

Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο

Σχολή Χημικών Μηχανικών

Τομέας II: Ανάλυσης και Σχεδιασμού Διεργασιών και Συστημάτων-Μονάδα

Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής

**Συγκριτική μελέτη της ροής γύρω από την επιφάνεια σύνδεσης
πτέρυγας-ατράκτου airliner αεροσκάφους για διηχητικό
καθεστώς πτήσης μεταξύ εφαρμοσμένων γεωμετρικών
τροποποιήσεων της επιφάνειας σύνδεσης**

Διπλωματική Εργασία

Αδαμίδης Στυλιανός

Επιβλέποντες:

Ριζιώτης Βασίλειος, Επίκουρος Καθηγητής ΕΜΠ

υπ' όψιν Νικολάου Μαρκάτου, Ομότιμου Καθηγητή ΕΜΠ

Αθήνα, 2020

National Technical University of Athens

School of Chemical Engineering

Section II: Analysis and Design of Processes and Systems - Computational

Fluid Dynamics Unit

**Comparative study of flow around airliner's wing-fuselage
junction at transonic regime of flight between implemented
geometrical modifications on junction surface**

Thesis

Adamidis Stylianos

Academic Supervisors:

Riziotis Vasileios, Assistant Professor NTUA

Markatos Nikolaos, Emeritus Professor NTUA

Athens, 2020

[3]

.....
Αδαμίδης Στυλιανός

Με επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All rights reserved.

Απαγορεύεται η αντιγραφή, αποθήκευση και διανομή της παρούσας εργασίας, εξ ολοκλήρου ή τμήματος αυτής για εμπορικό σκοπό. Επιτρέπεται η ανατύπωση, αποθήκευση και διανομή για σκοπό μη κερδοσκοπικό, εκπαιδευτικής ή ερευνητικής φύσης, υπό την προϋπόθεση να αναφέρεται η πηγή προέλευσης και να διατηρείται το παρόν μήνυμα.

Ερωτήματα που αφορούν τη χρήση της εργασίας για κερδοσκοπικό σκοπό πρέπει να απευθύνονται προς τον συγγραφέα.

Πίνακας περιεχομένων

Κεφάλαιο 1: Περίληψη	9
Abstract	9
Κεφάλαιο 2: Εισαγωγή	11
2.1. Το φυσικό πρόβλημα	11
2.2. Σύγχρονες τάσεις σχεδίασης αεροσκαφών	11
2.3. Φάσεις σχεδίασης αεροσκάφους.....	12
2.3.1. Εισαγωγική σχεδίαση (Conceptual Design)	13
2.3.2. Προκαταρκτική σχεδίαση (Preliminary Design)	13
2.3.3. Λεπτομερής σχεδίαση (Detailed Design)	14
2.4. Το CFD ως τμήμα της σχεδίασης αεροσκαφών	15
2.5. Διηχητικό καθεστώς πτήσης	16
2.5.1. Κρίσιμος αριθμός Mach.....	16
2.5.2. Κύματα κρούσης.....	17
Κεφάλαιο 3: Θεωρητικό υπόβαθρο “junction flows”	21
3.1. Βασικά στοιχεία των “junction flows” πτέρυγας-ατράκτου.....	21
3.2. Πεταλοειδής στρόβιλος (Horseshoe Vortex).....	22
3.3. “Bluntness Factor”	23
3.4. “Momentum Deficit Factor”	25
3.5. Επίδραση γωνίας βέλους πτέρυγας.....	26
3.6. Αποκόλληση γωνιακής απόληξης (Corner Separation).....	27
3.7. Αλληλεπίδραση πεταλοειδή στροβίλου και αποκόλλησης γωνιακής απόληξης	27
3.8. Οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης	28
Κεφάλαιο 4: Διαμορφώσεις Γεωμετρικών Μοντέλων	31

4.1. Φιλοσοφία σχεδίασης	31
4.2. Στάδια Καθορισμού Τελικών Διαμορφώσεων Γεωμετρικών μοντέλων	32
4.2.1. Επιλογή αεροτομών	32
4.2.2. Γεωμετρική συστροφή πτέρυγας	34
4.2.3. Γωνία Βέλους Πτέρυγας	35
4.2.4. Διαμόρφωση Ατράκτου	37
4.2.5. Κατόψεις και Χαρακτηριστικά Διαμορφώσεων Πτερύγων.....	45
Κεφάλαιο 5: Μαθηματική Μοντελοποίηση.....	53
5.1. Εξισώσεις κίνησης Ρευστού	53
5.1.1. Τροποποιήσεις των εξισώσεων διατήρησης από ένα σύστημα συντεταγμένων σε BFC	53
5.1.2. Διατήρηση μάζας	54
5.1.3. Διατήρηση ορμής.....	56
5.2. Τυρβώδης Μοντελοποίηση.....	57
5.2.1. Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)	57
5.2.2. Μοντέλο τύρβης k- ω SST.....	58
Κεφάλαιο 6: Υπολογιστικές μέθοδοι.....	65
6.1. Υπολογιστικό χωρίο	65
6.2. Υπολογιστικά πλέγματα και Μέθοδοι επίλυσης.....	67
6.2.1. Υπολογιστικά πλέγματα.....	67
6.2.2. Μέθοδοι επίλυσης.....	76
6.2.3. Επιλογή πλέγματος	80
Κεφάλαιο 7: Υπολογιστικά Αποτελέσματα και Συμπεράσματα	113
7.1. Αεροδυναμικά χαρακτηριστικά διαμορφώσεων.....	113
7.2. Στρόβιλοι των Junction Flows	115

7.2.1. Δομές και στοιχεία στροβίλων.....	115
7.2.2. Επίδραση των γεωμετρικών τροποποιήσεων στη διαμόρφωση των στροβίλων	118
7.2.3. Σύγκριση δεικτών B.F. και M.D.F με προηγούμενες μελέτες.....	130
Κεφάλαιο 8: Συμπεράσματα και Προτάσεις για μελλοντική έρευνα	133
Βιβλιογραφία	135

Κεφάλαιο 1: Περίληψη

Οι διαταραχές της ροής και της τύρβης, οι οποίες εμφανίζονται στην περιοχή σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου των αεροσκαφών προκαλούν την πτώση της αεροδυναμικής απόδοσης της και την αύξηση της οπισθέλκουσας του αεροσκάφους. Ο βασικός σκοπός της συγκεκριμένης εργασίας είναι η τροποποίηση της γεωμετρίας αναφοράς ενός συστήματος πτέρυγας-ατράκτου με την προσθήκη των γεωμετριών τύπου “Fillet”, “Strake” και “Blending” της πτέρυγας και η μελέτη των χαρακτηριστικών της ροής τους (junction flow) και των στροβίλων που κυριαρχούν σε αυτή. Το σύνολο της μελέτης πραγματοποιείται στατικά σε διηχητικό καθεστώς πτήσης και γωνία προσβολής 2° , χρησιμοποιώντας RANS υπολογιστικές μεθόδους μοντελοποίησης και συγκεκριμένα το μοντέλο τύρβης SST k- ω . Οι μικρές τροποποιήσεις που λαμβάνουν χώρα στη διαδικασία της σχεδίασης αποδεικνύονται αποτελεσματικές και η εφαρμογή τους στο σχεδιασμό σύγχρονων αεροσκαφών προμηνύουν τη δυνατότητα επίτευξης πτήσεων υψηλότερης αποδοτικότητας.

Abstract

Turbulence and flow disturbances occurring to the wing-fuselage junction of aircraft cause a drop in its aerodynamic performance and an increase in the aircraft's drag force. The main objective of this study is to modify the reference geometry of a wing-fuselage system by the addition of “Fillet”, “Strake” and “Blending” geometry types on the wing and to study the junction flow's characteristics and the vortices, which dominate such flow. The whole study is carried out statically at transonic flight regime and at 2° angle of attack, using RANS computational modeling methods and specifically the SST k- ω turbulence model. The small modifications that took place in the design process have proved to be efficient and their application in the design process of modern aircraft foreshadows the possibility of achieving enhanced-performance flights.

Κεφάλαιο 2: Εισαγωγή

2.1. Το φυσικό πρόβλημα

Το φυσικό πρόβλημα, το οποίο πραγματεύεται η συγκεκριμένη μελέτη, αφορά τη διαμόρφωση της ροής ενός airliner αεροσκάφους, ιδιαίτερα στο σημείο σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου (wing-body junction), ανάλογα με τον τρόπο σχεδιασμού της γεωμετρίας της τελευταίας. Η μελέτη πραγματοποιείται στατικά, σε διηχητικό καθεστώς πτήσης των 0.82 Mach, σε υψόμετρο πτήσης 10 km και γωνία προσβολής αεροσκάφους $+2^\circ$. Σκοπός της μελέτης είναι να εξαχθούν συμπεράσματα για επίδραση των σχεδιαστικών τροποποιήσεων της γεωμετρίας σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου, στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους και ιδιαίτερα στην οπισθέλκουσα και την αεροδυναμική απόδοση του. Με αυτό τον τρόπο, θα μπορέσουν να εξαχθούν συμπεράσματα, τα οποία θα είναι χρήσιμα για τη σύγχρονη βιομηχανία σχεδίασης αεροσκαφών.

Για την κατανόηση του φυσικού προβλήματος, θεωρείται σκόπιμο να αναφερθεί ότι γύρω από το σημείο σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου αναπτύσσεται μια σύνθετη ροή, η οποία κυριαρχείται από την αλληλεπίδραση 2 τρισδιάστατων οριακών στρωμάτων (της πτέρυγας και της ατράκτου αντίστοιχα), στην οποία υπεισέρχεται και η έννοια της οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης, επιβαρύνοντας τα συνολικά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους.

Επιπρόσθετα, καθώς η μελέτη εστιάζει στο σημείο σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου, θεωρήθηκε σκόπιμη η απλοποίηση της γεωμετρίας του αεροσκάφους, απομονώνοντας την άτρακτο και την πτέρυγα από τα υπόλοιπα μέρη (ουραίο πτέρωμα, κάθετο σταθερό πτέρωμα, κινητήρες, σκέλη προσγείωσης, επιφάνειες ελέγχου και υπεραντωτικές διατάξεις). Με αυτό τον τρόπο εκτός από την εστίαση των φαινομένων στο σημείο ενδιαφέροντος, μειώνονται σε μεγάλο βαθμό οι υπολογιστικές απαιτήσεις για πραγματοποίηση της μελέτης χρησιμοποιώντας CFD κώδικα. Επίσης, για λόγους υψηλών υπολογιστικών απαιτήσεων η μελέτη πραγματοποιήθηκε σε σμίκρυνση κλίμακας 1/10 των σχεδίων που δημιουργήθηκαν.

2.2. Σύγχρονες τάσεις σχεδίασης αεροσκαφών

Οι σύγχρονες τάσεις της αγοράς αντανακλούν στη σχεδίαση των αεροσκαφών, απαιτώντας αεροσκάφη που εγγυώνται χαμηλούς οικονομικούς δείκτες, ήτοι το κόστος εκτέλεσης πτήσης, το κόστος πτήσης ανά άτομο και περιβαλλοντικές

απαιτήσεις για το θόρυβο και τη ρύπανση¹. Για το λόγο αυτό, κατά την εισαγωγική (*conceptual*) και προκαταρκτική (*preliminary*) σχεδίαση, οι σχεδιαστές προσπαθούν να επιτύχουν υψηλές αεροδυναμικές αποδόσεις με χαμηλούς συντελεστές οπισθέλκουσας για αντίστοιχους υψηλούς συντελεστές άντωσης, ώστε να επιτύχουν τη μείωση του καταναλωθέντος καυσίμου και επομένως του κόστους πτήσης. Ωστόσο, σε αυτό το σημείο οφείλει να διευκρινιστεί ότι το σύνολο της σχεδίασης ενός airliner αεροσκάφους δεν έχει ως μοναδικό στόχο την επίτευξη αεροδυναμικών χαρακτηριστικών και τη μείωση της κατανάλωσης καυσίμου ανά πτήση. Οι αποφάσεις που λαμβάνονται στη σχεδίαση του αεροσκάφους είναι πολυκριτηριακές, καθώς λαμβάνουν υπόψη, επιπλέον, την εμβέλεια, την αυτονομία, την άνεση του επιβάτη, το ωφέλιμο φορτίο, το διαθέσιμο όγκο του προς αποθήκευση καυσίμου, τη συντηρησιμότητα, τη μέγιστη ταχύτητα πτήσης και πολλές ακόμα αποφάσεις που σχετίζονται με τις απαιτήσεις των προμηθευομένων εμπορικών αεροπορικών εταιριών και τις οικονομικές αναλύσεις της κατασκευάστριας εταιρείας.

Ωστόσο, η συγκεκριμένη μελέτη θα εστιάσει στη αεροδυναμική σχεδίαση, η οποία αποτελεί από μόνη της, βαρύτατο συντελεστή που αλληλεπιδρά με αρκετά από τα προαναφερόμενα κριτήρια σχεδίασης.² Η σημαντικότητα αυτής της μελέτης μπορεί να αναδειχθεί υπογραμμίζοντας ότι η βελτίωση 5% της αεροδυναμικής απόδοσης (L/D) μεταφράζεται σε αντίστοιχη μείωση της κατανάλωσης καυσίμου. Συγκεκριμένα, για μια εταιρεία αερομεταφορών μεγάλων αποστάσεων με ετήσιο κόστος σε καύσιμα εύρους 5-10 εκατομμύρια δολάρια, η μείωση 5% στη κατανάλωση του καυσίμου σημαίνει εξοικονόμηση της τάξης των 10 εκατομμυρίων δολαρίων σε βάθος 25 ετών λειτουργίας, ή 5 δισεκατομμυρίων για ένα στόλο 500 αεροσκαφών. Επομένως, τροποποιήσεις που βελτιώνουν σε μικρό βαθμό την αεροδυναμική απόδοση των αεροσκαφών, εμφανίζουν μεγάλο αντίκτυπο στην αγορά.³

2.3. Φάσεις σχεδίασης αεροσκάφους

Η σπουδαιότητα του CFD και τα πλεονεκτήματα χρήσης του έχουν αξιοποιηθεί από την σύγχρονη βιομηχανική πρακτική, κατά τη διαδικασία σχεδίασης αεροσκαφών. Τα στάδια σχεδίασης ενός αεροσκάφους είναι τα εξής τρία (3):

Εισαγωγική σχεδίαση (*Conceptual design*),
Προκαταρκτική σχεδίαση (*Preliminary design*),

¹ A. Danov, “Basic laws of aircraft design”, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, September 2015

² Γ. Καραγκιόζογλου, “Αρχές σχεδίασης αεροσκαφών”, Εκδόσεις Ζαμπάρα

³ A. Jameson, M. Fatica, “Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics”, Stanford University, 2003

Λεπτομερής σχεδίαση (*Detailed design*).



Εικόνα 2.3.1: Φάσεις σχεδίασης αεροσκαφών

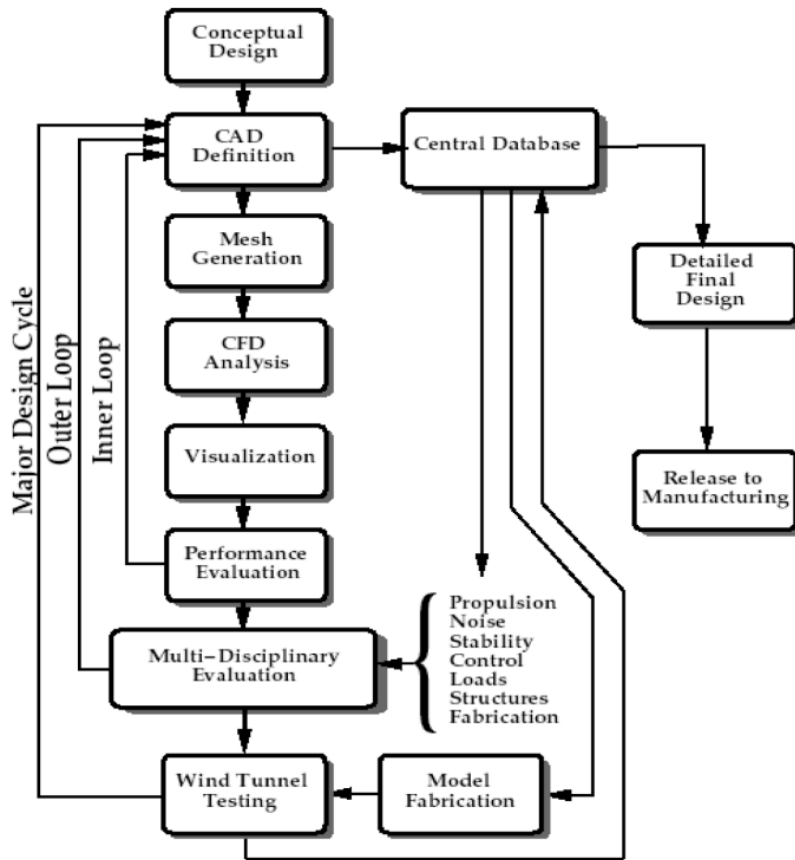
2.3.1. Εισαγωγική σχεδίαση (Conceptual Design)

Το στάδιο της «εισαγωγικής σχεδίασης» ορίζει την αποστολή σχεδίασης του αεροσκάφους, υπό το πρίσμα των προσδοκώμενων απαιτήσεων της αγοράς. Συγκεκριμένα, σε αυτό το στάδιο, καθορίζονται η γενική διαμόρφωση του αεροσκάφους, η διαστασιολόγηση του, το βάρος του και οι επιδόσεις του. Κατά αυτό το στάδιο απαιτείται συνήθως προσωπικό περίπου 15-30 μηχανικών και το συνολικό ύψος κόστους για την περάτωσή του ανέρχεται στα 6-12 εκατομμύρια δολάρια.⁴

2.3.2. Προκαταρκτική σχεδίαση (Preliminary Design)

Στο στάδιο της «προκαταρκτικής σχεδίασης» καθορίζεται το αεροδυναμικό σχήμα και ο δομικός σκελετός του αεροσκάφους, σε σημείο που μπορούν να πραγματοποιηθούν λεπτομερείς εκτιμήσεις των επιδόσεων του, οι οποίες εγγυώνται στους πιθανούς πελάτες. Σε αυτό το στάδιο σχεδίασης υπογράφονται, άλλωστε, τα συμβόλαια και οι συμβάσεις αγοράς ορισμένου αριθμού αεροσκαφών. Συγκεκριμένα, πραγματοποιούνται αρχικές εκτιμήσεις των αεροδυναμικών επιδόσεων, μέσω υπολογιστικών προσομοιώσεων και δοκιμές σε αεροσήραγγες. Όσο αφορά τις προσομοιώσεις, για αυτές χρησιμοποιούνται CFD λογισμικά, μειώνοντας το συνολικό κόστος και το χρόνο μελέτης, καθώς περιορίζεται η δημιουργία μεγάλου αριθμού πειραματικών μοντέλων που θα απαιτούταν στο πλαίσιο των σχεδιαστικών τροποποιήσεων για επίτευξη αεροδυναμικής βελτιστοποίησης και οι αντίστοιχες δοκιμές και μετρήσεις τους σε αεροσήραγγες. Ένα καθοδηγητικό διάγραμμα ροής της προκαταρκτικής σχεδίασης ακολουθεί στο σχήμα 2.3.2.1. Αξίζει να σημειωθεί ότι για την περάτωση αυτού του σταδίου σχεδίασης, απαιτείται προσωπικό 100-300 μηχανικών για εργασία μέχρι και 2 ετών, με κόστος 60-120 εκατομμύρια δολάρια. Παρά το γεγονός ότι μέχρι αυτό το στάδιο σχεδίασης, το κόστος εξακολουθεί να μην είναι υπέρτοκο σε σχέση με το συνολικό κόστος, οι αποφάσεις που λαμβάνονται κατά αυτό, καθορίζουν ουσιαστικά, τόσο την τελική απόδοση του αεροσκάφους, όσο και το τελικό κόστος ανάπτυξης του.⁴

⁴ Ideen Sadreghighi, “Aerodynamic Design & Optimization”, February 2020



Εικόνα 2.3.2.1: Διάγραμμα ροής προκαταρκτικής σχεδίασης⁵

2.3.3. Λεπτομερής σχεδίαση (Detailed Design)

Η «λεπτομερής σχεδίαση» αποτελεί το τελικό στάδιο της σχεδίασης αεροσκαφών. Σε αυτό λαμβάνει χώρα ο τελικός καθορισμός της δομής του αεροσκάφους, η διαμόρφωση της καμπίνας και η ολοκλήρωση των συστημάτων του. Στα συστήματα περιλαμβάνονται η ανάπτυξη του λογισμικού “Fly-By-Wire”, το σύστημα διακυβέρνησης (flight deck), το ηλεκτρικό και υδραυλικό σύστημα, το σύστημα προηγείωσης, τα συστήματα ανιόνics, αλλά και τα συστήματα καυσίμου, οξυγόνου, προστασίας από βροχή και πάγο, πυρόσβεσης και πέδησης.⁶ Επιπρόσθετα, σε αυτό το στάδιο οφείλεται να προετοιμαστεί και λεπτομερές κατασκευαστικό σχέδιο του αεροσκάφους και των μερών του. Ως στάδιο σχεδίασης απαιτεί την απασχόληση χιλιάδων μηχανικών για το τελικό καθορισμό κάθε μέρους του

⁵ A. Jameson, M. Fatica, “Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics”, Stafford University, 2003

⁶ Ι. Κούλλιας, Γ. Καραγκιόζογλου, “Στοιχεία υπολογισμού, κατασκευής και συντήρησης αεροσκαφών”, Εκδόσεις Ζαρμπάρα

αεροσκάφους και χαρακτηρίζεται από μεγάλο κόστος περάτωσης, το οποίο ανέρχεται στα 3-10 δισεκατομμύρια δολάρια. Επομένως, γίνεται σαφές ότι για τη λεπτομερή σχεδίαση ενός αεροσκάφους διεξάγεται εφόσον έχουν ληφθεί επαρκείς παραγγελίες, οι οποίες προμηνύουν την εύλογα υψηλή πιθανότητα κάλυψης μεγάλου μέρους της επένδυσης.⁵

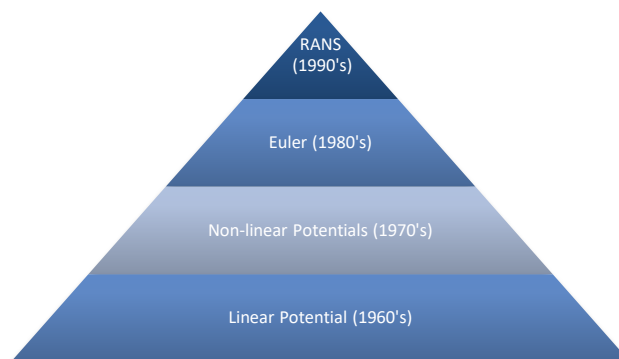
2.4. Το CFD ως τμήμα της σχεδίασης αεροσκαφών

Στη σύγχρονη βιομηχανία ανάπτυξης αεροπορικών μέσων, ο αεροδυναμικός σχεδιασμός κατέχει κυρίαρχο ρόλο, καθώς αποτελεί βασικό συστατικό της επιτυχίας του τελικού προϊόντος. Το εξωτερικό αεροδυναμικό σχήμα του αεροσκάφους, όπως προαναφέρθηκε, καθορίζεται σε μεγάλο βαθμό στο στάδιο της προκαταρκτικής σχεδίασης. Σε αυτό το στάδιο, το CFD αποτελεί πλέον αναπόσπαστο κομμάτι της αεροδυναμικής σχεδίασης, όπως, άλλωστε, προδίδει ο εσωτερικός βρόγχος του σχήματος 2.3.2.1. Συγκεκριμένα, η αεροδυναμική ανάλυση μέσω CFD αποτελεί έναν εσωτερικό βρόγχο σχεδίασης, ο οποίος επηρεάζεται από έναν εξωτερικό πολυκριτηριακό βρόγχο τροποποίησης της γεωμετρίας του αεροσκάφους. Τα υπολογιστικά αποτελέσματα, ωστόσο οφείλουν να αντιπαρέχονται με πειραματικά δεδομένα σε αεροσήραγα, καθώς αποδέχονται λόγω της φύσης τους την έννοια του σφάλματος.⁷

Το CFD ως εφαρμογή στη σχεδίαση των αεροσκαφών αντιμετωπίζει αρκετές προκλήσεις λόγω των σύνθετων ροών που αναπτύσσονται. Ένα από τα βασικά χαρακτηριστικά αυτών των ροών είναι οι υψηλοί αριθμοί Reynolds και το υψηλό υπολογιστικό κόστος που απαιτείται για την επίλυσή τους. Σημειώνεται ότι, στο πεδίο ενδιαφέροντος των αεροσκαφών, οι αριθμοί Reynolds έχουν εύρος 10^7 - 10^8 . Επίσης, σε μια τυρβώδη ροή, η μικρότερη κλίμακα μήκους ενός αναπτυσσόμενου στροβίλου (eddy) εκτιμάται της τάξης του $1/Re^{3/4}$ σε σχέση με τις μακροσκοπικές κλίμακες μήκους. Η ανάλυση μιας τέτοια ροής σε τρισδιάστατο χώρο, απαιτεί ένα υπολογιστικό πλέγμα της τάξης του $Re^{9/4}$. Επομένως, για την ανάλυση του πεδίου ροής ενός αεροσκάφους 50 μέτρων μήκους ατράκτου και 5 μέτρων μήκους της χορδής της πτέρυγας, το οποίο εκτελεί πτήση με ταχύτητα 250 m/sec σε υψόμετρο 10.000 μέτρων, απαιτούνται 10^{16} κόμβοι πλέγματος, για να προσομοιώσουν την τυρβώδη ροή κοντά στην επιφάνεια του αεροσκάφους με επαρκή ακρίβεια. Άρα, εκτιμάται ότι ακόμα και με την απόδοση 1 Teraflop, θα απαιτούνταν χιλιάδες χρόνια για την προσομοίωση κάθε δευτερολέπτου πτήσης. Ωστόσο, ο P.Spalart εκτίμησε ότι αν η εξέλιξη των επιδόσεων των υπολογιστών, συνεχιστεί με τον ίδιο αυξανόμενο ρυθμό, η προσομοίωση με DNS (Direct Numerical Simulation) θα είναι εφικτή το

⁷ A. Jameson, M. Fatica, "Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics", Stanford University, 2003

2075. Συμπερασματικά, η επιλογή μαθηματικών μοντέλων, με ποικίλους βαθμούς απλοποίησης, κρίνεται απαραίτητη για να γίνει εφικτή και οικονομικά αποδοτική η υπολογιστική προσομοίωση. Τα μοντέλα που έχουν αναπτυχθεί και έχουν πρακτική εφαρμογή στη βιομηχανία, παρατίθενται ιεραρχικά στο σχήμα 2.4.1.⁸



Εικόνα 2.4.1: Ιεραρχία μοντέλων με βιομηχανική εφαρμογή

Στην σύγχρονη βιομηχανική πρακτική, οι RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) εξισώσεις βρίσκουν εφαρμογή, με διάφορα μοντέλα τύρβης. Σημειώνεται ότι το κάθε μοντέλο τύρβης που χρησιμοποιείται, εμφανίζει έντονα διαφοροποιημένες υπολογιστικές απαιτήσεις και αντίστοιχο υπολογιστικό κόστος. Επομένως, η επιλογή του κατάλληλου μοντέλου τύρβης για κάθε εφαρμογή αποτελεί κρίσιμο σημείο στη στρατηγική καθορισμού της επεξεργασίας του προβλήματος.

2.5. Διηχητικό καθεστώς πτήσης

Τα σύγχρονα airliner αεροσκάφη συχνά εκτελούν πτήσεις σε διηχητικά καθεστώτα πτήσης. Επομένως κρίνεται αναγκαίο να παρουσιαστούν ορισμένα βασικά στοιχεία αυτών των ροών, τα οποία λαμβάνονται σοβαρά υπόψη κατά τη φάση της σχεδίασης τέτοιων αεροσκαφών. Ως διηχητικές περιοχές ταχυτήτων λογίζονται περιοχές που σε κάποια σημεία, η τοπική τους ταχύτητα είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα του ήχου, ενώ η ταχύτητα ελεύθερου ρεύματος παραμένει υποηχητική.⁹

2.5.1. Κρίσιμος αριθμός Mach

Για να οριοθετηθεί η διηχητική περιοχή μιας ροής, πρέπει πρώτα να ορισθεί ο κρίσιμος αριθμός Mach (M_{crit}), καθώς αποτελεί το κατώτερο όριο της. Ο κρίσιμος

⁸ Ideen Sadreghighi, “Aerodynamic Design & Optimization”, February 2020

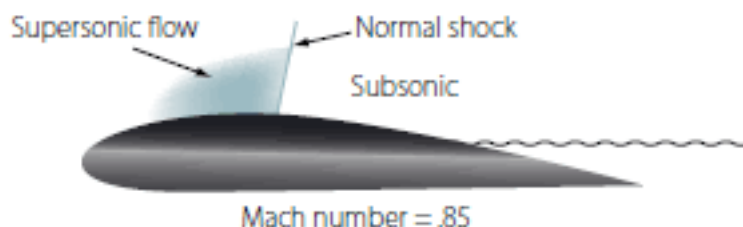
⁹ Γ. Γεωργαντόπουλος, Α. Κόρρας, Χ. Γεωργαντοπούλου, “Αεροδυναμική II – Συμπιεστή Αεροδυναμική”, Εκδόσεις Συμμεών

αριθμός Mach χαρακτηρίζει την ανεπηρέαστη ροή ελεύθερου ρεύματος και θεωρείται ως ο αριθμός Mach της ελεύθερης ροής, κατά τον οποίο θα εμφανιστεί πάνω στην αεροτομή (εμπόδιο), για πρώτη φορά, τοπικός αριθμός Mach ίσος με τη μονάδα, ενώ η ελεύθερη ροή είναι υποηχητική.⁹

Ο κρίσιμος αριθμός Mach είναι συνάρτηση τόσο της μορφής της αεροτομής (εμποδίου), όσο και της γωνίας προσβολής. Συγκεκριμένα, ο κρίσιμος αριθμός Mach ελαττώνεται με την αύξηση της γωνίας προσβολής, καθώς αυξάνοντας τη γωνία προσβολής, αυξάνεται η καμπυλότητα της ράχης και επομένως συναντώνται μεγαλύτερες ταχύτητες σε σχέση με μικρότερες γωνίες προσβολής.⁹ Λόγω του περιεχομένου της συγκεκριμένης εργασίας, αξίζει να σημειωθεί ότι στο πλαίσιο της σχεδίασης αεροτομών, ειδικά για αεροσκάφη που προσεγγίζουν τις διηχητικές περιοχές, πραγματοποιείται προσπάθεια αύξησης του κρίσιμου αριθμού Mach, καθώς με αυτό τον τρόπο περιορίζεται το εύρος της διηχητικής περιοχής και τα αρνητικά φαινόμενα που προκύπτουν από αυτή.

2.5.2. Κύματα κρούσης

Όταν ο αριθμός Mach της ελεύθερης ροής ξεπερνά τον κρίσιμο αριθμό Mach, τότε εμφανίζονται περιοχές υπερηχητικών ταχυτήτων πάνω στην αεροτομή (εμπόδιο), οι οποίες τερματίζονται με κάθετο κρουστικό κύμα.



Εικόνα 2.5.2.1: Εμφάνιση κρουστικού κύματος όταν $Mach_{free\ stream} > Mach_{crit}$

Όπως φαίνεται και από το σχήμα 2.5.2.1, το πάχος της υπερηχητικής περιοχής ελαττώνεται καθώς αυξάνεται η κατακόρυφη απόσταση από την αεροτομή. Αυτό εξηγείται από το γεγονός ότι η επιτάχυνση της ροής, λόγω του σχήματος της αεροτομής, μειώνεται με την κατακόρυφη απόσταση από αυτή.¹⁰

Διευκρινίζοντας τη φυσική των κυμάτων κρούσης, σημειώνεται ότι τα κύματα κρούσης χαρακτηρίζονται σχεδόν από ασυνέχεια, παρά το γεγονός ότι θεωρείται φυσικά αδύνατο να υπάρχουν ασυνέχειες στις ιδιότητες των ρευστών. Το πάχος των

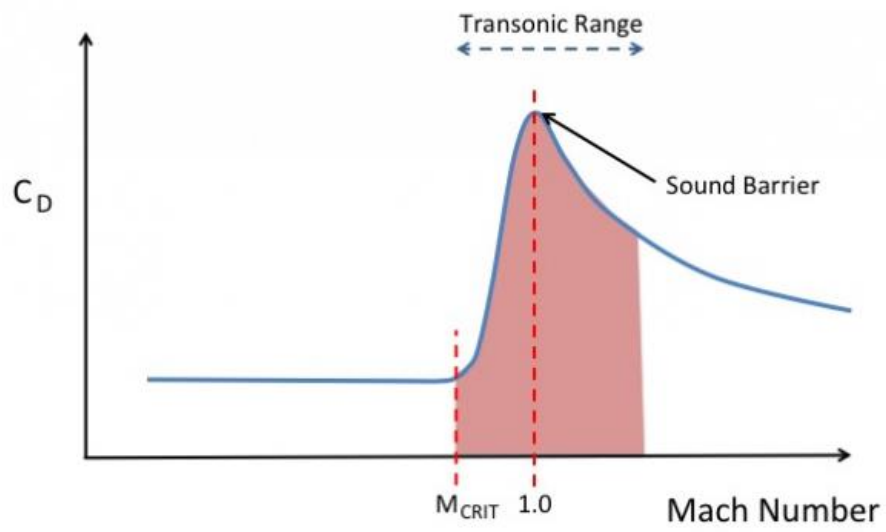
¹⁰ Γ. Γεωργαντόπουλος, Α. Κόρρας, Χ. Γεωργαντοπούλου, “Αεροδυναμική II – Συμπιεστή Αεροδυναμική”, Εκδόσεις Συμείων

κυμάτων κρούσης προσεγγίζεται σε 0.2μm ή 4 φορές της μέσης ελεύθερης διαδρομής των μορίων του αερίου. Όταν εμφανίζεται ένα κύμα κρούσης, συμβαίνουν μεγάλες αλλαγές στη πίεση, τη θερμοκρασία και τις ιδιότητες του αερίου σε πολύ μικρό διάστημα μήκους. Τα μόρια του αερίου επιβραδύνουν εντός του κύματος κρούσης, φτάνοντας δεκάδες εκατομμύρια gs (g:επιτάχυνση βαρύτητας). Επομένως, το κύμα κρούσης δικαιολογείται να μελετάται ως μια απότομη ασυνέχεια, εστιάζοντας ωστόσο στις συνέπειες εμφάνισής του στη ροή και όχι τόσο στη δομή του.¹¹

Σε αυτό το σημείο, οφείλεται να διευκρινιστεί ότι η εμφάνιση κρουστικών κυμάτων επιβαρύνουν τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της αεροτομής. Αρχικά, απομονώνοντας τη ροή από τα φαινόμενα τύρβης, τα κύματα κρούσης προκαλούν πτώση της κινητικής ενέργειας της ροής και αύξηση της πίεσης στο πίσω μέρος της αεροτομής, η οποία επιβαρύνει την οπισθέλκουσα και σε πολύ μικρότερο βαθμό την άντωση της αεροτομής. Ωστόσο, η μεγαλύτερη επίδραση των κυμάτων κρούσης στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά, υπεισέρχεται όταν λαμβάνουμε υπόψη την τύρβη στη ροή. Σε αυτή την περίπτωση, παρατηρείται αλληλεπίδραση των κυμάτων κρούσης με το οριακό στρώμα της ροής. Κατά αυτή την αλληλεπίδραση, αναπτύσσεται μια αντίξοχη βαθμίδα πίεσης, η οποία προκαλεί αύξηση του πάχους του οριακού στρώματος και συχνά την αποκόλληση της ροής. Ως συνέπεια, μεταβάλλεται η ενεργός μορφή της αεροτομής, επηρεάζοντας τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της, καθώς και τη θέση και την ισχύ του κρουστικού κύματος πάνω σε αυτή. Άλλοτε, το κύμα κρούσης μπορεί να είναι τόσο ισχυρό που να προκαλέσει αποκόλληση της ροής, προκαλώντας το φαινόμενο της κρουστικής απώλειας στήριξης, η οποία διαφοροποιείται από τη συμβατική απώλεια στήριξης και μπορεί να συμβεί σε πολύ χαμηλές γωνίες προσβολής.¹⁰

Επομένως, στη διηχητική περιοχή, λόγω της παρουσίας κρουστικών κυμάτων, παρατηρείται μείωση του συντελεστή άντωσης και αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας. Μια παραστατική μορφή της εξέλιξης του συντελεστή της οπισθέλκουσας, διαπερνώντας τη διηχητική περιοχή, φαίνεται στην εικόνα 2.5.2.2.

¹¹ P. Pritchard with special contributions from J.Leylegian, “Fox and McDonald’s Introduction to Fluid Mechanics”, January 2011



Εικόνα 2.5.2.2: Μεταβολή του συντελεστή με την αύξηση του αριθμού Mach της αδιατάρακτης ροής

Κεφάλαιο 3: Θεωρητικό υπόβαθρο “junction flows”

3.1. Βασικά στοιχεία των “junction flows” πτέρυγας-ατράκτου

Η ροή γύρω από τις επιφάνειες σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου, ανήκει στη κατηγορία των ροών γύρω από συνδεδεμένες επιφάνειες, οι οποίες ονομάζονται και θα αναγράφονται στην υπόλοιπη μελέτη ως “junction flows”. Τέτοιες ροές συναντώνται όταν ένα εισερχόμενο οριακό στρώμα συναντήσει ένα εμπόδιο. Τα junction flows είναι γνωστά για την πλούσια φυσική που τα περιγράφει. Η πολυπλοκότητά τους τονίζεται από το γεγονός ότι ως ροές είναι ανισότροπες, υψηλών τάσεων και ισχυρά επηρεαζόμενες από τη ασταθή τυρβώδη μεταφορά (unsteady turbulent transport).¹²

Τα τελευταία 50 χρόνια έχει δοθεί μεγάλη προσοχή στη μελέτη και στον ακριβή προσδιορισμό των junction flows, ιδιαίτερα στο τομέα σχεδίασης αεροσκαφών, εξάγοντας χρήσιμα συμπεράσματα που βοηθούν στη μείωση της οπισθέλκουσας και τη δημιουργία πτητικών μέσων υψηλής αποδοτικότητας από τη σύγχρονη βιομηχανία.

Στην περίπτωση του junction flow πτέρυγας-ατράκτου ενός αεροσκάφους, όπου οι αριθμοί Reynolds είναι σχετικά μεγάλοι, προκαλείται μια δυσμενής, (αντίστροφη στην κατεύθυνση της ροής) βαθμίδα πίεσης από την πτέρυγα, η οποία συχνά προκαλεί την αποκόλληση του ανάντη οριακού στρώματος, δημιουργώντας πολλαπλούς πεταλοειδείς στρόβιλους (horseshoe vortices) γύρω της. Ο κύριος πεταλοειδής στρόβιλος που διαμορφώνεται, επιδεικνύει μια μεγάλης κλίμακας και χαμηλής συχνότητας δυναμική αστάθεια μεταξύ δύο καταστάσεων, η οποία δημιουργείται στην περιοχή του χείλους προσβολής του σημείου σύνδεσης, δημιουργώντας πιθανώς ανεπιθύμητο θόρυβο. Επιπρόσθετα, κοντά στη βάση της πτέρυγας αναπτύσσονται μερικοί σχετικά πιο αδύναμοι, ασταθής δευτερεύοντες στρόβιλοι, οι οποίοι ενεργοποιούν τη ροή χαμηλής ορμής στη γωνία της επιφάνειας σύνδεσης, μειώνοντας τη τάση αποκόλλησης.^{13,14}

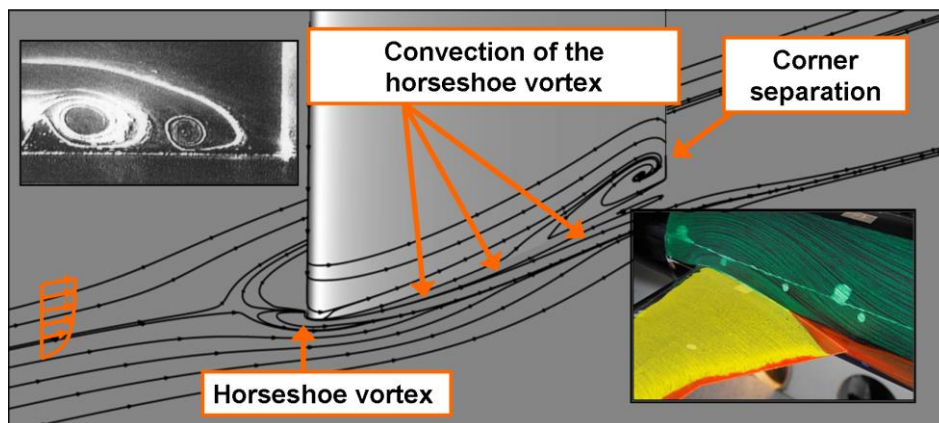
Ωστόσο, υπάρχουν μελέτες που επισημαίνουν ότι παρά το γεγονός ότι ο πεταλοειδής στρόβιλος κυριαρχεί στα junction flows πτέρυγας-ατράκτου, η αλληλεπίδραση των 2 κάθετων οριακών στρωμάτων της πτέρυγας και της ατράκτου,

¹² S. Fu, Z. Xiao, H. Chen, Y. Zhang, J. Huang, “Simulation of wing-body junction flows with hybrid RANS/LES methods”, Tsinghua University School of Aerospace Engineering, Beijing, May 2007

¹³ S. Fu, Z. Xiao, H. Chen, Y. Zhang, J. Huang, “Simulation of wing-body junction flows with hybrid RANS/LES methods”, Tsinghua University School of Aerospace Engineering, Beijing, May 2007

¹⁴ N. Alin, C. Fureby, “Large Eddy Simulation of junction vortex flow”, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 7-10 January, Nevada, AIAA 2008-668

αλλά και ο ίδιος ο πεταλοειδής στρόβιλος στο χείλος προσβολής της πτέρυγας, ενδέχεται να προκαλέσει και την αποκόλληση της ροής στη γωνία της σύνδεσης της ατράκτου με το χείλος εκφυγής της πτέρυγας (corner separation).¹⁵ Μια τέτοια περίπτωση, παρατηρείται στο σχήμα 3.1.1.



Εικόνα 3.1.1: Συνύπαρξη πεταλοειδή στρόβιλου και αποκόλληση ροής στη γωνία του χείλους εκφυγής στο junction flow πτέρυγας-ατράκτου¹⁶

3.2. Πεταλοειδής στρόβιλος (Horseshoe Vortex)

Στα junction flows πτέρυγας-ατράκτου, το εισερχόμενο οριακό στρώμα της ατράκτου “τυλίγεται” γύρω από το χείλος προσβολής της πτέρυγας (εμπόδιο), διαμορφώνοντας ένα πεταλοειδή στρόβιλο, ο οποίος διαδίδεται στην κατεύθυνση της βασικής ροής, ενώ ταυτόχρονα διαχέεται στο χώρο. Σε όλο το μήκος του junction flow, η κύρια κίνηση του πεταλοειδή στρόβιλου τείνει να φέρνει ρευστό υψηλής ορμής από την άκρη του οριακού στρώματος σε στενή επαφή με τα τοιχώματα. Αυτό το φαινόμενο αυξάνει τις επιφανειακές διατμητικές τάσεις, επιβαρύνοντας με επιπρόσθετη οπισθέλκουσα. Επιπρόσθετα, όταν λαμβάνουν χώρα θερμικά φαινόμενα, το φαινόμενο αυτό προκαλεί, με αντίστοιχο τρόπο, την αύξηση της μεταφοράς θερμότητας στα τοιχώματα.¹⁷

Οι πεταλοειδείς στρόβιλοι κατατάσσονται στη πρώτη κατηγορία των δευτερευουσών ροών κατά Prandtl. Σε αυτή την κατηγορία εντάσσεται η δημιουργία

¹⁵ F. Gand, V.Brunet, S. Deck, “A combined Experimental, RANS and LES investigation of a wing body junction flow”, “ONERA” Applied Aerodynamics Department, Meudon, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4753

¹⁶ F. Gand, V.Brunet, S. Deck, “A combined Experimental, RANS and LES investigation of a wing body junction flow”, “ONERA” Applied Aerodynamics Department, Meudon, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4753

¹⁷ W. Devenport, R. Simpson, M. Dewitz, N. Agarwal, “Effects of a Strake on the flow past a wing-body junction”, Virginia Polytechnic Institute and State University, 29th Aerospace Science Meeting, 7-10 January 1991, Nevada, AIAA-91-0252

λοξά επαγόμενης στροβιλότητας στην κατεύθυνση της ροής (skew-induced streamwise vorticity). Αποτελεί, κατά βάση, μια άτριβη διαδικασία, θεωρώντας δεδομένη την ύπαρξη ενός οριακού στρώματος με στροβιλότητα στη διεύθυνση του εκπετάσματος. Οι ιξώδεις ή τυρβώδεις τάσεις προκαλούν μια πτώση ή ακόμα και τη διάχυση της μέσης στροβιλότητας στη διεύθυνση της ροής. Ο μηχανισμός είναι ίδιος είτε η δευτερεύουσα στροβιλότητα κατανέμεται σε όλη την έκταση του στρώματος διατμήσεως (όπως ένα συμβατικό τρισδιάστατο οριακό στρώμα), είτε είναι συγκεντρωμένη στους στροβίλους κατά μήκος της ροής. Φυσικά, η στροβιλότητα διαχέεται και γενικότερα μειώνεται από τις τάσεις Reynolds και τις ιξώδεις τάσεις.¹⁸

Επιπλέον, αξίζει να σημειωθεί ότι ο πεταλοειδής στροβίλος στα junction flows, κατά το “τύλιγμα” του γύρω από την πτέρυγα εμφανίζει ασταθή δυναμική συμπεριφορά μεταξύ 2 καταστάσεων, παράγοντας μεγάλης-κλίμακας και μικρών-συχνοτήτων κινήσεις του ίδιου. Η πρώτη κατάσταση ονομάζεται “zero-flow mode”, στην οποία ο πυρήνας (core) του πεταλοειδή στροβίλου κατευθύνεται στη κατεύθυνση πτήσης και η δεύτερη κατάσταση ονομάζεται “backflow mode”, όταν η ροή του πεταλοειδή στροβίλου κατευθύνεται αντίθετα με αυτή.¹⁹ Ο W. Devenport και ο R. Simpson²⁰ έδειξαν ότι στο πεδίο του πεταλοειδή στροβίλου με τα χαρακτηριστικά που προαναφέρθηκαν, παράγονται ιξώδεις τάσεις μιας τάξης μεγαλύτερες από τους κλασσικούς μηχανισμούς διάτμησης μέσα στο προσεγγιζόμενο τυρβώδες οριακό στρώμα.²¹

3.3. “Bluntness Factor”

Η γεωμετρία του χείλους προσβολής της πτέρυγας ενός αεροσκάφους αποτελεί κρίσιμο παράγοντα στη διαμόρφωση του junction flow. Συγκεκριμένα, οι J.L. Fleming, R.L. Simpson και W.J. Devenport²² εισήγαγαν την έννοια του “Bluntness Factor” ως ένα δείκτη της έντασης του πεταλοειδή στροβίλου που

¹⁸ P. Bradshaw, “Turbulent secondary flows”, “Imperial College of Science and Technology” Department of Aeronautics, London, Ann.Rev. Fluid Mech. 1987.19 :53-74

¹⁹ F. Gand, V. Brunet, S. Deck, “A combined Experimental, RANS and LES investigation of a wing body junction flow”, “ONERA” Applied Aerodynamics Department, Meudon, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4753

²⁰ W. Devenport, R. Simpson, “Time-dependent and time-averaged turbulence structure near the nose of a wing-body junction,” “Virginia Polytechnic Institute and State University” Department of Aerospace and Ocean Engineering, J. Fluid Mech. vol.210, p.23-55, 1990

²¹ J. Paik, C. Escauriaza, F. Sotiropoulos, “On the bimodal dynamics of the turbulent horseshoe vortex system in a wing-body junction”, “St. Anthony Falls Laboratory” University of Minnesota, 2007

²² J. Fleming, R. Simpson, W. Devenport, “An experimental study of turbulent wing-body junction and wake flow”, “Virginia Polytechnic and State University” Aerospace and Ocean Department, Blackburg, 1991

διαμορφώνεται στο junction flow. Το “Bluntness Factor” ορίζεται και συμβολίζεται ως εξής:

$$BF = \frac{1}{2} \frac{R_0}{X_T} \left(\frac{T}{S_T} + \frac{S_T}{X_T} \right) \quad (1)$$

όπου,

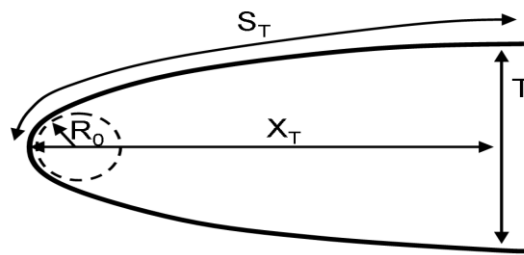
T : το μέγιστο πάχος της αεροτομής της πτέρυγας

X_T : η θέση του σημείου μέγιστου πάχους της αεροτομής της πτέρυγας (κατά μήκος της χορδής της αεροτομής)

S_T : η απόσταση του χείλους προσβολής από το σημείο μέγιστου πάχους της αεροτομής της πτέρυγας (κατά μήκος της επιφάνειας της αεροτομής)

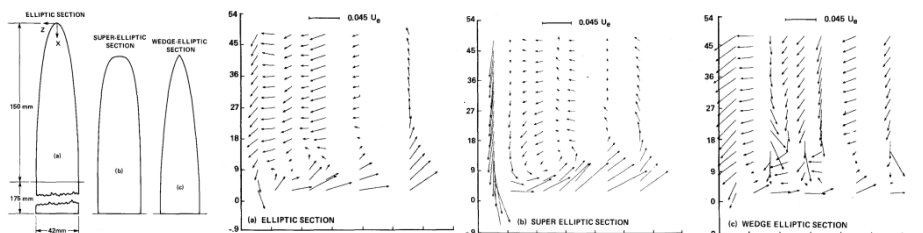
R_0 : η ακτίνα του χείλους προσβολής.

Η απεικόνιση των γεωμετρικών μεγεθών που περιγράφουν το “Bluntness Factor” φαίνονται επεξηγηματικά στο σχήμα 3.3.1.



Εικόνα 3.3.1: Γεωμετρικά μεγέθη που διαμορφώνουν το “Bluntness factor”²³

Όπως διαφαίνεται από το σχήμα 3.3.2. παρατηρείται η επίδραση της οξύτητας του χείλους προσβολής, διευκρινίζοντας ότι τα στρογγυλεμένα χείλη προσβολής επιφέρουν πεταλοειδή στρόβιλο υψηλής έντασης με μεγάλη χωρική επέκταση, ενώ τα πιο οξεία χείλη προσβολής δημιουργούν πιο λεπτό πεταλοειδή στρόβιλο.



Εικόνα 3.3.2: Διανύσματα δευτερεύουσας ροής (επίπεδο yz) για διαφορετικές γεωμετρίες (a), (b) και (c) της αεροτομής της πτέρυγας στις επιφάνειες σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου²⁴

²³ F. Gand, V. Brunet, S. Deck, “A combined Experimental, RANS and LES investigation of a wing body junction flow”, “ONERA” Applied Aerodynamics Department, Meudon, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4753

²⁴ R. Mehta, “Effect of wing nose shape on the flow in a wing-body”, “Imperial College” Department of Aeronautics, London, July 2016

3.4. “Momentum Deficit Factor”

Οι J.L. Fleming, R.L. Simpson και W.J. Devenport²⁵ εισήγαγαν, επίσης, μια παράμετρο για τη μελέτη της διαμόρφωσης του junction flow, η οποία ονομάζεται “Momentum Deficit Factor”. Ο συγκεκριμένος δείκτης χαρακτηρίζει τη παραμόρφωση της αξονικής ταχύτητας ως βασικό χαρακτηριστικό των εισερχόμενων οριακών στρωμάτων. Το “Momentum Deficit Factor” ορίζεται και συμβολίζεται ως εξής:

$$MDF_x = Re_T Re_{\theta_x} = (Re_T)^2 \frac{\theta}{T} \quad (2)$$

όπου,

Re_T : ο αριθμός Reynolds βασισμένος στο πάχος της πτέρυγας T

Re_{θ_x} : ο αριθμός Reynolds βασισμένος στο πάχος οριακού στρώματος απώλειας ορμής (boundary layer momentum thickness), στη θέση που υπολογίζεται το MDF_x .

θ : το πάχος οριακού στρώματος απώλειας ορμής

T : το μέγιστο πάχος της αεροτομής

$$Re_{\theta_x} = \frac{\rho \theta U_{o_x}}{\mu} \quad (3)$$

$$Re_T = \frac{\rho T U_{o_x}}{\mu} \quad (4)$$

$$\theta = \int_0^{\infty} \frac{\rho(y)u}{\rho_0 U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \cong \int_0^{\delta} \frac{\rho(y)u}{\rho_0 U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (5)$$

όπου,

ρ : η πυκνότητα του ρευστού

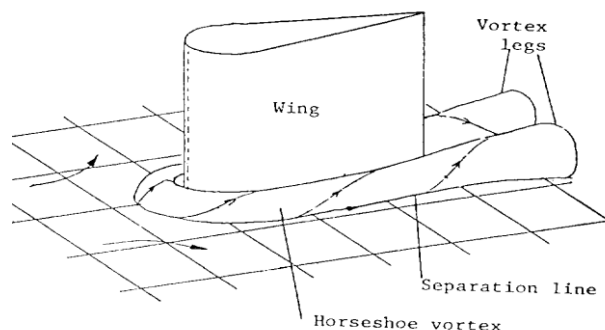
U_{o_x} : η αξονική συνιστώσα της τοπικής ταχύτητας ελεύθερης ροής

μ : το δυναμικό ιξώδες

ρ_0 : η πυκνότητα αναφοράς του ρευστού

²⁵ J. Fleming, R. Simpson, W. Devenport, “An experimental study of turbulent wing-body junction and wake flow”, “Virginia Polytechnic and State University” Aerospace and Ocean Department, Blackburg, 1991

Διευκρινίζεται ότι για υψηλό MDF_x , εμφανίζεται μεγαλύτερη παραμόρφωση των ταχυτήτων, το οποίο τοποθετεί τις απολήξεις (leg) του πεταλοειδή στροβίλου πιο κοντά στην επιφάνεια της πτέρυγας.²⁶



Εικόνα 3.4.1: Οπτικοποίηση των Vortex Legs (απολήξεις στροβίλου)²⁷

3.5. Επίδραση γωνίας βέλους πτέρυγας

Ένας επιπλέον παράγοντας που επηρεάζει τα junction flows, είναι η γωνία βέλους της πτέρυγας. Στη γενική περίπτωση, η εισαγωγή γωνίας βέλους, έχει ως αποτέλεσμα την παραγωγή πιο αποδυναμωμένου πεταλοειδή στροβίλου. Συγκεκριμένα, η εμπροσθόκλιση των πτερύγων τείνει να απωθεί το πυρήνα (core) και τις απολήξεις (legs) του πεταλοειδή στροβίλου μακριά από την το χείλος προσφυγής και την πτέρυγα. Αντίθετα, η οπισθόκλιση επιτρέπει στον πεταλοειδή στροβίλο να ανασηκώνεται από την άτρακτο και να φέρνει τις απολήξεις (legs) του πιο κοντά στην πτέρυγα.²⁸ Επιπρόσθετα, έχει διαπιστωθεί ότι σε ευθείες πτέρυγες, δηλαδή που συνδέονται κάθετα με την άτρακτο με μηδενική γωνία βέλους, υπάρχει μεγαλύτερη πιθανότητα να συμβεί μεγάλη αποκόλληση της ροής κοντά στην επιφάνεια σύνδεσης, όπου το οριακό στρώμα της ροής γύρω από την άτρακτο συναντά υψηλή αύξηση της πίεσης λόγω του στατικού σημείου της πτέρυγας (stagnation point).²⁹

²⁶ F. Gand, V. Brunet, S. Deck, “A combined Experimental, RANS and LES investigation of a wing body junction flow”, “ONERA” Applied Aerodynamics Department, Meudon, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4753

²⁷ W. Devenport, R. Simpson, M. Dewitz, N. Agarwal, “Effects of a Strake on the flow past a wing-body junction”, Virginia Polytechnic Institute and State University, 29th Aerospace Science Meeting, 7-10 January 1991, Nevada, AIAA-91-0252

²⁸ M. Khan, A. Ahmed, “On the juncture Vortex in the Transverse Planes”, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibits, AIAA 2002-0163, 2002

²⁹ S. Fu, Z. Xiao, H. Chen, Y. Zhang, J. Huang, “Simulation of wing-body junction flows with hybrid RANS/LES methods”, Tsinghua University School of Aerospace Engineering, Beijing, May 2007

3.6. Αποκόλληση γωνιακής απόληξης (Corner Separation)

Στα junction flows, όπως έχει αναφερθεί, λαμβάνει χώρα η αλληλεπίδραση 2 οριακών στρωμάτων, το οποίο μπορεί να οδηγήσει σε αποκόλληση της ροής στη γωνιακή απόληξη της πτέρυγας ή αλλιώς “corner separation”. Από μελέτες σε corner separations καθέτων πλακών με οξεία απόληξη³⁰, έχει εξαχθεί το συμπέρασμα ότι τα ζεύγη στροβίλων που εμφανίζονται, αποτελούν δευτερεύουσες ροές δεύτερου τύπου κατά Prandtl, καθώς ενεργοποιούνται από παραγωγούς τάσεων Reynolds. Με αυτό τον τρόπο μπορεί να διαπιστωθεί η τελείως διαφορετική φύση των corner separation από τους πεταλοειδείς στροβίλους.

