολογιστική ρευστοδυναμική δίνει τη δυνατότητα ανάλυσης πολύπλοκων συστημάτων τόσο από άποψη γεωμετρίας όσο και πολυπλοκότητας της ροής, παρέχοντας πολύ αξιόπιστα αποτελέσματα. Για το λόγο αυτό, βρίσκει συχνή χρήση στους τομείς του σχεδιασμού αεροσκαφών, στροβιλοκινητήρων, αυτοκινήτων και πλοίων [8]. Το τίμημα, ωστόσο, έναντι της υψηλής ακρίβειας και της αξιοπιστίας των αποτελεσμάτων που λαμβάνονται δεν

είναι άλλο από το αυξημένο υπολογιστικό κόστος σε σύγκριση με τις μη πλεγματικές μεθόδους.

1.3 Σκοπός και δομή της εργασίας

Η παρούσα μελέτη ασχολείται με την ανάλυση της ροής γύρω από ένα μοντέλο αεροσκάφους σε συνθήκη κρουαζιέρας, εφαρμόζοντας τις μεθόδους της Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής (CFD). Ο επιλύτης που χρησιμοποιήθηκε έχει αναπτυχθεί στο Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο και ονομάζεται MaPFlow. Πρωταρχική μέριμνα αποτελεί η επαλήθευση της αξιοπιστίας του επιλύτη σε ένα μοντέλο φυσικού μεγέθους και πραγματικών συνθηκών πτήσης.

Ο κύριος σκοπός της μελέτης είναι ο υπολογισμός των παραγώγων ευστάθειας του αεροσκάφους και η σύγκριση αυτών με τις αντίστοιχες που προκύπτουν από μη πλεγματικές μεθόδους, όπως για παράδειγμα με τη μέθοδο γραμμής άνωσης. Αρχικά, οφείλει να εξεταστεί αν η χρήση υπολογιστικών μέσων παρέχει υψηλότερης ακρίβειας παραγώγους, σε βαθμό στον οποίο να προτιμάται η εφαρμογή τους. Επιπλέον, ωστόσο, κρίνεται απαραίτητο να ληφθεί υπόψη το αυξημένο κόστος που επιβάλλουν οι μέθοδοι αυτές, προκειμένου να αποφανθεί αν είναι αποδεκτές και διαχειρίσιμες για να χρησιμοποιηθούν ευρέως στην ανάλυση ευστάθειας των αεροσκαφών. Συνεπώς, το ερώτημα που τίθεται προς απάντηση είναι εάν ο βαθμός επίτευξης ακριβέστερων αποτελεσμάτων υπερνικά το υψηλό κόστος που απαιτεί η υπολογιστική ρευστοδυναμική.

Πέρα από την εύρεση των παραγώγων ευστάθειας, αποσκοπείται η μοντελοποίηση και ενσωμάτωση της λειτουργίας των κινητήρων στο υπολογιστικό μοντέλο. Η μοντελοποίηση αυτή πραγματοποιείται μέσω ενός δίσκου ορμής ώστε να εκτιμηθεί η παραγόμενη ώση κατά την κρουαζιέρα και να εξεταστεί η επίδραση της δέσμης του κινητήρα στην αεροδυναμική του αεροσκάφους. Τέλος, θα υπολογιστεί μέσω εμπειρικών σχέσεων ο ρυθμός μεταβολής (παράγωγος) της ώσης, ένα μέγεθος απαραίτητο στην ανάλυση ευστάθειας, καθώς επηρεάζει τη δυναμική του αεροσκάφους.

Η παρούσα εργασία χωρίζεται σε τέσσερα στάδια μελέτης, προκειμένου να επιτευχθούν οι στόχοι που αναλύθηκαν παραπάνω. Αρχικά, παρουσιάζεται συνοπτικά στο Κεφάλαιο 2 ο επιλύτης MaPFlow και οι εξισώσεις που διέπουν την εφαρμογή του. Στη συνέχεια, στο Κεφάλαιο 3 αναλύεται το πρώτο στάδιο που αφορά τη διερεύνηση ενός κατάλληλου επιφανειακού πλέγματος για τη γεωμετρία του αεροσκάφους. Στο Κεφάλαιο 4 περιγράφεται η διαδικασία επιλογής του μοντέλου της ροής, το οποίο θα εφαρμοστεί στο υπολογιστικό μοντέλο. Ακολουθεί το Κεφάλαιο 5 με την παρουσίαση αποτελεσμάτων από δοκιμές πάνω σε δύο ξεχωριστές γεωμετρικές διαμορφώσεις του αεροσκάφους και σε διαφορετικές γωνίες πτήσης. Το τελευταίο στάδιο αναλύεται στο Κεφάλαιο 6 και αφορά τον τελικό υπολογισμό των παραγώγων ευστάθειας, καθώς και αποτελέσματα προσομοιώσεων που συμπεριλαμβάνουν τη λειτουργία των κινητήρων.

2 Επιλύτης MaPFlow

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται μια περιγραφή του κώδικα υπολογιστικής ρευστοδυναμικής MaPFlow που χρησιμοποιήθηκε για τις προσομοιώσεις. Ο επιλύτης διαχειρίζεται χρονικά σταθερά και μεταβλητά προβλήματα με ακρίβεια δεύτερης τάξης τόσο στο χώρο όσο και στο χρόνο. Περιλαμβάνει μοντελοποίηση της τύρβης μέσω των μοντέλων Spalart-Allmaras και K- ω SST, καθώς και με συναρτήσεις τοίχου (wall functions). Τέλος, είναι εξοπλισμένος με preconditioner για τις ροές χαμηλού αριθμού Mach[9].

2.1 Χωρική διακριτοποίηση

Στον MaPFlow οι μεταβλητές αποθηκεύονται στα κέντρα των κελιών. Υποθέτωντας μη μεταβλητό όγκο κελιών έχουμε:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_D \vec{U} dD = D \frac{\partial \vec{U}}{\partial t} \quad (2.1)$$

όπου:

$$\vec{U} = \frac{1}{D} \int_D U_{exact} dD \quad (2.2)$$

Επομένως, η εξίσωση (2.1) γίνεται:

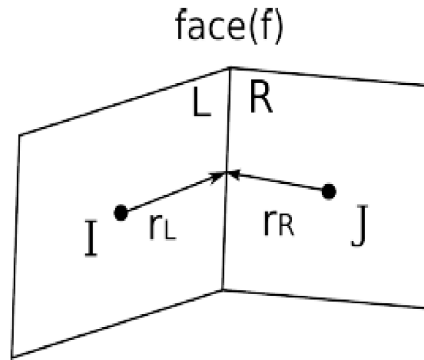
$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} = -\frac{1}{D} \left[\oint_{\partial D} (\vec{F}_c - \vec{F}_v) dS - \int_D \vec{Q} dD \right] \quad (2.3)$$

Οι όροι μεταφοράς (\vec{F}_c) και συνεκτικότητας (\vec{F}_v) στο επιφανειακό ολοκλήρωμα υπολογίζονται στις επιφάνειες των κελιών. Έτσι, για το κελί I ισχύει:

$$\frac{\partial \vec{U}_I}{\partial t} = -\frac{1}{D_I} \left[\sum_{m=1}^{N_f} (\vec{F}_c - \vec{F}_v)_m \Delta S_m - (\vec{Q}D)_I \right] = -\frac{1}{D_I} \vec{R}_I \quad (2.4)$$

όπου N_f είναι ο αριθμός των εδρών του κελιού και ΔS_m η επιφάνεια της έδρας m .

Προκειμένου, λοιπόν να υπολογιστούν οι όροι μεταφοράς και συνεκτικότητας στην εξίσωση (2.4), απαιτείται να υπολογιστούν αρχικά οι τιμές των όρων αυτών στα κέντρα των εδρών του κάθε κελιού, εφόσον η πληροφορία για τις μεταβλητές της ροής αποθηκεύεται στα κέντρα των κελιών.



Σχήμα 1: Αναπαράσταση δύο γειτονικών κελιών I και J του υπολογιστικού χωρίου.

Στον MaPFlow ο υπολογισμός αυτός γίνεται μέσω της προσέγγισης ΠΛΡ (Piecewise Linear Reconstruction), στην οποία οι μεταβλητές της ροής κατανομούνται γραμμικά μέσα στον όγκο ελέγχου και επομένως η αριστερή και δεξιά κατάσταση (Left and Right state) έχουν ως εξής:

$$\vec{V}_L = \vec{V}_I + \Psi_I \left(\nabla \vec{V}_I \cdot \vec{r}_L \right) \quad (2.5)$$

$$\vec{V}_R = \vec{V}_J + \Psi_J \left(\nabla \vec{V}_J \cdot \vec{r}_R \right) \quad (2.6)$$

όπου \vec{r}_L και \vec{r}_R είναι τα διανύσματα απόστασης από το κέντρο του κελιού έως το κέντρο της εκάστοτε πλευράς (1), και Ψ μία συνάρτηση περιορισμού προκειμένου να εξασφαλίζεται η σύγκλιση σε περιοχές του υπολογιστικού χωρίου στις οποίες εμφανίζονται έντονες κλίσεις των \vec{V}_I και \vec{V}_J . Οι δύο αυτοί όροι, με τη σειρά τους, υπολογίζονται στα αντίστοιχα κέντρα των κελιών σύμφωνα με την διατύπωση Green-Gauss :

$$\nabla \vec{V} \approx \frac{1}{D} \int_{\partial D} \vec{V} \vec{n} dS \quad (2.7)$$

η οποία σε ένα σχήμα κυψελοκεντρικό (cell-centered) παίρνει τη μορφή:

$$\nabla \vec{V}_I \approx \frac{1}{D} \sum_{J=1}^{N_f} \frac{1}{2} \left(\vec{V}_I + \vec{V}_J \right) \vec{n}_{IJ} \Delta S_{IJ} \quad (2.8)$$

2.1.1 Όροι μεταφοράς

Η διακριτοποίηση των όρων μεταφοράς στον MaPFlow πραγματοποιείται με βάση ένα flux-difference σχήμα. Το σχήμα αυτό υπολογίζει τους όρους μεταφοράς σε μία πλευρά του όγκου ελέγχου από την αριστερή και δεξιά κατάσταση επιλύοντας το πρόβλημα Riemann με την προσέγγιση Roe. Βασίζεται στην αποσύνθεση της διαφοράς ροής (flux difference) διαμέσου μιας πλευράς του όγκου ελέγχου σε ένα άθροισμα κυματικών συνεισφορών, ενώ

εξασφαλίζει τις ιδιότητες διατήρησης των εξισώσεων Euler. Έτσι, στην πλευρά $(I + 1/2)$ ισχύει:

$$(\vec{F}_c)_{I+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2} \left[\vec{F}_c(\vec{V}_R) + \vec{F}_c(\vec{V}_L) - |A_{Roe}|_{I+\frac{1}{2}} (\vec{V}_R - \vec{V}_L) \right] \quad (2.9)$$

όπου η αριστερή και δεξιά κατάσταση (\vec{V}_L, \vec{V}_R) υπολογίζονται από τις εξισώσεις (2.5) και (2.6).

Το μητρώο A_{Roe} έχει την ίδια μορφή με την Ιακωβιανή των όρων μεταφοράς, όπου όμως οι μεταβλητές της ροής αντικαθίστανται από τις κατά Roe μέσες μεταβλητές, υπολογιζόμενες από την αριστερή και δεξιά κατάσταση ως εξής:

$$\begin{aligned} \tilde{\rho} &= \sqrt{\rho_L \rho_R} \\ \tilde{u} &= \frac{u_L \sqrt{\rho_L} + u_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} \sqrt{\rho_R}} \\ \tilde{v} &= \frac{v_L \sqrt{\rho_L} + v_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} \sqrt{\rho_R}} \\ \tilde{w} &= \frac{w_L \sqrt{\rho_L} + w_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} \sqrt{\rho_R}} \\ \tilde{H} &= \frac{u_H L \sqrt{\rho_L} + H_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} \sqrt{\rho_R}} \\ \tilde{q} &= \tilde{u}^2 + \tilde{v}^2 + \tilde{w}^2 \\ \tilde{c} &= \sqrt{(\gamma - 1) \left(\tilde{H} - \frac{\tilde{q}^2}{2} \right)} \end{aligned} \quad (2.10)$$

Στην εξίσωση (2.9) το μητρώο $|A_{Roe}|$ υπολογίζεται με βάση την απόλυτη τιμή των ιδιοτιμών και τα ιδιοδιανύσματα R :

$$\begin{aligned} |A_{Roe}| &= R^{-1} |\Lambda| R \\ &= L |\Lambda| R \\ L &= R^{-1} \end{aligned} \quad (2.11)$$

2.1.2 Όροι συνεκτικότητας

Ο όγκος ελέγχου για τους όρους διάχυσης επιλέγεται ο ίδιος με εκείνον για τους όρους μεταφοράς προκειμένου να επιτευχθεί μια συνεπής χωρική διακριτοποίηση [8].

Για τον υπολογισμό των όρων διάχυσης απαιτούνται καταρχάς οι τιμές των μεταβλητών ροής, οι οποίες εκτιμώνται από τις μέσες μεταβλητές στις πλευρές του όγκου ελέγχου. Οι τιμές αυτές προκύπτουν απλά από τον μέσο όρο των τιμών των γειτονικών στην εκάστοτε πλευρά κελιών. Έτσι, για την έδρα μεταξύ των κελιών I και J ισχύει:

$$\vec{V}_{IJ} = \frac{1}{2} (\vec{V}_I + \vec{V}_J) \quad (2.12)$$

όπου \vec{V} το διάνυσμα των ροϊκών μεταβλητών.

Επιπλέον χρειάζονται και οι χωρικές παράγωγοι των μεταβλητών της ροής. Αυτό επιτυγχάνεται με τη σχέση Green-Gauss, χρησιμοποιώντας τις τιμές που υπολογίζονται μέσω της εξίσωσης (2.12) και συμπληρώνοντάς τις με μία κατευθυντική παράγωγο:

$$\nabla V_{IJ}^{\vec{v}} = \overline{\nabla V_{IJ}^{\vec{v}}} - \left[\overline{\nabla V_{IJ}^{\vec{v}}} \cdot \vec{t}_{IJ} - \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \right)_{IJ} \right] \cdot \vec{t}_{IJ} \quad (2.13)$$

όπου η μέση παράγωγος $\overline{\nabla V_{IJ}^{\vec{v}}}$ υπολογίζεται ως:

$$\overline{\nabla V_{IJ}^{\vec{v}}} = \frac{1}{2} (\nabla V_I^{\vec{v}} + \nabla V_J^{\vec{v}}) \quad (2.14)$$

και η παράγωγος $\left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \right)_{IJ}$ ως:

$$\left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \right)_{IJ} \approx \frac{\vec{V}_J - \vec{V}_I}{l_{IJ}} \quad (2.15)$$

Σημειώνεται ότι στην εξίσωση (2.15) το μέγεθος l_{IJ} αναφέρεται στην απόσταση των κέντρων των κελιών I και J , ενώ το μέγεθος \vec{t}_{IJ} που εμφανίζεται στην εξίσωση (2.13) αναπαριστά το μοναδιαίο διάνυσμα με κατεύθυνση από το κέντρο του κελιού I προς το κέντρο του κελιού J (Σχήμα 1).

2.2 Χρονική διακριτοποίηση

Η χρονική διακριτοποίηση πραγματοποιείται ξεχωριστά από τη χωρική χάρη στην εφαρμογή της μεθόδου των γραμμών (method of lines). Το γεγονός αυτό οδηγεί στην παρακάτω εξίσωση:

$$\frac{(D_I \vec{U}_I)}{dt} = -R_I \quad (2.16)$$

Η βασική διαφορά της εξίσωσης (2.16) από την εξίσωση (2.3) είναι ότι εμπεριέχει και τη χρονική μεταβολή του όγκου ελέγχου.

Το σχήμα της χρονικής διακριτοποίησης μπορεί να είναι ρητό ή πεπλεγμένο. Ένα ρητό σχήμα ξεκινά από μια γνωστή λύση \vec{U}^n και χρησιμοποιεί το αντίστοιχο υπόλοιπο των εξισώσεων \vec{R}^n προκειμένου να υπολογιστεί η νέα λύση σε χρόνο $(t + \Delta t)$. Συνεπώς, η νέα λύση \vec{U}^{n+1} εξαρτάται αποκλειστικά από τις ήδη γνωστές τιμές των μεταβλητών της ροής.

