



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΘΕΡΜΟΤΗΤΑΣ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΕΤΕΡΟΓΕΝΩΝ ΜΕΙΓΜΑΤΩΝ ΚΑΙ
ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΚΑΥΣΗΣ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

**Διερεύνηση τεχνικών μείωσης θερμικού
ίχνους ελικοπτέρου με χρήση
πειραματικών μεθόδων και εργαλείων
υπολογιστικής ρευστομηχανικής**

ΣΤΕΡΓΙΟΣ Ι. ΜΠΑΡΜΠΑΣ
ΑΓΗΣΙΛΑΟΣ Δ. ΚΥΡΙΑΖΗΣ

ΕΠΙΒΛΕΠΟΥΣΑ ΚΑΘΗΓΗΤΡΙΑ : ΜΑΡΙΑ ΦΟΥΝΤΗ

ΑΘΗΝΑ, ΟΚΤΩΒΡΙΟΣ 2018

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Θα θέλαμε να ευχαριστήσουμε :

Για την καθοριστική του συμβολή στην εκπόνηση της παρούσας διπλωματικής εργασίας, το μέλος ΕΔΙΠ του Εργαστηρίου Ετερογενών Μειγμάτων και Συστημάτων Καύσης (ΕΕΜΣΚ), Δρ. Διονύσιο Κολαίτη. Η καθοδήγηση, οι συμβουλές και η δημιουργική κριτική που άσκησε διαδραμάτισαν καθοριστικό ρόλο στο τελικό αποτέλεσμα. Μεταβιβάζοντάς μας την εμπειρία του στον τομέα της έρευνας αλλά και της πρακτικής αύξησε σημαντικά την ποιότητα της εργασίας μας.

Την Καθηγήτρια Δρ. Μαρία Φούντη, διευθύντρια του ΕΕΜΣΚ και επιβλέπουσα της διπλωματικής, καθώς και όλο το προσωπικό του εργαστηρίου για την καθημερινή υποστήριξη του έργου μας. Ιδιαίτερα τον τεχνικό του εργαστηρίου Χαράλαμπο Μαυράκη, χωρίς τις ικανότητες του οποίου η κατασκευή της πειραματικής διάταξης που χρησιμοποιήσαμε θα ήταν αδύνατη.

Τον Διευθυντή της Διεύθυνσης Τεχνικού του Γενικού Επιτελείου Στρατού, Υποστράτηγο Σπυρίδων Βαζούρα, τον Διευθυντή Εκπαίδευσης της Διεύθυνσης, Αντισυνταγματάρχη Τεχνικού Απόστολο Κωνσταντόπουλο καθώς και όλο το προσωπικό της Διεύθυνσης για την υποστήριξη που μας παρείχαν. Επίσης των Συνταγματάρχη Τεχνικού Γαβριηλίδη Γεώργιο, τέως Διοικητή της Σχολής Τεχνικής Εκπαίδευσης Αξιωματικών Τεχνικού, που πίστεψε στις ιδέες μας.

Τον Επίκουρο Καθηγητή του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών Δρ. Νικόλαο Αρετάκη, για την διάθεση προς χρήση του υπολογιστικού μοντέλου του κινητήρα T53, το οποίο έχει αναπτυχθεί από το εργαστήριο. Επίσης των Καθηγητή του ίδιου εργαστηρίου Δρ. Κυριάκο Γιαννάκογλου για την επίλυση σημαντικών αποριών επί του θέματος της τύρβης και της ανάπτυξης της στην εξαγωγή των θερμικών στοβιλομηχανών.

Το μέλος ΕΔΙΠ της Σχολής ΜΜ ΕΜΠ Δρ. Σταμάτιο Πολύδωρα, ειδικό σε θέματα πρωτοτυποποίησης και 3D εκτύπωσης και με το αυτό γνωστικό αντικείμενο στη Σχολή και στο Εργαστήριο Ταχείας Κατασκευής Πρωτοτύπων & Εργαλείων, για την καθοδήγηση, συμβολή, παροχή τεχνογνωσίας και συνολική επιμέλειά του στην κατασκευή του φυσικού 3D Εκτυπωμένου πρωτότυπου δοκιμών του λοβωτού ακροφυσίου που χρησιμοποιήθηκε για την πειραματική επαλήθευση υπολογιστικών αποτελεσμάτων.

Τον Δρ. Μηχανικό Δημήτριο Τσακατίκα και την εταιρία του Neomech, για την ευγενή χορηγία της δωρεάν κατασκευής του παραπάνω φυσικού πρωτοτύπου δοκιμής μέσω 3D Εκτύπωσης (διάθεση 3D εκτυπωτή, απαραίτητης πρώτης ύλης και χρόνου του), πρωτότυπου που αποδείχθηκε πολύτιμο για τη λήψη καίριων πειραματικών μετρήσεων στο πλαίσιο αυτής της διπλωματικής εργασίας.

Τέλος θα ήταν σημαντική παράλειψη να μην ευχαριστήσουμε τους συμμαθητές μας Τσίχλα Χριστόφορο, Κόντη Χρίστο, Δουλγκεράκη Αντώνιο και Κατέρου Σοφία καθώς και τον συμφοιτητή μας Καλλιβοκά Ηλία για την υποστήριξη και τη δημιουργική συνεργασία καθ' όλη την διάρκεια των σπουδών μας.

Μπάρμπας Στέργιος, Κυριαζής Αγησίλαος

Θα ήθελα να αφιερώσω την εργασία αυτή στην οικογένεια μου, και ιδιαίτερα στους γονείς μου Γιάννη και Ουρανία. Στέκονται δίπλα μου και με υποστηρίζουν σε κάθε απόφασή που λαμβάνω, από τα πρώτα μου βήματα μέχρι και σήμερα. Αποτελούν φάρους ηθικής και εργατικότητας και το βλέμμα μου στρέφεται πάντα σε αυτούς όταν αναζητώ δύναμη και έμπνευση για να επιτύχω ακόμα έναν στόχο στη ζωή μου. Επίσης στην Αναστασία, που με περιέβαλε με αγάπη, υποστήριξη αλλά και κατανόηση τα έτη των σπουδών μου. Χωρίς αυτήν οι δυσκολίες που αντιμετώπισα θα ήταν πολύ μεγαλύτερες.

Μπάρμπας Στέργιος

Θα ήθελα να ευχαριστήσω τους γονείς μου Δημήτριο Κυριαζή και Παναγιώτα Σουβαλιώτη, στους οποίους οφείλω ότι έχω στη ζωή, ακόμη και την ίδια την ύπαρξή μου και τα αδέρφια μου Μάρκο, Σταματίνα και Βασιλική Κυριαζή για την κατανόηση, συμπαράσταση και την αγάπη με οποία με περιβάλλουν και μου δίνει δύναμη να συνεχίσω τις προσπάθειές μου.

Κυριαζής Αγησίλαος

«Διερεύνηση τεχνικών μείωσης θερμικού ίχνους ελικοπτέρου με χρήση πειραματικών μεθόδων και εργαλείων υπολογιστικής ρευστομηχανικής»

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ	1
ΠΕΡΙΛΗΨΗ.....	9
ABSTRACT	10
1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	11
1.1 Ελικόπτερα.....	11
1.1.1 Ιστορική αναδρομή.....	11
1.1.2 Στρατιωτικά ελικόπτερα.....	13
1.2 Μέσα απειλής ελικοπτέρων	14
1.2.1 Συμβατικά όπλα	14
1.2.2 Αντιαεροπορικά οπλικά συστήματα.....	14
1.3 Σκοπός Εργασίας.....	18
2. ΘΕΡΜΙΚΟ ΙΧΝΟΣ ΙΠΤΑΜΕΝΩΝ ΜΕΣΩΝ	19
2.1 Φύση της θερμικής ακτινοβολίας	19
2.2 Πηγές θερμικής ακτινοβολίας	22
2.2.1 Μέλαν σώμα	22
2.2.2 Πραγματικές επιφάνειες.....	23
2.2.3 Αέρια και ατμοί.....	24
2.2.4 Περιβαλλοντική θερμική ακτινοβολία.....	26
2.3 Ατμοσφαιρική διάδοση θερμικής ακτινοβολίας	29
2.3.1 Απορρόφηση, σκέδαση και διάθλαση.....	29
2.3.2 Επίδραση μετεωρολογικών φαινομένων.....	29
2.3.3 Ατμοσφαιρικά παράθυρα μετάδοσης υπέρυθρης ακτινοβολίας.....	30
2.4 Διαμόρφωση θερμικού ίχνους	31
2.4.1 Πηγές θερμικής ακτινοβολίας ιπταμένων μέσων.....	31
2.4.2 Επίδραση περιβάλλοντος	31
2.4.3 Χωρική κατανομή θερμικού ίχνους.....	32
3. ΚΑΤΑΠΙΕΣΗ ΘΕΡΜΙΚΟΥ ΙΧΝΟΥΣ	34
3.1 Πύραυλοι υπέρυθρης καθοδήγησης.....	34
3.1.1 Τεχνολογία αισθητήρων υπέρυθρης ακτινοβολίας.....	34
3.1.2 Τεχνολογική εξέλιξη.....	36
3.2 Συστήματα καταπίεσης θερμικού ίχνους.....	36
3.2.1 Αρχές σχεδίασης συστημάτων καταπίεσης θερμικού ίχνους.....	36
3.2.2 Μέθοδοι καταπίεσης θερμικού ίχνους.....	37
3.3 Βιβλιογραφική ανασκόπηση διατάξεων λοβωτών ακροφυσίων.....	40
3.3.1 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά λοβωτών ακροφυσίων.....	40
3.3.2 Μηχανισμοί επαύξησης της ανάμειξης.....	41

3.3.3 Κριτήρια απόδοσης	43
3.3.4 Γεωμετρικές λοβών.....	44
3.3.5 Παράμετροι επίδρασης λειτουργίας.....	45
4. ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟ UH-1H HUEY	46
4.1 Γενικά χαρακτηριστικά.....	46
4.1.1 Ιστορική Αναδρομή.....	46
4.1.2 Τεχνικά χαρακτηριστικά ελικοπτερου Bell UH-1H.....	48
4.2 Κινητήρας Textron Lycoming (Honeywell) T53-L-13B	49
4.2.1 Παρουσίαση κινητήρα.....	49
4.2.2 Ιστορική αναδρομή – τεχνολογική εξέλιξη.....	49
4.2.3 Γενικά χαρακτηριστικά κινητήρα T-53.....	50
4.3 Διαμόρφωση ακροφυσίου εξαγωγής κινητήρα T-53	51
4.3.1 Υφιστάμενη Κατάσταση	51
4.3.2 Αποτύπωση υφιστάμενης κατάστασης σε σχεδιαστικό περιβάλλον.....	56
4.4 Εναλλακτικές διατάξεις μείωσης θερμικού ίχνους	59
4.4.1 Διάτρητο ακροφύσιο	59
4.4.2 Διάτρητο ακροφύσιο με κεντρικό κώνο	61
4.4.3 Λοβωτό ακροφύσιο	62
4.4.4 Λοβωτό ακροφύσιο με κεντρικό κώνο.....	63
4.4.5 Συστραμένο λοβωτό ακροφύσιο με κεντρικό κώνο	65
5. ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΕΣ ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΘΕΡΜΙΚΟΥ ΙΧΝΟΥΣ ΣΕ ΑΚΡΟΦΥΣΙΟ ΥΠΟ ΚΛΙΜΑΚΑ.....	67
5.1 Γενικά Χαρακτηριστικά	67
5.1.1 Γεωμετρικά και Λειτουργικά Χαρακτηριστικά.....	67
5.1.2 Μετρητική Διαδικασία.....	72
5.1.3 Παραμετρική Μελέτη	74
5.2 Μετρητικές Διατάξεις.....	78
5.2.1 Θερμοστοιχεία.....	78
5.2.2 Σωλήνες Pitot-Static	79
5.2.3 Θέσεις μέτρησης.....	81
5.3 Εκτίμηση Σφαλμάτων.....	82
5.3.1 Εκτίμηση Σφαλμάτων	82
5.3.1 Θερμοστοιχεία.....	84
5.3.2 Σωλήνες Pitot	85
5.2 Αποτελέσματα μετρήσεων.....	86
5.2.1 Κατανομή θερμοκρασιών	86
5.2.2 Κατανομή ταχυτήτων	90
6. ΚΩΔΙΚΑΣ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗΣ ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ANSYS CFX.....	95
6.1 Μοντελοποίηση Τύρβης	95
6.1.1 Προσομοίωση της τύρβης DNS - LES.....	97
6.1.2 Στατιστική προσέγγιση της τύρβης – Εξισώσεις RANS	97

6.1.3 Μοντέλα τύρβης RANS	99
6.1.4 Μοντέλα k-ε.....	100
6.1.5 Μοντέλα k-ω.....	101
6.1.6 Μοντέλα χαμηλότερης τάξης	102
6.2 Μοντελοποίηση θερμικής ακτινοβολίας	103
6.2.1 Μοντέλο Discrete Transfer	103
6.2.2 Μοντέλο Monte-Carlo	104
7. ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ	105
7.1 Διάταξη ελεύθερης δέσμης με θερμό πυρήνα.....	106
7.1.1 Περιγραφή διάταξης.....	106
7.1.2 Υπολογιστικό χωρίο	107
7.1.3 Παραμετρική μελέτη	110
7.1.4 Σύγκριση αποτελεσμάτων με μετρήσεις ταχύτητας και τύρβης.....	111
7.1.5 Γενικά χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου πεδίου ροής	114
7.2 Διάταξη ανάμειξης ρευμάτων με θερμό πυρήνα.....	116
7.2.1 Υπολογιστικό χωρίο	116
7.2.2 Παραμετρική μελέτη	118
7.2.3 Σύγκριση αποτελεσμάτων με μετρήσεις ταχύτητας και θερμοκρασίας	118
7.2.4 Γενικά χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου ροϊκού και θερμικού πεδίου	120
7.3 Διάταξη ανάμειξης ρευμάτων με θερμό πυρήνα και χρήση λοβωτού ακροφυσίου	122
7.3.1 Υπολογιστικό χωρίο	122
7.3.2 Παραμετρική μελέτη	124
7.3.3 Σύγκριση αποτελεσμάτων με μετρήσεις ταχύτητας και θερμοκρασίας	125
7.3.4 Γενικά χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου ροϊκού και θερμικού πεδίου	127
7.4 Επιλογή υπολογιστικού μοντέλου.....	129
8. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΕΣ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ ΜΕΙΩΣΗΣ ΘΕΡΜΙΚΟΥ ΙΧΝΟΥΣ ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟΥ UH-1H HUEY	130
8.1 Γεωμετρία διατάξεων	131
8.1.1 Διάταξη απλού και διάτρητου ακροφυσίου.....	131
8.1.2 Διάταξη απλού λοβωτού, λοβωτού με εγκοπές και συστραμμένου ακροφυσίου	131
8.1.3 Διάταξη λοβωτού ακροφυσίου με όνυχες.	132
8.1.4 Διάταξη κεντρικού κώνου	133
8.2 Απλοποιημένη γεωμετρία.....	133
8.1.1 Υπολογιστικό χωρίο.	133
8.2.2 Παραμετρική μελέτη	135
8.2.3 Χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου πεδίου ροής.....	135
8.2.4 Εκτίμηση δυνατότητας μείωσης θερμικού ίχνους.....	140
8.3 Πραγματική Γεωμετρία	143
8.3.1 Υπολογιστικό Χωρίο	143

8.3.2 Παραμετρική μελέτη	144
8.3.3 Χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου πεδίου ροής - Εκτίμηση δυνατότητας μείωσης θερμικού ίχνους	145
9. ΓΕΝΙΚΑ ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ	148
ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ	149
ΠΑΡΑΤΗΜΑ Α	153
A.1 Διαγράμματα θερμοκρασιών	153
A.2 Διαγράμματα ταχυτήτων	157
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β	161
B.1 Διαγράμματα μελέτης ανεξαρτησίας πλέγματος διάταξης ελεύθερης δέσμης με θερμό πυρήνα	161
B.2 Διαγράμματα διάταξης ανάμειξης ρευμάτων με θερμό πυρήνα και χρήση λοβωτού ακροφυσίου	163

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στην πλειονότητα των ιπτάμενων μέσων (αεροσκάφη σταθερών πτερύγων, ελικόπτερα) η πρόωση επιτυγχάνεται μέσω της χρήσης θερμικών μηχανών (π.χ. εμβολοφόροι κινητήρες, αεριοστρόβιλοι). Τα παραγόμενα θερμά καυσαέρια απορρίπτονται στο περιβάλλον, συμβάλλοντας στη δημιουργία ενός ιδιαίτερου «θερμικού ίχνους» για κάθε ιπτάμενο μέσο. Στην περίπτωση στρατιωτικών εφαρμογών, είναι επιθυμητή η μείωση του χαρακτηριστικού θερμικού ίχνους, καθώς αυτό μπορεί να συμβάλει τόσο στον εντοπισμό όσο και στην πιθανή κατάρριψη του ιπτάμενου μέσου. Οι τεχνικές μείωσης του θερμικού ίχνους βασίζονται γενικά στην προσπάθεια ελάττωσης της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων, η οποία μπορεί να επιτευχθεί είτε μέσω της μείωσης της θερμοκρασίας λειτουργίας του κινητήρα (γεγονός το οποίο μπορεί να έχει αρνητικές συνέπειες στην παραγόμενη ισχύ) είτε μέσω της ανάμειξης των καυσαερίων με ένα ψυχρό ρεύμα αέρα, προτού αυτά απορριφθούν στο περιβάλλον. Στο πλαίσιο αυτό, ειδικά για την περίπτωση χρήσης αεριοστροβίλων σε στρατιωτικά ελικόπτερα, γίνεται χρήση εξειδικευμένων διατάξεων «λοβωτών ακροφυσίων» (lobed nozzles), οι οποίες προσαρμόζονται στην έξοδο των κινητήρων, με στόχο την έντονη ανάμειξη του (εσωτερικού) ρεύματος των θερμών καυσαερίων με το (εξωτερικό) ψυχρό ρεύμα του αέρα περιβάλλοντος. Τα λοβωτά ακροφύσια αποσκοπούν στη δημιουργία έντονων μακροσκοπικών στροβίλων, με στόχο την ενίσχυση των φαινομένων ανάμειξης μεταξύ των δύο ομοκεντρικών ρευμάτων διαφορετικής θερμοκρασίας. Συγκεκριμένα, ενώ σε κάθε «συμβατικό» ακροφύσιο δημιουργούνται διαμήκεις στροβιλισμοί στο φύλλο διάτμησης που εμφανίζεται στις ακμές εκφυγής, στην περίπτωση των «λοβωτών» ακροφυσίων, οι «λοβοί» οδηγούν στη δημιουργία δύο χαρακτηριστικών εγκάρσιων στροβίλων (δινών), αντίθετης φοράς. Η δημιουργία των στροβίλων αυτών επιτρέπει την ταχεία ανάμειξη του πυρήνα με την εξωτερική ροή, ενώ το μέγεθος τους μπορεί να είναι έως και μερικές τάξεις μεγέθους μεγαλύτερο από το μέγεθος των διαμήκων στροβίλων των «συμβατικών» ακροφυσίων. Στην περίπτωση αυτή, η θερμική ανάμειξη των δυο ρευμάτων βασίζεται κυρίως σε «μακροσκοπικά» φαινόμενα συναγωγής και λιγότερο σε «μικροσκοπικά» φαινόμενα τυρβώδους ανάμειξης. Στο πλαίσιο αυτό, η παρούσα εργασία εστιάζεται στην πειραματική και υπολογιστική διερεύνηση των θερμικών και ροϊκών φαινομένων που χαρακτηρίζουν την ανάμειξη δύο ομοκεντρικών αερίων ρευμάτων διαφορετικής θερμοκρασίας. Αρχικά, πραγματοποιούνται πειράματα σε διάταξη μέσης κλίμακας, με στόχο τη μελέτη φαινομένων ανάμειξης αερίων ρευμάτων μικρής διαφοράς θερμοκρασίας. Στη συνέχεια, γίνεται χρήση εργαλείων υπολογιστικής ρευστοδυναμικής (CFD), για τη διερεύνηση της αποτελεσματικότητας εναλλακτικών μορφών ακροφυσίων ανάμειξης σε μια απλοποιημένη γεωμετρία της εξαγωγής του κινητήρα στο ελικόπτερο UH-1 Huey. Η επιλογή του κατάλληλου αριθμητικού μοντέλου τύρβης και η πιστοποίηση των αποτελεσμάτων του υπολογιστικού εργαλείου γίνεται μέσω της σύγκρισης των αριθμητικών προλέξεων με τις μετρήσεις που ελήφθησαν κατά τα πειράματα, καθώς επίσης και με τη χρήση αντίστοιχων πειραματικών μετρήσεων της βιβλιογραφίας. Σκοπός της μελέτης είναι η συγκριτική αξιολόγηση εναλλακτικών γεωμετριών λοβωτών ακροφυσίων κάνοντας χρήση ποικίλων θερμικών και αεροδυναμικών κριτηρίων, καθώς επίσης και η ανάπτυξη και αξιολόγηση νέων πρωτότυπων γεωμετριών λοβών

ABSTRACT

In most of the air vehicles (fixed wing airplane and helicopters) propulsion is achieved with the use of thermal engines (piston or jet engines). The hot gases produced by the engine are being ejected to the atmosphere, thus playing a key role in the formation of the "thermal image" of the vehicle. In the case of military applications, the suppression of the thermal image is of great importance, due to the threat of infrared guided weapons and thermal imaging sensors. Reducing the temperature of the exhaust gases is one of the most efficient ways to reduce the IR signature. This can be achieved by reducing the temperatures of the engine (with negative effects in the power produced as well as the efficiency of the engine) or by mixing cold atmospheric air with the gases. To achieve this, especially in the turboshaft engines of military helicopters, special nozzles, called lobed (due to the formation of lobes in their perimeter) are being used in the exhaust of the engine to enhance the mix of the primary core of hot gases, with the secondary flow of atmospheric cold air. Lobed nozzles have the property of forming large scale vortices, aiming in the enhancement of mixing between the two coaxial flows. In an ordinary nozzle, the only vortices formatting are the small scale turbulent eddies in the shear layer, upstream of the trailing edge of the nozzle. In the case of a lobed nozzle two, large scale, counter rotating, streamwise vortices are formatting in each lobe. The scale of these vortices is some order of magnitude bigger from the small scale turbulent vortices. In this case the thermal mixing of the two streams is dominated by convection with turbulent transport mixing playing a secondary role. The focus of this diploma thesis is the experimental and computational investigation of the thermal and flow characteristics of two coaxial flows mixing in a lobed nozzle. Mid scale experiments were conducted, aiming in researching the characteristics of mixing of two coaxial flows of different temperature. Computational Fluid Dynamics tools were used, to research the efficiency of different configurations of nozzles in a simplified geometry of the exhaust of the UH-1H helicopter. Selecting the most suitable turbulence model was based on validations made with the experiment data, gathered in this thesis, and by others from the international literature. The objective of this thesis is the comparison of many lobed nozzle geometry, using thermal and aerodynamic criteria, as well as developing new geometries for the formation of the lobes.

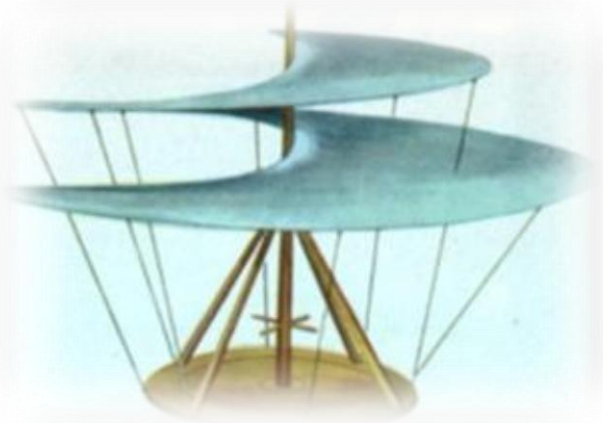
1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 Ελικόπτερα

1.1.1 Ιστορική αναδρομή

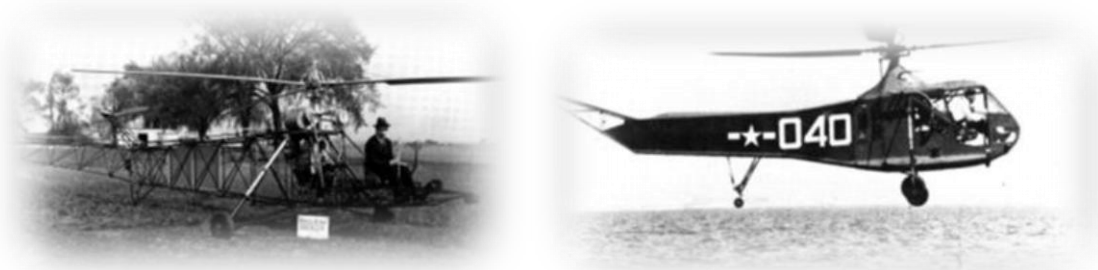
Ελικόπτερο (έλιξ + πτερόν) ονομάζεται το αεροσκάφος το οποίο, για την ανύψωσή του από το έδαφος και τη διατήρησή του σε πτήση, χρησιμοποιεί ένα ή περισσότερα οριζόντια (ή σχεδόν οριζόντια) στροφεία (έλικες). Οι κύριες διαφορές του από το αεροπλάνο είναι ότι αφ' ενός το μέσο που παρέχει την άντωση είναι κινούμενο (τα πτερύγια του στροφείου), σε αντίθεση με το αεροπλάνο που έχει σταθερά πτερύγια, και αφ' ετέρου ότι για την ανύψωσή και πτήση του δεν απαιτείται οριζόντια κίνηση, όπως στην πλειονότητα των αεροπλάνων. Έχει, επίσης τη δυνατότητα να κινείται προς κάθε κατεύθυνση, σε αντίθεση με το αεροπλάνο που κινείται μόνο προς τα εμπρός, και ακόμα μπορεί να αιωρείται (σχεδόν) ακίνητο στον αέρα. Οι ιδιότητές του αυτές το καθιστούν αναντικατάστατο ως μέσο εναέριας μεταφοράς σε περιορισμένους χώρους όπου η δυνατότητα ελιγμών είναι μικρή, ή σε απομακρυσμένους τόπους όπου η κατασκευή αεροδρομίων δεν είναι εφικτή.

