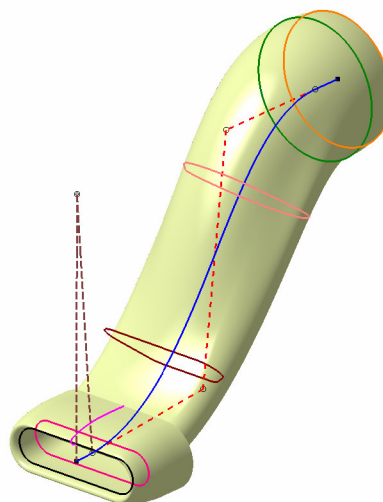
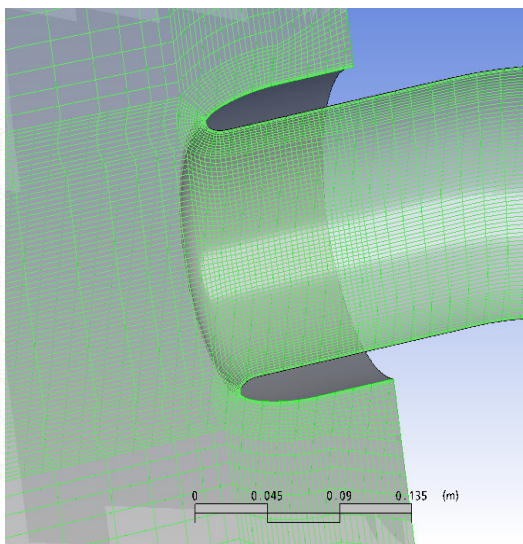




ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ ΚΑΙ ΔΙΟΙΚΗΣΗΣ



Παραμετρική μελέτη με χρήση υπολογιστικών μεθόδων, αεραγωγών  
τύπου «S» για χρήση σε μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα

Διατριβή που υπεβλήθη για τη μερική ικανοποίηση των απαιτήσεων  
για την απόκτηση Μεταπτυχιακού Διπλώματος Ειδίκευσης

υπό

Παπαδόπουλου Φώτιου

Επιβλέπων: Λέκτορας Ιωάννης Κ. Νικολός

Χανιά, Φεβρουάριος 2007

---

**© Copyright υπό Παπαδόπουλου Φώτιου, Χανιά 2007**

---

**Η διατριβή του Παπαδόπουλου Φώτιου, εγκρίνεται**

**Ιωάννης Κ. Νικολός**  
**Λέκτορας, Επιβλέπων**

---

**Βασίλειος Σ. Κουϊκόγλου**  
**Καθηγητής**

---

**Γεώργιος Σταυρουλάκης**  
**Καθηγητής**

---

---

## *Ευχαριστίες*

*Με την ολοκλήρωση αυτής της εργασίας και των μεταπτυχιακών σπουδών μου νοιώθω την ανάγκη να ευχαριστήσω τον κ. Ι. Νικολό, ο οποίος ήταν ο επιβλέπων της εργασίας αυτής. Η προσφορά του, ηθική και διδακτική, είναι πολύ μεγάλη και δεν περιορίζεται μόνο στην πολύ καλή συνεργασία και καθοδήγηση. Επίσης ευχαριστώ τους καθηγητές Β. Κουϊκόγλου και Γ. Σταυρουλάκη, για την τιμή που μου έκαναν με το να είναι μέλη της εξεταστικής επιτροπής.*

*Ευχαριστώ τον κ. Βαλάκο Γιάννη για την πολύτιμη βοήθειά του στη δημιουργία των γεωμετριών που χρησιμοποιήθηκαν και για τον έλεγχο της μεθοδολογίας που αναπτύχθηκε.*



---

### Σύντομο βιογραφικό σημείωμα

*Ο Παπαδόπουλος Φώτης γεννήθηκε και μεγάλωσε στο Ηράκλειο Κρήτης όπου και μαθήτευσε στο 44<sup>ο</sup> Δημοτικό σχολείο , στο πειραματικό γυμνάσιο και στο 3<sup>ο</sup> Λύκειο Ηρακλείου. Εισάγεται μετά από πανελλήνιες εξετάσεις στο τμήμα Μηχανικών Παραγωγής και Διοίκησης του Πολυτεχνείου Κρήτης και μετά την αποφοίτηση του εντάσσεται στο μεταπτυχιακό κύκλο σπουδών “Συστήματα Παραγωγής” του ιδίου τμήματος. Με αυτή την εργασία ολοκληρώνεται ένας μακρόχρονος και γεμάτος εμπειρίες για τη μετέπειτα ζωή κύκλος ο οποίος μόνο θετικά μπορεί να αποτιμηθεί.*

---

## Περίληψη Ερευνητικής Εργασίας

Τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα απαιτούν την υιοθέτηση στροβιλοαντιδραστήρων για να επιτύχουν υψηλές ταχύτητες πτήσης. Καθώς πολλοί από τους κινητήρες της συγκεκριμένης κατηγορίας χρησιμοποιούν φυγοκεντρικούς συμπιεστές με μεγάλη εξωτερική διάμετρο, απαιτείται η εσωτερική τους τοποθέτηση στην άτρακτο του αεροσκάφους. Ως αποτέλεσμα, απαιτείται η χρησιμοποίηση ενός αεραγωγού τύπου «S» για την τροφοδότηση του κινητήρα με αέρα, ο οποίος, λόγω της διπλής καμπυλότητας που εισάγει στη ροή, προκαλεί αυξημένες απώλειες ολικής πίεσης και αυξημένη ανομοιομορφία της ροής, που με τη σειρά τους ευθύνονται για σημαντική πτώση της απόδοσης του κινητήρα, ή ακόμη και διακοπή λειτουργίας του κάτω από συγκεκριμένες συνθήκες πτήσης.

Στην παρούσα εργασία μελετάται η επίδραση συγκεκριμένων γεωμετρικών παραμέτρων των αεραγωγών τύπου «S» στην αύξηση των απωλειών και της ανομοιομορφίας της ροής εντός του αγωγού. Για να πραγματοποιηθεί η παραμετρική μελέτη, αρχικά κατασκευάστηκε κατάλληλο παραμετρικό ψηφιακό μοντέλο του αεραγωγού, με χρήση λογισμικού CAD, το οποίο παρέχει τη δυνατότητα εύκολης μεταβολής της γεωμετρίας με την αλλαγή των τιμών κατάλληλων παραμέτρων σχεδίασης. Η αξιολόγηση της συμπεριφοράς κάθε αεραγωγού πραγματοποιήθηκε με την χρήση λογισμικού αριθμητικής επίλυσης των εξισώσεων Navier-Stokes (CFX 10), αφού η περιοχή της ροής διακριτοποιήθηκε κατάλληλα με τη δημιουργία υπολογιστικού πλέγματος.

---

## Περιεχόμενα

Περιεχόμενα.....	7
1. Η φυσική του προβλήματος.....	8
1.1 Εισαγωγή.....	8
1.2 Ο σχεδιασμός αεροδυναμικά αποδεκτών αεραγωγών.....	9
1.3 Διαταραχή της ροής.....	12
1.4 Ανάκτηση πίεσης στους αεραγωγούς.....	13
1.5 Αντίσταση στη ροή από τον αεραγωγό: Συμβολή στη σχεδίαση.....	17
1.6 Επίδραση της αποκόλληση στο χείλος του αεραγωγού στην ανάκτηση ολικής πίεσης.....	18
1.7 Ο υποηχητικός διαχύτης.....	20
2 Εισαγωγή στην Υπολογιστική Ρευστοδυναμική.....	25
2.1 Ιστορικά στοιχεία.....	25
2.2 Τα μαθηματικά πίσω από την υπολογιστική ρευστοδυναμική.....	26
2.3 Ο επιλυτής.....	26
2.4 Εξισώσεις που χρησιμοποιούνται.....	27
2.5 Μοντέλα τύρβης.....	28
2.6 Στατιστικά μοντέλα τύρβης.....	29
2.7 Εξισώσεις RANS.....	30
3 Αξιολόγηση του λογισμικού για προσομοίωση ροής σε αεραγωγούς.....	32
3.1 Εισαγωγή.....	32
3.2 Γεωμετρία του μοντέλου.....	34
3.3 Οριακές συνθήκες.....	36
3.4 Αποτελέσματα.....	40
4 Σχεδίαση αεραγωγού τύπου S.....	62
4.1 Γενικές αρχές σχεδίασης.....	62
4.2 Μονοδιάστατος υπολογισμός της ροής για προσδιορισμό των διατομών του αεραγωγού.....	64
4.3 Υπολογισμός των εμβαδών των υπόλοιπων διατομών.....	68
4.4 Ο γεωμετρικός σχεδιασμός του αεραγωγού.....	69
5 Δημιουργία του πλέγματος και μοντελοποίηση οριακών συνθηκών.....	74
5.1 Ομαδοποίηση και δημιουργία απαραίτητων επιφανειών.....	74
5.2 Δημιουργία των μπλοκ - Blocking Strategy.....	78
5.3 Εισαγωγή αποστάσεων κόμβων και έλεγχος του πλέγματος.....	85
5.4 Δημιουργία πλέγματος στον κώνο της μηχανής και τελικός έλεγχος.....	87
5.5 Εισαγωγή πλέγματος και Μοντελοποίηση οριακών συνθηκών.....	93
5.6 Ορισμός του πεδίου ροής.....	94
5.7 Ορισμός επιμέρους οριακών συνθηκών.....	95
5.8 Παράμετροι του επιλυτή.....	99
6 Αποτελέσματα - Συμπεράσματα.....	100
Βιβλιογραφία.....	115

Παράρτημα - Πίνακες Τυπικής Ατμόσφαιρας

---

# 1. Η φυσική του προβλήματος

## 1.1 Εισαγωγή

Οι αεραγωγοί αποτελούν το τμήμα του αεροσκάφους έμπροσθεν του κινητήρα ενώ ο ρόλος τους είναι πολλαπλός. Από τη μια συνεισφέρουν στην απόδοση του κινητήρα καθώς παρέχουν αέρα ομοιόμορφης πίεσης στην επιφάνεια εισόδου του κινητήρα και σε επιθυμητές ταχύτητες για τη σωστή λειτουργία του, ενώ από την άλλη επιδρούν στην αεροδυναμική απόδοση του αεροσκάφους και τον χειρισμό του. Η συμβατότητα αεραγωγού κινητήρα είναι εξίσου σημαντική διότι λανθασμένη μορφή του χείλους του αεραγωγού ή του σχήματος του αεραγωγού μπορούν να δημιουργήσουν κύματα κρούσης σε διηχητικές ταχύτητες, που οδηγούν ακόμα και στην παύση λειτουργίας του κινητήρα. Επιπλέον ο αεραγωγός συνεισφέρει στην μείωση του ηλεκτρονικού στίγματος του αεροσκάφους αφού καλύπτει τα πτερύγια του κινητήρα από το ηλεκτρομαγνητικό σήμα των ραντάρ [Menzies, 2002].

Από το 1960 οι βελτιώσεις στον σχεδιασμό αεραγωγών οφείλονται στα δεδομένα από δοκιμές σε αεροσήραγγες. Όποια προβλήματα προέκυπταν, όπως καταστροφή της δομής του αεραγωγού ή αυξημένες απώλειες ολικής πίεσης, εντοπιζόνταν μόνο μετά από τη δημιουργία των πρωτοτύπων και τη δοκιμή τους. Από τα μέσα όμως της δεκαετίας του 1970 οι τεχνικές των δοκιμών σε αεροσήραγγες βελτιώθηκαν ιδιαίτερα, δίνοντας έτσι τη δυνατότητα στους μηχανικούς να κατανοήσουν τα σημαντικότερα χαρακτηριστικά της ροής εντός των αεραγωγών [AGARD, 1990]. Την ίδια περίοδο οι υπολογιστικές τεχνικές υπολογισμού της ροής άρχισαν να αναπτύσσονται και να διαδίδονται ,ενώ οδήγησαν στην καλύτερη κατανόηση της φυσικής της ροής μέσα σε αεραγωγούς [Seddon et al., 1999]. Οι μέθοδοι Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής (CFD - Computational Fluid Dynamics) υπερτερούν από τις πειραματικές μεθόδους σε αεροσήραγγες από την άποψη του μικρότερου κόστους, χρόνου και ανθρωπίνων πόρων για την δοκιμή κάποιας γεωμετρίας. Επίσης, μπορούν να παρέχουν φυσικά μεγέθη ή λεπτομέρειες της ροής που δεν είναι δυνατόν να μετρηθούν.

Βέβαια, το κύριο πρόβλημα των μεθόδων Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής είναι ότι δεν έχει πλήρως μοντελοποιηθεί το φαινόμενο της τύρβης. Ωστόσο, η μέχρι

---

τώρα εξέλιξη των μοντέλων υπολογισμού της ροής και της τύρβης μας επιτρέπει να πούμε ότι πλέον μπορεί να επιτευχθεί πολύ καλή συμφωνία των πειραματικών δεδομένων με τα δεδομένα από την χρήση υπολογιστικών τεχνικών. Θα πρέπει όμως ακόμη να θεωρούνται ως βοηθητικό εργαλείο, καθώς κανείς δεν μπορεί να εγγυηθεί απόλυτα για την ασφάλεια των αποτελεσμάτων [Seddon et al., 1993]. Παρόλα αυτά υπάρχουν περιπτώσεις όπου η πειραματική μελέτη είναι δύσκολη και ασύμφορη καθώς απαιτούν ένα πλήρες μοντέλο για το πείραμα, οπότε οι υπολογιστικές μέθοδοι αποτελούν την πιο καλή εναλλακτική λύση, τόσο ως συμφέρουσα και αποτελεσματική μέθοδος όσο και ως εργαλείο εκτίμησης των πειραματικών αποτελεσμάτων.

## 1.2 Ο σχεδιασμός αεροδυναμικά αποδεκτών αεραγωγών

Οι αεραγωγοί παίζουν μεγάλο ρόλο στην αποτελεσματικότητα και τον έλεγχο ενός αεροσκάφους. Ο ρόλος του αεραγωγού είναι η μετατροπή του ταχύτατα κινούμενου αέρα γύρω από το αεροπλάνο σε ένα ρεύμα αέρα κατά το δυνατόν ομοιόμορφης ταχύτητας πυκνότητας, θερμοκρασίας και πίεσης στην είσοδο του στροβιλοκινητήρα (σύμφωνα με τις προδιαγραφές του κατασκευαστή του στροβιλοκινητήρα) [Seddon et al., 1993]. Επιπλέον, η εξωτερική ροή γύρω από το αεροσκάφος, στην επαφή της με τα εξωτερικά τοιχώματα του αεραγωγού, προκαλεί μια δύναμη αντίστασης, οπότε μας ενδιαφέρει η συμπεριφορά του αεραγωγού και ως προς την αεροδυναμική του απόδοση (Εικόνα 1.1).

Ο σχεδιασμός ενός αεραγωγού εξαρτάται από τις συνθήκες στις οποίες θα πετάξει το αεροσκάφος, το ύψος πτήσης, τον ρόλο του αεροσκάφους και την θέση του ωφέλιμου φορτίου του. Ως παράδειγμα, τα αεροσκάφη χαμηλής πιθανότητας αναγνώρισης έχουν καμπυλωμένους αεραγωγούς που κρύβουν τα πτερύγια του αεροσυμπιεστή με τέτοιο τρόπο ώστε να μειώνουν την επιφάνεια ανάκλασης των ηλεκτρομαγνητικών κυμάτων που εκπέμπουν τα ραντάρ. Ο σχεδιασμός αυτός τα κάνει να έχουν πολύ μικρότερο ηλεκτρομαγνητικό ίχνος και να είναι συνεπώς «αόρατα» στα ραντάρ. Συνεπώς, οι γενικότερες προδιαγραφές σχεδιασμού του αεροσκάφους επιβάλλουν και περιορισμούς στη σχεδίαση των αεραγωγών, γεγονός που θα πρέπει να αντιμετωπίσει ο σχεδιαστής μηχανικός κάνοντας χρήση των γνώσεων του και των εργαλείων που έχει στην διάθεσή του [Seddon et al., 1999]

---

Μια βασική παράμετρος την οποία πρέπει να ελαχιστοποιεί ο σχεδιασμός είναι οι απώλειες ολικής πίεσης του αεραγωγού, καθώς η παράμετρος αυτή έχει άμεση σχέση με την απόδοση του στροβιλοκινητήρα. Ο βασικός σκοπός του αεραγωγού είναι να προσλαμβάνει και να συμπιέζει τον αέρα για την είσοδο του στον στροβιλοκινητήρα. Στην περίπτωση που η αύξηση αυτή της πίεσης συνοδεύεται από μεγάλη ανομοιομορφία της ροής μπορεί να προκληθούν σοβαρά προβλήματα στην λειτουργία του στροβιλοκινητήρα.

Ένας σωστά μελετημένος αεραγωγός θα πρέπει να χαρακτηρίζεται από μικρές απώλειες ολικής πίεσης, ομοιογένεια στη ροή στο επίπεδο εισόδου στον στροβιλοκινητήρα, μικρή αντίσταση στη ροή, μικρό βάρος και μικρό ηλεκτρομαγνητικό ίχνος [Seddon et al., 1999]. Εκτός από όλα αυτά η μακροβιότητα και η αξιοπιστία του αεραγωγού είναι παράγοντες προς επιδίωξη που δεν μπορούν να παραληφθούν.

Το κύριο πρόβλημα κατά το σχεδιασμό ενός αεραγωγού είναι η εξασφάλιση του ότι ο κινητήρας θα εφοδιάζεται από αυτόν με την αναγκαία για τη λειτουργία του ποσότητα αέρα κάτω από όλες τις συνθήκες πτήσης. Για να εξετάσουμε τη φύση του προβλήματος από αεροδυναμικής σκοπιάς θα πάρουμε ως παράδειγμα τον απλοποιημένο αεραγωγό της Εικόνας 1.1. Ο αεραγωγός συλλαμβάνει ένα συγκεκριμένο ρεύμα αέρα διαχωρίζοντας τη ροή σε εξωτερική και εσωτερική, όπως φαίνεται στην Εικόνα 1.1. Η εσωτερική ροή τροφοδοτεί τον στροβιλοκινητήρα ενώ η εξωτερική ροή αναλαμβάνει το καθήκον διατήρησης της αεροδυναμικής ροής του ρεύματος αέρα. Το βασικό σχήμα του αεραγωγού έχει σπουδαίο ρόλο στον σχεδιασμό, καθώς ο κινητήρας θα πρέπει να προσλαμβάνει τον αέρα σε σχετικά χαμηλές υποηχητικές ταχύτητες. Οι ταχύτητες αυτές είναι γενικά μικρότερες από την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους, ανεξάρτητα αν η μέγιστη ταχύτητά του είναι υποηχητική ή υπερηχητική. Για το λόγο αυτό ο αεραγωγός θα πρέπει γενικά να έχει τη μορφή διαχύτη, ώστε να επιβραδύνεται η ροή μέχρι την είσοδο στον κινητήρα (εδώ παραλείπονται λεπτομέρειες που έχουν να κάνουν με αεραγωγούς κατάλληλους για υπερηχητική πτήση) [Seddon et al., 1993].

Οι κύριες περιοχές της ροής παρουσιάζονται στην Εικόνα 1.1, όπου με  $\infty$  συμβολίζεται η αδιατάραχτη ροή (ή επ' άπειρο ροή) ανάντη της εισόδου στον αεραγωγό, με  $c$  συμβολίζεται το ποιο ακραίο επίπεδο εισόδου στον αεραγωγό, με  $f$  το επίπεδο εισόδου της ροής στον στροβιλοκινητήρα, ενώ με  $e$  συμβολίζεται το

επίπεδο εξόδου της ροής από το ακροφύσιο του κινητήρα στην ατμόσφαιρα. Το εμβαδόν της εσωτερικής επιφάνειας στο επίπεδο εισόδου στον κινητήρα  $A_f$  είναι δεδομένο από τον κατασκευαστή του κινητήρα, ενώ το εμβαδόν της επιφάνεια εισόδου στον αεραγωγό  $A_c$  αποτελεί ένα από τα πρώτα στοιχεία που πρέπει να καθορίσει ο σχεδιαστής. Τα υπόλοιπα στοιχεία διαφοροποιούνται ανάλογα με τον τύπο του αεροσκάφους, τη θέση του κινητήρα και του αν το αεροπλάνο είναι υποηχητικό ή υπερηχητικό [Seddon et al., 1993].



Εικόνα 1.1: Κύριες περιοχές της ροής σε αεραγωγό [Seddon et al., 1993]

Ο Λόγος Προσλαμβάνουσας Ροής (CFR- Capture Flow Ratio) ορίζεται ως το πηλίκο

$$CFR = \frac{A_\infty}{A_c} \quad (1.1)$$

και χρησιμεύει στον προσδιορισμό της απαίτησης του κινητήρα για αέρα. Ο Λόγος Συστολής (Contraction Ratio) ορίζεται ως

$$CR = \frac{A_c}{A_f} \quad (1.2)$$

ενώ αποτελεί έναν πολύ χρήσιμο γεωμετρικό συντελεστή, αφού συνδέει απ ευθείας το εμβαδόν στο επίπεδο πρόσπτωσης των πτερυγίων της μηχανής με την επιφάνεια εισόδου του αεραγωγού [Menzies, 2002].

Για ορισμένες πτυχές του σχεδιασμού αεροδυναμικά αποδεκτών αεραγωγών θα πρέπει αυτοί να θεωρηθούν ως το γραμμικό ανάλογο μιας διδιάστατης αεροτομής, όπου οι εσωτερικές και εξωτερικές επιφάνειές του αντιστοιχούν στην κάτω και άνω επιφάνεια της πτέρυγας. Η αντιστοιχία αυτή είναι χρήσιμη κατά το σχεδιασμό υπερκρίσιμων διατομών (διατομών που λειτουργούν σε τοπικές ταχύτητες

---

μεγαλύτερες από αυτή του ήχου) για το χείλος του αεραγωγού σε αεροσκάφη που φτάνουν ή ξεπερνούν την ταχύτητα του ήχου. Στις περισσότερες όμως των περιπτώσεων ο σχεδιασμός λαμβάνει χώρα ξεχωριστά για το εσωτερικό τμήμα του αεραγωγού καθώς και για το εξωτερικό του τα οποία τελικά συντίθενται κατά τη φάση ολοκλήρωσης του σχεδίου.

### 1.3 Διαταραχή της ροής

Ο αέρας που παρέχει ο αεραγωγός στη στροβιλομηχανή επηρεάζει και την απόδοση αυτής. Επιθυμητό είναι η όσο το δυνατόν μικρότερη απώλεια ολικής πίεσης και η κατά το δυνατόν ομοιόμορφη ταχύτητα, πίεση και πυκνότητα του ρευστού στο επίπεδο εισόδου στη στροβιλομηχανή. Η διαταραχή της ροής είναι ο όρος που περιγράφει τη μεταβλητότητα της πίεσης του ρευστού εμπρός από τη μηχανή. Πολλοί σχεδιασμοί αεραγωγών θεωρήθηκαν αποτυχημένοι διότι παρείχαν ένα διαταραγμένο προφίλ ρευστού, το οποίο οδηγούσε στη διακοπή λειτουργίας της μηχανής [Menzies, 2002].

Οι αεραγωγοί θα πρέπει να ελαχιστοποιούν αυτή την πιθανότητα, μειώνοντας τις ανομοιομορφίες της ροής στο επίπεδο εμπρός από τη μηχανή. Οι ανομοιομορφίες αυτές οφείλονται στην αποκόλληση λόγω μεγάλου βαθμού διάχυσης, δημιουργία κυμάτων κρούσης στο εσωτερικό του αεραγωγού και αλληλεπίδρασή τους με το οριακό στρώμα, καθώς και με αστοχία αναρρόφησης του οριακού στρώματος της ατράκτου του αεροσκάφους (όταν δεν υπάρχει επαρκής απόσταση του χείλους του αεραγωγού από τα εξωτερικά τοιχώματα της ατράκτου του αεροσκάφους). Οποιαδήποτε ανομοιομορφία στη ροή στο επίπεδο εισόδου του αεραγωγού θα επεκταθεί τελικά και στο επίπεδο της στροβιλομηχανής, ενώ η τοπική αλλοίωση των διανυσμάτων της ταχύτητας στο επίπεδο της μηχανής μπορεί να οδηγήσει σε παύση λειτουργίας της μηχανής [Menzies, 2002].

Η διαταραχή της ροής περιγράφεται από ένα σύνολο παραμέτρων και εξισώσεων. Μία δημοφιλής παράμετρος περιγραφής της διαταραχής είναι ο συντελεστής:

$$DC(\theta) = \frac{\overline{P_f} - \overline{P_\theta}}{q_f} \quad (1.3)$$



Η  $\overline{P_\theta}$  αντιστοιχεί στη μέση ολική πίεση στον τομέα  $\theta$  (όπου  $\theta$  η γωνία μιας εγκάρσιας τομής στο επίπεδο της στροβιλομηχανής) Η  $\overline{P_f}$  είναι η μέση ολική πίεση στο επίπεδο της στροβιλομηχανής και η  $\overline{q_f}$  είναι η μέση κινητική ενέργεια στο επίπεδο της στροβιλομηχανής (οι μέσες τιμές υπολογίζονται είτε ως μέσες επιφανειακές – συνηθέστερα – είτε ως μέσες μαζικές τιμές) . Ο τομέας αυτός είναι αυτός με την μεγαλύτερη διαταραχή της ροής. Οι πιο συνηθισμένοι συντελεστές είναι οι DC(60), DC(90), DC(120), που αντιστοιχούν σε γωνίες του αντίστοιχου κυκλικού τομέα 60, 90 και 120 μοιρών.

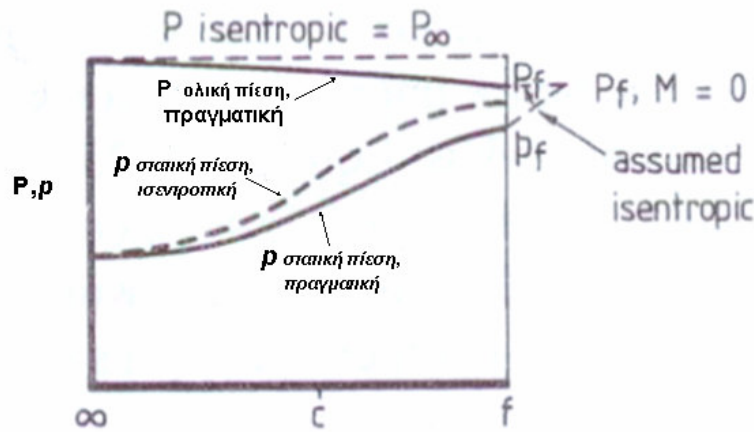
#### 1.4 Ανάκτηση πίεσης στους αεραγωγούς

Ο αεραγωγός σε υψηλές ταχύτητες πτήσης παίζει το ρόλο ενός συμπιεστή, αφού δέχεται αέρα αρχικά με ταχύτητα ίση με αυτή με την οποία κινείται το αεροσκάφος (και πίεση ίση με αυτή στην επ' άπειρο θέση για το αντίστοιχο ύψος πτήσης) και τον μετατρέπει σε αέρα χαμηλότερης ταχύτητας και υψηλότερης πίεσης, όπως απαιτείται από τον κινητήρα. Η διαδικασία αυτή παρουσιάζεται στην **Εικόνα 1.2** σε όρους πίεσης. Η στατική πίεση, που είναι αρχικά  $p_\infty$  ανάντη της εισόδου στον αεραγωγό, αυξάνει μέχρι την τιμή  $p_f$  στην είσοδο του κινητήρα. Αντίστοιχα, η ολική πίεση, αρχικά  $P_\infty$  της αδιατάρακτης ροής, πέφτει μέχρι την τιμή  $P_f$  στην είσοδο του κινητήρα, λόγω των απωλειών της ροής. Αν η ροή θεωρηθεί ομοιόμορφη (μονοδιάστατη θεώρηση της ροής) τότε η στατική πίεση  $p$  η ολική πίεση  $P$  και ο αριθμός Mach  $M$  συνδέονται με τη σχέση ισεντροπικής μεταβολής:

$$\frac{P}{p} = \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{\gamma/\gamma-1} \Rightarrow P = p \cdot \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (1.4)$$

όπου

$$F(M) \equiv \frac{2}{(\gamma - 1)M^2 + 2} \quad (1.5)$$



Εικόνα 1.2: Διαδικασία ανάκτησης πίεσης στον αεραγωγό [Seddon et al., 1999].

Ο βαθμός απόδοσης του αεραγωγού θα δίδεται ως

$$\eta_{\sigma} = \frac{\text{Εργο συμπίεσης}}{\text{Διαθέσιμη κινητική ενέργεια}} \quad (1.6)$$

ο οποίος για συμπίεστη ροή δίδεται ως [Seddon et al., 1999]:

$$\eta_{\sigma} = \frac{\left[ \left( \frac{p_f}{p_{\infty}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right]}{\frac{(\gamma-1)}{\gamma} (M_{\infty}^2 - M_f^2)} \quad (1.7)$$

Ο μηδενισμός του παρανομαστή αποφεύγεται υποθέτοντας ότι το ρευστό από την κατάσταση του στη θέση  $f$  (στην είσοδο του κινητήρα) συμπιέζεται ισεντροπικά μέχρι τη μηδενική ταχύτητα, όπως φαίνεται στην Εικόνα 1.2, έτσι ώστε η στατική πίεση στο επίπεδο της μηχανής να εξισωθεί με την ολική πίεση σε αυτό το επίπεδο και ο παρανομαστής να αναπαριστά την ολική κινητική ενέργεια που ήταν διαθέσιμη αρχικά. Αυτή η υπόθεση οδηγεί και στην παρακάτω διατύπωση της απόδοσης ως προς την ολική πίεση:

$$\eta_{\sigma} = \frac{\left[ \left( \frac{p_f}{p_{\infty}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right]}{\frac{(\gamma-1)}{\gamma} M_{\infty}^2} \quad (1.8)$$

Ειδικά για ασυμπίεστη ροή η εξίσωση γίνεται

$$\eta_{oi} = \frac{(P_f - p_{\infty})}{q_{\infty}} \quad (1.9)$$

η οποία είναι πολύ χρήσιμη για χαμηλές ταχύτητες ροής.

Για υπερηχητικές ταχύτητες ή πολύ υψηλές ταχύτητες του πεδίου ροής χρησιμοποιείται το πηλίκο των ολικών πιέσεων:

$$\eta_p = \frac{P_f}{P_{\infty}} = PR \quad (1.10)$$

Συνοψίζοντας, ενώ η εξίσωση (1.8) εκφράζει μια τυπικά σωστή μέτρηση της απόδοσης, στην πραγματικότητα είναι πιο χρήσιμο να χρησιμοποιήσουμε την εξίσωση (1.9) ή την (1.10), την πρώτη αν η ροή είναι ασυμπίεστη και την δεύτερη για όλες τις άλλες περιπτώσεις. Η απόδοση και στις δύο περιπτώσεις ονομάζεται *ανάκτηση πίεσης* του αεραγωγού [Seddon et al., 1999].

Η επίδραση της ανάκτησης της πίεσης στην ώθηση που αποδίδει ο κινητήρας εξαρτάται από τα χαρακτηριστικά του κινητήρα. Μπορούμε να θεωρήσουμε ότι οι απώλειες ολικής πίεσης εντός του αεραγωγού μεταφράζονται σε απ' ευθείας απώλειες της ώσης του κινητήρα, σύμφωνα με μια σχέση που έχει τη μορφή

$$\frac{\Delta X}{X} = K \frac{\Delta P}{P_{\infty}} \quad (1.11)$$

όπου  $X$  είναι η ώση του κινητήρα,  $\Delta X$  οι απώλειες ώσης λόγω της παρουσίας του αεραγωγού, ενώ  $K$  ένας συντελεστής, του οποίου η τιμή εξαρτάται από το είδος του κινητήρα, αλλά είναι μεγαλύτερος από την μονάδα και συνήθως κοντά στο 1,5 [Seddon et al., 1999]. Με  $\Delta P$  συμβολίζονται οι απώλειες ολικής πίεσης εντός του αεραγωγού. Για ασυμπίεστο ρευστό ο συντελεστής μετατροπής εξαρτάται από την επ' άπειρο ταχύτητα, σύμφωνα με τη σχέση:

$$\frac{\Delta X}{X} = K \left( \frac{q_{\infty}}{P_{\infty}} \right) \frac{\Delta P}{q_{\infty}} \quad (1.12)$$

Ενδεικτικές τιμές του λόγου  $\frac{q_{\infty}}{P_{\infty}}$  είναι 0,15 για Mach 0,5, 0,29 για Mach 0,8 και 0,37 για Mach 1 [Seddon et al., 1999].

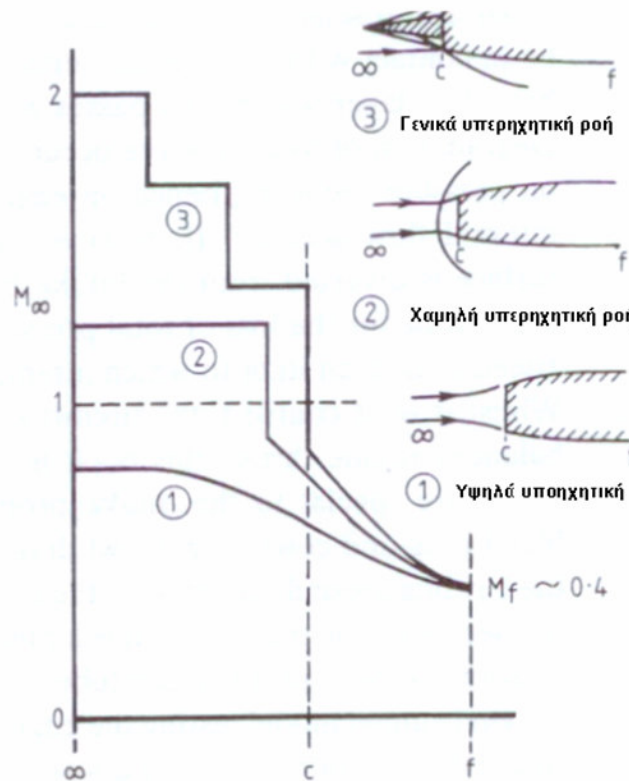
Μια ικανοποιητική προσέγγιση της παραπάνω σχέσης, η οποία μπορεί να εφαρμοστεί στις περισσότερες πρακτικές εφαρμογές και για ταχύτητες πτήσης από 0,5 έως 1 Mach δίνεται από την ακόλουθη σχέση [Seddon et al., 1999]:

$$\frac{\Delta X}{X} = 0,35 \cdot K \cdot M_{\infty} \frac{\Delta P}{q_{\infty}} \quad (1.13)$$

Επίσης ο λόγος ροής μάζας ορίζεται ως

$$MFR = \frac{A_c}{A_f} \quad (1.14)$$

και ισούται με το Λόγο Προσλαμβάνουσας Ροής. Στην περίπτωση χαμηλής υποηχητικής ταχύτητας ο αριθμός αυτός είναι μεγαλύτερος της μονάδας, καθώς ο αεραγωγός απορροφά αέρα από μια περιοχή μεγαλύτερη της επιφάνειας πρόσπτωσης του αεραγωγού. Αντίθετα, σε αεραγωγούς που έχουν κατασκευαστεί για υπερηχητικές ταχύτητες ο λόγος  $MFR$  είναι μικρότερος της μονάδας, καθώς ο αεραγωγός λαμβάνει αέρα από μια περιοχή μικρότερη της επιφάνειας πρόσπτωσης του αεραγωγού.



Εικόνα 1.3: Τύποι αεραγωγών και οι καμπύλες επιβράδυνσης της ροής [Seddon et al., 1993].

---

Απώλειες ολικής πίεσης εντός του αεραγωγού μπορούν να προκύψουν με έναν από τους τρεις ακόλουθους μηχανισμούς:

- A) Με τριβή στα τοιχώματα του αεραγωγού και σε οποιαδήποτε εξωτερική επιφάνεια η οποία έρχεται σε επαφή με ρευστό το οποίο εισρέει τελικά στον αεραγωγό.
- B) Από διαταραχή της ροής που σχετίζεται με την αποκόλληση του ρευστού.
- Γ) Από κύματα κρούσης.

Ο δεύτερος από του παραπάνω μηχανισμούς αποτελεί κύριο αντικείμενο μελέτης στον σχεδιασμό αεραγωγών. Από τη στιγμή που η ροή στο εσωτερικό του αεραγωγού περιγράφεται με τον τρόπο που αναπτύξαμε πρότερα (επιβραδυνόμενη ροή), τα οριακά στρώματα στον αεραγωγό βρίσκονται συνεχώς υπό την επίδραση αυξανόμενης πίεσης, η οποία είναι η κλασική συνθήκη δημιουργίας αποκόλλησης και διαταραχής της ροής. Επιπλέον, η αλληλεπίδραση του οριακού στρώματος με ένα κύμα κρούσης αποτελεί την πιο σοβαρή μορφή της ίδιας κατάστασης ροής. Ιστορικά τα περισσότερα προβλήματα κατά το σχεδιασμό αεραγωγών συνδέονται με τον ένα ή τον άλλο τρόπο με την συμπεριφορά του οριακού στρώματος σε αυτή την δύσκολη κατάσταση ροής. Για αυτό η επίδραση του οριακού στρώματος υπόκειται σε ιδιαίτερη προσοχή σε όλα τα στάδια σχεδιασμού των αεραγωγών.

### 1.5 Αντίσταση στη ροή από τον αεραγωγό: Συμβολή στη σχεδίαση

Ο πρακτικός σχεδιασμός αεραγωγών συμπεριλαμβάνει πολλούς συμβιβασμούς, ένας από τους οποίους είναι η επιλογή μεταξύ του βαθμού ανάκτησης πίεσης και της αντίστασης του αεραγωγού. Η ανάκτηση πίεσης έχει καθοριστικό ρόλο όπως είδαμε προηγουμένως στην ώση του κινητήρα, η οποία (σε όρους ρευστομηχανικής) μπορεί να περιγραφεί ως η συνιστώσα δύναμη κατά τη διεύθυνση της πτήσης που παράγεται από τον σύστημα του αεραγωγού με τον κινητήρα και την εσωτερική ροή του ρευστού. Η αντίσταση στη ροή από τον αεραγωγό είναι η συνιστώσα δύναμη αντίθετη στην διεύθυνση πτήσης που παράγεται επί του συστήματος του αεραγωγού από την εξωτερική ροή. Θα πρέπει κατά το σχεδιασμό να ληφθούν υπόψη τα ακόλουθα [Seddon et al., 1999]:

Α) Υπάρχουν αρκετοί τρόποι με τους οποίους μπορεί να υπολογιστεί η ώση του κινητήρα. Η επιλογή είναι θέμα συμβατότητας με τον υπολογισμό των δυνάμεων στο υπόλοιπο αεροσκάφος. Θα πρέπει όμως να τονιστεί ότι ο ορισμός της αντίστασης της ροής θα πρέπει συσχετιστεί με αυτόν της ώσης, έτσι ώστε οι δυνάμεις να υπολογίζονται μια και μόνο φορά.

Β) Σε πολλές σχεδιάσεις, όπου οι αεραγωγοί τοποθετούνται στην πλευρά του αεροσκάφους, ο πυρήνας του αέρα που εισρέει στον αεραγωγό μπορεί να έρχεται σε επαφή με μια εξωτερική επιφάνεια εμπρός από την είσοδο στον αεραγωγό, δημιουργώντας έτσι ένα οριακό στρώμα, το οποίο στη συνέχεια εισρέει μερικώς ή ολικώς στον αεραγωγό. Η διαφοροποίηση της ολικής πίεσης που συμβαίνει με αυτόν τον τρόπο έχει άμεσο αντίκτυπο στην ανάκτηση πίεσης εντός του αεραγωγού, άρα και στην ώση του κινητήρα. Εάν όμως το στρώμα αυτό του αέρα απομακρυνθεί από τον αεραγωγό με τη χρήση μιας επιφάνειας εκτροπής του οριακού στρώματος, η απώλεια πίεσης εξ αιτίας του φαινομένου αποτελεί τμήμα της ολικής αντίστασης της ροής του αεραγωγού (εξ' αιτίας της εξωτερικής ροής).

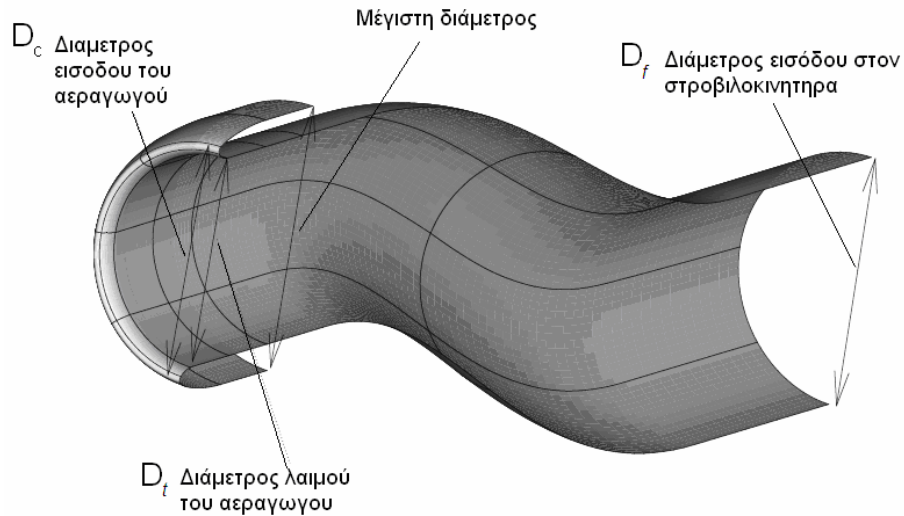
Γ) Άλλη μορφή αντίστασης στη ροή είναι αυτή που λαμβάνει χώρα στην επιφάνεια του χείλους του αεραγωγού, η οποία εξαρτάται τόσο από το σχήμα της όσο και από τη σχέση της με τον τρόπο εισροής του πυρήνα του αέρα στον αεραγωγό.

Δ) Στις δοκιμές σε αεροδυναμικές σήραγγες του αεροσκάφους η μηχανή δεν αναπαρίσταται ή δεν λαμβάνει μέρος στην όλη διαδικασία. Έτσι η ροή στο εσωτερικό του αεραγωγού εμφανίζει μία αντίσταση στη ροή, η οποία θα πρέπει να μην ληφθεί υπ' όψιν κατά τον υπολογισμό της συνολικής αντίστασης του μοντέλου στη ροή.

## **1.6 Επίδραση της αποκόλληση στο χείλος του αεραγωγού στην ανάκτηση ολικής πίεσης**

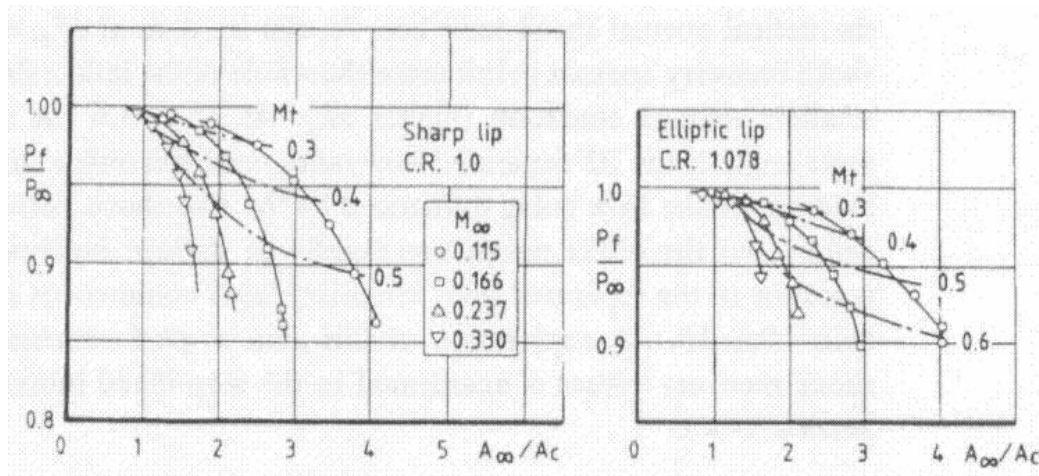
Συμπληρωματικά ως προς την **Εικόνα 1.1** η **Εικόνα 1.4** παρουσιάζει χαρακτηριστικές θέσεις εντός του αεραγωγού. Η επιφάνεια  $A_c$  αντιστοιχεί στην επιφάνεια εισόδου στον αεραγωγό, με την αντίστοιχη διάμετρο  $D_c$ . Η επιφάνεια  $A_i$  αντιστοιχεί στο «λαιμό» του αεραγωγού, δηλαδή στη θέση με τη μικρότερη διατομή, με την αντίστοιχη διάμετρο  $D_i$ . Η θέση αυτή για υποηχητικούς αεραγωγούς βρίσκεται λίγο μετά την είσοδο στον αεραγωγό, ενώ ακολουθεί το τμήμα του

διαχύτη, που οδηγεί τελικά στην είσοδο του κινητήρα (επιφάνεια  $A_f$  με διάμετρο  $D_f$ ) [Seddon et al., 1999].