Από την άλλη, τα πεπλεγμένα σχήματα χρησιμοποιούν το υπόλοιπο της τρέχουσας χρονικής επανάληψης $R(\vec{U}^{n+1}) = \vec{R}^{n+1}$ για την εύρεση της νέας λύσης γεγονός που τα καθιστά πιο ευνοϊκά, καθώς επιτρέπουν μεγαλύτερο χρονικό βήμα. Ωστόσο, εφόσον το υπόλοιπο \vec{R}^{n+1} δεν είναι γνωστό, απαιτείται μια γραμμικοποίηση στο σύστημα των εξισώσεων, η οποία αποδίδεται ως εξής:

$$\vec{R}^{n+1} \approx \vec{R}^n + \left(\frac{\partial \vec{R}}{\partial \vec{U}^n} \right) \cdot \Delta \vec{U}^n, \quad \Delta \vec{U}^n = \vec{U}^{n+1} - \vec{U}^n \quad (2.17)$$

Στον MaPFlow χρησιμοποιείται ένα σχήμα πεπερασμένων διαφορών για την χρονική παράγωγο:

$$\frac{1}{\Delta t} \left[\phi_{n+1} (D\vec{U}^{n+1}) + \phi_n (D\vec{U}^n) + \phi_{n-1} (D\vec{U}^{n-1}) + \phi_{n-2} (D\vec{U}^{n-2}) + \dots \right] = -R^{n+1} \quad (2.18)$$

Ανάλογα με την επιλογή του ϕ_n ορίζεται το αντίστοιχο χρονικό σχήμα.

Η παρούσα μελέτη αναφέρεται αποκλειστικά σε προσομοιώσεις σταθερής κατάστασης (steady state) στις οποίες εφαρμόζεται η μέθοδος του ψευδο-χρόνου. Για τις περιπτώσεις αυτές το σχήμα χρονικής διακριτοποίησης το οποίο επιλέγεται για τη σύγκλιση της λύσης στον ψευδο-χρόνο είναι πρώτης τάξης και προκύπτει για:

- $\phi_{n+1} = 1$
- $\phi_n = -1$
- $\phi_{n-1} = 0$
- $\phi_{n-2} = 0$

Η εξίσωση (2.18), επομένως, για τις τιμές αυτές και ύστερα από γραμμικοποίηση του υπολοίπου \vec{R}^{n+1} προκύπτει:

$$\frac{(D_I \Delta \vec{U}_I^n)}{\Delta t_I} = \vec{R}_I^n + \left(\frac{\partial \vec{R}}{\partial \vec{U}} \right)_I \Delta \vec{U}_I^n \quad (2.19)$$

Αν αναδιατάξουμε τους όρους της εξίσωσης (2.19), προκύπτει το τελικό σύστημα των διακριτοποιημένων εξισώσεων:

$$\left[\frac{(D)_I}{\Delta t_I} + \left(\frac{\partial \vec{R}}{\partial \vec{U}} \right)_I \right] \Delta \vec{U}_I^n = -\vec{R}_I^n \quad (2.20)$$

όπου στην παραπάνω εξίσωση (2.20), ο παράγοντας $\left[\frac{(D)_I}{\Delta t_I} + \left(\frac{\partial \vec{R}}{\partial \vec{U}} \right)_I \right]$ ορίζεται ως ο ρητός τελεστής (implicit operator) του σχήματος.

Προκειμένου να διευκολυνθεί η σύγκλιση, χρησιμοποιείται η μέθοδος του τοπικού χρονικού βήματος (Local Time Stepping). Το χρονικό αυτό βήμα, για την περίπτωση του προβλήματος σταθερής κατάστασης (steady state), ορίζεται με τη χρήση των ιδιοτιμών του κάθε κελιού (spectral radii). Ορίζεται, λοιπόν, διαφορετικό χρονικό βήμα για το κάθε κελί ως εξής:

$$\Delta t = CFL \frac{D_I}{(\hat{\Lambda}_c + C \hat{\Lambda}_v)_I} \quad (2.21)$$

όπου $\hat{\Lambda}_c, \hat{\Lambda}_v$ το άθροισμα των ιδιοτιμών μεταφοράς και συνεκτικότητας όλων των κελιών αντίστοιχα. Η σταθερά C που πολλαπλασιάζει τις ιδιοτιμές συνεκτικότητας παίρνει συνήθως την τιμή 4. Η τιμή του αριθμού CFL εξαρτάται από το είδος και τις παραμέτρους του σχήματος χρονικής διακριτοποίησης, καθώς και από τη μορφή του σχήματος της χωρικής διακριτοποίησης.

Οι ιδιοτιμές μεταφοράς ορίζονται ως:

$$(\hat{\Lambda}_c)_I = \sum_{J=1}^{N_f} (|\vec{u}_{IJ} \cdot \vec{n}_{IJ}| + c_{ij}) \Delta S_{IJ} \quad (2.22)$$

και οι ιδιοτιμές συνεκτικότητας ως:

$$(\hat{\Lambda}_v)_I = \frac{1}{D_I} \sum_{J=1}^{N_f} \left[\max \left(\frac{3}{3\rho_{IJ}}, \frac{\gamma_{IJ}}{\rho_{IJ}} \right) \left(\frac{\mu_L}{Pr_L} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right)_{IJ} (\Delta S_{IJ})^2 \right] \quad (2.23)$$

Στην εξίσωση (2.23), το μ_L δηλώνει τη στρωτή και το μ_T την τυρβώδη μοριακή συνεκτικότητα αντίστοιχα, ενώ τα Pr_L και Pr_T είναι οι αριθμοί Prandtl για στρωτή και τυρβώδη

ροή.

2.3 Μοντελοποίηση τύρβης

Τα μοντέλα τύρβης που συμπεριλαμβάνονται στον MaPFlow είναι πρώτης τάξης με βάση την υπόθεση Boussinesq για τις τάσεις Reynolds :

$$\tau_{ij}^F = 2\mu_T \left(S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) - \frac{2}{3} K \delta_{ij} \quad (2.24)$$

όπου:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.25)$$

και μ_T η τυρβώδης μοριακή συνεκτικότητα.

2.3.1 Μοντέλο K- ω SST

Ο επιλύτης, όπως προαναφέρθηκε, εμπεριέχει δύο μοντέλα τύρβης, το Spalart-Allmaras και το K- ω SST. Στην παρούσα μελέτη χρησιμοποιείται το K- ω μοντέλο, συνεπώς θα είναι και το μόνο που θα αναλυθεί.

Το μοντέλο K- ω SST (Shear Stress Transport) είναι μία τροποποίηση του μοντέλου δύο εξισώσεων Eddy-Viscosity του Wilcox, το οποίο ορίζεται για την τυρβώδη κινητική ενέργεια K και τον ειδικό ρυθμό διάχυσης ω . Οι εξισώσεις μεταφοράς του K και του ω έχουν ως εξής:

$$\frac{\partial \rho K}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho K u_j) = P - \beta^* \rho \omega K + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_K \mu_T) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] \quad (2.26)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \omega u_j) = \frac{\gamma}{\nu_T} P - \beta^* \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_T) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.27)$$

όπου:

$$P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}, \quad \tau_{ij} = \mu_T \left(2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) - \frac{2}{3} \rho K \delta_{ij} \quad (2.28)$$

Στις παραπάνω εξισώσεις (2.26), (2.27), (2.28) το S_{ij} είναι ο ταυιστής των τάσεων, ο οποίος δίνεται από την εξίσωση (2.25), και $\nu_T = \frac{\mu_T}{\rho}$ η τυρβώδης κινηματική συνεκτικότητα. Η μοριακή τυρβώδης συνεκτικότητα (Eddy viscosity) δίνεται ως:

$$\mu_T = \frac{\rho \alpha_1 K}{\max(\alpha_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (2.29)$$

όπου Ω είναι το μέτρο της στροβιλότητας.

Οι σταθερές για το μοντέλο τύρβης είναι ένας συνδυασμός από εσωτερικές (1) και εξωτερικές (2) σταθερές που ορίζονται από την παρακάτω συνάρτηση βάρους:

$$\phi = F_1\phi_1 + (1 - F_1)\phi_2 \quad (2.30)$$

με τα F_1 και F_2 να ορίζονται ως:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4), \quad \arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{K}}{\beta^*\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}K}{CD_{K\omega}d^2} \right] \quad (2.31)$$

$$CD_{K\omega} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right) \quad (2.32)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2), \quad \arg_2 = \max \left(2 \frac{\sqrt{K}}{\beta^*\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega} \right) \quad (2.33)$$

Στις παραπάνω διατυπώσεις, d είναι η απόσταση από το κέντρο του κελιού έως το συνεκτικό σύνορο τοίχου.

Οι εσωτερικές σταθερές είναι:

$$\begin{aligned} \gamma_1 &= \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 1}\kappa^2}{\sqrt{\beta^*}} \\ \sigma_{k1} &= 0.85, \quad \sigma_{\omega 1} = 0.5, \quad \beta_1 = 0.075 \\ \beta^* &= 0.09 \quad \kappa = 0.41, \quad \alpha_1 = 0.31 \end{aligned} \quad (2.34)$$

Οι εξωτερικές σταθερές είναι:

$$\begin{aligned} \gamma_2 &= \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega 2}\kappa^2}{\sqrt{\beta^*}} \\ \sigma_{k2} &= 1.0, \quad \sigma_{\omega 2} = 0.856, \quad \beta_2 = 0.0828 \end{aligned} \quad (2.35)$$

Οι οριακές συνθήκες είναι:

$$\begin{aligned} \frac{U_\infty}{L} < \omega_\infty < 10 \frac{U_\infty}{L}, \quad \frac{10^{-5}U_\infty^2}{Re_L} < K_\infty < \frac{10^{-1}U_\infty^2}{Re_L} \\ \omega_{wall} &= \frac{6\nu}{\beta_1 d_1^2}, \quad K_{wall} = 0 \end{aligned} \quad (2.36)$$

όπου L το κατά προσέγγιση μήκος του υπολογιστικού χωρίου και d_1 η απόσταση μέχρι το επόμενο σημείο του τοίχου.

2.3.2 Συναρτήσεις τοίχου

Τα μοντέλα τύρβης χαμηλού αριθμού Reynolds, όπως το K- ω , απαιτούν πολύ πυκνό πλέγμα κοντά στο σύνορο (τοίχο). Προκειμένου να μειωθεί η ακαμψία των εξισώσεων τύρβης και το υπολογιστικό κόστος, επιλέγονται αραιότερα πλέγματα, στα οποία εφαρμόζεται μία συνάρτηση τοίχου.

Η συνάρτηση αυτή είναι υπεύθυνη για τη γεφύρωση της περιοχής μεταξύ του τοίχου και της πλήρως αναπτυγμένης τυρβώδους περιοχής, με σκοπό να παρέχει τις συνοριακές συνθήκες για τις εξισώσεις μεταφοράς της ορμής και της τύρβης, παρά να προσδιορίσει τις συνθήκες αυτές στο ίδιο το σύνορο [10].

Παρόλο που οι συναρτήσεις τοίχου βασίζονται σε εμπειρικές εκφράσεις, ισχύουσες μόνο υπό συγκεκριμένες συνθήκες, το αποτέλεσμα είναι ικανοποιητικά ακριβές αν χρησιμοποιηθούν σωστά. Υπάρχει πληθώρα εκφράσεων για τις συναρτήσεις τοίχου, οι οποίες γενικά βασίζονται στο λογαριθμικό νόμο.

Γενικά, ανάλογα με το αδιάστατο ύψος y^+ , το οριακό στρώμα σε τυρβώδη ροή χωρίζεται στο γραμμικό υπόστρωμα ($y^+ < 5$) και στη λογαριθμική περιοχή ($y^+ > 30$). Ενδιάμεσα υπάρχει και η μεταβατική περιοχή (buffer zone), στην οποία δεν ισχύει ούτε ο γραμμικός νόμος ούτε ο λογαριθμικός. Επειδή, όμως, είναι δύσκολη στην περιγραφή της, συνήθως αυτή η περιοχή εκφυλίζεται, ο γραμμικός νόμος εκτείνεται μέχρι το ($y^+ = 30$) και μεταβαίνουμε κατευθείαν στη λογαριθμική περιοχή. Οι εξισώσεις που διέπουν το γραμμικό υπόστρωμα είναι:

$$u_\tau = u_{\tau,vis} = \frac{U}{y^+} \quad (2.37)$$

$$\omega = \omega_{vis} = \frac{1}{0.3\kappa} \frac{u_\tau}{y} \quad (2.38)$$

ενώ στη λογαριθμική περιοχή έχουμε:

$$u_\tau = u_{\tau,log} = \frac{U}{\frac{1}{\kappa} \log y^+ + B} \quad (2.39)$$

$$\omega = \omega_{log} = \frac{6\nu}{0.075y^2} \quad (2.40)$$

όπου $\kappa = 0.41$ η σταθερά Von Karman και $B = 5.5$.

Οι παραπάνω εξισώσεις υπολογίζουν την ταχύτητα τριβής u_τ καθώς και τον ειδικό ρυθμό διάχυσης ω . Όσον αφορά την τυρβώδη κινητική ενέργεια ισχύει:

$$K = \frac{u_\tau^2}{\sqrt{\beta^*}}, \quad \beta^* = 0.09 \quad (2.41)$$

Τέλος, η τάση στον τοίχο και η τυρβώδης μοριακή συνεκτικότητα δίνονται από τις σχέσεις:

$$\tau_w = \rho u_\tau^2 \quad (2.42)$$

$$\mu_T = \rho \frac{K}{\omega} \quad (2.43)$$

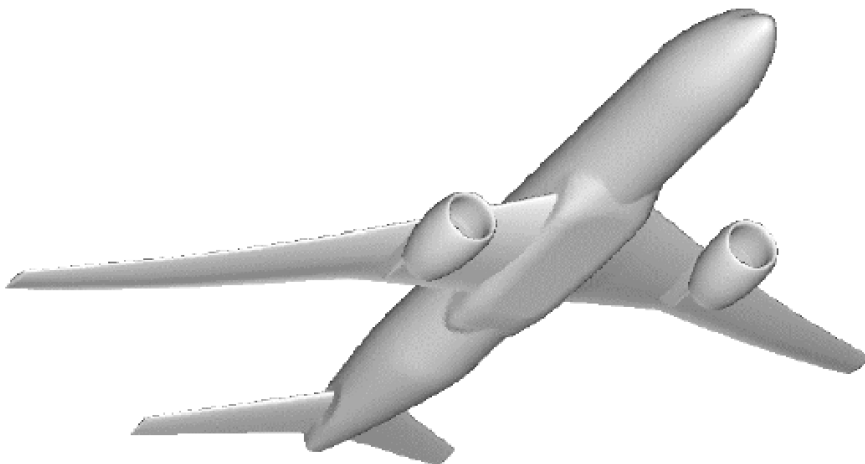
3 Μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος

Στο παρόν κεφάλαιο αναλύεται η διαδικασία που ακολουθήθηκε με σκοπό την γένεση ενός επιφανειακού πλέγματος για το αεροσκάφος, το οποίο να ικανοποιεί τις απαιτήσεις σε ακρίβεια και υπολογιστικό κόστος. Προηγουμένως, ωστόσο, θα γίνει μια αναφορά στη γεωμετρία του μοντέλου του αεροσκάφους.

3.1 Γεωμετρία αεροσκάφους

Το αεροσκάφος που χρησιμοποιήθηκε στην παρούσα μελέτη είναι το μοντέλο CRM (Common Research Model) της NASA, το οποίο σχεδιάστηκε ειδικά για να υποστηρίξει μελέτες υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (CFD). Κυρίως λόγω των μελετών πρόβλεψης της αντίστασης (Drag Prediction Workshops) έχει γίνει ένα από τα πιο ευρέως μελετημένα μοντέλα αεροσκαφών στον κόσμο. Η χρησιμότητά του έχει επεκταθεί πολύ πέρα από το αρχικά προβλεπόμενο εύρος, καθώς αποτελεί μία πρότυπη πλατφόρμα για την αξιολόγηση ενός ευρέος φάσματος τεχνολογικών εξελίξεων της υπολογιστικής ρευστοδυναμικής, από τη γένεση πλέγματος μέχρι τη διεπιστημονική βελτιστοποίηση και ανάλυση [11].

Η διαμόρφωση του μοντέλου αποτελείται από μία σύγχρονη σχεδίαση υπερκριτικής πτέρυγας με αεροδυναμικά χαρακτηριστικά που έχουν καλή συμπεριφορά και υψηλή απόδοση για διαμορφώσεις με και χωρίς το σύστημα του κινητήρα (nacelle/pylon). Το οριζόντιο ουραίο τμήμα είναι κατάλληλα σχεδιασμένο για τυπικές απαιτήσεις ευστάθειας και ελέγχου. Η άτρακτος είναι αντιπροσωπευτική ενός επιβατικού αεροσκάφους ευρείας άτρακτου και περιλαμβάνει κατάλληλες διαμορφώσεις στη γεωμετρία της στα τμήματα σύνδεσης με την κύρια πτέρυγα και το οριζόντιο ουραίο. Η διαμόρφωση του κινητήρα είναι η αντίστοιχη ενός στροβιλοκινητήρα υψηλού λόγου παράκαμψης και η επιφάνεια εξόδου έχει διαστατοποιηθεί με τέτοιο τρόπο ώστε να επιτυγχάνεται παροχή μάζας τυπική των κινητήρων των εμπορικών αεροσκαφών σε ομαλή οριζόντια πτήση. [12].