Η δημιουργία του ελικοπτέρου υπήρξε ένα όνειρο εκατοντάδων ετών. Την πρώτη συσκευή κάθετης απογείωσης την έφτιαξαν οι Κινέζοι περίπου το 400 π.Χ. Ήταν ένα παιχνίδι φτιαγμένο από μπαμπού με φιλοσοφία λειτουργίας όμοια με των σύγχρονων στροφένων, που περιστρεφόταν με σχοινί. Το πρώτο σχεδιάγραμμα μιας τέτοιας συσκευής χρονολογείται το 1483 και ο σχεδιαστής ήταν ο Leonardo da Vinci. Η συσκευή αυτή, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 1.1, ήταν μια "αερόβιδα" που είχε την ικανότητα να κινείται κάθετα μέσα στην αεροροή, με ένα στροφείο κατασκευασμένο από πτερύγια μήκους 96 ποδιών (29.26 m).



Σχήμα 1.1 : Εναέριος κοχλίας του Leonardo da Vinci

Έπειτα από προσπάθειες πολλών εφευρετών (Enrico Forlanini 1877, Wright 1903, Brequet- Richet 1907, de la Cierva 1920 κ.α), ο Ρώσος σχεδιαστής Igor Sikorsky με το μοντέλο του VS-300 (το πρώτο ελικόπτερο με ουραίο στροφείο) το Μάιο του 1941 έσπασε το ρεκόρ χρόνου πτήσης με ελικόπτερο, που κατείχε το FW -61 (Σχήμα. 1.2). Το 1942 ο Sikorsky άρχισε την παραγωγή του μοντέλου R-4 (Σχήμα. 1.2), κατασκευάζοντας περίπου 400 από αυτά, για να καλύψει τις ανάγκες του στρατού, της αεροπορίας, αλλά και του ναυτικού των ΗΠΑ. Μετά από αυτή την πρώτη μαζική παραγωγή, νέες εταιρείες παρουσιάστηκαν στο χώρο του ελικοπτέρου όπως η Bell, Hiller, και Piasecki. Μια νέα γενιά αεροσκαφών περιστρεφόμενων πτερύγων, γεννιόταν.



Σχήμα 1.2 : Φωτογραφία ελικοπτέρου Sikorsky VS-300 (αριστερά) και HNS-1 (R-4B) Sikorsky (δεξιά)

Λόγω του ιδιαίτερου τρόπου πτήσης, για την ανάπτυξη των ελικοπτέρων έπρεπε να αντιμετωπιστούν πολλά προβλήματα, καθώς απαιτούν περισσότερη ισχύ σε σχέση με τα αντίστοιχα αεροσκάφη σταθερών πτερυγίων του ίδιου βάρους. Λόγω της ροπής που δημιουργείται από την περιστροφή του κύριου στροφείου, στο ελικόπτερο μονού στροφείου είναι απαραίτητο να υπάρχει κάποιος μηχανισμός αντιστάθμισης της ροπής, συνήθως ένα δευτερεύον στροφείο (tail rotor, ουραίο στροφείο), το οποίο επίσης παρέχει τον έλεγχο περιστροφής του ελικοπτέρου. Στα ελικόπτερα με δύο στροφεία που περιστρέφονται αντίθετα ο ένας από τον άλλο δεν απαιτείται δευτερεύον στροφείο.

Η δυνατότητα ορισμού και πρόβλεψης των αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του στροφείου, είναι το κλειδί για την πρόβλεψη της συνολικής απόδοσης του ελικοπτέρου. Τα μακριά λεπτά στρεφόμενα (twist) πτερύγια, τα οποία αλλάζουν κλίση (flap up and down), είναι προσαρμοσμένα σε μια άρθρωση η οποία είναι προσκολλημένη στο σώμα του αεροσκάφους. Για να υπάρχει έλεγχος των αεροδυναμικών δυνάμεων του στροφείου, η γωνία του κάθε πτερυγίου του αλλάζει ξεχωριστά καθώς αυτό περιστρέφεται. Ωστόσο, παρόλη την αεροδυναμική και μηχανολογική πολυπλοκότητα που έχει συνολικά το ελικόπτερο, υπάρχουν πολλές ομοιότητες με τα αεροσκάφη σταθερών πτερυγίων. Έτσι, ο πιλότος χρησιμοποιεί τέσσερις βασικές λειτουργίες ελέγχου της πτήσης του ελικοπτέρου. Αυτές είναι ο κυκλικός μηχανισμός ελέγχου (cyclic pitch control), ο γενικός μηχανισμός ελέγχου (collective pitch control), η διάταξη αυξομείωσης των στροφών του κινητήρα (throttle), καθώς και δυο ποδωστήρια ελέγχου του μηχανισμού αντιστάθμισης της ροπής του κύριου στροφείου (Antitorque Pedals). Ο κυκλικός μηχανισμός ελέγχου και ο γενικός μηχανισμός ελέγχου, προορίζονται για τον έλεγχο των κινήσεων των πτερυγίων του κύριου στροφείου.

Τα ελικόπτερα κατασκευάζονται σε πολλά μεγέθη και μορφές και τα περισσότερα αποτελούνται από τα ίδια βασικά μέρη. Τα κύρια αυτά μέρη είναι:

- Η καμπίνα (cabin), στην οποία μεταφέρονται οι επιβάτες, το φορτίο και το πλήρωμα.
- Το πλαίσιο (airframe), το οποίο συνδέει διάφορα κομμάτια του ελικοπτέρου.
- Ο κινητήρας (engine ή powerplant).
- Ο μηχανισμός μετάδοσης της κίνησης (transmission), ο οποίος μεταφέρει την ισχύ από τον κινητήρα στο κύριο στροφείο.
- Το κύριο στροφείο (rotor), το οποίο παρέχει τις αεροδυναμικές δυνάμεις χάρη στις οποίες το ελικόπτερο πετάει.
- Ο μηχανισμός εξισορρόπησης (antitorque system) που αντισταθμίζει τη στρεπτική ροπή που δημιουργεί το κύριο στροφείο.
- Η βάση προσγείωσης, η οποία μπορεί να είναι τροχοί (landing gear), σκι, ή πλωτήρες.

Τα κύρια μέσα χειρισμού της κίνησης του ελικοπτέρου είναι τα εξής (Σχήμα 1.3):

- Μοχλός κυκλικού βήματος κυρίως στροφείου (Cyclic-pitch lever)
- Μοχλός συλλογικού βήματος κύριου στροφείου (Collective-pitch lever)
- Ποδωστήρια ουραίου στροφείου
- Μοχλός Αυξομείωσης στροφείων κινητήρα



Σχήμα 1.3 : Βασικά μέτρα χειρισμού ελικοπτέρου Cyclic-pitch lever (αριστερά), Collective-pitch lever (μέση) Ποδωστήρια ουραίου στροφείου (δεξιά)

1.1.2 Στρατιωτικά ελικόπτερα

Όπως περιγράφηκε και παραπάνω το R-4 του Sikorsky ήταν το πρώτο ελικόπτερο, που μπήκε σε μαζική παραγωγή για να καλύψει στρατιωτικές ανάγκες. Οι κύριες κατηγορίες στρατιωτικών ελικοπτέρων είναι τα Ελικόπτερα μεταφοράς προσωπικού και τα Επιθετικά ελικόπτερα.

Τα **ελικόπτερα μεταφοράς προσωπικού** χρησιμοποιούνται σε ποικίλες αποστολές στην περίοδο της ειρήνης και των πολεμικών επιχειρήσεων. Στην περίοδο της ειρήνης χρησιμοποιούνται για αεροδιακομιδές ασθενών (MedEvac) από τις απομακρυσμένες περιοχές στην ενδοχώρα, για επιχειρήσεις διάσωσης (S.A.R) ναυαγών , αγνοουμένων κ.α , όπως επίσης και σε επιχειρήσεις εγγύς υποστήριξης, επιτήρησης, δασοπυρόσβεσης, επικουρικά με τα μέσα που διαθέτει η τοπική αυτοδιοίκηση, η πυροσβεστική και τα υπόλοιπα σώματα ασφαλείας. Στο Σχήμα 1.4 φαίνεται στρατιωτικό ελικόπτερο μεταφοράς προσωπικού το οποίο χρησιμοποιείται για αεροδιακομιδή ασθενούς αλλά και σε επιχειρήση δασοπυρόσβεσης



Σχήμα 1.4 : Στρατιωτικό ελικόπτερο μεταφοράς προσωπικού για αεροδιακομιδή (αριστερά) Δασοπυρόσβεση (δεξιά)

Στην περίοδο του πολέμου τα ελικόπτερα αυτά χρησιμοποιούνται για την μεταφορά στρατιωτικών μονάδων εντός φίλιων ή εχθρικών περιοχών, για την ρίψη αλεξιπτωτιστών , για την μεταφορά οχημάτων κατάλληλα αναρτημένων επί αυτών αλλά και για την μεταφορά τραυματιών από το σημείο των επιχειρήσεων στους σταθμούς Α΄ Βοηθειών. Το μέγεθος και η χρήση των ελικοπτέρων αυτών ποικίλουν ανάλογα με το είδος της αποστολής. Μερικά από τα είδη των ελικοπτέρων αυτών απεικονίζεται στο Σχήμα 1.5.



Σχήμα 1.5 : Στρατιωτικό ελικόπτερο για μεταφορά προσωπικού για μεταφορά οχήματος (αριστερά) τραυματιών (μέση) ρίψη αλεξιπτωτιστών (δεξιά)

Τα **επιθετικά ελικόπτερα** χρησιμοποιούνται κυρίως σε πολεμικές επιχειρήσεις και σε εκπαιδευτικές ασκήσεις. Αποτελούν μια πολύ ισχυρή απειλή καθώς κύριο χαρακτηριστικό τους είναι η ευελιξία, η σχεδόν κάθετη αλλαγή υψομέτρου και η κάλυψή τους πίσω από ορεινούς όγκους στοιχεία που κάνουν πολύ δύσκολο τον εγκλωβισμό και την αναγνώριση από τα εχθρικά αντιαεροπορικά. Η ανάπτυξη της τεχνολογίας στην παραγωγή και σχεδίαση των στροφείων αλλά και των οπλικών συστημάτων, τους επιτρέπει να προσεγγίζουν σχεδόν αθόρυβα την αντίπαλη διάταξη και με την μεγάλη ισχύ πυρός να επιφέρουν σημαντικά πλήγματα.

1.2 Μέσα απειλής ελικοπτέρων

1.2.1 Συμβατικά όπλα

Ο όρος "συμβατικά" όπλα χρησιμοποιείται για τα συστήματα τα οποία για την αντιμετώπιση της αεροπορικής απειλής δεν διαθέτουν οποιασδήποτε μορφής ραντάρ για την παρατήρησή της ή εκτοξευτή βλήματος-πυραύλου για την καταστροφή της . Είναι ως επί το πλείστον πολυβόλα μικρού διαμετρήματος κάνης που χρησιμοποιούν συμβατικά πυρομαχικά (φυσίγγια) για την κατάρριψη του στόχου μέσω Αντιαεροπορικής βολής, ενώ η παρατήρηση και ο "εγκλωβισμός" έγκειται στην εγρήγορση και την εμπειρία του χειριστή. Τα συμβατικά αυτά όπλα, αναλόγως του διαμετρήματος και του όγκου τους, μπορούν να είναι είτε φορητά, είτε ρυμουλκούμενα από φορητά οχήματα και χρησιμοποιούνται από ένα έως δυο άτομα. Κύριο χαρακτηριστικό των όπλων αυτών είναι η ταχυβολία, η ευκολία μετακίνησης, με κύρια μειονεκτήματα τη μικρή εμβέλεια δράσης και το μικρό ποσοστό ευστοχίας.

1.2.2 Αντιαεροπορικά οπτικά συστήματα

Η κύρια απειλή των αεροσκαφών και ελικοπτέρων είναι τα οπτικά συστήματα τα οποία έχουν σχεδιασθεί και κατασκευασθεί έχοντας ως αποστολή την κατάρριψη επανδρωμένων και μη αεροχημάτων ,χρησιμοποιώντας εκτοξευτές ρουκετών – πυραύλων για την πλήξη τους και διαφόρων ειδών τεχνικές για τον εγκλωβισμό των στόχων. Τα αντιαεροπορικά αυτά οπτικά συστήματα αναλόγως την κατηγορία στην οποία ανήκουν μπορούν να διαθέτουν έναν οι πολλαπλούς εκτοξευτές, να "υπηρετούνται" από ένα έως μια μεγάλη ομάδα ατόμων , να είναι φορητά ,

ρυμουλκούμενα ή αυτοκινούμενα , να είναι μικρής συμπαγούς κατασκευής ή σύστημα πολλών μονάδων-συνιστωσών (κέντρο διοίκησης πυρός, κλωβός επικοινωνιών, ραντάρ , εκτοξευτές κ.τ.λ.), να έχουν δυνατότητα εγκλωβισμού ενός ή πολλαπλών στόχων ταυτόχρονα, και τέλος να είναι μικρής , μέσης ή μεγάλης εμβέλειας.

Κύριες κατηγορίες A/A συστημάτων είναι τα παρακάτω :

- MANPADS
- SHORADS
- Middle Range Air Defense Systems
- Long Range Air Defense Systems

Τα MANPADS (MAN Portable Air Defense Systems) είναι φορητά συστήματα εκτόξευσης πυραύλων εδάφους αέρος από τον ώμο του χειριστή. Είναι κυρίως οπτικά συστήματα κατευθυνόμενων βλημάτων (guided weapons) και αποτελούν την μεγαλύτερη μορφή απειλής για τα ελικόπτερα και για τα αεροσκάφη που πετούν σε χαμηλό ύψος (Σχήμα.1.6)



Σχήμα 1.6 : Εκτόξευση πυραύλου από MANPAD

Αναπτύχθηκαν τη δεκαετία του 1940 για να παρέχουν προστασία από εχθρικά αεροσκάφη. Αυτοί οι πύραυλοι, προσιτοί και ευρέως διαθέσιμοι από διάφορες πηγές, έχουν χρησιμοποιηθεί με επιτυχία τις τελευταίες τρεις δεκαετίες τόσο σε στρατιωτικές συγκρούσεις όσο και από τρομοκρατικές οργανώσεις.

Οι πύραυλοι έχουν μήκος από 1,5 έως 1,8 m περίπου και ζυγίζουν 17 έως 18 kg, ανάλογα με το μοντέλο. Τα κέντρα που έχουν πυροβόλα όπλα έχουν γενικά περιοχή ανίχνευσης στόχων περίπου 10 χλμ. και εμβέλεια εγκλωβισμού περίπου 6 Km., με αποτέλεσμα τα αεροσκάφη που πετούν σε ύψος 6.100 μέτρων (20.000 πόδια) ή υψηλότερα να είναι σχετικά ασφαλή.

Τα MANPADS χωρίζονται στις εξής υποκατηγορίες :

- Μη κατευθυνόμενων βλημάτων (unguided)
- Με αισθητήρα υπέρυθρης ακτινοβολίας (infrared)
- Εντολών καθοδήγησης μέσω οπτικής γραμμής (Command line of sight)
- Καθοδήγησης μέσω laser

Μη κατευθυνομένων βλημάτων (unguided)

Χρησιμοποιήθηκαν κατά κύριο λόγο κατά την διάρκεια του Β'ΠΠ για την αντιμετώπιση των αρμάτων μάχης (αντιαρματικά) με πολλαπλούς εκτοξευτές βλημάτων 20 mm, αλλά η μαζική τους παραγωγή εγκαταλείφτηκε μετά το τέλος του πολέμου χάριν της εμφάνισης των MANPADS με αισθητήρα υπέρυθρης ακτινοβολίας.

Με αισθητήρα υπέρυθρης ακτινοβολίας (infrared)

Οι πύραυλοι υπέρυθρης ακτινοβολίας που έχουν σχεδιαστεί για να ανιχνεύσω με την πηγή θερμότητας σε ένα αεροσκάφος, οπότε προσεγγίζοντας την πηγή θερμότητας πυροδοτείται η εκρηκτική κεφαλή κοντά σε αυτήν με στόχο να την καταστrophή του αεροσκάφους. Αυτοί οι πύραυλοι χρησιμοποιούν παθητική καθοδήγηση, που σημαίνει ότι δεν εκπέμπουν σήματα για την ανίχνευση μιας πηγής θερμότητας, η οποία καθιστά δύσκολο τον εντοπισμό τους.

Ο πύραυλος διαθέτει πολύ ευαίσθητο αισθητήρα IR ακτινοβολίας που λειτουργεί σε μήκος κύματος 4.1 - 4.4μm και μπορεί να εγκλωβίσει τον στόχο από οποιαδήποτε γωνιά. Μια τυπική διάταξη των επιμέρους συνιστωσών ενός MANPADS με αισθητήρα υπέρυθρης ακτινοβολίας στον πύραυλο φαίνεται στο Σχήμα 1.7



Σχήμα 1.7 : Τυπική διάταξη MANPAD infrared

Τα τυπικά τεχνικά -επιχειρησιακά χαρακτηριστικά ενός τέτοιου οπλικού συστήματος είναι τα παρακάτω:

μήκος πυραύλου	1.52 m
διάμετρος σώματος	70mm
μάζα πυραύλου	10.9 kg
μέγιστη εμβέλεια	5 Km
ανώτατο ύψος	45000 m
μέγιστη ταχύτητα	2+ mach
είδος κατεύθυνσης	IR+UV ακτινοβολία

1^{ης} - 4^{ης} Γενιάς

Στα MANPADS IR 1^{ης} γενιάς οι ανιχνευτές μπορούν μόνο να εγκλωβίσουν ένα αεροσκάφος αφού έχει περάσει από την θέση εκτόξευσης του πυραύλου. Σε αυτό το ίχνος πτήσης, οι κινητήρες του αεροσκάφους είναι πλήρως εκτεθειμένες στον ανιχνευτή πυραύλων και παρέχουν επαρκή θερμική υπογραφή για εμπλοκή. Οι

πύραυλοι IR πρώτης γενιάς είναι επιρρεπείς σε παρεμβολές θερμικών σημάτων από πηγές υποβάθρου, συμπεριλαμβανομένου του ήλιου. Με την συνεχή ανάπτυξη αυτών των συστημάτων έχει ήδη αναπτυχθεί η 4^η γενιά τους όπου πλέον ενσωματώνονται συστήματα καθοδήγησης συστοιχίας εστιακού επιπέδου και άλλα προηγμένα συστήματα αισθητήρων, τα οποία επιτρέπουν την εμπλοκή σε μεγαλύτερες κλίμακες και με οπτική καθοδήγηση τριών καναλιών (υπεριώδης, σχεδόν υπέρυθρη, μεσαία υπέρυθρη).

Εντολών καθοδήγησης μέσω οπτικής γραμμής (Command line of sight)

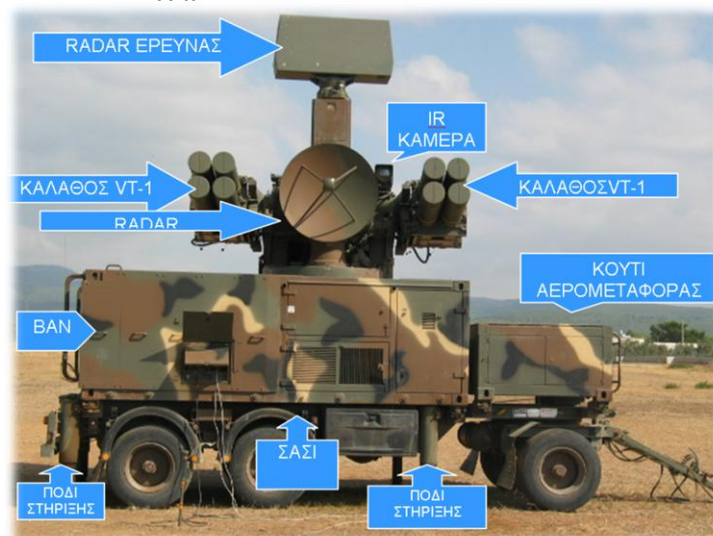
Οι πύραυλοι εντολών καθοδήγησης (CLOS) δεν "προσελκύονται" από μια συγκεκριμένη πηγή (πηγή θερμότητας ή εκπομπές ραδιοφώνου ή ραντάρ) του στοχευόμενου αεροσκάφους. Αντ' αυτού, ο φορέας πυραύλων ή ο χειριστής αποκτά οπτική επαφή το στόχο εκμεταλλευόμενος την μεγεθυμένη εικόνα του στόχου και στη συνέχεια ελέγχει την πτήση του πυραύλου προς το αεροσκάφος μέσω ραδιοκυμάτων. Ένα από τα οφέλη ενός τέτοιου πυραύλου είναι ότι δεν επηρεάζονται από φωτοβολίδες και άλλα βασικά συστήματα αντιμετρών που έχουν σχεδιαστεί κατά κύριο λόγο για να παραπλανεί πυραύλους IR. Το κύριο μειονέκτημα των πυραύλων CLOS είναι ότι απαιτούν εξαιρετικά εκπαιδευμένους και εξειδικευμένους χειριστές.

Καθοδήγησης μέσω laser

Τα MANPADS αυτά χρησιμοποιούν καταδεικτήρα laser για να καθοδηγούν τους πυραύλους στο στόχο. Η κεφαλή του πυραύλου προσελκύεται από την αντανάκλαση της ακτίνας laser από το αεροσκάφος. Μπορούν να εμπλέκουν αεροσκάφη από όλες τις γωνίες και απαιτούν από τον χειριστή να παρακολουθεί συνεχώς τον στόχο χρησιμοποιώντας ένα χειριστήριο για να κρατήσει το σημείο στόχευσης της ακτίνας laser στο στόχο.

SHORADS

Τα SHORADS (SHORT RANGE AIR DEFENCE SYSTEMS), έχουν ως αποστολή την παροχή αντιαεροπορικής άμυνας σημείου ή περιοχής, όπως πχ αεροδρόμια, ναυσταύθμους κλπ, εναντίον αεροπορικών απειλών, όπως αεροσκάφη, ελικόπτερα, βλήματα και UAV. Η διάταξη των συνιστωσών ενός τυπικού SHORADS φαίνονται στο Σχήμα 1.8.



Σχήμα 1.8 : Τυπική Διάταξη συνιστωσών SHORADS

Τα μειονεκτήματα ενός SHORAD είναι ότι η τεχνική καθοδήγησης του βλήματος επιδέχεται παρεμβολές και εκτίθεται στην απειλή βλημάτων ARM λόγω της χρήσης RADAR ιχνηλάτησης και ότι εάν το βλήμα είναι ημιενεργό μπορεί να εγκλωβίσει ένα στόχο την φορά

Middle Range Air Defense Systems

Το συστήματα αυτά σχεδιάστηκαν για να παρέχουν αντιαεροπορική κάλυψη μέσου βεληνεκούς εναντίον στόχων ιπταμένων σε χαμηλά και μέσα ύψη. Ένα τυπικό αντιαεροπορικό σύστημα μέσου βεληνεκούς χρησιμοποιεί τεχνικές ανίχνευσης με ραντάρ συνεχούς κύματος για χαμηλά ιπτάμενους στόχους. Το βλήμα χρησιμοποιεί ως επί το πλείστον ένα σύστημα ημιενεργούς αυτοκατευθύνσεως το οποίο το ελέγχει κατά τη διάρκεια της πτήσης του.

Long Range Air Defense Systems

Το πυραυλικά συστήματα μεγάλης εμβέλειας (High Range Air Defense Systems) είναι κατασκευασμένα για να παρέχουν προστασία σε ζωτικούς πόρους μιας χώρας (εγκαταστάσεις, οπλικά συστήματα κ.τ.λ.) και να δημιουργούν εναέριες γραμμές άμυνας για απόκρουση μαζικών εχθρικών επιθέσεων, εμπλέκοντας εχθρικά μέσα, όπως: στρατηγικά και τακτικά αεροσκάφη, στρατηγικούς πυραύλους μεγάλων αποστάσεων, τακτικούς βαλλιστικούς πυραύλους μεγάλων αποστάσεων, καθώς και άλλα επιθετικά όπλα και μέσα, σε μία μεγάλη ακτίνα, ακόμα και σε βεβαρημένο ηλεκτρομαγνητικό περιβάλλον. Για την καθοδήγηση του βλήματος γίνεται με χρήση radar.

1.3 Σκοπός Εργασίας

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι :

- Η μελέτη του θερμικού ίχνους των ελικοπτέρων
- Η μελέτη των μεθόδων μείωσης του θερμικού ίχνους των ελικοπτέρων
- Η βιβλιογραφική μελέτη των λοβωτών ακροφυσίων
- Η λήψη πειραματικών μετρήσεων ομοαξονικών ροών, με χρήση και μη λοβωτού ακροφυσίου
- Η πιστοποίηση μοντέλων τύρβη για χρήση σε ροές λοβωτών ακροφυσίων
- Η υπολογιστική μελέτη της χρήσης διατάξεων λοβωτών ακροφυσίων σε απλοποιημένη και πλήρη γεωμετρία ελικοπτέρου UH-1H

2. ΘΕΡΜΙΚΟ ΙΧΝΟΣ ΙΠΤΑΜΕΝΩΝ ΜΕΣΩΝ

Η ραγδαία ανάπτυξη της τεχνολογίας των αισθητήρων υπέρυθρης καθοδήγησης έχει καταστήσει τους φορητούς αντιαεροπορικούς πύραυλους καθοδηγούμενους μέσω της εκπεμπόμενης υπέρυθρης ακτινοβολίας του στόχου τους (MANPADS), την μεγαλύτερη απειλή κατά των ιπταμένων μέσων. Από το 1967 τα MANPADS έχουν χρησιμοποιηθεί σε κάθε μικρή και μεγάλη σύρραξη με σημαντικά αποτελέσματα. Από το 1967 μέχρι και το 1993 υπεύθυνα για το 89% των ελικοπτέρων και αεροσκαφών τα οποία καταρρίφθηκαν, ήταν όπλα καθοδηγούμενα με υπέρυθρη ακτινοβολία (Mahulikar et al., 2007). Για τον παραπάνω λόγο η μελέτη και η προσπάθεια μείωσης του θερμικού ίχνους αποτελεί προϋπόθεση σε κάθε πρόγραμμα αύξησης της επιβιωσιμότητας των σύγχρονων ιπτάμενων μέσων.