Αναφέροντας ορισμένα χαρακτηριστικά που αφορούν τις δευτερεύουσες ροές δεύτερου τύπου κατά Prandtl, σε τυρβώδεις ροές, η μέση στροβιλότητα κατά την διεύθυνση της ροής παράγεται από τάσεις Reynolds και για αυτό ονομάζονται και “stress-induced secondary flows”. Αυτό δεν παρατηρείται στις στρωτές ροές και για αυτό κανένα μοντέλο τύρβης, το οποίο χρησιμοποιεί ισότροπο ιξώδες στροβίλων (eddy viscosity) δεν μπορεί να το αναπαραγάγει. Ωστόσο, η στροβιλότητα που προέρχεται από τάσεις Reynolds είναι πολύ αδύναμη από αυτή του πρώτου είδους δευτερευουσών ροών κατά Prandtl.³¹

3.7. Αλληλεπίδραση πεταλοειδή στροβίλου και αποκόλλησης γωνιακής απόληξης

Σύμφωνα με τον T.J. Barber³², η ανταγωνιστική σχέση μεταξύ πεταλοειδή στροβίλου και corner separation ρυθμίζεται με το σχήμα του χείλους προσβολής της πτέρυγας. Σημειώνεται ότι ένα παχύ και στρογγυλό χείλος προσβολής παράγει πεταλοειδή στροβίλο μεγάλης έντασης, το οποίο κυριαρχεί στη ροή. Αντίθετα, αν το χείλος προσβολής είναι οξύ και λεπτό, τότε παράγεται μικρός πεταλοειδής στροβίλος του οποίου η απόληξη (leg) αντικαθίσταται από επαγόμενο από τις τάσεις της ροής, corner separation.³³ Η παραπάνω αλληλεπίδραση οπτικοποιείται στην εικόνα 3.6.1. Επομένως, μέσω των αποτελεσμάτων του, υποδεικνύεται ότι οι δείκτες “Bluntness

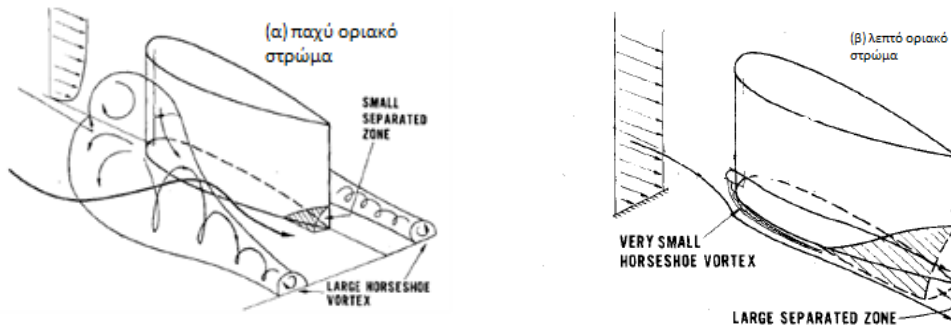
³⁰ F. Gand, V. Brunet, S. Deck, “A combined Experimental, RANS and LES investigation of a wing body junction flow”, “ONERA” Applied Aerodynamics Department, Meudon, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4753

³¹ P. Bradshaw, “Turbulent secondary flows”, “Imperial College of Science and Technology” Department of Aeronautics, London, Ann.Rev. Fluid Mech. 1987.19 :53-74

³² T. Barber, “An investigation of strut-wall intersection losses”, Pratt & Whitney Aircraft – East Hartford, Journal of Aircraft Vol.15 No.10, 1978

³³ P. Bradshaw, “Turbulent secondary flows”, “Imperial College of Science and Technology” Department of Aeronautics, London, Ann.Rev. Fluid Mech. 1987.19 :53-74

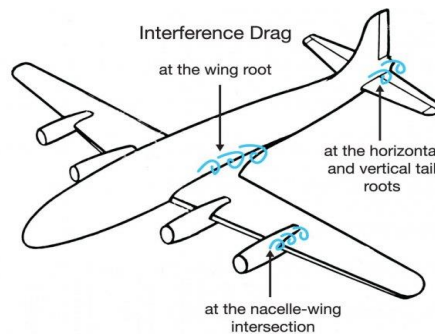
Factor” και “Momentum Deficit Factor”, είναι οι κατάλληλοι για τη μελέτη της συμπεριφοράς του junction flow.



Εικόνα 3.7.1: Μοντέλο Barber για την αλληλεπίδραση του εισερχόμενου οριακού στρώματος με τη πτέρυγα³⁴

3.8. Οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης

Τα junction flow, σε πολλές εφαρμογές όπως αυτή της σύνδεσης πτέρυγας και ατράκτου, εισάγουν την έννοια της οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης. Αυτό συμβαίνει, διότι η παρουσία των διαφόρων μερών του αεροσκάφους επηρεάζει τη ροή γύρω από τα υπόλοιπα μέρη του. Αντίστοιχα επηρεάζονται και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά τους.



Εικόνα 3.8.1: Επιφάνειες εμφάνισης οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης στο πλήρες αεροσκάφος

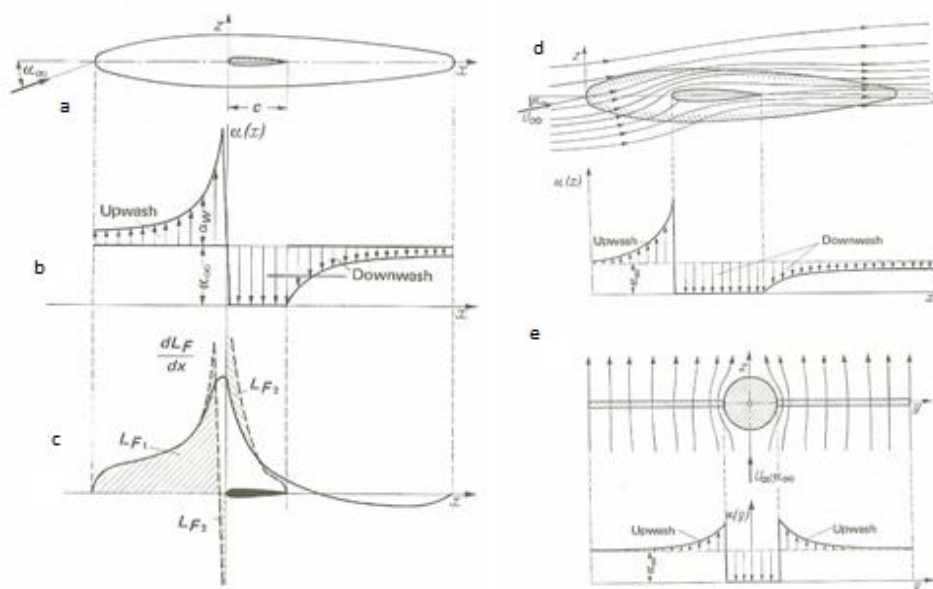
Συμπερασματικά, η ροή γύρω από την πτέρυγα επηρεάζεται από την άτρακτο και αντίστροφα.³⁵ Έτσι, η ροή και τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της άτρακτου και της πτέρυγας είναι διαφορετικά όταν αυτά μελετώνται απομονωμένα σε σχέση με

³⁴ T. Barber, “An investigation of strut-wall intersection losses”, Pratt & Whitney Aircraft – East Hartford, Journal of Aircraft Vol.15 No.10, 1978

³⁵ Γ. Γεωργαντόπουλος, Α. Κόρρας, Χ. Γεωργαντοπούλου, “Αεροδυναμική II – Συμπιεστή Αεροδυναμική”, Εκδόσεις Συμμεών

όταν μελετώνται ως σύστημα. Λόγω αυτής της αλληλεπίδρασης, διευκρινίζεται ότι, το άθροισμα των μεμονωμένων αεροδυναμικών χαρακτηριστικών των μερών του αεροσκάφους δεν ισούται με τα τελικά αεροδυναμικά χαρακτηριστικά.

Για την κατανόηση της αλληλεπίδρασης της πτέρυγας με την άτρακτο παρουσιάζεται στην εικόνα 3.8.2, η μεταβολή της πραγματικής γωνίας προσβολής που συναντά η ροή καθώς τις διαπερνά, το οποίο εναρμονίζεται με τις αντίστοιχες μεταβολές στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά.³⁶ Επίσης, σημειώνεται ότι, σε μικρές γωνίες προσβολής η αλληλεπίδραση πτέρυγας-ατράκτου, κυρίως, συμβάλλει στη μεταβολή των καταστάσεων των οριακών στρωμάτων τόσο της πτέρυγας όσο και της άτρακτου. Ωστόσο, αυξάνοντας τις γωνίες προσβολής, η αλληλεπίδραση τους συμβάλλει περισσότερο στην αύξηση της αποκόλλησης του οριακού στρώματος στη περιοχή σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου.³⁷ Όσον αφορά την οπισθέλκουσα, η μείωση της οποίας είναι σημαντικός στόχος της αεροδυναμικής σχεδίασης, υπολογίζεται ότι προσαυξάνεται περίπου 5% λόγω της οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης³⁸, ωστόσο, σε σύγχρονα airliner αεροσκάφη μπορεί να φτάσει έως και 10%.³⁹



Εικόνα 3.8.2: (a) Διάταξη συστήματος πτέρυγας-ατράκτου, (b) Κατανομή της πραγματικής γωνίας προσβολής στο διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, (c) Κατανομή Άντωσης στο διαμήκη άξονα του αεροσκάφους, (d) Ροϊκές γραμμές κατά μήκος του αεροσκάφους, (e) Κατανομή της πραγματικής γωνίας προσβολής στον εγκάρσιο άξονα του αεροσκάφους

³⁶ J. Supamusdisukul, “Experimental investigation of wing-fuselage integration geometries including CFD analyses”, Federal University of Technology of Parana, April 2008

³⁷ Γ. Γεωργαντόπουλος, Α. Κόρρας, Χ. Γεωργαντοπούλου, “Αεροδυναμική II – Συμπίεστη Αεροδυναμική”, Εκδόσεις Συμεών

³⁸ Θ. Λέκας, “Στοιχεία αεροδυναμικής”, Ιούνιος 2014

³⁹ F. Gand, S. Deck, V. Brunet, P. Sagaut, “Flow dynamics past a simplified wing body junction”, Physics of Fluid 22, 115111, November 2010

4.1. Φιλοσοφία σχεδίασης

Η σχεδίαση των CAD μοντέλων της συγκεκριμένης μελέτης, περιλαμβάνει τεχνικές και υιοθετεί στοιχεία της φιλοσοφίας σχεδίασης σύγχρονων airliner αεροσκαφών. Η εναρμόνιση της έρευνας με τις σύγχρονες σχεδιαστικές τάσεις, έχει ως σκοπό να εξαχθούν χρήσιμα συμπεράσματα για τη σύγχρονη βιομηχανία, καθώς παρατηρείται ότι η πλειοψηφία των αντίστοιχων μελετών που έχουν πραγματοποιηθεί, περιορίζονται σε απλοποιημένες διατάξεις σύνδεσης πτέρυγας με ευθεία πλάκα. Συμπερασματικά, προσαρμόζοντας τη μελέτη στο τομέα της αεροδυναμικής σχεδίασης airliner αεροσκάφους, θα εξαχθούν συμπεράσματα για τον τρόπο με τον οποίο τα junction flows πτέρυγας-ατράκτου επηρεάζουν το σύνολο της ροής του αεροσκάφους, καθώς και το πώς πιθανές γεωμετρικές τροποποιήσεις μπορούν να βελτιώσουν τη ροή γύρω από τις περιοχές σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου, καθώς και το σύνολο των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του αεροσκάφους. Σύγχρονες τάσεις που έχουν συμπεριληφθεί στα CAD μοντέλα είναι η σχεδίαση πτερύγων με γωνία βέλους για καλύτερη συμπεριφορά στη διηχητική περιοχή, η σχεδίαση της πτέρυγας με προοδευτικά μειούμενη γεωμετρική συστροφή των αεροτομών της κατά μήκος του εκπετάσματος, η σχεδίαση μη αυστηρά κυλινδρικής ατράκτου και η χρήση διαφορετικών αεροτομών κατά μήκος του εκπετάσματος, καθώς απαιτούνται διαφορετικά μέγιστα σχετικά πάχη και διαφορετική αεροδυναμική συμπεριφορά των αεροτομών στη ρίζα και στο ακροπτερύγιο της πτέρυγας. Επίσης, στα πλαίσια των γεωμετρικών τροποποιήσεων, έχουν σχεδιαστεί γεωμετρίες τύπου “fillet” και “strake”, τα οποία πολλές φορές χρησιμοποιούνται στα σύγχρονα airliner αεροσκάφη για τη βελτίωση της ροής τους. Περισσότερα στοιχεία και λεπτομερέστερη ανάλυση θα ακολουθήσει στα επόμενα υποκεφάλαια.

Στο σύνολο της μελέτης έχουν σχεδιαστεί 4 CAD μοντέλα, από τα οποία το 1^ο αποτελεί το CAD-αναφοράς και τα υπόλοιπα 3 βασίζονται σε αυτό, αλλά έχουν σχεδιαστικές τροποποιήσεις. Με αυτό τον τρόπο θα εξαχθούν συμπεράσματα για την επίδραση των τροποποιήσεων στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους αναφοράς. Οι τροποποιήσεις αφορούν την επίδραση της γωνίας βέλους, την εισαγωγή γεωμετριών τύπου “fillet” και την εισαγωγή γεωμετριών τύπου “strake” στην πτέρυγα.

4.2. Στάδια Καθορισμού Τελικών Διαμορφώσεων Γεωμετρικών μοντέλων

4.2.1. Επιλογή αεροτομών

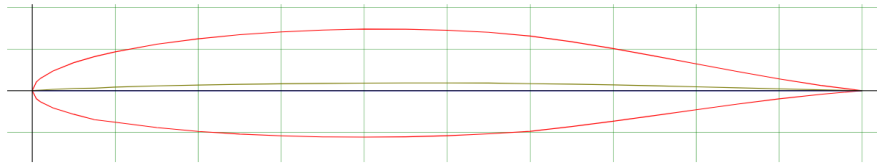
Κατά τη διαδικασία σχεδίασης της πτέρυγας, για να επιτευχθούν καλύτερα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά, η αεροτομή που χρησιμοποιείται στην ρίζα πρέπει να έχει διαφορετικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά από αυτή του ακροπτερυγίου. Συγκεκριμένα, το βέλτιστο μέγιστο σχετικό πάχος της αεροτομής της ρίζας, συνήθως κυμαίνεται από 15% έως 20%, ενώ στην αεροτομή του ακροπτερυγίου κυμαίνεται από 10% έως 15%.⁴⁰ Το κριτήριο του μέγιστου σχετικού πάχους είναι βασικό, καθώς από αεροδυναμικής οπτικής, οι ελάχιστες τιμές του συντελεστή οπισθέλκουσας αυξάνονται για αυξανόμενο μέγιστο σχετικό πάχος, καθώς και από επιχειρησιακή οπτική, επηρεάζει το διαθέσιμο όγκο της πτέρυγας για αποθήκευση καυσίμου.⁴¹ Επιπλέον, δεδομένης της επιλογής 2 ή περισσότερων αεροτομών, πρέπει να ληφθεί υπόψη ότι ανάμεσα σε 2 αεροτομές αναφοράς, η πτέρυγα διαμορφώνεται από αεροτομές που καθορίζονται από ένα συνδυαστικό ποσοστό των 2 αεροτομών ανάλογα με την έκαστη εγκάρσια απόσταση από κάθε αεροτομή αναφοράς. Επομένως, η μορφή των αεροτομών, αλλά και η τοποθέτηση τους πρέπει να γίνει με τρόπο τέτοιο που να εγγυώνται οι υψηλές αεροδυναμικές αποδόσεις των ενδιάμεσων διαμορφωμένων αεροτομών και κατ'επέκταση του συνόλου της πτέρυγας.

Στη συγκεκριμένη μελέτη χρησιμοποιήθηκαν 2 διαφορετικές αεροτομές, οι οποίες είναι σχεδιασμένες για να συνυπάρχουν ως αεροτομές ρίζας και ακροπτερυγίου. Σε αυτό το σημείο οφείλεται να αναφερθεί ότι σχεδιαστικά, θα ήταν ορθό να χρησιμοποιηθούν υπερκρίσιμες αεροτομές, ώστε να καθυστερούνται τα διηχητικά φαινόμενα, καθώς και να μετατοπίζεται εξασθενημένο το πιθανό κύμα κρούσης στο πίσω μέρος της αεροτομής. Ωστόσο, καθώς η μελέτη δεν εστιάζει στο σχεδιασμό υπερκρίσιμων αεροτομών που να ανταποκρίνονται βέλτιστα στη συγκεκριμένη διαμόρφωση και οι οποίες να μπορούν να συνεργαστούν βέλτιστα μεταξύ τους, αλλά απομονώνεται στη μελέτη των φαινομένων στην περιοχή του junction flow πτέρυγας-ατράκτου, αποφασίστηκε η επιλογή συμβατικών αεροτομών, οι οποίες είναι ήδη μελετημένες ότι μπορούν να συνεργαστούν ως αεροτομές ρίζας και ακροπτερυγίου.⁴² Οι 2 αεροτομές έχουν τοποθετηθεί στη ρίζα, στο ακροπτερύγιο, καθώς και σε μια ενδιάμεση εγκάρσια θέση όπως θα αναλυθεί λεπτομερέστερα σε παρακάτω υποκεφάλαιο.

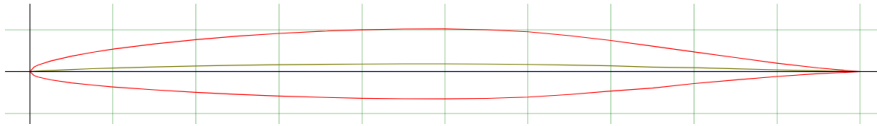
⁴⁰ T. Andrienne, “Aerodynamics – Aircraft Design” Lectures (APR1004-1), Université de Liège, 2015-2016

⁴¹ Γ. Καραγκιόζογλου, “Αρχές σχεδίασης αεροσκαφών”, Εκδόσεις Ζαμπάρα

⁴² www.airfoiltools.com



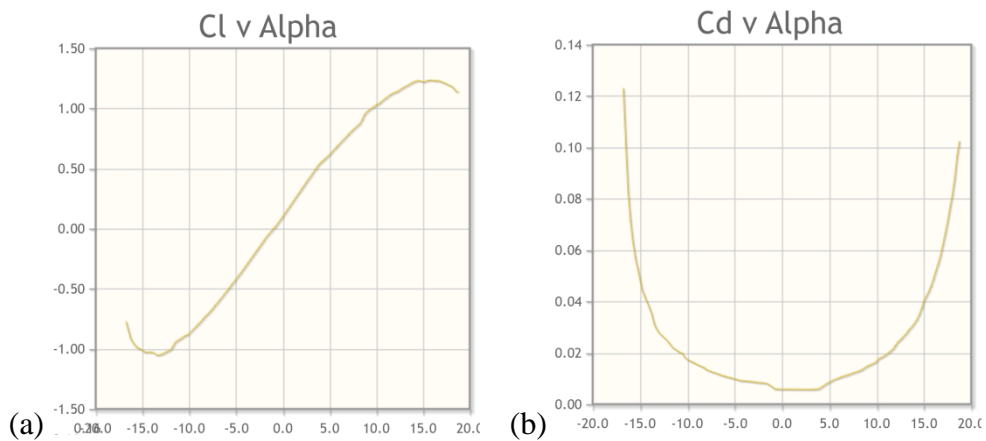
Εικόνα 4.2.1.1: Αεροτομή ρίζας⁴³



Εικόνα 4.2.1.2: Αεροτομή ακροπτερυγίου⁴⁴

Airfoils' specifications				
Name	$(t/c)_{max}$	Location : $(t/c)_{max}$	Max Camber	Location : Max Camber
Supermarine 371 (root)	13%	40% chord	0,90%	50% chord
Supermarine 371 (wingtip)	8,4%	50% chord	0,90%	45% chord

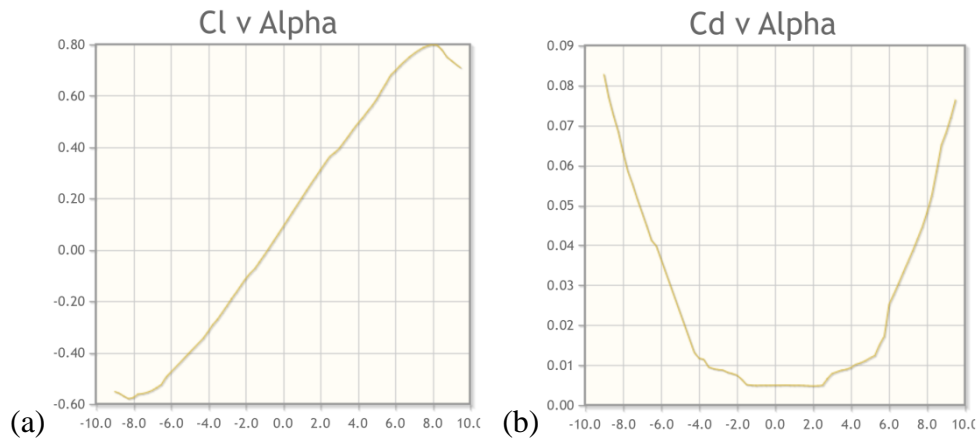
Εικόνα 4.2.1.1: Χαρακτηριστικά χρησιμοποιηθέντων αεροτομών



⁴³ <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=supermarine371i-il>

⁴⁴ <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=supermarine371ii-il>

Εικόνα 4.2.1.3: Αεροτομή ρίζας πτέρυγας για 10^6 αριθμό Reynolds
(a) Συντελεστής Άντωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής, (b) Συντελεστής Οπισθέλκουσας συναρτήσει της γωνίας προσβολής⁴⁵



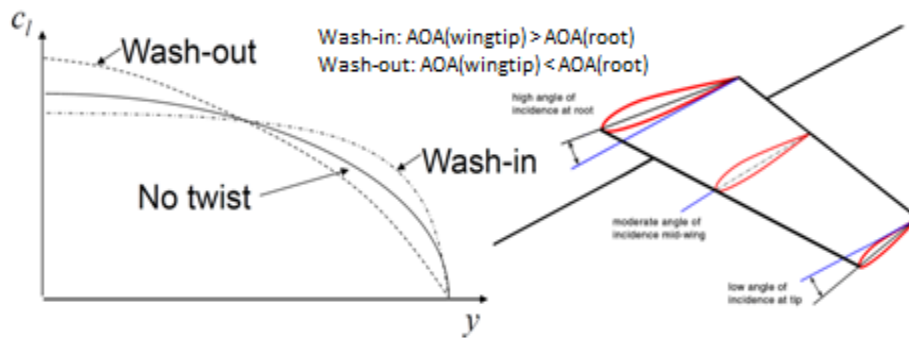
Εικόνα 4.2.1.4: Αεροτομή ακροπτερυγίου πτέρυγας για 10^6 αριθμό Reynolds
(a) Συντελεστής Άντωσης συναρτήσει της γωνίας προσβολής, (b) Συντελεστής Οπισθέλκουσας συναρτήσει της γωνίας προσβολής⁴⁶

4.2.2. Γεωμετρική συστροφή πτέρυγας

Είναι γεγονός ότι στη σύγχρονη σχεδίαση airliner αεροσκαφών, οι πτέρυγες είναι κατασκευασμένες με γεωμετρική συστροφή. Συγκεκριμένα, ως γεωμετρική συστροφή νοείται η συνεστραμμένη τοποθέτηση αεροτομών κατά μήκος του εκπετάσματος της πτέρυγας. Η συστροφή εφαρμόζεται με τρόπο τέτοιο ώστε οι αεροτομές της ρίζας να βρίσκονται σε μεγαλύτερη γωνία προσβολής από αυτές του ακροπτερυγίου. Άμεσο αποτέλεσμα αυτής της εφαρμογής είναι η εκκίνηση του φαινομένου της απώλειας στήριξης από τη ρίζα, ενώ το ίδιο δεν συμβαίνει στο ακροπτερύγιο, λόγω της μικρότερης γωνίας προσβολής των αεροτομών του. Με αυτό τον τρόπο, ο χειριστής του αεροσκάφους μπορεί να αντιληφθεί την αεροδυναμική ρίπιση και να ρυθμίσει την εγκάρσια θέση του αεροσκάφους, έχοντας ενεργά πηδάλια κλίσης. Επιπρόσθετα, η αρνητική συστροφή της πτέρυγας στα ακροπτερύγια προσαρμόζει την κατανομή της άντωσης της πτέρυγας σε ελλειπτική, το οποίο έχει ως αποτέλεσμα την μείωση της επαγωγικής οπισθέλκουσας του αεροσκάφους.

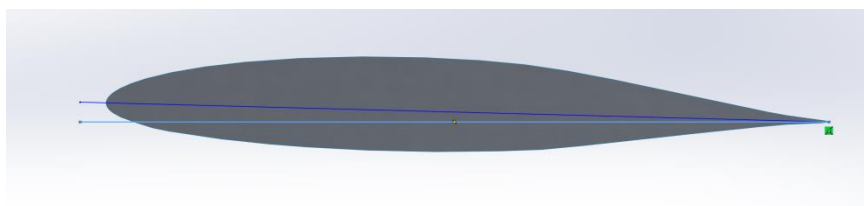
⁴⁵ <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=supermarine371i-il>

⁴⁶ <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=supermarine371i-il>

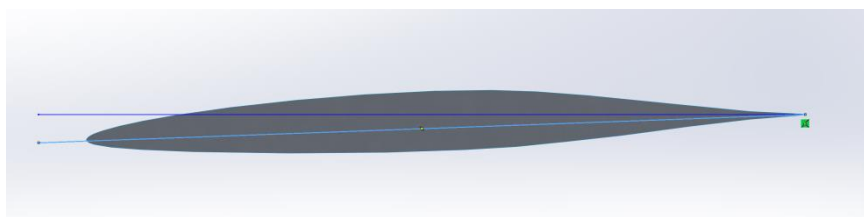


Εικόνα 4.2.2.1: Επίδραση γεωμετρικής συστρώσης στην κατανομή της άντωσης ως προς το εκπέτασμα της πτέρυγας

Για τους λόγους που προαναφέρθηκαν, κατά τη σχεδίαση των γεωμετρικών μοντέλων, οι αεροτομές της ρίζας και του ακροπτερυγίου έχουν τοποθετηθεί με γεωμετρική συστρώση. Συγκεκριμένα, η αεροτομή της ρίζας έχει τοποθετηθεί με θετική γεωμετρική συστρώση 1.52° , η οποία συστρώση ελαττώνεται προοδευτικά έως την αεροτομή του ακροπτερυγίου, η οποία είναι τοποθετημένη με αρνητική γωνία προσβολής -2° . Παρακάτω προβάλλονται οι αεροτομές της ρίζας και του ακροπτερυγίου, όπως είναι τοποθετημένες στα γεωμετρικά μοντέλα. Στα παρακάτω σχήματα η γαλάζια γραμμή ορίζει την ευθεία από την οποία θα διερχόταν η χορδή της αεροτομής, αν η ίδια δεν εμφάνιζε συστρώση.



Εικόνα 4.2.2.2: Γεωμετρική συστρώση αεροτομής ρίζας ($+1.52^\circ$)

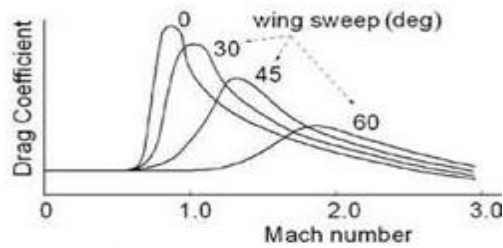


Εικόνα 3.2.2.3: Γεωμετρική συστρώση αεροτομής ακροπτερυγίου (-2°)

4.2.3. Γωνία Βέλους Πτέρυγας

Στη σχεδίαση σύγχρονων airliner αεροσκαφών είναι ευρέως αποδεκτή η ενσωμάτωση γωνίας βέλους στις πτέρυγες των αεροσκαφών, καθώς προσδίδει αεροδυναμικά οφέλη σε υψηλές ταχύτητες. Συγκεκριμένα, η χρήση της γωνίας βέλους σε υψηλά υποηχητικές και διηχητικές περιοχές ταχυτήτων έχει αποδειχθεί

πολύ χρήσιμη, καθώς αποφεύγει είτε καθυστερεί τις μη-επιθυμητές επιπτώσεις της συμπίεστος του αέρα. Χαρακτηριστικό πλεονέκτημα της εισαγωγής γωνίας βέλους σε airliner αεροσκάφη είναι η αύξηση του κρίσιμου αριθμού Mach (σχήμα 4.2.3.1). Αυτό συμβαίνει διότι η πτέρυγα συμπεριφέρεται με βάση την συνιστώσα V_N της συνισταμένης ταχύτητας V , η οποία υπολογίζεται από τη σχέση (6).⁴⁷ Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την μείωση του ενεργού αριθμού Mach ($M_{effective}$) της πτέρυγας (σχέση 7), το οποίο οδηγεί σε καθυστέρηση των φαινομένων συμπίεστος.

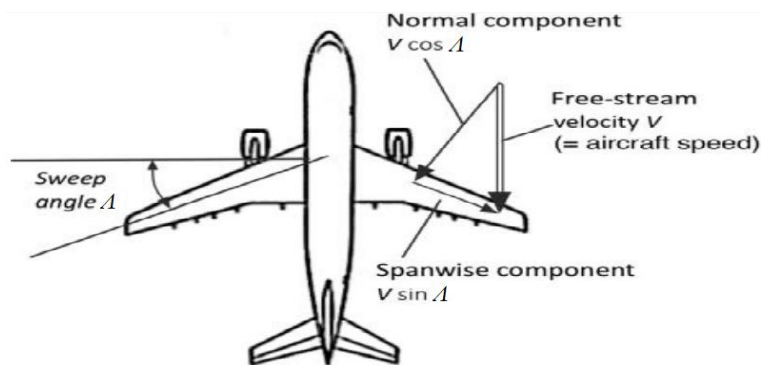


Εικόνα 4.2.3.1: Μεταβολή συντελεστή οπισθέλκουσας συναρτήσει της γωνίας βέλους της πτέρυγας

Παρακάτω παρατίθενται οι εξισώσεις που περιγράφουν τη συνιστώσα της ταχύτητα V_N και τον ενεργό αριθμό Mach ($M_{effective}$), τα οποία καθορίζουν τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά της πτέρυγας:

$$V_N = V \cos \Lambda \quad (6)$$

$$M_{effective} = M \cos \Lambda \quad (7)$$



Εικόνα 5.2.3.2: Μεγέθη που εισάγονται λόγω της γωνίας βέλους της πτέρυγας

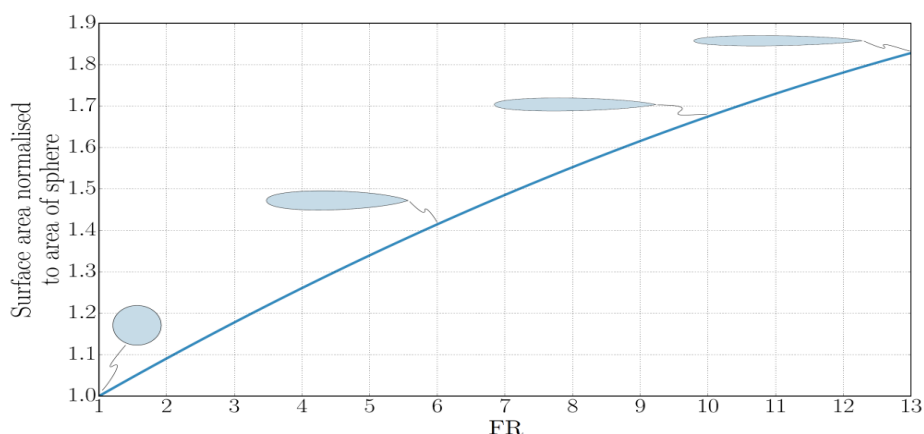
Τέλος, η εισαγωγή γωνίας βέλους έχει άμεση επίδραση στη διαμόρφωση του junction flow πτέρυγας-ατράκτου, καθώς προκαλεί την παραγωγή αποδυναμωμένου πεταλοειδή στροβίλου, το οποίο αναφέρεται αναλυτικότερα στο κεφάλαιο 3.4.

⁴⁷ E. Rogers, I. Hall, “An Introduction to the flow about plane swept-back wings at transonic speeds”, The Journal of the Royal Aeronautical Society Vol.64 No.596, August 1960

4.2.4. Διαμόρφωση Ατράκτου

Η σχεδίαση της ατράκτου ενός airliner αεροσκάφους, αποτελεί κρίσιμο παράγοντα της προκαταρκτικής σχεδίασης, αφού καταλαμβάνει περίπου το 30% της συνολικής οπισθέλκουσα μηδενικής άντωσης ($C_{D_{L=0}}$), αλλά και βασική συνιστώσα των χαρακτηριστικών της πορειακής ευστάθειας του αεροσκάφους.⁴⁸

Κατά τη διάρκεια της ευθείας οριζοντίας πτήσης ενός airliner αεροσκάφους, η οπισθέλκουσα επιφανειακής τριβής αποτελεί μεγάλο μέρος της συνολικής οπισθέλκουσας. Είναι γνωστό ότι η οπισθέλκουσα επιφανειακής τριβής είναι ανάλογη της βρεχόμενης επιφάνειας και επομένως του μεγέθους των μερών του αεροσκάφους (άτρακτος, πτέρυγα, κάθετο σταθερό, οριζόντιο ουραίο και επιφάνειες ελέγχου). Λόγω της μεγάλης βρεχόμενης επιφάνειας της ατράκτου, η μείωσή της με τρόπο τέτοιο που να ικανοποιεί τις επιχειρησιακές απαιτήσεις του αεροσκάφους, αποτελεί βασικό στόχο της αεροδυναμικής σχεδίασης της ατράκτου. Επιπλέον, είναι γεγονός ότι η βρεχόμενη επιφάνεια ενός σώματος σταθερού όγκου αυξάνεται καθώς αυξάνεται ο λόγος λεπτότητάς του (FR) (σχέση 8), επομένως στις ατράκτους με υψηλό FR κυριαρχεί υψηλή επιφανειακή οπισθέλκουσα. Ωστόσο, κατά τη μείωση του FR για την επίτευξη μείωσης της οπισθέλκουσας επιφανειακής τριβής, εμφανίζεται αποκόλληση της ροής στη άτρακτο, με αποτέλεσμα την σημαντική αύξηση της μορφικής οπισθέλκουσας. Επομένως, υπάρχει μια τιμή του FR, η οποία οδηγεί σε συνδυασμό στη ελάχιστη παρασιτική οπισθέλκουσα.⁴⁹



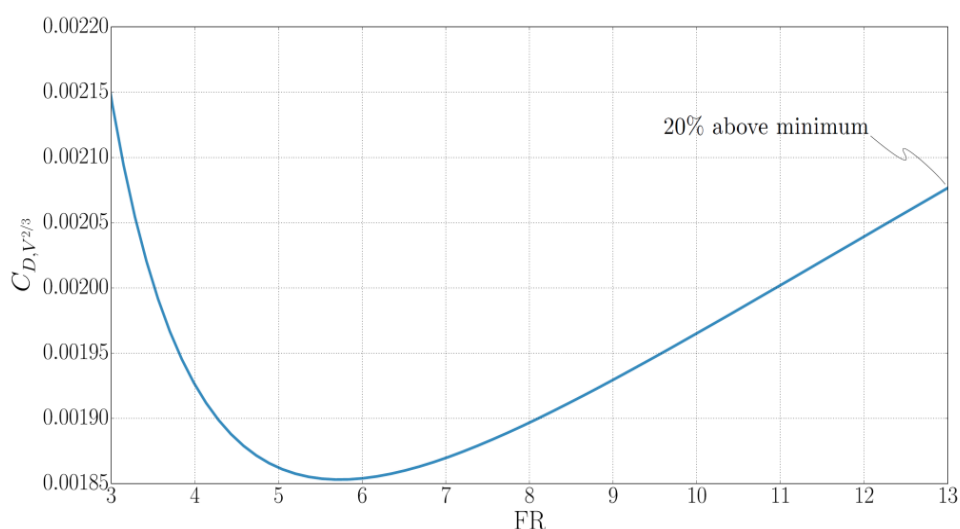
Εικόνα 4.2.4.1: Μεταβολής της βρεχόμενης επιφάνειας σε συνάρτηση με το FR⁵⁰

⁴⁸ F. Nicolosi, P. Della Vecchia, D. Ciliberti, V. Cusati, “Fuselage aerodynamic drag prediction method by CFD”, University of Naples Federico II, 5th CEAS Air & Space Conference “Challenges in European Aerospace”, September 2015

⁴⁹ M. Kruger, J. Meyer, R. Huyssen, L. Smith, “Application of a low fineness ratio fuselage to an airliner configuration”, Department of Mechanical Engineering University of Pretoria, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech, 4-8 January 2016, San Diego, California

⁵⁰ M. Kruger, J. Meyer, R. Huyssen, L. Smith, “Application of a low fineness ratio fuselage to an airliner configuration”, Department of Mechanical Engineering University of Pretoria, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech, 4-8 January 2016, San Diego, California

Μετά την εφαρμογή της μεθόδου πρόβλεψης της οπισθέλκουσας τριβής του D. Myring⁵¹, για αεροσκάφη διαφορετικής τιμής FR, προκύπτει το διάγραμμα της εικόνας 4.2.4.2. Όπως προκύπτει από το διάγραμμα η ελάχιστη οπισθέλκουσα παρατηρείται για FR=5.5. Ωστόσο, η απαίτηση επιβατηγών αεροσκαφών για χωρητικότητα άνω των 150 επιβατών, θέτει τις σύγχρονες επιλογές FR κατά μέσο όρο στην τιμή του 10.4. Σημειώνεται ότι στο παρακάτω διάγραμμα παρατίθεται η μεταβολή του FR με το συντελεστή οπισθέλκουσας βασισμένο όγκο υψωμένο εις τη δύναμη 2/3, διότι με αυτό τον τρόπο αποδίδεται άμεση σύγκριση με την απόδοση όγκου φόρτωσης.



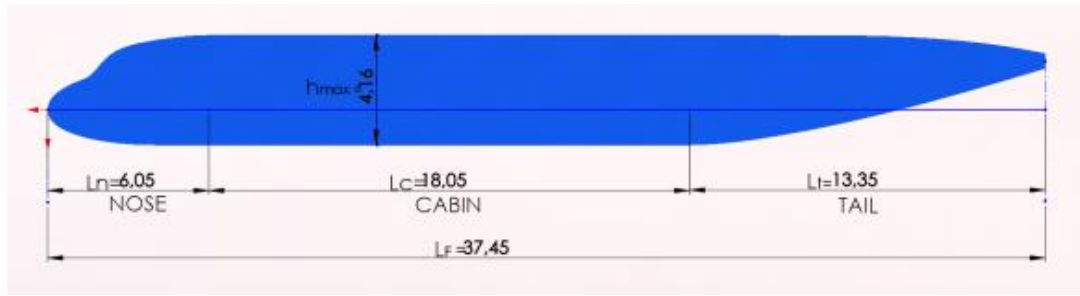
Εικόνα 4.2.4.2: Μεταβολή της οπισθέλκουσας τριβής βασισμένη στο όγκο υψωμένο εις την 2/3 με το FR, σύμφωνα με τη μέθοδο του D. Myring για συνθήκες Mach=0.78 και Reynolds Number=2.3x10⁶

Στη συγκεκριμένη εργασία, έχει σχεδιαστεί μία άτρακτος, η οποία είναι κοινή για τις 4 διαφορετικές διαμορφώσεις με τις εκάστοτε σχεδιαστικές τροποποιήσεις στις επιφάνειες σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου. Η χρήση κοινής ατράκτου αποσκοπεί στον περιορισμό της μελέτης στα φαινόμενα που λαμβάνουν χώρα συγκριτικά σε κάθε τροποποίηση των επιφανειών σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου και το πώς αυτό αντανακλά στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους.

Η σχεδίαση της ατράκτου μπορεί να χωριστεί σε 3 μέρη. Αυτά είναι το ρύγχος, η καμπίνα και η ουρά του αεροσκάφους. Ο συνδυασμός αυτών των 3 μερών πρέπει να ισορροπούν παραμέτρους που καθορίζουν τη μείωση της οπισθέλκουσας, τη χωρητικότητα και την άνεση των επιβατών, τη χωρητικότητα αποθήκευσης φορτίου και τη λειτουργικότητα των χώρων.

⁵¹ D. Myring, “A theoretical study of the effect of body shape and Mach number on the drag of bodies of revolution in subcritical axisymmetric flow”, Royal Aircraft Establishment Tech. Report 81005, January 1981

Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της ατράκτου που χρησιμοποιείται στην συγκεκριμένη εργασία φαίνονται συγκεντρωτικά στην εικόνα 4.2.4.3.



Εικόνα 4.2.4.3: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά ατράκτου

Σε αυτό το σημείο, οφείλεται να δοθούν οι ορισμοί των λόγων λεπτότητας (FR) όλης της ατράκτου, αλλά και των μερών της.⁵²

Λόγος λεπτότητας ατράκτου:

$$FR = \frac{L_F}{h_{max}} \quad (8)$$

Λόγος λεπτότητας ρύγχους:

$$FR_n = \frac{L_n}{h_{max}} \quad (9)$$

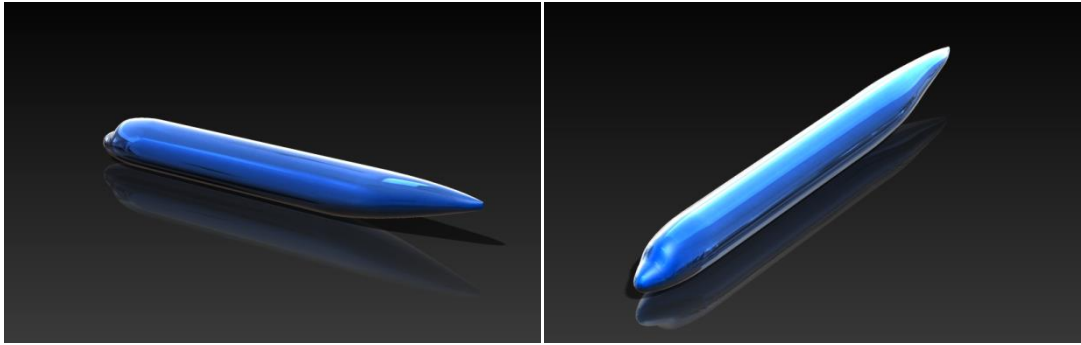
Λόγος λεπτότητας ουράς:

$$FR_t = \frac{L_t}{h_{max}} \quad (10)$$

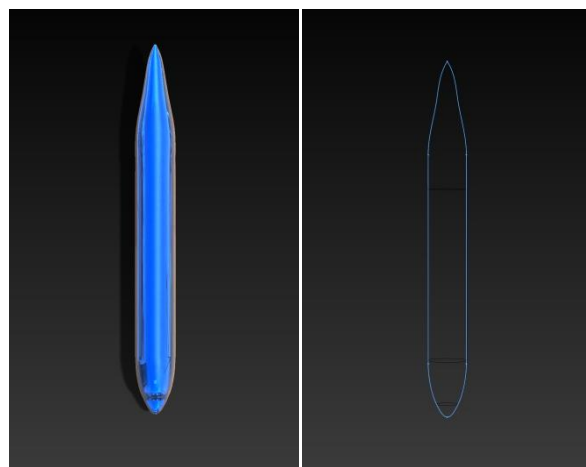
L_F	L_n	L_c	L_t	h_{max}	FR	FR_n	FR_t
37.45 m	6.05 m	18.05 m	13.35 m	4.16 m	9.002	1.454	3.209

Πίνακας 1: Σχεδιαστικά μεγέθη ατράκτου

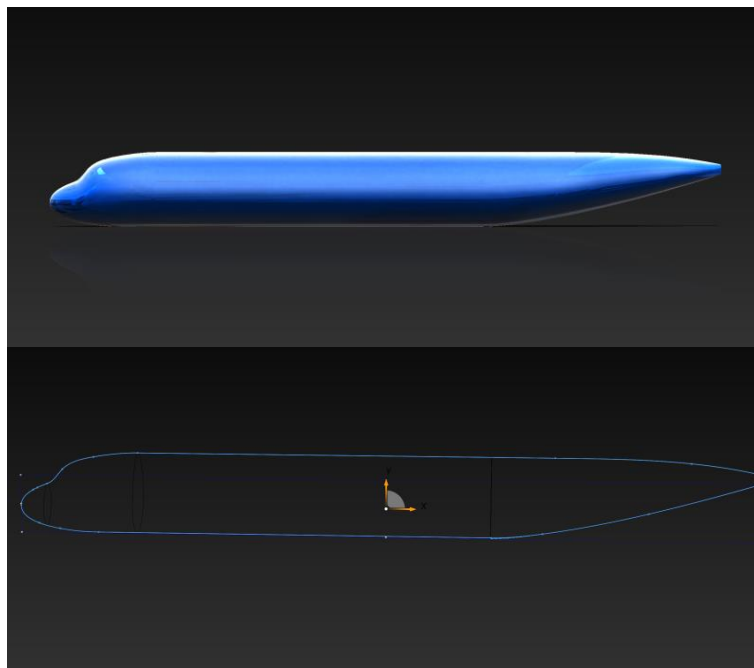
⁵² F. Nicolosi, P. Della Vecchia, D. Ciliberti, V. Cusati, "Fuselage aerodynamic drag prediction method by CFD", University of Naples Federico II, 5th CEAS Air & Space Conference "Challenges in European Aerospace", September 2015



Εικόνα 4.2.4.4: Διαμόρφωση Ατράκτου



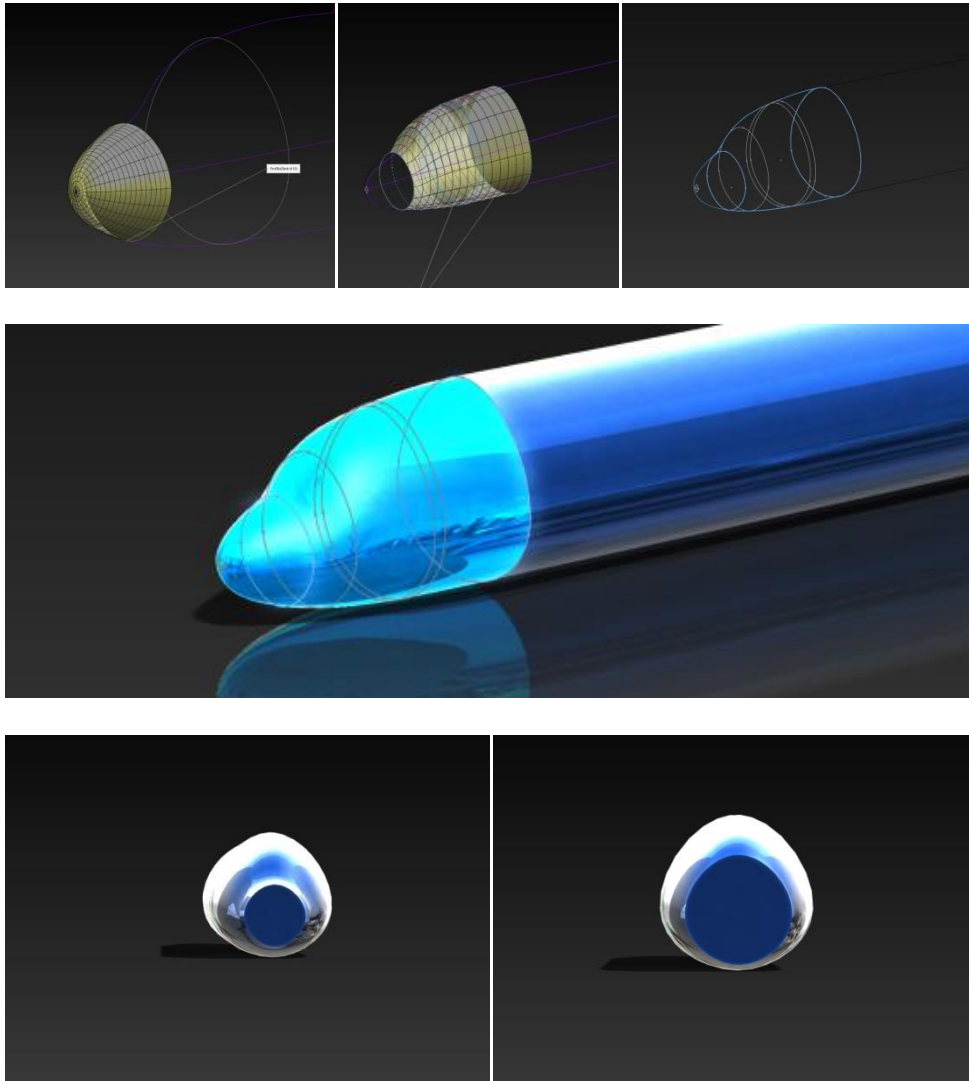
Εικόνα 4.2.4.5: Κάτοψη Ατράκτου



Εικόνα 4.2.4.6: Πλάγια όψη ατράκτου

4.2.4.2. Διαμόρφωση ρύγχους ατράκτου

Κατά τη σχεδίαση του ρύγχους του αεροσκάφους, λαμβάνεται υπόψη ότι η συνεισφορά του στην ολική οπισθέλκουσα εστιάζεται στο λόγο λεπτότητας του ρύγχους (FR_n) και τη γωνία (ψ) στο ύψος τοποθέτησης (h_w) του αλεξηνέμου του αεροσκάφους. Σημειώνεται ότι χαμηλές τιμές οπισθέλκουσας επιτυγχάνεται για αυξημένες τιμές FR_n και μικρές τιμές της γωνίας αλεξηνέμου (ψ). Τα αντίστοιχα μεγέθη του ρύγχους της μελέτης παρατίθενται στον πίνακα 2.



Εικόνα 4.2.4.2.1: Εγκάρσιες τομές και τρισδιάστατα σχήματα του ρύγχους του αεροσκάφους

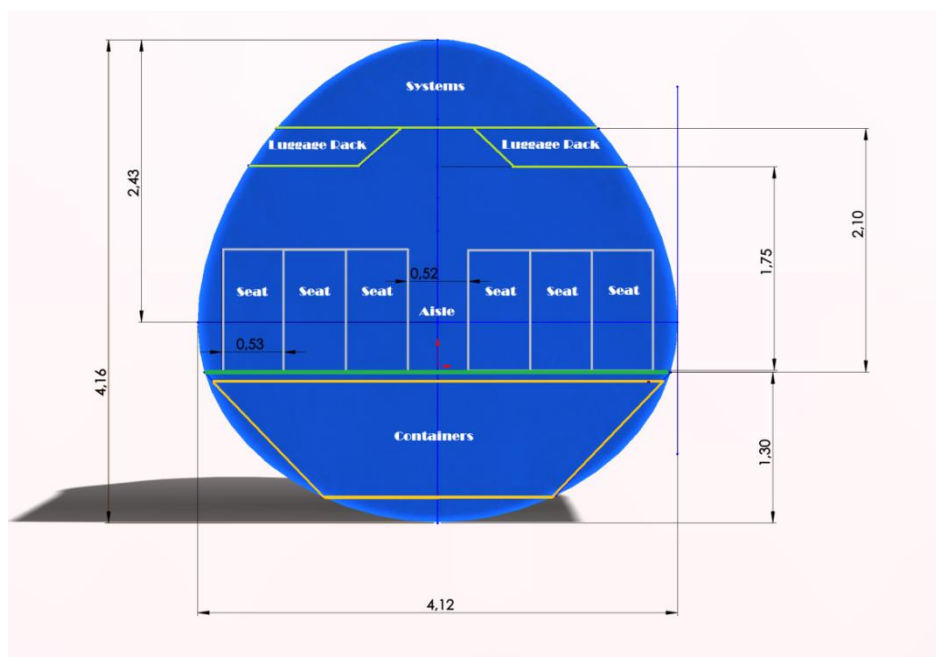
FR_n	ψ	h_w/h_{max}
1.454	45.12°	0.75

Πίνακας 2: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά ρύγχους

4.2.4.3. Διαμόρφωση καμπίνας ατράκτου

Η διαμόρφωση της καμπίνας του αεροσκάφους καθορίζεται κατά βάση από την εγκάρσια τομή της. Αυτή είναι που θα καθορίσει τη χωρητικότητα των παράλληλων σειρών καθισμάτων, το οποίο με τη σειρά της θα αλληλεπιδρά με τη τροποποίηση του μήκους της καμπίνας για την ικανοποίηση της απαίτησης χωρητικότητας των επιβατών.

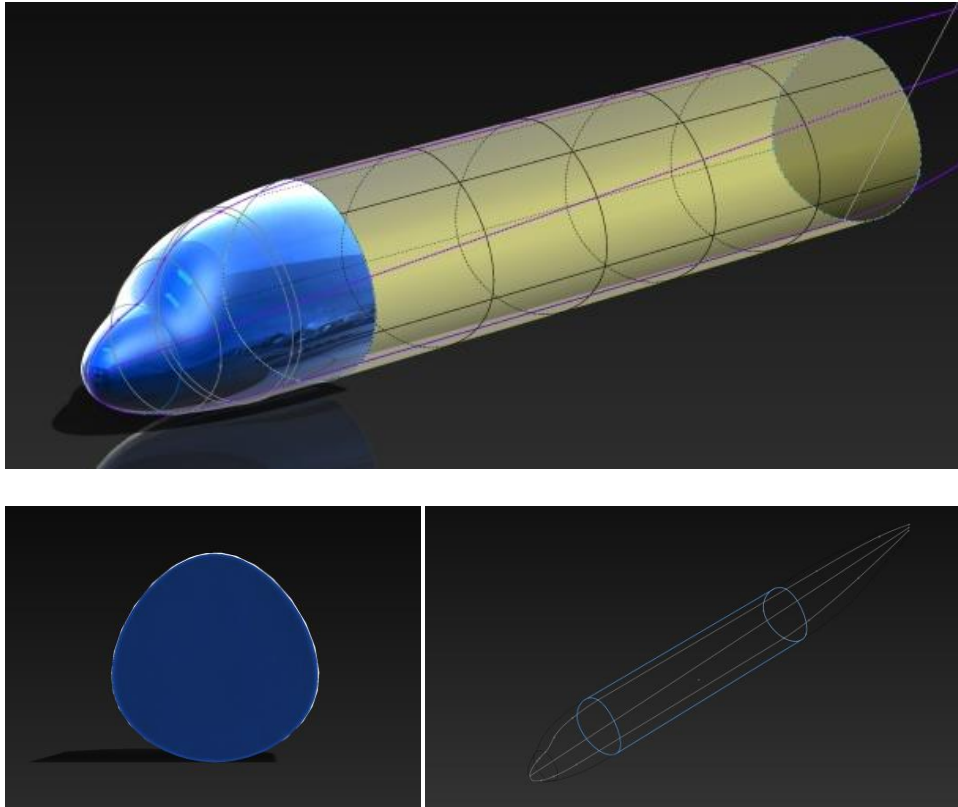
Στη συγκεκριμένη εργασία, η απαίτηση χωρητικότητας επιβατών της σχεδίασης της ατράκτου είναι αυτή των 150 επιβατών με συνθήκες άνεσης που εφαρμόζονται στη σύγχρονη βιομηχανία σχεδίασης airliner αεροσκαφών.⁵³ Στην εικόνα 4.2.4.3.1 παρατίθεται η εγκάρσια τομή της καμπίνας των επιβατών με τις αντίστοιχες διαστασιολογήσεις. Όπως φαίνεται και από την εικόνα, το μέγιστο πλάτος της καμπίνας (εξωτερικό) είναι 4,12 μέτρα και το μέγιστο ύψος 4,16 μέτρα. Επιπλέον, κάθε σειρά καθισμάτων διαθέτει 6 θέσεις, των οποίων το πλάτος είναι 0,53 μέτρα και το πλάτος του διαδρόμου 0,52 μέτρα, λαμβάνοντας υπόψη τη μείωση του πλάτους του αεροσκάφους λόγω της εσωτερικής δομής της, τα οποία ικανοποιούν τις διεθνείς απαιτήσεις άνεσης της καμπίνας.