Σχήμα 2: Αναπαράσταση του μοντέλου CRM (Common Research Model) της NASA στη διαμόρφωση που περιλαμβάνει οριζόντιο ουραίο και κινητήρα.^[12]



Σχήμα 3: Πρόσοψη της συμμετρικής γεωμετρίας του μοντέλου CRM (Common Research Model) της NASA στη διαμόρφωση που περιλαμβάνει οριζόντιο ουραίο και κινητήρα.^[12]

Το μοντέλο έχει σχεδιαστεί για πτήση με αριθμό Ma 0.85 και αντίστοιχο συντελεστή άνωσης $C_L = 0.5$. Αναφέρεται ότι η πτέρυγα έχει Aspect Ratio $AR = 9$ και το εκπέτασμά της έχει διαστατοποιηθεί αναλόγως ώστε να ενσωματωθεί σε ένα υπάρχον μοντέλο ατράκτου. Οι παράμετροι αναφοράς του αεροσκάφους παρατίθενται στον Πίνακα 1.

Πίνακας 1: Παράμετροι αναφοράς για το CRM.^[12]

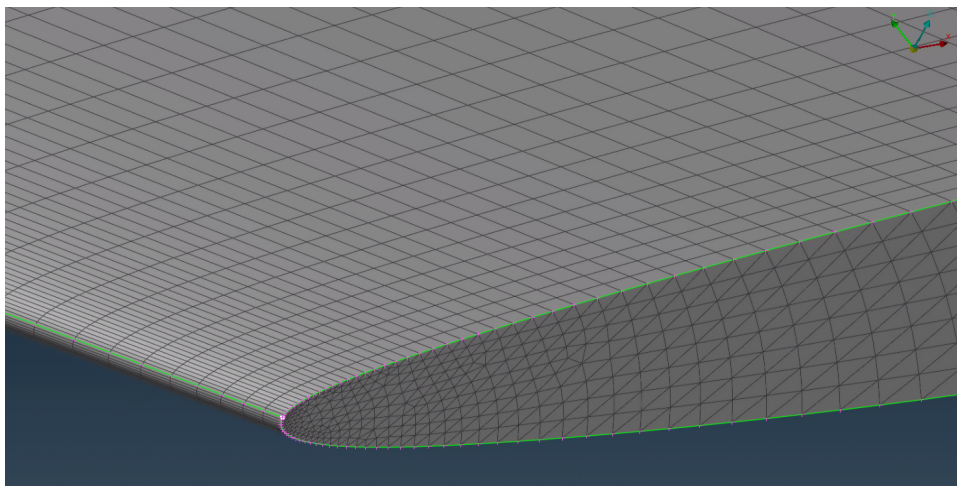
S_{ref}	594,720.0 in^2
C_{ref}	275.80 in
$Span$	2,313.50 in
X_{ref}	1,283.0 in
Y_{ref}	0.0 in
Z_{ref}	117.4 in
λ	0.275
$\Lambda_{c/4}$	35°
AR	9.0

Ως S_{ref} ορίζεται η επιφάνεια της πτέρυγας και C_{ref} η μέση γεωμετρική χορδή. Οι συντεταγμένες $X_{ref}, Y_{ref}, Z_{ref}$ αντιπροσωπεύουν το κέντρο αναφοράς υπολογισμού των ροπών. Επιπλέον, η γωνία οπισθόκλισης ορίζεται ως Λ και υπολογίζεται στο $\frac{1}{4}$ της χορδής και τέλος ως $\lambda = \frac{C_{tip}}{C_{root}}$ ορίζεται ο λόγος της χορδής στο ακροπτερύγιο προς τη χορδή στη ρίζα.

3.2 Ανεξαρτησία πλέγματος κύριας πτέρυγας

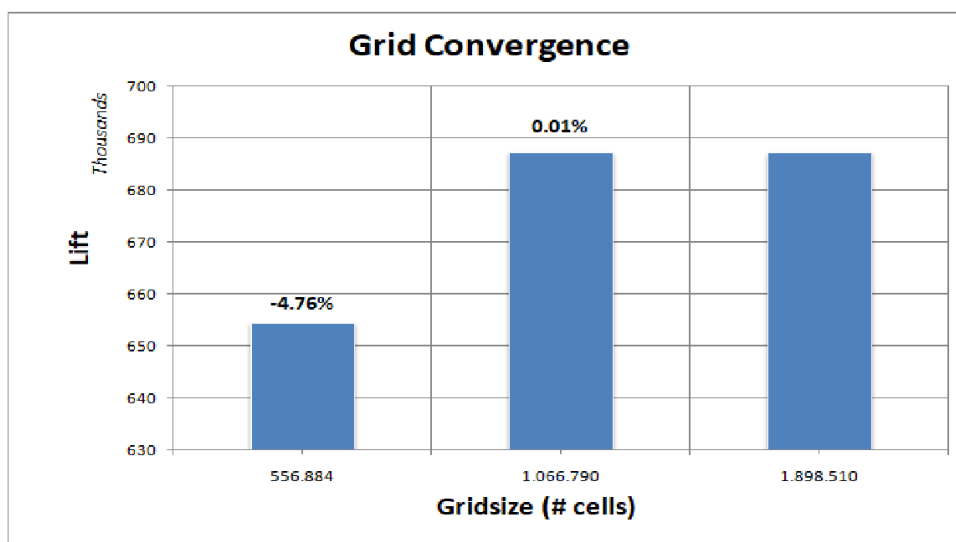
Προκειμένου να διευκολυνθεί η διαδικασία μελέτης της ανεξαρτησίας του πλέγματος του αεροσκάφους, πραγματοποιήθηκε αρχικά διερεύνηση ως προς το πλέγμα της κύριας πτέρυγας με άξονα τη σύγκλιση των αεροδυναμικών της χαρακτηριστικών.

Το επιφανειακό πλέγμα της πτέρυγας επιλέχθηκε να είναι δομημένο, καθώς απλουστεύει τη δημιουργία του και συγχρόνως επιτρέπει ομοιόμορφο πύκνωμα στα σημεία ενδιαφέροντος, κυρίως στις ακμές πρόσπτωσης και εκφυγής (Σχήμα 4).



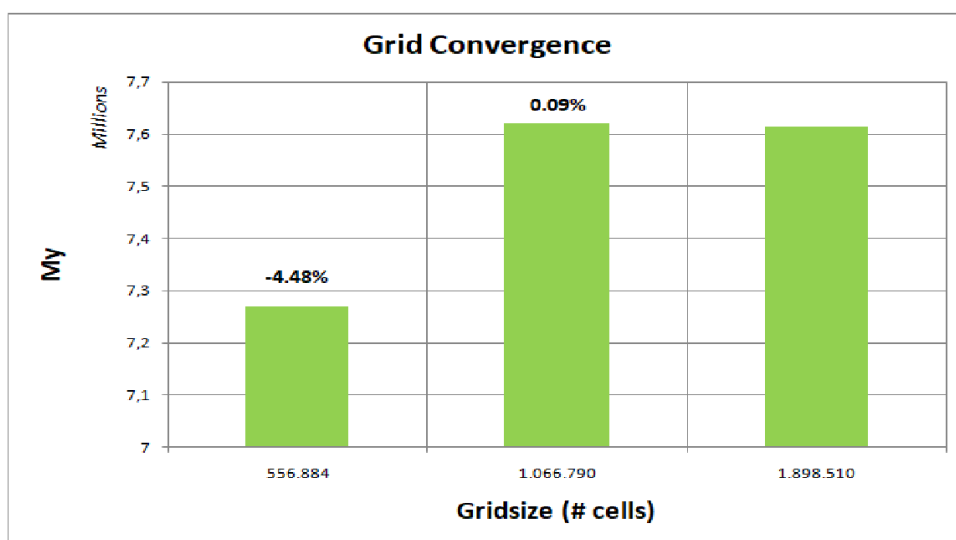
Σχήμα 4: Αναπαράσταση του επιφανειακού πλέγματος στην ακμή πρόσπτωσης κοντά στο ακροπτερύγιο της πτέρυγας.

Στο παρακάτω σχήμα (Σχήμα 5) απεικονίζεται η σύγκλιση της άνωσης συγκριτικά με το μέγεθος του πλέγματος. Όπως διαφαίνεται, πραγματοποιήθηκαν τρεις προσομοιώσεις με εναρκτήριο πλέγμα εκείνο των μισό εκατομμυρίων κελιών. Ο τρόπος πύκνωσης του πλέγματος μεταξύ των προσομοιώσεων επιλέχθηκε να είναι ο διπλασιασμός του συνολικού αριθμού των κελιών. Σημειώνεται, ότι ο αριθμός των κελιών που απεικονίζεται στα διαγράμματα είναι το σύνολο του επιφανειακού και χωρικού πλέγματος της κάθε προσομοίωσης. Παρατηρείται, λοιπόν, ότι ένα πλέγμα των 1 εκατομμυρίων κελιών αποτυπώνει με ακρίβεια την άνωση της πτέρυγας.



Σχήμα 5: Σύγκλιση του πλέγματος της κύριας πτέρυγας με βάση την άνωση. Στον οριζόντιο άξονα απεικονίζεται ο αριθμός των κελιών της κάθε προσομοίωσης. Πάνω από την κάθε μπάρα υπάρχει το ποσοστό απόκλισης της συγκεκριμένης προσομοίωσης από εκείνη με το πυκνότερο πλέγμα. Παρατηρείται ότι μετά τα 1 εκατομμύριο κελιά η άνωση της πτέρυγας μεταβάλλεται αμελητέα.

Η ροπή πρόνευσης συμπεριφέρεται όπως και η άνωση, καθώς δεν απαιτείται πλέγμα μεγαλύτερο του ενός εκατομμυρίου για τη σύγκλιση της. Σημειώνεται εδώ ότι η ροπή πρόνευσης (Σχήμα 6) έχει αποτυπωθεί σε απόλυτη τιμή και έχει υπολογιστεί στο ίδιο κέντρο αναφοράς και για τις τρεις προσομοιώσεις.

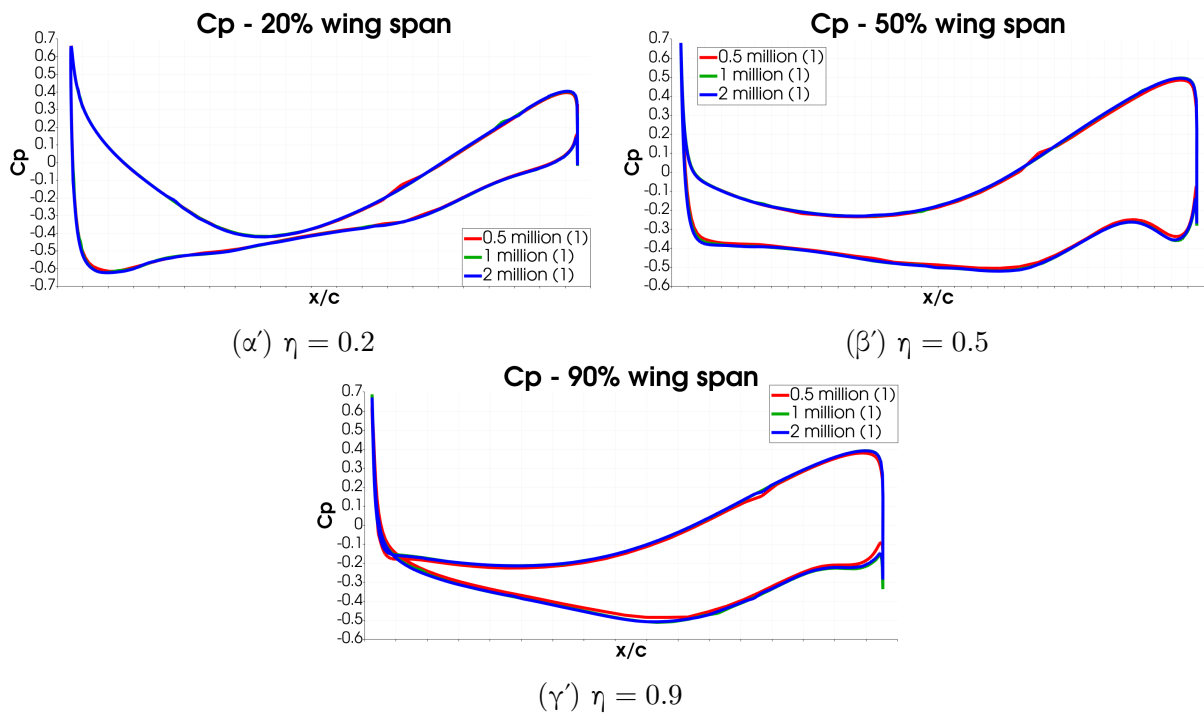


Σχήμα 6: Σύγκλιση του πλέγματος της κύριας πτέρυγας με βάση τη ροπή πρόνευσης. Όπως και με την άνωση (Σχήμα 5), η ροπή πρόνευσης έχει συγκλίνει μετά τα 1 εκατομμύριο κελιά.

Η διαδικασία διερεύνησης του πλέγματος της πτέρυγας αποσκοπεί περισσότερο στη σύγκλιση της άνωσης και της ροπής πρόνευσης παρά της αντίστασης, καθώς η άτρακτος και η γεωμετρία του κινητήρα συμβάλλουν περισσότερο στην τιμή της. Για το λόγο αυτό

δεν παρατίθεται διάγραμμα σύγκλισης της αντίστασης στην υπό-ενότητα αυτή, καθώς τα τρία πλέγματα που δοκιμάστηκαν για την πτέρυγα εμφανίζουν μεγάλες αποκλίσεις ως προς την συγκεκριμένη αεροδυναμική παράμετρο.

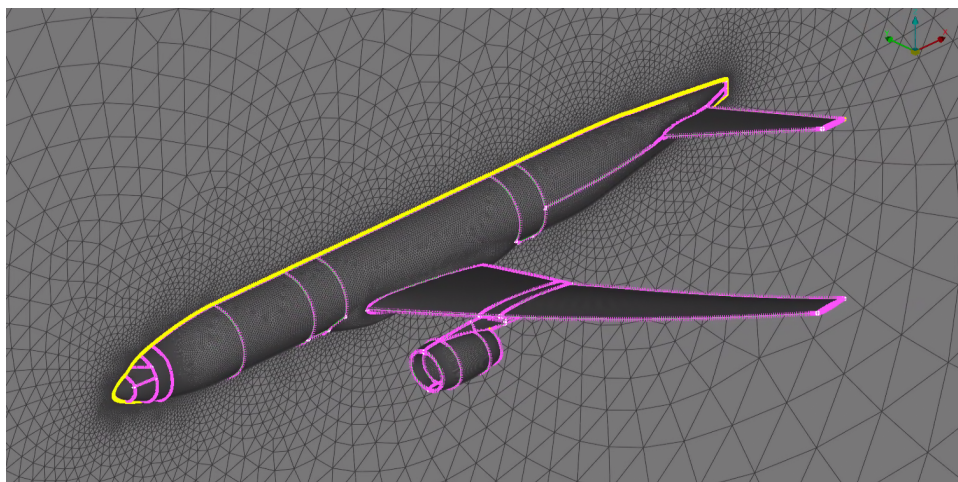
Μία επιπλέον παράμετρος που εξετάστηκε είναι η κατανομή του συντελεστή πίεσης C_p πάνω στην πτέρυγα σε διάφορες θέσεις του εκπετάσματος της. Παρατηρήθηκε ότι η κατανομή του συντελεστή μεταβάλλεται αμελητέα με την πυκνωση του πλέγματος (Σχήμα 7). Συνεπώς, ένα πλέγμα των 500 χιλιάδων κελιών δίνει ικανοποιητικά αποτελέσματα πίεσης πάνω στην αεροτομή της πτέρυγας. Ωστόσο, όπως είδαμε, η άνωση και η ροπή πρόνευσης απαιτούν πυκνότερο πλέγμα ώστε να μπορούμε να πούμε ότι έχουν συγκλίνει σε μια τελική τιμή.



Σχήμα 7: Διάγραμμα του συντελεστή πίεσης C_p σε τρεις θέσεις του εκπετάσματος της κύριας πτέρυγας: (α') 20%, (β') 50% και (γ') 90%. Η κόκκινη καμπύλη αφορά το πλέγμα των $0.5E+06$ κελιών, με πράσινο των $1E+06$ και με μπλε των $2E+06$ κελιών. Παρατηρείται ότι ένα πλέγμα μεγαλύτερο των 500 χιλιάδων κελιών δεν επηρεάζει την κατανομή του συντελεστή πίεσης πάνω στην αεροτομή της πτέρυγας.