Εικόνα 1.4: Χαρακτηριστικές ονομασίες παραμέτρων αεραγωγού [Menzies 2002].

Η Εικόνα 1.5 παρουσιάζει την συσχέτιση μεταξύ της ανάκτησης της ολικής πίεσης  $P_f/P_\infty$  και του λόγου  $A_\infty/A_c$  και των ταχυτήτων  $M_t$  και  $M_\infty$  για δύο διαφορετικούς τύπου αεραγωγών, με αιχμηρά και ελλειπτικά χείλη προσβολής.



Εικόνα 1.5: Μεταβολή της ανάκτησης πίεσης σε αιχμηρά (Sharp lip) και ελλειπτικά χείλη (Elliptic lip) αεραγωγού για διάφορες τιμές του αριθμού Mach πτήσης και διάφορες τιμές του αριθμού Mach στο λαιμό [Seddon et al., 1999].

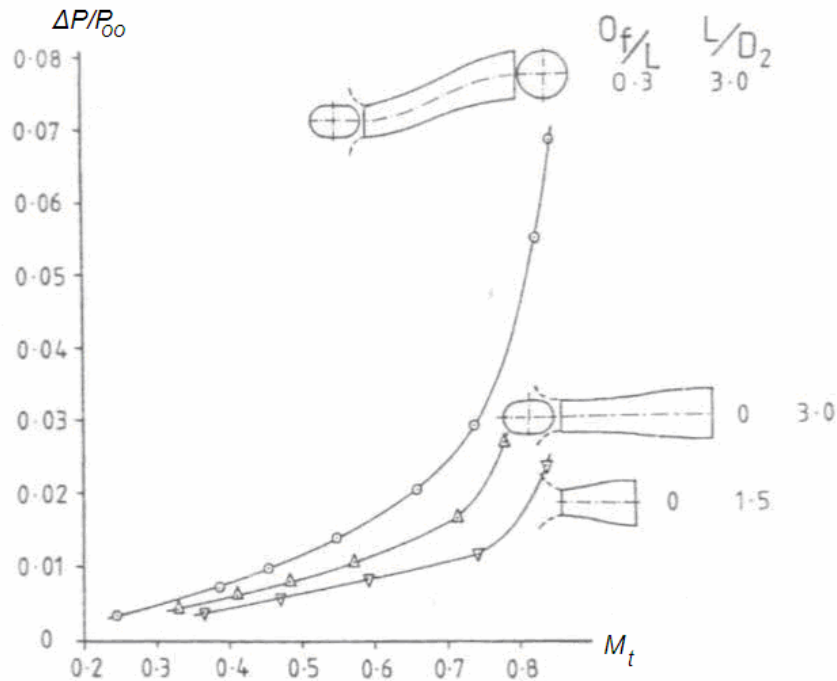
---

## 1.7 Ο υποηχητικός διαχύτης

Σε πραγματικές εφαρμογές ο αεραγωγός πρέπει να έχει διάμηκες σχήμα S και μεταβλητές διατομές κατά μήκος του. Όταν το μήκος του αεραγωγού περιορίζεται από το γενικότερο σχεδιασμό του αεροσκάφους οι προτεινόμενες τιμές για τη διάχυση και την καμπυλότητά του θα πρέπει να ξεπεραστούν. Ως αποτέλεσμα, οι απώλειες που δημιουργούνται σε αυτή την περίπτωση υπερβαίνουν αυτές από την τριβή του ρευστού με τις επιφάνειες και πρέπει να υπολογιστούν είτε με κάποια δοκιμή αναρρόφησης ή από με χρήση λογισμικού Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής.

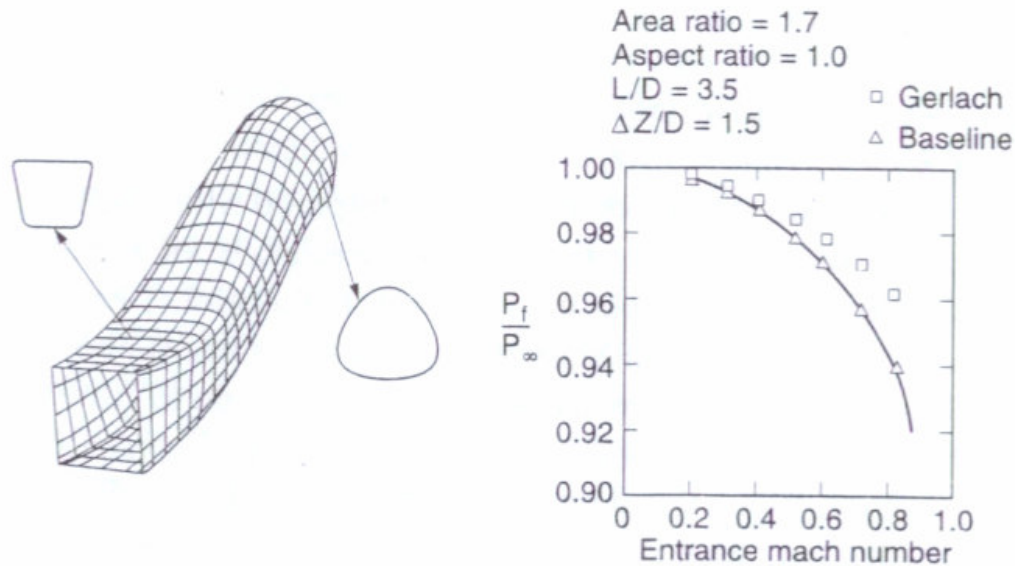
Σε αυτό το σημείο μπορεί να δοθεί ένα παράδειγμα που δείχνει πώς ένας αρχικός σχετικά κοντός αεραγωγός παρουσιάζει αύξηση των απωλειών ολικής πίεσης καθώς αυξάνει το μήκος του, εξαιτίας της αύξησης των απωλειών λόγω επιφανειακής τριβής και ακολούθως από την καμπύλωση του αεραγωγού και την αλλαγή του σχήματος των διατομών του (Εικόνα 1.6). Παρουσιάζεται επίσης η σημαντική αύξηση εξ αιτίας της συμπίεστικότητας του ρευστού, καθώς η μέγιστη ταχύτητα στο λαιμό  $M_l$  υπερβαίνει την περιοχή 0,6-0,7. Οι τοπικοί αριθμοί Mach της ροής στις επιφάνειες του λαιμού του αεραγωγού είναι πολύ κρίσιμες και κοντά στην ταχύτητα του ήχου κάτω από αυτές τις συνθήκες. Συγκεκριμένα, η ροή σε σχήμα S περιλαμβάνει περιοχές αποκόλλησης και ακόλουθης επανακόλλησης, που δεν μπορούν να γίνουν αντιληπτές ακόμα και με τα ακριβέστερα όργανα μέτρησης της στατικής πίεσης [Seddon et al., 1999]. Εξαιτίας δε της διαφοράς πίεσης που εμφανίζεται σε καμπυλωμένους αγωγούς μεταξύ της κοίλης και της κυρτής πλευράς του αεραγωγού (αποτέλεσμα των αδρανειακών δυνάμεων) το οριακό στρώμα από την εξωτερική πλευρά της πρώτης καμπύλωσης κινείται προς το εσωτερικό. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την εμφάνιση στροβιλισμών στην επιφάνεια εισόδου στον κινητήρα.





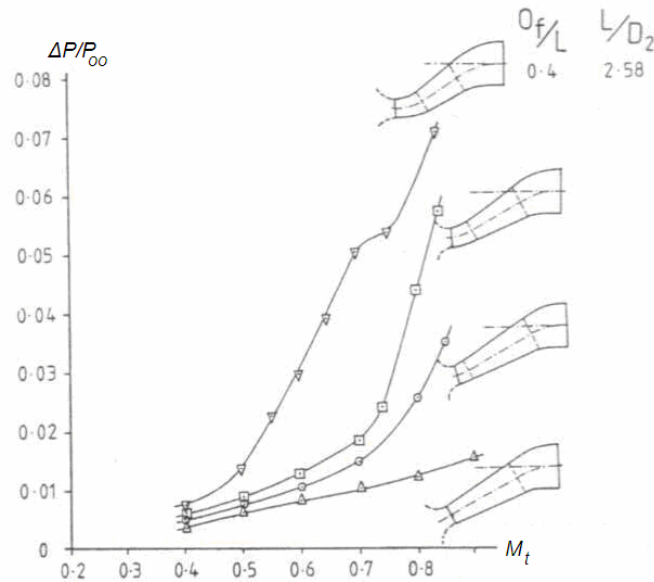
Εικόνα 1.6: Απώλειες σε ευθύ και καμπυλωμένο αεραγωγό [Seddon et al., 1999]

Εάν οι διατομές κατά μήκος του αεραγωγού έχουν τέτοιο σχήμα ώστε η ταχύτητα να αυξάνεται στο εξωτερικό τοίχωμα του αεραγωγού και να μειώνεται στο εσωτερικό, η διαφορά πίεσης μεταξύ των δύο επιφανειών μπορεί να μειωθεί. Έτσι μπορεί να μειωθεί το εύρος της αποκόλλησης χωρίς καμία σημαντική αλλαγή της μέγιστης ταχύτητας της ροής στην εν λόγω διατομή. Οι συνέπειες αυτού του σχήματος, που έχει προταθεί από τον Gerlach (αεραγωγός τύπου Gerlach), παρουσιάζονται στην Εικόνα 1.7.



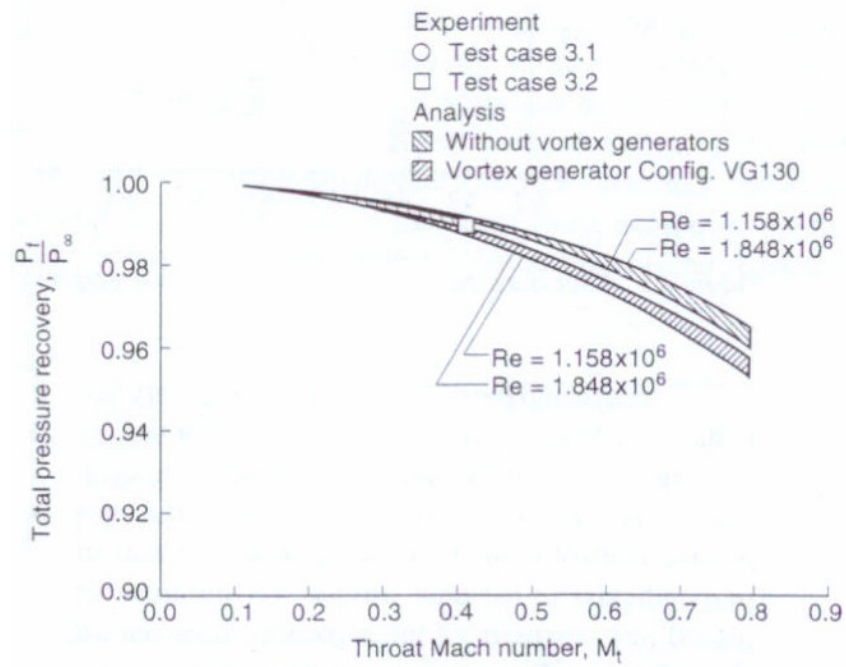
Εικόνα 1.7: Αεραγωγός τύπου Gerlach [Seddon et al., 1999].

Τα αποτελέσματα από μια άλλη σειρά πειραματικών δεδομένων παρουσιάζονται στην Εικόνα 1.8. Οι αεραγωγοί αυτοί που εξετάστηκαν έχουν σταθερό μήκος, σταθερή ακτίνα καμπυλότητας στην τελική καμπύλωση μπροστά από τον κινητήρα και μια κοινή περιοχή διατομών. Καθώς η πρώτη καμπύλωση του αεραγωγού είναι συνήθως η αρχική πηγή απώλειας ολικής πίεσης και αύξησης της διαταραχής της ροής, εξετάζεται η μείωση του εύρους της πρώτης αυτής καμπύλωσης, μειώνοντας την αρχική στροφή και κόβοντας τον αρχικό αεραγωγό κατά μήκος της επιφάνειας εισόδου [Seddon et al., 1999]. Η αλλαγή αυτή έχει ως αποτέλεσμα σημαντική μείωση στις απώλειες της ολικής πίεσης (Εικόνα 1.8) και αύξηση της τιμής του κρίσιμου  $M_t$ , πάνω από τον οποίο οι απώλειες ολικής πίεσης αυξάνονται δραματικά.



Εικόνα 1.8: Απώλειες λόγω αλλαγής στην πρώτη καμπύλωση αεραγωγού [Seddon et al., 1999].

Για την βελτίωση της απόδοσης του διαχύτη μπορούν να χρησιμοποιηθούν τόσο ενεργητικοί όσο και παθητικοί τρόποι ελέγχου του οριακού στρώματος [Seddon et al., 1993]. Ο ενεργητικός έλεγχος περιλαμβάνει την αναρρόφηση του οριακού στρώματος. Ο παθητικός τρόπος περιλαμβάνει την τοποθέτηση μικρών μεταλλικών πτερυγίων περιμετρικά του αεραγωγού και εμπρός από την περιοχή αποκόλλησης, που έχουν το ρόλο της δημιουργίας μικροστροβιλισμών, που συγκρατούν το οριακό στρώμα προσκολλημένο στην επιφάνεια του αεραγωγού (Εικόνα 1.9).



Εικόνα 1.9: Αποτελέσματα στη ροή από την υιοθέτηση πτερυγίων δημιουργίας μικροστροβιλισμών [Seddon et al., 1993].

---

## 2 Εισαγωγή στην Υπολογιστική Ρευστοδυναμική

### 2.1 Ιστορικά στοιχεία

Η υπολογιστική ρευστοδυναμική (CFD – Computational Fluid Dynamics) είναι κλάδος της ρευστομηχανικής που ασχολείται με την ανάπτυξη υπολογιστικών εργαλείων προσομοίωσης μέσω υπολογιστή, για την πρόβλεψη της συμπεριφοράς συστημάτων που περιλαμβάνουν ροή ρευστών, μετάδοσης θερμότητας και άλλων φυσικών διεργασιών. Το αποτέλεσμα προκύπτει λύνοντας αριθμητικά τις εξισώσεις ροής τους ρευστού στις περιοχές ενδιαφέροντος, προσδιορίζοντας τις οριακές συνθήκες στην συγκεκριμένη περιοχή.

Οι υπολογιστές χρησιμοποιούνται για να επιλύουν προβλήματα ροής για πολλά χρόνια τώρα. Αρκετά προγράμματα έχουν γραφεί για να επιλύσουν είτε ειδικά προβλήματα, είτε ειδικές κατηγορίες προβλημάτων. Από τα μέσα της δεκαετίας του 1970 αναπτύχθηκαν τα σύνθετα μαθηματικά που χρειάζονται για να γενικοποιηθούν οι αλγόριθμοι επίλυσης και δημιουργήθηκαν έτσι οι πρώτοι γενικής χρήσης επιλυτές. Αυτοί εμφανίστηκαν στις αρχές της δεκαετίας του 1980 και απαιτούσαν πολύ ισχυρούς υπολογιστές, πολύ καλή γνώση της ρευστοδυναμικής και μεγάλη χρόνο προετοιμασίας για το στήσιμο μιας προσομοίωσης. Συνακόλουθο ήταν η υπολογιστική ρευστοδυναμική να χρησιμοποιηθεί αποκλειστικά στην έρευνα [ANSYS Doc].

Οι πρόσφατες εξελίξεις στον χώρο των υπολογιστών σε συνδυασμό με την ανάπτυξη ισχυρών γραφικών εργαλείων τρισδιάστης μοντελοποίησης κατέστησαν την διαδικασία δημιουργίας ενός μοντέλου CFD και της ανάλυσής του πολύ ευκολότερη υπόθεση, με μειωμένο απαιτούμενο χρόνο και ως εκ τούτου και μειωμένο κόστος. Αποτέλεσμα των παραπάνω είναι, η υπολογιστική ρευστοδυναμική να χρησιμοποιείται πλέον ευρέως ως εργαλείο βιομηχανικού σχεδιασμού, βοηθώντας έτσι στη μείωση του χρόνου ανάπτυξης ενός προϊόντος και στη βελτίωση των διαδικασιών παραγωγής. Η υπολογιστική ρευστοδυναμική προσφέρει μια εναλλακτική λύση συμφέρουσα από πλευράς κόστους και ακριβή σε σχέση με τις

---

δοκιμές σε μοντέλα κλίμακας. Επίσης οι διαφοροποιήσεις των προσομοιώσεων εφαρμόζονται άμεσα, προσφέροντας εμφανή πλεονεκτήματα.

## **2.2 Τα μαθηματικά πίσω από την υπολογιστική ρευστοδυναμική**

Το σύνολο των εξισώσεων που περιγράφουν την μεταφορά ορμής, ενέργειας και μάζας σε ένα ρευστό είναι γνωστές ως εξισώσεις Navier-Stokes. Αυτές οι μη γραμμικές μερικές διαφορικές εξισώσεις ανακαλύφθηκαν στις αρχές του 19ου αιώνα και δεν επιδέχονται αναλυτικής λύσης, αλλά μπορούν να διακριτοποιηθούν και να επιλυθούν αριθμητικά.

Εξισώσεις που περιγράφουν άλλες διεργασίες, όπως την καύση ή άλλες χημικές αντιδράσεις, μπορούν να επιλυθούν σε συνδυασμό με τις εξισώσεις Navier-Stokes. Συχνά χρησιμοποιείται μια προσεγγιστική διαδικασία για την εξαγωγή των επιπλέον αυτών εξισώσεων (τα μοντέλα τύρβης είναι ένα χαρακτηριστικό παράδειγμα τέτοιων προσεγγιστικών μοντέλων).

Υπάρχει ένα σύνολο διαφορετικών μεθόδων επίλυσης που χρησιμοποιούνται στους κώδικες CFD. Η πιο κοινή (και αυτή στην οποία βασίζεται το λογισμικό που θα χρησιμοποιήσουμε στην παρούσα εργασία) είναι η μέθοδος των πεπερασμένων όγκων. Σε αυτή την τεχνική η περιοχή ενδιαφέροντος χωρίζεται σε μικρές υποπεριοχές που καλούνται όγκοι ελέγχου. Οι εξισώσεις διακριτοποιούνται και επιλύονται επαναληπτικά για κάθε όγκο ελέγχου. Ως αποτέλεσμα παίρνουμε την προσέγγιση της τιμής κάθε μεταβλητής σε συγκεκριμένα σημεία μέσα σε κάθε όγκο ελέγχου.

## **2.3 Ο επιλυτής**

Το πρόγραμμα το οποίο επιλύει το ρευστοδυναμικό πρόβλημα καλείται επιλυτής. Αρχικά οι μερικές διαφορικές εξισώσεις ενσωματώνονται σε κάθε όγκο ελέγχου στην περιοχή ενδιαφέροντός μας. Αυτό ισοδυναμεί με την εφαρμογή της αρχής διατήρησης της μάζας και της ορμής για παράδειγμα σε κάθε όγκο ελέγχου. Αυτές οι διαφορικές εξισώσεις μετατρέπονται σε ένα σύστημα αλγεβρικών εξισώσεων, οι οποίες επιλύονται επαναληπτικά για όλους του επιμέρους όγκους ελέγχου, με τους οποίους έχουμε διακριτοποιήσει το πεδίο ροής που εξετάζουμε.

Η επαναληπτική προσέγγιση απαιτείται εξ αιτίας της μη γραμμικής φύσης των εξισώσεων και καθώς η λύση πλησιάζει την ακριβή λύση λέμε ότι συγκλίνει. Για κάθε επανάληψη καταγράφεται ένα σφάλμα ή υπόλοιπο (residual) ως ένα μέτρο της σταθερότητας της ροής σύγκλισης. Το κατά πόσον η λύση πλησιάζει την ακριβή λύση του προβλήματος εξαρτάται από ένα αριθμό παραγόντων, όπως το μέγεθος και το σχήμα των όγκων ελέγχου και το μέγεθος του τελικού υπολοίπου. Σύνθετες φυσικές διαδικασίες όπως η καύση και η τύρβη μοντελοποιούνται με τη χρήση εμπειρικών σχέσεων. Οι προσεγγίσεις που ενυπάρχουν σε αυτά τα μοντέλα συμβάλουν στη διαφορά των λύσεων μεταξύ της αριθμητικής λύσης CFD και της πραγματικής ροής [ANSYS Doc].

## 2.4 Εξισώσεις που χρησιμοποιούνται

Το σύνολο των εξισώσεων που επιλύονται από το λογισμικό είναι οι εξισώσεις NAVIER-STOKES στην συντηρητική τους μορφή για χρονικά μεταβαλλόμενο πεδίο ροής.

Οι εξισώσεις μεταφοράς της μάζας (εξίσωση συνέχειας), της ορμής και της ενέργειας γράφονται σε διαφορετική συντηρητική μορφή ως ακολούθως:

Η εξίσωση της συνέχειας

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = 0 \quad (2.1)$$

Οι τρεις εξισώσεις της ορμής (μία για κάθε συνιστώσα της ορμής)

$$\frac{\partial \rho \vec{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = \nabla \cdot \left( -p\delta + \mu \left( \nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T \right) \right) + \vec{S}_M \quad (2.2)$$

Η εξίσωση της ενέργειας

$$\frac{\partial \rho h_t}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} h_t) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_E \quad (2.3)$$

Στην τελευταία σχέση με  $h$  συμβολίζεται η ειδική ολική ενθαλπία. Εάν το ιξώδες παίζει σημαντικό ρόλο στην επίλυση προστίθεται ένας επιπλέον όρος στο δεξί μέρος της τελευταίας εξίσωσης, η οποία γίνεται:

$$\frac{\partial \rho h_t}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} h_t) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot \left( \mu \nabla \vec{U} + \nabla \vec{U}^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{U} \delta \vec{U} \right) + S_E \quad (2.4)$$

Στις πέντε παραπάνω εξισώσεις υπάρχουν επτά άγνωστοι  $(u, v, w, p, T, \rho, h)$ . Επί πλέον προστίθενται δύο αλγεβρικές θερμοδυναμικές εξισώσεις, δηλαδή η καταστατική εξίσωση που συσχετίζει την πυκνότητα με την πίεση και τη θερμοκρασία (π.χ. η καταστατική εξίσωση τελείου αερίου) και η καταστατική εξίσωση που συσχετίζει την ενθαλπία με τη θερμοκρασία και την πίεση.

Εάν η συνεισφορά της κινητικής ενέργειας στην ολική ενέργεια μπορεί να παραληφθεί, τότε η εξίσωση της ενέργειας απλοποιείται στην ακόλουθη μορφή:

$$\frac{\partial \rho h}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_E \quad (2.5)$$

## 2.5 Μοντέλα τύρβης

Η τύρβη αποτελείται από διακυμάνσεις του πεδίου ροής στο χρόνο και το χώρο. Αποτελεί ένα ιδιαίτερα σύνθετο φαινόμενο κυρίως διότι είναι τρισδιάστατη, ασταθής και εμφανίζει από πολλές κλίμακες. Μπορεί να έχει σημαντική επίδραση στα χαρακτηριστικά της ροής. Η τύρβη εμφανίζεται όταν οι αδρανειακές δυνάμεις του ρευστού γίνονται σημαντικές συγκρινόμενες με τις δυνάμεις ιξώδους. Αυτό συμβαίνει σε υψηλές τιμές του αριθμού Reynolds της ροής. Γενικά οι εξισώσεις Navier-Stokes περιγράφουν και τη στρωτή ροή και την τυρβώδη ροή χωρίς την ανάγκη περισσότερων εξισώσεων. Παρόλα αυτά οι τυρβώδεις ροές σε πραγματικούς αριθμούς Reynolds εκτείνονται σε μεγάλα εύροι τιμών και κλίμακας του χρόνου και συμπεριλαμβάνουν μήκη πολύ μικρότερα από το μικρότερο πεπερασμένο όγκο που μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε μια αριθμητική επίλυση. Το εμπόδιο αυτό θα μπορούσε να υπερκεραστεί με τη χρήση της τεχνικής Ευθείας Αριθμητικής Προσομοίωσης (DNS – Direct Numerical Simulation), αλλά απαιτεί τέτοια υπολογιστική ισχύ που σήμερα δεν είναι εύκολα διαθέσιμη, ειδικά για εφαρμογές σχεδίασης.



---

Για την πρόβλεψη των αποτελεσμάτων της τυρβώδους ροής έχουν αναπτυχθεί ένα σύνολο μοντέλων τύρβης που μπορούν να χρησιμοποιηθούν. Τα περισσότερα από αυτά είναι στατικά μοντέλα τύρβης.

## 2.6 Στατιστικά μοντέλα τύρβης

Σε περιπτώσεις που η κλίμακα του χρόνου είναι κατά πολύ μεγαλύτερη από την κλίμακα διακυμάνσεων της τύρβης, η τυρβώδης ροή παρουσιάζεται με χαρακτήρα μέσης τιμής με την προσθήκη ενός συντελεστή χρονικής μεταβολής. Για παράδειγμα ένα μέγεθος ταχύτητας μπορεί να χωριστεί σε ένα μέγεθος που εκφράζει τη μέση τιμή της ταχύτητας και ένα μέγεθος που αντιστοιχεί στη χρονική μεταβολή της ταχύτητας (κυμαινόμενο τμήμα).

Γενικά τα μοντέλα τύρβης μετατρέπουν τις αρχικές εξισώσεις Navier-Stokes με την εισαγωγή μέσων και κυμαινόμενων ποσοτήτων για την παραγωγή των κατά Reynolds μέσων εξισώσεων Navier-Stokes (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes equations). Οι εξισώσεις αυτές αναπαριστούν τις χρονικά μέσες ποσότητες της ροής, ενώ μοντελοποιούν τα αποτελέσματα της τύρβης χωρίς την ανάγκη ανάλυσης των διακυμάνσεων της ροής στην χρονική κλίμακα της τύρβης. Μοντελοποιούνται έτσι όλα τα στάδια του τυρβώδους πεδίου. Τα μοντέλα που βασίζονται στις εξισώσεις αυτές είναι γνωστά ως στατιστικά μοντέλα τύρβης εξαιτίας της στατιστικής διαδικασίας που εφαρμόζεται για την εξαγωγή των εξισώσεων.

Η προσομοίωση με τη χρήση των εξισώσεων RANS μειώνει αισθητά την υπολογιστική προσπάθεια σε σχέση με τη μέθοδο DNS και για αυτό υιοθετείται για πρακτικούς υπολογισμούς. Παρόλα αυτά η διαδικασία προσδιορισμού των μέσων τιμών εισαγάγει επιπλέον αγνώστους, που σχετίζονται με τις ποσότητες διακύμανσης, οι οποίες συμπεριφέρονται ως επιπλέον δυνάμεις στο ρευστό. Αυτοί οι όροι, που καλούνται δυνάμεις τύρβης ή Reynolds, είναι πολύ δύσκολο να υπολογιστούν άμεσα.

Για την μοντελοποίηση τους είναι αναγκαία η χρήση επιπλέον εξισώσεων, έτσι ώστε να επιτευχθεί ολοκλήρωση του αριθμού των εξισώσεων. Δηλαδή να υπάρχουν επαρκείς εξισώσεις όσες και οι άγνωστοι όροι, συμπεριλαμβανομένων και των δυνάμεων τύρβης ή Reynolds, που προκύπτουν από την διαδικασία εύρεσης των μέσων τιμών. Οι εξισώσεις που χρησιμοποιούνται για να κλείσει το σύστημα των εξισώσεων καθορίζει και το μοντέλο τύρβης.

## 2.7 Εξισώσεις RANS

Όπως περιγράφηκε παραπάνω τα μοντέλα τύρβης ολοκληρώνουν ένα τροποποιημένο σύνολο εξισώσεων μεταφοράς, που προκύπτει εισάγοντας μεταβλητές των μέσων τιμών και των διακυμάνσεων. Για παράδειγμα η ταχύτητα  $\vec{U}$  μπορεί να χωριστεί σε μια μέση ταχύτητα  $\overline{\vec{U}}$  και μια χρονική διακύμανση  $\vec{u}$ .

$$\vec{U} = \overline{\vec{U}} + \vec{u} \quad (2.6)$$

Η μέση τιμή δίδεται από τη σχέση

$$\overline{\vec{U}} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \vec{U} dt \quad (2.7)$$

όπου  $dt$  είναι ένα διάστημα χρόνου αρκετά μεγαλύτερο σε σχέση με τις διακυμάνσεις της τυρβώδους ροής αλλά μικρότερο σε σχέση με το χρονικό βήμα για το οποίο επιλύονται οι εξισώσεις. Αντικαθιστώντας τις μέσες ποσότητες στις αρχικές εξισώσεις μεταφοράς προκύπτουν οι εξισώσεις RANS, που παρουσιάζονται στη συνέχεια.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = 0 \quad (2.8)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = \nabla \cdot (\tau - \rho \overline{\vec{u} \otimes \vec{u}}) + \vec{S}_M \quad (2.9)$$

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} \phi) = \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi - \rho \overline{\vec{u} \phi}) + S_E \quad (2.10)$$

Η εξίσωση της συνέχειας δεν άλλαξε μορφή αλλά η εξίσωση της ορμής και μεταφοράς συμπεριλαμβάνουν μεταβλητές της τυρβώδους ροής που σχετίζονται με τη μοριακή διάχυση των διακυμάνσεων ( $\rho \overline{\vec{u} \otimes \vec{u}}$  και  $\rho \overline{\vec{u} \phi}$ ). Οι όροι αυτοί προκύπτουν από το γεγονός ότι η μετάδοση θερμότητας εξαιτίας των διακυμάνσεων της

τυρβώδους ταχύτητας υπερσχύει αυτής που προκαλείται από τις θερμικές διακυμάνσεις σε μοριακό επίπεδο. Σε υψηλές τιμές του αριθμού Reynolds οι τυρβώδεις διακυμάνσεις της ταχύτητας έχουν κλίμακα μεγέθους αρκετά μεγαλύτερη των μέσων τιμών των θερμικών διακυμάνσεων, έτσι ώστε οι τυρβώδεις διακυμάνσεις να είναι αρκετά μεγαλύτερες των μοριακών. Έτσι η μέση εξίσωση της ενέργειας γίνεται:

$$\frac{\partial \rho h_t}{\partial t} + \nabla \bullet (\rho \bar{U} h_t + \rho \bar{u} \bar{h} - \lambda \nabla T) = \frac{\partial p}{\partial t} \quad (2.11)$$

Ενώ η μέση ολική ενθαλπία δίδεται

$$h_t = h + \frac{1}{2} \bar{U}^2 + k \quad (2.12)$$

όπου

$$k = \frac{1}{2} \bar{u}^2 \quad (2.13)$$

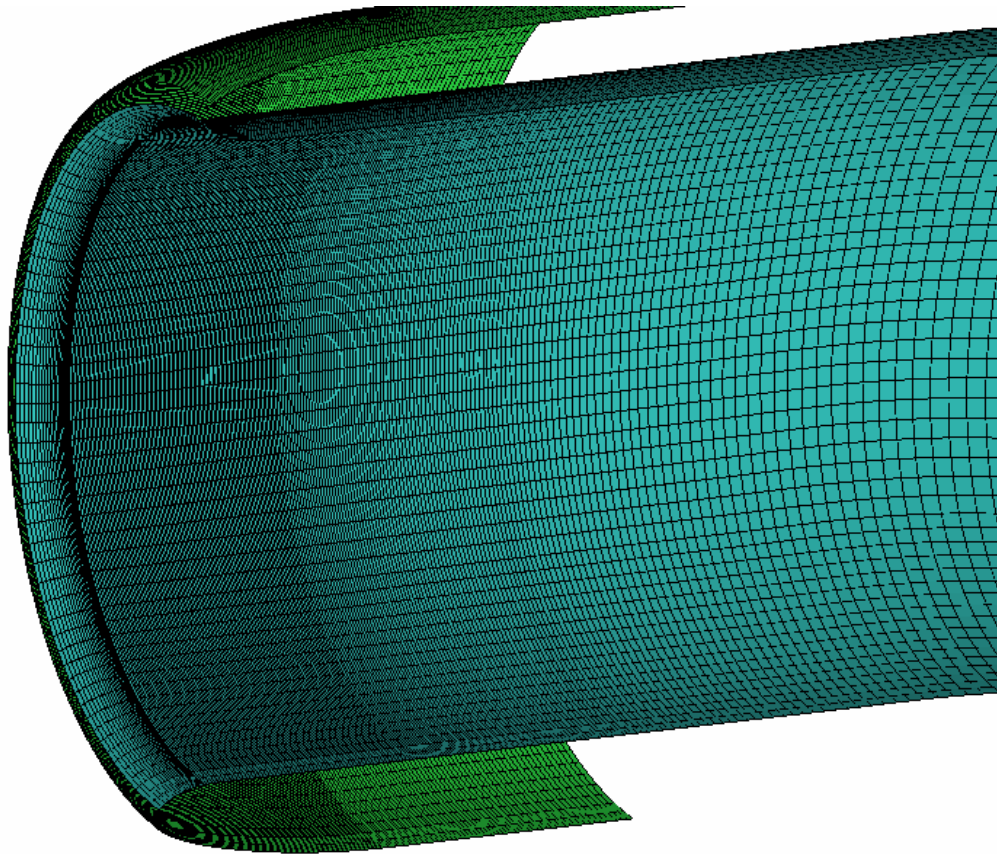
---

## 3 Αξιολόγηση του λογισμικού για προσομοίωση ροής σε αεραγωγούς

### 3.1 Εισαγωγή

Η αξιολόγηση του λογισμικού προσομοίωσης ANSYS CFX-5 λαμβάνει χώρα για να διαπιστωθεί κατά πόσο το συγκεκριμένο λογισμικό αποδίδει στην επίλυση ενός δύσκολου υπολογιστικά προβλήματος, όπως η ροή μέσα σε αεραγωγό. Αν και η χρήση τους τα τελευταία χρόνια έχει επεκταθεί σε όλα τα πεδία της έρευνας, τα διάφορα λογισμικά, που χρησιμοποιούνται για επίλυση ροής, έχουν διαφοροποιημένες λειτουργίες, των οποίων οι σύνθεση προσδίδει στο κάθε ένα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα, που μπορούν να επηρεάσουν σημαντικά το αποτέλεσμα. Ο συνδυασμός των λογισμικών πλεγματοποίησης ANSYS ICEM CFD και επίλυσης ANSYS CFX-5 αποτελεί μια αποτελεσματική επιλογή, τόσο για τις δυνατότητες πλεγματοποίησης (δομημένο, μη δομημένο, υβριδικό πλέγμα, πλήρης έλεγχος των παραμέτρων πλεγματοποίησης, εύχρηστο, εξαγωγή και εισαγωγή σε όλες σχεδόν τυποποιήσεις-format αρχείων γεωμετρίας και πλεγμάτων), όσο και για τις δυνατότητες επίλυσης (εύκολος ορισμός των οριακών συνθηκών, πλήρης οδηγός βοήθειας στον χρήστη, ταχύτητα επίλυσης, υποστήριξη των κυριότερων αλγορίθμων επίλυσης και οπτική αναπαράσταση των αποτελεσμάτων).

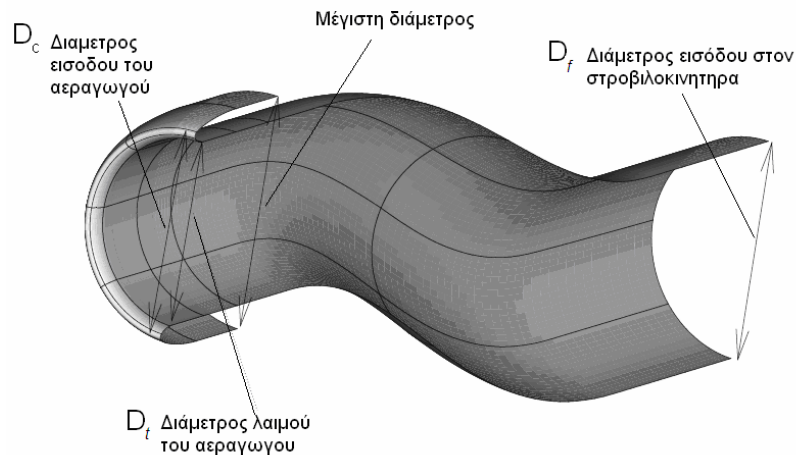
Λόγω της διηχητικής ταχύτητας, η οποία αναμένεται να αναπτυχθεί στο εσωτερικό του αεραγωγού, η αξιολόγηση έγινε με τη χρήση πυκνού, μέτρια πυκνού και αραιού πλέγματος, για την εύρεση του κατά πόσο η πυκνότητα του πλέγματος επηρεάζει το αποτέλεσμα (**Εικόνα 3.1**). Τα αποτελέσματα δείχνουν ότι για την πρώτη δοκιμή στην οποία αναπτύσσονται διηχητικές ταχύτητες τα πυκνότερα πλέγματα δίνουν πιο αξιόπιστα αποτελέσματα ενώ στην περίπτωση που η ροή είναι υποηχητική ακόμα και το αραιό πλέγμα δίνει παρόμοια αποτελέσματα με τα πυκνότερα. Ειδικότερα το μέγεθος του πλέγματος στην πυκνή του διαμόρφωση αποτελείται από 900000 εξάπλευρα, στην μέτρια πυκνή διαμόρφωση από 650000 εξάπλευρα και στην αραιή διαμόρφωση από 300000 εξάπλευρα.



**Εικόνα 3.1: Το πλέγμα στην είσοδο του αεραγωγού και για πυκνή πλεγματοποίηση.**

Στο παρόν κεφάλαιο θα γίνει εκτίμηση της δυνατότητας του λογισμικού για προσομοίωση της ροής σε αεραγωγούς. Αυτό θα γίνει με την εφαρμογή του λογισμικού σε συγκεκριμένο αεραγωγό που αποτελεί συχνή αναφορά στην βιβλιογραφία [AGARD, 1990] και για τον οποίο είναι διαθέσιμα αρκετά πειραματικά και υπολογιστικά δεδομένα.

Οι προσομοιώσεις που ακολουθούν αφορούν τον αεραγωγό της RAE-m2129 [AGARD, 1990, Menzies, 2002] και συγκεκριμένα στις test cases που περιγράφονται στο [AGARD, 1990] (σελ.139-162).

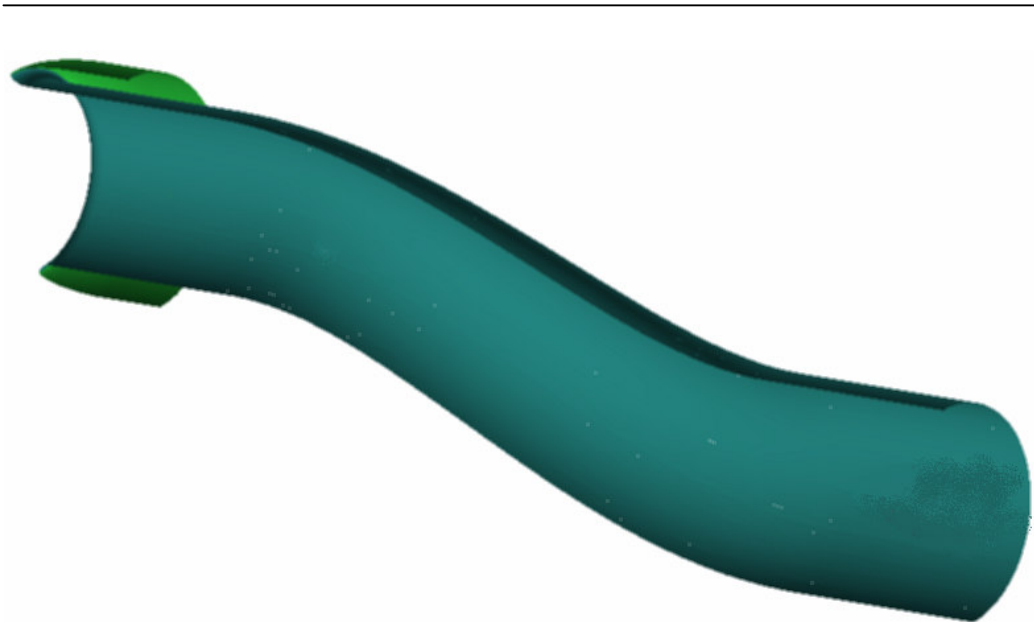


Εικόνα 3.2: Χαρακτηριστικές ονομασίες παραμέτρων αεραγωγού [Menzies, 2002].

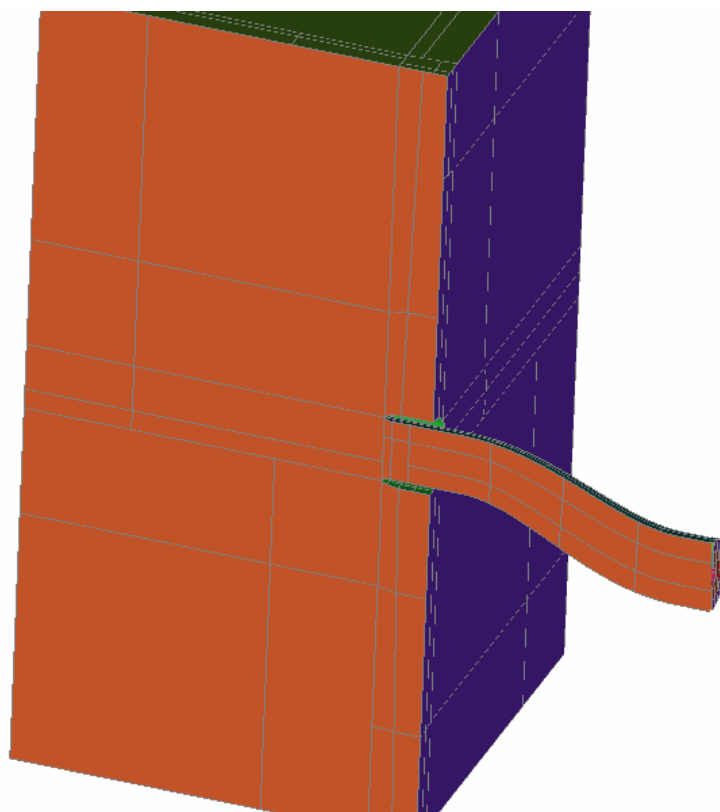
Η γεωμετρία του αεραγωγού (Εικόνα 3.2) μας παραχωρήθηκε από τον Ryan Menzies [Menzies, 2002], που μελέτησε τις συγκεκριμένες test cases στα πλαίσια της Μεταπτυχιακής του Εργασίας στο πανεπιστήμιο της Γλασκόβης. Η συγκεκριμένη υπολογιστική μελέτη πραγματοποιήθηκε με τη χρήση του λογισμικού PMB που έχει αναπτυχθεί από το τμήμα Υπολογιστικής Ρευστοδυναμικής του παραπάνω Πανεπιστημίου. Η διαφορά της δικής μας μελέτης έγκειται στην εφαρμογή του εμπορικά διαθέσιμου λογισμικού (καθώς και του συνοδευτικού λογισμικού προεπεξεργασίας και ανάλυσης των αποτελεσμάτων) ANSYS CFX-5.

### 3.2 Γεωμετρία του μοντέλου

Αρχικά έγινε επεξεργασία του αρχείου IGES του αεραγωγού [Menzies, 2002], με το λογισμικό ICEM CFD HEXA, προκειμένου να παραχθεί το απαιτούμενο υπολογιστικό πλέγμα. Το πλέγμα που χρησιμοποιήσαμε αποτελείται από 260.000 εξάπλευρα. Λόγω της συμμετρίας του μοντέλου, χρησιμοποιήθηκε μόνο η μισή γεωμετρία του αεραγωγού για να μειωθεί ο υπολογιστικός φόρτος (Εικόνα 3.3), με κατάλληλη επιβολή οριακών συνθηκών συμμετρίας στο αντίστοιχο επίπεδο.