Εικόνα 4.2.4.3.1: Διαστάσεις εγκάρσιας τομής καμπίνας (σε μέτρα)

Η εγκάρσια τομή σε συνδυασμό με τον επιθυμητό λόγο λεπτότητας της καμπίνας μας, για την χωρητικότητα 150 επιβατών, καθορίζουν τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της καμπίνας, τα οποία παρουσιάζονται στην εικόνα 4.2.4.3.2 και τον πίνακα 3.

⁵³ Edbert Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design", Delf University Press - Kluwer Academic Publisher, 1982



Εικόνα 4.2.4.3.2: Εγκάρσιες τομές και τρισδιάστατα σχήματα της καμπίνας του αεροσκάφους



Εικόνα 4.2.4.3: Διαρρύθμιση καθισμάτων των επιβατών της καμπίνας

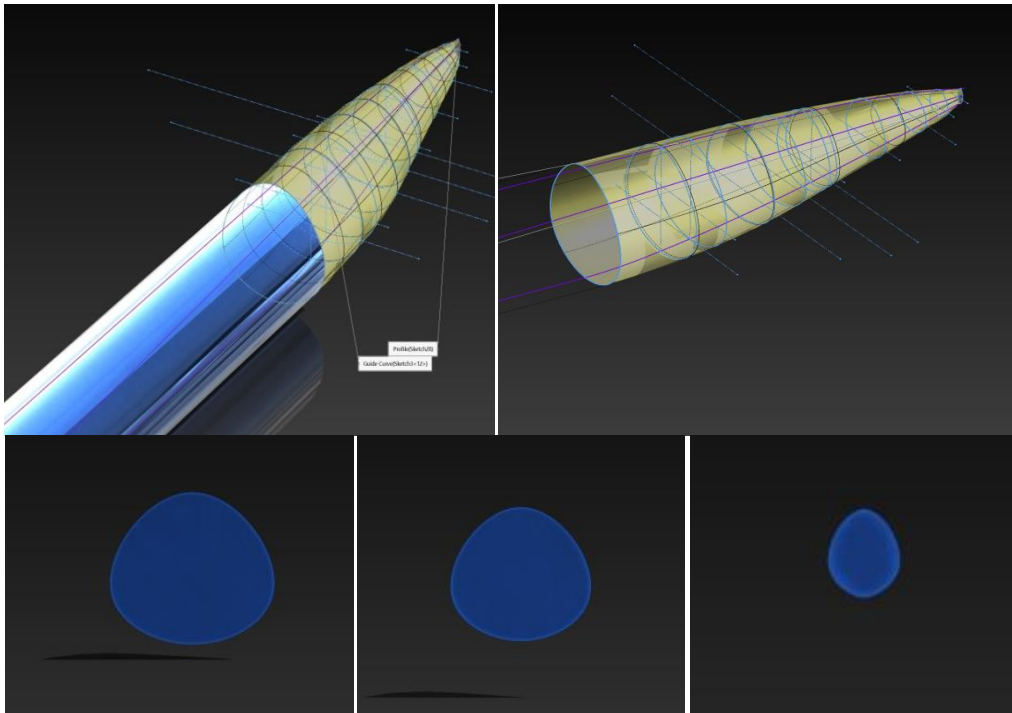
FR_c	L_c	$L_{\text{χώρον επιβάτη}}$
4.34	18.05 m	0.722 m

Πίνακας 3: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά καμπίνας

4.2.4.4. Διαμόρφωση ουράς ατράκτου

Η διαμόρφωση της ουράς του αεροσκάφους καθορίζεται με τρόπο ώστε να εγγυάται αεροδυναμική απόδοση, αλλά και χωρητικότητα τοποθέτησης συστημάτων όπως του A.P.U. ή/και του συστήματος κλιματισμού. Επίσης, κατά τη σχεδίαση της, λαμβάνεται υπόψη η προς τα πάνω κλίση της κοιλιάς της ράχης, η οποία

διαμορφώνεται ώστε να μην έρχεται σε επαφή η ουρά με το έδαφος κατά τη φάση της προσγείωσης και της απογείωσης.⁵⁴



Εικόνα 4.2.4.4.1: Εγκάρσιες τομές και τρισδιάστατα σχήματα της καμπίνας του αεροσκάφους

Επιπρόσθετα, όσο αφορά την αεροδυναμική διάσταση της σχεδίασης της ουράς του αεροσκάφους, οι μεγάλες περιοχές αποκολλήσεων του οριακού στρώματος και η αντίστοιχη αύξηση της οπισθέλκουσας, αποφεύγεται όταν το μήκος της είναι περίπου 2,5 έως 3 φορές της διαμέτρου.⁵⁵

FR_t	θ	h_u/h_{max}
3.209	13°	0.26

Πίνακας 3: Γεωμετρικά χαρακτηριστικά ουράς

⁵⁴ Edbert Torenbeek, “Synthesis of Subsonic Airplane Design”, Delf University Press - Kluwe Academic Publisher, 1982

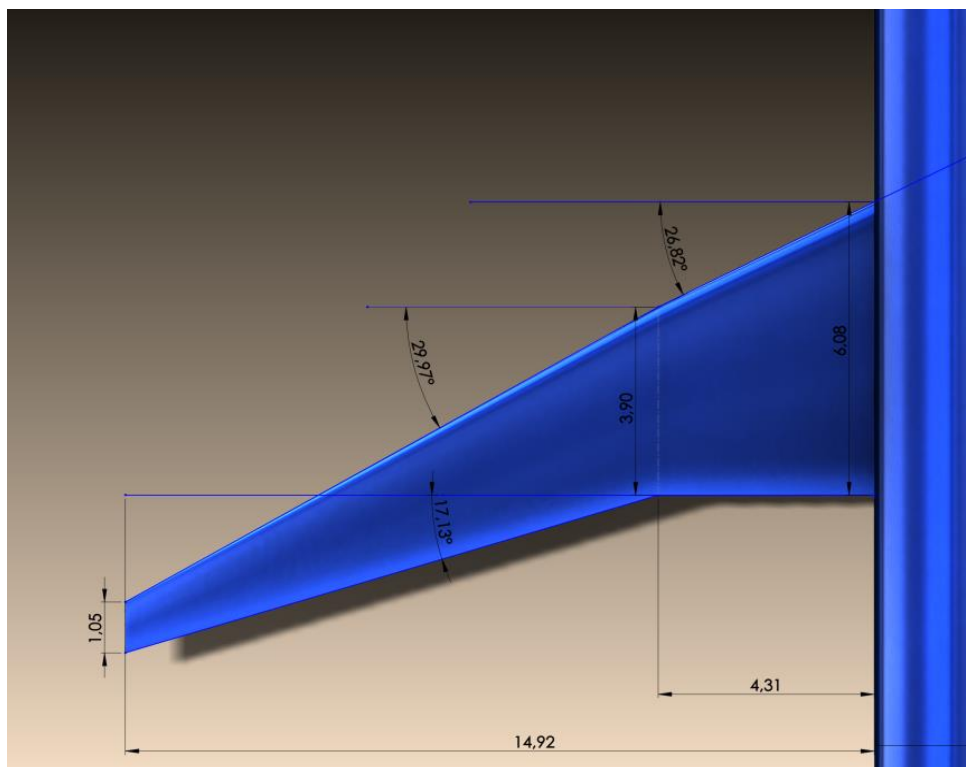
⁵⁵ Edbert Torenbeek, “Synthesis of Subsonic Airplane Design”, Delf University Press - Kluwe Academic Publisher, 1982

4.2.5. Κατόψεις και Χαρακτηριστικά Διαμορφώσεων Πτερύγων

Στη συγκεκριμένη εργασία έχουν πραγματοποιηθεί 4 διαφορετικές τροποποιήσεις πτέρυγας-ατράκτου με μεσοπτέρυγη διαμόρφωση. Το χαρακτηριστικό της μεσοπτέρυγης διαμόρφωσης είναι η διασφάλιση μειωμένης οπισθέλκουσας σε υψηλά υποηχητικές ταχύτητες, σχετικά με τις υψηλοπτέρυγες και χαμηλοπτέρυγες διαμορφώσεις. Σημειώνεται ότι οι 4 διαμορφώσεις τις πτέρυγας έχουν εκπονηθεί με τρόπο τέτοιο, ώστε να έχουν ίδιο εκπέτασμα, παρόμοια κανονική μέση χορδή (S.M.C.), καθώς και παρόμοια γεωμετρική κάτοψη και πτερυγική επιφάνεια, ώστε να είναι δυνατή η σύγκριση των τροποποιήσεων που εμφανίζονται μεταξύ τους. Επίσης, διευκρινίζεται ότι σε όλα τα γεωμετρικά μοντέλα, έχει τοποθετηθεί η αεροτομή της ρίζας στη ρίζα, ενώ από το 28,89% του εκπετάσματος μέχρι το πέρας του εκπετάσματος της πτέρυγας, χρησιμοποιείται μία αεροτομή, η οποία είναι αυτή που έχει τοποθετηθεί και στο ακροπτερύγιο. Επιπλέον, διευκρινιστικά αναφέρεται ότι, από τη ρίζα μέχρι και το 28,89% της πτέρυγας, η αεροτομή που σχηματίζεται από κάθε διαμήκη τομή, προκύπτει από τα ποσοστά επιρροής της γεωμετρίας των δυο αεροτομών, τα οποία διαμορφώνονται από το λόγο των εγκάρσιων αποστάσεων της τομής από την κάθε αεροτομή.

Παρακάτω παρατίθενται οι 4 διαφορετικές προσεγγίσεις των πτερύγων με τις βασικές διαστάσεις τους και χαρακτηριστικά τους.

1^η διαμόρφωση (πτέρυγα αναφοράς):



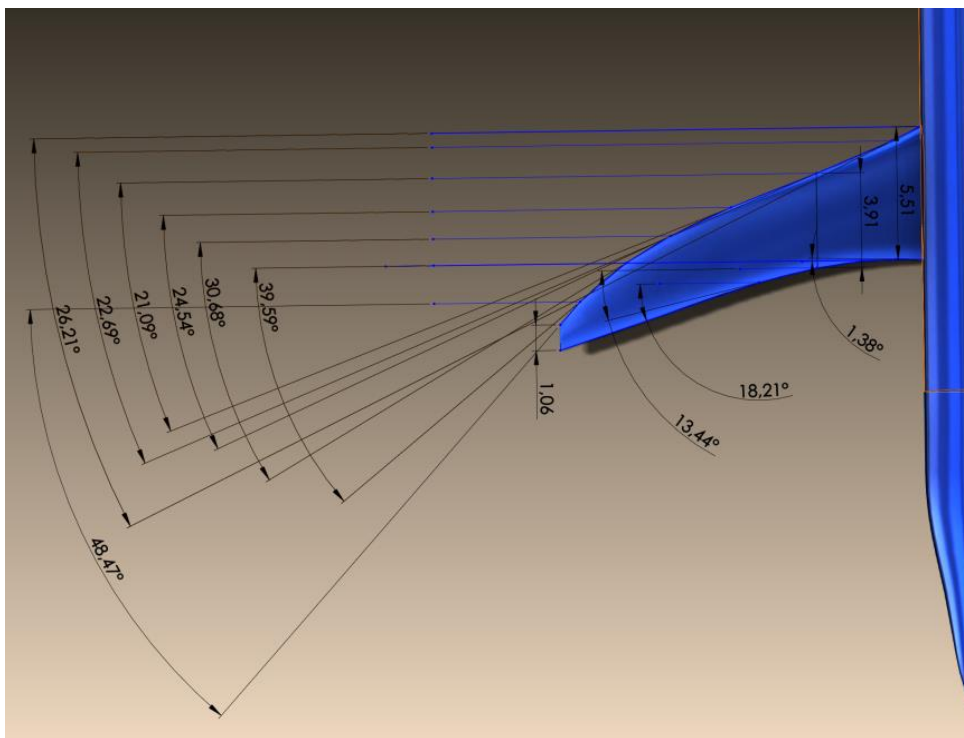
Εικόνα 4.2.5.1: Διαμόρφωση πτέρυγας αναφοράς και βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά

Η πρώτη διαμόρφωση πτέρυγας, της οποίας τα χαρακτηριστικά φαίνονται στην εικόνα 4.2.5.1, πρόκειται για μια πτέρυγα μεσοπτέρυγης διαμόρφωσης, η οποία έχει γωνία βέλους χείλους προσβολής $26,82^\circ$ μέχρι το $28,89\%$ του εκπετάσματος, η οποία αυξάνεται στις $29,97^\circ$ για το υπόλοιπο εκπέτασμα της πτέρυγας. Επιπλέον, η γωνία βέλους του χείλους εκφυγής είναι μηδενική για το πρώτο $28,89\%$ της πτέρυγας, ενώ στη συνέχεια αυξάνεται στις $17,13^\circ$ για το υπόλοιπο του εκπετάσματος. Οι τιμές οι οποίες χρησιμοποιήθηκαν, αντικατοπτρίζουν στοιχεία που εμφανίζονται στα σύγχρονα airliner αεροσκάφη αντίστοιχου μεγέθους. Στον πίνακα 4, παρατίθενται τα βασικά στοιχεία που χαρακτηρίζουν την πτέρυγα, καθώς και ο αριθμός Reynolds που αντιστοιχεί στη κανονική μέση χορδή για 0.82 Mach στα 10km υψόμετρο, το οποίο είναι και το καθεστώς μελέτης της εργασίας.

A.R.	S.M.C.	C_{tip}/C_{root}	$Re_{S.M.C}$
9.307	3.206 m	0.173	$22.3 \cdot 10^6$

Πίνακας 4: Συμπληρωματικά χαρακτηριστικά 1^{ης} διαμόρφωσης πτέρυγας

2^η διαμόρφωση (1^η τροποποίηση πτέρυγας αναφοράς):



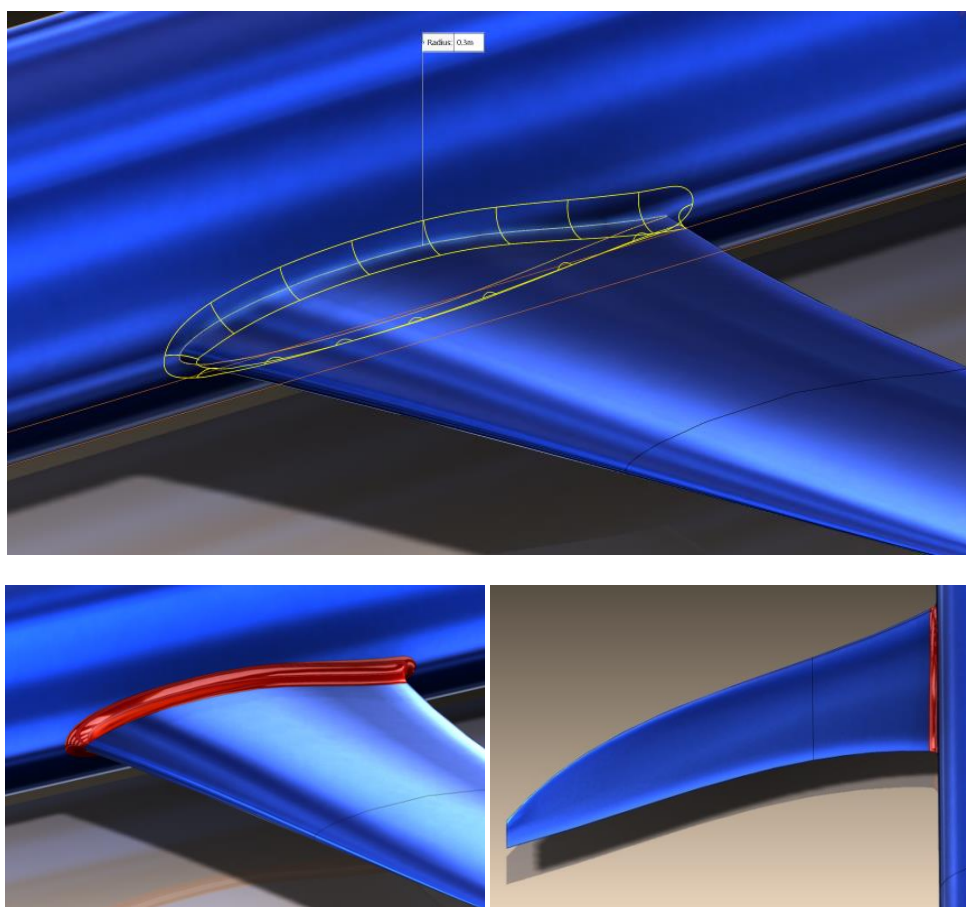
Εικόνα 4.2.5.2: Διαμόρφωση 1^{ης} τροποποίησης της πτέρυγας και βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά

Η δεύτερη διαμόρφωση της πτέρυγας, της οποίας τα χαρακτηριστικά φαίνονται στην εικόνα 4.2.5.2, πρόκειται για μια πτέρυγα μεσοπτέρυγης διαμόρφωσης, η οποία έχει μεταβλητή γωνία βέλους χείλους προσβολής και χείλους εκφυγής. Σημειώνεται ότι πολύ κοντά στη ρίζα του αεροσκάφους, η γωνία βέλους του χείλους εκφυγής του αεροσκάφους είναι ελαφρώς αρνητική, έχοντας ως σκοπό την προτροπή για κατεύθυνση της ροής προς την άτρακτο, ώστε να μελετηθεί αν μια τέτοια εφαρμογή θα βελτιώσει τα πιθανά φαινόμενα corner separation, τα οποία έχουν παρατηρηθεί βιβλιογραφικά σε πολλές μελέτες junction flows πτερύγων, όπως αναφέρεται αναλυτικότερα στο κεφάλαιο 3. Στον πίνακα 5, παρατίθενται τα βασικά στοιχεία που χαρακτηρίζουν την πτέρυγα, καθώς και ο αριθμός Reynolds που αντιστοιχεί στη κανονική μέση χορδή για 0.82 Mach στα 10km υψόμετρο.

A.R.	S.M.C.	C_{tip}/C_{root}	$Re_{S.M.C}$
8.595	3.472 m	0.192	$24.1 \cdot 10^6$

Πίνακας 5: Συμπληρωματικά χαρακτηριστικά της 1^{ης} τροποποίησης της πτέρυγας

3^η διαμόρφωση (2^η τροποποίηση πτέρυγας αναφοράς):



Εικόνα 4.2.5.3: Διαμόρφωση 2^{ης} τροποποίησης της πτέρυγας (εισαγωγή “fillet”)

Η τρίτη διαμόρφωση της πτέρυγας, έχει ακριβώς τα ίδια γεωμετρικά χαρακτηριστικά με αυτά της 2^{ης} διαμόρφωσης, με τη μόνη διαφοροποίηση αυτή της εισαγωγής της γεωμετρίας fillet με σταθερή ακτίνα 0.3 m. Αυτή η τροποποίηση έχει ως σκοπό τη μελέτη της συμπεριφοράς του πεταλοειδή στροβίλου στην περίπτωση της ομαλοποιημένης σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου με γεωμετρία τύπου fillet. Σκοπός της εισαγωγής του fillet είναι η διερεύνηση για μείωση της οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης και την ομαλοποίηση της αντίστροφης βαθμίδας πίεσης που βιώνει το εισερχόμενο οριακό στρώμα της ατράκτου, όταν συναντά το χείλος προσβολής της πτέρυγας.⁵⁶ Επιπλέον, μετά από μελέτη των J. Scheiman και L.R. Kubendran⁵⁷ εξήχθη το συμπέρασμα ότι η εισαγωγή γεωμετρίας fillet σε junction flows βελτιώνει τα χαρακτηριστικά της ροής κοντά στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας, καθώς περιορίζει τις περιοχές χαμηλής ορμής του ρευστού. Τέλος, η χρησιμότητα της

⁵⁶ B. Hinson, K. Hoffman, “Parametric Exploration of Wing-Body Junction Flow Using Computational Fluid Dynamics”, Journal of Aircraft, July 2015

⁵⁷ J. Scheiman, L. Kubendran, “Juncture flow measurements using laser velocimetry”, NASA Langley Research Center, AIAA-85-1612, AIAA 18th Fluid Dynamics and Plasmadynamics and Laser Conference, 16-18 July 1985, Ohio

εισαγωγής γεωμετρίας τύπου fillet, τονίζεται από το γεγονός ότι βιβλιογραφικά αναφέρεται ότι μπορούν να μειώσουν κατά 50-70% το μέτρο της στροβιλότητας στη ροή γύρω από τις επιφάνειες σύνδεσης (junction flows).⁵⁸

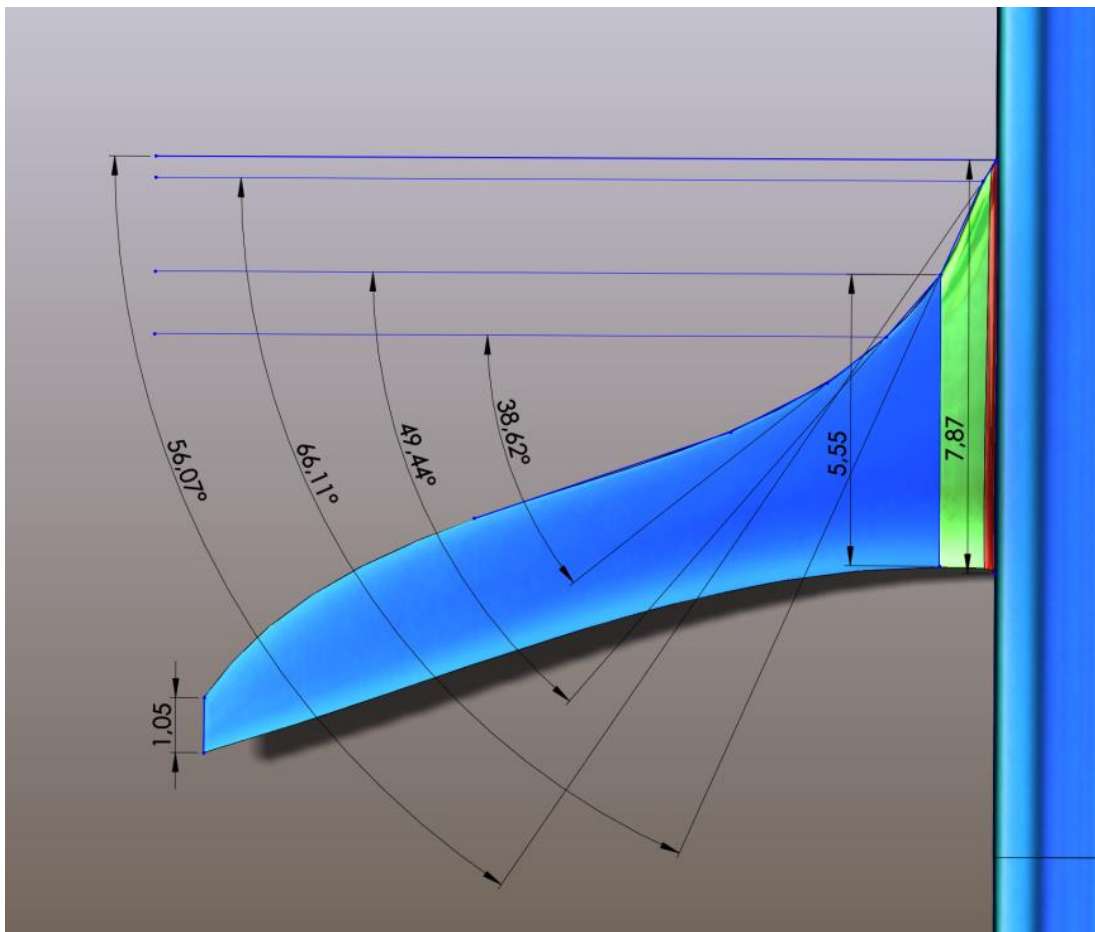
Στον πίνακα 6, παρατίθενται τα βασικά χαρακτηριστικά που χαρακτηρίζουν την πτέρυγα τα οποία διαφοροποιούνται ελάχιστα λόγω της τροποποίησης fillet από τη 2^η διαμόρφωση, καθώς και ο αριθμός Reynolds που αντιστοιχεί στη κανονική μέση χορδή για 0.82 Mach στα 10km υψόμετρο.

A.R.	S.M.C.	C_{tip}/C_{root}	$Re_{S.M.C.}$	r_{fillet}
8.586	3.475 m	0.192	$24.2 \cdot 10^6$	0.3 m

Πίνακας 6: Συμπληρωματικά χαρακτηριστικά της 2^{ης} τροποποίησης της πτέρυγας

⁵⁸ M. Snigha, S.C. Satya, G. Swathi, P. Shiva, D. Govardhan, B. Praveen, “CFD Simulation of Flow Past Wing Body Junction: a 3-D Approach”, International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development, Vol.7 Issue 4, August 2017

4^η διαμόρφωση (3^η τροποποίηση πτέρυγας αναφοράς):



Εικόνα 4.2.5.4: Διαμόρφωση 3^{ης} τροποποίησης της πτέρυγας (εισαγωγή “strake”) και βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά
(πράσινο: strake, κόκκινο: fillet, μπλε: πτέρυγα)

Η τέταρτη διαμόρφωση της πτέρυγας, της οποίας τα χαρακτηριστικά φαίνονται στην εικόνα 4.2.5.4, αποτελεί την πτέρυγα της 2^{ης} διαμόρφωσης, στην οποία έχει ενσωματωθεί η γεωμετρία τύπου strake. Ουσιαστικά, πρόκειται για επιπρόσθετη φερόμενη επιφάνεια που ενώνει την πτέρυγα με την άτρακτο, η οποία μπορεί να τροποποιήσει τη ροή στην επιθυμητή. Επιπρόσθετα, η εισαγωγή του strake, έχει μελετηθεί ότι έχει άμεσο αντίκτυπο στο αντικείμενο μελέτης της εργασίας, δηλαδή περιορίζει, ως παθητικό μέσο, το σχηματισμό και την ένταση του πεταλοειδή στρόβιλου, ο οποίος διαμορφώνεται στο junction flow πτέρυγας-ατράκτου, αλλά και περιορίζει την αποκόλληση του χείλους προσβολής. Επιπλέον, το strake συμβάλει στον περιορισμό της ασταθούς συμπεριφοράς και της ανομοιομορφίας της ροής που σχετίζεται με τον πεταλοειδή στρόβιλο. Ωστόσο, έχει παρατηρηθεί ότι οι απολήξεις

(legs) του στροβίλου προσεγγίζουν πιο κοντά την πτέρυγα, όμως έχοντας πολύ μικρότερη ένταση σε σχέση με μια συμβατική πτέρυγα.⁵⁹

Στη συγκεκριμένη διαμόρφωση, σε συνδυασμό με την εισαγωγή της γεωμετρίας του strake, έχει προστεθεί και γεωμετρία fillet ακτίνας 0.2m. Βιβλιογραφικά, υπάρχουν οι ενδείξεις ότι ο συνδυασμός της προέκτασης του χείλους προσβολής (τύπου strake) μαζί με συμβατικό fillet, περιορίζει την οπισθέλκουσα αλληλεπίδρασης και εξασφαλίζει πιο ομαλή αντίστροφη βαθμίδα πίεσης, την οποία βιώνει το εισερχόμενο οριακό στρώμα της ατράκτου, όταν συναντά το χείλος προσβολής της πτέρυγας. Ο συνδυασμός αυτός μπορεί να περιορίσει το μέγεθος και την ένταση των σχηματιζόμενων στροβίλων.⁶⁰ Τέλος, αντίστοιχα όπως και η γεωμετρία fillet, το strake αποτελεί ένα παθητικό μέσο που μπορεί να μειώσει κατά 50-70% το μέτρο της στροβιλότητας στη ροή γύρω από τις επιφάνειες σύνδεσης (junction flows).⁶¹

A.R.	S.M.C.	C_{tip}/C_{root}	$Re_{S.M.C}$	r_{fillet}
9.194	3.246 m	0.133	$22.6 \cdot 10^6$	0.2 m

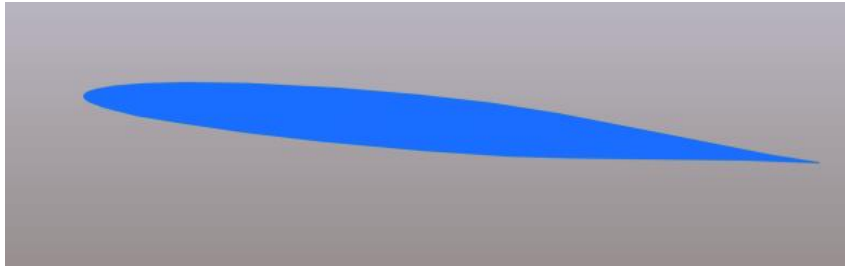
Πίνακας 6: Συμπληρωματικά χαρακτηριστικά της 3^{ης} τροποποίησης της πτέρυγας

Σημειώνεται ότι για την εισαγωγή του strake απαιτήθηκε η προσαρμογή της αεροτομής της ρίζας, ώστε να το μέγιστο πάχος της νέας αεροτομής να προσεγγίζει κοντά το μέγιστο πάχος της προηγούμενης αεροτομής και να εξασφαλιστεί μια ομαλά μεταβαλλόμενη κατά το εκπέτασμα τρισδιάστατη πτέρυγα, η οποία να είναι συγκρίσιμη με αυτές των προηγούμενων διαμορφώσεων. Η προσαρμογή αυτή της αεροτομής περιλαμβάνει την ελάττωση κατά 35% του σχετικού πάχους της αεροτομής της ρίζας. Τέλος, η αύξηση του μήκους της χορδής της ρίζας, διατηρώντας την υπόλοιπη πτέρυγα σταθερή, έχει ως αποτέλεσμα την έντονη μεταβολή της γωνίας βέλους, όπως φαίνεται στο σχήμα 4.2.5.4.

⁵⁹ W. Devenport, R. Simpson, M. Dewitz, N. Agarwal, “Effects of a strake on the flow past on a wing-body junction”, Virginia Polytechnic Institute and State University, AIAA-91-0252, 29th Aerospace Sciences Meeting, 7-10 January 1991, Nevada

⁶⁰ M. Maughmer, “An experimental Investigation of Wing/Fuselage Integration Geometries”, The Pennsylvania State University, AIAA-87-2937, AIAA/AHS/ASSEE Aircraft Design, Systems and Operations Meeting, 14-16 September 1987, Missouri

⁶¹ M. Snigha, S.C. Satya, G. Swathi, P. Shiva, D. Govardhan, B. Praveen, “CFD Simulation of Flow Past Wing Body Junction: a 3-D Approach”, International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development, Vol.7 Issue 4, August 2017



Εικόνα 4.2.5.5: Αεροτομή ρίζας Strake

Κεφάλαιο 5: Μαθηματική Μοντελοποίηση

5.1. Εξισώσεις κίνησης Ρευστού

Για την περιγραφή των υπό έρευνα φαινομένων, γίνεται χρήση των εξισώσεων διατήρησης. Η εφαρμογή αφορά μια τρισδιάστατη, μιας φάσης, τυρβώδη, μόνιμη κατάσταση ροής. Για το λόγο αυτό, οι εξισώσεις διατυπώνονται με τρόπο τέτοιο, ώστε να ενσωματώνονται στη φυσική μοντελοποίηση της μελέτης, οι ακόλουθες παραδοχές:

- Μόνιμη κατάσταση ροής
- Ρευστό μιας φάσης
- Συμπιεστό ρευστό
- Νευτώνειο ρευστό

Επιπρόσθετα, είναι προφανές ότι εξαιτίας των γενικών γεωμετριών που εξετάζονται, οι εξισώσεις πρέπει να τροποποιηθούν κατά τρόπο τέτοιο, ώστε να είναι κατάλληλες για χρήση σε σύστημα body-fitted συντεταγμένων (BFC).

5.1.1. Τροποποιήσεις των εξισώσεων διατήρησης από ένα σύστημα συντεταγμένων σε BFC

Θεωρώντας ότι $\vec{X} = (X_1, X_2, X_3)$ το Καρτεσιανό σύστημα συντεταγμένων, όπου X_j είναι οι Καρτεσιανές συντεταγμένες και \vec{l}_j η κατεύθυνση του μοναδιαίου διανύσματος, τότε η ταχύτητα μπορεί να εκφραστεί ως:

$$\vec{V} = \sum_{j=1}^3 u_j \vec{l}_j = u_1 \vec{l} + u_2 \vec{j} + u_3 \vec{k} \quad (11)$$

Επιπλέον,

$$\vec{V} = \sum_{i=1}^3 \vec{l}_j \frac{\partial}{\partial x_j} \quad (12)$$

Επίσης, θέτουμε ένα μη-ορθογωνικό σύστημα συντεταγμένων, ορισμένο ως $\xi_\eta = \xi_\eta(X_1, X_2, X_3)$, με $\eta=1,2,3$, όπου ξ_η είναι οι καμπυλόγραμμες συντεταγμένες του σε οποιοδήποτε σημείο και X_1, X_2, X_3 οι καρτεσιανές συντεταγμένες του. Θέτουμε το \vec{g}_η , το οποίο είναι το μη-ορθογωνικό μοναδιαίο διάνυσμα κατά μήκος των καμπυλόγραμμων συντεταγμένων, τότε οι συνιστώσες της ταχύτητας, εφαπτόμενης στο μοναδιαίο διάνυσμα \vec{g}_η , μπορούν να οριστούν ως εξής:

$$V_\eta = \overline{G}_\eta \vec{V} = \sum_{j=1}^3 g_{\eta,j} U_j \quad , \quad \eta = 1,2,3 \quad (13)$$

όπου U_j : οι συνιστώσες της ταχύτητας ως προς τις καρτεσιανές συντεταγμένες και το εφαπτόμενο μοναδιαίο διάνυσμα κατά τις τρεις κατευθύνσεις είναι:

$$\overline{g}_\eta = \frac{\overline{X_{\xi\eta}}}{|\overline{X_{\xi\eta}}|} = \sum_{j=1}^3 \overline{g}_{\eta,j} \vec{t}_j \quad , \quad \eta = 1,2,3 \quad (14)$$

όπου \vec{X} είναι η θέση διανύσματος ενός σημείου και ξ_η είναι ο δείκτης που υποδεικνύει τη μερική παράγωγο στο καμπυλόγραμμο σύστημα ξ_η .

Επιπλέον, χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις (12) και (14), για τις μερικές παραγώγους στη διεύθυνση ξ_n , παράγονται οι παρακάτω εξισώσεις:

$$\frac{\partial}{\partial \xi_n} = \overline{g}_n \cdot \vec{V} = \sum_{j=1}^3 g_{n,j} \frac{\partial}{\partial x_j} \quad (15)$$

Πραγματοποιώντας αντιστροφή:

$$\frac{\partial}{\partial x_n} = \sum_{j=1}^3 G_{n,j} \frac{\partial}{\partial x_j} \quad (16)$$

όπου $G_{n,j}$, τα στοιχεία του αντίστροφου πίνακα των στοιχείων $g_{n,j}$.

5.1.2. Διατήρηση μάζας

Δεδομένου ότι η μελέτη αφορά στατική κατάσταση, η εξίσωση της διατήρησης της μάζας λαμβάνει την παρακάτω απλοποιημένη μορφή Καρτεσιανών συντεταγμένων:

$$\text{div}(\rho \vec{V}) = \frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial x} + \frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial y} + \frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial z} = 0 \quad (17)$$

Χρησιμοποιώντας τις body-fitted συντεταγμένες, η εξίσωση της συνέχειας πρέπει να λυθεί σε όρους συνιστωσών της ταχύτητας κατά μήκος των κατευθύνσεων των συντεταγμένων. Επομένως, οι συνιστώσες αυτές u_n , θα είναι $\vec{V} = \sum_{i=1}^3 \overline{g}_n u_n$, και υπολογίζονται από την ανάλυση της ταχύτητας, υπολογίζοντας ταυτόχρονα την εξίσωση:

$$V_n = \sum_{j=1}^3 \overline{g}_n \cdot (\overline{g}_j u_j) \quad , \quad n = 1,2,3 \quad (18)$$

Οι συνιστώσες της ταχύτητας αναλύονται σε:

$$u_n = \sum_{j=1}^3 G_{n,j} V_j \quad , \quad n = 1,2,3 \quad (19)$$

όπου,

$$G_{n,j}/\sigma = \begin{bmatrix} (1 - c^2) & (bc - a) & (ac - b) \\ (bc - a) & (1 - b^2) & (ab - c) \\ (ac - b) & (ab - c) & (1 - a^2) \end{bmatrix} \quad (20)$$

όπου,

$$a = g_1 \cdot g_2, b = g_1 \cdot g_3, c = g_2 \cdot g_3 \quad (21)$$

και

$$\sigma = [1 - (a^2 + b^2 + c^2 - 2abc)] \quad (22)$$

Χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις (12) και (19):

$$\vec{V} = \sum_{n=1}^3 \vec{l}_n \sum_{j=1}^3 G_{n,j} V_j = \sum_{j=1}^3 \vec{Q}_j \vec{V}_j \quad (23)$$

όπου,

$$\vec{Q}_j = \sum_{n=1}^3 G_{n,j} \vec{l}_n \quad (24)$$

το διάνυσμα που χρησιμοποιήθηκε για την ανάλυση (προβολές) του διανύσματος της ταχύτητας \vec{V} .

Χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις (12), (16) και (21):

$$\vec{V} = \sum_{j=1}^3 \vec{Q}_j \frac{\partial}{\partial \xi_j} \quad (25)$$

Επομένως, η εξίσωση της συνέχειας μπορεί να γραφτεί ως $\vec{\nabla}(\rho \vec{V}) = 0$ όπου,

$$\vec{V} = \sum_{n=1}^3 \vec{g}_n u_n \quad (26)$$

5.1.3. Διατήρηση ορμής

Η εξίσωση της διατήρησης της ορμής για ένα γενικό σύστημα μη-ορθογωνικών συντεταγμένων δίδεται από την παρακάτω, ανεξάρτητη συντεταγμένων εξίσωση Navier-Stokes σε μορφή διανυσμάτων, η οποία αντιστοιχεί στη μελέτη⁶²:

$$\rho[(\vec{\nabla} \cdot \vec{V})\vec{V}] - \vec{\nabla} \cdot \vec{\tau} = -\vec{\nabla}P + \vec{F} \quad (27)$$

όπου,

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{\tau} = (\vec{\nabla} \mu \vec{\nabla})\vec{V} + \sum_{\lambda=1}^3 \left[\sum_{j=1}^3 \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_j}{\partial x_\lambda} \right) \right] \vec{i}_\lambda \quad (28)$$

Για να επιτευχθεί, η ανάλυση της εξίσωσης της διατήρησης ορμής σε κάθε διεύθυνση των συντεταγμένων, πραγματοποιείται το εσωτερικό γινόμενο του μοναδιαίου εφαπτόμενου διανύσματος με την εξίσωση (27), αντικαθιστώντας ταυτόχρονα την εξίσωση (28).

$$\vec{g}_n(\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla})\vec{V} - \vec{g}_n \cdot (\vec{\nabla} \cdot \mu \vec{\nabla})\vec{V} - \vec{g}_n \cdot S_\mu = -\vec{g}_n \vec{\nabla}P \quad (29)$$

όπου,

$$S_\mu = \sum_{\lambda=1}^3 \left[\sum_{j=1}^3 \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_j}{\partial x_\lambda} \right) \right] \vec{i}_\lambda \quad (30)$$

Χρησιμοποιώντας την ιδιότητα : $A \times (B \times C) = B(A \cdot C) - C(A \cdot B)$, προκύπτει ότι:

$$\vec{\nabla}(\vec{g}_n \cdot \rho \vec{V}) = (\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla})\vec{g}_n + (\vec{g}_n \cdot \vec{\nabla})\rho \vec{V} + \rho \vec{V} \times (\vec{\nabla} \times \vec{g}_n) + \vec{g}_n \times (\vec{\nabla} \times \rho \vec{V}) \quad (31)$$

Επιπλέον,

$$\vec{V} \cdot \vec{g}_n \times (\vec{\nabla} \times \vec{V}) = -\vec{g}_n \cdot (\vec{V} \times (\vec{\nabla} \times \vec{V}))\vec{V} \quad (32)$$

$$(\vec{V} \cdot \vec{\nabla})\vec{V} = \vec{\nabla} \left(\frac{|\vec{V}_n|^2}{2} \right) - \vec{V} \times (\vec{\nabla} \times \vec{V}) \quad (33)$$

$$\vec{V} \cdot \vec{V} \times (\vec{\nabla} \times \vec{g}_n) = (\vec{V} \times \vec{V}) \cdot (\vec{\nabla} \times \vec{g}_n) = 0 \quad (34)$$

Επομένως,

$$\vec{g}_n \cdot \vec{\nabla} \left(\frac{|\vec{V}_n|^2}{2} \right) = \vec{V} \cdot (\vec{g}_n \cdot \vec{\nabla}) \cdot \vec{V} \quad (35)$$

⁶² E. Galea, N. Markatos, "The mathematical modeling and computer simulation of fire development in aircraft", International Journal of Heat and Mass Transfer, 1990

Πραγματοποιώντας εσωτερικό γινόμενο των (35) και (31) προκύπτει:

$$(\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{V}_n = \vec{V} \cdot (\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{g}_n + \vec{g}_n \cdot (\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{V} \quad (36)$$

Επιπρόσθετα, για ένα θεμελιώδες μέγεθος φ_n :

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V} \varphi_n) = \rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla} \varphi_n \quad (37)$$

και

$$(\vec{\nabla} \cdot \mu \vec{\nabla}) \vec{V} \cdot \vec{g}_n = \vec{g}_n \cdot (\vec{\nabla} \cdot \mu \vec{\nabla}) \vec{V} + \vec{V} \cdot (\vec{\nabla} \cdot \mu \vec{\nabla}) \vec{g}_n \quad (38)$$

Χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις (36) και (38), η εξίσωση (29) μπορεί να γραφεί ως:

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V} V_n) - (\vec{\nabla} \cdot \mu \vec{\nabla}) V_n - \vec{g}_n \cdot \vec{S}_\mu = -g_n \vec{\nabla} P + \vec{V} \cdot (\rho \vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{g}_n - \vec{V} \cdot (\vec{\nabla} \cdot \mu \vec{\nabla}) \vec{g}_n \quad (39)$$

και

$$(\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) V_n = \vec{V} \cdot (\vec{\nabla} \cdot \vec{\nabla}) \vec{g}_n + \vec{g}_n \cdot (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{V} \quad (40)$$

5.2. Τυρβώδης Μοντελοποίηση

5.2.1. Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)

Οι εξισώσεις Navier-Stokes, παρά την σπουδαιότητα τους για περιγραφή με ακρίβεια της κίνησης των ρευστών, έχουν εξαιρετικά δύσκολη αριθμητική επίλυση, απαιτώντας έντονα υψηλή πυκνότητα υπολογιστικού πλέγματος για τη διακριτοποίηση του υπολογιστικού χωρίου και πολύ μικρά χρονικά βήματα. Για το λόγο αυτό, η άμεση αριθμητική επίλυση (DNS- Direct Numerical Simulation) κρίνεται μη αποτελεσματική με τη σύγχρονη υπολογιστική ισχύ, όπως αναφέρεται αναλυτικότερα στο κεφάλαιο 2.4.

Μια προσέγγιση της τυρβώδης ροής, η οποία μειώνει σημαντικά το υπολογιστικό κόστος σε σχέση με την επίλυση DNS, είναι αυτή της προσομοίωσης LES (Large Eddy Simulation). Με τη προσέγγιση αυτή, προσομοιώνεται η ανάπτυξη μεγάλων δινών, ενώ η γένεση και η κίνηση δινών μικρότερης κλίμακας περιγράφεται από εξισώσεις προσεγγιστικών μοντέλων.

Ωστόσο, το υπολογιστικό κόστος της προσέγγισης LES, εξακολουθεί να είναι μεγάλο. Για την περαιτέρω μείωση του υπολογιστικού κόστους, μπορεί να γίνει και η

χρήση των εξισώσεων RANS (Reynolds-Averaged-Navier-Stokes Model), οι οποίες έχουν έντονη βιομηχανική πρακτική. Όσο αφορά τις RANS εξισώσεις, περιλαμβάνουν την ιδέα του μετασχηματισμού μιας στιγμιαίας τιμής ($\mathbf{b}(x,y,z,t)$) ενός μεγέθους ως το άθροισμα μιας μέσης χρονικά στιγμής ($\bar{\mathbf{b}}(x,y,z,t)$) και μιας διαταραχής του μεγέθους ($\hat{\mathbf{b}}(x,y,z,t)$). Εξ' ορισμού η μέση τιμή αυτής της διαταραχής είναι μηδενική. Έτσι, μέσω του μετασχηματισμού Reynolds, οι συνιστώσες της ταχύτητας και η πίεση μπορούν γραφούν ως εξής:

$$U_i = \bar{U}_i + \hat{U}_i \quad (41)$$

$$P = \bar{P} + \hat{P} \quad (42)$$

Χρησιμοποιώντας τις εξισώσεις RANS, οι μέσες χρονικά τιμές των πεδίων ταχύτητας και πίεσης υπολογίζονται αριθμητικά, ενώ οι διακυμάνσεις τους στο χρόνο λόγω τύρβης υπολογίζονται από ημιεμπειρικές προσεγγίσεις, οι οποίες αποτελούν τα μοντέλα τύρβης. Το μοντέλο τύρβης, το οποίο έχει επιλεγθεί προς χρήση στη συγκεκριμένη εργασία είναι το k- ω SST μοντέλο.

5.2.2. Μοντέλο τύρβης k- ω SST

Το μοντέλο τύρβης, το οποίο χρησιμοποιήθηκε στη συγκεκριμένη εργασία είναι το μοντέλο 2 εξισώσεων, SST (Shear Stress Transport) k- ω . Το μοντέλο τύρβης SST k- ω , έχει σχεδιαστεί με τρόπο τέτοιο, που συνδυάζει τα πλεονεκτήματα της στιβαρότητας και της ακρίβειας των αποτελεσμάτων του μοντέλου k- ω σε περιοχές κοντά σε επιφάνειες τοίχου, μαζί με την ανεξαρτησία της ελεύθερης ροής του μοντέλου k- ϵ στις περιοχές μακριά από τα τοιχώματα (far-field). Επομένως, αυτό το μοντέλο τύρβης μεταβαίνει από k- ω κοντά στις επιφάνειες των τοιχωμάτων και σταδιακά μεταβάλλεται σε k- ϵ εξερχόμενο από το οριακό στρώμα, μέσω μιας blending function. Αυτό το μοντέλο τύρβης θεωρείται κατάλληλο και αξιόπιστο για αεροναυτικές εφαρμογές, όπως ροές που συναντούν αντίστροφες βαθμίδες πίεσης, αποκολλήσεις ή κύματα κρούσης σε διηχητικές περιοχές. Βασική διαφορά των SST μοντέλων από τα Standard μοντέλα, αποτελεί η ανάγκη υπολογισμού της απόστασης από επιφάνειες τοιχωμάτων για το υπολογισμό των blending functions, το οποίο επιτυγχάνεται από το CFD κώδικα, μέσω της επίλυσης της εξίσωσης Poisson.⁶³

Επιπρόσθετα, η πλειοψηφία των μελετών που αφορούν τα junction flows, που αποτελεί το αντικείμενο μελέτης της συγκεκριμένης εργασίας, υποδεικνύουν ότι το πλέον κατάλληλο RANS μοντέλο για τη μελέτη τους, είναι το SST k- ω , καθώς αποδίδει πιο πιστά αποτελέσματα προσεγγίζοντας πολύ κοντά τα αντίστοιχα

⁶³ F. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, "Ten years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model", ANSYS-CFX Software Development Department, 2003

πειραματικά δεδομένα. Συγκεκριμένα, αναγράφεται ότι αποδίδει πολύ καλά αποτελέσματα σχετικά με την αποκόλληση της ροής στο junction πτέρυγας-ατράκτου, όταν αυτό συγκρίθηκε με το Realizable k-ε μοντέλο τύρβης⁶⁴. Επιπλέον, μια αντίστοιχη αναφορά για την καταλληλότητα του SST k-ω σε σχέση με άλλα 11 RANS μοντέλα, αναγράφεται και από τους D. Apslet και M. Leschziner, σε αντίστοιχη μελέτη τους.⁶⁵

Στο μοντέλο k-ω SST, αρχικά λύνεται η εξίσωση της τυρβώδους κινητικής ενέργειας (k – turbulent kinetic energy) και στη συνέχεια η εξίσωση για τον ειδικό ρυθμό καταστροφής της τύρβης (ω – turbulent specific dissipation rate). Επομένως, διευκρινίζεται ότι το «k» εκφράζει την ενέργεια της τύρβης, ενώ το «ω» εκφράζει την κλίμακα της τύρβης.⁶⁶

Εξισώσεις Μεταφοράς για το μοντέλο SST k-ω:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \check{G}_k - Y_k + S_k \quad (43)$$

και

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (44)$$

Μοντελοποίηση της ενεργούς Διάχυσης:

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (45)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (46)$$

όπου σ_k και σ_ω είναι οι τυρβώδεις αριθμοί Prandtl, αντίστοιχα.

Το τυρβώδες ιξώδες υπολογίζεται ως εξής:

⁶⁴ M. Snigha, S.C. Satya, G. Swathi, P. Shiva, D. Govardhan, B. Praveen, “CFD Simulation of Flow Past Wing Body Junction: a 3-D Approach”, International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development, Vol.7 Issue 4, August 2017

⁶⁵ D. Apsley, M. Leschziner, “Investigation of Advanced Turbulence Models for Flow in Generic Wing-Body Junction”, Flow, Turbulence and Combustion 25-55, 2001

⁶⁶ <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node67.htm>

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega}\right]} \quad (47)$$

όπου S είναι το μέτρο του τανυστή των τάσεων (Strain Rate Magnitude) και α^* : ο συντελεστής διόρθωσης του τυρβώδους ιξώδους λόγω των χαμηλών αριθμών Reynolds.

όπου

$$\alpha^* = \alpha_{\infty}^* \left(\frac{\alpha_0^* + Re_t/R_k}{1 + Re_t/R_k} \right) \quad (48)$$

όπου

$$Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega} \quad (49)$$

$$R_k = 6 \quad (50)$$

$$\alpha_0^* = 0.024 \quad (51)$$

ενώ για υψηλούς αριθμούς Reynolds, για το μοντέλο k- ω :

$$\alpha^* = \alpha_{\infty}^* = 1 \quad (52)$$

$$\sigma_k = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{k,1}} + \frac{1-F_1}{\sigma_{k,2}}} \quad (53)$$

$$\sigma_{\omega} = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{\omega,1}} + \frac{1-F_1}{\sigma_{\omega,2}}} \quad (54)$$

Για τις blending Functions:

$$F_1 = \tanh(\Phi_1^4) \quad (55)$$

$$\Phi_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_{\omega}^+ y^2}\right] \quad (56)$$

$$D_{\omega}^+ = \max\left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10}\right] \quad (57)$$

$$F_2 = \tanh(\Phi_2^2) \quad (58)$$

$$\Phi_2 = \max\left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}\right] \quad (59)$$

όπου y : η απόσταση από τη κοντινότερη επιφάνεια

και D_ω^+ : το θετικό μέρος όρου cross-diffusion, ο οποίος εισάγεται για την μεταλλαγή του μοντέλου από k -ε σε k - ω .

Modeling Turbulence Production

Production of k :

$$\check{G}_k = \min(G_k, 10\rho\beta^*k\omega) \quad (60)$$

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (\text{with Boussinesq hypothesis}) \quad (61)$$

Production of ω :

$$G_\omega = \frac{\alpha}{\nu_t} \check{G}_k \quad (62)$$

$$a_\infty = F_1 a_{\infty,1} + (1 - F_1) a_{\infty,2} \quad (63)$$

$$\alpha_{\infty,1} = \frac{\beta_{i,1}}{\beta_\infty^*} - \frac{k^2}{\sigma_{\omega,1} \sqrt{\beta_\infty^*}} \quad (64)$$

$$\alpha_{\infty,2} = \frac{\beta_{i,2}}{\beta_\infty^*} - \frac{k^2}{\sigma_{\omega,2} \sqrt{\beta_\infty^*}} \quad (65)$$

όπου $k=0.41$.

Modeling the Turbulence Dissipation:

Dissipation of k :

$$Y_k = \rho\beta^*k\omega \quad (66)$$

Dissipation of ω :

$$Y_\omega = \rho\beta\omega^2 \quad (67)$$

$$\beta_i = F_1\beta_{i,1} + (1 - F_1)\beta_{i,2} \quad (68)$$

Cross Diffusion Modification:

$$D_\omega = 2(1 - F_1)\rho\sigma_{\omega,2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (69)$$

Model's Constants:

$$\sigma_{k,1} = 1.176$$

$$\sigma_{\omega,1} = 2.0$$

$$\sigma_{k,2} = 1.0$$

$$\sigma_{\omega,2} = 1.168$$

$$\alpha_1 = 0.31$$

$$\beta_{i,1} = 0.075$$

$$\beta_{i,2} = 0.0828$$

$$a_\infty^* = 1$$

$$a_\infty = 0.52$$

$$a_0 = 1/9$$

$$\beta_\infty^* = 0.09$$

$$\beta_i = 0.072$$

$$R_\beta = 8$$

$$R_k = 6$$

$$R_\omega = 2.95$$

$$\zeta^* = 1.5$$

$$M_{t0} = 0.25$$

$$\sigma_k = 2.0$$

$$\sigma_{\omega} = 2.0$$

Οριακές συνθήκες τοίχου:

Στο μοντέλο k- ω SST, η τιμή του « ω » στον τοίχο ορίζεται ως:

$$\omega_{\omega} = \frac{\rho(u^*)^2}{\mu} \omega^+ \quad (70)$$

Η ασυμπτωτική τιμή του ω^+ για το στρωτό υπόστρωμα δίδεται από την σχέση:

$$\omega^+ = \min\left(\omega_{\omega}^+, \frac{6}{\beta_i(y^+)^2}\right) \quad (71)$$

όπου,

$$\omega_{\omega}^+ = \begin{cases} \left(\frac{50}{k_s^+}\right)^2 & \text{για } k_s^+ < 25 \\ \frac{100}{k_s^+} & \text{για } k_s^+ \geq 25 \end{cases} \quad (72)$$

όπου

$$k_s^+ = \max\left(1.0, \frac{\rho k_s u^*}{\mu}\right) \quad (73)$$

όπου k_s το ύψος τραχύτητας (roughness height).

