

Πανεπιστήμιο Δυτικής Μακεδονίας  
Πολυτεχνική Σχολή  
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών



ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

*Αεροδυναμική ανάλυση διάταξης εισαγωγής αεροπορικού  
αεριοστροβίλου και η αλληλεπίδρασή της με τον ανεμιστήρα*

Νάστας Σωτήριος

Επιβλέπων: Καθ. Α. Τουρλιδάκης

ΚΟΖΑΝΗ  
ΟΚΤΩΒΡΙΟΣ 2024

University of Western Macedonia  
School of Engineering  
Department of Mechanical Engineering



DIPLOMA THESIS

*Aerodynamic analysis of an aircraft gas turbine intake  
configuration and its interaction with the fan*

Nastas Sotirios

Thesis Supervisor: Prof. A. Tournlidakis

KOZANI  
OCTOBER 2024

Πανεπιστήμιο Δυτικής Μακεδονίας  
Πολυτεχνική Σχολή  
Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

*Αεροδυναμική ανάλυση διάταξης εισαγωγής αεροπορικού  
αεριοστροβίλου και η αλληλεπίδρασή της με τον ανεμιστήρα*

Νάστας Σωτήριος

Επιβλέπων: Καθ. Α. Τουρλιδάκης

ΚΟΖΑΝΗ  
ΟΚΤΩΒΡΙΟΣ 2024

## Περίληψη

Στην παρούσα εργασία αναλύθηκε το πεδίο ροής στην εισαγωγή ενός αεροπορικού αεριοστροβίλου σε διάφορες γωνίες προσβολής, καθώς και η επίδραση των διαταραχών που προκύπτουν στη λειτουργία του ανεμιστήρα. Για τη γεωμετρία της διάταξης εισαγωγής χρησιμοποιήθηκε το αεροδυναμικό κάλυμμα (nacelle) του αεροσκάφους NASA CRM, το οποίο ανέπτυξε ο εν λόγω οργανισμός για ερευνητικές εργασίες αεροναυπηγικής. Ως ανεμιστήρας χρησιμοποιήθηκε ο αξονικός συμπιεστής NASA Rotor 67, μία πρακτική που συναντάται σε πολλές σχετικές εργασίες. Στόχος της εργασίας ήταν η τοποθέτηση του ανεμιστήρα εντός της εισαγωγής και η πλήρης τρισδιάστατη ανάλυση του συστήματος διάταξης εισαγωγής – ανεμιστήρα σε διάφορες γωνίες προσβολής, ώστε να εξεταστεί η δημιουργία διαταραχών εντός της εισαγωγής και η αλληλεπίδραση αυτών με τον ανεμιστήρα.

Οι αναλύσεις που πραγματοποιήθηκαν μπορούν να χωριστούν σε δύο μέρη, εκείνες που αφορούσαν στην επιβεβαίωση πειραματικών αποτελεσμάτων (validation studies) και εκείνες που περιλάμβαναν την ανάλυση του συστήματος καλύμματος κινητήρα – ανεμιστήρα (nacelle – fan). Έτσι πρώτα επιβεβαιώθηκαν τα πειραματικά αποτελέσματα, προκειμένου να αποκτηθεί μία εικόνα και να αξιολογηθεί η πιστότητα των αεροδυναμικών αναλύσεων. Στα αντίστοιχα κεφάλαια της εργασίας, παρουσιάζεται η συγκεκριμένη συζήτηση, συγκρίνοντας τα αποτελέσματα των αναλύσεων τόσο με πειραματικά δεδομένα από τις μετρήσεις της NASA, όσο και με άλλα υπολογιστικά αντίστοιχων εργασιών από την βιβλιογραφία.

Στην συνέχεια παρουσιάζεται η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε για την εύρεση της σωστής αξονικής θέσης του ανεμιστήρα εντός της εισαγωγής, με την ανάλυση ακολούθως να προχωρά με τα στάδια της προετοιμασίας και τα αποτελέσματα των αναλύσεων του πλήρους συστήματος. Εξετάζονται τόσο τα αριθμητικά όσο και τα ποιοτικά αποτελέσματα που αυτές έδωσαν, από όπου προέκυψαν αρκετά χρήσιμα συμπεράσματα. Οι αναλύσεις του πλήρους συστήματος επιβεβαίωσαν ποιοτικά τη συμπεριφορά που καταγράφεται σε αντίστοιχες εργασίες, προβλέποντας τη δημιουργία διαταραχών για πτήση σε μεγάλες γωνίες προσβολής, οι οποίες ξεκινούν από το χείλος της εισαγωγής και φτάνουν μέχρι την είσοδο του ανεμιστήρα. Επίσης σημειώθηκε η ύπαρξη διαταραχών και στην έξοδο του ανεμιστήρα, εγείροντας νέους προβληματισμούς και πεδία μελλοντικής εξέλιξης της μελέτης.

Η εργασία ολοκληρώνεται με μία ανασκόπηση όλων των αναλύσεων που πραγματοποιήθηκαν, συζητώντας φαινόμενα που παρατηρήθηκαν στις αναλύσεις επιβεβαίωσης των πειραματικών δεδομένων. Η πλειοψηφία των συμπερασμάτων ωστόσο, πηγάζει από τις αναλύσεις του συστήματος συνολικά, ενώ γίνονται και προτάσεις για μελλοντική έρευνα.

*Λέξεις Κλειδιά: Αεριοστρόβιλος, Στροβιλομηχανές, Πρόωση Αεροσκαφών, Διάταξη Εισαγωγής Αεροπορικού Κινητήρα, Αξονικός Συμπιεστής, Αεροδυναμική Ανεμιστήρα, Αεροδυναμική Απόδοση Συμπιεστή, Αεροδυναμική Αλληλεπίδραση Εισαγωγής - Ανεμιστήρα*

## Abstract

The work conducted in this thesis involves the aerodynamic analysis of the flow field inside a civil aviation aircraft's intake, the study of any distortions caused as well as their effects on the operation of a downstream fan. The nacelle geometry was obtained from NASA's CRM aircraft model and was utilized as the intake geometry, with the NASA Rotor 67 geometry serving as the fan. Both geometries were developed by NASA for academic aeronautical research and their use is a frequent occurrence in similar studies. The main goal of the present work was the full three-dimensional analysis of the nacelle – fan – spinner system, for different angles of attack, aiming to examine the formation of disturbances within the nacelle and their effect on the fan's operation.

The computational analysis conducted can be divided into two main parts: namely the validation studies and the three-dimensional analysis of the full assembly. With regards to the first part, the nacelle and fan geometry were analyzed separately, with the goal of obtaining results as close to the NASA experimental values as possible, thus validating the computational models. This comparison is presented thoroughly in the respective chapters of this thesis, where the computational results are compared with NASA's experimental values as well as with results obtained from other similar published works available in literature.

Following the validation studies, the methodology for the determination of the fan's axial position was presented, with the discussion moving forward to the analysis setup. Both numerical and qualitative results are presented and discussed, yielding interesting conclusions. More specifically, the flow field predicted by the full three-dimensional analysis of the assembly follows, qualitatively the ones presented at other similar studies. The formation of disturbances near the nacelle's lip travelling to the fan's face was found to take place at high angles of attack. In addition, upon examination of the flow field at the fan's exit, some interesting flow phenomena were found. More specifically, the presence of flow irregularities and distortions was observed. This can lead to many interesting future research topics to be carried out, some of which are discussed in the final chapter of this thesis.

In the final chapter, a review of the results from all analysis presented is performed, noting interesting flow phenomena seen in the validation studies. Most conclusions, however, are drawn from the full three-dimensional analysis of the assembly, concentrating on the flow starting from the intake's lip and reaching the fan's face. The disturbances noted at the fan's exit, serve as the basis for an interesting discussion presented in that chapter, regarding the study of the effect they have on the fan's operating conditions, culminating to suggestions for future work to be conducted on the subject. This discussion is enriched with references to relative work presented in other research works available in literature.

*Key words: Gas Turbines, Turbomachinery, Aircraft Propulsion, Aircraft Engine Nacelle, Axial Compressor, Fan Aerodynamics, Compressor Performance, Intake – Fan Aerodynamic Interaction*

**ΔΗΛΩΣΗ ΠΕΡΙ ΜΗ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ ΔΙΚΑΙΩΜΑΤΩΝ ΠΝΕΥΜΑΤΙΚΗΣ  
ΙΔΙΟΚΤΗΣΙΑΣ**

Δηλώνω ρητά ότι η παρούσα Διπλωματική Εργασία με τίτλο: “Αεροδυναμική ανάλυση διάταξης εισαγωγής αεροπορικού αεριοστροβίλου και η αλληλεπίδρασή της με τον ανεμιστήρα” καθώς και τα ηλεκτρονικά αρχεία και πηγαίοι κώδικες που αναπτύχθηκαν ή τροποποιήθηκαν στο πλαίσιο αυτής της εργασίας και αναφέρονται ρητώς μέσα στο κείμενο που συνοδεύουν και η οποία έχει εκπονηθεί στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Δυτικής Μακεδονίας, υπό την επίβλεψη του κ. Καθ. Α. Τουρλιδάκη, αποτελεί αποκλειστικά προϊόν προσωπικής εργασίας και δεν προσβάλλει κάθε μορφής πνευματικά δικαιώματα τρίτων και δεν είναι προϊόν μερικής ή ολικής αντιγραφής, οι πηγές δε που χρησιμοποιήθηκαν περιορίζονται στις βιβλιογραφικές αναφορές και μόνον. Τα σημεία όπου έχω χρησιμοποιήσει ιδέες, κείμενο, αρχεία ή / και πηγές άλλων συγγραφέων, αναφέρονται ευδιάκριτα στο κείμενο με την κατάλληλη παραπομπή και η σχετική αναφορά περιλαμβάνεται στο τμήμα των βιβλιογραφικών αναφορών με πλήρη περιγραφή.

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. Ερωτήματα που αφορούν τη χρήση της εργασίας για κερδοσκοπικό σκοπό πρέπει να απευθύνονται προς τον συγγραφέα. Οι απόψεις και τα συμπεράσματα που περιέχονται σε αυτό το έγγραφο εκφράζουν τον συγγραφέα και μόνο.

Copyright (C) Σωτήριος Νάστας, Καθ. Αντώνιος Τουρλιδάκης, Οκτώβριος 2024, Κοζάνη



**ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΜΑΚΕΔΟΝΙΑΣ**  
**ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ**

## Ευχαριστίες

Θεωρώ σωστό, πριν ξεκινήσει η συζήτηση των τεχνικών θεμάτων τα οποία πραγματεύεται η εργασία, να ευχαριστήσω κάποιους ανθρώπους οι οποίοι στάθηκαν δίπλα μου σε όλο το ταξίδι των φοιτητικών μου χρόνων.

Πρώτα από όλα θα ήθελα να ευχαριστήσω τους καθηγητές μου για τις γνώσεις και τους προβληματισμούς που μου μετέδωσαν τα χρόνια αυτά. Συγκεκριμένα τον επιβλέποντα καθηγητή της διπλωματικής μου, Καθ. Α. Τουρλιδάκη, καθώς μέσα από τα μαθήματά του ήρθα σε επαφή με το αντικείμενο των στροβιλομηχανών το οποίο τελικά επέλεξα και για την διπλωματική μου. Τον ευχαριστώ για τις συζητήσεις και την εξαιρετική συνεργασία που είχαμε σε όλα τα χρόνια των σπουδών μου και ιδιαίτερα κατά την εκπόνηση αυτής της διπλωματικής. Θέλω επίσης να ευχαριστήσω τον κύριο Βαφειάδη Κυριάκο, το πάθος του για την αεροδυναμική, το οποίο μου μετέδωσε, ήταν καθοριστικό για τις επιλογές που έκανα ως προς την εξειδίκευσή μου. Τον ευχαριστώ για όλες τις συζητήσεις που είχαμε στα χρόνια των σπουδών μου και για την εξαιρετική μας συνεργασία στα μαθήματα και στην ομάδα αεροδιαστημικής.

Στη συνέχεια θέλω να ευχαριστήσω τους φίλους μου για όλα αυτά που μοιραστήκαμε. Οι στιγμές που ζήσαμε, στην Κοζάνη, την Θεσσαλονίκη ή όπου αλλού βρεθήκαμε είμαι σίγουρος θα μας μείνουν αξέχαστες. Ξέρω ότι τα φοιτητικά, είναι χρόνια τα οποία θα θυμόμαστε όλοι για πάντα, οι αναμνήσεις, χάρη σε αυτούς, είναι πολλές και δυνατές.

Δίπλα μου όλα αυτά τα χρόνια ήταν η οικογένειά μου, στην οποία χρωστάω πολλά. Η αμέριστη στήριξη και κατανόηση που έδειξαν σε όλες τις στιγμές μου ήταν καθοριστική και η κινητήριος δύναμή μου για να συνεχίζω να προσπαθώ. Θα είμαι πάντα ευγνώμων για όσα έκαναν η μητέρα μου και ο αδερφός μου, παρά τις δυσκολίες, ώστε να μπορώ να ανταπεξέρχομαι στις απαιτήσεις των σπουδών μου.

Κράτησα την τελευταία μου ευχαριστία για έναν άνθρωπο, ο οποίος δεν βρίσκεται πια στη ζωή, πάντα όμως θα είναι κοντά σε εμένα και την οικογένειά μου μέσα από τις σκέψεις μας, τον πατέρα μου. Όσα μου μετέδωσε θα αποτελούν παντοτινό μου εφόδιο. Οι συζητήσεις που προλάβαμε να κάνουμε ήταν καθοριστικές στο ταξίδι των φοιτητικών μου χρόνων και πυξίδα για την πορεία μου στο μέλλον. Θα του είμαι για πάντα ευγνώμων.

*Η συγκεκριμένη εργασία λοιπόν, αφιερώνεται στην μνήμη του πατέρα μου, Ιωάννη, στον οποίο οφείλω πολλά και θα θυμάμαι πάντα...*



## Πίνακας Περιεχομένων

Πίνακας Περιεχομένων .....	9
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1: ΓΕΝΙΚΗ ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	17
Ενότητα 1.1: Αεριοπροωθητικοί Κινητήρες (Jet engines) σε αεροσκάφη – ιστορική αναδρομή.....	17
Ενότητα 1.2: Αεριοπροωθητικοί κινητήρες σε αεροσκάφη – σήμερα .....	19
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2: ΕΙΣΑΓΩΓΗ ΣΤΗ ΜΕΛΕΤΗ – ΘΕΩΡΗΤΙΚΟ ΥΠΟΒΑΘΡΟ .....	21
Ενότητα 2.1: Θεωρητικό υπόβαθρο διατάξεων εισαγωγής αεροπορικών κινητήρων (nacelle) .....	21
2.1.1: Γενικά για τις διατάξεις εισαγωγής.....	22
2.1.2: Τοποθέτηση κινητήρα στο αεροσκάφος .....	22
2.1.2.1: Υποηχητικά αεροσκάφη πολιτικής αεροπορίας.....	22
2.1.3: Αεροδυναμική ανάλυση διατάξεων εισαγωγής.....	24
2.1.3.1: Ροϊκά χαρακτηριστικά εισαγωγής σε διάφορες φάσεις της πτήσης.....	25
2.1.3.2: Αεροδυναμική απόδοση εισαγωγών .....	26
2.1.3.3: Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης .....	27
2.1.3.4: Λόγος πιέσεων στραγγαλισμού .....	28
Ενότητα 2.2: Θεωρητικό υπόβαθρο αξονικών συμπιεστών.....	28
2.2.1: Τρίγωνα ταχύτητας.....	29
2.2.2: Αεροδυναμική συμπεριφορά διηχητικών συμπιεστών.....	31
2.2.3: Φαινόμενα αποκόλλησης σε αξονικούς συμπιεστές - Compressor Stall & Surge. ....	32
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3: ΕΠΙΒΕΒΑΙΩΣΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΩΝ ΤΙΜΩΝ ΤΗΣ ΔΙΑΤΑΞΗΣ ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ NASA CRM .....	35
Ενότητα 3.1: Γενικά για το αεροσκάφος NASA CRM .....	35
3.1.1: Λεπτομέρειες αεροσκάφους - γεωμετρίας .....	36
Ενότητα 3.2: Προετοιμασία προσομοιώσεων .....	38
3.2.1: Γεωμετρία – Υπολογιστικό χωρίο.....	38
3.2.2: Υπολογιστικό Πλέγμα.....	39
3.2.3: Παράμετροι προσομοιώσεων .....	40
Ενότητα 3.3: Αποτελέσματα προσομοιώσεων .....	40
3.3.1: Σύγκριση αποτελεσμάτων διαφορετικών πλεγμάτων .....	41
3.3.2: Σύγκριση αποτελεσμάτων με χρήση διαφορετικών μοντέλων τύρβης .....	42
3.3.3: Αξιολόγηση αποτελεσμάτων με διορθωμένη τύρβη στην εισαγωγή και οριακή συνθήκη συμμετρίας στα πλευρικά όρια του χωρίου.....	43
3.3.3.1: Αποτελέσματα για $\text{AoA} = 4.7^\circ$ .....	43
3.3.3.2: Αποτελέσματα ανάλυσης όλων των γωνιών .....	44

Ενότητα 3.4: Ποιοτική αποτίμηση αποτελεσμάτων.....	46
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4: ΕΠΙΒΕΒΑΙΩΣΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΩΝ ΤΙΜΩΝ NASA ROTOR 67.....	48
Ενότητα 4.1: Γενικά για τον συμπιεστή NASA Rotor 67.....	48
Ενότητα 4.2: Προετοιμασία προσομοιώσεων.....	50
4.2.1: Γεωμετρία – Υπολογιστικό χωρίο.....	50
4.2.2: Υπολογιστικό πλέγμα.....	51
4.2.3: Παράμετροι προσομοιώσεων.....	52
Ενότητα 4.3: Αριθμητικά Αποτελέσματα Προσομοιώσεων.....	53
4.3.1: Χάρτες λειτουργίας συμπιεστή (Compressor Maps).....	53
4.3.1.1: Σύγκριση αποτελεσμάτων με βιβλιογραφικά.....	56
4.3.2: Χάρτες απόδοσης συμπιεστή (Efficiency maps).....	59
4.3.2.1: Σύγκριση αποτελεσμάτων με βιβλιογραφικά.....	61
Ενότητα 4.4: Ποιοτική αποτίμηση – σχολιασμός αποτελεσμάτων.....	64
4.4.1: Αποτελέσματα στην κατάσταση λειτουργίας στον μέγιστο βαθμό απόδοσης (Peak Efficiency).....	64
4.4.1.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span.....	65
4.4.1.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span.....	66
4.4.1.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span.....	68
4.4.1.4: Σύγκριση αποτελεσμάτων στα διάφορα ύψη.....	71
4.4.2: Αποτελέσματα στην κατάσταση λειτουργίας κοντά στο σημείο αποκόλλησης (Near Stall).....	72
4.4.2.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span.....	72
4.4.2.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span.....	73
4.4.2.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span.....	75
4.4.2.4: Σύγκριση αποτελεσμάτων σε διάφορα ύψη του πτερυγίου.....	77
4.4.3: Αποτελέσματα στην κατάσταση λειτουργίας στραγγαλισμού τη ροής (Choke)....	78
4.4.3.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span.....	78
4.4.3.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span.....	79
4.4.3.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span.....	80
4.4.4: Σύγκριση σημείων λειτουργίας – ισοϋψείς καμπύλες.....	81
4.4.4.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span.....	81
4.4.4.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span.....	82
4.4.4.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span.....	83
Ενότητα 4.5: Σύγκριση αποτελεσμάτων σε άλλες επιφάνειες.....	84
4.5.1: Σύγκριση σχετικού αριθμού Mach.....	84
4.5.2: Σύγκριση φόρτισης πτερυγίων (Blade Loading).....	91

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5: ΑΝΑΛΥΣΕΙΣ ΠΛΗΡΟΥΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΑΝΕΜΙΣΤΗΡΑ - ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ

.....	94
Ενότητα 5.1: Εύρεση αξονικής θέσης R67 εντός του NASA CRM Nacelle .....	94
5.1.1: Γεωμετρικός περιορισμός .....	95
5.1.2: Αεροδυναμικός περιορισμός .....	95
5.1.3: Τιμή L/D.....	96
Ενότητα 5.2: Προετοιμασία προσομοιώσεων .....	97
5.2.1: Γεωμετρία – Υπολογιστικό χωρίο.....	97
5.2.2: Υπολογιστικό Πλέγμα.....	100
5.2.3: Παράμετροι προσομοιώσεων.....	101
Ενότητα 5.3: Αριθμητικά αποτελέσματα αναλύσεων .....	107
Ενότητα 5.4: Ποιοτική αποτίμηση αποτελεσμάτων αναλύσεων.....	109
5.4.1: Αποτελέσματα για AoA = 0°.....	109
5.4.2: Αποτελέσματα για AoA = 15°.....	113
5.4.3: Αποτελέσματα για AoA = 20°.....	120
Ενότητα 5.5: Σύγκριση αποτελεσμάτων για διάφορες γωνίες .....	125
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6: ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ – ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ ΓΙΑ ΜΕΛΛΟΝΤΙΚΗ ΕΡΕΥΝΑ .....	129
Ενότητα 6.1: Ανάλυση του πρότυπου καλύμματος κινητήρα NASA CRM Nacelle.....	129
Ενότητα 6.2: Ανάλυση NASA Rotor 67 .....	131
Ενότητα 6.3: Ανάλυση πλήρους συστήματος ανεμιστήρα - εισαγωγής.....	131
Ενότητα 6.4: Προτάσεις για μελλοντική έρευνα.....	133
6.4.1: Μελέτη διαμορφώσεων ελέγχου – μείωσης των διαταραχών.....	133
6.4.2: Μελέτη απαρχής αποκόλλησης.....	133
6.4.3: Μελέτη της επίδρασης των διαταραχών στην ροή επάνω στα πτερύγια.....	134
6.4.4: Μελέτη του συστήματος σε διάφορα σημεία του φακέλου πτήσης.....	134
6.4.5: Μελέτη κατάστασης απογείωσης.....	134
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 7: ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ .....	136

## Λίστα πινάκων

Πίνακας 1 Βασικά χαρακτηριστικά στοιχεία για τον Rotor 67 όπως αυτά προκύπτουν από την τεχνική αναφορά των (Strazisar, et al., 1989) .....	49
Πίνακας 2 Στοιχεία πλέγματος κάθε περίπτωσης .....	51
Πίνακας 3 Αποτελέσματα αναλύσεων σε συγκεκριμένα σημεία λειτουργίας σε σύγκριση με τις αντίστοιχες πειραματικές τιμές της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	56

## Λίστα διαγραμμάτων

Διάγραμμα 1 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)...	41
Διάγραμμα 2 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)...	42
Διάγραμμα 3 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)...	43
Διάγραμμα 4 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)...	44
Διάγραμμα 5 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)...	45
Διάγραμμα 6 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)	54
.....	
Διάγραμμα 7 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)	55
.....	
Διάγραμμα 8 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)....	57
Διάγραμμα 9 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989).....	58
Διάγραμμα 10 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991), (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989).....	59
Διάγραμμα 11 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)....	60
Διάγραμμα 12 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989).....	61
Διάγραμμα 13 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)....	62
Διάγραμμα 14 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989).....	63
Διάγραμμα 15 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991), (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989).....	64
Διάγραμμα 16 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	86
Διάγραμμα 17 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	88
Διάγραμμα 18 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	89
Διάγραμμα 19 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	90
Διάγραμμα 20 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	91
Διάγραμμα 21 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	92
Διάγραμμα 22 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	93
Διάγραμμα 23 Γραφική επίλυση σχέσης.....	96
Διάγραμμα 24 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης του συστήματος nacelle - spinner - fan (NacFan), με εκείνα της Case 5 που παρουσιάστηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο και τα πειραματικά της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	108

Διάγραμμα 25 Συγκεντρωτική παρουσίαση διαγραμμάτων αποτελεσμάτων των αναλύσεων και σύγκριση με τις τιμές των πειραματικών μετρήσεων των (Lin, et al., 2022)..... 130

Διάγραμμα 26 Συγκεντρωτική παρουσίαση διαγραμμάτων αποτελεσμάτων των αναλύσεων και σύγκριση με τις τιμές των πειραματικών μετρήσεων των (Strazisar, et al., 1989), καθώς και των εργασιών των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Mehdi, 2014), (Chima, 1991)..... 131

## Λίστα εικόνων

Εικόνα 1 Το πρώτο αεροσκάφος με κινητήρα Jet, το de Havilland Comet, 4 Οκτωβρίου 1949, Hatfield, Hertfordshire, United Kingdom. (Museum, n.d.)..... 17

Εικόνα 2 Ο κινητήρας Rolls Royce Avon RA. 3 Mk. 101, στο RAF Museum Cosford (Sarup, n.d.)..... 18

Εικόνα 3 Άποψη του κινητήρα Rolls Royce UltraFan (Rolls Royce, n.d.)..... 18

Εικόνα 4 Σχηματική απεικόνιση κινητήρα στροβιλοαντιδραστήρας μονού άξονα (El-Sayed, 2017)..... 19

Εικόνα 5 Σχηματική απεικόνιση κινητήρα αξονοστρόβιλος (El-Sayed, 2017) ..... 20

Εικόνα 6 Σχηματική απεικόνιση κινητήρα στροβιλοανεμιστήρας (El-Sayed, 2017) ..... 21

Εικόνα 7 Σχηματική απεικόνιση διαμόρφωσης αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας, (El-Sayed, 2017)..... 23

Εικόνα 8 Σχηματική απεικόνιση διαμόρφωσης αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας (El-Sayed, 2017)..... 23

Εικόνα 9 Σχηματική απεικόνιση διάφορων τοποθετήσεων κινητήρα jet εντός του κατακόρυφου ουραίου τμήματος αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας (El-Sayed, 2017)..... 24

Εικόνα 10 Σχηματική απεικόνιση ροικού σωλήνα στην εισαγωγή κινητήρα αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας σε διάφορες καταστάσεις πτήσης (El-Sayed, 2017)..... 25

Εικόνα 11 Σχηματική απεικόνιση υποχηητικής εισαγωγής σε κατάσταση απογείωσης και πτήσης cruise (El-Sayed, 2017)..... 26

Εικόνα 12 Σχηματική απεικόνιση βαθμίδας αξονικού συμπιεστή με οδηγητικά πτερύγια IGV, (Farokhi, 2014)..... 29

Εικόνα 13 Σχηματική απεικόνιση πτερυγίων βαθμίδας αξονικού συμπιεστή χωρίς οδηγητικά πτερύγια IGV (Farokhi, 2014)..... 30

Εικόνα 14 Η μεταβολή των τριγώνων ταχύτητας για μια σειρά περιστρεφόμενων πτερυγίων βαθμίδας αξονικού συμπιεστή με την μεταβολή της παροχής μάζας μέσω της μηχανής (Farokhi, 2014) ..... 30

Εικόνα 15 Ροή μέσω μίας σειράς περιστρεφόμενων πτερυγίων ενός υπερχηητικού αξονικού συμπιεστή, (Dixon & Hall, 2010) ..... 32

Εικόνα 16 Περιοχή αποκόλλησης σε σειρά κινούμενων πτερυγίων αξονικού συμπιεστή, (Farokhi, 2014)..... 33

Εικόνα 17 Διάδοση αποκόλλησης εντός ενός αξονικού συμπιεστή (Farokhi, 2014) ..... 33

Εικόνα 18 Φωτογραφία του μοντέλου δοκιμών του αεροσκάφους CRM, με το οποίο έγιναν οι πειραματικές μετρήσεις (Lin, et al., 2022)..... 36

Εικόνα 19 Πρόοψη γεωμετρίας αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks .....	36
Εικόνα 20 Πλάγια όψη γεωμετρίας αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks .....	37
Εικόνα 21 Πρόοψη γεωμετρίας Nacelle του αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks	37
Εικόνα 22 Πλάγια όψη γεωμετρίας Nacelle του αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks .....	38
Εικόνα 23 Υπολογιστικό χωρίο στο λογισμικό ANSYS Fluent .....	38
Εικόνα 24 Υπολογιστικό πλέγμα κοντά στην ακμή προσβολής του κάτω μέρους του καλύμματος κινητήρα στο λογισμικό ANSYS Mesh.....	39
Εικόνα 25 Υπολογιστικό πλέγμα κοντά στο κάλυμμα κινητήρα στο λογισμικό ANSYS Mesh .....	40
Εικόνα 26 Ισογραμμές ταχύτητας για τις διάφορες γωνίες προσβολής που αναλύθηκαν .....	46
Εικόνα 27 Ισογραμμές στατικής πίεσης για τις διάφορες γωνίες προσβολής που αναλύθηκαν .....	47
Εικόνα 28 Φωτογραφία του Rotor 67 όπως αυτός δοκιμάστηκε από την NASA (Strazisar, et al., 1989).....	49
Εικόνα 29 Σχηματική απεικόνιση πειραματικής διάταξης με την οποία πραγματοποιήθηκαν οι μετρήσεις (Strazisar, et al., 1989).....	50
Εικόνα 30 Σχηματική απεικόνιση πτερυγίου του Rotor 67 εντός των καμπυλών του κελύφους και της βάσης (Strazisar, et al., 1989) .....	50
Εικόνα 31 Πτερυγίο του Rotor 67 εντός του κελύφους και της βάσης όπως αυτό αναλύθηκε στο ANSYS CFX .....	51
Εικόνα 32 Υπολογιστικό πλέγμα της περίπτωσης Case 5 στο λογισμικό ANSYS CFX.....	52
Εικόνα 33 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	65
Εικόνα 34 Μεγέθυνση στην περιοχή κοντά στην ακμή προσβολής του πτερυγίου .....	65
Εικόνα 35 Ισογραμμές ανάλυσης Case 5 .....	66
Εικόνα 36 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	67
Εικόνα 37 Ισογραμμές ανάλυσης Case 5 .....	68
Εικόνα 38 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	69
Εικόνα 39 Ισοϋψείς αριθμού Mach ανάλυσης Case 5 .....	70
Εικόνα 40 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	71
Εικόνα 41 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	72
Εικόνα 42 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5.....	73
Εικόνα 43 Σύγκριση ισογραμμών ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	74
Εικόνα 44 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5.....	75

Εικόνα 45 Σύγκριση ισογραμμών ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	76
Εικόνα 46 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5.....	77
Εικόνα 47 Σύγκριση ισογραμμών ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989).....	78
Εικόνα 48 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5.....	79
Εικόνα 49 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5.....	80
Εικόνα 50 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5.....	81
Εικόνα 51 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	82
Εικόνα 52 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	83
Εικόνα 53 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	84
Εικόνα 54 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	85
Εικόνα 55 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας.....	87
Εικόνα 56 Πρόοψη του συστήματος nacelle - spinner από το λογισμικό SolidWorks.....	98
Εικόνα 57 Σύστημα nacelle - spinner στο λογισμικό SolidWorks.....	98
Εικόνα 58 Πλάγια όψη υπολογιστικού χωρίου στο λογισμικό ANSYS CFX.....	99
Εικόνα 59 Το σύστημα nacelle - spinner - R67 εντός του υπολογιστικού χωρίου στο λογισμικό ANSYS CFX.....	100
Εικόνα 60 Πλάγια όψη τομής υπολογιστικού πλέγματος στο ANSYS CFX.....	100
Εικόνα 61 Υπολογιστικό πλέγμα κοντά στο σύστημα nacelle - spinner - R67 στο λογισμικό ANSYS CFX.....	101
Εικόνα 62 Ορισμός οριακής συνθήκης στα blades του συμπιεστή στο λογισμικό ANSYS CFX.....	102
Εικόνα 63 Ορισμός οριακής συνθήκης στο hub του συμπιεστή στο λογισμικό ANSYS CFX.....	102
Εικόνα 64 Ορισμός οριακής συνθήκης στην έξοδο του συμπιεστή στο λογισμικό ANSYS CFX.....	103
Εικόνα 65 Ορισμός συνθήκης interface στην επιφάνεια του περιστρεφόμενου χωρίου του R67 το οποίο έρχεται σε επαφή με το σταθερό χωρίο, στο λογισμικό ANSYS CFX.....	104
Εικόνα 66 Ορισμός οριακής συνθήκης στα τοιχώματα του nacelle και του spinner.....	105
Εικόνα 67 Ορισμός οριακής συνθήκης στην εισαγωγή του σταθερού υπολογιστικού χωρίου.....	105
Εικόνα 68 Ορισμός οριακής συνθήκης στην έξοδο του σταθερού υπολογιστικού χωρίου ...	106
Εικόνα 69 Ορισμός οριακής συνθήκης στα πλευρικά τοιχώματα του σταθερού υπολογιστικού χωρίου.....	106

Εικόνα 70 Ορισμός συνθήκης interface στην επιφάνεια του σταθερού χωρίου το οποίο έρχεται σε επαφή με το περιστρεφόμενο χωρίο του R67, στο λογισμικό ANSYS CFX .....	107
Εικόνα 71 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	109
Εικόνα 72 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	110
Εικόνα 73 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	110
Εικόνα 74 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	111
Εικόνα 75 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	111
Εικόνα 76 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	112
Εικόνα 77 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	112
Εικόνα 78 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	113
Εικόνα 79 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	114
Εικόνα 80 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	115
Εικόνα 81 Contour από τις αναλύσεις στην εργασία των (Nambiar & Pachidis, 2022) .....	116
Εικόνα 82 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	117
Εικόνα 83 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	117
Εικόνα 84 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	118
Εικόνα 85 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	118
Εικόνα 86 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	119
Εικόνα 87 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	120
Εικόνα 88 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	120
Εικόνα 89 Contour από τις αναλύσεις των (Nambiar & Pachidis, 2022) .....	121
Εικόνα 90 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	121
Εικόνα 91 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	122
Εικόνα 92 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	122
Εικόνα 93 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	123
Εικόνα 94 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	123
Εικόνα 95 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	124
Εικόνα 96 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	124
Εικόνα 97 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	125
Εικόνα 98 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	126
Εικόνα 99 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	127
Εικόνα 100 Αποτελέσματα αναλύσεων .....	127



## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1: ΓΕΝΙΚΗ ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Με μία πρώτη ματιά στα τεκταινόμενα στον τομέα της πολιτικής αεροπορίας, ένα από τα εμφανέστερα στοιχεία που μπορεί να παρατηρήσει κανείς είναι η επικρατούσα διαμόρφωση των σύγχρονων επιβατικών αεροσκαφών. Σήμερα, οι κατασκευαστές επιλέγουν μία διαμόρφωση, κύριο χαρακτηριστικό της οποίας είναι η επικλινή κύρια πτέρυγα, η οποία φέρει τους κινητήρες μέσω πυλώνων. Μάλιστα, συνήθως χρησιμοποιούνται κινητήρες τύπου αεριοστροβίλου (jet engines) τοποθετημένοι εντός κάποιου καλύμματος (nacelle) κάτω από την πτέρυγα.

Αυτή η επιλογή παρουσιάζει κάποια αεροδυναμικά πλεονεκτήματα αλλά και μειονεκτήματα. Σε κάθε περίπτωση πάντως συνεχίζει να απασχολεί τους αεροδυναμιστές για διάφορα ζητήματα που αφορούν τόσο στο αεροσκάφος, όσο και στη λειτουργία του ίδιου του κινητήρα. Τα θέματα αυτά θα αποτελούν το κύριο θέμα της εργασίας, όπως θα παρουσιαστεί αρχής γενομένης από το επόμενο κεφάλαιο. Στο συγκεκριμένο σημείο κρίνεται σκόπιμο να δοθούν κάποια γενικότερα στοιχεία προκειμένου η τεχνική εργασία που θα παρουσιαστεί παρακάτω να ενταχθεί σε ένα ευρύτερο πλαίσιο.

### Ενότητα 1.1: Αεριοπροωθητικοί Κινητήρες (Jet engines) σε αεροσκάφη – ιστορική αναδρομή

Μπορεί η τοποθέτηση των αεριοπροωθητικών κινητήρων σε αεροσκάφη πολιτικής αεροπορίας κάτω από την κύρια πτέρυγα να θεωρείται πλέον απόλυτα συνηθισμένη, όμως δεν ήταν πάντοτε έτσι στο παρελθόν. Μάλιστα, οι αεροδυναμιστές χρειάστηκε να δοκιμάσουν αρκετές εναλλακτικές, μέχρις ότου να καταλήξουν στην εν λόγω διαμόρφωση. Δεν θα ήταν, λοιπόν, υπερβολικός ο ισχυρισμός πως η εισαγωγή του αεριοπροωθητικού κινητήρα στην αεροπλοΐα έφερε ραγδαίες αλλαγές, εκτός των άλλων και στον τομέα του αεροδυναμικού σχεδιασμού των αεροσκαφών.

Η εφεύρεση του αεριοπροωθητικού κινητήρα τοποθετείται χρονολογικά προς τα τέλη του Β' Παγκοσμίου Πολέμου, μία εποχή όπου τα τεχνολογικά επιτεύγματα ήταν πολλά και ζωτικής σημασίας. Όπως ήταν λογικό, η εμφάνισή του σε επιβατικά αεροσκάφη δεν άργησε πολύ. Το 1949 το DeHavilland Comet πραγματοποιεί την πρώτη του πτήση, αποτελώντας έτσι το πρώτο αεριοθούμενο αεροσκάφος πολιτικής αεροπορίας (Wikipedia, n.d.).



Εικόνα 1 Το πρώτο αεροσκάφος με κινητήρα Jet, το de Havilland Comet, 4 Οκτωβρίου 1949, Hatfield, Hertfordshire, United Kingdom. (Museum, n.d.)

Το εν λόγω αεροσκάφος χρησιμοποιούσε τον κινητήρα Avon, της Rolls – Royce, ο οποίος ήταν και ο πρώτος κινητήρας αεριοπροώθησης με στροβιλομηχανές αξονικής ροής που σχεδίασε και κατασκεύασε η εταιρεία (Wikipedia, n.d.). Ο συγκεκριμένος κινητήρας έμεινε στην παραγωγή μέχρι το 1974, ωστόσο από το 2015 η Siemens κατασκεύασε έναν βιομηχανικό αεριοστρόβιλο προερχόμενο από αυτόν. Ενδεικτικά, παρατίθεται μία εικόνα του κινητήρα στην οποία διακρίνονται και τα πτερύγια των συμπιεστών 15 βαθμίδων που χρησιμοποιούσε.



Εικόνα 2 Ο κινητήρας Rolls Royce Avon RA. 3 Mk. 101, στο RAF Museum Cosford (Sarup, n.d.)

Από τότε ο αεριοπροωθητικός κινητήρας πέρασε από πολλές αλλαγές και εξελίχθηκε στην σημερινή του, αρκετά προηγμένη πλέον, μορφή. Σήμερα, οι κινητήρες αυτοί έχουν σημειώσει τεράστια πρόοδο σε πολλούς τομείς, όπως ο θόρυβος, η κατανάλωση καυσίμου, οι εκπομπές ρύπων και πολλά άλλα. Ενδεικτικά, παρατίθεται μία εικόνα του πιο σύγχρονου στροβιλοανεμιστήρα (turbofan) κινητήρα της Rolls Royce, του Ultra Fan. Η τεχνολογική πρόοδος είναι εμφανής απλώς παρατηρώντας τις σύνθετες γεωμετρίες, στις οποίες έχουν καταλήξει οι σχεδιαστές για τον ανεμιστήρα κατόπιν αεροδυναμικής και κατασκευαστικής βελτιστοποίησης. Επίσης, στον συγκεκριμένο κινητήρα πρέπει να σημειωθεί η μεγάλη διάμετρος του ανεμιστήρα, η οποία είναι ενδεικτική της επικρατούσας σχεδιαστικής τάσης του κλάδου σε διαμορφώσεις Ultra High By Pass Turbofan. Περισσότερα στοιχεία για τις διαμορφώσεις αυτές, καθώς και ο συσχετισμός τους με την παρούσα εργασία θα παρουσιαστούν παρακάτω.



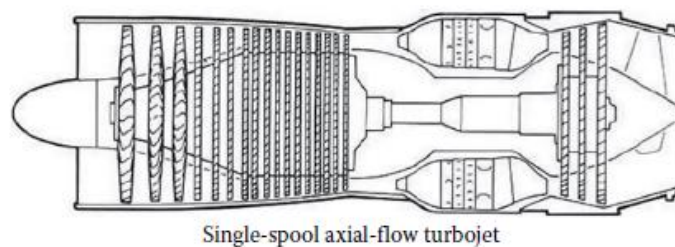
Εικόνα 3 Άποψη του κινητήρα Rolls Royce UltraFan (Rolls Royce, n.d.)

## Ενότητα 1.2: Αεριοπροωθητικοί κινητήρες σε αεροσκάφη – σήμερα

Μπορεί ο επικρατέστερος τύπος αεριοπροωθητικού κινητήρα σε αεροσκάφη πολιτικής αεροπορίας σήμερα να είναι ο στροβιλοανεμιστήρας (στο εξής turbofan), ωστόσο κρίνεται σωστό για λόγους πληρότητας να γίνει μία μνεία και στους υπόλοιπους τύπους κινητήρων. Συγκεκριμένα υπάρχουν οι εξής τύποι αεριοστροβίλων, οι οποίοι εμφανίζουν διαφοροποιήσεις μεταξύ τους, που θα παρουσιαστούν συνοπτικά:

- Turboprop (ελικοστρόβιλος)
- Turbojet (στροβιλοαντιδραστήρας)
- Turboshift (αξονοστρόβιλος)
- Turbofan (στροβιλοανεμιστήρας)

Ο πρώτος τύπος αεριοπροωθητικών κινητήρων που αναπτύχθηκε ήταν ο στροβιλοαντιδραστήρας, ένα παράδειγμα μίας τυπικής τέτοιας διαμόρφωσης φαίνεται στην παρακάτω εικόνα.



Εικόνα 4 Σχηματική απεικόνιση κινητήρα στροβιλοαντιδραστήρας μονού άξονα (El-Sayed, 2017)

Διακρίνεται η απλή αρχιτεκτονική του, η οποία μπορεί να περιγραφεί ακολουθώντας νοερά την πορεία του αέρα εντός της μηχανής. Αναλυτικότερα, ο αέρας εισέρχεται στην μηχανή και πρώτα περνά από τον συμπεστή, συγκεκριμένα από τις διαδοχικές βαθμίδες αυτού, όπου υφίσταται μία αύξηση πίεσης. Ως βαθμίδα συμπεστή ορίζεται ένα σύστημα μίας περιστρεφόμενης και μίας σταθερής πτερύγωσης. Ως υποσύστημα, ο συμπεστής ενός κινητήρα στροβιλοαντιδραστήρας αποτελείται από αρκετές τέτοιες βαθμίδες. Στην συνέχεια ο συμπεσμένος πλέον αέρας εισέρχεται στον καυστήρα, όπου γίνεται η έγχυση του καυσίμου, με το μίγμα αέρα-καυσίμου που δημιουργείται να αναφλέγεται. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την κατακόρυφη αύξηση της θερμοκρασίας του ρεύματος έως το μεταλλουργικό όριο των υλικών που απαρτίζουν τον καυστήρα και τον στρόβιλο. Έπειτα, η ροή, ούσα σε μία κατάσταση υψηλής ενέργειας, εκτονώνεται στον στρόβιλο. Εκεί διερχόμενη πάλι από βαθμίδες, αυτή τη φορά του στροβίλου, προκαλεί την περιστροφή αυτού, ώστε να παραχθεί τελικά έργο. Τέλος, η ροή εξέρχεται της μηχανής μέσω της διάταξης εξαγωγής, όπου εκτονώνεται προκειμένου να παραχθεί μία ποσότητα ώσης.

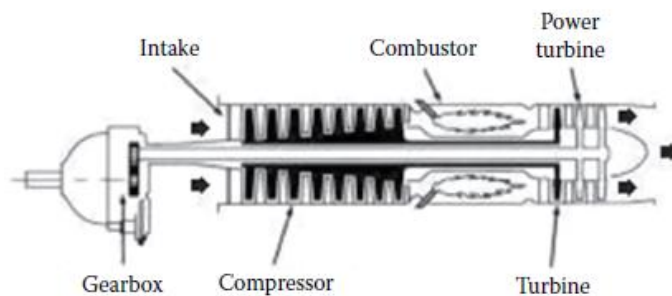
Ουσιαστικά, ο στρόβιλος λειτουργεί με μία διεργασία από εκείνη του συμπεστή. Στον μεν συμπεστή οι βαθμίδες του προσδίδουν ενέργεια στην ροή συμπιέζοντάς την, ενώ αντίστροφα στον στρόβιλο οι βαθμίδες του μετατρέπουν την υψηλή ενέργεια της ροής σε μηχανικό περιστροφικό έργο. Μέρος του περιστροφικού αυτού έργου κινεί τον συμπεστή, καθώς συμπεστής και στρόβιλος, σε κινητήρες μονής ατράκτου (single spool) όπως ο εικονιζόμενος, είναι τοποθετημένοι στην ίδια άτρακτο. Για λόγους πληρότητας πρέπει να σημειωθεί πως πλέον είθισται οι κινητήρες να χρησιμοποιούν 2 ή και

3 άξονες, στους οποίους προσαρμύζονται οι συμπιεστές και στρόβιλοι χαμηλής, μέσης και υψηλής πίεσης αντίστοιχα.

Εξετάζοντας τον κινητήρα συνολικά και επιχειρώντας μία απλούστερη αποτίμηση της λειτουργίας του θα μπορούσε να ειπωθεί το εξής: ο αεριοστρόβιλος αναρροφά αέρα τον οποίο υποβάλλει σε αλληπάλληλες μεταβολές εκτονώνοντάς τον κατάλληλα, προκειμένου να παραχθεί ώση και περιστροφικό μηχανικό έργο. Ανάλογα με την εφαρμογή στην οποία χρησιμοποιείται, ο στόχος του αεριοστρόβιλου είναι διαφορετικός. Για παράδειγμα, ένας κινητήρας που προορίζεται για αεροπορική πρόωση σχεδιάζεται με γνώμονα την μεγιστοποίηση της παραγόμενης ώσης με παράλληλη ελαχιστοποίηση της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου. Αντίθετα, σε έναν βιομηχανικό αεριοστρόβιλο για την παραγωγή ενέργειας η απαίτηση εντοπίζεται στην ικανότητα του κινητήρα να περιστρέφει την γεννήτρια με την οποία είναι συνδεδεμένος, ώστε να παραχθεί ηλεκτρική ενέργεια. Άρα, στη δεύτερη περίπτωση ο αεριοστρόβιλος σχεδιάζεται κατάλληλα ώστε να μεγιστοποιείται το παραγόμενο έργο ατράκτου.

Με βάση τα παραπάνω, λοιπόν, προέκυψαν οι διαφορετικοί τύποι αεριοστρόβιλων, που αναφέρθηκαν επιγραμματικά παραπάνω. Η διαμόρφωση που παρουσιάστηκε ως τώρα, εκείνη του στροβιλοαντιδραστήρα, αποτελεί την θεμελιώδη διαμόρφωση πάνω στην οποία στηρίχθηκαν οι επόμενες. Έτσι, μία από τις πρώτες διαμορφώσεις που προέκυψαν για αεροπορική χρήση ήταν ο ελικοστρόβιλος κινητήρας. Συνοπτικά, σε αυτή την διαμόρφωση ένας αεριοστρόβιλος στροβιλοαντιδραστήρας χρησιμοποιείται για την κίνηση ενός έλικα. Με αυτόν τον τρόπο οι σχεδιαστές αεροσκαφών διατηρούσαν τα πλεονεκτήματα της χρήσης έλικα, αξιοποιώντας ταυτόχρονα τις δυνατότητες που έδινε η χρήση αεριοστρόβιλου για την κίνησή της έναντι του συνηθισμένου, έως τότε, εμβολοφόρου κινητήρα εσωτερικής καύσης.

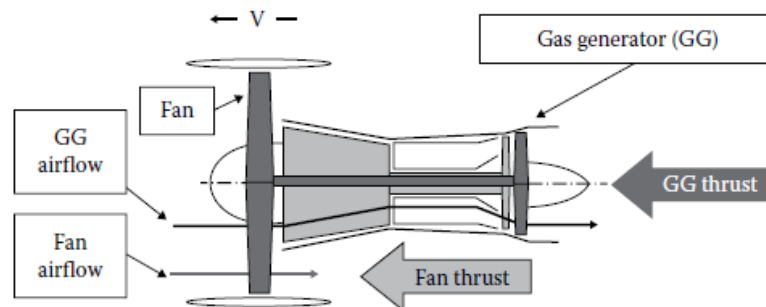
Ο ελικοστρόβιλος αξιοποιεί έναν αεριοστρόβιλο σχεδιασμένο με στόχο την μεγιστοποίηση του παραγόμενου έργου ατράκτου. Τέτοιοι κινητήρες είναι και οι ονομαζόμενοι αξονοστρόβιλοι. Στους εν λόγω κινητήρες η παραγωγή ώσης δεν είναι επιθυμητή, έτσι η ροή είτε εκτονώνεται περεταίρω στον στρόβιλο, είτε η εξερχόμενη ροή εκτρέπεται έως και 90°. Αυτού του τύπου κινητήρες χρησιμοποιούνται σε επίγειες εφαρμογές για την παραγωγή ενέργειας, σε εργοστάσια και πλοία, αλλά και σε ελικόπτερα για την κίνηση του κύριου έλικα (El-Sayed, 2017). Μία τυπική διαμόρφωση αξονοστρόβιλου φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 5 Σχηματική απεικόνιση κινητήρα αξονοστρόβιλου (El-Sayed, 2017)

Τέλος, η πιο σύγχρονη και περισσότερο σχετική με το αντικείμενο της εργασίας διαμόρφωση είναι ο στροβιλοανεμιστήρας. Σε αυτή την αρχιτεκτονική στο εμπρός μέρος του αεριοστρόβιλου, και εντός του καλύμματος (nacelle), τοποθετείται ένας ανεμιστήρας μεγάλης διαμέτρου. Η διευκρίνιση σχετικά με την εντός του καλύμματος τοποθέτησή του γίνεται προκειμένου να αποφευχθεί τυχόν σύγχυσή του με τον ελικοστρόβιλο. Μία τέτοια θεώρηση θα ήταν αρκετά λανθασμένη, αφού στην περίπτωση του στροβιλοανεμιστήρα, ο εν λόγω ανεμιστήρας διέπεται από πολύ διαφορετικές σχεδιαστικές απαιτήσεις από ότι ο έλικας της άλλης περίπτωσης, με την διαφοροποίηση να γίνεται πιο ξεκάθαρη αν αναλογιστεί κανείς πως στην αγγλόφωνη βιβλιογραφία τον ανεμιστήρα αυτόν τον παρομοιάζουν με σωληνωτό ανεμιστήρα (ducted fan).

Μία ενδεικτική διαμόρφωση για έναν τέτοιο κινητήρα φαίνεται στο παρακάτω σχήμα. Όπως μπορεί κανείς να διακρίνει η εισερχόμενη στον κινητήρα ροή, αρχικά διέρχεται από τον ανεμιστήρα και ύστερα χωρίζεται σε δύο επιμέρους τμήματα. Συγκεκριμένα, μέρος της ροής, το λεγόμενο θερμό ρεύμα, εισέρχεται στον πυρήνα της μηχανής ο οποίος ουσιαστικά ακολουθεί μία αρχιτεκτονική όπως εκείνη του στροβιλοανεμιστήρα. Παράλληλα το υπόλοιπο μέρος της ροής, το ψυχρό ρεύμα, παρακάμπτει τον πυρήνα, ρέοντας περιμετρικά αυτού και εξέρχεται από την εξάτμιση του κινητήρα, αναμιγνυόμενος ή όχι με το θερμό ρεύμα. Η λογική για τις ονομασίες ‘θερμό’ και ‘ψυχρό’ ρεύμα είναι εύκολα αντιληπτή, καθώς στην πρώτη περίπτωση η ροή διερχόμενη μέσω του πυρήνα της μηχανής θερμαίνεται, ενώ η άλλη καθώς τον αποφεύγει παραμένει ψυχρότερη.



Εικόνα 6 Σχηματική απεικόνιση κινητήρα στροβιλοανεμιστήρας (El-Sayed, 2017)

Το θέμα που απασχόλησε αυτή την εργασία αφορά κυρίως σε τέτοιες διαμορφώσεις. Συγκεκριμένα, αντικείμενο μελέτης ήταν το πεδίο ροής ανάντι του ανεμιστήρα, εντός του καλύμματος nacelle, καθώς και η επίπτωση τυχόν αναταραχών της ροής στην λειτουργία του.

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2: ΕΙΣΑΓΩΓΗ ΣΤΗ ΜΕΛΕΤΗ – ΘΕΩΡΗΤΙΚΟ ΥΠΟΒΑΘΡΟ

Στη συγκεκριμένη εργασία το ενδιαφέρον εστιάστηκε σε μία πολύ συγκεκριμένη περιοχή, εκείνη της διάταξης εισαγωγής του κινητήρα. Δηλαδή, σκοπός της εργασίας ήταν η μελέτη του πεδίου ροής από την εισαγωγή του καλύμματος (nacelle) μέχρι τον ανεμιστήρα. Το σημείο αυτό παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον ως προς την δυνατότητα του ανεμιστήρα και κατ' επέκταση του κινητήρα συνολικά, να παραλαμβάνει μία ροή με τα κατάλληλα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά. Με άλλα λόγια, στόχος της εργασίας ήταν να διερευνηθεί η δημιουργία αναταραχών εντός της εισαγωγής σε υψηλές γωνίες προσβολής και η επίδραση αυτών των αναταραχών στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του ανεμιστήρα.

Στο κεφάλαιο αυτό, θα οριστούν κάποια θεμελιώδη μεγέθη και θα δοθούν ορισμένα βασικά στοιχεία τα οποία θα σχολιαστούν αργότερα στην παρουσίαση των αποτελεσμάτων.

### Ενότητα 2.1: Θεωρητικό υπόβαθρο διατάξεων εισαγωγής αεροπορικών κινητήρων (nacelle)

Κάθε στροβιλομηχανή για να μπορεί να λειτουργήσει σωστά, απαιτεί το ρευστό να εισέρχεται σε αυτή με τις κατάλληλες συνθήκες. Η συγκεκριμένη εργασία αφορά σε αεροπορικούς αεροστροβίλους, επομένως η συζήτηση θα περιοριστεί σε αυτούς. Έτσι, σε αυτό το σημείο θα γίνει μία θεωρητική περιγραφή των απαιτήσεων των κινητήρων αυτών, καθώς και των διατάξεων εισαγωγής που χρησιμοποιούνται για την επίτευξη της επιθυμητής ροής.

### 2.1.1: Γενικά για τις διατάξεις εισαγωγής

Στους αεροπορικούς κινητήρες, λοιπόν, χρησιμοποιούνται διατάξεις εισαγωγής (intakes) ώστε ο εισερχόμενος αέρας να υποστεί διάχυση προτού εισέλθει στα πρώτα στάδια της μηχανής, εν προκειμένω τον ανεμιστήρα. Καθώς το αεροσκάφος πετάει σε αρκετά υψηλές ταχύτητες, πρωταρχικός στόχος της εισαγωγής είναι η μείωση της ταχύτητας της εισερχόμενης ροής, από την υψηλή τιμή που αυτή έχει ανάντη της εισαγωγής, στην επιθυμητή χαμηλότερη για τον κινητήρα τιμή. Αυτό συμβαίνει καθώς ο κινητήρας δεν μπορεί να λειτουργήσει με μία ταχύτητα εισερχόμενης ροής πολύ κοντά στην ηχητική, αφού σε εκείνη την περίπτωση τα κρουστικά κύματα που θα σχηματίζονταν στα πρώτα στάδια της μηχανής θα είχαν καταστροφικές συνέπειες για την ευσταθή της λειτουργία.

Έτσι, η εισαγωγή σχεδιάζεται κατάλληλα, ώστε να μπορεί να λαμβάνει την απαραίτητη ποσότητα αέρα που απαιτείται προκειμένου μέσω της διάχυσης να επιτευχθεί η μέγιστη δυνατή αύξηση της στατικής πίεσης, χωρίς μεγάλες απώλειες ολικής πίεσης. Επίσης, η προσερχόμενη στον κινητήρα ροή πρέπει να είναι “καθαρή”, δηλαδή να είναι κατά το δυνατόν ομοιόμορφη, απαλλαγμένη από σημαντικές διαταραχές και δομές δινών. Η ύπαρξη διαταραχών στην ροή μπορεί να επιδράσει αρνητικά στη λειτουργία του κινητήρα, όπως φαίνεται στις εργασίες των (Mehdi, 2014), (V. Jerez Fidalgo, 2012).

Βέβαια, καθώς ο κινητήρας τοποθετείται σε αεροσκάφος, προκύπτουν και περιορισμοί ως προς την εξωτερική αεροδυναμική του καλύμματος του κινητήρα και την επίδραση αυτής με το υπόλοιπο αεροσκάφος. Αυτό χαρακτηρίζεται ως “propulsion – airframe integration” και αποτελεί τομέα εκτενούς έρευνας για την εύρεση των κατάλληλων σχεδιαστικών συμβιβασμών μεταξύ όλων των απαιτήσεων. Συνοπτικά, η διάταξη της εισαγωγής και το αεροδυναμικό κάλυμμα πρέπει να μην δημιουργούν μεγάλη οπισθέλκουσα δύναμη.

### 2.1.2: Τοποθέτηση κινητήρα στο αεροσκάφος

Ένας παράγοντας που επηρεάζει τον σχεδιασμό και την αεροδυναμική της διάταξης εισαγωγής είναι η θέση του κινητήρα στο αεροσκάφος. Η τοποθέτηση του κινητήρα απασχολεί κυρίως τους σχεδιαστές του αεροσκάφους και διέπεται από διάφορους περιορισμούς και απαιτήσεις. Ουσιαστικά, όλη η αρχιτεκτονική του εκάστοτε αεροσκάφους είναι άρρηκτα συνδεδεμένη με τον τύπο του, δηλαδή την αποστολή που αυτό καλείται να εκτελέσει. Έτσι, η διαμόρφωση που επιλέγεται για ένα υπερηχητικό μαχητικό αεροσκάφος, όπως είναι λογικό, διαφέρει από εκείνη ενός υποχητικού επιβατικού. Ήδη σε αυτό το παράδειγμα διαφαίνεται ένας από τους σημαντικότερους παράγοντες στον σχεδιασμό αεροσκαφών και κατ’ επέκταση εισαγωγών αεροπορικών κινητήρων, η ταχύτητα πτήσης.

Συγκεκριμένα, οι απαιτήσεις ενός αεροπορικού αεροστροβίλου για τη λειτουργία του δεν αλλάζουν, όμως η ροή, την οποία καλείται να αντιμετωπίσει η εισαγωγή, εμφανίζει πολύ διαφορετική συμπεριφορά ανάλογα με το αν πρόκειται για υπό- ή υπέρ- ηχητική ροή. Καθώς η όλη συζήτηση εδώ περιορίζεται στον τομέα ενδιαφέροντος της εργασίας, θα παρουσιαστεί μόνο η περίπτωση των υποχητικών επιβατικών αεροσκαφών.

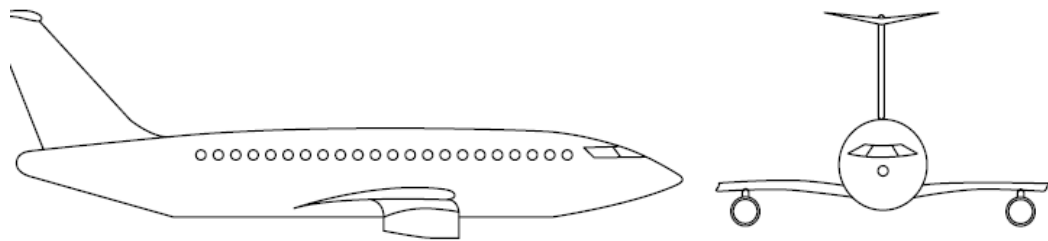
#### 2.1.2.1: Υποχητικά αεροσκάφη πολιτικής αεροπορίας

Για την περίπτωση των υποχητικών επιβατικών αεροσκαφών λοιπόν, υπάρχουν οι εξής τέσσερεις (4) βασικές διαμορφώσεις ως προς την θέση των κινητήρων:

1. Στην κύρια πτέρυγα
2. Στην άτρακτο
3. Στην κύρια πτέρυγα και στην ουρά
4. Στην άτρακτο και στην ουρά

Η πλέον επικρατέστερη επιλογή και αυτή που πραγματεύεται η εργασία είναι η τοποθέτηση στην κύρια πτέρυγα σε πυλώνες. Με απλά λόγια, αυτή είναι η συνηθέστερη επιλογή σε σύγχρονα

επιβατικά αεροσκάφη, όπου οι κινητήρες κρέμονται από την κύρια πτέρυγα. Σχηματικά αυτό φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:

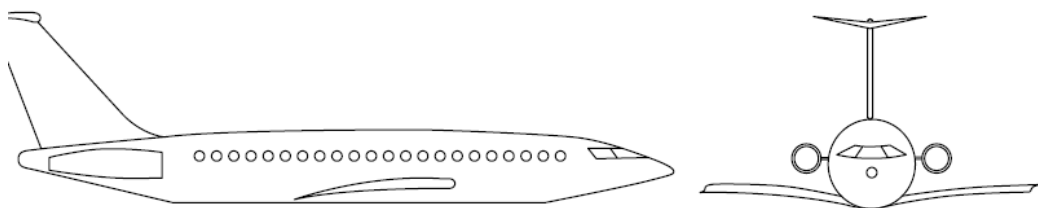


Εικόνα 7 Σχηματική απεικόνιση διαμόρφωσης αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας, (El-Sayed, 2017)

Αυτή η τοποθέτηση εμφανίζει αρκετά πλεονεκτήματα. Σε ό,τι αφορά την αεροδυναμική, η διάταξη εισαγωγής δέχεται ομοιόμορφη ροή αφού δεν βρίσκεται κοντά σε τμήματα του αεροσκάφους, τα οποία δημιουργούν σύνθετες δομές δινών. Έτσι, σε αυτή τη θέση το κάλυμμα παραμένει σε χαμηλές γωνίες προσβολής και δεν δέχεται ροή με ισχυρές δίνες. Επεκτείνοντας την συζήτηση, η επιλογή προφανώς δεν μπορεί να γίνει με αμιγώς αεροδυναμικά κριτήρια. Έτσι υπάρχουν και άλλα λειτουργικά πλεονεκτήματα, καθώς σε περίπτωση κάποιας σοβαρής βλάβης εντός του κινητήρα, η όποια καταστροφή μπορεί να περιοριστεί εντός του καλύμματος. Με αυτόν τον τρόπο, όντας μακριά από την άτρακτο, αλλά και κάπως απομονωμένο από την πτέρυγα, είναι δυσκολότερο τυχόν κομμάτια να χτυπήσουν κρίσιμες δομές του αεροσκάφους, κάτι το οποίο θα έθετε σε κίνδυνο τους επιβάτες. Τέλος, σε αυτή τη θέση η πρόσβαση στους κινητήρες είναι πολύ απλή, διευκολύνοντας έτσι την συντήρησή τους στο έδαφος.

Όμως, η τοποθέτηση των κινητήρων τόσο χαμηλά κοντά στο έδαφος εγείρει κινδύνους αναρρόφησης ξένων σωμάτων κατά την απογείωση, κάτι το οποίο μπορεί να έχει καταστροφικές συνέπειες για τον κινητήρα. Επίσης, η αεροδυναμική αλληλεπίδραση μεταξύ του καλύμματος και της πτέρυγας σε αυτή την διαμόρφωση είναι αξιοσημείωτη, αφού από το κάλυμμα εκλύονται δίνες που μπορούν να επηρεάσουν την παραγόμενη από την πτέρυγα άντωση (Vatsa, et al., n.d.).

Η επόμενη επιλογή τοποθέτησης στην άτρακτο συναντάται επίσης σε αεροσκάφη πολιτικής αεροπορίας. Μία τέτοια διαμόρφωση φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:

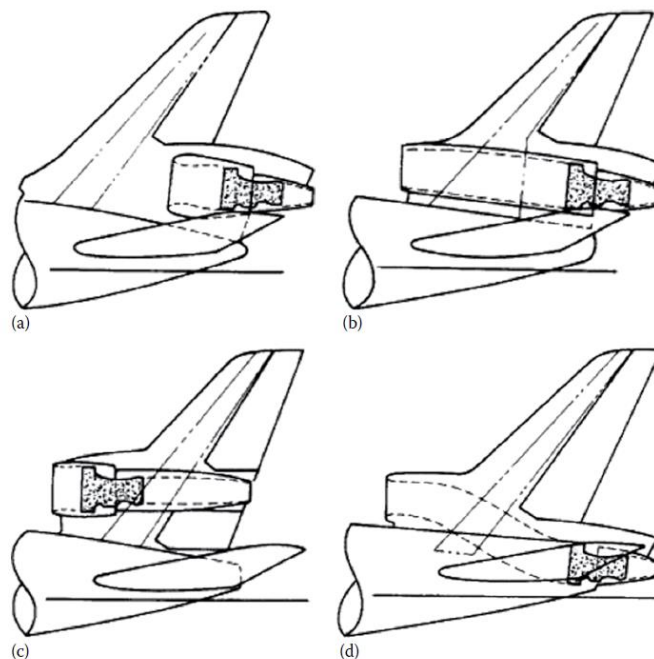


Εικόνα 8 Σχηματική απεικόνιση διαμόρφωσης αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας (El-Sayed, 2017)

Όπως φαίνεται σε αυτή την περίπτωση, οι κινητήρες τοποθετούνται επάνω στην άτρακτο, στο πίσω μέρος του αεροσκάφους, κοντά στην ουρά. Αυτή η επιλογή εμφανίζει χαμηλότερη οπισθέλκουσα, ενώ επιτρέπει την παραγωγή περισσότερης άντωσης από την κύρια πτέρυγα, αφού πλέον ο όποιος προερχόμενος απόρροια από το κάλυμμα δεν αλληλεπιδρά με αυτή. Όπως και στην προηγούμενη περίπτωση, έτσι και τώρα με αυτή την επιλογή προκύπτουν και άλλα λειτουργικά πλεονεκτήματα, αφού τώρα το αεροσκάφος μπορεί να βρίσκεται πιο κοντά στο έδαφος. Δηλαδή, οι τροχοί δεν χρειάζεται να έχουν τόσο μεγάλο ύψος, επιτρέποντας τα αεροσκάφη αυτά να χρησιμοποιούν μικρότερες σκάλες, οι οποίες κάποιες φορές είναι αναδιπλούμενες και προσαρτημένες μόνιμα στην πόρτα του αεροσκάφους.

Όμως, όπως είναι φυσικό, με την επιλογή αυτή προκύπτουν και κάποια μειονεκτήματα. Συγκεκριμένα, σε ότι αφορά την αεροδυναμική, σε υψηλές γωνίες προσβολής ο απόρρους του καλύμματος ενδέχεται να καλύψει το ουραίο τμήμα, οδηγώντας το σε απώλεια στήριξης. Κάτι τέτοιο θα έθετε το αεροσκάφος σε μία πολύ επικίνδυνη συνθήκη, καθώς θα χανόταν η ευστάθεια. Έτσι, για την αποφυγή τέτοιων φαινομένων οι σχεδιαστές αεροσκαφών όταν επιλέγεται η συγκεκριμένη θέση για τους κινητήρες καταφεύγουν στον σχεδιασμό μεγαλύτερων επιφανειών για το ουραίο τμήμα.

Τέλος, μία άλλη διαμόρφωση είναι εκείνη του συνδυασμού ατράκτου και ουράς. Δηλαδή, σε αυτή την περίπτωση δύο, για παράδειγμα, κινητήρες τοποθετούνται στην άτρακτο όπως προηγουμένως και ένας στο κατακόρυφο τμήμα της ουράς. Αυτή η τοποθέτηση δημιουργεί μία ενδιαφέρουσα συζήτηση σχετικά με την εισαγωγή, που απαιτείται για τον κινητήρα τοποθετημένο στο κατακόρυφο τμήμα της ουράς. Όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα, υπάρχουν διάφορες εναλλακτικές για την τοποθέτησή του, με την κάθε μία να εμφανίζει διαφορετικές απαιτήσεις για την εισαγωγή.



Εικόνα 9 Σχηματική απεικόνιση διάφορων τοποθετήσεων κινητήρα jet εντός του κατακόρυφου ουραίου τμήματος αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας (El-Sayed, 2017)

Οι επιλογές b και d παρουσιάζουν μεγάλο ενδιαφέρον για την συζήτηση που πραγματεύεται αυτή η εργασία, αφού εκεί η ροή αναγκαστικά ρέει εντός ενός αγωγού υπολογίσιμου μήκους, προτού φτάσει τελικά στα πρώτα στάδια της μηχανής. Μάλιστα, ειδικά για την περίπτωση του λεγόμενου S-duct που φαίνεται στην περίπτωση d, υπάρχει εκτενής βιβλιογραφία και έρευνα σχετικά με τις δίνες που σχηματίζονται στο εσωτερικό της και πώς αυτές ταξιδεύουν μέχρι τον κινητήρα (Gil-Prieto, et al., 2019).