3.3 Ανεξαρτησία πλέγματος αεροσκάφους

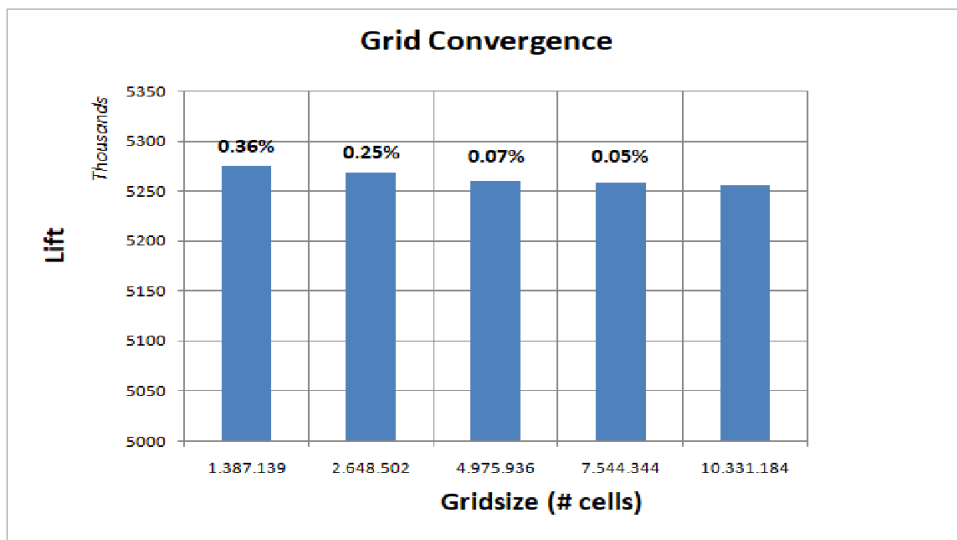
Στην προηγούμενη υπό-ενότητα έγινε μια ανάλυση για την εύρεση του κατάλληλου πλέγματος της κύριας πτέρυγας που θα δίνει ακριβή αποτελέσματα άνωσης και ροπής πρόνευσης, εξυπηρετώντας, φυσικά, και τη γένεση του πλέγματος της πτέρυγας του ουραίου τμήματος. Ωστόσο, όπως αναφέρθηκε, απαιτείται και μια διερεύνηση για το πλέγμα της ατράκτου και της διαμόρφωσης του κινητήρα που συμπληρώνουν τη συνολική γεωμετρία του αεροσκάφους (Σχήμα 8). Το κριτήριο με το οποίο διερευνήθηκαν τα δύο αυτά τμήματα είναι η συνολική αντίσταση του αεροσκάφους.



Σχήμα 8: Απεικόνιση του επιφανειακού πλέγματος της συνολικής γεωμετρίας του αεροσκάφους.

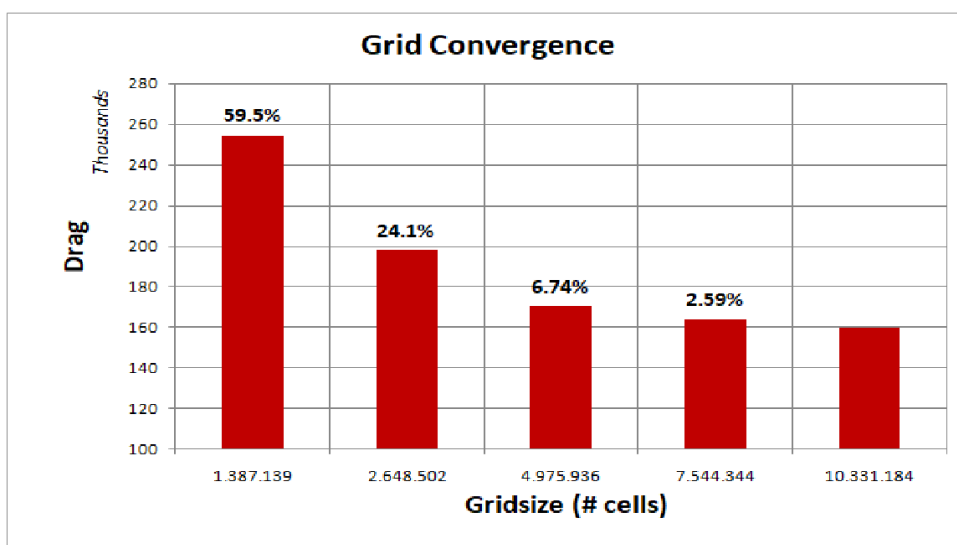
Τόσο το πλέγμα του κινητήρα όσο και εκείνο της ατράκτου επιλέχθηκαν να είναι μη δομημένα ώστε να διευκολύνεται η γένεση πλέγματος στα σημεία δύσκολης γεωμετρίας, όπως για παράδειγμα στα σημεία σύνδεσης με την κύρια πτέρυγα και το ουραίο τμήμα. Σημαντική πύκνωση του πλέγματος παρατηρείται στην ακμή πρόσπτωσης και εκφυγής της διαμόρφωσης του κινητήρα, καθώς και στο εμπρόσθιο και οπίσθιο τμήμα της ατράκτου του αεροσκάφους.

Έχοντας δεδομένο το πλέγμα της κύριας πτέρυγας, είναι λογικό η άνωση του αεροσκάφους, στη συνολική γεωμετρία του πλέον, να μην επηρεάζεται από την πύκνωση των υπολοίπων τμημάτων του. Το συμπέρασμα αυτό παρατηρείται και στο Σχήμα 9 στο οποίο απεικονίζεται η απόκλιση της άνωσης μεταξύ των προσομοιώσεων που πραγματοποιήθηκαν. Είναι φανερό, ότι οι αλλαγές στην άνωση του αεροσκάφους είναι αμελητέας σημασίας ως προς την πύκνωση του πλέγματος της ατράκτου και του κινητήρα.



Σχήμα 9: Σύγκλιση του πλέγματος της συνολικής γεωμετρίας του αεροσκάφους με βάση την άνωση. Παρατηρείται ότι, εφόσον έχει προηγηθεί διερεύνηση του πλέγματος της πτέρυγας, η άνωση δεν επηρεάζεται από την πυκνωση του πλέγματος της συνολικής γεωμετρίας.

Στο Σχήμα 9 παρατηρείται, επίσης, ότι τα πλέγματα που δοκιμάστηκαν ήταν 5 ξεκινώντας από ένα πολύ αραιό πλέγμα για την άτρακτο και τον κινητήρα. Δεδομένου ότι το πλέγμα της πτέρυγας που δεν απαιτούσε περαιτέρω πυκνωση ήταν κοντά στο 1 εκατομμύριο, μόνο 300 χιλιάδες κελιά από εκεί και πέρα συμπλήρωσαν την υπόλοιπη γεωμετρία του αεροσκάφους. Ωστόσο, από το Σχήμα 10 είναι φανερό ότι ένα τόσο αραιό πλέγμα δίνει μια απόκλιση κοντά στο 60 % της αντίστασης του αεροσκάφους, καθιστώντας το μη ικανό να αποδώσει τα επιθυμητά αποτελέσματα. Η σύγκλιση της αντίστασης πραγματοποιείται σε πολύ πυκνότερο πλέγμα, κοντά στα 10 εκατομμύρια κελιά. Το Σχήμα 10 μας δείχνει ακριβώς το πόσο δυσκολότερη είναι η σύγκλιση της αντίστασης του αεροσκάφους σε σχέση με την άνωση ή τη ροπή πρόνευσης.



Σχήμα 10: Σύγκλιση του πλέγματος της συνολικής γεωμετρίας του αεροσκάφους με βάση την αντίσταση. Σε αντίθεση με την άνωση, η αντίσταση του αεροσκάφους συγκλίνει καθώς πλησιάζουμε τα 10 εκατομμύρια κελιά.

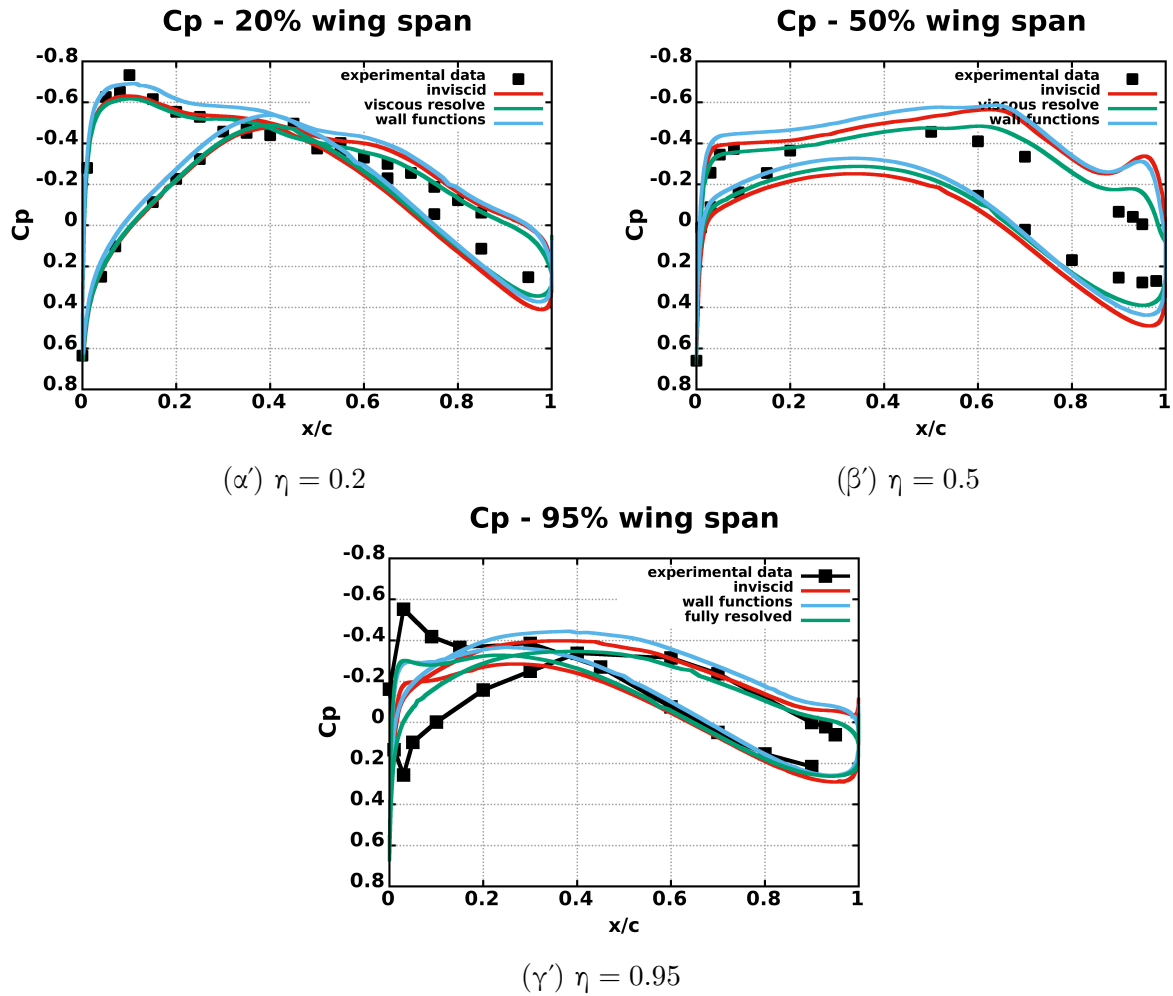
4 Επιλογή μοντέλου προσομοίωσης της ροής

Το παρόν κεφάλαιο περιγράφει τη διαδικασία επιλογής ενός μοντέλου ροής ως το τελικό μοντέλο των προσομοιώσεων. Σκοπός της παρακάτω ανάλυσης είναι να συγκρίνει τα τρία μοντέλα ροής, τα οποία τέθηκαν σε δοκιμές:

- Μη συνεκτική ροή (inviscid flow): Στην περίπτωση αυτή δεν απαιτείται δημιουργία οριακού στρώματος γύρω από την επιφάνεια του αεροσκάφους.
- Συνεκτική ροή με πλήρη προσομοίωση οριακού στρώματος (fully resolved BL): Το οριακό στρώμα αποτελείται από πολλά επίπεδα. Το ύψος του πρώτου κελιού έχει επιλεγεί έτσι ώστε η αδιάστατη απόσταση y^+ του σημείου υπολογισμού των ροϊκών μεταβλητών στο πρώτο κελί (στην περίπτωση αυτή το κέντρο του κελιού) από τον τοίχο να έχει κατά το δυνατόν τιμή τη μονάδα ($y^+ \approx 1$).
- Συνεκτική ροή με χρήση συνάρτησης τοίχου (wall function): Στην περίπτωση αυτή, το ύψος του πρώτου κελιού του οριακού στρώματος είναι διαστασιολογημένο με τέτοιο τρόπο ώστε να ικανοποιείται η συνθήκη $y^+ \approx 30$, προκειμένου η συνάρτηση τοίχου να ισχύει.

Η επιλογή ενός εκ των τριών μοντέλων βασίζεται κατά κύριο λόγο σε δύο παράγοντες, στην αξιοπιστία των αποτελεσμάτων και στο υπολογιστικό κόστος. Για το λόγο αυτό, πραγματοποιήθηκε σύγκριση των αποτελεσμάτων των τριών προσομοιώσεων τόσο μεταξύ τους όσο και με πειραματικά δεδομένα.

Η αξιολόγηση των μοντέλων πραγματοποιήθηκε στη γεωμετρία της πτέρυγας του αεροσκάφους για Mach πτήσης 0.85 και γωνία πρόσπτωσης 0° . Αρχικά, ελέγχθηκε η κατανομή του συντελεστή πίεσης C_p πάνω στην αεροτομή της κύριας πτέρυγας σε τρεις θέσεις του εκπετάσματος της (Σχήμα 11).



Σχήμα 11: Διάγραμμα του συντελεστή πίεσης C_p σε τρεις θέσεις του εκπετάσματος της κύριας πτέρυγας: (α') 20%, (β') 50% και (γ') 95%. Η κόκκινη καμπύλη αφορά το μοντέλο χωρίς συνεκτικότητα (inviscid), η πράσινη το μοντέλο με συνεκτικότητα και πλήρως αναπτυγμένο οριακό στρώμα (fully resolved BL) και η μπλε το συνεκτικό μοντέλο με συνάρτηση τοίχου (wall function). Τα μαύρα σημεία απεικονίζουν τα πειραματικά δεδομένα. Παρατηρείται ότι το μοντέλο που προσεγγίζει περισσότερο τα πειραματικά δεδομένα είναι εκείνο που περιλαμβάνει τη συνεκτικότητα χωρίς όμως τη χρήση συναρτήσεων τοίχου (fully resolved BL).

Στο παραπάνω σχήμα (Σχήμα 11) είναι εμφανές πως το μοντέλο της συνεκτικής ροής με πλήρη επίλυση του οριακού στρώματος (fully resolved BL) είναι εκείνο που αποδίδει πλησιέστερα στα πειραματικά δεδομένα σε σύγκριση με τα άλλα δύο μοντέλα, όσον αφορά στην κατανομή της πίεσης πάνω στην πτέρυγα.

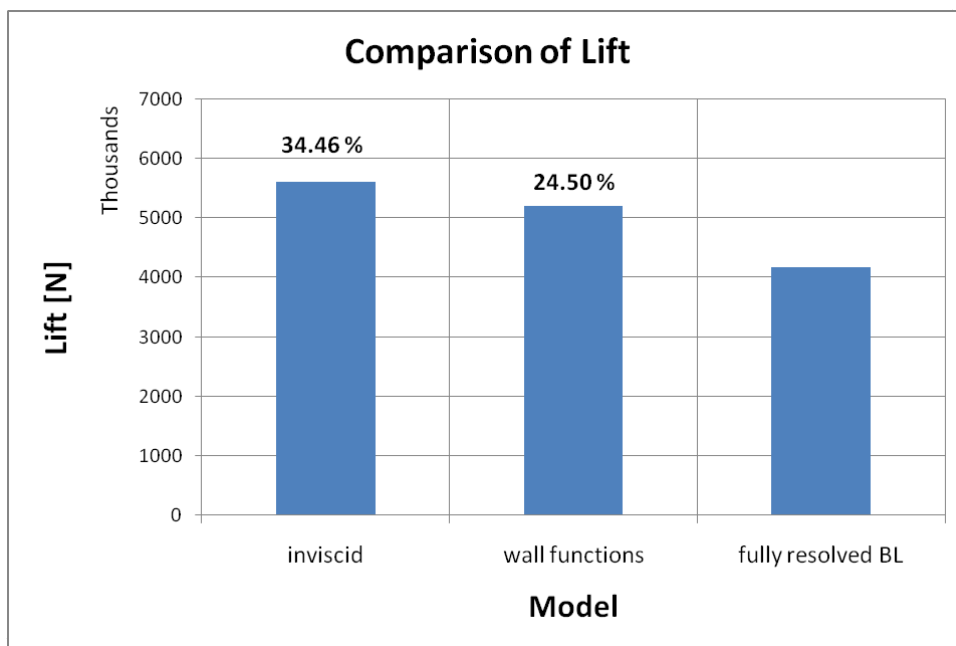
Στη συνέχεια, απεικονίζεται η ποσοστιαία απόκλιση των επιμέρους αποτελεσμάτων, συγκεκριμένα των αεροδυναμικών παραμέτρων της άνωσης, της αντίστασης και της ροπής πρόνευσης για τις τρεις προσομοιώσεις σε σύγκριση με τα πειραματικά μεγέθη:

Πίνακας 2: Συντελεστής άνωσης για τα μοντέλα οριακού στρώματος.