Για τη λογαριθμική (ή τυρβώδης) περιοχή, η τιμή του ω^+ δίδεται από την σχέση:

$$\omega_{\omega}^+ = \frac{1}{\sqrt{\beta_{\infty}^*}} \frac{du_{turb}^+}{dy^+} \quad (74)$$

η οποία σχέση δίνει την τιμή του « ω » στο κελί του τοίχου:

$$\omega = \frac{u^*}{\sqrt{\beta_{\infty}^*} \kappa y} \quad (75)$$

Κεφάλαιο 6: Υπολογιστικές μέθοδοι

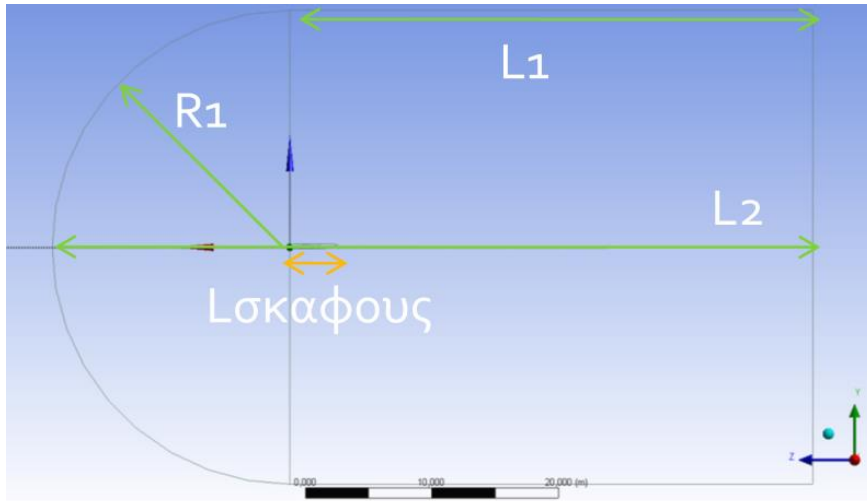
Το λογισμικό πακέτο, το οποίο χρησιμοποιήθηκε στη υπολογιστική προσομοίωση είναι το «ANSYS Fluent». Όπως έχει αναφερθεί και στο κεφάλαιο 2.1, η μελέτη των γεωμετρικών μοντέλων και των αντίστοιχων τροποποιήσεων, έχει πραγματοποιηθεί σε σμίκρυνση κλίμακας 1/10 για λόγους μείωσης του υπολογιστικού κόστους. Επίσης, οι υπολογισμοί πραγματοποιούνται για ταχύτητα πτήσης 0.82 Mach στα 10km υψόμετρο πτήσης, για γωνία προσβολής 2° .

Επίσης, σημειώνεται ότι λόγω της συμμετρίας της γεωμετρίας ως προς το επίπεδο, το οποίο ορίζεται από το διαμήκη και κατακόρυφο άξονα του αεροσκάφους, η μελέτη πραγματοποιήθηκε για το ήμισυ του αεροσκάφους, ώστε να μειωθούν περαιτέρω οι υπολογιστικές απαιτήσεις, καθώς τα αποτελέσματα θα είναι συμμετρικά ως προς το επίπεδο συμμετρίας.

6.1. Υπολογιστικό χωρίο

Το υπολογιστικό χωρίο, το οποίο χρησιμοποιήθηκε για το σύνολο των 4 γεωμετρικών μοντέλων, είναι κοινό για όλες τις προσομοιώσεις που έλαβαν χώρα. Το υπολογιστικό χωρίο αποτελείται από ένα τεταρτημόριο σφαίρας με ακτίνα 5 φορές το μήκος της ατράκτου του αεροσκάφους, η οποία συνδέεται με το ήμισυ (ως προς το διαμήκη άξονα) ενός κυλίνδρου ίσης ακτίνας και μήκους 11 φορές το μήκος της ατράκτου του αεροσκάφους.

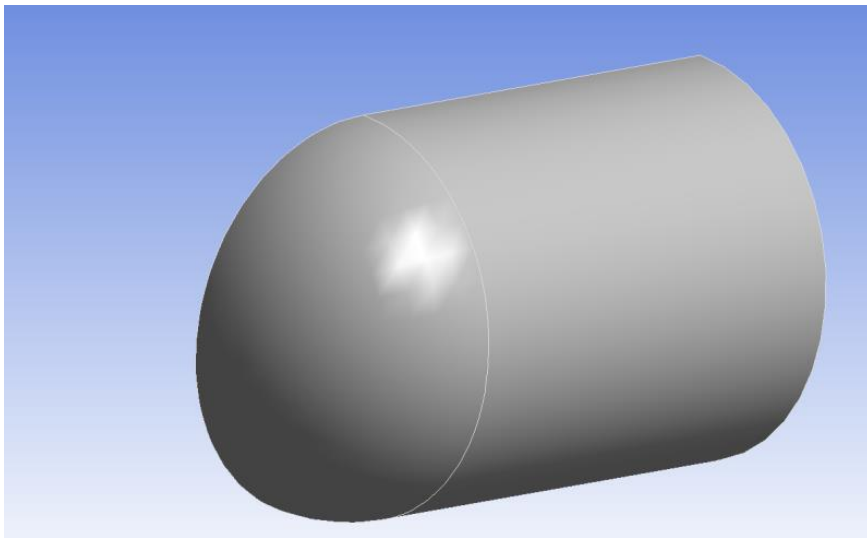
Συγκεντρωτικά, όπως φαίνεται από την πλάγια όψη του υπολογιστικού χωρίου στο σχήμα 6.1.1, ανάντη και άνωθεν του αεροσκάφους υπάρχουν 5 μήκη ατράκτου και κατόντη του αεροσκάφους 10 μήκη ατράκτου. Η διάταξη του υπολογιστικού χωρίου έχει σχεδιαστεί με σκοπό να υπάρχει η δυνατότητα να εξελιχθούν στην προσομοίωση όλα τα φαινόμενα που λαμβάνουν χώρα στη ροή.



Εικόνα 6.1.1: Πλάγια όψη υπολογιστικού χωρίου προσομοίωσης

Λσκάφους (m)	R1 (m)	L1 (m)	L2 (m)
3,745	18,75	41,25	60

Πίνακας 7: Διαστάσεις Υπολογιστικού χωρίου (όπως φαίνονται στην εικόνα 6.1.1)



Εικόνα 6.1.2: Υπολογιστικό χωρίο προσομοίωσης

6.2. Υπολογιστικά πλέγματα και Μέθοδοι επίλυσης

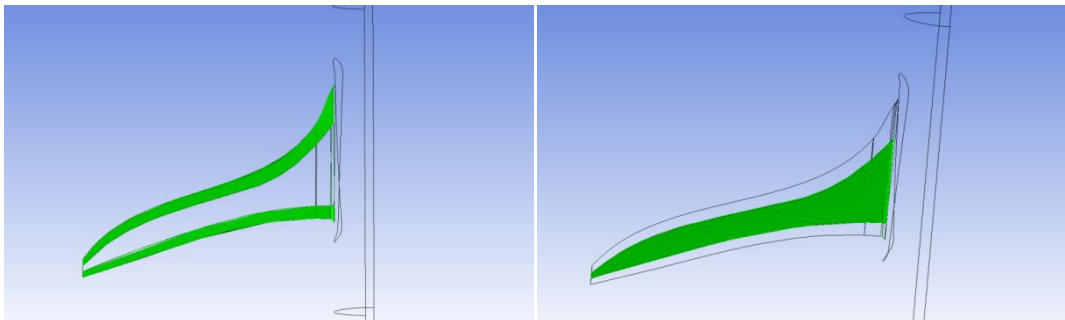
6.2.1. Υπολογιστικά πλέγματα

Για κάθε γεωμετρικό μοντέλο της μελέτης, δημιουργήθηκαν 4 διαφορετικά πλέγματα, από τα οποία επιλέχθηκαν στη συνέχεια τα πλέον κατάλληλα. Η δημιουργία των πλεγμάτων πραγματοποιήθηκε με το εμπορικό πακέτο «ANSYS Fluent Meshing».

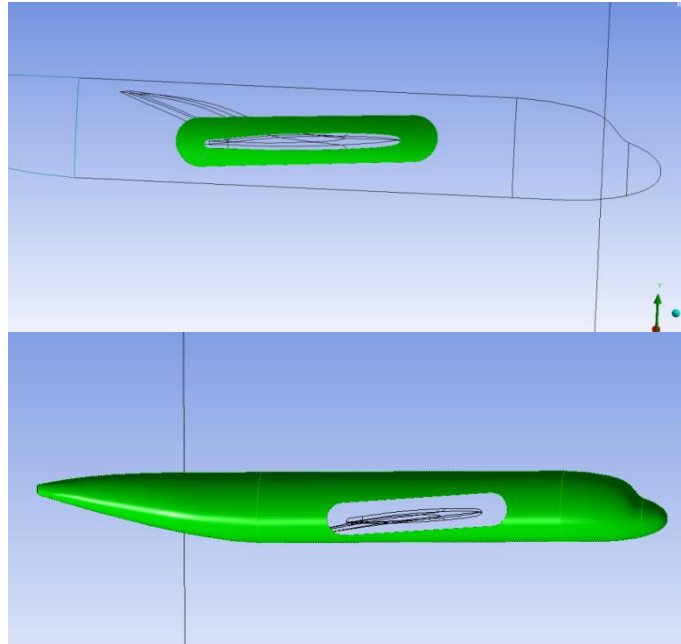
Τα υπολογιστικά πλέγματα, τα οποία δημιουργήθηκαν, ανήκουν στην κατηγορία των υβριδικών μοντέλων και αποτελούνται από πρισματικές στρώσεις στοιχείων (inflation) πάνω από τις οριακές συνθήκες τοίχου (αεροσκάφος) και μη-δομημένα τετράεδρα στοιχεία στον υπόλοιπο όγκο του υπολογιστικού χωρίου. Ωστόσο, θεωρήθηκε σκόπιμη η στρατηγική ανάπτυξη του υπολογιστικού πλέγματος, επιβάλλοντας πυκνότερο πλέγμα στις περιοχές που λαμβάνουν χώρα πιο έντονες μεταβολές των φυσικών μεγεθών.

Παρακάτω, παρουσιάζονται τα στάδια καθορισμού των 4 πλεγμάτων, που δημιουργήθηκαν για το strake (configuration 4). Διευκρινίζεται ότι η ίδια στρατηγική διαμόρφωσης του πλέγματος χρησιμοποιήθηκε αντίστοιχα για τα πλέγματα των υπολοίπων γεωμετρικών διαμορφώσεων πτέρυγας-ατράκτου.

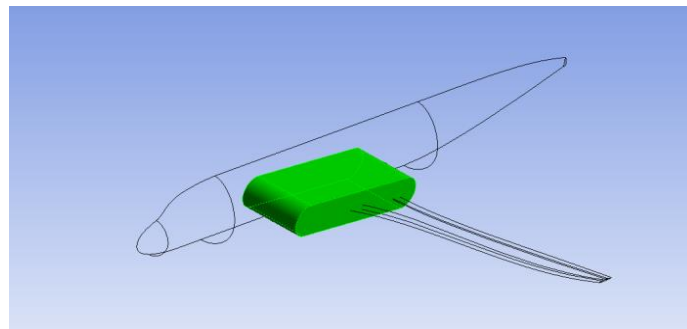
Στο σύνολο της μελέτης, θεωρήθηκε σκόπιμη η εφαρμογή μεγαλύτερης πυκνότητας επιφανειακού πλέγματος στο χείλος προσβολής και χείλος εκφυγής της πτέρυγας, καθώς και στην περιοχή της ατράκτου που προσεγγίζει το junction πτέρυγας-ατράκτου. Επίσης, προστέθηκε ένας όγκος επιρροής της πυκνότητας του χωρικού πλέγματος (BOI – Body Of Influence), στην περιοχή που θα λαμβάνουν χώρα οι έντονες μεταβολές των φυσικών μεγεθών στο junction flow.



Εικόνα 6.2.1: Χωρισμός της πτέρυγας σε περιοχές επιβολής πυκνότητας πλέγματος (στον πίνακα 8: L.E. & T.E. Detailing: αριστερά εικόνα, και Between L.E. & T.E. Detailing: δεξιά εικόνα)



Εικόνα 6.2.2: Χωρισμός της ατράκτου σε περιοχές επιβολής πυκνότητας πλέγματος (στον πίνακα 8: Fuselage Near Junction Detailing: πάνω εικόνα, και Fuselage Detailing: κάτω εικόνα)



Εικόνα 6.2.3: Εισαγωγή γεωμετρίας “Body-of-Influence” στην περιοχή του junction πτέρυγας-ατράκτου(στον πίνακα 8: Junction Volume Detailing)

4 ^η διαμόρφωση					
Πλέγμα No.	L.E & T.E. Detailing (m)	Between L.E. & T.E. Detailing (m)	Fuselage Detailing (m)	Fuselage Near Junction Detailing (m)	Junction Volume Detailing (m)
1	1,3E-02	1,7E-02	2,0E-02	1,3E-02	8,0E-03
2	6,5E-03	8,5E-03	1,0E-02	6,5E-03	4,0E-03
3	4,5E-03	6,5E-03	8,0E-03	4,5E-03	3,0E-03
4	3,0E-03	4,0E-03	8,0E-03	4,5E-03	3,0E-03
Πλέγμα No.	Fillet Detailing (m)	Volume Mesh Growth Rate	Inflation (wing & fuselage)	Inflation Growth Rate	Inflation 1st layer distance (m)
1	4,00E-03	1,2	35 layers	1,1	1,0E-04
2	4,00E-03	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05
3	3,00E-03	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05
4	3,00E-03	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05

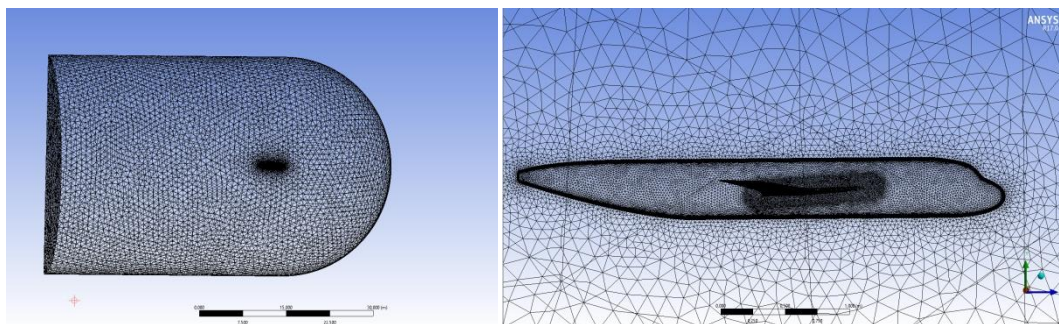
Πίνακας 8: Συγκεντρωτικά στοιχεία περί των μεγεθών όλων των πλεγμάτων της 4^η διαμόρφωσης

4 ^η διαμόρφωση	
Πλέγμα Νο.	Αριθμός των Elements
1	2.373.673
2	11.016.331
3	21.915.120
4	24.074.040

Πίνακας 9: Αριθμοί των elements σε κάθε περίπτωση πλέγματος

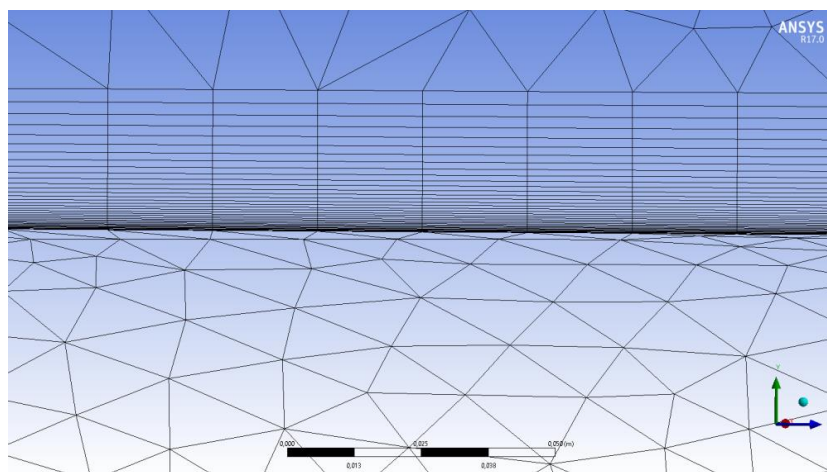
Παρακάτω παρουσιάζονται τα προκύπτοντα πλέγματα για κάθε περίπτωση πύκνωσης:

Πλέγμα Νο.1 (2.3 εκατομμύρια elements):



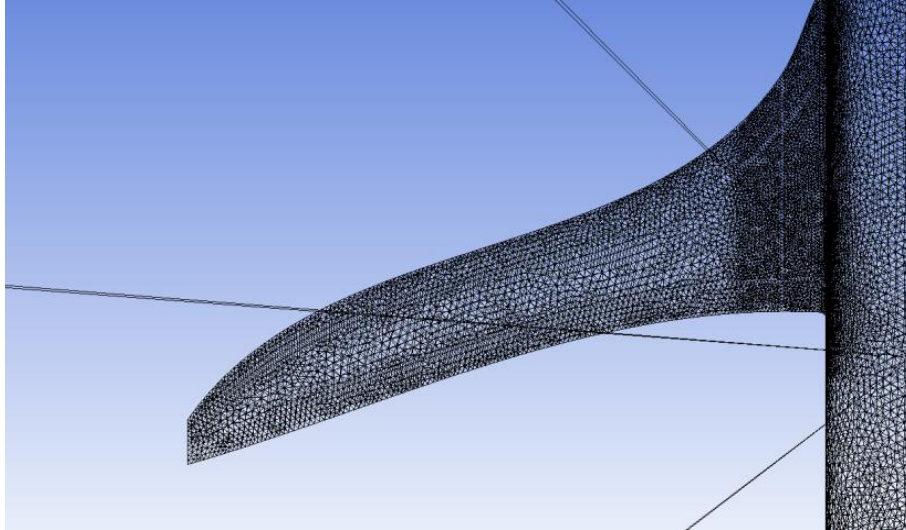
Εικόνα 6.2.3: Wireframe όψη του πλέγματος των 2.3 εκατομμυρίων elements

Στο πλέγμα των 2.3 εκατομμυρίων elements, παρατηρείται από την εικόνα 6.2.3, ότι το επιφανειακό πλέγμα της ατράκτου πυκνώνει έντονα στη περιοχή που προσεγγίζει την πτέρυγα. Επίσης, φαίνονται τα πρισματικά elements της ατράκτου, που έχουν δημιουργηθεί για την αντιπροσώπευση του οριακού στρώματος, τα οποία φαίνονται σε μεγέθυνση στη εικόνα 6.2.4. Διευκρινίζεται ότι τα πρισματικά elements έχουν δημιουργηθεί μέσω της εντολής «inflation» που διαθέτει το “ANSYS Fluent Meshing”.



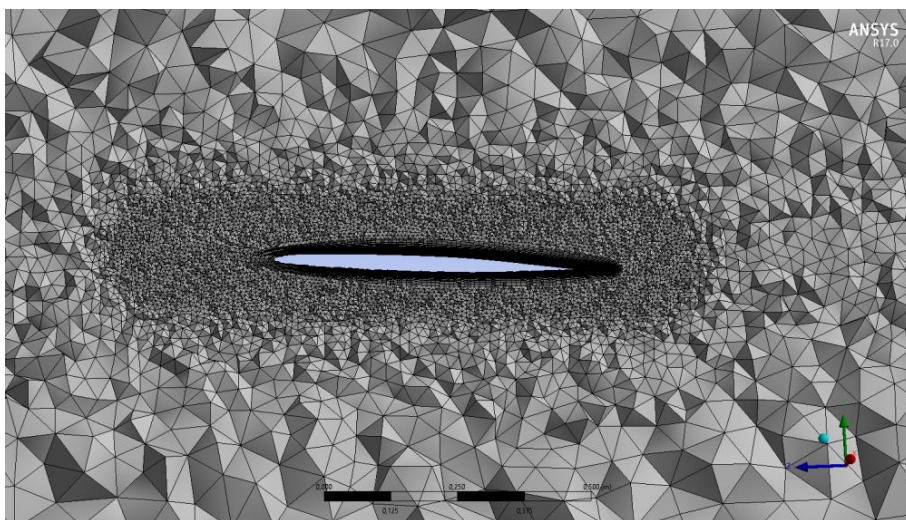
Εικόνα 6.2.4: Wireframe όψη των elements που εκπροσωπούν το οριακό στρώμα της ατράκτου (Inflation)

Επιπρόσθετα, στην εικόνα 6.2.5, παρουσιάζεται σε όψη wireframe το επιφανειακό πλέγμα της πτέρυγας, όπου στις περιοχές των χείλους εκφυγής και χείλους προσβολής είναι πιο πυκνό. Επιπλέον, στην περιοχή κοντά στο junction, φαίνεται η επιρροή της γεωμετρίας του BOI, καθώς η το πλέγμα είναι έντονα πιο πυκνό.



Εικόνα 6.2.5: Wireframe όψη των elements της πτέρυγας

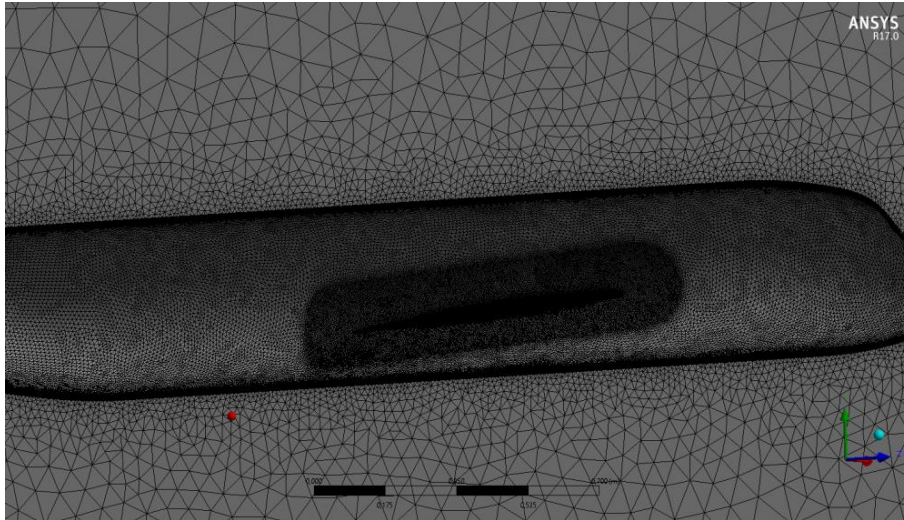
Τέλος, παρουσιάζεται στην εικόνα 6.2.6, το πλέγμα το οποίο προκύπτει από διαμήκη τομή στην πτέρυγα. Παρατηρούνται τα πρισματικά elements της πτέρυγας, που αντιπροσωπεύουν το οριακό στρώμα, η επιρροή της γεωμετρίας BOI και στη συνέχεια η εξέλιξη αραίωσης της πυκνότητας του πλέγματος, απομακρυνόμενοι από την επιφάνεια της πτέρυγας.



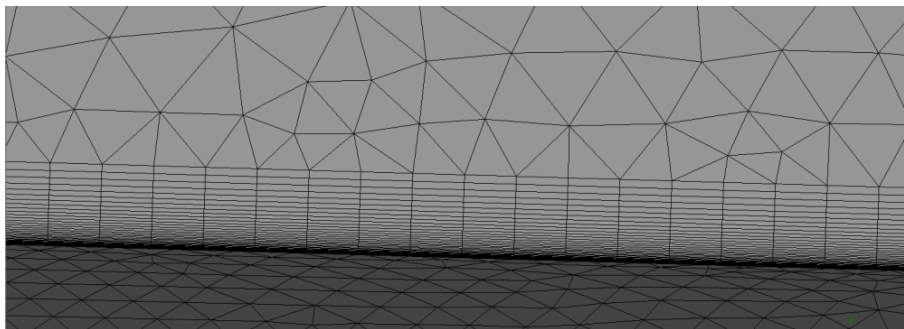
Εικόνα 6.2.6: Πλέγμα σε διαμήκη τομή πτέρυγας

Πλέγμα No.2 (11 εκατομμύρια elements):

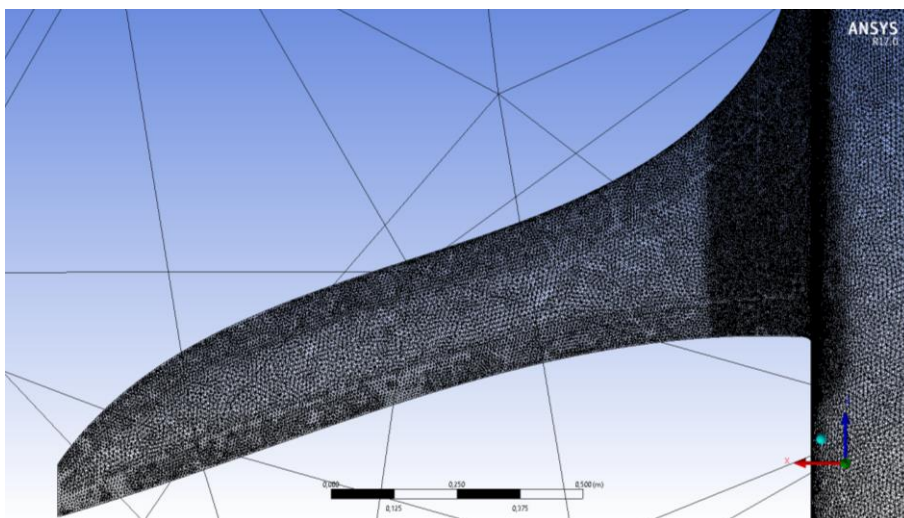
Κατά παρόμοιο τρόπο, δημιουργήθηκαν τα άλλα 3 πλέγματα, ικανοποιώντας κάθε φορά τις συνθήκες του πίνακα 8.



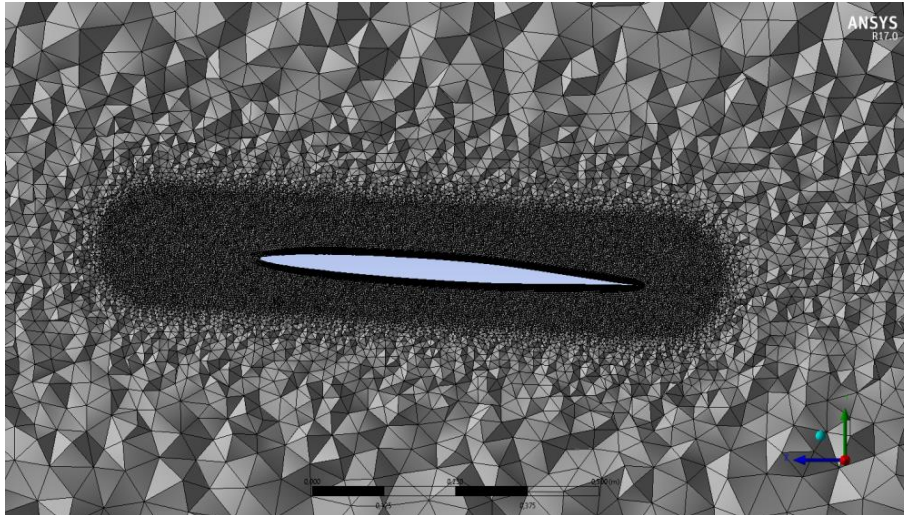
Εικόνα 6.2.7: Επιφανειακό πλέγμα ατράκτου και επιπέδου συμμετρίας του αεροσκάφους



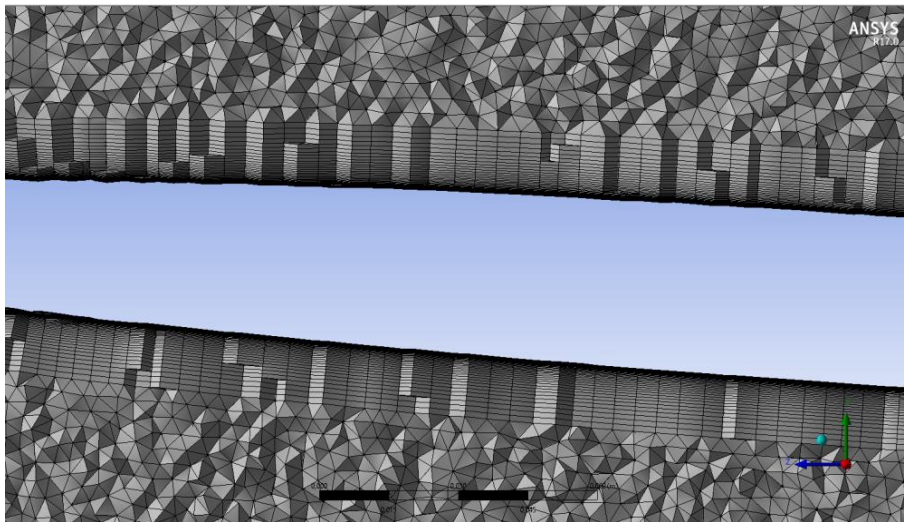
Εικόνα 6.2.8: Elements που εκπροσωπούν το οριακό στρώμα της ατράκτου (Inflation)



Εικόνα 6.2.9: Wireframe όψη των elements της πτέρυγας

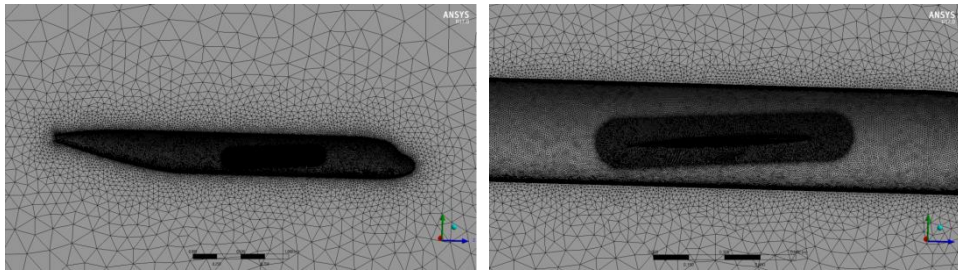


Εικόνα 6.2.10: Πλέγμα σε διαμήκη τομή πτέρυγας

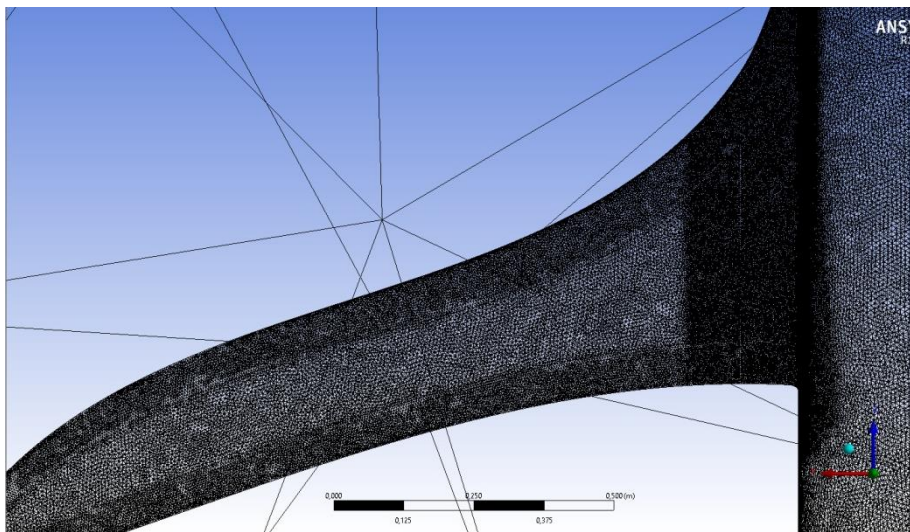


Εικόνα 6.2.11: Εστίαση στα elements του οριακού στρώματος της πτέρυγας

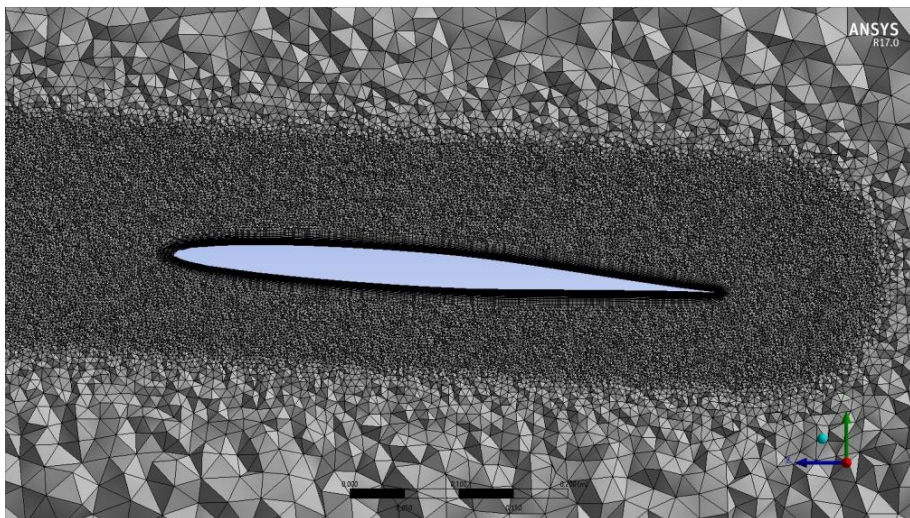
Πλέγμα Νο.3 (21.9 εκατομμύρια elements):



Εικόνα 6.2.12: Επιφανειακό πλέγμα ατράκτου και επιπέδου συμμετρίας του αεροσκάφους



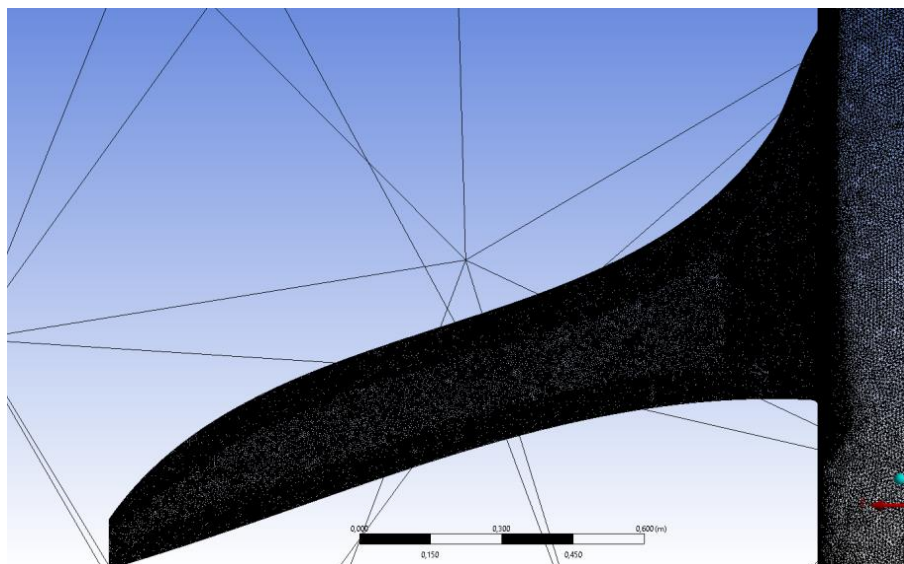
Εικόνα 6.2.13: Wireframe όψη των elements της πτέρυγας



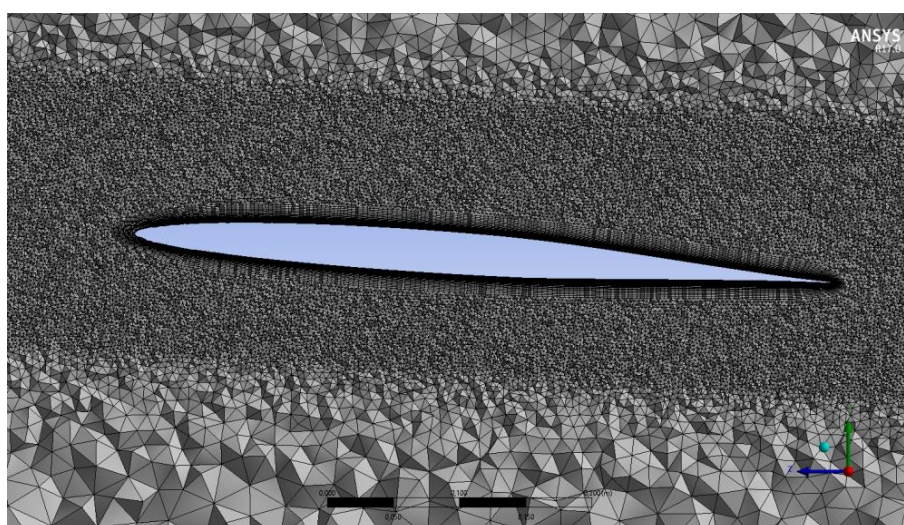
Εικόνα 6.2.14: Πλέγμα σε διαμήκη τομή πτέρυγας

Πλέγμα Νο.4 (24.1 εκατομμύρια elements):

Στο πλέγμα Νο.4 , το επιφανειακό πλέγμα της ατράκτου δεν διαφοροποιείται ως προς τα μεγέθη που έχουν εφαρμοστεί. Οι διαφοροποιήσεις, ωστόσο, εστιάζουν στην πυκνότητα του πλέγματος της πτέρυγας, όπως φαίνεται παρακάτω.



Εικόνα 6.2.15: Wireframe όψη των elements της πτέρυγας



Εικόνα 6.2.16: Πλέγμα σε διαμήκη τομή πτέρυγας

Ακριβώς η ίδια διαδικασία ακολουθήθηκε για την παραγωγή 4 διαφορετικών πλεγμάτων, για τις υπόλοιπες 3 γεωμετρικές διαμορφώσεις. Στους παρακάτω πίνακες, αναφέρονται οι αντίστοιχες απαιτήσεις πυκνότητας πλέγματος για κάθε περίπτωση, αλλά και τα συνολικά elements κάθε περίπτωσης.

1 ^η διαμόρφωση					
Περίπτωση	L.E & T.E. Detailing (m)	Between L.E. & T.E. Detailing (m)	Fuselage Detailing (m)	Fuselage Near wing Detailing (m)	Junction Volume Detailing (m)
1	1,3E-02	1,7E-02	2,0E-02	1,3E-02	8,0E-03
2	6,5E-03	8,5E-03	1,0E-02	6,5E-03	4,0E-03
3	3,0E-03	6,5E-03	8,0E-03	3,0E-03	3,0E-03
4	2,5E-03	3,0E-03	8,0E-03	2,5E-03	3,0E-03
Περίπτωση	Volume Mesh Growth Rate	Inflation (wing & fuselage)	Inflation Growth Rate	Inflation 1st layer distance (m)	
1	1,2	35 layers	1,1	1,0E-04	
2	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05	
3	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05	
4	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05	

Πίνακας 10: Συγκεντρωτικά στοιχεία περί των μεγεθών όλων των πλεγμάτων της 1^η διαμόρφωσης

1 ^η διαμόρφωση	
Περίπτωση	Αριθμός των Elements
1	2.446.637
2	8.365.755
3	17.176.204
4	21.837.549

Πίνακας 11: Αριθμοί των elements σε κάθε περίπτωση πλέγματος

2 ^η διαμόρφωση					
Περίπτωση	L.E & T.E. Detailing (m)	Between L.E. & T.E. Detailing (m)	Fuselage Detailing (m)	Fuselage Near wing Detailing (m)	Junction Volume Detailing (m)
1	1,3E-02	1,7E-02	2,0E-02	1,3E-02	8,0E-03
2	6,5E-03	8,5E-03	1,0E-02	6,5E-03	4,0E-03
3	3,0E-03	6,5E-03	8,0E-03	3,0E-03	3,0E-03
4	3,0E-03	4,0E-03	8,0E-03	3,0E-03	3,0E-03
Περίπτωση	Volume Mesh Growth Rate	Inflation (wing & fuselage)	Inflation Growth Rate	Inflation 1st layer distance (m)	
1	1,2	35 layers	1,1	1,0E-04	
2	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05	
3	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05	
4	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05	

Πίνακας 12: Συγκεντρωτικά στοιχεία περί των μεγεθών όλων των πλεγμάτων της 2^η διαμόρφωσης

2 ^η διαμόρφωση	
Περίπτωση	Αριθμός των Elements
1	2.402.050
2	9.658.528
3	17.146.134
4	18.617.307

Πίνακας 13: Αριθμοί των elements σε κάθε περίπτωση πλέγματος

3 ^η διαμόρφωση					
Περίπτωση	L.E & T.E. Detailing (m)	Between L.E. & T.E. Detailing (m)	Fuselage Detailing (m)	Fuselage Near wing Detailing (m)	Junction Volume Detailing (m)
1	1,3E-02	1,7E-02	2,0E-02	1,3E-02	8,0E-03
2	6,5E-03	8,5E-03	1,0E-02	6,5E-03	4,0E-03
3	4,5E-03	6,5E-03	8,5E-03	3,0E-03	3,0E-03
4	3,0E-03	4,0E-03	8,0E-03	3,0E-03	3,0E-03
Περίπτωση	Fillet Detailing (m)	Volume Mesh Growth Rate	Inflation (wing & fuselage)	Inflation Growth Rate	Inflation 1st layer distance (m)
1	8,00E-03	1,2	35 layers	1,1	1,0E-04
2	4,00E-03	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05
3	3,00E-03	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05
4	3,00E-03	1,2	35 layers	1,1	5,0E-05

Πίνακας 14: Συγκεντρωτικά στοιχεία περί των μεγεθών όλων των πλεγμάτων της 3^η διαμόρφωσης

3 ^η διαμόρφωση	
Περίπτωση	Αριθμός των Elements
1	2.822.226
2	11.777.694
3	23.214.355
4	24.794.162

Πίνακας 15: Αριθμοί των elements σε κάθε περίπτωση πλέγματος

6.2.2. Μέθοδοι επίλυσης

Η επίλυση της προσομοίωσης πραγματοποιήθηκε με τη χρήση του εμπορικού λογισμικού ANSYS Fluent R17.0, το οποίο αποτελεί έναν κεντροκυβελικής μεθόδου επιλύτη πεπερασμένων όγκων.

Το χρησιμοποιηθέν μέσο είναι ο αέρας, ο οποίος μελετάται ως ιδανικό αέριο και λαμβάνει τις ιδιότητες που έχει στα 10km υψόμετρο σύμφωνα με τις ιδιότητες του αέρα βάσει του US.S.A(US Standard Atmosphere).⁶⁷ Όσον αφορά το ιξώδες του ρευστού, αυτό μεταβάλλεται με σύμφωνα με τον νόμο του Sutherland (1893), όπως αυτή αναπτύσσεται στη σχέση 77. Επιπλέον, η επιφάνεια του αεροσκάφους μελετάται και φέρει τις ιδιότητες αεροπορικού αλουμινίου.

⁶⁷ https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d_604.html

Εξίσωση Ιδανικού (συμπιεστού) αερίου:

$$\rho = \frac{P_o + P}{\frac{R}{M_w T}} \quad (76)$$

όπου

- ρ : η πυκνότητα ιδανικού αερίου
- P : η τοπική υπολογιζόμενη σχετική πίεση
- P_o : η πίεση λειτουργίας ($P_o = 26500$ Pa)
- R : η σταθερά του αερίου
- M_w : το μοριακό βάρος του αερίου
- T : η τοπική στατική θερμοκρασία του αερίου

Νόμος ιξώδους του Sutherland:

$$\mu = \frac{C_1 T^{3/2}}{T + C_2} \quad (77)$$

όπου

$$C_1 = 1.458 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m s K}^{1/2}$$

$$C_2 = 223.21 \text{ K}$$

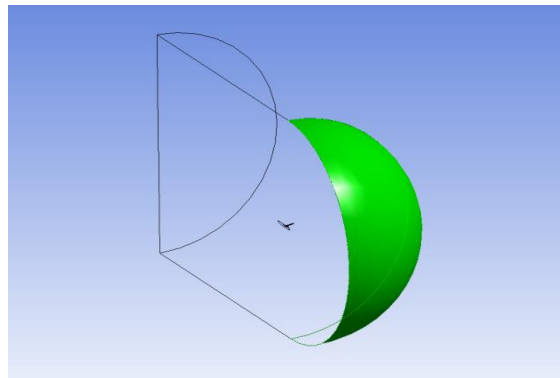
- μ : το δυναμικό ιξώδες του αερίου
- T : η στατική θερμοκρασία του αερίου
- C_1, C_2 : συντελεστές του Sutherland Law

Όπως αναφέρθηκε και στο υποκεφάλαιο 5.1.4, το μοντέλο τύρβης το οποίο χρησιμοποιήθηκε για την μοντελοποίηση της τύρβης είναι το k- ω SST. Για την καλύτερη δυνατή μοντελοποίηση του προβλήματος χρησιμοποιήθηκαν ορισμένες μέθοδοι που είναι διαθέσιμοι από το “Fluent”. Συγκεκριμένα, χρησιμοποιήθηκε η επιλογή “Curvature Correction”, η οποία τροποποιεί τον όρο παραγωγής τύρβης ώστε να εμφανίζει ευαισθησία στις επιδράσεις της καμπυλότητας της ροής. Επίσης, χρησιμοποιήθηκε η επιλογή “Compressibility Correction”, η οποία βελτιώνει την πρόβλεψη των ελεύθερων διατμητικών στρωμάτων σε υψηλούς αριθμούς Mach. Με την επόμενη επιλογή “Viscous Heating”, στην εξίσωση της ενέργειας περιλαμβάνονται οι όροι ιξώδους διάχυσης. Η επιλογή αυτή είναι συνιστώμενη ειδικά για συμπιεστές ροές, όπως αυτή της μελέτης. Επιπρόσθετα, λόγω του μειονεκτήματος των μοντέλων 2 εξισώσεων για υπερεκτίμηση της παραγωγής τυρβώδους ενέργειας κοντά στα στάσιμα σημεία (stagnation points) και επομένως, για την αποφυγή της συσσώρευσης τυρβώδους κινητικής ενέργειας στις στατικές περιοχές,

χρησιμοποιήθηκαν 2 διαθέσιμες από το “Fluent” επιλογές, οι “Production Limiter” και “Production Kato-Lauder”, με τις οποίες μπορεί να περιοριστεί ο όρος της παραγωγής στις εξισώσεις της τυρβώδους κινητικής ενέργειας

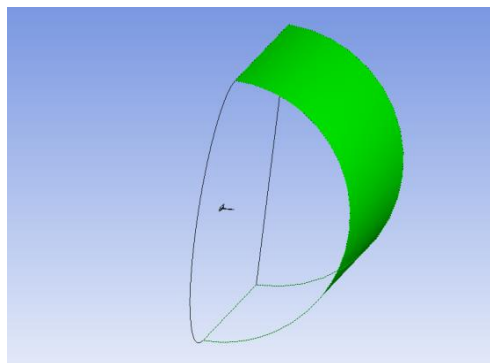
Επιπλέον, βασικό μέρος της ορθής μοντελοποίησης και της επίλυσης είναι ο καθορισμός των οριακών συνθηκών.

Αρχικά, ορίζεται η οριακή συνθήκη της εισόδου της ροής. Σε αυτή καθορίζεται η επιφάνεια από την οποία εκκινεί η ροή και επιβάλλονται οι συνθήκες ταχύτητας και τα χαρακτηριστικά της ροής. Η ταχύτητα εισόδου ορίζεται στα 245m/s σε γωνία προσβολής 2° για θερμοκρασία 223K.



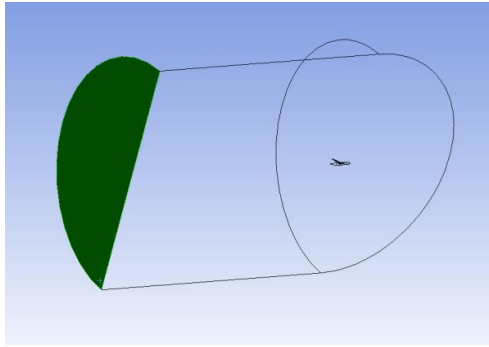
Εικόνα 6.2.2.1: Οριακή συνθήκη εισόδου ταχύτητας της ροής

Επίσης, ορίζεται η οριακή συνθήκη “pressure-far-field”, στη οποία καθορίζεται η επιφάνεια, όπου επικρατούν συνθήκες απομακρυσμένες από τη ροή. Σε αυτή επιβάλλονται συνθήκες ροής των 0.82 Mach σε γωνία προσβολής 2° για θερμοκρασία 223K.



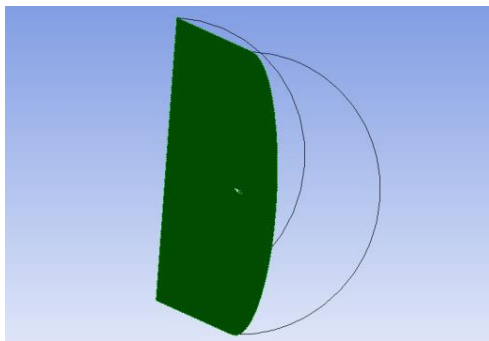
Εικόνα 6.2.2.2: Οριακή συνθήκη “Pressure-far-field”

Στη συνέχεια, ορίζεται η συνθήκη “pressure-outlet” της ροής στο πέρας του υπολογιστικού χωρίου, όπου επιβάλλεται μηδενική μετρούμενη πίεση.



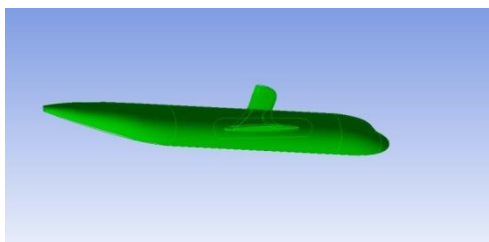
Εικόνα 6.2.2.3: Οριακή συνθήκη “Pressure Outlet”

Η οριακή συνθήκη της συμμετρίας της ροής, όπως έχει αναφερθεί, πραγματοποιείται για μείωση του υπολογιστικού κόστους και χρόνου της προσομοίωσης.



Εικόνα 6.2.2.4: Οριακή συνθήκη συμμετρίας

Τέλος, ορίζεται η οριακή συνθήκη του «τοίχου» που συναντά η ροή. Αυτή πρόκειται για το ίδιο το αεροσκάφος, στην οποία έχει επιβληθεί η συνθήκη μη-ολίσθησης.



Εικόνα 6.2.2.5: Οριακή συνθήκη τοίχους

Όσον αφορά τον τρόπο επίλυσης, επιλέχθηκε η χρήση συζευγμένου (coupled) σχήματος επίλυσης, καθώς σε περιπτώσεις στατικής μελέτης ροών μονής φάσης θεωρείται αποδοτικότερος τρόπος επίλυσης σε σχέση με το διαχωρισμένο (segregated) σχήμα επίλυσης. Η σύζευξη αφορά την πίεση και την ταχύτητα, όπου οι

εξισώσεις της συνέχειας και της διατήρησης της ορμής επιλύονται ταυτόχρονα.⁶⁸ Χρησιμοποιώντας το συζευγμένο σχήμα επίλυσης, το Fluent δίδει επίσης τη δυνατότητα χρήσης της μεθόδου “Pseudo-Transient”, το οποίο αποδίδει ταχύτερη σύγκλιση σε προσομοιώσεις στατικών καταστάσεων και έχει διαδεδομένη χρήση σε εφαρμογές αεροδυναμικής. Αυτό ισχύει διότι αποτελεί ένα είδος πεπλεγμένης υποχαλάρωσης, όπου η υποχαλάρωση ελέγχεται μέσω ενός ψευδοχρονικού βήματος. Επισημάνεται, ότι η διαδικασία υπολογισμού του ψευδοχρονικού βήματος πραγματοποιείται αυτόματα από το πρόγραμμα Fluent για τις ανάγκες του ορισμένου προβλήματος. Επιπλέον, για ακόμη ταχύτερη σύγκλιση χρησιμοποιήθηκε η δυνατότητα του Fluent, “High-Order-Relaxation”, κατά την οποία υψηλών τάξεων σχήματα, μπορούν να αναλυθούν ως σχήματα πρώτης τάξης προσθέτοντας επιπρόσθετους όρους για το σχήμα υψηλών τάξεων. Με αυτή τη μέθοδο, η υποχαλάρωση μπορεί να εφαρμοστεί για τους όρους αυτούς. Έτσι, εφαρμόζοντας τη μέθοδο του “High-Order-Relaxation” για μια ποσότητα ϕ , θα ισχύει:

$$\phi_{new} = \phi_{old} + f(\phi_{intermediate} - \phi_{old}) \quad (78)$$

όπου f : ο παράγοντας υποχαλάρωσης, ο οποίος στη μελέτη ισούται με 0.25.

Σημειώνεται ότι πραγματοποιήθηκε δεύτερης τάξης χωρική διακριτοποίηση για όλες τις μεταβλητές, καθώς αποτελεί ένα ακριβές σχήμα για απόδοση ικανοποιητικής ακρίβειας αποτελεσμάτων. Για τον υπολογισμό της παραγωγού χρησιμοποιήθηκε η κεντροκυβελική μέθοδος ελαχίστων τετραγώνων.

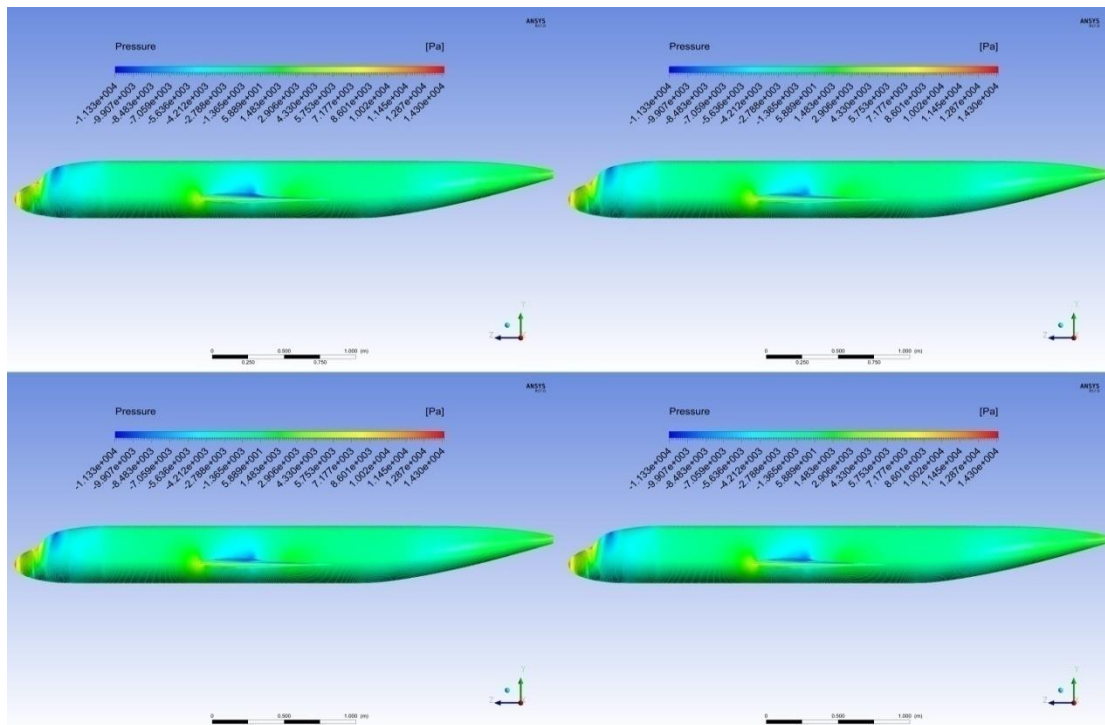
6.2.3. Επιλογή πλέγματος

Με τη χρήση των προαναφερθέντων μεθόδων επίλυσης στα διαθέσιμα πλέγματα, επιλέχθηκε το πλέον κατάλληλο πλέγμα κάθε διαμόρφωσης για τη συνέχεια της μελέτης και την εξαγωγή συμπερασμάτων.

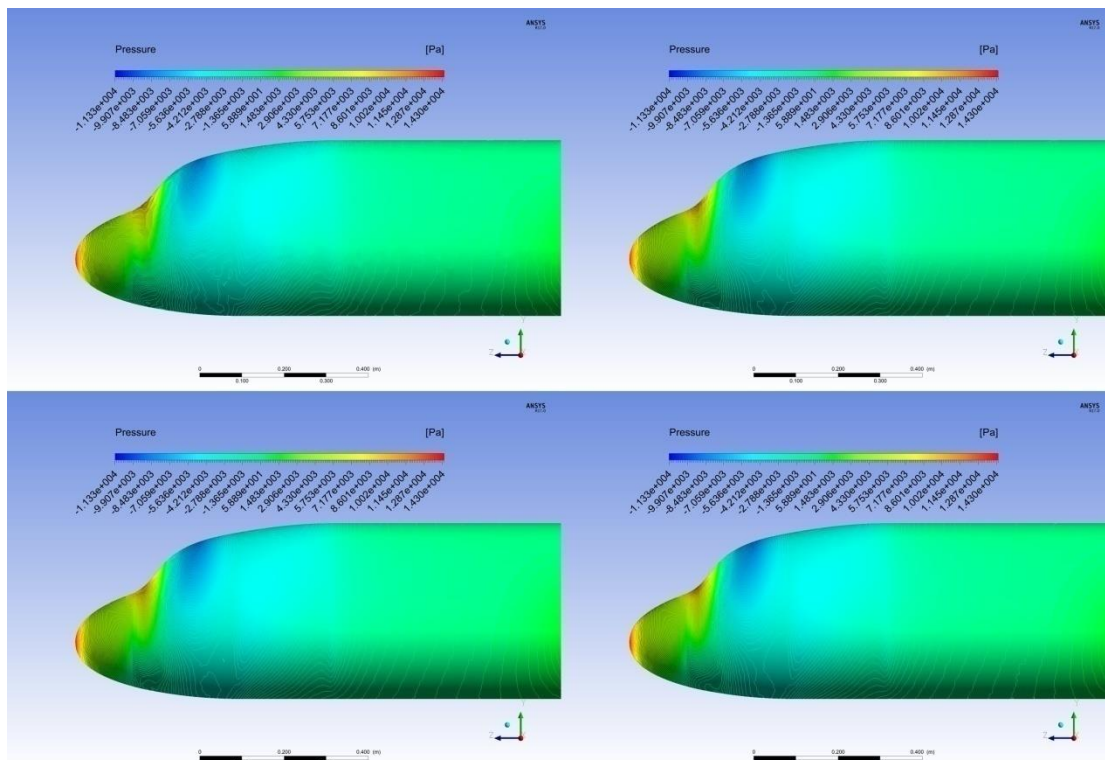
Παρακάτω παρατίθενται διαγράμματα από τα οποία μπορούμε να επιλέξουμε το πλέον κατάλληλο πλέγμα, το οποίο αποδίδει αποτελέσματα με ακρίβεια και απαιτεί λιγότερο υπολογιστικό χρόνο.