Ως θερμικό ίχνος ιπτάμενου μέσου ορίζεται η αντίθεση της εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας του μέσου με αυτή του περιβάλλοντός του, όπως αυτή γίνεται αντιληπτή από έναν αισθητήρα θερμικής ακτινοβολίας (Rao and Mahulikar, 2005). Σημαντικό ρόλο στη διαμόρφωση του θερμικού ίχνους παίζουν οι ατμοσφαιρικές συνθήκες, οι οποίες επηρεάζουν τόσο την εκπεμπόμενη ακτινοβολία από το περιβάλλον, όσο και τις απώλειες διάσωσης της εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας του μέσου. Επίσης το θερμικό ίχνος του μέσου δεν είναι ομοιόμορφο, αλλά επηρεάζεται σημαντικά από την γωνία θέασης από τον αισθητήρα.

Οι αισθητήρες θερμικής ακτινοβολίας, για λόγους που αναλύονται στη παράγραφο 2.3, λειτουργούν στην περιοχή του "μέσου" (1.5-8 μm) και "εγγύς μακρού" (8-15 μm) υπέρυθρου φάσματος. Για το λόγο αυτό, η μελέτη του θερμικού ίχνους των ιπταμένων μέσων επικεντρώνεται στο φάσμα εύρους 1-15 μm .

2.1 Φύση της θερμικής ακτινοβολίας

Ως θερμική ακτινοβολία ορίζεται η θερμική ενέργεια που εκπέμπει κάθε σώμα υπό τη μορφή ηλεκτρομαγνητικής ακτινοβολίας, λόγω των ταλαντώσεων και των αλλαγών στιβάδας των ηλεκτρονίων στην ύλη. Οι ταλαντώσεις αυτές τροφοδοτούνται από την εσωτερική ενέργεια και, κατά συνέπεια, από τη θερμοκρασία της ύλης. Για τον λόγο αυτό, η εκπεμπόμενη θερμική ακτινοβολία, συνδέεται άμεσα με τη θερμοκρασία της ύλης (Incropera et al., 2011).

Από τον ορισμό της θερμικής ακτινοβολίας γίνεται κατανοητό ότι κάθε σώμα με θερμοκρασία μεγαλύτερη του απόλυτου μηδέν εκπέμπει θερμική ακτινοβολία. Παρόλα αυτά, μεταφορά θερμότητας μέσω θερμικής ακτινοβολίας επιτυγχάνεται μόνο από σώματα υψηλής θερμοκρασίας προς σώματα χαμηλότερης θερμοκρασίας, μιας και το ενεργειακό ισοζύγιο απορροφούμενης - εκπεμπόμενης ενέργειας είναι θετικό στα ψυχρότερα σώματα και αρνητικό στα θερμότερα σώματα.

Όπως αναφέρθηκε, όλα τα σώματα εκπέμπουν θερμική ακτινοβολία. Παρόλα αυτά, μπορεί να γίνει μια βασική διάκριση, όσων αφορά το τμήμα του σώματος από το οποίο εκπέμπεται η ενέργεια. Στα ημιδιαπερατά σώματα, η συνολικά εκπεμπόμενη ενέργεια προέρχεται από ολόκληρο τον όγκο του σώματος. Χαρακτηριστικά παραδείγματα ημιδιαπερατών σωμάτων είναι τα αέρια, οι ατμοί και το γυαλί σε υψηλές θερμοκρασίες. Αντίθετα τα αδιαφανή σώματα εκπέμπουν ενέργεια μόνο από ένα υπόστρωμα κάτω από την εκτεθειμένη επιφάνεια τους, της τάξης του 1 μm . Η εκπεμπόμενη ενέργεια από τον υπόλοιπο όγκο του σώματος απορροφάται και δεν φτάνει στην επιφάνεια του σώματος. Χαρακτηριστικά παραδείγματα αδιαφανών σωμάτων είναι τα στερεά. Κάποια σώματα όπως το

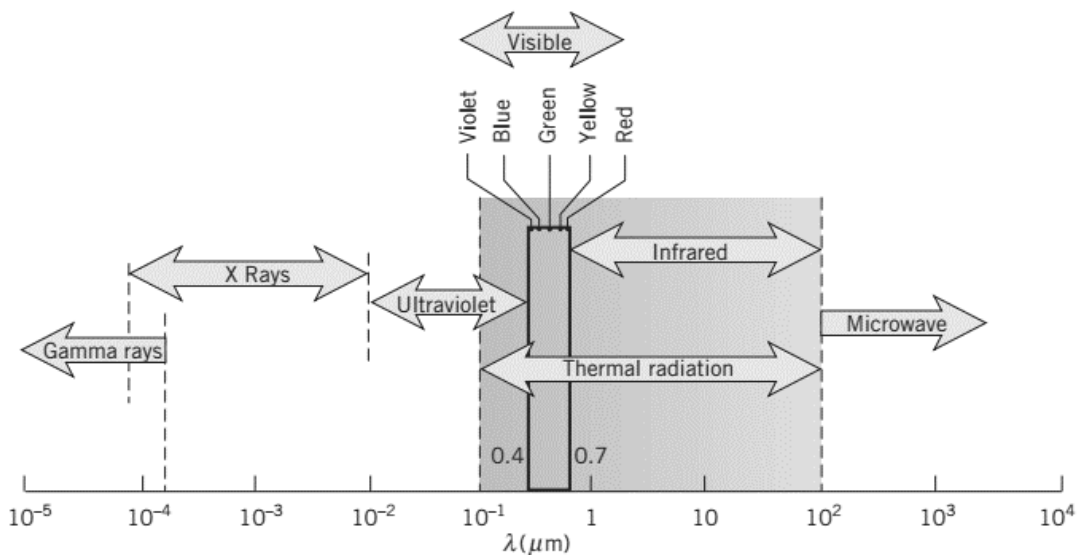
γυαλί έχουν διπλή συμπεριφορά, καθώς σε ορισμένες θερμοκρασίες συμπεριφέρονται ως αδιαφανή και σε άλλες ως ημιδιαπερατά.

Όσον αφορά τη φύση της θερμικής ακτινοβολίας, αυτή μπορεί να ερμηνευτεί με δύο τρόπους. Χρησιμοποιώντας την ηλεκτρομαγνητική θεωρία του Maxwell, η θερμική ακτινοβολία μπορεί να ερμηνευτεί ως ηλεκτρομαγνητικό κύμα, το οποίο μεταφέρει ενέργεια και χαρακτηρίζεται από την συχνότητα f και το μήκος κύματος λ . Η σχέση που συνδέει τη συχνότητα και το μήκος κύματος περιγράφεται από την Εξίσωση 2.1:

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (2.1)$$

όπου c η ταχύτητα του φωτός στο μέσο διάδοσης. Χρησιμοποιώντας τη θεωρία του Max Planck η θερμική ακτινοβολία μπορεί να ερμηνευτεί ως ένα σύνολο φωτονίων, μέσω των οποίων επιτυγχάνεται η μετάδοση της ενέργειας.

Η θερμική ακτινοβολία καταλαμβάνει ένα μεγάλο τμήμα του ηλεκτρομαγνητικού φάσματος, συμπεριλαμβάνοντας ένα τμήμα της υπεριώδους ακτινοβολίας, την ορατή ακτινοβολία και το σύνολο της υπέρυθρης ακτινοβολίας. Το τμήμα του φάσματος που καταλαμβάνεται από την υπέρυθρη ακτινοβολία παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.1. Επίσης η θερμική ακτινοβολία, όπως και κάθε ηλεκτρομαγνητικό κύμα, δεν απαιτεί την ύπαρξη κάποιου μέσου για την διάδοσή της. Κατά την διάδοσή της ηλεκτρομαγνητικής ακτινοβολίας σε κάποιο μέσο καθώς και στην διάβαση από ένα μέσο σε άλλο, ισχύουν όλοι οι νόμοι της οπτικής.



Σχήμα 2.1 : Θερμική ακτινοβολία στο ηλεκτρομαγνητικό φάσμα (Incropera et al., 2011)

Η μονάδα μέτρησης ακτινοβολούμενης ισχύος $P_{\text{th,rad}}$ είναι το W/m^2 . Ορίζονται επίσης τα μεγέθη της ακτινοβολούμενης έντασης (I_{th}), της θερμικής ισχύος ανά μονάδα μήκους κύματος (dq_λ) και της εκπεμπόμενης ισχύος (E_λ)

Η ακτινοβολούμενη ένταση $I_\lambda(\lambda, \theta, \phi)$ ορίζεται ως ο ρυθμός με τον οποίο η ακτινοβολούμενη θερμική ενέργεια εκπέμπεται για ένα μήκος κύματος λ , στη κατεύθυνση (θ, ϕ) , ανά μονάδα επιφάνειας, κάθετη στην κατεύθυνση εκπομπής, ανά μονάδα στερεάς γωνίας κατά την κατεύθυνση αυτή και ανά στοιχειώδες διάστημα $d\lambda$ γύρω από το μήκος κύματος λ (Σχήμα 2.2). Ο παραπάνω ορισμός

εκφράζεται από την Εξίσωση (2.2). Οι μονάδες της ακτινοβολούμενης έντασης περιγράφονται από την Εξίσωση (2.3).

$$I_{\lambda}(\lambda, \theta, \varphi) = \frac{dq}{dA_1 \cos \theta \cdot d\omega \cdot d\lambda} \quad (2.2)$$

$$[I_{\lambda}] = \left[\frac{W}{(m^2)(\mu m)(sr)} \right] \quad (2.3)$$

Αντίστοιχα, η θερμική ισχύς της πηγής για ένα μήκος κύματος, αν είναι γνωστή η ένταση, ορίζεται σύμφωνα με την Εξίσωση (2.4)

$$dq_{\lambda} = \frac{dq}{d\lambda} = I_{\lambda}(\lambda, \theta, \varphi) \cdot dA_1 \cos \theta \cdot d\omega \quad (2.4)$$

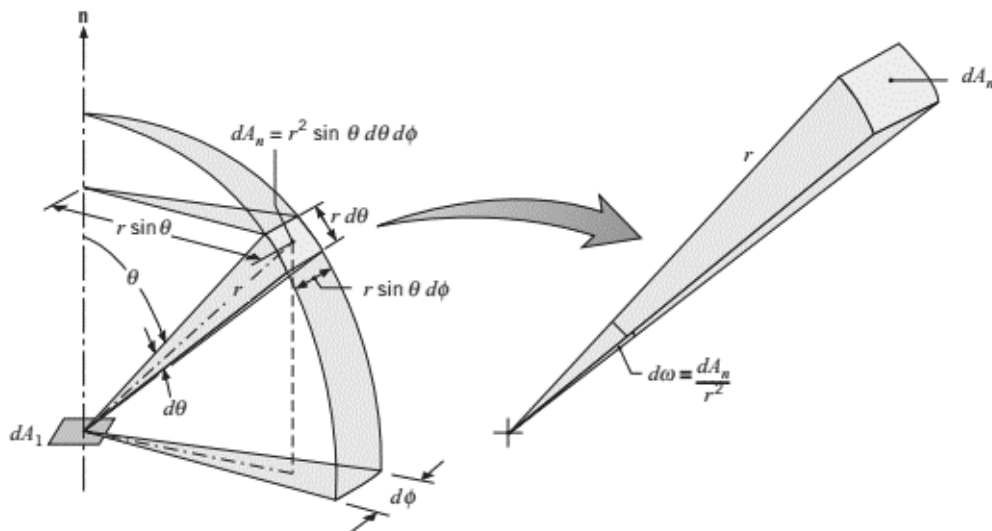
Η εκπεμπόμενη ισχύς $E_{\lambda}(\lambda)$ ορίζεται, σύμφωνα με την Εξίσωση (2.5), ως η εκπεμπόμενη ισχύς ανά μονάδα μήκους κύματος συνολικά προς κάθε κατεύθυνση. Επίσης ως ολική εκπεμπόμενη ισχύς E ορίζεται, σύμφωνα με την Εξίσωση (2.6), η συνολική εκπεμπόμενη ισχύς σε κάθε μήκος κύματος και προς κάθε κατεύθυνση.

$$E_{\lambda}(\lambda) = \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi/2} I_{\lambda}(\lambda, \theta, \varphi) \cdot \cos \theta \cdot \sin \theta \cdot d\theta d\varphi \quad (2.5)$$

$$E = \int_0^{\infty} E_{\lambda}(\lambda) \cdot d\lambda \quad (2.6)$$

Για έναν διάχυτο εκπομπέα (diffuse emitter), ο οποίος εκπέμπει με την ίδια ένταση προς κάθε κατεύθυνση, εύκολα αποδεικνύεται ότι :

$$E_{\lambda}(\lambda) = \pi \cdot I_{\lambda}(\lambda) \quad (2.7)$$



Σχήμα 2.2 : Παρατηρητής υπό κατεύθυνση (θ, φ) (Incropera et al., 2011)

2.2 Πηγές θερμικής ακτινοβολίας

Πηγή θερμικής ακτινοβολίας όπως αναφέρθηκε στην παράγραφο 2.1, είναι κάθε σώμα, στερεό, υγρό ή αέριο. Συγκεκριμένα, οι πηγές θερμικής ακτινοβολίας χωρίζονται στις παρακάτω γενικές κατηγορίες :

- Πραγματικές επιφάνειες
- Αέρια και ατμοί
- Περιβαλλοντική θερμική ακτινοβολία

2.2.1 Μέλαν σώμα

Για την μελέτη των πηγών θερμικής ακτινοβολίας, είναι αρχικά απαραίτητη η κατανόηση της έννοιας του μέλανος σώματος. Ως μέλαν σώμα ορίζεται ένας τέλειος εκπομπέας και απορροφητής ακτινοβολίας. Για κάθε καθορισμένη θερμοκρασία και μήκος κύματος, καμία επιφάνεια δεν μπορεί να εκπέμψει περισσότερη ενέργεια από το μέλαν σώμα. Επίσης το μέλαν σώμα απορροφά κάθε προσπίπτουσα ακτινοβολία ανεξάρτητα από το μήκος κύματος και την κατεύθυνση. Τέλος το μέλαν σώμα εκπέμπει ακτινοβολία ομοιόμορφα προς κάθε κατεύθυνση, όντας ένας διάχυτος εκπομπέας (Cengel and Ghajar, 2014).

Η ακτινοβολουμένη ένταση του μέλανος σώματος έχει υπολογισθεί από τον Planck, και προκύπτει από την Εξίσωση (2.8). Επίσης για το μέλαν σώμα, ως διάχυτος εκπομπέας, υπολογίζεται εύκολα και η εκπεμπόμενη ισχύς, σύμφωνα με την Εξίσωση (2.9).

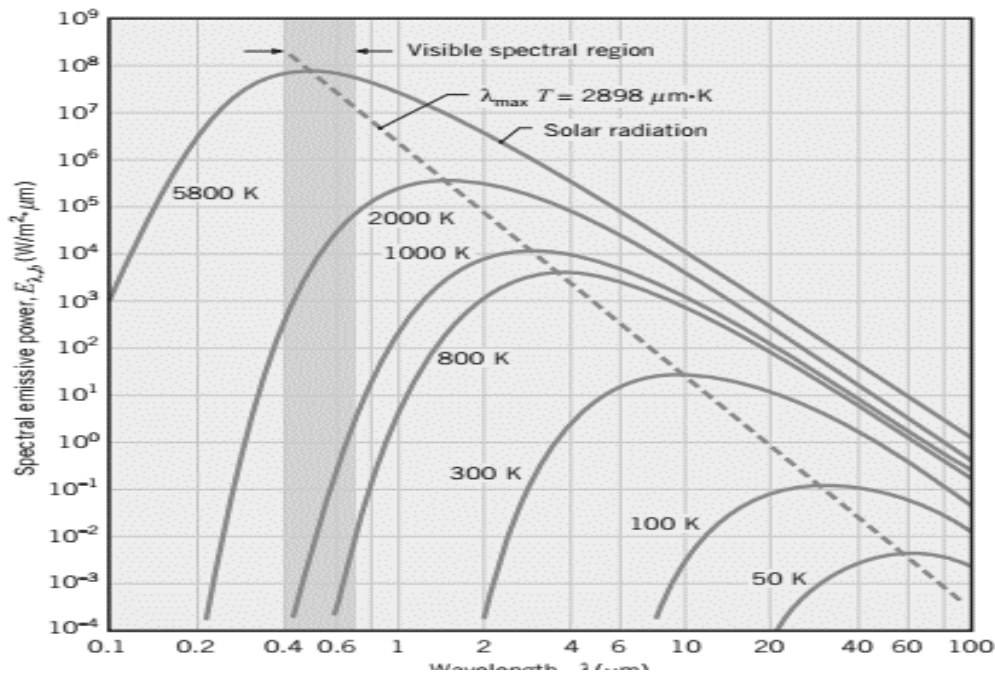
$$I_{b,\lambda}(\lambda, T) = \frac{2hC_0^2}{\lambda^5 [\exp(hc_0 / \lambda kT) - 1]} \quad (2.8)$$

$$E_{b,\lambda} = \pi \cdot I_{b,\lambda}(\lambda, T) = \frac{C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2 / \lambda T) - 1]} \quad (2.9)$$

όπου $h=6.6256 \times 10^{-34}$ Js και $k=1.3805 \times 10^{-23}$ J/K οι σταθερές του Planck και Boltzmann αντίστοιχα, C_0 η ταχύτητα του φωτός στο κενό, $C_1=2\pi h C_0^2=3.742 \times 10^8$ Wμm⁴/m² και $C_2=hc_0/k=1.439 \times 10^4$ μmK.

Η κατανομή της Εξίσωσης (2.9) για διάφορες θερμοκρασίες, γνωστή και ως κατανομή Planck, παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.3. Από την μελέτη του διαγράμματος προκύπτουν τα παρακάτω συμπεράσματα για τον μέλαν σώμα (Incropera et al., 2011) :

- Η εκπεμπόμενη ισχύς ποικίλει ανάλογα με το μήκος κύματος.
- Για κάθε μήκος κύματος, η εκπεμπόμενη ισχύς αυξάνεται με την αύξηση της θερμοκρασίας.
- Η φασματική περιοχή στην οποία η εκπεμπόμενη ισχύς μεγιστοποιείται εξαρτάται από τη θερμοκρασία, με το μέγιστο να μετατοπίζεται σε χαμηλότερα μήκη κύματος καθώς η θερμοκρασία αυξάνεται.
- Ένα σημαντικό τμήμα της εκπεμπόμενης ακτινοβολουσας ισχύος του ήλιου, ο οποίος μπορεί να προσεγγιστεί ως ένα μέλαν σώμα θερμοκρασίας 5800 K, βρίσκεται εντός του ορατού φάσματος. Αντίθετα, για θερμοκρασίες $T \leq 800$ K, οι εκπομπές βρίσκονται κυρίως στο υπέρυθρο τμήμα του φάσματος, και δεν είναι ορατές στο ανθρώπινο μάτι.



Σχήμα 2.3 : Κατανομή εκπεμπόμενης ισχύος μέλανος σώματος (Incropera et al., 2011)

2.1.2 Πραγματικές επιφάνειες

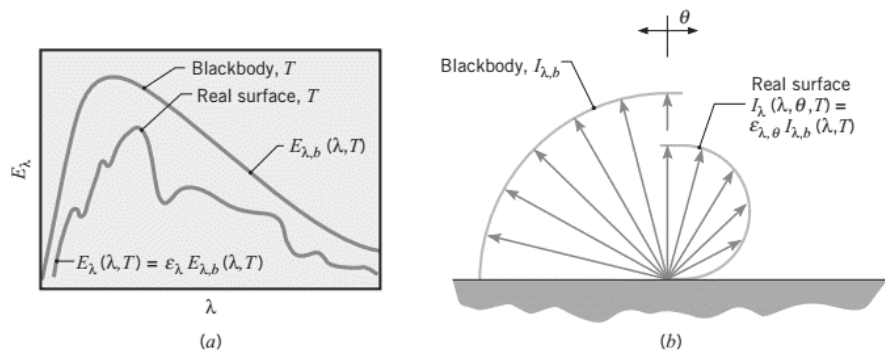
Σε αντίθεση με το μέλαν σώμα, οι πραγματικές επιφάνειες εκπέμπουν λιγότερη ενέργεια από αυτό, ενώ δεν απορροφούν το σύνολο της προσπίπτουσας σε αυτές, ακτινοβολίας. Επίσης οι πραγματικές επιφάνειες δεν αποτελούν διάχυτους εκπομπείς, αλλά η ακτινοβολούσα ένταση κατανέμεται ανομοιόμορφα. Για τους παραπάνω λόγους, έχουν διαμορφωθεί συντελεστές, οι οποίοι δηλώνουν τη σχέση της ακτινοβολούσας έντασης και εκπεμπόμενης ισχύος της πραγματικής επιφάνειας σε σχέση με το μέλαν σώμα. Επίσης, αντίστοιχοι συντελεστές έχουν ορισθεί για να εκφράσουν το ποσοστό της ακτινοβολίας που δεν απορροφάται από την επιφάνεια, αλλά είτε ανακλάται, είτε τηνδιαβαίνει.

Ο συντελεστής εκπομπής ορίζεται ως η εκπεμπόμενη ισχύς της επιφάνειας ως προς την εκπεμπόμενη ισχύ του μέλανος σώματος για τις ίδιες συνθήκες (Εξίσωση 2.10), ενώ ο συντελεστής ακτινοβολίας αντίστοιχα για την ακτινοβολούμενη ένταση (Εξίσωση 2.11).

$$\epsilon_{\lambda}(\lambda, T) = \frac{E_{\lambda}(\lambda, T)}{E_{\lambda,b}(\lambda, T)} \quad (2.10)$$

$$\epsilon_{\lambda,\theta}(\lambda, \theta, \phi, T) = \frac{I_{\lambda}(\lambda, \theta, \phi, T)}{E_{\lambda,b}(\lambda, T)} \quad (2.11)$$

Μία σύγκριση της εκπεμπόμενης ισχύος και της ακτινοβολούμενης έντασης του μέλανος σώματος με μια πραγματική επιφάνεια παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.4. Παρατηρείτε ότι ο συντελεστής εκπομπής και ακτινοβολίας δεν παραμένει σταθερός, αλλά μεταβάλλεται καθώς οι συνθήκες (μήκος κύματος, γωνίες) μεταβάλλονται.

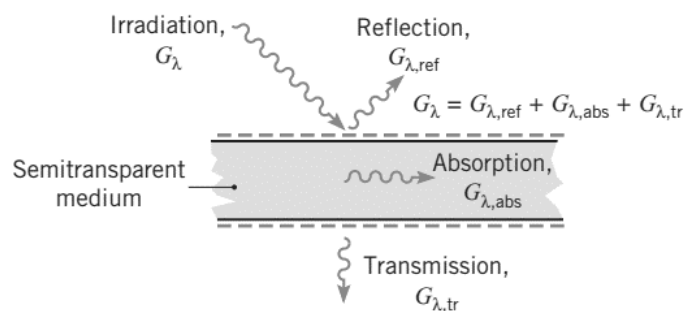


Σχήμα 2.4 : Σύγκριση (α) συντελεστή εκπομπής και (β) συντελεστή ακτινοβολίας πραγματικής επιφάνειας με μέλαν σώμα (Incropera et al., 2011)

Κάποια τυπικά εύρη τιμών του συντελεστή εκπομπής είναι τα παρακάτω :

- Για τα μέταλλα, ο συντελεστής εκπομπής λαμβάνει χαμηλές τιμές εύρους από 0.02 έως και περίπου 0.4. Όσο μεγαλύτερη είναι η επεξεργασία γυαλισματος των μετάλλων, τόσο μικρότερος είναι ο συντελεστής. Σε περίπτωση οξειδωσης των μετάλλων ο συντελεστής μπορεί να αυξηθεί έως και την τιμή 0.7.
- Ο συντελεστής των μονωτών λαμβάνει τιμές μεγαλύτερες του 0.6
- Η θερμοκρασία παίζει σημαντικό ρόλο στην διαμόρφωση του συντελεστή εκπομπής.

Οι συντελεστές ανάκλασης (ρ_λ), απορρόφησης (α_λ) και διάβασης (τ_λ) (για τα ημιδιαπερατά σώματα) ορίζονται ως το ποσοστό της προσπίπτουσας ακτινοβολίας G_λ , το οποίο ανακλάται, απορροφάται ή διαπερνά το σώμα (Σχήμα 2.5).