**Εικόνα 3.3:** Τομή του αεραγωγού στο επίπεδο συμμετρίας του.



**Εικόνα 3.4:** Ο αεραγωγός και το βοηθητικό χωρίο πριν από αυτόν για την επιβολή των οριακών συνθηκών εισόδου.

Η γεωμετρία του υπολογιστικού πεδίου, εκτός από τον αεραγωγό καθ' εαυτού, περιλαμβάνει μία προέκταση του αγωγού κατάντη της ροής ίση με το

εξαπλάσιο της μέγιστης διαμέτρου του αεραγωγού, καθώς και το πεδίο εισόδου εκτεταμένο κατά το πενταπλάσιο της μέγιστης διαμέτρου και προς τις τρεις διευθύνσεις (Εικόνα 3.4). Αυτό έγινε για την ορθότερη επιβολή των οριακών συνθηκών, ώστε να μην επηρεάζεται από αυτές ο κύριος χώρος ενδιαφέροντος.

### 3.3 Οριακές συνθήκες

Οι συνθήκες ροής, που αναφέρονται στις δύο περιπτώσεις που εξετάστηκαν, δίδονται στους Πίνακες 3.1 και 3.2, που ακολουθούν. Οι μονάδες διατηρήθηκαν στο αγγλικό σύστημα για την εύκολη διασταύρωση δεδομένων και αποτελεσμάτων με το αρχικό κείμενο αναφοράς [AGARD, 1990].

Πίνακας 3.1 [AGARD, 1990]

<u>1<sup>η</sup> Δοκιμή - Test case 3.1</u>		
Επ' άπειρο ολική πίεση	$P_{\infty}$	= 29,889 in Hg
Επ' άπειρο ολική θερμοκρασία	$T_{t,\infty}$	= 293 K
Ταχύτητα Πτήσης	$M_{\infty}$	= 0,21 Mach
Αδιάστατη παροχή μάζας	$WAT_{cf}$	= 0,311 $\frac{in^2 \sqrt{^{\circ}K}}{sec}$
Ταχύτητα στην είσοδο του αεραγωγού	$M_c$	= 0,536 Mach
Ανάκτηση πίεσης	$PR$	= 0,928
Λόγος προσλαμβάνουσας ροής	$\frac{A_{\infty}}{A_c}$	= 2,173
Επιφάνεια εισόδου στον αεραγωγό	$A_c$	= 25,245 $in^2$



**Πίνακας 3.2 [AGARD, 1990]**

<u>2<sup>η</sup> Δοκιμή - Test Case 3.2</u>		
Επ' άπειρο ολική πίεση	$P_{\infty}$	= 29,865 in Hg
Επ' άπειρο ολική θερμοκρασία	$T_{t,\infty}$	= 293 K
Ταχύτητα Πτήσης	$M_{\infty}$	= 0,21 Mach
Αδιάστατη ροή μάζας	$WAT_{cf}$	= 0.197 $\frac{in^2 \sqrt{^o K}}{sec}$
Ταχύτητα στην είσοδο του αεραγωγού	$M_c$	= 0,304 Mach
Ανάκτηση πίεσης	$PR$	= 0.9897
Λόγος προσλαμβάνουσας ροής	$\frac{A_{\infty}}{A_c}$	= 1,457
Επιφάνεια εισόδου στον αεραγωγό	$A_c$	= 25,245 $in^2$

Και για τις δύο περιπτώσεις που εξετάστηκαν η ταχύτητα της επ' άπειρον ροής είναι υποηχητική και ίση με  $M_{\infty} = 0,21$ . Η γωνία προσβολής είναι ίση με  $\alpha = 0^{\circ}$ .

Από τα δεδομένα των Πινάκων 3.1 και 3.2 αρχικά υπολογίστηκαν μερικά χρήσιμα μεγέθη, που απαιτούνται για την επιβολή κατάλληλων οριακών συνθηκών στο υπολογιστικό χωρίο. Οι υπολογισμοί πραγματοποιήθηκαν θεωρώντας μονοδιάστατη ροή και τέλειο αέριο. Το σύμβολο  $\infty$  αναφέρεται στην επ' άπειρο ροή.

#### Γενικοί Υπολογισμοί στη θέση $\infty$

$$\gamma = 1,405$$

$$R = 287$$

$$M_{\infty} = 0,21$$

$$T_{t,\infty} = 293 K$$

$$A_c = 25,245 \text{ in}^2 \Rightarrow A_c = 0,0162870642 \text{ m}^2$$

$$\text{Test Case 3.1: } P_{\infty} = 29,889 \text{ in Hg} \Rightarrow P_{\infty} = 101216,11 \text{ Pa}$$

$$\text{Test Case 3.2: } P_{\infty} = 29,865 \text{ in Hg} \Rightarrow P_{\infty} = 101134,48 \text{ Pa}$$

$$\text{Test Case 3.1: } \frac{A_{\infty}}{A_c} = 2,173 \Rightarrow A_{\infty} = 0,0353918 \text{ m}^2$$

$$\text{Test Case 3.2: } \frac{A_{\infty}}{A_c} = 1,457 \Rightarrow A_{\infty} = 0,0237303 \text{ m}^2$$

Από τις σχέσεις (1.4) και (1.5) και με τους κατάλληλους μετασχηματισμούς βρίσκουμε την επ' άπειρο στατική πίεση:

$\left(\frac{P_{\infty}}{p_{\infty}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{\gamma-1}{2} M_{\infty}^2 + 1 \Rightarrow \frac{P_{\infty}}{p_{\infty}} = 1,0089303^{\frac{1,405}{0,405}} \Rightarrow$	(3.1)
Test Case 3.1: $p_{\infty} = p_{ref} = 98062,8 \text{ Pa}$	
Test Case 3.2: $p_{\infty} = p_{ref} = 98141,9 \text{ Pa}$	

Παρόμοια εργαζόμαστε για την επ' άπειρο στατική θερμοκρασία

$F(M) = \frac{2}{(\gamma-1)M_{\infty}^2 + 2} \Rightarrow F(M) = 0,991148793$	(3.2)
--	-------

$\frac{T_{\infty}}{T_{f\infty}} = F(M) \Rightarrow T_{\infty} = 290,41 \text{ K}$	(3.3)
---	-------

Η ταχύτητα του ήχου δίδεται από τη σχέση:

$a_{\infty} = \sqrt{\gamma R T_{\infty}} = 342,2018 \text{ m/s}$	(3.4)
--	-------

Η καταστατική εξίσωση για τέλεια αέρια δίδεται ως

$\frac{p}{\rho} = RT$	(3.5)
-----------------------	-------

οπότε

$\rho_{\infty} = \frac{p_{\infty}}{RT_{\infty}}$	(3.6)
Test Case 3.1: $\rho_{\infty} = \frac{98062,8}{287 \cdot 290,41} = 1,176565 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$	
Test Case 3.2: $\rho_{\infty} = \frac{98141,9}{287 \cdot 290,41} = 1,1775141 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$	

Η ταχύτητα του ρευστού στις δεδομένες συνθήκες είναι

$V_{\infty} = M_{\infty} a_{\infty}$	(3.7)
$V_{\infty} = 0,21 \cdot 342,2018 \text{ m/s} = 71,8624 \text{ m/s}$	

---

### **Test case 3.1**

Η παροχή μάζας είναι ίση με

$\dot{m} = A_{\infty} \cdot C_{\infty} \cdot \rho_{\infty}$ $\dot{m} = 2,9924045 \frac{\text{Kg}}{\text{sec}}$	(3.8)
--	-------

Οπότε, για τον μισό αεραγωγό προκύπτει:

$\dot{m} = 1,4962022 \frac{\text{Kg}}{\text{sec}}$	(3.9)
--	-------

### **Test Case 3.2**

Η παροχή μάζας είναι ίση με:

$\dot{m} = A_{\infty} \cdot C_{\infty} \cdot \rho_{\infty} = 1,7053163 \frac{\text{Kg}}{\text{sec}}$	(3.10)
--	--------

Οπότε για τον μισό αεραγωγό προκύπτει:

$\dot{m} = 0,8526582 \frac{\text{Kg}}{\text{sec}}$	(3.11)
--	--------

### **Προεπεξεργασία δεδομένων εισόδου**

Εκτός από τα δεδομένα των οριακών συνθηκών χρειάστηκε να οριστούν και επιπλέον παράμετροι στο στάδιο της προεπεξεργασίας των δεδομένων, προκειμένου να δημιουργηθεί το αρχείο εισόδου στον επιλυτή. Έτσι, για τη μοντελοποίηση της τύρβης χρησιμοποιήθηκε το μοντέλο τύρβης SST (Shear Stress Transport). Η στατική πίεση χρησιμοποιήθηκε ως πίεση αναφοράς του πεδίου ροής:

$p_{\infty} = p_{ref} = 98062,8 \text{ Pa}$	(3.12)
---	--------

Ως εργαζόμενο μέσο χρησιμοποιήθηκε τέλειο αέριο με τα χαρακτηριστικά του αέρα. Θέσαμε το όριο του χωρίου αναρρόφησης ως ανοικτό (- Opening) εικόνα (Πλέγματα και επιφάνειες ορισμού των οριακών συνθηκών στον αεραγωγό RAE m-2129) , στο στάδιο ορισμού των οριακών συνθηκών, αφού εισρέει και εκρέει μάζα αέρα

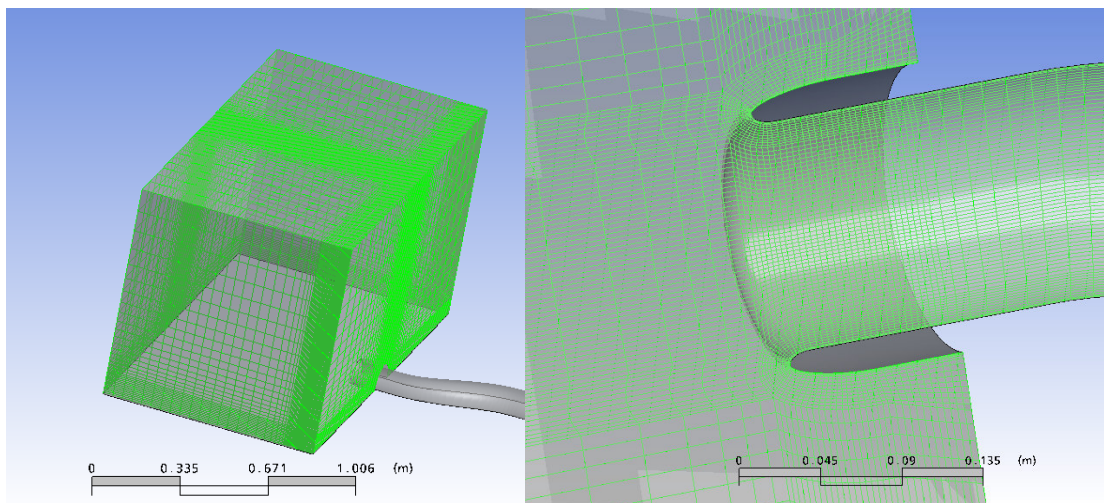
ταυτόχρονα. Η ταχύτητα της επ' άπειρο ροής σε αυτό ορίστηκε με τη χρήση καρτεσιανών συντεταγμένων ίση με:

$V_{\infty} = 71,86 \frac{\text{m}}{\text{sec}}$	(3.13)
--	--------

Η παροχή μάζας στην έξοδο είναι αντίστοιχα για τις δύο περιπτώσεις:

$\dot{m} = 1,4962022 \frac{\text{Kg}}{\text{sec}}$	(3.14)
$\dot{m} = 0,8526582 \frac{\text{Kg}}{\text{sec}}$	

Τα τοιχώματα του αεραγωγού και του χείλους ορίστηκαν ως αδιαβατικά (**Εικόνα 3.5**), ενώ το χρονικό βήμα για την επίλυση ορίστηκε ως φυσικός χρόνος ίσος με  $10^{-4} \text{ sec}$ .



**Εικόνα 3.5: Πλέγματα και επιφάνειες ορισμού των οριακών συνθηκών στον αεραγωγό RAE m-2129.**

### 3.4 Αποτελέσματα

Η στατική πίεση  $p$ , που υπολόγισε ο επιλυτής, κλιμακώθηκε σε σχέση με την ολική επ' άπειρο πίεση του πεδίου ροής.

$p^* = \frac{p + p_{ref}}{P_{\infty}}$	(3.15)
--	--------

---

Επίσης οι συντεταγμένες κλιμακώθηκαν σε σχέση με τη μέγιστη διάμετρο του αεραγωγού  $D_{\max}=6.641 \text{ in} = 0.168681 \text{ m}$ .

$X^* = \frac{X}{D_{\max}}$	(3.16)
----------------------------	--------

---

### Test Case 3.1

Αρχικά το πεδίο ροής επιλύθηκε θεωρώντας μόνιμη ροή (με σταθερό χρονικό βήμα  $10^{-4}$  s). Τα αποτελέσματα για την περίπτωση 3.1 (θεωρώντας μόνιμη ροή) δίδονται στις Εικόνες 3.6 έως 3.17. Στην εικόνα 3.13 φαίνεται ότι το μοντέλο έχει προσεγγίσει ποιοτικά τη μορφή του πεδίου ολικής πίεσης στην έξοδο του αεραγωγού. Όπως όμως φαίνεται από τις Εικόνες 3.16 και 3.17 οι υπολογισμένες διανομές ολικής πίεσης κατά μήκος του αεραγωγού διαφέρουν σημαντικά από τις αντίστοιχες πειραματικές. Κάτι τέτοιο παρατηρήθηκε και από άλλους ερευνητές, που προσπάθησαν να επιλύσουν το συγκεκριμένο πεδίο ροής θεωρώντας μόνιμη ροή [ [AGARD, 1990](#)].

Επιλύνοντας το πεδίο ροής θεωρώντας μόνιμη ροή και χωρίς τη χρήση του κώνου της μηχανής βλέπουμε ([Εικόνα 3.16](#)) ότι το στιγμιότυπο της επίλυσης που παρουσιάζεται προσεγγίζει τα πειραματικά αποτελέσματα μόνο μέχρι τη θέση στην οποία αρχίζει να αναπτύσσεται το κύμα κρούσης, ενώ από εκεί και πέρα η αριθμητική επίλυση είναι ασύμβατη με τα πειραματικά δεδομένα.

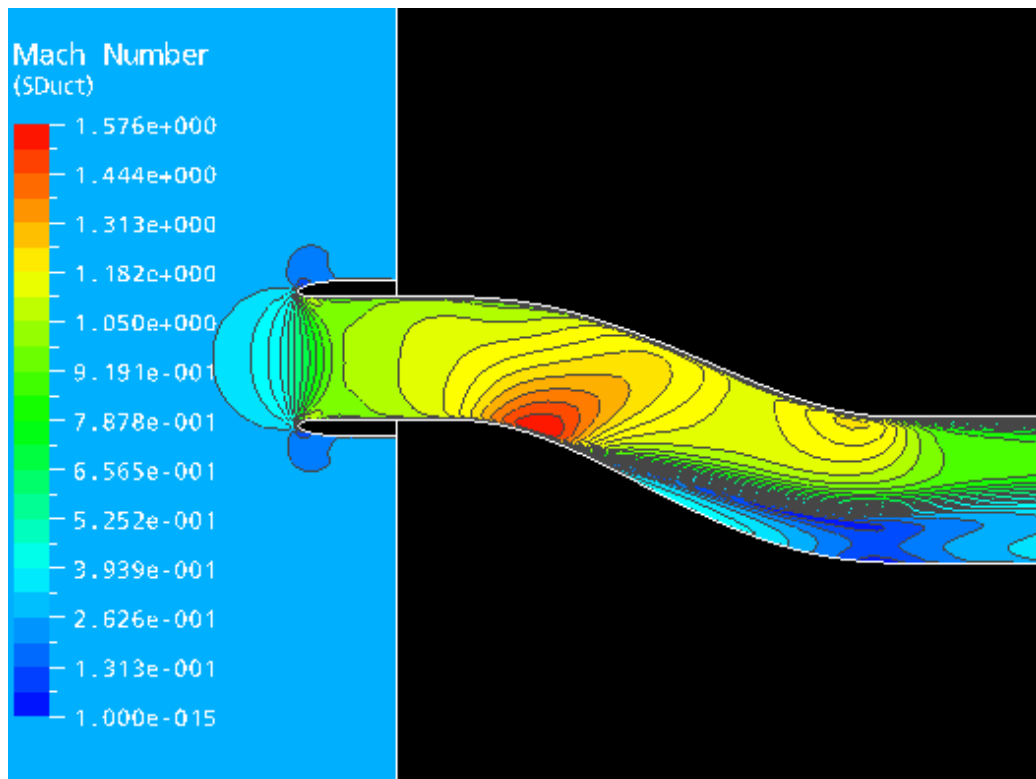
Στην Εικόνα 3.6 μπορούμε να παρατηρήσουμε πώς ακριβώς σχηματίζεται το κύμα κρούσης και σε ποιες περιοχές επιταχύνεται η ροή, λόγω μείωσης της ωφέλιμης διατομής από την αύξηση του οριακού στρώματος (αποκόλληση της ροής). Επακόλουθο του παραπάνω φαινομένου είναι η διαταραχή της ροής και η συνακόλουθη αύξηση των απωλειών του αεραγωγού.

Όσον αφορά τα αποτελέσματα κατά μήκος της πλευράς Starboard (πλευρά του αεραγωγού με τη μέγιστη αποκόλληση - [Εικόνα 3.16](#)) και της πλευράς Port (πλευρά του αεραγωγού με τη μικρότερη αποκόλληση [Εικόνα 3.17](#)), τα αποτελέσματα δείχνουν ότι το λογισμικό αποδίδει καλά έως την πρώτη κλίση του αεραγωγού αλλά στη συνέχεια αποκλίνει από τα πειραματικά καθώς εισέρχεται σε περιοχή ταλάντωσης της ροής.

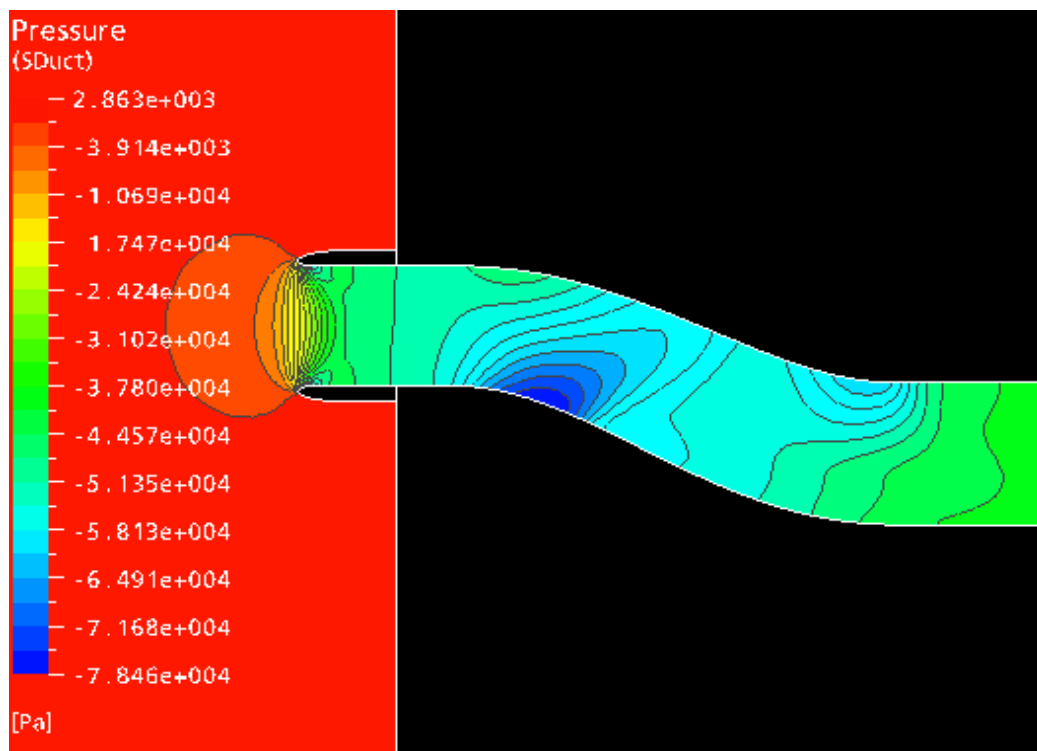
Συνεπώς διαπιστώθηκε ότι τα αποτελέσματα, αν και παρόμοια ποιοτικά με τα πειραματικά, διέφεραν αριθμητικά, ιδίως στις περιοχές που παρατηρούνται αποκολλήσεις της ροής πίσω από το κύμα κρούσης. Μετά από μια αναδρομή στη βιβλιογραφία διαπιστώθηκε ότι στην διηχητική ροή και ιδιαίτερα στις περιπτώσεις που παρουσιάζονταν κύματα κρούσης στο εσωτερικό του αεραγωγού, υπάρχει μεγάλη πιθανότητα η ροή να είναι ασταθής. Το συγκεκριμένο φαινόμενο σχετίζεται με τις χαρακτηριστικές συχνότητες σε περιοδικά μεταβαλλόμενη ροή υπερηχητικού

διαχύτη [Bogar et al., 1984]. Οι μηχανισμοί και οι συνθήκες κάτω από τις οποίες δημιουργείται και αναπτύσσεται το φαινόμενο δεν είναι εντελώς ξεκάθαρες.

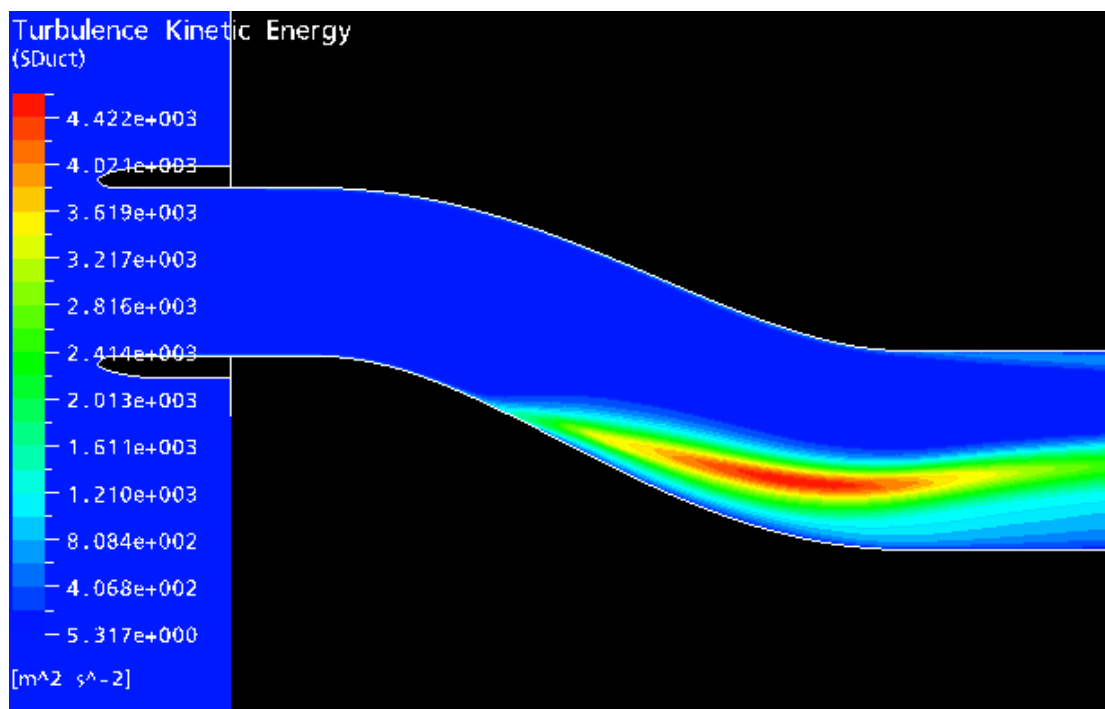
Στη συνέχεια πραγματοποιήθηκε σύγκριση μιας μοντελοποίησης σε διαφορετικά χρονικά βήματα επίλυσης, που έδειξε να εξομοιώνει καλύτερα το φαινόμενο της μη μόνιμης ροής. Έτσι αποφασίστηκε να επιλυθεί το πεδίο ροής θεωρώντας ότι η ροή είναι μη μόνιμη. Η μη μόνιμη ροή επιλύθηκε με πολύ μικρότερο χρονικό βήμα από τη μόνιμη ροή ( $2 \times 10^{-5}$  s). Τα αποτελέσματα ήταν πολύ ενθαρρυντικά και παρουσιάζονται στη συνέχεια.



Εικόνα 3.6: Διανομή αριθμού Mach στο επίπεδο συμμετρίας (Test case 3.1).

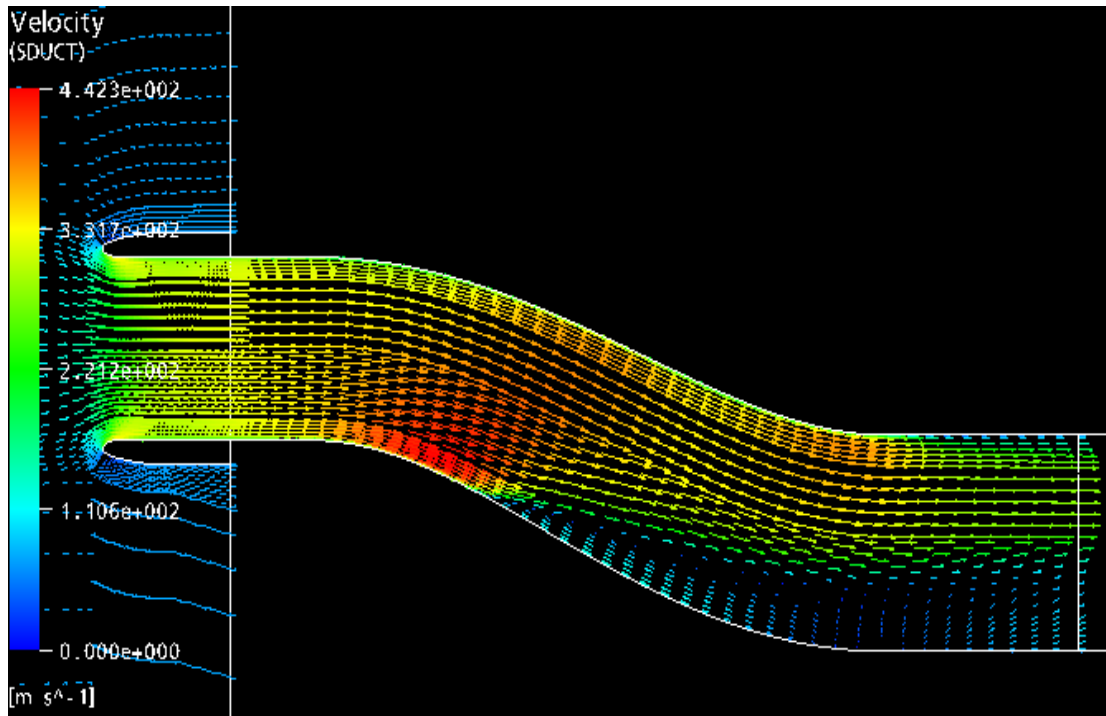


Εικόνα 3.7: Διανομή στατικής πίεσης στο επίπεδο συμμετρίας (Test case 3.1).

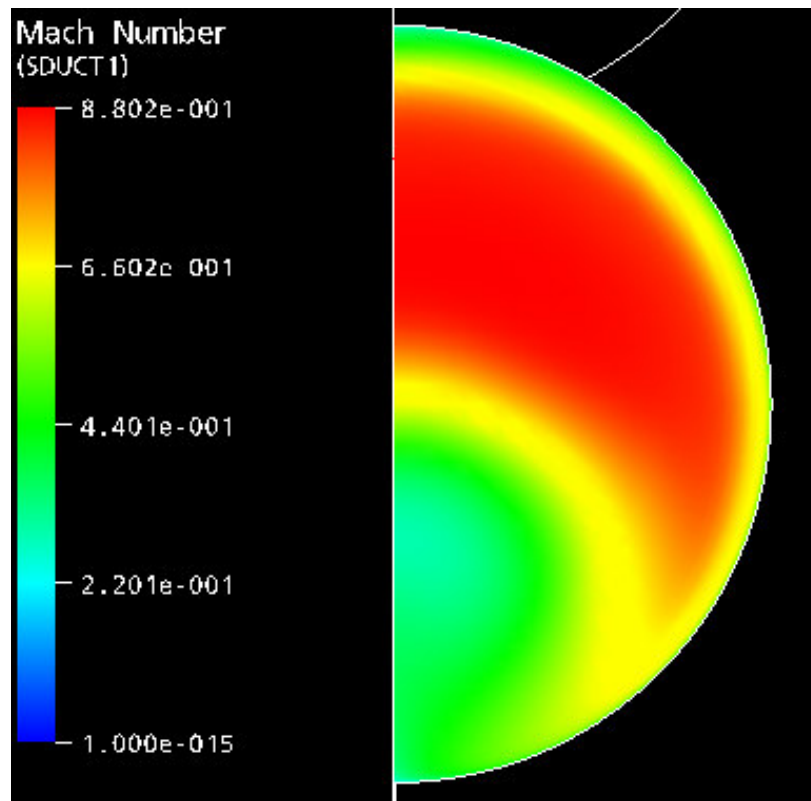


Εικόνα 3.8: Διανομή τυρβώδους κινητικής ενέργειας στο επίπεδο συμμετρίας (Test case 3.1).

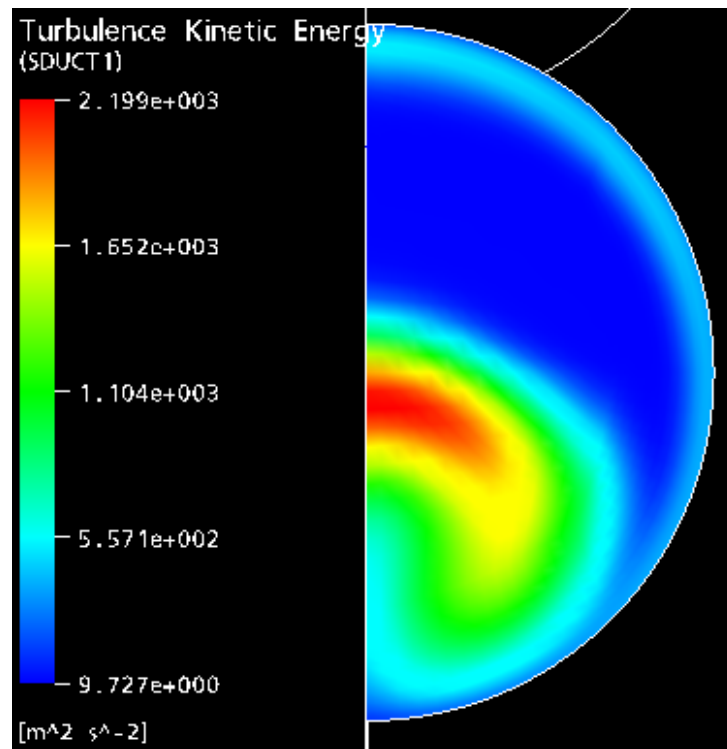




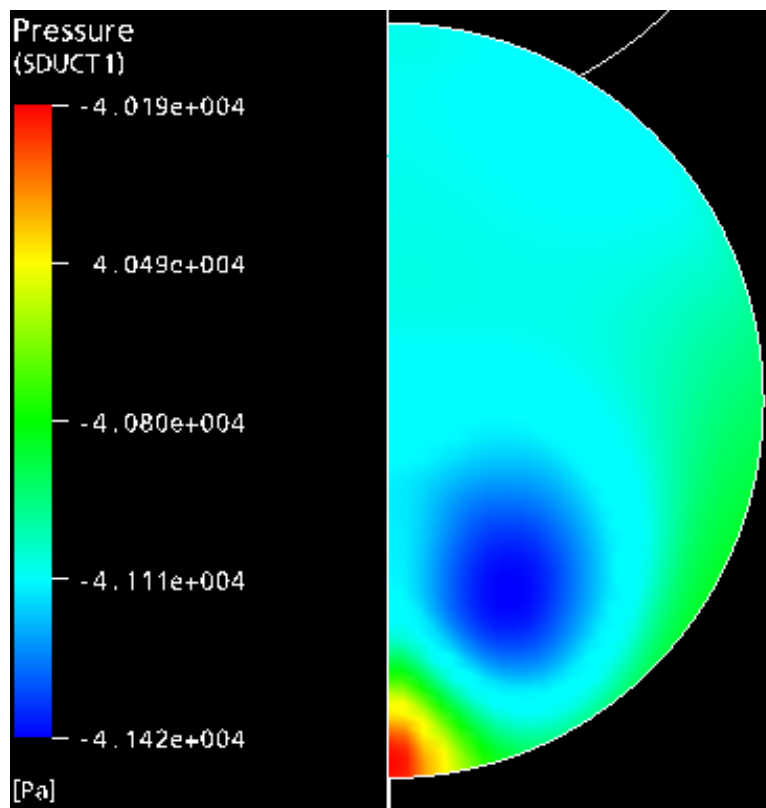
Εικόνα 3.9: Διανύσματα ταχύτητας στο επίπεδο συμμετρίας (Test case 3.1).



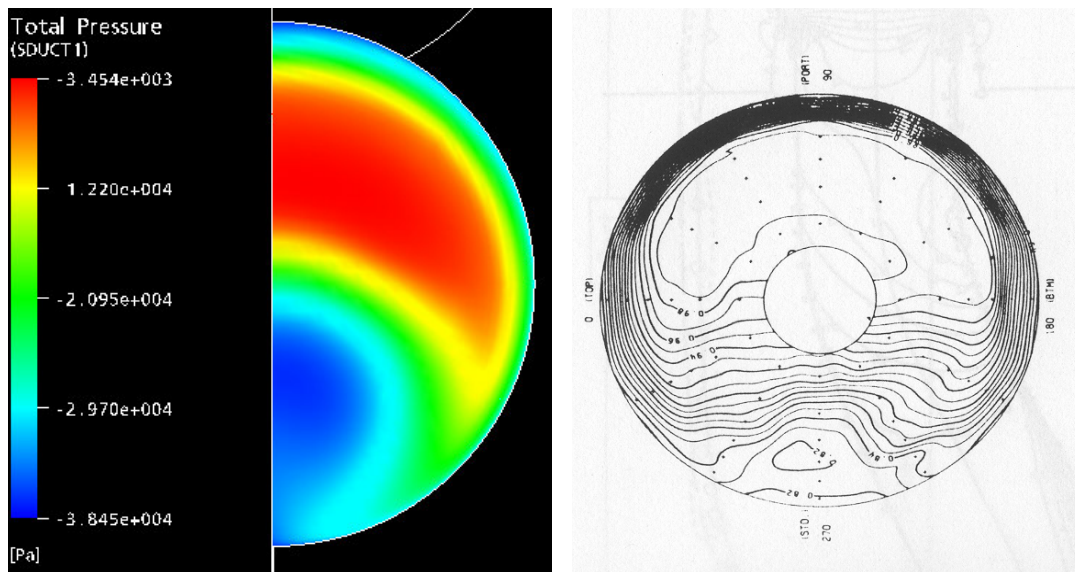
Εικόνα 3.10: Διανομή αριθμού Mach στο επίπεδο του κινητήρα (Test case 3.1).



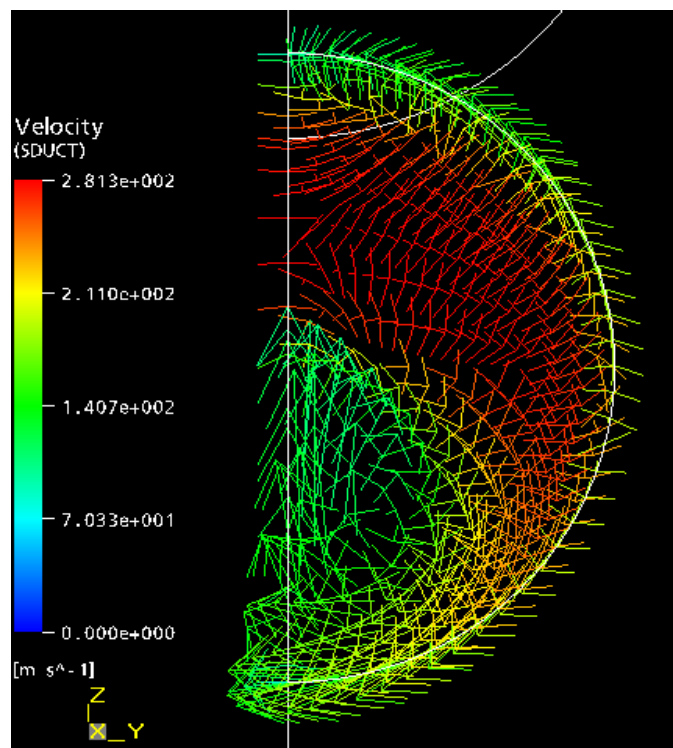
Εικόνα 3.11: Διανομή τυρβώδους κινητικής ενέργειας στο επίπεδο του κινητήρα (Test case 3.1).



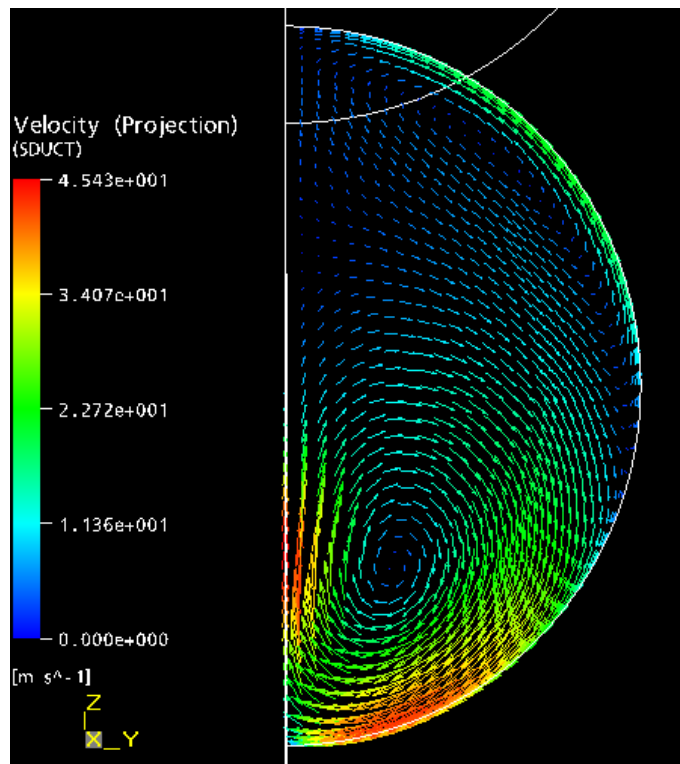
Εικόνα 3.12: Διανομή στατικής πίεσης στο επίπεδο του κινητήρα (Test case 3.1).



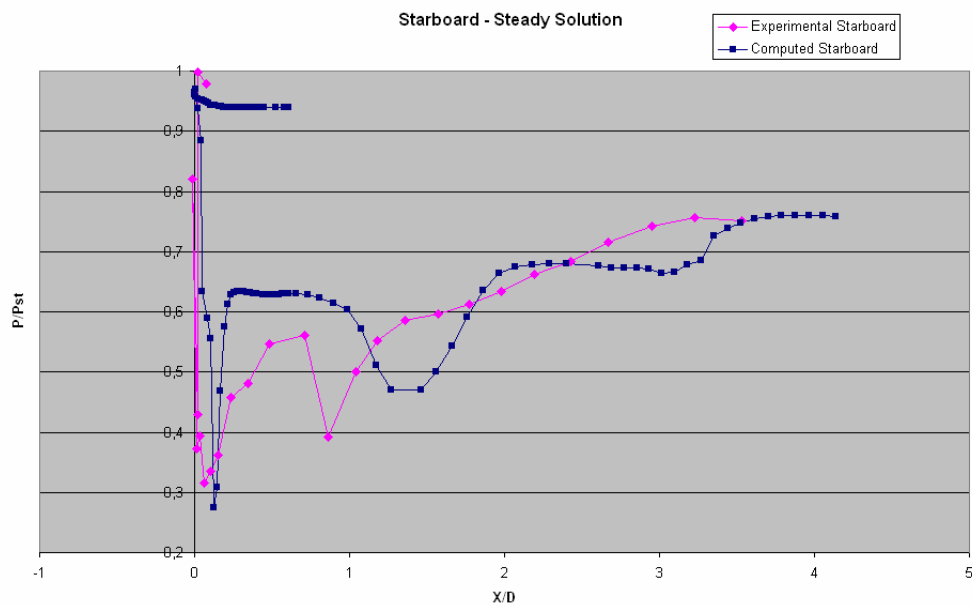
Εικόνα 3.13: Διανομή ολικής πίεσης στο επίπεδο του κινητήρα και σύγκριση με την αντίστοιχη πειραματική (Test case 3.1).



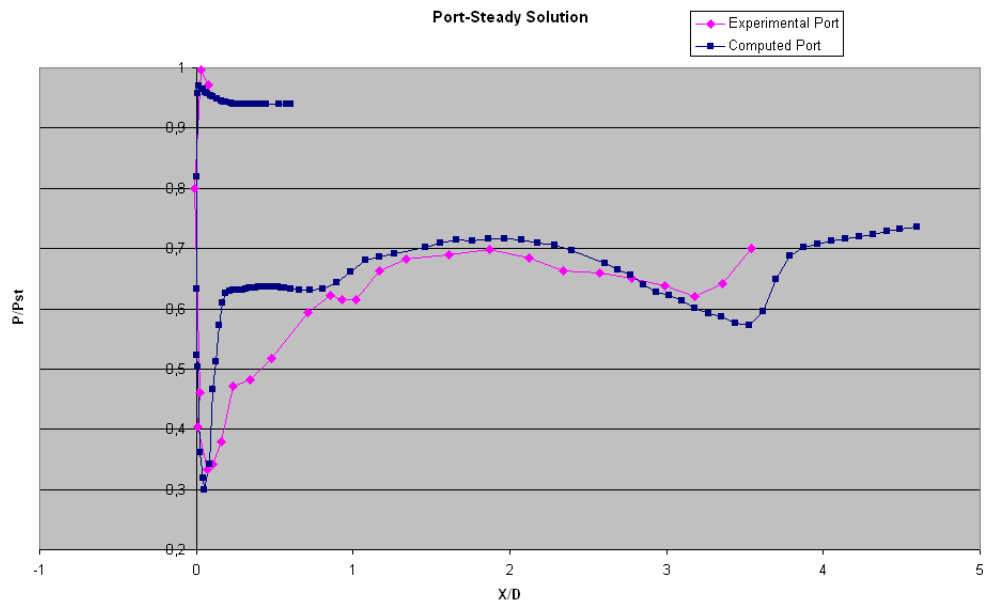
Εικόνα 3.14: Διανύσματα ταχυτήτων στο επίπεδο του κινητήρα (χωρίς προβολή) (Test case 3.1).



Εικόνα 3.15: Διανύσματα ταχυτήτων στο επίπεδο του κινητήρα (με προβολή στο επίπεδο ZY) (Test case 3.1).



Εικόνα 3.16: Στατική πίεση κατά μήκος της Starboard πλευράς (Test case 3.1).

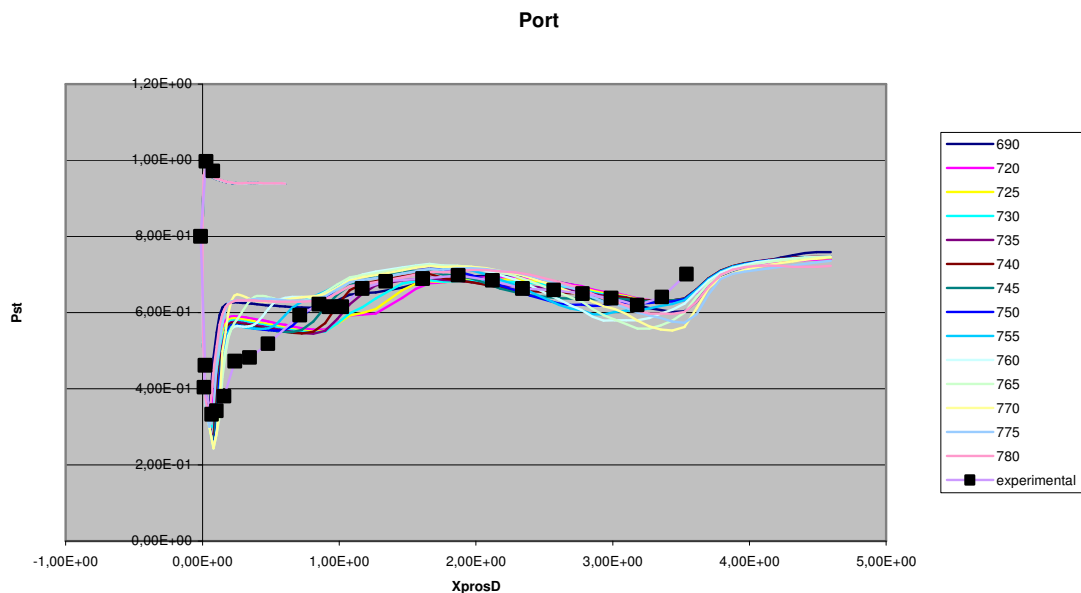


Εικόνα 3.17: Στατική πίεση κατά μήκος της Port πλευράς (Test case 3.1).