⁶⁸ <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node373.htm>

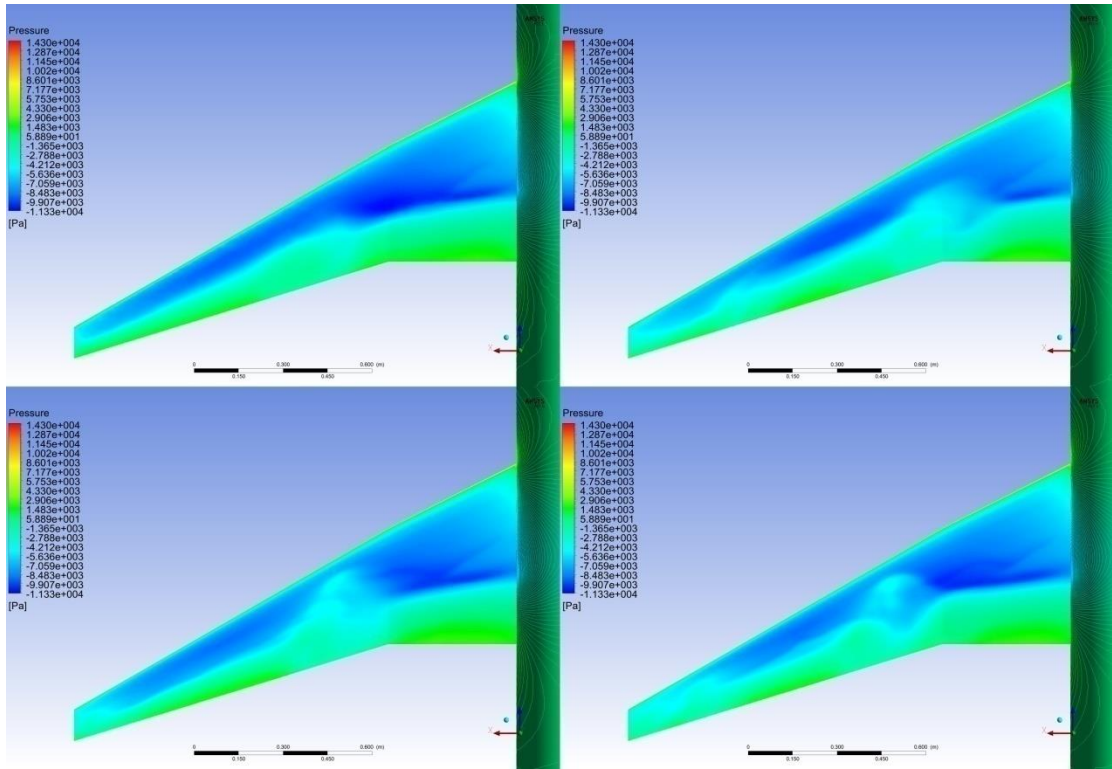
1^η διαμόρφωση:



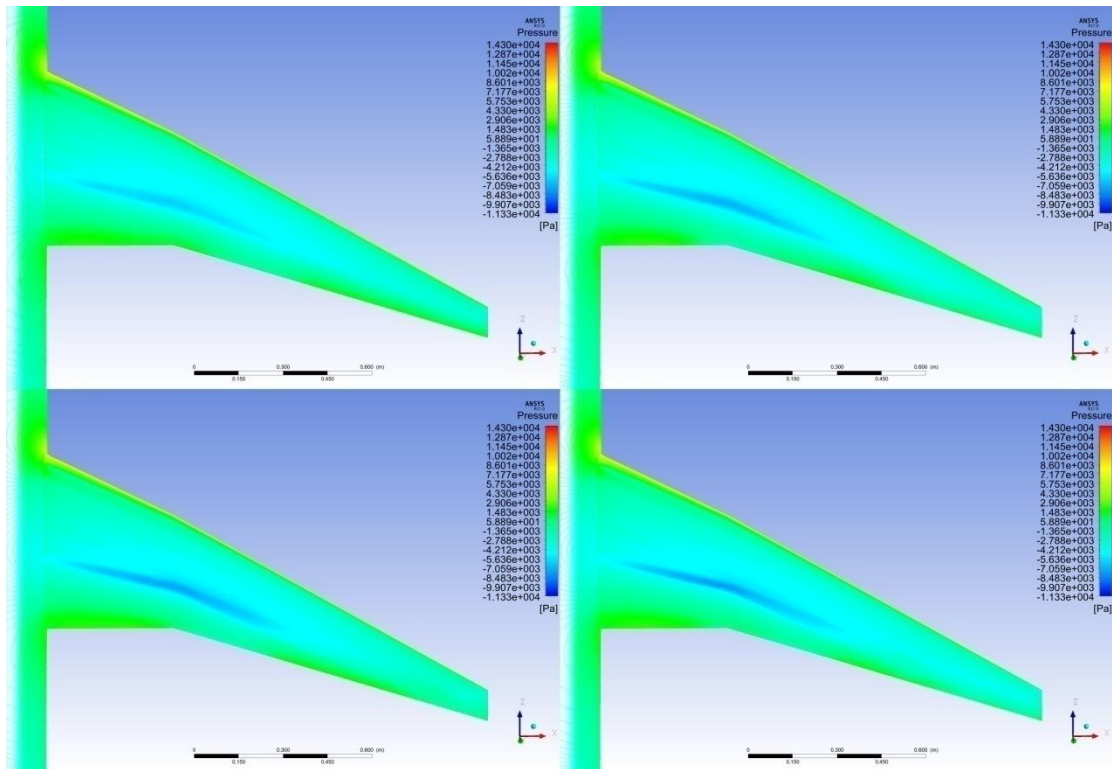
Εικόνα 6.2.3.1: Contours πίεσης ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 8.4 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω αριστερά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements)



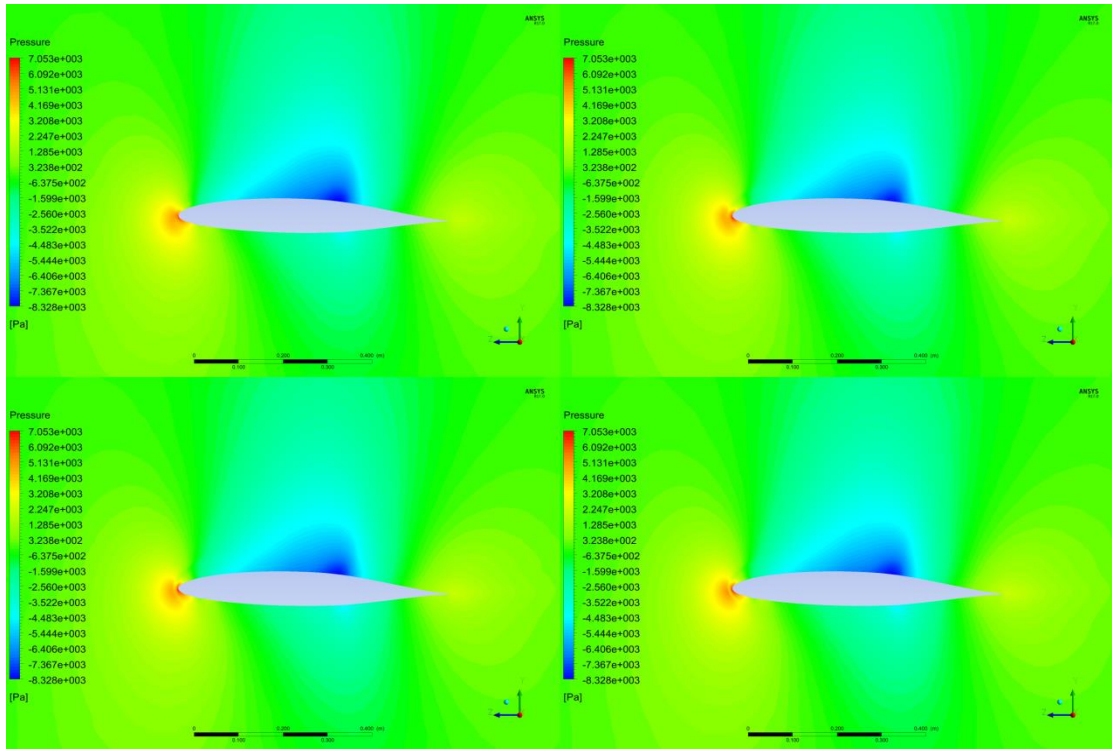
Εικόνα 6.2.3.2: Contours πίεσης ρύγχους της ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 8.4 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω αριστερά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements)



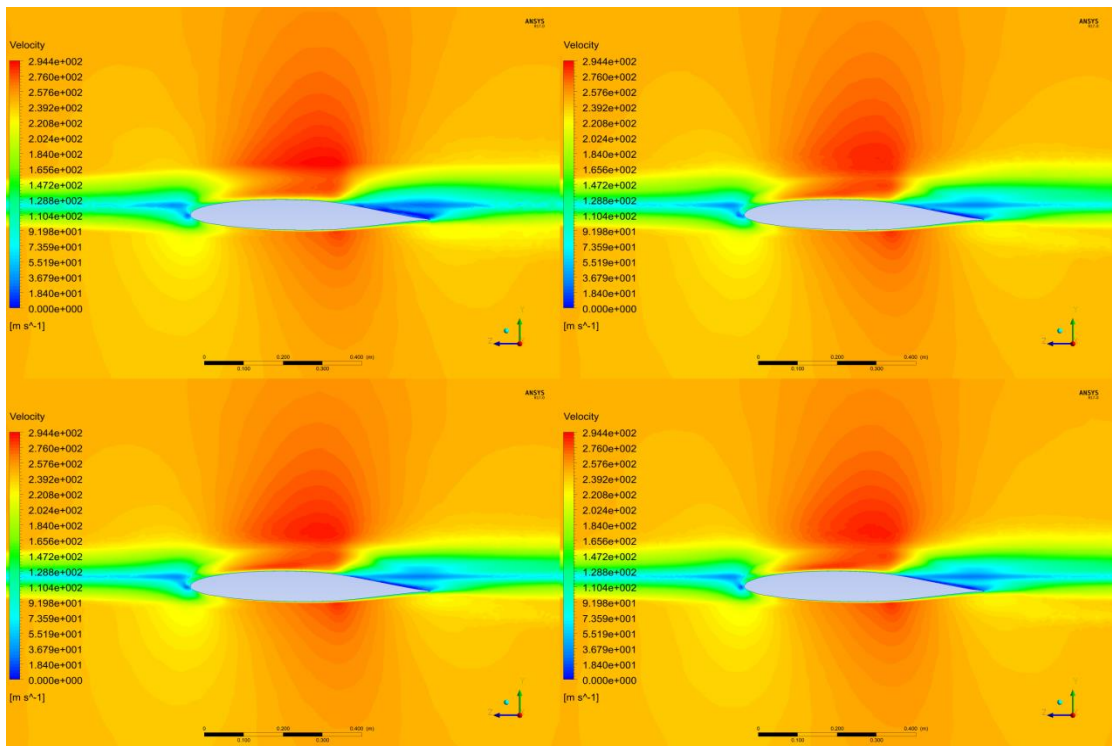
Εικόνα 6.2.3.3: Contours πίεσης πάνω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 8.4 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω αριστερά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements)



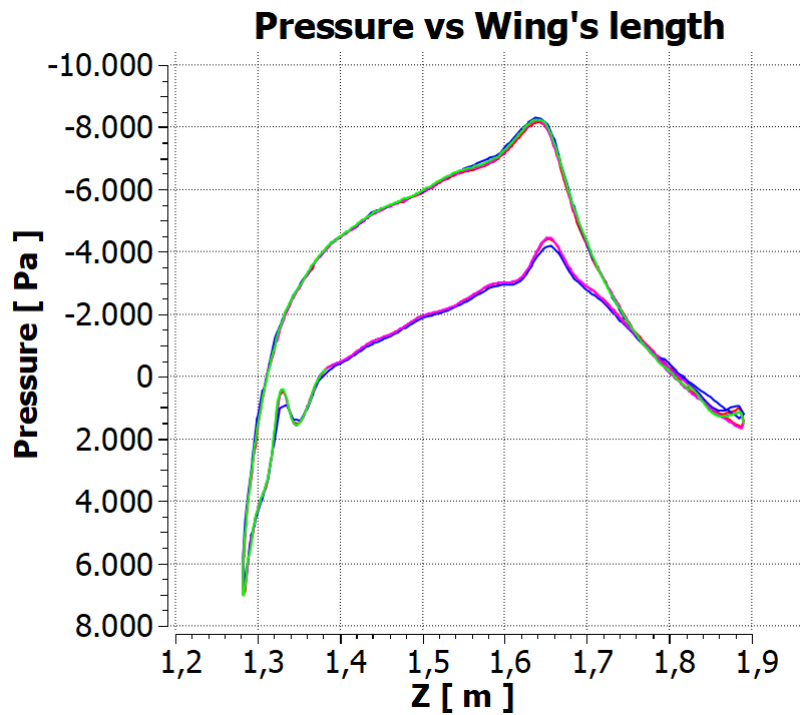
Εικόνα 6.2.3.4: Contours πίεσης κάτω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 8.4 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω αριστερά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements)



Εικόνα 6.2.3.5: Contours πίεσης πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 8.4 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω αριστερά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements)

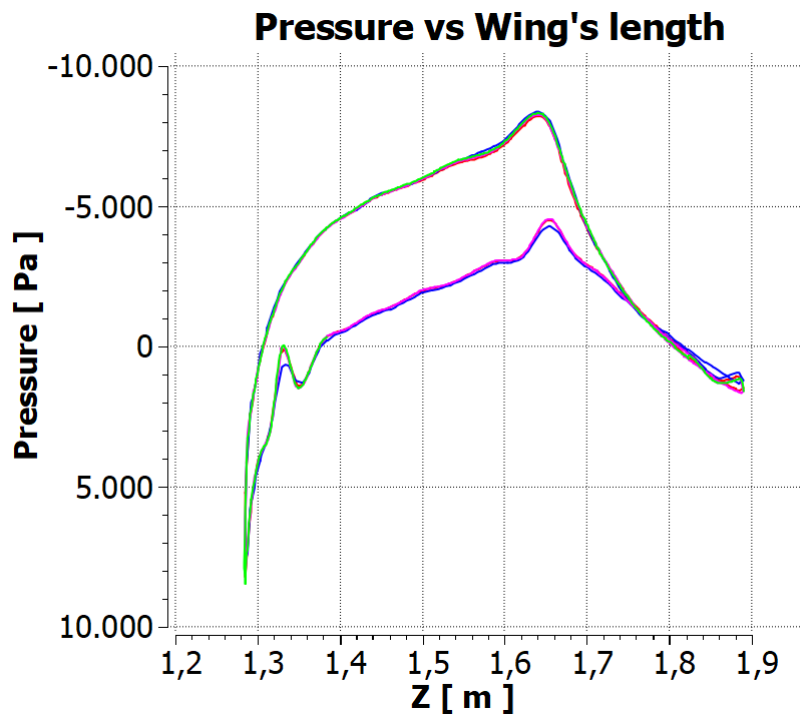


Εικόνα 6.2.3.6: Contours ταχύτητας πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 8.4 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω αριστερά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements)



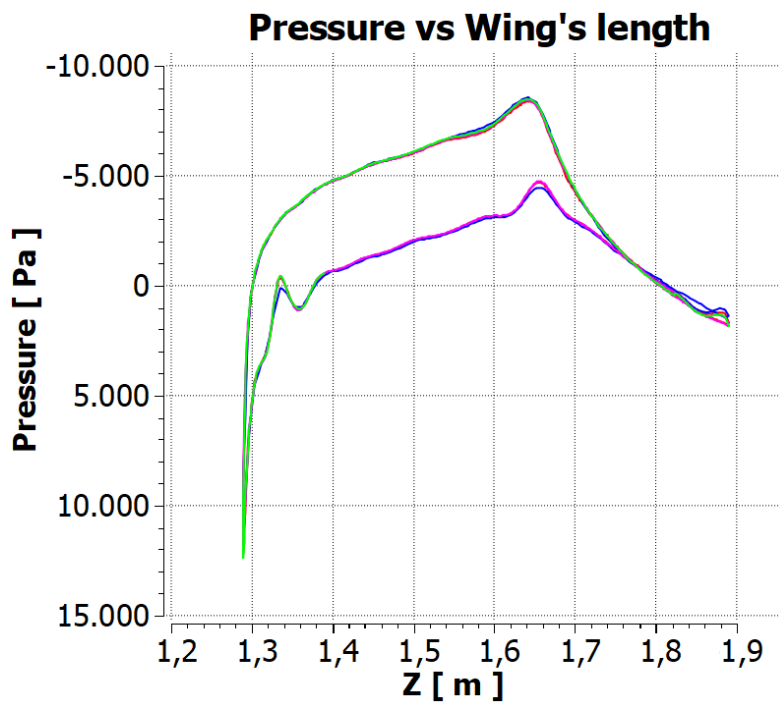
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.7: Κατανομή πίεσης στο junction πτέρυγας-ατράκτου



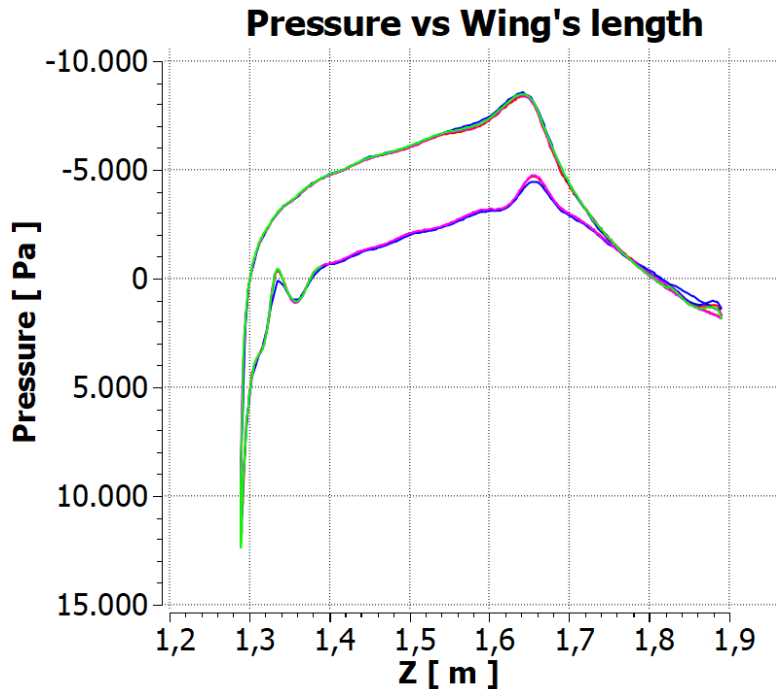
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.8: Κατανομή πίεσης στο 0.27% του εκπετάσματος



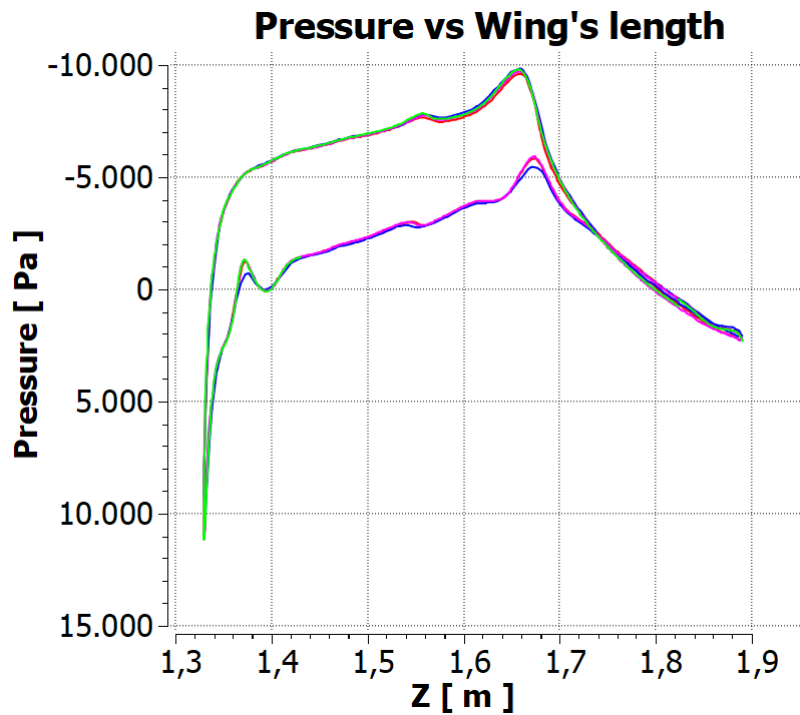
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.9: Κατανομή πίεσης στο 0.94% του εκπετάσματος



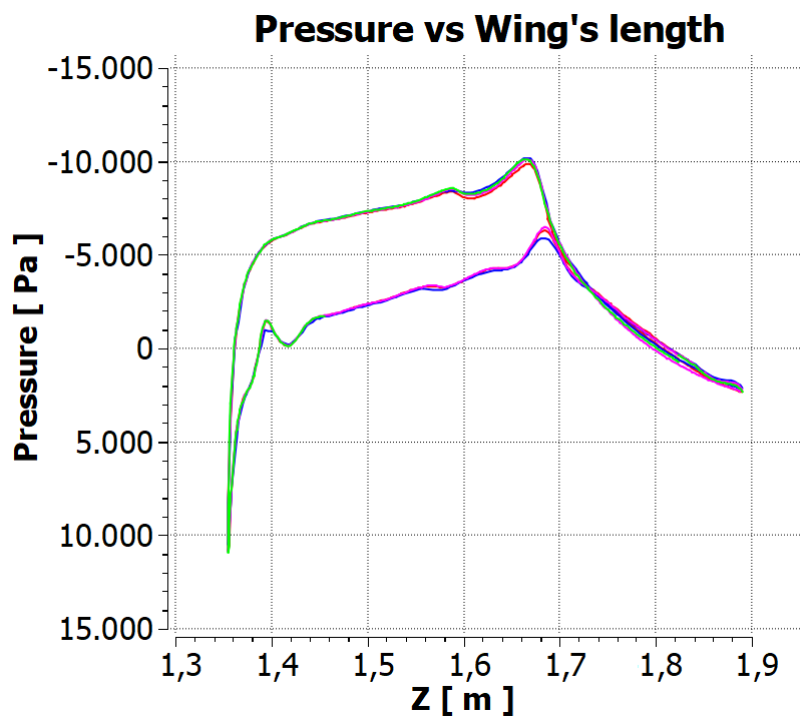
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.10: Κατανομή πίεσης στο 1.61% του εκπετάσματος



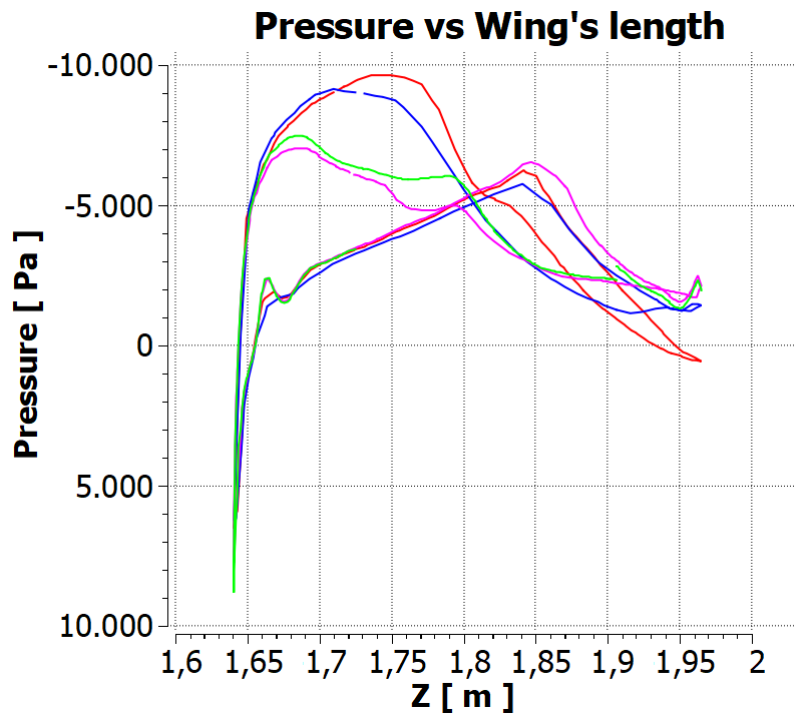
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.11: Κατανομή πίεσης στο 6.3% του εκπετάσματος



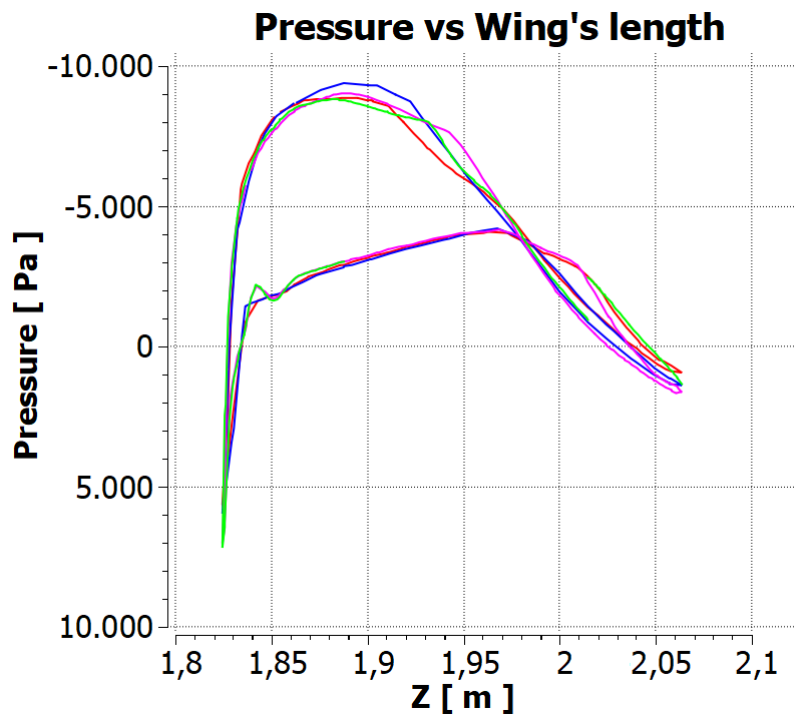
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.12: Κατανομή πίεσης στο 9.65% του εκπετάσματος



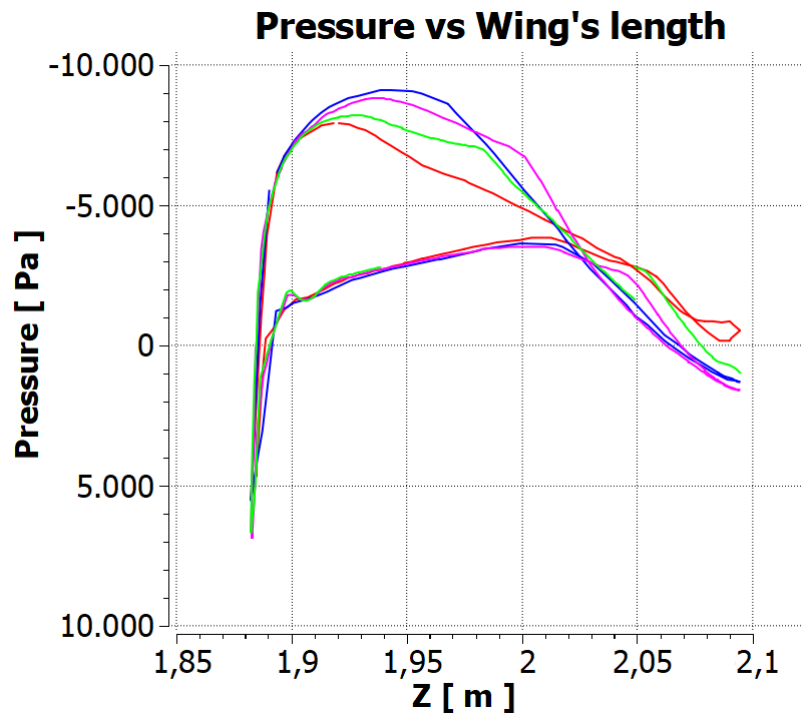
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.13: Κατανομή πίεσης στο 42.49% του εκπετάσματος



- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

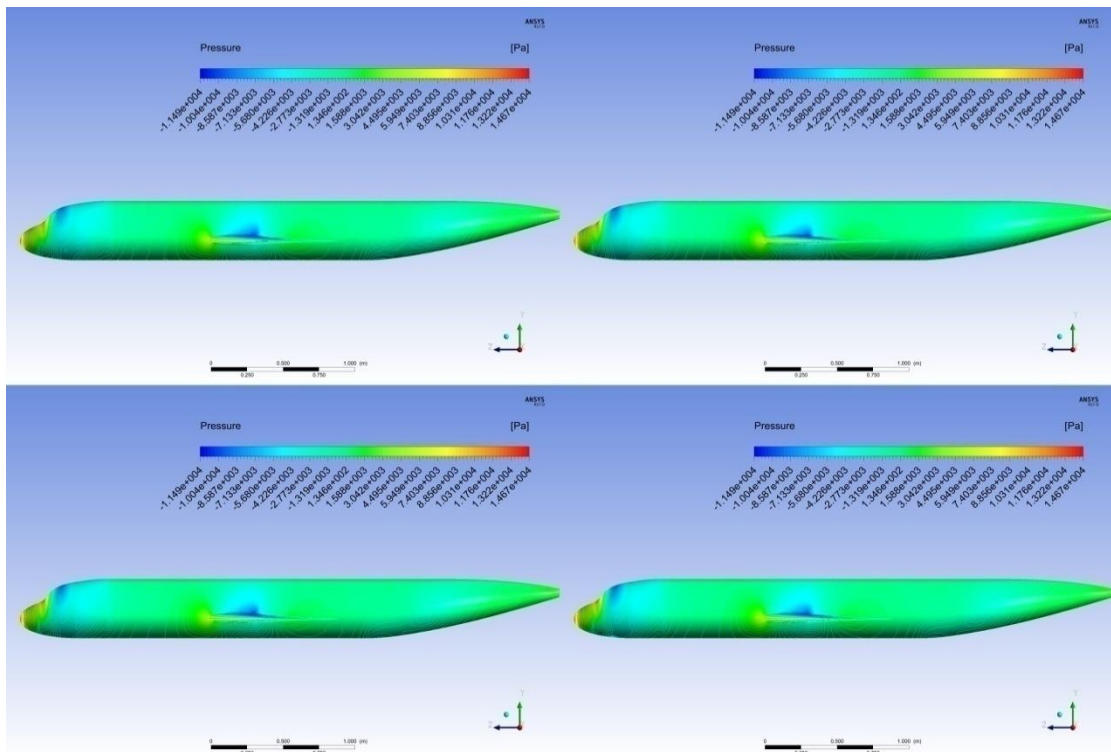
Εικόνα 6.2.3.14: Κατανομή πίεσης στο 66.62% του εκπετάσματος



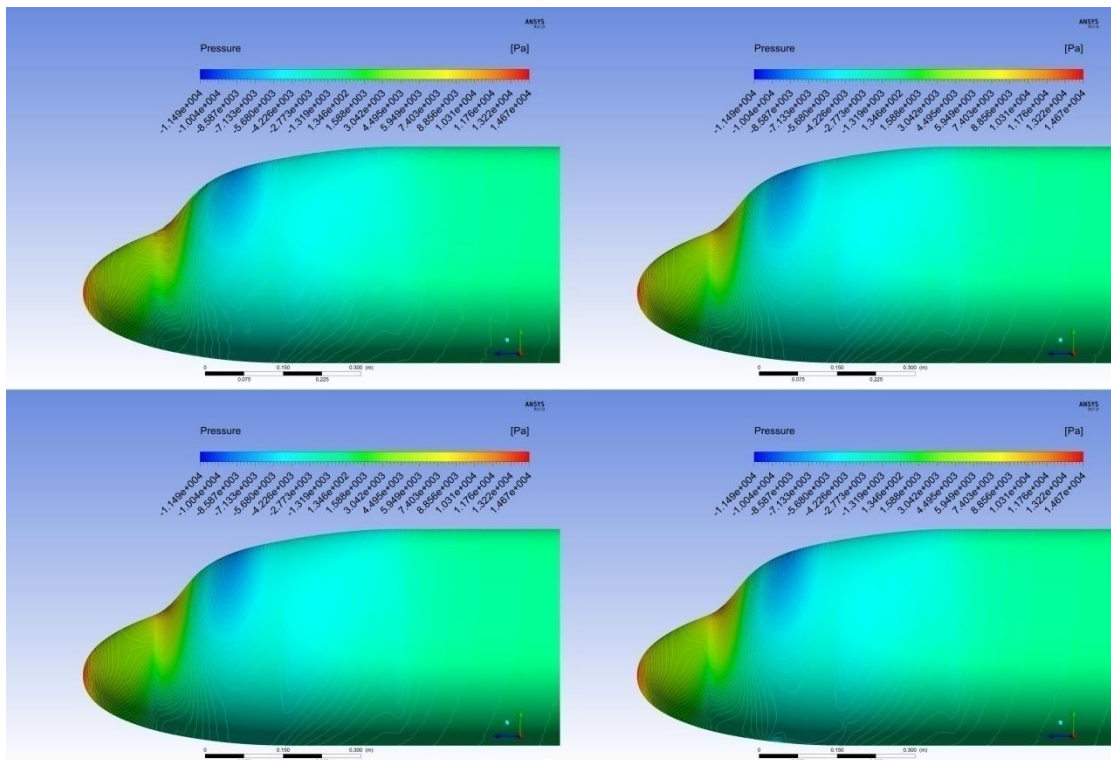
- * μπλε καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 8.4 εκατομμύρια elements
- * ροζ καμπύλη: 17.2 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.15: Κατανομή πίεσης στο 76.68% του εκπετάσματος

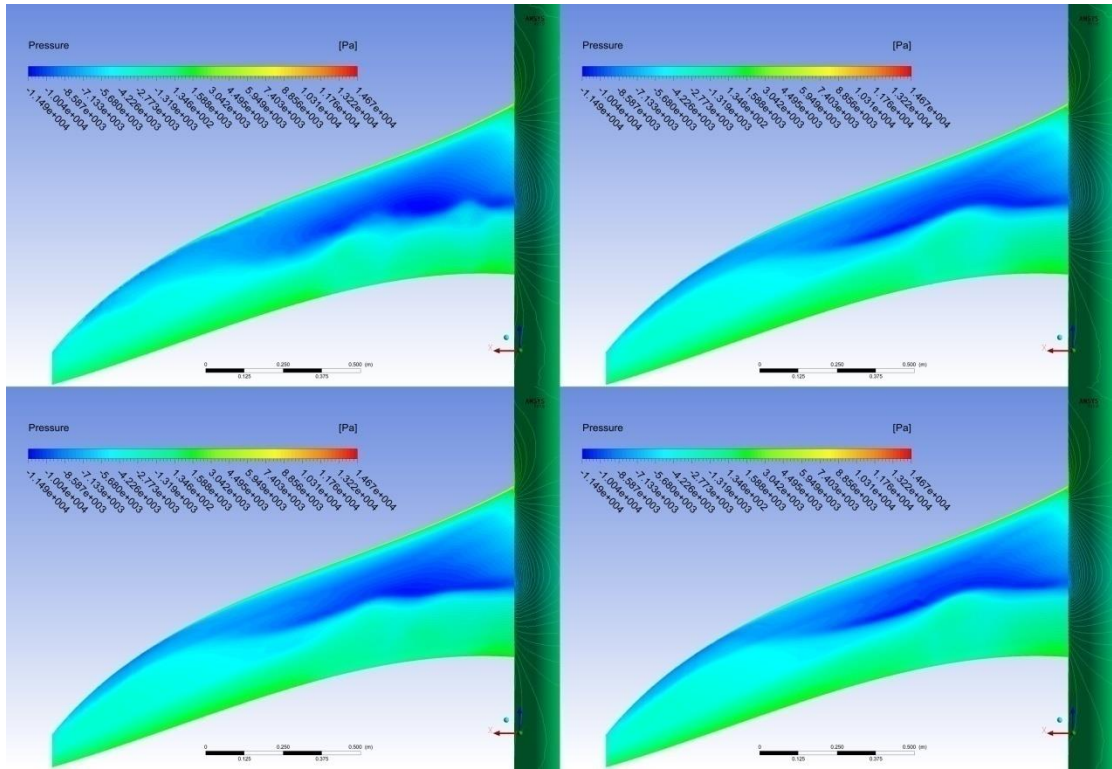
2^η διαμόρφωση:



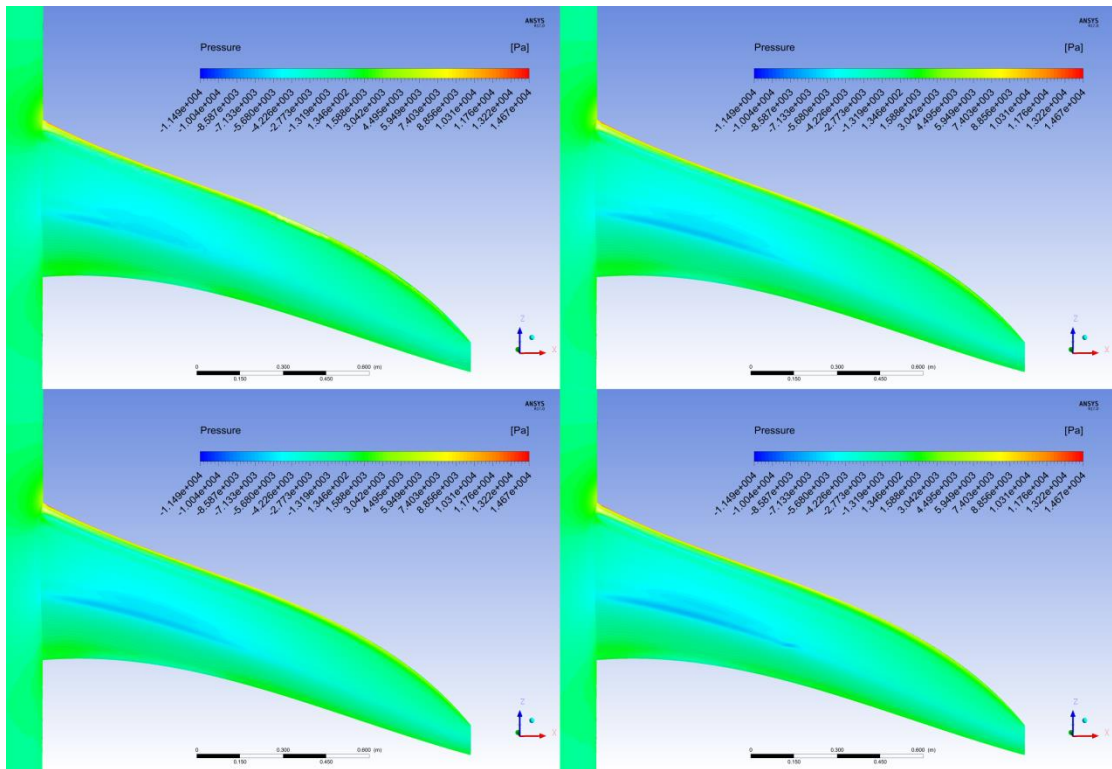
Εικόνα 6.2.3.16: Contours πίεσης ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 9.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 18.6 εκατομμυρίων elements)



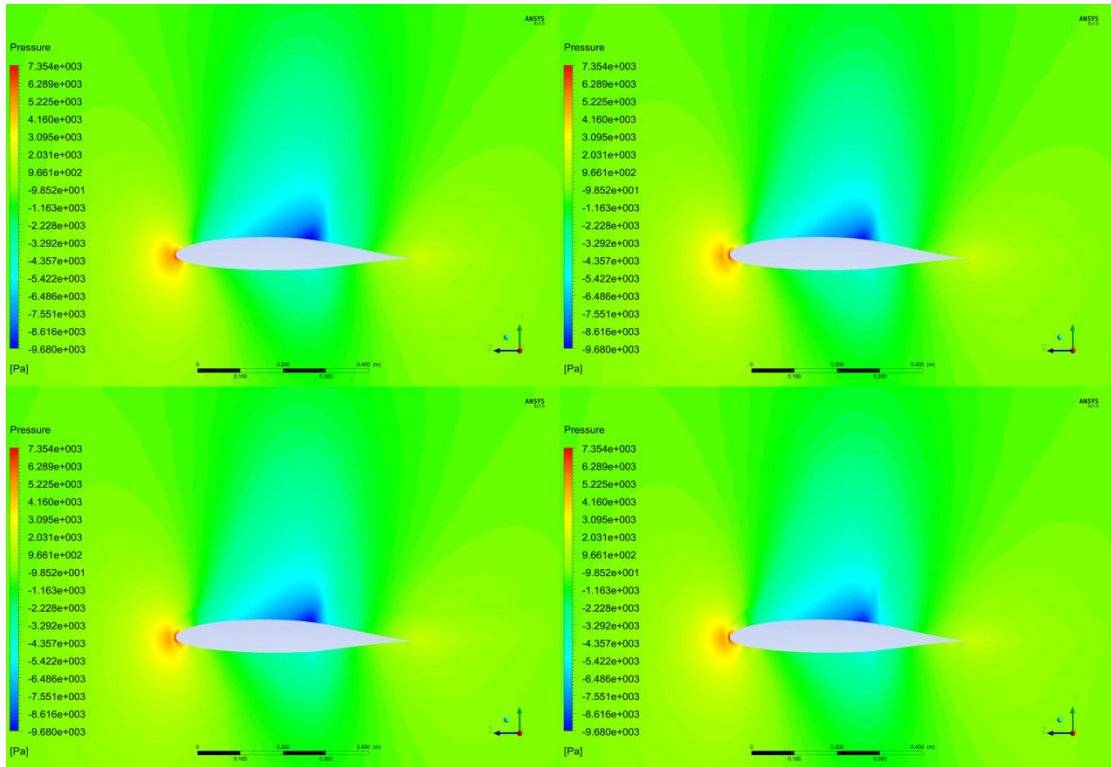
Εικόνα 6.2.3.17: Contours πίεσης ρύγχους της ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 9.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 18.6 εκατομμυρίων elements)



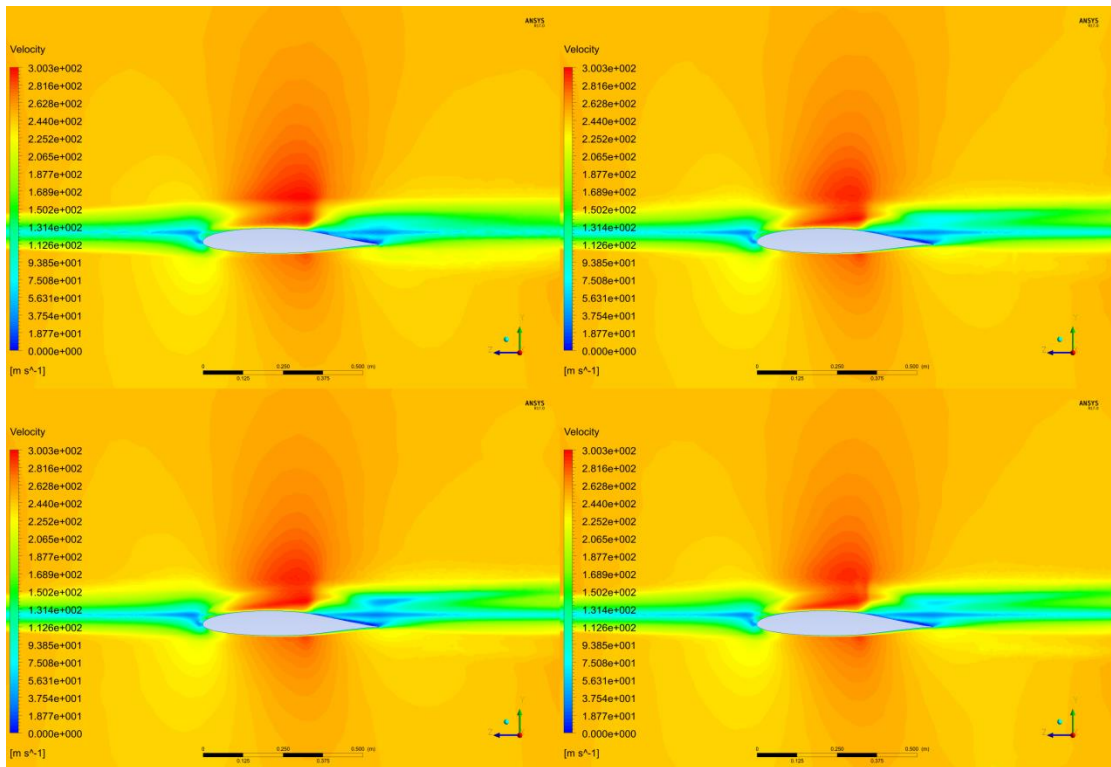
Εικόνα 6.2.3.18: Contours πίεσης πάνω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 9.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 18.6 εκατομμυρίων elements)



Εικόνα 6.2.3.19: Contours πίεσης κάτω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 9.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 18.6 εκατομμυρίων elements)

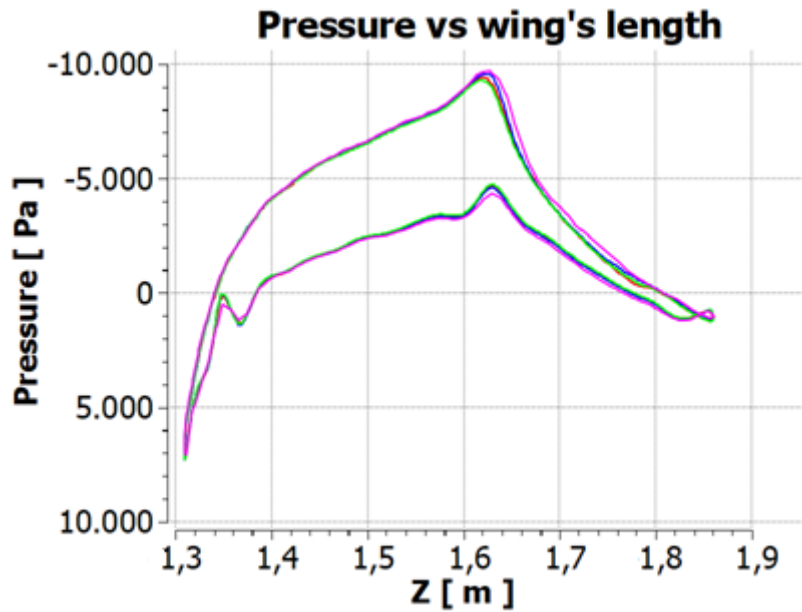


Εικόνα 6.2.3.20: Contours πίεσης πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 9.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 18.6 εκατομμυρίων elements)



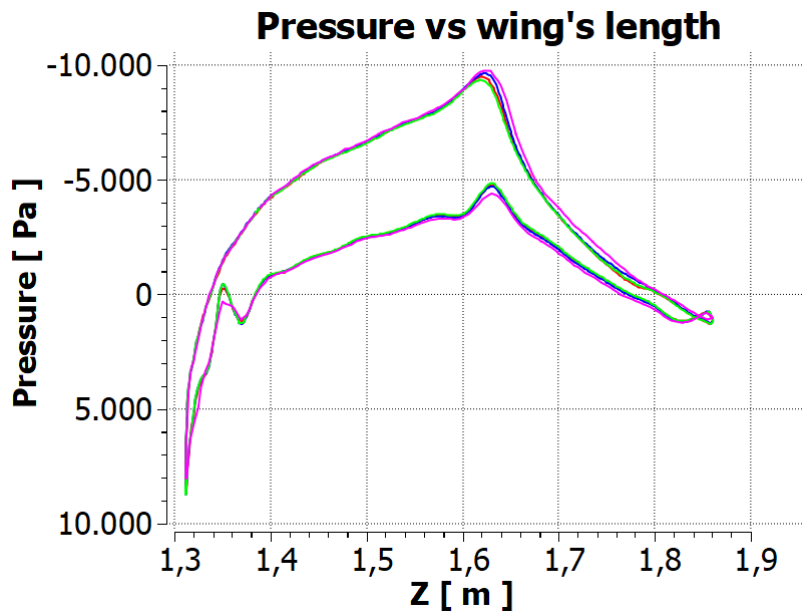
Εικόνα 6.2.3.21: Contours ταχύτητας πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 9.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 17.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 18.6 εκατομμυρίων elements)

Επίσης, παρακάτω παρουσιάζονται διαγράμματα πίεσης σε διαμήκεις τομές σε ορισμένες εγκάρσιες θέσεις της πτέρυγας.