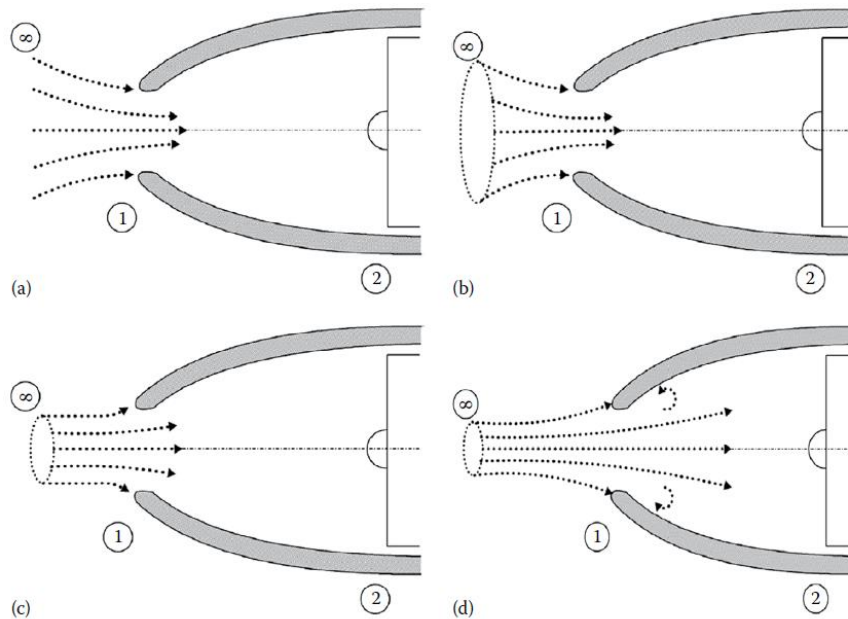
### 2.1.3: Αεροδυναμική ανάλυση διατάξεων εισαγωγής

Εστιάζοντας τώρα στο σημείο ενδιαφέροντος για αυτή την εργασία, η συζήτηση θα προχωρήσει στην αεροδυναμική ανάλυση των εισαγωγών. Συνήθως οι εισαγωγές υποηχητικών αεροσκαφών με τους κινητήρες τοποθετημένους στην κύρια πτέρυγα, χαρακτηρίζονται από ομαλές καμπύλες επιφάνειες, το πιο πρόσθιο τμήμα των οποίων ονομάζεται χείλος. Από αεροδυναμικής πλευράς, η ροή εντός της εισαγωγής θα μπορούσε να παρομοιαστεί με την ροή εντός ενός αγωγού, όπου ένα τμήμα της εισέρχεται και ρέει εντός αυτού, ενώ το υπόλοιπο ρέει γύρω από αυτή.



## 2.1.3.1: Ροϊκά χαρακτηριστικά εισαγωγής σε διάφορες φάσεις της πτήσης

Πρέπει επίσης να σημειωθεί, ότι η εισαγωγή καλείται να έχει καλές επιδόσεις σε όλες τις φάσεις της πτήσης. Εξετάζοντας τον φάκελο πτήσης ακόμα και ενός συμβατικού αεροσκάφους, οι απαιτήσεις αυτές μπορούν να είναι πολύ διαφορετικές ανάλογα με την φάση στην οποία βρίσκεται το αεροσκάφος. Δηλαδή, το ροϊκό πεδίο ανάντι καθώς και εντός της εισαγωγής διαφέρει στην περίπτωση, για παράδειγμα, της απογείωσης από την πτήση σε υψηλή ταχύτητα. Στην εικόνα που ακολουθεί οι διαφορετικές αυτές συνθήκες αποτυπώνονται σχηματικά, ενώ η εικόνα σε συνδυασμό με την ανάλυση που θα ακολουθήσει αποσκοπούν στην καλύτερη κατανόηση των φαινομένων.



Εικόνα 10 Σχηματική απεικόνιση ροϊκού σωλήνα στην εισαγωγή κινητήρα αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας σε διάφορες καταστάσεις πτήσης (El-Sayed, 2017)

Για την οικονομία της συζήτησης, σε αυτό το σημείο πρέπει να σημειωθεί πως γίνεται η θεώρηση πως η εισαγωγή δεσμεύει αέρα μέσα σε έναν ροϊκό σωλήνα που ξεκινά από μία νοητή επιφάνεια ανάντι της εισαγωγής  $A_\infty$ , ο οποίος φτάνει στην επιφάνεια της εισαγωγής  $A_1$  και τέλος καταλήγει στην επιφάνεια του κινητήρα  $A_2$ .

Ξεκινώντας με την περίπτωση *a)*, πρόκειται για την συνθήκη απογείωσης, επομένως η ταχύτητα της ελεύθερης ροής θα μπορούσε να θεωρηθεί  $u_\infty = 0$ . Άρα, η επιφάνεια ανάντι της εισαγωγής από όπου ξεκινά ο ροϊκός σωλήνας της εισαγωγής θα είναι πολύ μεγάλη. Μάλιστα, θα μπορούσε να γίνει η θεώρηση πως ο λόγος αυτής της επιφάνειας προς την επιφάνεια στην εισαγωγή τείνει στο άπειρο, δηλαδή  $A_\infty/A_1 \rightarrow \infty$ . Έτσι, στην περίπτωση αυτή οι ροϊκές γραμμές, όπως παριστάνεται και στην εικόνα, φαίνεται να συγκλίνουν προς την εισαγωγή.

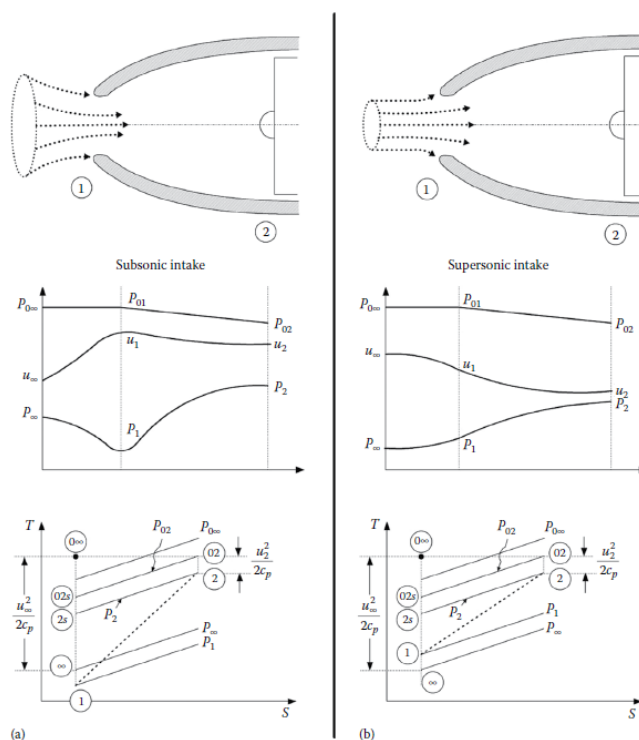
Έπειτα, η συνθήκη *b)* αφορά μία κατάσταση όπου το αεροσκάφος πετά με σχετικά χαμηλή ταχύτητα, όμως υπάρχει απαίτηση υψηλής ώσης, δηλαδή ο κινητήρας απαιτεί μεγάλη παροχή μάζας. Αυτό θα μπορούσε να συμβεί, για παράδειγμα, κατά την άνοδο, αφού εκεί η δυνατότητα του αεροσκάφους να αναρριχηθεί εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από την ισχύ που μπορούν να αποδώσουν οι κινητήρες του. Έτσι, σε αυτή την περίπτωση μπορεί να θεωρηθεί πως η ταχύτητα στην εισαγωγή είναι μεγαλύτερη της ταχύτητας ελεύθερης ροής,  $u_\infty < u_1$ , επομένως θα ισχύει και,  $A_\infty < A_1$ . Δηλαδή, η επιφάνεια του δίσκου ανάντι της εισαγωγής θα είναι μικρότερη από την επιφάνεια της εισαγωγής, επομένως πάλι οι ροϊκές γραμμές θα συγκλίνουν προς την εισαγωγή.

Στην συνέχεια, η περίπτωση *c*) αφορά την ομαλή πτήση σε υψηλή ταχύτητα, cruise phase. Εκεί η ταχύτητα της ελεύθερης ροής ανάντι της εισαγωγής είναι υψηλή,  $M_\infty = 0.85$ , επομένως για τις επιφάνειες θα ισχύει,  $A_\infty < A_1$ . Συνεπώς, σε αυτή την περίπτωση μέρος της διάχυσης θα λάβει χώρα εκτός και μέρος εντός της εισαγωγής. Έτσι, η ταχύτητα θα είναι μικρότερη εντός της εισαγωγής, δηλαδή  $u_\infty > u_1$ , ενώ θα υπάρξει μία μικρή αύξηση της στατικής πίεσης της τάξεως του 15%.

Τέλος, η περίπτωση *d*) αφορά την πτήση στη μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους, δηλαδή για αριθμό Mach κοντά στην μονάδα, έστω  $M_\infty = 0.95$ . Εδώ η επιφάνεια του δίσκου ανάντι είναι ακόμα μικρότερη,  $A_\infty < A_1$ , ενώ εντός της εισαγωγής προκύπτει η εμφάνιση μίας κλίσης πίεσης. Αυτό το φαινόμενο μπορεί να οδηγήσει σε αποκόλληση και αστάθειες της ροής εντός της διάταξης εισαγωγής (El-Sayed, 2017).

2.1.3.2: Αεροδυναμική απόδοση εισαγωγών

Έχοντας παρουσιάσει κάποια βασικά στοιχεία για την θεωρητική ανάλυση των εισαγωγών, η συζήτηση τώρα μπορεί να προχωρήσει στην περιγραφή μεγεθών που επιτρέπουν την ποσοτικοποίηση των ροϊκών φαινομένων. Ως βάση θα χρησιμοποιηθεί πάλι η προηγούμενη θεώρηση με τον ροϊκό σωλήνα, όμως τώρα θα εξεταστούν σε μεγαλύτερο βάθος τα φαινόμενα εντός της εισαγωγής. Προς αυτή την κατεύθυνση βοηθάει η παρακάτω εικόνα, παριστώντας γραφικά την συμπεριφορά διαφόρων παραγόντων.



Εικόνα 11 Σχηματική απεικόνιση υποηχητικής εισαγωγής σε κατάσταση απογείωσης και πτήσης cruise (El-Sayed, 2017)

Η στήλη *a*) παριστάνει την περίπτωση, όπου η ταχύτητα της ελεύθερης ροής είναι χαμηλή, για παράδειγμα την απογείωση ή την αναρρίχηση. Αντίστοιχα, η δεύτερη στήλη αφορά την περίπτωση, όπου η ταχύτητα της ελεύθερης ροής είναι υψηλή, όπως για παράδειγμα κατά την πορεία (cruise).

Αρχικά, μπορεί να γίνει η παραδοχή πως ο αέρας ρέει μέχρι την εισαγωγή,  $\infty \rightarrow 1$ , ισεντροπικά. Επομένως, μεταξύ των σημείων αυτών δεν υπάρχουν απώλειες ολικής πίεσης και θερμοκρασίας.

Στην περίπτωση που παρουσιάζεται στην πρώτη στήλη και αφορά την πτήση με χαμηλή ταχύτητα, για παράδειγμα απογείωση ή αναρρίχηση, η υψηλή απαίτηση του κινητήρα για παροχή μάζας συνεπάγεται την επιτάχυνση της ροής, προσδίδοντας ένα συγκλίνον σχήμα στον ροϊκό σωλήνα. Συνοψίζοντας όσα έχουν ειπωθεί και φαίνονται στα διαγράμματα της παραπάνω εικόνας, μπορούν να οριστούν οι παρακάτω σχέσεις:

$$u_{\infty} < u_1$$

$$P_{\infty} > P_1$$

$$P_{0_{\infty}} = P_{0_1}$$

$$T_{0_{\infty}} = T_{0_1}$$

Για την συνθήκη όπου η ταχύτητα της ελεύθερης ροής είναι μεγαλύτερη, ο ροϊκός σωλήνας θα έχει αποκλίνον σχήμα και θα ισχύουν οι εξής σχέσεις:

$$u_{\infty} > u_1$$

$$P_{0_{\infty}} = P_{0_1}$$

$$T_{0_{\infty}} = T_{0_1}$$

Συνοψίζοντας, και στις δύο περιπτώσεις η ροή θα υποστεί διάχυση εντός της εισαγωγής, επομένως η στατική πίεση θα αυξηθεί, ενώ η ταχύτητα της ροής θα μειωθεί. Η ολική πίεση επίσης θα μειωθεί λόγω φαινομένων τριβής, με την ολική θερμοκρασία να παραμένει σταθερή, καθώς η ροή θεωρείται αδιαβατική.

Επομένως, και για τις δύο περιπτώσεις ισχύουν οι παρακάτω σχέσεις:

$$P_2 > P_1$$

$$P_{0_2} > P_{0_{\infty}}$$

$$u_2 < u_1$$

Άρα, καθώς η ταχύτητα στην εισαγωγή της μηχανής,  $u_2$ , πρέπει να είναι σταθερή, ισχύει:

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)_{takeoff} > \left(\frac{P_2}{P_1}\right)_{cruise}$$

Ωστόσο, αν η αύξηση πίεσης είναι πολύ μεγάλη, τότε υπάρχει ο κίνδυνος αποκόλλησης του οριακού στρώματος εντός της εισαγωγής. Για την αποφυγή αυτού του κινδύνου, σε συνθήκες πορείας, είναι καλό ο λόγος ταχυτήτων  $u_1/u_{\infty}$ , να είναι χαμηλός, καθώς έτσι η αύξηση πίεσης εντός της εισαγωγής θα είναι επίσης μικρότερη. Έτσι, η επιφάνεια της εισαγωγής συχνά σχεδιάζεται ώστε να ελαχιστοποιείται η επιτάχυνση στο εξωτερικό κατά την απογείωση, προκαλώντας επιβράδυνση της εξωτερικής ροής σε συνθήκες πορείας. Σε αυτές τις συνθήκες η επιφάνεια του δίσκου είναι μεγαλύτερη, με αποτέλεσμα να δημιουργείται υπερχειλίση της ροής στο χείλος της εισαγωγής.

Σήμερα μία καλή εισαγωγή μπορεί να πετύχει ανάκτηση πίεσης περίπου,  $P_{0_2}/P_{0_1} = 0.95 - 0.97$ .

### 2.1.3.3: Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης

Συνεχίζοντας με την ποσοτικοποίηση των φαινομένων, ένα εύχρηστο μέτρο για την απόδοση της εισαγωγής, είναι ο υπολογισμός του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης. Ουσιαστικά, αποτελεί ένα μέτρο των απωλειών από τις συνθήκες της ελεύθερης ροής μέχρι την επιφάνεια του κινητήρα και μπορεί να εκφραστεί ως:

$$\eta_d = \frac{h_{02s} - h_\infty}{h_{02} - h_\infty} = \frac{T_{02s} - T_\infty}{T_{02} - T_\infty} = \frac{(T_{02s}/T_\infty) - 1}{(T_{02}/T_\infty) - 1}$$

Καθώς:

$$\frac{T_{02}}{T_\infty} = \frac{T_{0\infty}}{T_\infty} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2$$

$$\eta_d = \frac{(P_{02}/P_\infty)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{[(\gamma - 1)/2] M_\infty^2}$$

$$\frac{P_{02}}{P_\infty} = \left(1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{\gamma} M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

#### 2.1.3.4: Λόγος πιέσεων στραγγαλισμού

Στη συνέχεια, μπορεί να οριστεί ο λόγος πιέσεων στραγγαλισμού ως ο λόγος μεταξύ της μέσης ολικής πίεσης του εισερχόμενου στον κινητήρα αέρα, προς την μέση ολική πίεση της ελεύθερης ροής. Μαθηματικά αυτό εκφράζεται ως εξής:

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{0\infty}}$$

$$\frac{P_{02}}{P_\infty} = \frac{P_{02}}{P_{0\infty}} \frac{P_{0\infty}}{P_\infty} = r_d \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Από τις παραπάνω εξισώσεις προκύπτει:

$$\eta_d = \frac{(r_d)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2\right] - 1}{\left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_\infty^2}$$

Τελικά, η ανάκτηση πίεσης μπορεί να εκφραστεί ως:

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{0\infty}} = \left[ \frac{1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{\gamma} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} M_\infty^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Επομένως, αν είναι γνωστή η ισεντροπική απόδοση, η ανάκτηση πίεσης μπορεί να προκύψει από την παραπάνω σχέση. Αντίστοιχα με γνωστή την ανάκτηση πίεσης, ο βαθμός απόδοσης της διάταξης εισαγωγής μπορεί να προκύψει από την παραπάνω σχέση.

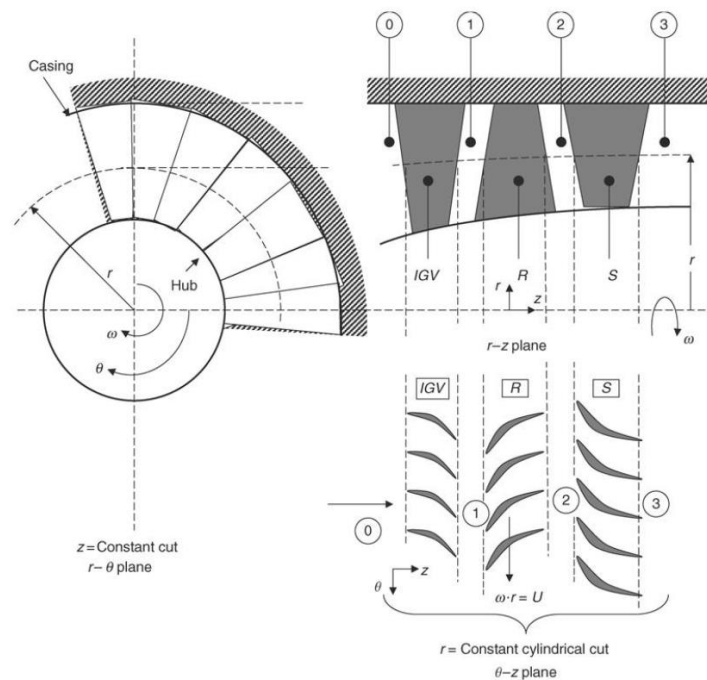
## Ενότητα 2.2: Θεωρητικό υπόβαθρο αξονικών συμπιεστών

Έχοντας παρουσιάσει κάποια βασικά στοιχεία χρήσιμα για την αεροδυναμική ανάλυση διατάξεων εισαγωγής, όπως αυτή που πραγματεύεται η εργασία, σε παρόμοιο πνεύμα εδώ θα δοθούν κάποιες αντίστοιχες πληροφορίες για τους συμπιεστές. Ουσιαστικά ένας συμπιεστής, όπως άλλωστε προκύπτει και από την λέξη, συμπιέζει τον αέρα που ρέει μέσω αυτού. Αυτή η τοποθέτηση είναι αρκετά απλουστευμένη, ωστόσο στην πραγματικότητα, ο σχεδιασμός και η λειτουργία αξονικών συμπιεστών εμφανίζει εξαιρετική πολυπλοκότητα και ενδιαφέρον. Εδώ ο συμπιεστής εντάσσεται στο ευρύτερο πλαίσιο της σύνθεσης αεροπορικών αεροστροβίλων, δηλαδή αποτελεί θεμελιώδες υποσύστημα σε κάθε τέτοιο κινητήρα. Αυτό γίνεται εύκολα αντιληπτό ανατρέχοντας στα εισαγωγικά σχόλια σχετικά με την λειτουργία τέτοιων κινητήρων, αφού η ροή προτού εισέλθει στον καυστήρα πρέπει να συμπιεστεί.

### 2.2.1: Τρίγωνα ταχύτητας

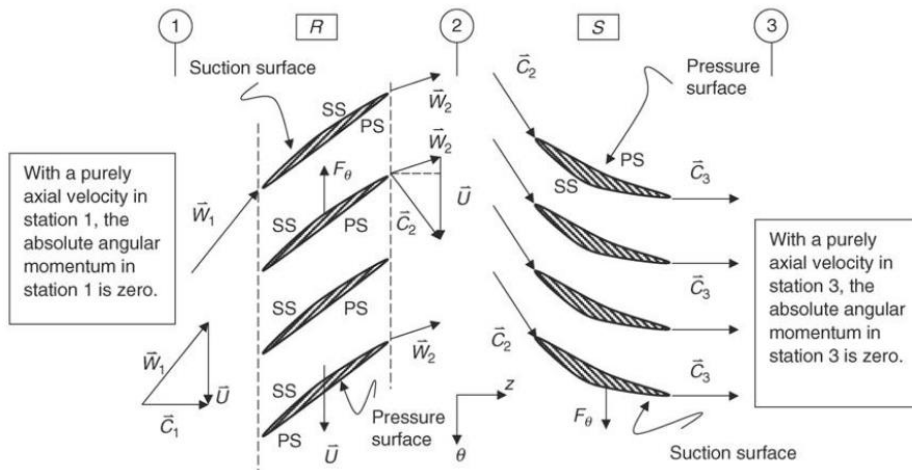
Η απλούστερη περίπτωση συμπίεστη περιλαμβάνει μία πτερωτή η οποία φέρει πτερύγια κατάλληλα διαμορφωμένα, προκειμένου με την περιστροφή της, να δημιουργεί αύξηση πίεσης στο ρευστό που ρέει δια μέσω αυτής. Μία τέτοια διαμόρφωση θα μπορούσε να στέκει θεωρητικά, ωστόσο σύντομα κανείς θα συναντούσε δυσκολίες για την σταθερή λειτουργία της. Επικεντρώνοντας την ανάλυση για τον χώρο μεταξύ δύο διαδοχικών πτερυγίων (blade passage), πρέπει η πίεση στην έξοδο του χωρίου αυτού να είναι μεγαλύτερη από ότι στην είσοδο, ώστε να υπάρχει συμπίεση. Αυτό όμως συνεπάγεται πως τα οριακά στρώματα που αναπτύσσονται επάνω στα πτερύγια θα πρέπει να είναι σε θέση να υπερνικούν την αρνητική κλίση πίεσης (adverse pressure gradient), έτσι σε περίπτωση μεγάλης αύξησης πίεσης θα υπάρχει αυξημένος κίνδυνος αποκόλλησής τους.

Για αυτό τον λόγο, τελικά, επιλέγεται η αύξηση της πίεσης να γίνει προοδευτικά χρησιμοποιώντας πολλές βαθμίδες. Ως βαθμίδα συμπίεστη ορίζεται ο συνδυασμός μίας περιστρεφόμενης σειράς πτερυγίων (rotor) και μία σταθερών (stator). Ο πρώτος προσδίδει περιστροφική ορμή στη ροή, την οποία αφαιρεί η δεύτερη μετατρέποντάς την σε αύξηση πίεσης. Κάποιες φορές στην εισαγωγή συμπίεστων χρησιμοποιούνται οδηγητικά πτερύγια (Inlet Guide Vanes – στο εξής IGV), τα οποία δημιουργούν μία περιστροφή στην ροή προτού αυτή φτάσει στην πρώτη σειρά περιστρεφόμενων πτερυγίων της πρώτης βαθμίδας. Αυτή η επιλογή συνεπάγεται τόσο θετικές όσο και αρνητικές συνέπειες για την ροή εντός των βαθμίδων, ωστόσο αυτό βρίσκεται εκτός του πεδίου ενδιαφέροντος της συγκεκριμένης εργασίας. Άλλωστε, στους σύγχρονους κινητήρες τύπου στροβιλοανεμοστήρα, στους οποίους χρησιμοποιούνται ανεμιστήρες όπως αυτός που αναλύθηκε στην εργασία, δεν χρησιμοποιούν IGV. Σχηματικά μία βαθμίδα με IGV φαίνονται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 12 Σχηματική απεικόνιση βαθμίδας αξονικού συμπίεστη με οδηγητικά πτερύγια IGV, (Farokhi, 2014)

Αναλύοντας την ταχύτητα της ροής εντός της βαθμίδας σε συνιστώσες, λαμβάνοντας υπόψη την περιστροφή της μηχανής, προκύπτουν τα τρίγωνα ταχύτητας. Στις στροβιλομηχανές η ανάλυση αυτή επιτρέπει τον υπολογισμό διάφορων χρήσιμων μεγεθών και διευκολύνει την κατανόησή τους. Έτσι, για την περίπτωση που αφορά την εργασία, τα τρίγωνα ταχύτητας για μία βαθμίδα χωρίς IGV φαίνονται παρακάτω:

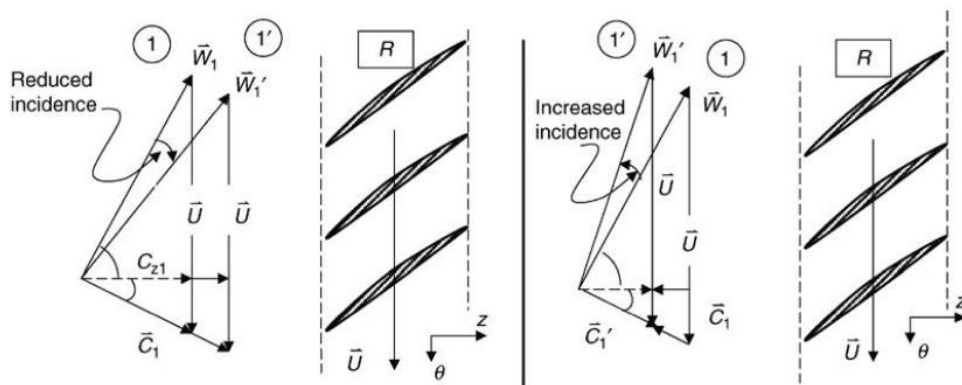


Εικόνα 13 Σχηματική απεικόνιση περυγίων βαθμίδας αξονικού συμπιεστή χωρίς οδηγητικά περύγια IGV (Farokhi, 2014)

Εφόσον δεν υπάρχουν IGV, η ροή θεωρείται πως εισέρχεται αξονικά. Έτσι η ταχύτητα  $\vec{C}_1$  έχει αποκλειστικά αξονική διεύθυνση. Επίσης, όπως φαίνεται και στην εικόνα, στην ανάλυση της βαθμίδας θεωρείται πως η έξοδος της ροής γίνεται στην ίδια διεύθυνση με την είσοδο, έτσι στην συγκεκριμένη περίπτωση θα διατηρείται η αξονική διεύθυνση και στην έξοδο. Επίσης, γίνεται η παραδοχή πως η αξονική ταχύτητα εντός της μηχανής είναι σταθερή, άρα τελικά ισχύει,  $\vec{C}_1 = \vec{C}_3$ .

Το μέτρο της αξονικής ταχύτητας είναι άμεσα συνυφασμένο με την παροχή μάζας της μηχανής. Έτσι σε περίπτωση μεταβολής αυτής, όπως είναι λογικό, θα υπάρξει αλλαγή στο μέτρο της. Επομένως η διεύθυνση των άλλων ταχυτήτων θα πρέπει να αλλάξει κατάλληλα, ώστε να διατηρείται η διανυσματική σχέση. Καθώς, όμως, η διεύθυνση της  $\vec{U}$ , δεν μπορεί να αλλάξει, αφού ο άξονας περιστροφής της μηχανής θα είναι πάντα ίδιος, η ταχύτητα  $\vec{W}$  είναι εκείνη που θα πρέπει να υποστεί τις αλλαγές.

Έτσι, σε περίπτωση αύξησης της παροχής μάζας, η εισερχόμενη ροή θα γίνει πιο αξονική, στρέφοντας την  $\vec{W}$  προς την αξονική διεύθυνση. Αυτό έχει ως συνέπεια την μείωση της γωνίας πρόσπτωσης του περυγίου. Αντίθετα, με μείωση της παροχής μάζας η ροή αποκλίνει από την αξονική διεύθυνση, αυξάνοντας έτσι την γωνία πρόσπτωσης των περυγίων. Για την καλύτερη κατανόηση των φαινομένων αυτών παρατίθεται η παρακάτω εικόνα, στην οποία φαίνονται η δύο περιπτώσεις γραφικά:



Εικόνα 14 Η μεταβολή των τριγώνων ταχύτητας για μια σειρά περιστρεφόμενων περυγίων βαθμίδας αξονικού συμπιεστή με την μεταβολή της παροχής μάζας μέσω της μηχανής (Farokhi, 2014)

Το αριστερό τμήμα αφορά την περίπτωση, όπου η παροχή μάζας αυξάνεται. Η αντίθετη περίπτωση φαίνεται στο δεξιό τμήμα. (Farokhi, 2014)

### 2.2.2: Αεροδυναμική συμπεριφορά διηχητικών συμπιεστών

Η αύξηση πίεσης που επιτυγχάνεται σε έναν συμπιεστή, (εδώ ως συμπιεστής εννοείται μόνο η σειρά των περιστρεφόμενων πτερυγίων. Ουσιαστικά πρόκειται για την περίπτωση αζονικού ανεμιστήρα, όπως αυτός που μελετήθηκε), μπορεί να αδιαστατοποιηθεί θεωρώντας τον λόγο πιέσεων, το λεγόμενο pressure ratio, ως εξής:

$$\pi_c = \frac{P_{02}}{P_{01}}$$

Με άλλα λόγια, είναι ο λόγος της ολικής πίεσης κατάντι με την αντίστοιχη ολική πίεση ανάντι του συμπιεστή.

Είναι επίσης χρήσιμο να οριστεί ένα μέτρο της απόδοσης του συμπιεστή, έτσι προκύπτει ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσής του, ο οποίος είναι:

$$\eta_s = \frac{T_{02s} - T_{01}}{T_{02} - T_{01}}$$

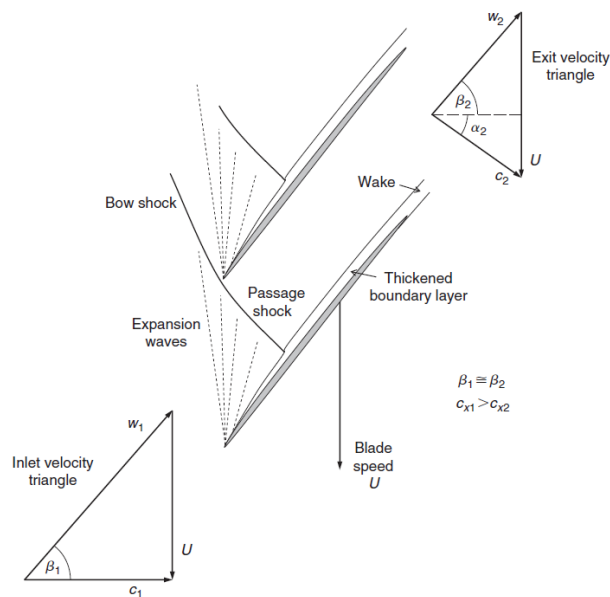
Όπου  $T_{01}$  και  $T_{02}$ , η ολική θερμοκρασία στην είσοδο και έξοδο του συμπιεστή αντίστοιχα. Η  $T_{02s}$  είναι η ολική θερμοκρασία που θα έφτανε η ροή, αν η διεργασία ήταν ισεντροπική. Συνδυάζοντας τις δύο σχέσεις, ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης μπορεί να γραφεί:

$$\eta_s = \frac{\frac{\gamma-1}{\gamma} \pi_c^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\frac{T_{02}}{T_{01}} - 1}$$

Σήμερα, οι ανεμιστήρες και οι συμπιεστές γενικότερα που χρησιμοποιούνται σε αεροπορικούς αεροστροβίλους σχεδιάζονται, ώστε η ροή στο εσωτερικό τους να γίνεται υπερηχητική. Με αυτό τον τρόπο μπορεί να επιτευχθεί μεγαλύτερη αύξηση πίεσης, αφού για την επίτευξη των μεγάλων αριθμών Mach απαιτούνται υψηλές περιστροφικές ταχύτητες, οι οποίες κατά συνέπεια οδηγούν στην προσθήκη περισσότερης ενέργειας στην ροή. Επίσης, η ροή σε υπερηχητικές ταχύτητες επιτρέπει μεγαλύτερες παροχές μάζας για δεδομένες διαστάσεις κινητήρα.

Πρέπει να σημειωθεί πως ο ανεμιστήρας που θα μελετηθεί έχει σχεδιαστεί για υπερηχητικές συνθήκες, επομένως ως είθισται σε αυτές τις περιπτώσεις, τα πτερύγιά του είναι πολύ λεπτά με μικρή κυρτότητα. Αυτό γίνεται προκειμένου να μειωθεί ο μέγιστος αριθμός Mach επάνω στην επιφάνεια του πτερυγίου. Έτσι κοντά στο άκρο τους τα πτερύγια αυτά θυμίζουν περισσότερο λεπτή επίπεδη πλάκα.

Όπως είναι λογικό, κατά την λειτουργία του συμπιεστή σε συνθήκες υπερηχητικής ροής δημιουργούνται κρουστικά κύματα στις επιφάνειες των πτερυγίων. Ο σχηματισμός και η θέση τους διαφέρει ανάλογα με τις συνθήκες λειτουργίας της μηχανής. Αυτό γίνεται κυρίως λόγω των διαφορετικών της απαιτήσεων ως προς την παροχή μάζας. Ένας ενδεικτικός σχηματισμός κρουστικών κυμάτων επί των πτερυγίων φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 15 Ροή μέσω μίας σειράς περιστρεφόμενων πτερυγίων ενός υπερηχητικού αξονικού συμπιεστή, (Dixon & Hall, 2010)

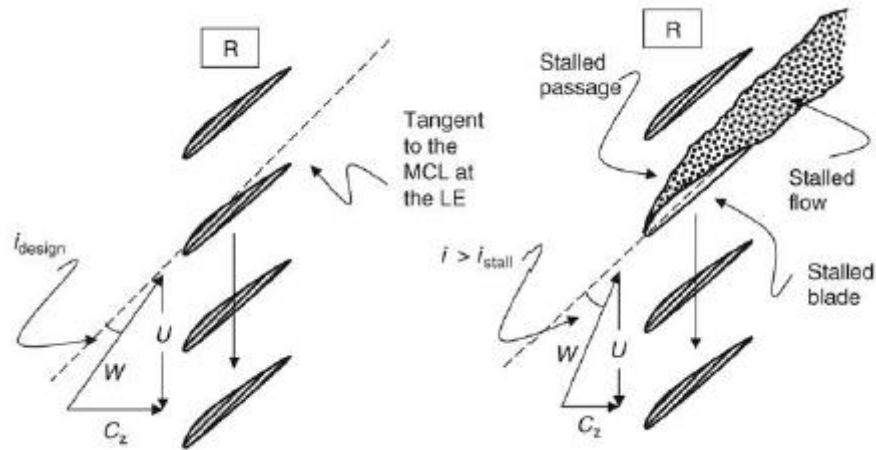
Συγκεκριμένα, σε συνθήκες στραγγαλισμού που αντιστοιχεί στην μέγιστη παροχή μάζας, (choke), τα σχηματιζόμενα κρουστικά κύματα μετατοπίζονται προς το πίσω μέρος των πτερυγίων και περιέχονται εντός του εκάστοτε περάσματος πτερυγίων. Σε συνθήκες κοντά στην απώλεια στήριξης, stall, όπου η αύξηση πίεσης πλησιάζει τις οριακές τιμές και η ροή είναι έτοιμη να αποκολληθεί από τα πτερύγια, τα κρουστικά κύματα βρίσκονται στο εμπρόσθιο τμήμα των πτερυγίων, βγαίνοντας και λίγο έξω από το πέρασμα. Τέλος, στο σημείο λειτουργίας με την μέγιστη απόδοση, peak efficiency, τα κρουστικά κύματα βρίσκονται επάνω στην ακμή προσβολής, (Leading Edge, στο εξής LE), των πτερυγίων. Αν η ροή παραμείνει προσκολλημένη, τα κρουστικά κύματα είναι ένας καλός και αποδοτικός τρόπος συμπίεσης της ροής, για αυτό και η αρχιτεκτονική αυτή είναι πολύ διαδεδομένη. (Dixon & Hall, 2010)

### 2.2.3: Φαινόμενα αποκόλλησης σε αξονικούς συμπιεστές - Compressor Stall & Surge

Στην προηγούμενη υποενότητα αναφέρθηκε το φαινόμενο της αποκόλλησης που μπορεί να λάβει χώρα στην επιφάνεια των πτερυγίων του συμπιεστή. Καθώς αποτελεί μία επικίνδυνη συνθήκη για την λειτουργία του κινητήρα, κρίνεται σκόπιμο να γίνει μία λεπτομερέστερη αναφορά στο συγκεκριμένο κεφάλαιο.

Θεωρώντας πάλι την περίπτωση όπου η παροχή μάζας μειώνεται, κρατώντας σταθερή την περιστροφική ταχύτητα της μηχανής, όπως παρουσιάστηκε παραπάνω, η γωνία προβολής της ροής στα πτερύγια αυξάνεται. Η αύξηση της γωνίας αυτής σε τιμές πάνω από την κρίσιμη, μπορεί να οδηγήσει σε αποκόλληση της ροής και άρα να επέλθει απώλεια στήριξης σε κάποιο πτερύγιο. Σχηματικά το φαινόμενο αυτό παρουσιάζεται στην παρακάτω εικόνα:



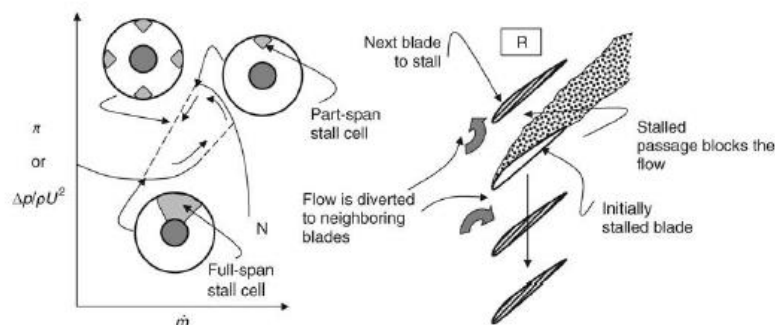


Εικόνα 16 Περιοχή αποκόλλησης σε σειρά κινούμενων πτερυγίων αξονικού συμπιεστή, (Farokhi, 2014)

Στο αριστερό τμήμα ο ανεμιστήρας λειτουργεί στο σημείο σχεδιασμού του, δηλαδή σε κανονικές συνθήκες όπου η γωνία πρόσπτωσης βρίσκεται εντός των επιθυμητών ορίων. Αντίθετα, στη δεξιά περίπτωση παριστάνεται η λειτουργία κοντά στο σημείο αποκόλλησης, όπου η γωνία πρόσπτωσης έχει φτάσει σε οριακή τιμή, προκαλώντας αποκόλληση της ροής σε ένα πτερύγιο.

Η απώλεια στήριξης σε συμπιεστές παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον ξεκινώντας σε ένα πτερύγιο, το οποίο δρα ως φραγμός για την ροή. Αυτό αναγκάζει τη ροή να εκτραπεί προς τα γειτονικά πτερύγια, στα οποία δεν έχει επέλθει ακόμα αποκόλληση. Έτσι, στο πτερύγιο που βρίσκεται πάνω από εκείνο στο οποίο έχει γίνει η φραγή, η γωνία πρόσπτωσης αυξάνεται, με αποτέλεσμα να οδηγείται και αυτό πιο κοντά στην αποκόλληση. Αντίθετα, στο πτερύγιο που βρίσκεται κάτω από την φραγή, η εκτροπέμενη ροή μειώνει την γωνία πρόσπτωσης στην οποία αυτό υπόκειται, απομακρύνοντάς το από την συνθήκη αποκόλλησης.

Εξετάζοντας τον παραπάνω μηχανισμό μακροσκοπικά, μπορεί κανείς να αντιληφθεί πως η απώλεια στήριξης που ξεκινά σε ένα πτερύγιο ενός συμπιεστή μπορεί να διαδοθεί και στα υπόλοιπα, παρουσιάζοντας μία μεγάλη δυναμικότητα. Συνεπώς, δημιουργείται ένα κύτταρο αποκολλημένης ροής, το οποίο καθώς διαδίδεται στα υπόλοιπα πτερύγια φαίνεται να περιστρέφεται με αντίστροφη φορά από τη φορά περιστροφής των πτερυγίων, για αυτό και ονομάζεται περιστροφική αποκόλληση (rotating stall). Στο παρακάτω σχήμα φαίνεται γραφικά, ότι η αποκόλληση ξεκινά από ένα κύτταρο σε κάποιο πτερύγιο και στην συνέχεια διαδίδεται δημιουργώντας και άλλα κύτταρα στα υπόλοιπα πτερύγια.



Εικόνα 17 Διάδοση αποκόλλησης εντός ενός αξονικού συμπιεστή (Farokhi, 2014)

Καθώς ολοένα και περισσότερα πτερύγια επέρχονται σε κατάσταση απώλειας στήριξης, αυξάνεται ο αριθμός των φραγμών της ροής, με αποτέλεσμα η ροή του αέρα εντός του συμπιεστή να μειώνεται. Αυτό συνεπάγεται μείωση και της μέσης αύξησης πίεσης που πετυχαίνει ο κινητήρας,

πολλαπλασιάζοντας έτσι τα κύτταρα αποκόλλησης. Επομένως, το φαινόμενο θα μπορούσε να χαρακτηριστεί ως μία αυτοτροφοδοτούμενη διαταραχή, η οποία πολλαπλασιάζεται επηρεάζοντας μεγάλο μέρος της μηχανής. (Farokhi, 2014)

Το φαινόμενο αυτό είναι ιδιαίτερα επικίνδυνο για έναν συμπίεστή καθώς δημιουργεί ανομοιόμορφες φορτίσεις στα πτερύγια. Προκαλεί ταλαντώσεις στα πτερύγια σε συχνότητα που μπορεί να πλησιάσει την ιδιοσυχνότητά τους, επομένως μπορεί να αποβεί καταστροφική. Η περιστροφική αποκόλληση (rotating stall) όμως, μπορεί να οδηγήσει την μηχανή και σε μία άλλη καταστροφική κατάσταση που χαρακτηρίζεται ως ολική αστάθεια (surge). Εκεί δημιουργείται μία αξονική πάλμωση της ροής εντός του συνόλου της μηχανής, που όπως είναι εύκολα αντιληπτό προκαλεί καταστροφικές φορτίσεις στην μηχανή. (Dixon & Hall, 2010)

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3: ΕΠΙΒΕΒΑΙΩΣΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΩΝ ΤΙΜΩΝ ΤΗΣ ΔΙΑΤΑΞΗΣ ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ NASA CRM

Με την παρουσίαση κάποιων θεμελιωδών θεωρητικών στοιχείων σχετικά με το θέμα που πραγματεύεται η εργασία να έχει ολοκληρωθεί, μπορεί πλέον να ξεκινήσει η παρουσίαση της μελέτης. Όπως αναφέρθηκε νωρίτερα, στόχος ήταν η μελέτη του ροϊκού πεδίου εντός ενός συστήματος καλύμματος κινητήρα – ανεμιστήρα (nacelle – fan). Έτσι, σε πρώτο στάδιο έγινε μία έρευνα σχετικά με γεωμετρίες που χρησιμοποιούνται σε τέτοιες περιπτώσεις. Ήταν απαραίτητο να βρεθούν προσβάσιμες γεωμετρίες, για τις οποίες θα υπήρχαν και πειραματικά δεδομένα προκειμένου να μπορούν να επιβεβαιωθούν τα αποτελέσματα των προσομοιώσεων. Κατόπιν έρευνας της σχετικής βιβλιογραφίας βρέθηκε η γεωμετρία NASA CRM (Vassberg, et al., n.d.), από όπου πάρθηκε η γεωμετρία του καλύμματος και του Rotor R67 ο οποίος ήταν ο ανεμιστήρας που επιλέχθηκε. Και για τις δύο αυτές γεωμετρίες υπάρχει πληθώρα πειραματικών δεδομένων από την NASA και είναι διαθέσιμες (Rivers, n.d.) (Lin, et al., 2022) (Strazisar, et al., 1989). Μάλιστα, έχουν αναπτυχθεί για χρήση από ερευνητές προς επιβεβαίωση υπολογιστικών αναλύσεων και άλλων μελετών.

Η εργασία που πραγματοποιήθηκε μπορεί να χωριστεί σε δύο μεγάλα μέρη. Το πρώτο μέρος αφορά στην επιβεβαίωση των πειραματικών δεδομένων για την εκάστοτε γεωμετρία, δηλαδή το NASA CRM Nacelle και τον συμπιεστή NASA Rotor 67. Το δεύτερο μέρος περιλαμβάνει την σύνθεση των δύο αυτών γεωμετριών, ώστε τελικά να προκύψει και να αναλυθεί το τελικό σύστημα nacelle – fan – spinner.

Έτσι στο συγκεκριμένο Κεφάλαιο θα παρουσιαστούν οι αναλύσεις που έγιναν για την επιβεβαίωση των πειραματικών μετρήσεων για την γεωμετρία της εισαγωγής (Lin, et al., 2022), NASA CRM Nacelle. Αρχικά θα παρουσιαστούν μερικά στοιχεία σχετικά με την γεωμετρία και τις μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν, αντλώντας πληροφορίες από τις τεχνικές αναφορές των (Lacy & Sclafani, 2016), (Lin, et al., 2022), (Vassberg, et al., χ.χ.). Έπειτα θα περιγραφεί η προετοιμασία των προσομοιώσεων, με όλα τα στάδια που αυτή περιλαμβάνει. Δηλαδή την προετοιμασία της γεωμετρίας και του υπολογιστικού χωρίου, τη δημιουργία του υπολογιστικού πλέγματος και τελικά τον καθορισμό των οριακών συνθηκών και την επίλυση του προβλήματος.

Το κεφάλαιο θα κλείσει με την παρουσίαση των αποτελεσμάτων των προσομοιώσεων, ενώ θα γίνουν συγκρίσεις ως προς την επίδραση διάφορων παραμέτρων στα αποτελέσματα, όπως η ποιότητα του πλέγματος και το μοντέλο τύρβης. Επίσης θα συζητηθεί η επίδραση αλλαγών στο ρυθμιζόμενο επίπεδο τύρβης στην εισαγωγή του χωρίου. Τέλος τα αποτελέσματα κάθε γωνίας θα συγκριθούν με τα αντίστοιχα πειραματικά (Lin, et al., 2022) και θα σχολιαστεί η εγγύτητά τους, ενώ στην τελευταία ενότητα θα παρουσιαστούν κάποιες κατανομές ροϊκών μεγεθών μέσω ισούψων καμπυλών για την ποιοτική αποτίμηση του προβλεπόμενου πεδίου ροής.

### Ενότητα 3.1: Γενικά για το αεροσκάφος NASA CRM

Ακριβώς επειδή οι λεπτομερείς γεωμετρίες των αεροσκαφών δεν είναι εύκολα διαθέσιμες, αφού οι κατασκευαστές για διάφορους λόγους επιλέγουν να μην τις διαθέτουν εύκολα, προκύπτει ένα πρόβλημα για όσους θέλουν να μελετήσουν την αεροδυναμική συμβατικών αεροσκαφών. Έτσι, η NASA δημιούργησε το Common Research Model, στο εξής CRM, το οποίο αποτελεί μία πρότυπη γεωμετρία ενός τυπικού αεροσκάφους πολιτικής αεροπορίας, την γεωμετρία του οποίου μπορεί κανείς να βρει πολύ εύκολα στην ιστοσελίδα της υπηρεσίας. Όπως αναφέρει η ίδια η NASA στην τεχνική της αναφορά, το μοντέλο αυτό αναπτύχθηκε για ερευνητικούς λόγους και αποτελεί την γεωμετρία που

χρησιμοποιείται σε πολλές σχετικές επιστημονικές δημοσιεύσεις στον κλάδο της αεροναυπηγικής (Lacy & Sclafani, 2016).

### 3.1.1: Λεπτομέρειες αεροσκάφους - γεωμετρίας

Μάλιστα, η NASA κατασκεύασε ένα μοντέλο του αεροσκάφους, με το οποίο πραγματοποίησε μετρήσεις εντός της υποηχητικής αεροσήραγγας του Langley Research Center. Ενδεικτικά, το μοντέλο του αεροσκάφους εντός της εν λόγω αεροσήραγγας φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:

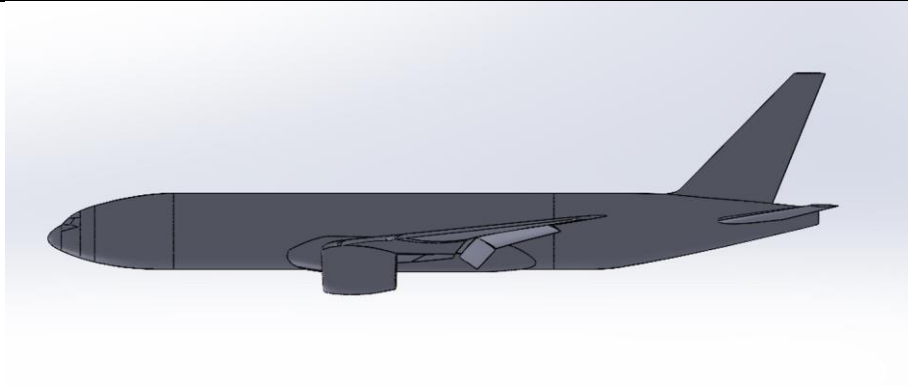


Εικόνα 18 Φωτογραφία του μοντέλου δοκιμών του αεροσκάφους CRM, με το οποίο έγιναν οι πειραματικές μετρήσεις (Lin, et al., 2022)

Στον ιστότοπο της NASA είναι διαθέσιμη η γεωμετρία του αεροσκάφους σε μορφή αρχείου .step, επιτρέποντας έτσι την επεξεργασία της σε κάποιο λογισμικό CAD. Στην συγκεκριμένη εργασία χρησιμοποιήθηκε το σχεδιαστικό λογισμικό Solidworks (Solidworks, 2024), από το οποίο προέρχεται και η παρακάτω εικόνα με το μοντέλο του αεροσκάφους:

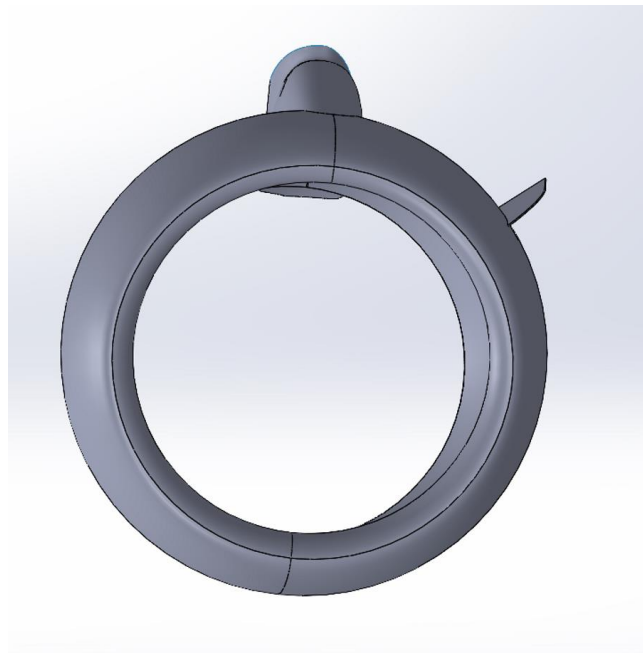


Εικόνα 19 Πρόοψη γεωμετρίας αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks

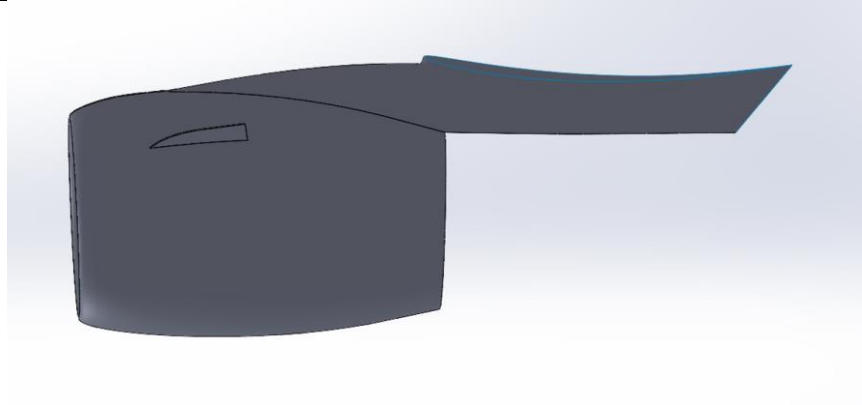


*Εικόνα 20 Πλάγια όψη γεωμετρίας αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks*

Στα πλαίσια της συγκεκριμένης εργασίας το τμήμα του αεροσκάφους που χρησιμοποιήθηκε είναι το κάλυμμα του κινητήρα (nacelle). Έτσι, απομονώθηκε από το υπόλοιπο μοντέλο και αφαιρέθηκαν τα κομμάτια του πυλώνα, καθώς και το chine (chine ονομάζεται το λεπτό πτερύγιο που βρίσκεται στο άνω δεξιά εξωτερικό τεταρτοκύκλιο του καλύμματος) που υπήρχαν επάνω του. Το απομονωμένο κάλυμμα, φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



*Εικόνα 21 Πρόοψη γεωμετρίας Nacelle του αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks*



Εικόνα 22 Πλάγια όψη γεωμετρίας Nacelle του αεροσκάφους CRM στο λογισμικό SolidWorks

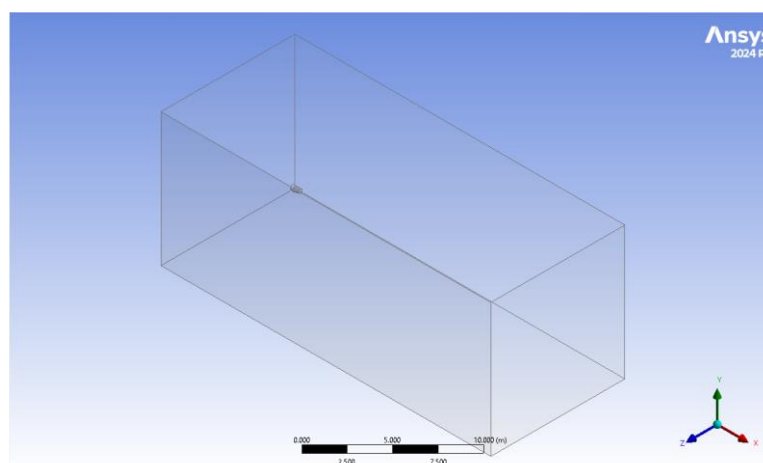
## Ενότητα 3.2: Προετοιμασία προσομοιώσεων

Όπως έχει αναφερθεί παραπάνω, η τρισδιάστατη γεωμετρία του καλύμματος κινητήρα, αφού απομονώθηκε από το υπόλοιπο αεροσκάφος, εισήχθη στο *Design Modeler* του *ANSYS Workbench*, ώστε να ξεκινήσει η προετοιμασία της ανάλυσης. Καθώς η διαθέσιμη *.step* γεωμετρία ήταν σε πλήρη κλίμακα 1:1, επιλέχθηκε η εισηγμένη στο *Design Modeler* γεωμετρία να μειωθεί στο 10% της αρχικής (όπως άλλωστε ίσχυε και για το μοντέλο που δοκιμάστηκε στην αεροσήραγγα από την NASA), διευκολύνοντας έτσι την επίτευξη της διαστατικής ομοιότητας της ανάλυσης.

### 3.2.1: Γεωμετρία – Υπολογιστικό χωρίο

Με την υπό 10% κλίμακα γεωμετρία να έχει πλέον εισαχθεί στο λογισμικό, αρχικά δημιουργήθηκε το υπολογιστικό χωρίο της ανάλυσης. Χρησιμοποιώντας την εντολή *Enclosure*, δημιουργήθηκε ένα ορθογώνιο χωρίο γύρω από την γεωμετρία. Εδώ πρέπει να σημειωθεί πως δημιουργήθηκαν τρία (3) χωρία, με την μεταξύ τους διαφοροποίηση να είναι οι διαστάσεις. Δηλαδή, σε πρώτη φάση δοκιμάστηκε ένα μεγάλο χωρίο, το οποίο στις άλλες δύο περιπτώσεις σταδιακά μειώνονταν.

Ουσιαστικά, το *largedom* ήταν κατά πολύ μεγαλύτερο των υπολοίπων, με τα δύο μικρότερα να διαφοροποιούνται μόνο ως προς το μήκος *+X*, το οποίο ήταν ο απόρρους της γεωμετρίας. Ενδεικτικά, το χωρίο *smalldom*, όπως αυτό προέκυψε εντός του λογισμικού, φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 23 Υπολογιστικό χωρίο στο λογισμικό ANSYS Fluent

Στην συνέχεια δημιουργήθηκαν *Named Selections* στις επιφάνειες όπου θα εισάγονταν οριακές συνθήκες. Επομένως, στην εμπρόσθια και οπίσθια επιφάνεια του χωρίου ορίστηκε η συνθήκη είσοδος (*inlet*) και έξοδος (*outlet*) αντίστοιχα, με τις υπόλοιπες επιφάνειες του χωρίου γύρω από την γεωμετρία

να θέτονται ως στερεά τοιχώματα (*wall*). Επίσης, προκειμένου να διευκολυνθεί η δημιουργία πλέγματος επάνω στις επιφάνειες του καλύμματος (*nacelle*), η εσωτερική και εξωτερική του επιφάνεια ορίστηκαν ως *nacelle\_ext* και *nacelle\_int*, αντίστοιχα. Τέλος, η ροή που είναι διαθέσιμη στη ροή (*fluid domain*) δημιουργήθηκε με χρήση της εντολής *Boolean*, αφαιρώντας ουσιαστικά την γεωμετρία του καλύμματος από το υπολογιστικό χωρίο.

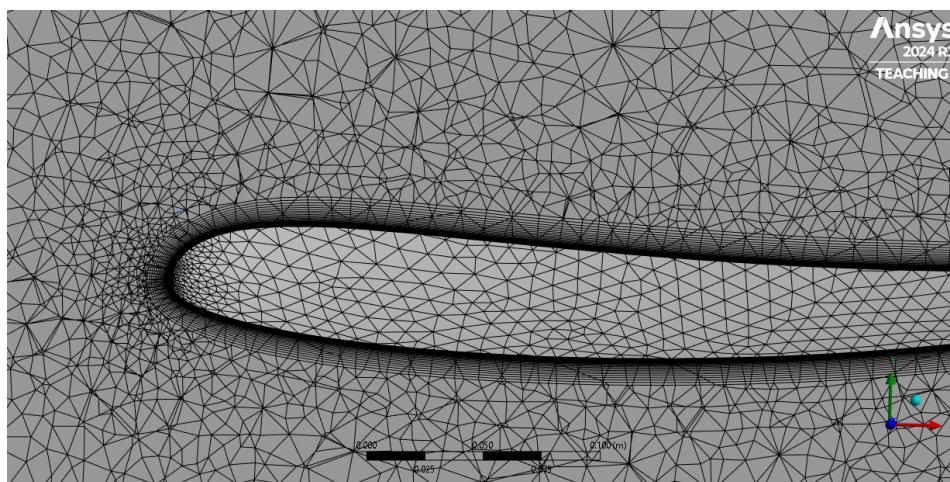
### 3.2.2: Υπολογιστικό Πλέγμα

Με το χωρίο να έχει πλέον διαμορφωθεί, η ανάλυση μπορούσε πλέον να προχωρήσει στην δημιουργία του υπολογιστικού πλέγματος. Αυτό πραγματοποιήθηκε χρησιμοποιώντας το λογισμικό *mesher* του *ANSYS Workbench*, όπου εισάγοντας το χωρίο και ορίζοντας τις παραμέτρους που θα περιγραφούν σε αυτή την ενότητα προέκυψε το τρισδιάστατο αδόμητο πλέγμα για την προσομοίωση της ροής.

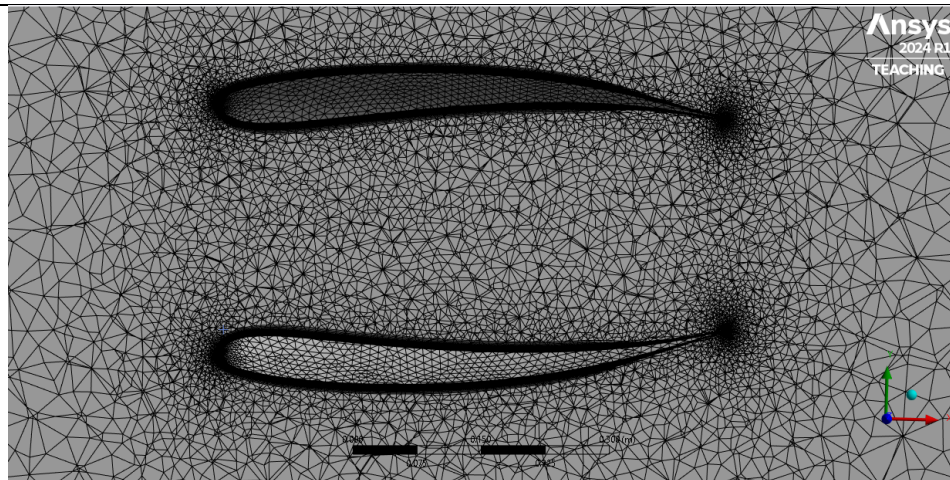
Ένας από τους σημαντικότερους στόχους κατά την δημιουργία του υπολογιστικού πλέγματος ήταν η πυκνωση αυτού σε σημεία ενδιαφέροντος, δηλαδή κοντά στην ακμή προσβολής του καλύμματος. Άλλωστε, το τμήμα του καλύμματος που παρουσιάζει ενδιαφέρον είναι η περιοχή της διάταξης εισαγωγής, λίγα εκατοστά δηλαδή μετά την ακμή προσβολής, αφού στην πραγματικότητα κάπου εκεί θα βρίσκεται η πτερωτή του συμπιεστή.

Για τον λόγο αυτό χρησιμοποιήθηκαν οι λειτουργίες *Edge Sizing* αλλά και *Face Sizing*. Συγκεκριμένα, εφαρμόζοντας το δεύτερο επάνω στην εσωτερική και εξωτερική επιφάνεια του *nacelle* (οι οποίες στο προηγούμενο βήμα είχαν οριστεί ως *named selections*), ήταν εφικτή η δημιουργία μικρότερων κελιών επάνω στις επιφάνειές του.

Όπως είναι γνωστό, για την σωστή μοντελοποίηση των οριακών στρωμάτων απαιτείται η επίτευξη μίας αποδεκτής τιμής του αδιάστατου συντελεστή  $y^+$  (Versteeg & Malalasekera, 2007). Αρχικά, για την απόκτηση μίας πρώτης γενικής εικόνας, χρησιμοποιήθηκε τιμή  $y^+ 200$ . Στην συνέχεια οι αναλύσεις έγιναν για  $y^+30$ , σε κάθε περίπτωση για την επίτευξη της εκάστοτε επιθυμητής τιμής αξιοποιούνταν η εντολή *Inflation*, θέτοντας την κατάλληλη απόσταση για το πρώτο στοιχείο, καθώς και του αριθμού των *inflation layers*. Ενδεικτικά, το πλέγμα κοντά στο τοίχωμα του κάτω τμήματος του καλύμματος φαίνεται στην τομή που παρουσιάζεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 24 Υπολογιστικό πλέγμα κοντά στην ακμή προσβολής του κάτω μέρους του καλύμματος κινητήρα στο λογισμικό ANSYS Mesh



Εικόνα 25 Υπολογιστικό πλέγμα κοντά στο κάλυμμα κινητήρα στο λογισμικό ANSYS Mesh

Εκτελώντας, λοιπόν, τα παραπάνω προέκυψε το τελικό πλέγμα. Πιο συγκεκριμένα δημιουργήθηκαν δύο τύπου πλέγματα. Το πρώτο είχε 2.7 εκατομμύρια κελιά, ενώ το δεύτερο χρησιμοποιώντας μικρότερα κελιά έφτασε περίπου τα 3 εκατομμύρια κελιά.

### 3.2.3: Παράμετροι προσομοιώσεων

Με όλα τα παραπάνω βήματα να έχουν ολοκληρωθεί, σειρά είχε η προετοιμασία των δεδομένων και τελικά η εκτέλεση της ανάλυσης. Αρχικά, ορίστηκαν κατάλληλα οι οριακές συνθήκες, δηλαδή:

- Inlet BC: Velocity Inlet
- Outlet BC: Pressure Outlet
- Wall BC: Zero Slip (Wall)

Πραγματοποιήθηκαν προσομοιώσεις με χρήση διαφόρων μοντέλων τύρβης, ώστε εν συνεχεία να σχολιαστούν ως προς την καταλληλότητά τους για το πρόβλημα βάσει των αποτελεσμάτων που έδωσαν. Συγκεκριμένα, δοκιμάστηκαν τα μοντέλα (ANSYS Inc., 2021):

- k - epsilon
- Realizable k - epsilon
- k - omega SST
- Spalart – Almaras

### Ενότητα 3.3: Αποτελέσματα προσομοιώσεων

Με την περιγραφή του στησίματος των αναλύσεων να έχει ολοκληρωθεί, μπορούν πλέον να παρουσιαστούν τα αποτελέσματα που αυτές έδωσαν. Αρχικά, σημειώνεται πως οι τιμές που θα παρουσιαστούν πάρθηκαν κατά μήκος της “κάτω χορδής” του καλύμματος και αφορούν τον τοπικό συντελεστή πίεσης συναρτήσει της απόστασης.

Στη συνέχεια, θα παρουσιαστούν λεπτομερώς τα αποτελέσματα των αναλύσεων σε σύγκριση με εκείνα που προέκυψαν πειραματικά από την NASA (Lin, et al., 2022). Οι τιμές του συντελεστή πίεσης που παρουσιάζονται στα διαγράμματα υπολογίστηκαν ως εξής (Anderson Jr., 2011):

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$$

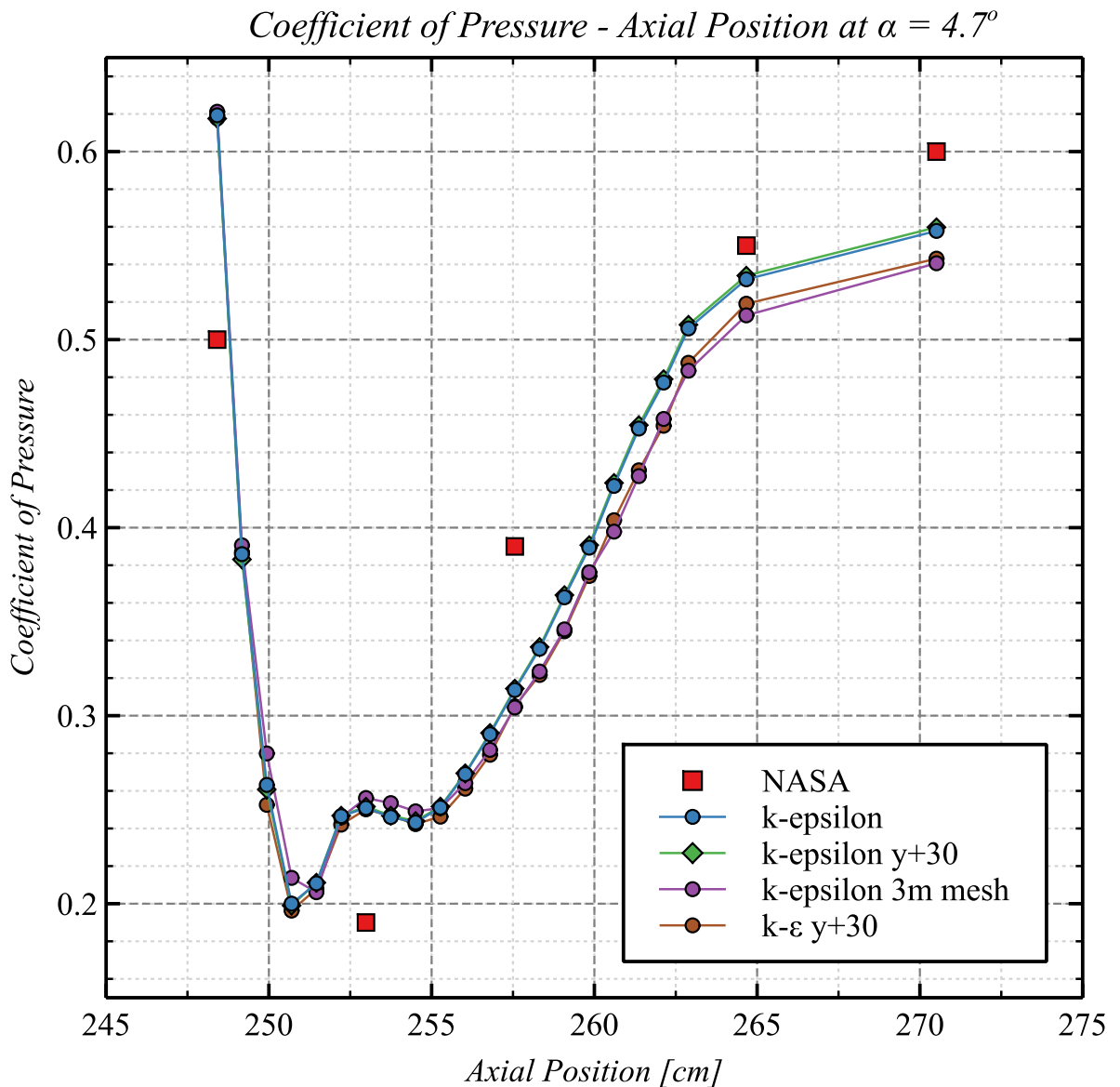


Όπου  $p$ , η τοπική πίεση, ενώ με τον δείκτη,  $\infty$ , συμβολίζονται τα μεγέθη της ελεύθερης ροής.