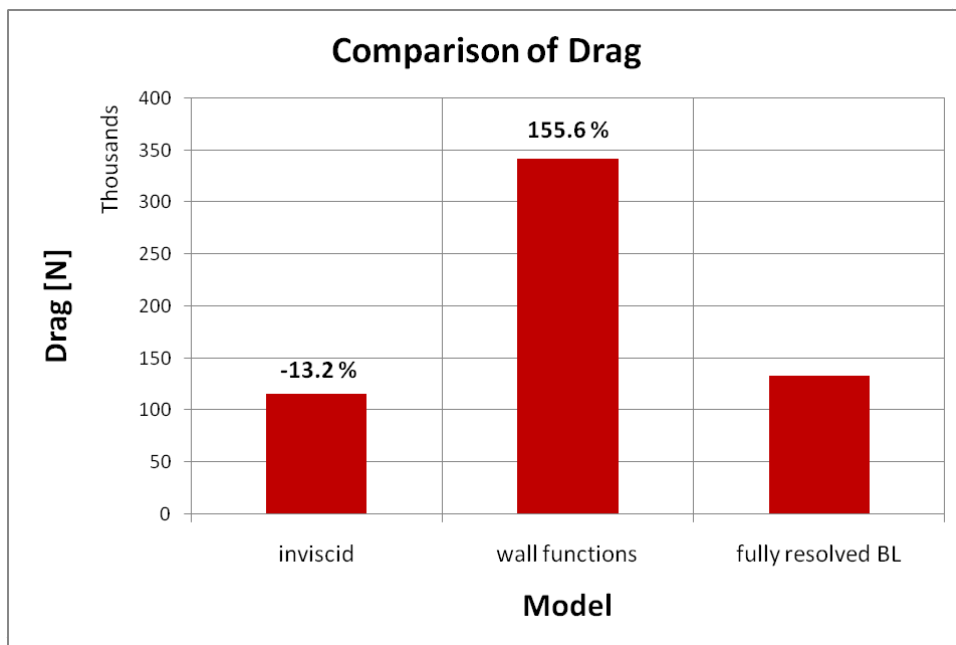
Μοντέλο	C_L	Απόκλιση
Μη συνεκτική ροή	0.212	50%
Συνάρτηση τοίχου	0.196	39%
Πλήρως αναπτυγμένο οριακό στρώμα	0.158	12%
Πειραματικά δεδομένα	0.141	

Ο Πίνακας 2 αποτυπώνει το συντελεστή άνωσης που προκύπτει από το εκάστοτε μοντέλο και την απόκλισή του από το πείραμα σε ίδιες συνθήκες πτήσης. Παρατηρούμε ότι στο μοντέλο πλήρους προσομοίωσης του οριακού στρώματος, ο συντελεστής βρέθηκε ο πλησιέστερος σε εκείνον των πειραματικών μελετών. Το γεγονός αυτό επιβεβαιώνεται και από το ότι τα μεγέθη της άνωσης, της αντίστασης και της ροπής προκύπτουν ως ολοκληρώσεις της κατανομής της πίεσης σε όλη τη γεωμετρία της πτέρυγας. Εφόσον, λοιπόν, στο Σχήμα 11 είδαμε πως η κατανομή του συντελεστή πίεσης στο συγκεκριμένο μοντέλο (fully resolved BL) προσεγγίζει περισσότερο τα πειραματικά δεδομένα, το μοντέλο αυτό θα θεωρηθεί ως αναφορά για τις ποσοστιαίες αποκλίσεις των αεροδυναμικών παραμέτρων που προκύπτουν από τα άλλα δύο μοντέλα (Σχήματα 12, 13 και 14).

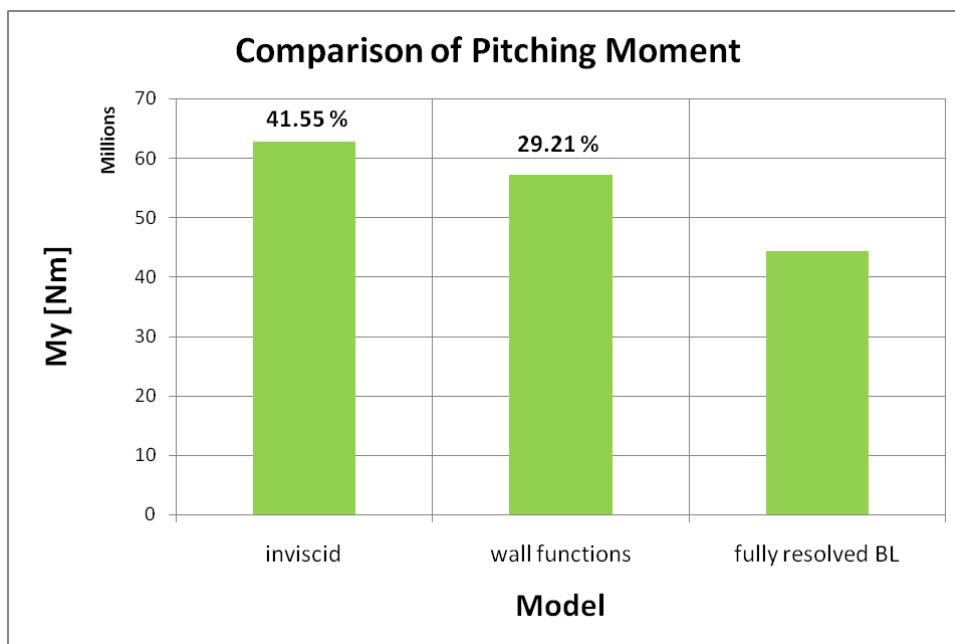
Στο σημείο αυτό, αξίζει να σημειωθεί ότι η συνολική άνωση του αεροσκάφους που προκύπτει από το υπολογιστικό μοντέλο είναι ελαφρώς μεγαλύτερη σε σχέση με τα αποτελέσματα των πειραμάτων. Η απόκλιση αυτή, σύμφωνα με μελέτες που πραγματοποιήθηκαν στο ερευνητικό κέντρο Langley της NASA [13] και στο Πανεπιστήμιο της Στουτγκάρδης [14], οφείλεται στο σύστημα στήριξης του πειραματικού μοντέλου του αεροσκάφους μέσα στην αεροσήραγγα. Στις δύο έρευνες αποδείχτηκε ότι η ύπαρξη της διαμόρφωσης στήριξης μεταβάλλει την κατανομή της πίεσης τοπικά πάνω στην επιφάνεια του αεροσκάφους με τέτοιο τρόπο ώστε να μειώνεται η συνολική άνωση και αντίσταση.



Σχήμα 12: Σύγκριση της άνωσης για τις τρεις περιπτώσεις μοντελοποίησης του οριακού στρώματος: μη συνεκτική ροή (inviscid), συνεκτική ροή χωρίς και με εφαρμογή συναρτήσεων τοίχου (fully resolved BL και wall function αντίστοιχα). Παρατηρείται σημαντική απόκλιση στα τρία μοντέλα, με εκείνο της συνεκτικής ροής δίχως τη χρήση συναρτήσεων τοίχου (fully resolved BL) να αποδίδει την μικρότερη άνωση, όπως διαφαίνεται και στο διάγραμμα της κατανομής του συντελεστή πίεσης (Σχήμα 11).



Σχήμα 13: Σύγκριση της αντίστασης για τις τρεις περιπτώσεις μοντελοποίησης του οριακού στρώματος: μη συνεκτική ροή (inviscid), συνεκτική ροή χωρίς και με εφαρμογή συναρτήσεων τοίχου (fully resolved BL και wall function αντίστοιχα). Αξιοσημείωτη, εδώ, είναι η πολύ μεγάλη απόκλιση την οποία εμφανίζει το μοντέλο με εφαρμογή συνάρτησης τοίχου.



Σχήμα 14: Σύγκριση της ροπής πρόνευσης για τις τρεις περιπτώσεις μοντελοποίησης του οριακού στρώματος: μη συνεκτική ροή (inviscid), συνεκτική ροή χωρίς και με εφαρμογή συναρτήσεων τοίχου (fully resolved BL και wall function αντίστοιχα). Οι αποκλίσεις στη ροπή πρόνευσης παρουσιάζουν ίδια μορφολογία με εκείνες στην άνωση (Σχήμα 12).

Όπως παρατηρούμε στα παραπάνω διαγράμματα τα μεγέθη της άνωσης (Σχήμα 12), της αντίστασης (Σχήμα 13) και της ροπής πρόνευσης (Σχήμα 14) παρουσιάζουν σημαντικές διαφορές ως προς το μοντέλο που χρησιμοποιείται. Το μοντέλο που δεν περιλαμβάνει τη συνεκτικότητα της ροής (inviscid model), ενώ αποδίδει συνολική αντίσταση κοντά σε εκείνη του συνεκτικού μοντέλου πλήρως αναπτυγμένου οριακού στρώματος (fully resolved BL), αποκλίνει σε μεγάλο βαθμό στην άνωση και στη ροπή πρόνευσης. Για το λόγο αυτό, η επιλογή ενός μη συνεκτικού μοντέλου απορρίπτεται ως μη αξιόπιστη.

Από την άλλη, το μοντέλο συνάρτησης τοίχου, ενώ προσεγγίζει περισσότερο το συνεκτικό μοντέλο χωρίς τη χρήση συναρτήσεων τοίχου, από ότι το μη συνεκτικό μοντέλο, όσον αφορά την αντίσταση δίνει άστοχα αποτελέσματα. Επιπλέον, στο Σχήμα 11 παρατηρούμε ότι το μοντέλο συνάρτησης τοίχου απέχει περισσότερο και από τα πειραματικά στοιχεία, συγκριτικά με τα άλλα δύο μοντέλα. Συνεπώς, παρόλο που μειώνει σημαντικά το υπολογιστικό κόστος (τρεις φορές μικρότερο συγκριτικά με το μοντέλο πλήρους επίλυσης οριακού στρώματος) και διευκολύνει την δημιουργία χωρικού πλέγματος γύρω από την πτέρυγα, δεν καθίσταται ικανό να προσδώσει τα ακριβή αποτελέσματα στις δεδομένες συνθήκες και γεωμετρία.

Δεδομένης της παραπάνω ανάλυσης, καταλήγουμε στο συμπέρασμα ότι η καταλληλότερη μοντελοποίηση του υπολογιστικού πεδίου πλησίον του τοίχου (επιφάνεια αεροσκάφους) είναι με πλήρη προσομοίωση του οριακού στρώματος. Το στρώμα αυτό υπολογίστηκε και διαστασιολογήθηκε, ύστερα από δοκιμές, έτσι ώστε να ικανοποιείται η συνθήκη η αδιάστατη απόσταση y^+ του κέντρου του πρώτου κελιού να βρίσκεται κοντά στη μονάδα.

5 Αποτελέσματα - Σύγκριση με πειραματικές μελέτες

Με την υπεροχή του μοντέλου με συνεκτικότητα ολοκληρώνεται η προετοιμασία του υπολογιστικού μοντέλου του αεροσκάφους και πλέον μπορεί να προσομοιωθεί σε ίδιες συνθήκες πτήσης με τα πειραματικά δεδομένα, προκειμένου να εξεταστεί η αξιοπιστία του. Στην παρούσα μελέτη δοκιμάστηκαν δύο διαμορφώσεις για τη σύγκριση αυτή, μία που περιλαμβάνει την άτρακτο και μόνο την κύρια πτέρυγα του αεροσκάφους και μία που ενσωματώνει ολόκληρη τη γεωμετρία του: άτρακτο, κύρια πτέρυγα, οριζόντιο ουραίο και κινητήρα. Στην κάθε διαμόρφωση πραγματοποιήθηκαν προσομοιώσεις σε δύο γωνίες πρόσπτωσης, σύμφωνα με τα πειραματικά δεδομένα [15] [16]. Για την περίπτωση της γεωμετρίας ατράκτου-πτέρυγας οι γωνίες πρόσπτωσης οι οποίες εξετάστηκαν είναι 0° και 2.93° , ενώ για την πλήρη γεωμετρία 0° και 4° .

5.1 Συνθήκες πτήσης

Το μοντέλο CRM (Common Research Model) της NASA, όπως αναφέρθηκε, έχει σχεδιαστεί έτσι ώστε να προσομοιώνει ένα τυπικό επιβατηγό αεροσκάφος σε αντίστοιχες συνθήκες πτήσης. Για το λόγο αυτό ο Mach πτήσης έχει επιλεγεί στο 0.85 και ο αριθμός Reynolds στα $5e + 6$, σύμφωνα και με τα στοιχεία της NASA για τις συνθήκες των δοκιμών στην αεροσήραγγα. Στον πίνακα 3 παρατίθενται όλα τα διαστατά μεγέθη που καθορίζουν τις παραπάνω συνθήκες πτήσης.

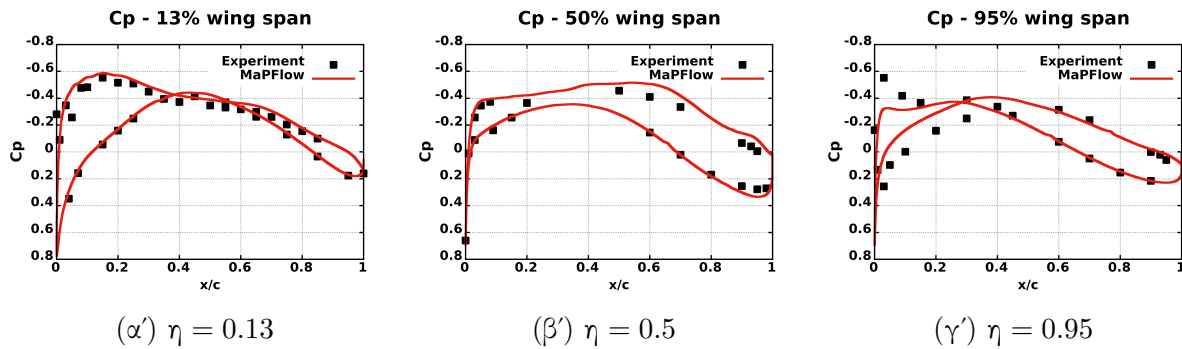
Πίνακας 3: Συνθήκες πτήσης

<i>Mach</i>	0.85
<i>Reynolds</i>	$5 \cdot 10^6$
<i>V_{flight}</i>	$305 \frac{m}{s}$
<i>T_{total}</i>	322.0 K
<i>P_{total}</i>	130.0 KPa
<i>ρ_{total}</i>	$1.407 \frac{kg}{m^3}$
<i>ν</i>	$4.27 \cdot 10^{-4} \frac{kg}{m*s}$

Στον παραπάνω πίνακα, *V_{flight}* είναι η ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, *T_{total}*, *P_{total}* και *ρ_{total}* είναι οι εξωτερικές συνθήκες θερμοκρασίας, πίεσης και πυκνότητας της ελεύθερης ροής αντίστοιχα και, τέλος, ως *ν* ορίζεται η κινηματική συνεκτικότητα του ρευστού.

5.2 Πτέρυγα/Άτρακτος σε γωνία πρόσπτωσης 0°

Όπως προαναφέρθηκε, η πρώτη διαμόρφωση που εξετάστηκε είναι εκείνη που περιλαμβάνει μόνο την άτρακτο και την κύρια πτέρυγα του αεροσκάφους. Υπολογίστηκε το πεδίο ροής γύρω από την εν λόγω γεωμετρία με τη χρήση του επιλύτη MaPFlow και οι συγκρίσεις με τα αντίστοιχα πειραματικά αφορούν στην κατανομή του συντελεστή πίεσης C_p πάνω στην πτέρυγα σε συγκεκριμένες θέσεις κατά μήκος του εκπετάσματός της (Σχήμα 15).



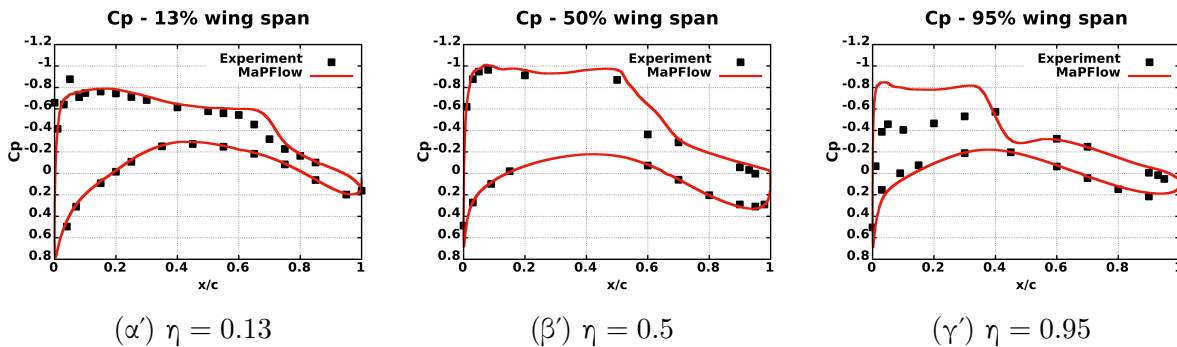
Σχήμα 15: Διάγραμμα του συντελεστή πίεσης C_p της κύριας πτέρυγας για την προσομοίωση του μοντέλου ατράκτου-πτέρυγας σε γωνία πρόσπτωσης 0°. Ο συντελεστής αποτυπώνεται σε τρεις θέσεις του εκπετάσματος της πτέρυγας: (α') 13%, (β') 50% και (γ') 95%. Με κόκκινη καμπύλη απεικονίζεται η κατανομή του συντελεστή C_p έτσι όπως προέκυψε από το υπολογιστικό μοντέλο MaPFlow, ενώ τα μαύρα σημεία αναπαριστούν τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα.