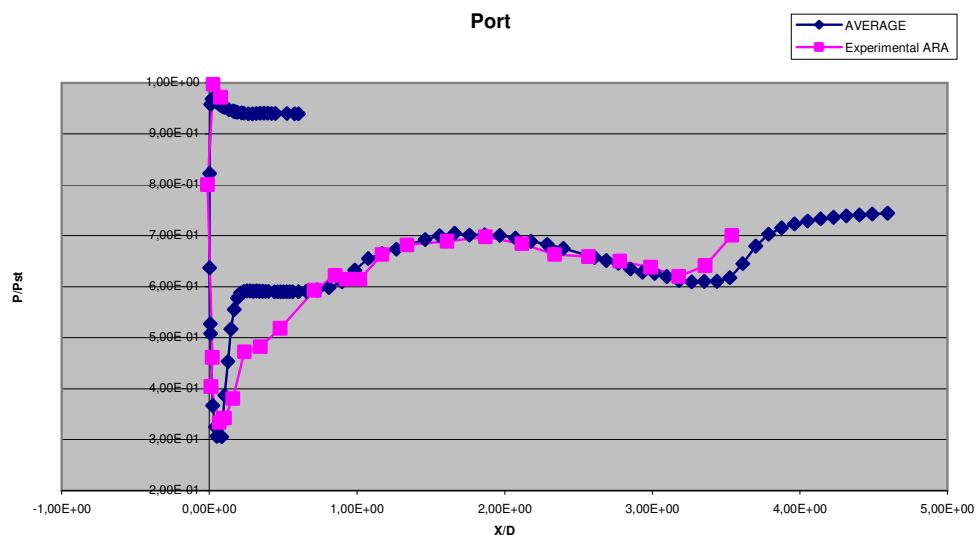
Στην επίλυση της μη μόνιμης ροής για την test case 3.1 χρησιμοποιήθηκε χρονικό βήμα ίσο με  $2 \times 10^{-5}$  s και δέκα εσωτερικές επαναλήψεις για κάθε χρονικό βήμα. Η σύγκλιση άγγιξε τάξεις μεγέθους  $10^{-4}$ . Το υπολογιστικό πλέγμα αποτελείται από περίπου 700000 εξάεδρα με τις κατάλληλες τροποποιήσεις έτσι ώστε αυτό να εμφανίζει πυκνωση σε περιοχές ιδιαίτερου ενδιαφέροντος, όπως αυτές που αναπτύσσονται κύματα κρούσεις και πλησίον της επιφάνειας του αεραγωγού. Η τοπολογία του πλέγματος αποτελείται από 66 μπλοκ.

Από το αποτέλεσμα για τις εκατό επαναλήψεις που μεσολαβούν μεταξύ των χρονικών βημάτων από 690 έως 780 διαπιστώθηκε ότι το φαινόμενο έχει περίοδο της τάξης των  $2 \times 10^{-2}$  s. Οι διανομές των στατικών πιέσεων στην πλευρά Port ανά 5 χρονικά βήματα δίδεται στην Εικόνα 3.18, μαζί με τα αντίστοιχα πειραματικά αποτελέσματα. Οι διανομές των στατικών πιέσεων στην πλευρά Starboard ανά 5 χρονικά βήματα δίδεται στην Εικόνα 3.20, μαζί με τα αντίστοιχα πειραματικά αποτελέσματα. Λαμβάνοντας υπόψη την παραπάνω χρονική περίοδο του φαινομένου, έγινε χρονική ολοκλήρωση των αποτελεσμάτων και υπολογίστηκε η μέση τιμή της πίεσης στην πλευρά Port και Starboard. Η σύγκριση της μέσης τιμής με τα πειραματικά αποτελέσματα δίδεται στην Εικόνα 3.19 για την πλευρά Port και στην Εικόνα 3.21 για την πλευρά Starboard. Είναι φανερό η πολύ σημαντική βελτίωση της σύγκρισης μεταξύ υπολογισμών και πειραματικών μετρήσεων, εκτός από την περιοχή

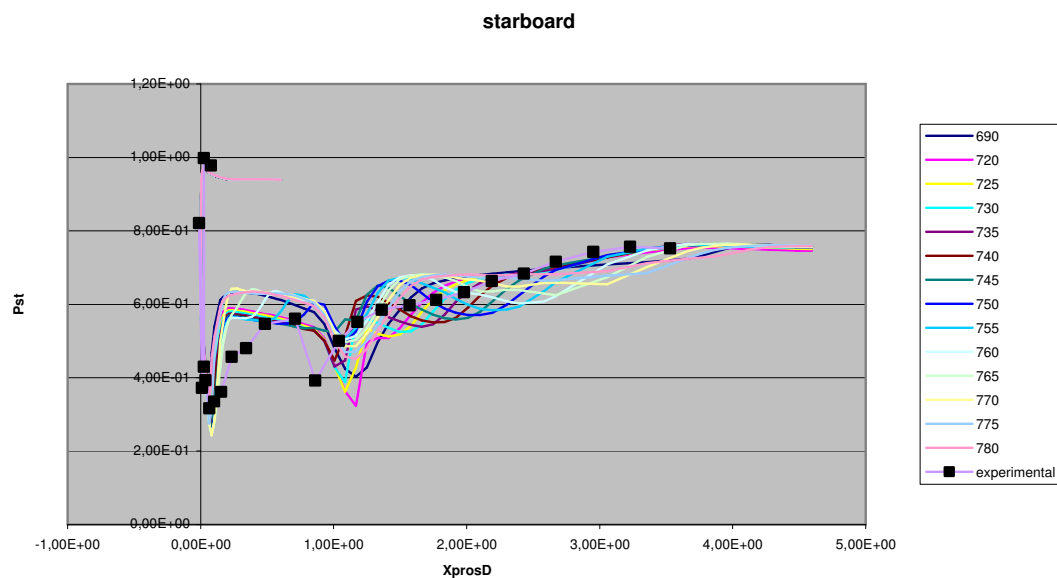
λίγο μετά το πρώτο παρατηρούμενο κύμα κρούσης, όπου η συμπεριφορά του ρευστού επηρεάζεται από την αλληλεπίδραση του κύματος κρούσης με το οριακό στρώμα και τα τοιχώματα του αεραγωγού. Μπορεί να υποστηριχθεί ότι η απόκλιση από τα αποτελέσματα στη συγκεκριμένη περιοχή οφείλεται στην αδυναμία του μοντέλου τύρβης να μοντελοποιήσει ικανοποιητικά το φαινόμενο. Το σημαντικό όμως είναι ότι η μετάβαση από μοντελοποίηση μόνιμης σε μη μόνιμη ροή βελτίωσε θεαματικά τη συμφωνία των αποτελεσμάτων με τα πειραματικά δεδομένα και έδειξε τη μη μόνιμη φύση του φαινομένου (κάτι που δεν είχε διαπιστωθεί κατά τις πειραματικές μετρήσεις).



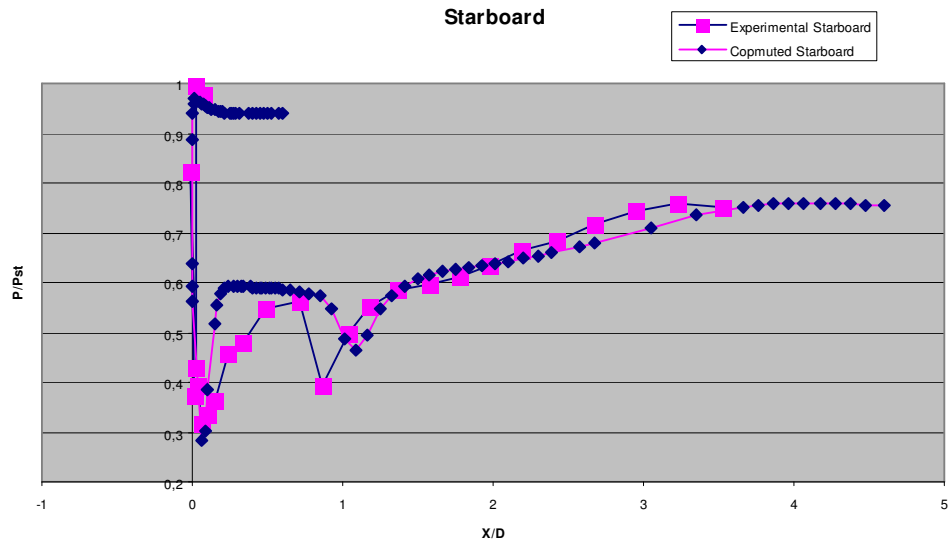
**Εικόνα 3.18: Στατική πίεση κατά μήκος του Port για διαφορετικό αριθμό χρονικών βημάτων (Test case 3.1).**



Εικόνα 3.19: Μέση χρονικά τιμή (για μία περίοδο) των τιμών της στατικής πίεσης κατά μήκος της Port πλευράς (Test case 3.1).



Εικόνα 3.20: Στατική πίεση κατά μήκος της πλευράς Starboard για διαφορετικό αριθμό χρονικών βημάτων (Test case 3.1).



**Εικόνα 3.21:** Μέση χρονικά τιμή (για μία περίοδο) των τιμών της στατικής πίεσης κατά μήκος της πλευράς Starboard (Test case 3.1).



---

### Test Case 3.2

Η δεύτερη περίπτωση μοντελοποιήθηκε μόνο με μόνιμη ροή, αφού αποδείχτηκε ότι αυτή η μοντελοποίηση είναι επαρκής για την προσομοίωση του φαινομένου. Το χρονικό βήμα που χρησιμοποιήθηκε ήταν  $2 \times 10^{-4}$  s. Το πλέγμα που χρησιμοποιήθηκε ήταν το ίδιο όπως και στην πρώτη περίπτωση (Test Case 3.1). Τα αποτελέσματα περιέχονται στις **Εικόνες 3.22 έως 3.33**. Όπως φαίνεται από το διάγραμμα ολικής πίεσης στην έξοδο (Εικόνα 3.28), τα αποτελέσματα του υπολογισμού είναι παρόμοια τόσο ποιοτικά όσο και ποσοτικά με τα αντίστοιχα πειραματικά και μας επιτρέπουν να πούμε ότι το λογισμικό έχει καταφέρει να μοντελοποιήσει ικανοποιητικά τη ροή. Επιπλέον, τα διαγράμματα στατικής πίεσης για τις πλευρές Starboard και Port (**Εικόνες 3.32 και 3.33**) δείχνουν πολύ καλή συμφωνία μεταξύ υπολογισμών και πειραματικών μετρήσεων.

Όπως φαίνεται από την **Εικόνα 3.22**, ο μέγιστος αριθμός Mach είναι πολύ μικρότερος από ότι στην test case 3.1 (**Εικόνα 3.6**), οπότε δεν σχηματίζεται κύμα κρούσης και η αποκόλληση της ροής είναι λιγότερο έντονη. Η απουσία του κύματος κρούσης επιτρέπει στη ροή να διατηρηθεί μόνιμη, ενώ αντίθετα στην πρώτη περίπτωση η αλληλεπίδραση του κύματος κρούσης με την αποκόλληση της ροής έκανε τη ροή μη μόνιμη.

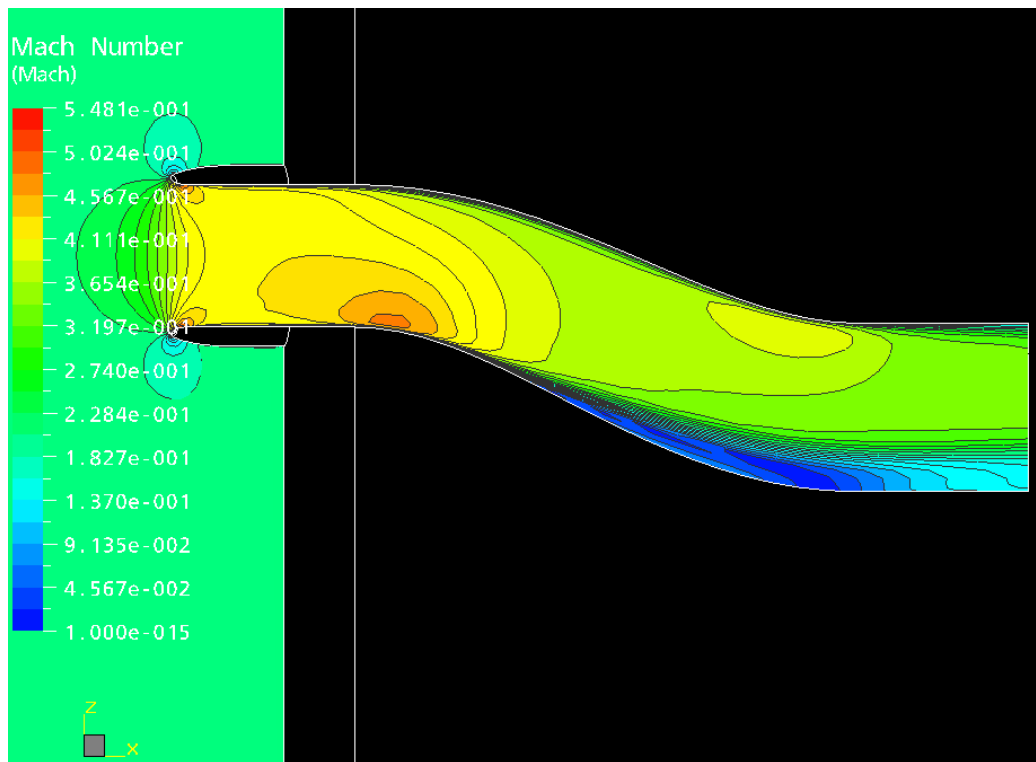
Το μικρότερο μέγεθος της αποκόλλησης (και οι λιγότερες απώλειες) στη δεύτερη περίπτωση σε σχέση με την πρώτη φαίνονται παραστατικά συγκρίνοντας τις **Εικόνες 3.13 και 3.28**, που παρουσιάζουν τη διανομή της ολικής πίεσης στην έξοδο του αεραγωγού.

Η αποκόλληση της ροής συνοδεύεται και στις δύο περιπτώσεις από το σχηματισμό δευτερευουσών ροών (στροβίλων), ενός σε κάθε μισό του αεραγωγού, οι οποίοι φαίνονται χαρακτηριστικά στις **Εικόνες 3.15 και 3.30** για τις δύο περιπτώσεις. Φυσικά στην πρώτη περίπτωση ο στρόβιλος είναι πολύ ισχυρότερος, ως αποτέλεσμα των υψηλότερων ταχυτήτων της κύριας ροής και της εντονότερης αποκόλλησης.

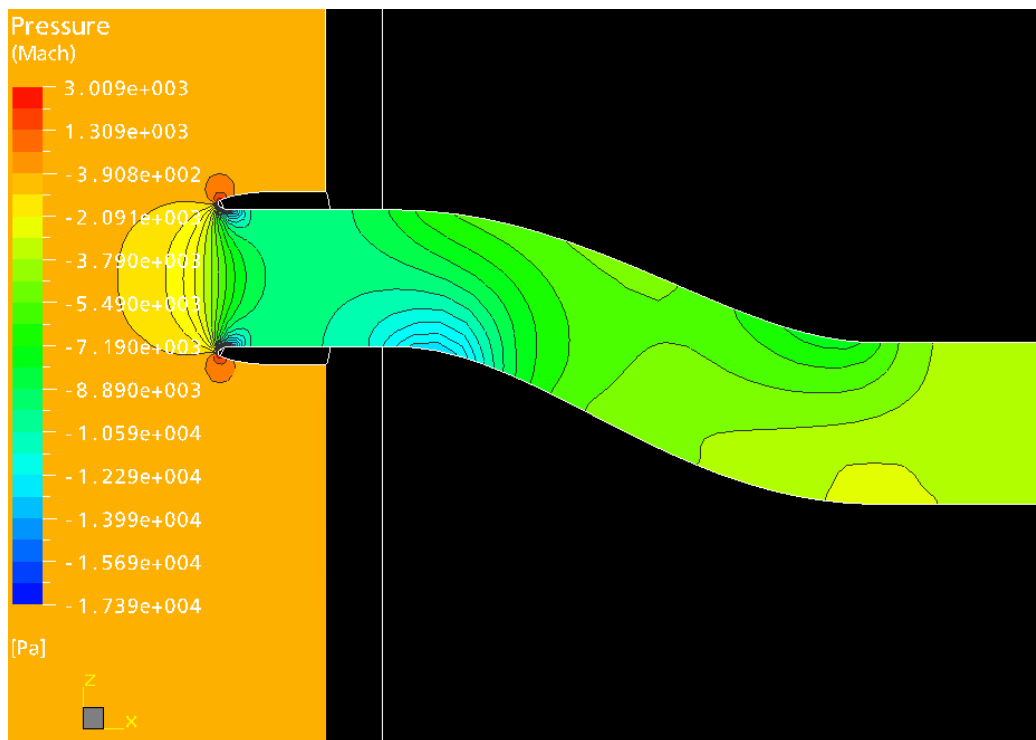
Συμπερασματικά, το λογισμικό που χρησιμοποιήθηκε έδειξε ότι με αρκετά καλή ακρίβεια μπορεί να μοντελοποιήσει πολύπλοκες ροές όπως αυτή στο εσωτερικό αεραγωγού, με την παρουσία κυμάτων κρούσης, αποκολλήσεων της ροής, δευτερευουσών ροών και μεγάλων μεταβολών της ταχύτητας. Το τελευταίο

---

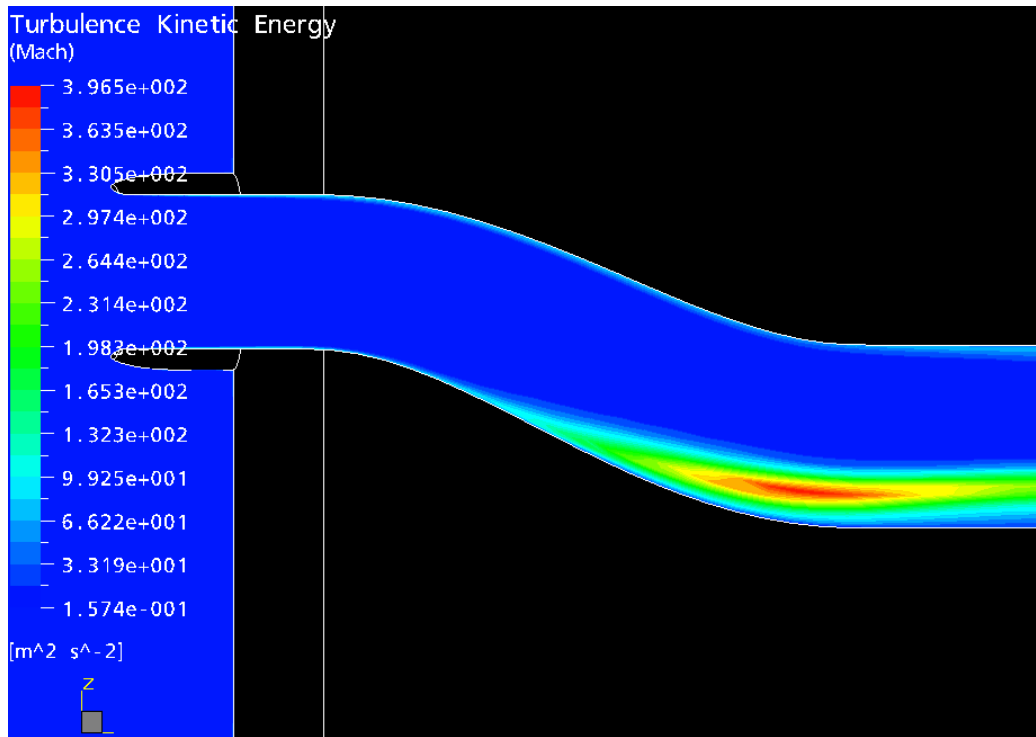
δυσκολεύει ιδιαίτερα τη σύγκλιση των αριθμητικών επιλύσεων. Οι όποιες διαφορές παρατηρήθηκαν μάλλον οφείλονται στους (γνωστούς) περιορισμούς του μοντέλου τύρβης που χρησιμοποιήθηκε.



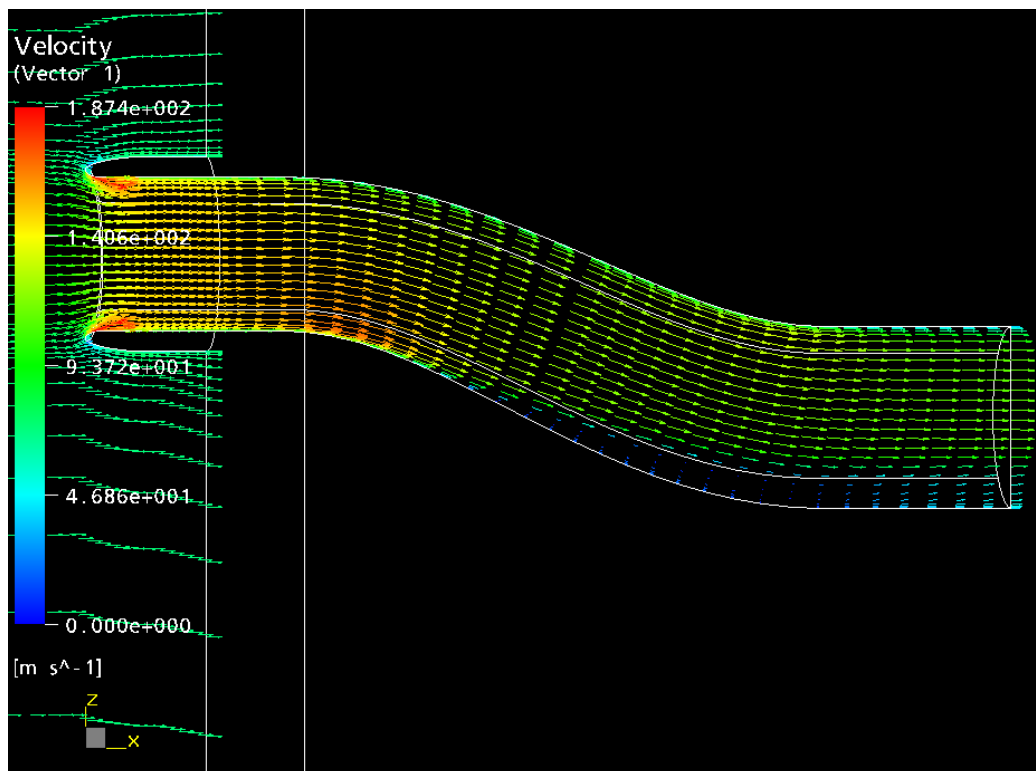
Εικόνα 3.22: Διανομή αριθμού Mach στο επίπεδο συμμετρίας (Test Case 3.2).



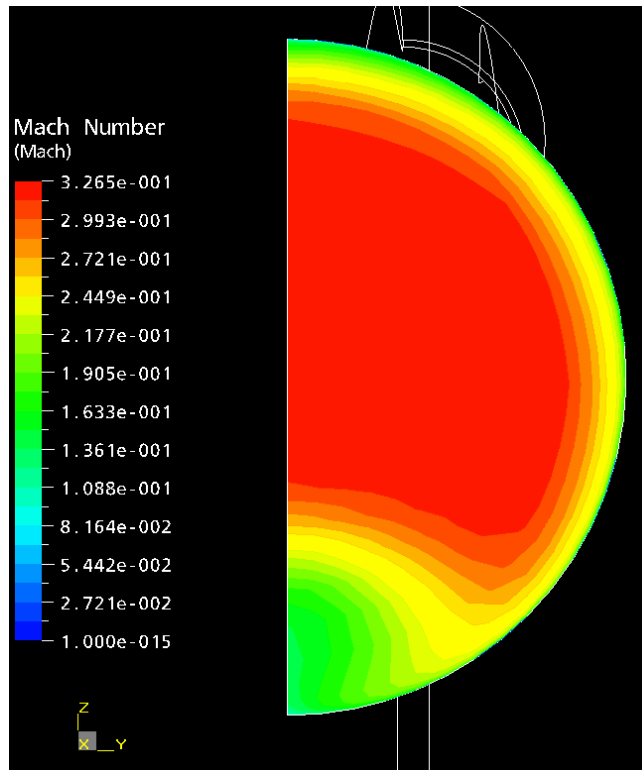
Εικόνα 3.23: Διανομή στατικής πίεσης στο επίπεδο συμμετρίας (Test Case 3.2).



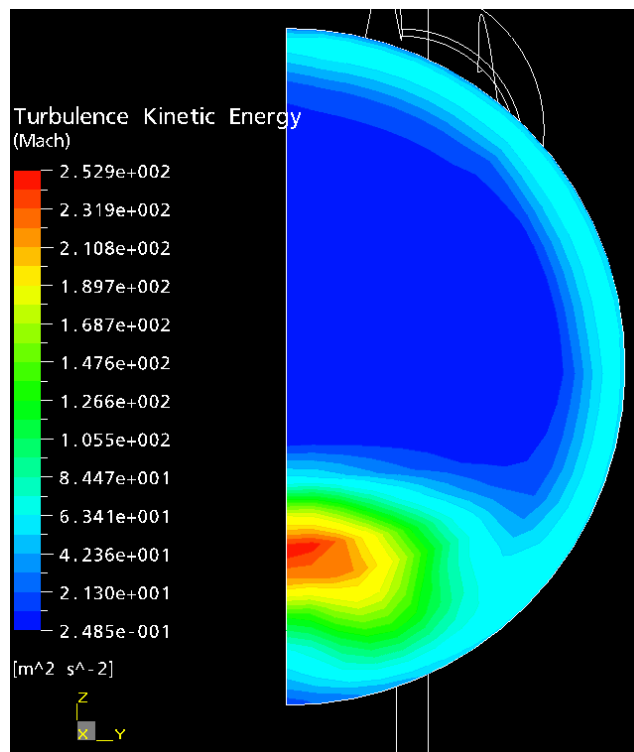
Εικόνα 3.24: Διανομή τυρβώδους κινητικής ενέργειας στο επίπεδο συμμετρίας (Test Case 3.2).



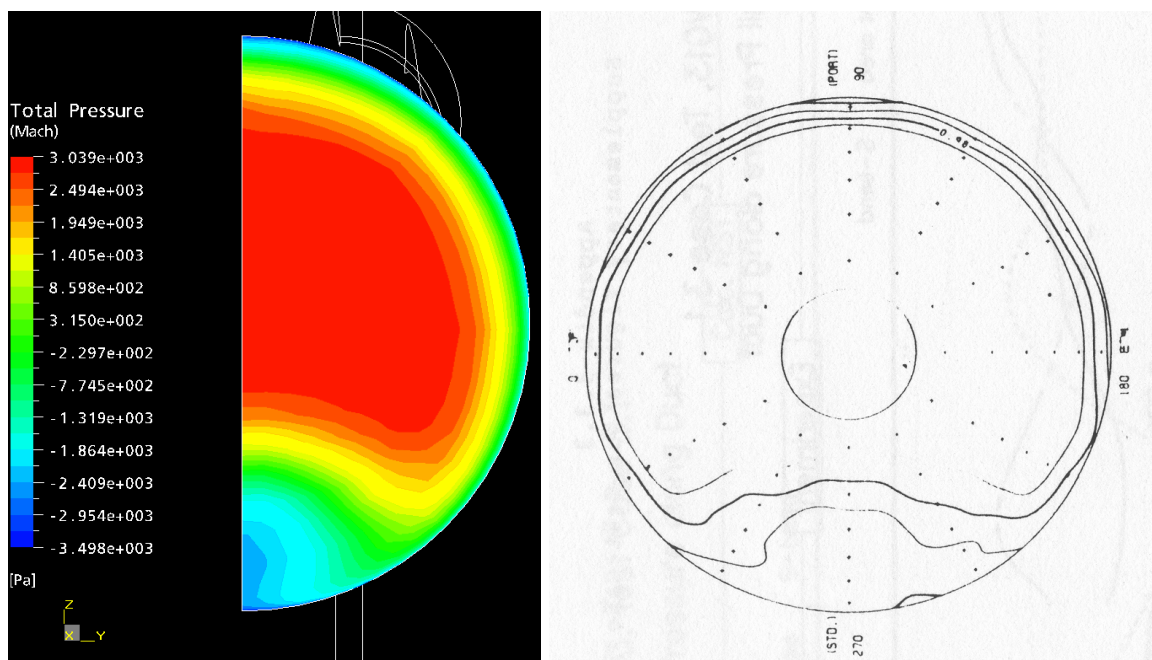
Εικόνα 3.25: Διανομή ταχυτήτων στο επίπεδο συμμετρίας (Test Case 3.2).



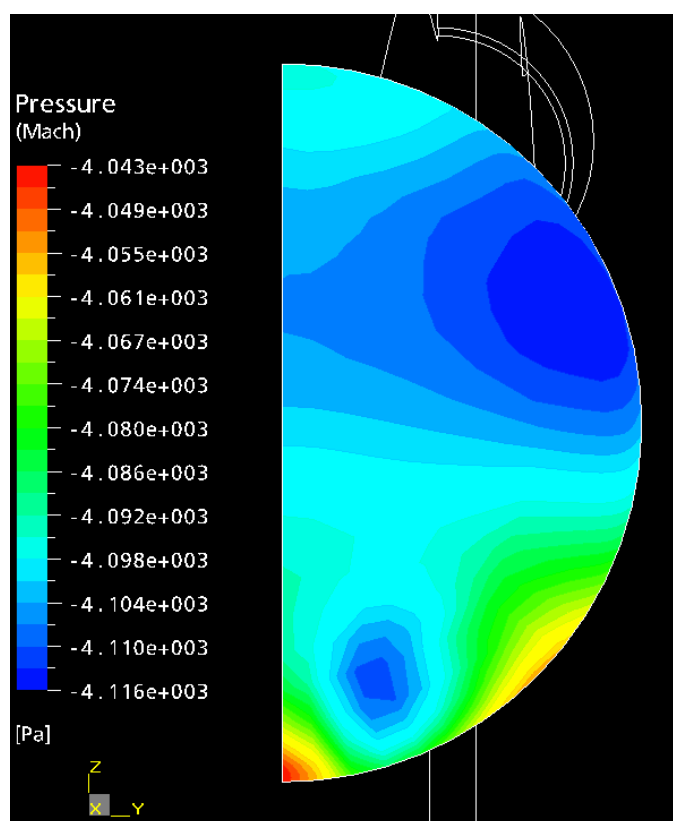
Εικόνα 3.26: Διανομή αριθμού Mach στην έξοδο του αεραγωγού (Test Case 3.2).



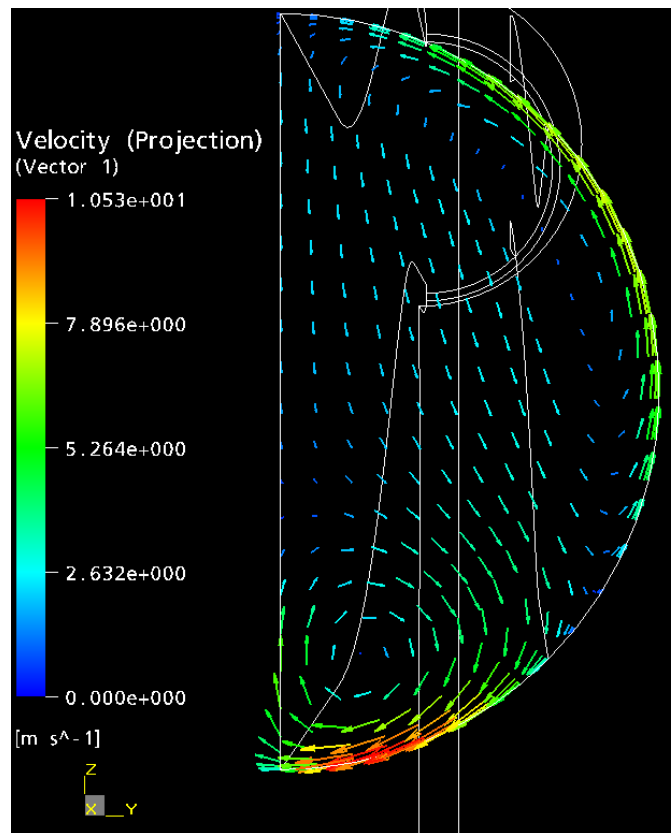
Εικόνα 3.27: Διανομή τυρβώδους κινητικής ενέργειας στην έξοδο του αεραγωγού (Test Case 3.2).



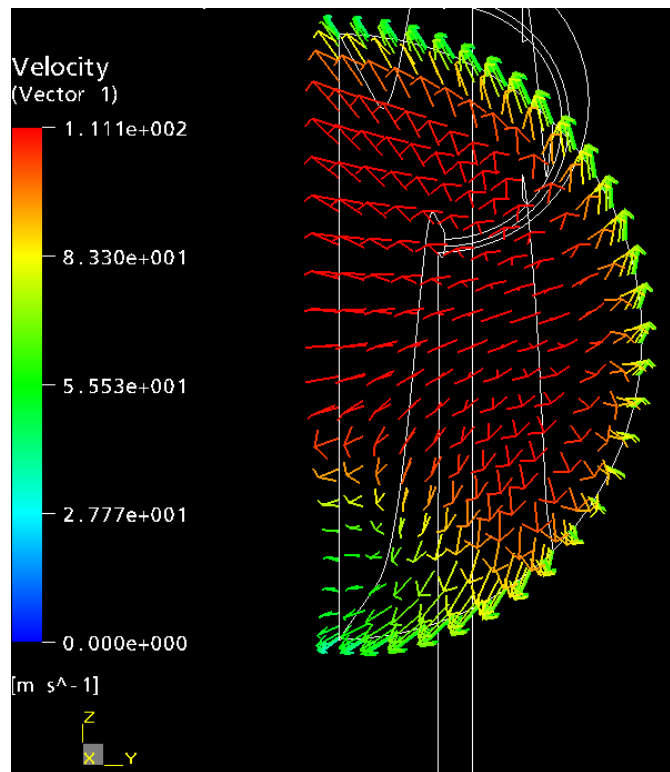
**Εικόνα 3.28:** Διανομή ολικής πίεσης στην έξοδο του αεραγωγού και σύγκριση με πειραματικά αποτελέσματα (δεξιά) (Test Case 3.2).



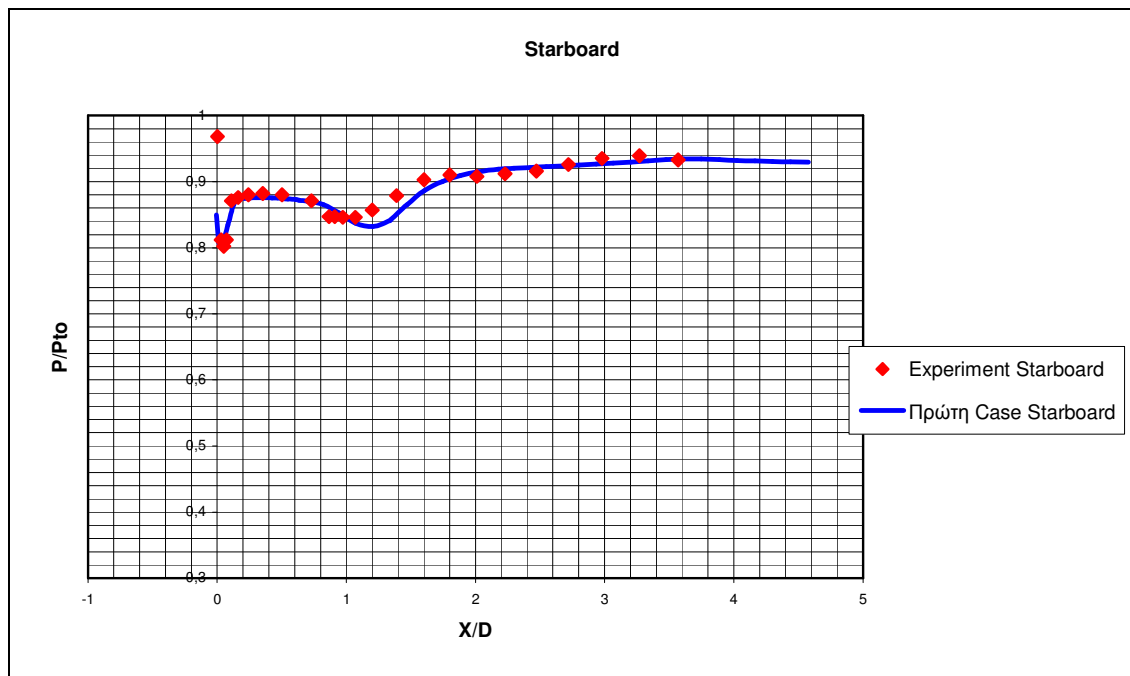
**Εικόνα 3.29:** Διανομή στατικής πίεσης στην έξοδο του αεραγωγού (Test Case 3.2).



Εικόνα 3.30: Διανομή ταχυτήτων στην έξοδο του αεραγωγού με προβολή στο επίπεδο ZY της εξόδου (Test Case 3.2).

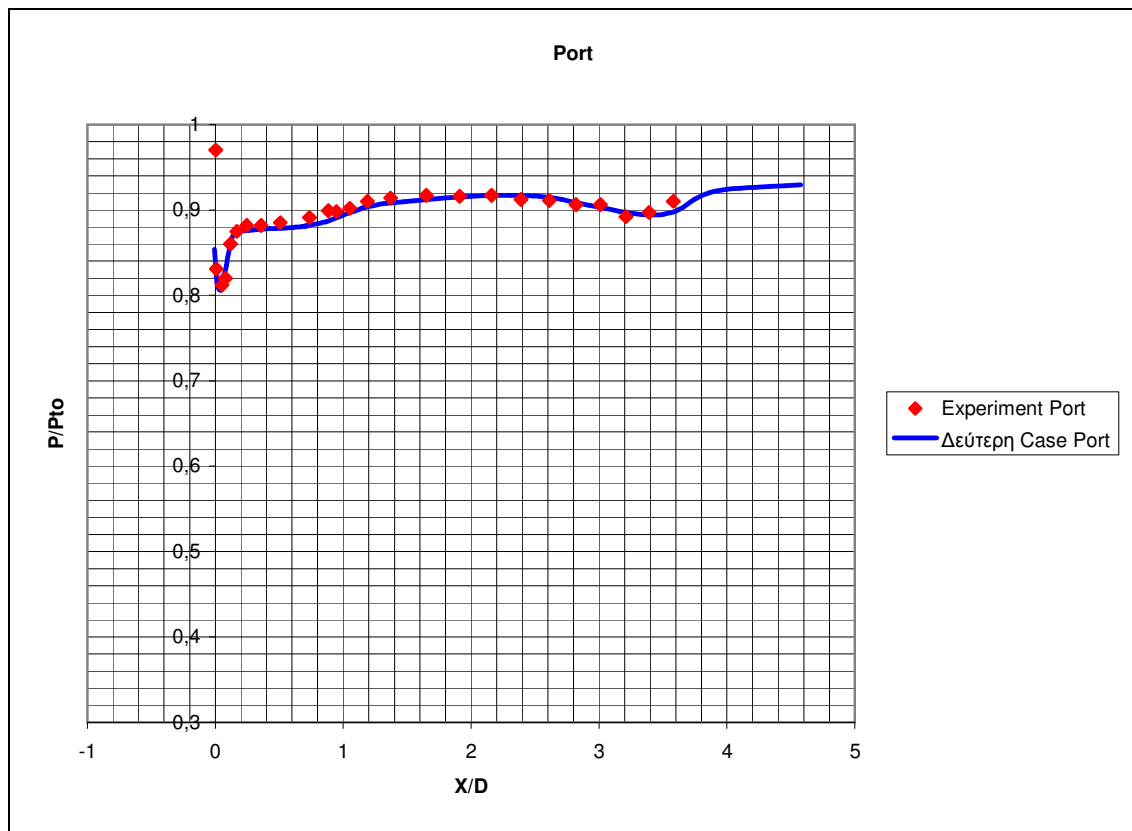


Εικόνα 3.31: Διανομή ταχυτήτων στην έξοδο του αεραγωγού χωρίς προβολή (Test Case 3.2).



Εικόνα 3.32: Στατική πίεση κατά μήκος της πλευράς Starboard και σύγκριση με πειραματικά αποτελέσματα (Test Case 3.2).





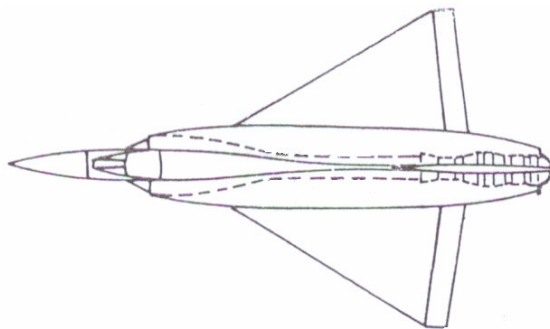
**Εικόνα 3.33: Στατική πίεση κατά μήκος της πλευράς Port και σύγκριση με πειραματικά αποτελέσματα (Test Case 3.2).**

---

## 4 Σχεδίαση αεραγωγού τύπου S

### 4.1 Γενικές αρχές σχεδίασης

Καθώς οι μηχανές που χρησιμοποιούνται για την πρόωση UAV χρησιμοποιούν φυγοκεντρικούς συμπιεστές (που έχουν μεγάλη διατομή), για την ελαχιστοποίηση της αντίστασης του αέρα θα ήταν επιθυμητό να τοποθετούνται μέσα στην άτρακτο του αεροσκάφους παρά εξωτερικά. Η τοποθέτησή του ωστόσο στο εσωτερικό της ατράκτου καθιστά απαραίτητη την υιοθέτηση αεραγωγού σχήματος S, που θα οδηγεί τον αέρα στην είσοδο του κινητήρα, όπως στην **Εικόνα 4.1** [Seddon et al., 1993].



**Εικόνα 4.1:** Κάτοψη αεροσκάφους όπου με διακεκομμένη γραμμή φαίνεται ο αεραγωγός [Seddon, 1993].

Οι αεραγωγοί που προορίζονται για υποηχητικές συνθήκες λειτουργίας παρουσιάζουν ανάκτηση της πίεσης ίση ή και καλύτερη από 0,98, καθώς οι απώλειες πίεσης προέρχονται κυρίως από την αντίσταση της τριβής και την αποκόλληση στο χείλος του αεραγωγού. Παρόλα αυτά οι αεραγωγοί σε σχήμα S εμφανίζουν συμπληρωματικές απώλειες εξαιτίας της καμπυλότητας του αεραγωγού: Η πρώτη καμπύλωση στο εσωτερικό του αεραγωγού είναι η πρωτεύουσα πηγή απωλειών και διατάραξης της ροής στο επίπεδο εισόδου του συμπιεστή, καθώς προκαλεί μια διαφορά πίεσης που συστρέφει το οριακό στρώμα, δημιουργώντας έτσι δευτερεύουσες ροές [Berrier et al., 2004]. Το οριακό στρώμα ωθείται προς την επιφάνεια χαμηλής πίεσης, προκαλώντας αποκόλληση του πυρήνα της ροής. Η διαφορά στην ανάκτηση της ολικής πίεσης σε έναν αεραγωγό τύπου S ,

---

συγκρινόμενου με έναν ευθύγραμμο, είναι περίπου 2%, με ένα επιπλέον μειονέκτημα στην ανομοιογένεια της διανομής της ολικής πίεσης στο επίπεδο εισόδου στον κινητήρα.

Τα επιβαλλόμενα γεωμετρικά χαρακτηριστικά, συμπεριλαμβανομένων του σχήματος και της θέσης του αεραγωγού, είναι αρκετά αυστηρά κατά την διαδικασία σχεδίασης σε ένα UAV, με αποτέλεσμα να επιβάλλεται η χρήση αεραγωγών με μεγάλη μετατόπιση κατά τον κατακόρυφο άξονα μεταξύ της εισόδου και της εξόδου (ειδικότερα σε περιπτώσεις όπου επιβάλλεται μια σφιχτότερη ενσωμάτωση της μηχανής μέσα στην άτρακτο) [Seddon et al., 1993].

Η τοποθέτηση του αεραγωγού κάτω από την άτρακτο παρουσιάζει αρκετά πλεονεκτήματα τόσο σε υποηχητικές όσο και υπερηχητικές ταχύτητες. Ο αεραγωγός που καλύπτεται από την άτρακτο εμποδίζει την δημιουργία αποκόλλησης στο χείλος σε μεγάλες γωνίες προσβολής. Επιπρόσθετα ο μειωμένος αριθμός Mach στην κάτω πλευρά της άτρακτου θα αυξήσει την ανάκτηση της πίεσης καθώς αυξάνονται οι γωνίες προσβολής [AGARD, 1990].