### 3.3.1: Σύγκριση αποτελεσμάτων διαφορετικών πλεγμάτων

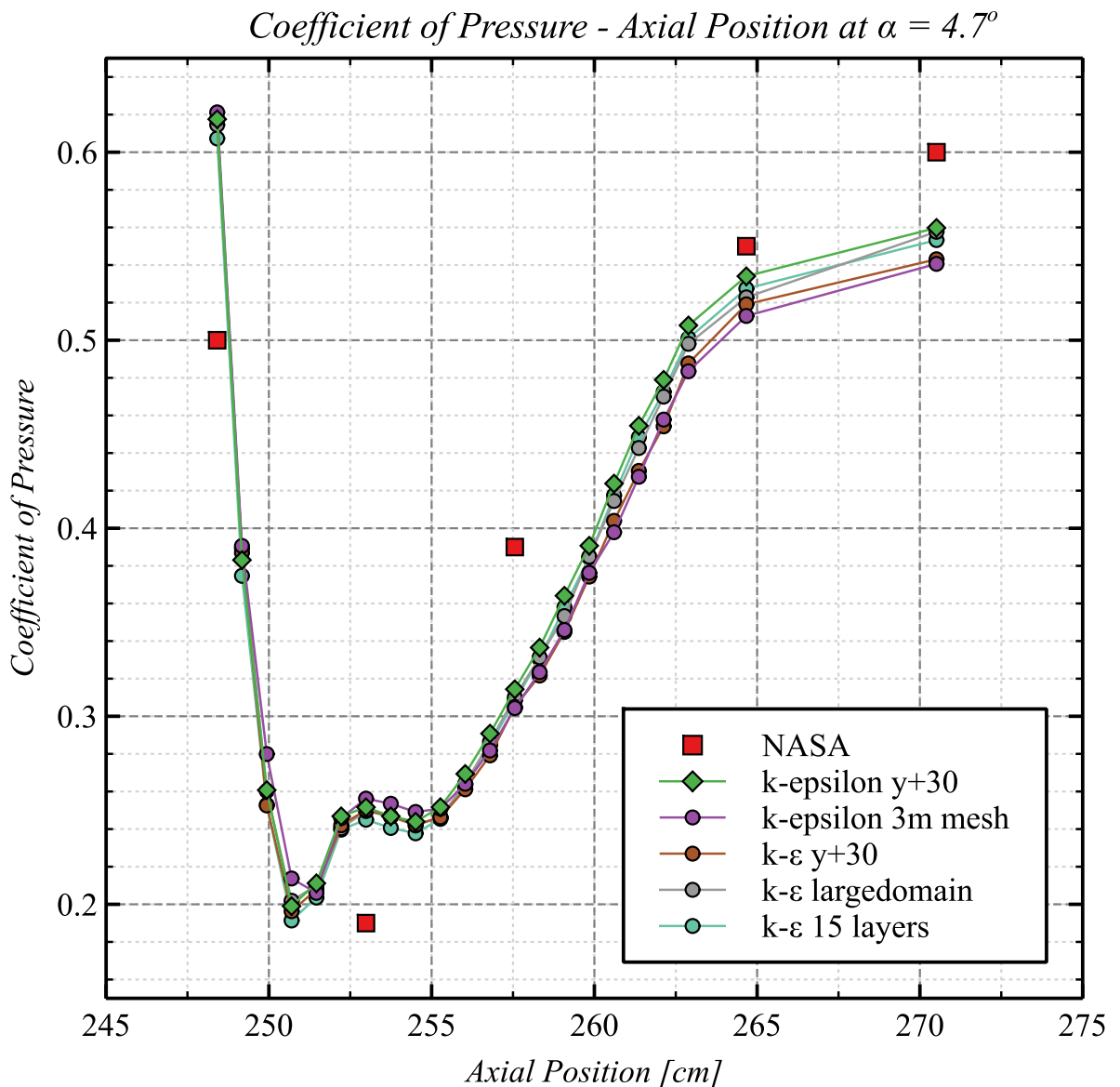
Αρχικά έγινε μελέτη του βαθμού επιρροής του  $y^+$ . Αυτό έγινε κρατώντας σταθερές όλες τις παραμέτρους και δοκιμάζοντας τις τιμές  $y^+ 200$  και  $30$ .

Παριστάνοντας γραφικά τα αποτελέσματα των αναλύσεων του πίνακα προκύπτει:



Διάγραμμα 1 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)

Επικεντρώνοντας στο  $y^+30$  παρατηρήθηκε, ότι αλλάζοντας το χωρίο αλλά κρατώντας ίδιο μοντέλο τύρβης, το k-epsilon, προκύπτουν αρκετά καλά αποτελέσματα τα οποία φαίνονται στο παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 2 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)

Όπως φαίνεται, τα αποτελέσματα όλων των περιπτώσεων βρίσκονται πολύ κοντά μεταξύ τους. Ωστόσο, ελαφρώς καλύτερα ήταν εκείνα της περίπτωσης όπου χρησιμοποιήθηκαν 15 inflation layers με το ύψος πρώτου κελιού να έχει οριστεί ώστε να προκύψει  $y^+30$ . Το χωρίο που χρησιμοποιήθηκε ήταν το smallldom και το μοντέλο τύρβης το k-epsilon. Όπως αποδείχθηκε, αυτή ήταν η ανάλυση που έφτασε πιο κοντά από όλες στην πρόβλεψη της πτώσης πίεσης.

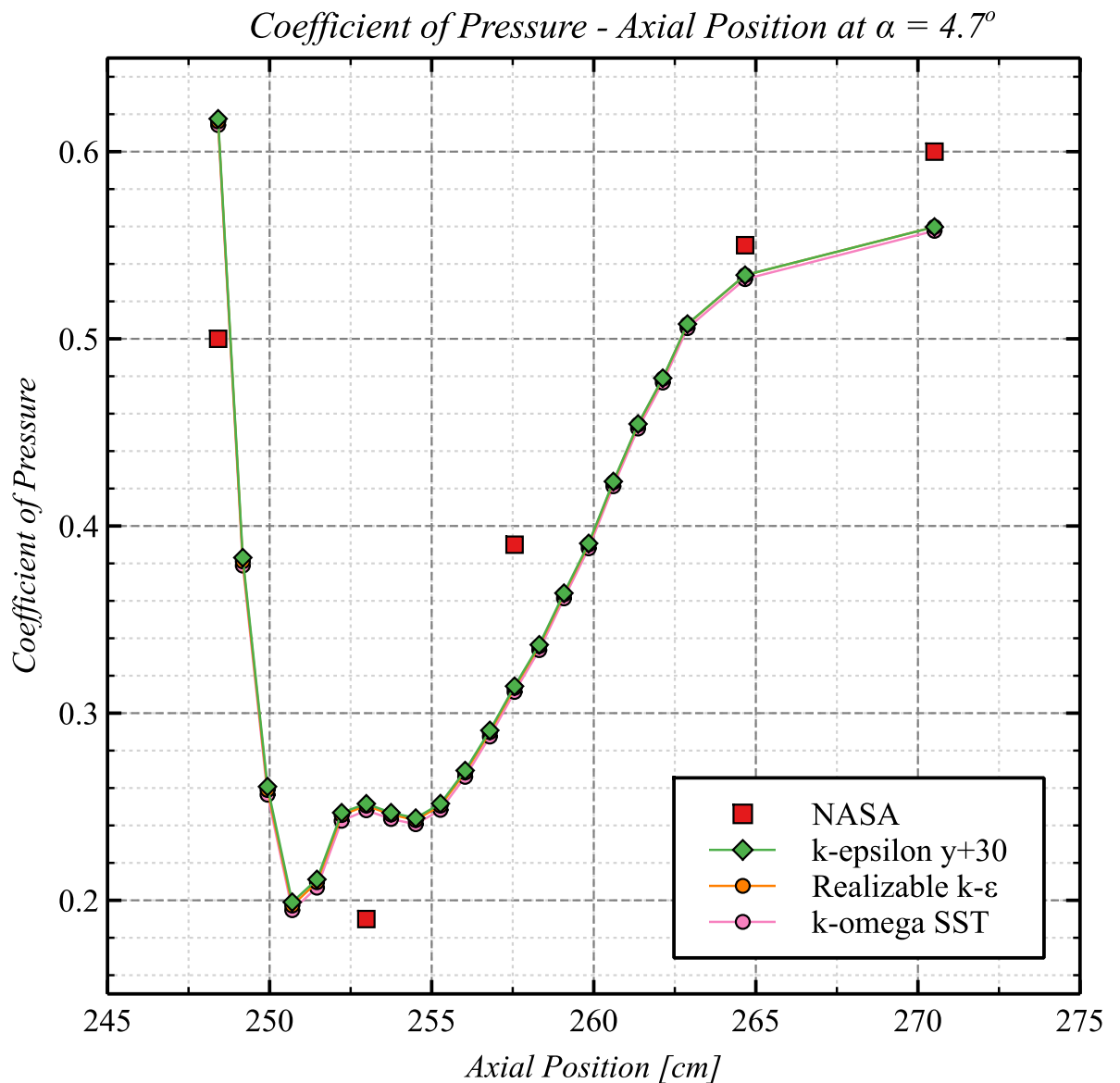
### 3.3.2: Σύγκριση αποτελεσμάτων με χρήση διαφορετικών μοντέλων τύρβης

Ο τελευταίος παράγοντας, ως προς τον οποίον ελέγχθηκαν τα αποτελέσματα, ήταν το μοντέλο τύρβης. Έτσι, κρατώντας σταθερά το  $y^+30$ , το χωρίο να είναι smallldom και τις υπόλοιπες παραμέτρους του πλέγματος, δοκιμάστηκαν τα μοντέλα τύρβης:

- k – epsilon
- Realizable k – epsilon
- k – omega SST

- Spalart Allmaras

Τα αποτελέσματα των αναλύσεων αυτών φαίνονται στο παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 3 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)

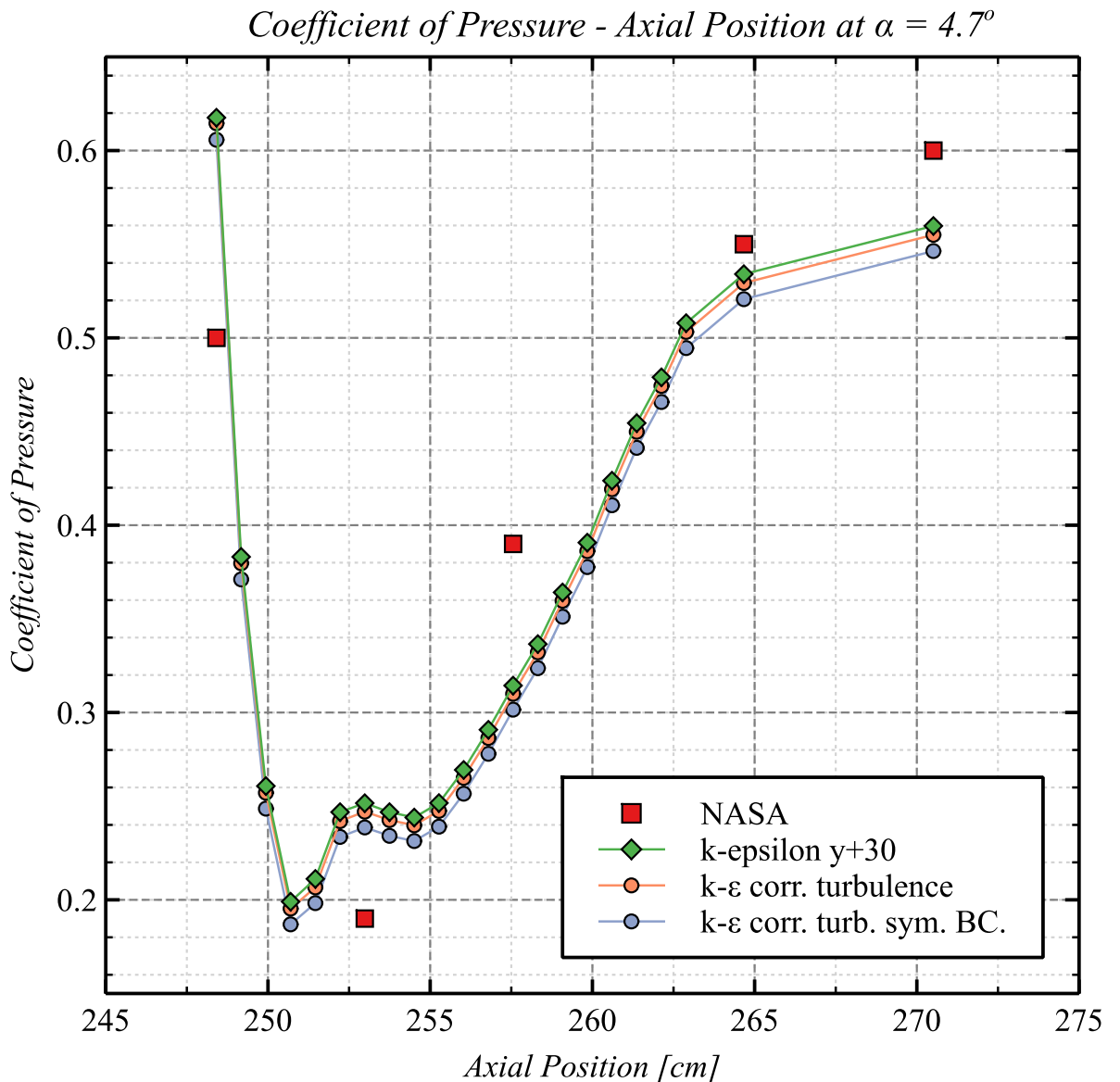
Όπως φαίνεται το μοντέλο k – omega SST κατάφερε να προβλέψει ελαφρώς καλύτερα την πτώση πίεσης από τα υπόλοιπα.

### 3.3.3: Αξιολόγηση αποτελεσμάτων με διορθωμένη τύρβη στην εισαγωγή και οριακή συνθήκη συμμετρίας στα πλευρικά όρια του χωρίου.

#### 3.3.3.1: Αποτελέσματα για $AoA = 4.7^\circ$

Για την γωνία αυτή δοκιμάστηκε αρχικά η αλλαγή του επιπέδου τύρβης στην οριακή συνθήκη εισόδου, από την default τιμή του λογισμικού, η οποία ήταν 5%, στην πιο ρεαλιστική τιμή του 1%, καθώς στόχος ήταν η επιβεβαίωση πειραματικών μετρήσεων που πραγματοποιήθηκαν σε αεροσήραγγα. Στη συνέχεια, εκτός από αυτή την αλλαγή, ορίστηκε και η οριακή συνθήκη των εξωτερικών τοιχωμάτων του υπολογιστικού πεδίου να είναι symmetry, αντί για zero slip wall. Τα αποτελέσματα αυτών των δύο

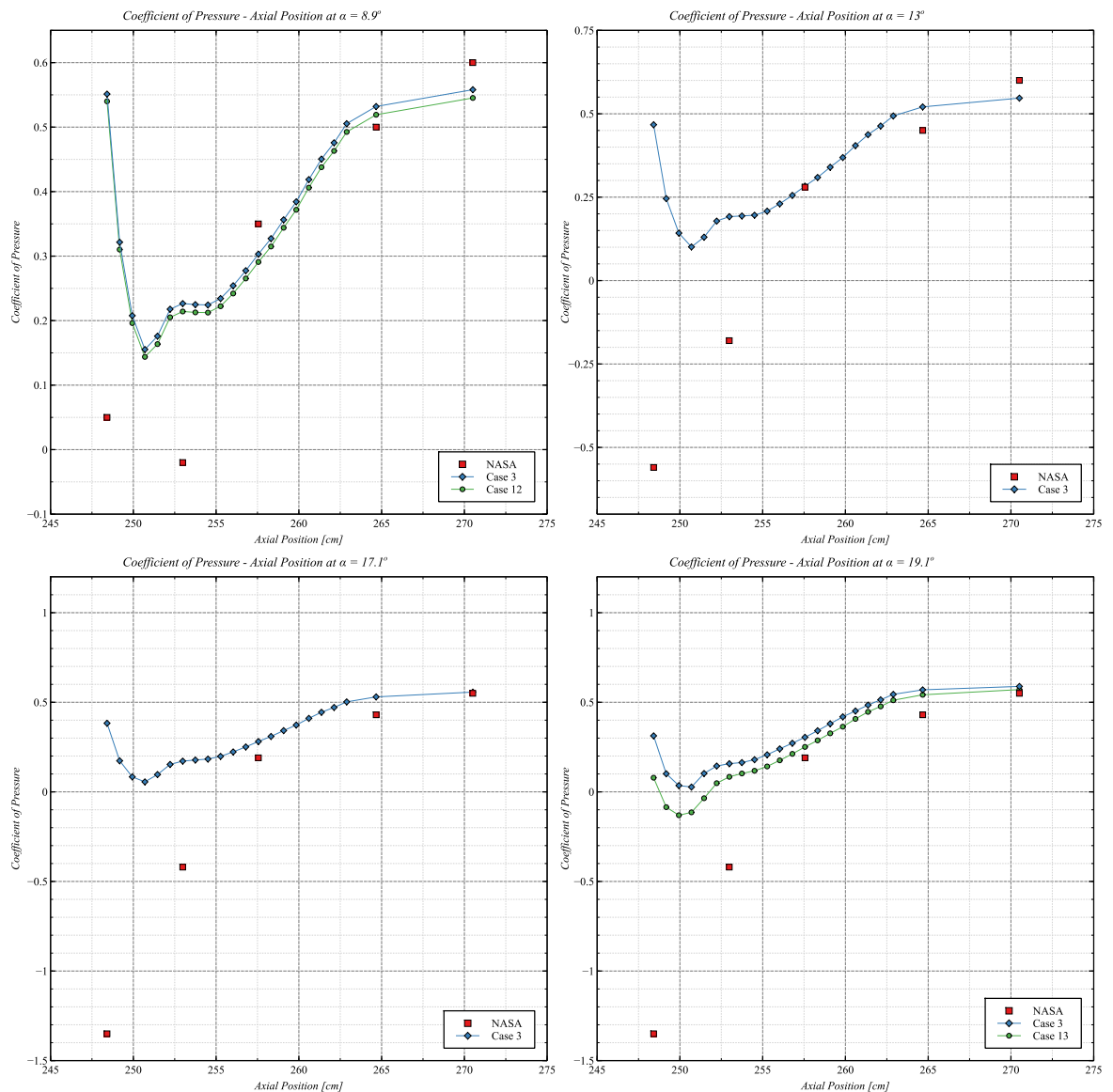
αναλύσεων, καθώς και εκείνα της αντίστοιχης προηγούμενης ανάλυσης παρίστανται γραφικά παρακάτω:



Διάγραμμα 4 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)

### 3.3.3.2: Αποτελέσματα ανάλυσης όλων των γωνιών

Συγκεντρώνοντας τα αντίστοιχα διαγράμματα από όλες τις αναλύσεις που έγιναν για το πλήρες εύρος γωνιών, προκύπτουν τα παρακάτω γραφήματα του συντελεστή πίεσης:



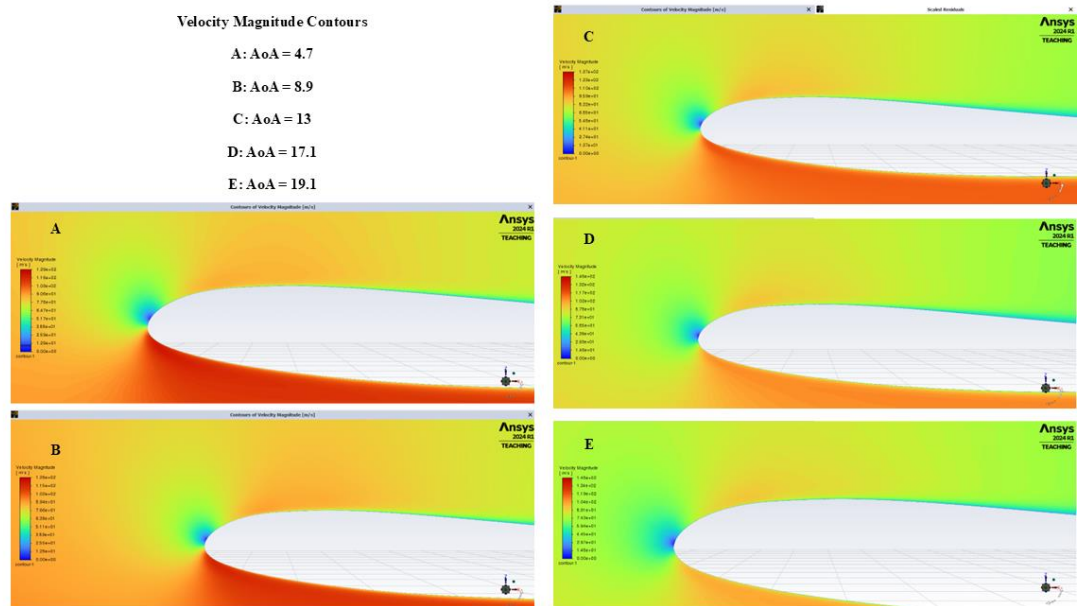
Διάγραμμα 5 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Lin, et al., 2022)

Όλες οι αναλύσεις στις μεγαλύτερες γωνίες από την περίπτωση των  $4.7^\circ$ , αδυνατούν να προσεγγίσουν την πτώση πίεσης που παρατηρήθηκε πειραματικά στην περιοχή της ακμής προσβολής με ακρίβεια. Πιο συγκεκριμένα, κοντά στο χείλος του nacelle, στην ακμή προσβολής, οι πειραματικές μετρήσεις σημειώνουν πολύ χαμηλές τιμές συντελεστή πίεσης, φτάνοντας ακόμα και αρνητικές τιμές. Αυτό δεν παρατηρείται στις αναλύσεις, οι οποίες παρόλο που προβλέπουν μία πτώση πίεσης στην περιοχή εκείνη, δεν καταφέρνουν να μοντελοποιήσουν επ' ακριβώς την πτώση αυτή. Ωστόσο η καμπύλη των αναλύσεων φαίνεται να ακολουθεί ικανοποιητικά τα πειραματικά δεδομένα στο τμήμα όπου λαμβάνει χώρα ανάκτηση της πίεσης.

### Ενότητα 3.4: Ποιοτική αποτίμηση αποτελεσμάτων

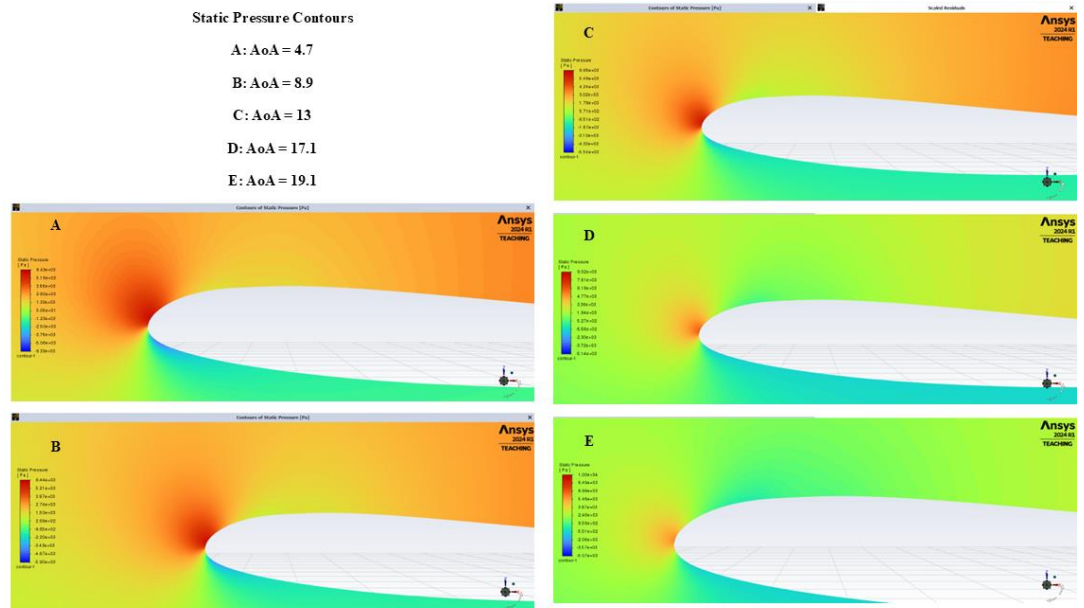
Με την παρουσίαση των αριθμητικών αποτελεσμάτων να έχει ολοκληρωθεί, η συζήτηση μπορεί να προχωρήσει με την παρουσίαση ισοϋψών καμπυλών (ισογραμμές) κάποιων σημαντικών ροϊκών μεγεθών. Καθώς δεν υπήρχαν διαθέσιμα ισοϋψών καμπυλών στην τεχνική αναφορά της NASA, δεν είναι δυνατόν να γίνει επαλήθευση και των ποιοτικών χαρακτηριστικών της ροής. Ωστόσο η ακρίβεια των αναλύσεων σχολιάστηκε επαρκώς στην προηγούμενη ενότητα, μέσω των συγκρίσεων.

Ξεκινώντας με το μέτρο της ταχύτητας, οι αντίστοιχες ισοϋψείς για τις διάφορες γωνίες προσβολής είναι:



Εικόνα 26 Ισογραμμές ταχύτητας για τις διάφορες γωνίες προσβολής που αναλύθηκαν

Συνεχίζοντας τις αντίστοιχες ισογραμμές της στατικής πίεσης προκύπτει:



Εικόνα 27 Ισογραμμές στατικής πίεσης για τις διάφορες γωνίες προσβολής που αναλύθηκαν

Όπως αναμένονταν, στις ισογραμμές φαίνεται πιο παραστατικά η συμπεριφορά που ήδη περιγράφηκε από τα αριθμητικά αποτελέσματα. Δηλαδή σε όλες τις γωνίες η ροή επιταχύνεται κοντά στην ακμή προσβολής, κάτι το οποίο προκαλεί τοπικά πτώση στην στατική πίεση. Με αύξηση της γωνίας προσβολής αυτό γίνεται εντονότερα, ωστόσο ακόμα και στις μεγάλες γωνίες δεν φαίνεται να δημιουργείται κάποια περιοχή σημαντικής αποκόλλησης. Αυτό κατά πάσα πιθανότητα θα μπορούσε να αποδοθεί σε αστοχία των αναλύσεων, κάτι το οποίο θα μπορούσε να εξηγήσει και την αδυναμία προσέγγισης των πολύ χαμηλών τιμών συντελεστή πίεσης που σημειώθηκε στην προηγούμενη ενότητα.

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4: ΕΠΙΒΕΒΑΙΩΣΗ ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΩΝ ΤΙΜΩΝ NASA ROTOR 67

Τηρώντας το πλάνο που περιγράφηκε στην εισαγωγή του προηγούμενου κεφαλαίου, μετά την επιβεβαίωση των πειραματικών μετρήσεων για την γεωμετρία της εισαγωγής NASA CRM Nacelle, σειρά είχε η πραγματοποίηση του ίδιου για τη γεωμετρία του συμπιεστή NASA Rotor 67. Έτσι σε αυτό το κεφάλαιο θα παρουσιαστεί η εργασία που έγινε επ' αυτού, ακολουθώντας την ίδια συλλογιστική με το προηγούμενο κεφάλαιο.

Δηλαδή αρχικά θα δοθούν κάποια γενικά στοιχεία για την γεωμετρία του συμπιεστή και τις πειραματικές μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν, όπως αναφέρεται στην τεχνική αναφορά της NASA (Strazisar, et al., 1989). Στη συνέχεια θα εξηγηθούν τα στάδια της προετοιμασίας των αναλύσεων, ξεκινώντας με την γεωμετρία, συνεχίζοντας με την δημιουργία του υπολογιστικού χωρίου, προχωρώντας με το πλέγμα και τελικά ορίζοντας τις οριακές συνθήκες και λύνοντας το πρόβλημα.

Έπειτα θα γίνει η παρουσίαση των αποτελεσμάτων, όπως αυτά προέκυψαν από τις προσομοιώσεις. Αρχικά θα γίνει μία σύγκριση των διαφορετικών πλεγμάτων που δοκιμάστηκαν, από την οποία θα προκύψει η ακριβέστερη λύση βάση της οποίας θα γίνει η τελική σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα. Από την σύγκριση με τα πειραματικά δεδομένα θα προκύψουν χρήσιμα συμπεράσματα ως προς την αξιοπιστία των αναλύσεων. Για την απόκτηση μίας πληρέστερης εικόνας ως προς την αξιοπιστία, τα αποτελέσματα εκτός από τα πειραματικά, θα συγκριθούν με αντίστοιχα άλλων αναλύσεων διαθέσιμων στην βιβλιογραφία. Συγκεκριμένα, θα γίνει σύγκριση με τα αποτελέσματα των εργασιών (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Mehdi, 2014) και (Chima, 1991).

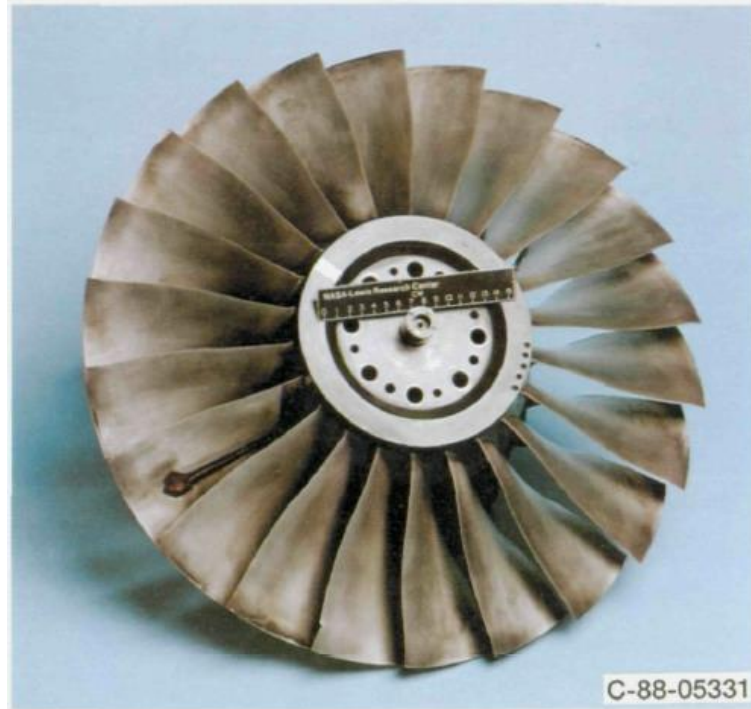
Οι τελευταίες δύο ενότητες του κεφαλαίου αφορούν την ποιοτική αποτίμηση των αποτελεσμάτων. Περιλαμβάνουν κυρίως την παρουσίαση ισογραμμών των αποτελεσμάτων, μέσω των οποίων σχολιάζονται διάφορα ροϊκά φαινόμενα. Μάλιστα θα γίνει σύγκριση των δομών που προβλέπονται από τις αναλύσεις, με τις αντίστοιχες των πειραματικών δοκιμών, συγκρίνοντας τα ισογραμμές των αναλύσεων με τις πειραματικές ισογραμμές διαθέσιμες στην τεχνική αναφορά της NASA (Strazisar, et al., 1989).

### Ενότητα 4.1: Γενικά για τον συμπιεστή NASA Rotor 67

Ο συμπιεστής που αναλύθηκε ήταν ο NASA Rotor R67. Πρόκειται για μία ευρέως γνωστή, πρότυπη γεωμετρία αξονικού διηχητικού συμπιεστή, η οποία χρησιμοποιείται σε πληθώρα ερευνητικών εργασιών στον τομέα των στροβιλομηχανών. Ουσιαστικά, αυτός ήταν και ο λόγος που δημιουργήθηκε από την NASA σε παρόμοιο πνεύμα με το αεροσκάφος CRM, δηλαδή να υπάρχει μία ελεύθερα προσβάσιμη πρότυπη γεωμετρία για ερευνητικούς σκοπούς, ώστε τα ερευνητικά αποτελέσματα να είναι άμεσα συγκρίσιμα.

Ο R67, όπως αυτός δοκιμάστηκε στην αεροσήραγκα του NASA Lewis Research Center, φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:





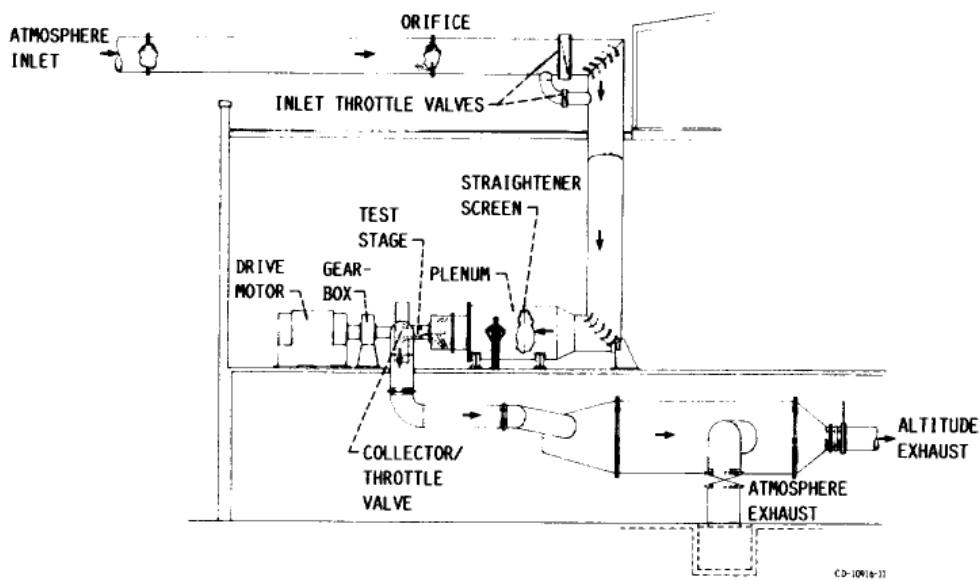
Εικόνα 28 Φωτογραφία του Rotor 67 όπως αυτός δοκιμάστηκε από την NASA (Strazisar, et al., 1989)

Κάποια βασικά χαρακτηριστικά στοιχεία για τον δρομέα R67, χρήσιμα για την συζήτηση που θα ακολουθήσει, φαίνονται συγκεντρωτικά στον πίνακα που ακολουθεί:

<b>NASA Rotor R67 Βασικά Στοιχεία</b>		
Αριθμός Πτερυγίων	22	-
Περιοστροφική ταχύτητα	16043	RPM
Ταχύτητα ακροπτερυγίου	429	m/s
Σχετικός αριθμός Mach στο ακροπτερύγιο	1.38	-
Παροχή μάζας στο σημείο σχεδιασμού	33.25	kg/s
Λόγος πίεσης στο σημείο σχεδιασμού	1.63	-
Παροχή μάζας στο σημείο Choke	34.96	kg/s
Κενό ακροπτερυγίου - κελύφους	1.016	mm
Μέσο Aspect Ratio	1.56	-
Ακτίνα ακροπτερυγίου στο LE	25.7	cm
Ακτίνα ακροπτερυγίου στο TE	24.25	cm

Πίνακας 1 Βασικά χαρακτηριστικά στοιχεία για τον Rotor 67 όπως αυτά προκύπτουν από την τεχνική αναφορά των (Strazisar, et al., 1989)

Ουσιαστικά, η πειραματική διαδικασία που ακολουθήθηκε στις δοκιμές που έγιναν ήταν η σταδιακή αύξηση της πίεσης στην έξοδο του συμπιεστή μέχρι να επέλθει αποκόλληση της ροής στα πτερύγιά του. Με αυτόν τον τρόπο μπορεί να μετρηθεί η καμπύλη λειτουργίας του συμπιεστή για δεδομένες στροφές λειτουργίας. Μάλιστα, στις μετρήσεις τις οποίες πραγματοποίησε η NASA, χρησιμοποιήθηκε η τεχνολογία Laser Anemometer, με την οποία μετρήθηκαν άμεσα διάφορα ροϊκά φαινόμενα. Έτσι, θα συγκριθούν οι καμπύλες λειτουργίας και απόδοσης του συμπιεστή όπως προκύπτουν από τις αναλύσεις, με τις αντίστοιχες πειραματικές της NASA, καθώς και άλλα μεγέθη τα οποία βοηθούν στην καλύτερη κατανόηση του ροϊκού πεδίου. Η πειραματική διάταξη που χρησιμοποιήθηκε φαίνεται σχηματικά στην παρακάτω εικόνα:

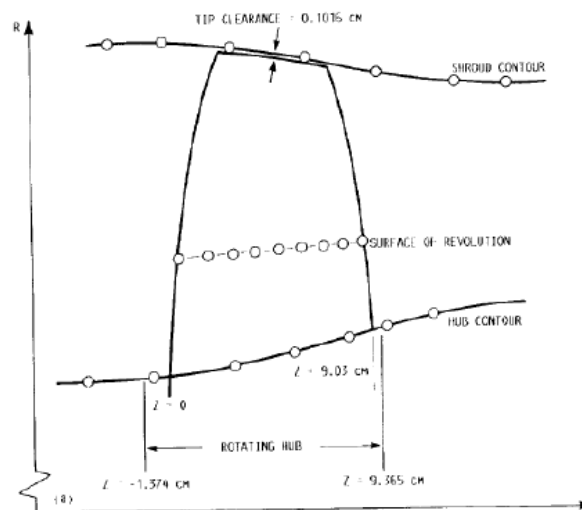


Εικόνα 29 Σχηματική απεικόνιση πειραματικής διάταξης με την οποία πραγματοποιήθηκαν οι μετρήσεις (Strazisar, et al., 1989)

## Ενότητα 4.2: Προετοιμασία προσομοιώσεων

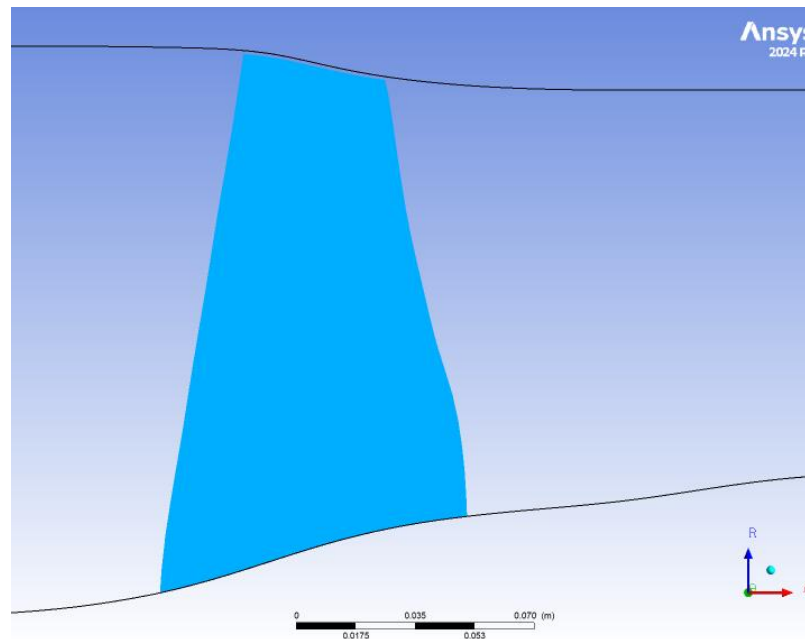
### 4.2.1: Γεωμετρία – Υπολογιστικό χωρίο

Η γεωμετρία των πτερυγίων του συμπιεστή R67 εισήχθη στο λογισμικό δημιουργίας πλέγματος *TurboGrid* [αναφορά στο *user's guide*], για την δημιουργία του υπολογιστικού πλέγματος. Επιλέχθηκε η κατάλληλη απόσταση από το κέλυφος (shroud), όπως αυτή ορίζεται στην σχετική τεχνική αναφορά της NASA, το χαρακτηριστικό σχήμα από την οποία παρατίθεται παρακάτω:



Εικόνα 30 Σχηματική απεικόνιση πτερυγίου του Rotor 67 εντός των καμπυλών του κελύφους και της βάσης (Strazisar, et al., 1989)

Έτσι, το κενό μεταξύ της άκρης του πτερυγίου και του κελύφους ορίστηκε στα 1.01mm, ενώ στην εικόνα που ακολουθεί φαίνεται ένα πτερύγιο του συμπιεστή μέσα από το περιβάλλον του λογισμικού ANSYS CFX, με το οποίο έγιναν και οι αναλύσεις.



Εικόνα 31 Πτερύγιο του Rotor 67 εντός του κελύφους και της βάσης όπως αυτό αναλύθηκε στο ANSYS CFX

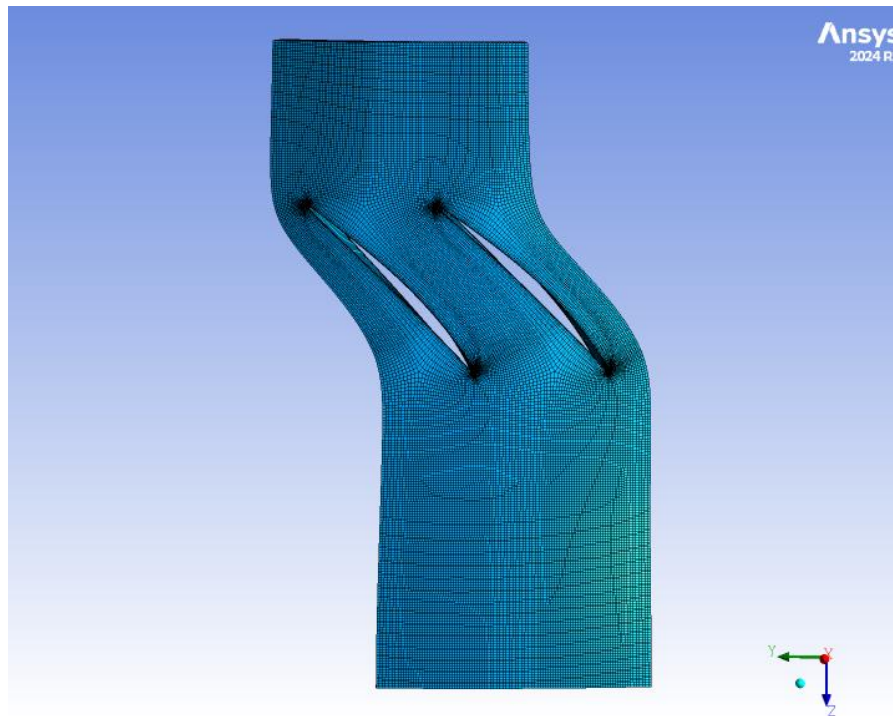
#### 4.2.2: Υπολογιστικό πλέγμα

Στη συνέχεια δημιουργήθηκαν 5 πλέγματα με διαφορετικό πλήθος στοιχείων το κάθε ένα. Αυτό έγινε με στόχο να εξεταστεί η επίδραση του αριθμού των πλεγματικών στοιχείων στα αποτελέσματα και την ακρίβεια των αναλύσεων. Δόθηκε προσοχή προκειμένου ο αριθμός  $y^+$  να είναι εντός του αποδεκτού εύρους, με αποτέλεσμα να μην ξεπερνά την τιμή 30 σε κανένα πλέγμα. Στο εξής, για λόγους οικονομίας της συζήτησης, οι αναλύσεις που έγιναν για τα πλέγματα θα αναφέρονται ως case#, με την κάθε μία να έχει έναν αύξοντα αριθμό, όπως ορίζεται στον παρακάτω πίνακα:

Case Number	Elements	Targeted $y^+$
Case 2	86860	30
Case 4	255636	30
Case 5	526055	30
Case 6	1M	1
Case 7	1.7M	1

Πίνακας 2 Στοιχεία πλέγματος κάθε περίπτωσης

Μία άποψη του πλέγματος, το οποίο όπως θα παρουσιαστεί παρακάτω έδωσε τα καλύτερα αποτελέσματα, το Case 5, φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 32 Υπολογιστικό πλέγμα της περίπτωσης Case 5 στο λογισμικό ANSYS CFX

#### 4.2.3: Παράμετροι προσομοιώσεων

Έπειτα, στο λογισμικό ANSYS CFXpre [αναφορά] ορίστηκαν οι παράμετροι – οριακές συνθήκες για τις αναλύσεις. Αυτές ορίστηκαν βάσει των συνθηκών που επικρατούσαν κατά τις πειραματικές μετρήσεις προκειμένου να ελεγχθεί η ακρίβεια των αναλύσεων με τα πειραματικά αποτελέσματα. Έτσι, στην εισαγωγή ορίστηκαν συνθήκες ατμοσφαιρικής εισόδου, με τον αέρα να εισέρχεται σε ατμοσφαιρική πίεση και θερμοκρασία, όπως έγινε και στις δοκιμές. Έπειτα, ορίζοντας ως παράμετρο εξόδου στο CFX την πίεση στην έξοδο, ήταν δυνατό να πραγματοποιηθούν αναλύσεις για ένα εύρος πιέσεων εξόδου προκειμένου να δημιουργηθεί η καμπύλη λειτουργίας του συμπιεστή. Το εύρος πιέσεων που χρησιμοποιήθηκε στις αναλύσεις ήταν 80 – 130 kPa. Τελικά, όμως, ο συμπιεστής διαπιστώθηκε πως έφτανε σε συνθήκες αποκόλλησης, stall, νωρίτερα, στην πίεση 122kPa.

Για τα πτερύγια, την πλήμνη και το κέλυφος ορίστηκε η συνθήκη μη ολίσθησης, ενώ για τα δύο πρώτα ορίστηκε η συνθήκη “rotating”, με το κέλυφος να ορίζεται ως “counter rotating wall”. Τέλος, πρέπει να σημειωθεί πως η ανάλυση έγινε για ένα πτερύγιο, θεωρώντας περιοδικές συνθήκες και πλήρως ομοιόμορφη και μόνιμη ροή στην επιφάνεια του συμπιεστή. Για αυτό, στα όρια του χωρίου εκατέρωθεν του πτερυγίου ορίστηκε η περιοδική συνθήκη. Δηλαδή, η ανάλυση επιλύει το πεδίο ροής για ένα πτερύγιο και υποθέτει πως η ροή είναι ίδια και σε όλα τα υπόλοιπα. Αυτό αποτελεί μία κοινή πρακτική για τέτοιου τύπου αναλύσεις, αφού σκοπός είναι η επιβεβαίωση πειραματικών αποτελεσμάτων και συνεπώς θεωρείται πως δεν υπάρχουν σημαντικές ανομοιομορφίες της ροής στην επιφάνεια του συμπιεστή.

Συνοπτικά, οι οριακές συνθήκες που ορίστηκαν είναι οι παρακάτω:

- Inlet
  - Inflow
  - Rel. Pressure = 101.325 kPa

- Sat. Frame Tot. Temp = 288.15 K
- Outlet
  - Outflow
  - Back Pressure, δοκιμάστηκε εύρος πιέσεων από 80 – 130 kPa
- Blade
  - No slip wall
  - Rotating
- Hub
  - No slip wall
  - Rotating
- Shroud
  - No slip wall
  - Counter rotating wall
- Periodic

Τέλος, σημειώνεται πως η περιστροφική ταχύτητα ορίστηκε στις 16043RPM, όπως ορίζει η NASA, ενώ για τον επιλυτή ορίστηκαν τα εξής:

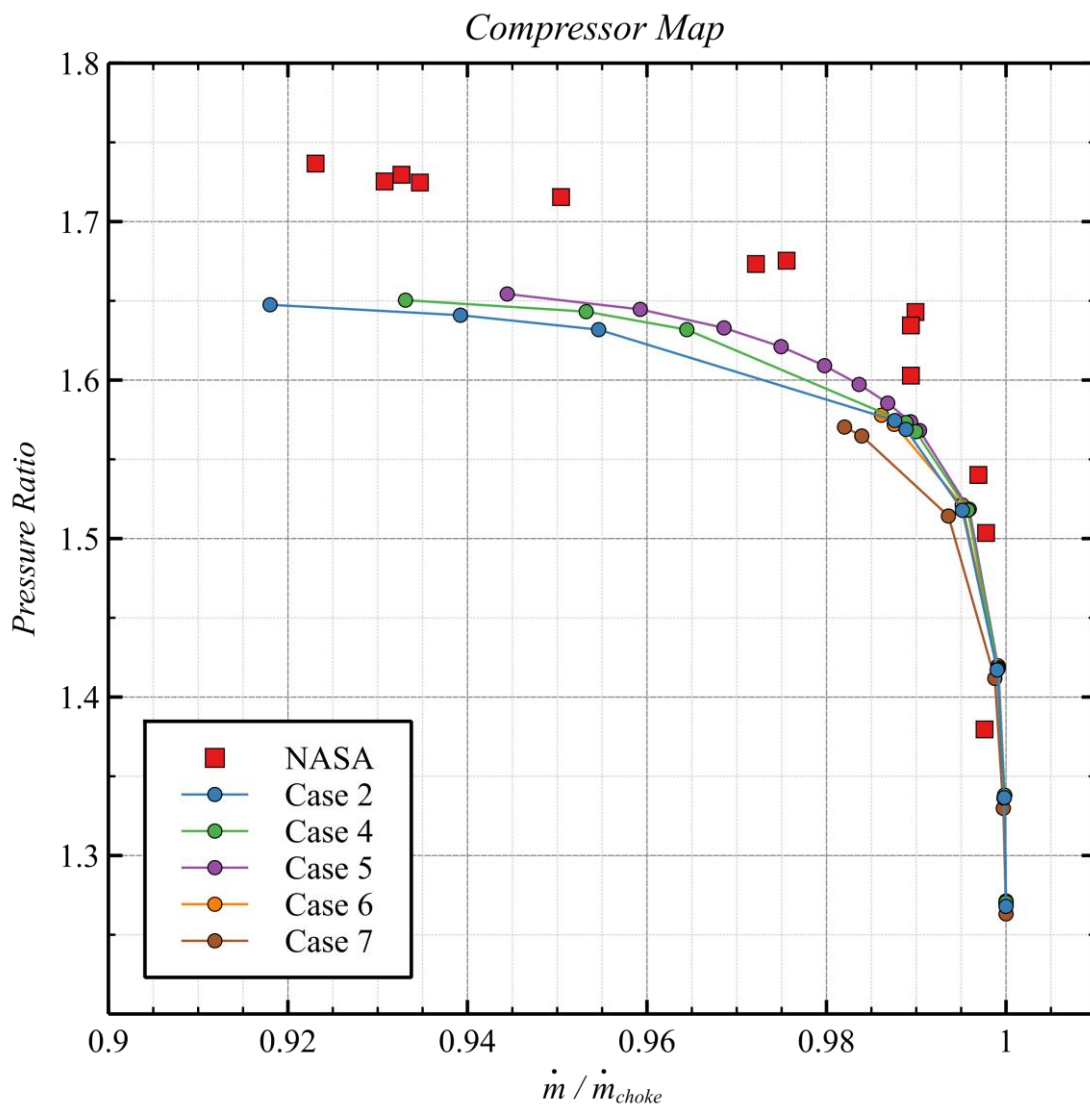
- Advection Scheme: High Resolution
- Turbulence Numerics: High Resolution
- Convergence Control: max iterations = 400
- Timescale control: Auto timescale
- Residual target: 1e-5

### **Ενότητα 4.3: Αριθμητικά Αποτελέσματα Προσομοιώσεων**

Η παρουσίαση των αποτελεσμάτων θα ξεκινήσει με τα αριθμητικά αποτελέσματα που προέκυψαν από τις προσομοιώσεις και την σύγκρισή τους με τα αντίστοιχα πειραματικά της NASA. Προκειμένου να αξιολογηθεί η αξιοπιστία των αναλύσεων, θα συγκριθούν οι χάρτες του συντελεστή πίεσης και της απόδοσης που προέκυψαν με τους αντίστοιχους της NASA.

#### **4.3.1: Χάρτες λειτουργίας συμπιεστή (Compressor Maps)**

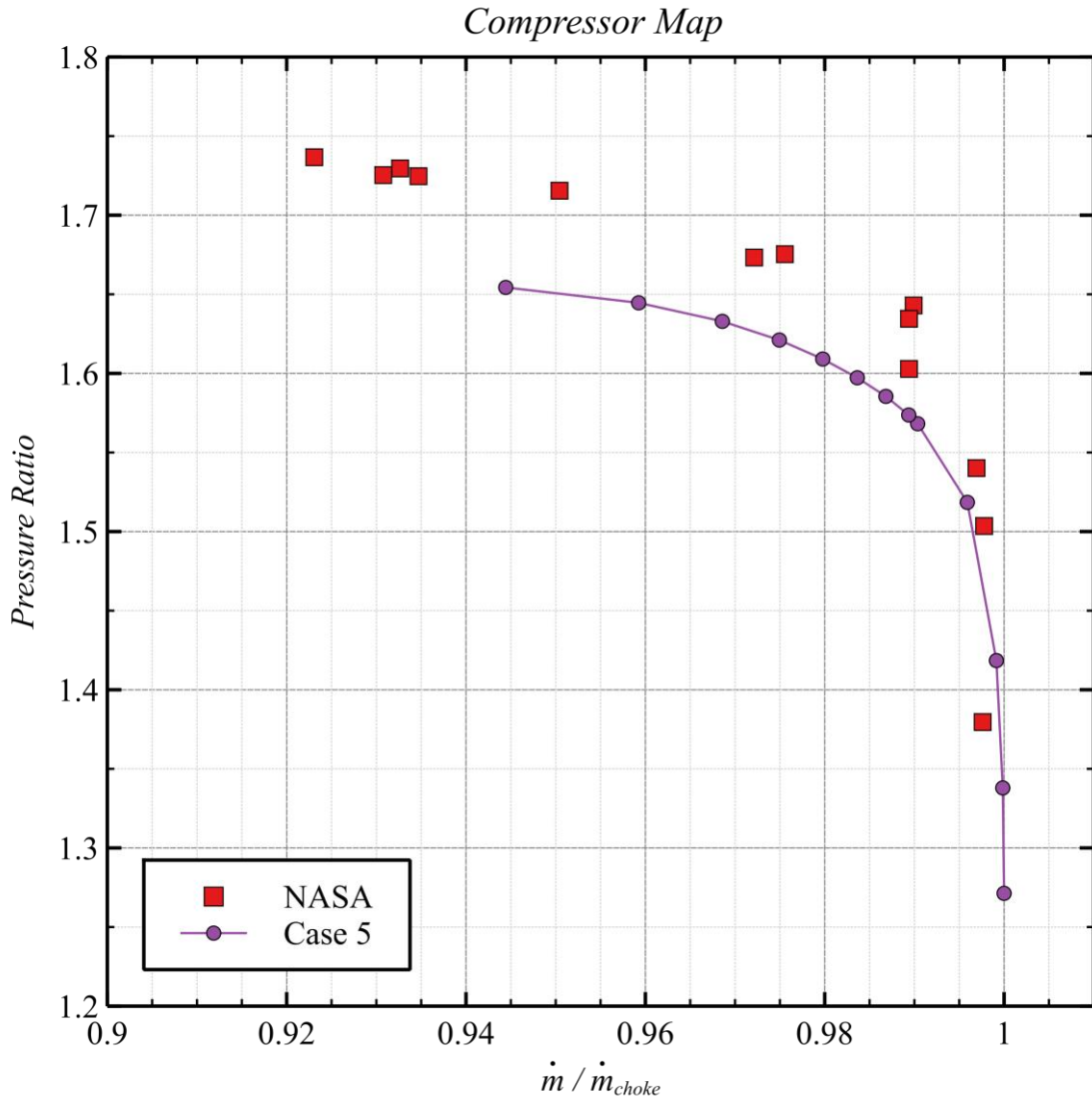
Ο χάρτης λειτουργίας του συμπιεστή με τα σημεία που προέκυψαν από τις αναλύσεις μαζί με τα αντίστοιχα της NASA φαίνεται παρακάτω:



Διάγραμμα 6 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Εν γένει τα αποτελέσματα για όλες τις περιπτώσεις ακολουθούν την συμπεριφορά που παρατηρήθηκε και πειραματικά. Είναι ευδιάκριτη η υποεκτίμηση της τιμής του συντελεστή πίεσης από το λογισμικό υπλολογιστικής ρευστοδυναμικής, αφού όλες οι καμπύλες βρίσκονται κάτω από τα πειραματικά δεδομένα. Οι μεγαλύτερες αποκλίσεις εντοπίζονται κοντά στο σημείο αποκόλλησης, οι οποίες όμως βαίνουν μειούμενες πλησιάζοντας τα σημεία βέλτιστης λειτουργίας και choke, όπου πλέον το CFD βρίσκεται αρκετά κοντά με τα πειραματικά.

Την καλύτερη συμπεριφορά, δηλαδή τις κοντινότερες με τις πειραματικές τιμές, φαίνεται να ακολουθεί η περίπτωση 5. Η συμπεριφορά αυτή διακρίνεται ευκολότερα στο παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 7 Αποτελέσματα αναλύσεων και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Σε αυτή τη περίπτωση αν και κοντά στο σημείο αποκόλλησης παρουσιάζεται η γνωστή απόκλιση, στην συνέχεια και ειδικά για τιμές αδιάστατης παροχής μάζας,  $\dot{m}/\dot{m}_{choke} > 0.97$ , οι τιμές του CFD βρίσκονται αρκετά κοντά στις πειραματικές. Εξετάζοντας σε μεγαλύτερο βάθος την παραπάνω καμπύλη, μπορούν να εξαχθούν χρήσιμα συμπεράσματα για την λειτουργία του συμπιεστή. Ξεκινώντας με τις πειραματικές τιμές κοντά στο σημείο αποκόλλησης, η παροχή μάζας την οποία πέτυχε ο συμπιεστής ήταν:

$$m_{stall_{NASA}} = 32.310 \text{ kg/s}$$

Στην συγκεκριμένη περιοχή εντοπίζονταν οι μεγαλύτερες αποκλίσεις από τα πειραματικά δεδομένα. Συγκεκριμένα η ελάχιστη παροχή μάζας που επετεύχθη στις αναλύσεις ήταν:

$$m_{stall_{CFD}} = 32.682 \text{ kg/s.}$$

Επίσης, στο σημείο αυτό η NASA πετυχαίνει έναν λόγο πίεσεων:

$$PR_{stall_{NASA}} = 1.73$$

Αντίστοιχα, η ανάλυση έδωσε λόγο πίεσης:

$$PR_{stall_{CFD}} = 1.65$$

Προχωρώντας δεξιότερα στο διάγραμμα, στην περιοχή λειτουργίας μέγιστης απόδοσης, στις πειραματικές μετρήσεις η παροχή μάζας που μετρήθηκε ήταν:

$$m_{PeakEfficiencyNASA} = 34.570kg/s$$

Με λόγο πίεσης:

$$PR_{PeakEfficiencyNASA} = 1.64$$

Στην περιοχή αυτή η ανάλυση έδωσε τις εξής τιμές παροχής μάζας και λόγου πίεσης:

$$m_{PeakEfficiencyCFD} = 34.576kg/s$$

$$PR_{PeakEfficiencyCFD} = 1.12$$

Τέλος, στο δεξί άκρο του διαγράμματος, όπου πλέον ο συμπιεστής έχει περιέλθει σε κατάσταση λειτουργίας Choke, οι πειραματικές μετρήσεις έδωσαν τις τιμές:

$$m_{ChokeNASA} = 34.960kg/s$$

$$PR_{ChokeNASA} = 1.54$$

Αντίστοιχα, η ανάλυση έδωσε:

$$m_{ChokeCFD} = 34.606kg/s$$

$$PR_{ChokeCFD} = 1.27$$

	CFD Values		NASA Experimental Values	
	Mass Flow Rate [kg/s]	Pressure Ratio	Mass Flow Rate [kg/s]	Pressure Ratio
Near Choke	34.606	1.27	34.960	1.54
Peak Efficiency	34.576	1.12	34.570	1.64
Near Stall	32.682	1.65	32.310	1.73

Πίνακας 3 Αποτελέσματα αναλύσεων σε συγκεκριμένα σημεία λειτουργίας σε σύγκριση με τις αντίστοιχες πειραματικές τιμές της NASA (Strazisar, et al., 1989)

#### 4.3.1.1: Σύγκριση αποτελεσμάτων με βιβλιογραφικά

Η σύγκριση των αποτελεσμάτων με τα αντίστοιχα πειραματικά ήταν χρήσιμη για την αξιολόγηση της ακρίβειας των αναλύσεων. Με σκοπό την διαμόρφωση μίας πληρέστερης άποψης για την πιστότητα των αναλύσεων, σε αυτή την υποενότητα θα γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων με αντίστοιχα από άλλες εργασίες. Έτσι πέρα από την εγγύτητα με τα πειραματικά, θα ελεγχθεί και η επίδοση της ανάλυσης που πραγματοποιήθηκε από τον γράφοντα σε σύγκριση με άλλες υπολογιστικές αναλύσεις.

Τα βιβλιογραφικά υπολογιστικά δεδομένα που θα παρουσιαστούν αντλήθηκαν από εργασίες που χρησιμοποιούσαν τον συμπιεστή NASA R67, για διάφορους σκοπούς. Η διπλωματική εργασία της (Fior, 2019), ασχολήθηκε με ένα θέμα πολύ κοντά σε αυτό της παρούσας εργασίας. Συγκεκριμένα η συγγραφέας μελέτησε τον NASA R67, εντός του NASA CRM, αναλύοντας την ροή διαμέσου ενός πτερυγίου με χρήση τροποποιημένου κελύφους ακολουθώντας την γεωμετρία CRM. Τα αποτελέσματα που παρουσιάζονται εδώ αντλήθηκαν από το validation study που πραγματοποίησε στην γεωμετρία του συμπιεστή.

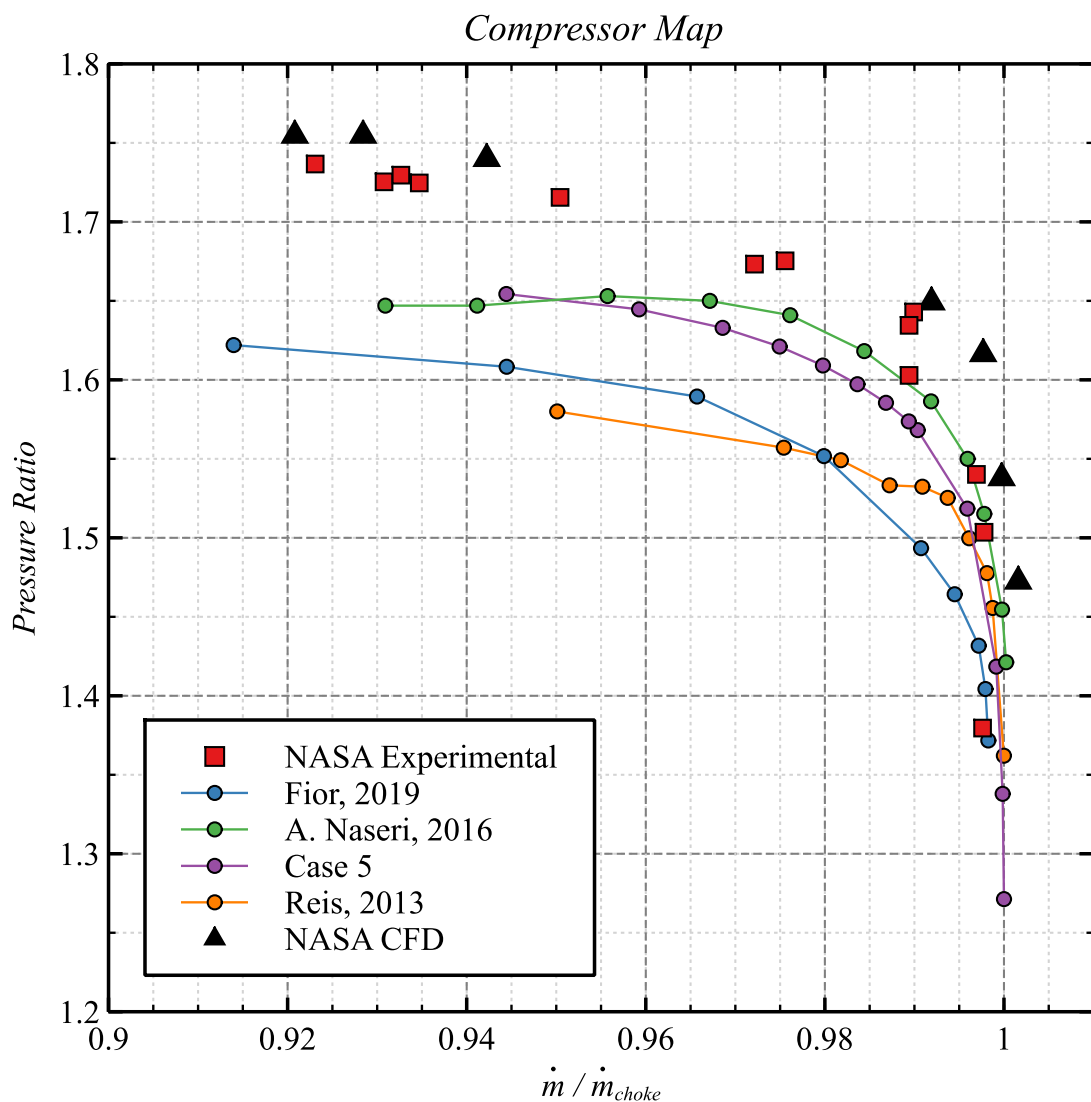
Δεδομένα επίσης αντλήθηκαν από την ερευνητική εργασία των (A. Naseri, 2016), η οποία πραγματεύονταν την αριθμητική μελέτη της επίδρασης διαταραχών στην απόδοση και ευστάθεια του συμπιεστή. Ενδιαφέρον παρουσιάζουν και τα αποτελέσματα της διπλωματικής εργασίας του (Reis, 2013), ο οποίος ανέλυσε τον R67 χρησιμοποιώντας τον density based solver του OpenFOAM για διηχητική ροή.



Μεγάλο ενδιαφέρον συγκεντρώνει η τεχνική αναφορά της NASA, (Chima, 1991), η οποία αφορά αναλύσεις CFD που πραγματοποιήθηκαν για τον συμπιεστή R67. Όπως φαίνεται στο διάγραμμα που ακολουθεί, τα αποτελέσματα της συγκεκριμένης τεχνικής αναφοράς βρίσκονται πολύ κοντά στα πειραματικά δεδομένα.

Τέλος σε χωριστό διάγραμμα θα γίνει σύγκριση με τα αποτελέσματα από την διδακτορική διατριβή του (Mehdi, 2014), η οποία αφορά στην επίδραση διαταραχών στην λειτουργία αεριοστροβίλων. Η παράσταση των αποτελεσμάτων αυτής της εργασίας σε διαφορετικό διάγραμμα από τις προηγούμενες, οφείλεται στο γεγονός ότι στην εν λόγω διατριβή οι τιμές της παροχής μάζας δεν δίνονται αδιαστατοποιημένες.

Παριστάνοντας λοιπόν τα αποτελέσματα των εργασιών που προαναφέρθηκαν σε κοινό διάγραμμα με εκείνα της καλύτερης λύσης που παρουσιάστηκε εδώ (Case 5), προκύπτει το παρακάτω διάγραμμα:

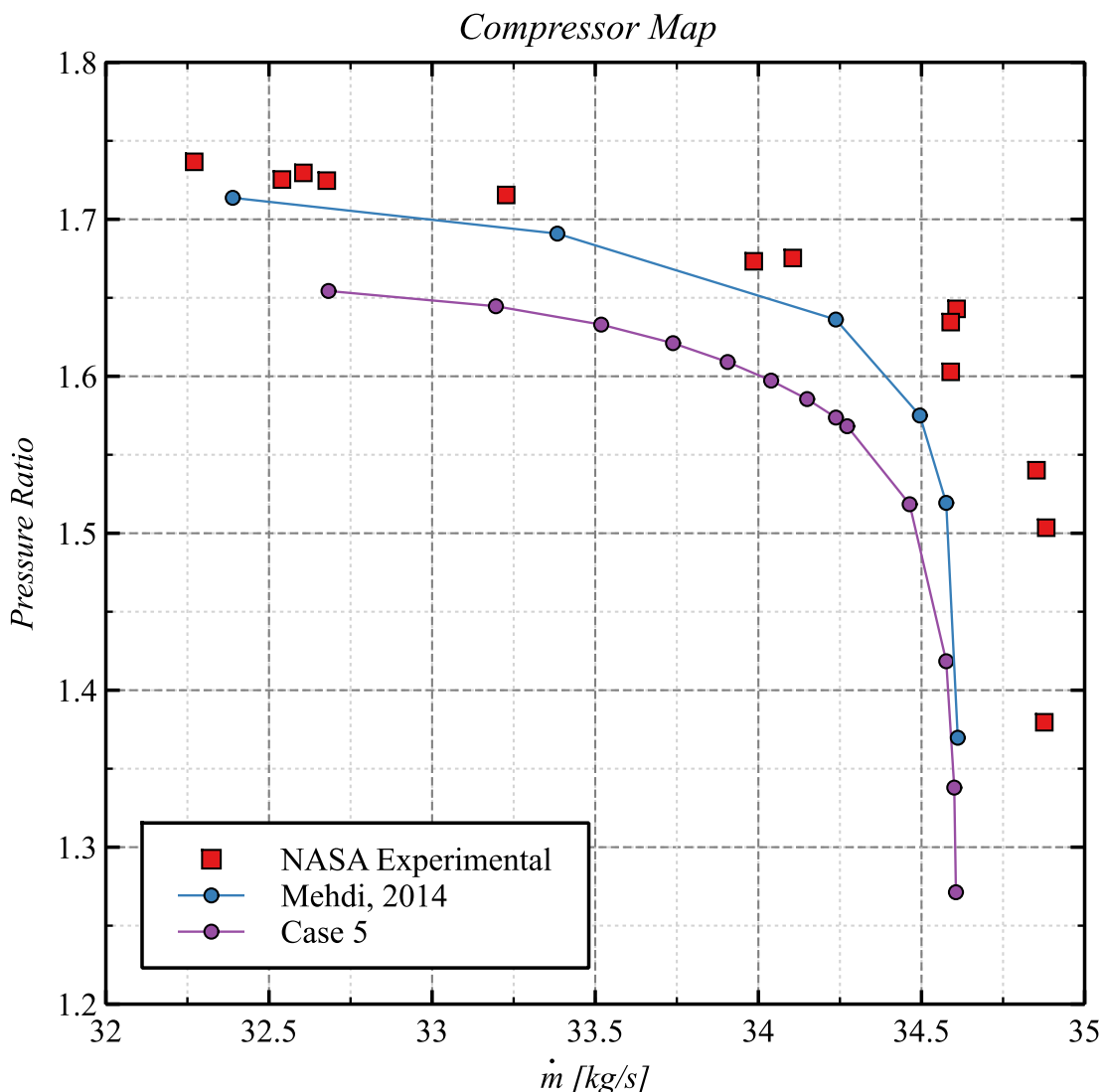


Διάγραμμα 8 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Όπως φαίνεται την καλύτερη προσέγγιση στα πειραματικά, παρουσιάζουν τα αποτελέσματα της εργασίας (A. Naseri, 2016), με εξαίρεση την περιοχή κοντά στην αποκόλληση όπου παρατηρείται μία αυξημένη τοπική απόκλιση. Πρέπει ωστόσο να σημειωθεί πως η μεγαλύτερη απόκλιση των

αποτελεσμάτων κοντά στην αποκόλληση, παρατηρείται σε όλες τις εργασίες, συμπεριλαμβανομένης και του γράφοντα. Μόνη εξαίρεση σε αυτό αποτελούν τα αποτελέσματα των αναλύσεων της NASA, (Chima, 1991).