Στο Σχήμα 15 παρατηρείται ότι η κατανομή της πίεσης που προέκυψε από την επίλυση της ροής στις συγκεκριμένες συνθήκες πτήσης προσεγγίζει σε ικανοποιητικό βαθμό τα πειραματικά δεδομένα.

Αξίζει να σημειωθεί, ωστόσο, ότι στο 95 % της πτέρυγας οι προλέξεις αποκλίνουν ελαφρώς από το πείραμα. Συγκεκριμένα, παρατηρείται ότι στο χείλος πρόσπτωσης οι μετρήσεις αποδίδουν μεγαλύτερη υποπίεση, το οποίο υποδηλώνει μικρότερη γωνία πρόσπτωσης. Μάλιστα τα τρία μοντέλα, ξεκινώντας από την πλήρη προσομοίωση του οριακού στρώματος και καταλήγοντας στη μη συνεκτική ροή, παρουσιάζουν διαδοχικά μεγαλύτερες γωνίες συγκριτικά με τις πειραματικές μετρήσεις.

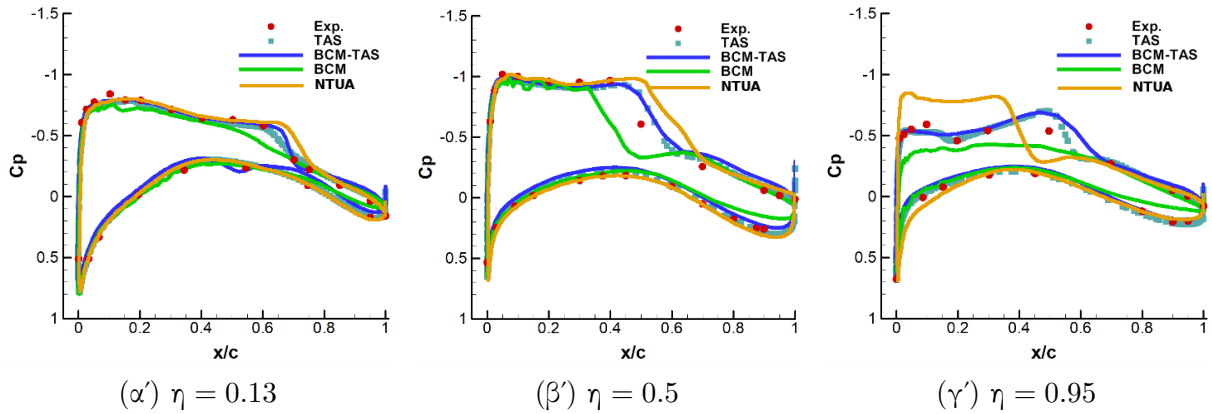
5.3 Πτέρυγα/Άτρακτος σε γωνία πρόσπτωσης 2.93°

Ακολουθεί η . Παρακάτω απεικονίζεται η περίπτωση θετικής γωνίας πρόσπτωσης κοντά στις 3 μοίρες για τη γεωμετρία πτέρυγας-ατράκτου. Παρατηρείται ότι στην κατανομή του συντελεστή πίεσης στη γωνία αυτή εμφανίζεται κύμα κρούσης κατά μήκος της πτέρυγας (Σχήμα 16).



Σχήμα 16: Διάγραμμα του συντελεστή πίεσης C_p της κύριας πτέρυγας του αεροσκάφους για την προσομοίωση του μοντέλου ατράκτου-πτέρυγας σε γωνία πρόσπτωσης 2.93° . Ο συντελεστής αποτυπώνεται σε τρεις θέσεις του εκπετάσματος της πτέρυγας: (α') 13%, (β') 50% και (γ') 95%. Με κόκκινη καμπύλη απεικονίζεται η κατανομή του συντελεστή C_p έτσι όπως προέκυψε από το υπολογιστικό μοντέλο με τη χρήση του MaPFlow, ενώ τα μαύρα σημεία αναπαριστούν τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα.

Στο Σχήμα 16γ' παρατηρείται απόκλιση των αποτελεσμάτων από το πείραμα, γεγονός που οφείλεται στην μεγαλύτερη επίδραση των επαγόμενων στροβίλων σε θετική γωνία πρόσπτωσης. Για το λόγο αυτό, κρίνεται αναγκαία η διερεύνηση της αξιοπιστίας των αποτελεσμάτων της παρούσας μελέτης σε συνάφεια με αντίστοιχες μελέτες που έχουν διεκπαιρωθεί. Στο Σχήμα 17 συγκρίνεται η κατανομή που προέκυψε από τον επιλύτη MaPFlow με άλλους επιλύτες, συγκεκριμένα του TAS (Tohoku Aerodynamic Simulation), ο οποίος έχει αναπτυχθεί στο Πανεπιστήμιο του Τοχόκου στην Ιαπωνία. Ο συγκεκριμένος επιλύτης χρησιμοποιεί τη μέθοδο BCM (Building-Cube Method), η οποία βασίζεται στη διαίρεση του υπολογιστικού χώρου σε πολλαπλά τμήματα (multi block) και την επίλυση των εξισώσεων ροής ξεχωριστά σε αυτά. Η επίλυση των εξισώσεων πραγματοποιείται με τη μέθοδο των πεπερασμένων όγκων με δεύτερης τάξης ακρίβεια και το μοντέλο τύρβης που χρησιμοποιήθηκε είναι το Spalart-Allmaras [15].



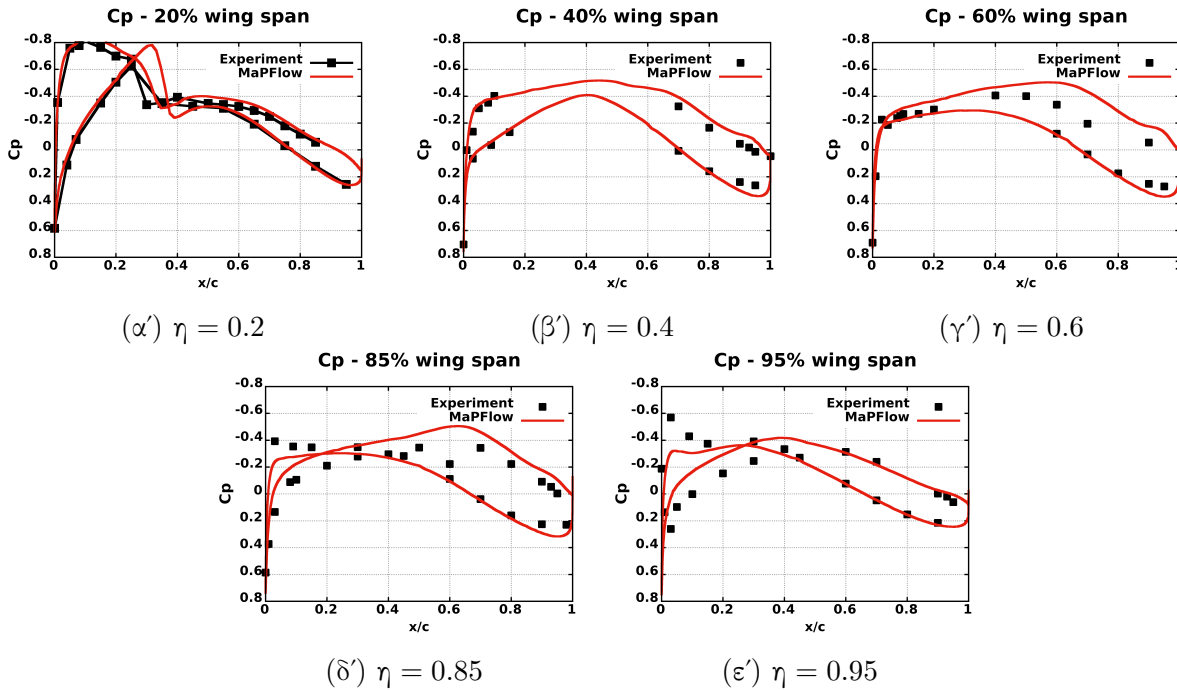
Σχήμα 17: Αναπαράσταση του σχήματος 16 σε συνδυασμό με τα υπολογιστικά αποτελέσματα άλλης μελέτης [15]. Με κόκκινες κουκίδες απεικονίζονται τα πειραματικά δεδομένα, με πράσινα τετράγωνα τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation), με πράσινη καμπύλη τα αποτελέσματα της μεθόδου BCM (Building-Cube Method), ενώ με την μπλε καμπύλη τα αποτελέσματα του συνδυαστικού επιλύτη BCM-TAS. Η πορτοκαλί καμπύλη αποτυπώνει τον συντελεστή πίεσης έτσι όπως προέκυψε από την προσομοίωση στο MaPFlow.

Παρατηρείται ότι σε όλα τα μοντέλα εντοπίζεται το κύμα κρούσης. Συγκεκριμένα, κοντά στην άτρακτο της πτέρυγας όλες οι μέθοδοι και οι επιλύτες συμβαδίζουν. Στο μέσο της πτέρυγας, τα αποτελέσματα του BCM είναι εκείνα που διαφέρουν από τα υπόλοιπα, κυρίως ως προς τη θέση του κύματος κρούσης. Όσο πλησιάζουμε το ακροπτερύγιο, ωστόσο είναι εμφανής η απόκλιση στην κατανομή του συντελεστή που προέκυψε από το υπολογιστικό μοντέλο στο MaPFlow, σε σχέση με τα υπόλοιπα μοντέλα.

Η συγκεκριμένη μελέτη [15] αναφέρει ότι το τελικό πλέγμα του υπολογιστικού χωρίου ανέρχεται στα $1.5 \cdot 10^9$ κελιά. Δεδομένου ότι το πλέγμα στο οποίο κατέληξε η διαδικασία διερεύνησης που αναλύθηκε στο κεφάλαιο 3 είναι της τάξης των εκατομμυρίων (10^6), συμπεραίνεται ότι ο επιλύτης MaPFlow επιτυγχάνει να προσεγγίσει τα πειραματικά δεδομένα σε ικανοποιητικό βαθμό και με πολύ αραιότερο πλέγμα.

5.4 Συνολική γεωμετρία σε γωνία πρόσπτωσης 0°

Η δεύτερη διαμόρφωση, η οποία εξετάστηκε περιλαμβάνει ολόκληρη τη γεωμετρία του μοντέλου CRM έτσι όπως αναπτύχθηκε από τη NASA για τις δοκιμές στην αεροσήραγga. Όπως έχει ήδη αναφερθεί, πέραν της ατράκτου και της κύριας πτέρυγας, συμπεριλαμβάνονται επίσης το οριζόντιο ουραίο και ο κινητήρας (Σχήμα 2). Ωστόσο, στο παρόν κεφάλαιο ο κινητήρας τοποθετείται αποκλειστικά ως πρόσθετη γεωμετρική συνιστώσα στο συνολικό αεροσκάφος, δίχως να μοντελοποιείται η λειτουργία του (παραγωγή ώσης), η οποία εξετάζεται σε ακόλουθο κεφάλαιο.

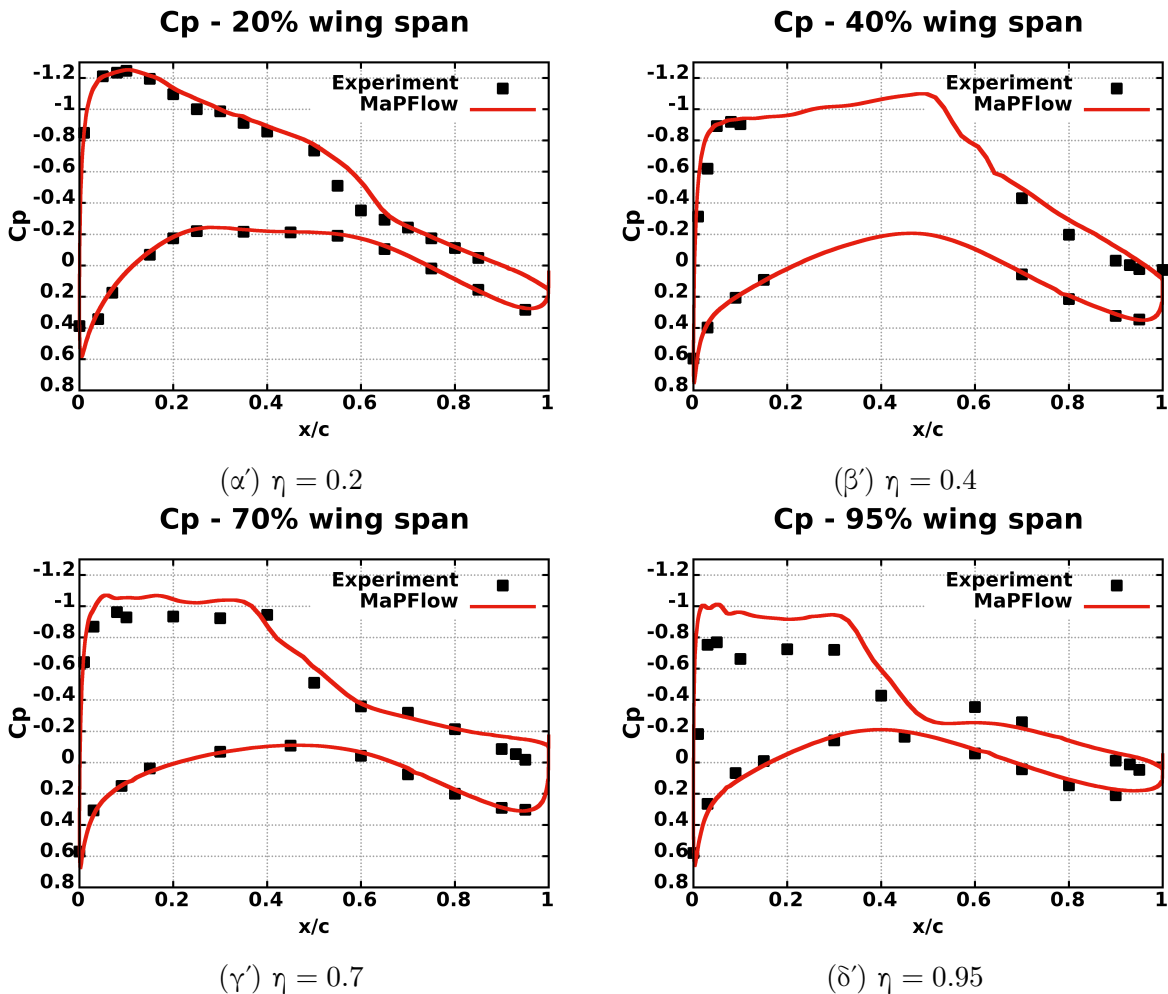


Σχήμα 18: Διάγραμμα του συντελεστή πίεσης C_p της κύριας πτέρυγας για την προσομοίωση ολόκληρης της γεωμετρίας του αεροσκάφους σε γωνία πρόσπτωσης 0° . Ο συντελεστής αποτυπώνεται σε πέντε θέσεις του εκπετάσματος της πτέρυγας: (α') 20%, (β') 40%, (γ') 60%, (δ') 85% και (ε') 95%. Με κόκκινη καμπύλη απεικονίζεται η κατανομή του συντελεστή C_p έτσι όπως προέκυψε από το υπολογιστικό μοντέλο με τη χρήση του MaPFlow, ενώ τα μαύρα σημεία αναπαριστούν τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα.

Στο Σχήμα 18 απεικονίζεται η κατανομή του συντελεστή πίεσης σε πέντε θέσεις του εκπετάσματος της πτέρυγας. Συγκεκριμένα, στο 20 % της πτέρυγας παρατηρείται μια διαφοροποίηση στην κατανομή, η οποία δεν υφίσταται στη διαμόρφωση πτέρυγας/ατράκτου και πηγάζει από την ύπαρξη της γεωμετρίας του κινητήρα κάτω από το εν λόγω σημείο της πτέρυγας. Στις υπόλοιπες θέσεις το πεδίο της πίεσης σε γωνία πρόσπτωσης 0° δεν φαίνεται να εμφανίζει σημαντικές αποκλίσεις από τα αποτελέσματα που προέκυψαν για την απλοποιημένη γεωμετρία (Σχήμα 15).