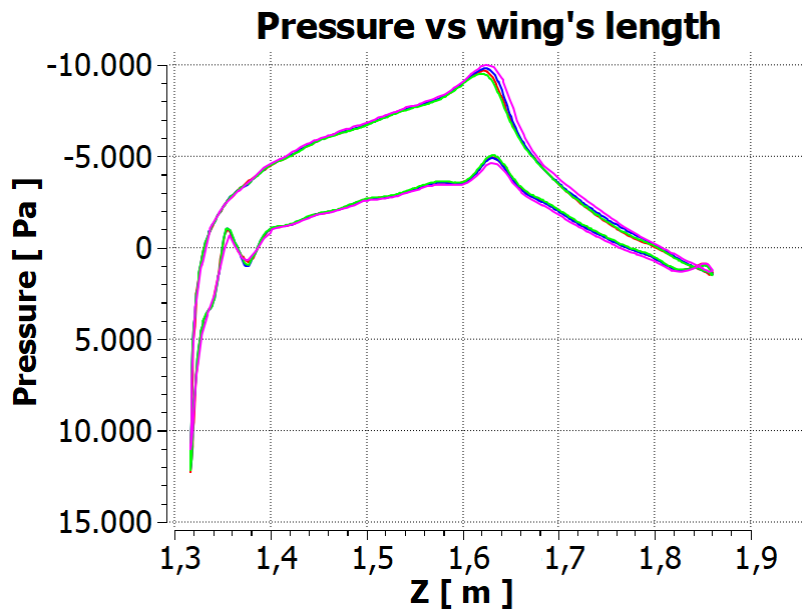
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα6.2.3.22: Κατανομή πίεσης στο junction πτέρυγας-ατράκτου



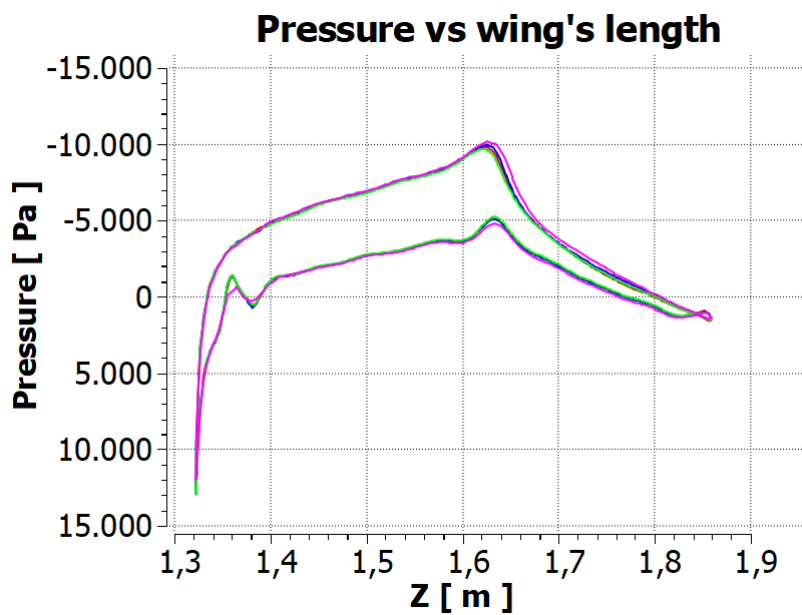
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.23: Κατανομή πίεσης στο 0.27% του εκπετάσματος



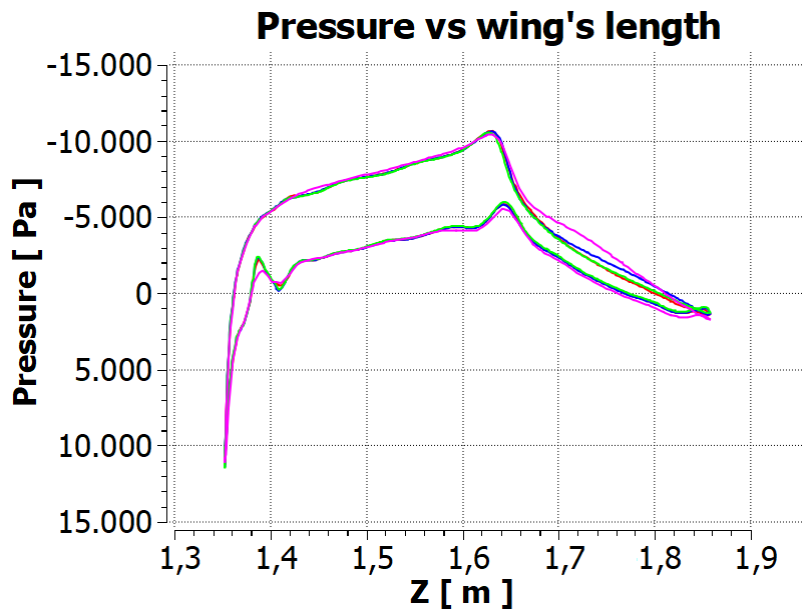
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.24: Κατανομή πίεσης στο 0.94% του εκπετάσματος



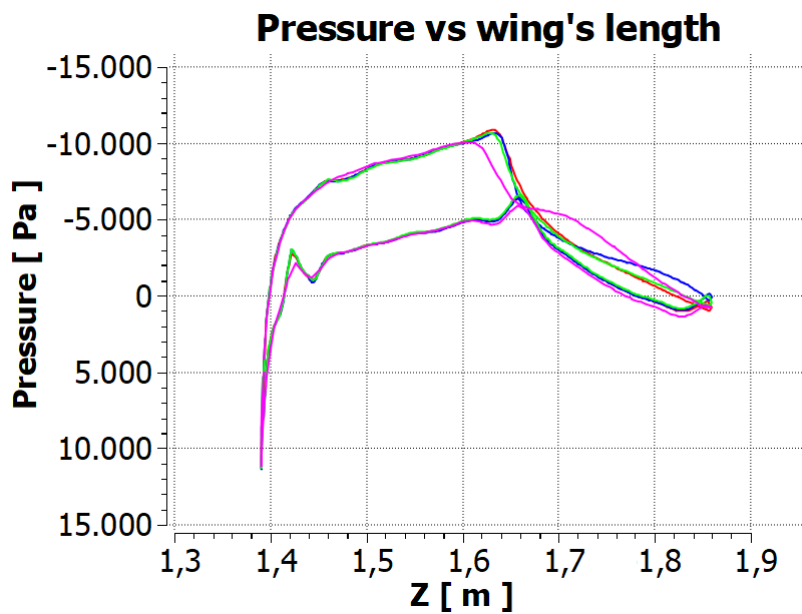
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.25: Κατανομή πίεσης στο 1.61% του εκπετάσματος



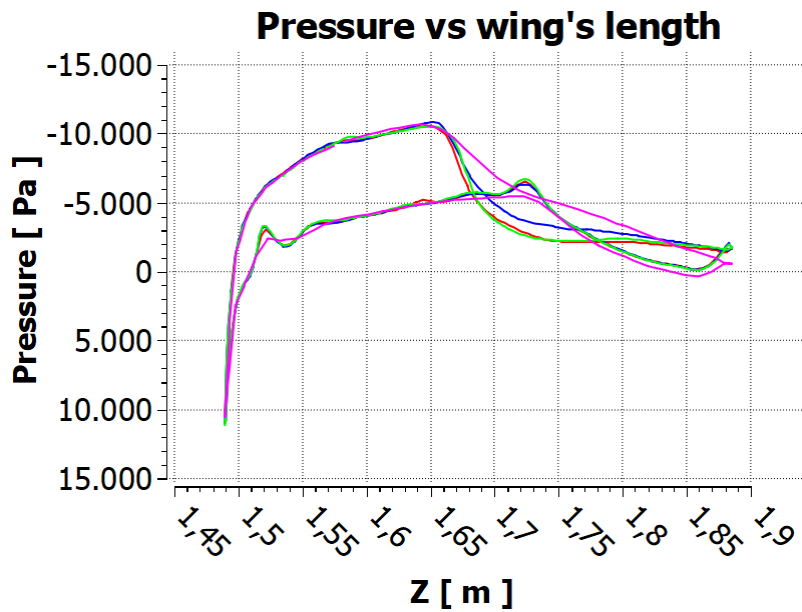
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.26: Κατανομή πίεσης στο 5.63% του εκπετάσματος



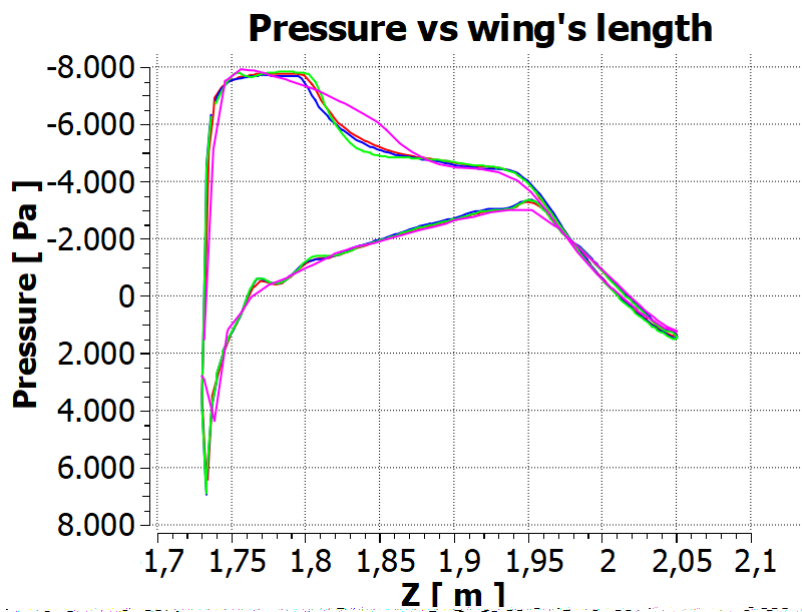
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.27: Κατανομή πίεσης στο 10.99% του εκπετάσματος



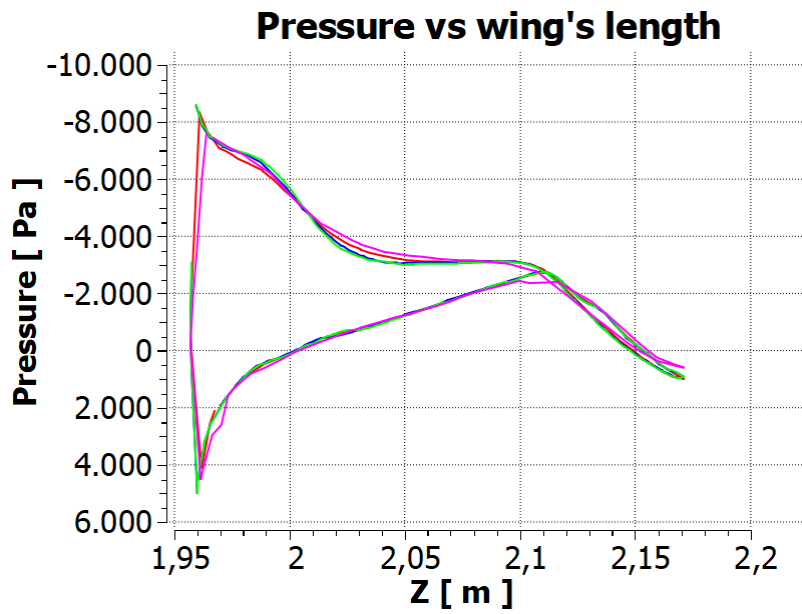
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.28: Κατανομή πίεσης στο 27.08% του εκπετάσματος



- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

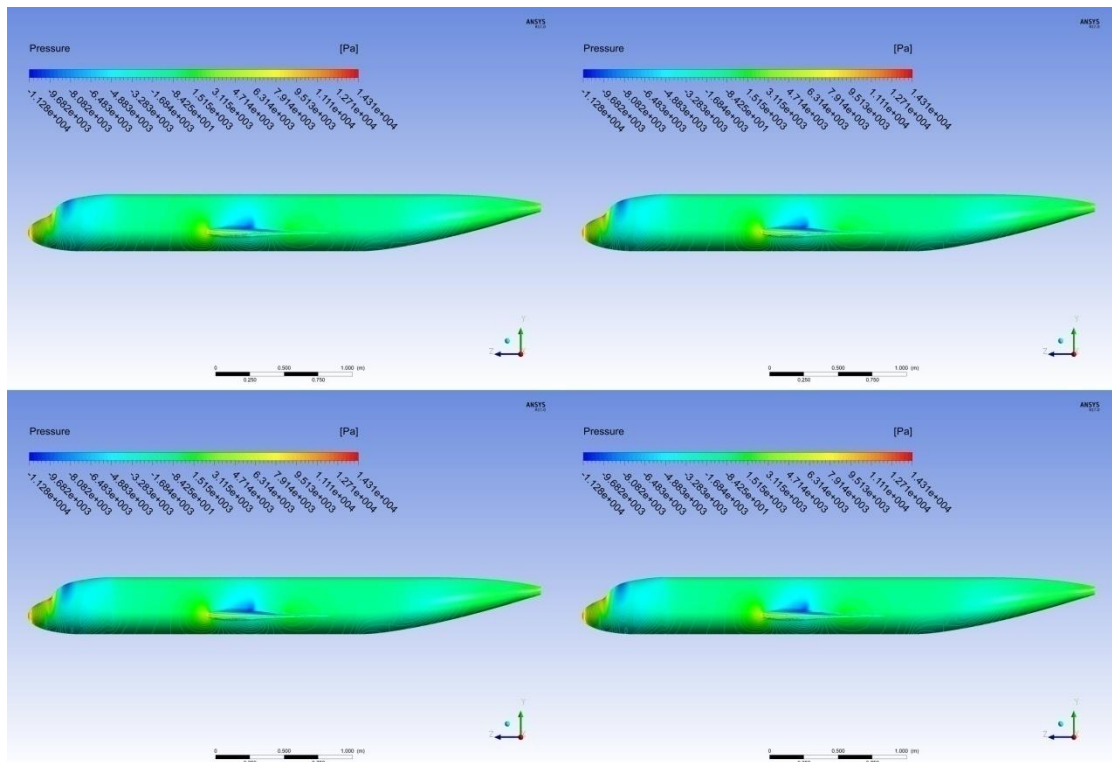
Εικόνα 6.2.3.29: Κατανομή πίεσης στο 66.62% του εκπετάσματος



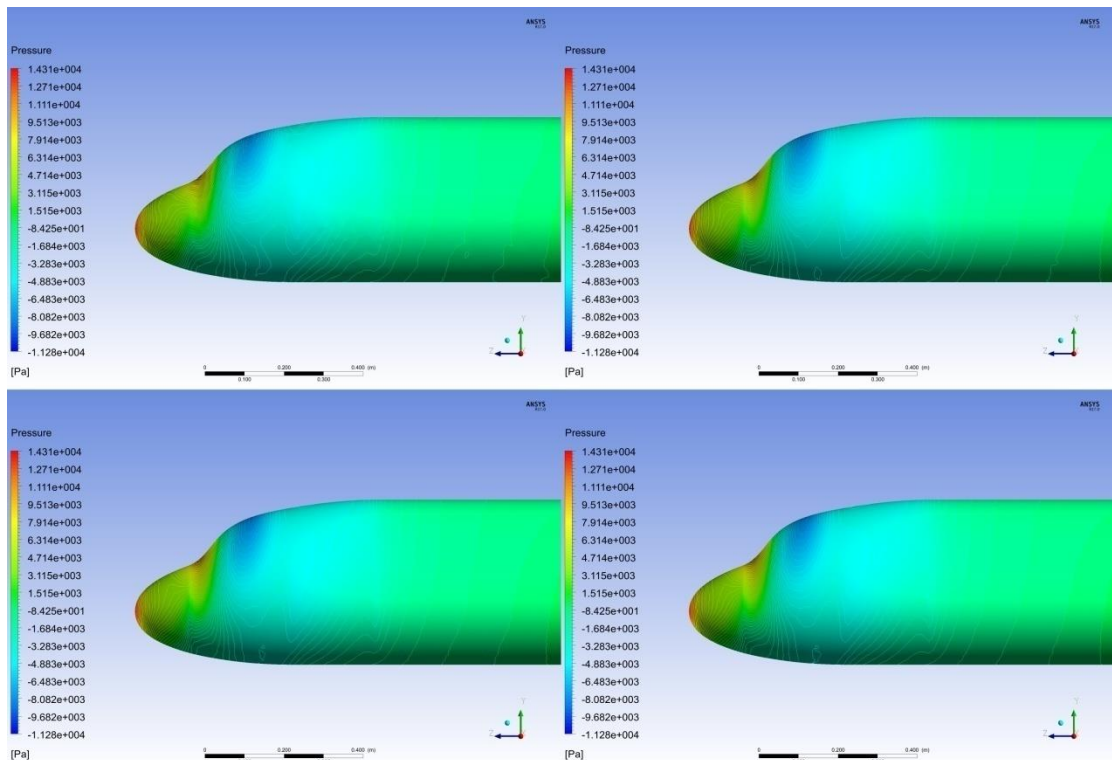
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 9.7 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 17.1 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 18.6 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.30: Κατανομή πίεσης στο 90.08% του εκπετάσματος

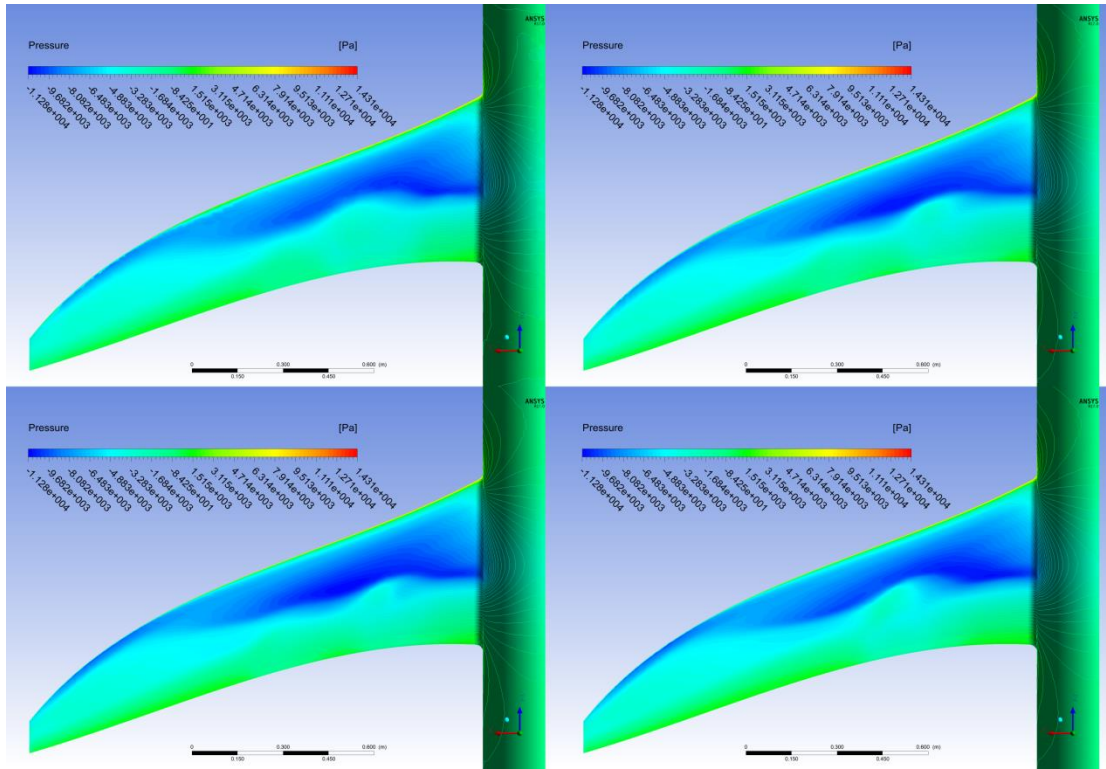
3^η διαμόρφωση:



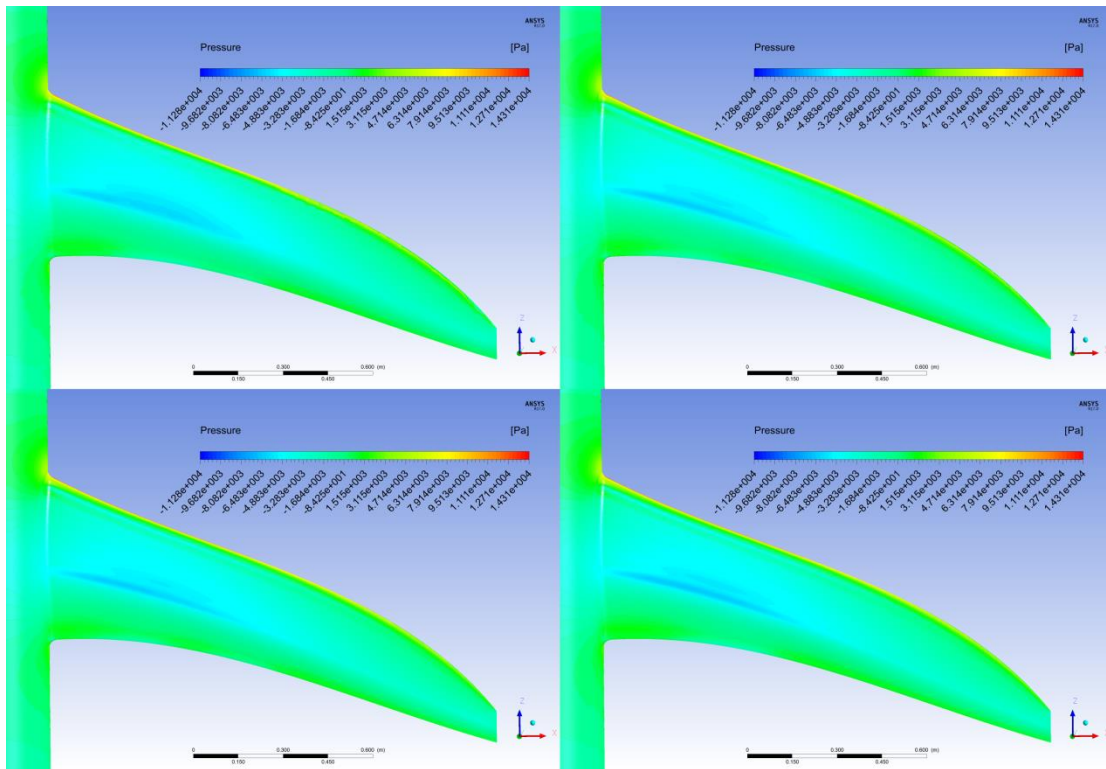
Εικόνα 6.2.3.31: Contours πίεσης ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.8 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 23.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.8 εκατομμυρίων elements)



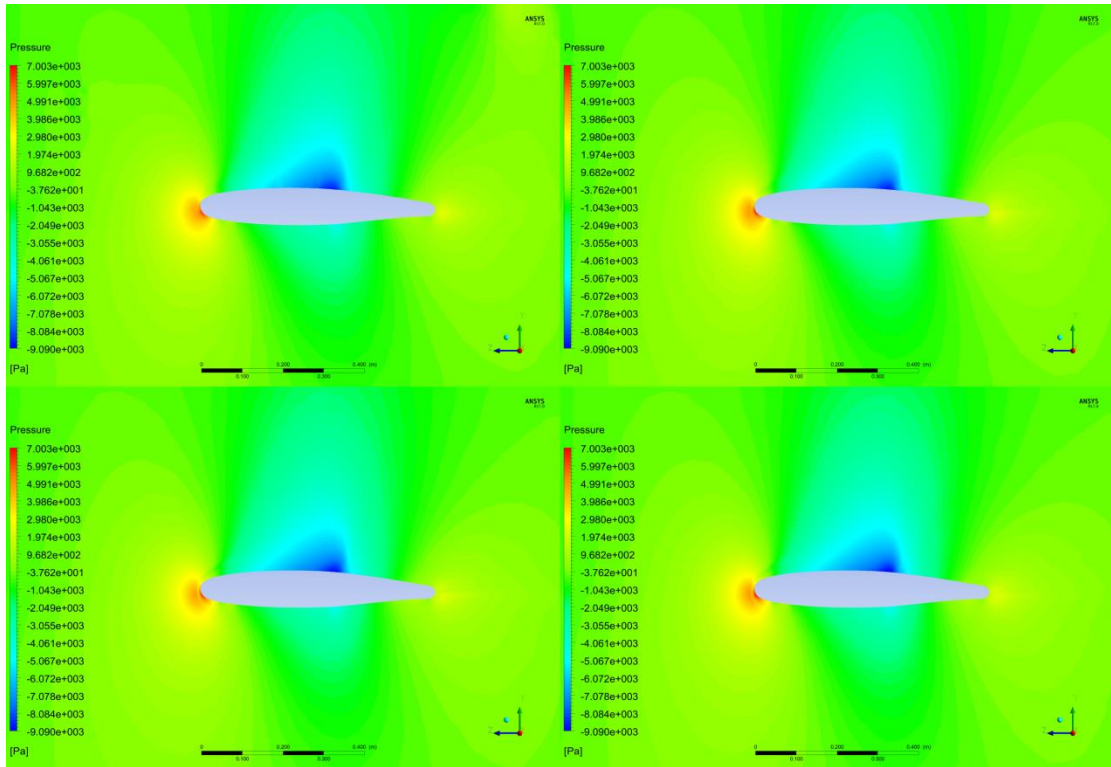
Εικόνα 6.2.3.32: Contours πίεσης ρύγχους της ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.8 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 23.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.8 εκατομμυρίων elements)



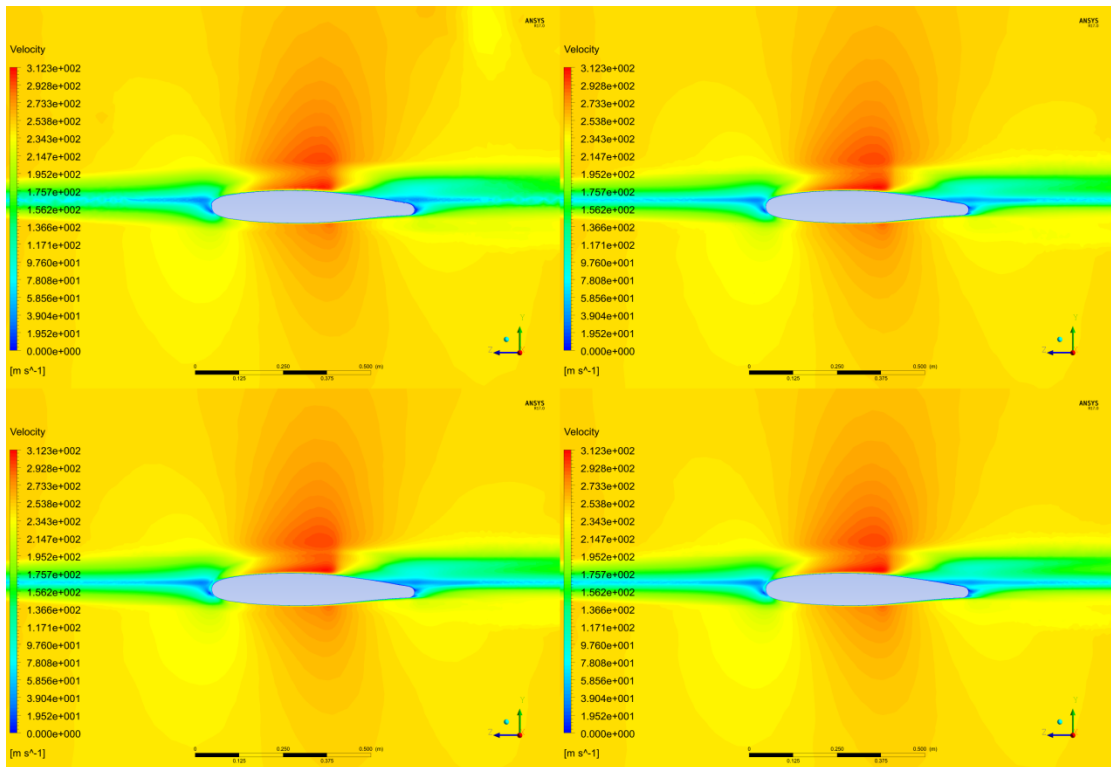
Εικόνα 6.2.3.33: Contours πίεσης πάνω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.8 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 23.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.8 εκατομμυρίων elements)



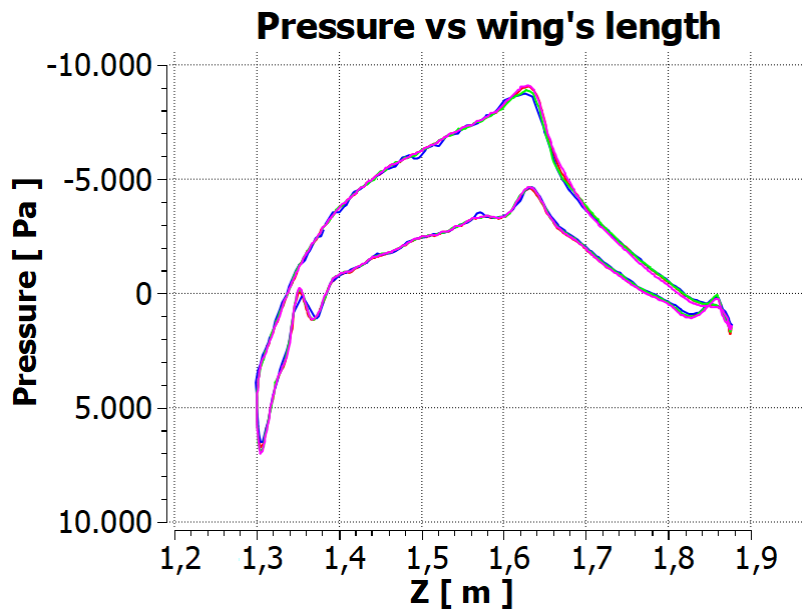
Εικόνα 6.2.3.34: Contours πίεσης κάτω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.8 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 23.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.8 εκατομμυρίων elements)



Εικόνα 6.2.3.35: Contours πίεσης πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.8 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 23.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.8 εκατομμυρίων elements)

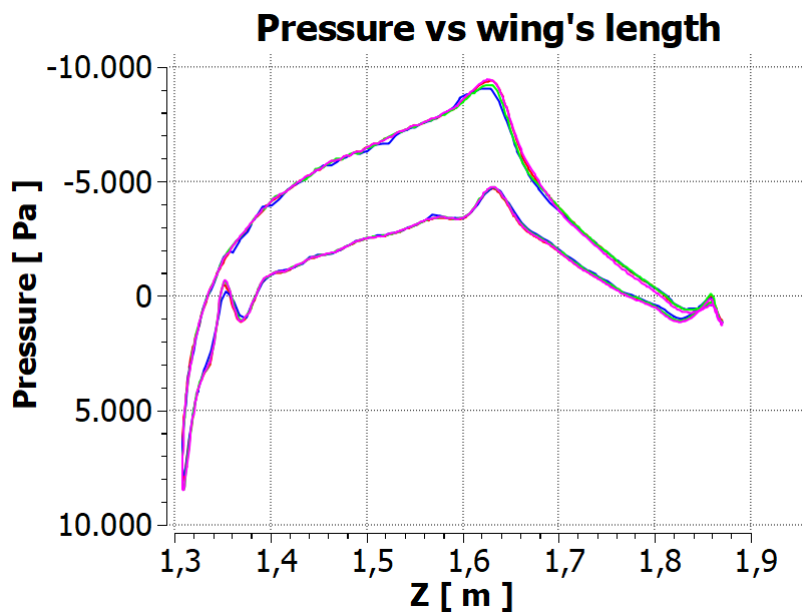


Εικόνα 6.2.3.36: Contours ταχύτητας πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.8 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.7 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 23.2 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.8 εκατομμυρίων elements)



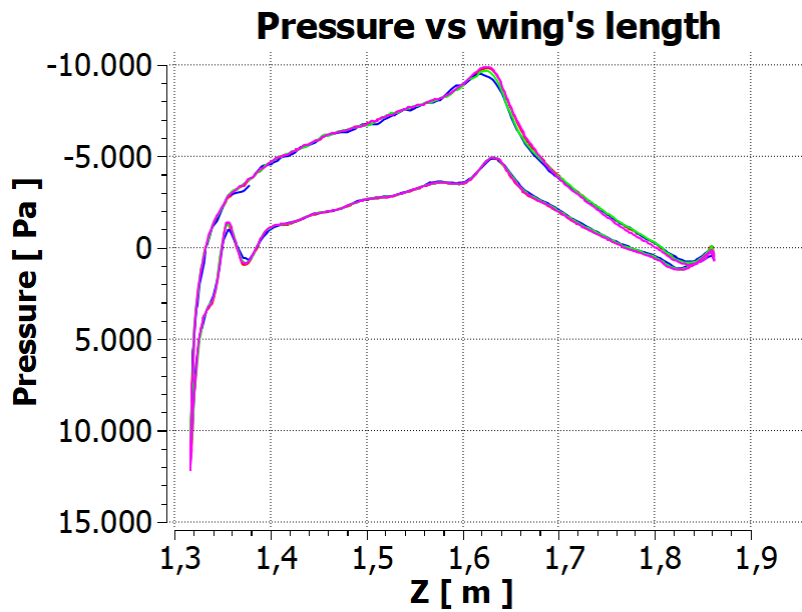
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.37: Κατανομή πίεσης στο junction πτέρυγας-ατράκτου (εκκίνηση fillet)



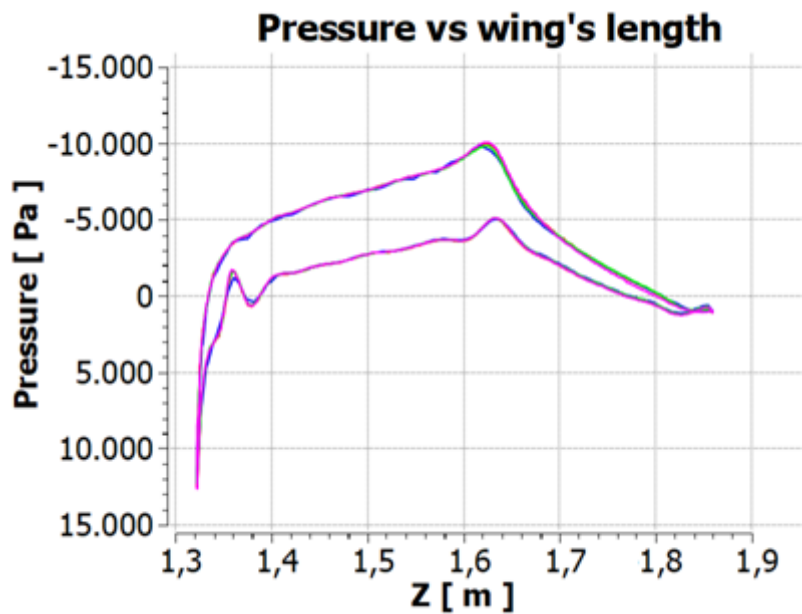
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.38: Κατανομή πίεσης στο 0.27% του εκπετάσματος (50% του fillet)



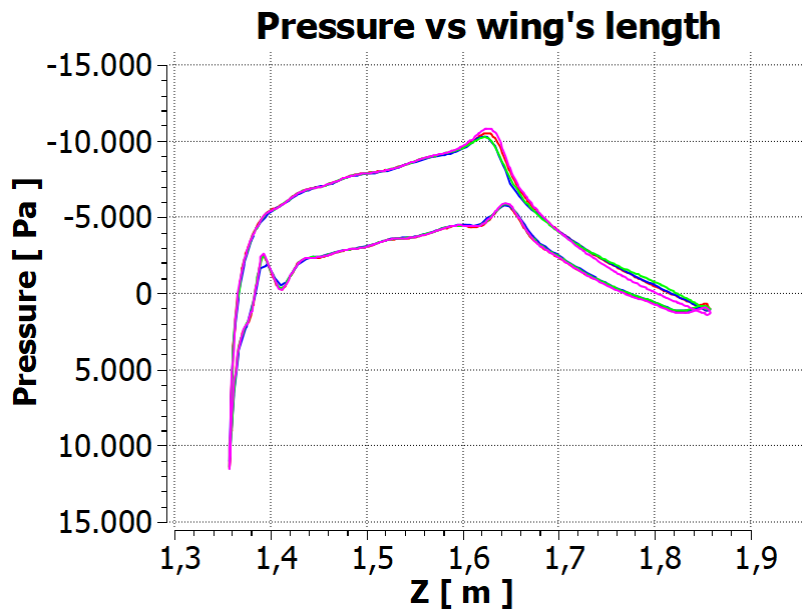
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.39: Κατανομή πίεσης στο 0.94% του εκπετάσματος (πέρασ του fillet)



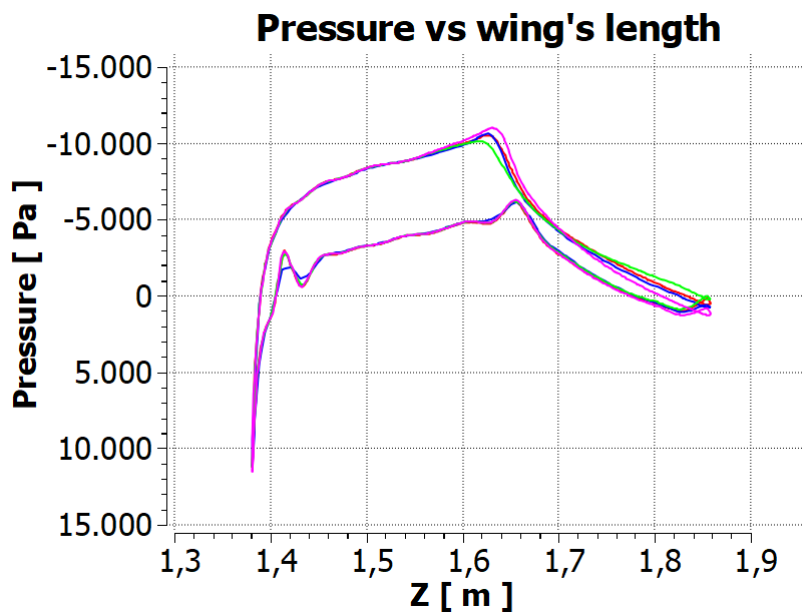
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.40: Κατανομή πίεσης στο 1.61% του εκπετάσματος



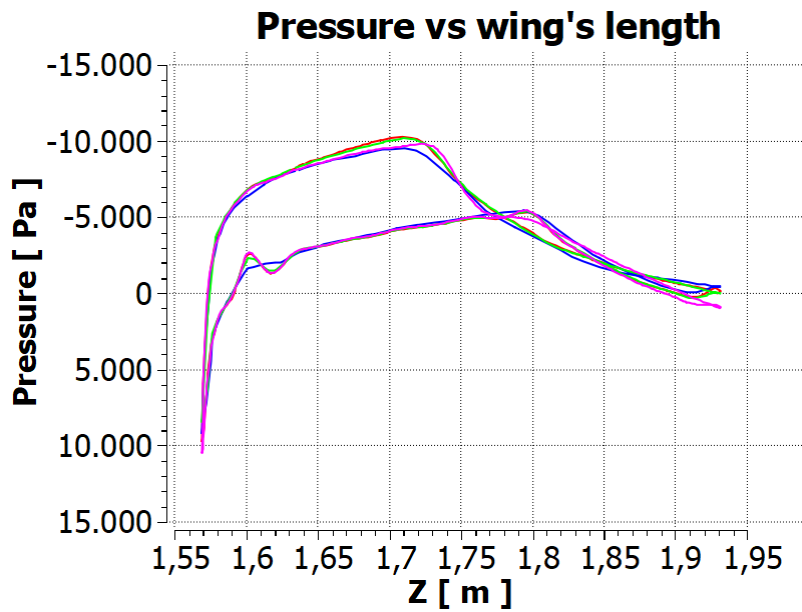
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.41: Κατανομή πίεσης στο 6.3% του εκπετάσματος



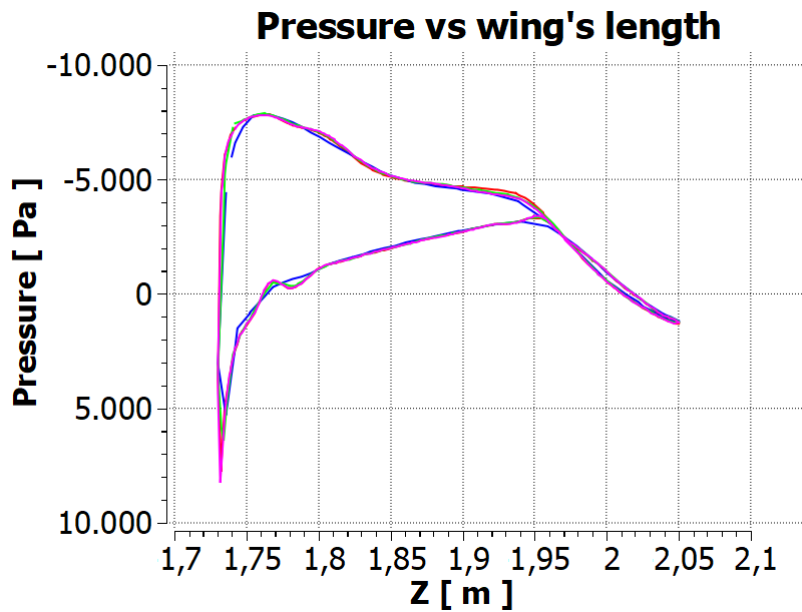
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.42: Κατανομή πίεσης στο 9.65% του εκπετάσματος



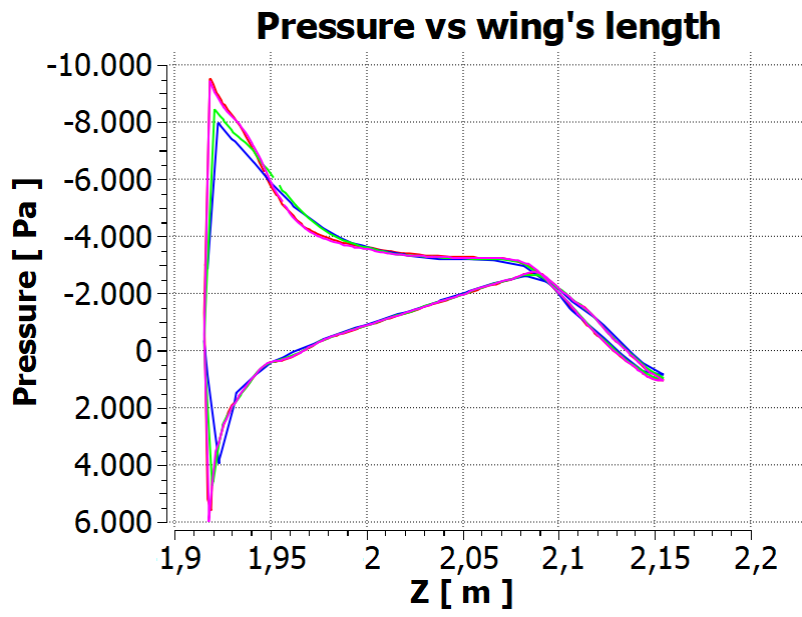
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.43: Κατανομή πίεσης στο 41.15% του εκπετάσματος



- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

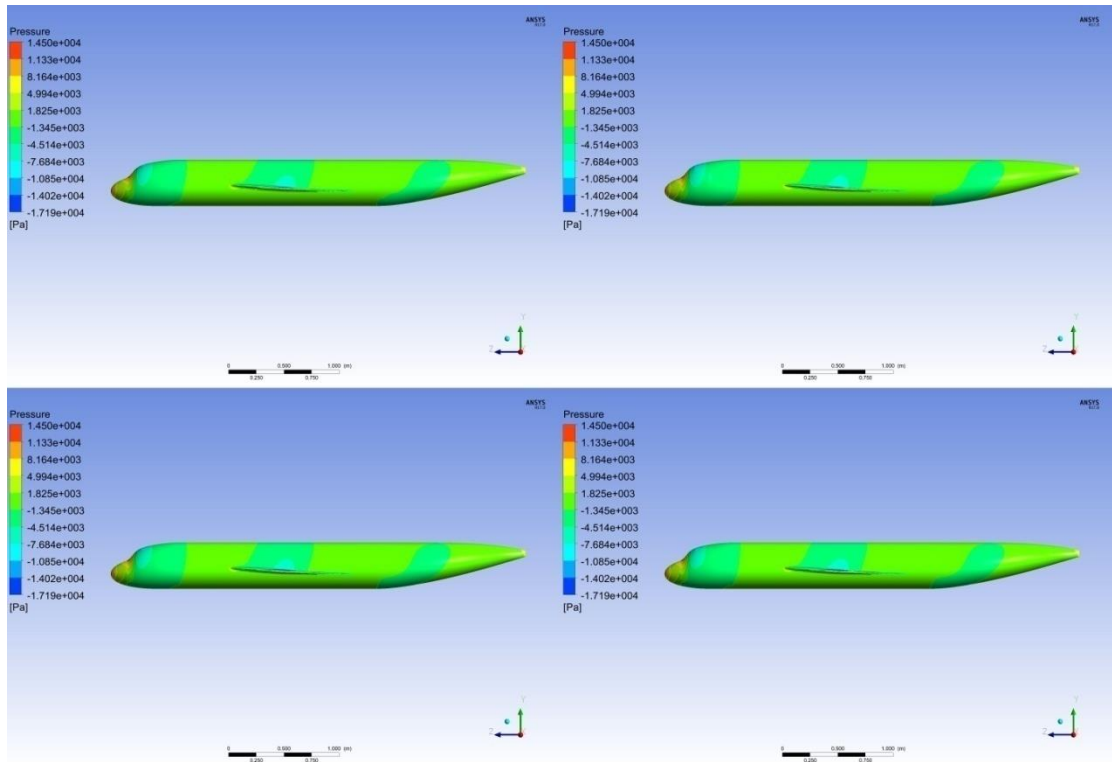
Εικόνα 6.2.3.44: Κατανομή πίεσης στο 66.62% του εκπετάσματος



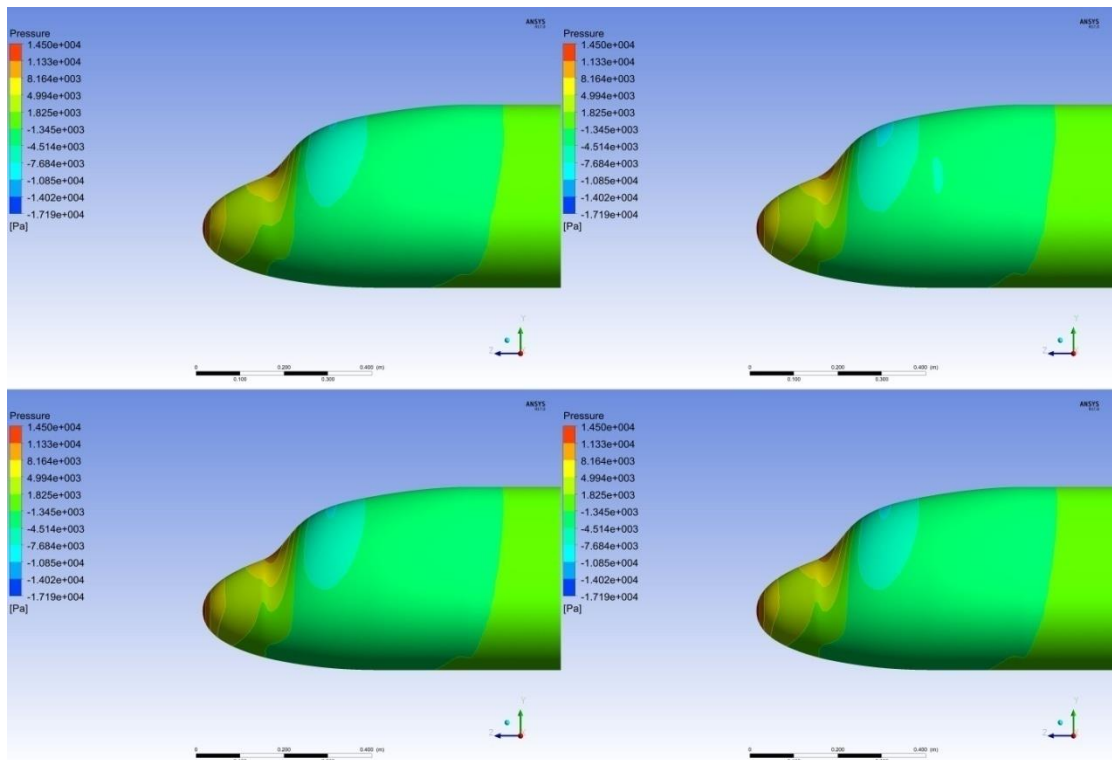
- * μπλε καμπύλη: 2.8 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 11.8 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 23.2 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.8 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.45: Κατανομή πίεσης στο 86.73% του εκπετάσματος

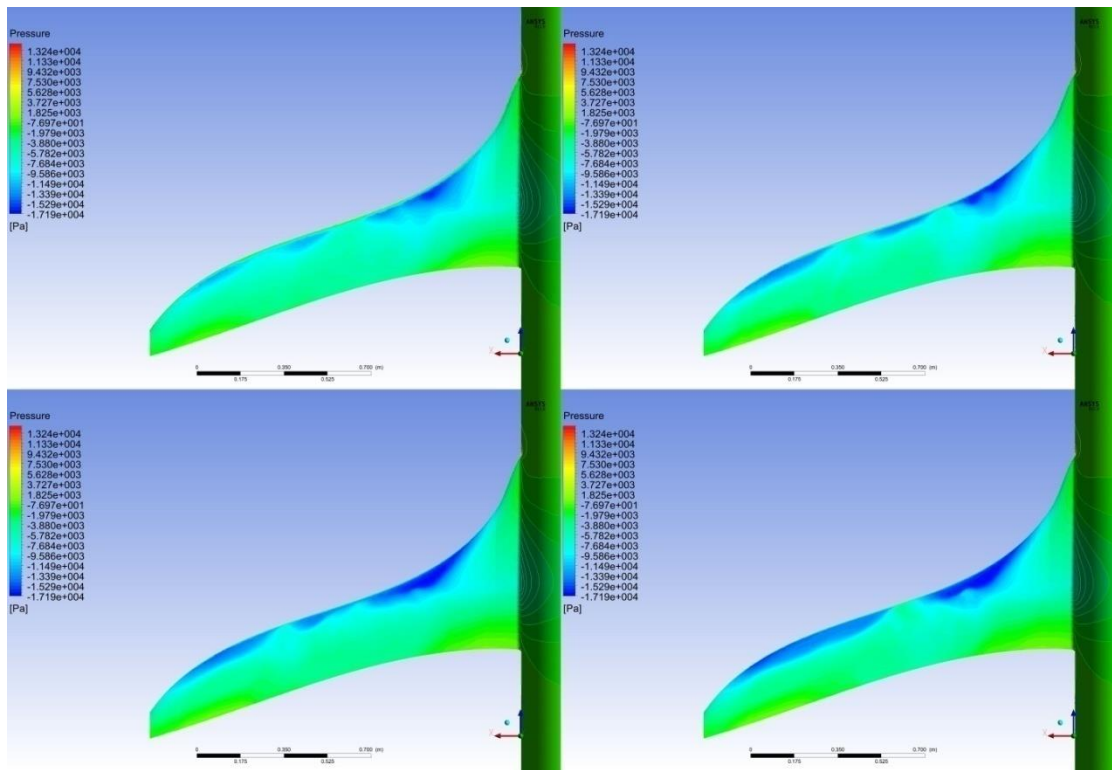
4^η διαμόρφωση:



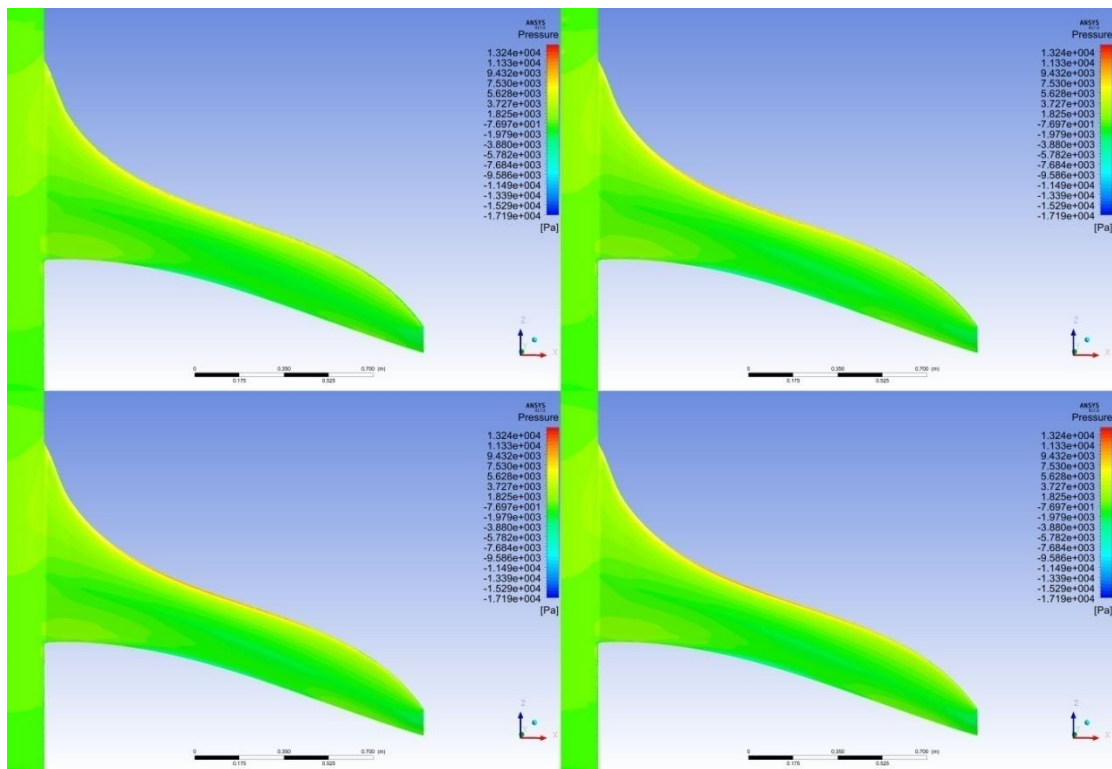
Εικόνα 6.2.3.46: Contours πίεσης ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.0 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.1 εκατομμυρίων elements)



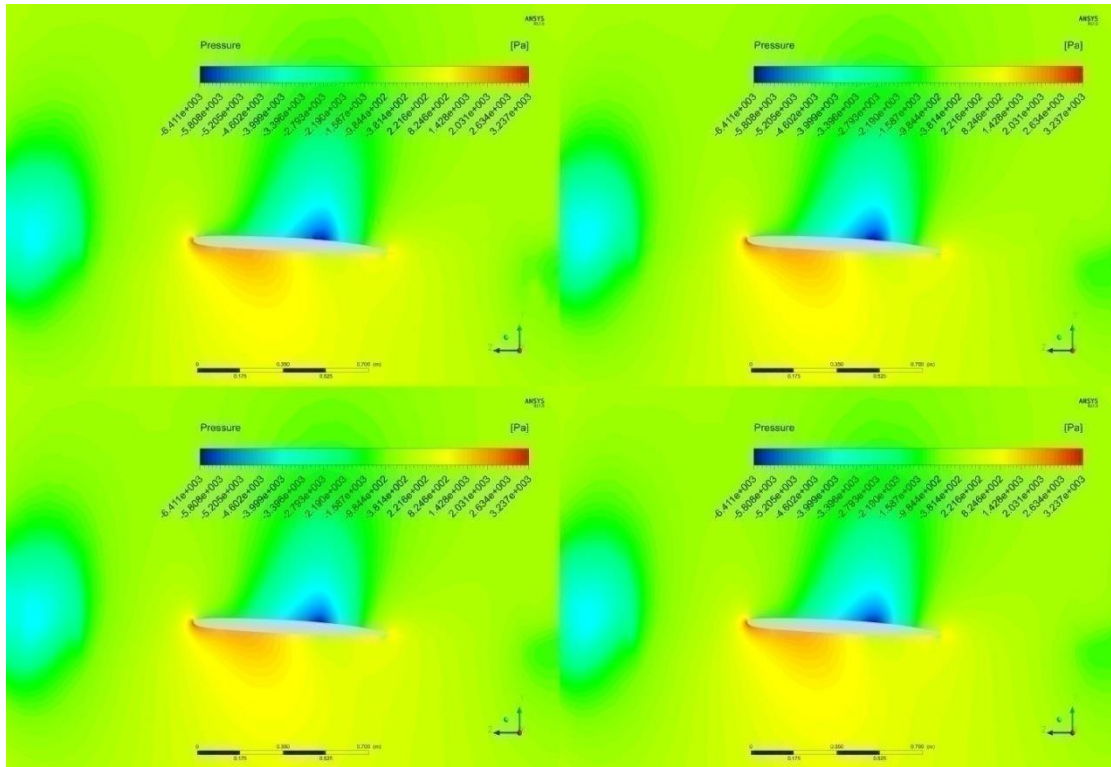
Εικόνα 6.2.3.47: Contours πίεσης ρύγχους της ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.0 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.1 εκατομμυρίων elements)



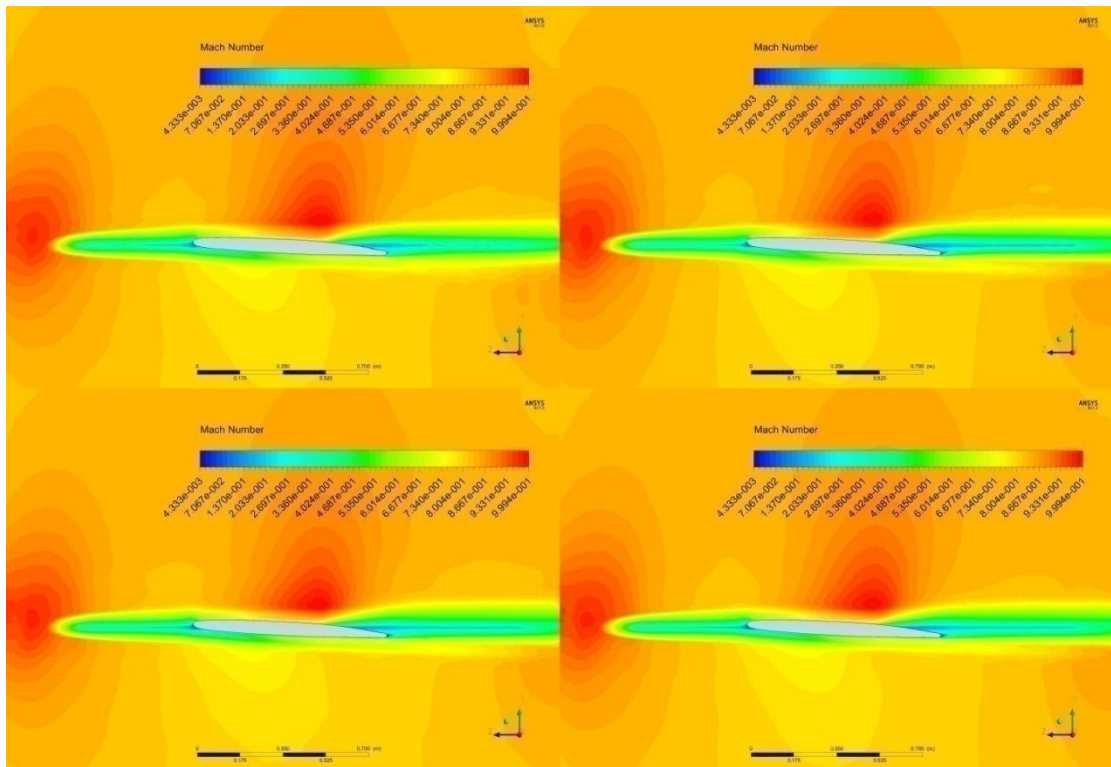
Εικόνα 6.2.348: Contours πίεσης πάνω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.0 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.1 εκατομμυρίων elements)



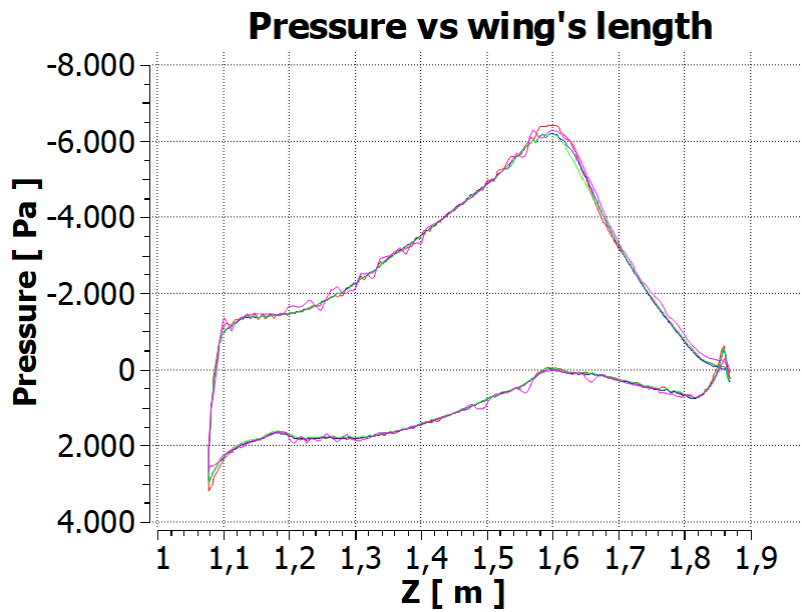
Εικόνα 6.2.349: Contours πίεσης κάτω επιφάνειας της πτέρυγας (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.0 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.1 εκατομμυρίων elements)



Εικόνα 6.2.3.50: Contours πίεσης πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.0 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.1 εκατομμυρίων elements)

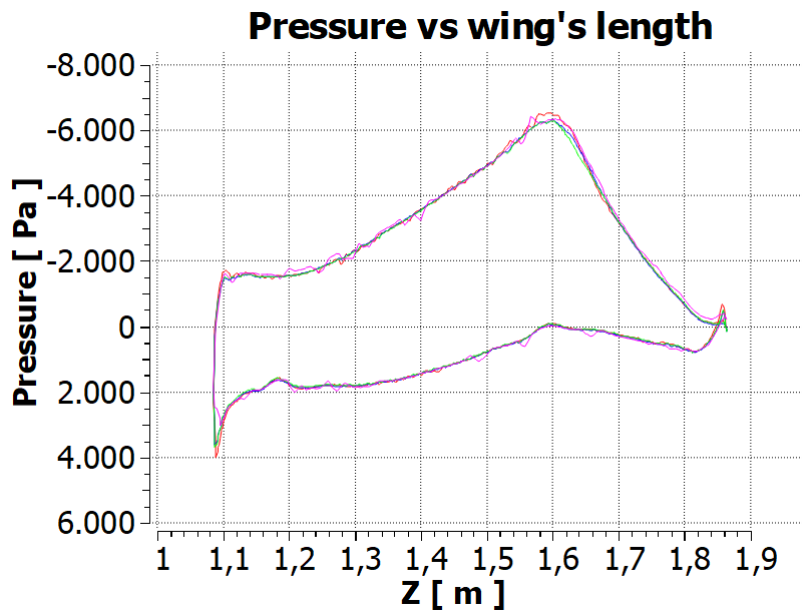


Εικόνα 6.2.3.51: Contours ταχύτητας πάνω σε τομή στο junction πτέρυγας-ατράκτου (πάνω-αριστερά: περίπτωση 2.4 εκατομμυρίων elements, πάνω-δεξιά: περίπτωση 11.0 εκατομμυρίων elements, κάτω-δεξιά: περίπτωση 21.9 εκατομμυρίων elements, κάτω-αριστερά: περίπτωση 24.1 εκατομμυρίων elements)