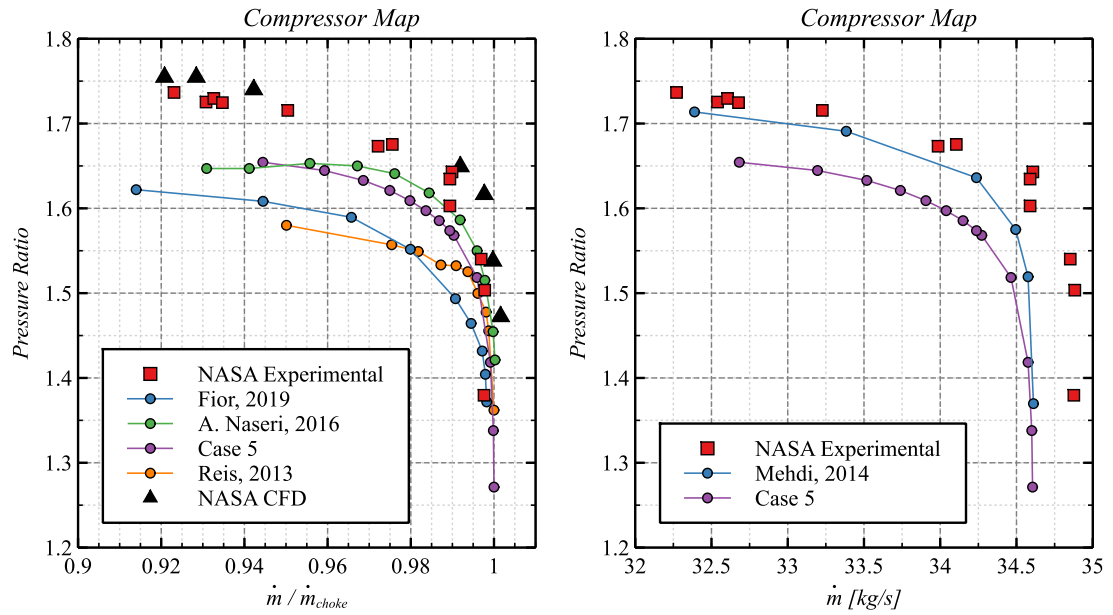
Τα αποτελέσματα της εργασίας που παρουσιάζεται εδώ, (Case 5), βρίσκονται ανάμεσα σε εκείνα των, (A. Naseri, 2016) και (Fior, 2019), όντας πλησιέστερα στην καμπύλη των, (A. Naseri, 2016). Συνεχίζοντας με το διάγραμμα των αποτελεσμάτων του (Mehdi, 2014), προκύπτει:



Διάγραμμα 9 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Τα αποτελέσματα της διατριβής του (Mehdi, 2014) εμφανίζουν μεγάλη ακρίβεια, προσεγγίζοντας πολύ καλά τα πειραματικά. Πρέπει να σημειωθεί πως ακόμα και στην περιοχή κοντά στην αποκόλληση, στην οποία οι υπόλοιπες εργασίες παρουσίασαν δυσκολίες ακριβούς μοντελοποίησης, η συγκεκριμένη διατριβή διατηρεί την αξιοπιστία της. Συγκρίνοντας τις δύο καμπύλες προκύπτει η ίδια συμπεριφορά με αυτή που σημειώθηκε στην σύγκριση με τις υπόλοιπες αναλύσεις. Δηλαδή τα αποτελέσματα της ανάλυσης (Case 5) έχουν μία αναμενόμενη απόκλιση από τα αντίστοιχα του, (Mehdi, 2014), η οποία βρίσκεται εντός των αποδεκτών ορίων.

Συνοψίζοντας, συγκεντρώνοντας τα δύο διαγράμματα με τα αποτελέσματα όλων των εργασιών, παρέχεται μία πληρέστερη εικόνα:

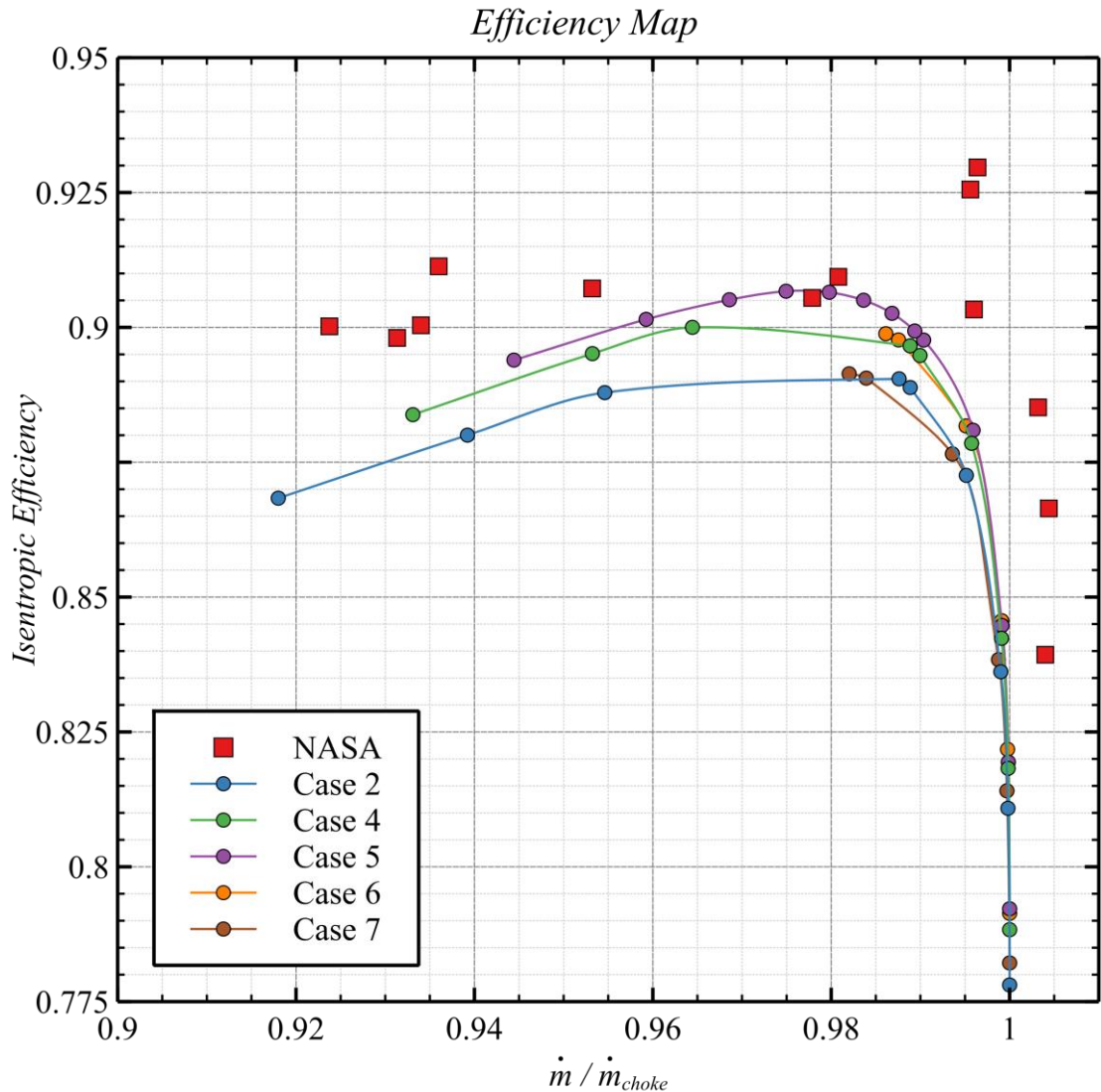


Διάγραμμα 10 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991), (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Επομένως μπορεί να εξαχθεί το συμπέρασμα πως τα αποτελέσματα των αναλύσεων που πραγματοποιήθηκαν στην παρούσα εργασία, ακολουθούν παρόμοιες τάσεις και συμπεριφορές με αντίστοιχα από την βιβλιογραφία.

#### 4.3.2: Χάρτες απόδοσης συμπιεστή (Efficiency maps)

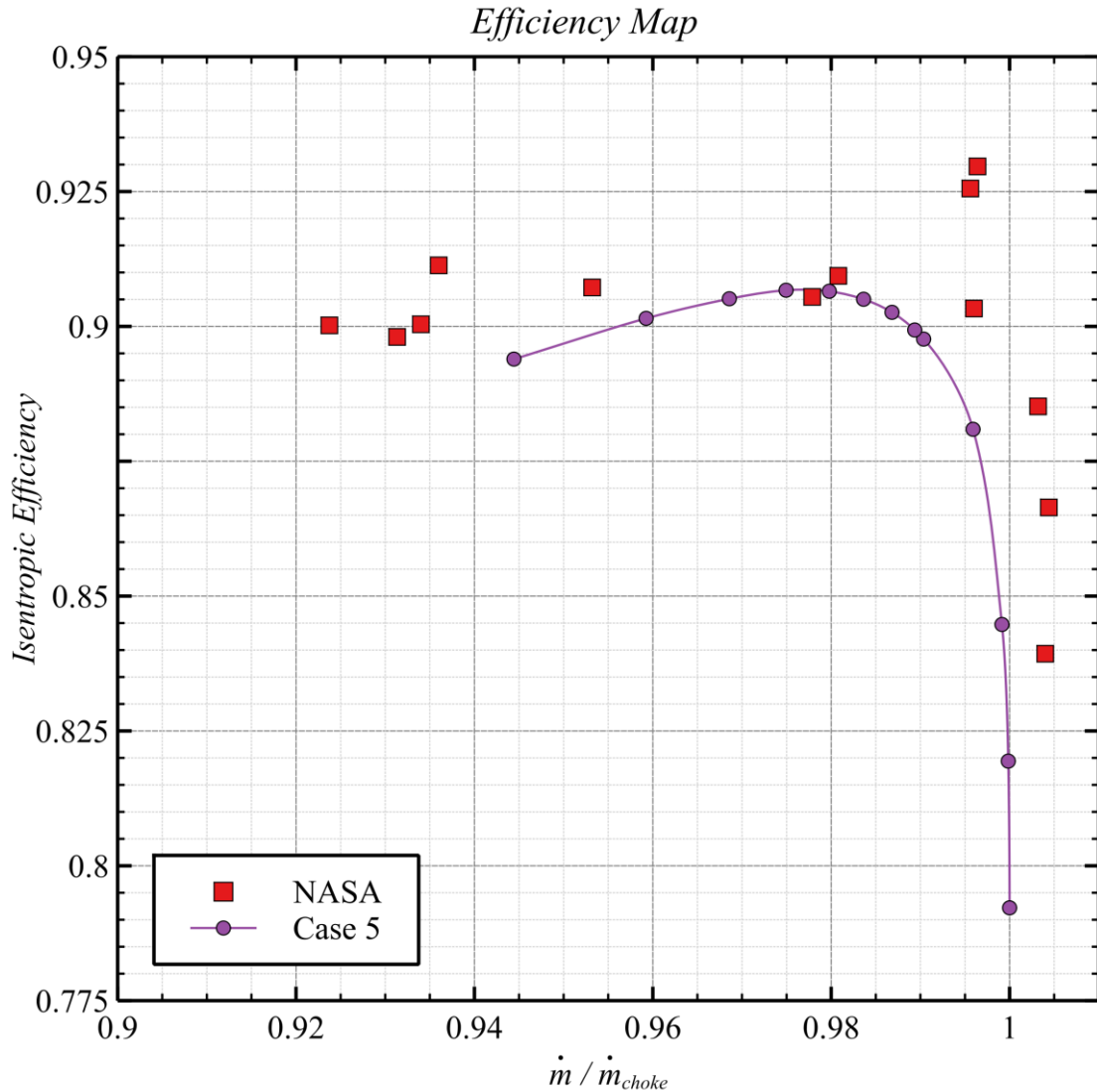
Συνεχίζοντας με τα αποτελέσματα για το βαθμό απόδοσης του συμπιεστή, ακολουθώντας την ίδια λογική όπως προηγουμένως, προκύπτει το παρακάτω διάγραμμα:



Διάγραμμα 11 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Οι αναλύσεις φαίνεται να ακολουθούν, εν γένει, την πορεία των πειραματικών τιμών, ωστόσο, όπως παρατηρήθηκε και στην προηγούμενη περίπτωση, κοντά στην περιοχή της αποκόλλησης οι αναλύσεις εμφανίζουν αυξημένη απόκλιση από τις πειραματικές τιμές. Η απόδοση του συμπιεστή από τα πειραματικά δεδομένα, δεν φαίνεται να έχει ιδιαίτερες διακυμάνσεις ξεκινώντας από την περιοχή αποκόλλησης και προχωρώντας δεξιότερα. Αυτό δείχνει να αλλάζει στο σημείο,  $\dot{m}/\dot{m}_{choke} = 0.98$ , καθώς μετά από αυτό παρατηρείται μία πτωτική τάση, ο ρυθμός της οποίας βαίνει αυξανόμενος καθώς ο συμπιεστής πλησιάζει το σημείο στραγγαλισμού (choke).

Όπως και στη συζήτηση με τον λόγο πίεσης, έτσι και εδώ, η ανάλυση που θα χρησιμοποιηθεί για την εξαγωγή των συμπερασμάτων θα είναι η 5.



Διάγραμμα 12 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

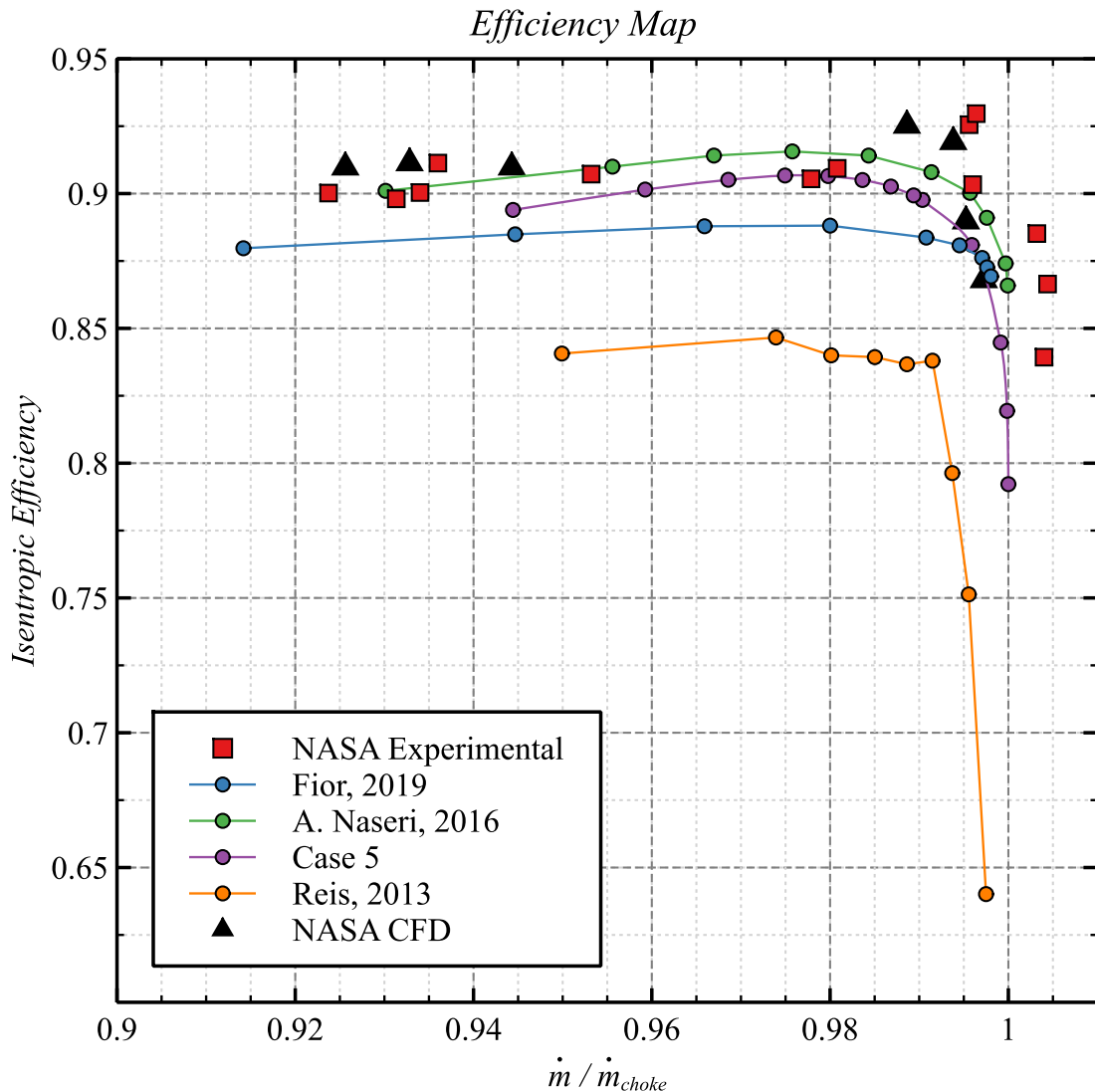
Στο παραπάνω διάγραμμα η συμπεριφορά του συμπιεστή την οποία προβλέπει το CFD είναι ευδιάκριτη. Εδώ, ξεκινώντας από την περιοχή αποκόλλησης και καθώς ο συμπιεστής κινείται δεξιότερα στο διάγραμμα, ο βαθμός απόδοσης εμφανίζει μία ανοδική πορεία, κάτι το οποίο δεν παρατηρείται στις πειραματικές μετρήσεις. Πρέπει, όμως, να σημειωθεί πως η ανάλυση προβλέπει σωστά το σημείο έναρξης της πτωτικής πορείας της απόδοσης, στο  $\dot{m}/\dot{m}_{choke} = 0.98$ . Μάλιστα, στο σημείο αυτό οι τιμές της ανάλυσης επιβεβαιώνουν με πολύ καλή ακρίβεια εκείνες των πειραματικών μετρήσεων, ακολουθώντας την χαρακτηριστική αυτή καμπύλη μείωσης της απόδοσης, καθώς η παροχή δια μέσω του συμπιεστή αυξάνεται περαιτέρω, πλησιάζοντας την περιοχή στραγγαλισμού.

Γενικά στην περιοχή εκείνη τόσο η ανάλυση, όσο και οι πειραματικές μετρήσεις δίνουν την απόδοση του συμπιεστή να είναι περίπου 0.9.

#### 4.3.2.1: Σύγκριση αποτελεσμάτων με βιβλιογραφικά

Ακολουθώντας την ίδια λογική που παρουσιάστηκε στην ενότητα της καμπύλης λειτουργίας, οι τιμές ισεντροπικής απόδοσης όπως αυτές προέκυψαν από την ανάλυση (Case 5), θα συγκριθούν με

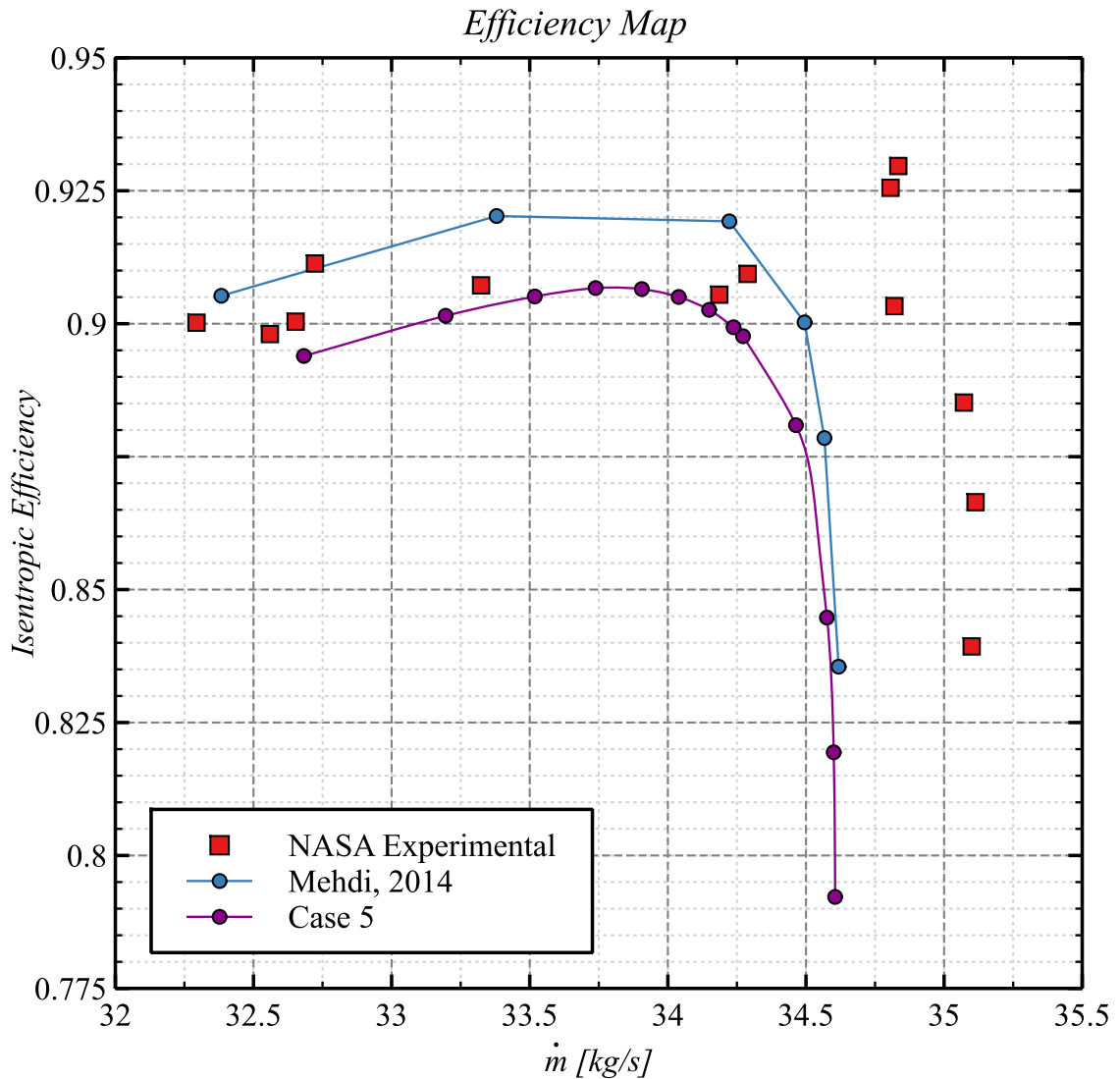
τα αντίστοιχα εκείνων των εργασιών που αναφέρθηκαν προηγουμένως. Παριστάνοντας λοιπόν τις τιμές ισεντροπικής απόδοσης του (Case 5) σε κοινό διάγραμμα με των υπολοίπων εργασιών προκύπτει:



Διάγραμμα 13 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

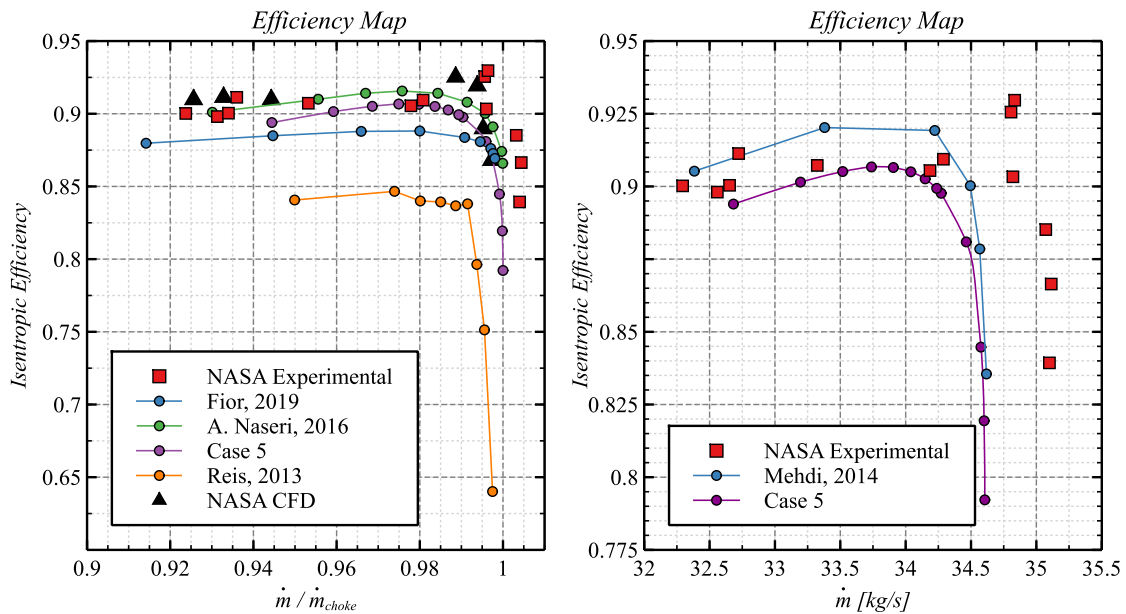
Όπως και στην περίπτωση της καμπύλης λειτουργίας, έτσι και με την ισεντροπική απόδοση, η εργασία των, (A. Naseri, 2016), εμφανίζει τα ακριβέστερα αποτελέσματα. Επίσης η καμπύλη της (Case 5), πάλι βρίσκεται μεταξύ των, (A. Naseri, 2016) και (Fior, 2019). Μία ενδιαφέρουσα παρατήρηση η οποία κρίνεται δόκιμο να γίνει σε αυτό το σημείο, αφορά στις δύο αρκετά υψηλές πειραματικές τιμές. Καμία καμπύλη, υπολογιστικών αποτελεσμάτων, δεν φαίνεται να τις πλησιάζει, κάτι το οποίο θα μπορούσε να υποδεικνύει το ενδεχόμενο της πειραματικής αστοχίας ως την επικρατέστερη εξήγηση. Ωστόσο, η υπολογιστική ανάλυση της NASA, (Chima, 1991), προβλέπει δύο σημεία πολύ κοντά και σε εκείνες τις τιμές.

Συνεχίζοντας με τα αποτελέσματα της διατριβής του (Mehdi, 2014), προκύπτει:



Διάγραμμα 14 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Σε συμφωνία με την περίπτωση της καμπύλης λειτουργίας, οι τιμές ισεντροπικής απόδοσης, όπως αυτές προκύπτουν στην διατριβή του (Mehdi, 2014), βρίσκονται πολύ κοντά με τις αντίστοιχες πειραματικές του (Strazisar, et al., 1989). Οι τιμές της παρούσας ανάλυσης (Case 5) εμφανίζουν μία απόκλιση σε σύγκριση με εκείνες της διατριβής, η οποία όμως βαίνει μειούμενη καθώς ο συμπιεστής πλησιάζει την κατάσταση λειτουργίας στραγγαλισμού. Παρουσιάζοντας πάλι τα δύο διαγράμματα συγκεντρωτικά, προκύπτει:



Διάγραμμα 15 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 με εκείνα των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991), (Mehdi, 2014) και πειραματικές τιμές NASA (Strazisar, et al., 1989)

Συνοψίζοντας, όπως και στην περίπτωση της καμπύλης λειτουργίας, έτσι και εδώ, τα αποτελέσματα των αναλύσεων που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια της εργασίας αυτής από τον γράφοντα, ακολουθούν σε ικανοποιητικό βαθμό τα αντίστοιχα από άλλες εργασίες.

#### Ενότητα 4.4: Ποιοτική αποτίμηση – σχολιασμός αποτελεσμάτων

Με την παρουσίαση των αριθμητικών αποτελεσμάτων να έχει εν πολλοίς ολοκληρωθεί, η συζήτηση τώρα θα προχωρήσει με τον σχολιασμό των ροϊκών φαινομένων, όπως αυτά αποτυπώνονται στις ισογραμμές που προκύπτουν. Μάλιστα, η ενότητα αυτή θα ξεκινήσει επιβεβαιώνοντας και πάλι τα ροϊκά φαινόμενα που καταγράφηκαν κατά τις πειραματικές μετρήσεις. Πιο συγκεκριμένα, οι ισογραμμές αριθμού Mach, σε διάφορα ύψη των πτερυγίων, για διάφορα σημεία λειτουργίας που προκύπτουν από τις αναλύσεις, μπορούν να συγκριθούν άμεσα με τα αντίστοιχα που κατέγραψε η NASA πειραματικά και διαθέτει στην τεχνική της αναφορά.

Τέτοιες ισογραμμές από την NASA αντιστοιχούν για λειτουργία του συμπιεστή κοντά στο σημείο μέγιστης απόδοσης και αποκόλλησης. Η NASA επέλεξε τα ύψη 30%, 70% και 90% επί των πτερυγίων για τις καταγραφές αυτές. Έτσι, σε αυτό το σημείο, θα συγκριθούν οι ισοϋψείς καμπύλες που προκύπτουν σε αυτές τις συνθήκες από το CFD με τα αντίστοιχα της NASA, προκειμένου ο ποιοτικός σχολιασμός που θα ακολουθήσει να είναι πιο εμπειρισταωμένος.

##### 4.4.1: Αποτελέσματα στην κατάσταση λειτουργίας στον μέγιστο βαθμό απόδοσης (Peak Efficiency)

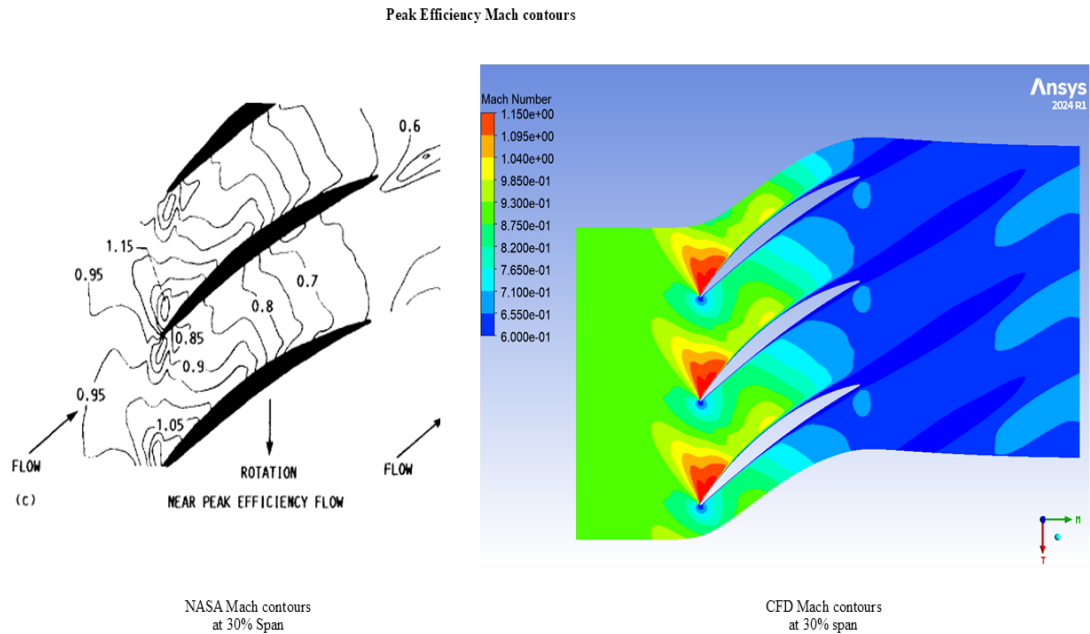
Η παρουσίαση των ποιοτικών αποτελεσμάτων θα ξεκινήσει με την λειτουργία του συμπιεστή στο σημείο μέγιστου βαθμού απόδοσης. Γενικά, σύμφωνα με το βιβλίο (Dixon & Hall, 2010), ένας αξονικός συμπιεστής βρίσκεται στο σημείο λειτουργίας μέγιστης απόδοσής του, όταν στην ακμή προσβολής των πτερυγίων σχηματίζεται ένα κρουστικό κύμα. Επομένως, η αναμενόμενη συμπεριφορά για όλα τα ύψη που πρόκειται να εξεταστούν εδώ, είναι να παρατηρηθεί ένα κρουστικό κύμα στην ακμή



προβολής, με την διαφοροποίηση μεταξύ των διάφορων υψομετρικών θέσεων να αναμένεται κυρίως ως προς την έντασή του.

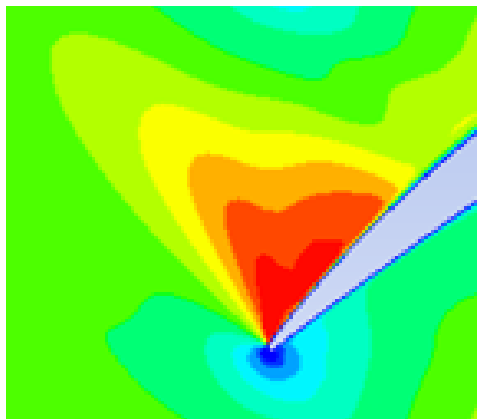
#### 4.4.1.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span

Για ύψος 30% του συνολικού span των πτερυγίων είναι:



Εικόνα 33 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

Πράγματι, οι αναλύσεις προβλέπουν τον σχηματισμό κρουστικού κύματος στην ακμή προσβολής των πτερυγίων, όπως φαίνεται στην δεξιά εικόνα. Το σχηματιζόμενο κρουστικό κύμα παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον, που φαίνεται στην παρακάτω εικόνα με μεγαλύτερη λεπτομέρεια:



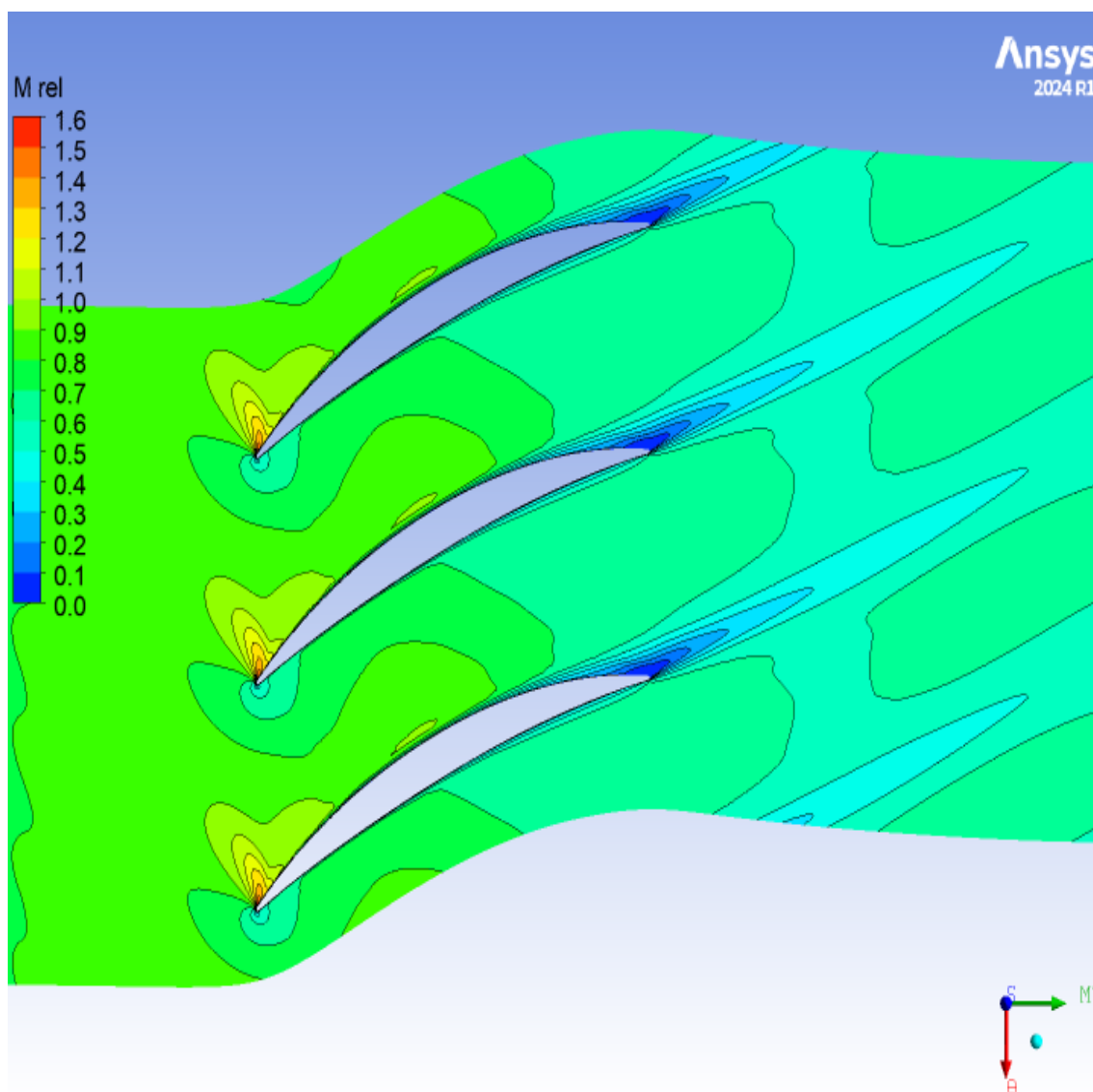
Εικόνα 34 Μεγέθυνση στην περιοχή κοντά στην ακμή προσβολής του πτερυγίου

Όπως φαίνεται πάνω στην επιφάνεια του πτερυγίου σχηματίζεται ένα κύτταρο υψηλού αριθμού Mach, κοντά στο 1.15. Αυτό αποτελεί τον πυρήνα του κύματος. Μακρύτερα αυτού ο αριθμός Mach σταδιακά μειώνεται, δημιουργώντας περιοχές με τιμές περίπου, 1.05 – 1.09, φτάνοντας και σε χαμηλότερες – υποηχητικές τιμές, στην περιοχή του 0.9.

Η συμπεριφορά αυτή επιβεβαιώνεται με τα πειραματικά αποτελέσματα της NASA. Όπως φαίνεται οι πειραματικές μετρήσεις πιάνουν τον πυρήνα του κύματος, όπου ο αριθμός Mach φτάνει την τιμή 1.15. Έπειτα, οι περιοχές που περιεγράφηκαν προηγουμένως συναντώνται και στο πείραμα, με αριθμούς Mach από 1.05 φτάνοντας μέχρι 0.95.

Ενδιαφέρον, όμως, παρουσιάζει και η ροή στην πλευρά πίεσης των πτερυγίων. Στην περιοχή αυτή οι αναλύσεις προβλέπουν τον σχηματισμό μίας περιοχής χαμηλότερων τιμών αριθμού Mach, στο εύρος περίπου 0.6 με 0.7. Τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα επιβεβαιώνουν την ύπαρξη χαμηλότερων τιμών αριθμού Mach σε εκείνο το σημείο, ωστόσο οι πειραματικές τιμές αριθμού Mach είναι υψηλότερες, στο εύρος 0.85 – 0.9.

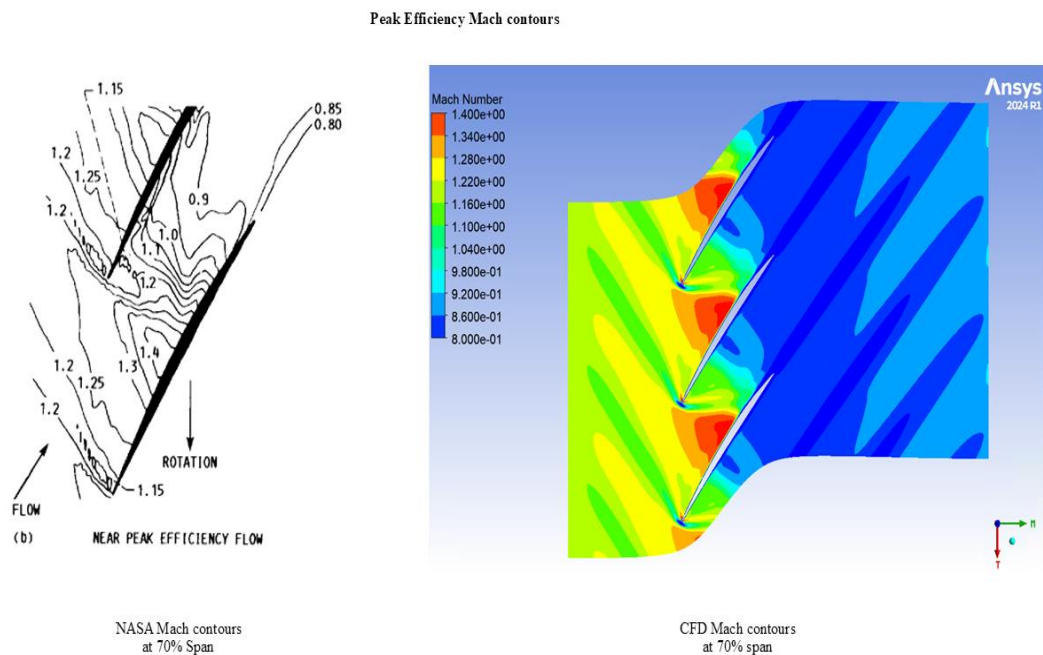
Παρόμοιες συμπεριφορές παρατηρούνται και σε χαμηλότερο ύψος, στο 20% του πτερυγίου, όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 35 Ισογραμμές ανάλυσης Case 5

#### 4.4.1.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span

Ανεβαίνοντας σε μεγαλύτερο ύψος επί των πτερυγίων, στο 70% του συνολικού τους ύψους προκύπτει:

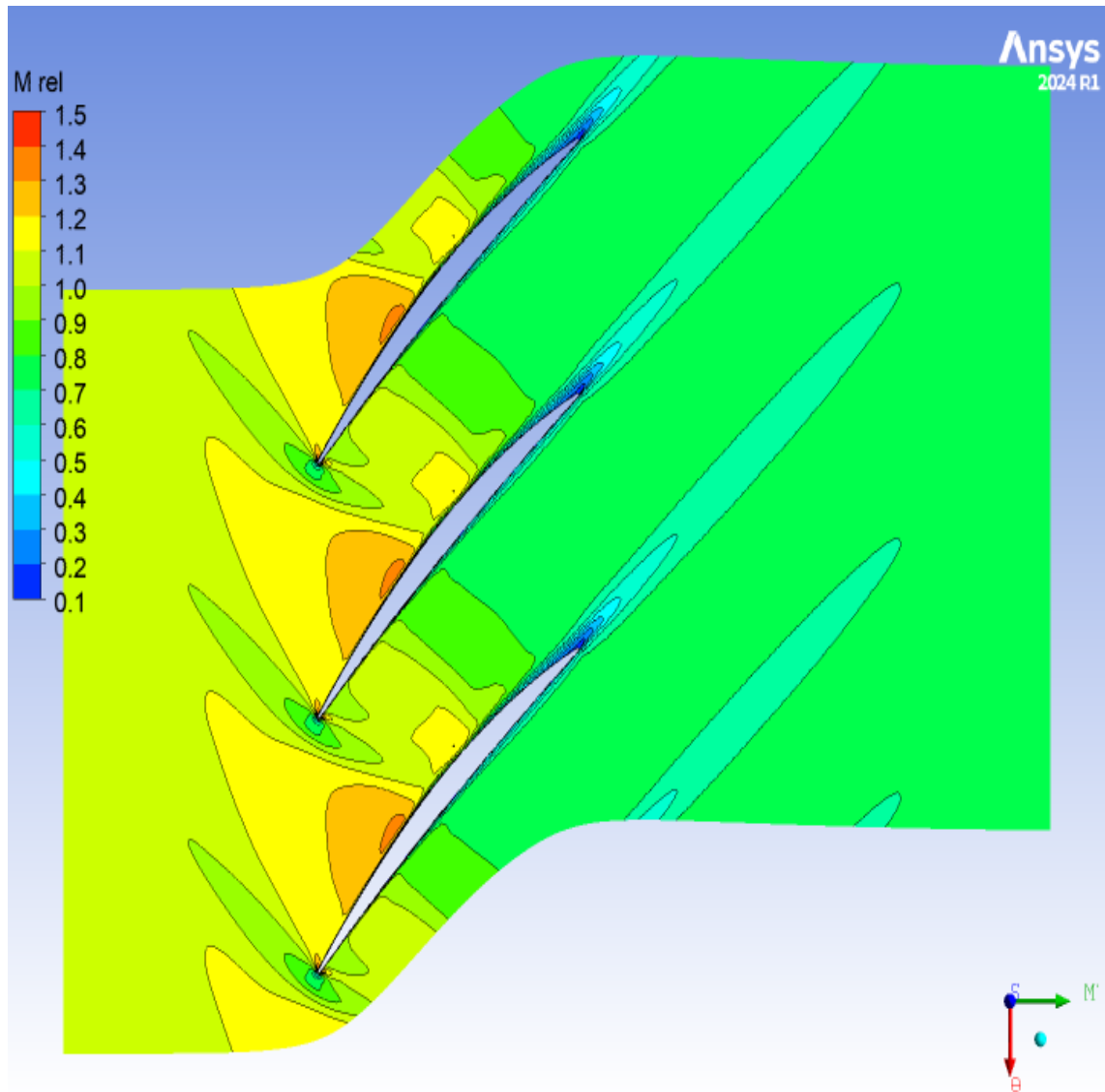


Εικόνα 36 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

Πάλι δημιουργείται ένα κρουστικό κύμα στην ακμή προσβολής, ωστόσο σε αυτό το ύψος εμφανίζει μία κλίση προς τα πίσω. Επίσης φαίνεται να επηρεάζει μεγαλύτερη περιοχή, καλύπτοντας και γειτονικά πτερύγια, με τον πυρήνα υψηλού αριθμού Mach να εντοπίζεται πιο πίσω, επάνω στο πτερύγιο από ότι προηγουμένως. Στον πυρήνα αυτό οι αναλύσεις προβλέπουν τιμές αριθμού Mach στο εύρος, 1.4 – 1.28. Αυτό που παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον και μια μεγάλη διαφοροποίηση με τη προηγούμενη περίπτωση του 30%, είναι πως τώρα το κρουστικό κύμα επηρεάζει μεγαλύτερη σε ύψος περιοχή, φτάνοντας μέχρι τα άλλα πτερύγια. Η ροή ανάντη των πτερυγίων είναι υπερηχητική σχεδόν εξ ολοκλήρου, επιστρέφοντας σε υποηχητικές τιμές στο μέσο της πλευράς πίεσης του πτερυγίου. Η εκτεταμένη αυτή διαταραχή που προκαλεί τώρα το κύμα, δημιουργεί μία περιοχή με αριθμό Mach γύρω στο 1.2.

Τα παραπάνω φαίνονται να συμφωνούν με τα αντίστοιχα αποτελέσματα της NASA, όπως αυτά φαίνονται στην παραπάνω εικόνα. Τα πειράματα έδειξαν τον σχηματισμό του πυρήνα με αριθμό Mach περίπου 1.4, ενώ προς την ακμή προσβολής ο αριθμός Mach μειώνεται από 1.3 σε 1.2 στην ακμή προσβολής. Η περιοχή με αριθμούς 1.2 – 1.25, καλύπτει όλη την είσοδο του περάσματος ανάμεσα στα πτερύγια, φτάνοντας μάλιστα μέχρι και το γειτονικό πτερύγιο.

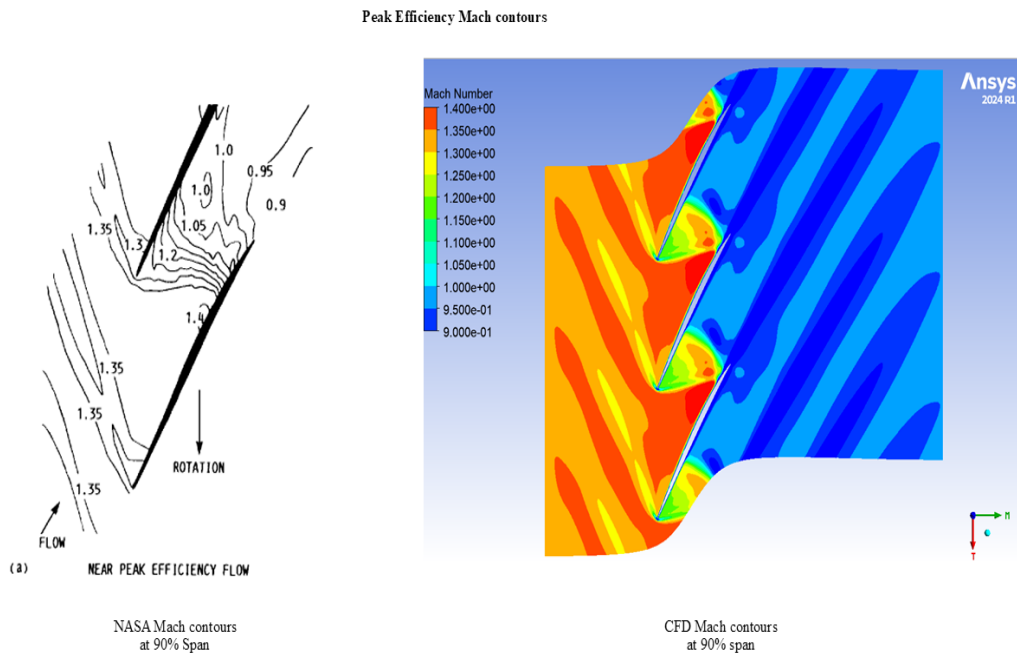
Παρόμοια συμπεριφορά παρατηρείται και σε ύψος 50%, όπως φαίνεται παρακάτω:



Εικόνα 37 Ισογραμμές ανάλυσης Case 5

#### 4.4.1.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span

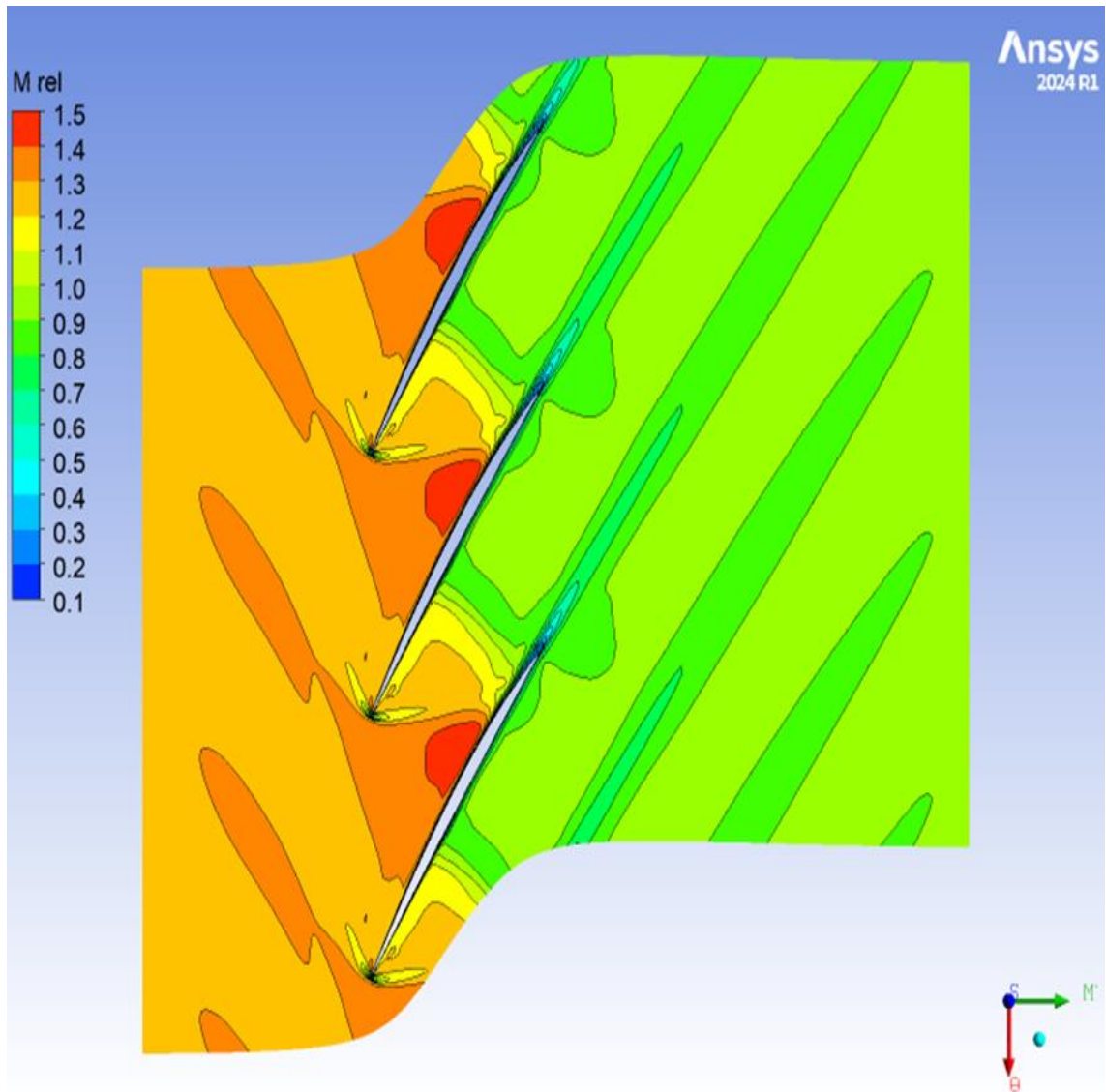
Τέλος, πλησιάζοντας πλέον την άκρη του πτερυγίου, σε ύψος 90%, το ροϊκό πεδίο είναι το εξής:



Εικόνα 38 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

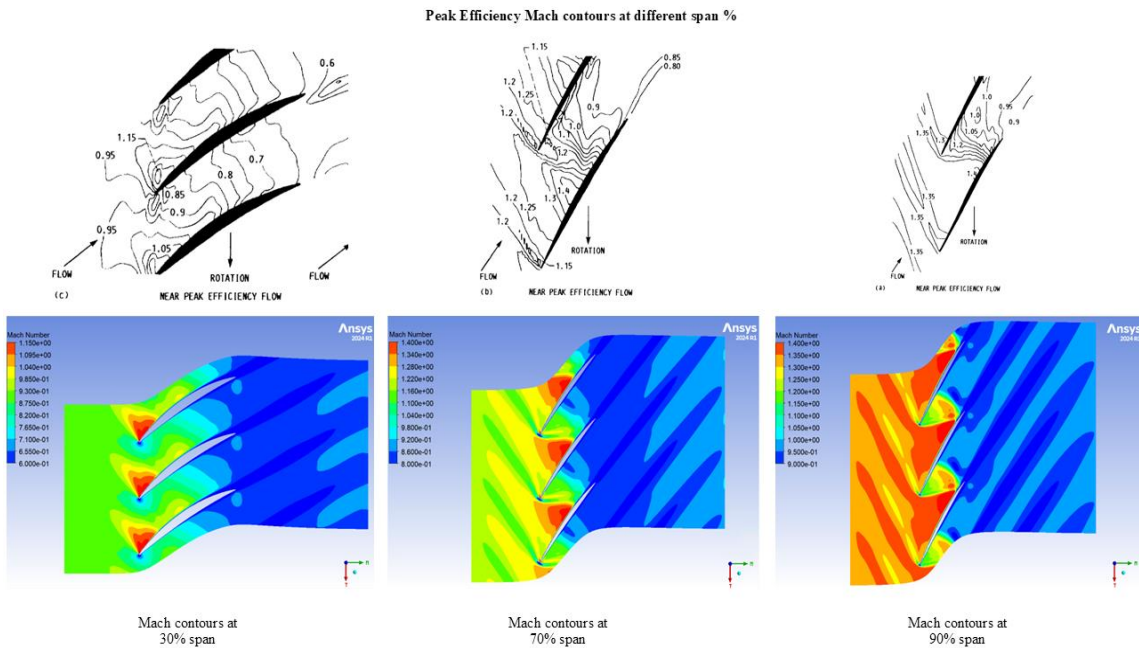
Φτάνοντας πλέον στο ύψος 90% του ύψους των πτερυγίων, η ροή είναι υπερηχητική ανάντι των πτερυγίων, με τον αριθμό Mach να βρίσκεται κοντά στο 1.3. Σχηματίζεται και εδώ ένα ισχυρό κρουστικό κύμα στην ακμή προσβολής. Εντός του κρουστικού κύματος ο αριθμός Mach ξεκινά από μία μέγιστη τιμή 1.4 στον πυρήνα. Η περιοχή αυτή φαίνεται να καταλαμβάνει το μεγαλύτερο μέρος της πλευράς αναρρόφησης του πτερυγίου, με το κρουστικό κύμα να επηρεάζει και τα γύρω πτερύγια. Κοντά στην ακμή εκφυγής, στην πλευρά αναρρόφησης, κατάντι του κύριου κρουστικού κύματος, ο αριθμός Mach μειώνεται από 1.35 σε 1.1 και στην συνέχεια πέφτει σε υποηχητικές τιμές.

Τα φαινόμενα αυτά επιβεβαιώνονται και στις πειραματικές μετρήσεις, με το κύριο κρουστικό κύμα στην ακμή προσβολής να έχει αριθμό Mach, 1.35, φτάνοντας μέχρι και 1.4 στον πυρήνα. Στην πλευρά πίεσης του πτερυγίου κοντά στην ακμή προσβολής ο αριθμός Mach ξεκινά από 1.35 και βαίνει μειούμενος μέχρι την τιμή 1, κοντά στην ακμή εκφυγής της πλευράς πίεσης του πτερυγίου. Παρόμοια συμπεριφορά παρατηρείται και στις αναλύσεις. Στο χαμηλότερο ύψος, 80% του συνολικού ύψους του πτερυγίου, η ροή μοιάζει αρκετά με την περίπτωση που παρουσιάστηκε, όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 39 Ισοϋψείς αριθμού Mach ανάλυσης Case 5

## 4.4.1.4: Σύγκριση αποτελεσμάτων στα διάφορα ύψη



Εικόνα 40 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

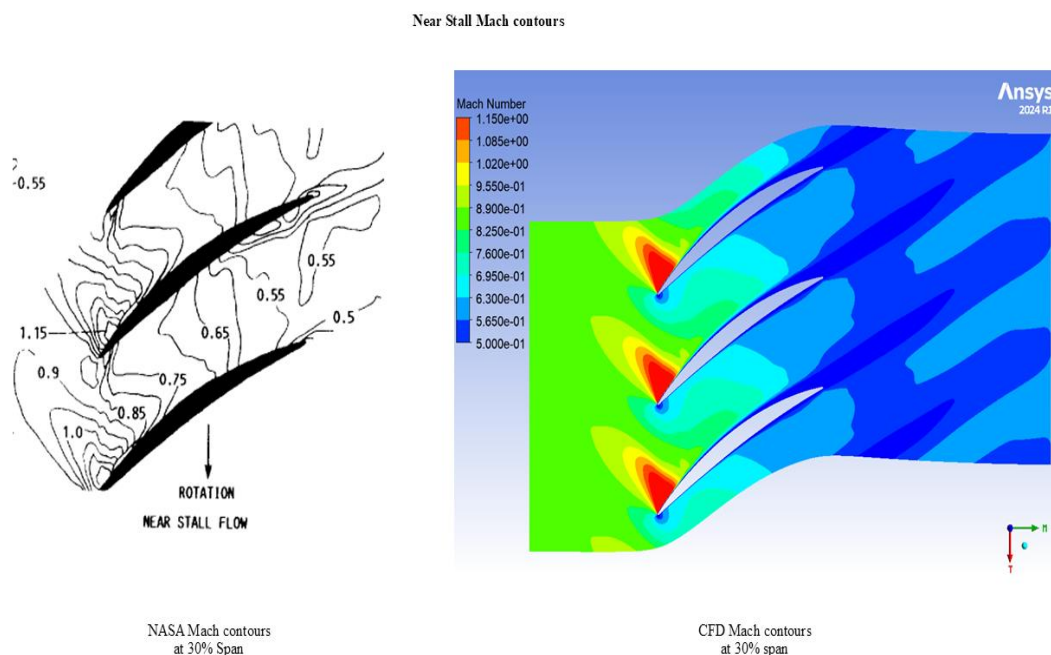
Όπως αναμενόταν βάσει της βιβλιογραφίας, η ταχύτητα της ροής αυξάνεται σε υψηλότερες ακτινικές θέσεις. Μάλιστα, η ροή προσέρχεται υπερηχητικά στα πτερύγια στις υψηλές ακτινικές θέσεις. Όπως σημειώθηκε στην εισαγωγή, η συμπεριφορά αυτή είναι συνηθισμένη στους σύγχρονους διηχητικούς συμπιεστές σαν τον δρομέα NASA R67 που εξετάζεται εδώ.

Σε όλες τις θέσεις σχηματίζεται ένα ισχυρό κρουστικό κύμα στην ακμή προσβολής, ωστόσο σε μεγαλύτερα ύψη παρατηρείται μία μετατόπιση του πυρήνα υψηλών αριθμών Mach προς την ακμή εκφυγής των πτερυγίων. Γενικότερα, το κύμα ενισχύεται στα υψηλότερα ακτινικά ύψη, καταλήγοντας να επηρεάζει τα γειτονικά πτερύγια.

## 4.4.2: Αποτελέσματα στην κατάσταση λειτουργίας κοντά στο σημείο αποκόλλησης (Near Stall)

### 4.4.2.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span

Η δεύτερη κατάσταση λειτουργίας του συμπιεστή για την οποία υπάρχουν καταγραφές από την NASA, είναι η περιοχή κοντά στο σημείο αποκόλλησης. Έτσι, όπως και για το προηγούμενο σημείο λειτουργίας, θα παρουσιαστούν διαδοχικά οι ισοϋψείς του αριθμού Mach, για τα ίδια ύψη με πριν. Ξεκινώντας με το 30% είναι:



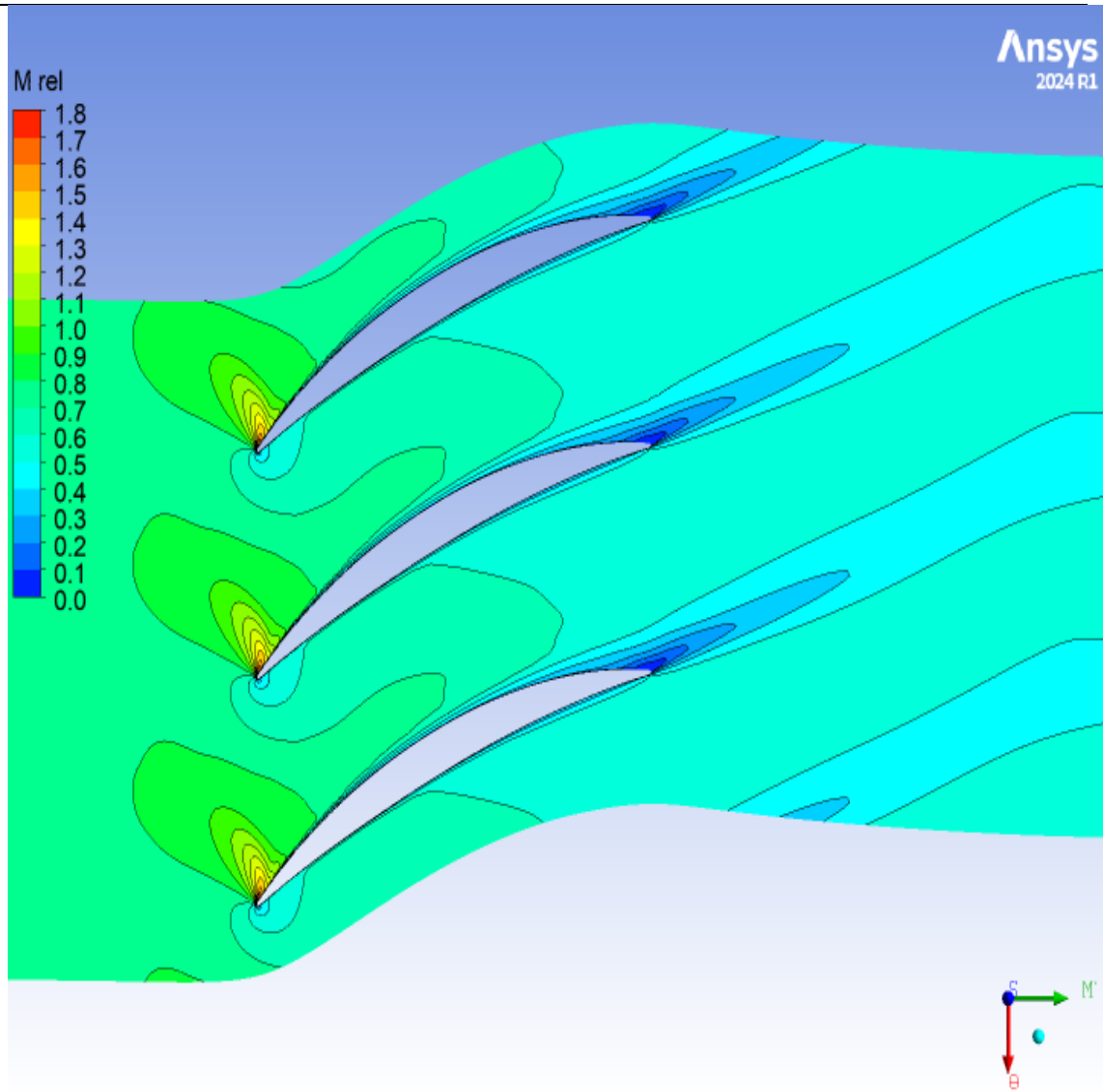
Εικόνα 41 Σύγκριση ισογραμμής ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

Σε αυτό το ύψος η ροή ανάντι των πτερυγίων είναι υποηχητική, με ένα ισχυρό κρουστικό κύμα να δημιουργείται στην ακμή προσβολής του πτερυγίου, επάνω στην πλευρά αναρρόφησης. Εκεί, ο αριθμός Mach, σύμφωνα με τις αναλύσεις, φτάνει και την τιμή 1.15, ενώ πιο μακριά από τον πυρήνα του κύματος μειώνεται σταδιακά μέχρι και στην τιμή 0.95 περίπου. Η όλη διαταραχή που προξενείται από τον σχηματισμό του κύματος φαίνεται να είναι ελαφρώς μετατοπισμένη προς την ακμή προσβολής σε σχέση με την περίπτωση λειτουργίας του συμπιεστή κοντά στην μέγιστη απόδοση, που σχολιάστηκε προηγουμένως. Στην πλευρά πίεσης, οι αριθμοί Mach, όπως προβλέπει το CFD, είναι χαμηλότεροι, με την ροή να παραμένει υποηχητική κατά μήκος της επιφάνειας του πτερυγίου.

Η συμπεριφορά αυτή, την οποία προβλέπει η ανάλυση, συμφωνεί με εκείνη των πειραματικών μετρήσεων. Οι ισογραμμές της NASA δείχνουν τον σχηματισμό του ισχυρού κύματος στο σημείο όπου προβλέπει και το CFD, ενώ υπάρχει συμφωνία τόσο στην ένταση όσο και το σχήμα – δομή του. Το ίδιο ισχύει για την ροή σε όλο το μήκος του πτερυγίου, τόσο στην πλευρά πίεσης όσο και αναρρόφησης.

Παρόμοια συμπεριφορά παρατηρείται και σε χαμηλότερο ύψος, παρακάτω φαίνεται η περίπτωση του 20%:

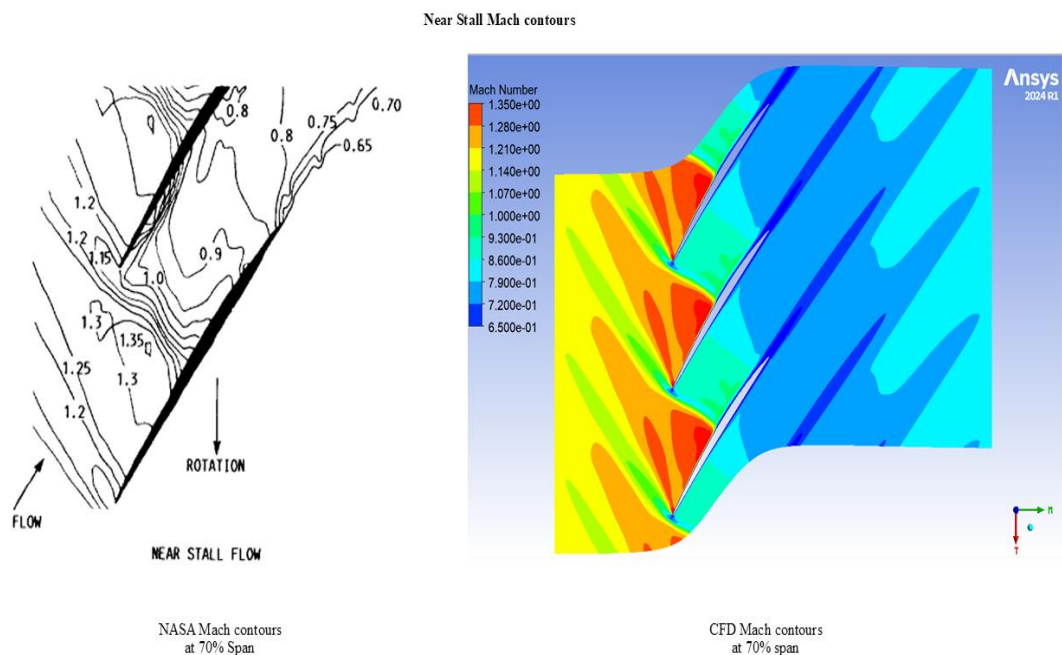




Εικόνα 42 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5

#### 4.4.2.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span

Συνεχίζοντας σε μεγαλύτερο ύψος, στο 70%, ισχύει:

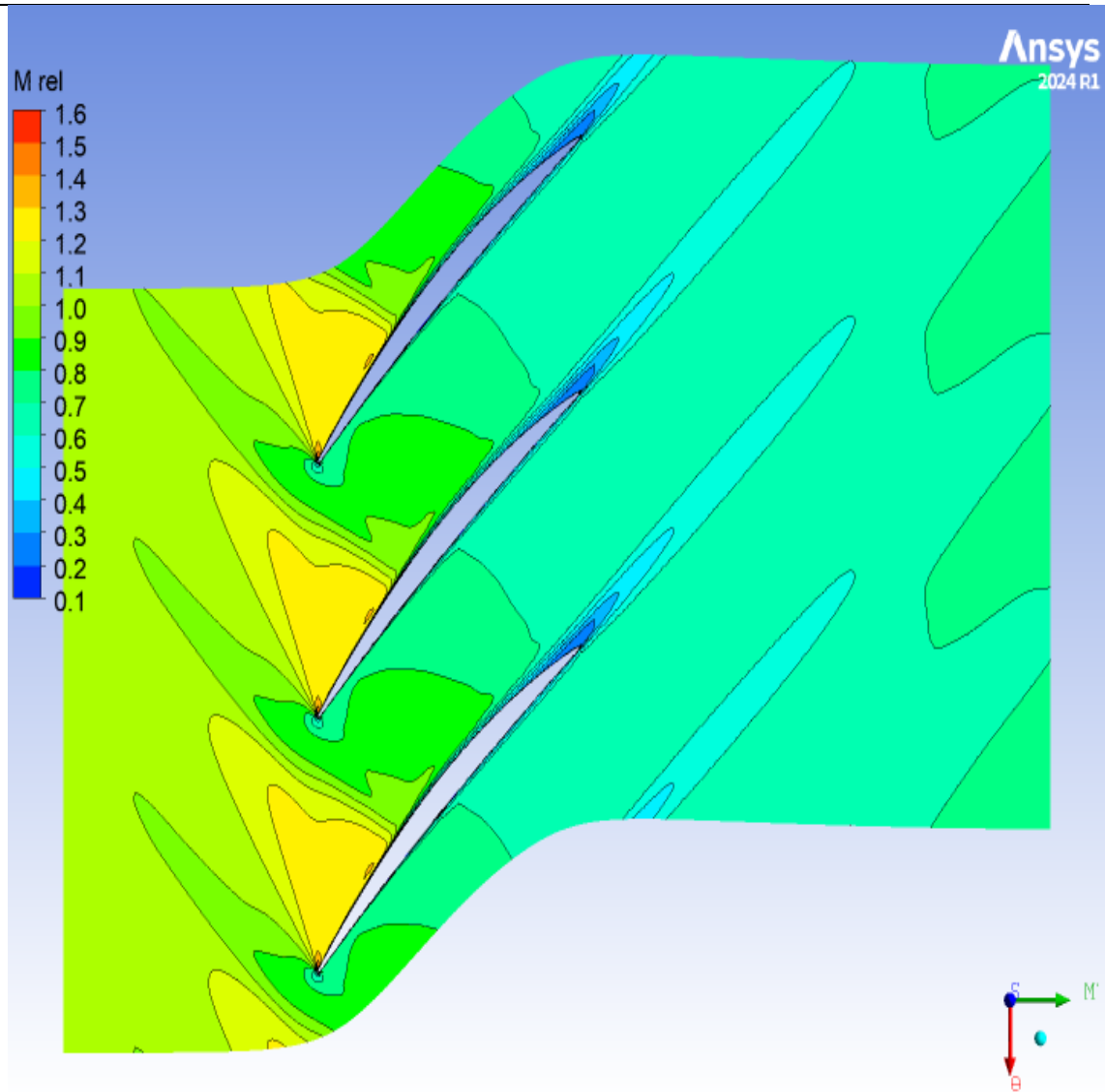


Εικόνα 43 Σύγκριση ισογραμμών ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

Εδώ το κύριο κρουστικό κύμα σχηματίζεται πάλι στην ακμή προσβολής των πτερυγίων, με τον αριθμό Mach στο εσωτερικό του να κυμαίνεται μεταξύ 1.21 – 1.35. Επίσης, η περιοχή επιρροής του κύματος επεκτείνεται και στα γειτονικά πτερύγια, με την ροή ανάντι των πτερυγίων να είναι, ως επί των πλείστων, υπερηχητική. Κατάντι του κρουστικού κύματος η ροή μεταβαίνει γρήγορα σε υποηχητικές συνθήκες, με τον αριθμό Mach να πέφτει στο 0.9 – 0.7. Αυτά αφορούν την πλευρά αναρρόφησης των πτερυγίων, αφού στην πλευρά πίεσης η ροή φτάνει οριακά ηχητικές τιμές, αλληλοεπιδρώντας με το κρουστικό κύμα του προηγούμενου πτερυγίου, μεταβαίνοντας σύντομα σε υποηχητικές τιμές.