5.5 Συνολική γεωμετρία σε γωνία πρόσπτωσης 4°

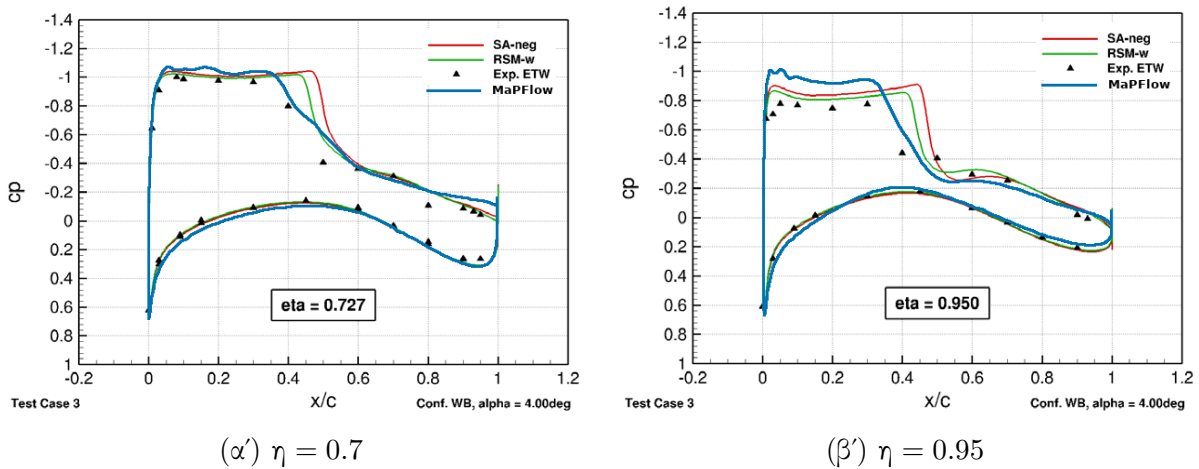
Από ότι είδαμε στο υποκεφάλαιο 5.3, μια θετική γωνία πρόσπτωσης του αεροσκάφους οδηγεί σε κύματα κρούσης πάνω στην πτέρυγα. Σύμφωνα με το Σχήμα 19 το συμπέρασμα έχει ισχύ και για την ολοκληρωμένη γεωμετρία του αεροσκάφους. Εδώ η γωνία πρόσπτωσης για την οποία ευρέθηκαν και αποτελέσματα άλλων μελετών είναι οι 4 μοίρες (Σχήμα 20).



Σχήμα 19: Διάγραμμα του συντελεστή πίεσης C_p της κύριας πτέρυγας για την προσομοίωση ολόκληρης της γεωμετρίας του αεροσκάφους σε γωνία πρόσπτωσης 4° . Ο συντελεστής αποτυπώνεται σε τέσσερις θέσεις του εκπετάσματος της πτέρυγας: (α') 20%, (β') 40%, (γ') 70% και (δ') 95%. Με κόκκινη καμπύλη απεικονίζεται η κατανομή του συντελεστή C_p όπως προέκυψε από το υπολογιστικό μοντέλο με τη χρήση του MaPFlow, ενώ τα μαύρα σημεία αναπαριστούν τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα.

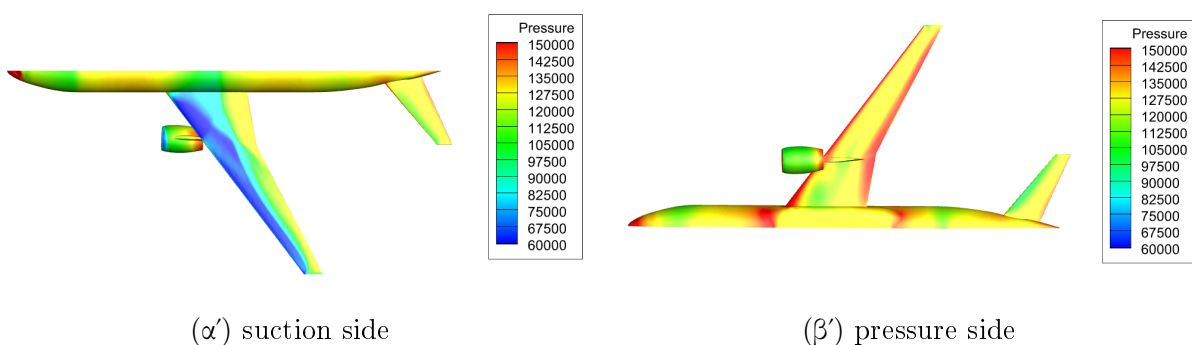
Όπως και στην περίπτωση της διαμόρφωσης πτέρυγας/ατράκτου, τα αποτελέσματα της κατανομής του συντελεστή πίεσης τέθηκαν σε σύγκριση με εκείνα άλλης μελέτης [16]. Στο Σχήμα 20 απεικονίζονται οι θέσεις στο 70 % και στο 95 % του εκπετάσματος της πτέρυγας. Η απόκλιση που εμφανίζεται στο ακροπτερύγιο (95 %) οφείλεται, όπως αναλύθηκε στο κεφάλαιο 5.3, στην υψηλή ανάλυση πλέγματος που απαιτείται για την ακριβή αποτύπωση των στροβίλων την πτέρυγας. Ωστόσο, στο Σχήμα 20 και ειδικότερα στο Σχήμα 20α' φαίνεται το υπολογιστικό μοντέλο του MaPFlow να προσεγγίζει σε καλύτερο βαθμό τα πειραματικά

σημεία από τα μοντέλα Spalart-Allmaras (SA) και Reynolds Stress equation Model (RSM) κυρίως ως προς τη θέση του κύματος κρούσης κατά μήκος της αεροτομής.



Σχήμα 20: Αναπαράσταση των σχημάτων 19γ' και 19δ' σε συνδυασμό με τα υπολογιστικά αποτελέσματα άλλης μελέτης [16]. Με μαύρα τρίγωνα απεικονίζονται τα πειραματικά δεδομένα, με πράσινη καμπύλη τα αποτελέσματα της μεθόδου RSM (Reynolds Stress equation Model), ενώ με την κόκκινη καμπύλη τα αποτελέσματα του μοντέλου SA (Spalart-Allmaras turbulence model). Η μπλε καμπύλη αποτυπώνει τον συντελεστή πίεσης έτσι όπως προέκυψε από την προσομοίωση στο MaPFlow.

Εξάθαρη εικόνα του κύματος κρούσης σε όλο το μήκος της πτέρυγας δίνει το Σχήμα 21α', στο οποίο αποτυπώνεται το πεδίο πίεσης πάνω στην πλευρά υποπίεσης της πτέρυγας. Στην εικόνα είναι εμφανής η απότομη μεταβολή της πίεσης πάνω στην επιφάνεια, καθώς και η αλλαγή της θέσης της κατά το διαμήκη άξονα. Η πλευρά πίεσης της πτέρυγας απεικονίζεται στο Σχήμα 21β', όπου είναι διακριτή η αύξηση της πίεσης στην ακμή πρόσπτωσης και εκφυγής καθώς και στο εμπρόσθιο τμήμα του αεροσκάφους.



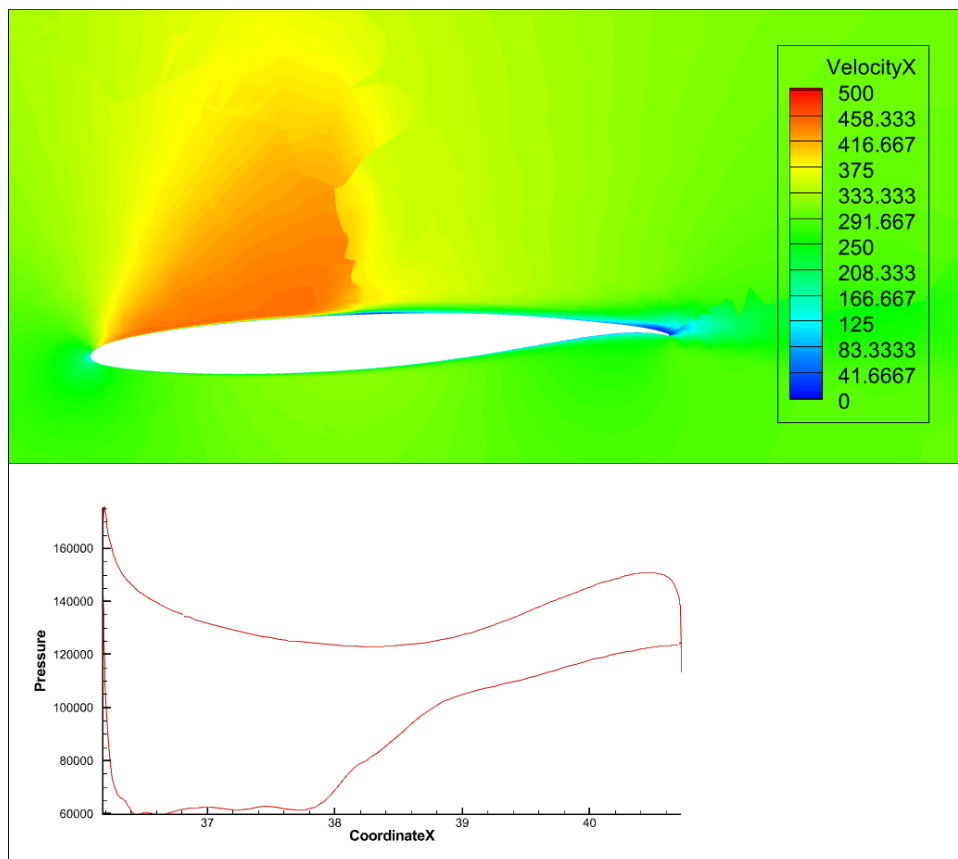
Σχήμα 21: Ισοσταθμικές καμπύλες της κατανομής της πίεσης πάνω στην πτέρυγα του αεροσκάφους για γωνία πρόσπτωσης 4°. Αριστερά (α') απεικονίζεται η πλευρά υποπίεσης, στην οποία είναι ευδιάκριτο το κύμα κρούσης κατά μήκος του εκπετάσματος, και δεξιά (β') η πλευρά πίεσης, όπου διακρίνεται χαρακτηριστικά η αύξηση της πίεσης στην ακμή πρόσπτωσης και εκφυγής.

Στο Σχήμα 22 απεικονίζεται το πεδίο της ταχύτητας κατά το διαμήκη άξονα x (U_x) γύρω από την αεροτομή της πτέρυγας σε μία τομή της και πιο συγκεκριμένα στο 70 % του

εκπετάσματός της. Επίσης, αποτυπώνεται και η κατανομή του συντελεστή πίεσης στη θέση αυτή, σύμφωνα με το Σχήμα 19γ'.

Όπως αναφέρθηκε στο κεφάλαιο 5.1, η ταχύτητα πτήσης είναι στα $305 \frac{m}{s}$, ενώ η οριζόντια ταχύτητα κοντά στην αεροτομή σε γωνία πρόσπτωσης 4 μοιρών φαίνεται να πλησιάζει τα $500 \frac{m}{s}$. Η μεγάλη αυτή αύξηση της ταχύτητας κατά περίπου 65% οδηγεί σε κύμα κρούσης. Το φαινόμενο αυτό, όπως είδαμε, εμφανίζεται σε θετικές γωνίες πρόσπτωσης στις οποίες η επιτάχυνση της ροής πάνω στην πλευρά υποπίεσης της αεροτομής είναι εντονότερη. Παρόλο που η γωνία πρόσπτωσης των 4 μοιρών θεωρείται σχετικά υψηλή για γωνία πτήσης του αεροσκάφους σε κρουαζιέρα, τόσο στην απλοποιημένη διαμόρφωση πτέρυγας/ατράκτου όσο και στην πλήρη γεωμετρία, δοκιμές μικρότερων γωνιών έδειξαν ότι το φαινόμενο αυτό εμφανίζεται σε όλο το εύρος γωνιών από 2 έως και 4 μοίρες.

Συνοψίζοντας, το υπολογιστικό μοντέλο που αναπτύχθηκε στον επιλύτη MaPFlow αποδίδει αποτελεσματικά στις απαιτήσεις των προβλημάτων στα οποία τέθηκε υπό δοκιμή, και μάλιστα με τη χρήση ενός σαφέστατα οικονομικότερου πλέγματος συγκριτικά με τις μελέτες με τις οποίες συγκρίθηκε. Ο επιλύτης επέτυχε να προσομοιώσει το πεδίο ροής γύρω από το αεροσκάφος με αξιοπιστία που να επιτρέπει την ασφαλή εξαγωγή συμπερασμάτων. Στο επόμενο κεφάλαιο περιγράφεται το τελευταίο στάδιο της παρούσας μελέτης που αφορά τη λειτουργία του κινητήρα και τον υπολογισμό των επιθυμητών παραγώγων ευστάθειας.



Σχήμα 22: Αναπαράσταση του κύματος κρούσης στη θέση $\eta = 0.7$ (70 %) του εκπετάσματος της πτέρυγας. Πάνω απεικονίζεται η οριζόντια συνιστώσα της ταχύτητας (U_x) στο χώρο γύρω από την αεροτομή, όπου διακρίνεται η ραγδαία μείωσή της στο σημείο του κύματος. Στην κάτω εικόνα διαγράφεται η κατανομή της πίεσης πάνω στην αεροτομή στην αντίστοιχη θέση.

6 Παράγωγοι ευστάθειας - Λειτουργία κινητήρα

Στο παρόν κεφάλαιο παρατίθενται τα ευρήματα πάνω στις παραγώγους ευστάθειας που προέκυψαν από την υπολογιστική διαδικασία, καθώς και τα αποτελέσματα προσομοιώσεων που συμπεριλαμβάνουν τη λειτουργία των κινητήρων.

6.1 Παράγωγοι ευστάθειας

Εφόσον έχει προσομοιωθεί η πτήση σε κρουαζιέρα και το αεροσκάφος διαγράφει ευθύγραμμη τροχιά, η συγκεκριμένη ανάλυση αφορά τη διαμήκη ευστάθεια και συνεπώς περιλαμβάνει τις παραγώγους του συντελεστή άνωσης, αντίστασης και ροπής πρόνευσης ως προς τη γωνία πρόσπτωσης ($\frac{dC_L}{da}$, $\frac{dC_D}{da}$, $\frac{dC_M}{da}$).

Στον πίνακα 4 παρατίθενται τα αποτελέσματα που προέκυψαν από το υπολογιστικό μοντέλο καθώς και τα αντίστοιχα από μη πλεγματικές μεθόδους. Το λογισμικό που χρησιμοποιήθηκε για το σκοπό αυτό είναι το xflr, το οποίο παρέχει τη δυνατότητα σχεδιασμού και ανάλυσης πτερύγων με βάση τη θεωρία γραμμής άνωσης και τη μέθοδο των επιφανειακών στοιχείων (panels).

Πίνακας 4: Παράγωγοι των αεροδυναμικών συντελεστών για διαμήκη ευστάθεια.

	<i>CFD</i>	<i>LiftingLine</i>	%
dC_L/da	0.126	0.087	-31%
dC_D/da	0.028	0.020	-29%
dC_M/da	-0.191	-0.125	55%

Οι παραπάνω παράγωγοι ευστάθειας έχουν υπολογιστεί για μοναδιαία μεταβολή της γωνίας πρόσπτωσης έχοντας ως αρχική τη μηδενική γωνία. Η γεωμετρία που αναπτύχθηκε στο xflr περιλαμβάνει την κύρια πτέρυγα και το οριζόντιο ουραίο, δίχως να έχει συμπεριληφθεί η άτρακτος και οι κινητήρες. Επομένως, ένα μέρος του ποσοστού της απόκλισης των αεροδυναμικών μεγεθών οφείλεται στη διαφορετική γεωμετρία που εξετάζεται στην κάθε περίπτωση.

Όπως διαφαίνεται και από τις παραγώγους των συντελεστών άνωσης και αντίστασης, οι μέθοδοι των επιφανειακών στοιχείων και της γραμμής άνωσης παρουσιάζουν μια απόκλιση κοντά στο 30% ως προς το υπολογιστικό μοντέλο, ενώ στη ροπή πρόνευσης το ποσοστό αυτό ανέρχεται στο 55%. Τα παραπάνω στοιχεία αποδεικνύουν το συμπέρασμα ότι η λεπτομερής γεωμετρική μοντελοποίηση του αεροσκάφους και η αναλυτική επίλυση της ροής που παρέχει η υπολογιστική ρευστοδυναμική αποδίδουν σημαντικά καλύτερα αποτελέσματα. Το απαιτούμενο κόστος στο τελικό μοντέλο για τον υπολογισμό των παραγώγων ευστάθειας είναι περίπου μία ημέρα ανά προσομοίωση σε 60 επεξεργαστές, για ένα πλέγμα κοντά στα 10 εκατομμύρια κελιά (Κεφάλαιο 3).

6.2 Προσομοίωση κινητήρων

Ενδιαφέρον παρουσιάζει η εξέταση της περίπτωσης στην οποία οι κινητήρες του αεροσκάφους δεν αποτελούν απλώς μια γεωμετρική διαμόρφωση στο συνολικό μοντέλο του αεροσκάφους, αλλά μοντελοποιείται και η λειτουργία τους. Μέσω ενός δίσκου ορμής, ο οποίος τοποθετείται εντός του καλύμματος του κινητήρα, καθίσταται εφικτό να εκτιμηθεί η παραγόμενη ώση κατά την κρουαζιέρα, καθώς επίσης και να αποτιμηθεί η επίδραση της δέσμης καυσαερίων στην αεροδυναμική του αεροσκάφους.