Μία μικρή αλλαγή στην κλίση της καμπύλης στο πρώτο κομμάτι του αεραγωγού με υψηλό βαθμό διάχυσης είναι προτιμότερη για τη διατήρηση μικρού οριακού στρώματος και υψηλού βαθμού ανάκτησης της ολικής πίεσης. Για διαχύτες με μεγάλη αξονική απόσταση εισόδου – εξόδου και αποκολλήσεις στις καμπυλώσεις, ο σχεδιασμός με σχήματα τύπου Gerlach ελαχιστοποιεί το εύρος της αποκόλλησης. Όταν τα εγκάρσια τμήματα του αεραγωγού είναι σχεδιασμένα έτσι ώστε η ταχύτητα να αυξάνεται στο εξωτερικό τοίχωμα του αεραγωγού και να μειώνεται στο εσωτερικό, χωρίς αλλαγή στη μέση ταχύτητα της ροής, η διαφορά πίεσης μεταξύ των απέναντι τοιχωμάτων μπορεί να μειωθεί. Με αυτόν τον τρόπο η έκταση της αποκόλλησης μπορεί επίσης να μειωθεί, με αποτέλεσμα μεγαλύτερη ανάκτηση της ολικής πίεσης και μικρότερη διαταραχή της στο επίπεδο του συμπιεστή και μάλιστα για ένα μεγάλο εύρος αριθμών Mach στην είσοδο.

Ένας άλλος τρόπος μείωσης της αποκόλλησης είναι η τοποθέτηση μικρών αεροδυναμικών πτερυγίων, για τη δημιουργία στροβίλων εμπρός από τις περιοχές αποκόλλησης. Ο ενεργός έλεγχος του οριακού στρώματος με αναρρόφηση και έκχυση πεπιεσμένου αέρα είναι πιο αποτελεσματικός από τον παθητικό έλεγχο (με πτερύγια) αλλά ίσως να μην είναι συμφέρουσα επιλογή στο σχεδιασμό ενός UAV, εξαιτίας της αυξημένης πολυπλοκότητας, του επί πλέον βάρους, του κόστους και της αυξημένης επιβάρυνσης του συμπιεστή.

---

Για λογική απόδοση σε ένα μεγάλο εύρος συνθηκών πτήσης έχει προταθεί ένας αριθμός Mach στην είσοδο του αεραγωγού μεταξύ του 0,65 και του 0,7. Μια μηχανή με μεγαλύτερη παροχή μάζας μπορεί να υιοθετηθεί σε επόμενο στάδιο για αναβάθμιση των επιδόσεων του αεροσκάφους χωρίς σοβαρά προβλήματα στη συνεργασία μεταξύ στροβιλομηχανής και αεραγωγού. Για να υπολογιστεί η επιφάνεια στην είσοδο του αεραγωγού θεωρούμε ότι βρισκόμαστε σε μεγάλο ύψος και σε υψηλές υποηχητικές ταχύτητες. Στο συγκεκριμένο ύψος σχεδίασης απαιτείται να είναι γνωστή η μέγιστη ροή μάζας του κινητήρα, για τους υπολογισμούς της γεωμετρίας του αεραγωγού.

Η επιφάνεια πρόσληψης  $A_c$  μπορεί να υπολογιστεί από την επιφάνεια του λαιμού του αεραγωγού  $A_t$  με δεδομένο βαθμό συστολής (μια τυπική τιμή είναι το 0,75 και μπορεί να χρησιμοποιηθεί τόσο για υποηχητικές όσο και για υπερηχητικές σχεδιάσεις).

Ένα ευθύγραμμο τμήμα αγωγού θα πρέπει να υιοθετηθεί για την περιοχή του αεραγωγού μπροστά από το επίπεδο του συμπιεστή, έτσι ώστε να ελαχιστοποιηθεί η διαταραχή της ολικής πίεσης και της ταχύτητας στο επίπεδο του συμπιεστή.

Βοηθητικές εισόδους μπορούν να υιοθετηθούν έτσι ώστε να αυξηθεί η επιφάνεια εισόδου για τις χαμηλές ταχύτητες, χωρίς αύξηση της επιφάνειας πρόσληψης σε συμβατικές ταχύτητες. Για να αποφευχθούν περίπλοκοι μηχανισμοί, οι εισόδους αυτοί θα πρέπει να είναι απλά πτερύγια που το άνοιγμα και κλεισμό τους θα οφείλεται στην διαφορά πίεσης, χωρίς την ανάγκη ύπαρξης μηχανισμού ενεργοποίησης ή έστω ελατηρίων [Seddon et al., 1999]. Στο εξωτερικό τοίχωμα του αεραγωγού μπορεί να χρησιμοποιηθεί μια υπερκρίσιμη διατομή ή ένα προφίλ NACA-1 για υψηλές ταχύτητες πτήσης. Με την υιοθέτηση αντίστοιχων διατομών επιτυγχάνεται η μείωση της υπερκρίσιμης περιοχής στο εξωτερικό τοίχωμα του αεραγωγού. Για το εσωτερικό τμήμα του τοιχώματος στο χείλος μπορούν να χρησιμοποιηθούν ελλειπτικά προφίλ αντί για κυκλικά τόξα.

#### **4.2 Μονοδιάστατος υπολογισμός της ροής για προσδιορισμό των διατομών του αεραγωγού**

Εφαρμόζοντας μονοδιάστατη ανάλυση της ροής είναι δυνατός ο υπολογισμός των διατομών του αεραγωγού σε διάφορες θέσεις, που μας ενδιαφέρουν για τη

σχεδίαση. Η σχεδίαση του αεραγωγού θα πραγματοποιηθεί για τις ακόλουθες συνθήκες:

Ύψος πτήσης

$6000 \text{ m}$	(4.1)
------------------	-------

Ταχύτητα πτήσης

$M_{\infty} = 0,75$	(4.2)
---------------------	-------

Παροχή μάζας

$\dot{m} = 1,2732 \text{ kg/s}$	(4.3)
---------------------------------	-------

Ταχύτητα στην είσοδο του αεραγωγού

$M_t = 0,65$	(4.4)
--------------	-------

Από τους πίνακες Τυπικής Ατμόσφαιρας προκύπτουν τα ακόλουθα μεγέθη:

Επ' άπειρο στατική πίεση

$p_{\infty} = 47182,5 \text{ Pa}$	(4.5)
-----------------------------------	-------

Επ' άπειρο πυκνότητα αέρα

$\rho_{\infty} = 0,6597 \text{ kg/m}^3$	(4.6)
---	-------

Επ' άπειρο θερμοκρασία

$T_{\infty} = 249,15 \text{ K}$	(4.7)
---------------------------------	-------

Η ταχύτητα του ήχου δίδεται από τη σχέση:

$a = \sqrt{\gamma RT}$	(4.8)
------------------------	-------

Για ατμοσφαιρικό αέρα τυπικές τιμές για τα  $\gamma$  και  $R$  είναι αντίστοιχα 1,405 και 287,06.

Ο αριθμός Mach ορίζεται ως:

$M \equiv \frac{C}{a}$	(4.9)
------------------------	-------

όπου  $C$  η ταχύτητα της ροής

Η καταστατική εξίσωση για τέλεια αέρια δίδεται ως:

$\frac{p}{\rho} = RT$	(4.10)
-----------------------	--------

Η ταχύτητα του ήχου της επ' άπειρον ροής, σύμφωνα με την εξίσωση (4.8), υπολογίζεται ως:

$a = \sqrt{1,405 \cdot 287,06 \cdot 249,15} = 316,9$	(4.11)
--	--------

Ορίζουμε:

$F(M) \equiv \frac{2}{(\gamma - 1)M^2 + 2}$	(4.12)
---	--------

Άρα

$F(M) = \frac{2}{(1,405 - 1) \cdot 0,75^2 + 2} = \frac{2}{2,2278125} = 0,8977416$	(4.13)
---	--------

Τα ολικά επ' άπειρο μεγέθη υπολογίζονται από τα αντίστοιχα στατικά, χρησιμοποιώντας τις ακόλουθες σχέσεις ισεντροπικής μεταβολής:

$\frac{P}{p} = \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{\gamma/\gamma-1} \Rightarrow P = p \cdot \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{\gamma/\gamma-1}$	(4.14)
---	--------

$\frac{T_t}{T} = \left( \frac{1}{F(M)} \right) \Rightarrow T_t = T \cdot \left( \frac{1}{F(M)} \right)$	(4.15)
---	--------

$\frac{\rho_t}{\rho} = \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{1/\gamma-1} \Rightarrow \rho_t = \rho \cdot \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{1/\gamma-1}$	(4.16)
---	--------

Αντικαθιστώντας στις παραπάνω σχέσεις θα έχουμε

$P_\infty = p_\infty \cdot \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{\gamma/\gamma-1} = 47182,5 \text{ Pa} \cdot \left( \frac{1}{0,8977416} \right)^{3,469135} = 68596,98 \text{ Pa}$	(4.17)
--	--------

$T_{t,\infty} = T_{\infty} \cdot \left( \frac{1}{F(M)} \right) = 249,15 \text{ K} \cdot 1,1139 = 277,53 \text{ K}$	(4.18)
$\rho_{t,\infty} = \rho_{\infty} \cdot \left( \frac{1}{F(M)} \right)^{1/\gamma-1} = 0,6597 \text{ kg/m}^3 \cdot \left( \frac{1}{0,8977416} \right)^{2,46913} = 0,86103 \text{ kg/m}^3$	(4.19)

Υποθέτουμε ότι στο επίπεδο του λαιμού του αεραγωγού έχουμε ταχύτητα ίση με  $M_t = 0,65$ . Συνεπώς, από την εξίσωση (4.12) προκύπτει:

$F(M_t) = \frac{2}{(1,405 - 1) \cdot 0,65^2 + 2} = \frac{2}{2,1711125} = 0,921186$	(4.20)
--	--------

Θεωρώντας αδιαβατική ροή από την επ' άπειρο θέση στον λαιμό του αεραγωγού προκύπτει (διατήρηση της ολικής θερμοκρασίας):

$T_{t,t} = T_{t,\infty} = 277,529 \text{ K}$	(4.21)
--	--------

Χρησιμοποιώντας την εξίσωση (4.15) προκύπτει η στατική θερμοκρασία στο λαιμό:

$T_t = 0,921186 \cdot 277,53 \text{ K} = 255,66 \text{ K}$	(4.22)
--	--------

Υποθέτοντας απώλειες από την επ' άπειρο θέση στον λαιμό του αεραγωγού ίσες με 0,005 της ολικής πίεσης στην επ' άπειρο θέση θα έχουμε:

$P_t = 0,995 \cdot P_{\infty} = 68253,99 \text{ Pa}$	(4.23)
--	--------

Η στατική πίεση στο λαιμό υπολογίζεται από τη σχέση (4.14) ως εξής:

$68253,99 \text{ Pa} = p_t \cdot \left( \frac{1}{0,921186} \right)^{3,469135} \Rightarrow p_t = 51338,61 \text{ Pa}$	(4.24)
--	--------

Η πυκνότητα στο λαιμό υπολογίζεται από τη σχέση (4.10) ως:

$\rho_t = \frac{51338,61}{287,06 \cdot 255,66} \text{ kg/m}^3 = 0,699545 \text{ kg/m}^3$	(4.25)
--	--------

Χρησιμοποιώντας τη σχέση (4.8), η ταχύτητα του ήχου στον λαιμό του αεραγωγού υπολογίζεται ως:

$$a_t = \sqrt{1,405 \cdot 287,06 \cdot 277,53} = 334,56 \text{ m/s} \quad (4.26)$$

Η μέση ταχύτητα στο λαιμό του αεραγωγού δίδεται από την εξίσωση (4.9):

$$C_t = M_t \cdot a_t = 0,65 \cdot 334,56 \text{ m/s} = 217,47 \text{ m/s} \quad (4.27)$$

Η επιφάνεια του λαιμού προκύπτει από την εξίσωση της συνέχειας και την παροχή μάζας του κινητήρα, για τις δεδομένες συνθήκες σχεδίασης, ως:

$$A_t = \frac{\dot{m}}{\rho_t V_t} = \frac{1,2732 \text{ kg/s}}{0,69954 \text{ kg/m}^3 \cdot 217,47 \text{ m/s}} = 0,0083693 \text{ m}^2 = 8369,3 \text{ mm}^2 \quad (4.28)$$

Η επιφάνεια στο σημείο πρόσπτωσης  $A_c$  μπορεί να υπολογιστεί από την επιφάνεια του λαιμού του αεραγωγού  $A_t$  με δεδομένο βαθμό συστολής  $CR$  (Contraction Ratio), μια τυπική τιμή του οποίου είναι:

$$CR = 0,75 \quad (4.29)$$

Συνεπώς, η επιφάνεια πρόσπτωσης προκύπτει ως:

$$A_c = \frac{1}{CR} A_t = 11159,14 \text{ mm}^2 \quad (4.30)$$

Η επιφάνεια εξόδου του αεραγωγού στο ύψος του κινητήρα δίδεται από τη διάμετρο εισόδου του κινητήρα:

$$A_f = \pi \cdot R_f^2 = 3,14 \cdot \left( \frac{137,5 \text{ mm}}{2} \right)^2 = 14841,4 \text{ mm}^2 \quad (4.31)$$

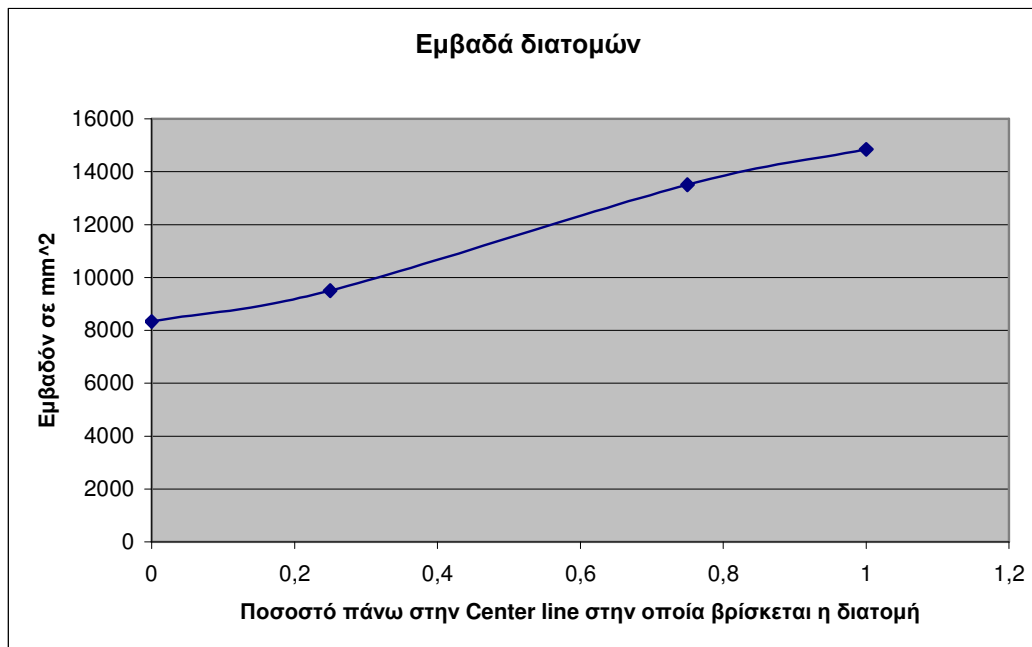
### 4.3 Υπολογισμός των εμβαδών των υπόλοιπων διατομών

Για να υπολογίσουμε τα ενδιάμεσα εμβαδά μεταξύ του λαιμού και της εισόδου του κινητήρα θεωρούμε μία ομαλή μεταβολή του εμβαδού μεταξύ των ακραίων θέσεων, όπως φαίνεται στην **Εικόνα 4.2** και στον **Πίνακα 4.1** (Εμβαδά διατομών κατά μήκος της μέσης γραμμής του αεραγωγού, με τις αντίστοιχες θέσεις να δίδονται ως ποσοστό του μήκους της μέσης γραμμής). Θεωρώντας ότι η πρώτη ενδιάμεση διατομή τοποθετείται στο 25% και η δεύτερη στο 75% της μέσης γραμμής του αεραγωγού μεταξύ λαιμού και εισόδου του κινητήρα, προκύπτουν τα εμβαδά του **Πίνακα 4.1**.



**Πίνακας 4.1**

$A_c$	$A_t$	2 <sup>η</sup> Διατομή	3 <sup>η</sup> Διατομή	$A_f$
11159.14	8369	9500	13500	14841.4



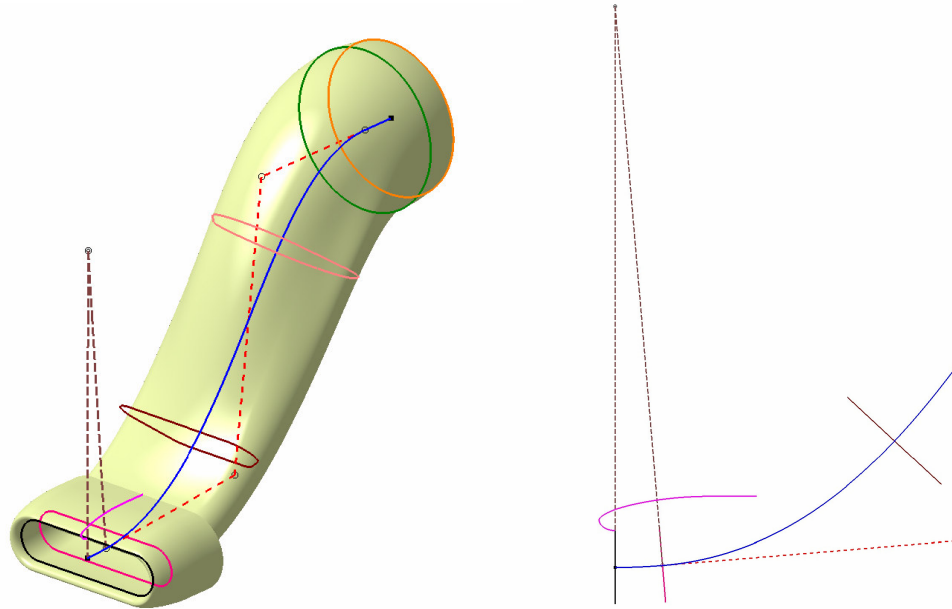
**Εικόνα 4.2:** Εμβαδά διατομών σε θέσεις πάνω στη μέση γραμμή του αεραγωγού (η κάθε θέση εκφρασμένη ως ποσοστό του μήκους της μέσης γραμμής).

#### 4.4 Ο γεωμετρικός σχεδιασμός του αεραγωγού

Για τον γεωμετρικό ορισμό του αεραγωγού χρησιμοποιήθηκε παραμετρική περιγραφή του στο λογισμικό CATIA V5 R14. Ο αεραγωγός χωρίστηκε σε τρία μέρη, το πρώτο είναι ο αεραγωγός σε σχήμα S, το δεύτερο το εσωτερικό τμήμα του χείλους του αεραγωγού και το τρίτο το εξωτερικό τμήμα του αεραγωγού.

Το κύριο τμήμα κατασκευάστηκε χρησιμοποιώντας μια καμπύλη μέσης γραμμής ως αναφορά για την καμπυλότητά του. Αυτή αποτελείται από τρία επιμέρους τμήματα. Το κεντρικό είναι μια καμπύλη B-Spline δευτέρου βαθμού, που ελέγχεται από 4 σημεία ελέγχου. Το πολύγωνο ελέγχου φαίνεται στην **Εικόνα 4.3** (αριστερά). Στο τέλος αυτής της καμπύλης B-Spline προστίθεται μια εφαπτόμενη ευθεία γραμμή. Επιπλέον προστίθεται ένα κυκλικό τόξο στην αρχή της καμπύλης,

εφαπτόμενο και αυτό στην αρχή της B-Spline. Η ακτίνα του κυκλικού τόξου, οι συντεταγμένες των σημείων ελέγχου της B-Spline και το μήκος της προέκτασης είναι αδιαστατοποιημένα και παραμετροποιημένα, χρησιμοποιώντας ως μήκος αναφοράς (αδιαστατοποίησης) την οριζόντια και κατακόρυφη απόσταση μεταξύ του πρώτου και τελευταίου σημείου ελέγχου της καμπύλης B-Spline. Οι αποστάσεις αυτές θα ονομάζονται από δω και στο εξής «αξονικό μήκος» και «κατακόρυφη μετατόπιση».



**Εικόνα 4.3: (Αριστερά) Ένας αεραγωγός που δημιουργήθηκε με το συγκεκριμένο παραμετρικό μοντέλο. (Δεξιά) Το προφίλ που χρησιμοποιήθηκε για την κατασκευή του χείλους του αεραγωγού.**

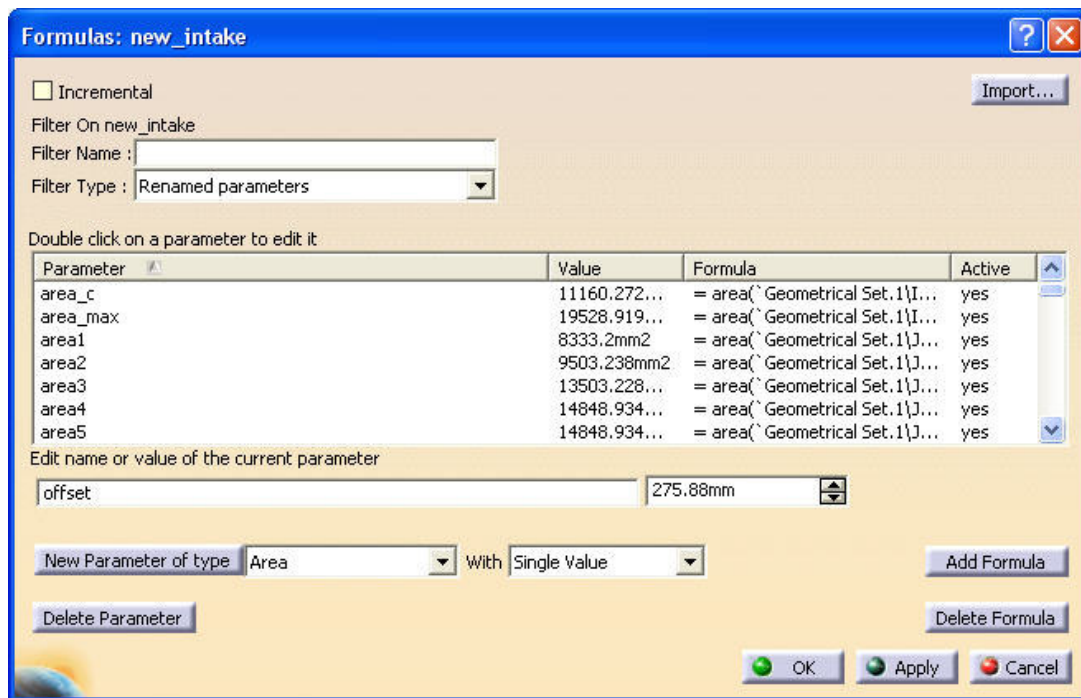
Κατά μήκος της καμπύλης B-Spline και σε συγκεκριμένα σημεία που περιγράφονται ως ποσοστό του μήκους της κεντρικής γραμμής, ορίζονται τέσσερις διατομές του αεραγωγού. Αυτές τοποθετούνται κάθετα στην καμπύλη B-Spline και περιγράφονται από αρκετές παραμέτρους, οι οποίες είναι αδιαστατοποιημένες ως προς την ακτίνα του αεραγωγού στην είσοδο του στροβιλοκινητήρα. Επιπλέον το πρώτο προφίλ μεταφέρεται στην αρχή του κυκλικού τόξου της μέσης γραμμής, έτσι ώστε να παραχθεί το προφίλ στην είσοδο του αεραγωγού. Το τελικό προφίλ αντιγράφεται στο τέλος του ευθύγραμμου τμήματος της προέκτασης της μέσης γραμμής. Η τελική επιφάνεια παράγεται χρησιμοποιώντας μια εντολή σάρωσης μεταξύ των διαφόρων διατομών. Με αυτόν τον τρόπο μπορούν να χρησιμοποιηθούν οποιαδήποτε είδους διατομές (ελλειπτικές, κυκλικές, τραπεζοειδείς) για την

---

παραγωγή του αντίστοιχου αεραγωγού, ενώ η αλλαγή κλίμακας του ίδιου αεραγωγού, έτσι ώστε να είναι κατάλληλος για διαφορετικής διαμέτρου μηχανές, είναι πλήρως αυτοματοποιημένη, αφού ορίζεται με παράμετρο την ακτίνα του αεραγωγού στο ύψος της εισόδου στη μηχανή.

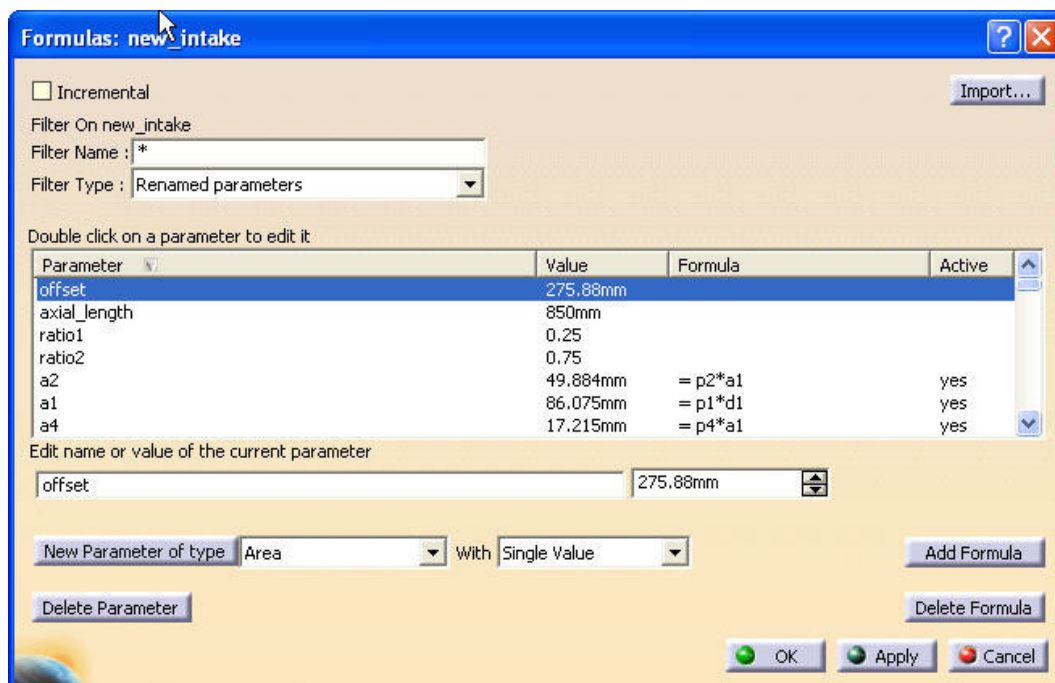
Το χείλος και το κάλυμμα του αεραγωγού κατασκευάστηκαν χρησιμοποιώντας ένα προφίλ αναφοράς, το οποίο σαρώθηκε κατά μήκος της πρώτης διατομής, για να προκύψει η αντίστοιχη επιφάνεια. Το προφίλ αυτό αποτελείται από ένα ελλειπτικό τεταρτημόριο για το εσωτερικό τμήμα του αεραγωγού, ένα προφίλ τύπου NACA-1 για το εξωτερικό τμήμα, καθώς και μια ευθεία προέκταση στο τέλος αυτού. Η χρήση καμπύλης NACA-1 δικαιολογείται από το γεγονός ότι δημιουργεί σχεδόν σταθερή ταχύτητα στον αέρα που κινείται γύρω από το χείλος, ενώ, με την κατάλληλη επιλογή παραμέτρων σχεδιασμού, μπορούμε να αποφύγουμε τη δημιουργία υπερηχητικής ροής γύρω από το χείλος, ακόμα και για υψηλές υποηχητικές ταχύτητες.

Στη συνέχεια, έχοντας τις τιμές των εμβαδών για τις χαρακτηριστικές διατομές του αεραγωγού, μπορούμε να τροποποιήσουμε τις αντίστοιχες γεωμετρικές παραμέτρους στο λογισμικό σχεδίασης, έτσι ώστε να ταυτίζονται οι τιμές των διατομών του γεωμετρικού μοντέλου με εκείνες που υπολογίστηκαν από τη μονοδιάστατη ανάλυση της ροής. Από το παράθυρο παραμέτρων του μοντέλου του αεραγωγού (Εικόνα 4.4) μεταβάλλουμε τις χαρακτηριστικές παραμέτρους κάθε διατομής, έτσι ώστε να προκύψουν τα επιθυμητά εμβαδά.

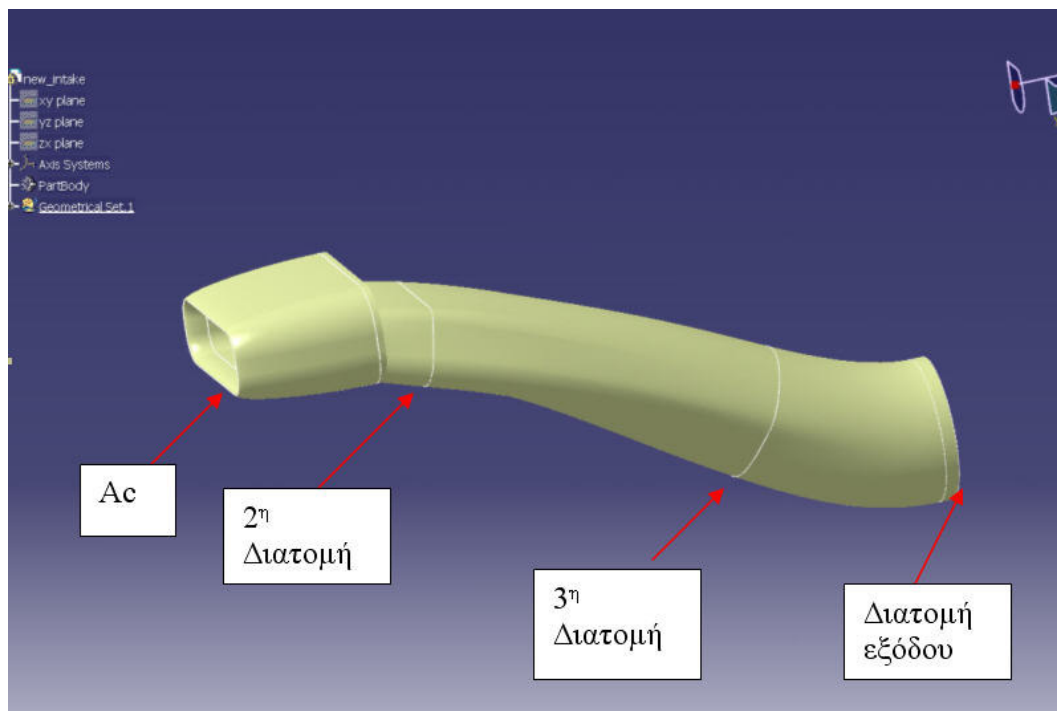


Εικόνα 4.4: Παράθυρο παραμέτρων των διατομών του μοντέλου του αεραγωγού.

Στην Εικόνα 4.5 που ακολουθεί φαίνεται το αξονικό μήκος του αεραγωγού (axial length) ίσο με 850 mm και η κατακόρυφη απόσταση εισόδου εξόδου-offset ίση με 275,88 mm.



Εικόνα 4.5: Παράθυρο παραμέτρων μήκους και κατακόρυφης μετατόπισης της μέσης γραμμής του αεραγωγού.



**Εικόνα 4.6: Ο αεραγωγός με τις χαρακτηριστικές διατομές του.**

Το συγκεκριμένο μοντέλο μετά την δημιουργία του εξάγεται με τη μορφή αρχείου \*.model, που είναι αυτή που μπορεί να αποδώσει και να μεταφέρει καλύτερα στο λογισμικό κατασκευής του πλέγματος τις επιφάνειες και τις καμπύλες για να ακολουθήσει η πλεγματοποίηση.

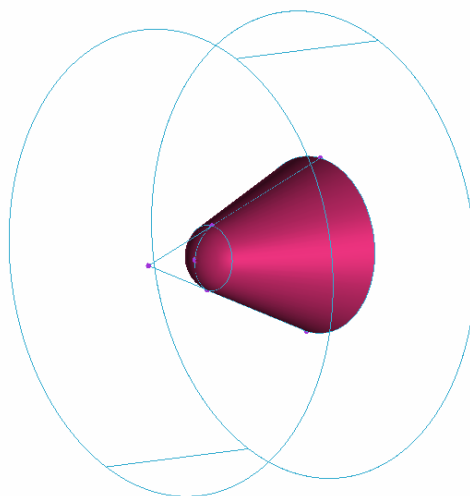
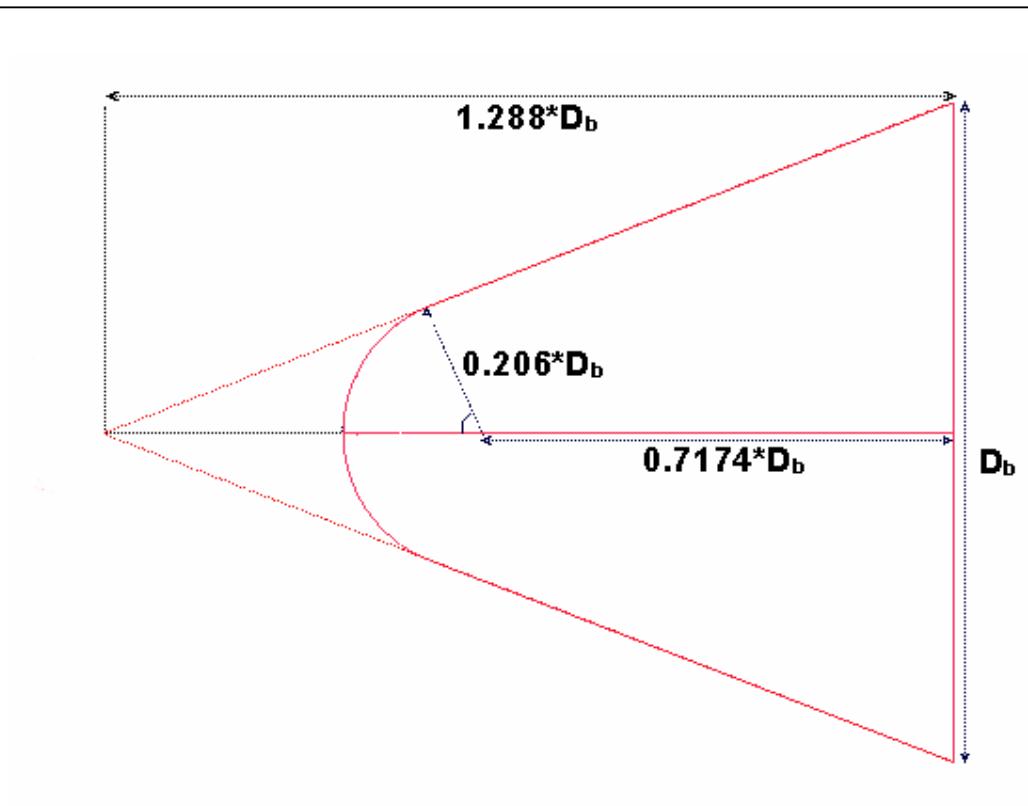
---

## 5 Δημιουργία του πλέγματος και μοντελοποίηση οριακών συνθηκών

### 5.1 Ομαδοποίηση και δημιουργία απαραίτητων επιφανειών

Το γεωμετρικό μοντέλο που αναπτύχθηκε στο CATIA V5 εισήχθηκε στο λογισμικό δημιουργίας πλεγμάτων ICEMCFD 5.1. Το αρχείο εισόδου ήταν της μορφής \*.model, το οποίο επιτρέπει την καλύτερη δυνατή εξαγωγή των γεωμετρικών οντοτήτων του μοντέλου, δηλαδή την βέλτιστη μεταφορά καμπυλών, σημείων και επιφανειών από το CATIA V5 στο ICEMCFD 5.1.

Στις αρχικές επιφάνειες προστέθηκε ο «κώνος» του στροβιλοκινητήρα και το αρχικό τμήμα του κελύφους του. Τα παραπάνω σχεδιάστηκαν στο λογισμικό ANSYS ICEM 10. Στο πρόσθετο κέλυφος δόθηκε αξονικό μήκος ίσο με  $L_{axial, length} = 57,5 \text{ mm}$ . Ο «κώνος» του στροβιλοκινητήρα είναι στην ουσία στρογγυλεμένος γεωμετρικός κώνος με διάμετρο βάσης  $D_{bullet}$  ίση με  $0,378 \cdot D_e$  (διάμετρος εξόδου του αεραγωγού) και ύψος 1,288 της διαμέτρου βάσης του κώνου. Η σφαιρική κορυφή του κώνου σχεδιάστηκε έτσι ώστε να υπάρχει συνέχεια της καμπυλότητας μεταξύ της σφαίρας και του κώνου στα σημεία επαφής τους. Η σφαιρική κορυφή έχει διάμετρο ίση με 0,413 της διαμέτρου βάσης του κώνου, με το κέντρο της σφαίρας να βρίσκεται σε απόσταση ίση με 0,557 του ύψους του κώνου. Οι διαστάσεις αυτές προήλθαν από την επιβολή συνέχειας καμπυλότητας μεταξύ κώνου και σφαίρας, όπως φαίνεται στην **Εικόνα 5.1**.

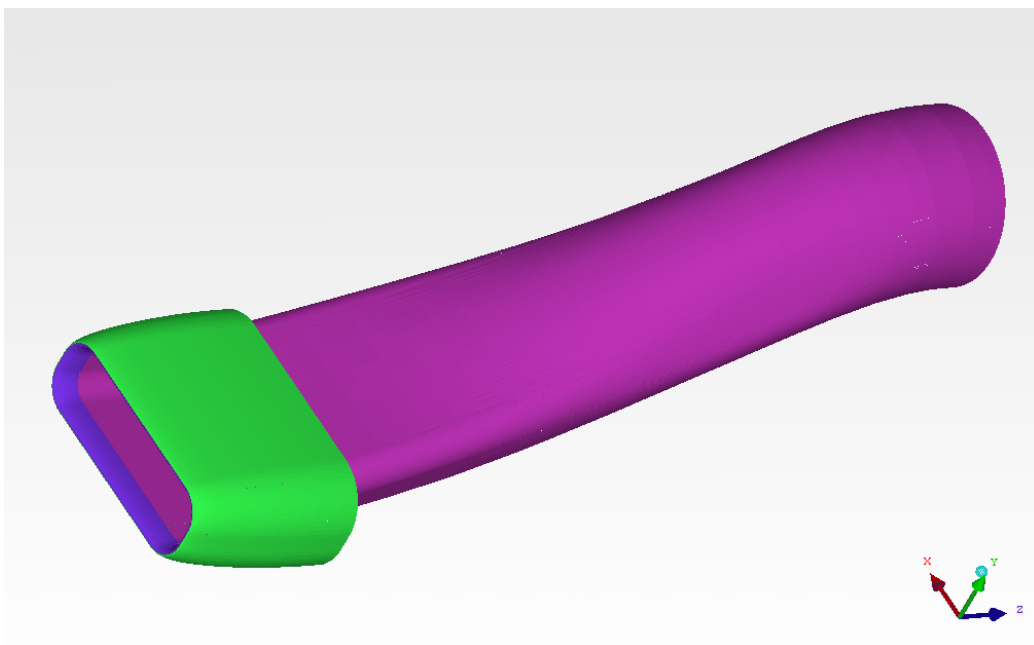


**Εικόνα 5.1:** Η γεωμετρία του κώνου και η θέση του ως προς το πρόσθετο κέλυφος του στροβιλοκινητήρα.

Οι ονομασίες που δόθηκαν στα διάφορα τμήματα της γεωμετρίας (και θα χρησιμοποιούνται από εδώ και στο εξής) είναι οι ακόλουθες (**Εικόνα 5.2**):

- Wall: Για το κύριο τοίχωμα του αεραγωγού (Μοβ χρώμα).
- In: Για το χείλος του αεραγωγού (Μπλε χρώμα).

- Lip: Για το εξωτερικό χείλος του αεραγωγού (Πράσινο χρώμα).

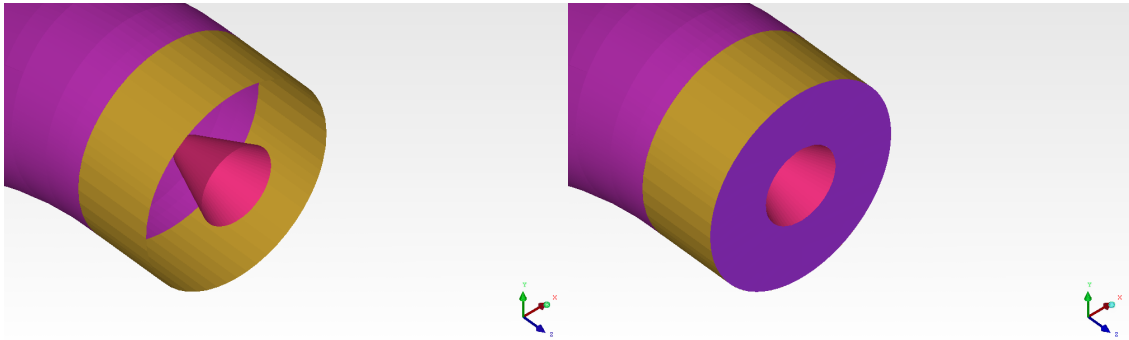


**Εικόνα 5.2: Οι επιφάνειες του μοντέλου CAD του αεραγωγού.**

Ακολούθως, έγινε εισαγωγή της γεωμετρίας του «κώνου» του στροβιλοκινητήρα, καθώς και του αντίστοιχου κελύφους του, στην έξοδο του αεραγωγού. Η επιφάνεια που βρίσκεται μεταξύ της βάσης του κώνου και της πίσω επιφάνεια του κελύφους ταυτίζεται με την επιφάνεια εισόδου του ρευστού στον συμπιεστή και αποτελεί την επιφάνεια εξόδου της ροής από το μοντέλο του αεραγωγού. Οι ονομασίες που δόθηκαν και θα χρησιμοποιούνται από δω και στο εξής είναι οι ακόλουθες (Εικόνα 5.3):

- Engine Wall: Για το τοίχωμα της μηχανής (Πορτοκαλί χρώμα).
- Bullet Wall: Για το τοίχωμα του κώνου της στροβιλομηχανής (Κόκκινο χρώμα).
- Outlet: Για την έξοδο του ρευστού από τον αεραγωγό προς τον συμπιεστή (Σκούρο Μοβ).