Η παραπάνω συμπεριφορά, την οποία προβλέπει η ανάλυση, επιβεβαιώνεται από τα πειραματικά δεδομένα, όπως φαίνεται από τις σχετικές ισογραμμές της NASA. Συγκεκριμένα, οι πειραματικές μετρήσεις καταγράφουν αριθμούς Mach 1.3 - 1.35 εντός του κύριου κρουστικού κύματος στην ακμή προσβολής των πτερυγίων. Στο εμπρόσθιο μέρος του κύματος αυτού σημειώνεται μία περιοχή υπερηχητικής ροής, με αριθμούς Mach 1.2 – 1.25. Μάλιστα η διαταραχή αυτή είναι εκείνη που επηρεάζει τα γειτονικά πτερύγια, όπως καταγράφηκε και από το CFD. Εν γένει, η ροή και στις πειραματικές μετρήσεις, προσέρχεται στα πτερύγια υπερηχητικά, μεταβαίνοντας σε υποηχητικές συνθήκες, γρήγορα, ανάντι του κύριου κρουστικού κύματος.

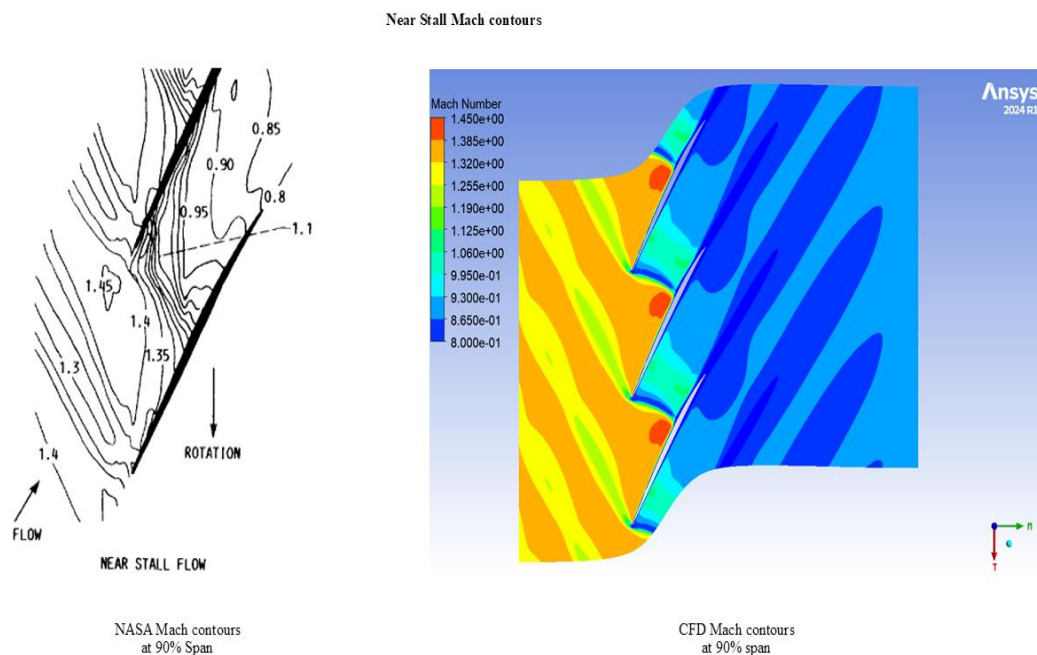
Σε χαμηλότερο ύψος, στο 50%, παρατηρείται παρόμοια συμπεριφορά, όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 44 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5

#### 4.4.2.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span

Τέλος, στο μεγαλύτερο ύψος για το οποίο υπάρχουν διαθέσιμα πειραματικά δεδομένα, όπως και στο προηγούμενο σημείο λειτουργίας που εξετάστηκε, είναι το 90%. Εκεί ισχύει:



Εικόνα 45 Σύγκριση ισογραμμών ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

Σε αυτό το ύψος, το προβλεπόμενο από την ανάλυση κύριο κρουστικό κύμα δημιουργείται στην ακμή προσβολής του πτερυγίου, ωστόσο επεκτείνεται αρκετά, καταλαμβάνοντας μεγάλο τμήμα της επιφάνειας αναρρόφησης. Η διαταραχή που προκαλεί φαίνεται να περικλείει πλήρως την προσερχόμενη στα γειτονικά πτερύγια ροή, με αποτέλεσμα να δημιουργούνται μικρές ζώνες χαμηλότερων αριθμών Mach ανάντι των κύριων κρουστικών κυμάτων. Δηλαδή, εξετάζοντας την περίπτωση ενός πτερυγίου, ο αέρας φτάνει στην ακμή προσβολής του αφού έχει διέλθει από την περιοχή επιρροής του κρουστικού κύματος του γειτονικού του πτερυγίου. Έτσι, εν τέλει, το υπό συζήτηση πτερύγιο δέχεται τον αέρα με αριθμό Mach κοντά στην ηχητική.

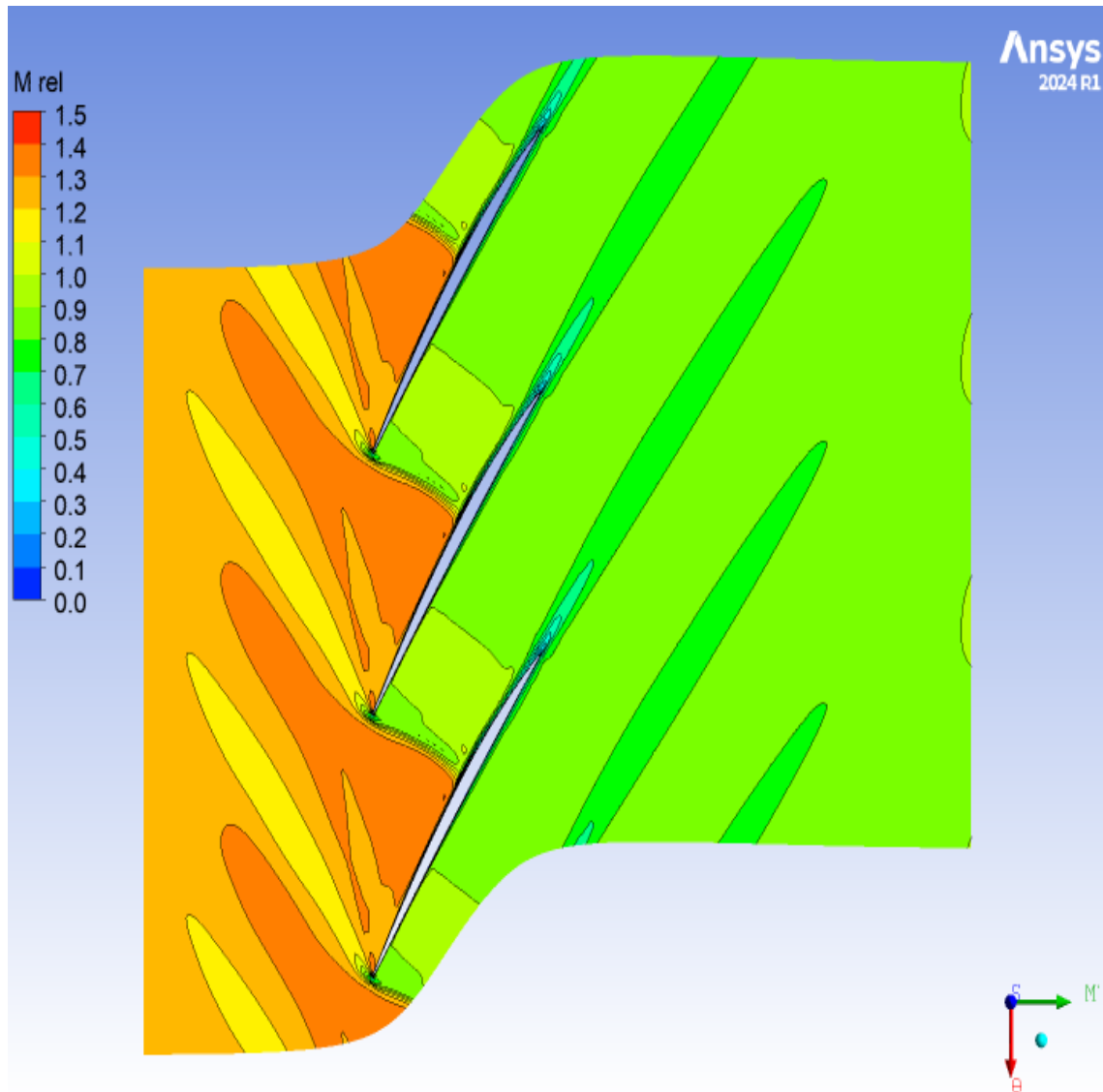
Εντός του κύριου κρουστικού κύματος, σύμφωνα με τα αποτελέσματα του CFD, η ροή φτάνει σε αριθμούς Mach, 1.3 – 1.45. Κατάντη του κύματος αυτού, πάνω στην πλευρά αναρρόφησης του πτερυγίου, η ροή μεταβαίνει σε υποηχητικές συνθήκες και αριθμούς Mach, περίπου 0.8, απότομα. Έπειτα, φαίνεται να πλησιάζει εκ νέου ηχητικές ταχύτητες μέχρι να μεταβεί πάλι, οριστικά πλέον, σε υποηχητικές συνθήκες κοντά στην ακμή εκφυγής του πτερυγίου. Η απότομη μετάβαση σε υποηχητικές συνθήκες στην πλευρά αναρρόφησης του πτερυγίου φαίνεται να συμπίπτει με την θέση της ακμής προσβολής του γειτονικού πτερυγίου, κάτι το οποίο καταδεικνύει την υψηλή αλληλεπίδραση των πτερυγίων σε αυτή την κατάσταση λειτουργίας.

Η συμπεριφορά που προβλέπουν οι αναλύσεις δεν δείχνει να διαφέρει σημαντικά από εκείνη που καταγράφηκε στις πειραματικές μετρήσεις. Η ύπαρξη του ισχυρού κρουστικού κύματος στην ακμή προσβολής επιβεβαιώνεται τόσο ως προς την ένταση, όσο και ως προς το μέγεθός του. Ωστόσο, μία διαφοροποίηση που πρέπει να καταγραφεί είναι το γεγονός, ότι στις πειραματικές μετρήσεις το κύτταρο υψηλού αριθμού Mach, 1.45, εντός του κύριου κρουστικού κύματος προκύπτει σε μία θέση πιο μακριά από την επιφάνεια του πτερυγίου, καθώς βρίσκεται κοντά στην ακμή προσβολής του γειτονικού πτερυγίου. Με άλλα λόγια, οι αναλύσεις προβλέπουν το εν λόγω κύτταρο να βρίσκεται επάνω στην επιφάνεια αναρρόφησης των πτερυγίων, κάτι το οποίο δεν ισχύει στα πειραματικά δεδομένα.

Σημειώνεται πως υπάρχει καλή συμφωνία μεταξύ αναλύσεων και πειραματικών μετρήσεων, ως προς την απότομη μετάβαση της ροής σε υποηχητικές συνθήκες, κατάντη του κύριου κρουστικού κύματος. Επίσης, οι πειραματικές μετρήσεις επιβεβαιώνουν το πεδίο ροής κοντά στην ηχητική ταχύτητα

που προβλέπουν οι αναλύσεις για την περιοχή αναρρόφησης κατάντη του κρουστικού κύματος και κοντά στην ακμή εκφυγής.

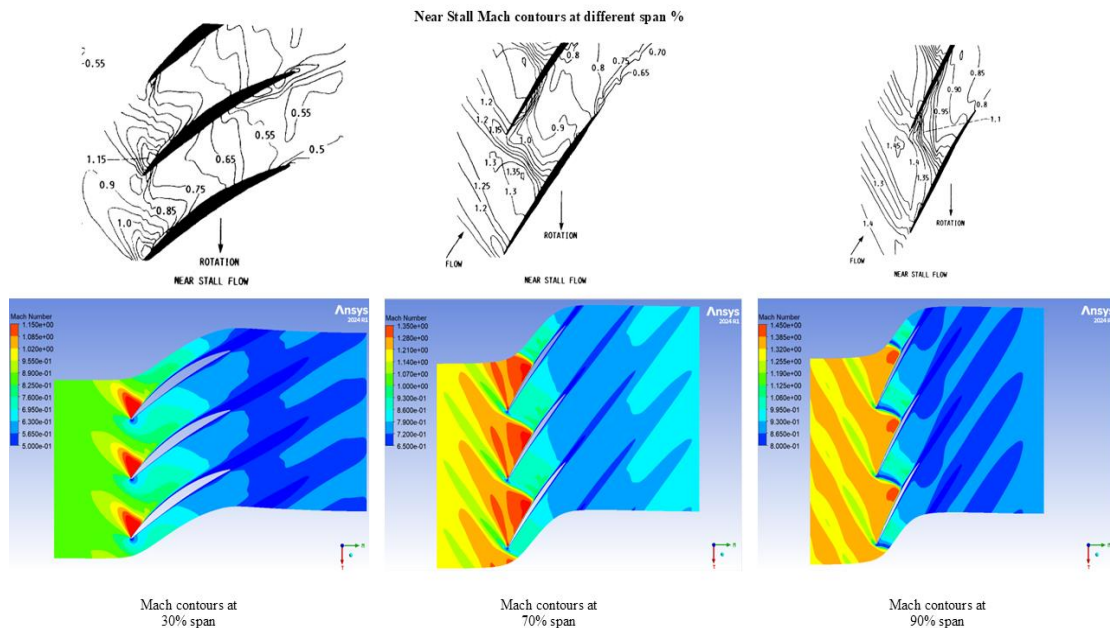
Παρόμοια συμπεριφορά παρατηρείται και στο ύψος 80%, όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 46 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5

#### 4.4.2.4: Σύγκριση αποτελεσμάτων σε διάφορα ύψη του πτερυγίου

Παριστάνοντας τα αποτελέσματα που παρουσιάστηκαν για τα διάφορα ύψη συγκεντρωτικά, διευκολύνεται ο σχολιασμός των ακτινικών διαφοροποιήσεων της ροής στην λειτουργία κοντά στο σημείο αποκόλλησης.



Εικόνα 47 Σύγκριση ισογραμμών ανάλυσης Case 5 με τα αντίστοιχα της NASA (Strazisar, et al., 1989)

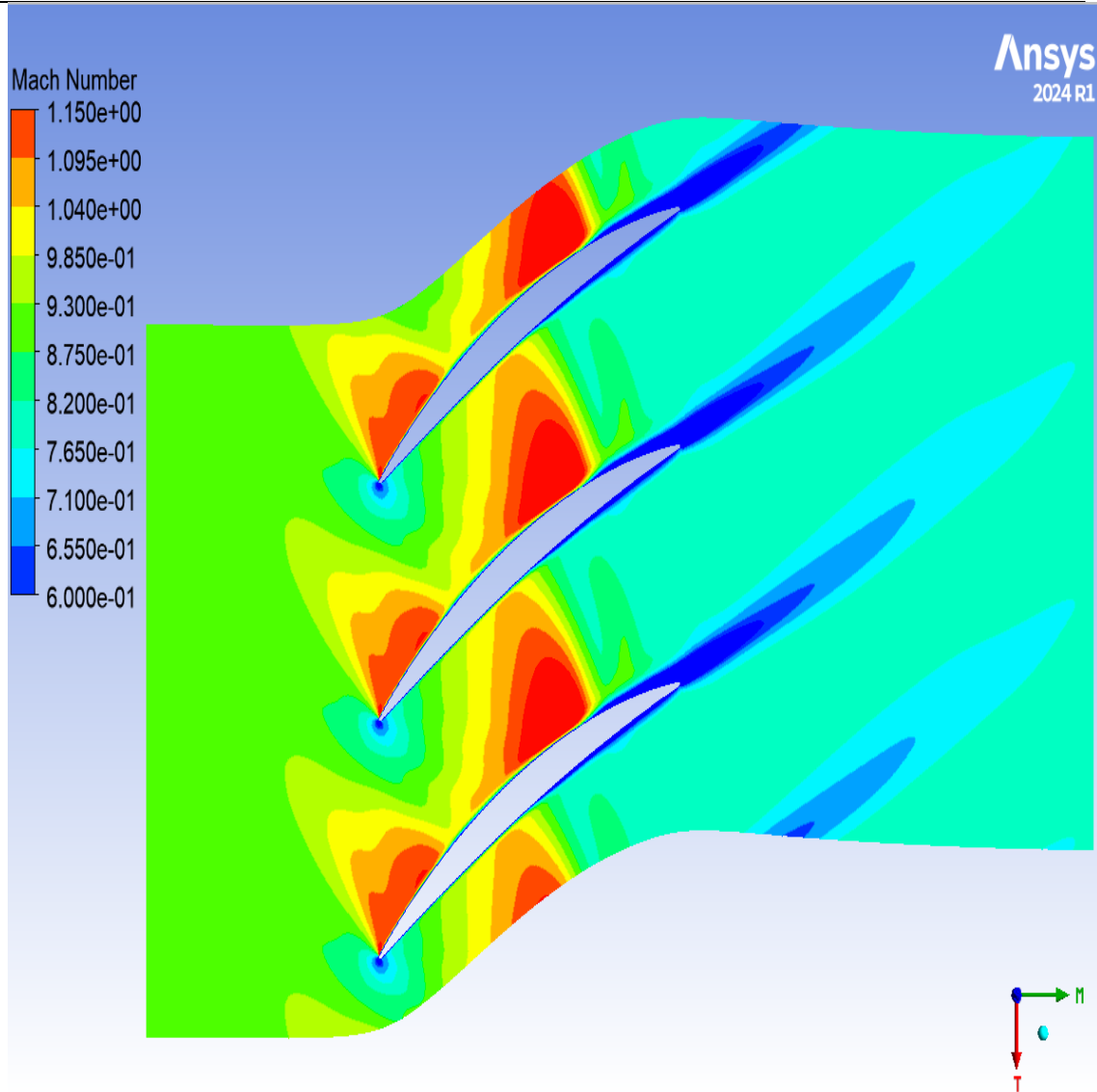
Συγκρίνοντας τις τρεις περιπτώσεις μπορεί κανείς εύκολα να παρατηρήσει πως η κύρια διαφοροποίηση αφορά την ταχύτητα της ροής. Δηλαδή σε μεγαλύτερα ακτινικά ύψη η ροή εμφανίζει υψηλότερη ταχύτητα ξεπερνώντας την ηχητική ανάντη των πτερυγίων. Σε όλες τις θέσεις που εξετάστηκαν παρατηρήθηκε η δημιουργία ισχυρού κρουστικού κύματος στην ακμή προσβολής, το οποίο σε μεγαλύτερα ακτινικά ύψη αυξάνεται σε ένταση. Η διαφορά είναι εμφανής μεταξύ της θέσης στο 30% και το 70%, αφού στη δεύτερη περίπτωση το κύμα εμφανίζεται εμφανώς ενισχυμένο τόσο ως προς την ένταση όσο και το μέγεθός του. Η τάση αυτή κορυφώνεται στο ύψος 90% όπου πλέον το κύμα περικλείει τα γύρω πτερύγια, όντας σημαντικά ενισχυμένο, με την ταχύτητα της ροής να ξεπερνά αρκετά την ηχητική, φτάνοντας μέχρι και την τιμή, 1.45.

#### 4.4.3: Αποτελέσματα στην κατάσταση λειτουργίας στραγγαλισμού τη ροής (Choke)

Ένα ακόμα σημείο λειτουργίας του συμπιεστή το οποίο παρουσιάζει ενδιαφέρον, παρόλο που δεν υπάρχουν αντίστοιχες ισογραμμές από τις πειραματικές μετρήσεις της NASA, είναι η λειτουργία κοντά στον στραγγαλισμό. Σε εκείνο το σημείο μέσω του συμπιεστή ρέει η μέγιστη παροχή μάζας που αυτός μπορεί να υποστηρίξει, ωστόσο ο συμπιεστής εκεί υπολειτουργεί, με τον λόγο πιέσεων και την απόδοση να είναι πολύ μειωμένες. Παρόλα αυτά η ροή μέσω του στραγγαλισμένου συμπιεστή παρουσιάζει ενδιαφέροντα φαινόμενα, τα οποία θα παρουσιαστούν σε αυτή την υποενότητα.

##### 4.4.3.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span

Ακολουθώντας τις συμβάσεις των δύο προηγούμενων σημείων λειτουργίας που παρουσιάστηκαν, ο σχολιασμός θα ξεκινήσει από το ακτινικό ύψος 30%, στο οποίο ισχύει:

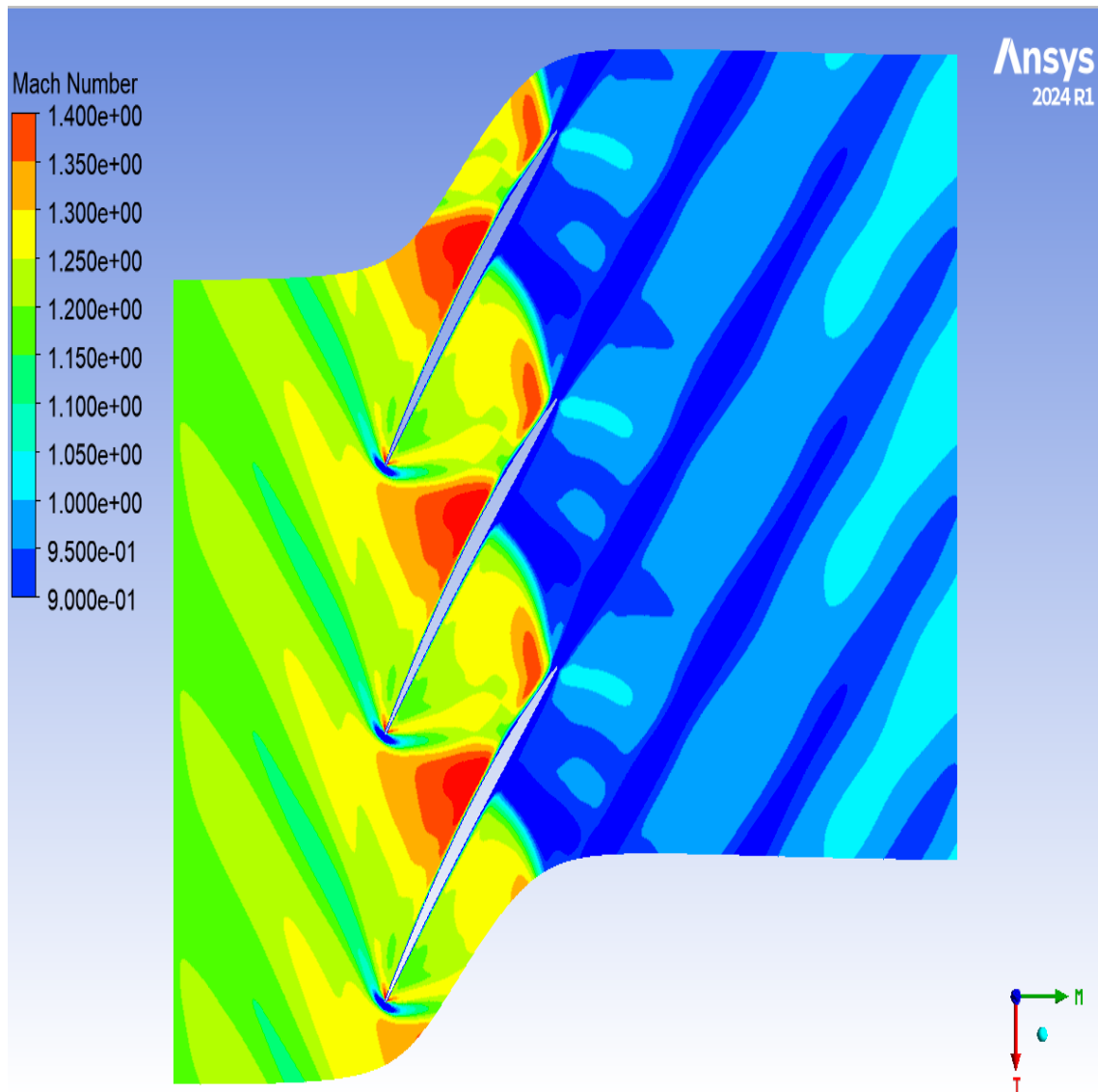


Εικόνα 48 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5

Εδώ σημειώνεται μία ενδιαφέρουσα διαφορά, σε σύγκριση με τα προηγούμενα σημεία λειτουργίας, εκτός από το ισχυρό κρουστικό κύμα στην ακμή προσβολής, σε αυτή την περίπτωση παρατηρείται και η δημιουργία ενός δεύτερου κύματος κατάντι αυτού. Επίσης η ροή ανάντι των πτερυγίων, σε αυτό το ύψος, είναι υποηχητική, με τιμές Mach περίπου 0.8. Όμως σε αντίθεση με τα προηγούμενα σημεία λειτουργίας, όπως φαίνεται, κατάντι των πτερυγίων η ροή παραμένει σε υποηχητικούς μεν, αλλά υψηλούς δε, αριθμούς Mach, περίπου 0.75. Επομένως θα μπορούσε κάποιος να συμπεράνει πως η διατήρηση της υψηλής ταχύτητας ροής, κατάντι των πτερυγίων ενδεχομένως να συνδέεται με την αδυναμία του συμπιεστή να αυξήσει την πίεση του αέρα αποτελεσματικά, σε συνθήκες λειτουργίας στραγγαλισμού.

#### 4.4.3.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span

Συνεχίζοντας στο ακτινικό ύψος 70%, είναι:



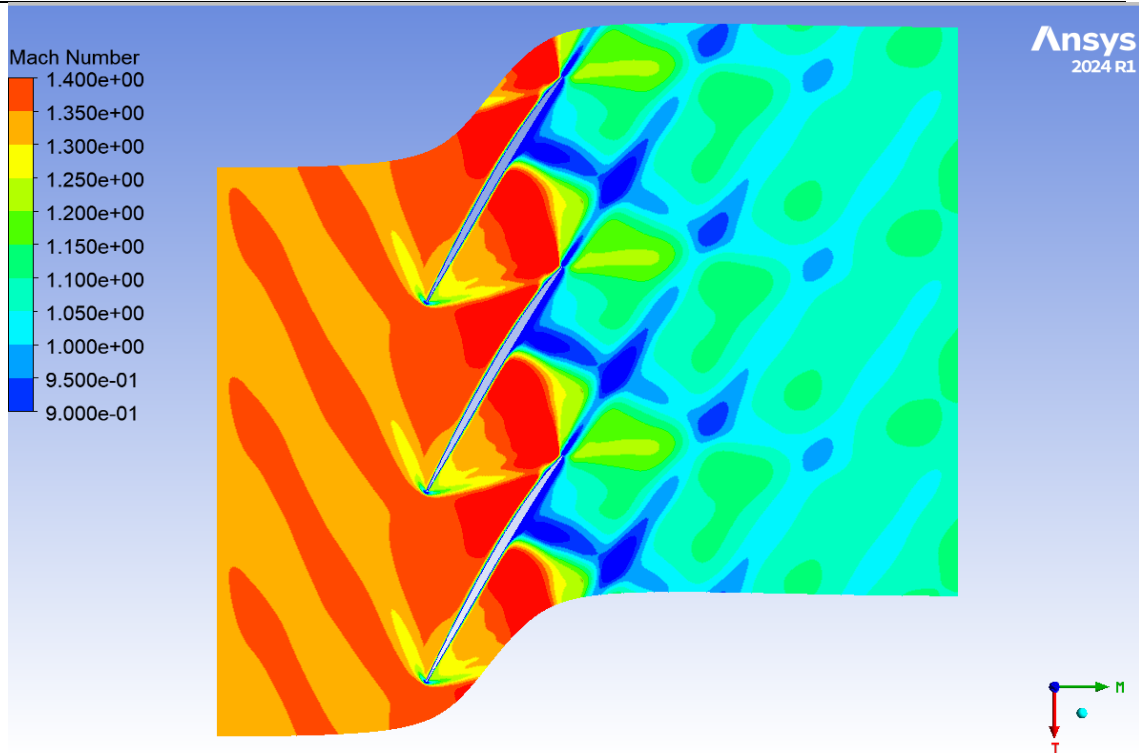
Εικόνα 49 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5

Σε αυτό το ύψος επαναλαμβάνεται η συμπεριφορά που παρατηρήθηκε στο 30%, με την δημιουργία δεύτερου, μικρότερου, κρουστικού κύματος, κατάντι του κύριου κοντά στην ακμή εκφυγής. Γενικότερα το κρουστικό κύμα που δημιουργείται φαίνεται να είναι μετατοπισμένο προς την ακμή εκφυγής σε σχέση με τα προηγούμενα σημεία λειτουργίας. Σε αυτό το ύψος, καθώς η ταχύτητα ροής είναι εν γένει μεγαλύτερη, η ροή κατάντι των πτερυγίων παραμένει υψηλή, φτάνοντας και την ηχητική σε κάποιες περιοχές του απόρρου.

#### 4.4.3.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span

Τέλος το μεγαλύτερο ύψος που εξετάστηκε είναι στο 90%, όπου:





Εικόνα 50 Ισογραμμές αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5

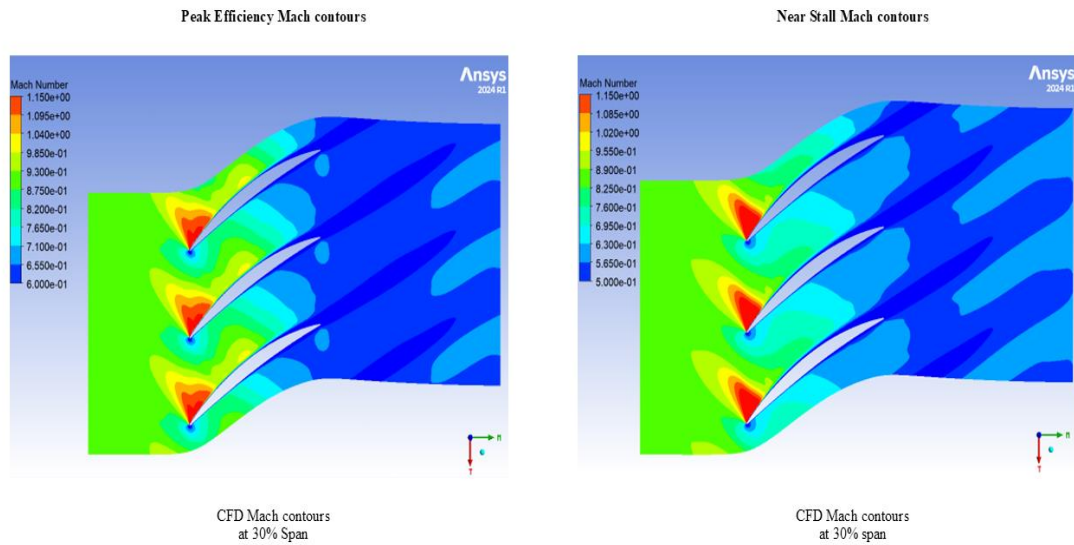
Στο ύψος αυτό, όπως καταγράφηκε και προηγουμένως, η ταχύτητα της ροής είναι αυξημένη. Πρέπει να σημειωθεί πως δημιουργείται κρουστικό κύμα το οποίο αναπτύσσεται κατά μήκος όλης της πλευράς αναρρόφησης του πτερυγίου φτάνοντας μέχρι την ακμή εκφυγής. Όμως στον απόρρου η ροή, πάλι φαίνεται να διατηρεί την υψηλή της ταχύτητα, με τον αριθμό Mach να φτάνει σε κάποια σημεία και ηχητικές τιμές.

#### 4.4.4: Σύγκριση σημείων λειτουργίας – ισοΰψεις καμπύλες

Με την σύγκριση των υπολογιστικών με τα πειραματικά δεδομένα να έχει ολοκληρωθεί, η συζήτηση μπορεί να προσχωρήσει στην διερεύνηση της επιρροής του σημείου λειτουργίας της μηχανής στο ροϊκό πεδίο εντός αυτής. Έτσι στη συγκεκριμένη υποενότητα θα συγκριθούν διαδοχικά οι ισογραμμές των ίδιων ακτινικών υψών που αντιστοιχούν στο κάθε ένα σημείο λειτουργίας της μηχανής.

##### 4.4.4.1: Αποτελέσματα στο ύψος 30% span

Η αρχή γίνεται με το χαμηλότερο ύψος που εξετάστηκε προηγουμένως, το οποίο αφορά το 30%, τα ισογραμμές στο σημείο λειτουργίας μέγιστης απόδοσης και αποκόλλησης φαίνονται στην παρακάτω εικόνα:

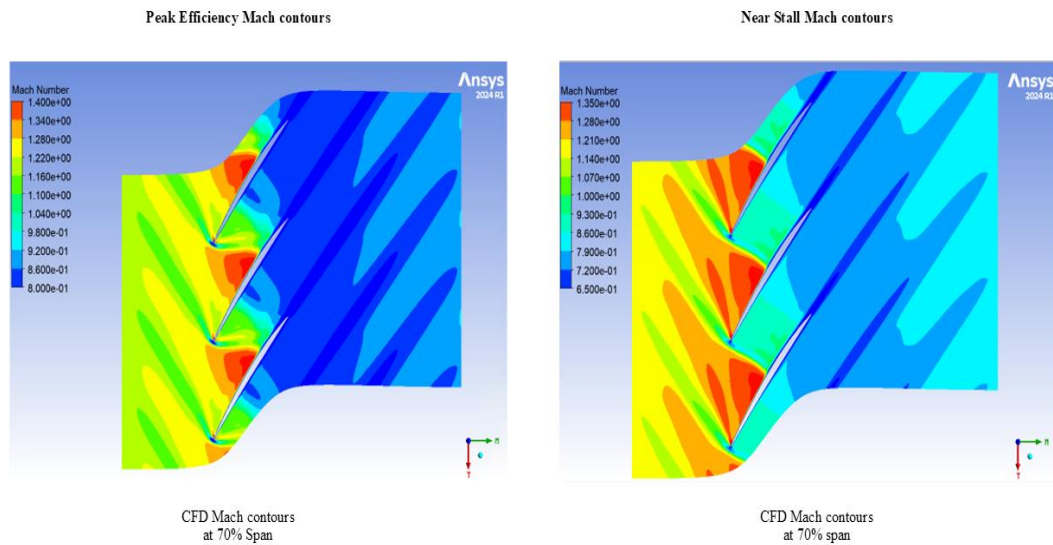


Εικόνα 51 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Τα φαινόμενα που παρατηρούνται στις δύο περιπτώσεις δεν διαφέρουν μεταξύ τους ως προς την ένταση, ωστόσο πρέπει να σημειωθούν κάποιες διαφοροποιήσεις ως προς τις δομές που προκύπτουν. Όπως είναι λογικό το περισσότερο ενδιαφέρον συγκεντρώνει το κύριο κρουστικό κύμα που σχηματίζεται και στις δύο περιπτώσεις στην ακμή προσβολής των πτερυγίων. Όμως στην περίπτωση της λειτουργίας κοντά στην μέγιστη απόδοση, εμφανίζει μία μεγαλύτερη αξονική ανάπτυξη, από ότι στην περίπτωση κοντά στο σημείο αποκόλλησης. Δηλαδή στην δεύτερη περίπτωση το κύμα δεν αναπτύσσεται αξονικά προς το πτερύγιο, αντίθετα δείχνει μία τάση προεξοχής προς την αντίθετη κατεύθυνση.

#### 4.4.4.2: Αποτελέσματα στο ύψος 70% span

Συνεχίζοντας σε μεγαλύτερο ακτινικό ύψος, στο 70%, είναι:

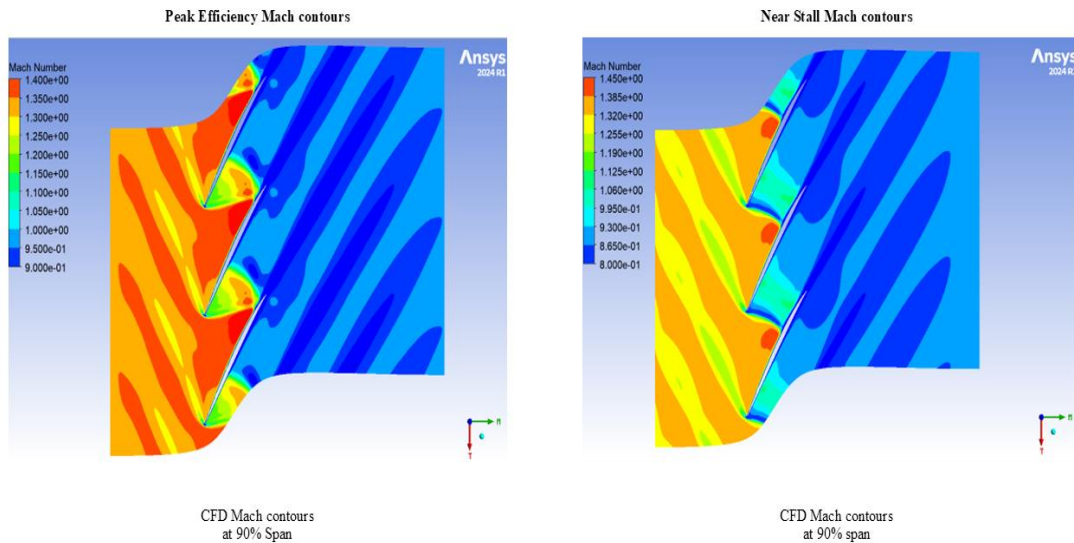


Εικόνα 52 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Εδώ η τάση του κρουστικού κύματος να αναπτύσσεται αριστερότερα του πτερυγίου στην κατάσταση λειτουργίας κοντά στην αποκόλληση είναι εντονότερη. Παρόλο που και στις δύο περιπτώσεις στον πυρήνα του κύματος προκύπτει ένα κύτταρο υπερηχητικής ροής με αριθμό Mach κοντά στο 1.4, στην λειτουργία κοντά στην μέγιστη απόδοση ο πυρήνας αυτός είναι σαφώς μετατοπισμένος αξονικά προς την ακμή εκφυγής, σε σχέση με την περίπτωση λειτουργίας κοντά στην αποκόλληση. Επίσης όταν η μηχανή λειτουργεί κοντά στο σημείο αποκόλλησης, φαίνεται πως το κρουστικό κύμα έχει μεγαλύτερη καθ' ύψος ανάπτυξη, επηρεάζοντας περισσότερο την ροή των γειτονικών πτερυγίων.

#### 4.4.4.3: Αποτελέσματα στο ύψος 90% span

Τέλος για την υψηλότερη ακτινική θέση που εξετάζεται εδώ, στο 90% ισχύει:



Εικόνα 53 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

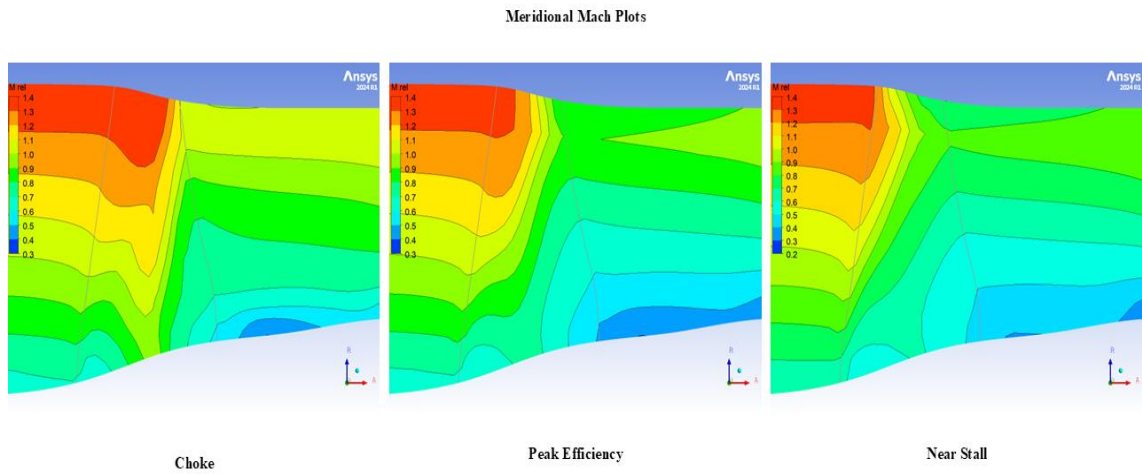
Σε αυτό το ύψος είναι ξεκάθαρη η μετατόπιση του κρουστικού κύματος προς την ακμή προσβολής στην περίπτωση της λειτουργίας κοντά στην αποκόλληση. Το ροϊκό πεδίο διαφέρει σημαντικά μεταξύ των δύο καταστάσεων, η ροή στην δεύτερη περίπτωση μεταβαίνει απότομα σε υποηχητικές ταχύτητες, με την ροή να εμφανίζει χαμηλότερες ταχύτητες κατάντι των πτερυγίων από ότι στην λειτουργία κοντά στην βέλτιστη απόδοση. Με άλλα λόγια θα μπορούσε κανείς να ισχυριστεί πως η απότομη μετάβαση αυτή κατάντι του κρουστικού κύματος, λειτουργεί σαν ένα φράγμα για την ροή, έτσι ο συμπιεστής σε εκείνο το σημείο εμφανίζει χαμηλή παροχή και εν γένει δεν λειτουργεί ομαλά.

## Ενότητα 4.5: Σύγκριση αποτελεσμάτων σε άλλες επιφάνειες

Για την απόκτηση μίας πληρέστερης εικόνας των ροϊκών φαινομένων που διαδραματίζονται πάνω και γύρω από τα πτερύγια, σε αυτή την ενότητα θα παρουσιαστούν γραφήματα και ισογραμμές χρήσιμων μεγεθών.

### 4.5.1: Σύγκριση σχετικού αριθμού Mach

Αρχικά εξετάζοντας την περίπτωση ενός περάσματος πτερυγίων, τα φαινόμενα που σχολιάστηκαν προηγουμένως φαίνονται με μεγαλύτερη ευκρίνεια. Ξεκινώντας με τον σχετικό αριθμό Mach, ακολουθούν ισογραμμές για τα τρία σημεία λειτουργίας που εξετάστηκαν:

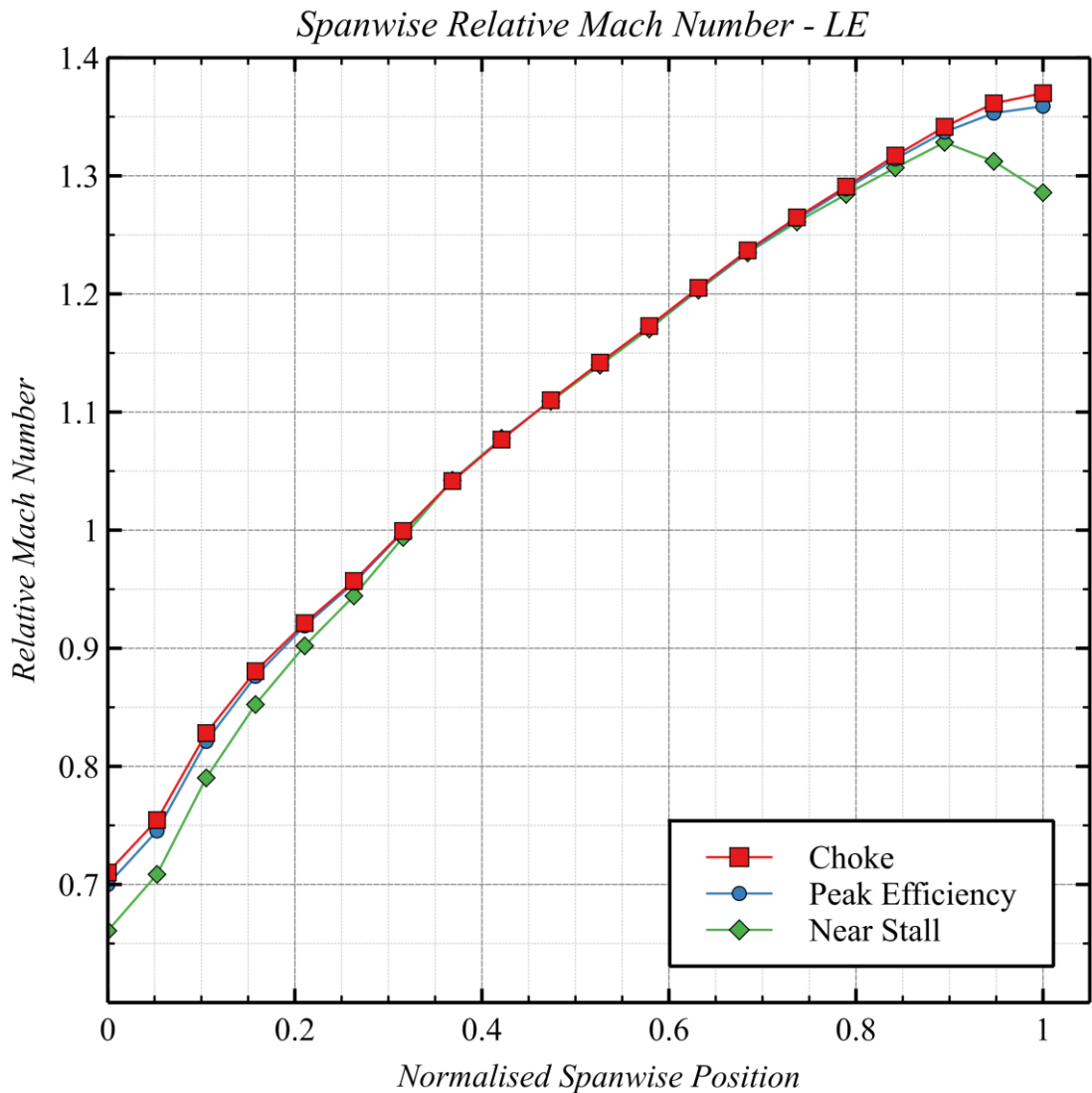


Εικόνα 54 Σύγκριση ισογραμμών αποτελεσμάτων ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Ξεκινώντας με τον σχολιασμό της ροής πάνω στην επιφάνεια του πτερυγίου, το ενδιαφέρον συγκεντρώνεται στο κύριο κρουστικό κύμα που περιγράφηκε στην προηγούμενη ενότητα. Εδώ, έχοντας ως σημείο αναφοράς την λειτουργία σε μέγιστη απόδοση, είναι ευδιάκριτη η αξονική μετατόπιση του κύματος προς τα πίσω, (ως πίσω θεωρείται η κατεύθυνση προς την ακμή εκφυγής), κατά την λειτουργία της μηχανής σε συνθήκες στραγγαλισμού. Αντίθετα σε λειτουργία του συμπιεστή κοντά στο σημείο αποκόλλησης, το κύμα μετατοπίζεται μπροστά, (ως μπροστά νοείται η κατεύθυνση προς την ακμή προσβολής).

Ενδιαφέρον όμως παρουσιάζει και η ακτινική ανάπτυξη του κύριου κύματος, η οποία σε αυτές τις όψεις είναι εμφανής. Κρατώντας πάλι ως σημείο αναφοράς την λειτουργία στην μέγιστη απόδοση (στο εξής Peak Efficiency), στην περίπτωση του στραγγαλισμού (στο εξής Choke), παρατηρείται μία ανάπτυξη του κύματος προς την βάση του πτερυγίου. Αντίθετα στην περίπτωση λειτουργίας κοντά στην αποκόλληση (στο εξής Near Stall), το κύμα φαίνεται να περιορίζεται ακτινικά κοντά στην περιοχή του άκρου του πτερυγίου, μακριά από την βάση του.

Παριστώντας τον σχετικό αριθμό Mach γραφικά στην ακτινική διεύθυνση, αρχικά επάνω στην ακμή προσβολής του πτερυγίου, προκύπτει το παρακάτω διάγραμμα:

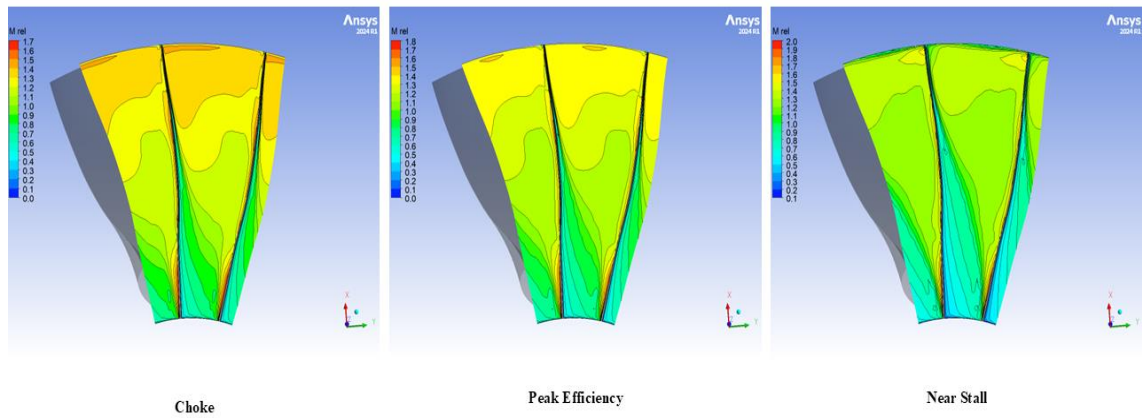


Διάγραμμα 16 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Όπως φαίνεται οι κύριες διαφοροποιήσεις μεταξύ των τριών σημείων λειτουργίας, συγκεντρώνονται στην περιοχή κοντά στην βάση και στο άκρο του πτερυγίου. Στις ενδιάμεσες ακτινικές θέσεις οι καμπύλες συμπιπτουν. Ξεκινώντας από την βάση, στην κατάσταση Near Stall, οι αριθμοί Mach είναι ελαφρώς χαμηλότερη, ενώ η περίπτωση Choke δεν εμφανίζει σημαντικές διαφοροποιήσεις από την Peak Efficiency λειτουργία. Περισσότερο ενδιαφέρον υπάρχει στην περιοχή κοντά στο άκρο του πτερυγίου, όπου η καμπύλη της Near Stall λειτουργίας δείχνει να φτάνει στο μέγιστό της νωρίτερα από τις υπόλοιπες, παρουσιάζοντας μία πτωτική πορεία προς το άκρο. Αντίθετα οι άλλες δύο καταστάσεις λειτουργίας διατηρούν την αυξητική τους πορεία μέχρι το άκρο του πτερυγίου.

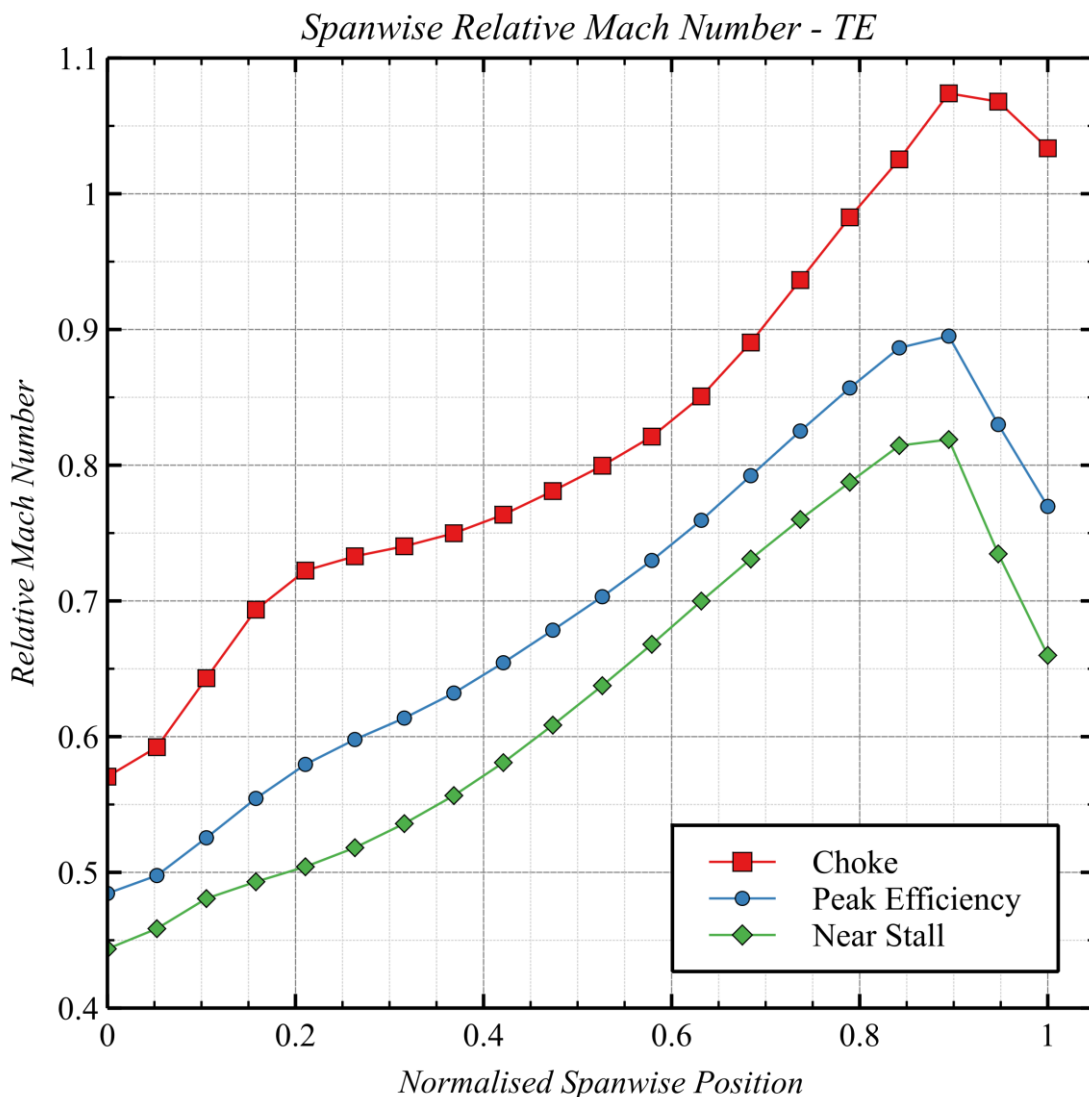
Το ροϊκό πεδίο μεταξύ των πτερυγίων στην ακμή προσβολής, φαίνεται καλύτερα στην εικόνα που ακολουθεί. Όπως φαίνεται η κατανομή του αριθμού Mach, εμφανίζει αρκετές ομοιότητες μεταξύ των σημείων Choke και Peak Efficiency.

Circumferential Relative Mach Number Plots – LE



Εικόνα 55 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Η ταύτιση των καμπυλών στην περίπτωση της ακμής προσβολής θα μπορούσε να χαρακτηριστεί αναμενόμενη, καθώς και στις τρεις περιπτώσεις παρατηρήθηκε ο σχηματισμός ισχυρού κρουστικού κύματος με παρόμοια χαρακτηριστικά. Οι διαφοροποιήσεις εντοπίζονταν περισσότερο στην ανάπτυξη του κύματος πάνω στο πτερύγιο και κατά συνέπεια στην κατάντι ροή. Έτσι εξετάζοντας με τον ίδιο τρόπο την ροή στην ακμή εκφυγής προκύπτουν εντονότερες διαφοροποιήσεις, όπως φαίνεται στο παρακάτω διάγραμμα:

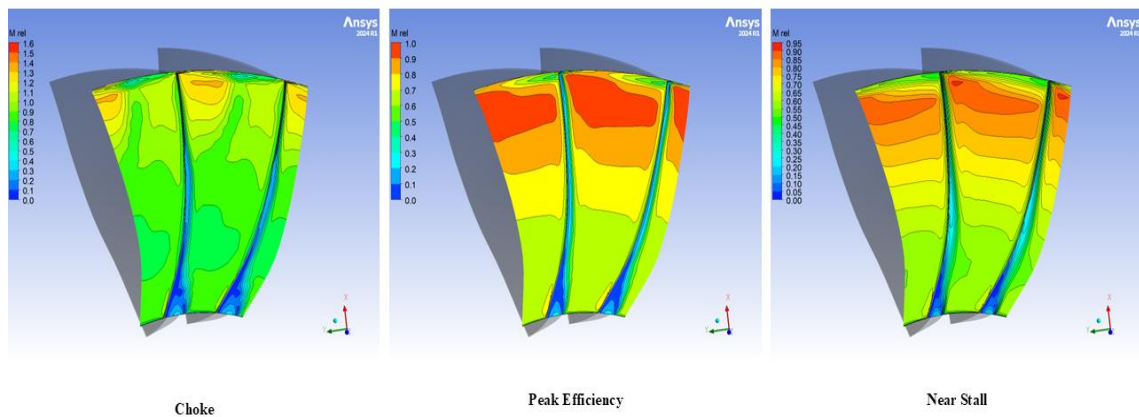


Διάγραμμα 17 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Εδώ οι διαφορές είναι εμφανείς, στην κατάσταση Choke επάνω στο πτερύγιο καταγράφονται οι μεγαλύτεροι αριθμοί Mach από τις τρεις υπό εξέταση περιπτώσεις. Στην ακμή εκφυγής οι τρεις καμπύλες διαφέρουν σημαντικά μεταξύ τους σε όλο το μήκος τους, επιβεβαιώνοντας την διαφορετική ανάπτυξη του κύριου κρουστικού κύματος που παρατηρήθηκε προηγουμένως. Το ενδιαφέρον πάλι εστιάζεται στην περιοχή κοντά στο άκρο του πτερυγίου, όπου και οι τρεις περιπτώσεις φτάνουν μία μέγιστη τιμή, μετά την οποία ο αριθμός Mach παρουσιάζει απότομη πτώση. Πρέπει να σημειωθεί πως η μέγιστη αυτή τιμή ξεπερνά την ηχητική, μόνο στην περίπτωση της λειτουργίας στο Choke, αφού στο σημείο Peak Efficiency φτάνει το 0.9, παραμένοντας έτσι οριακά υποηχητική. Αυτό φάνηκε και στην προηγούμενη ενότητα, όπου σχολιάστηκε το γεγονός ότι στην περίπτωση του Choke η ροή παραμένει υπερηχητική, στον απόρρου των πτερυγίων. Μάλιστα η απότομη πτώση που ακολουθεί και παρατηρείται σε όλες τις περιπτώσεις, φαίνεται πως δεν είναι αρκετή για να ρίξει την ροή στο Choke σε υποηχητικές συνθήκες.



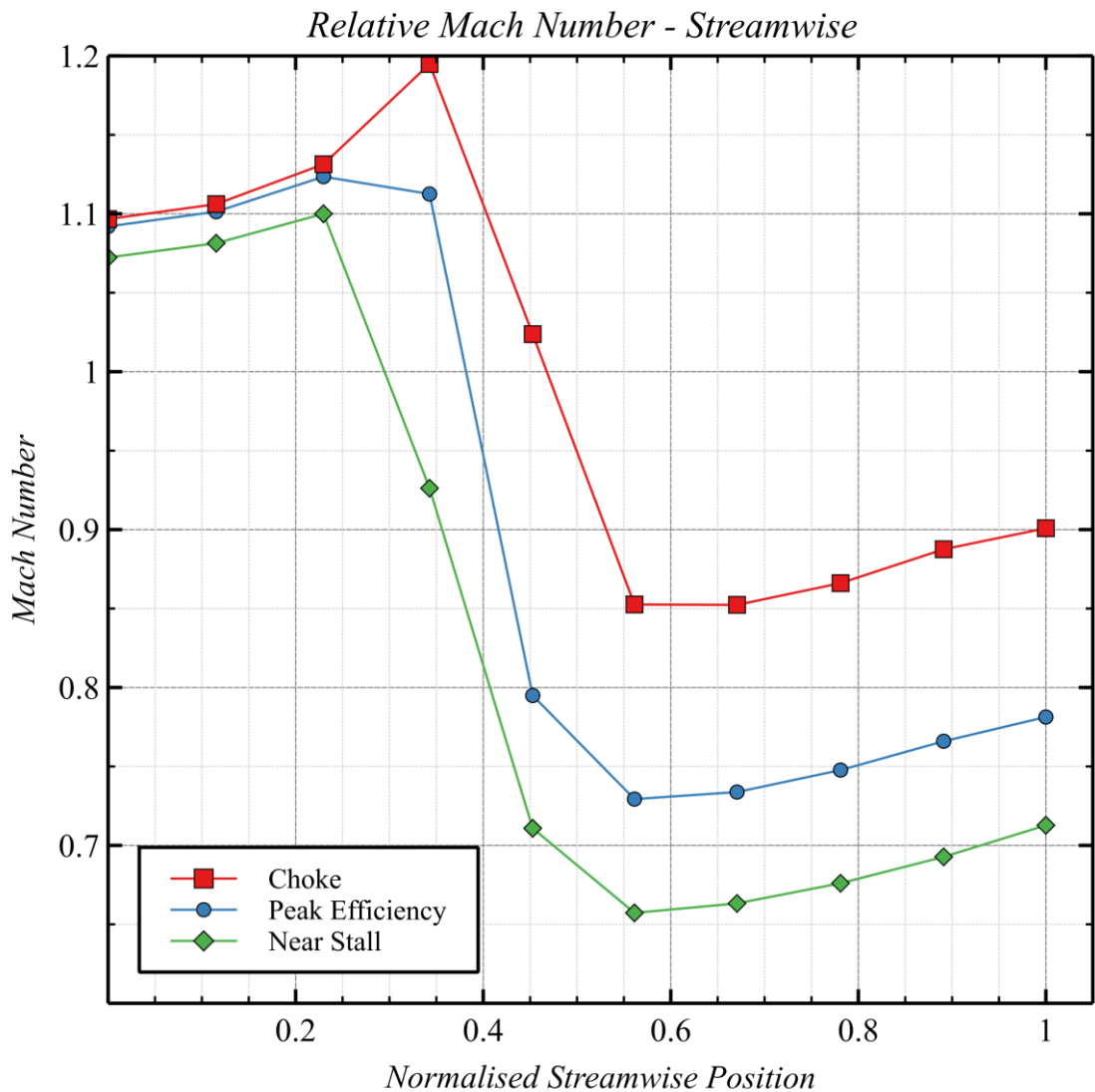
Circumferential Relative Mach Number Plots – TE



Διάγραμμα 18 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Στις παραπάνω ισογραμμές αποτυπώνεται η συμπεριφορά που παρατηρήθηκε στα ακτινικά διαγράμματα, δηλαδή η αυξητική τάση του αριθμού Mach πλησιάζοντας το άκρο του πτερυγίου. Όπως φαίνεται σε όλα τα σημεία λειτουργίας υπάρχει μια περιοχή υψηλής ταχύτητας, κάτι το οποίο εξηγεί τις μέγιστες τιμές στα διαγράμματα, στο οποίο σε όλες τις περιπτώσεις η ροή φτάνει τον μέγιστο αριθμό Mach, πλησιάζοντας την ηχητική. Στην περίπτωση του Choke, όπως φάνηκε και από το διάγραμμα, ο αριθμός Mach ξεπερνά την ηχητική τιμή. Ωστόσο σε όλες τις περιπτώσεις κοντά στο κέλυφος (shroud) παρατηρείται η δημιουργία μιας περιοχής χαμηλότερων τιμών, εξηγώντας την απότομη πτώση του αριθμού Mach που σημειώθηκε στα διαγράμματα. Επομένως εδώ εντοπίζεται μία αλληλεπίδραση του κρουστικού κύματος και της ροής εν γένει με το κέλυφος, κάτι το οποίο αποτελεί ένα γνωστό και ενδιαφέρον πεδίο μελέτης, με εκτεταμένη σχετική βιβλιογραφία.

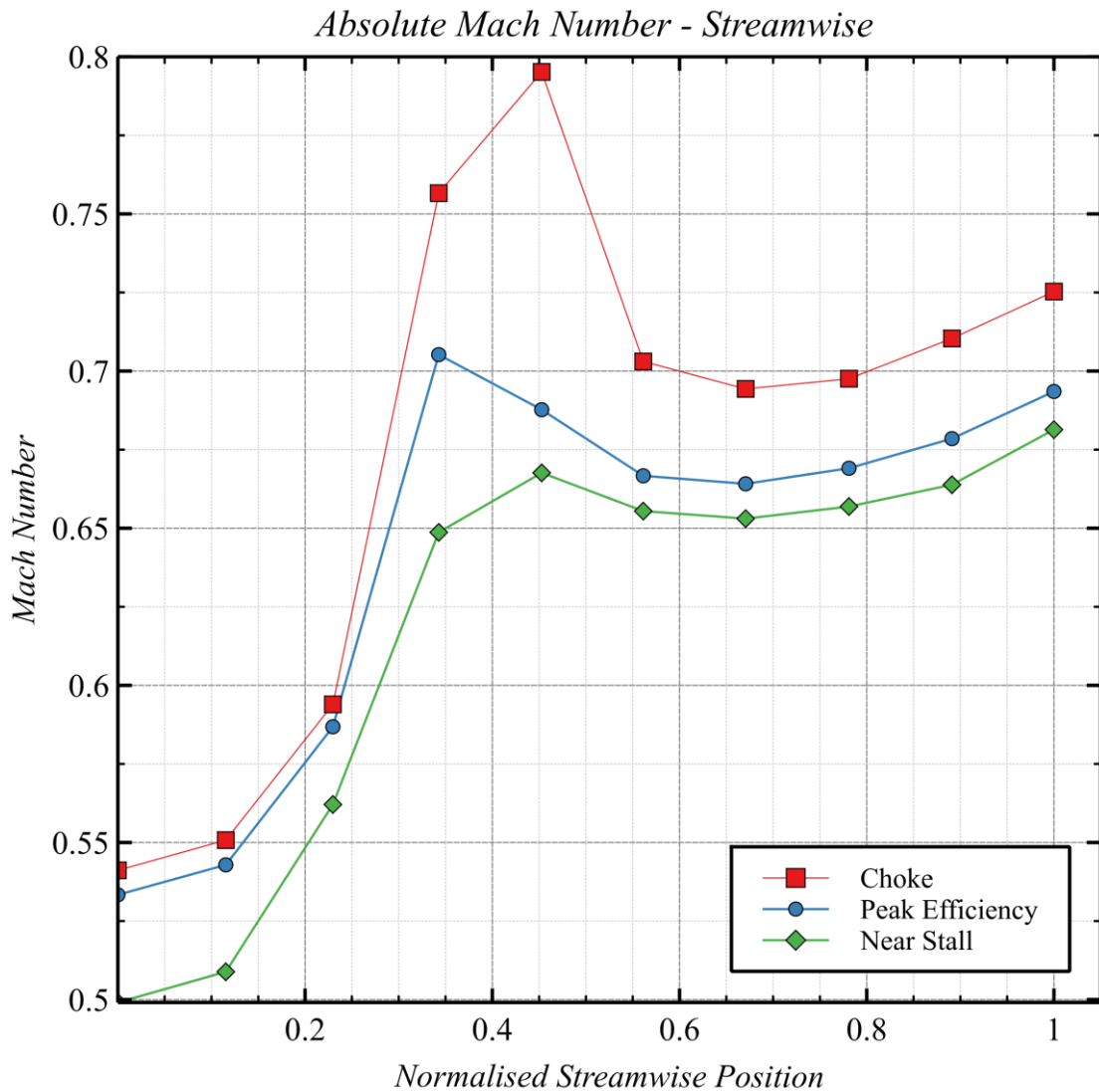
Ο σχολιασμός των φαινομένων που αναπτύσσονται προς την ακτινική κατεύθυνση, έδειξε αρκετά σημαντικά και χρήσιμα στοιχεία, ιδιαίτερα σημαντική όμως είναι και η μελέτη των ροϊκών φαινομένων στην αξονική διεύθυνση της ροής. Όπως σχολιάστηκε στην προηγούμενη ενότητα, η ροή καθώς περνά από τα πτερύγια επιβραδύνεται, αυτή η συμπεριφορά διακρίνεται εύκολα εν γένει στο παρακάτω διάγραμμα, το οποίο παριστάνει τον αριθμό Mach στην αξονική διεύθυνση:



Διάγραμμα 19 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Πρέπει να σημειωθεί πως οι παραπάνω καμπύλες έχουν παρθεί για ακτινικό ύψος στο μέσο των πτερυγίων, δηλαδή στο 50% span. Έτσι όπως φαίνεται η ροή προσέρχεται υπερηχητικά και επιταχύνεται πάνω στην επιφάνεια του πτερυγίου. Όλες οι καμπύλες φτάνουν σε μία μέγιστη τιμή, μετά την οποία παρουσιάζουν μία απότομη πτώση. Πρέπει να σημειωθεί η ελαφρώς δεξιότερη θέση του μέγιστου για την καμπύλη Choke, σε σχέση με την Peak Efficiency, καθώς όπως σχολιάστηκε νωρίτερα, σε εκείνο το σημείο λειτουργίας το κύριο κρουστικό κύμα είναι μετατοπισμένο προς την ακμή εκφυγής. Στην συνέχεια η ροή σε όλες τις περιπτώσεις φτάνει μία ελάχιστη τιμή αριθμού Mach, μετά την οποία αρχίζει να ανακτά μέρος της αρχικής της ταχύτητας στον απόρρου του πτερυγίου. Η κατάσταση λειτουργίας Choke εμφανίζει τις μεγαλύτερες τιμές αριθμού Mach, ενώ η Near Stall τις μικρότερες.