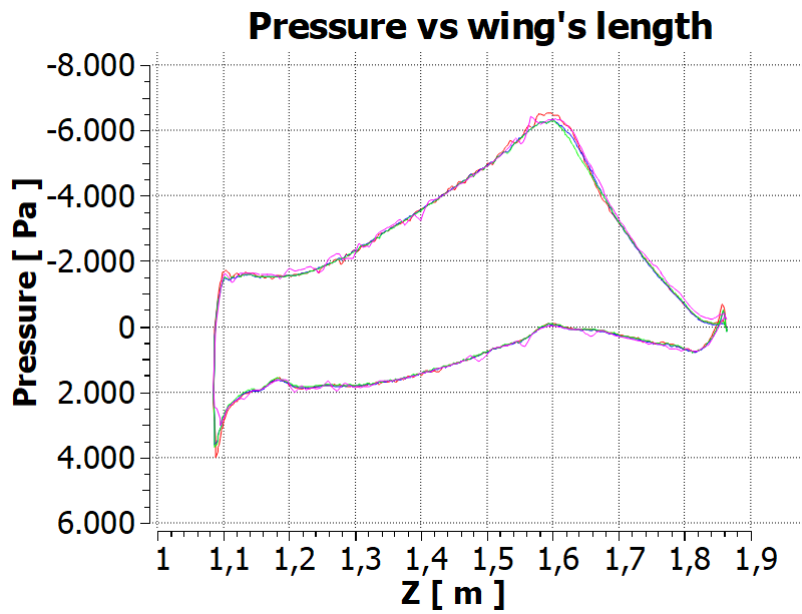
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.52: Κατανομή πίεσης στο junction πτέρυγας-ατράκτου



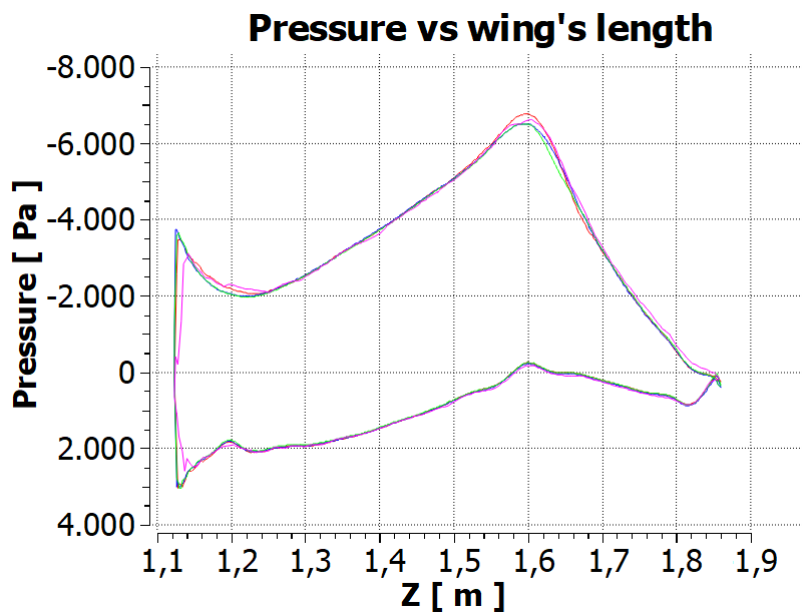
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.53: Κατανομή πίεσης στο 0.27% του εκπετάσματος



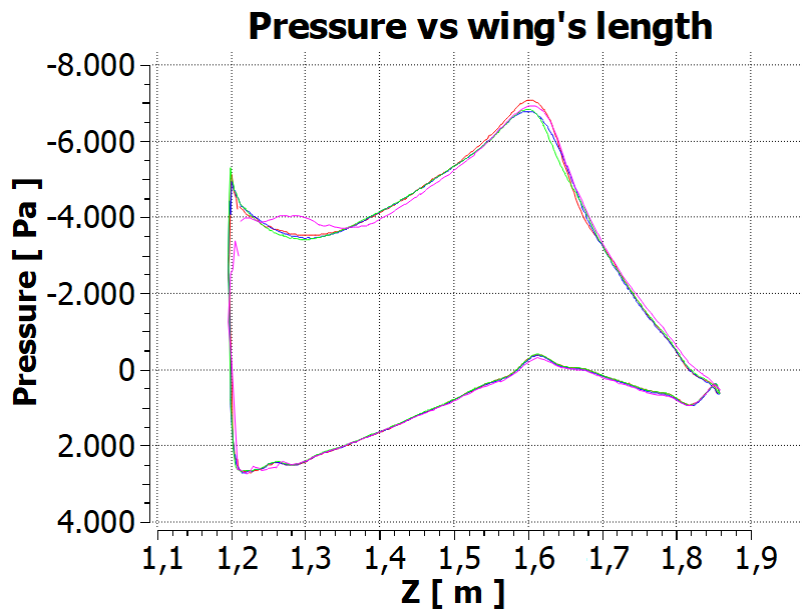
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.54: Κατανομή πίεσης στο 0.94% του εκπετάσματος



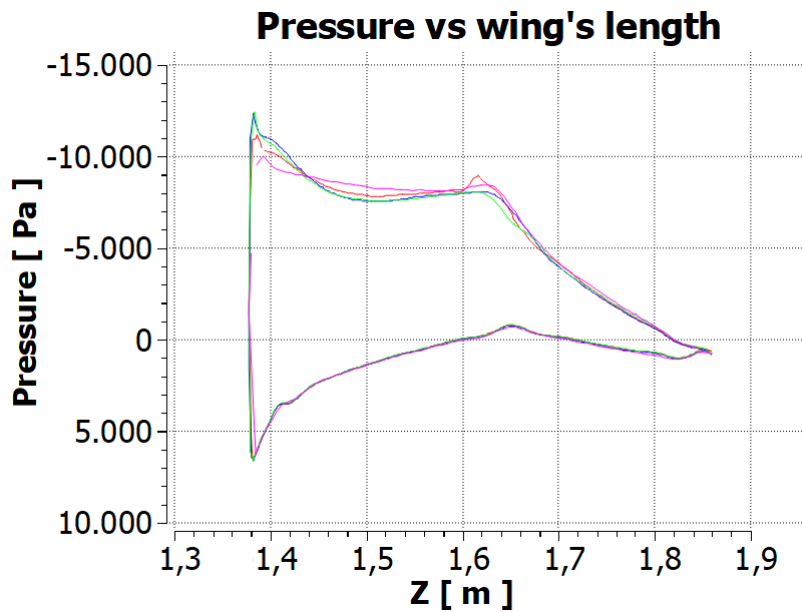
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.55: Κατανομή πίεσης στο 1.61% του εκπετάσματος



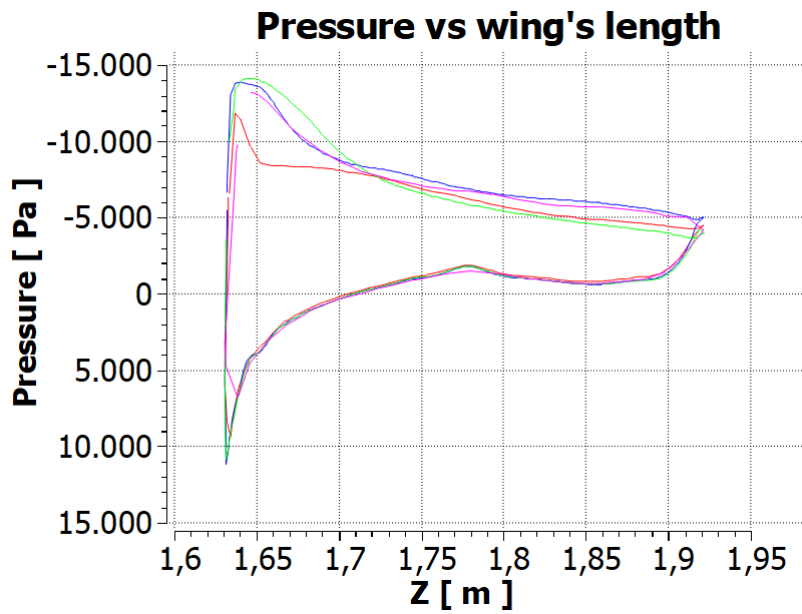
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.56: Κατανομή πίεσης στο 6.3% του εκπετάσματος



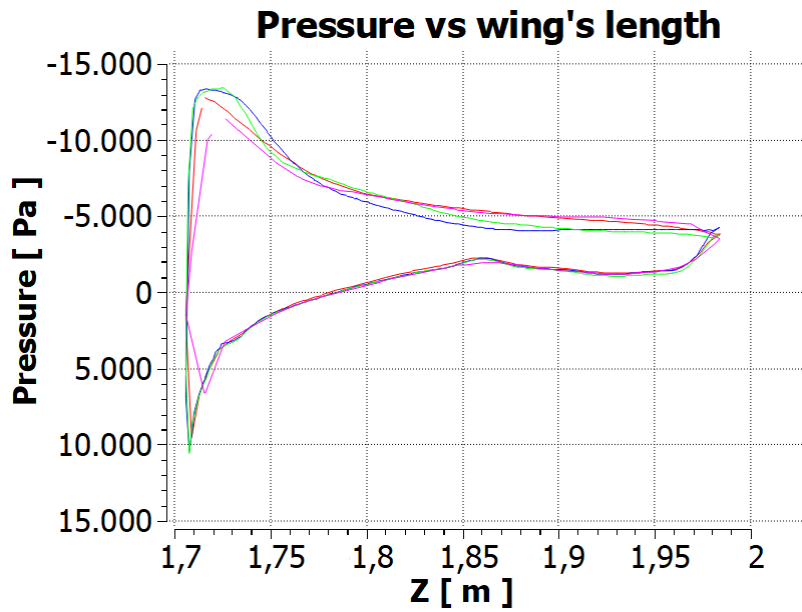
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.57: Κατανομή πίεσης στο 10.99% του εκπετάσματος



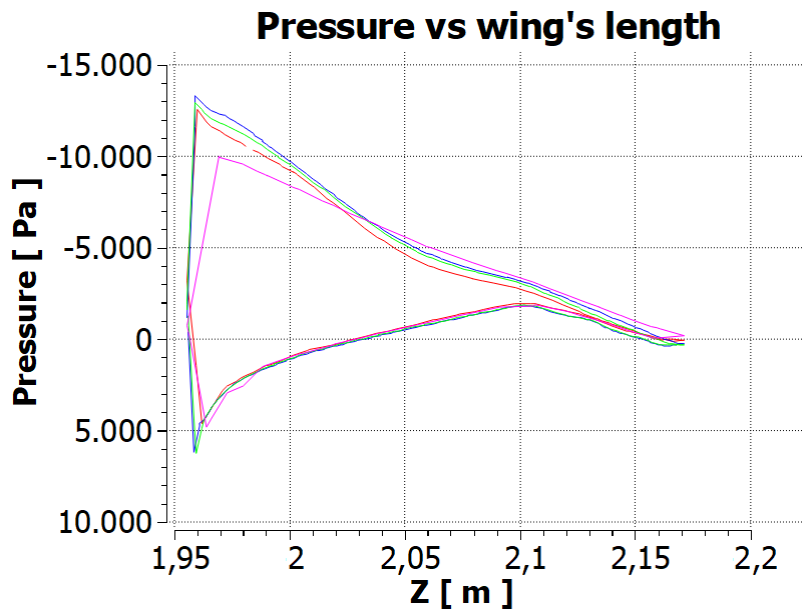
- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.58: Κατανομή πίεσης στο 38.47% του εκπετάσματος



- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.59: Κατανομή πίεσης στο 53.21% του εκπετάσματος



- * ροζ καμπύλη: 2.4 εκατομμύρια elements
- * κόκκινη καμπύλη: 11.0 εκατομμύρια elements
- * πράσινη καμπύλη: 21.9 εκατομμύρια elements
- * μπλε καμπύλη: 24.1 εκατομμύρια elements

Εικόνα 6.2.3.60: Κατανομή πίεσης στο 90.08% του εκπετάσματος

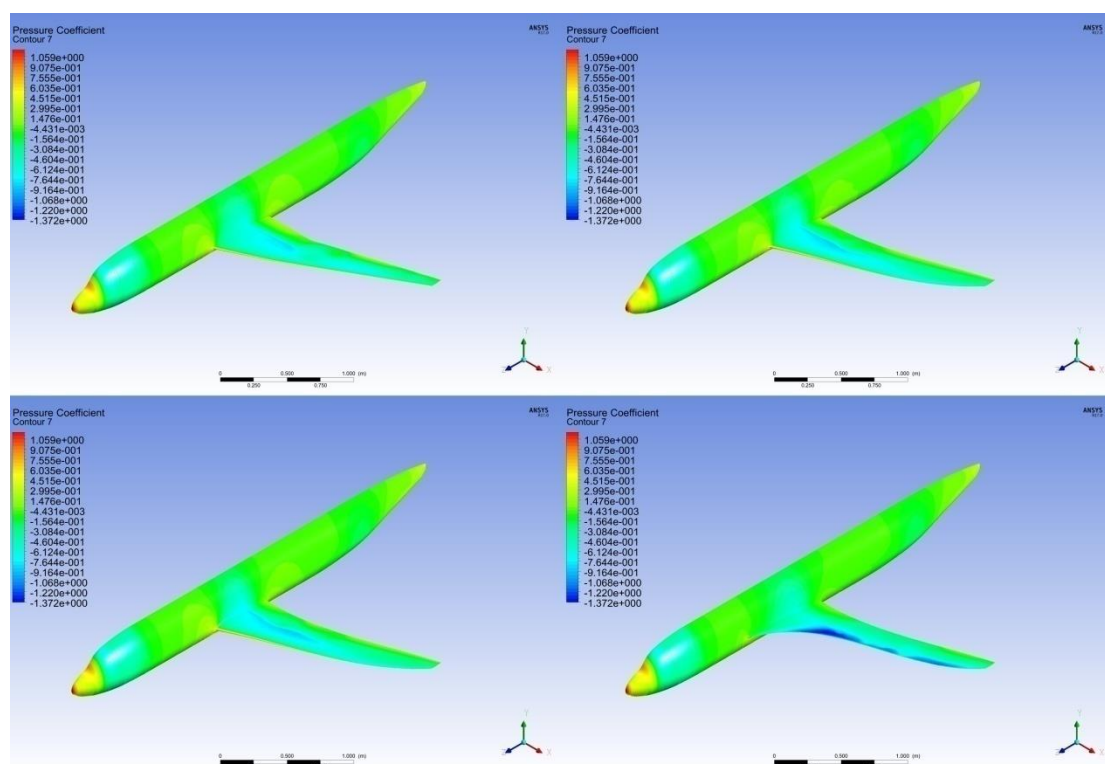
Με βάση τα αποτελέσματα των παραπάνω 4^{ων} διαμορφώσεων, η επιλογή των πλέον κατάλληλων πλεγμάτων για τη συγκριτική μελέτη των διαμορφώσεων, τα οποία αποδίδουν υπολογιστική ακρίβεια σε όλη την έκταση των διαμορφώσεων και ταυτόχρονα χαμηλότερες υπολογιστικές απαιτήσεις είναι οι εξής:

- 1^η διαμόρφωση: πλέγμα των 21.9 εκατομμυρίων elements
- 2^η διαμόρφωση: πλέγμα των 17.2 εκατομμυρίων elements
- 3^η διαμόρφωση: πλέγμα των 23.2 εκατομμυρίων elements
- 4^η διαμόρφωση: πλέγμα των 21.9 εκατομμυρίων elements.

7.1. Αεροδυναμικά χαρακτηριστικά διαμορφώσεων

Οι διαφοροποιήσεις της εξωτερικής επιφάνειας των διαμορφώσεων και οι αντίστοιχες τροποποιήσεις που έχουν λάβει χώρα σε κάθε περίπτωση, επιφέρουν διαφοροποιήσεις και στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Οι διαφοροποιήσεις αυτές γίνονται εμφανείς μέσω των παρουσιαζομένων υπολογιστικών αποτελεσμάτων.

Διευκρινίζεται ότι στην υπόλοιπη μελέτη, θα αντιπαρέχονται τα υπολογιστικά αποτελέσματα των τεσσάρων διαμορφώσεων απεικονίζοντας πάνω-αριστερά την 1^η διαμόρφωση, πάνω-δεξιά τη 2^η διαμόρφωση, κάτω-αριστερά την 3^η διαμόρφωση και κάτω-δεξιά την 4^η διαμόρφωση.

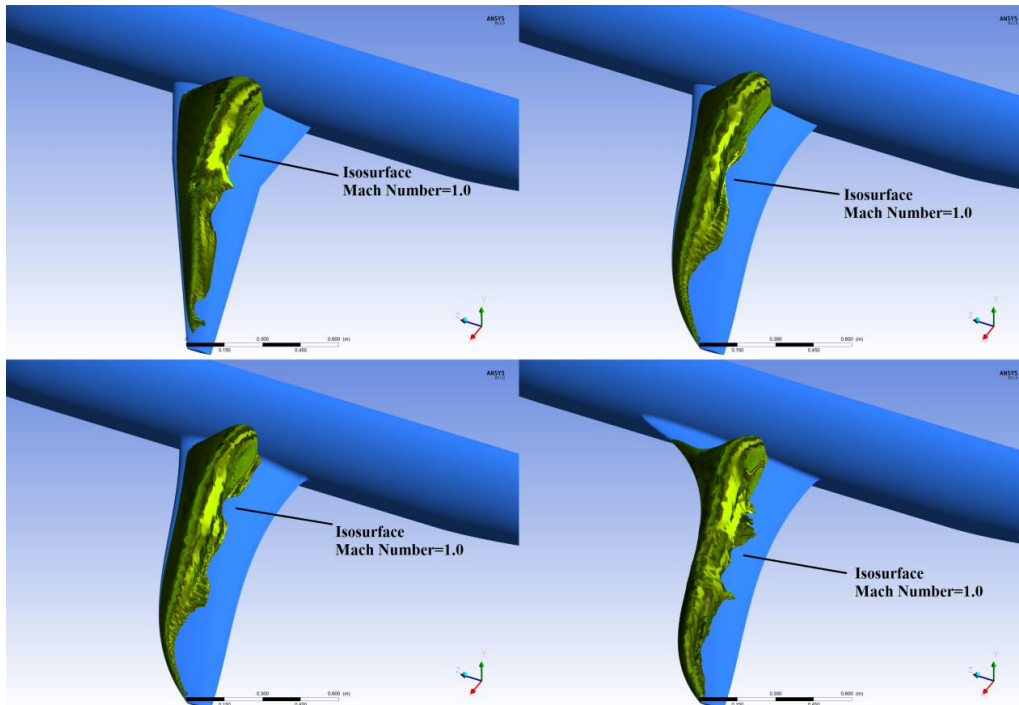


Εικόνα 7.1.1: Contours συντελεστή πίεσης διαμορφώσεων

Όπως φαίνεται από την εικόνα 7.1.1, τα contours των πιέσεων των τριών πρώτων διαμορφώσεων είναι παρόμοιες με μικρές διαφοροποιήσεις, ενώ η 4^η διαμόρφωση εμφανίζει μια περιοχή χαμηλότερης πίεσης στην περιοχή του χείλους προσβολής της πτέρυγας.

Τα προκύπτοντα contours των πιέσεων και η διαμόρφωση των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών, καθορίζονται από την παρουσία κυμάτων κρούσης στη ροή, καθώς η προσομοίωση λαμβάνει χώρα σε διηχητικές συνθήκες πτήσης. Η

εμφάνιση των κυμάτων κρούσης λαμβάνει χώρα όταν η ροή επιβραδύνει τοπικά πάνω στην πτέρυγα από υπερηχητική σε υποχηχητική περιοχή ταχυτήτων, δηλαδή όπως φαίνεται στην εικόνα 7.1.2, όταν η ροή γίνεται για δεύτερη φορά υποχηχητική (καθώς την πρώτη φορά αφορά την επιτάγγυσή της από υποχηχητική σε υπερηχητική).



Εικόνα 7.1.2: Isosurface για αριθμό Mach=1.0

Το σύνολο των προκύπτων αεροδυναμικών χαρακτηριστικών όλων των διαμορφώσεων φαίνονται στον παρακάτω πίνακα.

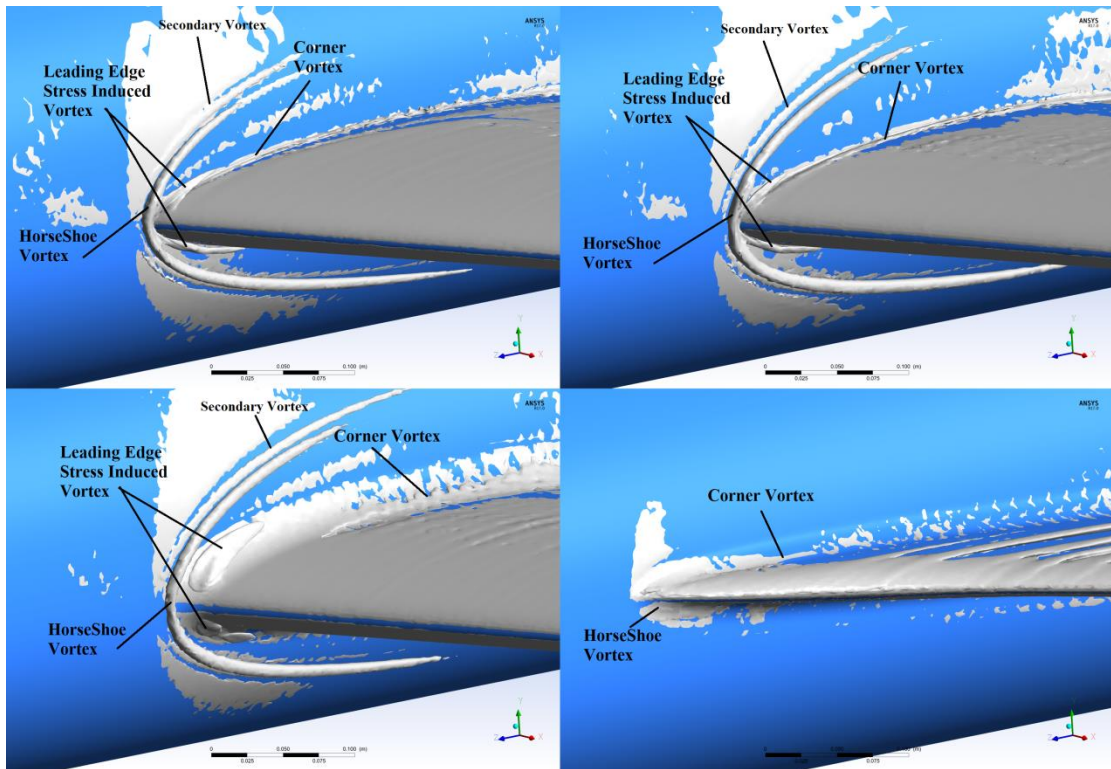
1 st configuration	2 nd configuration	3 rd configuration	4 th configuration
C_L/C_D			
5,29	6,20	6,51	8,32
C_L			
0,03767	0,04426	0,04665	0,09503
C_D			
0,00713	0,00714	0,00716	0,01142

Όπως είναι εμφανές, η εφαρμογή κάθε τροποποίησης από την 1^η έως την 4^η διαμόρφωση είχε ως αποτέλεσμα την αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης (C_L/C_D) του αεροσκάφους, με αποτέλεσμα να αυξάνεται η οικονομία καυσίμου του, η εμβέλεια και η αυτονομία του σε αυτό το καθεστώς πτήσης. Ωστόσο, η εμφάνιση της μικρότερης οπισθέλκουσας εμφανίζεται στην 1^η διαμόρφωση με πολύ μικρή διαφορά από αυτή την 2^η και 3^η διαμόρφωσης. Σημειώνεται ότι η έντονη διαφοροποίηση του συντελεστή οπισθέλκουσας των τριών πρώτων διαμορφώσεων με αυτόν της 4^{ης} διαμόρφωσης έγκειται στη χρήση διαφορετικής αεροτομής, όπως έχει αναφερθεί στο κεφάλαιο 2.4.

7.2. Στρόβιλοι των Junction Flows

7.2.1. Δομές και στοιχεία στροβίλων

Για τη μελέτη των junction flows, είναι αναγκαίο να μελετηθούν οι στρόβιλοι που δημιουργούνται εξαιτίας της επίδρασης του εμποδίου (πτέρυγας) στο εισερχόμενο οριακό στρώμα της ατράκτου και στη συνέχεια εξαιτίας της αλληλεπίδρασης των δυο οριακών στρωμάτων. Για την τρισδιάστατη απεικόνιση της τοπολογίας των περιοχών παρουσίας στροβίλων χρησιμοποιήθηκε η μέθοδος του « λ_2 -κριτηρίου». Σύμφωνα με το « λ_2 -κριτήριο», μια περιοχή στροβίλου ορίζεται όταν υπάρχουν 2 αρνητικές ιδιοτιμές του τανυστή $\mathbf{\Omega}^2 + \mathbf{S}^2$, όπου \mathbf{S} και $\mathbf{\Omega}$ είναι αντίστοιχα το συμμετρικό και το αντι-συμμετρικό μέρος του τανυστή της κλίσης της ταχύτητας $\nabla \mathbf{U}_i$. Διευκρινίζεται ότι οι ιδιοτιμές του τανυστή $\mathbf{\Omega}^2 + \mathbf{S}^2$ είναι πάντα πραγματικές.

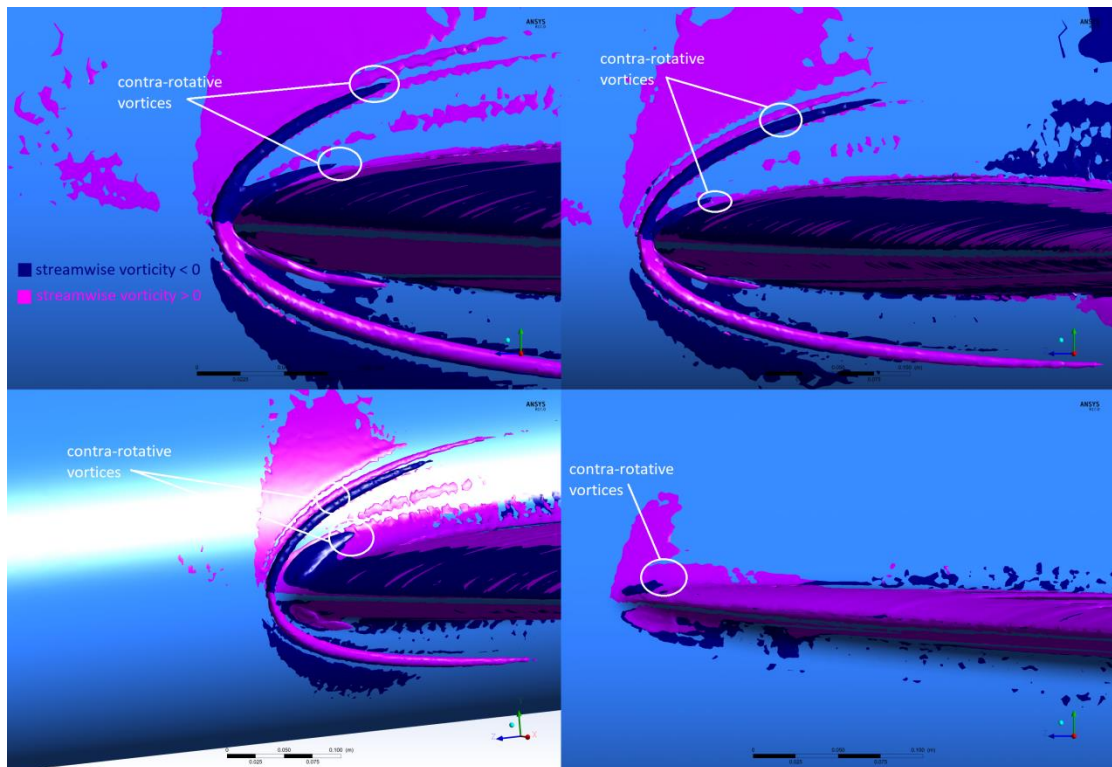


Εικόνα 7.2.1.1: Δομή στροβίλων του Junction Flow (βάσει « λ_2 -κριτηρίου»)

Σύμφωνα με την παραπάνω μέθοδο, παρήχθησαν οι περιοχές στροβίλων των 4 διαμορφώσεων. Όπως φαίνεται από το σχήμα 7.2.1.1, η κυρίαρχη δομή στροβίλου είναι ο πεταλοειδής στρόβιλος (*HorseShoe Vortex*), από τον οποίο παράγεται μια επιπρόσθετη δομή, ο δευτερεύων στρόβιλος (*Secondary Vortex*) λόγω της πρόσκρουσης του εισερχομένου οριακού στρώματος με την αντίστροφη ροή κοντά στο χείλος προσβολής της πτέρυγας. Ο πεταλοειδής στρόβιλος δημιουργείται εξαιτίας της αποκόλλησης του εισερχομένου οριακού στρώματος (της ατράκτου) λόγω της αντίξοξης βαθμίδας πίεσης που συναντά, κατευθυνόμενο προς την πτέρυγα και στη

συνέχεια διαχέεται κατά μήκος της ροής. Επιπλέον, στο ίδιο σχήμα παρατηρείται η παρουσία μιας μικρότερης δομής, ο στρόβιλος γωνίας (*Corner Vortex*), ο οποίος δημιουργείται στο χείλος προσβολής και αναπτύσσεται κατά μήκος της επιφάνειας σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου (*junction*). Μια επιπλέον μικρή δομή που παρατηρείται, είναι αυτή του στρόβιλου επαγόμενου από τις τάσεις χείλους προσβολής (*Leading Edge Stress Induced Vortex*), οι οποίοι δημιουργούνται στο χείλος προσβολής της πτέρυγας, εξαιτίας των τάσεων wv και wu (βάσει του σχήματος z : διαμήκης άξονας) και των παραγώγων τους, οι οποίες είναι υψηλές λόγω των ισχυρών επιταγών της ταχύτητας στην περιοχή.

Ιδιαίτερη σημασία δίδεται στην έντονη διαφοροποίηση της δομής των στρόβιλων της 4^{ης} διαμόρφωσης, στην οποία εμφανίζονται μόνο οι δομές του πεταλοειδή στρόβιλου και του στρόβιλου γωνίας. Ο λόγος για τον οποίο συμβαίνει αυτό είναι η παρουσία αιχμηρού χείλους προσβολής, για το οποίο θα ακολουθήσει εκτενέστερη ανάλυση. Αντίθετα, στις πρώτες τρεις διαμορφώσεις παρατηρείται παρουσία και των τεσσάρων ειδών στρόβιλων που αναφέρθηκαν.



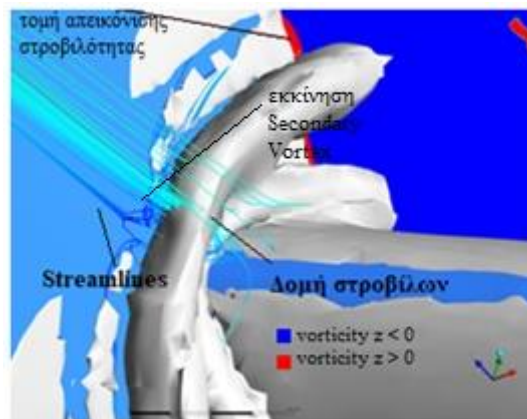
Εικόνα 7.2.1.2: Αντίθετα περιστρεφόμενοι στρόβιλοι

Στο σχήμα 7.2.1.2, φαίνεται η σχέση μεταξύ των στρόβιλων όσο αφορά το πρόσημο της συνιστώσας της στροβιλότητας κατά τη διεύθυνση της ροής. Με αυτό τον τρόπο παρατηρείται ποιοι στρόβιλοι περιστρέφονται αντίρροπα και ποιοι ομόρροπα. Συγκεκριμένα, παρατηρείται ότι ο πεταλοειδής στρόβιλος και στρόβιλος επαγόμενος από τις τάσεις χείλους προσβολής είναι ομόρροπα περιστρεφόμενοι, ενώ ο δευτερεύων στρόβιλος και ο στρόβιλος γωνίας έχουν αντίθετη φορά περιστροφής,

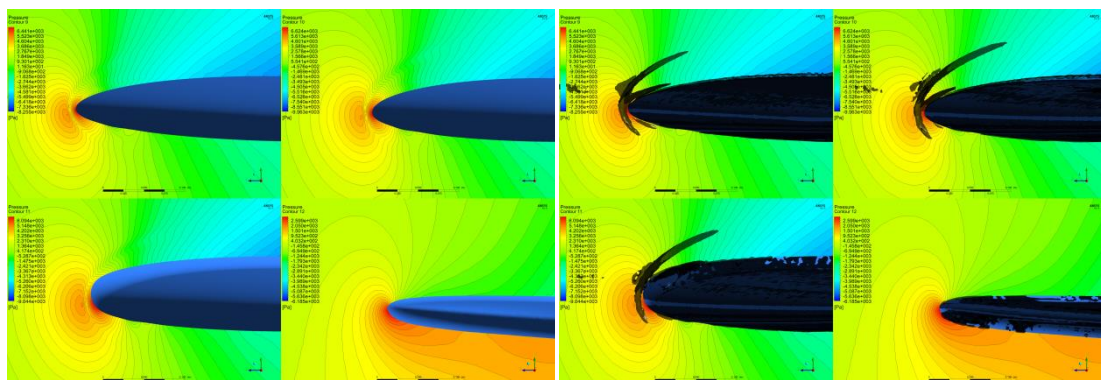
σε όλες τις διαμορφώσεις. Επομένως, παρατηρείται ότι στις περιοχές στροβιλότητας εμφανίζονται ζεύγη στροβίλων αντίθετης φοράς περιστροφής.

Στο σχήμα 7.2.1.3, διευκρινίζεται και γίνεται εμφανής ο τρόπος με τον οποίο δημιουργείται ο δευτερεύων στρόβιλος, μετά την αποχώρησή του από τον πεταλοειδή στρόβιλο. Παρατηρείται, επίσης, ότι ο πεταλοειδής στρόβιλος δεν προσκολλάται πάνω στη κοίλη επιφάνεια της ατράκτου, αλλά είναι ελαφρώς εγκάρσια απομακρυσμένος από αυτή. Σε αντίθεση ο δευτερεύων στρόβιλος ακολουθεί ακριβώς την πορεία που καθορίζεται από την επιφάνεια της ατράκτου.

Στο σχήμα 7.2.1.4, διαφαίνεται η αντίξοχη βαθμίδα πίεσης που συναντά το οριακό στρώμα για τη δημιουργία του πεταλοειδή στρόβιλου, καθώς παρατηρείται και ακόμα μια μικρότερης κλίμακας αντίξοχη βαθμίδα πίεσης που δημιουργείται από την παρουσία του δευτερεύοντος στρόβιλου.



Εικόνα 7.2.1.3: Απεικόνιση Streamlines πεταλοειδούς στρόβιλου και δευτερεύοντος στρόβιλου



Εικόνα 7.2.1.4: Contours πίεσης στην επιφάνεια σύνδεση πτέρυγας-ατράκτου (με και χωρίς την απεικόνιση της δομής των περιοχών των στροβίλων)

7.2.2. Επίδραση των γεωμετρικών τροποποιήσεων στη διαμόρφωση των στροβίλων

Παρά το γεγονός ότι δημιουργούνται οι ίδιες δομές στροβίλων στις 4 διαμορφώσεις, η μορφή και η τοπολογία των στροβίλων διαφέρει, λόγω των τροποποιήσεων της γεωμετρίας των περιοχών σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου.

Μια από τις σημαντικότερες διαφορές εμφανίζονται στο κύριο πεταλοειδή στρόβιλο και την επίδραση του στη συνολική ροή. Για το λόγο αυτό, κρίνεται αναγκαίο να παρουσιαστούν οι προκύπτοντες δείκτες «Bluntness Factor» και «Momentum Deficit Factor» για κάθε διαμόρφωση. Αυτοί οι δείκτες σε συνδυασμό με τα υπολογιστικά αποτελέσματα θα συντελέσουν στη μελέτη του πεταλοειδή στροβίλου και τη πιθανή παρουσία “Corner Separation”.

Σημειώνεται ότι για τη συνέχεια της μελέτης, θεωρείται σκόπιμη, η σταδιακή σύγκριση κάθε τροποποίησης με την επόμενη, εκκινώντας από τη διαμόρφωση αναφοράς. Αυτό πραγματοποιείται διότι κάθε τροποποίηση περιλαμβάνει στοιχεία της αμέσως προηγούμενης και με αυτό τον τρόπο μπορούν να απομονωθούν και να γίνουν εμφανείς στο μεγαλύτερο βαθμό, οι επιδράσεις έκαστης γεωμετρικής τροποποίησης.

HorseShoe Vortex Factors		
Configuration No.	B.F.	M.D.F.
1	0,036131	1,18E+09
2	0,037810	8,64E+08
3	0,131334	9,90E+08
4	0,081311	2,42E+09

Πίνακας 16: Τιμές δεικτών “Bluntness Factor” και “Momentum Deficit Factor” για όλες τις διαμορφώσεις

Τοπολογία Πεταλοειδή Στροβίλου:

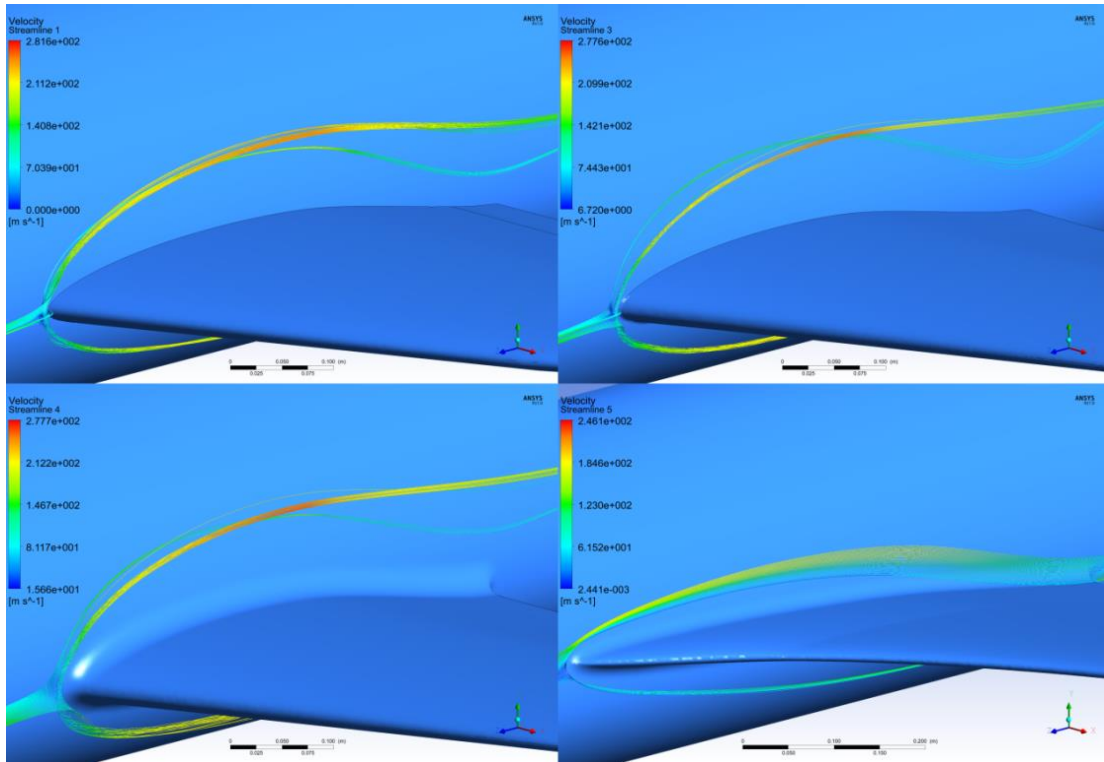
Όπως φαίνεται από τον πίνακα 17 και τις εικόνες 7.2.2.1 και 7.2.2.2, η τοπολογία του πεταλοειδή στροβίλου κάθε διαμόρφωσης είναι διαφορετική.

HorseShoe Vortex Characteristics		
Configuration No.	Distance from L.E. (m)	Max Velocity Swirling Strength (1/s)
1	0,00678	1,95E+04
2	0,00845	2,28E+04
3	0,01450	1,82E+04
4	0,00004	1,71E+03

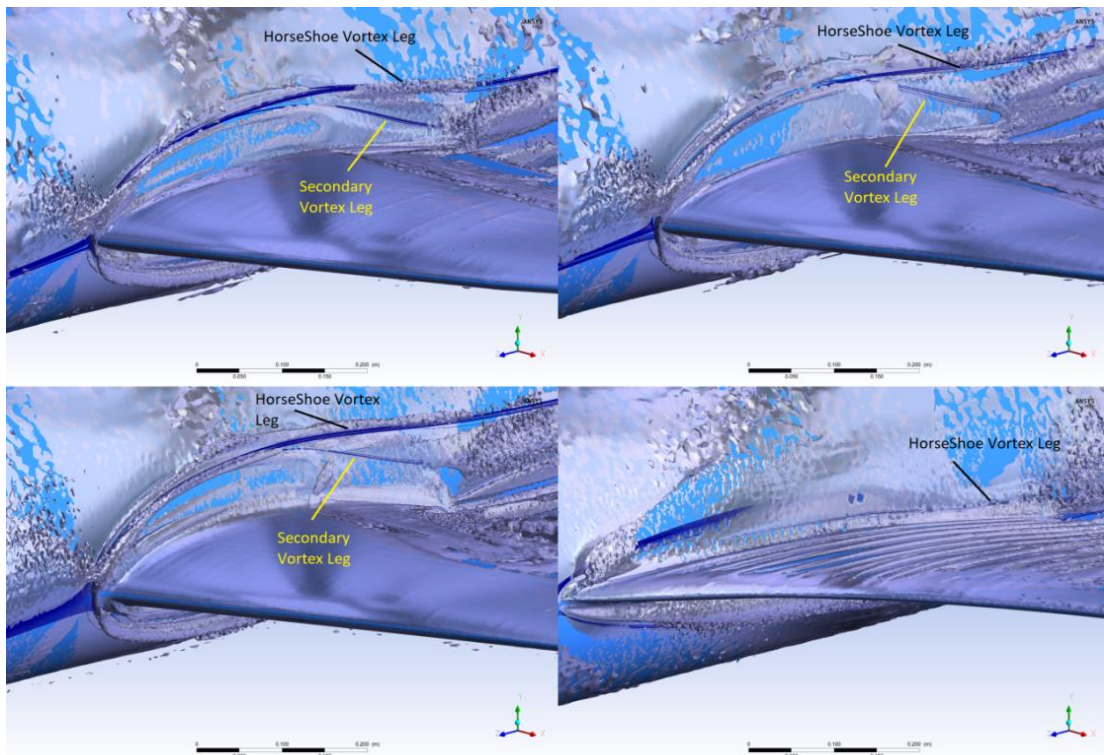
Πίνακας 17: Χαρακτηριστικά πεταλοειδή στροβίλου κάθε διαμόρφωσης

Αρχικά, η βασική γεωμετρική διαφοροποίηση της 1^{ης} και 2^{ης} διαμόρφωσης αφορά τη γωνία βέλους στην περιοχή του junction flow. Η 1^η διαμόρφωση, στην

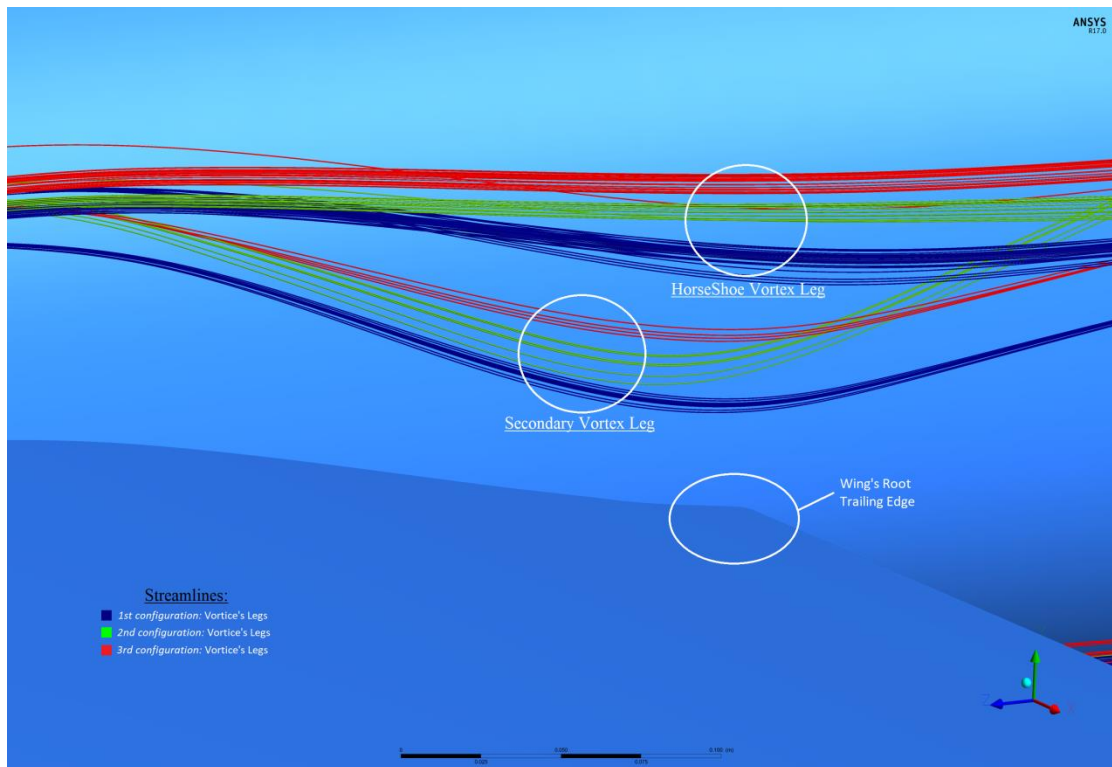
περιοχή που λαμβάνει χώρα το junction flow έχει σταθερή γωνία βέλους (26.82°), ενώ η 2^η διαμόρφωση έχει μικρότερη γωνία βέλους, η οποία είναι σταδιακά μειούμενη (από 26.21° έως 22.69°). Συνδυαστικά, το γεγονός ότι η 2^η διαμόρφωση έχει μεγαλύτερη τιμή του *B.F.*, αλλά και μικρότερη γωνία βέλους στην περιοχή ενδιαφέροντος, συντελούν στην αύξηση της απόστασης του σημείου εκκίνησης του πεταλοειδή στροβίλου από το χείλος προσβολής της πτέρυγας κατά 24.63%, όπως φαίνεται από τον πίνακα 17 και τις εικόνες 7.2.1.1, 7.2.2.1 και 7.2.2. Αυτό συμβαίνει διότι, τόσο οι υψηλές τιμές του *B.F.*, όσο και οι μικρές γωνίες οπισθόκλισης προκαλούν την απομάκρυνση του πεταλοειδή στροβίλου από την πτέρυγα, όπως αναφέρεται στα κεφάλαια 3.3 και 3.5 αντίστοιχα. Η εξέλιξη του πεταλοειδή στροβίλου ως προς την απομάκρυνση του από την πτέρυγα κατά μήκος της είναι παρόμοιος και στις δυο περιπτώσεις, με τη διαφοροποίηση του να εντοπίζεται μόνο στις απολήξεις του στροβίλου (Vortex Legs), οι οποίες μεταφέρουν ρευστό υψηλής ορμής στην επιφάνεια της πτέρυγας και επηρεάζουν την τοπική ροή στην επιφάνεια της. Για αυτές ισχύει ότι οι απολήξεις της 1^{ης} διαμόρφωσης βρίσκονται πιο κοντά στην επιφάνεια της πτέρυγας (εικόνες 7.2.2.1, 7.2.2.2 και 7.2.2.3), όμως σε καμία από τις 2 περιπτώσεις, οι απολήξεις δεν προσεγγίζουν πολύ κοντά την πτέρυγα. Οι δείκτες *B.F.* και *M.D.F.* μπορούν να προβλέψουν τη συμπεριφορά αυτών των απολήξεων, καθώς οι αυξημένες τιμές τους αναμένουν οι απολήξεις της 1^{ης} διαμόρφωσης να προσεγγίζουν πιο κοντά τη πτέρυγα. Ωστόσο, συνάρτηση της συμπεριφοράς αυτών των απολήξεων είναι, επίσης, η ένταση του στροβίλου, η επίδραση του εισερχόμενου οριακού στρώματος στην παραμόρφωση των ταχυτήτων και η οπισθόκλιση της πτέρυγας, με τις δυο πρώτες να περιλαμβάνονται ως έννοιες στους δείκτες *B.F.* και *M.D.F.* Αναφορικά με την 1^η και 2^η διαμόρφωση, παρά το γεγονός ότι η 1^η διαμόρφωση έχει χαμηλότερο δείκτη *B.F.* και μεγαλύτερη οπισθόκλιση σε σχέση με τη 2^η διαμόρφωση, το οποίο προκαλεί τη δημιουργία πιο αποδυναμωμένου στροβίλου (μικρότερη τιμή max velocity swirling strength: πίνακας 17), η έντονα αυξημένη τιμή του δείκτη *M.D.F.* (κατά 36.57%) και η αυξημένη γωνία βέλους καθιστά τις απολήξεις της 1^{ης} διαμόρφωσης να προσεγγίζουν περισσότερο την επιφάνεια της πτέρυγας σε σχέση με αυτές της 2^{ης}.



Εικόνα 7.2.2.1: Streamlines με εκκίνηση από το χείλος προσβολής της ρίζας της πτέρυγας



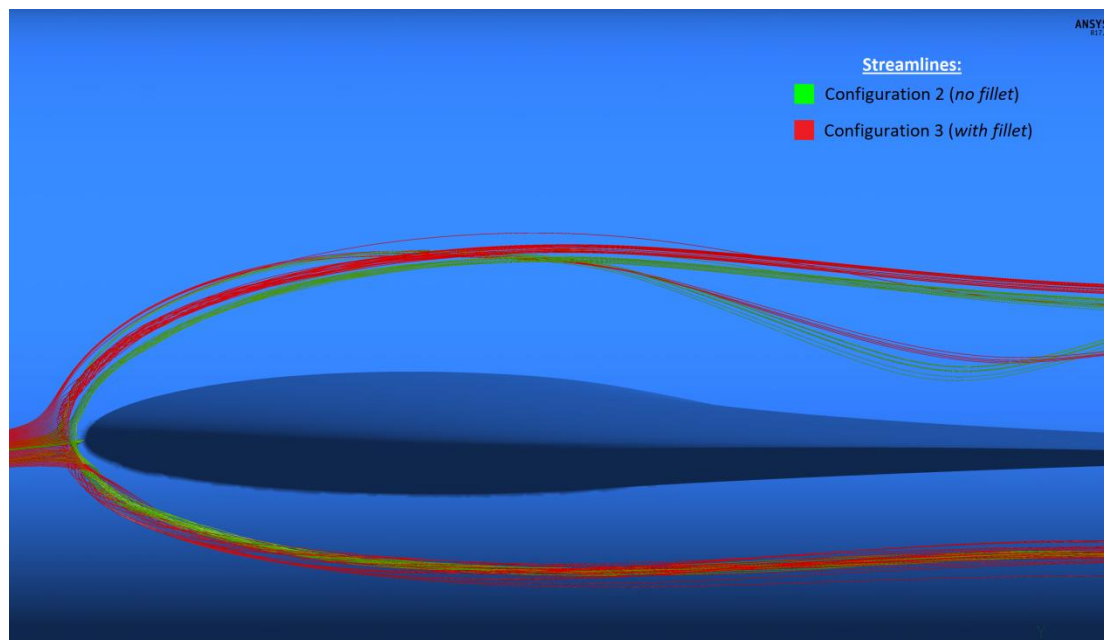
Εικόνα 7.2.2.2: Δομές στροβίλων και Streamlines εκκίνησης από το χείλος προσβολής της ρίζας της πτέρυγας



Εικόνα 7.2.2.3: Απολήξεις (legs) του πεταλοειδή στροβίλου και του δευτερεύοντος στροβίλου (μπλε: 1^η διαμόρφωση, πράσινο: 2^η διαμόρφωση, κόκκινο: 3^η διαμόρφωση)

Όσον αφορά τη 2^η και 3^η διαμόρφωση, η μόνη τους γεωμετρική διαφοροποίηση αποτελεί η εισαγωγή της γεωμετρίας τύπου fillet. Επομένως, από τις διαφορές της ροής μεταξύ των δυο διαμορφώσεων μπορούν να εξαχθούν συμπεράσματα για την επίδραση των fillet στα junction flows. Μεταξύ των διαμορφώσεων 2 και 3, αξιοσημείωτη είναι αύξηση του δείκτη *B.F.* στη 3^η διαμόρφωση, καθώς η τιμή του γίνεται 3.74 φορές μεγαλύτερη σε σχέση με αυτή της 2^{ης} διαμόρφωσης, όπως φαίνεται στον πίνακα 16. Η έντονη αυτή αύξηση οφείλεται κυρίως στην αύξηση της ενεργού ακτίνας της αεροτομής λόγω της εισαγωγής της γεωμετρίας fillet. Η αύξηση αυτή του δείκτη *B.F.* δικαιολογεί την απομάκρυνση του σημείου εκκίνησης του πεταλοειδή στροβίλου από το χείλος προσβολής της πτέρυγας κατά 71.6% σε σχέση με αυτή τη διαμόρφωση όπου απουσιάζει η γεωμετρία fillet (2^η διαμόρφωση), όπως φαίνεται από τον πίνακα 17 και την εικόνα 7.2.2.4. Όσον αφορά την εξέλιξη του πεταλοειδή στροβίλου ως προς την απομάκρυνση του από την πτέρυγα κατά μήκος της, αλλά και τις απολήξεις του, στη περίπτωση χρήσης γεωμετρίας fillet, ο στροβίλος είναι πιο απομακρυσμένος σε κατακόρυφη και διαμήκη διεύθυνση σε σχέση με τη 2^η διαμόρφωση. Ωστόσο, αναφέρεται ότι οι απολήξεις κανενός από τους δυο στροβίλους δεν προσεγγίζει έντονα την επιφάνεια της πτέρυγας. Η συμπεριφορά των απολήξεων του πεταλοειδή στροβίλου μπορούν να ερμηνευτούν από το συνδυασμό των δεικτών *B.F.*, *M.D.F.* και της έντασης του στροβίλου, καθώς η γωνία οπισθόκλισης είναι η ίδια. Συγκεκριμένα, παρά την προαναφερθείσα αύξηση του δείκτη *B.F.* και την αύξηση του δείκτη *M.D.F.* κατά 14.58% της 3^{ης} διαμόρφωσης, η μεγάλη αύξηση της απόστασης από το χείλος

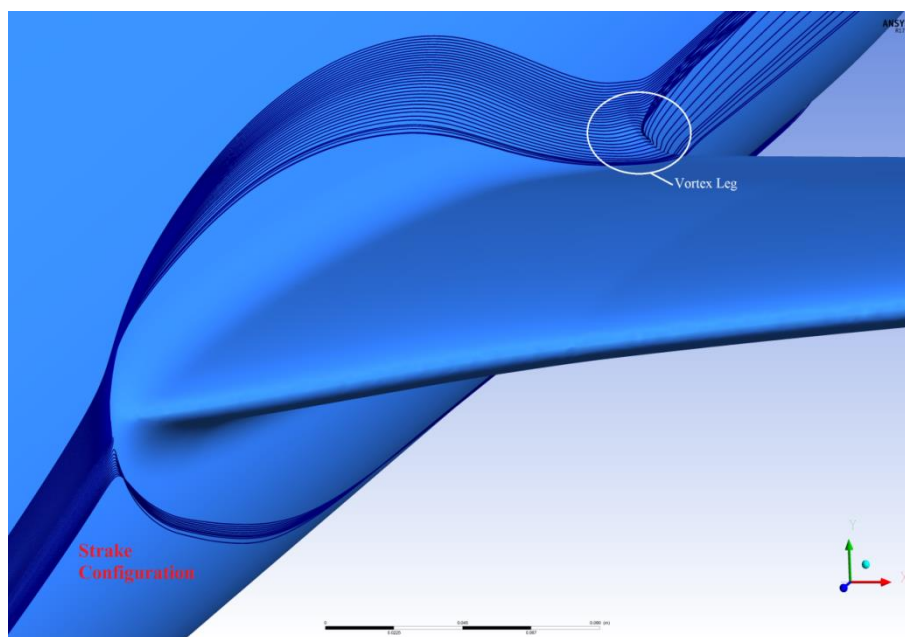
προσβολής της εκκίνησης του στροβίλου σε συνδυασμό με την παραγωγή πιο αποδυναμωμένου στροβίλου (μείωση του Velocity Swirling Strength κατά 20.42%) έχουν ως αποτέλεσμα την απομάκρυνση των απολήξεων του πεταλοειδή στροβίλου από την επιφάνεια της πτέρυγας.