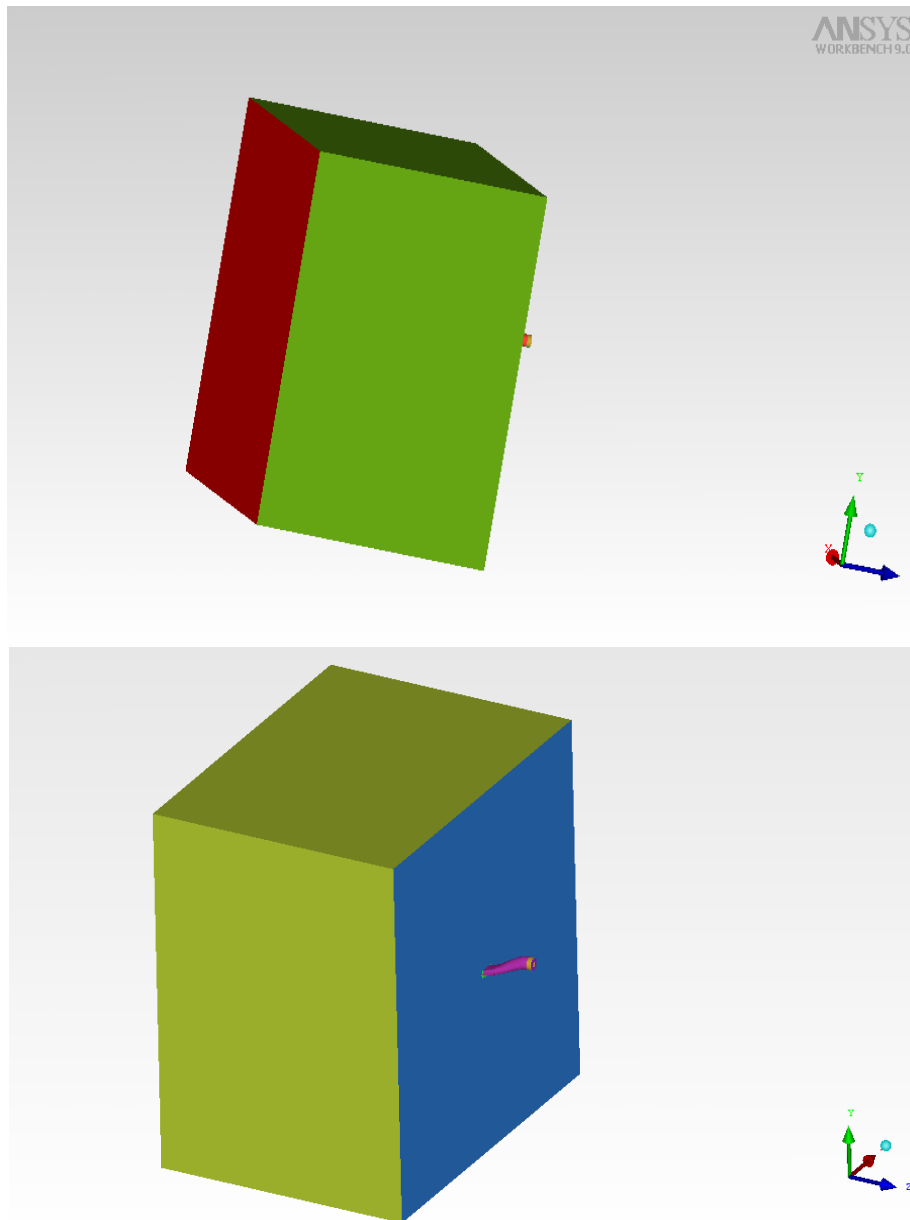




**Εικόνα 5.3: Οι επιφάνειες της γεωμετρίας του κώνου του αεροστροβίλου.**

Για τον ορισμό των οριακών συνθηκών στην επ' άπειρο θέση δημιουργήθηκε ένα κουτί μπροστά από τον αεραγωγό (από το τέλος του χείλους Lip και έμπροσθεν), αρκετά μεγάλων διαστάσεων, έτσι ώστε να μπορούμε να θεωρήσουμε ότι οι οριακές συνθήκες που επιβάλλονται στο εξωτερικό τμήμα του μοντέλου δεν επηρεάζουν την ροή στο εσωτερικό του αεραγωγού (και αντίστροφα). Οι διαστάσεις του είναι 4 m κατά την εγκάρσια διεύθυνση  $x$  και 3m κατά την διαμήκη διεύθυνση  $z$ . Οι ονομασίες που δόθηκαν και θα χρησιμοποιούνται από δω και στο εξής είναι (Εικόνα 5.4):

- Outer Outlet: Για την έξοδο του ρευστού από το κουτί (Μπλε χρώμα).
- Outer Wall: Για το περιμετρικό τοίχωμα του κουτιού (Σκούρο πράσινο).
- Inlet: Για την είσοδο του ρευστού στο μοντέλο (Κόκκινο χρώμα).



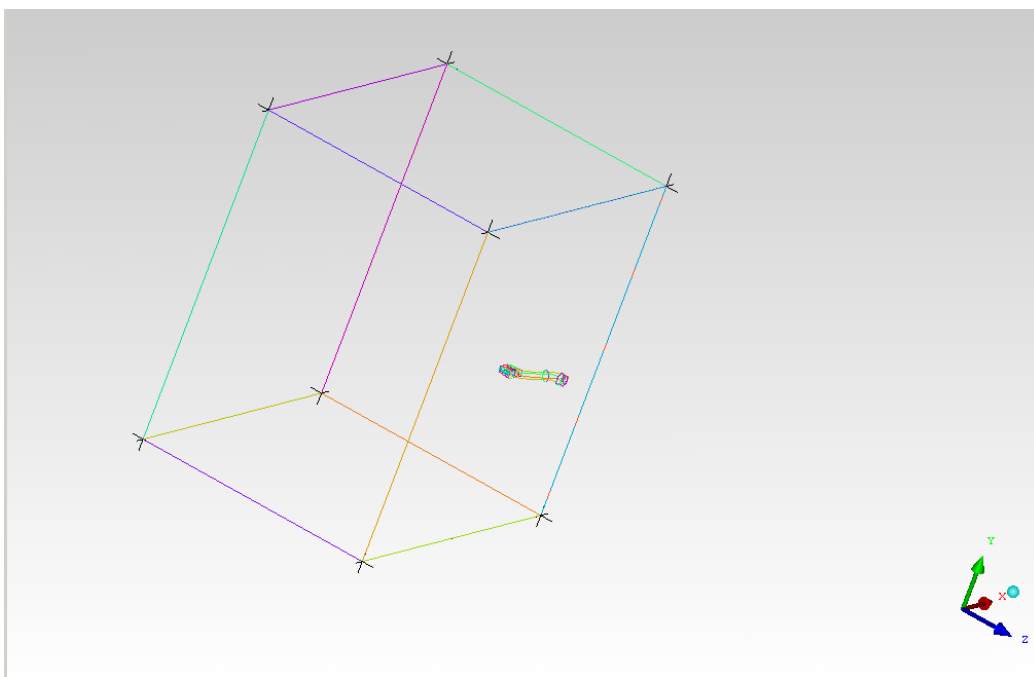
Εικόνα 5.4: Κουτί ορισμού των επ' άπειρον οριακών συνθηκών του μοντέλου.

## 5.2 Δημιουργία των μπλοκ - Blocking Strategy

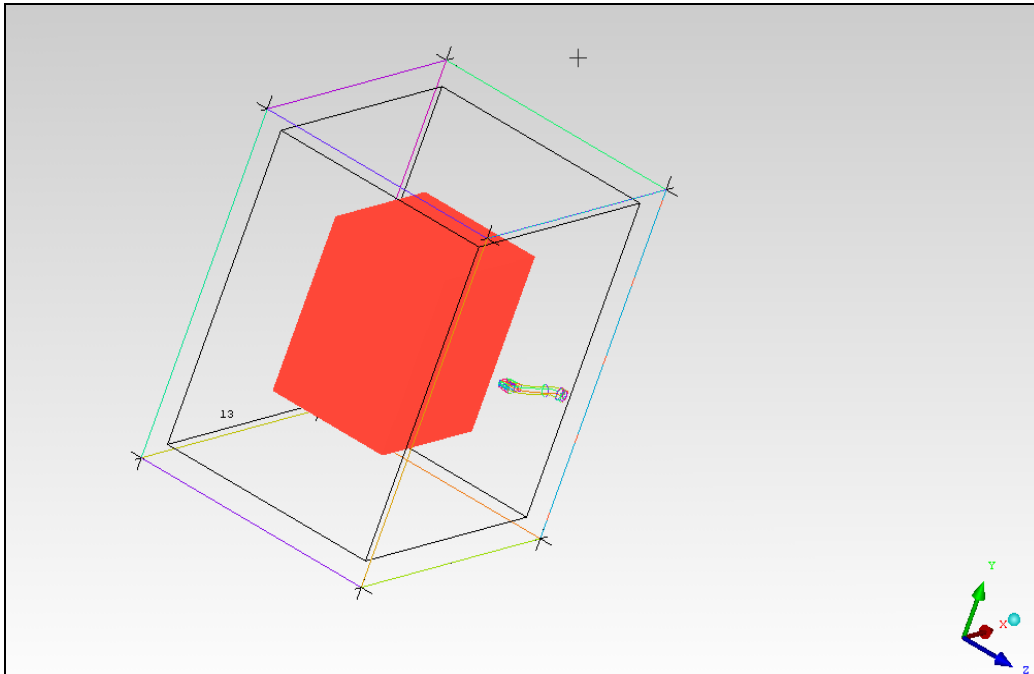
Το υπολογιστικό πλέγμα που θα κατασκευαστεί είναι τύπου Block-Structured (δομημένο κατά μπλοκ). Για την δημιουργία των μπλοκ του δομημένου πλέγματος εμφανίζουμε τις καμπύλες της γεωμετρίας και ακολούθως δημιουργούμε τα μπλοκ, ξεκινώντας από τις γενικές οντότητες της γεωμετρίας και προχωρώντας προς τις ειδικές. Δηλαδή δημιουργούμε ένα αρχικό μπλοκ από το οποίο με διάφορες

μετατροπές και διαχωρισμούς θα καλύψουμε το σύνολο της γεωμετρίας μας [ICEM Doc].

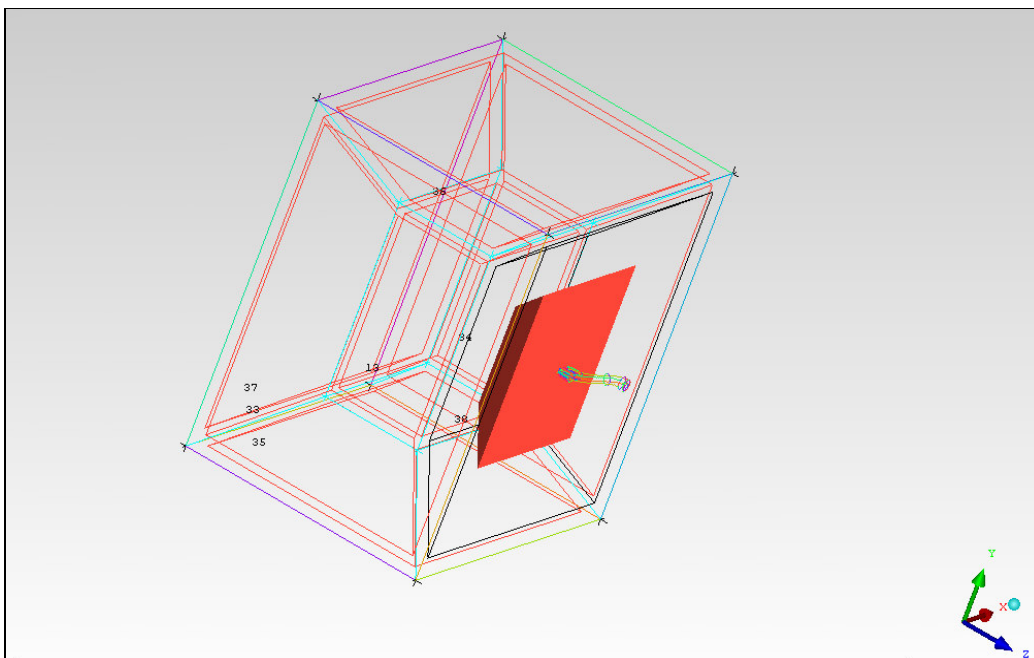
Αρχικά επιλέγουμε το κουτί (Εικόνα 5.5) ως γεωμετρία αναφοράς για τη δημιουργία του πρώτου μπλοκ και στη συνέχεια δημιουργούμε O-Grid στο εσωτερικό του (Εικόνα 5.6). Πραγματοποιούμε τις αναθέσεις των ακμών και των κορυφών του εσωτερικού μπλοκ του O-Grid στις καμπύλες του χείλους Lip και διαγράφουμε το πυραμοειδές μπλοκ που βρίσκεται προς την πλευρά του αεραγωγού (Εικόνα 5.7).



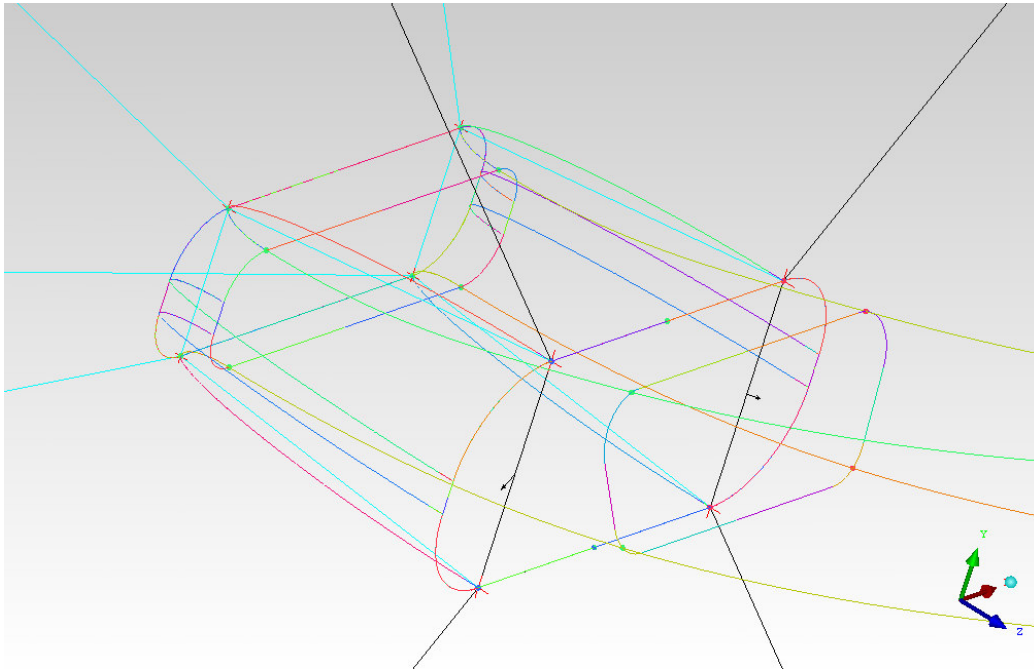
Εικόνα 5.5: Δημιουργία του πρώτου μπλοκ με αναφορά στις καμπύλες του κουτιού.



Εικόνα 5.6: Επιλογή του πρώτου μπλοκ για δημιουργία του O-GRID.

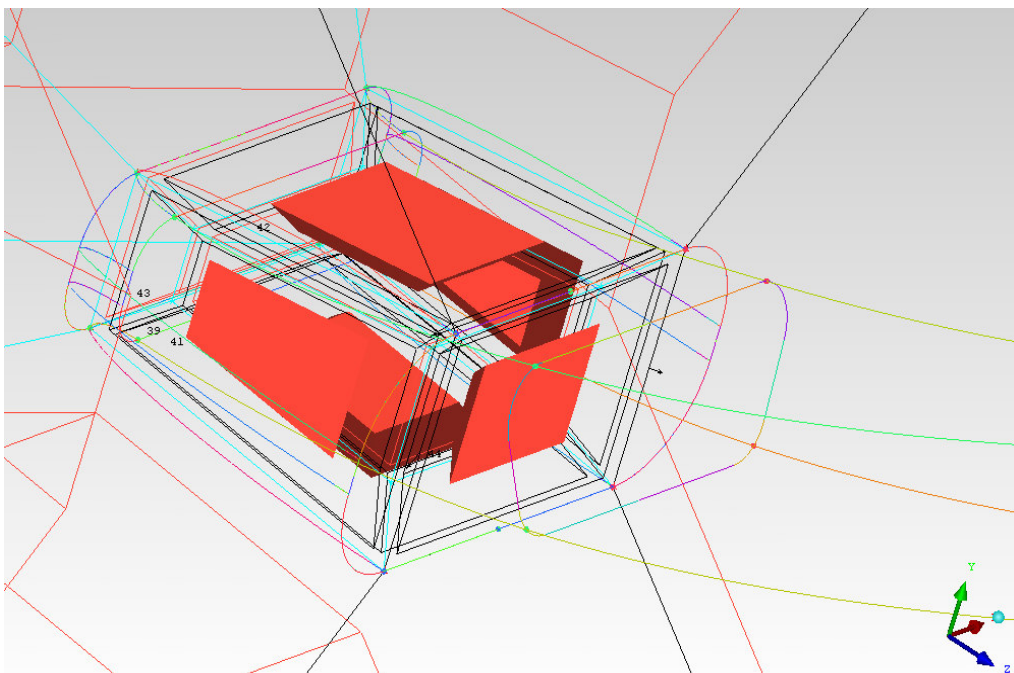


Εικόνα 5.7: Διαγραφή του πυραμοειδούς μπλοκ προς την πλευρά του αεραγωγού.

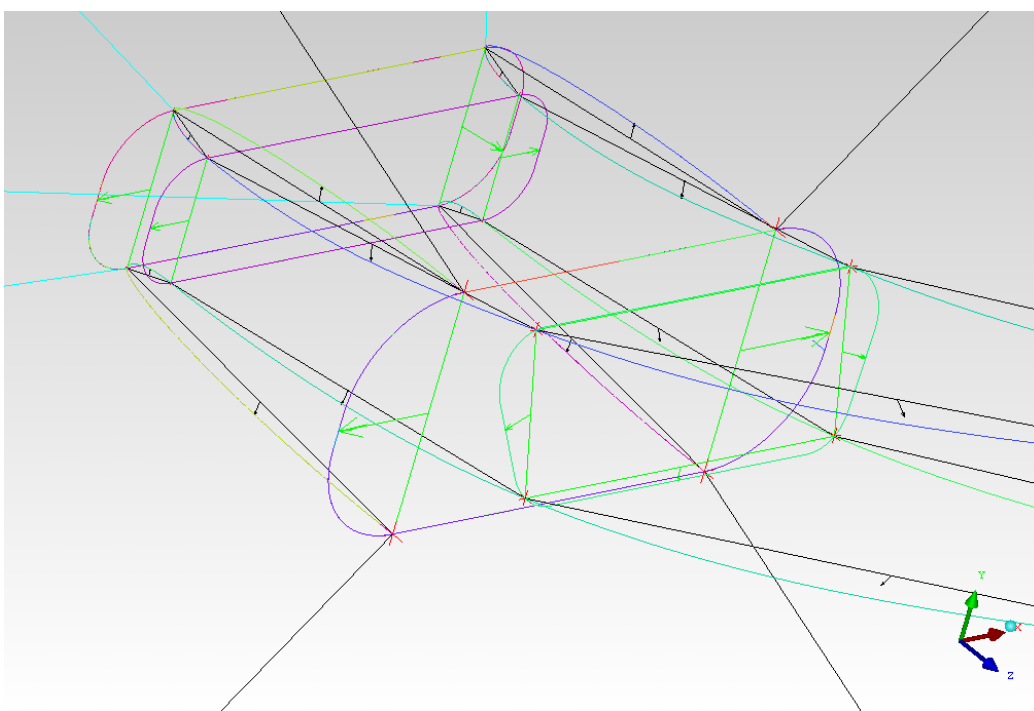


**Εικόνα 5.8:** Ανάθεση των ακμών του εσωτερικού O-Grid στο χείλος-Lip της γεωμετρίας.

Στη συνέχεια, δημιουργούμε O-Grid στο μπλοκ που περικλείει το χείλος του αεραγωγού (Εικόνα 5.8) και διαγράφουμε το πυραμοειδές μπλοκ που βρίσκεται προς την πλευρά του αεραγωγού καθώς και τα πυραμοειδή μπλοκ γύρω από το εσωτερικό μπλοκ (Εικόνα 5.9). Στη συνέχεια πραγματοποιούμε τις αναθέσεις των ακμών και των κορυφών του εσωτερικού μπλοκ στη γεωμετρία του αεραγωγού και ειδικότερα στην καμπύλη ανάμεσα στο In και το Wall και στην καμπύλη της πρώτης διατομής που συναντάμε κινούμενοι προς την έξοδο του αεραγωγού (Εικόνα 5.10).



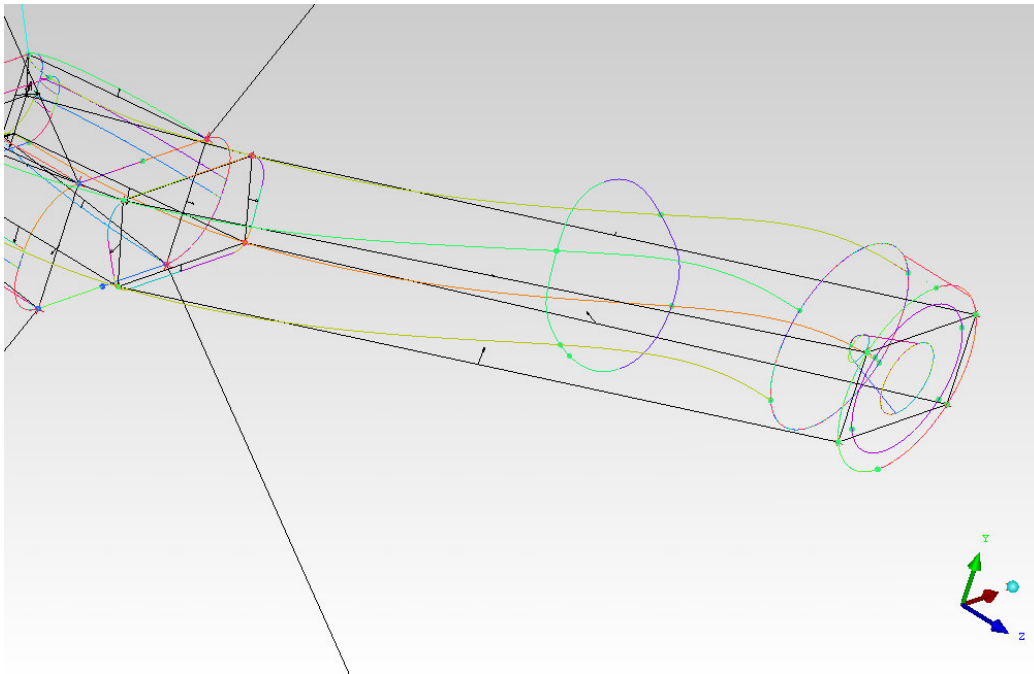
**Εικόνα 5.9: Διαγραφή των πυραμοειδών μπλοκ περιμετρικά του χεΐλους-Lip.**



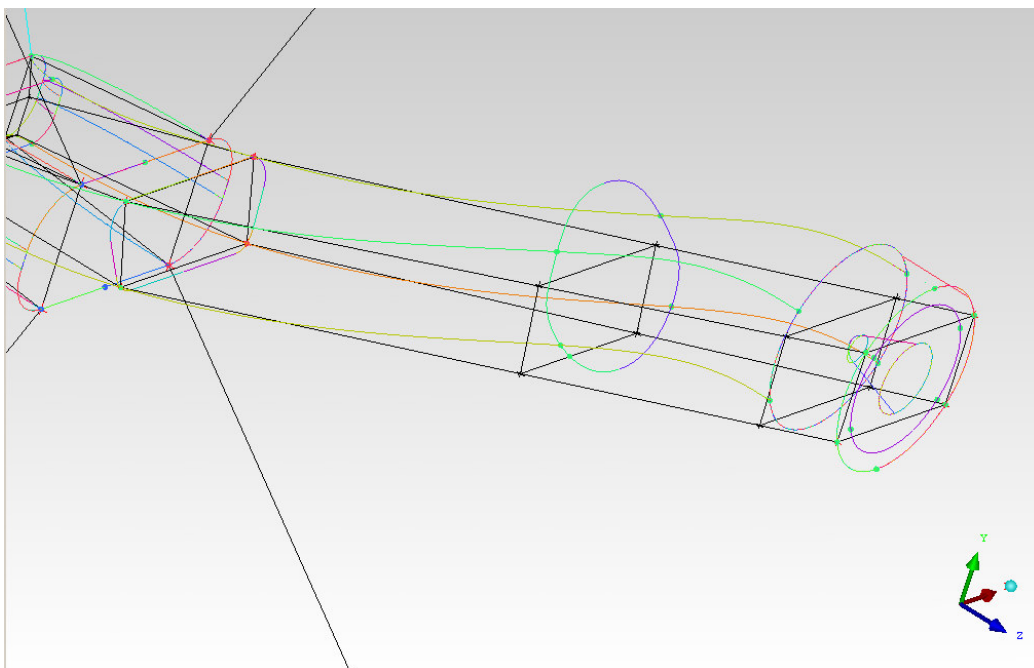
**Εικόνα 5.10: Ανάθεση των προβολών του ακμών του μπλοκ στην καμπύλη ανάμεσα στο In και το Wall.**

Δημιουργούμε μπλοκ από την εγκάρσια πλευρά του τελευταίου μπλοκ προς την έξοδο του αεραγωγού (**Εικόνα 5.11**) και πραγματοποιούμε τις αναθέσεις στις

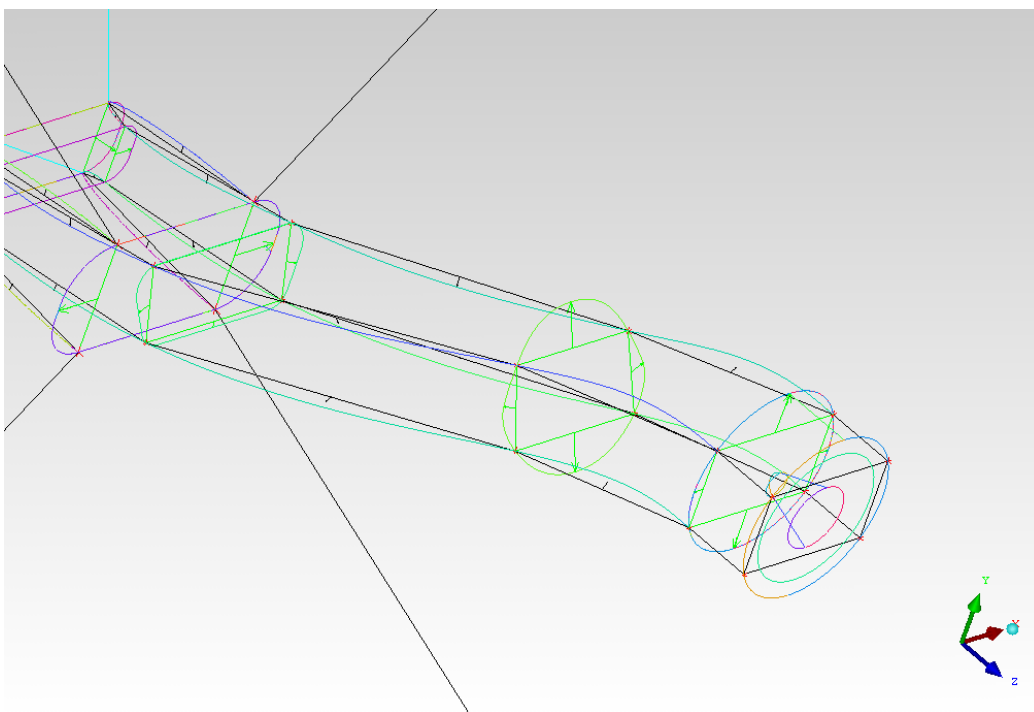
καμπύλες της εξόδου - Outlet. Δημιουργούμε δύο χωρίσματα σε αυτό το μπλοκ στη θέση της δεύτερης διατομής του αεραγωγού το πρώτο και στη θέση ανάμεσα στο τέλος του τοιχώματος του αεραγωγού και του τοιχώματος της μηχανής το δεύτερο, ενώ πραγματοποιούμε και τις αντίστοιχες αναθέσεις (Εικόνα 5.12). Πριν προχωρήσουμε στην ανάθεση των κόμβων του πλέγματος και των αποστάσεών τους, προβάλλουμε τις διαμήκεις ακμές στις καμπύλες του αεραγωγού (Εικόνα 5.13 – Εικόνα 5.14).



**Εικόνα 5.11: Δημιουργία μπλοκ προς το Outlet και ανάθεση των ακμών του.**

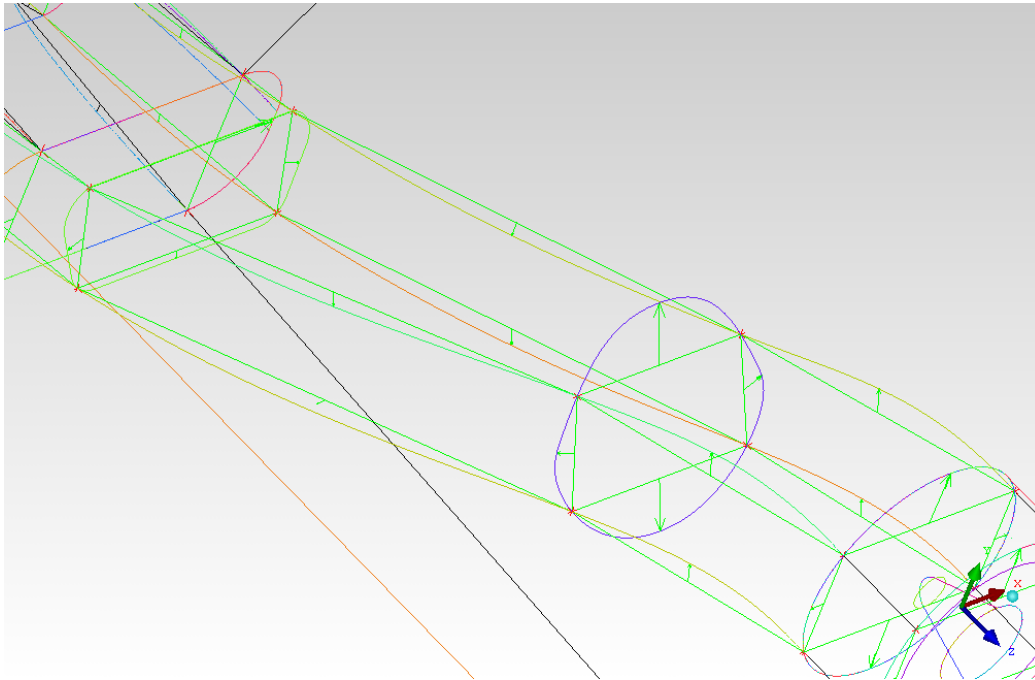


**Εικόνα 5.12:** Χωρισμός του μπλοκ σε τρία μπλοκ στις αντίστοιχες θέσεις διατομών του αεραγωγού.



**Εικόνα 5.13:** Προβολή των ακμών των μπλοκ στις αντίστοιχες καμπύλες.

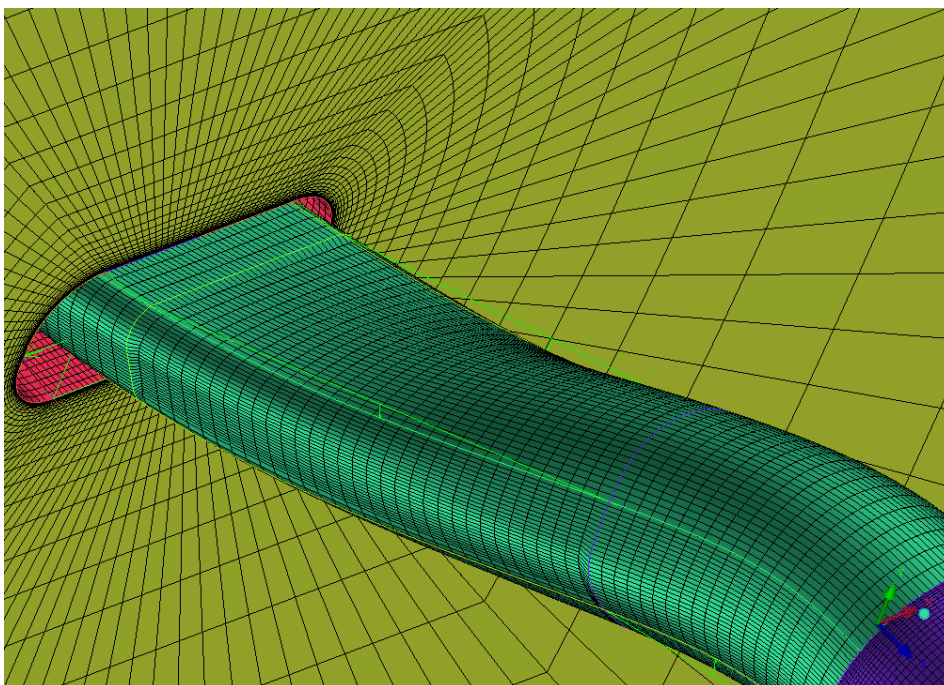




**Εικόνα 5.14:** Προβολή των διαμηκών ακμών των μπλοκ στις αντίστοιχες καμπύλες.

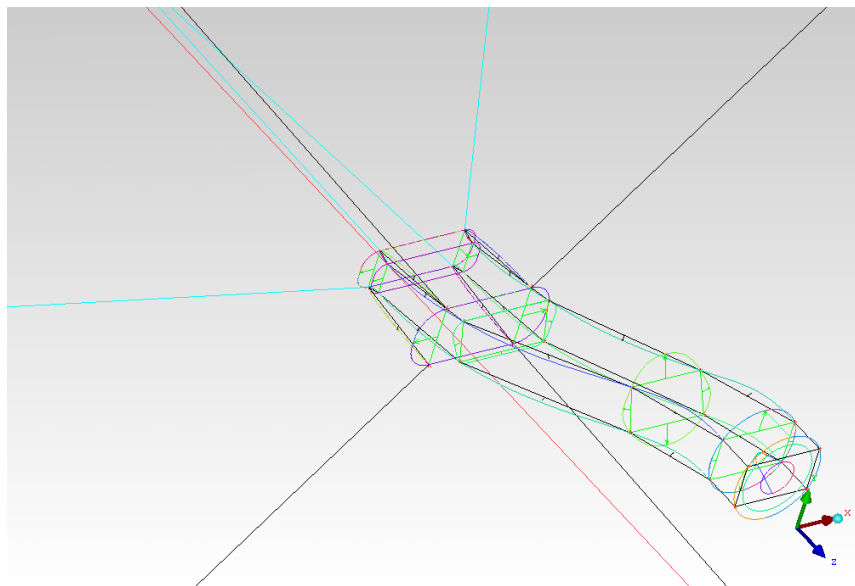
### 5.3 Εισαγωγή αποστάσεων κόμβων και έλεγχος του πλέγματος

Στη συνέχεια εισαγάγουμε τις παραμέτρους αποστάσεων των κόμβων για κάθε ακμή και προβάλλουμε το προκαταρτικό πλέγμα για να το ελέγξουμε (**Εικόνα 5.15**). Αν είναι αποδεκτό, δηλαδή έχουν γίνει σωστά οι προβολές και οι αναθέσεις, προχωράμε στη δημιουργία του εσωτερικού O-Grid, το οποίο θα μας επιτρέψει τη δημιουργία σωστού πλέγματος στην επιφάνεια των τοιχωμάτων του αεραγωγού (τέτοιας πυκνότητας η οποία να μπορεί να αποδώσει το οριακό στρώμα και τις μεταβολές της ροής γύρω από αυτό).

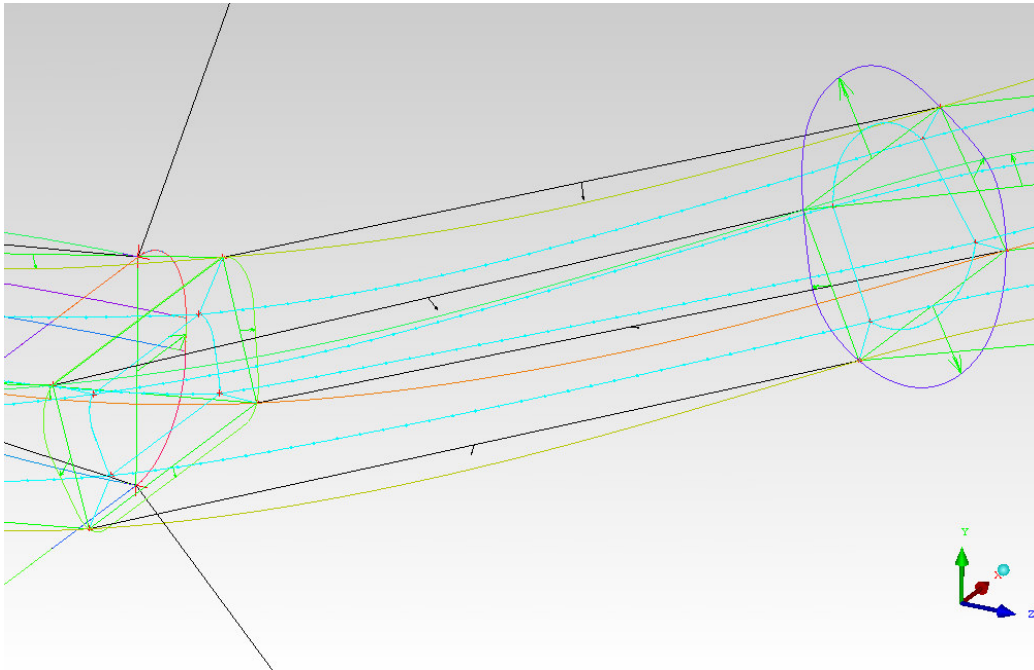


**Εικόνα 5.15:** Εμφάνιση και έλεγχος του αρχικού πλέγματος.

Δημιουργούμε στη συνέχεια το εσωτερικό O-Grid (Εικόνα 5.16) και μετακινούμε τις θέσεις των κόμβων του σε θέσεις οι οποίες επιτρέπουν τη δημιουργία ομαλού και αποδεκτού πλέγματος. Επίσης συσχετίζουμε τις ακμές του O-Grid με τις αντίστοιχες των περιμετρικών μπλοκ (Εικόνα 5.17).



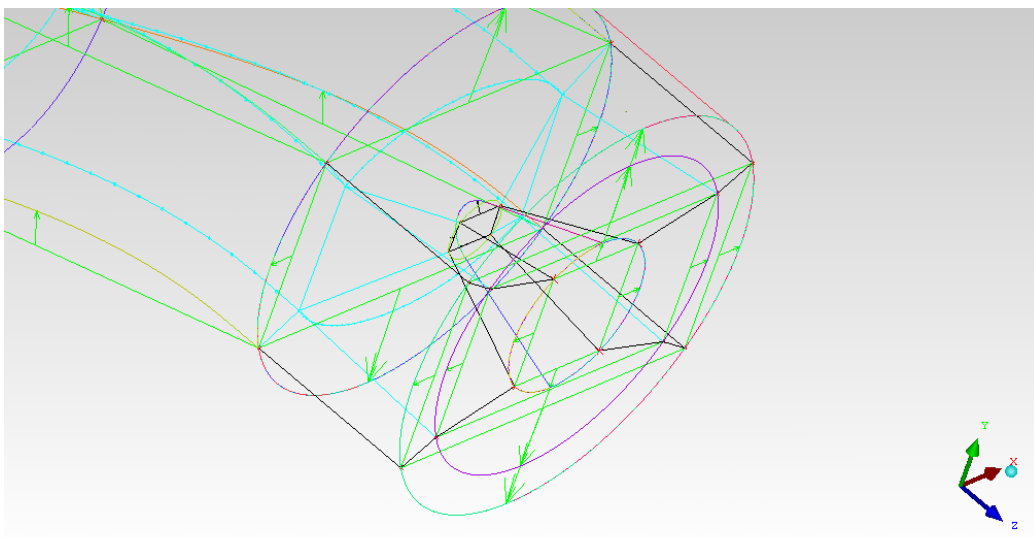
**Εικόνα 5.16:** Δημιουργία εσωτερικού O-Grid και μετακίνηση των κόμβων του.



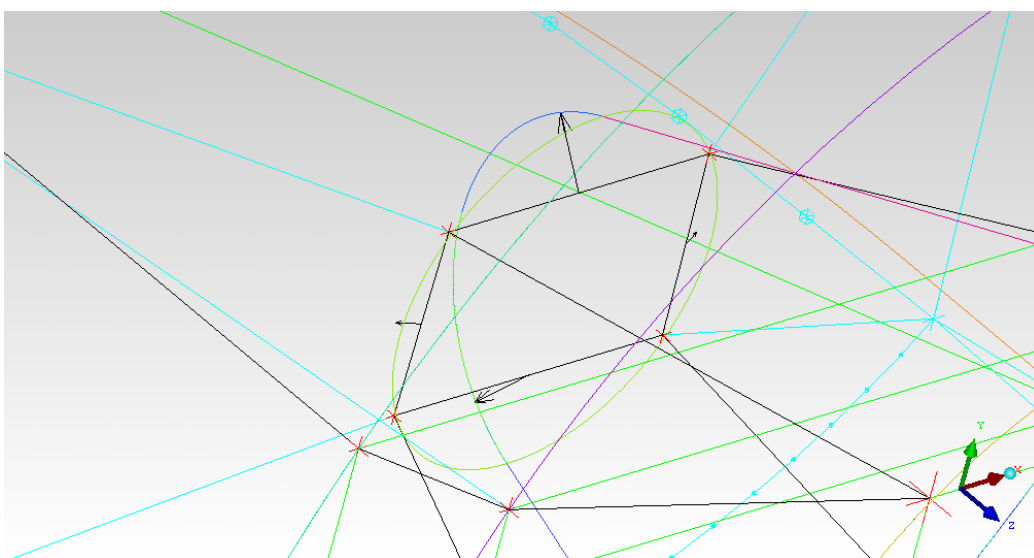
Εικόνα 5.17: Συσχέτιση των ακμών του O-Grid με τις αντίστοιχες των περιμετρικών.

#### 5.4 Δημιουργία πλέγματος στον κώνο της μηχανής και τελικός έλεγχος

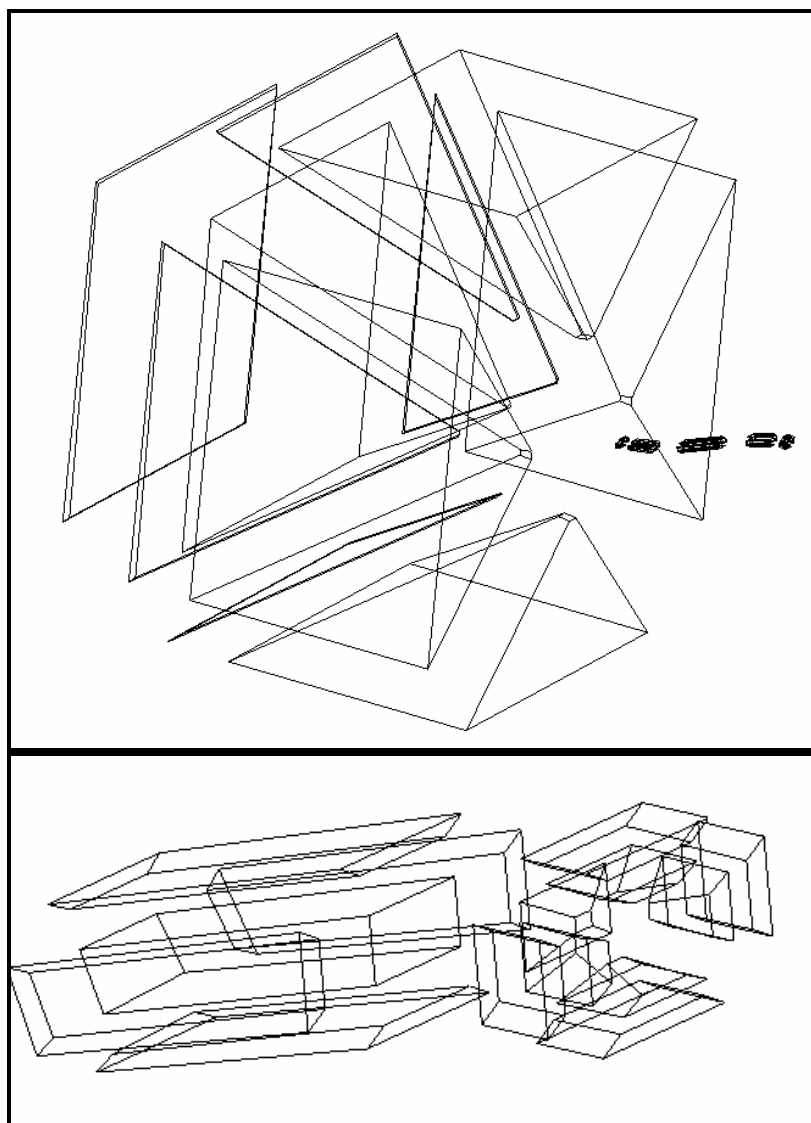
Στο τελικό στάδιο της δημιουργίας των μπλοκ δημιουργούμε το πλέγμα γύρω από τον κώνο της μηχανής. Δημιουργούμε O-Grid στο τελευταίο εσωτερικό μπλοκ που περικλείει τον κώνο (Εικόνα 5.18), διαγράφουμε το πυραμοειδές μπλοκ που βρίσκεται προς την πλευρά της εξόδου και εκτελούμε τις αναθέσεις στις καμπύλες της επιφάνειας εξόδου και των καμπυλών του κώνου (Εικόνα 5.19). Ειδικότερα, για τη μύτη του κώνου προβάλουμε τις ακμές στην επιφάνεια του κώνου και όχι στην αντίστοιχη καμπύλη, γιατί έτσι δημιουργείται πιο ομαλό και αποδεκτό πλέγμα, χωρίς στρεβλώσεις και μεγάλες γωνίες κλίσης των στοιχείων του. Τα μπλοκ που συνθέτουν το συνολικό πλέγμα φαίνονται στην Εικόνα 5.20.