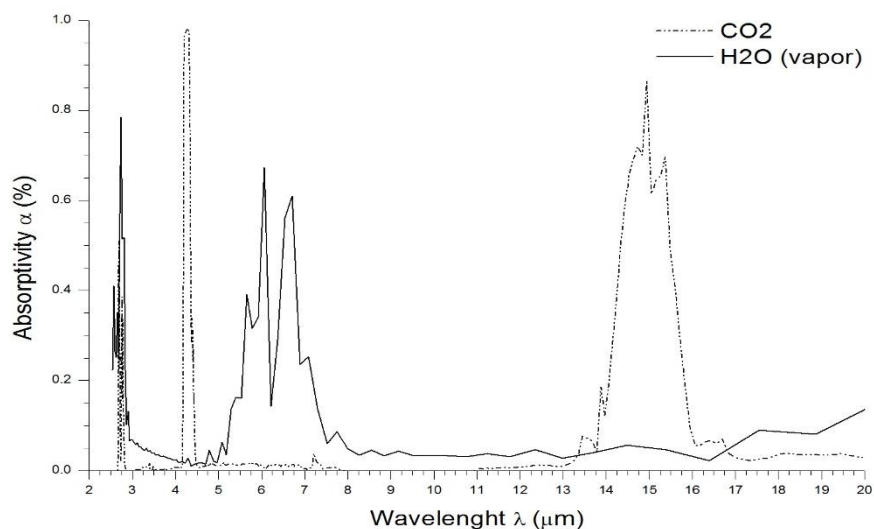
Σχήμα 2.5 : Απορρόφηση, ανάκλαση και διάβαση προσπίπτουσας ακτινοβολίας σε ημιδιαπερατό σώμα (Incropera et al., 2011)

2.1.3 Αέρια και ατμοί

Όπως και τα στερεά-υγρά σώματα (πραγματικές επιφάνειες) έτσι και τα αέρια και οι ατμοί απορροφούν και εκπέμπουν θερμική ακτινοβολία. Τα μη πολικά αέρια, όπως το O_2 και το N_2 , δεν απορροφούν ή εκπέμπουν θερμική ακτινοβολία, παρά μόνο σε πολύ υψηλές, μη ενδιαφέρουσες για τεχνολογικές εφαρμογές, θερμοκρασίες και συμπεριφέρονται ως διαφανή σώματα. Αντίθετα τα πολικά αέρια, όπως το CO_2 , CO , SO_2 , οι ατμοί H_2O και όλοι οι υδρογονάνθρακες, εκπέμπουν και απορροφούν θερμική ακτινοβολία σε περιορισμένες φασματικά ζώνες, σε αντίθεση με τα στερεά-υγρά, τα οποία εκπέμπουν και απορροφούν σε ολόκληρο το φάσμα της θερμικής ακτινοβολίας.

Τα αέρια και οι ατμοί διαμορφώνουν φασματικές ζώνες και όχι συνεχή φάσματα απορρόφησης και εκπομπής, εξ' αιτίας των διακριτών τιμών που λαμβάνουν συγκεκριμένα μεγέθη που χαρακτηρίζουν τα μόρια τους. Τα ηλεκτρόνια των μορίων κινούνται σε διακριτές ενεργειακές στροβίλλες. Η μετάβαση ενός ηλεκτρονίου σε ανώτερη στροβίλλα απαιτεί την απορρόφηση ενός φωτονίου συγκεκριμένης ενεργειακής κατάστασης. Η πτώση ενός ηλεκτρονίου σε κατώτερη ενεργειακή στροβίλλα προκαλεί την εκπομπή ενός φωτονίου συγκεκριμένης ενέργειας. Αντίστοιχα με τις ενεργειακές στροβίλλες στις οποίες κινούνται τα ηλεκτρόνια των μορίων, συγκεκριμένες διακριτές τιμές λαμβάνουν και οι συχνότητες ταλάντωσης και περιστροφής των μορίων. Η αλλαγή συχνότητας προκαλείται μέσω της απορρόφησης ή απόδοσης συγκεκριμένου ποσού ενέργειας από το μόριο. Οι παραπάνω διακριτές ποσότητες ενέργειας που απορροφούν ή εκπέμπουν τα μόρια, μεταφραζόμενες στις αντίστοιχες συχνότητες των φωτονίων, συνθέτουν το φάσμα απορρόφησης και εκπομπής. Οι ενέργεια που απαιτείται για την αλλαγή τροχιάς σε ένα ηλεκτρόνιο είναι σχετικά μεγάλη και οδηγεί σε φασματικές γραμμές στο υπεριώδες και ορατό φάσμα. Η αλλαγή στην συχνότητα ταλάντωσης απαιτεί ποσότητα ενέργειας που οδηγεί σε γραμμές στο μέσο και εγγύς μακρό υπέρυθρο φάσμα ($\lambda=1.5-15 \mu\text{m}$). Τέλος η αλλαγή στην συχνότητα περιστροφής οδηγεί σε γραμμές στο μακρό υπέρυθρο φάσμα ($\lambda>10 \mu\text{m}$).

Τα σημαντικότερα πολικά αέρια που βρίσκονται σε σημαντικές ποσότητες, τόσο στα κατώτερα στρώματα της ατμόσφαιρας, όσο και στα καυσαέρια αεριοστρόβιλων ιπταμένων μέσων, είναι το CO_2 και οι ατμοί H_2O . Τα φάσματα απορρόφησης τους παρουσιάζονται στο Σχήμα 2.6.

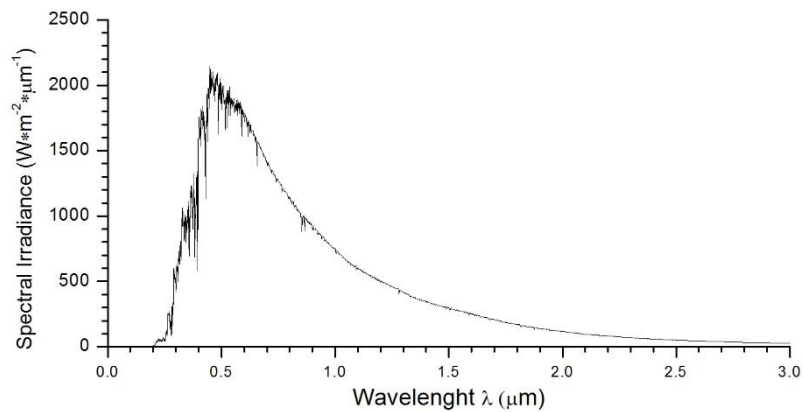


Σχήμα 2.6 : Φάσμα απορρόφησης CO_2 και H_2O (υδρατμός) για μήκη κύματος 2-20 μm (National Institute of Standards and Technology Database)

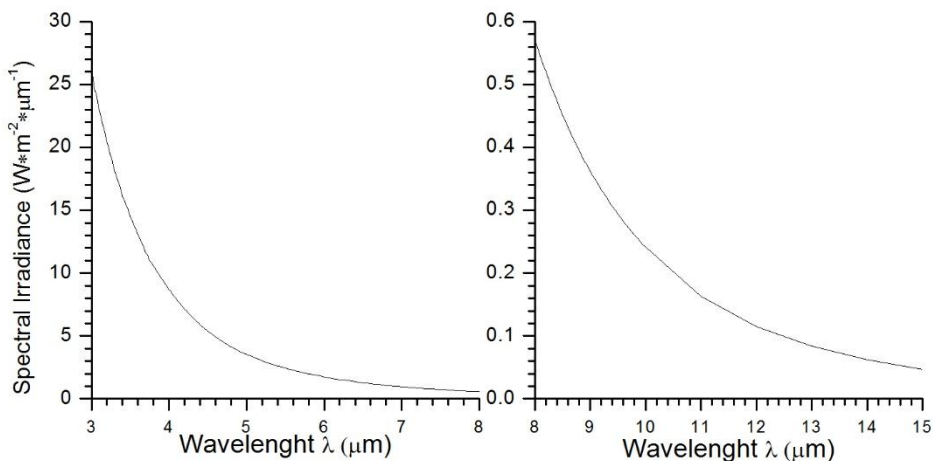
2.1.4 Περιβαλλοντική θερμική ακτινοβολία

Ως περιβαλλοντική θερμική ακτινοβολία ορίζεται το σύνολο της θερμικής ακτινοβολίας που προέρχεται από τον ήλιο ή εκπέμπεται από την επιφάνεια της γης, τόσο στην ξηρά, όσο και στην θάλασσα (Incropera et al., 2011).

Η θερμική ακτινοβολία που προέρχεται από τον ήλιο, προτού εισέλθει στη γήινη ατμόσφαιρα, μπορεί να προσομοιωθεί με την εκπεμπόμενη ακτινοβολία από ένα μέλαν σώμα, θερμοκρασίας 5800 K. Στο Σχήμα 2.7 παρουσιάζεται το πραγματικό φάσμα της εκπεμπόμενης ισχύος θερμικής ακτινοβολίας του ήλιου, εκτός της ατμόσφαιρας, όπως αυτό έχει μετρηθεί και τυποποιηθεί. Εντός της ατμόσφαιρας η ισχύος της ηλιακής θερμικής ακτινοβολίας μειώνεται για λόγους που αναλύονται στην παράγραφο 2.3. Η μείωση αυτή επηρεάζεται από πολλούς παράγοντες, σημαντικότεροι εκ των οποίων είναι το υψόμετρο και η γωνία πρόσπτωσης της ηλιακής ακτινοβολίας στον πλανήτη. Στο Σχήμα 2.8 παρουσιάζεται η ισχύος της ηλιακής ακτινοβολίας εντός της ατμόσφαιρας για διάφορα ύψη και για εύρος μήκους κύματος 0.25-12 μm , ενώ στο Σχήμα 2.9 παρουσιάζεται η ακτινοβολούσα ένταση για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης.



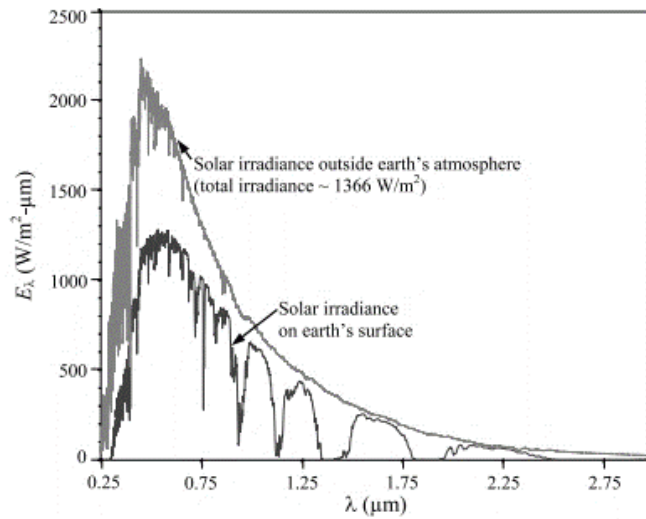
(α)



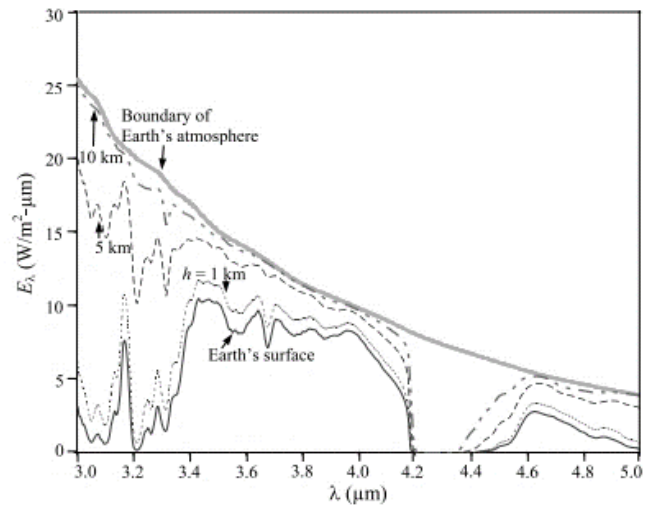
(β)

(γ)

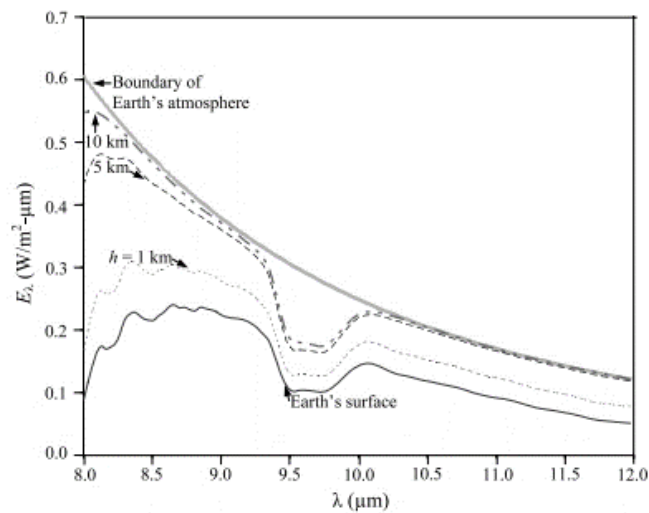
Σχήμα 2.7 : Εκπεμπόμενη ισχύος ηλιακής θερμικής ακτινοβολίας στο διάστημα, στα μήκη κύματος (α) 0.2-3 μm , (β) 3-8 μm και (γ) 8-15 μm (ASTM E-490 Standard Extraterrestrial Spectrum Reference)



(α)

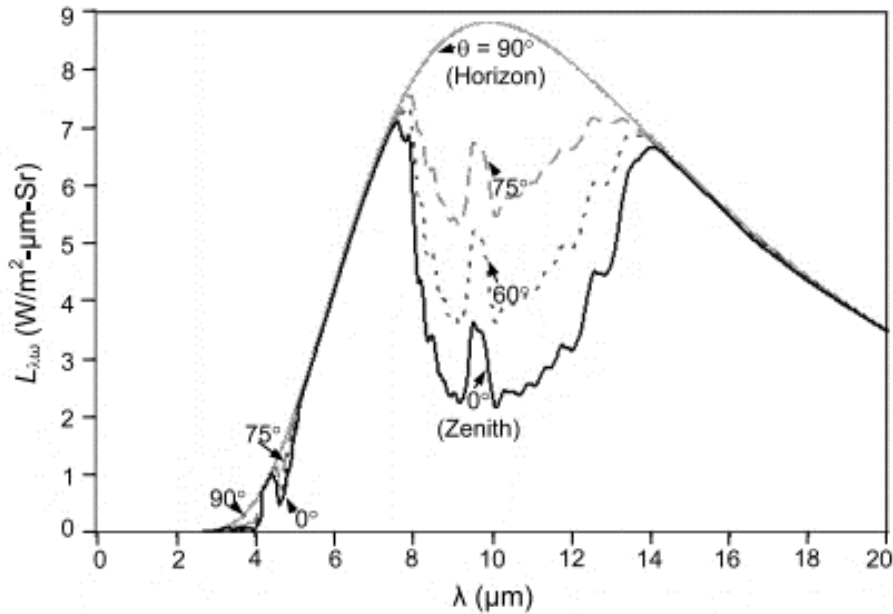


(β)



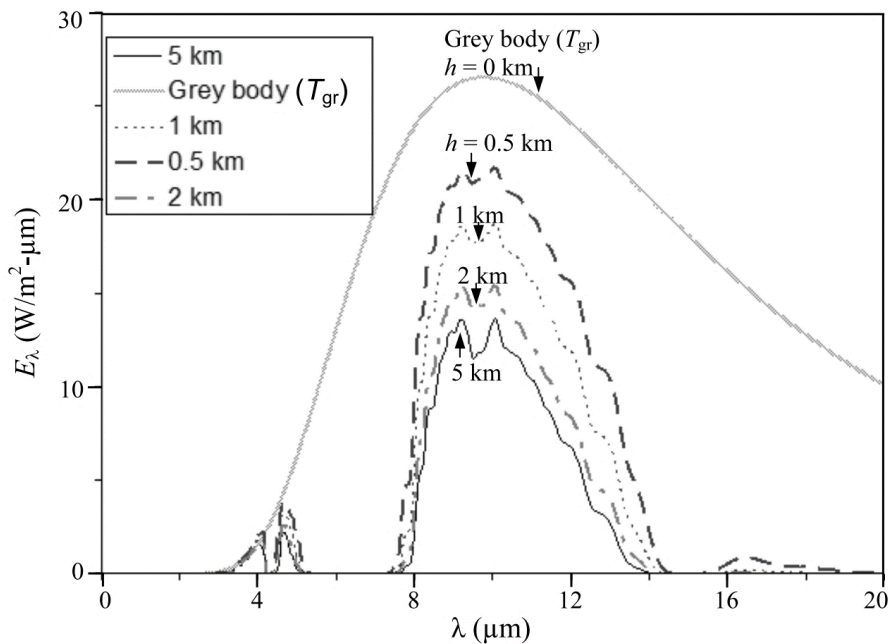
(γ)

Σχήμα 2.8 : Ισχύς θερμικής ακτινοβολίας στην ατμόσφαιρα για διάφορα υψόμετρα στα μήκη κύματος (α) 0.25-3 μm , (β) 3-5 μm και (γ) 8-12 μm (Mahulikar et al., 2008)



Σχήμα 2.9 : Ακτινοβολούσα ένταση θερμικής ακτινοβολίας για διάφορες γωνίες πρόσπτωσης (Mahulikar et al., 2008)

Η θερμική ακτινοβολία που προέρχεται από την γη, αποτελείται από την ακτινοβολία που εκπέμπει το έδαφος λόγω της θερμοκρασίας του και από την ηλιακή ακτινοβολία που ανακλάται σε αυτό κατά τη διάρκεια της ημέρας. Επηρεάζεται από πολλούς παράγοντες, σημαντικότεροι εκ των οποίων είναι η βλάστηση, η θερμοκρασία, η υγρασία της ατμόσφαιρας και ο τύπος του εδάφους (Mahulikar et al., 2008). Το μήκος κύματος της θερμικής ακτινοβολίας της γης κυμαίνεται στο εύρος 3-20 μm με σημαντικότερη επίδραση στο εύρος 8-14 μm. Στο Σχήμα 2.10 παρουσιάζεται η εκπεμπόμενη ισχύος θερμικής ακτινοβολίας της γης, κατά τη διάρκεια της νύχτας, σε διάφορα υψόμετρα.



Σχήμα 2.10 : Εκπεμπόμενη ισχύος θερμικής ακτινοβολίας της γης κατά τη διάρκεια της νύχτας (Mahulikar et al., 2008)

2.3 Ατμοσφαιρική διάδοση θερμικής ακτινοβολίας

Η ατμόσφαιρα της γης αποτελεί το σημαντικότερο παράγοντα στη μετάδοση της θερμικής ακτινοβολίας και στην τελική διαμόρφωση του θερμικού ίχνους των ιπτάμενων μέσων. Οι σημαντικότεροι μηχανισμοί που διαμορφώνουν τη μετάδοση της θερμικής ακτινοβολίας διαμέσου αυτής είναι η απορρόφηση, η σκέδαση και η διάθλαση από τα μόρια του αέρα καθώς και από τα σωματίδια – σταγονίδια σε αυτόν. (Modest, 2013).

2.3.1 Απορρόφηση, σκέδαση και διάθλαση

Όπως έχει αναφερθεί στην παράγραφο 2.1.3, τα μη πολικά αέρια δεν απορροφούν - εκπέμπουν θερμική ακτινοβολία. Αντίθετα τα πολικά αέρια εκπέμπουν και απορροφούν θερμική ακτινοβολία σε διακριτές φασματικές περιοχές. Η ατμόσφαιρα της γης αποτελείται κυρίως από τα μη πολικά αέρια O_2 και N_2 ($\approx 99\%$ κατ' όγκο της ατμόσφαιρας). Παρόλα αυτά τα μη πολικά αέρια CO_2 , ατμοί H_2O και, σε μεγαλύτερα υψόμετρα, O_3 , αν και βρίσκονται σε ίχνη στην κατ' όγκο σύσταση της ατμόσφαιρας, επιδρούν σημαντικά στη διαπερατότητα της από τη θερμική ακτινοβολία. Σε χαμηλότερα υψόμετρα, η αυξημένη συγκέντρωση CO_2 και υγρασίας, σε σχέση με μεγαλύτερα υψόμετρα, κάνει την συμβολή τους ακόμα σημαντικότερη. Απορρόφηση προκαλούν επίσης και τα διάφορα σωματίδια ή σταγονίδια της ατμόσφαιρας.

Ως διάθλαση ορίζεται το φαινόμενο κατά το οποίο όταν η ηλεκτρομαγνητική ακτινοβολία προσπέσει σε μια μεγάλη οριακή επιφάνεια, μεταξύ δυο διαφορετικών διαπερατών μέσων διάδοσης, ένα τμήμα αυτής ανακλάται, ενώ το υπόλοιπο τμήμα διέρχεται στο δεύτερο μέσο, όπου η κατεύθυνση του κάμπτεται σύμφωνα με τον νόμο της διάθλασης. Στην ατμόσφαιρα, διάθλαση της ακτινοβολίας προκύπτει κυρίως μεταξύ αερίων μαζών διαφορετικής θερμοκρασίας, άρα και πυκνότητας.

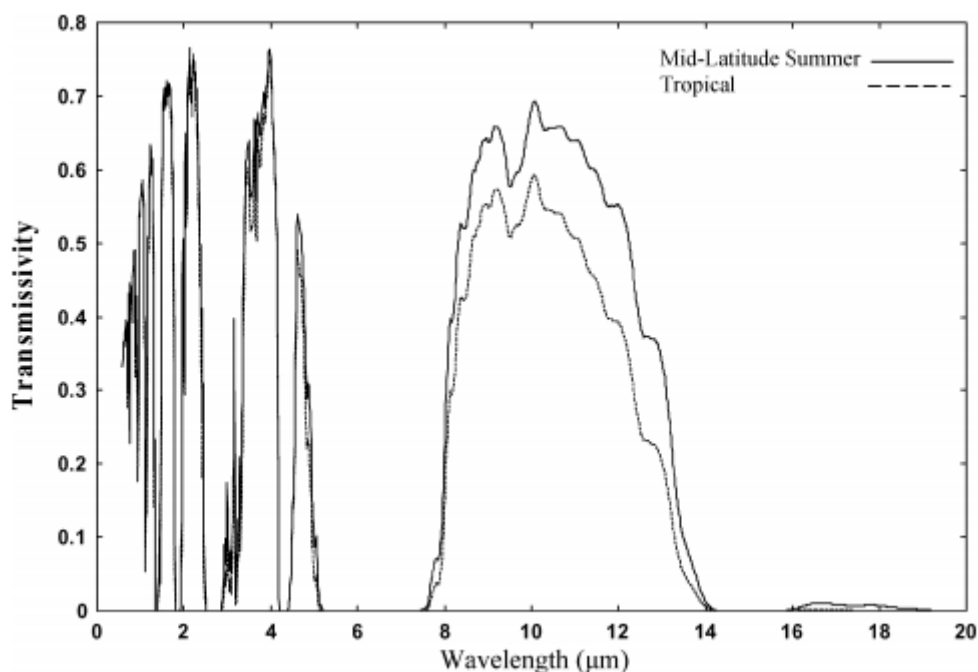
Σκέδαση είναι η διαδικασία απορρόφησης και, στη συνέχεια, επανεκπομπής της ηλεκτρομαγνητικής ακτινοβολίας προς κάθε κατεύθυνση, όταν αυτή προσπίπτει πάνω στα μόρια και τα σωματίδια – σταγονίδια της ατμόσφαιρας. Το μέγεθος των μορίων και σωματιδίων πρέπει να είναι συγκρίσιμο ή μικρότερο του μήκους κύματος της ακτινοβολίας. Όσον αφορά τη θερμική ακτινοβολία, η μοριακή σκέδαση είναι αμελητέα, ενώ η σωματιδιακή σκέδαση επιδρά σημαντικά.

2.3.2 Επίδραση μετεωρολογικών φαινομένων

Τα μετεωρολογικά φαινόμενα όπως η πάχνη, η ομίχλη, τα νέφη και η βροχή επιδρούν σημαντικά στη διάδοση της θερμικής ακτινοβολίας στην ατμόσφαιρα. Τα μετεωρολογικά φαινόμενα προσθέτουν στην ατμόσφαιρα σωματίδια, κυρίως H_2O , τόσο υπό μορφή ατμού όσο και σε μορφή σταγονιδίων, και κατά συνέπεια απορροφούν και σκεδάζουν την ακτινοβολία. Λόγω του μεγέθους των σωματιδίων της βροχής και των λοιπών φαινομένων, τα μετεωρολογικά φαινόμενα επηρεάζουν κυρίως το υπέρυθρο φάσμα (Σάγος, 2017).

2.3.3 Ατμοσφαιρικά παράθυρα μετάδοσης υπέρυθρης ακτινοβολίας

Τα φαινόμενα της απορρόφησης, σκέδασης και διάθλασης στην ατμόσφαιρα είναι αυτά που συνολικά διαμορφώνουν τη διαπερατότητα της ατμόσφαιρας από την θερμική ακτινοβολία. Όπως αναφέρθηκε και στην εισαγωγή του Κεφαλαίου 2, ιδιαίτερη σημασία δίνεται στη μελέτη της διαπερατότητας της ατμόσφαιρας από την υπέρυθρη ακτινοβολία. Στο Σχήμα 2.11 παρουσιάζεται η διαπερατότητα της ατμόσφαιρας στην υπέρυθρη ακτινοβολία μήκους κύματος 1-20 μm , στον ισημερινό καλοκαίρι καθώς και για τροπικές συνθήκες.



Σχήμα 2.11 : Ατμοσφαιρική διαπερατότητα υπέρυθρης ακτινοβολίας (Rao and Mahulikar, 2005)

Στο Σχήμα 2.11 παρατηρούνται τα παρακάτω :

- Η ατμοσφαιρική απορρόφηση της υπέρυθρης ακτινοβολίας κυριαρχείται από τις συχνότητες απορρόφησης του CO_2 και του H_2O (Σχήμα 2.6).
- Τα κύρια ατμοσφαιρικά παράθυρα που δημιουργούνται για τη μετάδοση της υπέρυθρης ακτινοβολίας είναι το 1.7-2.8 μm , 3-5 μm (μέσω υπέρυθρο φάσμα) και το 8-12 μm (μακρό υπέρυθρο φάσμα).
- Η ύπαρξη αυξημένης υγρασίας (στις τροπικές συνθήκες) στην ατμόσφαιρα, μειώνει τη διαπερατότητα της ατμόσφαιρας.