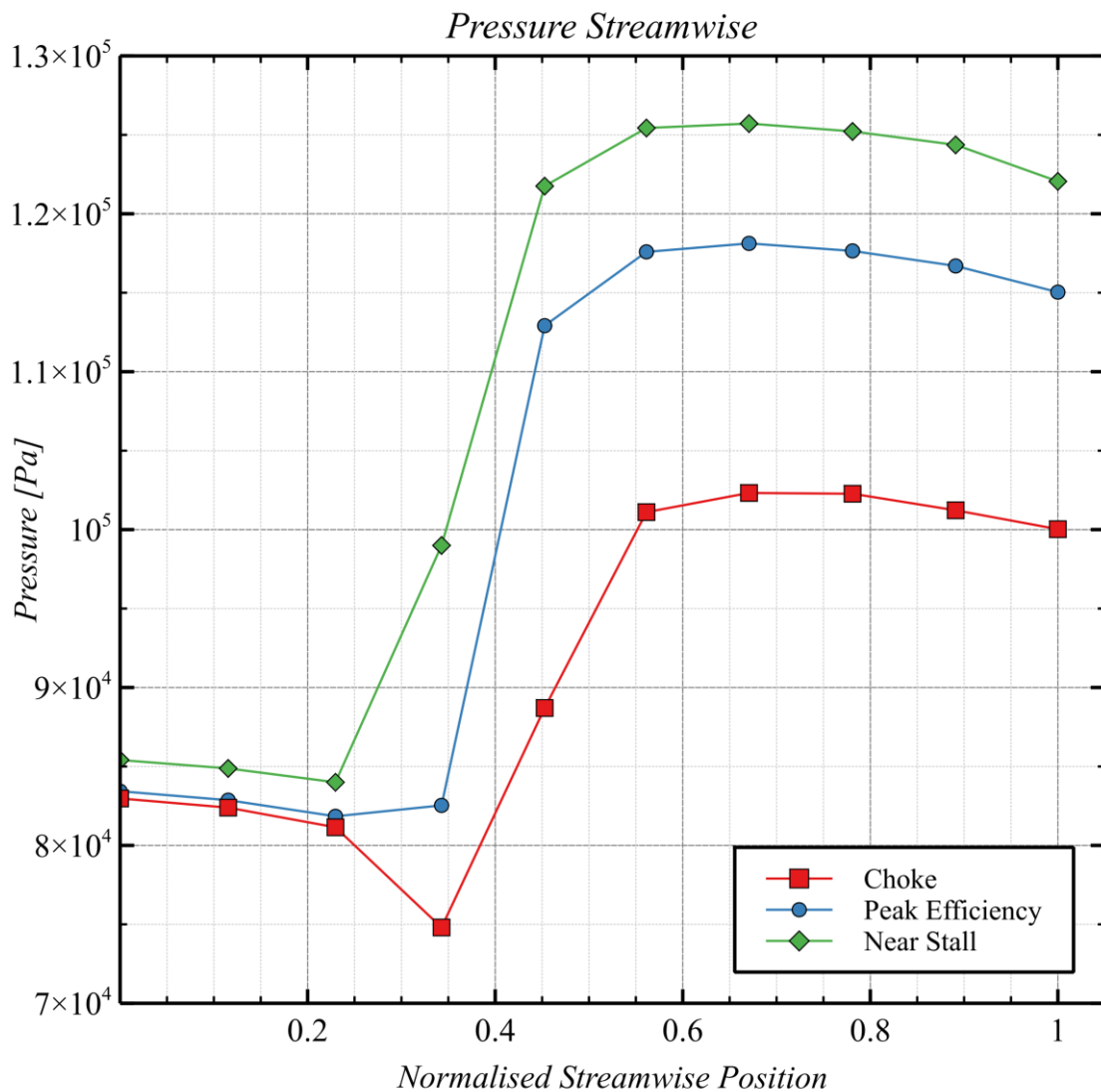
Ίδια ποιοτική συμπεριφορά ακολουθεί και ο απόλυτος αριθμός Mach, με τις διαφορές να αφορούν αποκλειστικά το μέτρο. Αυτό φαίνεται στο παρακάτω αξονικό διάγραμμα του απόλυτου αριθμού Mach:



Διάγραμμα 20 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

#### 4.5.2: Σύγκριση φόρτισης πτερυγίων (Blade Loading)

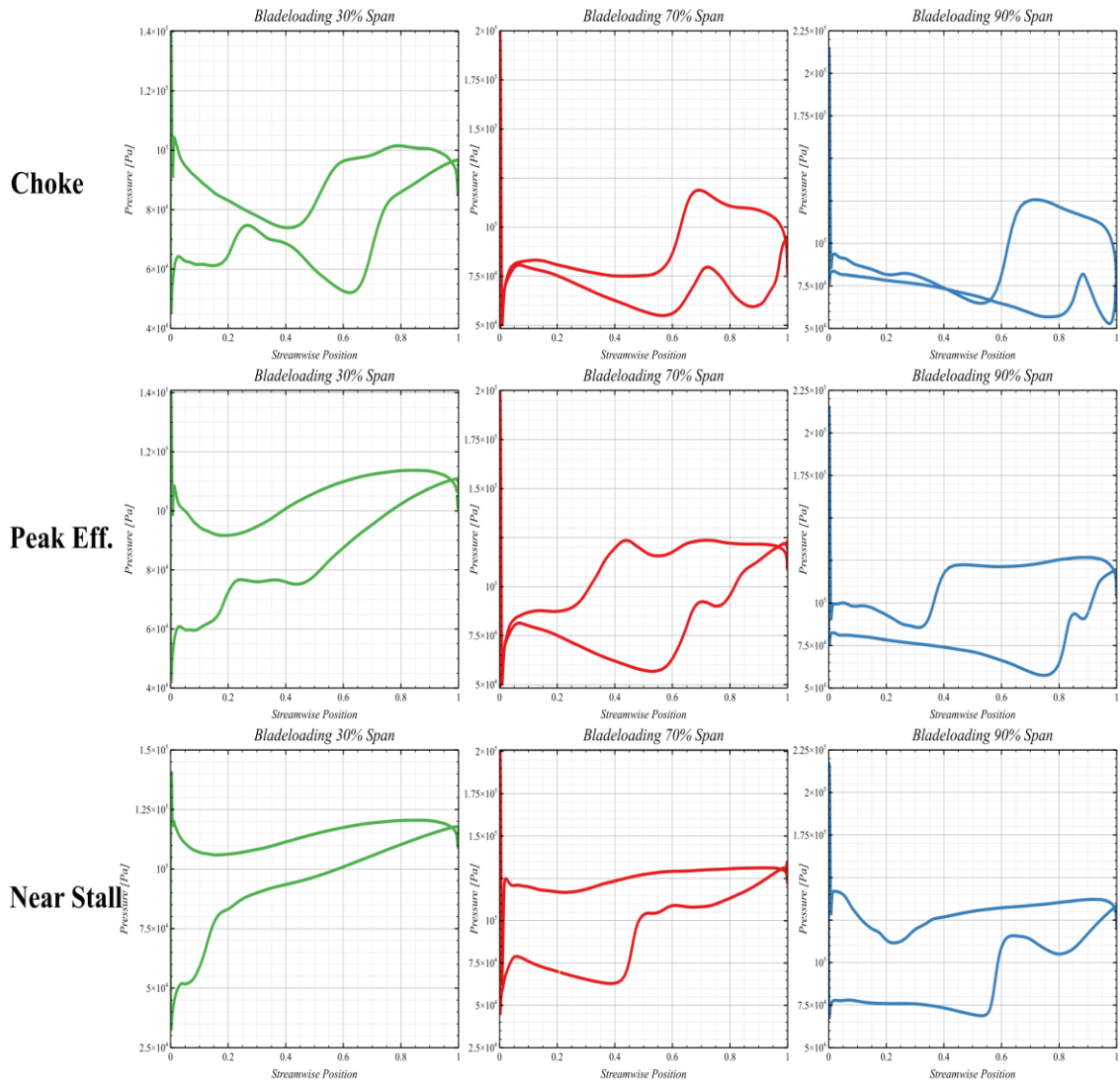
Στην προηγούμενη υποενότητα σχολιάστηκε το ροϊκό πεδίο γύρω από τα πτερύγια, με την συζήτηση να περιορίζεται στην ταχύτητα του ρευστού, εξετάζοντας τον αριθμό Mach. Σε αυτό το σημείο θα γίνει μία επέκταση της συζήτησης στις μεταβολές της πίεσης του ρευστού καθώς ρέει εντός του συμπιεστή. Έτσι στο παρακάτω διάγραμμα παρίσταται γραφικά η μεταβολής της στατικής πίεσης του ρευστού κατά την αξονική διεύθυνση:



Διάγραμμα 21 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Σε όλα τα σημεία λειτουργίας, όπως είναι λογικό, η πίεση του ρευστού αυξάνεται καθώς αυτό ρέει εντός του συμπιεστή. Στην συνθήκη Choke η αύξηση πίεσης που επιτυγχάνεται είναι εμφανώς μικρότερη από τις άλλες δύο καταστάσεις. Επομένως πλέον έχει διαμορφωθεί μία πληρέστερη εικόνα για την ροή στην κατάσταση αυτή, όπου επιβεβαιώνεται η συμπεριφορά που αναγράφεται στην βιβλιογραφία και η οποία ορίζει πως στην συνθήκη στραγγαλισμού μέσω του συμπιεστή ρέει μεγάλη παροχή μάζας, ωστόσο η αύξηση πίεσης δεν είναι αποτελεσματική.

Πρέπει να σημειωθεί πως η αύξηση της πίεσης γίνεται απότομα, εμφανίζοντας μία γρήγορη αύξηση μετά την οποία σταθεροποιείται. Αυτό επιβεβαιώνει τον τρόπο με τον οποίο οι διηχητικοί συμπιεστές επιτυγχάνουν την συμπίεση του αέρα, ο οποίος είναι μέσω των κρουστικών κυμάτων που παρουσιάστηκαν προηγουμένως. Η επίδραση των κρουστικών κυμάτων στην πίεση πάνω στα πτερύγια φαίνεται και στα παρακάτω διαγράμματα τα οποία παριστάνουν την πίεση στην επιφάνεια πίεσης και αναρρόφησης σε διαφορετικά ύψη για τα πτερύγια στις τρεις καταστάσεις λειτουργίας, το λεγόμενο Blade Loading:



Διάγραμμα 22 Αποτελέσματα ανάλυσης Case 5 για διαφορετικά σημεία λειτουργίας

Όπως φαίνεται στα διαγράμματα η ύπαρξη των κρουστικών κυμάτων δημιουργεί τις απότομες αυξήσεις της πίεσης στις επιφάνειες των πτερυγίων (spike). Σημειώνεται πως μετά τα spikes αυτά, η πίεση σταθεροποιείται σε μεγαλύτερη τιμή, φαίνεται δηλαδή η συμπίεση μέσω κρουστικών κυμάτων.

## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5: ΑΝΑΛΥΣΕΙΣ ΠΛΗΡΟΥΣ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΑΝΕΜΙΣΤΗΡΑ - ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ

Με την επιβεβαίωση των πειραματικών δεδομένων να έχει ολοκληρωθεί, τόσο για την γεωμετρία της εισαγωγής, NASA CRM Nacelle, όσο και για τον συμπιεστή, NASA Rotor 67, το επόμενο βήμα ήταν η ένωση των δύο ώστε να πραγματοποιηθούν οι τελικές αναλύσεις. Σε αυτό το κεφάλαιο θα παρουσιαστεί η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε για την σωστή γεωμετρική τους ένωση, καθώς και οι αναλύσεις που πραγματοποιήθηκαν.

Η παρουσίαση των αναλύσεων θα ακολουθήσει εν πολλοίς την ίδια φιλοσοφία με τα προηγούμενα δύο κεφάλαια. Ωστόσο στο συγκεκριμένο περιλαμβάνεται μία ακόμα ενότητα, η οποία αφορά την σύνθεση των δύο γεωμετριών ώστε να προκύψει το τελικό σύστημα κάλλυμα – ανεμιστήρας – πλήμνη (στο εξής θα χρησιμοποιείται ο αγγλικός όρος nacelle – fan – spinner). Στην πρώτη ενότητα λοιπόν θα παρουσιαστεί η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε για την εύρεση της σωστής αξονικής θέσης για τον συμπιεστή εντός της εισαγωγής. Όπως θα συζητηθεί λεπτομερώς στην εν λόγω ενότητα, ο καθορισμός της κατάλληλης θέσης αποτελεί μία επιλογή ζωτικής σημασίας για την σωστή λειτουργία του συμπιεστή.

Με την ολοκλήρωση της συζήτησης περί της αξονικής θέσης του συμπιεστή, το κεφάλαιο θα ακολουθήσει την ίδια συλλογιστική με τα δύο προηγούμενα. Δηλαδή θα γίνει η περιγραφή της διαδικασίας προετοιμασίας των αναλύσεων, με την συζήτηση να περιλαμβάνει την δημιουργία της γεωμετρίας, του υπολογιστικού χωρίου, το πλέγμα και τον ορισμό των οριακών συνθηκών. Στην συνέχεια θα παρουσιαστούν τα αριθμητικά αποτελέσματα των αναλύσεων, ενώ θα γίνει σύγκριση του χάρτη λειτουργίας που προέκυψε, με τον αντίστοιχο πειραματικό της NASA, (Strazisar, et al., 1989).

Μεγαλύτερη έμφαση θα δοθεί στην ποιοτική αποτίμηση των αποτελεσμάτων, με την παρουσίαση αρκετών ισογραμμών και τον σχολιασμό των φαινομένων που προέκυψαν. Δηλαδή μέσω αυτών θα παρουσιαστούν οι προβλεπόμενες διαταραχές που δημιουργούνται εντός της εισαγωγής, ενώ θα γίνει μία προσπάθεια να αντληθούν πληροφορίες και για την επίδρασή τους στα λειτουργικά χαρακτηριστικά του ανεμιστήρα. Το κεφάλαιο θα κλείσει με σύγκριση του πεδίου ροής στις διάφορες γωνίες προσβολής και τον σχολιασμό της επίδρασής της στις προκύπτουσες διαταραχές.

### Ενότητα 5.1: Εύρεση αξονικής θέσης R67 εντός του NASA CRM Nacelle

Σε κάθε ανάλυση CFD το πρώτο στάδιο είναι η προετοιμασία της γεωμετρίας η οποία επρόκειτο να μελετηθεί. Στην περίπτωση που θα παρουσιαστεί σε αυτό το κεφάλαιο, την nacelle – ανεμιστήρας, το συγκεκριμένα στάδιο εμφανίζει μεγάλο ενδιαφέρον και κρισιμότητα. Όπως έχει αναφερθεί η ανάλυση αυτή αφορά την πλήρη τρισδιάστατη γεωμετρία του συμπιεστή, NASA R67, εντός της εισαγωγής, NASA CRM Nacelle. Επομένως πρέπει σε πρώτη φάση ο συμπιεστής να τοποθετηθεί εντός της εισαγωγής, δηλαδή να βρεθεί η σωστή αξονική του θέση. Ο υπολογισμός αυτός είναι ιδιαίτερα σημαντικός καθώς η ροή στην εισαγωγή του ανεμιστήρα πρέπει να ικανοποιεί κάποιους συγκεκριμένους αεροδυναμικούς περιορισμούς. Εκτός από αυτό όμως, προφανώς ο ανεμιστήρας θα πρέπει να χωρά εντός της εισαγωγής, αφήνοντας τα σωστά κενά, μεταξύ των πτερυγίων και του κελύφους, ενώ τέλος στην αξονική του θέση πρέπει ο λόγος μήκους – διαμέτρου να είναι κοντά στο 0.5.

Έτσι μπορεί να ειπωθεί πως η επιλογή της κατάλληλης θέσης εξαρτάται από τρεις μεγάλους περιορισμούς:

- Γεωμετρικός περιορισμός
- Αεροδυναμικός περιορισμός
- Τιμή L/D κοντά στο 0.5

Περισσότερες λεπτομέρειες καθώς και οι υπολογισμοί που πραγματοποιήθηκαν για τον κάθε ένα θα παρουσιαστούν στις αντίστοιχες υποενότητες που ακολουθούν.

### 5.1.1: Γεωμετρικός περιορισμός

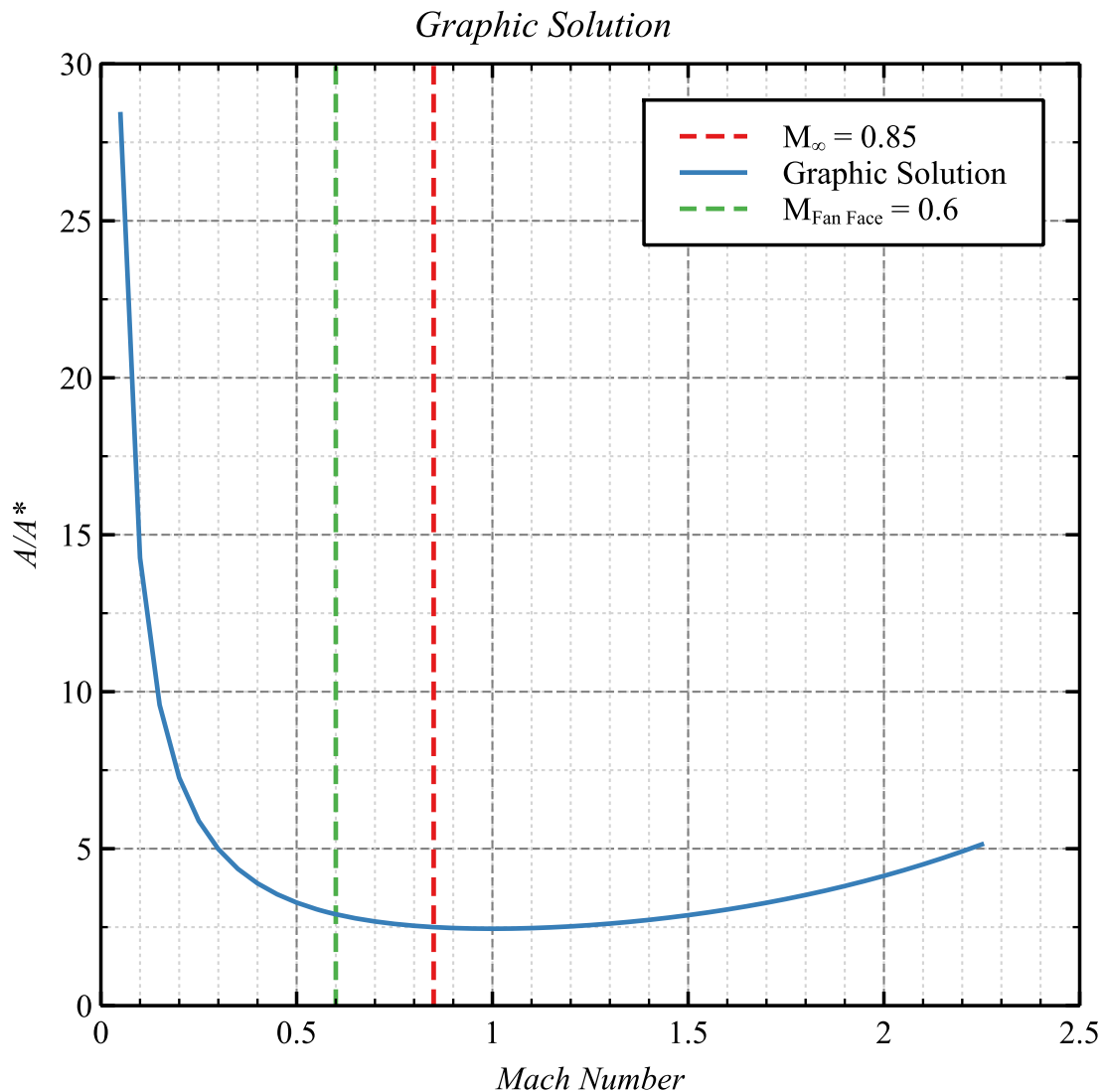
Η ακτίνα της πτερωτής είναι 25.7cm με διάκενο μεταξύ ακροπτερυγίου και ακίνητου κελύφους περίπου 1mm. Επομένως η ελάχιστη απαιτούμενη διάμετρος για να ικανοποιείται ο γεωμετρικός περιορισμός είναι 25.8cm.

### 5.1.2: Αεροδυναμικός περιορισμός

Η NASA αναφέρει ότι ο ανεμιστήρας απαιτεί αριθμό Mach = 0.6 περίπου στην εισαγωγή του. Έτσι πρέπει να υπολογιστεί η απαιτούμενη επιφάνεια για τον ανεμιστήρα εντός του καλύμματος κινητήρα (nacelle) ώστε να επιτυγχάνεται η τιμή αυτή. Για την εύρεση της επιφάνειας αυτής έγινε επίλυση της παρακάτω σχέσης:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} M^2}{\frac{k+1}{2}} \right)^{0.5} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} M^2}{\frac{k+1}{2}} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

Η σχέση εισήχθη στο excel όπου λύθηκε γραφικά για τις διάφορες τιμές αριθμού Mach, όπως φαίνεται στο παρακάτω διάγραμμα:



*Διάγραμμα 23 Γραφική επίλυση σχέσης*

Στην συνέχεια επιλέχθηκε η απαιτούμενη αεροδυναμική επιφάνεια για τον ανεμιστήρα να είναι ίση με την γεωμετρική του επιφάνεια. Έτσι με χρήση του επιλυτή του excel, βρέθηκε η κατάλληλη τιμή για την ακτίνα του nacelle στην εισαγωγή  $R_1$  ώστε η αεροδυναμική επιφάνεια του ανεμιστήρα να ταυτίζεται με την γεωμετρική του.

Από αυτό προέκυψε η τιμή 27.61cm για την ακτίνα του nacelle στην εισαγωγή του, κάτι το οποίο επέτρεψε την εύρεση της κλίμακας scaling factor που απαιτούνταν για το nacelle προκειμένου να ικανοποιούνται οι δύο παραπάνω περιορισμοί.

### 5.1.3: Τιμή L/D

Ο τελευταίος περιορισμός αφορά την τιμή του λόγου L/D η οποία σύμφωνα με την βιβλιογραφία πρέπει να είναι κοντά στο 0.5. Έτσι πάλι στο excel για τα διάφορα σημεία της καμπύλης του nacelle, υπολογίστηκε η τιμή του λόγου.

Έτσι βρέθηκε η τελική αξονική θέση του ανεμιστήρα στην οποία η ακτίνα του nacelle είναι,  $R_1=26.02\text{cm}$ . Η θέση αυτή δίνει μία ακτίνα ελαφρώς μεγαλύτερη από την θεμιτή, ωστόσο στην θέση



όπου η ακτίνα του nacelle θα ήταν όση η γεωμετρική του fan, rff, ο λόγος  $L/D = 0.18$ , κάτι το οποίο δεν μπορεί να γίνει αποδεκτό.

Στην τελική θέση που επιλέχθηκε η τιμή του λόγου είναι 0.47, δηλαδή αρκετά κοντά στο 0.5. Όμως έπρεπε να ελεγχθεί ότι στην θέση αυτή ο αριθμός Mach είναι κοντά στο 0.6, έτσι υπολογίστηκε ο λόγος  $A1/A^* = 2.96$ . Η τιμή αυτή αντιστοιχεί σε αριθμό Mach,  $M = 0.58 \Rightarrow A1/A^* = 2.97$ .

Οπότε τελικά η αξονική θέση που επιλέχθηκε είναι:

- $L1 = 24.59\text{cm}$
- $D1 = 52.03\text{cm}$
- $L/D = 0.473$
- $R1 = 26.016\text{cm}$
- $A1 = 2126.335\text{cm}^2$
- $A1/A^* = 2.959$
- $M1 = 0.59$

Έτσι ικανοποιούνται ο αεροδυναμικός και ο  $L/D$  περιορισμός, όμως μένει ένα κενό μεταξύ πτερυγίου και shroud 3mm αντί για το επιθυμητό 1mm, όμως αυτή η διαφορά θα θεωρηθεί μικρή και καλύπτεται εύκολα δίνοντας άλλα 2mm στο hub.

## Ενότητα 5.2: Προετοιμασία προσομοιώσεων

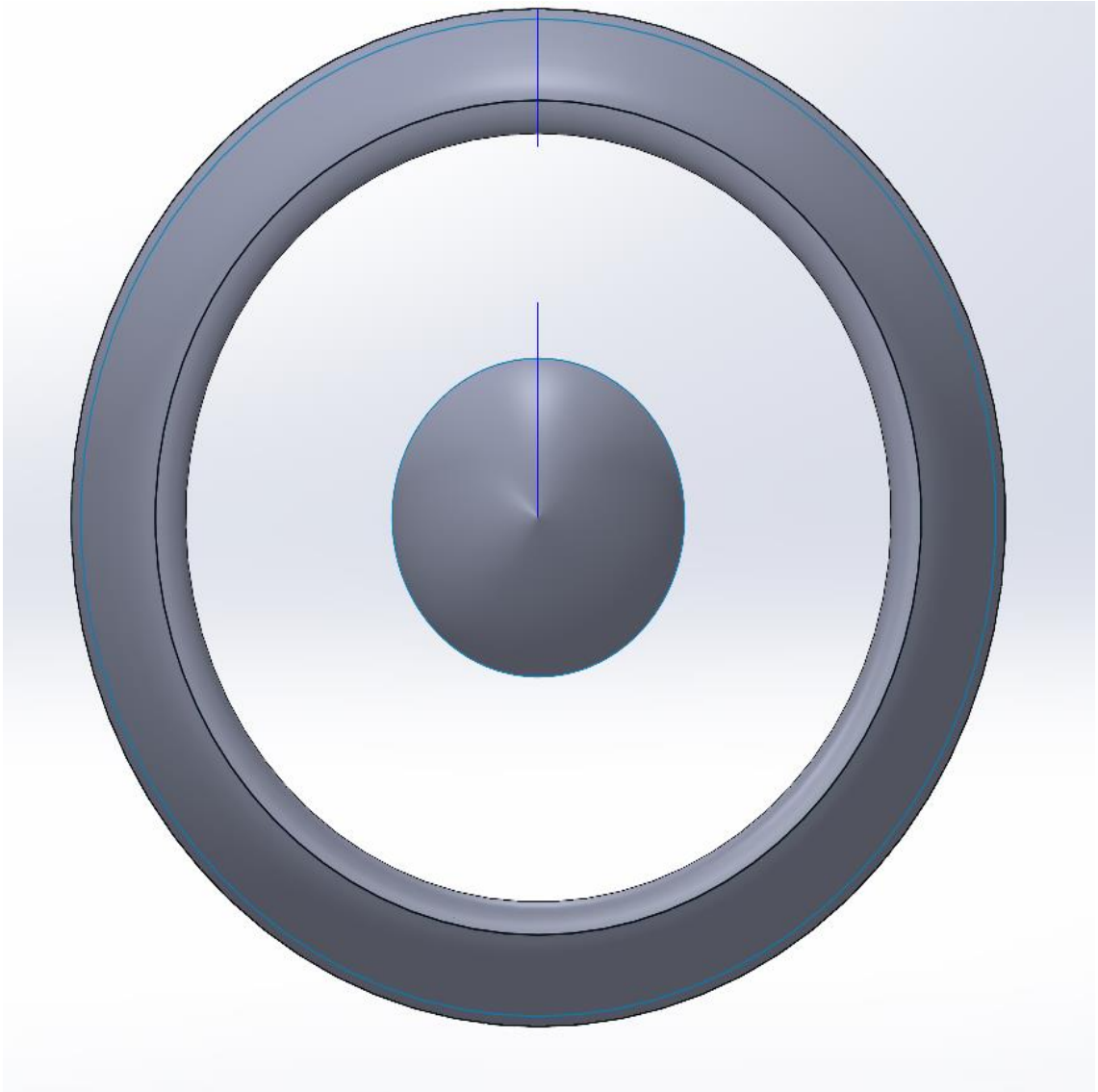
Με την αξονική θέση να έχει καθοριστεί, ήταν πλέον εφικτή η τοποθέτηση της γεωμετρίας του συμπιεστή εντός του nacelle. Έτσι δημιουργήθηκε η τελική γεωμετρία, με την οποία έγιναν οι τελικές αναλύσεις. Το στήσιμο καθώς και τα αποτελέσματα των αναλύσεων αυτών θα παρουσιαστούν στην συγκεκριμένη υποενότητα.

### 5.2.1: Γεωμετρία – Υπολογιστικό χωρίο

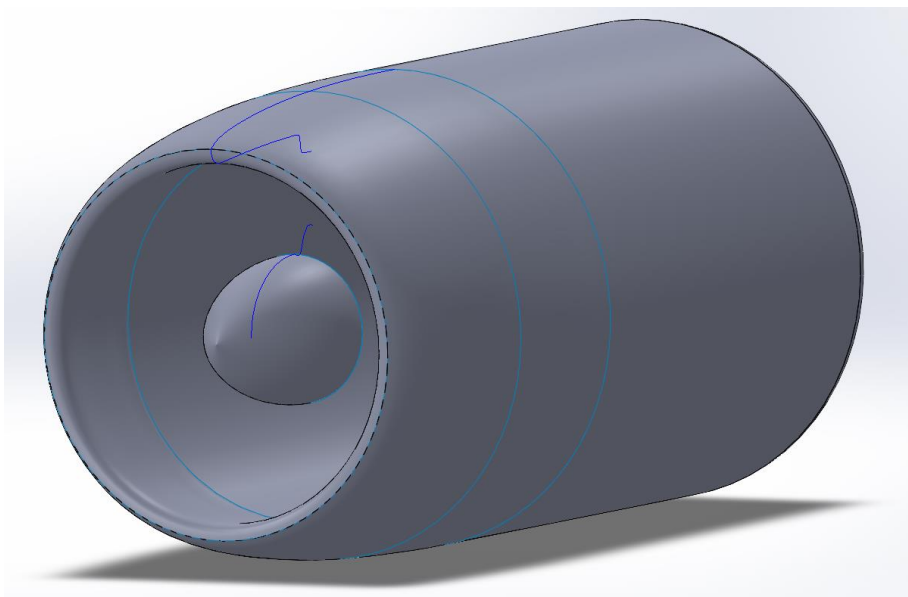
Ξεκινώντας με την γεωμετρία, η γεωμετρία του συμπιεστή εισήχθη στην σωστή αξονική θέση εντός του nacelle, στο λογισμικό design modeler του ANSYS. Εκεί με χρήση των κατάλληλων εντολών Boolean δημιουργήθηκε το σταθερό υπολογιστικό χωρίο, το οποίο περικλείει όλη την γεωμετρία, απαρτίζοντας και το ροϊκό πεδίο ανάντι και γύρω από αυτή. Επίσης με τον ίδιο τρόπο δημιουργήθηκε ένα μικρότερο χωρίο, σχήματος κυκλικού δίσκου, το εντός του οποίου περικλύζονταν η γεωμετρία των πτερυγίων του συμπιεστή. Τέλος τα δύο χωρία αυτά ήταν διαφορετικά μεταξύ τους, επιτρέποντας έτσι τον ορισμό του δίσκου, ως περιστρεφόμενο χωρίο.

Στο λογισμικό CAD, Solidworks, τροποποιήθηκε η γεωμετρία του nacelle ώστε να τοποθετηθεί στο εσωτερικό της η γεωμετρία του συμπιεστή. Συγκεκριμένα κατάντι της αξονική θέσης του συμπιεστή το nacelle δεν ακολουθεί άλλο τις καμπύλες του, αλλά συνεχίζει ως ευθεία μέχρι το σημείο που τελειώνει. Αυτό δεν έχει κάποια ουσιαστική σημασία, αφού η ανάλυση αφορά την περιοχή ανάντι και πάνω στον συμπιεστή, με το χωρίο να τελειώνει σε μήκος περίπου δύο χορδών κατάντι του συμπιεστή. Θεωρήθηκε πως αυτή ήταν η σωστότερη προσέγγιση, βάσει παρόμοιων εργασιών στην βιβλιογραφία, αφού κατάντι του συμπιεστή θα έπρεπε να ακολουθούν οι επόμενες βαθμίδες, κάτι το οποίο βρίσκεται εκτός των ορίων αυτής της εργασίας. Επίσης σχεδιάστηκε ένα spinner, επάνω στο οποίο τοποθετήθηκε ο συμπιεστής, όπως συμβαίνει στις πραγματικές εφαρμογές. Το spinner αυτό ακολουθεί μία ελλειπτική σχεδίαση, η οποία ξεκινά από τη διάμετρο της πλήμνης του συμπιεστή και καταλήγει σε ένα μυτερό άκρο στην εισαγωγή του καλύμματος.

Η γεωμετρία όπως αυτή διαμορφώθηκε τελικά ενός του Solidworks φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:

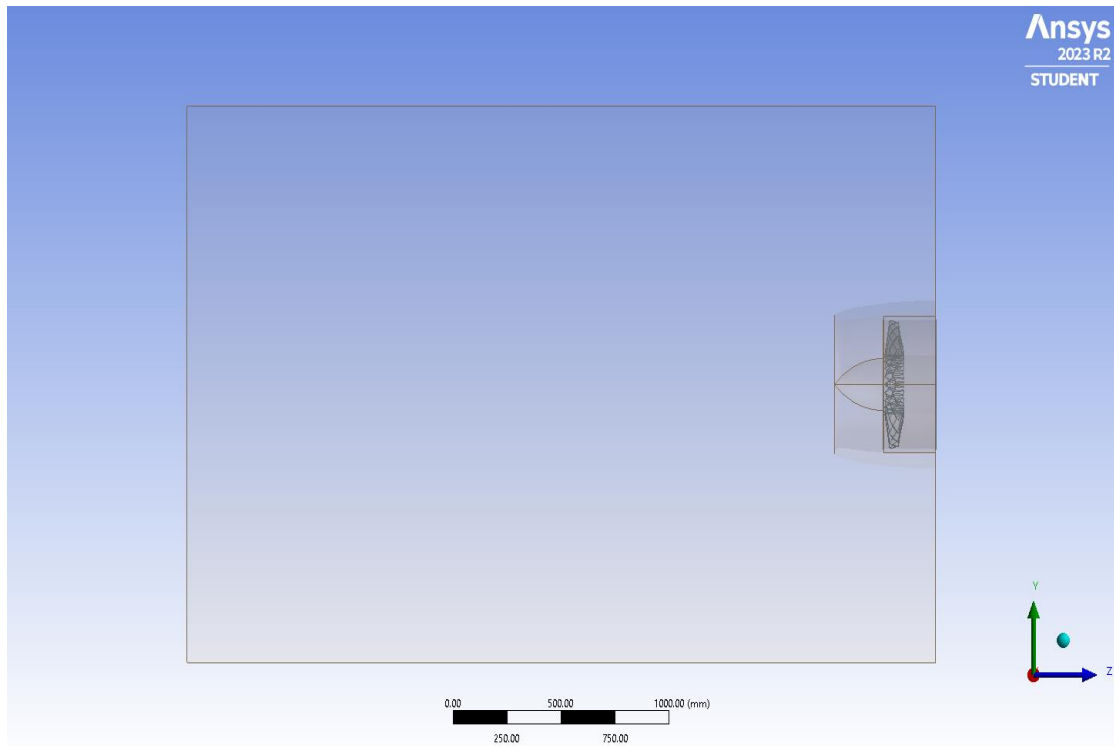


Εικόνα 56 Πρόοψη του συστήματος nacelle - spinner από το λογισμικό SolidWorks



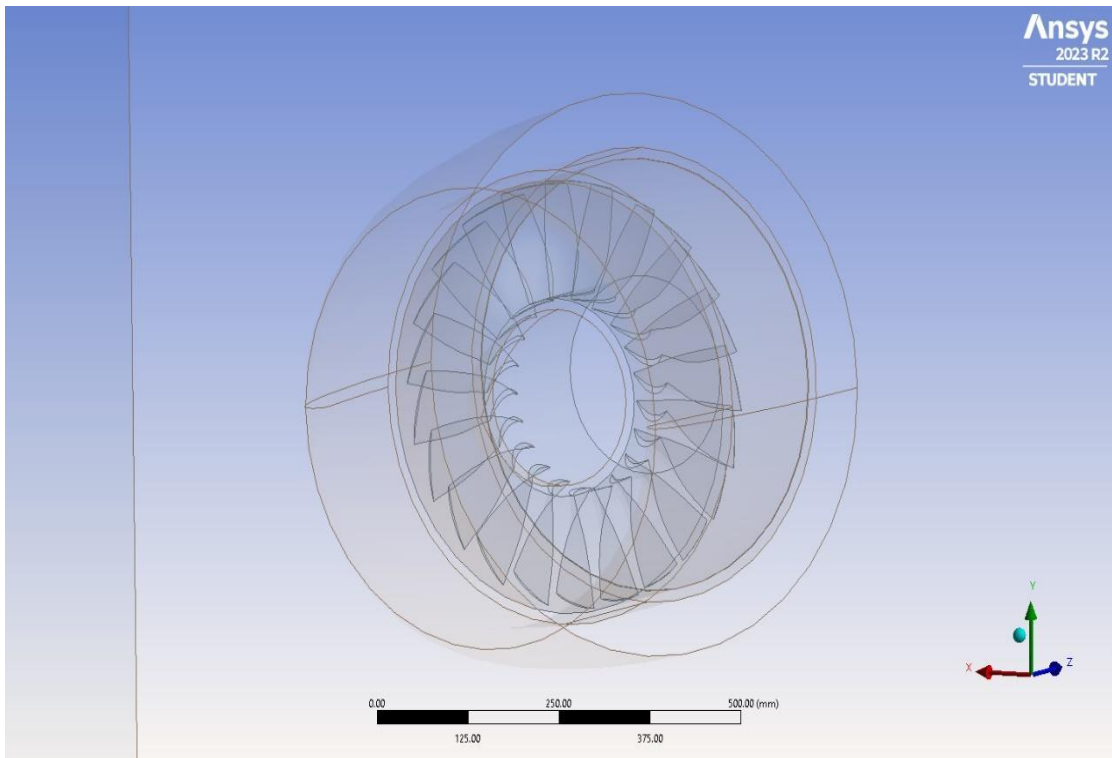
Εικόνα 57 Σύστημα nacelle - spinner στο λογισμικό SolidWorks

Εισάγοντας την παραπάνω γεωμετρία μαζί με εκείνη του συμπιεστή στο ANSYS Design Modeler, δημιουργήθηκαν τα χωρία όπως φαίνονται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 58 Πλάγια όψη υπολογιστικού χωρίου στο λογισμικό ANSYS CFX

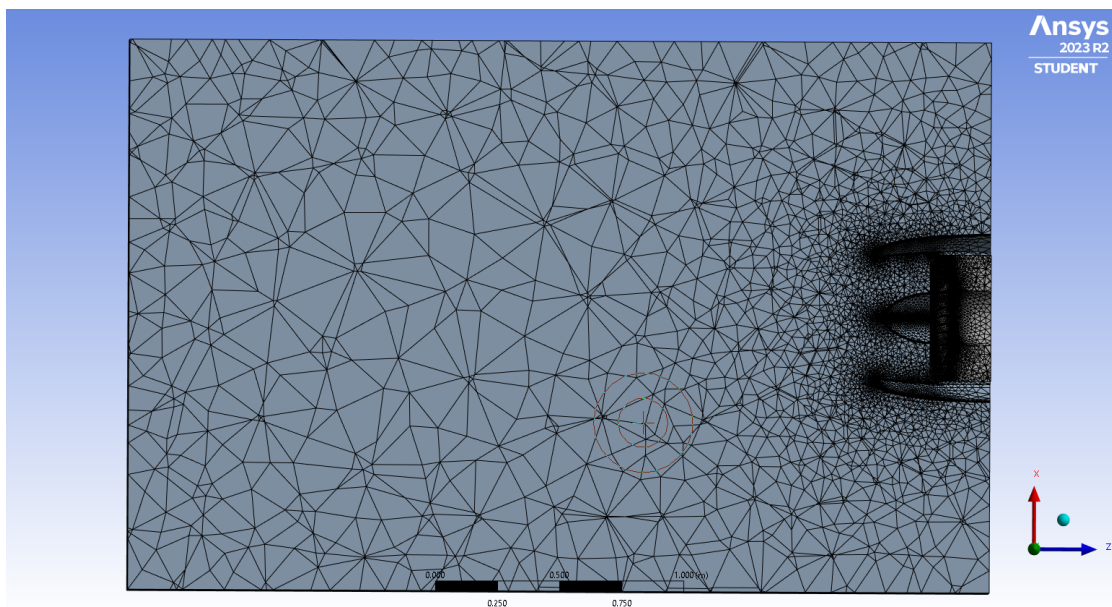
Όπως φαίνεται το χωρίο κόβεται σε απόσταση περίπου δύο χορδών κατάντι του συμπιεστή. Στην παρακάτω εικόνα μπορεί να διακριθεί καλύτερα το κυλινδρικό περιστρεφόμενο χωρίο το οποίο περικλείει τα πτερύγια του συμπιεστή.



Εικόνα 59 Το σύστημα nacelle - spinner - R67 εντός του υπολογιστικού χωρίου στο λογισμικό ANSYS CFX

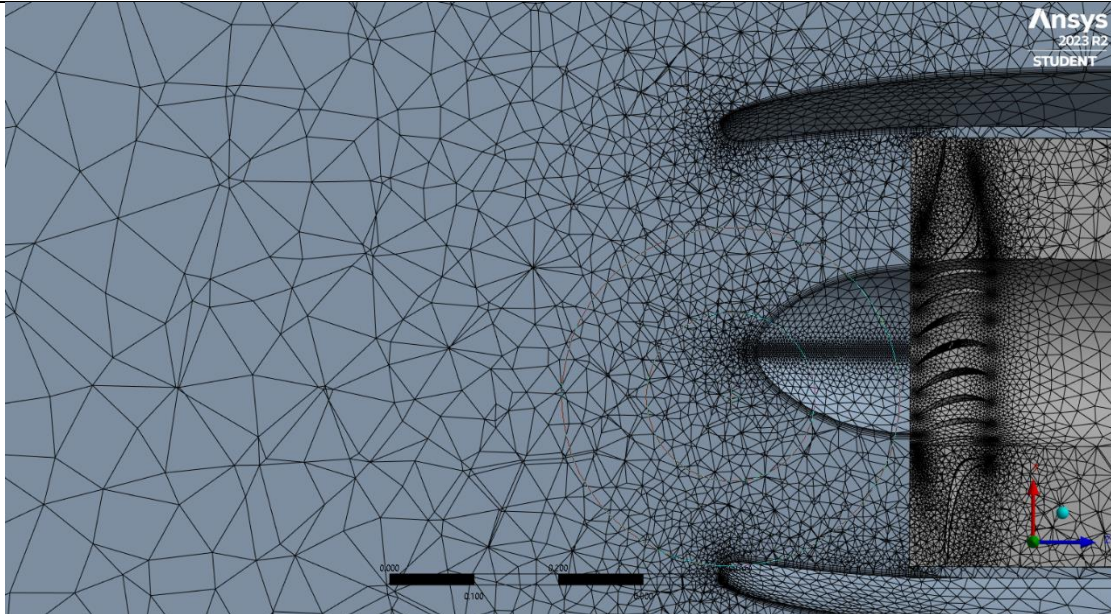
### 5.2.2: Υπολογιστικό Πλέγμα

Το επόμενο στάδιο στο στήσιμο των αναλύσεων ήταν η δημιουργία του υπολογιστικού πλέγματος. Σε τομή το πλέγμα φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 60 Πλάγια όψη τομής υπολογιστικού πλέγματος στο ANSYS CFX

Το πλέγμα που δημιουργήθηκε αποτελούνταν από 2.3 εκατομμύρια κελιά, στις επιφάνειες του nacelle, το spinner καθώς και στα πτερύγια του συμπιεστή έγινε χρήση inflation για την σωστή επίλυση του οριακού στρώματος.



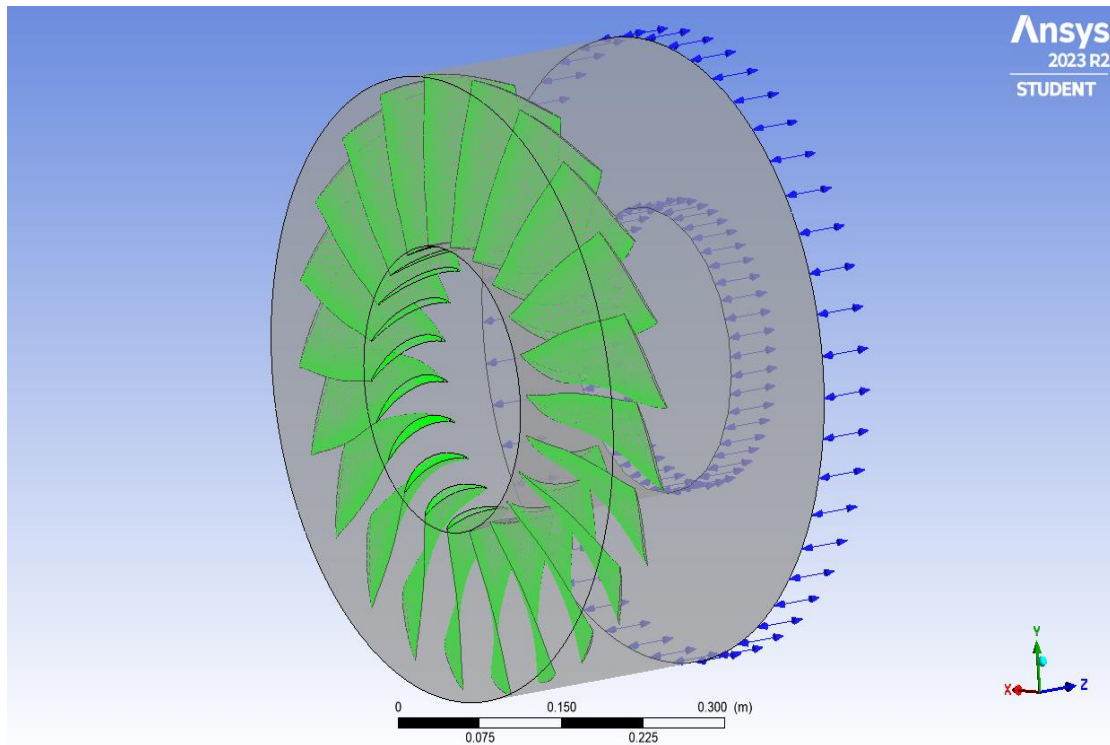
Εικόνα 61 Υπολογιστικό πλέγμα κοντά στο σύστημα nacelle - spinner - R67 στο λογισμικό ANSYS CFX

Συγκεκριμένα στο inflation ορίστηκε το ύψος πρώτου κελιού να είναι 0.1mm, με ρυθμό αύξησης 1.2 και μέγιστο αριθμό στρωμάτων 5. Στόχος ήταν η επίτευξη μίας τιμής για το  $y^+$  κοντά στο 3.

### 5.2.3: Παράμετροι προσομοιώσεων

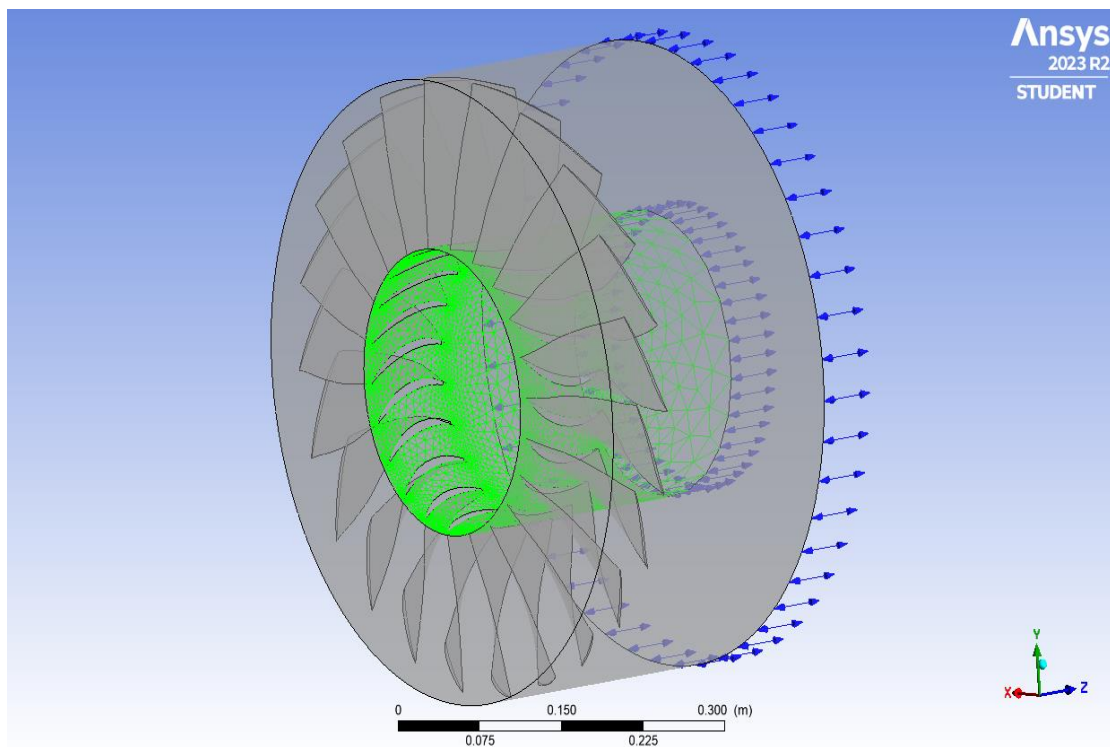
Στην συνέχεια, στο CFX pre έγινε η ρύθμιση των παραμέτρων της ανάλυσης. Συγκεκριμένα ορίστηκαν δύο ξεχωριστά χωρία, ένα κινούμενο το οποίο περιλάμβανε τα πτερύγια (fan) και ένα ακίνητο στο οποίο περικλείονταν όλο το ροϊκό πεδίο (stationary). Ξεκινώντας με το κινούμενο χωρίο – fan, ορίστηκαν οι εξής οριακές συνθήκες:

- Blades
  - Boundary Type: Wall
  - Frame Type: Rotating
  - No slip wall



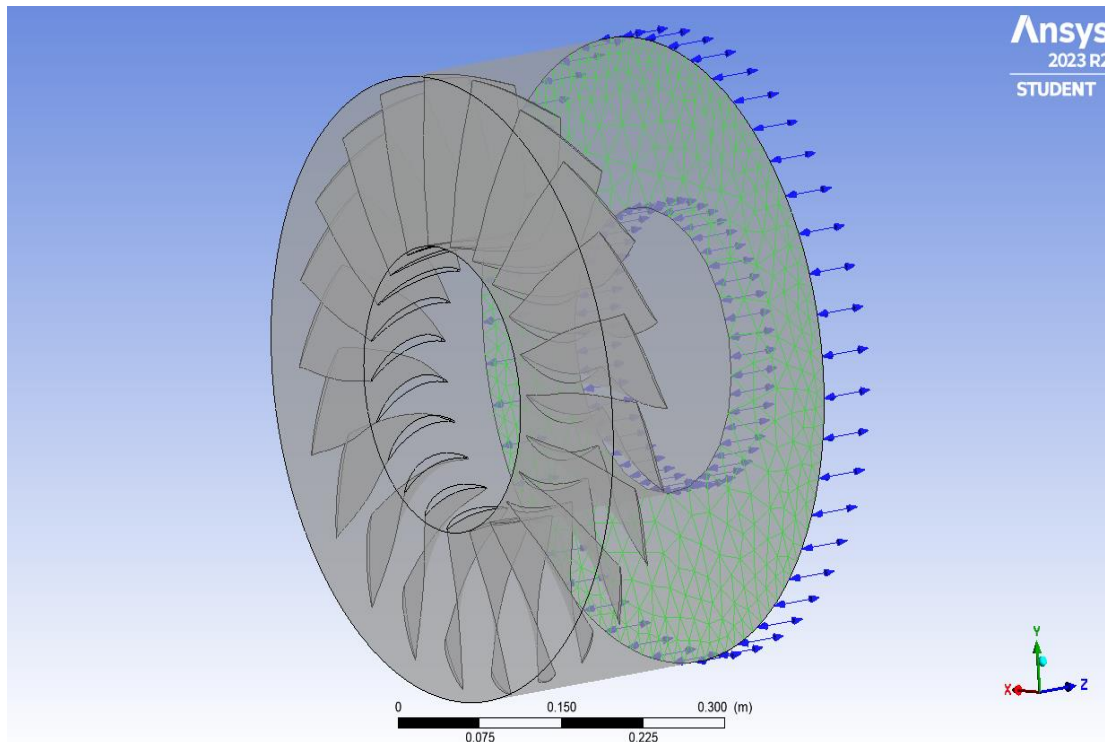
Εικόνα 62 Ορισμός οριακής συνθήκης στα blades του συμπιεστή στο λογισμικό ANSYS CFX

- Fan hub
  - Boundary Type: Wall
  - Frame Type: Rotating
  - No slip wall



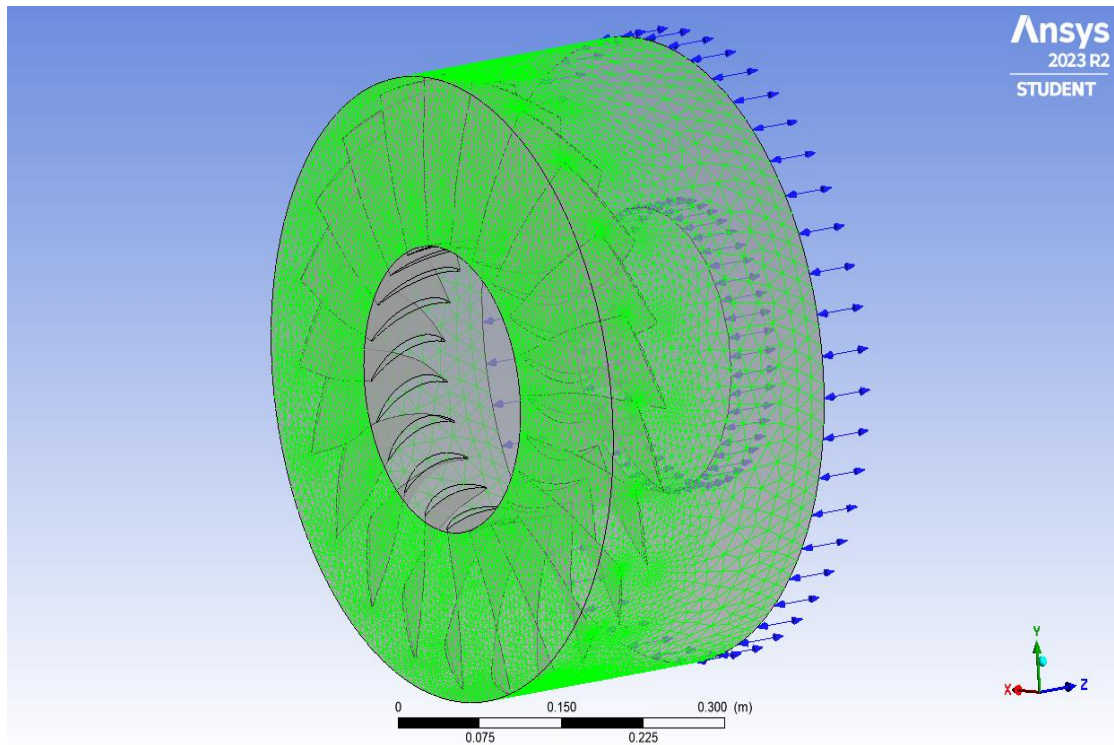
Εικόνα 63 Ορισμός οριακής συνθήκης στο hub του συμπιεστή στο λογισμικό ANSYS CFX

- Fan outlet
  - Boundary Type: Opening
  - Frame Type: Rotating



Εικόνα 64 Ορισμός οριακής συνθήκης στην έξοδο του συμπιεστή στο λογισμικό ANSYS CFX

Σημειώνεται πως στο fan outlet, χρησιμοποιήθηκε η επιλογή opening – entrainment, καθώς σε άλλες επιλογές η λύση κατέρρευε λόγω reverse flow στην έξοδο. Έτσι η πίεση στην έξοδο μπορούσε να μεταβάλλεται όπως στην περίπτωση της ανάλυσης του R67 που παρουσιάστηκε νωρίτερα, ορίζοντας την σχετική πίεση στην έξοδο. Τέλος καθώς θα υπάρχει αλληλεπίδραση μεταξύ του σταθερού και κινούμενου χωρίου, ορίστηκε συνθήκη interface στην εξωτερική επιφάνεια του κινούμενου χωρίου, όπως φαίνεται στην παρακάτω εικόνα:

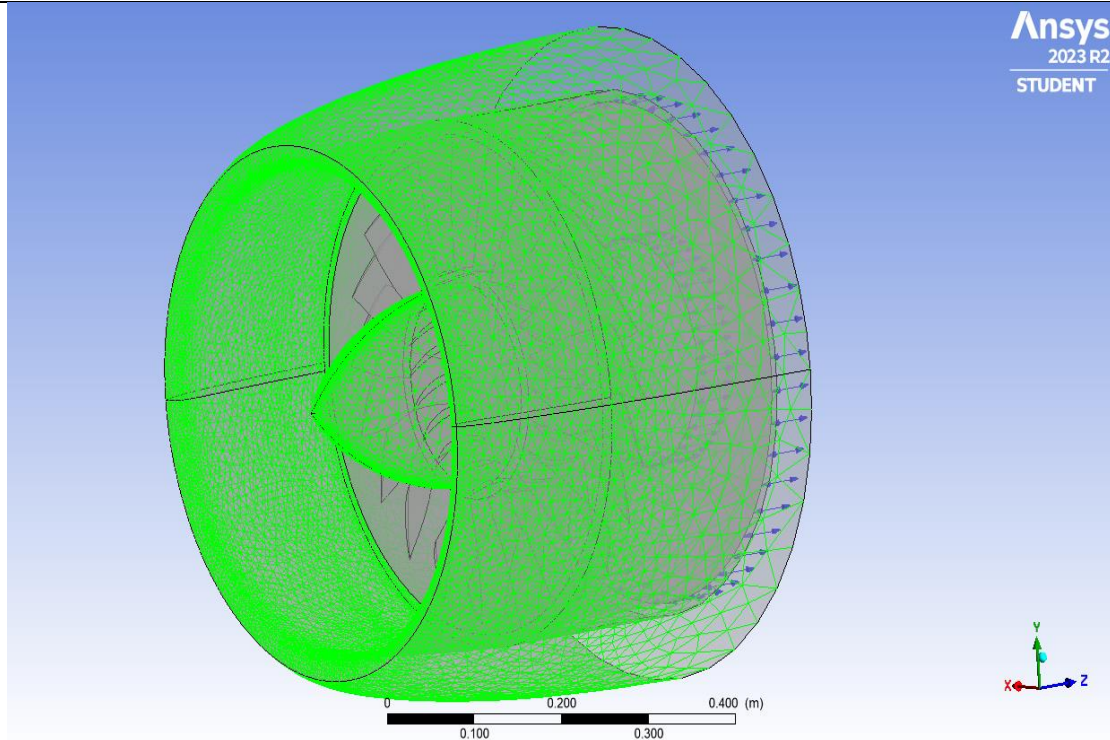


Εικόνα 65 Ορισμός συνθήκης interface στην επιφάνεια του περιστρεφόμενου χωρίου του R67 το οποίο έρχεται σε επαφή με το σταθερό χωρίο, στο λογισμικό ANSYS CFX

Έπειτα στο σταθερό χωρίο – stationary, περιλάμβανε το nacelle (nacspin), την εισαγωγή και εξαγωγή του κύριου χωρίου (freestream inlet – outlet), καθώς και τα τοιχώματα του χωρίου (walls). Στις επιφάνειες αυτές λοιπόν ορίστηκαν οι εξής συνθήκες:

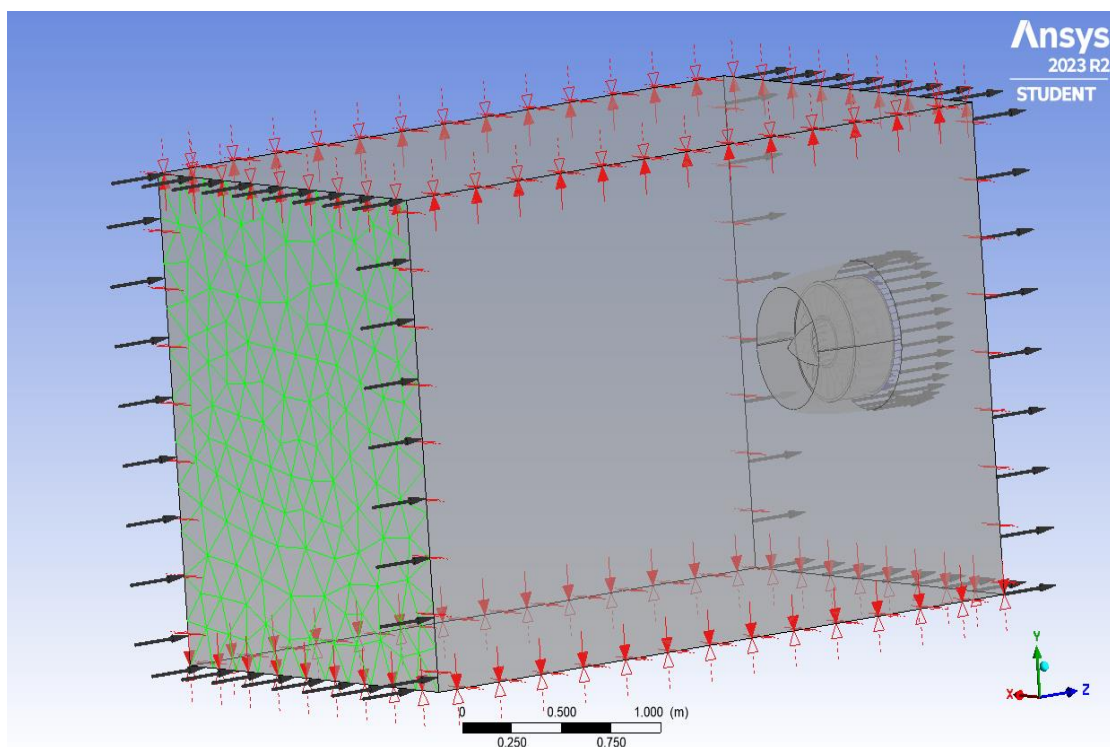
- Nacspin
  - Boundary Type: Wall
  - No slip wall





Εικόνα 66 Ορισμός οριακής συνθήκης στα τοιχώματα του nacelle και του spinner

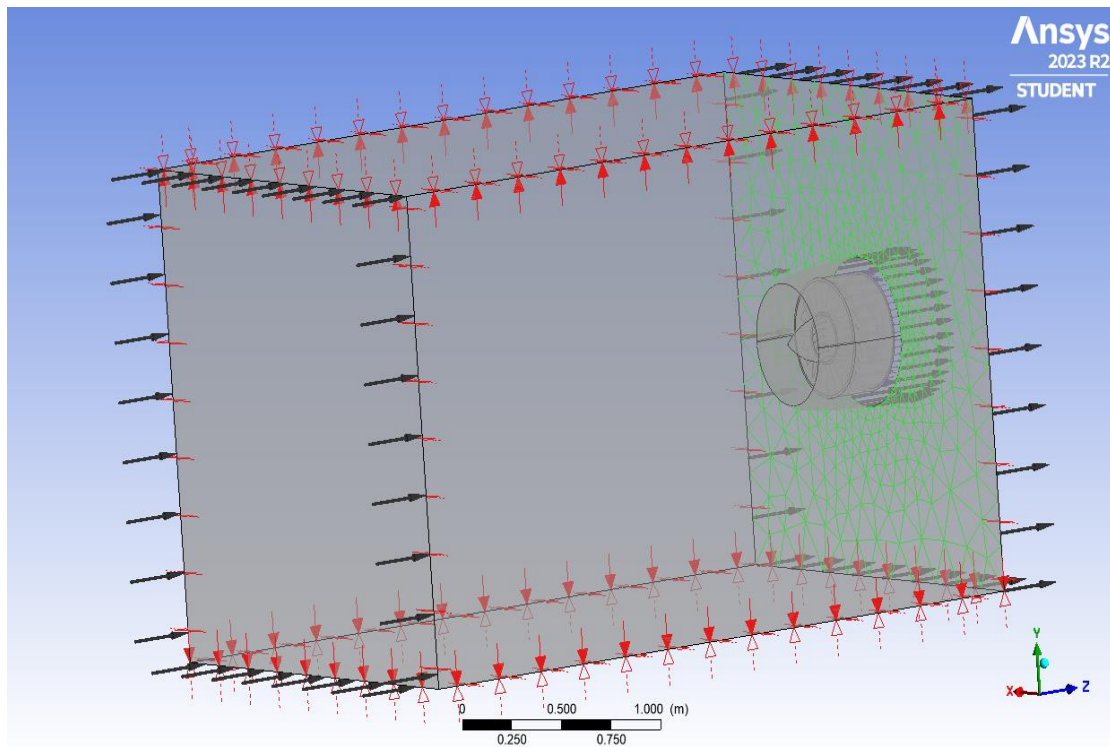
- Freestream inlet
  - Boundary Type: Inlet
  - Velocity inlet:  $V_{\infty} = 269.43\text{m/s}$



Εικόνα 67 Ορισμός οριακής συνθήκης στην εισαγωγή του σταθερού υπολογιστικού χώρου

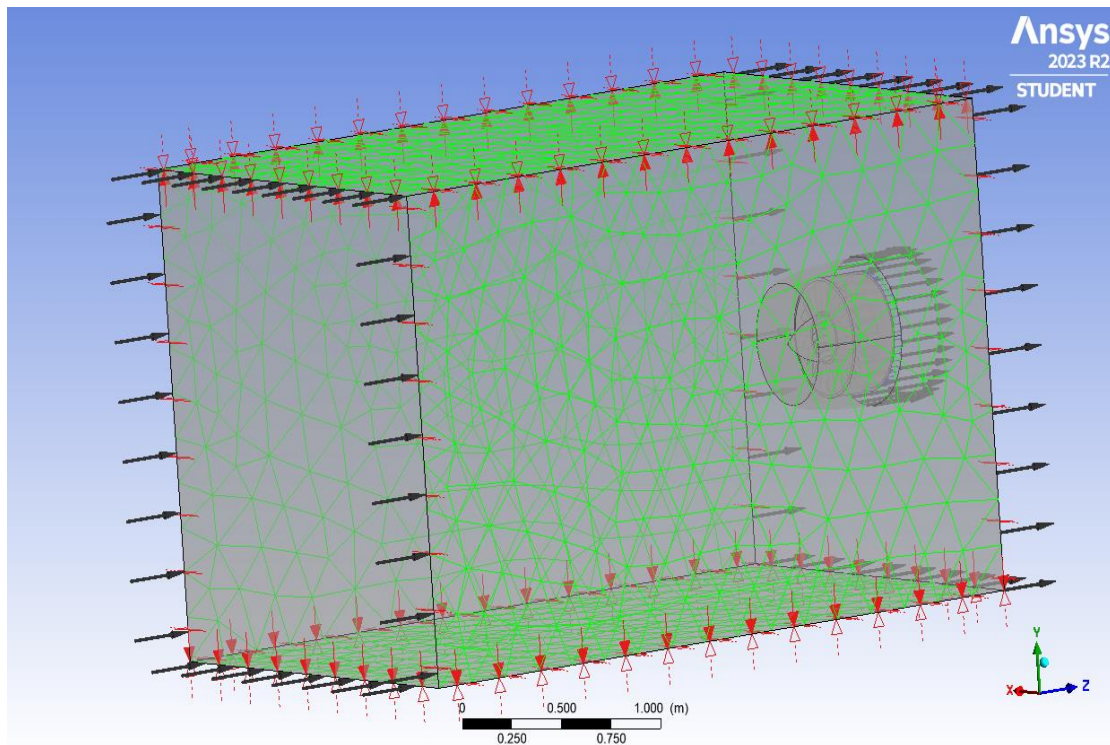
- Freestream outlet

- Boundary Type: Outlet
- Average Static Pressure: 0 [Pa]



Εικόνα 68 Ορισμός οριακής συνθήκης στην έξοδο του σταθερού υπολογιστικού χωρίου

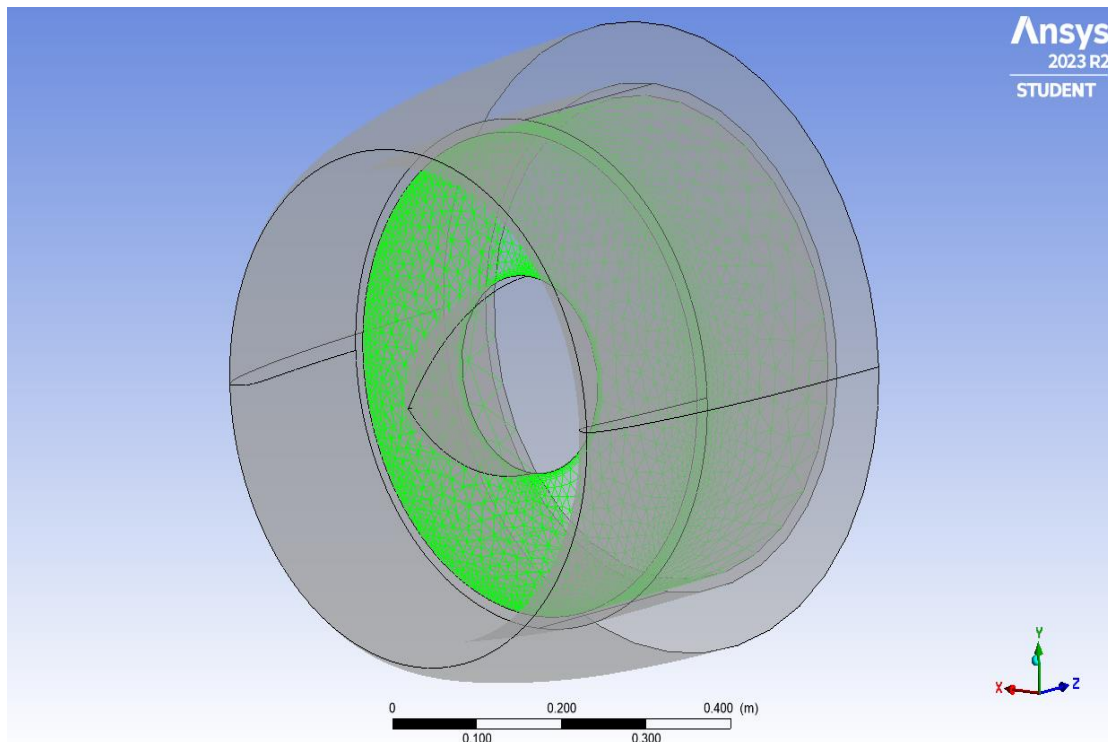
- Walls
  - Boundary Type: Symmetry / Inlet (στις μη μηδενικές γωνίες προσβολής)



Εικόνα 69 Ορισμός οριακής συνθήκης στα πλευρικά τοιχώματα του σταθερού υπολογιστικού χωρίου

Σημειώνεται πως τα πλευρικά όρια του σταθερού χωρίου ορίστηκαν ως symmetry, για την περίπτωση της μηδενικής γωνίας προσβολής. Στις άλλες μη μηδενικές γωνίες που δοκιμάστηκαν, ορίστηκαν ως είσοδοι (inlets), με τον αέρα να εισέρχεται υπό την εκάστοτε γωνία που αναλύονταν. Αυτές οι επιλογές έγιναν προκειμένου να μειωθεί η επιρροή των πλευρικών τοιχωμάτων του χωρίου στο ροϊκό πεδίο.