**Εικόνα 5.18: Δημιουργία O-Grid στον κώνο της μηχανής και αντίστοιχες αναθέσεις.**

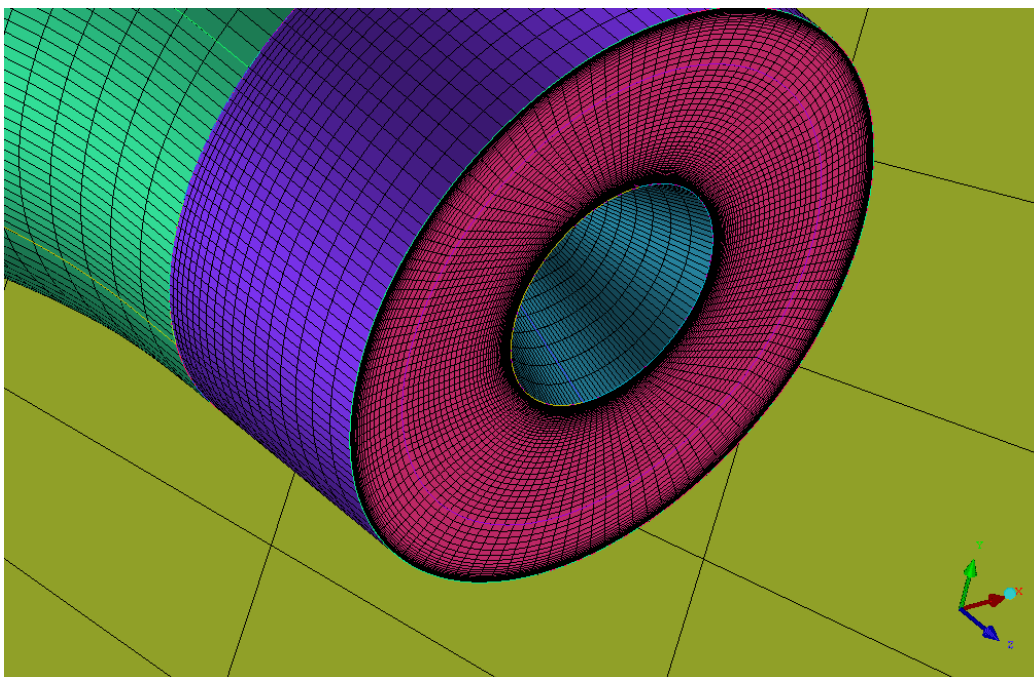


**Εικόνα 5.19: Ανάθεση των προβολών της μύτης του κώνου στην επιφάνεια του.**

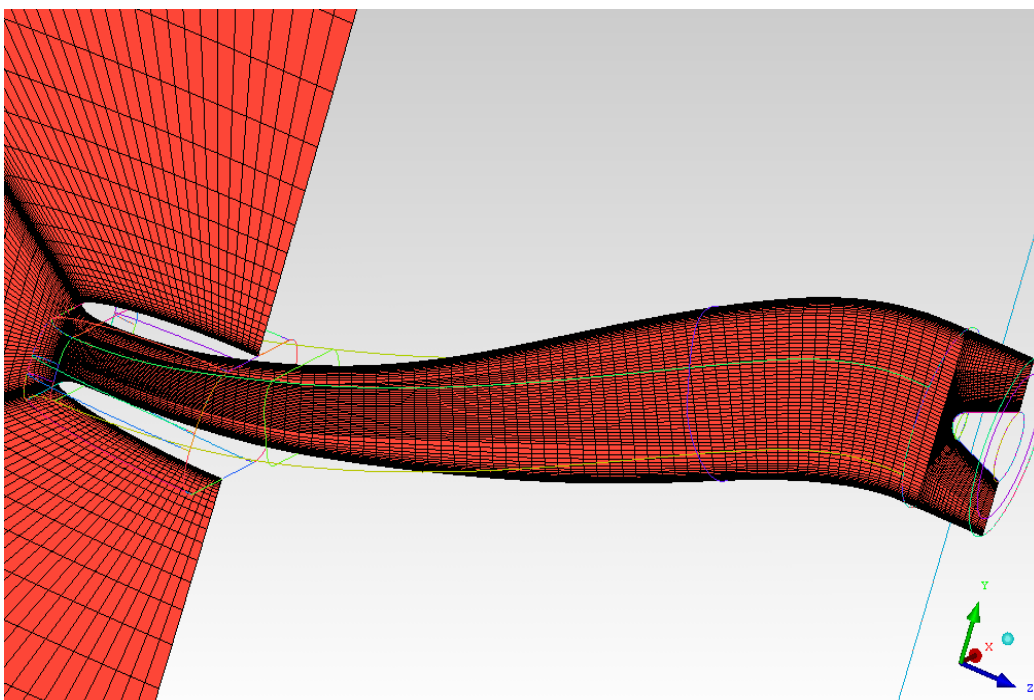


**Εικόνα 5.20: Τα τελικά μπλοκ δημιουργίας του πλέγματος.**

Στη συνέχεια εισαγάγουμε τις παραμέτρους αποστάσεων των κόμβων στις ακμές των O-Grid των τοιχωμάτων και προβάλλουμε το προκαταρκτικό πλέγμα για να το ελέγξουμε. Με την εντολή Scan Planes ελέγχουμε την ποιότητα του πλέγματος σε όλες τις διευρύνσεις και τα επίπεδα και αν αυτό είναι αποδεκτό το μετατρέπουμε σε μη δομημένο (Unstructured) πλέγμα, όπως απαιτεί το λογισμικό επίλυσης της ροής (Εικόνες 5.21 – 5.27).

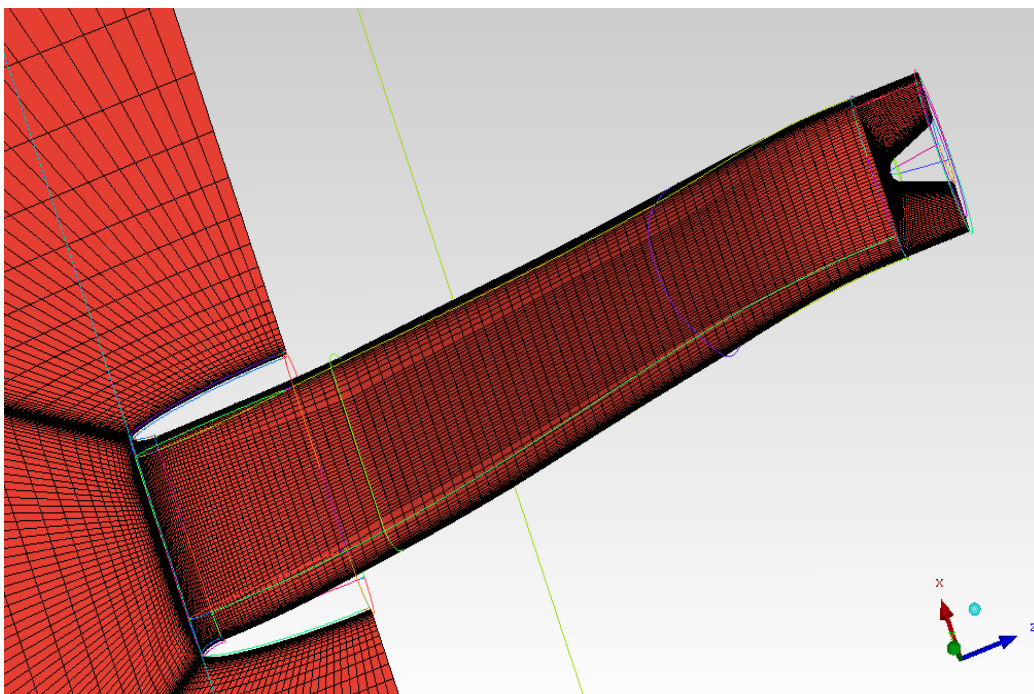


Εικόνα 5.21: Το πλέγμα στην περιοχή εξόδου της ροής.

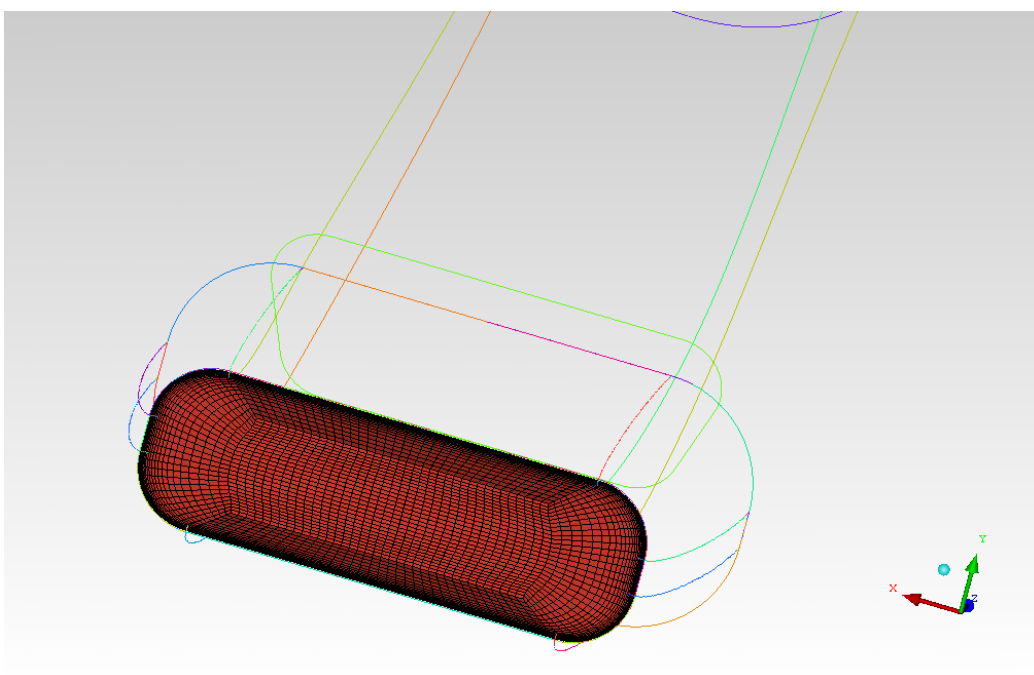


Εικόνα 5.22: Το πλέγμα σε διατομή στο επίπεδο συμμετρίας YZ.

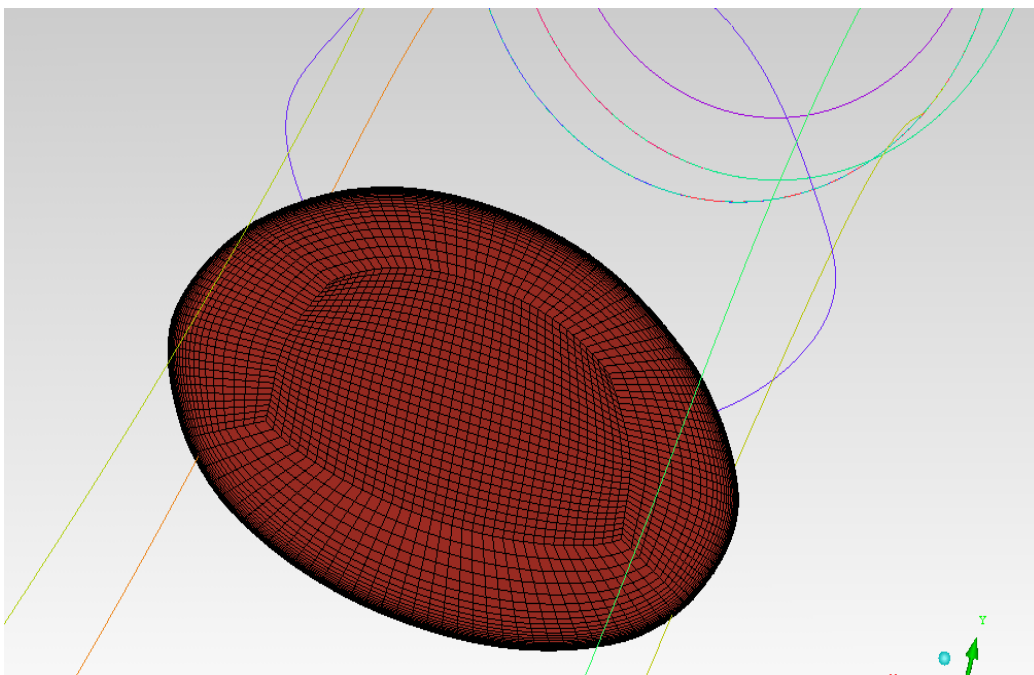




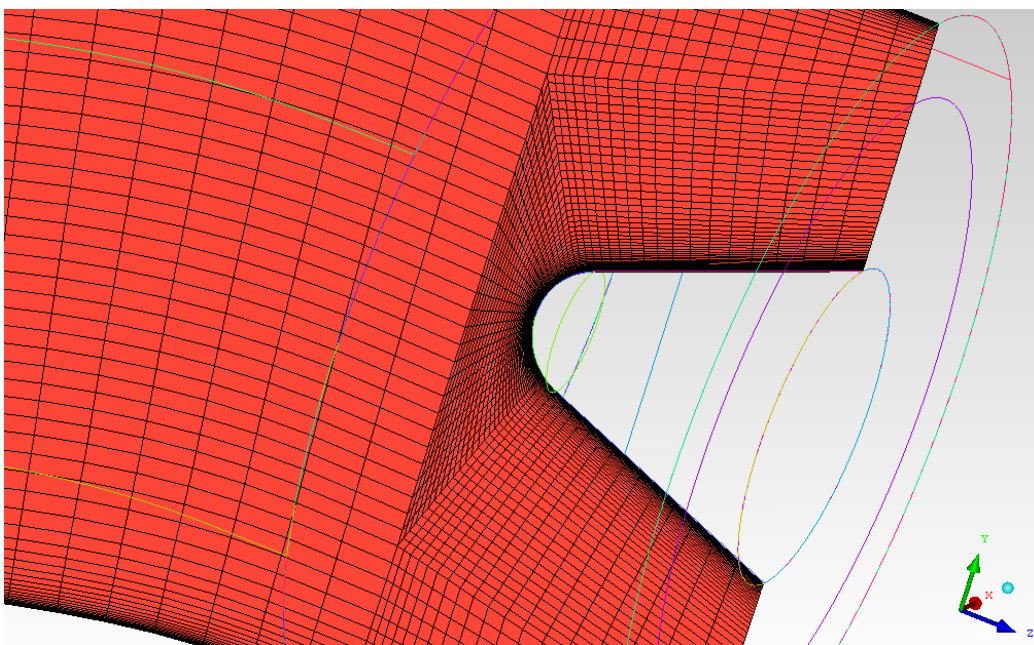
Εικόνα 5.23: Το πλέγμα σε διατομή στο επίπεδο XZ.



Εικόνα 5.24: Το πλέγμα σε εγκάρσια διατομή στην περιοχή εισόδου στον αεραγωγό.

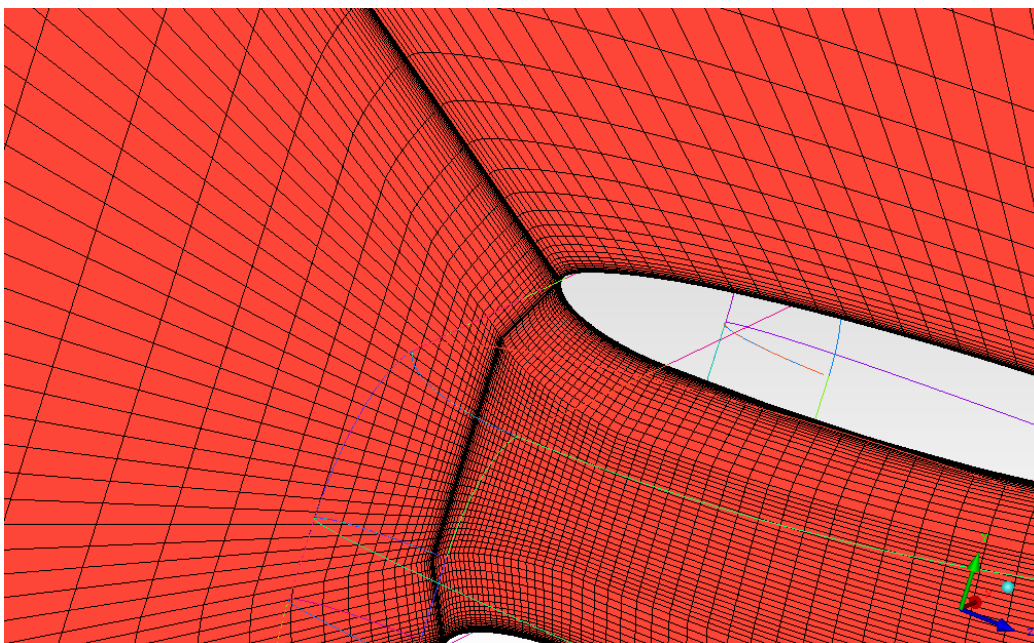


Εικόνα 5.25: Το πλέγμα σε εγκάρσια διατομή στην περιοχή της δεύτερης καμπύλωσης





Εικόνα 5.26: Το πλέγμα σε διατομή επί του επιπέδου συμμετρίας στη θέση του κώνου της στροβιλομηχανής.



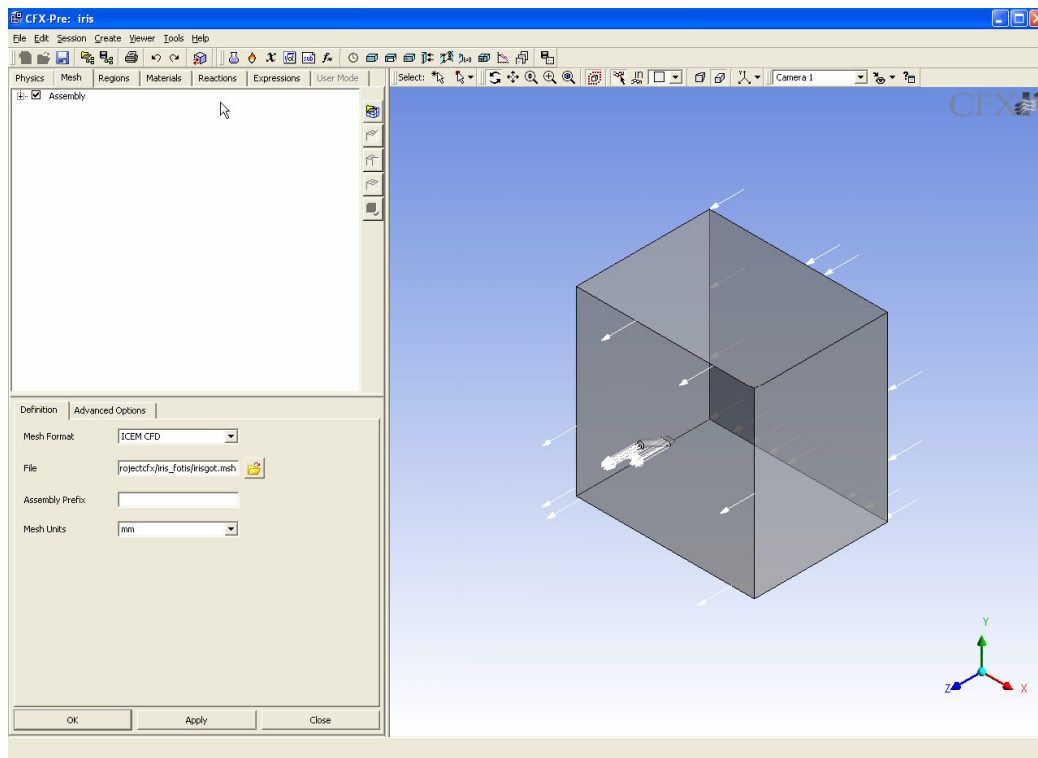


Εικόνα 5.27: Το πλέγμα σε διατομή στην περιοχή του χείλους.


Στη συνέχεια το ελέγχουμε για τυχόν λάθη και σφάλματα με την εντολή Check Mesh  και το μετατρέπουμε σε μορφή τέτοια που να μπορούμε να το εισαγάγουμε στο λογισμικό επίλυσης της ροής CFX-5 με την χρησιμοποίηση των εντολών της καρτέλας Output  και την επιλογή του αντίστοιχου επιλυτή και της ονομασίας του αρχείου εξόδου. Το παραχθέν πλέγμα αποτελείται από 1.100.000 κόμβους, 45.000 επιφανειακά τετράπλευρα και 1.070.000 εξάεδρα.

## 5.5 Εισαγωγή πλέγματος και Μοντελοποίηση οριακών συνθηκών


Μετά την πλεγματοποίηση του χωρίου μας και την εξαγωγή του σε μορφή κατάλληλη για το πρόγραμμα ανάλυσης της ροής CFX-5 ορίζουμε στο λογισμικό την διαδρομή στον υπολογιστή μας όπου θα αποθηκευθούν τα αρχεία που θα παράξει το λογισμικό (αρχείο ορισμού του μοντέλου επίλυσης της ροής \*.cls, αρχείο εισαγωγής στον επιλυτή \*.def) [ANSYS CFX 10.0 Documentation]. Η διαδικασία εισαγωγής του πλέγματος και ορισμού των οριακών συνθηκών ξεκινά με την κλήση του CFX-Pre (Εικόνα 5.28).

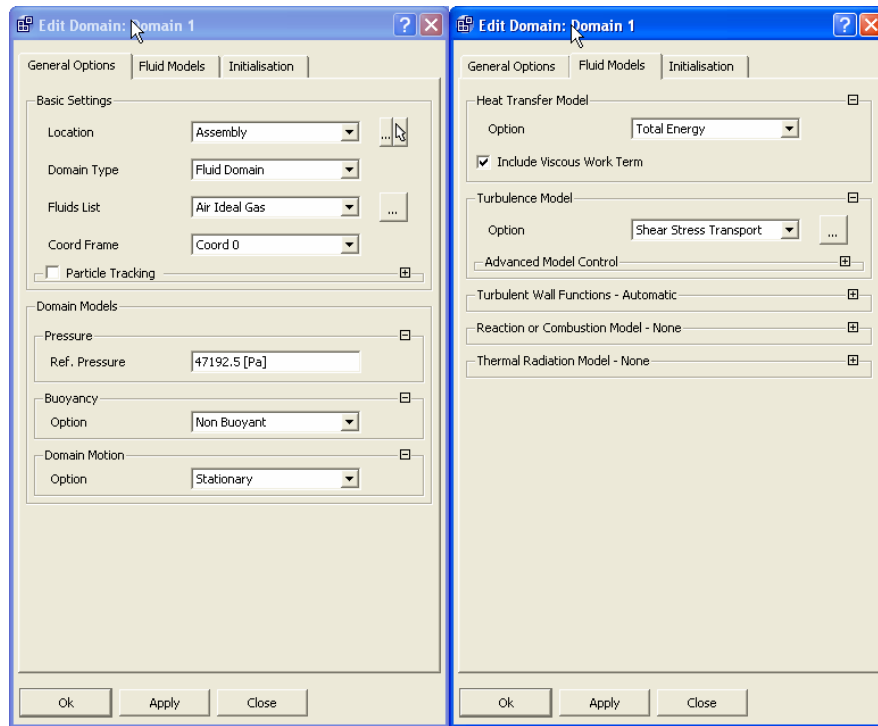


**Εικόνα 5.28:** Το γραφικό περιβάλλον του CFX-Pre με το υπολογιστικό χωρίο του προς μελέτη αεραγωγού.

Στην καρτέλα του πλέγματος-Mesh, πατώντας το κουμπί εισαγωγής πλέγματος , μεταφερόμαστε στην καρτέλα εισαγωγής, όπου ορίζουμε το λογισμικό πλεγματοποίησης, τη μονάδα μήκους και τη διαδρομή στον υπολογιστή, όπου είναι αποθηκευμένο το πλέγμα.

## 5.6 Ορισμός του πεδίου ροής


Στη συνέχεια ορίζουμε το πεδίο της ροής πατώντας το πλήκτρο . Ορίζουμε, στην καρτέλα που εμφανίζεται (Εικόνα 5.29) το είδος του ρευστού και την πίεση αναφοράς (που για την περίπτωσή μας είναι η στατική πίεση για το ύψος πτήσης).

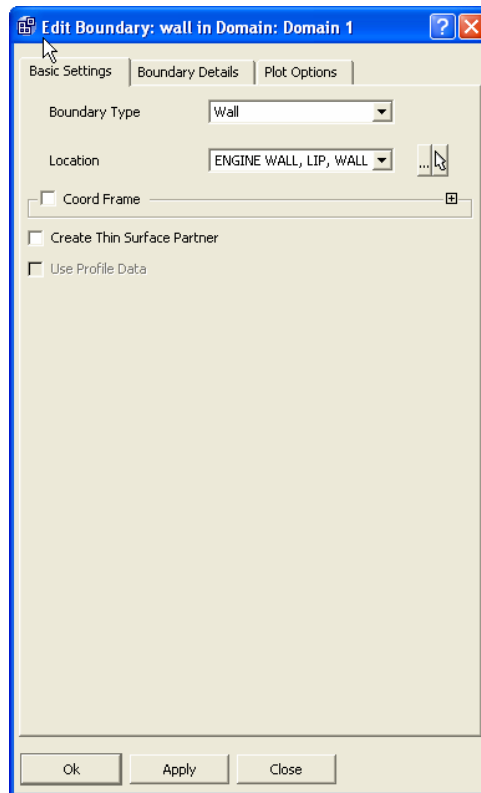


Εικόνα 5.29: Καρτέλες ορισμού των συνθηκών του πεδίου ροής.

Στην καρτέλα ορισμού του μοντέλου του ρευστού (Εικόνα 5.29) επιλέγουμε το μοντέλο επίλυσης ολικής ενέργειας για τη μεταφορά θερμότητας και το μοντέλο Shear Stress Transport (SST) για την τύρβη.

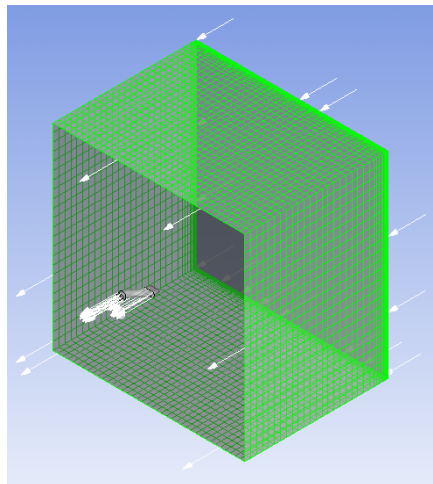
## 5.7 Ορισμός επιμέρους οριακών συνθηκών

Στη συνέχεια ορίζουμε διαδοχικά τις οριακές συνθήκες για όλο το μοντέλο με την επιλογή του πλήκτρου . Αρχικά ορίζουμε τα τοιχώματα του αεραγωγού επιλέγοντάς τα από τις αντίστοιχες ονομασίες του πλέγματος (Εικόνα 5.30) και επιλέγουμε αδιαβατική συμπεριφορά και συνθήκη μη ολίσθησης της ροής ως προς τα τοιχώματα.



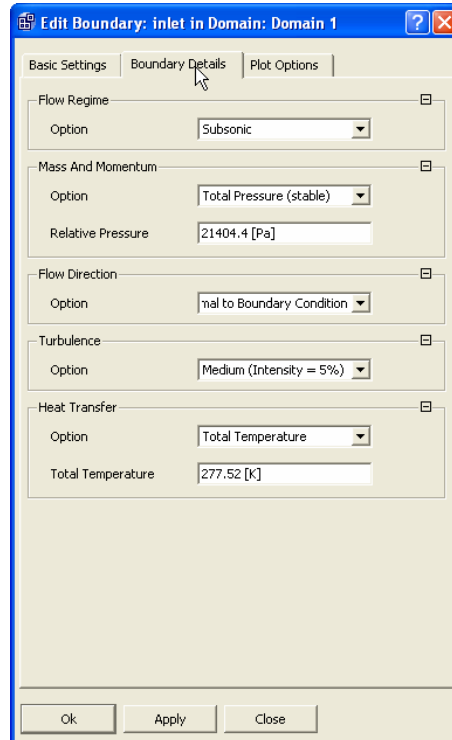
**Εικόνα 5.30: Καρτέλα ορισμού των οριακών συνθηκών στα τοιχώματα του αεραγωγού.**

Ακολουθώντας ορίζουμε το εξωτερικό τοίχωμα του πεδίου ροής, επιλέγοντας την επιφάνεια Outer\_Wall ως τη θέση αυτού (Εικόνα 5.31) και συνθήκη ολίσθησης του ρευστού πάνω σε αυτόν (Free slip).



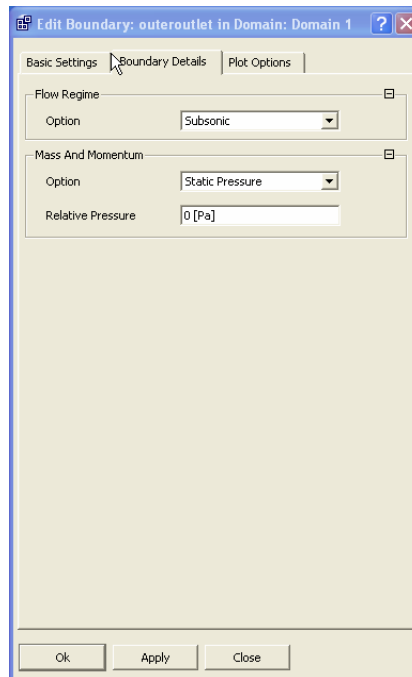
**Εικόνα 5.31: Επιλογή του Outer\_Wall ως τοιχώματος.**

Ακολουθεί ο ορισμός της εισόδου του ρευστού στη θέση Outer\_Inlet. Ορίζουμε τη σχετική ολική πίεση στην επ' άπειρο θέση ίση με  $68596,9 \text{ Pa} - 47192,5 \text{ Pa} = 21404,4 \text{ Pa}$  (όπως προκύπτει από τη ανάλυση του Κεφ. 4 και την επιβολή της πίεσης αναφοράς των  $47192,5 \text{ Pa}$ ) και θερμοκρασία ίση με  $277,52 \text{ K}$  (Εικόνα 5.32).



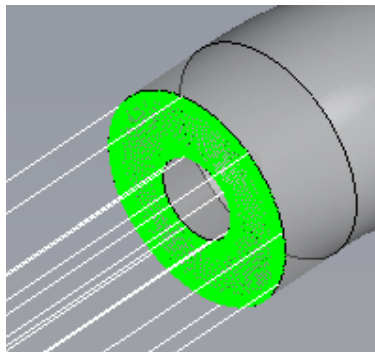
Εικόνα 5.32: Καρτέλα ορισμού των οριακών συνθηκών στην επιφάνεια εισόδου του ρευστού.

Στη συνέχεια ορίζουμε την εξωτερική έξοδο του πεδίου ροής στην θέση Outer\_Outlet, με σχετική στατική πίεση μηδενική, ως προς την πίεση αναφοράς (Εικόνα 5.33).



**Εικόνα 5.33:** Καρτέλα ορισμού της οριακής συνθήκης στην εξωτερική επιφάνεια εξόδου του ρευστού.


Ακολουθεί ο ορισμός των οριακών συνθηκών στην έξοδο του αεραγωγού, στη θέση Bullet Outlet (Εικόνα 5.34). Επιβάλουμε ροή μάζας ίση με  $1,2732 \frac{Kg}{sec}$  και υποηχητική ροή.




**Εικόνα 5.34:** Ορισμός της επιφάνειας εξόδου του αεραγωγού.

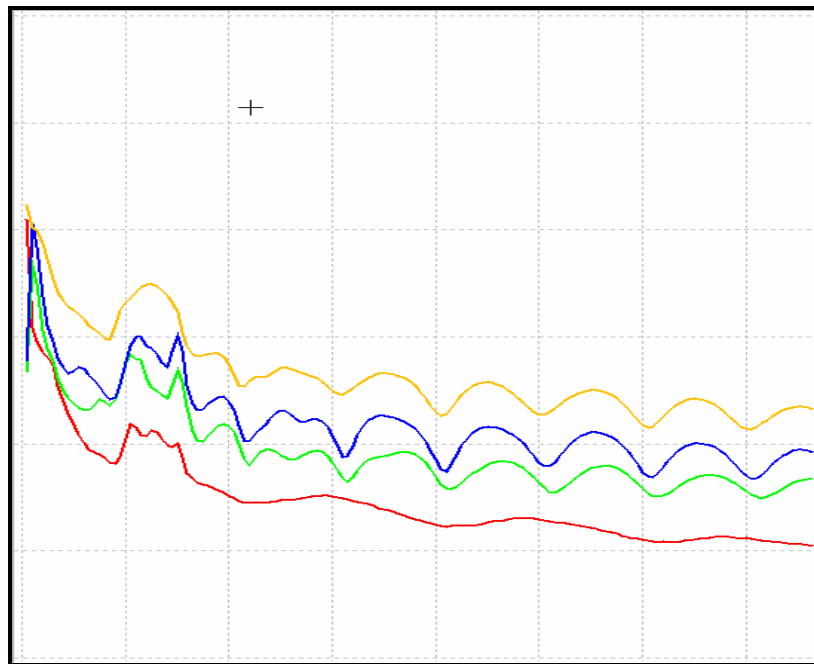
Όπως φαίνεται στην **Εικόνα 5.34**, με το που θα οριστεί κάποια οριακή συνθήκη σε επιφάνεια, αυτόματα παρουσιάζονται βέλη που χαρακτηρίζουν την αντίστοιχη επιφάνεια ως είσοδο, έξοδο, ή συμμετρικό επίπεδο.

## 5.8 Παράμετροι του επιλυτή

Στον ορισμό των παραμέτρων της επίλυσης  επιλέγουμε σχήμα υψηλής ανάλυσης, φυσική χρονική κλίμακα ίση με 0,0002 sec, αριθμό επαναλήψεων ίσο με 1000 και στόχο σύγκλισης το 0,00000001.

Στη συνέχεια ορίζουμε (από την καρτέλα «Expert Parameters») 2 ανακυκλώσεις για την εξίσωση της συνέχειας. Τελικά επιλέγουμε να σώσουμε το μοντέλο επίλυσης  και να γράψουμε το αρχείο εισόδου του επιλυτή. Μετά από αυτή τη ενέργεια το CFX-Pre κλείνει και ανοίγει ο επιλυτής CFX-Solver με προεπιλεγμένο αυτό το αρχείο. Επιλέγοντας Start Run αρχίζει η διαδικασία της επίλυσης, όπου μπορούμε να παρακολουθήσουμε αναλυτικά την πορεία των μεγεθών προς επίλυση (ταχύτητα, μάζα, ενέργεια).

Στην **Εικόνα 5.35** δίδεται ένα τυπικό ιστορικό σύγκλισης των εξισώσεων ορμής και συνέχειας για 150 επαναλήψεις.



Εικόνα 5.35: Τυπικό γράφημα πορείας της σύγκλισης για τις εξισώσεις ορμής και συνέχειας.

---

## 6 Αποτελέσματα - Συμπεράσματα

Τελικός σκοπός της παρούσας εργασίας είναι να χρησιμοποιηθεί το υπολογιστικό μοντέλο του αεραγωγού, που αναπτύχθηκε σε προηγούμενα κεφάλαια, για να βρεθούν οι επιδράσεις που έχουν διάφορες σχεδιαστικές παράμετροι στη ροή εντός του αγωγού και ειδικότερα στις απώλειες ολικής πίεσης εντός του αεραγωγού. Συγκεκριμένα, μελετήθηκε η επίδραση της αλλαγής του μήκους αναφοράς του αεραγωγού, κρατώντας σταθερές όλες τις υπόλοιπες παραμέτρους. Η συγκεκριμένη μεταβολή του μήκους αναφοράς έχει ιδιαίτερη σημασία για σχεδιάσεις μη επανδρωμένων αεροσκαφών (UAVs), διότι η επιλογή του βέλτιστου μήκους δεν είναι πάντα δυνατή, λόγω σημαντικών γεωμετρικών περιορισμών. Επίσης, η κατακόρυφη μετατόπιση του αεραγωγού είναι συνήθως δεδομένη από τη γεωμετρία της ατράκτου (κυρίως τη διάμετρό της). Οπότε, είναι σημαντικό να γνωρίζει ο σχεδιαστής του αεροσκάφους πως μεταβάλλονται οι απώλειες ολικής πίεσης με το μήκος αναφοράς του αεραγωγού, ώστε να επιλεγεί το μήκος εκείνο που ελαχιστοποιεί τις απώλειες και ταυτόχρονα ικανοποιεί πιθανούς γεωμετρικούς περιορισμούς.

Με τη χρήση της μεθοδολογίας που αναπτύχθηκε στα κεφάλαια 4 και 5 της παρούσας εργασίας, κατασκευάστηκαν 7 διαφορετικά υπολογιστικά μοντέλα αεραγωγών που αντιστοιχούν σε 7 διαφορετικά αξονικά μήκη αναφοράς, τα οποία και παρατίθενται στην πρώτη στήλη του Πίνακα 6.1. Στην Εικόνα 6.1 δίδονται οι πλάγιες όψεις των αντίστοιχων αεραγωγών.

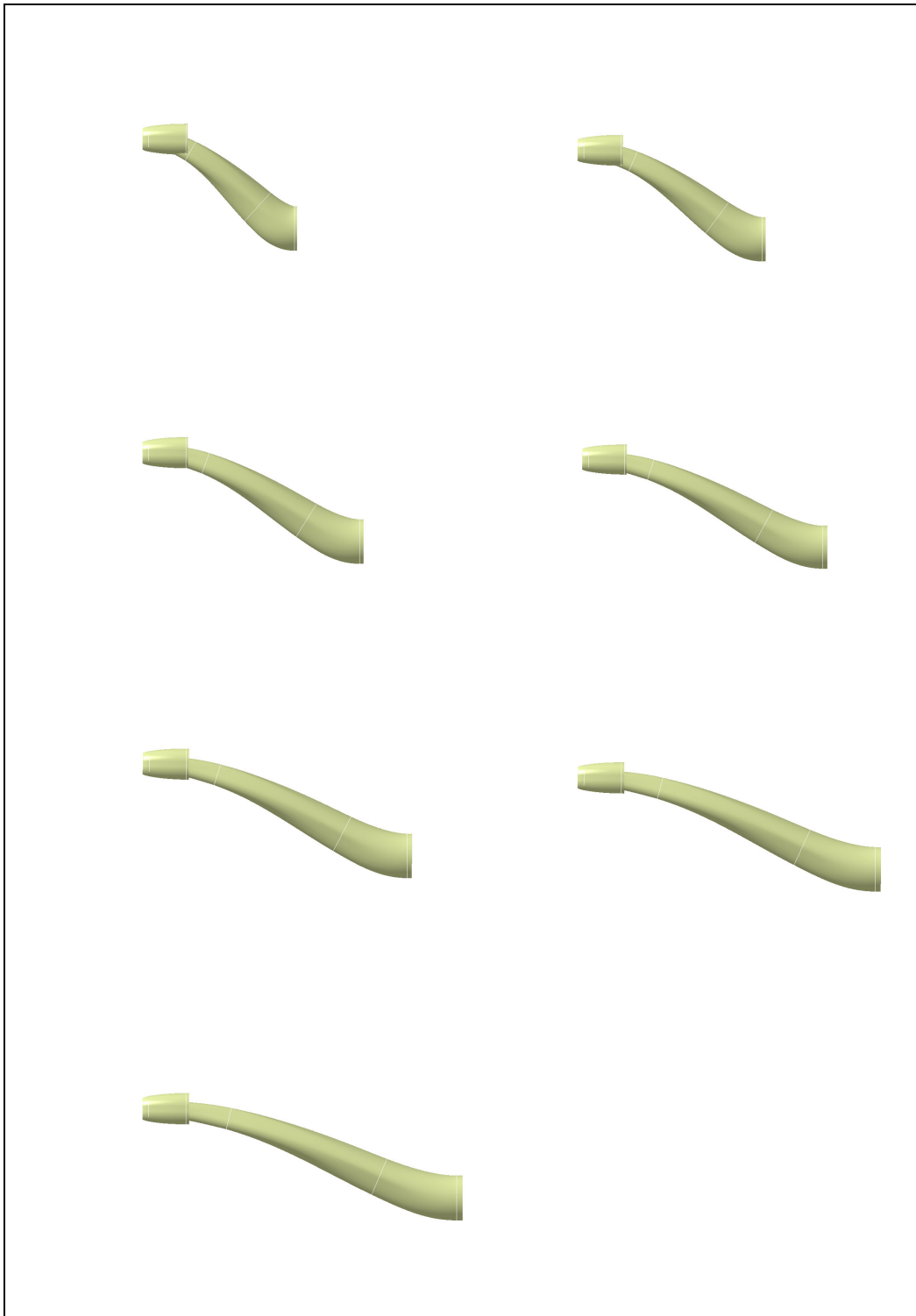
Για τους συγκεκριμένους αεραγωγούς επιλύθηκε το πεδίο ροής με τις ίδιες τιμές των οριακών συνθηκών, όπως αυτές αναλύθηκαν στο προηγούμενο κεφάλαιο. Στην Εικόνα 6.2 δίδονται τα αποτελέσματα σύγκλισης του αλγορίθμου για δύο περιπτώσεις και αφορούν στη σύγκλιση της μέσης μαζικής (κανονικοποιημένης ως προς την παροχή μάζας) ολικής πίεσης στην επιφάνεια του συμπεσστή (επιφάνεια εξόδου της ροής). Με βάση τα αποτελέσματα των υπολογισμών, υπολογίστηκαν οι αριθμοί Mach για τις 7 περιπτώσεις στον λαιμό ( $M_t$ ) και στην είσοδο του συμπεσστή ( $M_{cf}$ ). Οι αντίστοιχες τιμές (για επιφανειακή και μέση μαζική ολοκλήρωση), παρουσιάζονται στον Πίνακα 6.1. Όπως είναι φανερό, για όλες τις περιπτώσεις που εξετάστηκαν, οι τιμές αυτές είναι πολύ κοντά στις τιμές σχεδίασης (0,7 και 0,385 αντίστοιχα), που προέκυψαν από τον μονοδιάστατο υπολογισμό.