2.4 Διαμόρφωση θερμικού ίχνους

Όπως ορίστηκε στην εισαγωγή του Κεφαλαίου 2, το θερμικό ίχνος ενός ιπτάμενου μέσου είναι η αντίθεση της εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας του μέσου με αυτή του περιβάλλοντός του, όπως αυτή γίνεται αντιληπτή από έναν αισθητήρα θερμικής ακτινοβολίας. Το θερμικό ίχνος αποτελεί ένα πολυδιάστατο μέγεθος, το οποίο επηρεάζεται τόσο από χαρακτηριστικά του ιπτάμενου μέσου, όσο και του περιβάλλοντος αλλά και από τη γωνία θέασης του μέσου.

2.4.1 Πηγές θερμικής ακτινοβολίας ιπταμένων μέσων

Οι πηγές θερμικής ακτινοβολίας ενός ιπτάμενου μέσου μπορούν να χωρισθούν σε δύο κατηγορίες. Τις πηγές υψηλής θερμοκρασίας, οι οποίες παράγουν θερμική ακτινοβολία στο "ατμοσφαιρικό παράθυρο" 3-5 μm και τις πηγές χαμηλής θερμοκρασίας, οι οποίες εκπέμπουν στο "παράθυρο" 8-12 μm (Mahulikar et al., 2001). Τις πηγές υψηλής θερμοκρασίας τις συνθέτουν τα θερμά τμήματα του συγκροτήματος ισχύος, της εξαγωγής - ακροφυσίου, το περίβλημα του συγκροτήματος ισχύος και το πλούμιο των καυσαερίων. Στις πηγές χαμηλής θερμοκρασίας εντάσσονται οι αεροδυναμικά θερμαινόμενες επιφάνειες, οι θερμαινόμενες από το πλούμιο επιφάνειες καθώς και η ανακλώμενη από την άτρακτο ατμοσφαιρική ακτινοβολία.

Η συμμετοχή του πλουμίου στη διαμόρφωση του θερμικού ίχνους είναι ιδιαίτερα σημαντική και διαφοροποιείται ανάλογα με το είδος του αεροστρόβιλου που χρησιμοποιείται από το μέσο. Μεγαλύτερης έντασης θερμικό ίχνος παρουσιάζουν τα μέσα τα οποία χρησιμοποιούν στροβιλοκινητήρες με ή χωρίς παράκαμψη, ενώ μικρότερο τα μέσα που χρησιμοποιούν ελικοφόρους αεροστρόβιλους (ελικοφόρα αεροσκάφη) ή αεροστρόβιλους μηχανικής ισχύος (ελικόπτερα). Αυτό προκύπτει από το γεγονός ότι τα καυσαέρια των στροβιλοκινητήρων είναι υψηλότερης θερμοκρασίας. Χαρακτηριστικά αναφέρεται ότι μία αύξηση της θερμοκρασίας των καυσαερίων από τους 900 K στους 1200 K, οδηγεί σε αύξηση της εκπεμπόμενης ισχύος θερμικής ακτινοβολίας του πλουμίου κατά 100% (Pan et al., 2013).

Σημαντικός παράγοντας, για τη διαμόρφωση του θερμικού ίχνους των ελικοπτέρων, αποτελεί επίσης το κατώρευμα, το οποίο δημιουργείται από το κύριο στροφέιο. Το κατώρευμα παρασύρει το πλούμιο, οδηγώντας το στο ουραίο τμήμα του ελικοπτέρου καθώς και σε άλλα τμήματα της ατράκτου, με αποτέλεσμα τη θέρμανσή τους (Pan et al., 2014). Η θέρμανση αυτή, η οποία μπορεί να ανέλθει στους 70 K πάνω από αυτή του περιβάλλοντος (Pan et al., 2014), οδηγεί σε αύξηση της εκπεμπόμενης ισχύος θερμικής ακτινοβολίας στο παράθυρο 8-12 μm .

2.4.2 Επίδραση περιβάλλοντος

Η επίδραση του περιβάλλοντος στη διαμόρφωση του θερμικού ίχνους ενός ιπτάμενου μέσου προκύπτει ως επαλληλία δύο παραγόντων. Πρώτον, από την θέρμανση της ατράκτου του μέσου από την απορρόφηση τμήματος της προσπίπτουσας ακτινοβολίας. Δεύτερον, από την ανάκλαση τμήματος της ακτινοβολίας, το οποίο προστίθεται στην εκπεμπόμενη, λόγω θερμοκρασίας, ακτινοβολία της ατράκτου (Mahulikar et al., 2008).

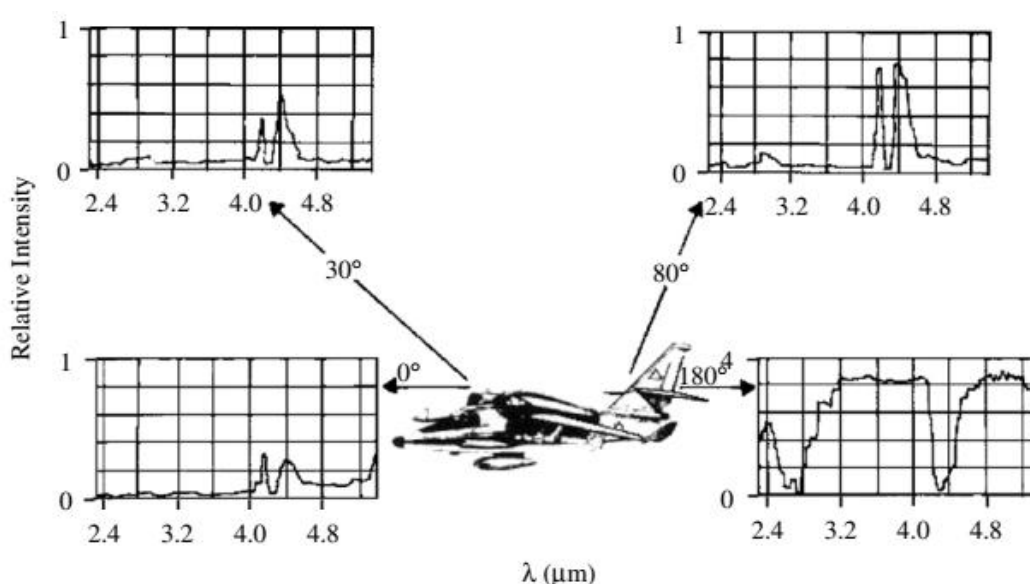
Η μελέτη των φασμάτων της εκπεμπόμενης ισχύος θερμικής ακτινοβολίας της ηλιακής ακτινοβολίας καθώς και της εκπεμπόμενης ακτινοβολίας από την γη (βλ. Σχήματα 2.8 και 2.10) οδηγούν στα παρακάτω συμπεράσματα :

- Η επίδραση της ηλιακής ακτινοβολίας είναι σημαντική στα ατμοσφαιρικά παράθυρα 3-5 μm και 1.9-2.9 μm .
- Η επίδραση της ακτινοβολίας του εδάφους είναι σημαντική στο ατμοσφαιρικό παράθυρο 8-12 μm .
- Η αύξηση του υψομέτρου οδηγεί σε αύξηση της επίδρασης της ηλιακής ακτινοβολίας και μείωσης της επίδρασης της ακτινοβολίας του εδάφους.

2.4.3 Χωρική κατανομή θερμικού ίχνους

Το γεγονός ότι το θερμικό ίχνος των ιπτάμενων μέσων αποτελεί συνδυασμό πολλών πηγών θερμικής ακτινοβολίας, διαφορετικού φάσματος εκπομπής, προκαλεί μια έντονη ανομοιομορφία αυτού με την αλλαγή της γωνίας θέασης του μέσου. Στο Σχήμα 2.12 παρουσιάζεται η σχετική ένταση της εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας ενός αεροσκάφους για τέσσερις γωνίες θέασης, στο παράθυρο 2.4-5.2 μm . Από το διάγραμμα αυτό προκύπτουν τα παρακάτω συμπεράσματα :

- Υπό γωνία θέασης 0 deg η ένταση του υπέρυθρου ίχνους είναι μικρή και προκύπτει από τις ισχυρά θερμαινόμενες αεροδυναμικές επιφάνειες (ακμές προσβολής αεροτομών, ρύγχος)
- Υπό γωνίας θέασης 30 deg και ενισχυμένα στις 80 deg, η επίδραση του πλουμίου αρχίζει να γίνεται σημαντική (κορυφές στις συχνότητες εκπομπής του CO_2 και H_2O)
- Υπό γωνία θέασης 180 deg το φάσμα της έντασης γίνεται συνεχές, στις διαπερατές περιοχές του φάσματος. Αυτό προκύπτει από την συμμετοχή στην διαμόρφωση του θερμικού ίχνους των υψηλής θερμοκρασίας μεταλλικών τμημάτων του κινητήρα και του ακροφυσίου.

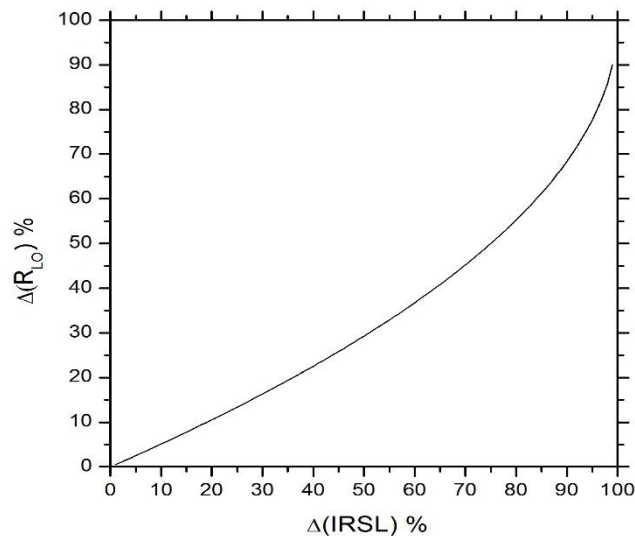


Σχήμα 2.12 : Σχετική ένταση υπέρυθρου ίχνους αεροσκάφους για διάφορες γωνίες θέασης (Ball, 2003)

Στο παράθυρο 8-12 μm , όπως έχει ήδη αναφερθεί, εκπέμπουν οι πηγές χαμηλής θερμοκρασίας, οι οποίες αποτελούνται από επιφάνειες και όχι αέρια. Για το λόγο αυτό, το εκπεμπόμενο φάσμα έντασης είναι συνεχές και σχετικά ομοιόμορφο, ανεξάρτητα της γωνίας θέασης.

3. ΚΑΤΑΠΙΕΣΗ ΘΕΡΜΙΚΟΥ ΙΧΝΟΥΣ

Ως καταπίεση θερμικού ίχνους (ΚΘΙ) ορίζεται κάθε ενέργεια η οποία αποσκοπεί στη μείωση της εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας από ένα ιπτάμενο μέσο και, κατ' επέκταση, στη μείωση της έντασης του θερμικού ίχνους (infrared signal level – IRSL). Οι ενέργειες αυτές αφορούν παθητικούς τρόπους άμυνας απέναντι σε πυραύλους υπέρυθρης καθοδήγησης με σκοπό την αύξηση της επιβιωσιμότητας του μέσου. Η αύξηση αυτή επιτυγχάνεται διότι η απόσταση εγκλωβισμού από έναν υπέρυθρο αισθητήρα (lock on range – R_{LO}) συνδέεται με το IRSL μέσω της αναλογίας $R_{LO} \sim IRSL^{1/2}$ (Mahulicar et al., 2007). Μια μείωση του IRSL της τάξης του 10 οδηγεί σε μια μείωση του R_{LO} κατά 3.16. Για ένα MANPADS τελευταίας γενιάς ισχύει $R_{LO} \approx 5\text{km}$. Μια μείωση του IRSL κατά 90% οδηγεί στην μείωση της απόστασης αυτής κατά 68.4%, δηλαδή $R_{LO, new} \approx 1.58\text{km}$. Στον Σχήμα 6.1 παρουσιάζεται η εκθετική σχέση μεταξύ μείωσης IRSL και R_{LO} .



Σχήμα 3.1 : Σχέση μείωσης IRSL και R_{LO}

3.1 Πύραυλοι υπέρυθρης καθοδήγησης

Όπως έχει αναφερθεί και στο Κεφάλαιο 2, βασική απειλή κατά το ιπτάμενων μέσων, αποτελούν οι πύραυλοι καθοδηγούμενοι μέσω της αναγνώρισης του υπέρυθρου ίχνους του στόχου. Η αντιμετώπιση της απειλής αυτής, μέσω της καταπίεσης του θερμικού ίχνους του στόχου, απαιτεί τη μελέτη της αρχής λειτουργίας τους, καθώς και την τεχνολογική τους εξέλιξη.

3.1.1 Τεχνολογία αισθητήρων υπέρυθρης ακτινοβολίας

Οι αισθητήρες υπέρυθρης ακτινοβολίας αποτελούν φωτοανιχνευτές, διατάξεις δηλαδή μορφοτροπέων οι οποίες δέχονται στην είσοδό τους οπτική ακτινοβολία (φωτόνια) και στην έξοδό τους παράγουν ηλεκτρικό σήμα, ανάλογα με τα χαρακτηριστικά του οπτικού σήματος που δέχονται. Το σήμα αυτό μπορεί να είναι σήμα τάσης ή έντασης ρεύματος (Σάγος, 2017). Τα επιθυμητά χαρακτηριστικά ενός φωτοανιχνευτή είναι η μεγάλη ευαισθησία σε συγκεκριμένα μήκη κύματος, μικρή και σταθερή ταχύτητα απόκρισης και χαμηλή στάθμη θορύβου.

Η τεχνολογία των φωτοανιχνευτών παρουσιάζει μεγάλο εύρος, λόγω και της μεγάλης φασματικής περιοχής την οποία καλείται να καλύψει. Για την περιοχή του

υπέρυθρου φάσματος, η τεχνολογία η οποία χρησιμοποιείται είναι κβαντικοί φωτοανιχνευτές φωτοαγωγιμότητας, οι οποίοι και καλύπτουν το φάσμα από 0.2 έως και 40 μm . Αποτελούν ημιαγωγούς τόσο ενδογενείς όσο και εξωγενείς. Τα συνηθέστερα υλικά κατασκευής τους είναι, για τους ενδογενείς ο PbS, ο InSn και το HgCdTe, ενώ για τους εξωγενείς το Si και το Ge με διάφορες προσμίξεις. Πέρα από τους φωτοανιχνευτές PbS, οι οποίοι λειτουργούν σε θερμοκρασία δωματίου, όλοι οι άλλοι για να επιτύχουν τα ονομαστικά επίπεδα ευαισθησίας, απαιτούν την ψύξη του αισθητήρα για την καταπίεση του θερμικού θορύβου. Η ψύξη αυτή μπορεί αν επιτευχθεί τόσο θερμοηλεκτρικά, με χρήση στοιχείων Peltier, όσο και κρυογενικά, με χρήση υγροποιημένων αερίων. Τα βασικά χαρακτηριστικά των αναφερθέντων φωτοανιχνευτών παρουσιάζονται στον Πίνακα 3.1.

Πίνακας 3.1 : Χαρακτηριστικά υλικών κατασκευής κβαντικών φωτοανιχνευτών

Υλικό	Τύπος	Ταχύτητα Απόκρισης	Μέγιστο ανιχνεύσιμο μήκος κύματος λ (μm)	Μέγιστη θερμοκρασία λειτουργίας T_{max} (K)
PbS	Ενδογενής	>100 μsec	2.9	300
InSn	Ενδογενής	>50 nsec	5.3	77
HgCdTe	Ενδογενής	2 μsec	25	77
SiGa	Εξωγενής	50 nsec	19	18
GeZn	Εξωγενής	0.5-5 nsec	38	4

Από τα στοιχεία του Πίνακα 3.1 εξάγονται τα παρακάτω συμπεράσματα :

- Για την ανίχνευση ακτινοβολίας στο μέσο υπέρυθρο φάσμα (πηγές υψηλής θερμοκρασίας) αρκούν ενδογενείς ημιαγωγοί. Παρόλα αυτά, για την επίτευξη μικρών ταχυτήτων απόκρισης απαιτείται η χρήση InSn, το οποίο απαιτεί ψύξη στους 77 K.
- Για την ανίχνευση ακτινοβολίας στο μακρό υπέρυθρο φάσμα (πηγές χαμηλής θερμοκρασίας) απαιτείται η χρήση είτε ενδογενούς ημιαγωγού HgCdTe, είτε η χρήση εξωγενών ημιαγωγών. Το πλεονέκτημα των τελευταίων είναι η μικρή ταχύτητα απόκρισης, απαιτώντας παράλληλα ψύξη σε θερμοκρασίες κοντά στο απόλυτο μηδέν, άρα και μεγαλύτερου κόστους.

Πέρα από την τεχνολογία των φωτοανιχνευτών, σημαντικό ρόλο στην απόδοση του υπέρυθρου αισθητήρα παίζει και ο τρόπος χρήσης - σάρωσης. Οι τεχνικές σάρωσης είναι αυτές που, συνδυαστικά με την αυξημένη ευαισθησία και το μικρότερο χρόνο απόκρισης του αισθητήρα καθώς και τεχνικές ανάλυσης σήματος, δίνουν την δυνατότητα στον πύραυλο να απορρίπτει αντίμετρα και το θόρυβο περιβάλλοντος.

Οι τεχνικές που χρησιμοποιούνται για την σάρωση του πεδίου και οι δυνατότητές τους είναι συνοπτικά οι παρακάτω :

- Spin-Scan: Εγκλωβισμός του θερμότερου σημείου του πεδίου ορατότητας. Αποτέλεσμα αυτού η πολύ μικρή δυνατότητα απόρριψης αντιμέτρων τύπου θερμοβολίδας.
- Con-Scan: Αύξηση της δυνατότητας απόρριψης αντιμέτρων τύπου θερμοβολίδας. Παρεμβάλλονται από ισχυρούς παρεμβολείς υπερύθρων.
- Rossete Scan: Πλήρης απόρριψη θερμοβολίδων καθώς και της επίδρασης των νεφών και του εδάφους.
- Focal Plane Array: Χρήση πολλαπλών σταθερών αισθητήρων, οι οποίοι παράγουν υπέρυθρη εικόνα. Δυνατότητα εφαρμογής πολλαπλών αλγόριθμων παρακολούθησης στόχου και εναλλαγή τους για απόρριψη των περισσοτέρων αντιμέτρων.

3.1.2 Τεχνολογική εξέλιξη

Η ανάπτυξη των πυραύλων καθοδηγούμενων από την υπέρυθρη ακτινοβολία του στόχου ξεκίνησε κατά την διάρκεια του Β΄ Παγκοσμίου Πολέμου, με το πρώτο επιχειρησιακό σύστημα 1^{ης} γενιάς να είναι έτοιμο το 1953. Η εξέλιξη των συστημάτων χωρίζεται μέχρι σήμερα σε 4 γενιές. Οι κύριες τεχνολογίες που ενσωματώνει κάθε γενιά παρουσιάζονται στον Πίνακα 3.2.

Πίνακας 3.2 : Γενιές πυραύλων καθοδηγούμενων με υπέρυθρη ακτινοβολία

Γενιά	Αισθητήρας	Σάρωση	Χαρακτηριστικά
1 ^η	PbS μη ψυχόμενος	Spin-Scan	Μικρή δυνατότητα αντιμετώπισης αντιμέτρων, εγκλωβισμός αποκλειστικά θερμών τμημάτων κινητήρων
2 ^η	Ψυχόμενος	Con-Scan	Αυξημένη δυνατότητα αντιμετώπισης αντιμέτρων, εγκλωβισμός και εξαγωγής – πλουμίου κινητήρα
3 ^η	Ψυχόμενος διπλού εύρους ζώνης	Rossete Scan	Πλήρης απόρριψη θερμοβολιδων, δυνατότητα ψηφιακής επεξεργασίας σήματος
4 ^η	Πολλαπλού φάσματος	FPA	Πολλαπλοί αλγόριθμοι παρακολούθησης, απόρριψη πλειοψηφίας παρεμβολών

3.2 Συστήματα καταπίεσης θερμικού ίχνους ελικοπτέρου

Όπως αναφέρθηκε, η ΚΘΙ είναι το σύνολο των ενεργειών που αποσκοπούν στη μείωση του IRSL ενός ιπτάμενου μέσου. Στο Κεφάλαιο 2 αναλύθηκαν οι πηγές θερμικής ακτινοβολίας που διαμορφώνουν το θερμικό ίχνος ενός ελικοπτέρου. Σημαντικότερες από αυτές είναι τα θερμά τμήματα του συγκροτήματος ισχύος και της εξαγωγής του, το πλούμιο του κινητήρα καθώς και τα θερμαινόμενα τμήματα του ελικοπτέρου από αυτό. Για το λόγο αυτό, η σχεδίαση των συστημάτων ΚΘΙ επικεντρώνεται κυρίως στην μείωση της εκπεμπόμενης ακτινοβολίας από τις πηγές αυτές.

3.2.1 Αρχές σχεδίασης συστημάτων καταπίεσης θερμικού ίχνους

Οι στόχοι και οι αρχές σχεδίασης ενός συστήματος ΚΘΙ ελικοπτέρου διατυπώθηκαν από τους Ponton και Warnes (2007). Οι βασικοί και, ενίοτε, αντικρουόμενοι στόχοι ενός τέτοιου συστήματος είναι οι εξής:

- Η μέγιστη μείωση του θερμικού ίχνους του ελικοπτέρου και αύξηση της επιβιωσιμότητάς του.
- Η ελάχιστη πτώση πίεσης του συστήματος εξαγωγής (ισοδυναμεί με πτώση ισχύος του κινητήρα).
- Η μικρότερη αύξηση του βάρους.
- Η ελάχιστη αύξηση της οπισθέλκουσας.
- Η μη επίδραση στην αξιοπιστία του συγκροτήματος ισχύος και του μέσου γενικότερα.

Γίνεται κατανοητό ότι η ταυτόχρονη επίτευξη όλων των παραπάνω στόχων στο μέγιστο δεν είναι δυνατή. Οι βασικές αρχές οι οποίες δύναται να οδηγήσουν στην πληρέστερη επίτευξη αυτών είναι οι παρακάτω:

- Το σύστημα πρέπει να επιτυγχάνει προστασία σε όλα τα μήκη κύματος τα οποία χρησιμοποιούν οι απειλές κατά του μέσου.
- Το σύστημα δεν πρέπει να αυξάνει την διατομή RADAR του μέσου.
- Οι απώλειες ισχύος του μέσου που προκύπτουν από την πτώση ισχύος του συγκροτήματος ισχύος και της αύξησης της οπισθέλκουσας δεν πρέπει να επηρεάζουν τις επιχειρησιακές δυνατότητές του.
- Το σύστημα δεν πρέπει να επιφέρει ανάγκες συντήρησης σε χρονικά διαστήματα πέρα από τα προβλεπόμενα για το μέσο.
- Το κόστος κτήσης του συστήματος πρέπει να είναι χαμηλό και συμβατό με τα κόστη συντήρησης στόλου ελικοπτέρων. Επίσης το κόστος ανάπτυξης πρέπει να είναι περιορισμένο.

Επιπλέον, η σχεδίαση ενός συστήματος ΚΘΙ καθίσταται ποιο αποτελεσματική και ουσιαστική με την τήρηση των παρακάτω κανόνων:

- Το σύστημα πρέπει να είναι δυνατόν να τοποθετηθεί σε ήδη υπάρχοντα επιχειρησιακά μέσα που δεν διαθέτουν τέτοιο σύστημα.
- Η σχεδίαση πρέπει να είναι εγγενώς επιδεικτική μεγέθυνσης ή σμίκρυνσης, με στόχο να είναι εφαρμόσιμη σε πλήθος μέσων.
- Η σχεδίαση πρέπει να είναι ευπροσάρμοστη σε δυνατότητες παροχής αέρα ψύξης.
- Η απόδοση του συστήματος πρέπει να μπορεί να κλιμακωθεί ανάλογα με τις απαιτήσεις των αντικρουόμενων στόχων, ο οποίοι προαναφέρθηκαν.

3.2.2 Μέθοδοι καταπίεσης θερμικού ίχνους

Λαμβάνοντας υπόψιν τις σημαντικές πηγές θερμικής ακτινοβολίας και διαμόρφωσης του θερμικού ίχνους ενός ελικοπτέρου, οι δυνατότητες επέμβασης για καταπίεση αυτού είναι οι παρακάτω:

- Μείωση της θερμοκρασίας ή απόκρυψη των θερμών τμημάτων του συγκροτήματος ισχύος.
- Μείωση της θερμοκρασίας της εξαγωγής του κινητήρα.
- Μείωση της επιρροής του πλουμίου (θέρμανση) στο ουραίο τμήμα του ελικοπτέρου και στην άτρακτο.
- Μείωση της θερμοκρασίας του πλουμίου του κινητήρα.

Η θερμοκρασία των θερμών τμημάτων του συγκροτήματος ισχύος είναι άμεσα συνδεδεμένη με τη λειτουργία του και για το λόγο αυτό κάθε προσπάθεια μείωσής τους καθίσταται πολύ δύσκολη ή και αδύνατη. Ως εκ τούτου, περισσότερο αποτελεσματική κρίνεται η απόκρυψη των τμημάτων αυτών από την παρατήρηση. Η υψηλότερη θερμοκρασία στο συγκρότημα ισχύος παρουσιάζεται στις βαθμίδες του στροβίλου (600-700°C). επίσης, σε μια απλή διαμόρφωση εξαγωγής οι τελευταίες βαθμίδες του στροβίλου ισχύος είναι άμεσα ορατές από το πίσω τμήμα του ελικοπτέρου. Η εκπεμπόμενη ακτινοβολία από αυτές αποτελεί τον σημαντικότερο παράγοντα στην διαμόρφωση του θερμικού ίχνους του μέσου (Mahulikar et al., 2008) και αποτελεί το μόνο τμήμα της που μπορούν να εγκλωβίσουν οι πύραυλοι υπέρυθρης καθοδήγησης 1^{ης} γενιάς. Σημαντική είναι επίσης η συμμετοχή στη διαμόρφωση του θερμικού ίχνους του μέσου, της εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας από το κέλυφος του συγκροτήματος ισχύος και ιδιαίτερα από το ψυγείο λαδιού.