Τέλος όπως και στο μικρότερο χωρίο, έτσι και εδώ το τμήμα που έρχεται σε επαφή με το κινούμενο χωρίο απαιτεί τον ορισμό μίας συνθήκης interface, προκειμένου να επιλυθεί σωστά το ροϊκό πεδίο και η αλληλεπίδραση των δύο χωρίων. Στην παρακάτω εικόνα φαίνεται η επιφάνεια του σταθερού χωρίου η οποία συνορεύει με το περιστρεφόμενο:

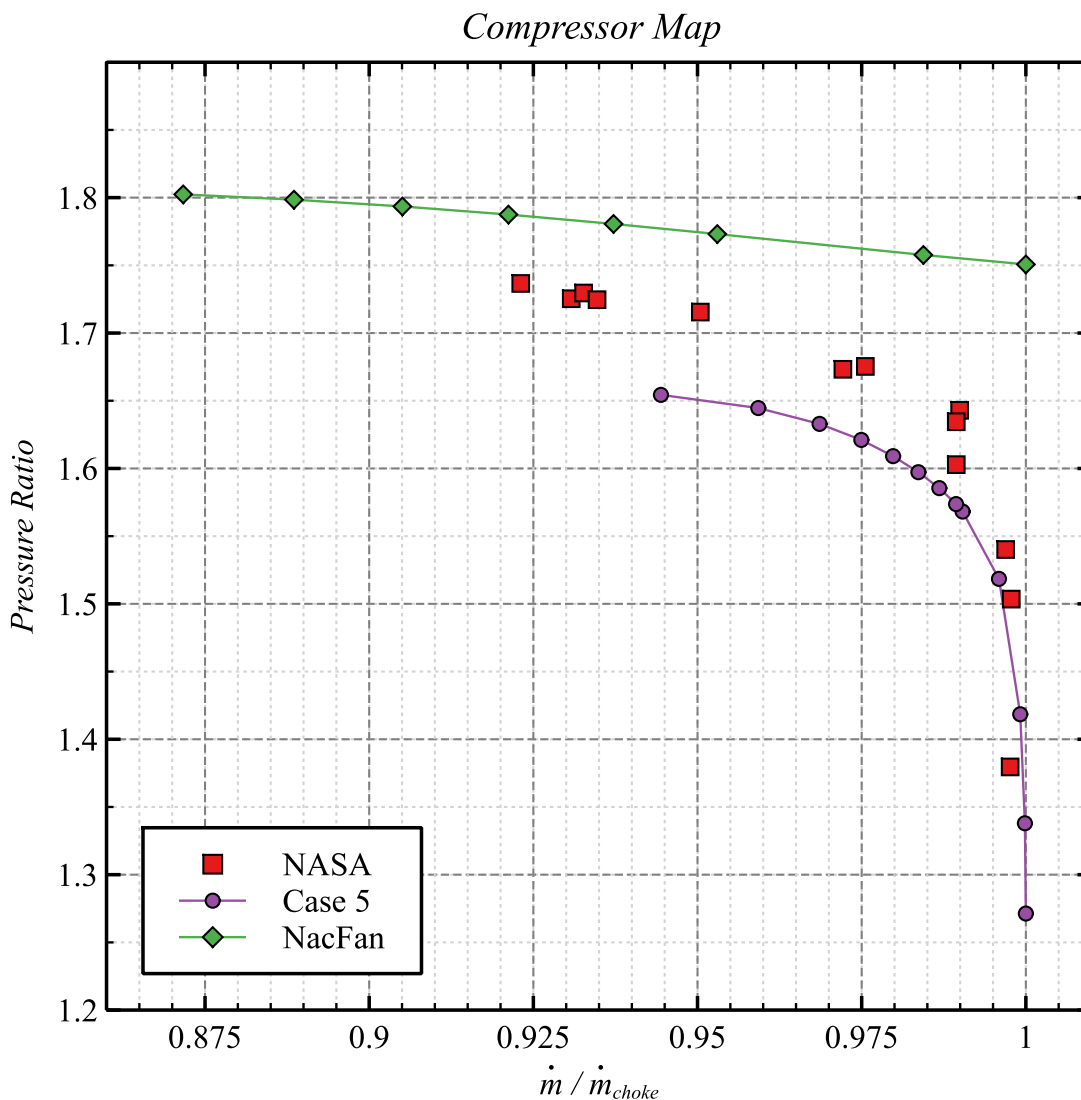


Εικόνα 70 Ορισμός συνθήκης interface στην επιφάνεια του σταθερού χωρίου το οποίο έρχεται σε επαφή με το περιστρεφόμενο χωρίο του R67, στο λογισμικό ANSYS CFX

### Ενότητα 5.3: Αριθμητικά αποτελέσματα αναλύσεων

Όπως έγινε και με τις προηγούμενες αναλύσεις, προτού παρουσιαστούν οι ισογραμμές και σχολιαστεί η ροή ως προς τα χαρακτηριστικά της όπως αυτά προκύπτουν από αυτές, θα γίνει ο σχολιασμός των αριθμητικών αποτελεσμάτων που προέκυψαν. Έτσι από τις αναλύσεις του συστήματος εισαγωγής – ανεμιστήρα, υπολογίστηκαν οι τιμές του λόγου πίεσης, για διάφορες παροχές μάζας. Αυτό έγινε ακολουθώντας την ίδια διαδικασία με την περίπτωση του R67 Validation, δηλαδή η πίεση στην έξοδο του ανεμιστήρα μεταβάλλονταν εντός ενός εύρους τιμών. Επομένως για τις διάφορες πιέσεις στην έξοδο προέκυπταν αντίστοιχες παροχές μάζας και λόγοι πίεσης, μεγέθη τα οποία μπορούν να παρασταθούν γραφικά και να δώσουν χρήσιμες πληροφορίες για την λειτουργία του ανεμιστήρα.

Το εν λόγω διάγραμμα λειτουργίας για τον ανεμιστήρα όπως αυτό προέκυψε από τις συγκεκριμένες αναλύσεις, είναι το κάτωθι:



Διάγραμμα 24 Σύγκριση αποτελεσμάτων ανάλυσης του συστήματος nacelle - spinner - fan (NacFan), με εκείνα της Case 5 που παρουσιάστηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο και τα πειραματικά της NASA (Strazisar, et al., 1989)

Η ζητούμενη καμπύλη φαίνεται με πράσινο, με κόκκινο είναι οι τιμές από τις πειραματικές μετρήσεις της NASA, ενώ με μωβ οι τιμές που προέκυψαν από το R67 Validation που παρουσιάστηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο. Η απεικόνιση των αποτελεσμάτων αυτών σε κοινό διάγραμμα επιτρέπει την άμεση σύγκρισή τους, από την οποία μπορούν να εξαχθούν χρήσιμα συμπεράσματα.

Είναι εμφανές πως στην περίπτωση nacelle – ανεμιστήρα, οι αναλύσεις σταθερά υπερεκτιμούν τον λόγο πίεσης που επιτυγχάνεται. Η καμπύλη βρίσκεται σταθερά επάνω από τις πειραματικές τιμές, ενώ δεν φαίνεται να ακολουθεί την φθίνουσα πορεία των άλλων δύο καμπυλών. Πρέπει επίσης να σημειωθεί πως οι προκύπτουσες τιμές παροχής μάζας ήταν αρκετά αυξημένες σε σχέση με τις πραγματικές. Συνυπολογίζοντας τις δύο αυτές παρατηρήσεις μπορεί να θεωρηθεί πως οι αναλύσεις nacelle – ανεμιστήρα, αδυνατούν να μοντελοποιήσουν τις καταστάσεις λειτουργίας του ανεμιστήρα με μεγάλη ακρίβεια. Αφού σε τιμές παροχής μάζας όπου οι πειραματικές μετρήσεις έδειξαν πως ο συμπιεστής βρίσκεται σε κατάσταση λειτουργίας στραγγαλισμού (choke), οι αναλύσεις αυτές έδωσαν κανονικά αποτελέσματα.

Ωστόσο η καμπύλη που παρουσιάζεται εδώ αφορά σημεία τα οποία αντιστοιχούν σε παροχές μάζας κοντά σε εκείνες που μετρήθηκαν πειραματικά. Δεδομένων αυτών λοιπόν, τα συμπεράσματα που εξαγονται είναι πως οι αναλύσεις nacelle – ανεμιστήρα, αδυνατούν να αποδώσουν τα σύνθετα ροϊκά

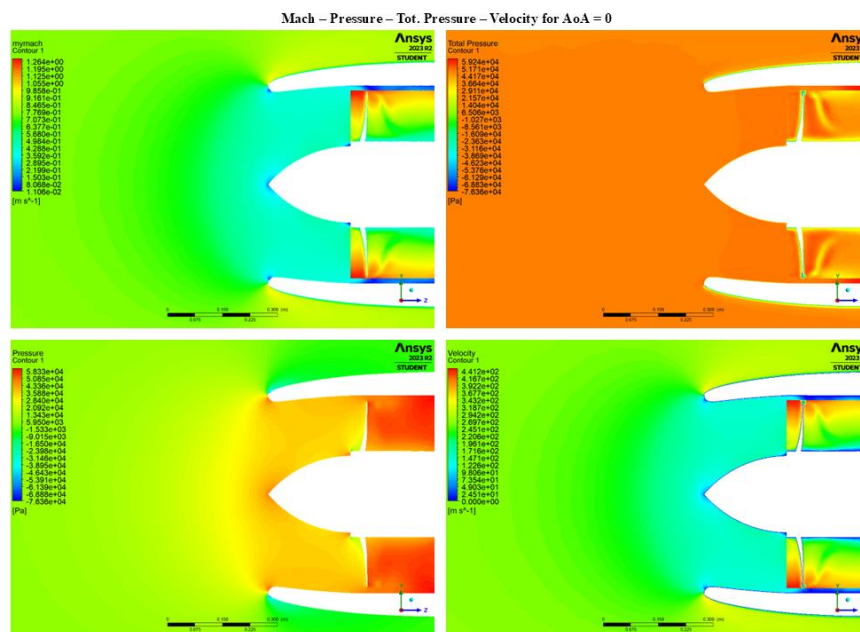
φαινόμενα ανάμεσα στα περύγια με πάσα λεπτομέρεια. Όμως εντός του κοντινού στις πειραματικές μετρήσεις, εύρους παροχών οι προκύπτουσες τιμές λόγω πιέσεων εμφανίζουν μία αυξημένη μεν, σε σχέση με το R67 Validation απόκλιση, η οποία όμως δεν είναι απορριπτέα.

Η αδυναμία αυτή μπορεί να αποδοθεί στην αυξημένη πολυπλοκότητα την οποία παρουσιάζει η ανάλυση που περιγράφεται σε αυτό το κεφάλαιο, σε σχέση με την προηγούμενη. Υπενθυμίζεται πως η προηγούμενη ανάλυση αφορούσε την περίπτωση ενός πτερυγίου, υποθέτοντας πλήρως ομοιόμορφη ροή στον ανεμιστήρα, κάνοντας χρήση περιοδικών οριακών συνθηκών στα πλευρικά όρια του χωρίου. Αυτή η προσέγγιση πετυχαίνει μία πολύ καλή, όπως άλλωστε αποδείχτηκε από την χαμηλή απόκλιση, ισορροπία μεταξύ υπολογιστικού φόρτου και ακρίβειας. Όμως η ανάλυση nacelle – ανεμιστήρα διαφέρει αρκετά, εδώ αναλύθηκε η πλήρης γεωμετρία του ανεμιστήρα, ορίζοντας περιστρεφόμενο χωρίο. Μάλιστα το γεγονός ότι ο ανεμιστήρας ήταν τοποθετημένος εντός της εισαγωγής, αποτελεί παράγοντα επιπλέον πολυπλοκότητας. Τελικά στην περίπτωση nacelle – ανεμιστήρα, το πλέγμα δεν μπορεί να πετύχει την ίδια ευκρίνεια με την περίπτωση του μεμονωμένου πτερυγίου του R67 Validation, λόγω των περιορισμών ως προς την διαθέσιμη υπολογιστική ισχύ.

## Ενότητα 5.4: Ποιοτική αποτίμηση αποτελεσμάτων αναλύσεων

### 5.4.1: Αποτελέσματα για $\text{AoA} = 0^\circ$

Η παρουσίαση των αποτελεσμάτων θα ξεκινήσει με την περίπτωση της μηδενικής γωνίας προσβολής. Έτσι στην συγκεκριμένη κατάσταση εξετάζοντας μία πλάγια όψη του χωρίου και εστιάζοντας στο σημείο ενδιαφέροντος, δηλαδή το σύστημα nacelle – fan, προκύπτει:

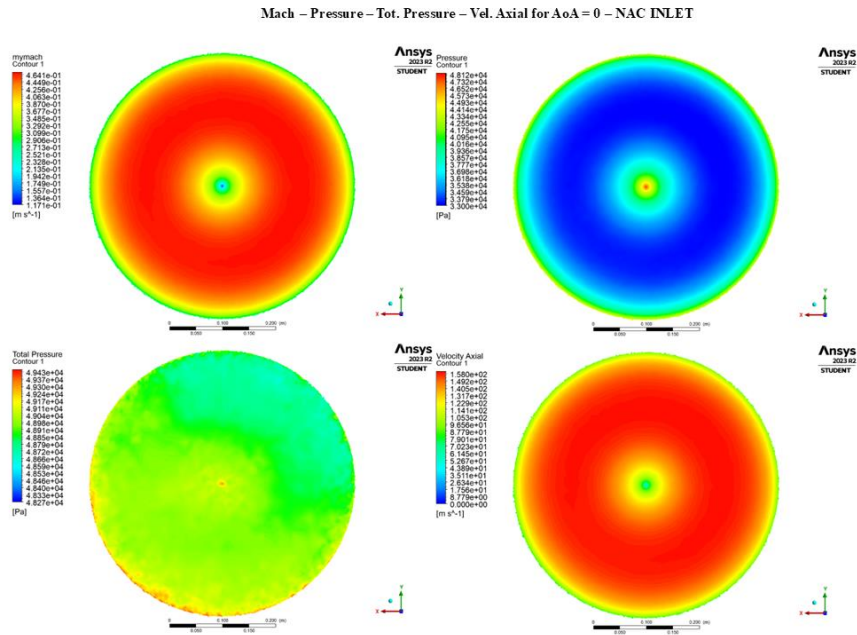


Εικόνα 71 Αποτελέσματα αναλύσεων

Όπως φαίνεται η ροή προσέρχεται στην επιφάνεια του ανεμιστήρα με ταχύτητα εντός του αποδεκτού εύρους το οποίο απαιτεί ο σχεδιασμός του. Συγκεκριμένα η ροή εκεί εμφανίζει τιμές κοντά στο 0.55, δηλαδή το nacelle δείχνει να πετυχαίνει την επιβράδυνση της ροής σε συνθήκες εντός του αποδεκτού εύρους. Εξετάζοντας την ροή ως προς τις μεταβολές της πίεσης, παρατηρείται αύξηση αυτής εντός της εισαγωγής, σε σχέση με τις συνθήκες ελεύθερης ροής ανάντι της εισαγωγής. Επομένως

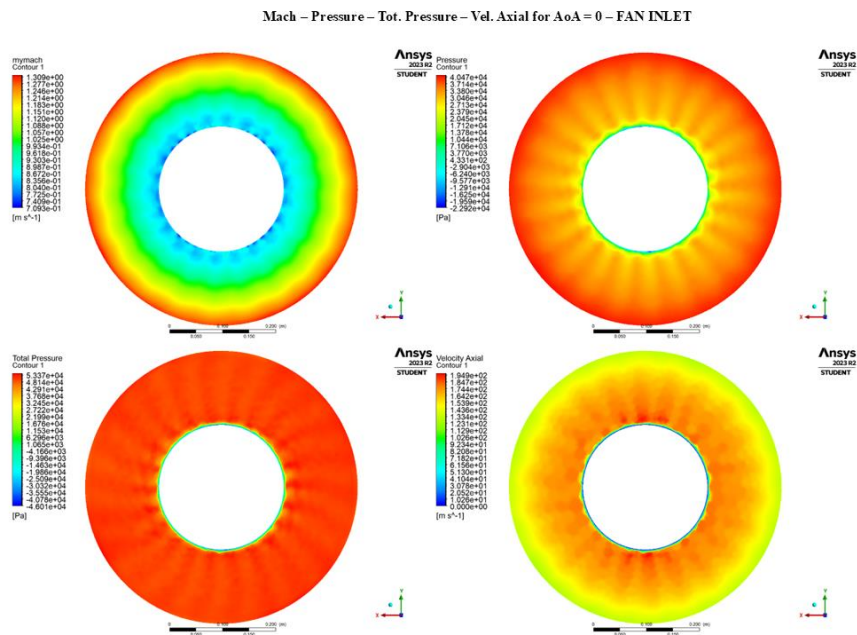
φαίνεται πως το nacelle πετυχαίνει την διάχυση της προσερχόμενης στον συμπιεστή ροής, όπως άλλωστε αναμένονταν βάσει της βιβλιογραφίας. Τέλος πρέπει να σημειωθεί πως σε αυτή την περίπτωση το ροϊκό πεδίο, εντός της εισαγωγής, εμφανίζει συμμετρία ως προς τον άξονα της μηχανής, χωρίς την ύπαρξη αξιοσημείωτων διαταραχών. Σε παρόμοιο πνεύμα βρίσκεται και η ροή στην εξωτερική επιφάνεια του nacelle, όπου δεν παρατηρούνται σημαντικές διαταραχές.

Στην συνέχεια θα παρουσιαστούν αξονικές τομές του συστήματος nacelle-fan σε σημεία ενδιαφέροντος και θα σχολιάζονται τυχόν αξιολογικά φαινόμενα. Έτσι ξεκινώντας με την επιφάνεια στην εισαγωγή του nacelle, δηλαδή στο λεγόμενο χείλος, προκύπτουν τα παρακάτω ισογραμμές:



Εικόνα 72 Αποτελέσματα αναλύσεων

Οι παραπάνω ισογραμμές επιβεβαιώνουν την συμμετρία της ροής, χωρίς να προκύπτει κάποια αξιοσημείωτη διαταραχή. Προχωρώντας στην αξονική διεύθυνση εντός της εισαγωγής, στην επιφάνεια του ανεμιστήρα προκύπτουν τα παρακάτω ισογραμμές:

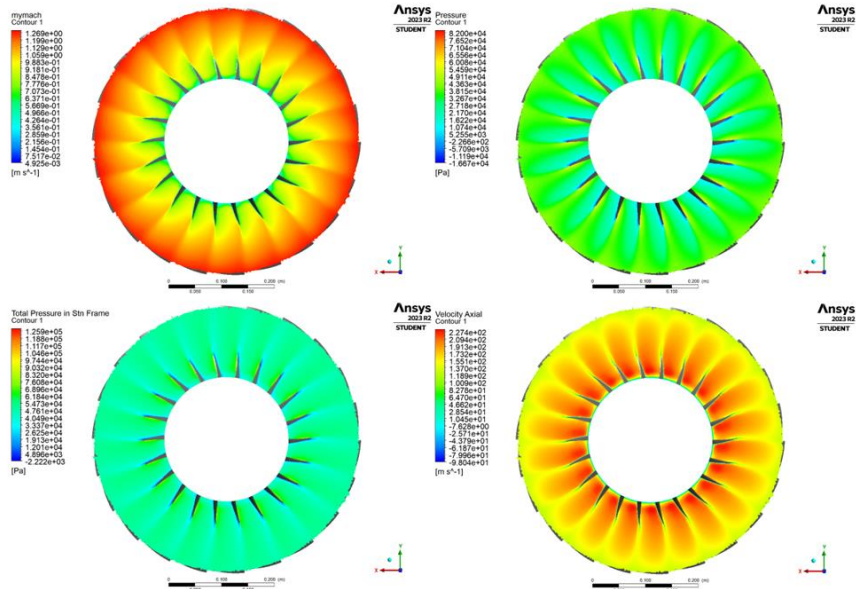


Εικόνα 73 Αποτελέσματα αναλύσεων

Η ροή φτάνει στον ανεμιστήρα διατηρώντας ένα ομοιόμορφο προφίλ, ενώ όπως σχολιάστηκε στο κεφάλαιο των αναλύσεων του συμπιεστή R67, σε μεγάλες ακτινικές θέσεις η ροή προσέρχεται υπερηχητικά.

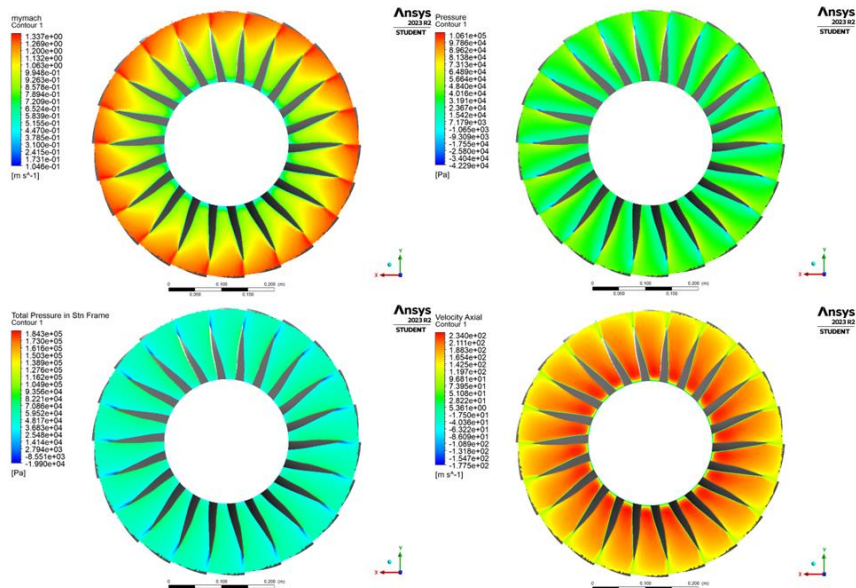
Συνεχίζοντας την μετακίνηση προς την έξοδο του χωρίου, προκύπτουν τα παρακάτω ισογραμμές στις εξής αξονικές θέσεις διαδοχικά, 0.24, 0.25, 0.27:

Mach - Pressure - Tot. Pressure Stn. - Vel. Axial for AoA = 0 - Plane at 0.24

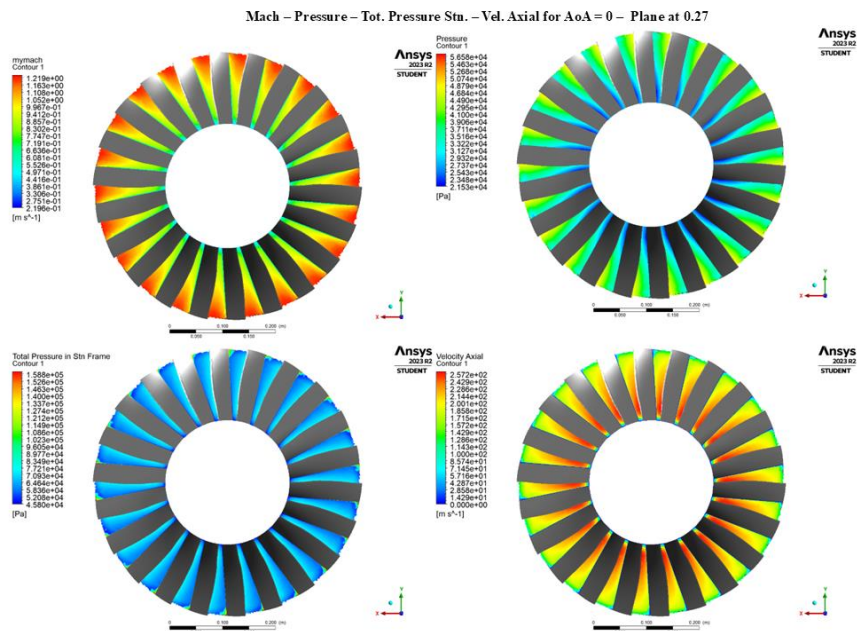


Εικόνα 74 Αποτελέσματα αναλύσεων

Mach - Pressure - Tot. Pressure Stn. - Vel. Axial for AoA = 0 - Plane at 0.25



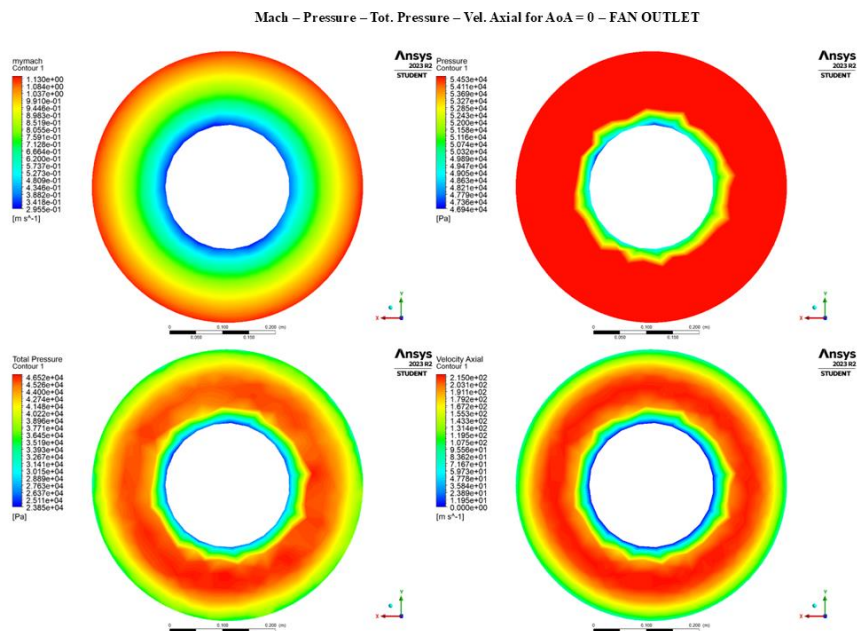
Εικόνα 75 Αποτελέσματα αναλύσεων



Εικόνα 76 Αποτελέσματα αναλύσεων

Γενικώς δεν παρατηρούνται διαφοροποιήσεις στην ροή μεταξύ των περυγίων για όλες τις αξονικές θέσεις. Όσα αναφέρθηκαν για τα κρουστικά κύματα που σχηματίζονταν πάνω στα περύγια του συμπιεστή στο κεφάλαιο του rotor R67 θα πρέπει να ισχύουν και εδώ, ωστόσο στην περίπτωση που παρουσιάζεται σε αυτό το κεφάλαιο η ποιότητα του πλέγματος στα περύγια είναι χειρότερη από την προηγούμενη περίπτωση. Έτσι τυχόν παρεκκλίσεις θα ήταν μάλλον σωστότερο να αποδοθούν σε αυτό, παρά σε φυσικά φαινόμενα.

Τέλος στην έξοδο του ανεμιστήρα ισχύει:



Εικόνα 77 Αποτελέσματα αναλύσεων

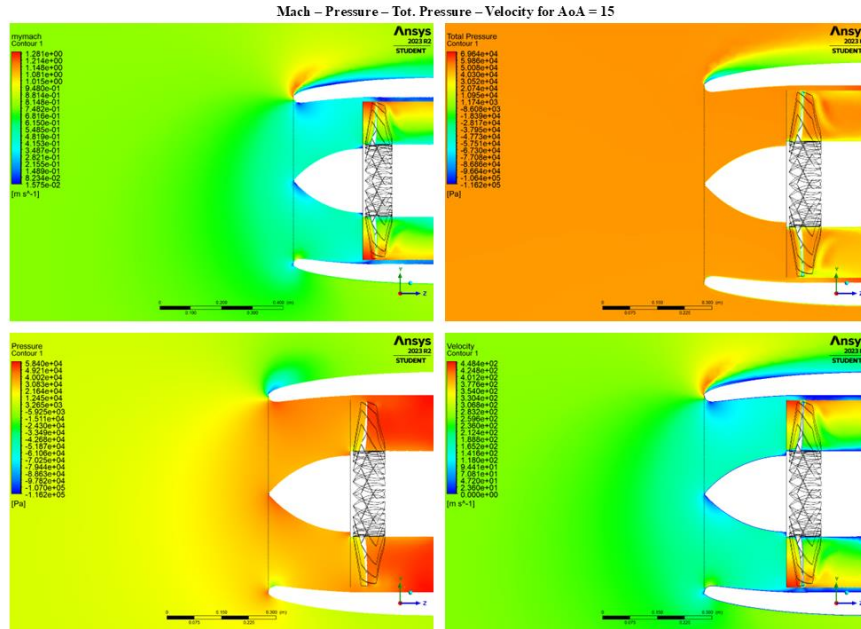
Όπως φαίνεται η ομοιόμορφη συμπεριφορά του ροικού πεδίου που παρατηρήθηκε στην εισαγωγή του ανεμιστήρα, διατηρείται και στην έξοδό του. Οι διαφοροποιήσεις του αριθμού Mach, την



ολική πίεση και την αξονική ταχύτητα, εντοπίζονται στην ακτινική διεύθυνση, ακολουθώντας το αναμενόμενο από την βιβλιογραφία προφίλ. Πρέπει να σημειωθεί ότι στην περιφερειακή διεύθυνση δεν παρατηρούνται διαταραχές ή ανομοιομορφίες.

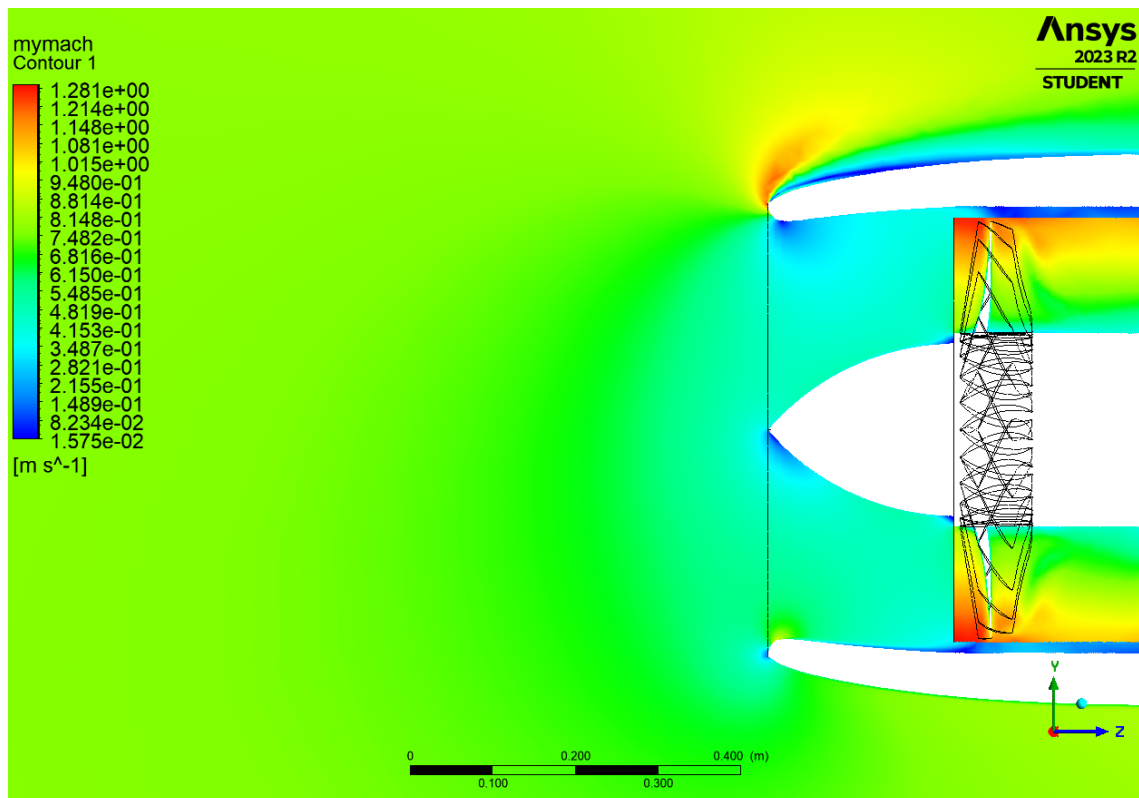
**5.4.2: Αποτελέσματα για AoA = 15°**

Συνεχίζοντας για την περίπτωση της γωνίας προσβολής των 15°, εξετάζοντας την ροή από την πλάγια διεύθυνση που παρουσιάστηκε και προηγουμένως προκύπτει:



Εικόνα 78 Αποτελέσματα αναλύσεων

Όπως αναμένονταν καθώς η ροή προσέρχεται με γωνία 15°, στην άνω εξωτερική πλευρά του nacelle, δημιουργείται μία περιοχή διαταραχών. Μάλιστα, δεδομένου ότι η ροή προσέρχεται με ταχύτητα κοντά στην ηχητική, όπως φαίνεται στο contour του αριθμού Mach, στην ακμή προσβολής της άνω εξωτερικής επιφάνειας δημιουργείται κρουστικό κύμα. Αυτό διακρίνεται με μεγαλύτερη ευκρίνεια στην παρακάτω εικόνα, όπου οι εν λόγω ισογραμμές παρουσιάζονται μεμονωμένες:



Εικόνα 79 Αποτελέσματα αναλύσεων

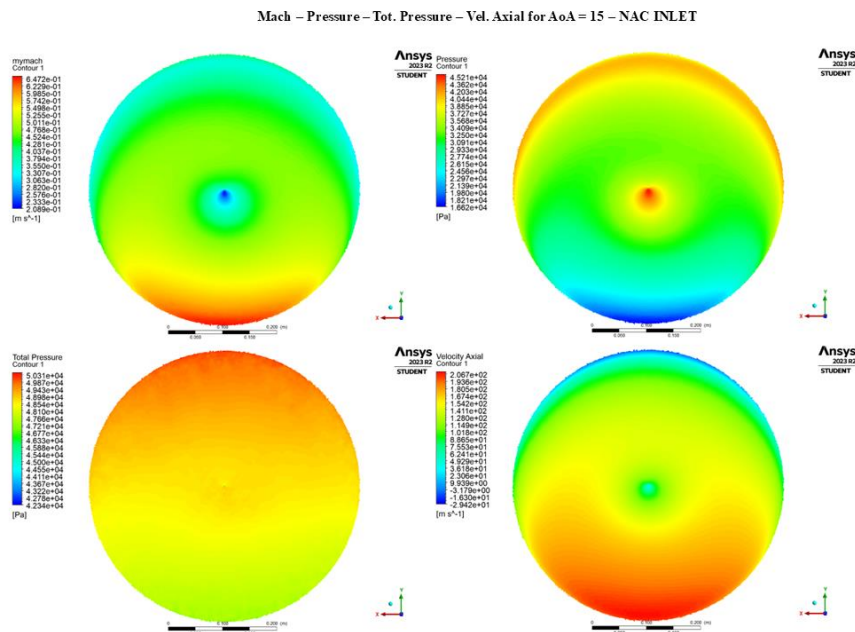
Η ροή προσέρχεται με ταχύτητες κοντά στην ηχητική, ωστόσο στην ακμή προσβολής της άνω πλευράς, τοπικά φαίνεται να φτάνει τιμές κοντά στο 1.28. Κάτι παρόμοιο δεν φαίνεται να συμβαίνει στην κάτω πλευρά, σηματοδοτώντας τις πρώτες ενδείξεις μη συμμετρίας των ροϊκών φαινομένων ως προς τον άξονα της μηχανής. Επίσης για λόγους πληρότητας, παρόλο που η εξωτερική ροή δεν αποτελεί αντικείμενο της συγκεκριμένης εργασίας, πρέπει να σημειωθεί πως η δημιουργία κρουστικού κύματος στο nacelle, επηρεάζει αρνητικά τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους. Ανακαλώντας από τα εισαγωγικά κεφάλαια, αναφέρθηκε πως η αλληλεπίδραση κινητήρα – κύριας πτέρυγας, παρουσιάζει ενδιαφέρον και σε κάποιες περιπτώσεις δημιουργεί σοβαρό πρόβλημα. Επιγραμματικά από την αεροδυναμική θεωρία των αεροσκαφών είναι γνωστό πως ένας από τους σημαντικότερους στόχους κάθε σχεδιασμού είναι η κατά το δυνατόν ελαχιστοποίηση της οπισθέλκουσας. Ο σχηματισμός κρουστικών κυμάτων σε οποιαδήποτε επιφάνεια του αεροσκάφους, αποτελεί ένα εξαιρετικά ανεπιθύμητο γεγονός, πόσο μάλλον όταν αυτό λαμβάνει χώρα τόσο κοντά στην κύρια πτέρυγα.

Επιστρέφοντας όμως στο αντικείμενο μελέτης της συγκεκριμένης εργασίας, ανομοιομορφίες παρατηρούνται και στο εσωτερικό της εισαγωγής. Μάλιστα, ξεκινώντας από την ακμή προσβολής της άνω πλευράς, αλλά εξετάζοντας την εσωτερική της πλευρά διακρίνεται μία διαφορετική ροϊκή συμπεριφορά. Συγκεκριμένα στο εσωτερικό μέρος, φαίνεται να προκύπτει μία επιβράδυνση της ροής σε χαμηλούς αριθμούς Mach, κοντά στο 0.2. Σημειώνεται λοιπόν μία έντονη διαφοροποίηση της ροής εσωτερικά και εξωτερικά του nacelle.

Εξετάζοντας την κάτω εσωτερική πλευρά, παρατηρείται η αντίθετη συμπεριφορά, εκεί υπάρχει επιτάχυνση της ροής τοπικά, δημιουργώντας ένα κύτταρο αριθμών Mach κοντά στην ηχητική, περίπου 0.88 – 0.9. Κατάντη του κυττάρου αυτού η ροή μεταβαίνει γρήγορα σε χαμηλές υποηχητικές ταχύτητες, με αριθμούς Mach κοντά στο, 0.5.

Φυσικά οι διαταραχές αυτές της ταχύτητας συνεπάγονται ένα αντίστοιχο ανομοιόμορφο προφίλ πίεσης, με την δημιουργία μίας περιοχής χαμηλής ολικής πίεσης στην ακμή προσβολής της άνω εξωτερικής επιφάνειας. Στο εσωτερικό της εισαγωγής, εντονότερες διακυμάνσεις παρουσιάζονται στην στατική πίεση, όπου στο άνω μέρος τοπικά, αυξάνεται ενώ στο κάτω έχει την αντίθετη συμπεριφορά.

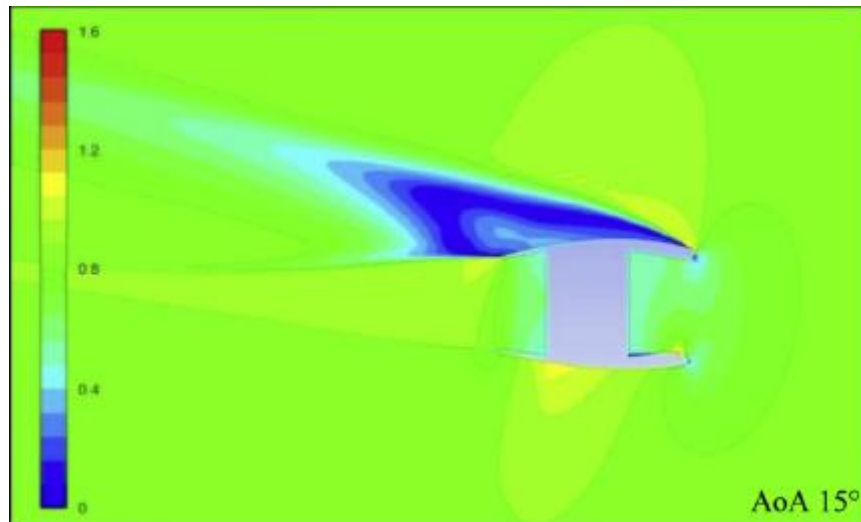
Τα εν λόγω φαινόμενα και η ανάπτυξή τους στην επιφάνεια της εισαγωγής φαίνονται καλύτερα στα παρακάτω ισογραμμές, τα οποία βρίσκονται στην επιφάνεια της εισαγωγής του nacelle:



Εικόνα 80 Αποτελέσματα αναλύσεων

Όπως φαίνεται στο κάτω μέρος της εισαγωγής δημιουργείται μία περιοχή διαταραχής η οποία καταλαμβάνει αρκετό μέρος της επιφάνειας. Το κρουστικό κύμα που προκύπτει στο κάτω μέρος παρουσιάζει μία αξιοσημείωτη ακτινική ανάπτυξη, καταλαμβάνοντας την περιοχή από το σημείο 5 ο'clock μέχρι περίπου 7 ο'clock. Αντίστοιχη συμπεριφορά παρατηρείται τόσο στην στατική όσο και την ολική πίεση. Φαίνεται δηλαδή, στην εισαγωγή του nacelle οι διαταραχές να λιμνάζουν στο κάτω μέρος αυτού, συνιστώντας ένα εξαιρετικά ανομοιόμορφο πεδίο ροής.

Η συμπεριφορά του πεδίου ροής όπως αυτή προέκυψε από τις αναλύσεις και περιγράφεται εδώ, ως επί το πλείστον συμφωνεί με εκείνη που έδειξαν οι αναλύσεις που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια της εργασίας των, (Nambiar & Pachidis, 2022). Η εργασία αφορά τρόπους μείωσης της αποκόλλησης εντός της εισαγωγής σε κατάσταση πτήσης cruise, με χρήση ενεργητικού ελέγχου ροής. Συγκεκριμένα προτού προχωρήσουν στην συζήτηση για τους προτεινόμενους τρόπους ελέγχου, οι συγγραφείς παρουσιάζουν τα αποτελέσματα αναλύσεων που πραγματοποίησαν για την ίδια γεωμετρία εισαγωγής που συζητείται και εδώ, την NASA CRM Nacelle. Μάλιστα κάποιες από τις γωνίες προσβολής που εξετάστηκαν στην εν λόγω εργασία, ταυτίζονται με εκείνες της δουλειάς που παρουσιάζεται εδώ, συγκεκριμένα οι 15° και 20°. Τα ισογραμμές του αριθμού Mach για την γωνία προσβολής των 15°, φαίνονται στην παρακάτω εικόνα η οποία πάρθηκε από την εν λόγω εργασία:



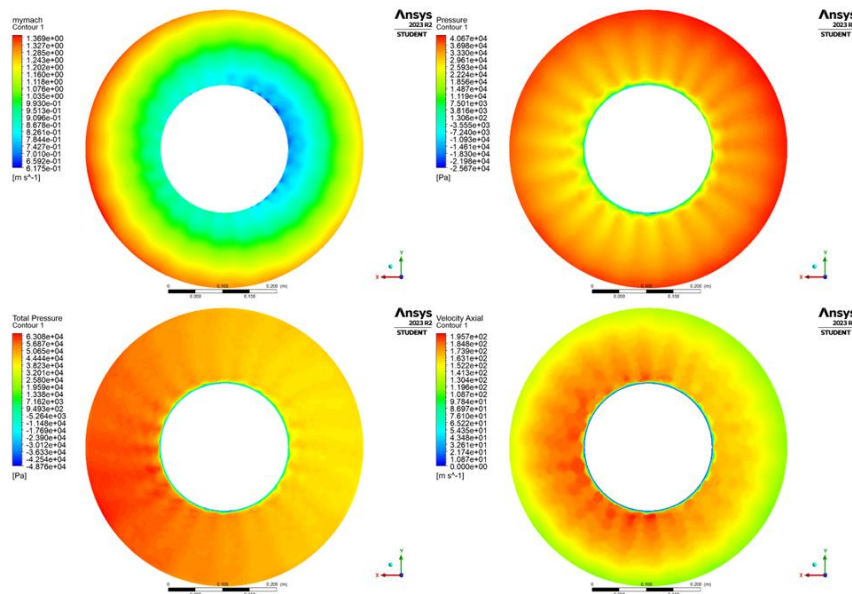
Εικόνα 81 Contour από τις αναλύσεις στην εργασία των (Nambiar & Pachidis, 2022)

Τα φαινόμενα που περιεγράφηκαν εδώ ειδικά για την ακμή προσβολής στο άνω και κάτω μέρος του nacelle, συμφωνούν σε μεγάλο βαθμό με τις αναλύσεις των (Nambiar & Pachidis, 2022). Συγκεκριμένα, οι αναλύσεις τους, προβλέπουν την δημιουργία κρουστικού κύματος στην άνω περιοχή, με τους τοπικούς αριθμούς Mach να βρίσκονται στην περιοχή κοντά στο 1.2, κάτι το οποίο προέκυψε και στις αναλύσεις που παρουσιάστηκαν και εδώ. Κατάντι αυτού, εκείνοι προβλέπουν την δημιουργία μίας μεγάλης περιοχής υποηχητικής ροής, η οποία περικλείει όλη την υπόλοιπη εξωτερική επιφάνεια, κάτι το οποίο οι αναλύσεις της εργασίας που παρουσιάζεται εδώ δεν κατάφεραν να πιάσουν ως προς την ένταση και έκτασή του.

Αντίστοιχη συμφωνία παρατηρείται για την εσωτερική πλευρά του άνω μέρους, αλλά και του κάτω. Οι (Nambiar & Pachidis, 2022), στο κάτω μέρος προβλέπουν την δημιουργία ενός πυρήνα υπερηχητικής ροής, κατάντι του οποίου η ροή μεταβαίνει γρήγορα σε υποηχητική. Το ροϊκό φαινόμενο αυτό προέκυψε και στις αναλύσεις που παρουσιάζονται εδώ, ωστόσο οι αναλύσεις του γράφοντα δεν κατάφεραν να πιάσουν την πλήρη έκταση και έντασή του.

Επιστρέφοντας στις αναλύσεις τις συγκεκριμένης εργασίας που παρουσιάζεται εδώ, ένα ακόμα σημαντικό μέγεθος που πρέπει να εξεταστεί, είναι η αξονική ταχύτητα, η οποία επίσης παρουσιάζει έντονη ανομοιομορφία. Ωστόσο, η συγκεκριμένη παράμετρος έχει μεγαλύτερο ενδιαφέρον στην είσοδο του ανεμιστήρα, με τα ισογραμμές της επιφάνειας αυτής να φαίνονται παρακάτω:

Mach - Pressure - Tot. Pressure - Vel. Axial for AoA = 15 - FAN INLET

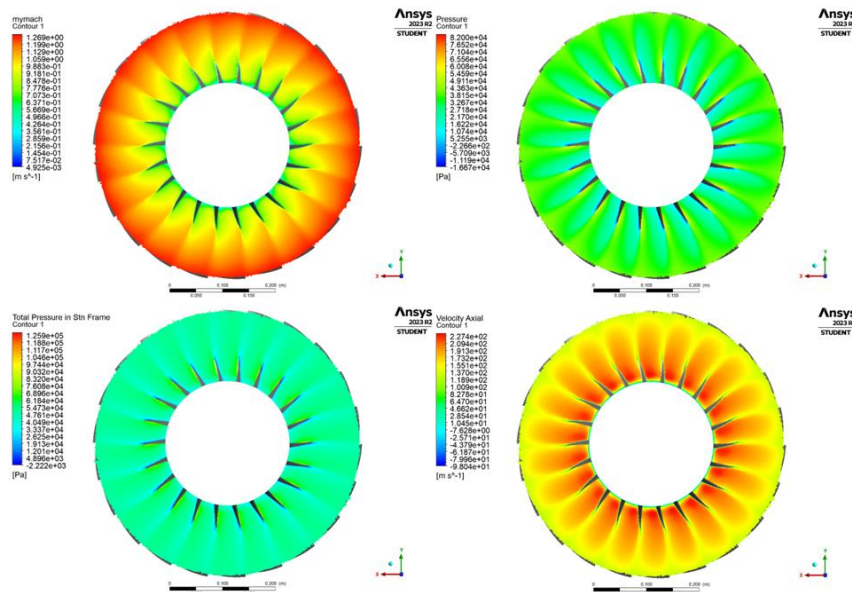


Εικόνα 82 Αποτελέσματα ανάλυσεων

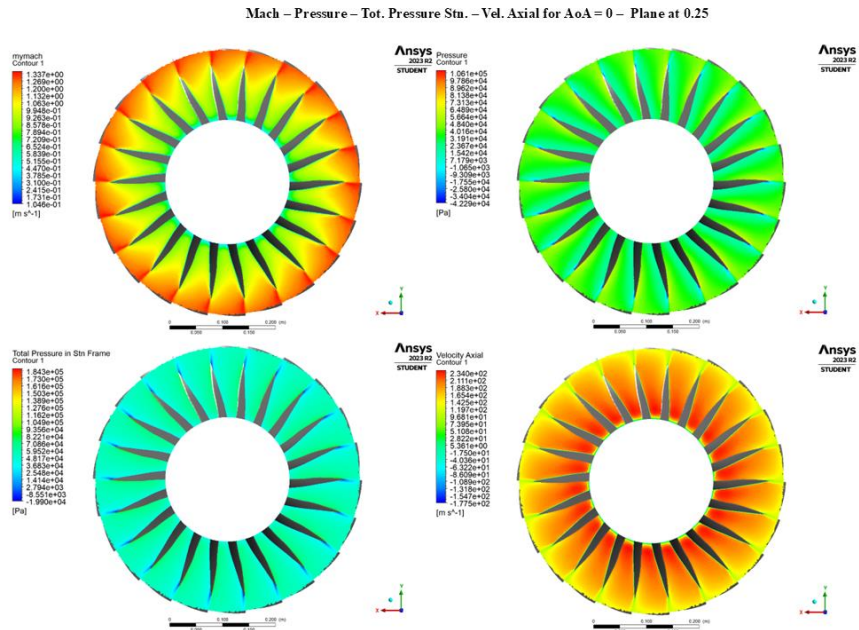
Η ροή συνεχίζοντας στο εσωτερικό της εισαγωγής και φτάνοντας στην επιφάνεια του ανεμιστήρα, εξακολουθεί να χαρακτηρίζεται από ασυμμετρία και ανομοιόμορφες διαταραχές. Εδώ σε αντίθεση με την επιφάνεια στην εισαγωγή του nacelle, οι διαταραχές δεν φαίνεται να λιμνάζουν στο κάτω μέρος. Όπως διακρίνεται εντονότερα στο contour του αριθμού Mach, η ροή εμφανίζει ασυμμετρία δεξιά και αριστερά του άξονα όπως αυτός φαίνεται στην εικόνα. Ενδεχομένως αυτό να μπορεί να αποδοθεί στην συστροφή που προκαλεί η περιστροφή του ανεμιστήρα στο ροϊκό πεδίο, καταδεικνύοντας έτσι την δυναμικότητα που παρουσιάζουν οι διάφορες αναταραχές στις στροβιλομηχανές λόγω της περιστροφής.

Συνεχίζοντας η ροή διέρχεται μέσω των πτερυγίων του ανεμιστήρα, όπως και προηγουμένως θα παρουσιαστούν οι θέσεις 0.24, 0.25, 0.27m:

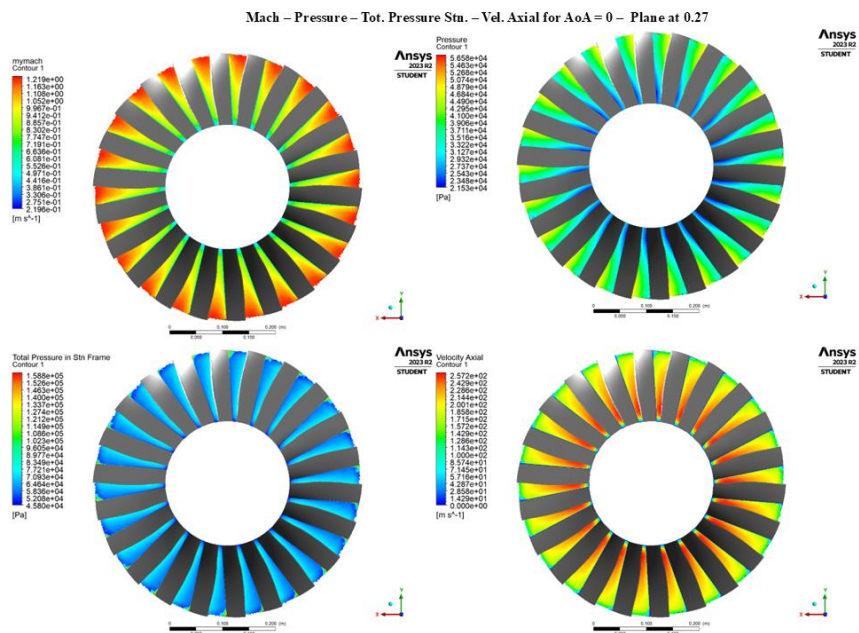
Mach - Pressure - Tot. Pressure Sta. - Vel. Axial for AoA = 0 - Plane at 0.24



Εικόνα 83 Αποτελέσματα ανάλυσεων

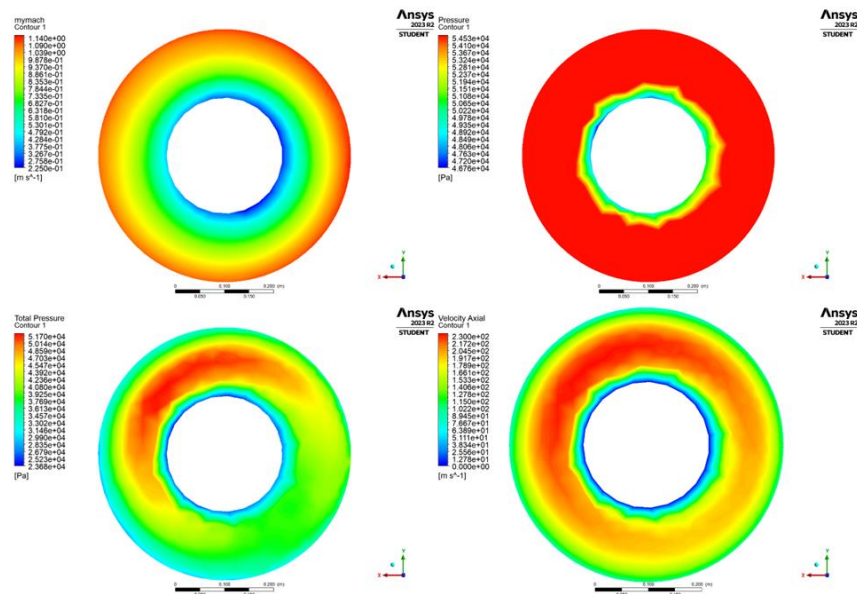


Εικόνα 84 Αποτελέσματα αναλύσεων



Εικόνα 85 Αποτελέσματα αναλύσεων

Δεν παρατηρούνται ιδιαίτερα φαινόμενα εντός του ανεμιστήρα, με τις οποίες ανομοιομορφίες κάποιων μεγεθών να περιορίζονται στο μέτρο τους. Μεγαλύτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει η ροή στην έξοδο του ανεμιστήρα, η οποία φαίνεται στις παρακάτω ισογραμμές:

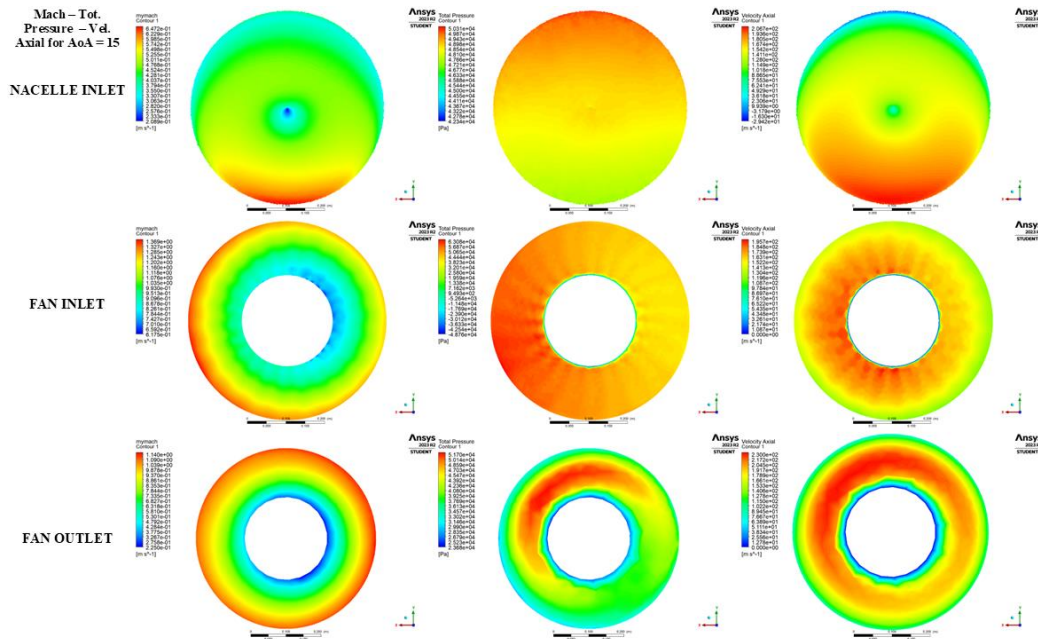


Εικόνα 86 Αποτελέσματα ανάλυσεων

Το πεδίο ροής στην έξοδο του ανεμιστήρα παρουσιάζει ιδιαίτερο ενδιαφέρον, συγκεκριμένα σε ότι αφορά τον αριθμό Mach, την ολική πίεση και την αξονική ταχύτητα. Σχετικά με τον αριθμό Mach, το πεδίο ροής δεν είναι πλήρως συμμετρικό, ωστόσο η διαταραχή που παρατηρείται δεν φαίνεται να είναι τόσο ισχυρή. Αυτό όμως δεν μπορεί να ειπωθεί για την ολική πίεση, αφού όπως φαίνεται μία περιοχή υψηλής πίεσης καταλαμβάνει την περιοχή από την θέση 9 ο'clock μέχρι την 2 ο'clock. Σε παρόμοιο πνεύμα κινείται και η αξονική ταχύτητα, με το τμήμα από την θέση 3 ο'clock μέχρι την 6 ο'clock, να εμφανίζει χαμηλότερες τιμές.

Η ανομοιομορφία στην αξονική ταχύτητα είναι σημαντική καθώς στην πραγματικότητα, κατάντι του ανεμιστήρα θα βρίσκονταν η πρώτη σειρά ακίνητων πτερυγίων του συμπιεστή. Εφόσον η ροή θα προσέρχονταν σε αυτή με το προφίλ αξονικής ταχύτητας που φαίνεται παραπάνω, κάποια πτερύγια της ακίνητης σειράς, θα δέχονταν την ροή με χαμηλότερη αξονική ταχύτητα από τα άλλα. Επομένως η ροή σε αυτά θα προσέρχονταν λιγότερο αξονικά από ότι στα άλλα, δηλαδή η γωνία προσβολής που θα αντιμετώπιζαν τα πτερύγια αυτά θα ήταν μεγαλύτερη από τα υπόλοιπα. Αυτό αποτελεί μία ανεπιθύμητη συμπεριφορά, αφού τα πτερύγια αυτά θα βρίσκονται πιο κοντά στην κατάσταση αποκόλλησης, με ότι αυτό συνεπάγεται για την ευστάθεια της ροής μέσω αυτών, αλλά και την ομαλή λειτουργία της μηχανής εν γένει.

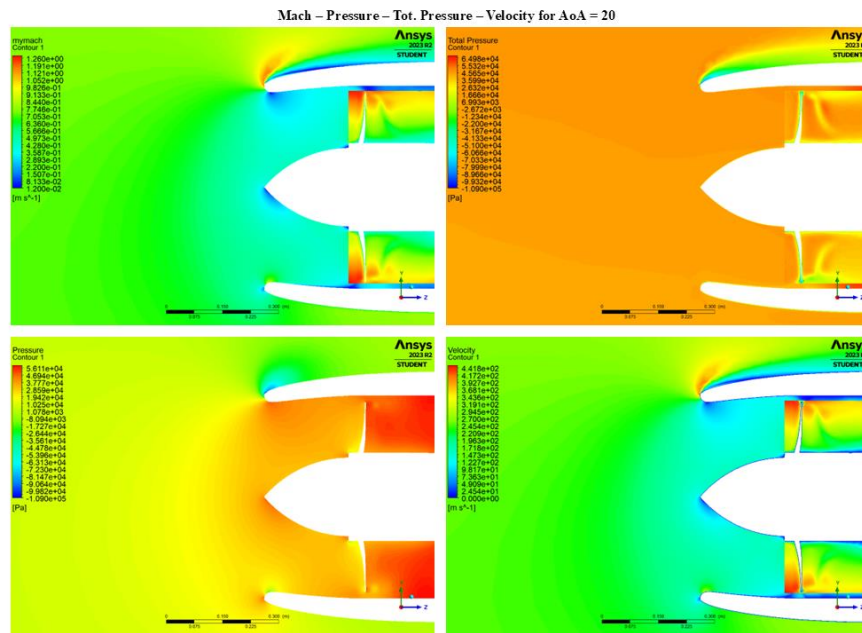
Τέλος η παρακάτω συνολική παράσταση των μεγεθών που σχολιάστηκαν, βοηθά στην καλύτερη αποτίμηση της εξέλιξης των διαταραχών.



Εικόνα 87 Αποτελέσματα αναλύσεων

### 5.4.3: Αποτελέσματα για AoA = 20°

Η τελευταία γωνία που αναλύθηκε ήταν εκείνη των 20°, τα αποτελέσματα της οποίας φαίνονται παρακάτω:



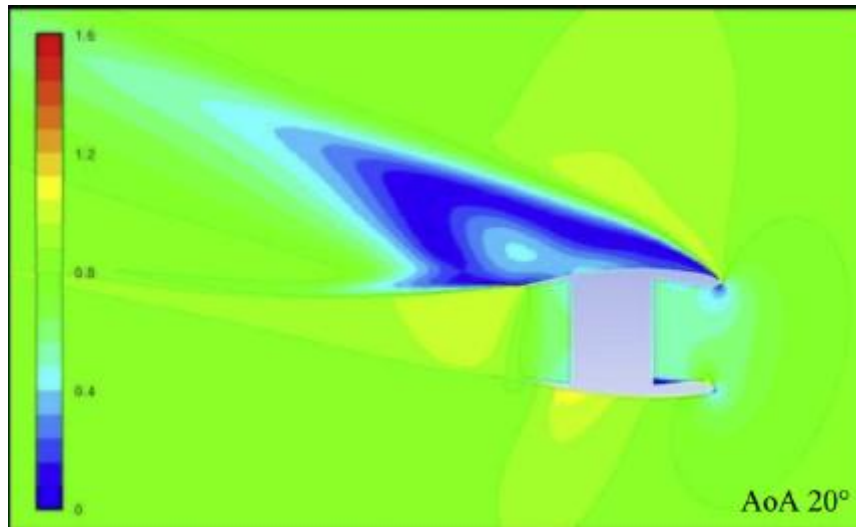
Εικόνα 88 Αποτελέσματα αναλύσεων

Όπως φαίνεται τα ροϊκά φαινόμενα δεν διαφέρουν ως προς την δομή τους, αλλά ως προς την έντασή τους, από την περίπτωση των 15°. Έτσι εδώ παρατηρούνται τα ίδια κρουστικά κύματα που αναφέρθηκαν προηγουμένως για την ακμή προσβολής του nacelle, τόσο στο πάνω όσο και το κάτω μέρος. Όμως εδώ τα φαινόμενα είναι εντονότερα, με τα κρουστικά κύματα να εκτείνονται σε μεγαλύτερη επιφάνεια.