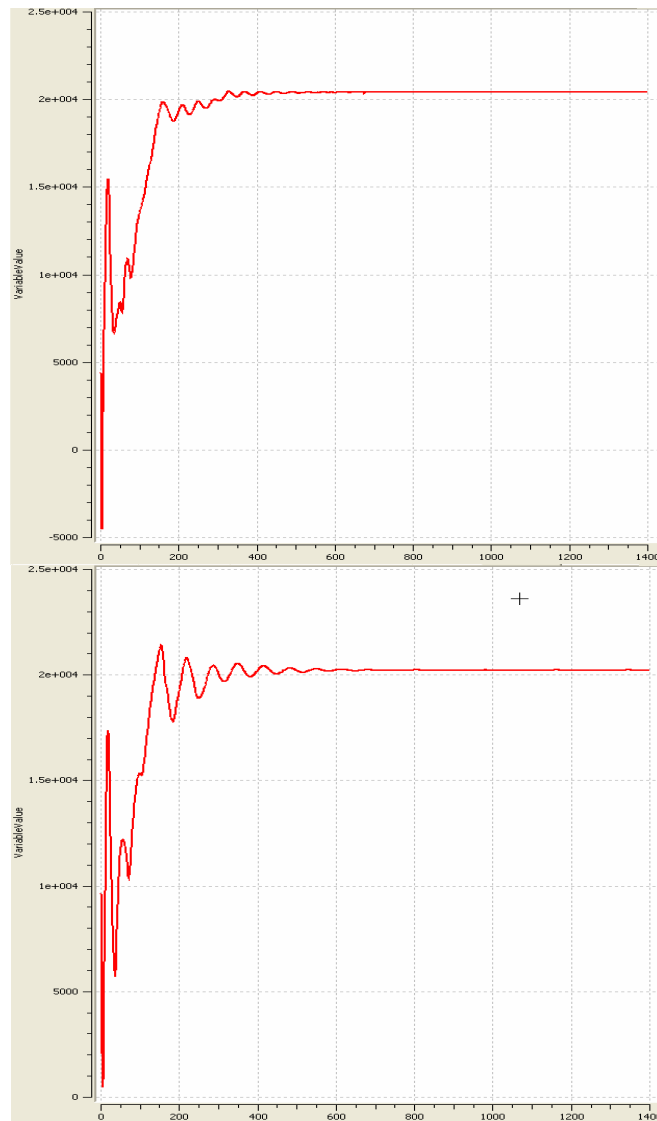
---

**Πίνακας 6.1**

Reference Axial Length (mm)	Area Averaged $M_t$	Mass Flow Averaged $M_t$	Area Averaged $M_{cf}$	Mass Flow Averaged $M_{cf}$
450	0.708	0.710	0.399	0.417
550	0.705	0.706	0.400	0.422
650	0.718	0.719	0.402	0.414
750	0.691	0.692	0.398	0.407
800	0.699	0.700	0.401	0.411
900	0.705	0.707	0.396	0.405
950	0.715	0.716	0.394	0.403



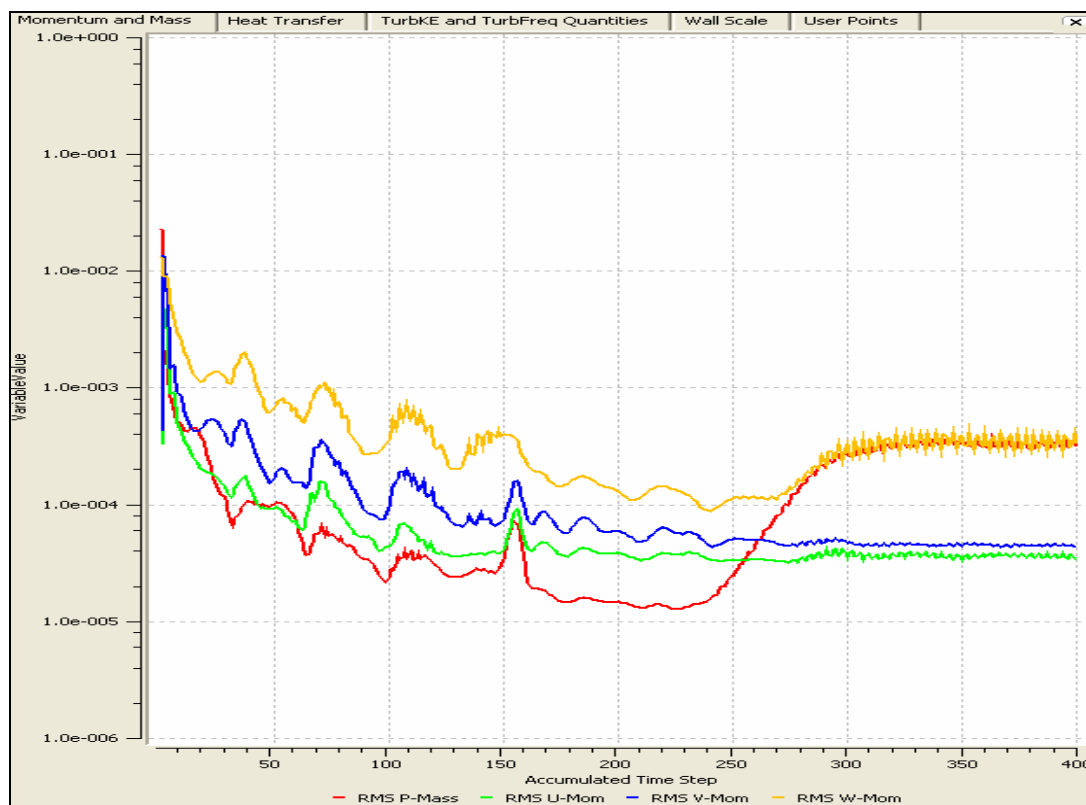
**Εικόνα 6.1:** Οι αεραγωγοί που αντιστοιχούν στις διαφορετικές τιμές της αξονικής μετατόπισης.



**Εικόνα 6.2: Σύγκλιση του αλγορίθμου ως προς την μέση (μαζική) ολική πίεση στην επιφάνεια του συμπιεστή .**

Οι επιλύσεις της ροής πραγματοποιήθηκαν για χρονικά μόνιμη ροή, αλλά με σταθερό χρονικό βήμα, κοινό για όλο το πεδίο ροής. Με αυτό τον τρόπο επίλυσης του πεδίου ροής είναι δυνατόν να γίνουν αντιληπτές αστάθειες της ροής, ειδικά όταν το χρονικό βήμα είναι πολύ μικρό, όπως στις περιπτώσεις που εξετάστηκαν (0,00002 sec) και το πλέγμα ιδιαίτερα πυκνό. Στην περίπτωση εμφάνισης ασταθειών στη ροή, τα υπόλοιπα των εξισώσεων δεν μπορούν να τείνουν στο μηδέν, αλλά ταλαντώνονται γύρω από μία μέση τιμή (Εικόνα 6.3). Επειδή η επίλυση της μη μόνιμης ροής είναι ιδιαίτερα χρονοβόρα για προβλήματα αυτού του μεγέθους, αυτό που έγινε είναι να εξετάζεται η σύγκλιση κάποιου χαρακτηριστικού μεγέθους της ροής και όχι τα υπόλοιπα των εξισώσεων. Έτσι, όταν το

χαρακτηριστικό αυτό μέγεθος συγκλίνει σχεδόν σε σταθερή τιμή, τερματίζεται η διαδικασία της επίλυσης. Το μέγεθος που επιλέχθηκε για τον έλεγχο είναι η μέση (μαζική) ολική πίεση στην έξοδο του αεραγωγού (Εικόνα 6.2).



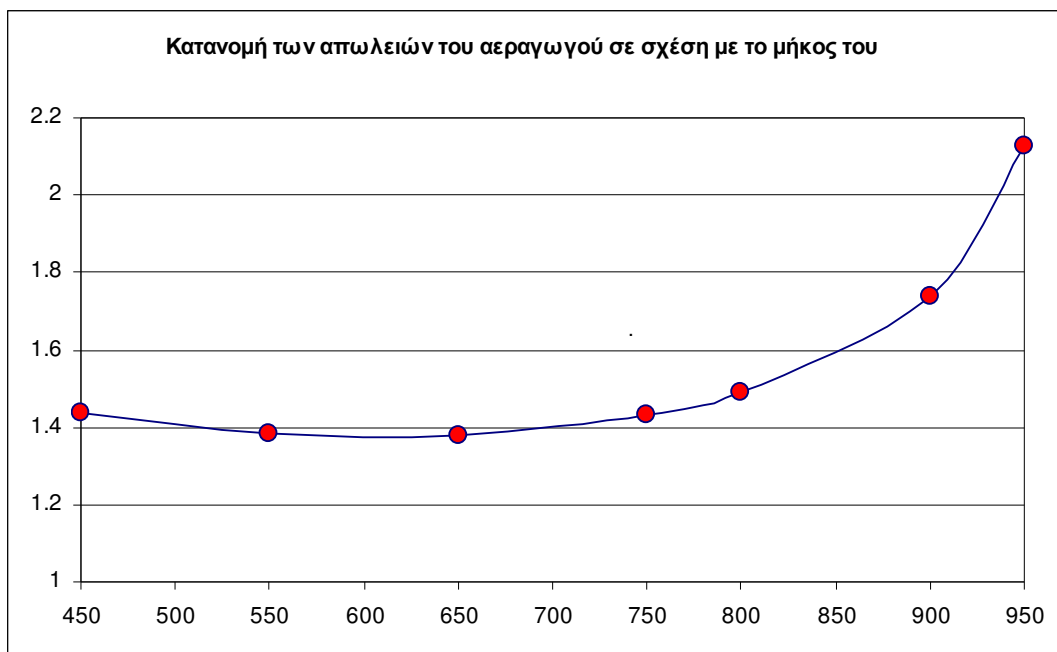
Εικόνα 6.3: Χαρακτηριστική συμπεριφορά των υπολοίπων των εξισώσεων, όταν εμφανιστούν αστάθειες στη ροή.

Πίνακας 6.2

Οριζόντιο χαρακτηριστικό μήκος του αεραγωγού	Στατική πίεση στην επ' άπειρον θέση	Μέση Ολική Πίεση εξόδου	Απώλειες ολικής πίεσης %
450	47182.5	20430	1.435165222
550	47182.5	20464	1.385600357
650	47182.5	20469	1.378311407
750	47182.5	20433	1.430791851
800	47182.5	20393	1.489103456
900	47182.5	20223	1.736927777
950	47182.5	19956	2.12615774

Με την εφαρμογή της παραπάνω διαδικασίας υπολογίστηκαν οι μέσες ολικές πιέσεις στην έξοδο του αεραγωγού για τις 7 περιπτώσεις που εξετάστηκαν. Από αυτές στη συνέχεια υπολογίστηκαν οι απώλειες ολικής πίεσης, ως ποσοστό της ολικής

πίεσης στην επ' άπειρον θέση ανάντη του αγωγού. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται πινακοποιημένα στον Πίνακα 6.2. Στην Εικόνα 6.4 παρουσιάζεται η αντίστοιχη μεταβολή των απωλειών ολικής πίεσης σε σχέση με το αξονικό μήκος αναφοράς του αεραγωγού.



Εικόνα 6.4: Κατανομή των απωλειών του αεραγωγού σε σχέση με το μήκος του.

Όπως είναι φανερό από την Εικόνα 6.4, η καμπύλη μεταβολής των απωλειών ολικής πίεσης παρουσιάζει ελάχιστο για οριζόντιο μήκος αεραγωγού περίπου ίσο με 650 mm. Η συμπεριφορά αυτή των απωλειών έχει την ακόλουθη ερμηνεία: Η μείωση του αξονικού μήκους του αεραγωγού αυξάνει την πιθανότητα αποκόλλησης της ροής, οπότε και αυξάνει τις απώλειες. Αντίθετα, η αύξηση του μήκους του αεραγωγού, μειώνει την πιθανότητα αποκόλλησης της ροής, μειώνοντας και τις αντίστοιχες απώλειες της ροής. Όμως, με την αύξηση του μήκους του αεραγωγού αυξάνεται και το αντίστοιχο εμβαδόν των εσωτερικών τοιχωμάτων, αυξάνοντας τις τριβές, άρα και τις απώλειες ολικής πίεσης. Για το λόγο αυτό εμφανίζεται ελάχιστο στις απώλειες για δεδομένο μήκος αγωγού.

Οι απώλειες ολικής πίεσης δεν είναι όμως το μοναδικό κριτήριο για την επιλογή του βέλτιστου μήκους αεραγωγού. Επιπρόσθετα πρέπει να ληφθεί υπ' όψιν και η ομοιομορφία του πεδίου ροής στην είσοδο του συμπιεστή. Στην παρούσα

---

μελέτη αυτό δεν λήφθηκε υπ' όψιν ποσοτικά αλλά μόνο ποιοτικά, από τα αντίστοιχα γραφήματα των μεγεθών της ροής.

Στην Εικόνα 6.5 δίδονται τα γραφήματα μεταβολής της ολικής πίεσης στο επίπεδο συμμετρίας του αγωγού. Είναι φανερό το αυξημένο μέγεθος της αποκόλλησης για μικρού μήκους αεραγωγούς. Επίσης, η μεταβολή της ολικής πίεσης κατά μήκος του αεραγωγού γίνεται πιο ομαλή με την αύξηση του μήκους του αεραγωγού (με παράλληλη αύξηση του επιπέδου των απωλειών). Στον αεραγωγό με το μικρότερο μήκος εμφανίζεται μία χαρακτηριστική έντονη αποκόλληση της ροής στη δεύτερη στροφή του αεραγωγού (κοντά στην έξοδό του), η οποία προκαλεί αυξημένες απώλειες ολικής πίεσης. Στους υπόλοιπους αεραγωγούς το φαινόμενο είναι πολύ λιγότερο εμφανές, αφού με την αύξηση του μήκους του αεραγωγού, η στροφή εξομαλύνεται σημαντικά. Η αποκόλληση της ροής θα ήταν πολύ εντονότερη εάν δεν υπήρχε ο κώνος του στροβιλοκινητήρα, που προκαλεί επιτάχυνση της ροής.

Στην Εικόνα 6.6 δίδονται τα αντίστοιχα γραφήματα της μεταβολής της στατικής πίεσης στο επίπεδο συμμετρίας του αεραγωγού. Μία περιοχή ανομοιομορφίας παρατηρείται κοντά στην έξοδο του αεραγωγού, λόγω της παρουσίας του κώνου της μηχανής και της απότομης στροφής της ροής. Στον κώνο της μηχανής είναι χαρακτηριστική η παρουσία του σημείου ανακοπής (κόκκινη περιοχή αυξημένης πίεσης). Η μεταβολή της στατικής πίεσης κατά μήκος του αεραγωγού δείχνει και το λόγο ύπαρξης αυτού: ο αεραγωγός λειτουργεί ως διαχύτης, επιβραδύνοντας της ροή και αυξάνοντας αντίστοιχα τη στατική πίεση από την είσοδο μέχρι την έξοδό του (την είσοδο στον κινητήρα). Η απότομη στροφή στο τέλος του μικρότερου αγωγού (που έγινε αντιληπτή στην Εικόνα 6.5 από την αντίστοιχη αποκόλληση της ροής και τις αυξημένες απώλειες) είναι και εδώ φανερή με την αντίστοιχη πτώση της στατικής πίεσης (πράσινη ζώνη) ως αποτέλεσμα της τοπικής επιτάχυνσης της ροής (από την απότομη καμπυλότητα).

Οι Εικόνες 6.7 και 6.8 αντίστοιχα δίνουν τις διανομές των απωλειών ολικής πίεσης στα επίπεδα της εισόδου στον κινητήρα και της εισόδου στον συμπιεστή. Από τις εικόνες αυτές είναι φανερό ότι η ομοιομορφία της περιφερειακής διανομής των απωλειών αυξάνεται με την αύξηση του μήκους του αεραγωγού. Αντίστοιχα όμως αυξάνεται και το μέγεθος των απωλειών. Για τον αεραγωγό με το μικρότερο μήκος είναι χαρακτηριστική η περιοχή των έντονων απωλειών στο πάνω μέρος του κύκλου (πορτοκαλί χρώματος). Η περιοχή αυτή οφείλει την ύπαρξή της στην δεύτερη (απότομη) στροφή του αεραγωγού, η οποία εξομαλύνεται στους υπόλοιπους αγωγούς

---

μεγαλύτερου μήκους. Στους αγωγούς μικρού μήκους είναι χαρακτηριστική η εμφάνιση δύο στροβίλων (στις αντίστοιχες περιοχές αυξημένων απωλειών στο κάτω μέρος του κύκλου), που οφείλονται στην αποκόλληση του οριακού στρώματος από την πρώτη στροφή του αεραγωγού. Η παρουσία των στροβίλων είναι πιο εμφανής στην Εικόνα 6.9, που περιλαμβάνει τα πεδία ταχυτήτων, όπως αυτά προβάλλονται στο κατακόρυφο επίπεδο στην είσοδο του στροβιλοκινητήρα (έξοδο του αεραγωγού), ακριβώς πριν το πρόσθετο τμήμα που αντιστοιχεί στο κέλυφος του κινητήρα. Ακόμα πιο χαρακτηριστική γίνεται η παρουσία των στροβίλων στην Εικόνα 6.10, που παρουσιάζει τις διανομές της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στο ίδιο επίπεδο. Όσο μικρότερο το μήκος του αεραγωγού, τόσο εντονότερη η τιμή της τυρβώδους κινητικής ενέργειας στις περιοχές των δύο στροβίλων, λόγω της μεγαλύτερης έντασης των στροβίλων. Η ένταση αυτή είναι αποτέλεσμα της απότομης στροφής της ροής, που δημιουργεί δευτερεύουσες ροές λόγω της στροφής των οριακών στρωμάτων.

Από τα σχήματα αυτά είναι φανεροί οι δύο μηχανισμοί των απωλειών. Ο πρώτος συνδέεται με τις δευτερεύουσες ροές (στροβίλοι συνδεδεμένοι με την πρώτη στροφή του αεραγωγού), ενώ ο δεύτερος με την ανάπτυξη των οριακών στρωμάτων σε μεγάλο μήκος αγωγούς. Ένας τρίτος μηχανισμός που συνδέεται με την απότομη δεύτερη στροφή του αεραγωγού είναι φανερός μόνο στον αγωγό με το μικρότερο μήκος.

Από την παραπάνω ανάλυση έγινε φανερό ότι, εν γένει, η επίλυση της ροής με χρήση υπολογιστικών μεθόδων μπορεί να δώσει αξιοποιήσιμα αποτελέσματα για τη βελτίωση της σχεδίασης του αεραγωγού. Απαιτείται όμως μεγάλη υπολογιστική ισχύς καθώς και χρόνος επεξεργασίας και ανάλυσης των αποτελεσμάτων, ιδιαίτερα σε εφαρμογές όπως η δική μας, που επιλύθηκαν οι εξισώσεις Navier-Stokes για πυκνό πλέγμα. Αντίστοιχη μεθοδολογία θα μπορούσε να ακολουθηθεί για να μελετηθεί η επίδραση και άλλων παραμέτρων της σχεδίασης, όπως η κατακόρυφη μετατόπιση, ο λόγος των πλευρών στη διατομή εισόδου του αεραγωγού, η ακτίνα καμπυλότητας της διατομής εισόδου, κ.α.

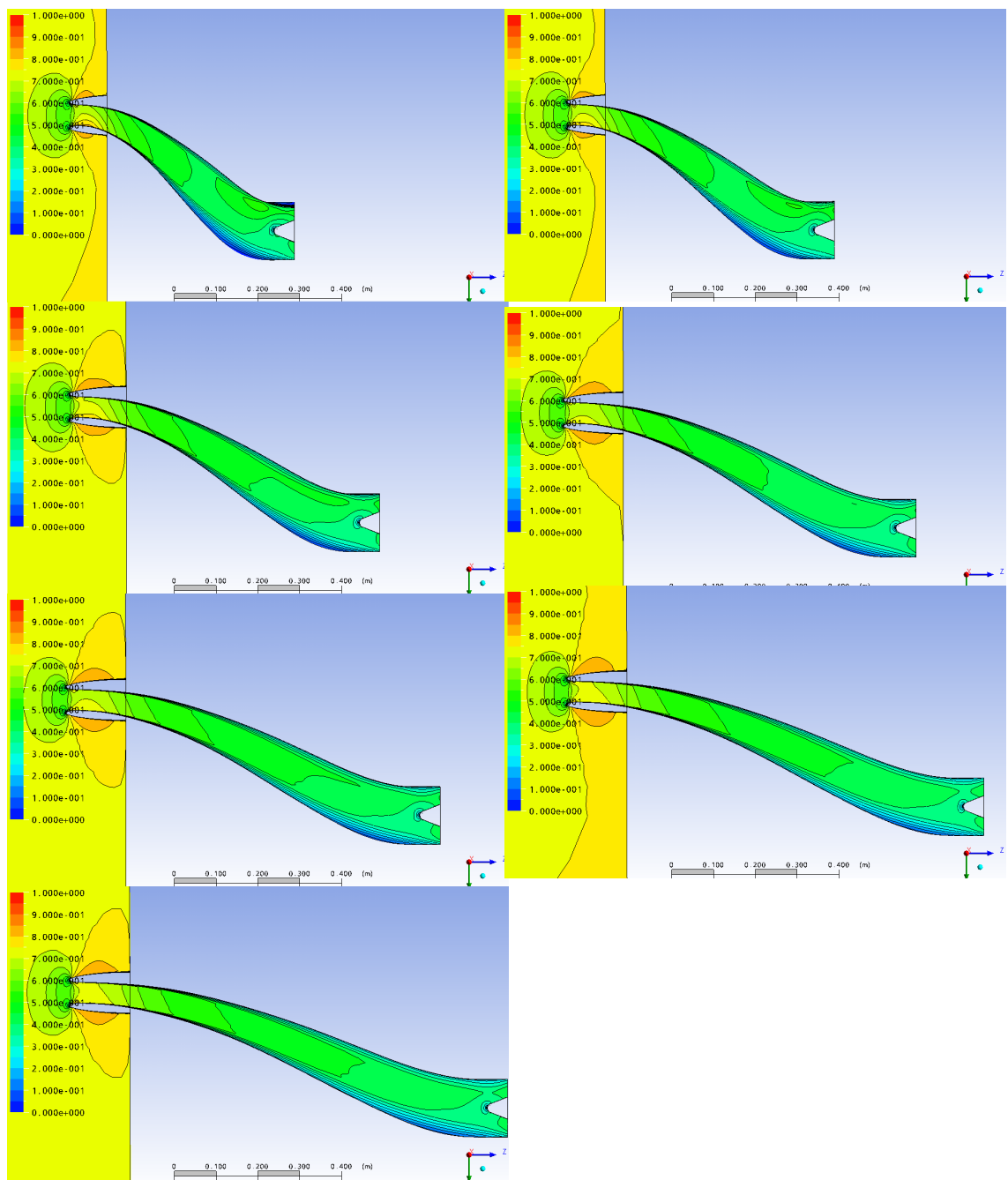
Σαν γενική παρατήρηση θα πρέπει να σημειωθεί ότι ο συγκεκριμένος αεραγωγός επιτυγχάνει ιδιαίτερα χαμηλές τιμές των απωλειών ολικής πίεσης σε σχέση με τυπικές σχεδιάσεις ίδιου αριθμού Mach στο λαιμό. Το ιδιαίτερα θετικό αυτό αποτέλεσμα οφείλεται στην προσεκτική σχεδίαση του αεραγωγού και στην υιοθέτηση γεωμετρίας τύπου Gerlach. Η αστάθεια της ροής που παρατηρήθηκε μπορεί να

---

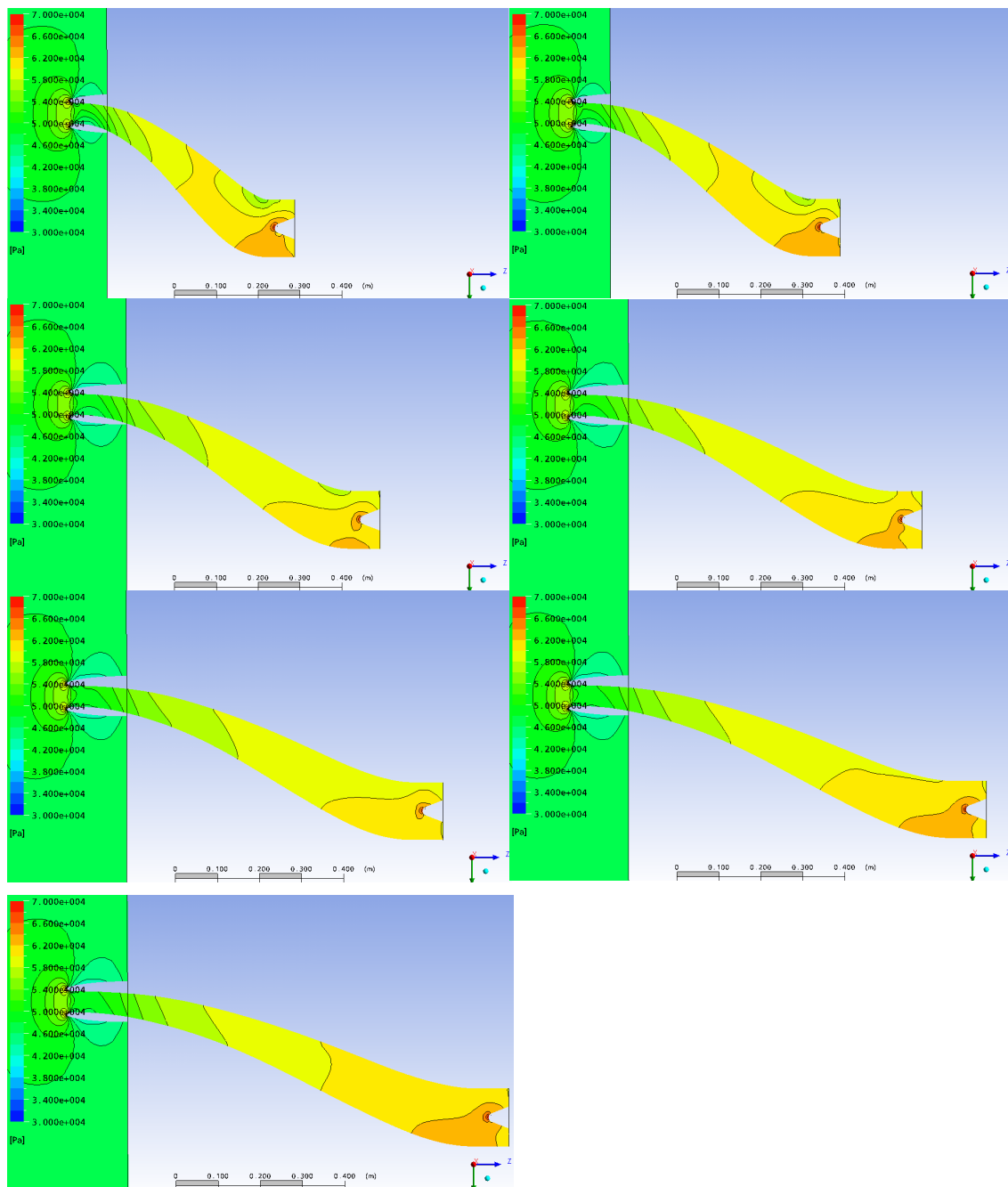
αποτελέσει πρόβλημα για τον στροβιλοκινητήρα και για το λόγο αυτό θα πρέπει να αντιμετωπισθεί στο μέλλον με βελτίωση της σχεδίασης.

Μελλοντικές επεκτάσεις της παρούσας εργασίας είναι η μελέτη της επίδρασης άλλων γεωμετρικών παραμέτρων, όπως ήδη προαναφέρθηκε, η επίλυση του προβλήματος της αστάθειας της ροής και η μελέτη της επίδρασης παθητικών μεθόδων ελέγχου της αποκόλλησης (πτερύγια δημιουργίας μικροδινών).

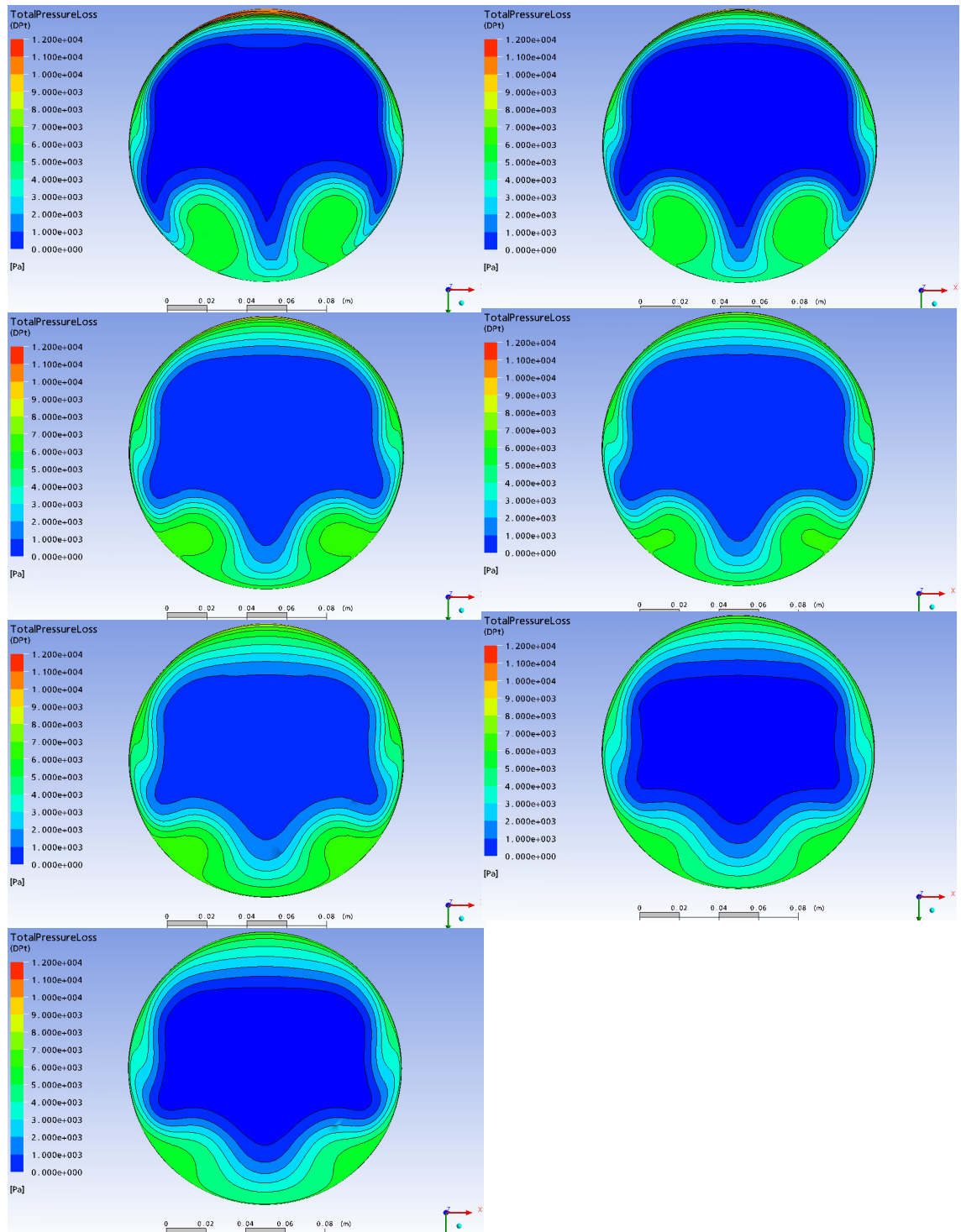




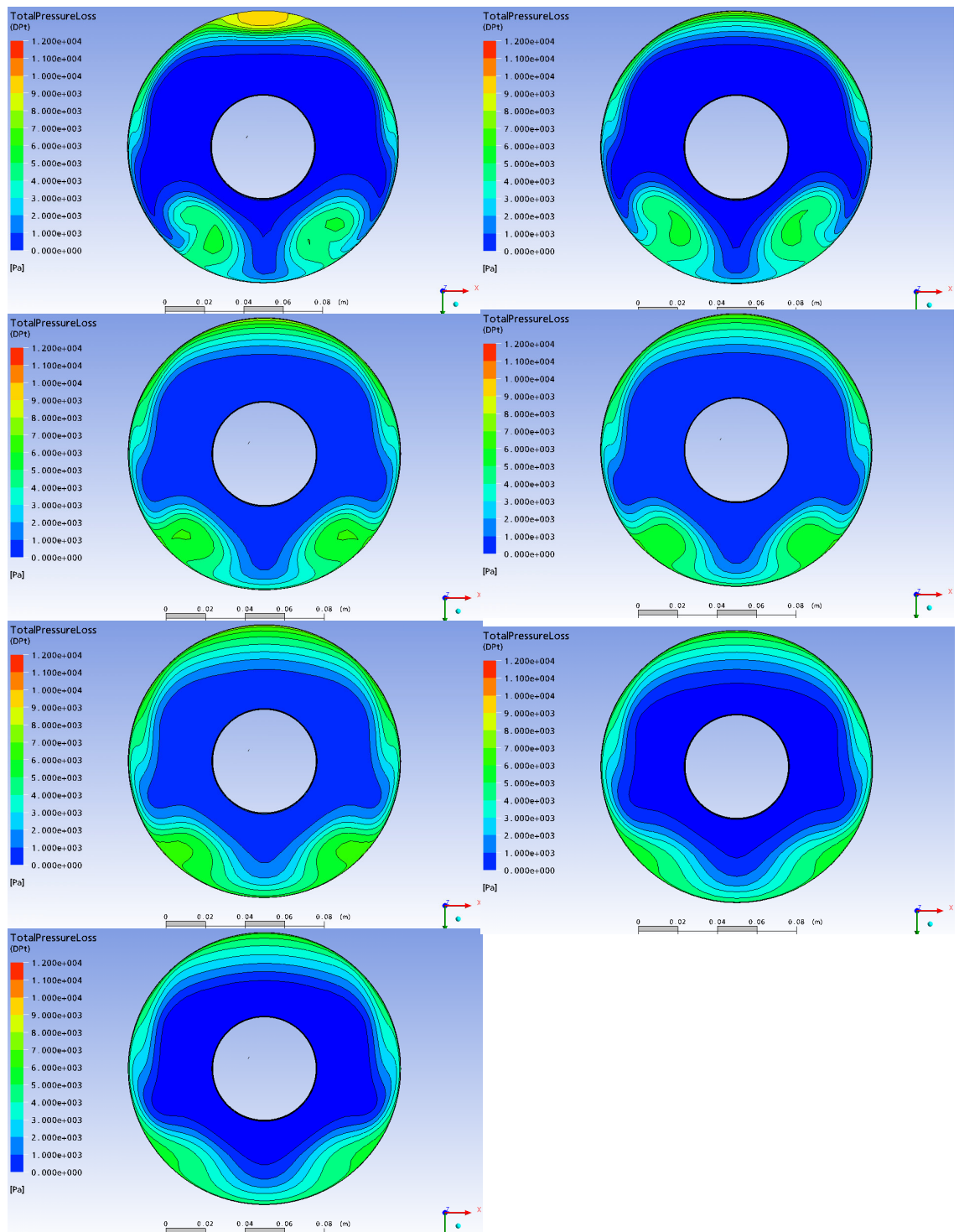
Εικόνα 6.5: Ολική πίεση στο επίπεδο συμμετρίας.



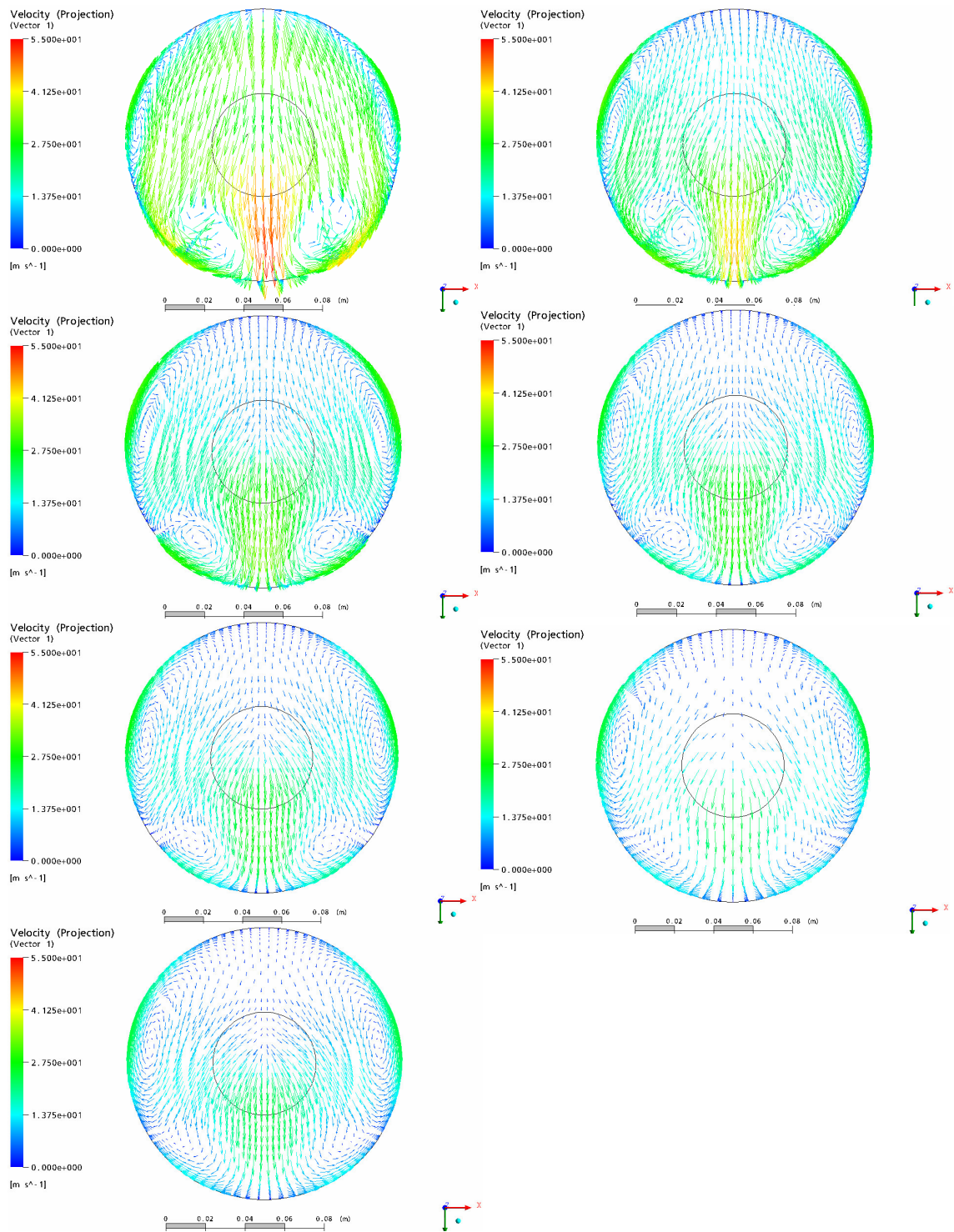
Εικόνα 6.6: Στατική πίεση στο επίπεδο συμμετρίας.



**Εικόνα 6.7: Απώλειες ολικής πίεσης στην έξοδο του αεραγωγού.**

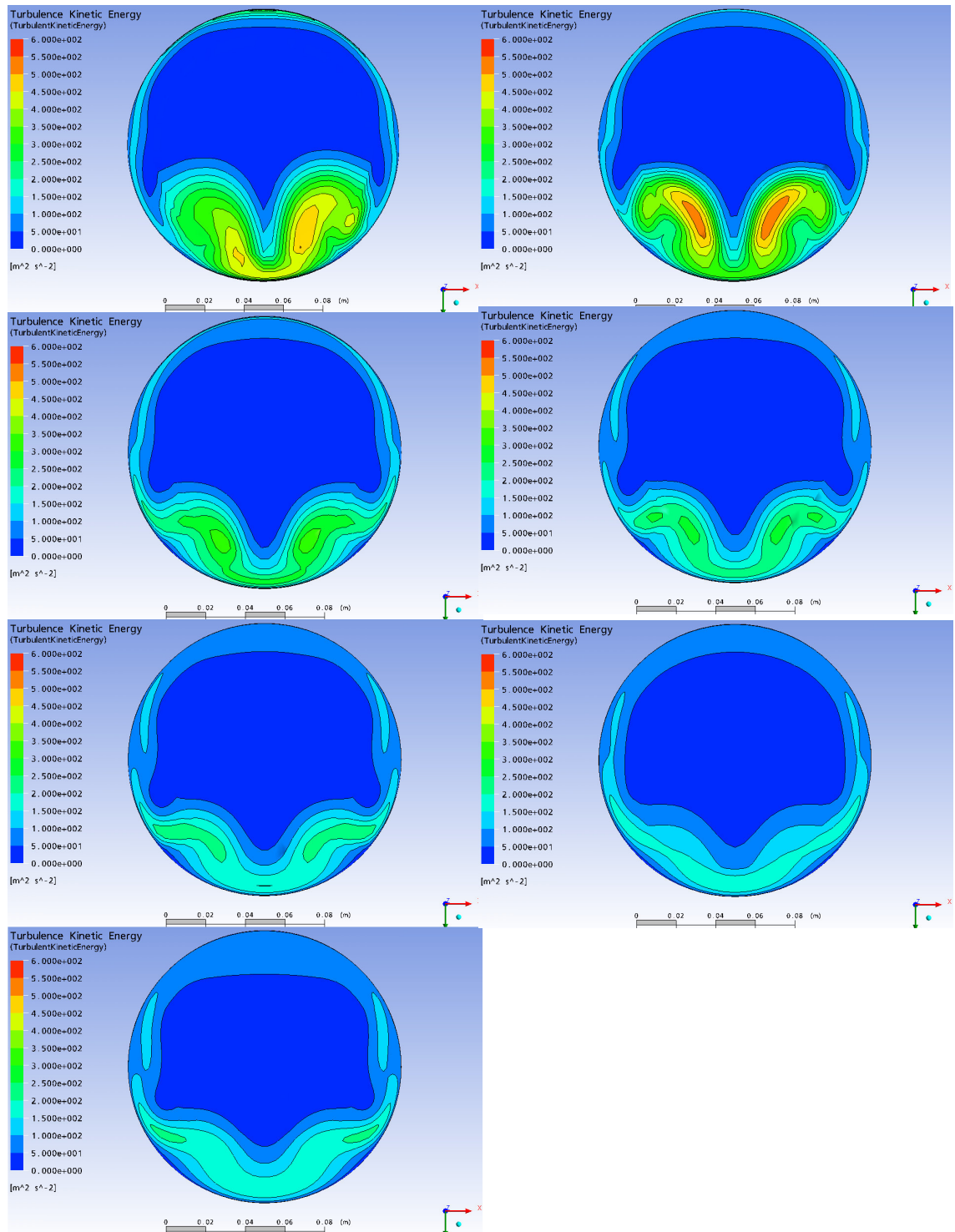


**Εικόνα 6.8: Απώλειες ολικής πίεσης στην είσοδο του συμπιεστή.**



**Εικόνα 6.9: Κάθετη προβολή των ταχυτήτων στην έξοδο του αεραγωγού.**





**Εικόνα 6.10: Κινητική Ενέργεια τύρβης στην έξοδο του αεραγωγού.**

---

## Βιβλιογραφία

- [AGARD, 1990] “Air Intakes For High speed Vehicles”, Fluid Dynamics Panel Working Group 13, AGARD AR 270.
- [Shaw et al. ARA Report] J. Shaw, A. Peace, S. Bounds. “The Adaptation of the ARA Euler Multiblock Method for calculating Two Intake/S-Bend Diffuser Geometries”, ARA Report (in AGARD AR 270).
- [Seddon et al., 1999] J. Seddon , E. L. Goldsmith, *Intake Aerodynamics*, Second edition, Blackwell Science, 1999.
- [Seddon et al., 1993] J. Seddon , E. L. Goldsmith, *Practical Intake Aerodynamic Design*, AIAA Education Series, 1993.
- [Berrier et al., 2004 ] B. Berrier, G. Brian, “Experimental and Computational Evaluation of Flush-Mounted S-Duct Inlets”, AIAA paper, 2004-0764.
- [ANSYS Doc] ANSYS CFX 10.0 Documentation.
- [ANSYS ICEM Doc] ANSYS Icem CFD 10.0 Documentation.
- [Menzies, 2002] R. D. Menzies, *Investigation of S-Shaped Intake Aerodynamics Using Computational Fluid Dynamics*, Ph.D. Thesis, University of Glasgow, Department of Aerospace Engineering, 2002.
- [Lopes et al. 2003] A. Lopes, U. Piomelli, J. Palma, “Large eddy simulation of the flow in an S-duct”, AIAA paper 2003-0964.
- [Bogar et al., 1984] T. J. Bogar, M. Sajben, J. C. Kroutil, “Oscillations of Transient flow on hypersonic S-duct”, AIAA Journal, Vol.21, No.9, 1984.

## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ – Πίνακες Φυσικής Ατμόσφαιρας

Θερμοκρασία ( $^{\circ}\text{C}$ )	Πυκνότητα $\rho$ ( $\text{kg} / \text{m}^3$ )	Ειδικό βάρος $\gamma$ ( $\text{N} / \text{m}^3$ )	Δυναμικό Ιξώδες $\mu$ ( $\text{N} \bullet \text{s} / \text{m}^2$ )	Κινηματικό Ιξώδες $\nu$ ( $\text{m}^2 / \text{s}$ )	Βαθμός ειδικής θερμότητας $k$ (–)	Ταχύτητα ήχου $c$ ( $\text{m} / \text{s}$ )
-40	1,514	14,85	1,57 E-5	1, 04 E-5	1,401	306,2
-20	1,395	13,68	1,63 E-5	1,17 E-5	1,401	319,4
0	1,292	12,67	1,71 E-5	1,32 E-5	1,401	331,4
5	1,269	12,45	1,73 E-5	1,36 E-5	1,401	334,4
10	1,247	12,23	1,76 E-5	1,41 E-5	1,401	337,4
15	1,225	12,01	1,80 E-5	1,47 E-5	1,401	340,4
20	1,204	11,81	1,82 E-5	1,51 E-5	1,401	343,3
25	1,184	11,61	1,85 E-5	1,56 E-5	1,401	346,3
30	1,165	11,43	1,86 E-5	1,60 E-5	1,400	349,1
40	1,127	11,05	1,87 E-5	1,66 E-5	1,400	354,7
50	1,109	10,88	1,95 E-5	1,76 E-5	1,400	360,3
60	1,060	10,40	1,97 E-5	1,86 E-5	1,399	365,7
70	1,029	10,09	2,03 E-5	1,97 E-5	1,399	371,2
80	0,9996	9,803	2,07 E-5	2,07 E-5	1,399	376,6
90	0,9721	9,533	2,14 E-5	2, 20 E-5	1,398	381,7
100	0,9461	9,278	2,17 E-5	2,29 E-5	1,397	386,9
200	0,7461	7,317	2,53 E-5	3,39 E-5	1,390	434,5
300	0,6159	6,040	2,98 E-5	4,84 E-5	1,379	476,3
400	0,5243	5,142	3,32 E-5	6,34 E-5	1,368	514,1
500	0,4665	4,477	3,64 E-5	7,97 E-5	1,357	548,8
1000	0,2772	2,719	5,04 E-5	1,82 E-5	1,321	694,8