Η απόκρυψη των παραπάνω τμημάτων του συγκροτήματος ισχύος μπορεί να επιτευχθεί με χρήση θερμομονωτικών ασπίδων στα θερμά τμήματα του κελύφους και κατάλληλης διαμόρφωσης της εξαγωγής για το στρόβιλο ισχύος. Μία μεθοδολογία για την υλοποίηση της διαμόρφωσης της εξαγωγής, με στόχο την απόκρυψη του στρόβιλου ισχύος αλλά και της μείωσης της θερμοκρασίας αυτής, έχει αναπτυχθεί από τους Mahulikar et al. (2008). Προβλέπει την εισαγωγή ενός κελύφους και ενός συγκλίνοντος ακροφυσίου, τα οποία θα αποκρύπτουν τον στρόβιλο και την κύρια εξαγωγή, την οποία και θα ψύχουν. Η κατασκευή επιτυγχάνεται με χρήση σύνθετων υλικών και υλικών μικρής θερμικής αγωγιμότητας, με στόχο τόσο το μικρό επιπρόσθετο βάρος, όσο και την μη θέρμανση του κελύφους. Τα υλικά αυτά, καθώς και κεραμικά υλικά (Paszko, 2017), με την ίδια φιλοσοφία μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την κατασκευή των θερμικών ασπίδων των θερμών τμημάτων του κελύφους του συγκροτήματος ισχύος. Επίσης τα υλικά του κελύφους μπορούν και αυτά να ενσωματώνουν στη σχεδίαση τους ένα παρεμβαλλόμενο φιλμ ψυχρού αέρα μεταξύ αυτών και του συγκροτήματος ισχύος, με στόχο την ψύξη του κελύφους.

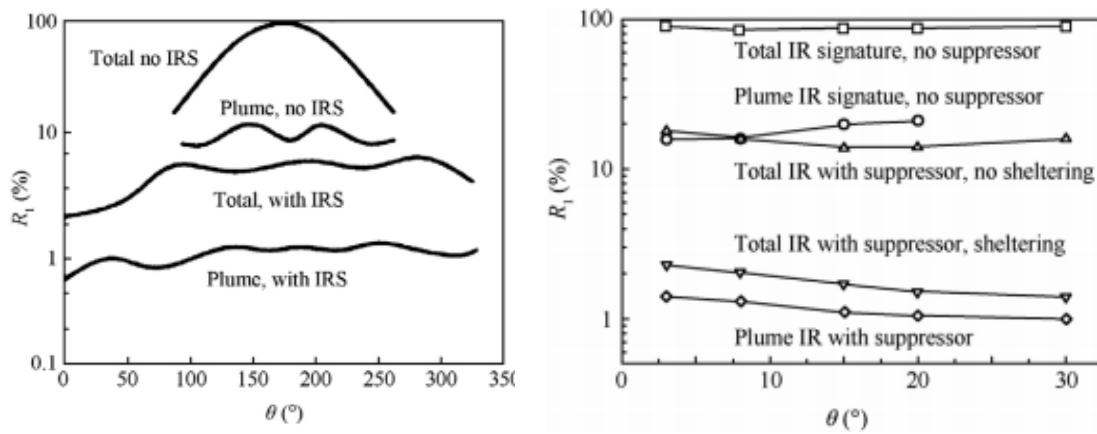
Η μείωση της θερμοκρασίας της εξαγωγής του κινητήρα επιτυγχάνεται με δύο τρόπους. Πρώτον, με την εισαγωγή στα εσωτερικά τοιχώματα αυτού ενός φιλμ ψυχρού ατμοσφαιρικού αέρα από κατάλληλες εισαγωγές. Το φιλμ αυτό δρα σαν μονωτικό μεταξύ των θερμών καυσαερίων και του μετάλλου. Δεύτερον, με την εισαγωγή ενός εξωτερικού ομοαξονικού κελύφους, όπως αναφέρθηκε στην προηγούμενη παράγραφο. Το κέλυφος αυτό, πλέον της απόκρυψης της εξαγωγής από την παρατήρηση, εισάγει ένα εξωτερικό φιλμ ψυχρού ατμοσφαιρικού αέρα, το οποίο ψύχει την εξαγωγή μέσω συναγωγής θερμότητας.

Η μείωση της επιρροής του πλούμιου στο ουραίο τμήμα του ελικοπτέρου και στην άτρακτο επιτυγχάνεται με κατάλληλη κατεύθυνση της εξαγωγής. Οι Pan et al. (2014) εξέτασαν τρεις διαμορφώσεις της εξαγωγής για δικινητήρια ελικόπτερα. Η πρώτη αφορά την κατεύθυνση της ροής προς τα πάνω, η δεύτερη λοξά και η τρίτη στα πλάγια. Λαμβάνοντας υπόψιν το κατώρευμα του κύριου στροφείου, διαπίστωσαν ότι η περισσότερο αποδοτική επιλογή είναι η κατεύθυνση της ροής λοξά. Αυτό διότι απομακρύνει το πλούμιο από το ελικόπτερο, μειώνοντας τη θερμοκρασία του, ενώ παράλληλα αποκρύπτει καλύτερα από την πλάγια θέση τα θερμά τμήματα του στρόβιλου ισχύος. Η κατεύθυνση της ροής προς τα πάνω, αν και αποκρύπτει τον στρόβιλο ισχύος, οδηγεί το πλούμιο στο ουραίο θερμαίνοντάς το, σε μικρότερο βαθμό βέβαια από την κατεύθυνση της ροής ευθεία πίσω.

Αν και το πλούμιο του κινητήρα δεν είναι ο σημαντικότερος παράγοντας διαμόρφωσης του θερμικού ίχνους του ελικοπτέρου, η μείωση της θερμοκρασίας του κρίνεται επιβεβλημένη σε κάθε σύστημα ΚΘΙ. Αυτό γιατί η μείωση της θερμοκρασίας του, πέρα από την μείωση της εκπεμπόμενης από αυτό θερμικής ακτινοβολίας, μειώνει τη θερμοκρασία της εξαγωγής του κινητήρα, ενώ περιορίζει και την αύξηση της θερμοκρασίας των τμημάτων της ατράκτου που αυτή επηρεάζει. Η μείωση αυτή επιτυγχάνεται με κατάλληλη διαμόρφωση της εξαγωγής, κυρίως με την μέθοδο των λοβωτών ακροφυσίων, με στόχο την ταχεία ανάμειξη του ατμοσφαιρικού αέρα με τα καυσαέρια και ψύξη τους. Η χρήση τέτοιων διαμορφώσεων αποτελεί τον κύριο παράγοντα σε ένα σύστημα ΚΘΙ (Zhang et al., 2014). Βιβλιογραφική ανασκόπηση των μεθοδολογιών μείωσης της θερμοκρασίας του πλούμιου με χρήση λοβωτών ακροφυσίων γίνεται στην παράγραφο 3.3 του παρόντος Κεφαλαίου.

Οι παραπάνω μεθοδολογίες, εφαρμοζόμενες συνολικά ή κάποιες από αυτές, επιτυγχάνουν σημαντική μείωση του θερμικού ίχνους. Για το σύστημα ΚΣΙ "Black Hole" του ελικοπτέρου AH-64 "Apache", η μείωση της σχετικής ακτινοβολούσας έντασης συνάρτηση της γωνίας θέασης παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.2. Η μείωση που παρατηρείται, για το πίσω τεταρτημόριο, είναι της τάξης του 94% για το συνολικό θερμικό ίχνος και 92% για το, προερχόμενο από το πλούμιο, θερμικό

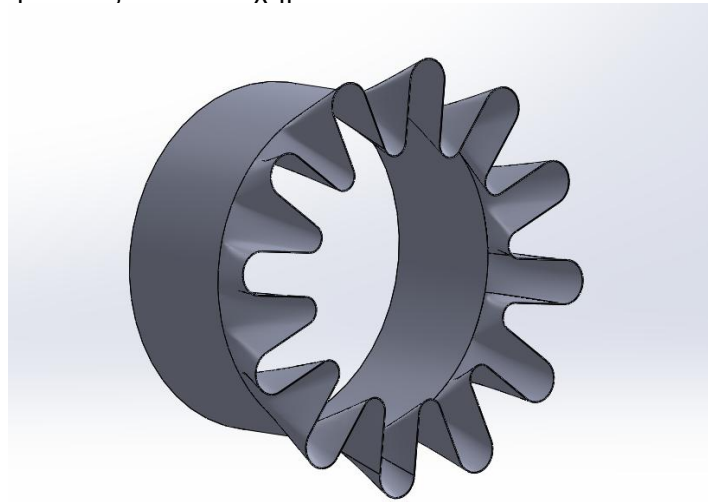
ίχνος. Η μείωση αυτή οδηγεί σε μείωση του, προερχόμενο από τα θερμά μεταλλικά τμήματα του ελικοπτέρου, IRSL στο πίσω τεταρτημόριο κατά 30% και από του προερχόμενου από το πλούμιο κατά 40% (Barlow and Petach, 1977). Το σύστημα αυτό αποτελεί μία από τις πρώτες προσπάθειες για την ενσωμάτωση ενός συστήματος ΚΘΙ σε επιχειρησιακό ελικοπτερο και είναι ιδιαίτερα απλή, χωρίς την χρήση λοβωτού ακροφυσίου. Περιλαμβάνει στοιχεία για την απόκρυψη του στροβίλου και της εξαγωγής, καθώς και την ψύξη του συγκροτήματος ισχύος και τον καυσαερίων. Οι Zhang et al. (2007) μελέτησαν τη μείωση του θερμικού ίχνους μέσω της χρήσης λοβωτών ακροφυσίων και απόκρυψης των θερμών τμημάτων της εξαγωγής. Στο Σχήμα 3.2 παρουσιάζεται η μείωση αυτή για εύρος γωνιών, στο πίσω τεταρτημόριο του ελικοπτέρου. Παρατηρείται μέγιστη πτώση στη σχετική ακτινοβολούσα ένταση της τάξης του 80% και 97% στο συνολικό θερμικό ίχνος, με χρήση λοβωτού ακροφυσίου χωρίς και με απόκρυψη αντίστοιχα. Όσον αφορά την, προερχόμενη από το πλούμιο, ακτινοβολούσα ένταση παρουσιάζεται πτώση της τάξης του 95%. Γίνεται αντιληπτό από τα παραπάνω ότι η χρήση συστημάτων ΚΘΙ είναι απαραίτητη προϋπόθεση σε κάθε προσπάθεια αύξησης της επιβιωσιμότητας των ελικοπτέρων.



Σχήμα 3.2 : Μείωση σχετικής ακτινοβολούσας έντασης με χρήση συστημάτων ΚΘΙ τύπου "Black Hole" (αριστερά) (Barlow and Petach, 1977) και λοβωτού ακροφυσίου με και χωρίς απόκρυψη (δεξιά) (Zhang et al., 2007)

3.3 Βιβλιογραφική ανασκόπηση διατάξεων λοβωτών ακροφυσίων

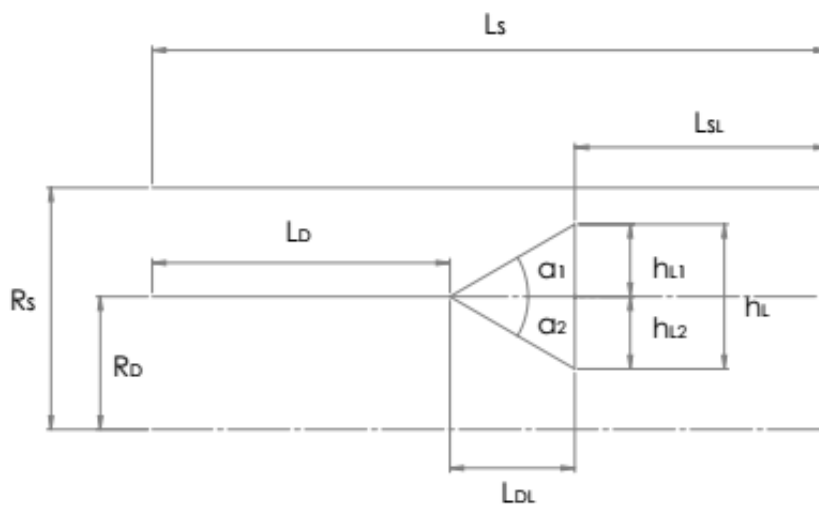
Η χρήση λοβωτών ακροφυσίων για επαύξηση της ανάμειξης μεταξύ δύο ροών εμφανίστηκε για πρώτη φορά στις εξαγωγές αεροπορικών κινητήρων, με στόχο την μείωση του ακουστικού ίχνους. Μετέπειτα, η χρήση του επεκτάθηκε για την ταχεία ανάμειξη του πρωτεύοντος με το δευτερεύων ρεύμα, στα πλαίσια του προγράμματος Energy Efficient Engine της NASA. Τα λοβωτά ακροφύσια αποτελούν μια από τις καλύτερες επιλογές για εφαρμογές ανάμειξης ροών σε μικρό μήκος και απώλειες (Presz et al., 1987, Presz et al., 1988). Ο μηχανισμός που επιτρέπει την ταχεία ανάμειξη καθώς και η κατάλληλη διαμόρφωση της διάταξης για την ενίσχυση της ανάμειξης περεταίρω, αποτελεί αντικείμενο έρευνας από τις αρχές της δεκαετίας του 1980. Μια τυπική διάταξη λοβωτού ακροφυσίου παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.3.



Σχήμα 3.3 : Τυπική διάταξη λοβωτού ακροφυσίου

3.3.1 Γεωμετρικά χαρακτηριστικά λοβωτών ακροφυσίων

Στο Σχήμα 3.4 παρουσιάζεται μια τυπική διάταξη λοβωτού ακροφυσίου σε τομή, μαζί με τον αγωγό που το περιβάλλει.



Σχήμα 3.4 : Γεωμετρικά χαρακτηριστικά λοβωτού ακροφυσίου

Τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά τα οποία περιγράφουν το ακροφύσιο είναι τα παρακάτω :

- R_D : Ακτίνα αγωγού (duct)
- R_S : Ακτίνα καλύμματος αγωγού (shroud)
- L_D : Μήκος αγωγού ανάντι της διαμόρφωσης των λοβών
- L_L : Μήκος λοβών (lobe)
- L_S : Συνολικό μήκος καλύμματος αγωγού
- L_{SL} : Μήκος καλύμματος αγωγού κατάντι την διαμόρφωσης των λοβών
- $\alpha_{1,2}$: Γωνία διείσδυσης άνω και κάτω λοβού
- $h_{L1,2}$: Ύψος άνω και κάτω λοβού
- h_L : Συνολικό ύψος λοβών
- $PL=h_L/R_S$: Βαθμός διείσδυσης λοβών
- W_L : Πλάτος λοβών
- N_L : Αριθμός λοβών

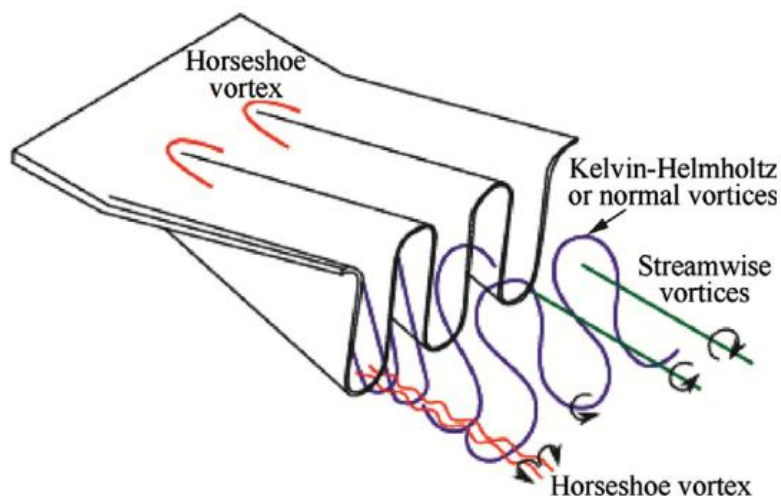
3.3.2 Μηχανισμοί επαύξησης της ανάμειξης

Οι Provinelli, Patterson και Anderson (Provinelli et al, 1980, Provinelli and Anderson, 1984, Paterson, 1984) είναι οι πρώτοι ερευνητές που μελέτησαν τα φαινόμενα τα οποία προκύπτουν κατάντι του επιπέδου της ακμής εκφυγής των λοβών. Διαπίστωσαν ότι προκύπτει ένας σημαντικός μακροσκοπικός μηχανισμός ανάμειξης λόγω συναγωγής, επιπλέον του μηχανισμού τυρβώδους ανάμειξης μέσω μεταφοράς, ο οποίος είναι υπεύθυνος για την ανάμειξη σε μία ελεύθερη δέσμη. Ο μηχανισμός αυτός δημιουργείται από ισχυρές δευτερεύουσες ροές που προκύπτουν στους λοβούς του ακροφυσίου. Οι ροές αυτές χαρακτηρίζονται από ισχυρά ζεύγη στροβίλων, αντίθετης φοράς περιστροφής, που μεταφέρουν θερμότητα και ορμή, μειώνοντας σημαντικά το απαιτούμενο μήκος ανάμειξης. Οι Skebe et al. (1987) παρατήρησαν ότι η γένεση των στροβιλισμών αποτελεί μια μη συνεκτική διαδικασία.

Οι Echerle et al. (1992) και ο Yu (1994) διαπίστωσαν ότι η διαδικασία της ανάμειξης αποτελείται από τρία στάδια. Πρώτον, τη γένεση των στροβίλων, δεύτερον, την επέκταση, αλληλεπίδραση και διάλυση των στροβίλων σε απόσταση μέχρι και 20 πλάτη λοβού κατάντι. Τέλος, την περιοχή ενισχυμένης τυρβώδους ανάμειξης. Οι Hu et al. (2002) προσδιόρισαν το δεύτερο στάδιο μέχρι και τα δύο μήκη διαμέτρου κατάντι.

Τα αναλυτικά χαρακτηριστικά και οι μηχανισμοί που προκαλούν τη δημιουργία των στροβιλισμών στους λοβούς των ακροφυσίων διατυπώθηκαν από τους McCormick και Bennett (1994). Χρησιμοποιώντας πειραματικές τεχνικές οπτικοποίησης της ροής καθώς και μετρήσεις διαπίστωσαν ότι στα λοβωτά ακροφύσια συνυπάρχουν και αλληλοεπιδρούν τρεις μηχανισμοί δημιουργίας στροβιλισμών (Σχήμα 3.5). Στην ακμή εκφυγής του συνόλου του περιγράμματος του ακροφυσίου γεννώνται, εξαιτίας της αστάθειας Kelvin-Helmholtz, μικρής κλίμακας εγκάρσιοι περιοδικοί στροβιλισμοί (normal vortices). Αυτοί επεκτείνονται εντός του φύλλου διάτμησης κατάντι του ακροφυσίου. Στο κάθετο τμήμα των λοβών γεννώνται, δύο ανά λοβό, διαμήκεις στρόβιλοι (streamwise vortices) αντίθετης φοράς, τάξης μεγέθους μεγαλύτερης από τους εγκάρσιους. Οι στρόβιλοι αυτοί αλληλοεπιδρούν με τους εγκάρσιους στροβιλισμούς, αυξάνοντας την τυρβώδη ανάμειξη. Τέλος, στο επάνω άκρο κάθε λοβού γεννώνται δύο αντίρροποι στρόβιλοι, ενδιάμεσης τάξης μεγέθους, οι οποίοι αντιστοιχούν στους αντίρροπους στροβιλισμούς στα ακροπερύγια μιας αεροτομής (horseshoe vortices). Περαιτέρω διερεύνηση του μηχανισμού από τους Hu et al. (2000) με χρήση ανεμομετρίας

PIV, έδειξε ότι οι εγκάρσιοι στρόβιλοι κατάντι της ροής διασπώνται σε μικρότερους στρόβιλους, ίσης έντασης. Η ένδειξη αυτή μπορεί να εξηγήσει το γεγονός ότι η χρήση λοβωτών ακροφυσίων ενισχύει την ανάμειξη τόσο μακροσκοπικά (μέσω συναγωγής), όσο και μικροσκοπικά (περιοχή τυρβώδους ανάμειξης).



Σχήμα 3.5 : Στροβιλισμοί σε ένα λοβωτό ακροφύσιο

Ειδικά όσων αφορά τα λοβωτά ακροφύσια με εγκοπές (scalloped lobes) (Σχήμα 3.6) οι Yu et al. (1997) παρατήρησαν τη δημιουργία επιπλέον τεσσάρων εγκάρσιων στρόβιλων ανά λοβό. Αυτοί δημιουργούνται στις άκρες των εγκοπών και ενωόμενοι με τους κύριους στρόβιλους αυξάνουν την ανάμειξη. Σε απόσταση 1-2 πλατών λοβού ενώνονται με τους κύριους στρόβιλους οι κάτω νέοι στρόβιλοι, ενώ σε απόσταση μεγαλύτερη από αυτή ενώνονται και οι άνω. Στο Σχήμα 3.6 παρουσιάζεται σκαρίφημα της διαδικασίας αυτής. Οι Merati και Cooper (2016) με χρήση PIV επιβεβαίωσαν τη δημιουργία των επιπλέον στρόβιλων, οι οποίοι αρχίζουν να διασπώνται, σε αντίθεση με τα απλά λοβωτά ακροφύσια, απευθείας μετά τη δημιουργία τους.



Σχήμα 3.6 : Λοβοί με εγκοπές (αριστερά) και στροβιλισμοί που δημιουργούνται σε αυτούς (δεξιά)

3.3.3 Κριτήρια απόδοσης

Για την μελέτη της απόδοσης των διαφόρων διατάξεων λοβωτών ακροφυσίων χρησιμοποιούνται τα παρακάτω κριτήρια :

- Κριτήριο αποδοτικότητας θερμικής ανάμειξης (η_{th})
- Κριτήριο αποδοτικότητας άντλησής
- Κριτήρια απωλειών πίεσης

Το κριτήριο αποδοτικότητας ανάμειξης περιγράφεται από την Εξίσωση 3.1 και εκφράζει το ποσοστό της ανάμειξης που έχει επιτευχθεί σε σχέση με την ανάμειξη που θα επιτυγχανόταν ιδανικά. Με τους δείκτες p , s , m και M χαρακτηρίζεται η πρωτεύουσα, δευτερεύουσα, αναμεμειγμένη και πλήρως (ιδεατά) αναμεμειγμένη ροή αντίστοιχα.

$$\eta_{th} = 1 - \frac{\int (T_m - T_M)^2 dm_m}{T_p^2 m_p + T_s^2 m_s - T_M^2 m_m} \quad (3.1)$$

όπου η θερμοκρασία T_M ορίζεται από την Εξίσωση 3.2.

$$T_M = \frac{T_p m_p + T_s m_s}{m_m} \quad (3.2)$$

Το κριτήριο αποδοτικότητας άντλησης περιγράφεται από την Εξίσωση 3.3 και εκφράζει την αναλογία μεταξύ παροχής μάζας της δευτερεύουσας-πρωτεύουσας ροής.

$$\Phi = m_s / m_p \quad (3.3)$$

Τα κριτήρια απώλειας πίεσης περιγράφονται από τις Εξισώσεις 3.4 και 3.5. Εκφράζουν το ποσοστό απώλειας ολικής πίεσης της διάταξης, καθώς και τον συντελεστή απώλειας πίεσης αντίστοιχα.

$$\Delta P_t = \frac{P_{t,p} - P_{t,m}}{P_{t,p}} \quad (3.4)$$

$$\Delta P_{t,c} = \frac{P_{t,p} - P_{amb}}{0.5 \rho_p u_p^2} \quad (3.5)$$

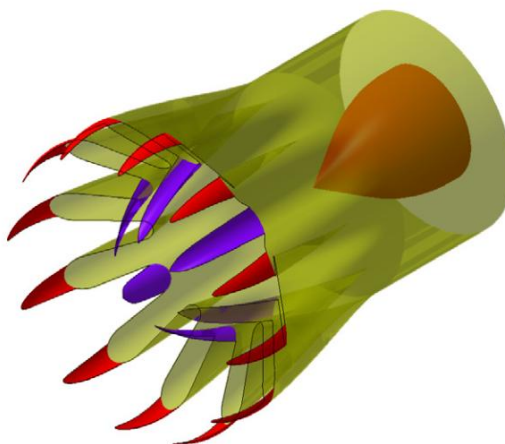
3.3.4 Γεωμετρικές λοβών

Η γεωμετρία των λοβών αποτελεί το σημαντικότερο παράγοντα στην διαμόρφωση της απόδοσης ενός λοβωτού ακροφυσίου. Οι Presz, Skebe, Kozlowski και Kraft (Presz et al., 1986, 1987, 1994, Kozlowski and Kraft, 1980, Skebe et al., 1987) διαπίστωσαν πρώτοι την εξάρτηση του συντελεστή άντλησης από τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του λοβού. Αύξηση του βαθμού και της γωνίας διεύθυνσης οδηγεί σε αύξηση του συντελεστή άντλησης. Επίσης, αύξηση του αριθμού των λοβών οδηγεί σε αύξηση του βαθμού άντλησης με παράλληλη αύξηση των απωλειών. Διαπιστώθηκε ακόμα ότι λοβοί με παράλληλα τοιχώματα, τα οποία καταλήγουν σε κυκλικά τόξα, έχουν καλύτερη απόδοση από λοβούς ημιτονοειδούς διαμόρφωσης.