Εικόνα 7.2.2.4: Επίδραση της εισαγωγής γεωμετρίας τύπου fillet στην τοπολογία των στροβίλων (πράσινο: 2^η διαμόρφωση, κόκκινο: 3^η διαμόρφωση)

Η τελευταία γεωμετρική τροποποίηση, αφορά την εισαγωγή γεωμετρίας τύπου strake. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα η 3^η και 4^η διαμόρφωση να εμφανίζουν διαφοροποιήσεις ως προς τη γωνία βέλους της πτέρυγας, αλλά και ως προς την ίδια τη μορφή και το μήκος χορδής της αεροτομής της ρίζας, την οποία συναντά το εισερχόμενο οριακό στρώμα της ροής. Αναφέρεται ότι το χείλος προσβολής της διαμόρφωσης με το strake, έχει πιο αιχμηρό χείλος προσβολής σε σχέση με αυτό της 3^{ης} διαμόρφωσης. Ωστόσο και οι δυο διαμορφώσεις ενσωματώνουν την γεωμετρία τύπου fillet. Η 3^η διαμόρφωση, στην περιοχή που λαμβάνει χώρα το junction flow έχει σταδιακά μειούμενη γωνία βέλους από 26.21° έως 22.69°, ενώ η 4^η διαμόρφωση λόγω του strake, έχει σταδιακά αυξανόμενη γωνία από 56.07° έως 66.11°. Συνδυαστικά, η έντονα μεγαλύτερη γωνία οπισθόκλισης της πτέρυγας της 4^{ης} διαμόρφωσης και η μείωση της τιμής του *B.F.* (κατά 38.09%) σε σχέση με την 3^η διαμόρφωση, συντελεί στην έντονη μείωση της απόστασης του πεταλοειδή στροβίλου από το χείλος προσβολής της πτέρυγας (πίνακες 16 και 17). Ουσιαστικά, η εισαγωγή του strake προκαλεί το τύλιγμα του πεταλοειδή στροβίλου πάνω στην πτέρυγα και σχεδόν την προσκόλλησή του στο χείλος προσβολής της πτέρυγας. Όσον αφορά την εξέλιξη του πεταλοειδή στροβίλου ως προς την απομάκρυνση του από την πτέρυγα κατά μήκος της, η εισαγωγή του strake ελαττώνει κατά πολύ την απόσταση του πεταλοειδή στροβίλου από την πτέρυγα, με τις απολήξεις του να έρχονται σε επαφή με την επιφάνεια της πτέρυγας στην περιοχή του χείλους εκφυγής, όπως φαίνεται στην εικόνα 7.2.2.5. Η διαφορά στη συμπεριφορά των απολήξεων των πεταλοειδών

στροβίλων μπορούν να ερμηνευτούν από το συνδυασμό των δεικτών $B.F.$, $M.D.F.$, της γωνίας οπισθόκλισης και της έντασης του στροβίλου. Συγκεκριμένα, η μειωμένη τιμή του δείκτη $B.F.$ της διαμόρφωσης με το strake και η αυξημένη γωνία βέλους της, έχει ως αποτέλεσμα την παραγωγή έντονα πιο αποδυναμωμένου στροβίλου (μείωση κατά 90.58% σε σχέση με τη διαμόρφωση χωρίς strake), το οποίο σε συνδυασμό με την κατά 2.44 φορές αυξημένη τιμή του δείκτη $M.D.F.$, έχει ως αποτέλεσμα τη προσκόλληση των απολήξεων του στροβίλου πάνω στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας.

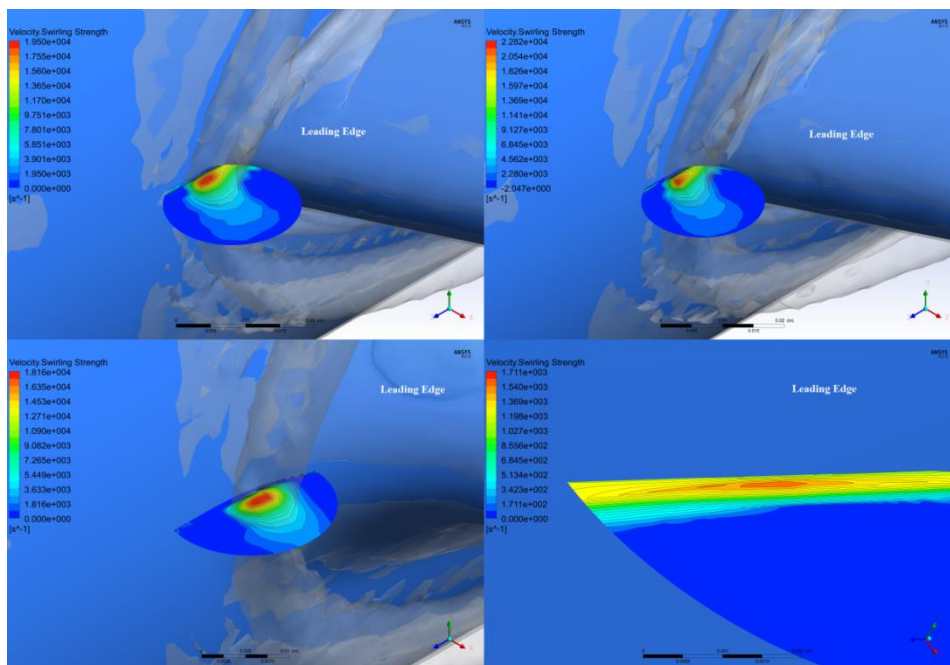


Εικόνα 7.2.2.5: Απολήξεις (legs) του πεταλοειδή στροβίλου για την 4^η διαμόρφωση (strake)

Μέγεθος και Ένταση Πεταλοειδή Στροβίλου:

Όσον αφορά την 1^η τροποποίηση της γεωμετρίας του συστήματος πτέρυγας-ατράκτου, στην περιοχή του junction flow, η 1^η και 2^η διαμόρφωση εμφανίζουν αντίστοιχου μεγέθους πεταλοειδή στροβίλο, με αυτόν την 1^{ης} διαμόρφωσης να είναι ελαφρώς μεγαλύτερος. Ωστόσο, οι δυο πεταλοειδείς στροβίλοι έχουν διαφορετικό σχήμα πυρήνα (core), όπως φαίνεται στις εικόνες 7.2.1.1 και 7.2.2.6. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα τη διαφορετική χωρική διάχυση τους, η οποία είναι αντίστοιχη του σχήματος του πυρήνα τους. Επίσης, σημειώνεται ότι ο στροβίλος της 2^{ης} διαμόρφωσης είναι πιο ισχυρός, καθώς διαθέτει μεγαλύτερη τιμή του δείκτη $B.F.$ και μικρότερη οπισθόκλιση πτέρυγας, τα οποία επικρατούν έναντι της μικρότερης τιμής του δείκτη $M.D.F.$ Όσο αφορά τη μεγαλύτερη ένταση του στροβίλου της 2^{ης} διαμόρφωσης δικαιολογεί και η πιο έντονη αντίξοβα βαθμίδα πίεσης που αντιμετωπίζει το εισερχόμενο οριακό στρώμα της 2^{ης} διαμόρφωσης σε σχέση με την 1^η, όπως φαίνεται στην εικόνα 7.2.1.4.

Τα υπολογιστικά αποτελέσματα της 2^{ης} τροποποίησης εκτιμούν ότι η εισαγωγή της γεωμετρίας fillet (3^η διαμόρφωση), προκαλεί τη δημιουργία μεγαλύτερου μεγέθους στροβίλου σε σχέση με τη 2^η διαμόρφωση, όπως φαίνεται στις εικόνες 7.2.1.1 και 7.2.2.6. Επίσης, η γεωμετρία fillet προκαλεί την προσαρμογή του σχήματος του πυρήνα του στροβίλου στη τοπική καμπυλότητα του fillet, καθώς στην 3^η διαμόρφωση είναι εμφανώς πιο στενόμακρος (δηλαδή όπως του επιβάλλει η γεωμετρία του fillet στο σημείο που εμφανίζεται ο στρόβιλος) σε σχέση με τη 2^η διαμόρφωση. Σημειώνεται ότι ο στρόβιλος της 2^{ης} διαμόρφωσης είναι πιο ισχυρός σε σχέση με τη 3^η διαμόρφωση. Αυτό συμβαίνει διότι το εισερχόμενο οριακό στρώμα της 2^{ης} διαμόρφωσης συναντά πιο έντονη αντίξοη βαθμίδα πίεσης σε σχέση με την 3^η διαμόρφωση. Αυτός ο παράγοντας καθορίζει σε μεγαλύτερο βαθμό την ένταση του στροβίλου σε σχέση με την επίδραση και των δυο μεγεθών *B.F.* και *M.D.F.*, οι οποίοι έχουν μεγαλύτερη τιμή στη 3^η διαμόρφωση.



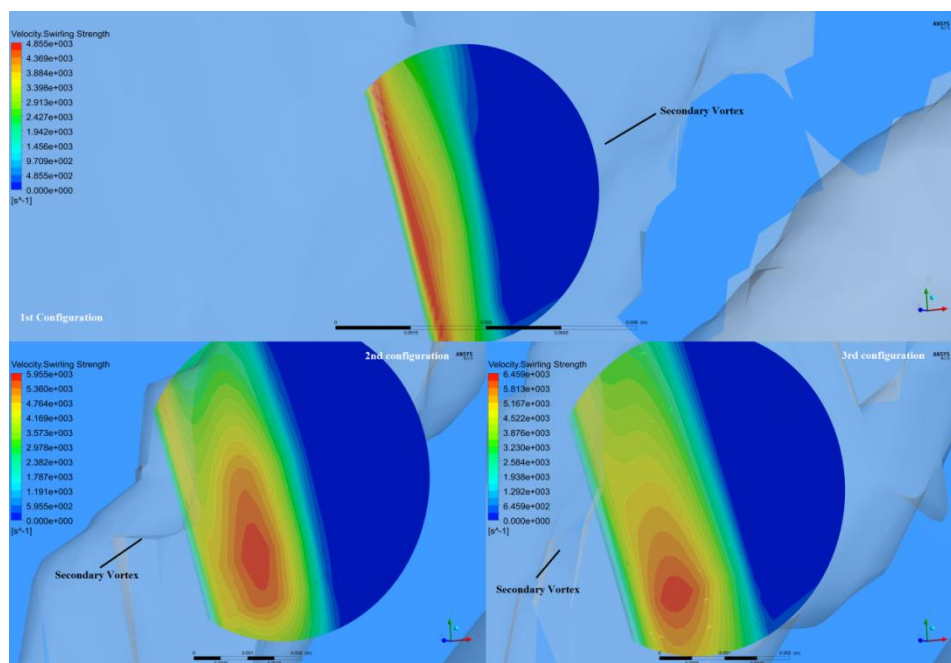
Εικόνα 7.2.2.6: Max Velocity Swirling Strength του πεταλοειδή στροβίλου κάθε διαμόρφωσης

Από τη 3^η τροποποίηση της γεωμετρίας σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου, προκύπτει ότι η εισαγωγή γεωμετρία τύπου strake, περιορίζει το σχηματισμό και αποδυναμώνει τον πεταλοειδή στρόβιλο. Συγκεκριμένα, από τις εικόνες 7.2.1.1 και 7.2.2.6, προκύπτει ότι ο πεταλοειδής στρόβιλος της 4^{ης} διαμόρφωσης είναι πολύ μικρότερος σε μέγεθος σε σχέση με αυτόν της 3^{ης} διαμόρφωσης (σημειώνεται ότι στην εικόνα 7.2.2.6, η 4^η διαμόρφωση παρουσιάζεται υπό κλίμακα μεγέθυνσης για να είναι εμφανής ο πυρήνας του στροβίλου). Επιπλέον, καθώς η 4^η διαμόρφωση περιλαμβάνει τη γεωμετρία fillet, επιβεβαιώνεται η επιρροή της γεωμετρίας fillet στο σχήμα του πυρήνα του στροβίλου, ο οποίος προσαρμόζεται στη τοπική καμπυλότητα του fillet (εικόνα 7.2.2.6), όπως αναφέρθηκε στην προηγούμενη παράγραφο. Επιπρόσθετα, οι μικρότερες τιμές του δείκτη *B.F.*, η μεγαλύτερη γωνία βέλους και η πιο ασθενής αντίξοη βαθμίδα πίεσης που αντιμετωπίζει το εισερχόμενο οριακό

στρώμα της 4^{ης} διαμόρφωσης, έχει ως αποτέλεσμα να παράγεται έντονα πιο αποδυναμωμένος πεταλοειδής στρόβιλος σε σχέση με τη 3^η διαμόρφωση.

Δευτερέων Στρόβιλος (Secondary Vortex):

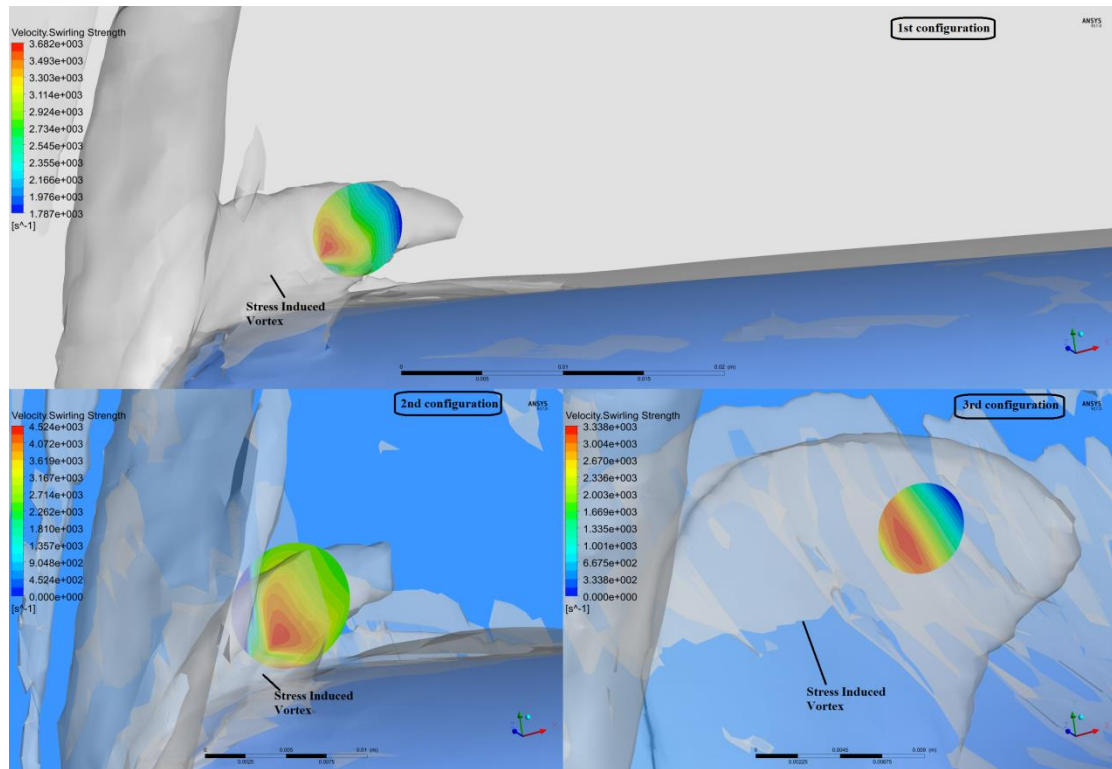
Παρά το γεγονός ότι ο πεταλοειδής στρόβιλος είναι κυρίαρχος στη ροή, στις τρεις πρώτες διαμορφώσεις δημιουργείται ένας δευτερέων στρόβιλος μικρότερης έντασης, λόγω του γεγονότος ότι το εισερχόμενο οριακό στρώμα έρχεται σε επαφή με την αντίστροφη ροή έμπροσθεν της πτέρυγας. Σε όλες τις περιπτώσεις, ο δευτερέων στρόβιλος έχει αντίθετη φορά περιστροφής με αυτή του πεταλοειδή στρόβιλου και ακολουθεί την πορεία των ροϊκών γραμμών του ιδιαίτερα στο πρώτο τέταρτο του μήκους της πτέρυγας (εικόνα 7.2.2.1). Σημειώνεται ότι ο δευτερέων στρόβιλος είναι προσκολλημένος πάνω στην επιφάνεια της ατράκτου σε όλο το μήκος του και λαμβάνει χώρα σε πιο εσωτερικό εγκάρσιο σημείο σε σχέση με τον πεταλοειδή στρόβιλο. Όπως φαίνεται από την εικόνα 7.2.2.7, ο πιο ισχυρός δευτερέων στρόβιλος είναι αυτός της 3^{ης} διαμόρφωσης, ενώ ο λιγότερο ισχυρός αυτός της 1^{ης} διαμόρφωσης. Διαφοροποίηση μεταξύ των δευτερευόντων στρόβιλων εμφανίζεται και στο σχήμα τους, καθώς και στον τρόπο διάδοσης τους, όπως προοιωνεί το σχήμα του πυρήνα τους (εικόνα 7.2.2.7). Η ένταση των στρόβιλων έχει άμεση σύνδεση με τη τοπολογία των απολήξεων των δευτερευόντων στρόβιλων, καθώς όπως φαίνεται και από την εικόνα 7.2.2.3, όσο μεγαλύτερη ένταση έχει ο στρόβιλος, τόσο πιο κοντά προσεγγίζουν οι απολήξεις του την επιφάνεια της πτέρυγας. Υπογραμμίζεται ότι οι απολήξεις και των τριών διαμορφώσεων προσεγγίζουν πιο κοντά την επιφάνεια της πτέρυγας από ότι ο πεταλοειδής στρόβιλος, επηρεάζοντας τη τοπική ροή.



Εικόνα 7.2.2.7: Max Velocity Swirling Strength του δευτερέωντα στρόβιλου για τις τρεις πρώτες διαμορφώσεις (πάνω: 1^η διαμόρφωση, κάτω-αριστερά: 2^η διαμόρφωση, κάτω-δεξιά: 3^η διαμόρφωση)

Στρόβιλος επαγόμενος από τις τάσεις χείλους προσβολής (Leading Edge Stress Induced Vortex):

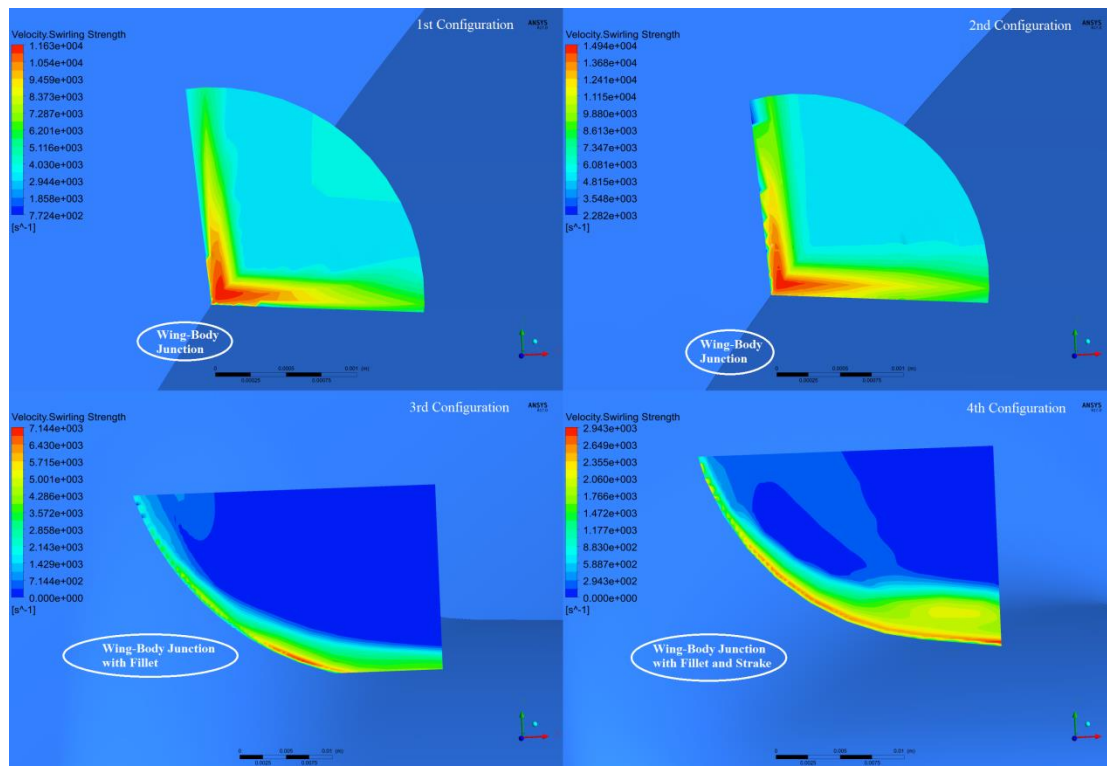
Στις τρεις πρώτες διαμορφώσεις δημιουργείται, επιπλέον, μια μικρή δομή στροβίλων, οι οποίες επάγονται από τις τάσεις που δημιουργούνται στο χείλος προσβολής της πτέρυγας, λόγω των ισχυρών επιταχύνσεων της ταχύτητας. Η ένταση των στροβίλων δεν εμφανίζει έντονες διαφοροποιήσεις (εικόνα 7.2.2.8). Ωστόσο, ο πιο ισχυρός είναι αυτός της 2^{ης} διαμόρφωσης και ο πιο αποδυναμωμένος, αυτός της 3^{ης} διαμόρφωσης. Σε αυτό το είδος στροβίλου αξίζει να σημειωθεί η επιρροή της γεωμετρίας fillet στη διαμόρφωση του σχήματός του. Όπως φαίνεται από την εικόνα 7.2.2.8, το fillet προκαλεί τη δημιουργία ενός στροβίλου μεγαλύτερου μήκους, ο οποίος όμως εφαρμόζει πάνω στη καμπυλότητα της γεωμετρίας του, το οποίο έρχεται σε αντίθεση με τις δυο πρώτες διαμορφώσεις που αναπτύσσουν παρόμοιου σχήματος στρόβιλο. Επίσης, από τη διαφορά μεταξύ της 2^{ης} και 3^{ης} διαμόρφωσης, προκύπτει ότι η γεωμετρία fillet συνέβαλε και στην αποδυνάμωση της έντασης του στροβίλου.



Εικόνα 7.2.2.8: Max Velocity Swirling Strength του στροβίλου επαγόμενου από τις τάσεις χείλους προσβολής για τις τρεις πρώτες διαμορφώσεις (πάνω: 1^η διαμόρφωση, κάτω-αριστερά: 2^η διαμόρφωση, κάτω-δεξιά: 3^η διαμόρφωση)

Στρόβιλος Γωνίας (Corner Vortex):

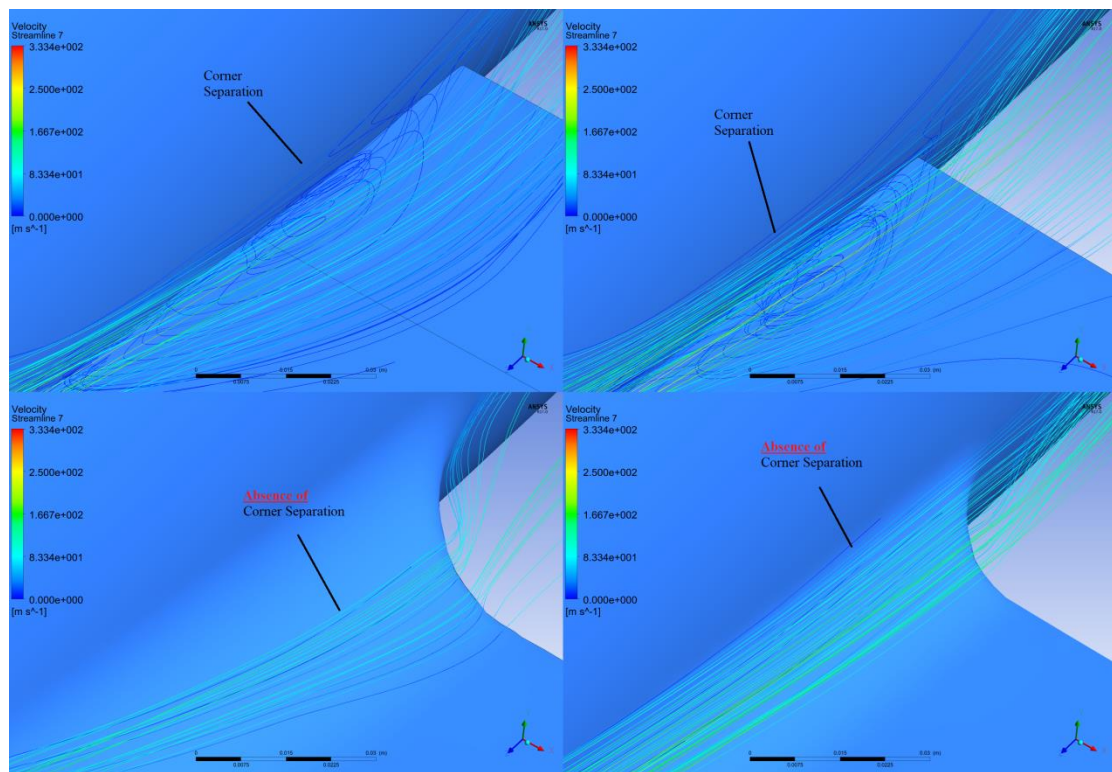
Η τελευταία δομή στροβίλου, η οποία παρατηρείται σε όλες τις διαμορφώσεις, είναι αυτή του στροβίλου γωνίας. Ο στρόβιλος γωνίας λαμβάνει χώρα κατά μήκος της επιφάνειας, η οποία διαμορφώνεται από την υπό κλίση τοποθέτηση των επιφανειών της πτέρυγας και της ατράκτου, και αναπτύσσεται κατά μήκος της. Όπως φαίνεται από την εικόνα 7.2.2.9, οι δυο πρώτες διαμορφώσεις, που αφορούν την τοποθέτηση των επιφανειών πτέρυγας και ατράκτου σε σχετική γωνία, εμφανίζουν πολύ πιο ισχυρό στρόβιλο γωνίας σε σχέση με τις υπόλοιπες διαμορφώσεις. Αντίθετα, η εισαγωγή του fillet στις διαμορφώσεις 3 και 4, εξομαλύνουν σε μεγάλο βαθμό τη ροή στην επιφάνεια σύνδεσης πτέρυγας-ατράκτου, εμφανίζοντας έντονα πιο αποδυναμωμένο στρόβιλο γωνίας. Συγκεκριμένα, συγκρίνοντας τη 2^η και 3^η διαμόρφωση, απομονώνοντας δηλαδή την επιρροή της εισαγωγής του fillet, αυτό μειώνει κατά 52.18% την ένταση του στροβίλου γωνίας. Τέλος, η εισαγωγή του strake στη 4^η διαμόρφωση, προκαλεί περαιτέρω μείωση της έντασης του στροβίλου γωνίας κατά 58.81% σε σχέση με την 3^η διαμόρφωση, ενώ σε σχέση με τις διαμορφώσεις 1 και 2, οι οποίες διαθέτουν σχετική γωνία τοποθέτηση πτέρυγας-ατράκτου, ο συνδυασμός fillet και strake γεωμετρίας της 4^{ης} διαμόρφωσης επιφέρει μείωση της έντασης του στροβίλου της τάξης του 75-80%.



Εικόνα 7.2.2.9: Max Velocity Swirling Strength του στροβίλου γωνίας κάθε διαμόρφωσης

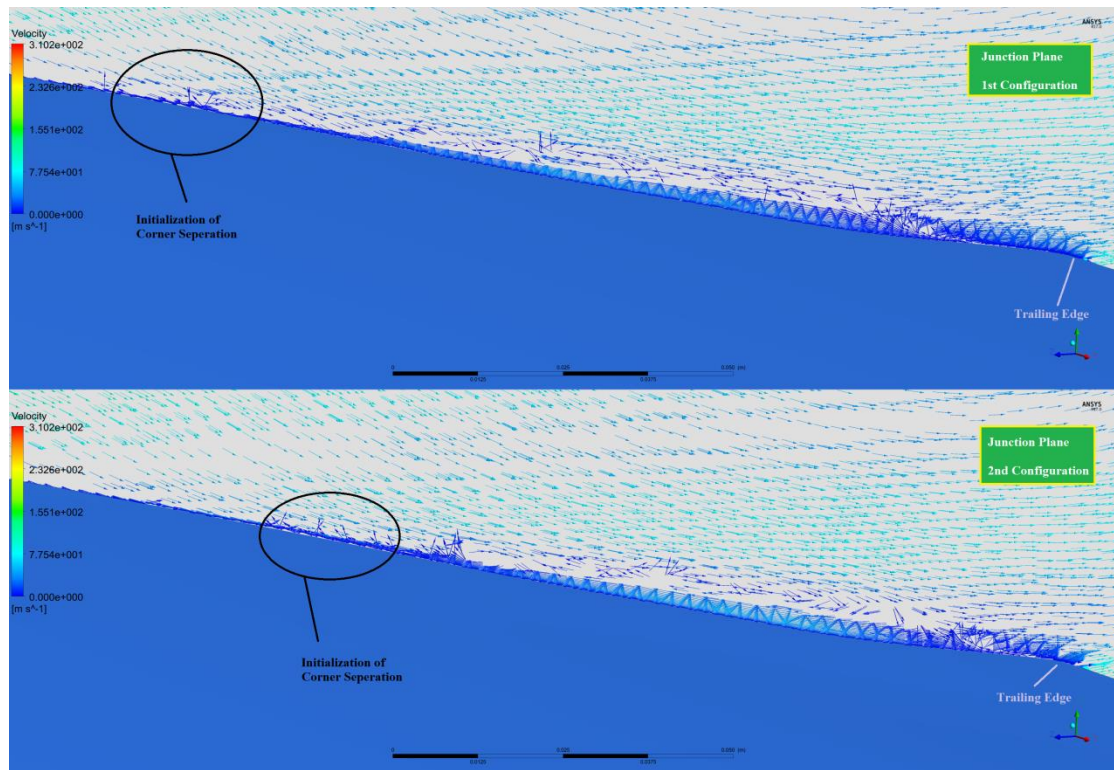
Γωνιακή αποκόλληση (Corner Separation):

Όπως έχει παρατηρηθεί και από προηγούμενες μελέτες σε junction flows, σε πολλές περιπτώσεις στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας παρατηρείται το φαινόμενο της γωνιακής αποκόλλησης. Όπως φαίνεται από την εικόνα 7.2.2.10, το φαινόμενο της γωνιακής αποκόλλησης λαμβάνει χώρα στην 1^η και 2^η διαμόρφωση. Σημειώνεται ότι ανάμεσα στις δυο περιπτώσεις γωνιακής αποκόλλησης, η 1^η διαμόρφωση εμφανίζει νωρίτερα τη δημιουργία γωνιακής αποκόλλησης, όπως φαίνεται από την εικόνα 7.2.2.11. Είναι εμφανές λοιπόν ότι η εισαγωγή γεωμετριών fillet και strake, είναι παράγοντες οι οποίοι εξομαλύνουν τη ροή στη γωνιακή σύνδεση πτέρυγας-ατράκτου και αποτρέπουν τη δημιουργία γωνιακής αποκόλλησης.

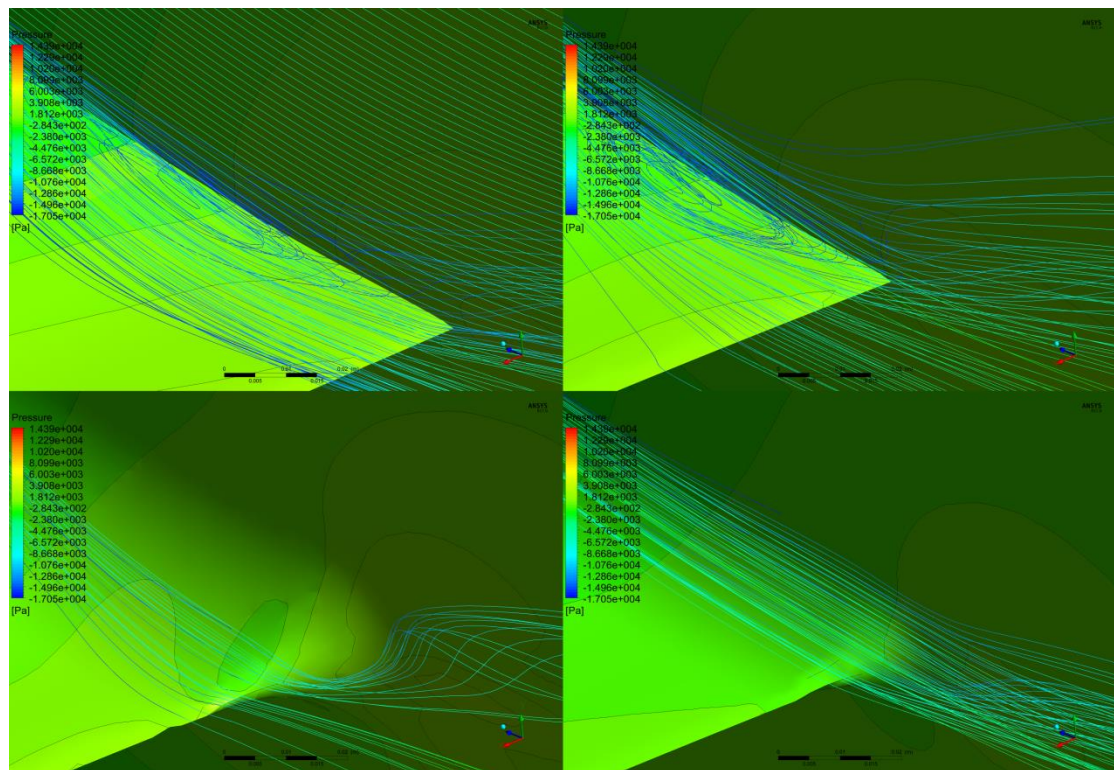


Εικόνα 7.2.2.10: Streamlines στο χείλος εκφυγής της ρίζας της πτέρυγας

Η εμφάνιση της γωνιακής αποκόλλησης, στις δυο πρώτες περιπτώσεις μπορεί να εξηγηθεί από την αύξηση της πίεσης στο πίσω μέρος της πτέρυγας (εικόνα 7.2.2.12), το οποίο δεν συμβαίνει στις περιπτώσεις που έχει εισαχθεί fillet και strake γεωμετρία. Επιπλέον, η ένταση του στροβίλου γωνίας (Corner Vortex) των πρώτων δυο διαμορφώσεων είναι έντονα αυξημένη λόγω της υπό γωνίας σύνδεσής τους και επομένως της αντίστοιχης αλληλεπίδρασης των οριακών στρωμάτων τους, σε σχέση με τις δυο τελευταίες διαμορφώσεις, όπου η γεωμετρία τύπου fillet προσφέρει μια πιο ομαλή σύνδεση και αλληλεπίδραση των οριακών στρωμάτων τους (εικόνα 7.2.2.9). Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την τάση των δυο πρώτων διαμορφώσεων να εμφανίσουν γωνιακή αποκόλληση της ροής κοντά στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας.



Εικόνα 7.2.2.11: Εκκίνηση γωνιακής αποκόλλησης στην επιφάνεια σύνδεσης πτέρυγα-ατράκτου
(πάνω: 1^η διαμόρφωση, κάτω: 2^η διαμόρφωση)



Εικόνα 7.2.2.12: Contours πιέσεων στο χείλος εκφυγής της ρίζας της πτέρυγας (πάνω: 1^η διαμόρφωση, κάτω: 2^η διαμόρφωση)

Από τα παραπάνω αποτελέσματα σχετικά με τη γωνιακή αποκόλληση, ενισχύεται η άποψη των F. Gand, S. Deck και P. Sagaut⁶⁹ ότι οι δείκτες *B.F.* και *M.D.F.* δεν κυριαρχούν ολοκληρωτικά στα junction flows, αλλά μόνο στη συμπεριφορά του πεταλοειδή στρόβιλου. Επιπλέον, όπως αναφέρεται από τους ίδιους, δεν είναι ξεκάθαρο αν ο πεταλοειδής στρόβιλος αποτρέπει τη δημιουργία γωνιακής αποκόλλησης, φέρνοντας πιο κοντά στη πτέρυγα ρευστό υψηλής ορμής, ή αν παρασέρνει τη ροή αποτελώντας παράγοντα γωνιακών αποκολλήσεων. Τέλος, προτείνουν την εισαγωγή της παραμέτρου του αριθμού Reynolds στην παρουσία γωνιακής αποκόλλησης, η οποία βιβλιογραφικά παραλείπεται, καθώς οι περισσότερες μελέτες αφορούν χαμηλούς αριθμούς Reynolds. Η πρόταση βασίζεται στο γεγονός ότι σε υψηλούς αριθμούς Reynolds, το οριακό στρώμα είναι πιο λεπτό, με αποτέλεσμα να επηρεάζει όχι μόνο τον πεταλοειδή στρόβιλο, αλλά και το οριακό στρώμα της ροής, το οποίο θα είναι πιο ευαίσθητο στις παραγώγους της πίεσης.

Στη συγκεκριμένη εργασία, αναδεικνύεται η σημασία της έντασης του στρόβιλου γωνίας για την παρουσία γωνιακής αποκόλλησης της ροής στο junction flow έναντι του πεταλοειδή στρόβιλου. Αυτό συμβαίνει διότι στους υψηλούς αριθμούς Reynolds των διαμορφώσεων το οριακό στρώμα είναι πολύ λεπτό, με αποτέλεσμα ο πεταλοειδής στρόβιλος (οι απολήξεις του - legs) να μην επηρεάζει σε μεγάλο βαθμό τη τάση διαμόρφωση γωνιακής αποκόλλησης.

7.2.3. Σύγκριση δεικτών *B.F.* και *M.D.F* με προηγούμενες μελέτες

Καθώς η πλειοψηφία των μελετών αναφέρουν την κυριαρχία των δεικτών *B.F.* και *M.D.F.* στη διαμόρφωση των junction flows κρίνεται ενδιαφέρον να αναφερθεί το ιστορικό μελετών και των συνδυασμών που έχουν λάβει χώρα. Επιπλέον, παρουσιάζεται ο χάρτης σχέσεων των δυο δεικτών των προηγούμενων μελετών, προσθέτοντας αυτούς της συγκεκριμένης μελέτης.

Previous Studies				
Calculations	Case Study	Wing	B.F.	MDF
Experiments	Kudndran	1:1.5 elliptic L.E.	0,3	1,40E+08
	McMahon	1:1.5 elliptic L.E.	0,4	4,61E+08
	Shabaka	1:1.5 elliptic L.E.	0,3	1,00E+09
	Abdulla	NACA 65-015	0,045	5,00E+08
	Ahmed and Khan	Rood	0,32	4,70E+08
	Barber	NACA 65020	0,095	1,00E+09
	Barber	NACA 65020	0,095	1,30E+08

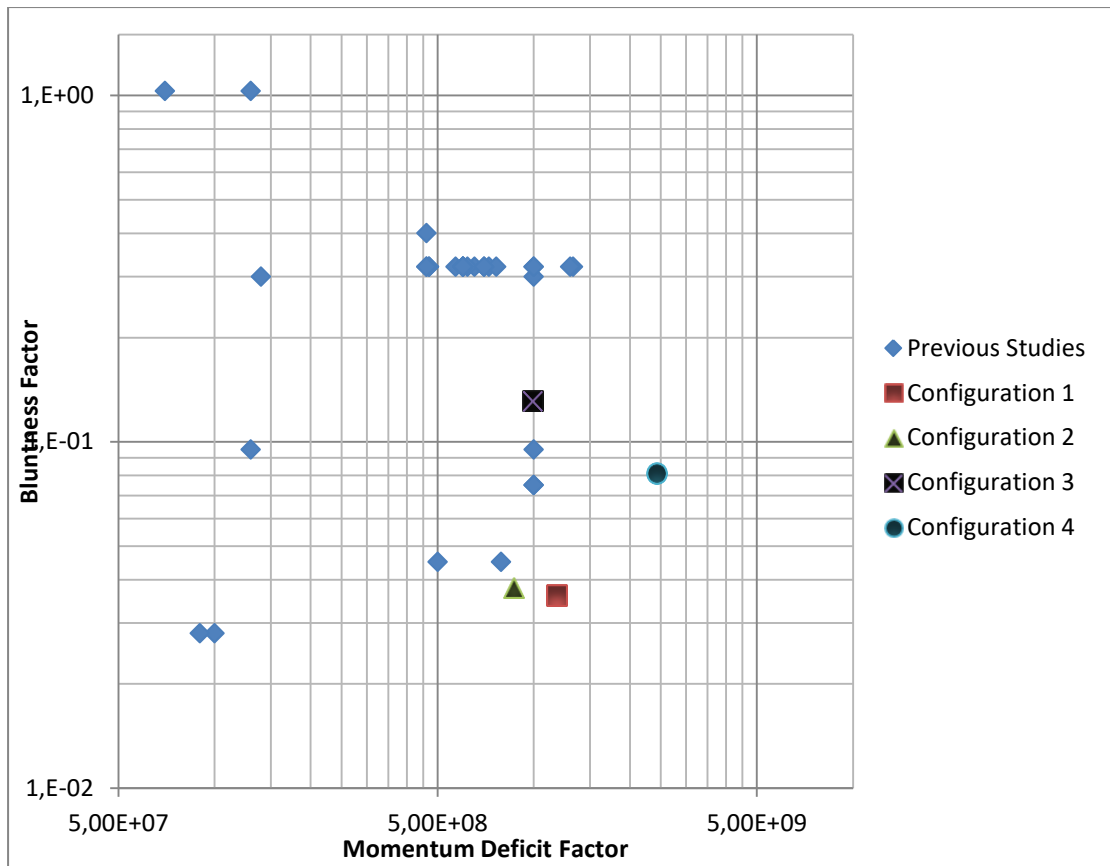
⁶⁹ F. Gand, S. Deck, V. Brunet, P. Sagaut, "Flow dynamics past a simplified wing body junction", Physics of Fluid 22, 115111, November 2010

	Bernstein and Hamid	NACA 0015	0,045	7,90E+08
	Chang and Gessner	NACA 0012	0,028	1,00E+08
	Devenport	Rood	0,32	6,53E+08
	Devenport and Simpson	Rood	0,32	7,24E+08
	Dickinson	Rood	0,32	1,33E+09
	Fleming	Rood	0,32	7,64E+08
	Goody	Rood	0,32	5,70E+08
	Hasan	Rood	0,32	6,20E+08
	Khan	Rood	0,32	4,70E+08
	Philips	Circular L.E.	1,03	1,30E+08
	Rifki	Streamlined Cylinder	1,03	7,00E+07
	Vassberg	DLR-F6	0,075	1,00E+09
	Wood and Westphal	NACA 0012	0,028	9,00E+07
	RANS	Aspley and Leschnizer	Rood	0,32
Bain		1:1.5 elliptic L.E.	0,32	4,61E+08
Bonnin		Rood	0,32	7,00E+08
Briley and McDonald		1:1.5 elliptic L.E.	0,32	1,00E+09
Chen		Rood	0,32	1,30E+09
Gorski		1:1.5 elliptic L.E.	0,32	1,00E+09
Govindan		1:1.5 elliptic L.E.	0,32	4,61E+08
Hemsch and Morrinson		DLR-F6	0,075	1,00E+09
Jones and Clarke		Rood	0,32	6,00E+08
Paciorri		Rood	0,32	6,00E+08
Parneix		Rood	0,32	6,00E+08
Hybrid RANS/LES	Paik	Rood	0,32	6,00E+08
	Fu	Rood	0,32	7,00E+08
LES	Alin	Rood	0,32	6,00E+08

Πίνακας 18: Στοιχεία προηγούμενων μελετών σε σχέση με του δείκτες *B.F.* και *M.D.F.*⁷⁰

Συγκεντρώνοντας τα στοιχεία του πίνακα 18 μαζί με τα στοιχεία των τεσσάρων διαμορφώσεων της συγκεκριμένης εργασίας, προκύπτει ο χάρτης συνδυασμών των δεικτών *B.F.* και *M.D.F.*

⁷⁰ F. Gand, S. Deck, V. Brunet, P. Sagaut, "Flow dynamics past a simplified wing body junction", Physics of Fluid 22, 115111, November 2010



Εικόνα 7.2.3.1: Χάρτης χρησιμοποιηθέντων συνδυασμών B.F και M.D.F

Κεφάλαιο 8: Συμπεράσματα και Προτάσεις για μελλοντική έρευνα

Από τα υπολογιστικά αποτελέσματα προκύπτει ότι κυρίαρχος παράγοντας στη διαμόρφωση των junction flows δεν είναι μόνο η δομή του πεταλοειδή στροβίλου, αλλά εξίσου σημαντική είναι και η παρουσία του στροβίλου γωνίας. Στη συνέχεια, μικρότερο αλλά και ουσιώδη ρόλο έχει η παρουσία των δευτερευόντων στροβίλων και των στροβίλων επαγόμενων από τις τάσεις του χείλους προσβολής, οι οποίοι αλληλεπιδρούν μεταξύ τους και με τους βασικούς στροβίλους που προαναφέρθηκαν. Όσον αφορά την περιοχή μελέτης, η οποία υποδεικνύεται από την εικόνα 7.2.3.1, τονίζεται η επίδραση των δυο δεικτών *B.F.* και *M.D.F.* στη διαμόρφωση της ροής των junction flows. Συγκεκριμένα, τόσο από το περιεχόμενο των προηγούμενων μελετών του πίνακα 18, όσο και από τα προκύπτοντα υπολογιστικά αποτελέσματα της συγκεκριμένης εργασίας, εξάγεται το συμπέρασμα ότι η επιλογή μελέτης περιοχών υψηλότερων τιμών των δυο δεικτών μειώνει την πιθανότητα εμφάνισης γωνιακής αποκόλλησης στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας. Επιπρόσθετα, τα υπολογιστικά αποτελέσματα υπογραμμίζουν τον ουσιώδη ρόλο της προσθήκης γεωμετριών τύπου “Fillet” στη διαδικασία σχεδίασης σύγχρονων airliner αεροσκαφών, καθώς παρατηρείται εξομάλυνση της ροής του junction flow και η αποφυγή δημιουργίας “corner separation”. Ανάγοντας το τελευταίο συμπέρασμα στο διάγραμμα της εικόνας 7.2.3.1, παρατηρείται η σχεδόν κατακόρυφη μετατόπιση της 3^{ης} διαμόρφωσης σε σχέση με τη 2^η, το οποίο συνέβη λόγω της αύξησης της ενεργού ακτίνας της αεροτομής της ρίζας της 3^{ης} διαμόρφωσης. Η μετατόπιση αυτή του σημείου της μελέτης ήταν ικανή για την εξομάλυνση της ροής στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας, την εξουδετέρωση του “Corner Separation” και την αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης του αεροσκάφους. Εξίσου σημαντική αποδείχθηκε η προσθήκη γεωμετριών τύπου “Strake” στη διαδικασία σχεδίασης σύγχρονων airliner αεροσκαφών, καθώς συνέβαλε στην απαλοιφή του δευτερεύοντα στροβίλου και του στροβίλου επαγόμενου από τις τάσεις του χείλους προσβολής, ενώ ταυτόχρονα αποδυνάμωσε σε μεγάλο βαθμό τον σχηματισθέντα πεταλοειδή στροβίλο. Ταυτόχρονα, ο συνδυασμός του “Strake” με τη γεωμετρία “Fillet”, συντέλεσαν και στην απουσία του “Corner Separation” στο χείλος εκφυγής της πτέρυγας και την περαιτέρω αύξηση της αεροδυναμικής απόδοσης του αεροσκάφους. Επομένως, η προσθήκη ενός συνδυασμού “fillet” και “strake” δημιουργεί μια πιο “streamlined” επιφάνεια, το οποίο συντελεί στην ομαλοποίηση της ροής γύρω από το junction. Η παρουσία του “strake” στο διάγραμμα της εικόνας 7.2.3.1, δείχνει ότι ο συγκεκριμένος συνδυασμός των δυο δεικτών προσφέρει ταυτόχρονα αποδυνάμωση του πεταλοειδή στροβίλου, αλλά και απουσία του “Corner Separation”. Τέλος, στη συγκεκριμένη εργασία, για τη μελέτη των junction flows υπογραμμίζεται η ανάγκη μελέτης, εκτός από τους δείκτες *B.F.* και *M.D.F.*, της επίδρασης της γωνίας βέλους της πτέρυγας, της έντασης του στροβίλου γωνίας, της κατανομής των πιέσεων και του αριθμού Reynolds σε τέτοιου είδους ροές.

Τα υπολογιστικά αποτελέσματα και τα συμπεράσματα που έχουν εξαχθεί από αυτά, μπορούν να αξιοποιηθούν για μελλοντική έρευνα. Συγκεκριμένα, οι 4 διαμορφώσεις μπορούν να χρησιμοποιηθούν για μελέτη σε αεροσήραγγα, ώστε να μελετηθεί η ευαισθησία των μοντέλων RANS στα junction flows και ειδικότερα στη πρόβλεψη της θέσης και της έντασης του πεταλοειδή στροβίλου και της παρουσίας γωνιακής αποκόλλησης. Επιπρόσθετα, ενδιαφέρονσα θα ήταν η μελέτη της δυναμικής αστάθειας του πεταλοειδή στροβίλου καθώς και της συμπεριφοράς του για διάφορες γωνίες προσβολής. Όσον αφορά το πλαίσιο των τροποποιήσεων, θα μπορούσε να πραγματοποιηθεί μια μελέτη σε ένα junction με fillet μη σταθερής ακτίνας για βελτίωση της ροής, καθώς επίσης και η μελέτη προσθήκης vortex generators για τον περιορισμό της γωνιακής αποκόλλησης, εφαρμόζοντας πιθανώς μεθόδους βελτιστοποίησης για τη θέση και τη γωνία τοποθέτησής τους. Τέλος, μια πρόταση μελέτης είναι η μεμονωμένη προσομοίωση της ροής της ατράκτου και κάθε πτέρυγας ξεχωριστά, ώστε να αποδοθεί η επίδραση των τροποποιήσεων που έλαβαν χώρα στη μείωση της οπισθέλκουσας αλληλεπίδρασης.

Βιβλιογραφία

Papers-Books:

A. Danov, “Basic laws of aircraft design”, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, September 2015

A. Jameson, M. Fatica, “Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics”, Stadford University, 2003

Ideen Sadrehaghighi, “Aerodynamic Design & Optimization”, February 2020

P. Pritchard with special contributions from J.Leylegian, “Fox and McDonald’s Introduction to Fluid Mechanics”, January 2011

S. Fu, Z. Xiao, H. Chen, Y. Zhang, J. Huang, “Simulation of wing-body junction flows with hybrid RANS/LES methods”, Tsinghua University School of Aerospace Engineering, Beijing, May 2007

N. Alin, C.Fureby, “Large Eddy Simulation of junction vortex flow”, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 7-10 January, Nevada, AIAA 2008-668

F. Gand, V.Brunet, S. Deck, “A combined Experimental, RANS and LES investigation of a wing body junction flow”, “ONERA” Applied Aerodynamics Department, Meudon, 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 28 June – 1 July 2010, Chicago, Illinois, AIAA 2010-4753

W. Devenport, R. Simpson, M. Dewitz, N. Agarwal, “Effects of a Strake on the flow past a wing-body junction”, Virginia Polytechnic Institute and State Univerisity, 29th Aerospace Science Meeting, 7-10 January 1991, Nevada, AIAA-91-0252

P. Bradshaw, “Turbulent secondary flows”, “Imperial College of Science and Technology” Department of Aeronautics, London, Ann.Rev. Fluid Mech. 1987.19 :53-74

W. Devenport , R. Simpson, “Time-dependent and time-averaged turbulence structure near the nose of a wing-body junction,” “Virginia Polytechnic Institute and State Univerisity” Department of Aerospaceand Ocean Engineering, J. Fluid Mech. vol.210, p.23-55, 1990

J. Paik, C. Escauriaza, F. Sotiropoulos, “On the bimodal dynamics of the turbulent horseshoe vortex system in a wing-body junction”, “St. Anthony Falls Laboratory” University of Minnesota, 2007

J. Fleming, R. Simpson, W. Devenport, “An experimental study of turbulent wing-body junction and wake flow”, “Virginia Polytechnic and State University” Aerospace and Ocean Department, Blackburg, 1991

R. Mehta, “Effect of wing nose shape on the flow in a wing-body”, “Imperial College” Department of Aeronautics, London, July 2016

T. Barber, “An investigation of strut-wall intersection losses”, Pratt & Whitney Aircraft – East Hartford, Journal of Aircraft Vol.15 No.10, 1978

J. Supamusdisukul, “Experimental investigation of wing-fuselage integration geometries including CFD analyses”, Federal University of Technology of Parana, April 2008

F. Gand, S. Deck, V. Brunet, P. Sagaut, “Flow dynamics past a simplified wing body junction”, Physics of Fluid 22, 115111, November 2010

T. Andrienne, “Aerodynamics – Aircraft Design” Lectures (APR1004-1), Université de Liège, 2015-2016

E. Rogers, I. Hall, “An Introduction to the flow about plane swept-back wings at transonic speeds”, The Journal of the Royal Aeronautical Society Vol.64 No.596, August 1960

F. Nicolosi, P. Della Vecchia, D. Ciliberti, V. Cusati, “Fuselage aerodynamic drag prediction method by CFD”, University of Naples Federico II, 5th CEAS Air & Space Conference “Challenges in European Aerospace”, September 2015

M. Kruger, J. Meyer, R. Huysen, L. Smith, “Application of a low fineness ratio fuselage to an airliner configuration”, Department of Mechanical Engineering University of Pretoria, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIIA SciTech, 4-8 January 2016, San Diego, California

D. Myring, “A theoretical study of the effect of body shape and Mach number on the drag of bodies of revolution in subcritical axisymmetric flow”, Royal Aircraft Establishment Tech. Report 81005, January 1981

Edbert Torenbeek, “Synthesis of Subsonic Airplane Design”, Delf University Press - Kluwe Academic Publisher, 1982

B. Hinson, K. Hoffman, “Parametric Exploration of Wing-Body Junction Flow Using Computational Fluid Dynamics”, Journal of Aircraft, July 2015

J. Scheiman, L. Kubendran, “Juncture flow measurements using laser velocimetry”, NASA Langley Research Center, AIAA-85-1612, AIAA 18th Fluid Dynamics and Plasmadynamics and Laser Conference, 16-18 July 1985, Ohio

M. Snigha, S.C. Satya, G. Swathi, P. Shiva, D. Govardhan, B. Praveen, “CFD Simulation of Flow Past Wing Body Junction: a 3-D Approach”, International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development, Vol.7 Issue 4, August 2017

M. Maughmer, “An experimental Investigation of Wing/Fuselage Integration Geometries”, The Pennsylvania State University, AIAA-87-2937, AIIA/AHS/ASEE Aircraft Design, Systems and Operations Meeting, 14-16 September 1987, Missouri

E. Galea, N. Markatos, “The mathematical modeling and computer simulation of fire development in aircraft”, International Journal of Heat and Mass Transfer, 1990

D. Apsley, M. Leschziner, “Investigation of Advanced Turbulence Models for Flow in Generic Wing-Body Junction”, Flow, Turbulence and Combustion 25-55, 2001

Θ. Λέκας, “Στοιχεία αεροδυναμικής”, Ιούνιος 2014

Γ. Καραγκιόζογλου, “Αρχές σχεδίασης αεροσκαφών”, Εκδόσεις Ζαμπάρα

Ι. Κούλλιας, Γ. Καραγκιόζογλου, “Στοιχεία υπολογισμού, κατασκευής και συντήρησης αεροσκαφών”, Εκδόσεις Ζαμπάρα

Γ. Γεωργαντόπουλος, Α. Κόρρας, Χ. Γεωργαντοπούλου, “Αεροδυναμική ΙΙ – Συμπιεστική Αεροδυναμική”, Εκδόσεις Συμεών

Websites:

www.airfoiltools.com

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=supermarine371i-il>

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=supermarine371ii-il>

<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node67.htm>

https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d_604.html

<https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node373.htm>