Ο υπολογισμός της δύναμης που ασκείται στη ροή απαιτεί ως δεδομένο εισόδου τη σταθερά C_t των κινητήρων. Δεδομένου ότι στην κρουαζιέρα οι δυνάμεις της αντίστασης και της ώσης πρέπει να εξισώνονται, η τελική τιμή της ώσης προέκυψε ύστερα από δοκιμές διαφορετικών σταθερών έως ότου ικανοποιηθεί η εν λόγω συνθήκη. Λαμβάνοντας υπόψη ότι το αεροσκάφος φέρει δύο κινητήρες, η τιμή της ώσης για τον κάθε κινητήρα ανέρχεται στα 163 kN σε πτήση με μηδενική γωνία πρόσπτωσης. Αξίζει να σημειωθεί εδώ ότι η συνολική αντίσταση του αεροσκάφους, στην περίπτωση που η λειτουργία των κινητήρων προστίθεται στο υπολογιστικό πρόβλημα, είναι μεγαλύτερη σε σχέση με το αρχικό μοντέλο.

Στην αξιολόγηση της ευστάθειας των αεροσκαφών, πέρα από τις παραγώγους των αεροδυναμικών επιδόσεων τους, απαιτείται και ο ρυθμός μεταβολής της ώσης ως προς τη θέση της μανέτας προκειμένου η ανάλυση να είναι πιο πλήρης. Συγκεκριμένα, μια αλλαγή στη θέση της μανέτας από τον πιλότο, επηρεάζει το καύσιμο το οποίο διοχετεύεται στους κινητήρες και κατά συνέπεια η παραγόμενη ώση μεταβάλλεται. Η παρακάτω ανάλυση έχει βασιστεί στην ασφαλή παραδοχή ότι το ποσοστό αλλαγής της θέσης της μανέτας (σε μοίρες) ισούται με το ποσοστό μεταβολής της παροχής καυσίμου το οποίο αυτή επιφέρει. Η παράγωγος προς υπολογισμό, λοιπόν, είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με την αλληλοεξάρτηση της παροχής καυσίμου και της παραγόμενης ώσης, η οποία προσεγγίζει μια γραμμική συμπεριφορά.

Ξεκινώντας από την ώση κρουαζιέρας (F_{cruise}), υπολογίζεται η ειδική κατανάλωση καυσίμου (SFC) από τον παρακάτω εμπειρικό τύπο:

$$SFC = 22.66 - 0.912 * \sqrt{F_{cruise}} \left[\frac{g}{s * kN} \right] \quad (6.1)$$

Στη συνέχεια υπολογίζεται η παροχή καυσίμου ως:

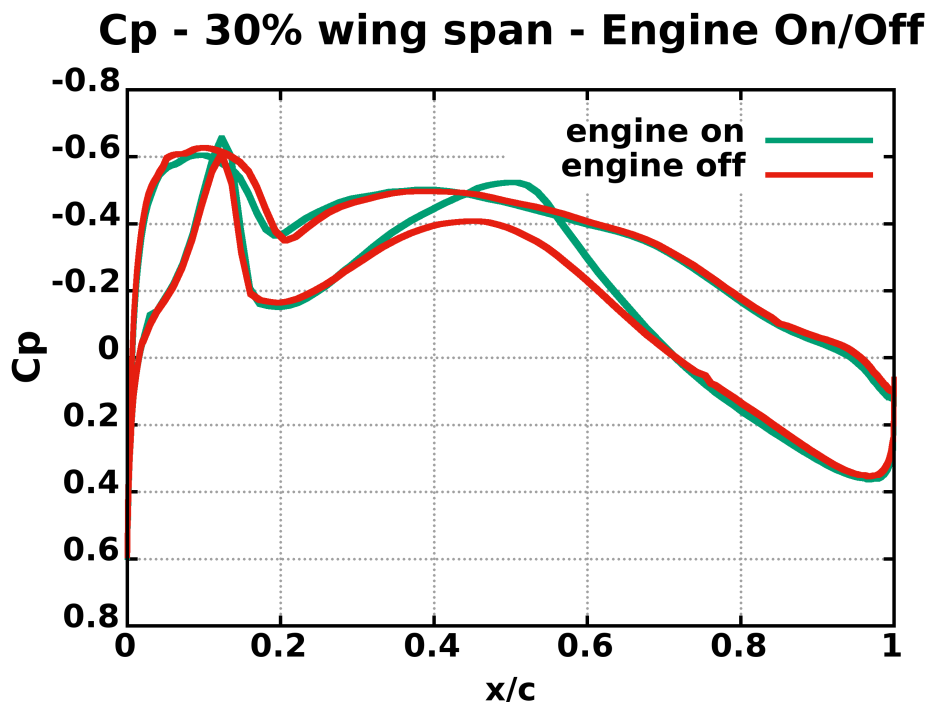
$$\dot{m}_f = SFC * F_{cruise} \left[\frac{g}{s} \right] \quad (6.2)$$

Για μια μικρή μεταβολή της ώσης, έστω αύξηση κατά 1%, η ειδική κατανάλωση καυσίμου μπορούμε να πούμε ότι παραμένει σταθερή. Επομένως, υπολογίζεται εκ νέου η παροχή καυσίμου και η τελική παράγωγος προκύπτει ως το πηλίκο της ποσοστιαίας μεταβολής της ώσης (1%) προς την αντίστοιχη της παροχής καυσίμου:

$$\delta p = \frac{\% \delta F}{\% \delta m_f} \left[\frac{kN * s}{g} \right] \quad (6.3)$$

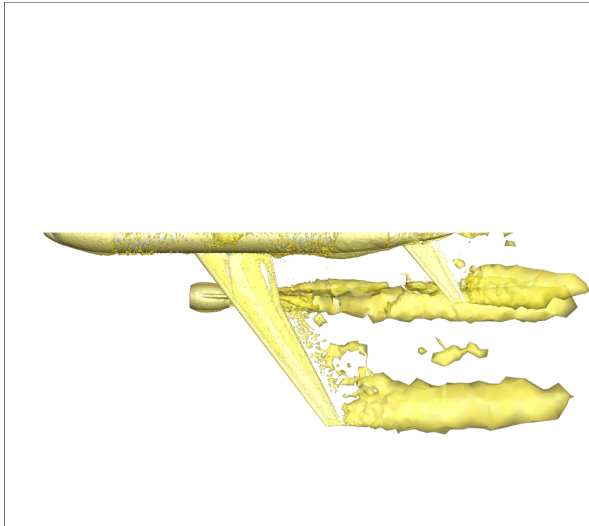
Εφαρμόζοντας την παραπάνω διαδικασία η τιμή της παραγώγου για ώση κρουαζιέρας 163 kN προέκυψε ίση με $\delta p = 0.945$

Όσον αφορά την επίδραση του δίσκου ορμής στην αεροδυναμική της πτέρυγας του αεροσκάφους, παρατηρήθηκε ότι το μοναδικό σημείο που επηρεάζεται αισθητά είναι ακριβώς πάνω από τον κινητήρα. Στο Σχήμα 23 παρουσιάζεται ακριβώς αυτή η μεταβολή στο συντελεστή πίεσης στο 30% του εκπετάσματος της πτέρυγας. Ακόμα και εδώ οι διαφοροποιήσεις στην κατανομή του συντελεστή είναι μικρές και δεδομένου ότι στο υπόλοιπο τμήμα της πτέρυγας η επίδραση είναι αμελητέα, συμπεραίνουμε ότι η λειτουργία των κινητήρων δεν μεταβάλλει τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της κύριας πτέρυγας.

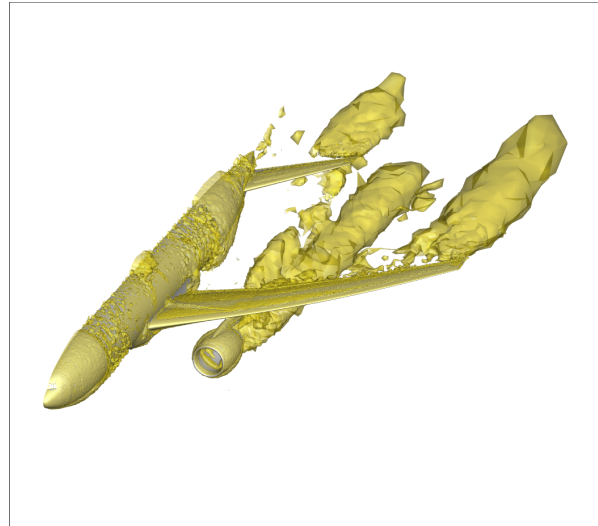


Σχήμα 23: Το διάγραμμα παρουσιάζει το συντελεστή πίεσης C_p με και χωρίς τη λειτουργία του κινητήρα. Η θέση στην οποία έχουν απεικονιστεί οι μετρήσεις είναι στο 30% του εκπετάσματος της πτέρυγας, δηλαδή ακριβώς πάνω από τον κινητήρα. Όλες οι υπόλοιπες θέσεις κατά μήκος του εκπετάσματος δεν εμφανίζουν καμία απόκλιση ως προς την εφαρμογή του δίσκου ορμής και επομένως παραλείπονται.

Το οριζόντιο ουραίο βρίσκεται υψηλότερα (κατά τον κατακόρυφο άξονα z) από τη διάμρφωση του κινητήρα (Σχήμα 24) επομένως σε μικρές γωνίες πτήσης δεν επηρεάζεται από τη δέσμη καυσαερίων. Πράγματι μετά από δοκιμές προέκυψε ότι από τη μηδενική γωνία πρόσπτωσης έως και τις 4 μοίρες, δηλαδή μέσα στο εύρος γωνιών πτήσης του αεροσκάφους κατά την χρουαζιέρα, η ενσωμάτωση της λειτουργίας των κινητήρων στο υπολογιστικό μοντέλο δεν φαίνεται να επιδρά στην αεροδυναμική του ουραίου.



(α') Top view



(β') Isometric view

Σχήμα 24: Αναπαράσταση των στροβίλων που δημιουργούνται στα ακροπτερύγια της κύριας πτέρυγας και του οριζόντιου ουραίου, καθώς και της δέσμης του κινητήρα.

7 Συμπεράσματα - Μελλοντική έρευνα

7.1 Συμπεράσματα

Η μελέτη που παρουσιάστηκε εξέτασε την αξιοπιστία του κώδικα MaPFlow για την περίπτωση ενός τυπικού πολιτικού αεροσκάφους σε συνθήκες ομαλής οριζόντιας πτήσης και έδωσε χρήσιμες πληροφορίες ως προς τη χρήση του CFD στον τομέα της ανάλυσης ευστάθειας αεροσκαφών. Αρχικά, διερευνήθηκε η νευροαξονική του επιφανειακού πλέγματος για τη γεωμετρία του αεροσκάφους. Στη συνέχεια πραγματοποιήθηκαν συγκρίσεις μεταξύ τριών μοντέλων ροής τόσο μεταξύ τους όσο και με πειραματικά δεδομένα. Τέλος, υπολογίστηκαν οι παράγωγοι ευστάθειας και εκτιμήθηκε η επίδραση της λειτουργίας των κινητήρων στα αποτελέσματα του υπολογιστικού μοντέλου.

Η εφαρμογή του επιλύτη MaPFlow επαληθεύτηκε σε σύγκριση με μετρήσεις σε δύο περιπτώσεις: τη γεωμετρία ατράκτου- πτέρυγας και το πλήρες αεροσκάφος. Παρατηρήθηκε ότι ο κώδικας έδειξε καλή ποιότητα προλέξεων και σε σχετικά αραιά πλέγματα, ενώ επίσης προσομοίωσε τη λειτουργία των κινητήρων. Ωστόσο, αποδείχτηκε ότι απαιτείται πολυ-επεξεργαστική υπολογιστική υποδομή, καθώς και ότι οι προσομοιώσεις είχαν υψηλό υπολογιστικό κόστος.

Αναφορικά με την επίδραση της λειτουργίας των κινητήρων στην αεροδυναμική του αεροσκάφους, τόσο η κύρια πτέρυγα όσο και το οριζόντιο ουραίο δε φαίνεται να επηρεάζονται σε συνθήκες ομαλής οριζόντιας πτήσης. Τα μεγέθη της άνωσης και της αντίστασης εμφανίζουν μικρή μεταβολή, ενώ το μέγεθος που παρουσιάζει τη μεγαλύτερη μεταβολή είναι η ροπή πρόνευσης με την είσοδο πλέον και της δύναμης της ώσης.

7.2 Προτάσεις για μελλοντική έρευνα

Η παρούσα μελέτη αποτελεί ένα μέρος μόνο της έρευνας που μπορεί να διεξαχθεί στα πλαίσια της εκτίμησης της συμπεριφοράς του αεροσκάφους με χρήση υπολογιστικών μοντέλων. Καταρχάς, η εργασία καλύπτει μόνο την περίπτωση της ομαλής οριζόντιας πτήσης, κατά συνέπεια η διαδικασία που ακολουθήθηκε και παρουσιάστηκε εδώ, οφείλει να πραγματοποιηθεί και για την ανάλυση της ευστάθειας της εγκάρσιας κατεύθυνσης. Η υλοποίηση αυτή περιλαμβάνει τον υπολογισμό της μεταβολής των μεγεθών που διέπουν τις κινήσεις της υποχώρησης της περιστροφής, του φυγοειδούς και της ολλανδικής περιστροφής.

Η εξέταση της εγκάρσιας ευστάθειας απαιτεί την ενσωμάτωση του κατακόρυφου ουραίου στη συνολική γεωμετρία του αεροσκάφους. Στη μελέτη [17] αναφέρεται ότι το μοντέλο CRM της NASA παρουσιάζει ομοιότητες με ένα Boeing 777-200 και προτείνεται ο τρόπος κατασκευής του κατακόρυφου ουραίου.

Όλη η ανάλυση που έχει συμπεριληφθεί στην παρούσα εργασία μπορεί, στα πλαίσια περαιτέρω έρευνας, να πραγματοποιηθεί και στις υπόλοιπες συνθήκες του φακέλου πτήσης ενός αεροσκάφους, πιο συγκεκριμένα, σε συνθήκες απογείωσης και προσγείωσης. Στην περίπτωση αυτή απαιτείται, καταρχάς, η γεωμετρία των υπεραντωτικών επιφανειών (flaps, slats) και άλλων εξαρτημάτων απαραίτητων για τις φάσεις αυτές της πτήσης (π.χ. spoilers). Αφού επαληθευτεί η αξιοπιστία του κώδικα και στις εν λόγω συνθήκες, μπορεί να αξιολογηθεί η ευστάθεια του αεροσκάφους κατά τη διάρκεια μίας ολοκληρωμένης αποστολής.

References

- [1] L. Prandtl *et al.*, *Applications of modern hydrodynamics to aeronautics*. US Government Printing Office, 1925.
- [2] W. Lanchester, *Aerodynamics*. A. Constable and co. ltd., London, 1907.
- [3] J. T. Reid and D. F. Hunsaker, “General approach to lifting-line theory, applied to wings with sweep,” *Journal of Aircraft*, vol. 58, no. 2, pp. 334–346, 2021.
- [4] Ν. Τάχος, *Αεροδυναμική και αεροακουστική ανάλυση ανεμοκινητήρων οριζοντίου άξονα*. PhD thesis, Πανεπιστήμιο Πατρών. Σχολή Πολυτεχνική. Τμήμα Μηχανολόγων και Αεροναυπηγών ..., 2013.
- [5] M. T. Landahl and V. J. Stark, “Numerical lifting-surface theory-problems and progress.,” *AIAA Journal*, vol. 6, no. 11, pp. 2049–2060, 1968.
- [6] J. Liburdy, *Intermediate Fluid Mechanics*. Oregon State University, 2020.
- [7] A. Jameson, “The evolution of computational methods in aerodynamics,” 1983.
- [8] J. Blazek, *Computational fluid dynamics: principles and applications*. Butterworth-Heinemann, 2015.
- [9] G. Papadakis, *Development of a hybrid compressible vortex particle method and application to external problems including helicopter flows*. PhD thesis, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο (ΕΜΠ). Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών. Τομέας ..., 2014.
- [10] F. Liu, “A thorough description of how wall functions are implemented in openfoam,” *Proceedings of CFD with OpenSource Software*, vol. 34, 2016.
- [11] N. J. Taylor, M. Gammon, and J. C. Vassberg, “The nasa common research model: a geometry-handling perspective,” in *46th AIAA Fluid Dynamics Conference*, p. 3486, 2016.
- [12] J. Vassberg, M. Dehaan, M. Rivers, and R. Wahls, “Development of a common research model for applied cfd validation studies,” in *26th AIAA applied aerodynamics conference*, p. 6919, 2008.
- [13] M. Rivers and C. Hunter, “Support system effects on the nasa common research model: Aiaa-2012-0707 [r],” *Reston, VA: AIAA*, 2012.
- [14] A. Waldmann, T. Lutz, and E. Krämer, “Wind tunnel support system influence on nasa common research model at low-speed conditions,” *Journal of Aircraft*, vol. 55, no. 5, pp. 1762–1772, 2018.
- [15] S. Makino, T. Misaka, T. Kojima, S. Obayashi, and D. Sasaki, “Aerodynamic analysis of nasa common research model by block-structured cartesian mesh,” in *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. 0543, 2018.

- [16] S. Keye, V. K. Togiti, and O. P. Brodersen, "Dlr results of the sixth aiaa computational fluid dynamics drag prediction workshop," in *35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 4232, 2017.
- [17] O. Atinault and D. Hue, "Design of a vertical tail for the crm configuration," *GEN*, vol. 157, p. 2, 2014.