Ο Yu (1994) εξέτασε λοβούς τετραγωνικού, τριγωνικού και με παράλληλα τοιχώματα περιγράμματος. Διαπίστωσε ότι μόνο οι λοβοί τετραγωνικού και με παράλληλα τοιχώματα περιγράμματος γεννούν τους στροβιλισμούς που οδηγούν στην επαύξηση της ανάμειξης. Επίσης διαπίστωσε και αυτός την υπεροχή των λοβών με παράλληλα τοιχώματα.

Εκτός από τη διαμόρφωση του περιγράμματος των λοβών έχουν μελετηθεί και αρκετές διατάξεις χρήσης της 3^{ης} διάστασης για τροποποίηση της γεωμετρίας τους. Η διάταξη που έχει ερευνηθεί περισσότερο διεξοδικά είναι η δημιουργία εγκοπών στο πλάγιο τμήμα του λοβού, επί των παράλληλων τοιχωμάτων, όπως παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.6. Πρώτοι οι Kozlowski και Kraft (1980) διαπίστωσαν ότι οι εγκοπές προσφέρουν αύξηση του συντελεστή άντληση με παράλληλη αύξηση των απωλειών. Οι Yu et al. (1997) μελέτησαν το μηχανισμό ενίσχυσης της ανάμειξης στους λοβούς με εγκοπές (βλ. παράγραφο 3.3.3) και διαπίστωσαν ότι η γεωμετρία των λοβών είναι σημαντικότερη για την αύξηση της απόδοσης τους, από την αύξηση του βαθμού διεύθυνσης. Οι Mao et al. (2009) και Yu et al. (2000) διαπίστωσαν στους λοβούς με εγκοπές μια αύξηση της παραγόμενης εγκάρσια στροβιλότητας κατά 12%.

Άλλες γεωμετρίες, οι οποίες έχουν μελετηθεί από τους Sheng (2017), Sheng et al. (2015) και Dawei et al. (2016), είναι η τοποθέτηση ονύχων στα άκρα των λοβών. Μια τέτοια γεωμετρία με ονύχες στα άνω και κάτω άκρα των λοβών παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.7. Οι γεωμετρίες αυτές αυξάνουν το συντελεστή ανάμειξης με παράλληλη αύξηση των απωλειών πίεσης.

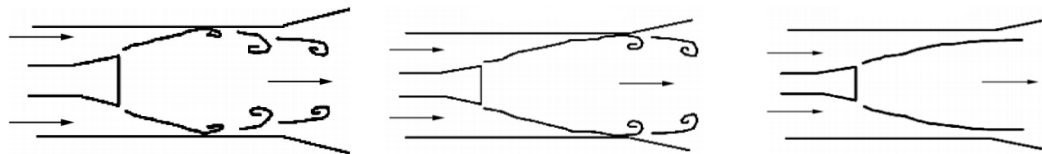


Σχήμα 3.7 : Διάταξη λοβωτού ακροφυσίου με ονύχες (Sheng, 2017)

Σημαντική είναι και η έρευνα όσον αφορά την επίδραση της ύπαρξης στροβιλότητας στην πρωτεύουσα ροή, πριν αυτή εισέλθει στο ακροφύσιο. Οι Brinkerhoff και Yaras (2014) διαπίστωσαν ότι, σε αντίθεση με την περίπτωση χωρίς στροβιλότητα, το φύλλο διάτμησης που δημιουργείται στις ακμές εκφυγής του λοβού δεν επεκτείνεται αξονικά αλλά αποκολλάται και παρασύρεται προς το εσωτερικό της ροής. Αποτέλεσμα αυτού είναι η ταχεία διάσπαση του σε μικρότερης κλίμακας στροβίλους και η αύξηση του ρυθμού ανάμειξης. Οι Lei et al. (2016, 2018) διαπίστωσαν ότι για γωνίες στροβιλότητας άνω των 10 μοιρών προκύπτει μια σημαντική αύξηση του συντελεστή ανάμειξης με παράλληλη αύξηση των απωλειών πίεσης, η οποία αυξάνεται με την αύξηση της γωνίας. Παρόμοιες διαπιστώσεις έγιναν και για την περίπτωση λοβών με εγκοπές (Lei et al., 2011, Wright et al., 2013).

3.3.5 Παράμετροι επίδρασης λειτουργίας

Σημαντική επίδραση στη λειτουργία των λοβωτών ακροφυσίων προκύπτει και από άλλες παραμέτρους, πέραν της γεωμετρίας τους. Οι Skebe et al. (1988) διαπίστωσαν τη σημαντική επίδραση του λόγου R_D/R_S στην απόδοση των λοβωτών ακροφυσίων. Διατύπωσαν ότι για κάθε διάταξη υπάρχει ένας βέλτιστος λόγος στον οποίο το ακροφύσιο αξιοποιεί πλήρως το κάλυμμα του αγωγού. Στην περίπτωση υπο-χρησιμοποίησής του, ο πυρήνας δεν φτάνει στο κάλυμμα, με αποτέλεσμα τη μείωση του συντελεστή άντλησης και την αύξηση των απωλειών. Αντίστοιχα αποτελέσματα προκύπτουν και στην περίπτωση υπερ-χρησιμοποίησής του, κατά την οποία το τοίχωμα σταματά την επέκταση της δέσμης. Οι τρεις περιπτώσεις παρουσιάζονται στο Σχήμα 3.8.



Σχήμα 3.8 : Περίπτωση υπερ- (αριστερά), υπό- (κέντρο) και ορθής (δεξιά) χρησιμοποίησης αγωγού καλύμματος (Zhang et al., 2014)

Ο Liu (2002) μελέτησε τη χρήση αεροδυναμικού κεντρικού σώματος (central plug) στο κέντρο της ροής, στο εσωτερικό του λοβωτού ακροφυσίου. Η χρήση του οδηγεί σε μια αύξηση 60% στο κριτήριο άντλησης και οδηγεί σε μια σημαντική αύξηση της ανάμειξης. επίσης, οδηγεί σε μία αύξηση της ολικής πίεσης πριν από αυτό κατά 0.8-1.0 %, με αποτέλεσμα την αύξηση των απωλειών πίεσης. Μία τέτοια διάταξη κεντρικού κώνου παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.7. Οι Pan et al. (2014) μελέτησαν την επίδραση της χρήσης αγωγού καλύμματος ο οποίος, μετά από κάποιο μήκος, δημιουργεί γωνία. Η ύπαρξη της γωνίας οδηγεί στην πτώση τόσο του συντελεστή άντλησης (από τις 20 μοίρες), όσο και του συντελεστή ανάμειξης (από τις 40 μοίρες). Οι Presz και Walter (2002) μελέτησαν τη χρήση πολλαπλών λοβωτών ακροφυσίων σε σειρά. Η χρήση αυτών των διατάξεων δίνει την δυνατότητα για αύξηση του συντελεστή ανάμειξης με μικρή αύξηση των απωλειών, μέσω της συνεχούς εισαγωγής νέων δευτερευόντων ροών στο πεδίο ροής.

4. ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟ UH-1H HUEY

4.1 Γενικά χαρακτηριστικά

4.1.1 Ιστορική Αναδρομή

Το ελικόπτερο UH-1H, γνωστό και ως Huey (Χιούι) ,εμφανίστηκε με την ονομασία Bell Model 204 το 1956 και εγκαινίασε την εποχή των στροβιλοκινητήρων για τον στρατό των ΗΠΑ (Σχήμα4.1).



Σχήμα 4.1 : Ελικόπτερο Huey

Χρησιμοποιήθηκε ευρέως για τη μεταφορά στρατευμάτων και εξοπλισμού κατά τη διάρκεια του πολέμου του Βιετνάμ, καθώς και για περιορισμένες αποστολές υποστήριξης και επίθεσης. Οι διαφορετικές εκδόσεις του UH-1 έδειξαν την καταλληλότητά του.

Οι απαιτήσεις του Στρατού των Ηνωμένων Πολιτειών ήταν να έχουν ένα ελικόπτερο πολλαπλών χρήσεων το οποίο θα μπορούσε να χρησιμεύσει για να εκκενώσει τους τραυματίες από την πρώτη γραμμή. Αυτό οδήγησε την εταιρεία BELL να διαμορφώνει σε μια πρόταση, γνωστή ως MODEL 204, η επιλέχθηκε από το στρατό το 1955. Μετά την πρώτη πτήση του XH-40 (Σχήμα.4.2), η οποία έλαβε χώρα στις 22 Οκτωβρίου 1956, άρχισε μια ταχεία περίοδος δοκιμών, η οποία οδήγησε στη δημιουργία του YH-40 με στόχο ένα ακόμα μεγαλύτερο και φιλόδοξο πρόγραμμα του δοκιμίου.



XH40



YH40

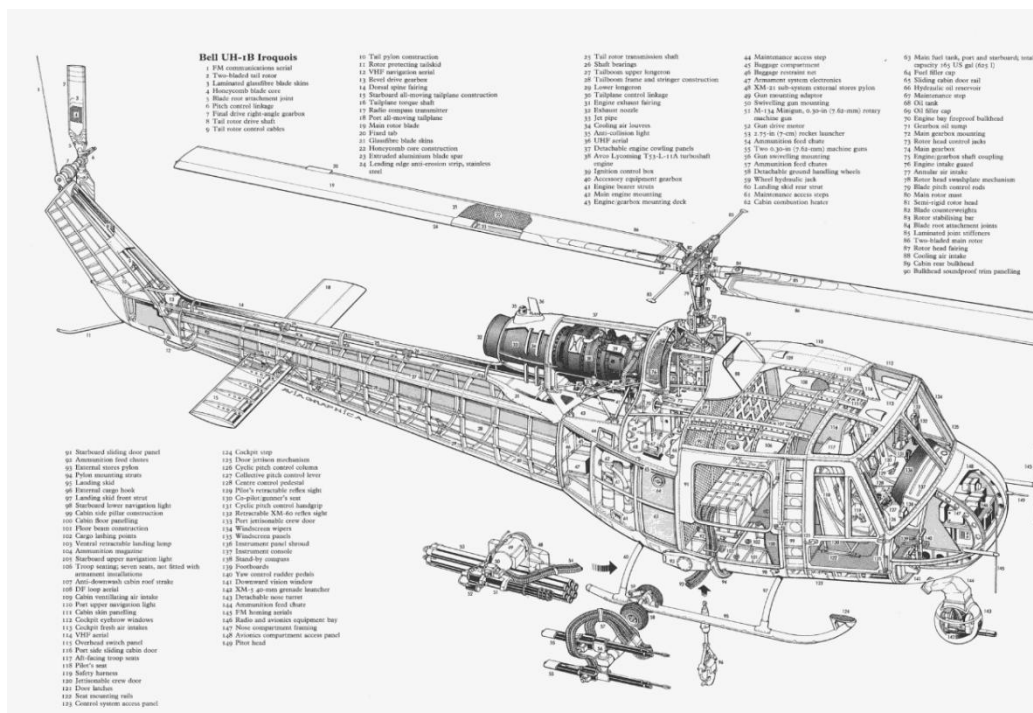
Σχήμα 4.2 : Ελικόπτερο XH-40 (αριστερά) και YH-40 (δεξιά)

Τα επόμενα εννέα ελικόπτερα UH-1 ενσωματώνουν αλλαγές στον αρχικό σχεδιασμό, όπως ένας στροβιλοκινητήρας με 860 ίππους. Τα πρώτα εννέα προπαρασκευαστικά ελικόπτερα έμειναν γνωστά ως " Helicopter, Utility " και η " ονομασία HU-1 γρήγορα οδήγησε στο ψευδώνυμο που θα ήταν διάσημο: " Huey ". Η προμήθεια των πρώτων UH-1 A ξεκίνησε στις 30 Ιουνίου 1959 και ολοκληρώθηκε τον Μάρτιο του 1961. Τα ελικόπτερα μοντέλων A ήταν τα πρώτα που στάλθηκαν στο Βιετνάμ ως μέρος της τακτικής εταιρείας μεταφοράς που έφτασε στο αεροδρόμιο Saigon στο Tan Son Nhut στις αρχές του 1963 για να διευκολύνει την ανάπτυξη στρατευμάτων. Συνολικά 4.869 ελικόπτερα χάθηκαν από τις δυνάμεις των ΗΠΑ στο Βιετνάμ. Είναι ενδιαφέρον ότι μόνο 1.211 Hueys χάθηκαν στον αγώνα, ενώ 1.380 χάθηκαν σε επιχειρησιακά ατυχήματα. Οι στατιστικές έδειξαν ότι τα ελικόπτερα δεν ήταν καθόλου εγγενώς ευάλωτα, με ποσοστό απώλειας μικρότερο από έναν στους 8.000 διαδρόμους. Οι υψηλές απώλειες αντικατόπτριζαν τη βαριά χρήση τους και όχι την ευθραυστότητά τους. Το Βιετνάμ κρίθηκε ως ο «πρώτος πόλεμος ελικοπτέρων» και σίγουρα το Huey παραμένει ένα σύμβολο της σύγκρουσης πολύ περισσότερο από οποιοδήποτε άλλο όπλο, από εικόνες Hueys που ρίχνουν στρατεύματα σε ζώνες προσγείωσης, σε εικόνες Hueys που ρίχνονται από τους αερομεταφορείς κατά τη διάρκεια της ξέφρενης τελικής εκκένωσης.

Η έκδοση UH-1 B άρχισε να παραδίδεται το 1961 και περιλάμβανε έναν ισχυρότερο κινητήρα ισχύος 960 ίππων και μεγαλύτερη χωρητικότητα φορτίου και προσωπικού. Από αυτό το σημείο ακολούθησαν με βελτιωμένα χαρακτηριστικά. Το μοντέλο F, με τον κινητήρα LYCOMING T53-L-13 ισχύος 1.400 ίππων, διαθέτει και επιμήκη άτρακτο για τη διευκόλυνση της κίνησης μεγαλύτερων φορτίων και προσωπικού.

Αυτή η τελευταία έκδοση είναι η πλέον δημοφιλής που χρησιμοποιείται μέχρι σήμερα. Οι σειρές D και H έλαβαν το όνομα BELL 205. Ο πιλότος και ο συγκυβερνήτης είναι μαζί στο θάλαμο διακυβέρνησης και έχουν πρόσβαση στο εσωτερικό μέσω πλευρικών θυρών, απολαμβάνοντας καλή ορατότητα, χάρη στα μεγάλα γυάλινα παράθυρα. Ο χώρος επιβατών ή μεταφοράς έχει πρόσβαση στις μεγάλες συρόμενες πόρτες στο πλάι του σκάφους. Στην περιοχή αυτή εργάζεται ο μηχανικός πτήσης και εκτελεί βοηθητικές εργασίες. Διαθέτει δύο ολισθητήρες που επιτρέπουν την προσγείωση σε οποιοδήποτε έδαφος. Η κανονική χωρητικότητα του μοντέλου H καθιστά δυνατή τη μεταφορά δώδεκα (12) πλήρως εξοπλισμένων στρατιωτών σε αναδιπλούμενα καθίσματα καμβά. Χρησιμοποιώντας ένα σύστημα sling μπορεί επίσης να μεταφέρει ελαφρά οχήματα. Στο Σχήμα 4.3 παρατίθενται σε σκαρίφημα οι συνιστώσες του ελικοπτέρου.

Το Huey ήταν το πρώτο ελικόπτερο της σειράς που χρησιμοποίησε έναν στροβιλοκινητήρα, τύπου LYCO MING T53, εγκατεστημένο πάνω από την άτρακτο και κοντά στο κεντρικό στροφέιο, ακριβώς πίσω από τη μονάδα κιβωτίου ταχυτήτων. Αυτό επέτρεψε τη δυνατότητα μεταφοράς μεγαλύτερου φορτίου.



Σχήμα 4.3 : Σκαρίφημα συνιστωσών ελικοπτέρου UH-1B Iroquois

Σύμφωνα με το ΓΕΣ στην Αεροπορία Στρατού τα ελικόπτερα UH-1H άρχισαν να παραδίδονται σταδιακά από το 1969 μέχρι το 1981. Το 1993 παρελήφθη αριθμός μεταχειρισμένων Ε/Π από το στρατό των ΗΠΑ. Παρά την προχωρημένη ηλικία τους, αποτελούν το βασικό μέσο της Αεροπορία Στρατού ευρισκόμενα σε ενέργεια σε όλες τις Μονάδες αυτής.

4.1.2 Τεχνικά χαρακτηριστικά ελικοπτέρου Bell UH-1H

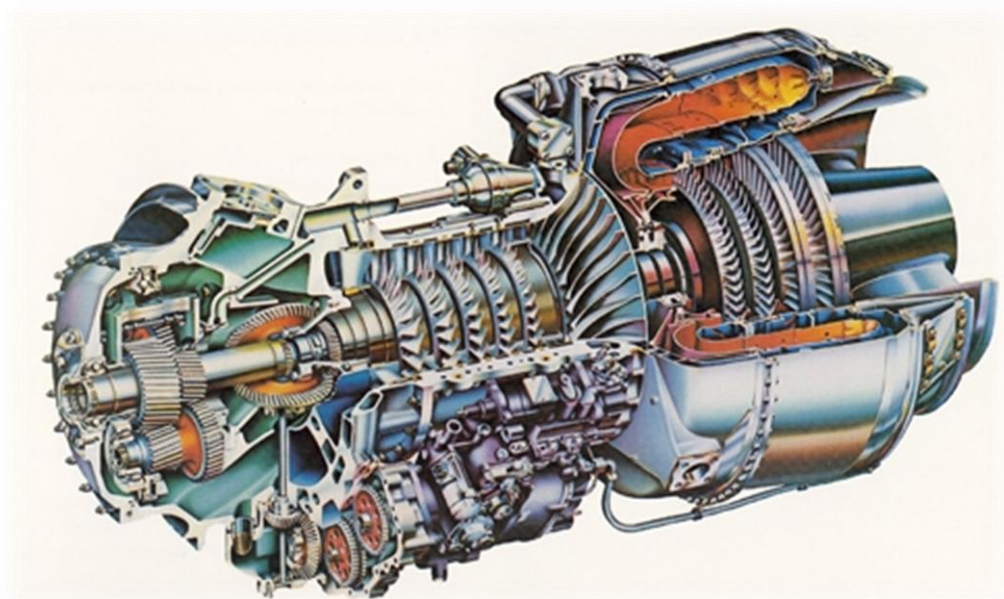
- Επιχειρησιακή χρήση ελικοπτέρου Γενικής Χρήσης
- Εταιρεία κατασκευής Agusta-Bell
- Κινητήρας: 1 LYCOMING T53-L-13B 1400 HP
- Μήκος :13,65 m
- Ύψος :4,1 m
- Πλήρωμα: 2 Χειριστές, 1 Μηχανοσυνθέτης
- Επιβάτες: 11
- Μέγιστη ταχύτητα 120 knots (222 km/h)
- Ταχύτητα πλεύσης 90 knots (167 km/h)
- Βασικό βάρος 2.220 Kgr
- Μέγιστο βάρος 4.310 Kgr
- Ωφέλιμο φορτίο 2.080 Kgr
- Μέγιστο εξωτερικό φορτίο 1.810 Kgr
- Αυτονομία (Χωρίς Εφεδρικές Δεξαμενές) 2 ώρες 30 λεπτά
- Αυτονομία (Με 2 Εφεδρικές Δεξαμενές) 5 ώρες 30 λεπτά

4.2 Κινητήρας Textron Lycoming (Honeywell) T53-L-13B

4.2.1 Παρουσίαση κινητήρα

Παρακάτω παρατίθενται τεχνικά και ιστορικά στοιχεία του αεροπορικού κινητήρα T-53 Honeywell (Σχήμα 4.4):

- Τύπος Κινητήρα : Turboshaft + Turboprop
- Εταιρία Κατασκευής: Lycoming Honeywell
- Τεχνικά Χαρακτηριστικά:
- Απλού Ρεύματος-Απλού (Μονού) Τυμπάνου
- Ώση : 124 lb (στο επίπεδο της θάλασσας, σε στρατιωτικές εφαρμογές)
- Ισχύς στην ατράκτου:1,044 kw(1,400 shp , 1250 rpm)



Σχήμα 4.4 : Σκαρίφημα αεροπορικού κινητήρα T-53 Honeywell

4.2.2 Ιστορική αναδρομή – τεχνολογική εξέλιξη

Η πρώτη παραγωγή 1959 κατόπιν παραγγελίας της Αμερικανικής Πολεμικής Αεροπορίας. Σχεδιάστηκε από την ομάδα του Anselm Franz, σχεδιαστή του γνωστού Junkers Ju400, κατά την διάρκεια του Β'ΠΠ, που αποτέλεσε την πρώτη turbojet μηχανή. Αποτέλεσε τον κινητήρα με τον οποίο η Lycoming εισήλθε στην αγορά των αεροπορικών στροβιλοκινητήρων και η ανάπτυξη της σειράς T53-L-13 (LTC1K-4) ξεκίνησε το 1959 και βγήκε στην παραγωγή τον Αύγουστο του 1966. Η σειρά T-53 με 50 ετή παραγωγή και πάνω από 62 εκατομμύρια ώρες πτήσης, έχει χρησιμοποιηθεί εκτός των άλλων και από τα εξής ελικόπτερα Bell HU-1C/D/H Iroquois και Bell AH-1G HueyCobra.

Η σειρά Lycoming LTC1K-4 (Air Force Model No. T53L1B) μηχανή turboshaft χρησιμοποιήθηκε από το ελικόπτερο της Αμερικανικής πολεμικής αεροπορίας Kaman HH-43B helicopter

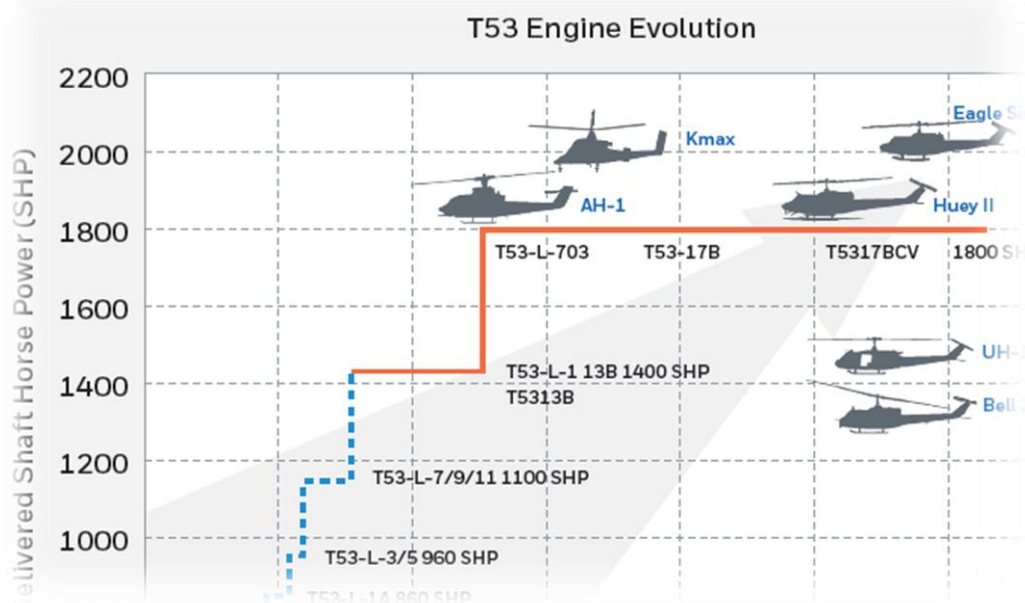
Στρατιωτικές Ονομασίες –Εφαρμογές

- T53-L-1B 860 hp (645 kW)
- T53-L-11 825 hp (615 kW)
- T53-L-13B 1400 shp (1044kW) improved L-11
- T53-L-701 1,400 hp (1044 kW) Turboprop variant used on Mohawk and AIDC T-CH-1
- T53-L-703 1,800 hp (1343 kW) improved durability variant of the L-13B

Πολιτικές Ονομασίες –Εφαρμογές

- T5311A 1100 shp (820kW)
- T5313A 1400 shp (1044kW) commercial variant of the L-13
- T5313B 1400 shp (1044kW) commercial variant of the L-13
- T5317A 1500 shp (1119kW) improved variant of the L-13
- LTC1K-4K 1550 shp (1156kW) direct drive

Η τεχνολογική εξέλιξη του κινητήρα παρουσιάζεται συνοπτικά στο Σχήμα 4.9.