Παρόμοια συμπεριφορά παρατηρήθηκε και από τους (Nambiar & Pachidis, 2022), οι οποίοι στις 20° προβλέπουν τον σχηματισμό εκτεταμένης περιοχής χαμηλών αριθμών Mach κατάντι του

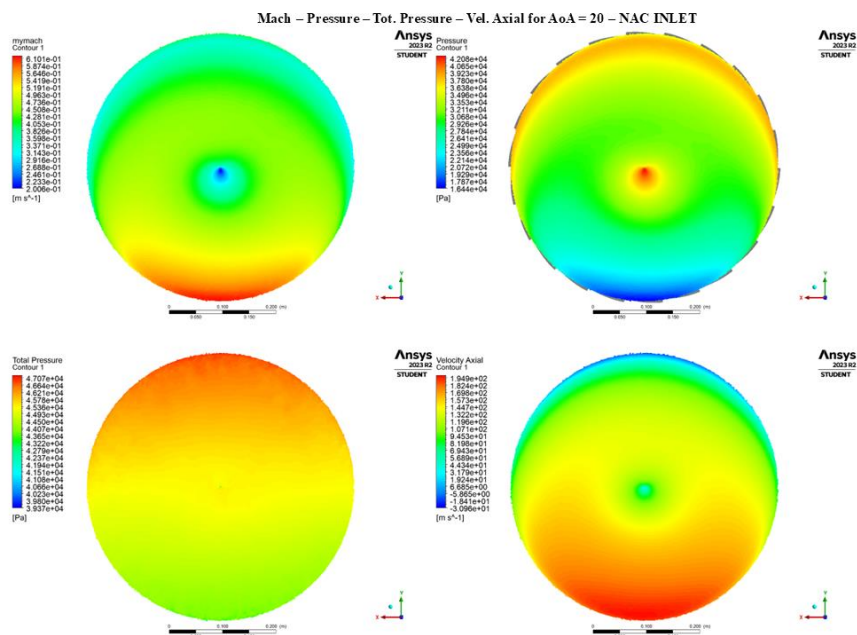


κρουστικού κύματος στην άνω πλευρά του nacelle. Όπως και προηγουμένως οι αναλύσεις του γράφοντα δεν συμφωνούν ως προς την έκταση και την ένταση του φαινομένου, ωστόσο προβλέπουν τον σχηματισμό κρουστικού κύματος, στο ίδιο σημείο. Παρατίθεται η εικόνα των αποτελεσμάτων της εν λόγω εργασίας, όπως αυτή βρίσκεται στο δημοσιευμένο paper:



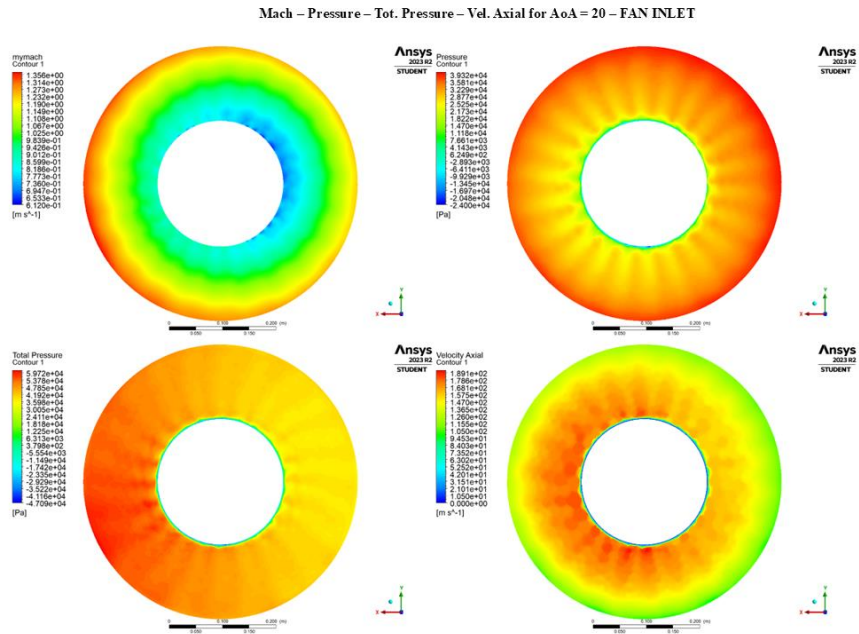
Εικόνα 89 Contour από τις αναλύσεις των (Nambiar & Pachidis, 2022)

Συνεχίζοντας, στην επιφάνεια της εισαγωγής του nacelle, η ροή έχει την κάτωθι συμπεριφορά:



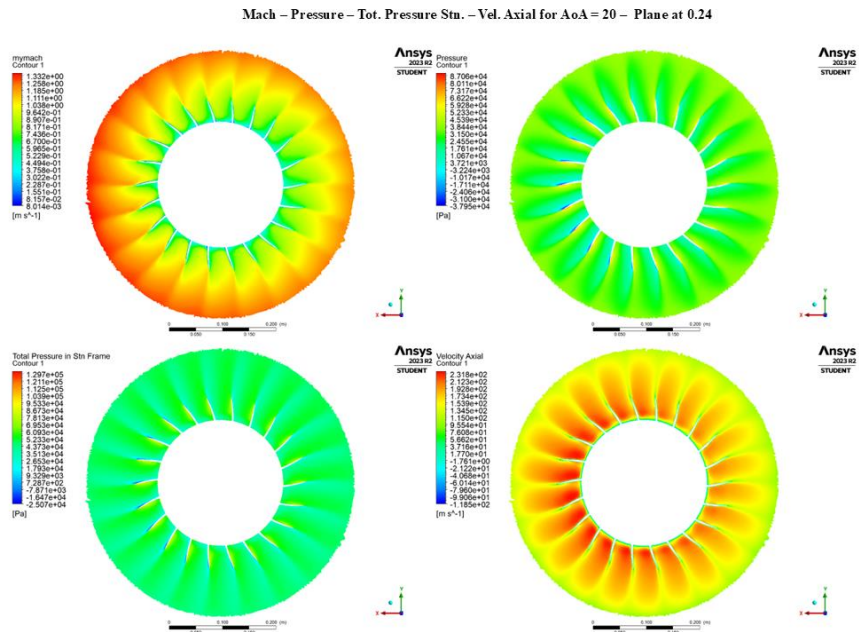
Εικόνα 90 Αποτελέσματα αναλύσεων

Οι διαταραχές ακολουθούν ίδια συμπεριφορά με την περίπτωση των 15°, καθώς όπως φαίνεται συγκεντρώνονται στο κάτω μέρος της εισαγωγής. Συνεχίζοντας η ροή φτάνει στην είσοδο του ανεμιστήρα, όπου ισχύει:



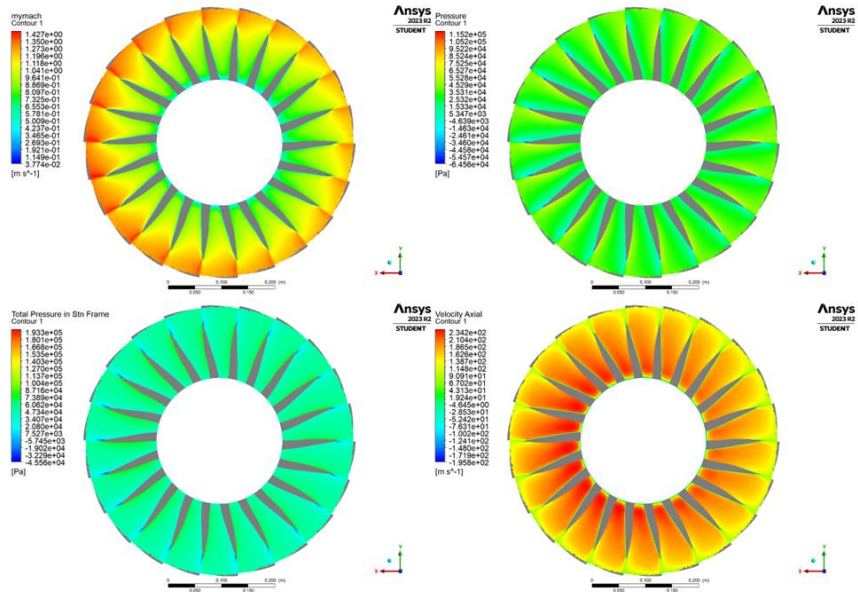
Εικόνα 91 Αποτελέσματα αναλύσεων

Εδώ η ζώνη χαμηλού Mach επηρεάζει ελαφρώς μεγαλύτερο μέρος, ενώ η ανομοιομορφία της αξονικής ταχύτητας φαίνεται να είναι εντονότερη. Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα ισογραμμές διαμέσω του ανεμιστήρα, στις θέσεις 0.24, 0.25 και 0.27 m:



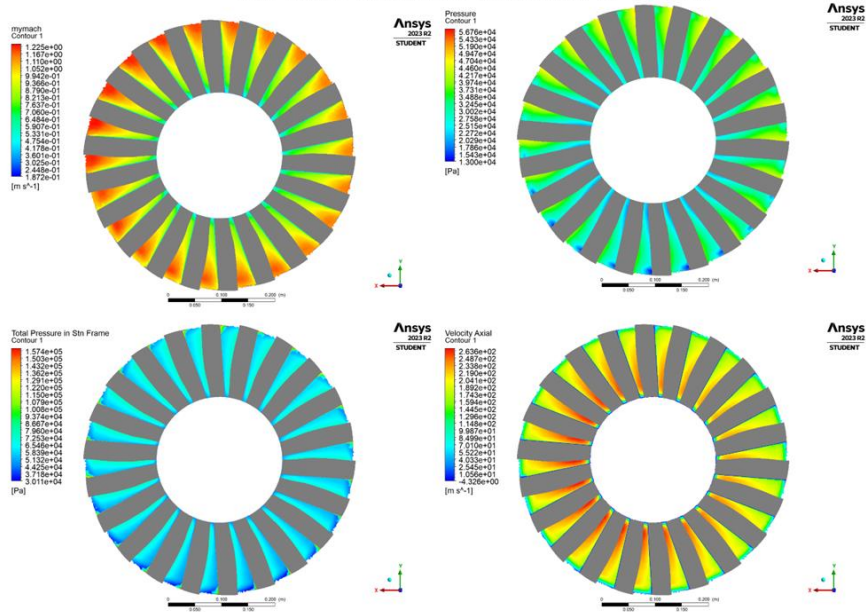
Εικόνα 92 Αποτελέσματα αναλύσεων

Mach - Pressure - Tot. Pressure Stn. - Vel. Axial for AoA = 20 - Plane at 0.25



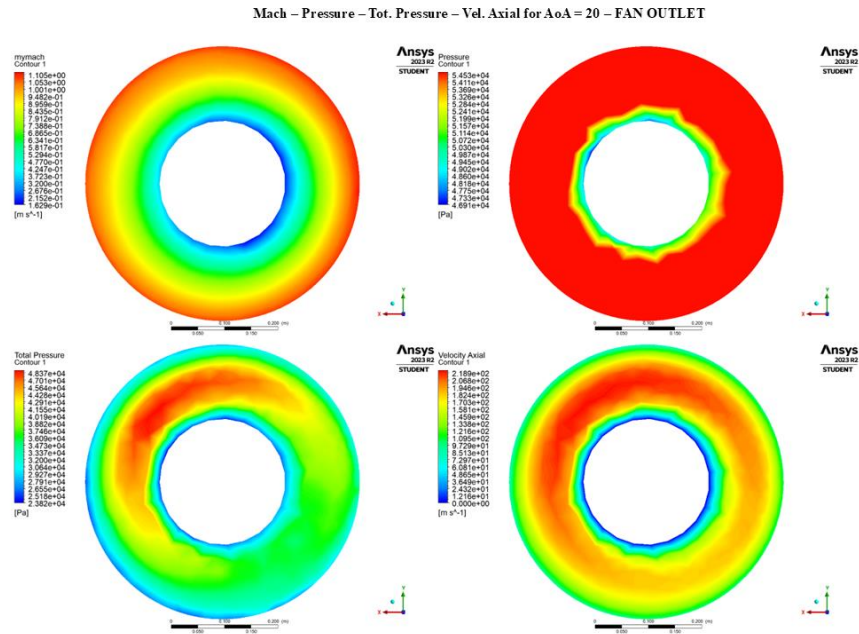
Εικόνα 93 Αποτελέσματα ανάλυσεων

Mach - Pressure - Tot. Pressure Stn. - Vel. Axial for AoA = 20 - Plane at 0.27



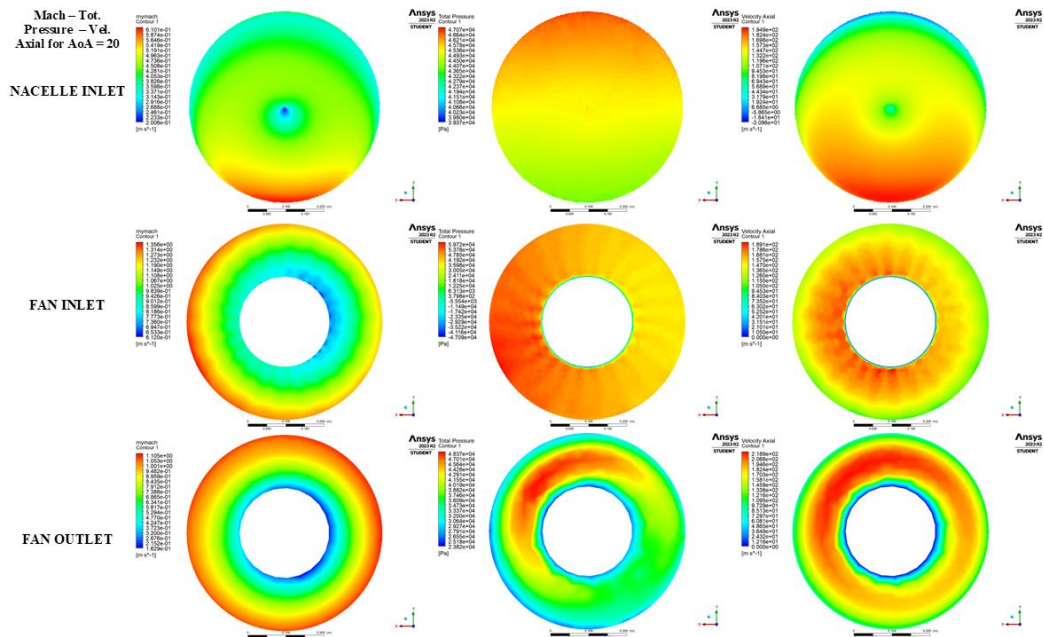
Εικόνα 94 Αποτελέσματα ανάλυσεων

Δεν παρατηρούνται ιδιαίτερες διαταραχές, με τις όποιες ασυμμετρίες να αφορούν διαφορές ως προς το μέτρο μεγεθών. Τέλος στην έξοδο του ανεμιστήρα το πεδίο ροής είναι το κάτωθι:



Εικόνα 95 Αποτελέσματα αναλύσεων

Όπως και στην περίπτωση των 15°, η ανομοιομορφία στην έφοδο του ανεμιστήρα είναι έντονη, κυρίως σε ότι αφορά την ολική πίεση και την αξονική ταχύτητα. Εξετάζοντας τα ισογραμμές του αριθμού Mach, της ολικής πίεσης και της αξονικής ταχύτητας, στην είσοδο του nacelle, την είσοδο του ανεμιστήρα και τέλος την έξοδο του προκύπτει το παρακάτω σχήμα:

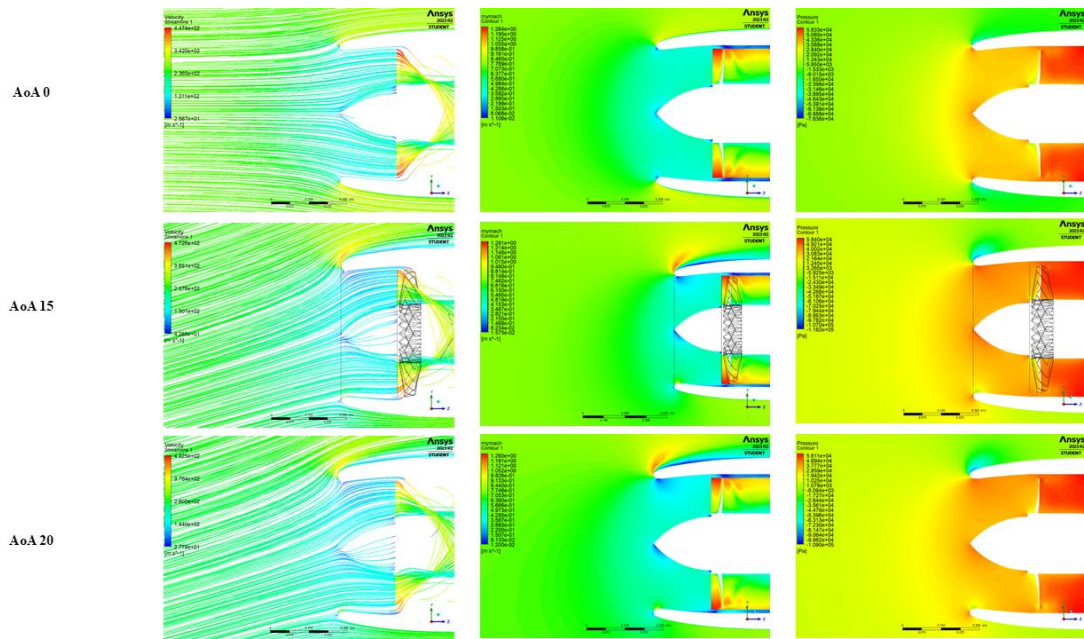


Εικόνα 96 Αποτελέσματα αναλύσεων

Από την εισαγωγή του nacelle η ροή ξεκινά έχοντας ισχυρές διαταραχές στο κάτω μέρος, οι οποίες καθώς αυτή προχωρά εντός της εισαγωγής φαίνονται να εξελίσσονται. Τελικά η ροή καταλήγει να εξέρχεται του ανεμιστήρα με ένα αρκετά ανομοιόμορφο προφίλ, με σημαντική ασυμμετρία η οποία ενδεχομένως θα μπορούσε να επηρεάσει την ομαλή λειτουργία των επόμενων βαθμίδων του συμπιεστή.

## Ενότητα 5.5: Σύγκριση αποτελεσμάτων για διάφορες γωνίες

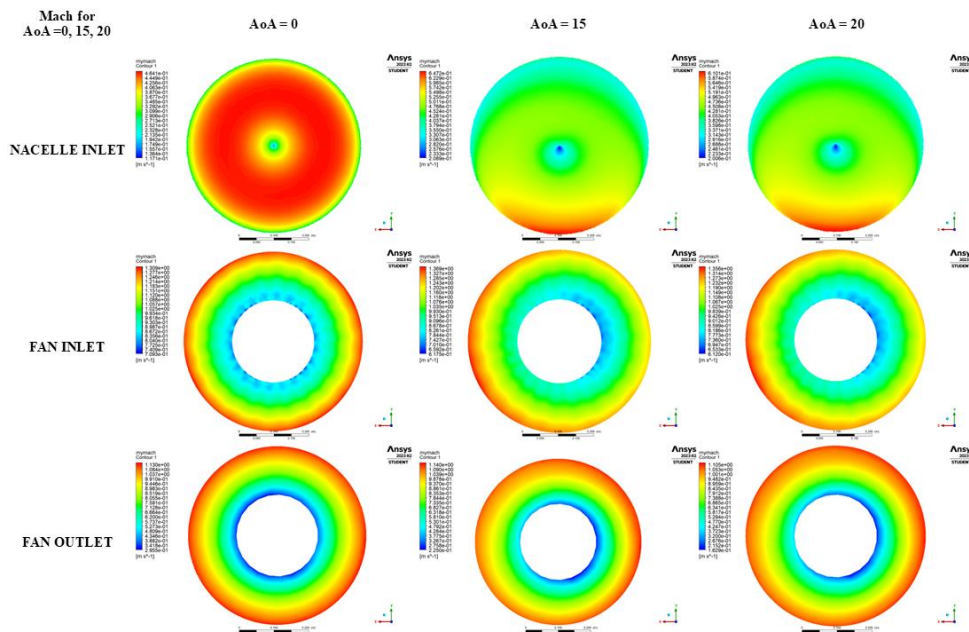
Σημαντικά συμπεράσματα για την αλληλεπίδραση της εισαγωγής με τον ανεμιστήρα μπορούν να εξαχθούν συγκρίνοντας τα ισογραμμές που παρουσιάστηκαν παραπάνω, μεταξύ τους. Δηλαδή σε αυτό το σημείο θα εξεταστούν οι αλλαγές των διάφορων μεγεθών ενδιαφέροντος μεταβάλλοντας μόνο την γωνία προσβολής. Ξεκινώντας με το πεδίο ροής από μία πλάγια όψη προκύπτει:



Εικόνα 97 Αποτελέσματα αναλύσεων

Στις παραπάνω εικόνες είναι εμφανείς οι διαφορές ως προς την ομοιομορφία και συμμετρία του πεδίου ροής, μεταξύ της περίπτωσης μηδενικής και μη μηδενικής γωνίας προσβολής. Ξεκινώντας από την ακμή προσβολής του χείλους της εισαγωγής, είναι λογικό να σχηματίζονται κάποια κρουστικά κύματα, καθώς η ροή προσέρχεται με ταχύτητες κοντά στην ηχητική. Ωστόσο στις μη μηδενικές γωνίες, τα κρουστικά κύματα αυτά, παρουσιάζουν σημαντική αύξηση ως προς την ένταση και την έκτασή τους. Έτσι στις 15° και 20°, η διαταραχή που προκαλείται από το κρουστικό κύμα της ακμής προσβολής, καταλαμβάνει σημαντικά μεγαλύτερη έκταση στην εξωτερική πλευρά της εισαγωγής. Πρέπει επίσης να παρατηρηθεί πως στις μη μηδενικές γωνίες, η ροή στην άνω εξωτερική πλευρά διαφέρει σημαντικά με την αντίστοιχη στην κάτω. Δηλαδή το ισχυρό κρουστικό κύμα που περιγράφεται, σχηματίζεται μόνο στην άνω πλευρά, δημιουργώντας έτσι ένα μη συμμετρικό προφίλ και στην εξωτερική ροή, το οποίο δεν παρατηρείται στην περίπτωση της μηδενικής γωνίας προσβολής.

Φυσικά η συμπεριφορά αυτή δεν περιορίζεται μόνο στην εξωτερική επιφάνεια της εισαγωγής. Η σημαντικότερη παρατήρηση, δεδομένου του αντικείμενου της μελέτης, εντοπίζεται στην ροή εσωτερικά της εισαγωγής. Εκεί στις μη μηδενικές γωνίες, το πεδίο ροής διαφέρει έντονα από το αντίστοιχο στην μηδενική γωνία. Η ροή στο άνω τμήμα σχηματίζει ένα πυρήνα χαμηλών αριθμών Mach, κοντά στην ακμή προσβολής του χείλους της εισαγωγής, με την αντίθετη συμπεριφορά να παρατηρείται στο κάτω τμήμα της εισαγωγής. Κάτι αντίστοιχο δεν παρατηρείται στην μηδενική γωνία προσβολής, καθώς εκεί το πεδίο ροής στην εισαγωγή του nacelle, είναι ομοιόμορφο και συμμετρικό. Τα φαινόμενα αυτά είναι πιο ευδιάκριτα στην εικόνα που ακολουθεί:



Εικόνα 98 Αποτελέσματα αναλύσεων

Στην παραπάνω εικόνα φαίνονται συγκεντρωτικά τα ισογραμμές του αριθμού Mach, για τις θέσεις:

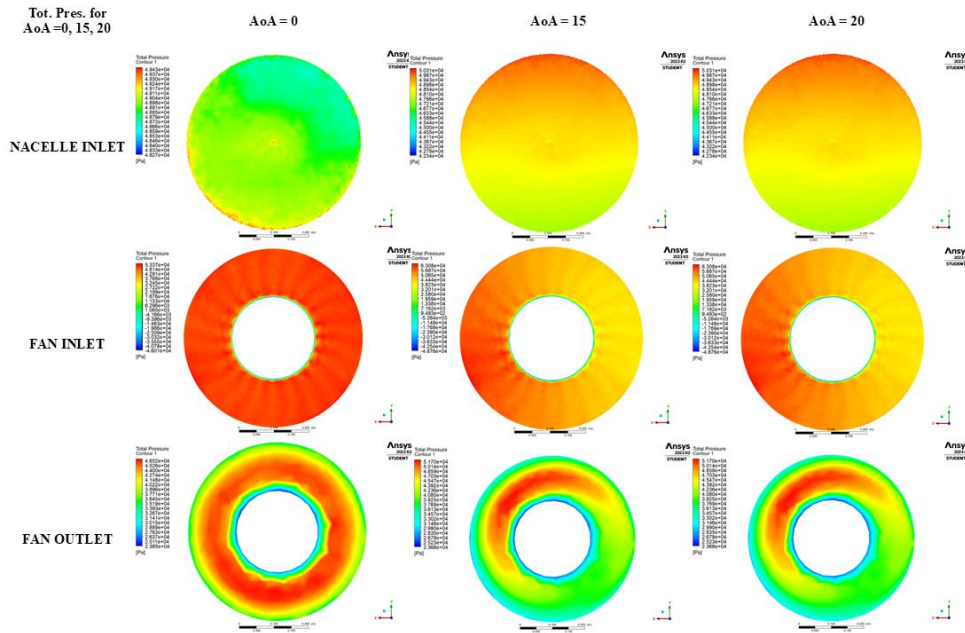
- Nacelle Inlet: Εισαγωγή nacelle – χείλος
- Fan Inlet: Εισαγωγή ανεμιστήρα
- Fan Outlet: Έξοδος ανεμιστήρα

Σε κάθε σειρά παριστάνονται τα ισογραμμές της εκάστοτε θέσης η οποία αναγράφεται στο αριστερό μέρος της εικόνας, ενώ κάθε μία από τις τρεις στήλες αντιστοιχεί στην εκάστοτε γωνία προσβολής που αναγράφεται στο πάνω μέρος της εικόνας.

Ξεκινώντας από την πρώτη σειρά, οι διαφορές μεταξύ της μηδενικής γωνίας προσβολής και των άλλων δύο περιπτώσεων είναι έντονες. Συγκεκριμένα η ροή στην μηδενική γωνία εμφανίζει μία ομοιόμορφη κατανομή αριθμού Mach σε όλη την επιφάνεια, κάτι που δεν συναντάται στις άλλες δύο περιπτώσεις. Εκεί όπως σημειώθηκε νωρίτερα, στο κάτω μέρος παρατηρείται μία περιοχή υψηλών αριθμών Mach, ενώ στο άνω οι τιμές τοπικά είναι χαμηλότερες. Πρέπει επίσης να τονιστεί πως οι έντονες διαφοροποιήσεις για τις οποίες γίνεται λόγος, εντοπίζονται συγκρίνοντας την περίπτωση της μηδενικής με τις μη μηδενικές γωνίες. Μεταξύ των  $15^\circ$  και  $20^\circ$  δεν σημειώνονται ιδιαίτερες διαφοροποιήσεις, με το πεδίο ροής και στις δύο αυτές περιπτώσεις να εμφανίζει πολύ παρόμοια συμπεριφορά.

Στην δεύτερη σειρά, φαίνεται πως η κατανομή αριθμού Mach στην είσοδο του ανεμιστήρα διαφοροποιείται με την αύξηση της γωνίας προσβολής, όπως και προηγουμένως. Στις δύο μη μηδενικές γωνίες παρατηρείται μία ανομοιομορφία η οποία απουσιάζει από την περίπτωση της μηδενικής γωνίας. Τέλος, στην έξοδο του ανεμιστήρα, στις μη μηδενικές γωνίες ο αριθμός Mach εμφανίζει πάλι ανομοιομορφίες σε σχέση με την μηδενική.

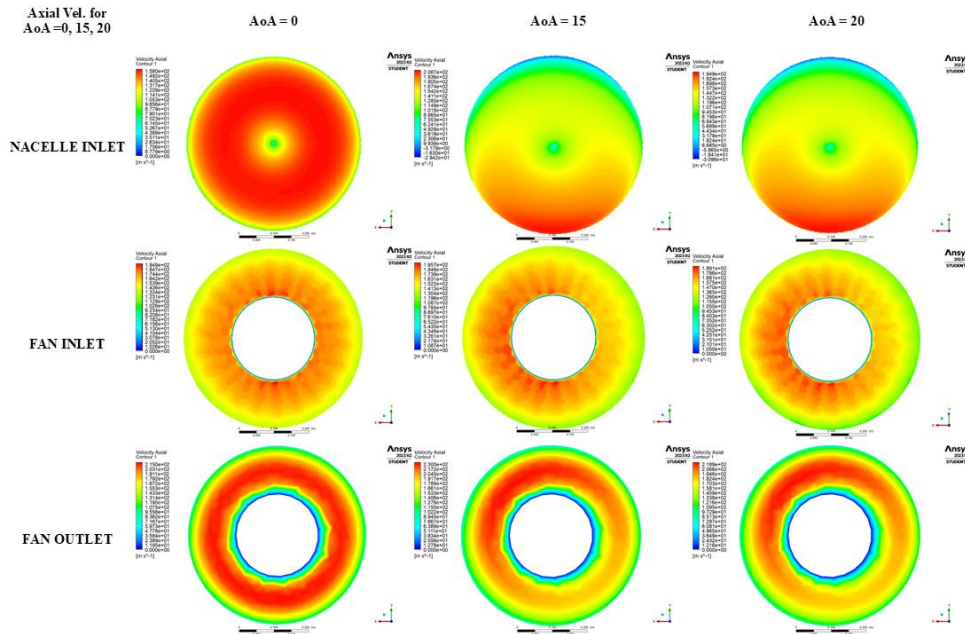
Όπως είναι λογικό οι διαταραχές αυτές στην ταχύτητα, επηρεάζουν και το προφίλ πίεσης της ροής. Το αντίστοιχο σχήμα για την ολική πίεση είναι το κάτωθι:



Εικόνα 99 Αποτελέσματα ανάλυσεων

Η συμπεριφορά της ολικής πίεσης ακολουθεί εν πολλοίς τα όσα περιγράφηκαν προηγουμένως για τον αριθμό Mach. Ωστόσο εδώ διακρίνεται μία διαφοροποίηση στο πεδίο ροής στην έξοδο του ανεμιστήρα. Συγκεκριμένα στις μη μηδενικές γωνίες δημιουργείται μία περιοχή υψηλής πίεσης στο άνω αριστερά τμήμα της επιφάνειας, διαφέροντας έτσι από το ομοιόμορφο προφίλ της μηδενικής γωνίας.

Το τελευταίο μέγεθος που θα εξεταστεί σε αυτή την υποενότητα είναι η αξονική ταχύτητα, τα ισογραμμές της οποίας συγκεντρώνονται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 100 Αποτελέσματα ανάλυσεων

Η συμπεριφορά που περιγράφηκε στις δύο προηγούμενες περιπτώσεις αυτής της ενότητας, διατηρείται και εδώ. Δηλαδή στο χείλος της εισαγωγής, παρατηρείται μία σημαντική ανομοιομορφία της αξονικής ταχύτητας στις μη μηδενικές γωνίες. Ωστόσο μεγαλύτερη σημασία έχουν τα ευρήματα για την επιφάνεια στην έξοδο του ανεμιστήρα, αφού στις μη μηδενικές γωνίες που μελετήθηκαν η κατανομή της αξονικής ταχύτητας εμφανίζει ανομοιομορφία. Αυτό αποτελεί μία ένδειξη πως στις γωνίες αυτές,

οι διαταραχές που εισέρχονται στον ανεμιστήρα, θα μπορούσαν να διαδοθούν και στις επόμενες βαθμίδες. Για να ειπωθεί όμως αυτό το συμπέρασμα με σιγουριά, απαιτείται να πραγματοποιηθούν αντίστοιχες μελέτες, επομένως στην παρούσα εργασία η συζήτηση θα περιοριστεί στην απλή παρατήρηση του φαινομένου αυτού.



## ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6: ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ – ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ ΓΙΑ ΜΕΛΛΟΝΤΙΚΗ ΕΡΕΥΝΑ

Σε αυτό το σημείο, με την παρουσίαση της δουλειάς που πραγματοποιήθηκε στα πλαίσια αυτής της εργασίας να έχει ολοκληρωθεί, μπορεί να γίνει μία συνολική ανασκόπηση της συζήτησης από την οποία θα προκύψουν σημαντικά συμπεράσματα. Αντικείμενο της εργασίας ήταν η μελέτη του ροικού πεδίου εντός της εισαγωγής ενός αεροπορικού αεριοστροβίλου. Έγινε χρήση γεωμετριών οι οποίες αναπτύχθηκαν για ακαδημαϊκή χρήση και βρίσκονται διαθέσιμες δημόσια από την NASA. Πρωταρχικός στόχος της παρούσας εργασίας ήταν ο έλεγχος της πιστότητας των αποτελεσμάτων που θα προκύπταν από τις αναλύσεις. Σε αυτή την κατεύθυνση κομβική ήταν η σημασία των τεχνικών αναφορών της NASA, (Lin, et al., 2022), (Strazisar, et al., 1989), από τις οποίες αντλήθηκαν πολλά από τα στοιχεία που παρουσιάστηκαν για το, NASA CRM Nacelle και NASA Rotor 67 αντίστοιχα.

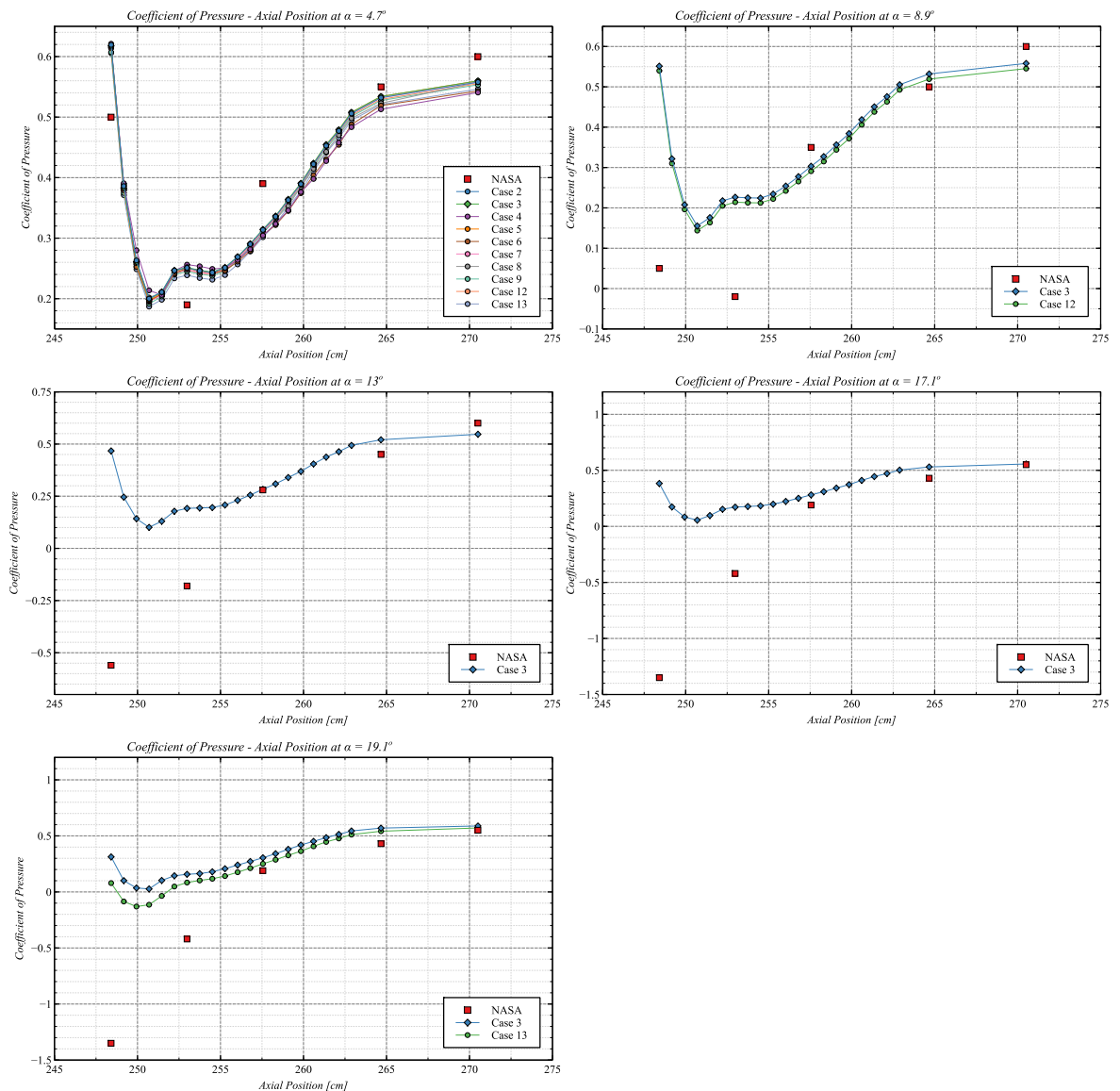
Έτσι μετά την επίτευξη αυτού του στόχου, έγινε η σύνθεση των γεωμετριών της εισαγωγής και του ανεμιστήρα, από την οποία προέκυψε το τελικό σύστημα nacelle – fan – spinner. Οι αναλύσεις που έγιναν για το σύστημα συνολικά, έδωσαν αρκετά ενδιαφέροντα αποτελέσματα τα οποία παρουσιάστηκαν και σχολιάστηκαν στο αντίστοιχο κεφάλαιο. Εδώ θα γίνει μία ανακεφαλαίωση των όσων ειπώθηκαν εκεί, αποσκοπώντας στη εξαγωγή χρήσιμων συμπερασμάτων, απαντώντας έτσι στους προβληματισμούς που τέθηκαν στην αρχή της εργασίας.

Μέσα από αυτή τη διαδικασία, θα προκύψουν αδυναμίες και σημεία για τα οποία οι αναλύσεις που έγιναν, δεν έδωσαν απαντήσεις. Έτσι στο συγκεκριμένο κεφάλαιο, θα προταθούν προσεγγίσεις που θα μπορούσαν να ακολουθηθούν στο μέλλον, από ερευνητές που θα θελήσουν να προβληματιστούν με αντίστοιχα θέματα. Εκτός από αυτό, στην ενότητα των προτάσεων για μελλοντική έρευνα, θα σημειωθούν τομείς και πεδία έρευνας τα οποία προξένησαν ενδιαφέρον στον γράφοντα κατά την ενασχόλησή του με το αντικείμενο και θα μπορούσαν να αποτελέσουν μελλοντικά θέματα εξέλιξης της δουλειάς που παρουσιάστηκε εδώ.

### Ενότητα 6.1: Ανάλυση του πρότυπου καλύμματος κινητήρα NASA CRM Nacelle

Σε πρώτο στάδιο έγιναν οι αναλύσεις για την γεωμετρία του nacelle, με στόχο την επιβεβαίωση των πειραματικών μετρήσεων, (Lin, et al., 2022). Έτσι η γεωμετρία αναλύθηκε απομονωμένη από το υπόλοιπο αεροσκάφος, χωρίς ωστόσο να έχει τοποθετηθεί κάποια σειρά πτερυγίων στο εσωτερικό της, ακολουθώντας μία προσέγγιση στην προετοιμασία και τις οριακές συνθήκες των αναλύσεων η οποία προσομοίωσε τις συνθήκες στην αεροσήραγγα. Τέλος πραγματοποιήθηκαν αναλύσεις για τις γωνίες προσβολής στις οποίες έγιναν και οι πειραματικές μετρήσεις.

Τα αποτελέσματα ως προς την πιστότητά τους σε σχέση με τα αντίστοιχα πειραματικά, σχολιάστηκαν στο αντίστοιχο κεφάλαιο. Για λόγους οικονομίας της συζήτησης παρατίθενται και εδώ τα διαγράμματα για τις διάφορες γωνίες που δοκιμάστηκαν:

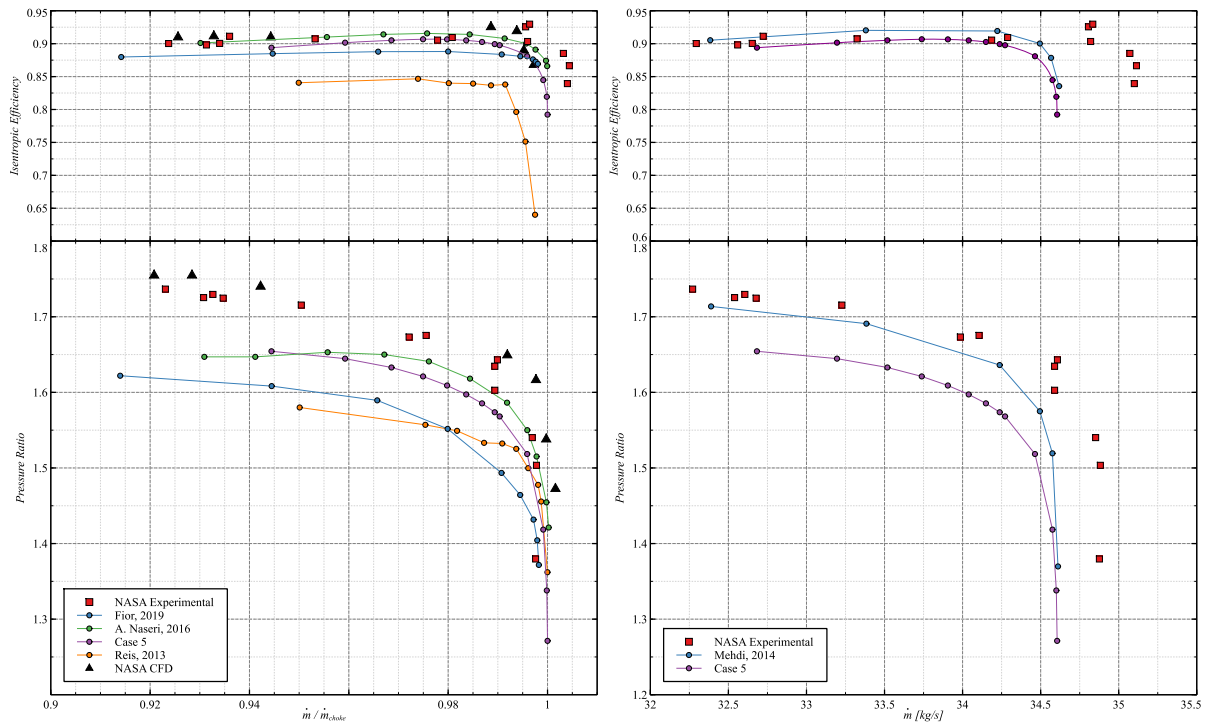


Διάγραμμα 25 Συγκεντρωτική παρουσίαση διαγραμμάτων αποτελεσμάτων των αναλύσεων και σύγκριση με τις τιμές των πειραματικών μετρήσεων των (Lin, et al., 2022)

Η συμπεριφορά που προβλέπουν οι αναλύσεις, καθώς και οι τυχόν αποκλίσεις αυτής από τις πειραματικές μετρήσεις, σχολιάστηκε εκτενώς στο αντίστοιχο κεφάλαιο. Θα είχε ενδιαφέρον η επανάληψη των αναλύσεων στις μεγάλες γωνίες τροποποιήσεις στην προετοιμασία των αναλύσεων προκειμένου να προβλεφθεί σωστά και η πτώση πίεσης στο χείλος. Η αδυναμία αυτή θα μπορούσε να αποδοθεί στην δυσκολία της ροής, με το δεδομένο στήσιμο που ακολουθήθηκε εδώ, να φτάσει στο nacelle με την σωστή γωνία προσβολής. Για αυτόν τον λόγο στις μεγαλύτερες γωνίες, στα πλευρικά όρια του χωρίου τίθενται οριακή συνθήκη συμμετρίας και όχι τοίχωμα. Ωστόσο εκ των αποτελεσμάτων τελικά κρίνεται πως αυτό δεν ήταν αρκετό, συνεπώς προτείνεται σε επόμενες παρόμοιες προσομοιώσεις, στις μεγαλύτερες γωνίες τα πλευρικά όρια του χωρίου να τίθενται ως εισαγωγές. Φυσικά θα μπορούσαν να δοκιμαστούν και άλλοι τρόποι επίλυσης του θέματος αυτού, όπως η χρήση χωρίου με σφαιρική επιφάνεια εισόδου.

## Ενότητα 6.2: Ανάλυση NASA Rotor 67

Στην συνέχεια πραγματοποιήθηκαν οι αναλύσεις για τον ανεμιστήρα, χρησιμοποιώντας την γεωμετρία NASA Rotor 67, όπως αναφέρθηκε στο αντίστοιχο κεφάλαιο. Τα αποτελέσματα των αναλύσεων αυτών συγκρίθηκαν τόσο με πειραματικά της NASA (Strazisar, et al., 1989), όσο και με εκείνα αντίστοιχων εργασιών από την βιβλιογραφία (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Chima, 1991), (Mehdi, 2014). Έτσι προέκυψαν τα διαγράμματα που παρουσιάστηκαν στο αντίστοιχο κεφάλαιο και φαίνονται παρακάτω συγκεντρωτικά:



Διάγραμμα 26 Συγκεντρωτική παρουσίαση διαγραμμάτων αποτελεσμάτων των αναλύσεων και σύγκριση με τις τιμές των πειραματικών μετρήσεων των (Strazisar, et al., 1989), καθώς και των εργασιών των (Fior, 2019), (A. Naseri, 2016), (Reis, 2013), (Mehdi, 2014), (Chima, 1991).

Όπως σχολιάστηκε στο αντίστοιχο κεφάλαιο, τα αποτελέσματα των αναλύσεων φαίνεται να ακολουθούν παρόμοιες τάσεις με εκείνα των άλλων εργασιών, προσεγγίζοντας με αποδεκτή ακρίβεια τα πειραματικά. Σημειώνεται επίσης πως από την ποιοτική αποτίμηση των ισογραμμών προέκυψε πως το προβλεπόμενο από τις αναλύσεις ροϊκό πεδίο, συμφωνεί ως επί το πλείστον, με το πραγματικό.

## Ενότητα 6.3: Ανάλυση πλήρους συστήματος ανεμιστήρα - εισαγωγής

Μετά την ολοκλήρωση των δύο validation studies, πραγματοποιήθηκαν οι αναλύσεις του συνολικού συστήματος nacelle – fan – spinner. Αναλύθηκε το τρισδιάστατο πεδίο ροής, ορίζοντας τον συμπιεστή να περιστρέφεται εντός του σταθερού nacelle. Τα αριθμητικά αποτελέσματα που προέκυψαν από τις αναλύσεις αυτές εμφανίζουν μία απόκλιση τόσο από τα αντίστοιχα πειραματικά όσο και από εκείνα που προέκυψαν από την ανάλυση που έγινε στα πλαίσια του R67 Validation. Ποιοτικά η καμπύλη των αποτελεσμάτων ακολουθεί εν μέρη εκείνη των πειραματικών, ωστόσο αυτό δεν διατηρείται για όλο το εύρος τιμών παροχής μάζας. Οι μεγαλύτερες αποκλίσεις που σημειώθηκαν σε αυτές τις αναλύσεις θα μπορούσαν να αποδοθούν κυρίως στην χειρότερη ευκρίνεια του πλέγματος κοντά στα πτερύγια. Πιο αναλυτικά, καθώς εδώ αναλύονταν το σύστημα συνολικά, τόσο με τα ακίνητα όσο και τα περιστρεφόμενά του μέρη, η ποιότητα του πλέγματος κοντά στα πτερύγια ήταν χαμηλότερη από εκείνη των αναλύσεων του R67 validation, για λόγους υπολογιστικού κόστους. Πρέπει επίσης να σημειωθεί πως στην τελική γεωμετρία του συστήματος που αναλύθηκε, το διάκενο μεταξύ των πτερυγίων και του κελύφους, προέκυψε μεγαλύτερο από ότι θα έπρεπε. Δηλαδή συνδυάζοντας τις

γεωμετρικές της εισαγωγής και του ανεμιστήρα, τελικά μένει ένα κενό με το κέλυφος μεγαλύτερο από εκείνο που σχεδίασε η NASA για τον συγκεκριμένο συμπιεστή. Η επίδραση αυτής της διαφοράς δεν μελετήθηκε αυτή καθαυτή από τον γράφοντα, ωστόσο εκτιμάται πως είναι ένας από τους παράγοντες που συντελούν στις αποκλίσεις από τα πειραματικά δεδομένα.

Κάτι το οποίο έχει αξία να κρατηθεί από τις αναλύσεις αυτές, είναι η πρόβλεψή τους για την δημιουργία διαταραχών σε μεγάλες γωνίες προσβολής, οι οποίες ξεκινούν από το χείλος προσβολής της εισαγωγής και φτάνουν μέχρι την είσοδο του ανεμιστήρα. Το συμπέρασμα αυτό συμφωνεί με την συζήτηση στην βιβλιογραφία, όπως στην περίπτωση της εργασίας των (Nambiar & Pachidis, 2022). Δηλαδή παρά τις προσπάθειες των αεροδυναμιστών να εξασφαλίσουν καθαρή και ομοιόμορφη ροή στην εισαγωγή των αεροπορικών κινητήρων, τελικά υπό προϋποθέσεις, μπορεί η επιδίωξη αυτή να αποτυγχάνει.

Βέβαια για την εξαγωγή σωστότερων συμπερασμάτων ίσως θα έπρεπε κανείς να συνυπολογίσει τις συνθήκες υπό τις οποίες προέκυψαν οι διαταραχές αυτές. Τουλάχιστον σε ότι αφορά τις αναλύσεις που πραγματοποιήθηκαν από τον γράφοντα, είναι σημαντικό να τονιστεί πως θεωρήθηκαν κάποιες αρκετά, έως και μη ρεαλιστικά, δυσμενείς καταστάσεις πτήσης. Υπενθυμίζεται πως η ταχύτητα ελεύθερης ροής, ουσιαστικά η ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, ορίστηκε να είναι περίπου στα  $M_\infty = 0.85$ . Πρακτικά σε τέτοιες ταχύτητες, ένα αεροσκάφος πολιτικής αεροπορίας θα βρίσκεται σε κατάσταση πτήσης cruise. Σε αυτή την κατάσταση πτήσης είναι εξαιρετικά απίθανο να βρεθεί σε γωνία προσβολής  $15^\circ$  ή  $20^\circ$ , καθώς κάτι τέτοιο θα συνεπάγονταν τεράστιες φορτίσεις στα δομικά του μέρη. Συνεπώς, η περίπτωση που εξετάστηκε εδώ είναι ακραία και επιλέχθηκε ώστε να είναι πιθανότερη η δημιουργία σημαντικών διαταραχών. Η παρατήρηση αυτή ωστόσο, δεν αφαιρεί από την σημαντικότητα τέτοιων μελετών, καθώς είναι πιθανό, για διάφορους λόγους, ένας αεροπορικός κινητήρας τελικά να δεχθεί σημαντικά ανομοιόμορφη ροή, ακόμα και σε μη ακραίες συνθήκες λειτουργίας. Αυτό άλλωστε εξηγεί και το μεγάλο ερευνητικό ενδιαφέρον που παρουσιάζει ο συγκεκριμένος τομέας, με αρκετές εργασίες να πραγματεύονται σχετικά θέματα.

Ένα ακόμα σημαντικό εύρημα των αναλύσεων ήταν πως στις γωνίες όπου στην είσοδο της εισαγωγής και κατ' επέκταση του ανεμιστήρα υπήρχαν διαταραχές, παρατηρούνταν ανομοιομορφίες και στην έξοδο του ανεμιστήρα. Δηλαδή φαίνεται ο ανεμιστήρας να αλληλεπιδρά με τις διαταραχές, οι οποίες τελικά καταφέρνουν να επηρεάσουν και το πεδίο ροής στην έξοδο του ανεμιστήρα. Το φαινόμενο αυτό σχολιάζει ο (Stenning, March 1, 1980), στην εργασία του. Ο ίδιος σημειώνει πως η ανομοιομορφία της πίεσης και της ταχύτητας στην εισαγωγή του συμπιεστή, επηρεάζει την χαρακτηριστική καμπύλη λειτουργίας του, ενώ αλληλοεπιδρά τόσο με το μέγεθος όσο και το σχήμα της διαταραχής ενισχύοντας την. Μάλιστα συνεχίζει παρατηρώντας πως, εκτός από την επίδραση της διαταραχής στα λειτουργικά χαρακτηριστικά του συμπιεστή, κανείς πρέπει να μελετά και το πεδίο ροής στην έξοδο, αφού τυχόν διαταραχές εκεί μπορούν να επηρεάσουν αρνητικά επόμενα τμήματα της μηχανής όπως ο καυστήρας.

Από την συζήτηση αυτή λοιπόν προκύπτει πως η ύπαρξη διαταραχών στην είσοδο του ανεμιστήρα μπορεί να οδηγήσει στην δημιουργία διαταραχών και στην έξοδο. Συνεπώς η παρατήρηση που έγινε στο κεφάλαιο των αναλύσεων του συστήματος nacelle – fan – spinner, για την ύπαρξη διαταραχών στην έξοδο, συγκεκριμένα στην αξονική ταχύτητα, οι οποίες ενδεχομένως να επηρεάζουν αρνητικά τις επόμενες σειρές πτερυγίων του συμπιεστή, φαίνεται πως συμφωνεί με τα όσα παρατηρεί και ο (Stenning, March 1, 1980) στην εργασία του.

Η συζήτηση ως τώρα έχει επικεντρωθεί στην επίδραση των εν λόγω διαταραχών στα λειτουργικά χαρακτηριστικά του ανεμιστήρα και στο ροϊκό πεδίο στην έξοδο αυτού. Σε αυτό το σημείο λοιπόν, για την εξαγωγή πληρέστερων συμπερασμάτων, κρίνεται σκόπιμο να γίνει μία πιο μακροσκοπική ανάλυση του θέματος. Με απλά λόγια, ένας προβληματισμός που θα μπορούσε να εγερθεί σε κάποιον ακολουθώντας την παραπάνω συζήτηση, θα ήταν αν όντως τελικά η ύπαρξη διαταραχών στην είσοδο ενός αεροπορικού αεριοστροβίλου, μπορεί να έχει επίδραση στα λειτουργικά χαρακτηριστικά της μηχανής συνολικά.

Για την απάντηση ενός τέτοιου προβληματισμού θα απαιτούνταν η πραγματοποίηση αναλύσεων μεγαλύτερης κλίμακας και διαφορετικού περιεχομένου από αυτές που παρουσιάστηκαν στην παρούσα εργασία. Κάτι τέτοιο προφανώς βρίσκεται εκτός των ορίων της παρούσας εργασίας, αφού εδώ το ενδιαφέρον περιορίζεται στην αλληλεπίδραση του ανεμιστήρα με τις διαταραχές. Ωστόσο από την βιβλιογραφική έρευνα προέκυψε μία ενδιαφέρουσα εργασία η οποία απαντά στον προβληματισμό αυτόν, επιτρέποντας στην ενότητα των συμπερασμάτων να κλείσει δίνοντας μία εικόνα για την επίπτωση των διαταραχών που μελετήθηκαν, στην λειτουργία της μηχανής συνολικά.

Η εργασία των (Lee, et al., 2010) αφορά πειραματικές μετρήσεις που έγιναν σε πραγματικό αεροπορικό κινητήρα, στον οποίο προκαλούσαν διαφόρων τύπων διαταραχές δοκιμάζοντας διαφορετικά εμπόδια στην είσοδό του. Οι ερευνητές παρατήρησαν πως με αύξηση των διαταραχών, σημειώνονταν αύξηση και στην ειδική κατανάλωση καυσίμου (SFC) και μείωση της παραγόμενης ώσης (Thrust). Συνεπώς κατέληξαν στο συμπέρασμα πως η ύπαρξη διαταραχών στην πίεση και την γωνία με την οποία η ροή εισέρχεται στον κινητήρα, οδηγούν τον κινητήρα σε χειρότερη κατάσταση λειτουργίας.

## **Ενότητα 6.4: Προτάσεις για μελλοντική έρευνα**

Η συζήτηση σχετικά με τα αποτελέσματα των αναλύσεων κατέληξε σε μερικά χρήσιμα συμπεράσματα τα οποία παρουσιάστηκαν στην προηγούμενη ενότητα. Ωστόσο από την ενασχόληση του γράφοντα με το θέμα συνολικά, προέκυψαν ορισμένα σημεία τα οποία εμφανίζουν ενδιαφέρον για μελλοντικές μελέτες.

### **6.4.1: Μελέτη διαμορφώσεων ελέγχου – μείωσης των διαταραχών**

Υπερθεματίζοντας στα όσα ειπώθηκαν στο τέλος της προηγούμενης ενότητας, σχετικά με τις αρνητικές επιπτώσεις των διαταραχών στην λειτουργία του κινητήρα, θα είχε ενδιαφέρον να μελετηθούν τρόποι ελέγχου – μείωσης τέτοιων φαινομένων. Ένα ενδεικτικό παράδειγμα μίας τέτοιας εργασίας είναι εκείνη των (Nambiar & Pachidis, 2022). Το θέμα αυτό συνδυάζει αρκετά στοιχεία αεροδυναμικής, προσεγγίζοντας σύνθετα φαινόμενα, σχετικά με την αποκόλληση του οριακού στρώματος και τις μεθόδους είτε αποφυγής είτε ελέγχου αυτής. Έτσι μπορεί κανείς να αντλήσει ιδέες για νέες διαμορφώσεις ελέγχου της ροής, ορμώμενος από εργασίες στον τομέα του ελέγχου οριακών στρωμάτων. Μία ενδεικτική προσέγγιση είναι εκείνη που χρησιμοποιήθηκε στην εργασία των (Nambiar & Pachidis, 2022) και περιλαμβάνει την χρήση ρεύματος αέρα στο σημείο όπου υπάρχει φόβος αποκόλλησης.

Ξεφεύγοντας από την συζήτηση περί του ανεμιστήρα, ερευνητικό ενδιαφέρον παρατηρείται και για τον σχεδιασμό των εισαγωγών. Πιο συγκεκριμένα, ειδικά με τις σύγχρονες τάσεις της βιομηχανίας να οδηγούν σε ολοένα και μεγαλύτερους σε διάμετρο κινητήρες, ο τομέας μελέτης της αλληλεπίδρασης nacelle – αεροσκάφους αποκτά έντονη κινητικότητα. Σε αυτό το πνεύμα θα μπορούσαν να διερευνηθούν μέθοδοι βελτιστοποίησης του αεροδυναμικού σχεδιασμού των nacelles, με στόχο την μείωση της αλληλοεπίδρασής τους με το αεροσκάφος. Ενδεικτικές είναι οι εργασίες των (Tejero, et al., 2019) και (Tejero, et al., 2023).

### **6.4.2: Μελέτη απαρχής αποκόλλησης**

Επίσης θα μπορούσαν να γίνουν λεπτομερέστερες αναλύσεις του συμπιεστή Rotor 67 με στόχο την μείωση της απόκλισης των αποτελεσμάτων από τα αντίστοιχα πειραματικά. Εκτός από αυτό όμως, η δημιουργία ακριβέστερων προσομοιώσεων του ανεμιστήρα θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν και για την μελέτη της επίδρασης διαταραχών στην ροή πάνω στα πτερύγιά του.

Εξελίσσοντας την ανάλυση του συμπιεστή περαιτέρω, θα ήταν ενδιαφέρον να γίνει μία απόπειρα ακριβούς μοντελοποίησης της αποκόλλησης. Καθώς πρόκειται για φαινόμενα με ισχυρά μη μόνιμα χαρακτηριστικά η εν λόγω ανάλυση θα συνοδεύονταν από μεγάλο υπολογιστικό κόστος. Εκτός όμως από την υπολογιστική προσέγγιση, θα μπορούσε να διερευνηθεί το φαινόμενο αυτό πειραματικά.

Μάλιστα, συνδυάζοντας την πρόταση αυτή με το αντικείμενο της παρούσας εργασίας, θα μπορούσε να μελετηθεί η επίδραση των διαταραχών στον μηχανισμό απαρχής της αποκόλλησης, μία παρόμοια εργασία είναι εκείνη των (Salunkhe & Pradeep, December 2010).

### **6.4.3: Μελέτη της επίδρασης των διαταραχών στην ροή επάνω στα πτερύγια**

Η τρισδιάστατη μελέτη της πλήρους γεωμετρίας του συστήματος nacelle – fan – spinner, ενδείκνυται για την διεξαγωγή μελλοντικών βελτιώσεων και αναλύσεων. Συγκεκριμένα, θα είχε ενδιαφέρον η μελέτη της επιρροής των διαταραχών στα ροϊκά φαινόμενα μεταξύ των πτερυγίων. Αυτό θα μπορούσε να διερευνηθεί με βελτίωση της ευκρίνειας του υπολογιστικού πλέγματος κοντά στα πτερύγια. Έτσι θα συμπληρώνονταν μία πληρέστερη εικόνα για τον τρόπο με τον οποίο ο ανεμιστήρας αλληλεπιδρά με τις διαταραχές στην εισαγωγή του, ώστε τελικά να προκύπτουν ανομοιομορφίες και στην έξοδό του. Προφανώς η βελτίωση της ακρίβειας της εν λόγω ανάλυσης, θα συντελέσει και στην απόκτηση ενός ρεαλιστικότερου πεδίου ροής στην έξοδο του ανεμιστήρα, δείχνοντας έτσι των δρόμο για επόμενες αναλύσεις οι οποίες θα μπορούσαν να εστιάσουν στην ροή εντός των επόμενων βαθμίδων.

Συνέχεια αυτού θα αποτελούσε η ανάλυση μία πλήρους βαθμίδας συμπίεστη, δηλαδή τόσο της σειράς κινούμενων όσο και ακίνητων πτερυγίων, τοποθετημένων κατάντη του ανεμιστήρα. Με αυτόν τον τρόπο θα ήταν δυνατό να αποκτηθεί μία πληρέστερη εικόνα του τρόπου με τον οποίον οι διαταραχές επηρεάζουν την λειτουργία του συμπίεστη συνολικά, καθώς αυτές διαδίδονται στο εσωτερικό του.

Ξεφεύγοντας από το στενό πλαίσιο της ως τώρα συζήτησης, αντικείμενο έρευνας θα μπορούσε να αποτελέσει η διερεύνηση της επιρροής διάφορων γεωμετρικών χαρακτηριστικών των πτερυγίων του ανεμιστήρα στον τρόπο με τον οποίο αυτός αλληλοεπιδρά με τις διαταραχές. Ανάλογα με τα αποτελέσματα που θα προκύπταν, θα μπορούσε να γίνει μία συζήτηση για τους τρόπους σχεδιασμού πτερυγίων ανθεκτικότερα σε ροή με ανομοιομορφίες. Ενδεχομένως, τέτοιου τύπου αναλύσεις να ασχολούνταν και με την μελέτη χρήσης οδηγητικών πτερυγίων ή τρόπων ελέγχου του pitch των πτερυγίων του υφιστάμενου ανεμιστήρα, σε δύσκολες καταστάσεις λειτουργίας.

### **6.4.4: Μελέτη του συστήματος σε διάφορα σημεία του φακέλου πτήσης**

Σε μία προσπάθεια απόκτησης μίας πληρέστερης εικόνας για την συμπεριφορά του συστήματος nacelle – fan – spinner, θα μπορούσαν να πραγματοποιηθούν αναλύσεις και σε άλλες ταχύτητες πτήσης. Μάλιστα θα μπορούσε κανείς να επαναλάβει τις αναλύσεις αυτές για περισσότερα σημεία του φακέλου πτήσης ενός συμβατικού αεροσκάφους, αποσκοπώντας έτσι σε μία αποτύπωση των ροϊκών φαινομένων τα οποία αντιμετωπίζει ένα τυπικό τέτοιο σύστημα σε ένα πραγματικό συμβατικό αεροσκάφος. Βέβαια αυτές οι αναλύσεις θα πρέπει να λάβουν υπόψιν έναν ακόμα παράγοντα, την ταχύτητα περιστροφής του ανεμιστήρα.

Πιο συγκεκριμένα, στις αναλύσεις που παρουσιάστηκαν στην παρούσα εργασία ο ανεμιστήρας ορίστηκε να περιστρέφεται στην ταχύτητα σχεδιασμού, όπως υποδεικνύεται από την σχετική τεχνική αναφορά της NASA (Strazisar, et al., 1989). Όμως στην πραγματικότητα σε διάφορα σημεία του φακέλου πτήσης, η απαίτηση ώσης του αεροσκάφους αλλάζει. Για αυτό όπως είναι γνωστό οι χειριστές ρυθμίζουν μέσω της μανέτας την λειτουργία των κινητήρων, ώστε αυτοί να αποδίδουν την κατάλληλη ώση. Η ρύθμιση αυτή, συνεπάγεται αλλαγές στην περιστροφική ταχύτητα της μηχανής, δηλαδή σε καταστάσεις πτήσης όπου η απαίτηση ώσης είναι χαμηλότερη, η περιστροφική ταχύτητα του κινητήρα θα ρυθμιστεί να είναι επίσης χαμηλότερη μέσω των μανετών. Επομένως για την ανάλυση του συστήματος σε διάφορα σημεία του φακέλου πτήσης, εκτός από την ταχύτητα της ελεύθερης ροής, ο μελετητής θα πρέπει να ρυθμίσει και την κατάλληλη περιστροφική ταχύτητα για τον ανεμιστήρα.

### **6.4.5: Μελέτη κατάστασης απογείωσης**

Επεκτείνοντας ακόμα περισσότερο την επιδίωξη για αποτύπωση του πραγματικού πεδίου ροής σε διάφορες φάσεις της πτήσης, ενδιαφέρον παρουσιάζει η φάση της απογείωσης. Εκεί θα έπρεπε η ταχύτητα της ελεύθερης ροής ανάντη του συστήματος να οριστεί κοντά στην μηδενική, αφού το

αεροσκάφους είναι ακίνητο, με την περιστροφική ταχύτητα του ανεμιστήρα να λαμβάνει την τιμή σχεδιασμού της, αφού οι κινητήρες ρυθμίζονται για μέγιστη ώση. Αυτός ο συνδυασμός από μόνος του εμφανίζει αρκετές προκλήσεις ως προς την επίτευξη μίας ευσταθούς επίλυσης. Η δυσκολία αυτή είναι αναμενόμενη αν αναλογιστεί κανείς την πολυπλοκότητα των φαινομένων που εμπλέκονται, ουσιαστικά ο ανεμιστήρα ροφά αέρα ο οποίος είναι πρακτικά ακίνητος, έτσι στην εισαγωγή μπορεί να δημιουργούνται μεγάλες γωνίες προσβολής καθώς οι ροϊκές γραμμές θα πρέπει να καμπυλωθούν ώστε να εισέλθουν σε αυτόν. Σχετικός σχολιασμός ως προς τα φαινόμενα αυτά έγινε στο κεφάλαιο του θεωρητικού υποβάθρου, με την παράθεση και σχολιασμό σχετικών απεικονίσεων, από το σύγγραμμα του (El-Sayed, 2017).

Τέλος ένας ακόμα παράγοντας που θα μπορούσε να μελετηθεί στην περίπτωση ανάλυσης στην φάση απογείωσης, θα ήταν η αλληλεπίδραση της εισαγωγής με το έδαφος. Η συνθήκη της απογείωσης παρουσιάζει αρκετές ιδιομορφίες, αρκετές από αυτές συζητήθηκαν στην προηγούμενη παράγραφο, ωστόσο μία σημαντική διαφοροποίηση από όλες τις υπόλοιπες καταστάσεις πτήσης, είναι πως αυτή λαμβάνει χώρα στο έδαφος. Επομένως για την σωστή προσομοίωση της κατάστασης αυτής, θα πρέπει το κάτω πλευρικό όριο του χωρίου να ρυθμιστεί με την συνθήκη μη ολίσθησης προκειμένου να αποτυπωθεί σωστά το έδαφος. Αυτό βέβαια συνεπάγεται περαιτέρω δυσκολίες για την ανάλυση, αφού θα πρέπει το σημείο ενδιαφέροντος, δηλαδή το σύστημα nacelle – fan – spinner, να βρίσκεται κοντά στο κάτω όριο του χωρίου.

**ΚΕΦΑΛΑΙΟ 7: ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ**

- A. Naseri, M. B. S. S., 2016. Numerical Investigation of Effect of Inlet Swirl and Total-pressure Distortion on Performance and Stability of an Axial Transonic Compressor. *Journal of Thermal Science*, 25(6), pp. 501-510.
- Anderson Jr., J. D., 2011. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5th ed. New York, NY 10020: McGraw Hill.
- ANSYS Inc., 2021. *Ansys Fluent Theory Guide*, Southpointe, 2600 Ansys Drive, Canonsburg, PA 15317: s.n.
- Chima, R. V., 1991. *Viscous Three-Dimensional Calculations of Transonic Fan Performance*, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 44135: National Aeronautics and Space Administration.
- Dixon, S. L. & Hall, C. A., 2010. *Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery*. 6th επιμ. Oxford: Elsevier.
- El-Sayed, A. F., 2017. *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*. 2nd επιμ. Boca Raton(Florida): Taylor & Francis Group.
- Farokhi, S., 2014. *Aircraft Propulsion*. 2nd επιμ. Chichester(West Sussex): John Wiley & Sons Ltd..
- Fior, E., 2019. *CFD Study of an Installed Transonic Rotor*, Masters Thesis: Universita Degli Studi di Padova.
- Gil-Prieto, D., Zachos, P. K., MacManus, D. G. & McLelland, G., 2019. Unsteady characteristics of S-duct intake flow distortion. *Aerospace Science and Technology*, Τόμος 84, pp. 938-952.
- Lacy, D. S. & Sclafani, A. J., 2016. *Development of the High Lift Common Research Model (HL-CRM): A Representative High Lift Configuration for Transonic Transports*. San Diego, California, USA, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Lee, K. et al., 2010. *Inlet Distortion Test with Gas Turbine Engine in the Altitude Engine Test Facility*. Chicago, Illinois, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Lin, J. C. και συν., 2022. *Semispan Test Results of a Conventional High-Lift Common Research Model in Landing Configuration*, Langley Research Center, Hampton, VA 23681: National Aeronautics and Space Administration.
- Mehdi, A., 2014. *Effect of Swirl Distortion on Gas Turbine Operability*, PhD Thesis: Cranfield University.
- Museum, I. W., χ.χ. *Comet Prototype at Hatfield.jpg*. [Ηλεκτρονικό] Available at: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Comet\\_Prototype\\_at\\_Hatfield.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Comet_Prototype_at_Hatfield.jpg) [Πρόσβαση October 2024].
- Nambiar, V. R. & Pachidis, V., 2022. Nacelle intake flow separation reduction at cruise condition using active flow control. *Propulsion and Power Research*, 11(3), pp. 337-352.
- Reis, A. J. F., 2013. *Validation of NASA Rotor 67 with OpenFOAM's Transonic Density-Based solver*, Masters Thesis: Universidade Nova de Lisboa.
- Rivers, M. B., χ.χ. *NASA Common Research Model: A History and Future Plans*, Langley Research Center, Hampton, VA 23681: National Aeronautics and Space Administration.



Rolls Royce, χ.χ. *rolls-royce.com*. [Ηλεκτρονικό]  
 Available at: <https://www.rolls-royce.com/innovation/ultrafan.aspx>  
 [Πρόσβαση October 2024].

Salunkhe, P. B. & Pradeep, A. M., December 2010. Stall Inception Mechanism in an Axial Flow Fan Under Clean and Distorted Inflows. *Journal of Fluids Engineering*, Volume 132.

Sarup, A., χ.χ. *Wikipedia, RR Avon.jpg*. [Ηλεκτρονικό]  
 Available at: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RR\\_Avon.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RR_Avon.jpg)  
 [Πρόσβαση October 2024].

Solidworks, 2024. *solidworks.com*. [Online]  
 Available at: <https://www.solidworks.com/>  
 [Accessed October 2024].

Stenning, A. H., March 1, 1980. Inlet Distortion Effects in Axial Compressors. *Journal of Fluids Engineering*, 102(1), pp. 7-13.

Strazisar, A. J., Wood, J. R., Hathaway, M. D. & Suder, K. L., 1989. *Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor*, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio: National Aeronautics and Space Administration.

Tejero, F. et al., 2023. Aerodynamic optimisation of civil aero-engine nacelles by dimensionality reduction and multi-fidelity techniques. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 33(4), pp. 1336-1353.

Tejero, F., Robinson, M., MacManus, D. G. & Sheaf, C., 2019. Multi-objective optimisation of short nacelles for high bypass ratio engines. *Aerospace Science and Technology*, Volume 91, pp. 410-421.

V. Jerez Fidalgo, C. A. H. Y. C., 2012. A Study of Fan-Distortion Interaction Within the NASA Rotor 67 Transonic Stage. *Journal of Turbomachinery*, September. Τόμος 134.

Vassberg, J. C., Dehaan, M. A., Rivers, S. M. & Wahs, R. A., χ.χ. *Development of a Commons Research Model for Applied CFD Validation Studies*, s.l.: National Aeronautics and Space Administration.

Vatsa, V. N. και συν., χ.χ. *CFD Simulations of Landing and Takeoff CRM High-Lift Configurations*, langley Research Center, Hampton, VA 23681: National Aeronautics and Space Administration.

Versteeg, H. K. & Malalasekera, W., 2007. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2nd ed. Essex, England: Pearson Education Limited.

Wikipedia, χ.χ. *de Havilland Comet*. [Ηλεκτρονικό]  
 Available at: [https://en.wikipedia.org/wiki/De\\_Havilland\\_Comet](https://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Comet)  
 [Πρόσβαση October 2024].

Wikipedia, χ.χ. *Rolls Royce Avon*. [Ηλεκτρονικό]  
 Available at: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce\\_Avon](https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_Avon)  
 [Πρόσβαση October 2024].