Σχήμα 4.5 : Τεχνολογική εξέλιξη του κινητήρα T-53

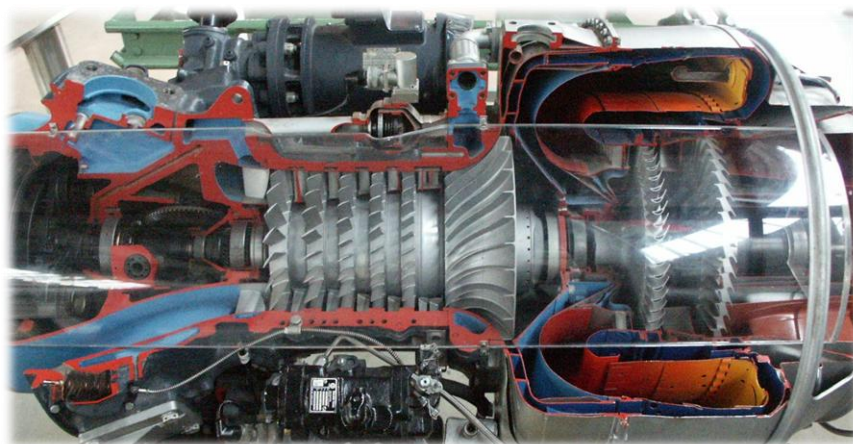
4.2.3 Γενικά χαρακτηριστικά κινητήρα T-53

- Μήκος: 1209 mm
- Διάμετρος: 622 mm
- Βάρος : 251 kg
- Ώση: 124 lb
- Ισχύς: 1,044 kW (1,400 shp στα 1250 rpm)
- BSFC: 98 μgr/J
- Παροχή αέρα: 4,853 kg/sec
- Λόγος Πίεσης Συμπίεστη: 7.4:1
- Θερμοκρασία εισόδου στροβίλου: 1030°C (100% Ισχύς Κινητήρα), 898°C (60% Ισχύ Κινητήρα)

Διάταξη Συνιστωσών

- Εμπρός Πλαίσιο (Κέλυφος εισαγωγή αέρα)
- Κιβώτιο ταχυτήτων και υποσυστήματα
- Συμπιεστής (5 Βαθμίδες αξονικές και 1 ακτινική)
- Δακτυλιοειδής Θάλαμος Καύσης
- Αξονικός Στρόβιλος (2 ή 4 βαθμίδες αναλόγως έκδοσης κινητήρα)
- Διαχύτης (Αγωγός Εξαγωγής Καυσαερίων)

Η διάταξη των συνιστωσών παρουσιάζεται στο Σχήμα 4.6.



Σχήμα 4.6 : Αεροπορικός Κινητήρας T-53 Honeywell σε τομή

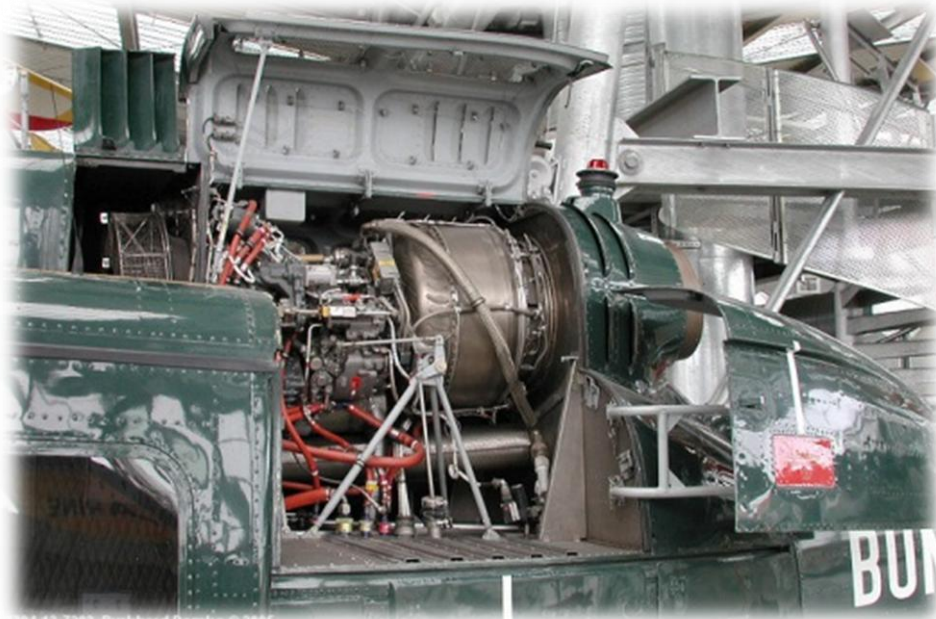
4.3 Διαμόρφωση ακροφυσίου εξαγωγής κινητήρα T-53

4.3.1 Υφιστάμενη Κατάσταση

Η πλέον σημαντική συνιστώσα του συστήματος εξόδου καυσαερίων του κινητήρα T-53-L-13B, του ελικοπτέρου UH-1H στο οποίο επικεντρώθηκε η παρούσα μελέτη, είναι το ακροφύσιο και το κάλυμμα αυτού (Σχήματα 4.11 και 4.12).



Σχήμα 4.7 : Σύστημα Ακροφύσιο-Κάλυμμα ακροφυσίου



Σχήμα 4.8 : Ανοιγμένο κάλυμμα κυρίου σώματος κινητήρα προς επιθεώρηση-επισκευή

Οι υφιστάμενες συνιστώσες του συστήματος Ακροφύσιο-Κάλυμμα ακροφυσίου (σύστημα εξαγωγής κινητήρα-καυσαερίων) , που θα αποτελέσουν αντικείμενο μελέτης της παρούσας εργασίας και κάποιες εξ αυτών τους περιορισμούς είναι:

- Διαχύτης καυσαερίων (Exhaust diffuser)
- Διαχωριστικό τοίχωμα (Wall)
- Κάλυμμα Ακροφυσίου
- Ακροφύσιο

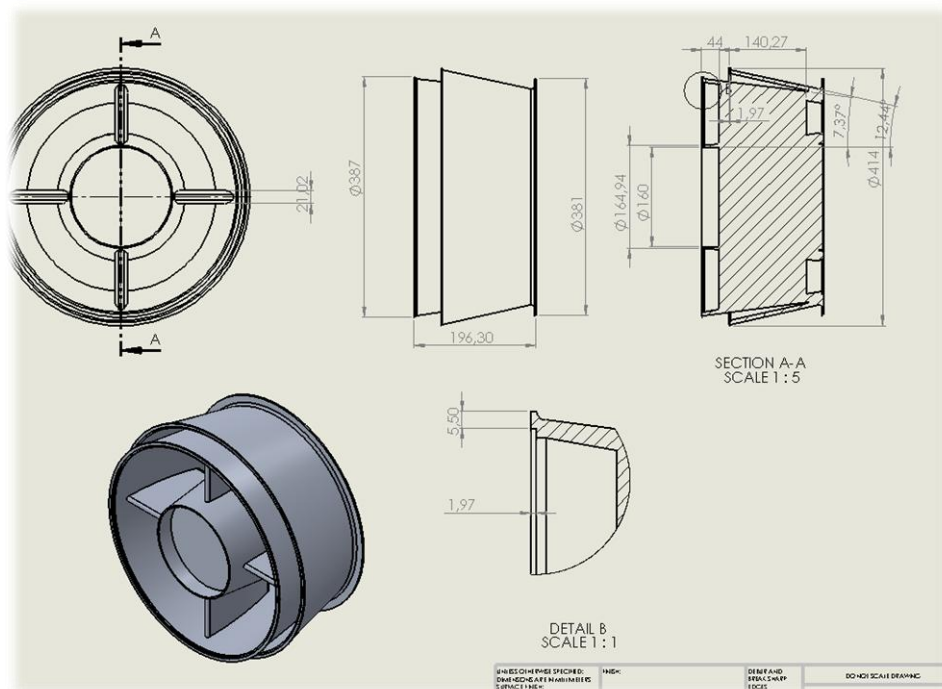


Ο **διαχύτης καυσαερίων** (Exhaust diffuser) αποτελεί το τελευταίο τμήμα του κινητήρα T-53 (Σχήμα 4.9) και ουσιαστικά "συνδέει" την τελευταία βαθμίδα του στροβίλου ισχύος με το ακροφύσιο.

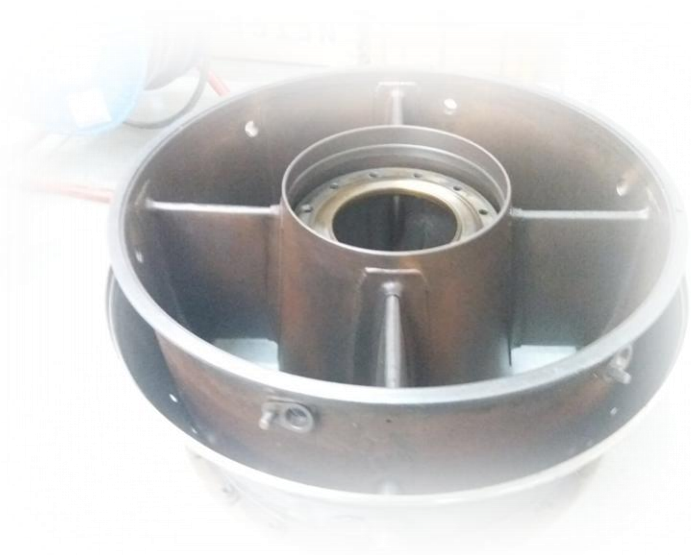


Σχήμα 4.9 : Διαχύτης καυσαερίων (Exhaust diffuser)

Στο διαχύτη καυσαερίων είναι τοποθετημένα περιμετρικά έξι (6) θερμοστοιχεία τα οποία και παρέχουν σε πραγματικό χρόνο στον πίνακα οργάνων του θαλάμου διακυβέρνησης του ελικοπτέρου τη μέση θερμοκρασία των καυσαερίων. Επίσης υπάρχουν περιμετρικά αυτού τέσσερα (4) οδηγά πτερύγια για την διαμόρφωση της ροής. Χάριν της δημιουργίας πληρέστερης εικόνας του συγκεκριμένου εξαρτήματος και αποτύπωσής του σε μηχανολογικό σχέδιο (Σχήμα 4.10) διατέθηκε από σχηματισμό που διαθέτει ελικόπτερα με κινητήρα T-53 , ένας Exhaust diffuser (Σχήμα 4.11). Για την παρούσα μελέτη ο διαχύτης καυσαερίων αποτελεί περιορισμό στην σχεδίαση ,και δεν δύναται να μεταβληθεί οποιαδήποτε συνιστώσα του.



Σχήμα 4.10 : Σκαριφίμα διαχύτη καυσαερίων (Exhaust diffuser)



Σχήμα 4.11 : Διατεθέντας διαχύτης προς μελέτη

Το **διαχωριστικό τοίχωμα** (Wall) εδράζεται στην άτρακτο του ελικοπτέρου και στον διαχύτη καυσαερίων, αποκόποντας ουσιαστικά την εξαγωγή –ακροφύσιο από τον χώρο όπου βρίσκεται το υπόλοιπο τμήμα-σώμα του κινητήρα (Σχήμα 4.12).



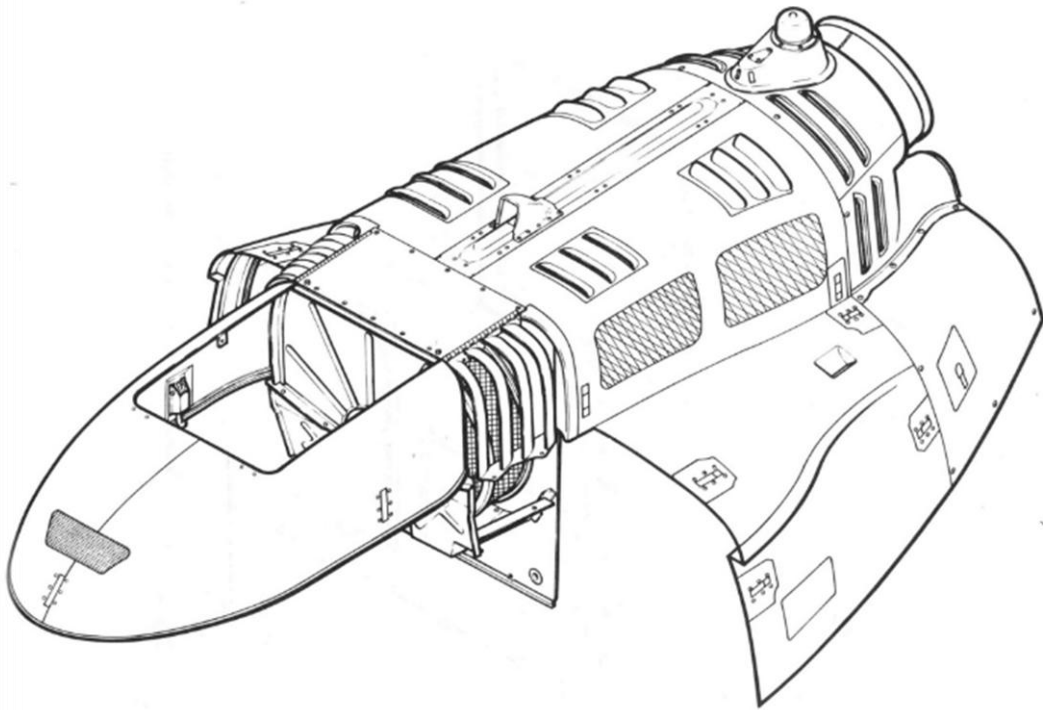
Σχήμα 4.12 : Διαχωριστικό τοίχωμα (Wall) σε κινητήρα προς επιθεώρηση-επισκευή

Κατά την παρούσα μελέτη οι διαστάσεις του τοιχώματος θεωρούνται σταθερές και αμετάβλητες ενώ το τοίχωμα θεωρείται αδιαβατικό και η όποια διαρροή ρευστού (θερμός αέρας) από το θάλαμο του κυρίως σώματος του κινητήρα σε αυτόν του καλύμματος ακροφυσίου –ακροφύσιο, λόγω τυχόν ατελειών σύσφιξης στα σημεία έδρασής του (Σχήμα.4.13), θα θεωρούνται αμελητέες.



Σχήμα 4.13 Διαχωριστικό τοίχωμα (Wall) ως περιορισμός

Όπως γίνεται εμφανές από τα Σχήματα 4.11,4.12, **το κάλυμμα του ακροφυσίου** αποτελείται από τέσσερα ζεύγη κεκαλυμμένων ημιελλειψοειδών οπών (οπές με γρίλιες) συμμετρικά τοποθετημένες ανά ζεύγος με άξονα συμμετρίας, τον άξονα της ατράκτου του ελικοπτέρου (Σχήμα 4.14)



Σχήμα 4.14 : Σκαρίφημα Καλύμματος Κινητήρα και ακροφυσίου Huey

Στο πλαίσιο της παρούσας μελέτης, το κάλυμμα του ακροφυσίου , δεν θεωρείται σταθερά και αναλόγως της προτεινόμενης λύσης και του βαθμού επεμβατικότητας επί της υφιστάμενης κατάστασης, μπορεί να αλλάξει και η σχεδίαση (πχ προσθήκη και άλλων οπών) αλλά και το υλικό από το οποίο είναι κατασκευασμένο.

Το **ακροφύσιο** αποτελεί την τελευταία συνιστώσα του συστήματος εξαγωγής καυσαερίων και ,για την παρούσα μελέτη , η πιο σημαντική. Το ακροφύσιο που είναι προσαρτημένο στην εξαγωγή του κινητήρα T-53 στο Huey UH-1H έχει μορφή με τα εξής χαρακτηριστικά (Σχήμα 4.15):

- Είναι αποκλίνον, με καμπυλότητα (bending) περίπου 10 μοιρών (10°) προς τα άνω (προς το στροφείο).
- Δεν διαθέτει οπές στην περιφέρεια κατά μήκος της γενέτειράς του , που έχει ως αποτέλεσμα την μη εισροή λόγω παράσυρσης (entrainment) κρύου ατμοσφαιρικού αέρα εντός αυτού.

Γίνεται αντιληπτό ότι οι οπές στο κάλυμμα του ακροφυσίου αποσκοπούν μόνο στην ψύξη της επιφάνειάς του, με στόχο τη μικρότερη δυνατή του καταπόνηση από θερμική κόπωση λόγω της υψηλής θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων.



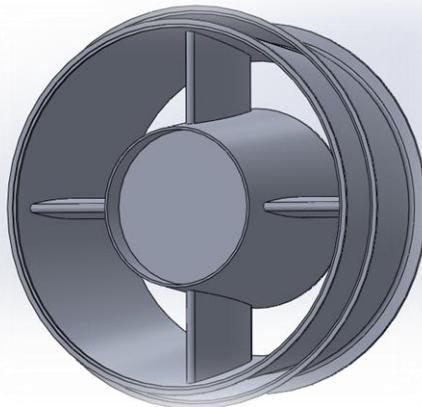
Σχήμα 4.15 : Ακροφύσιο του Huey UH-1H

4.3.2 Αποτύπωση υφιστάμενης κατάστασης σε σχεδιαστικό περιβάλλον

Η αποτύπωση των συνιστωσών του συστήματος εξαγωγής καυσαερίων με την μεγαλύτερη δυνατή πιστότητα , καθώς τα σχέδια δεν είναι ευκόλως διαθέσιμα στο ευρύ κοινό, είναι μέγιστης σημασίας για την εξαγωγή ασφαλών συμπερασμάτων μέσω πιστοποιημένων υπολογιστικών μοντέλων και εργαλείων. Γι' αυτό το λόγο, αποτυπώθηκαν όλες οι συνιστώσες που αναφέρθηκαν παραπάνω (βλ παρ. 4.3.1) στο υπολογιστικό περιβάλλον του σχεδιαστικού πακέτου Solidworks. Πιο συγκεκριμένα σε πρώτη φάση αποτυπώθηκαν σε τρισδιάστατα σχέδια οι εξής συνιστώσες :

- Διαχύτης καυσαερίων (Exhaust diffuser) (Σχήματα 4.11 και 4.16)
- Διαχωριστικό τοίχωμα (Wall) (Σχήμα 4.17)
- Κάλυμμα Ακροφυσίου με τμήμα της ατράκτου (Σχήματα 4.18 και 4.19)
- Ακροφύσιο (Σχήμα 4.20)

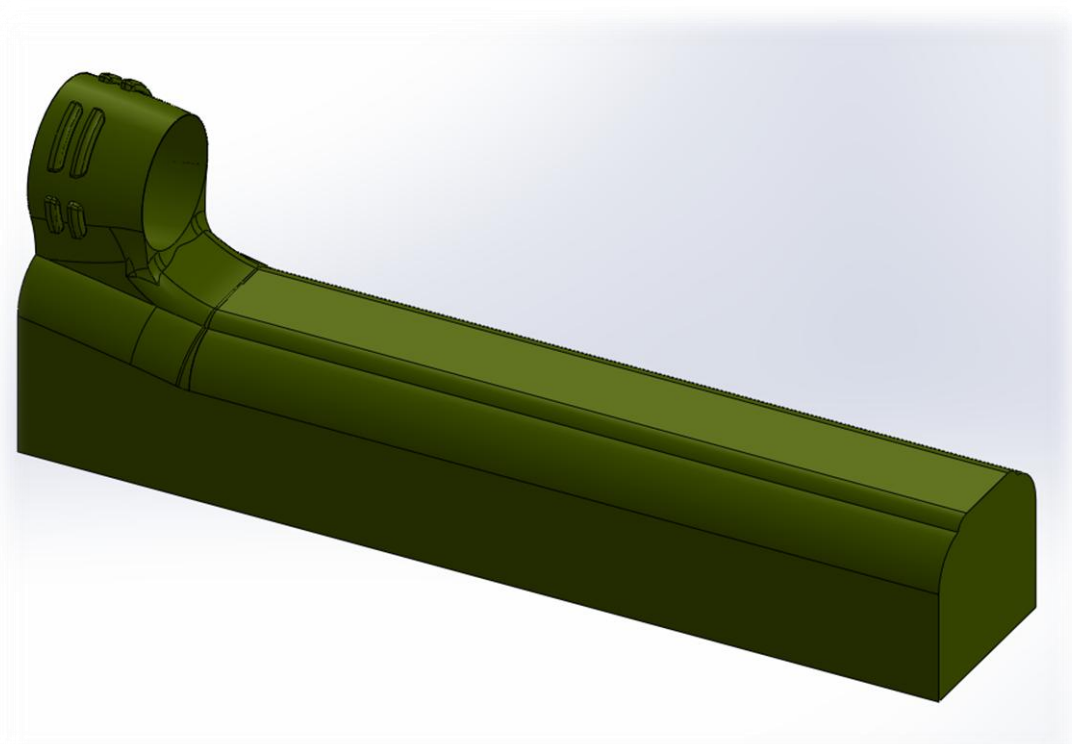
Η σύνθεση των ανωτέρω (assembly) και η αντιπαραβολή της με την πραγματικότητα δίνει την γενική εικόνα της υφιστάμενης κατάστασης (Σχήμα.4.21) .



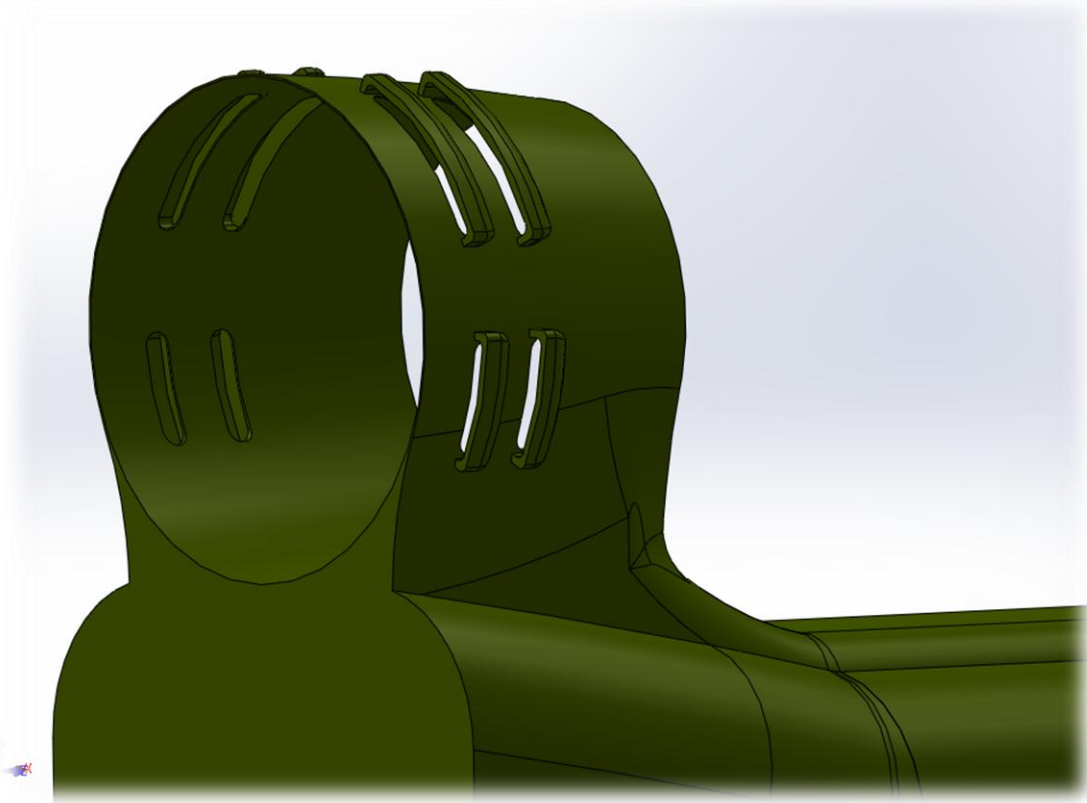
Σχήμα 4.16 : 3d σχέδιο Διαχύτη καυσαερίων (Excaust diffuser)



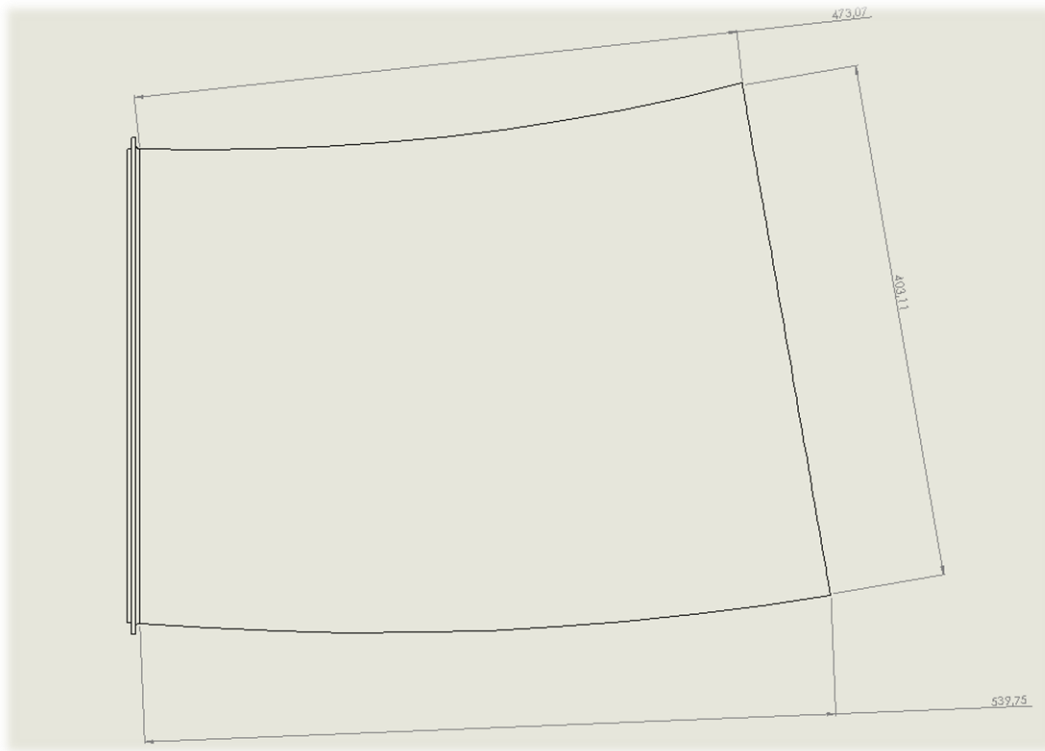
Σχήμα 4.17 : 3d σχέδιο Διαχωριστικού Τοιχώματος



Σχήμα 4.18 : 3d σχέδιο Καλύμματος Ακροφυσίου με τμήμα της ατράκτου



Σχήμα 4.19 : 3d σχέδιο Καλύμματος Ακροφυσίου με τμήμα της ατράκτου (λεπτομέρεια)



Σχήμα 4.20 : Σχέδιο Ακροφυσίου



Σχήμα 4.21 : Σύνθεση όλων των συνιστωσών (assembly) με κάλυμμα χωρίς επικάλυψη οπών (δεξιά) και αντιπαραβολή με πραγματική εικόνα (αριστερά)

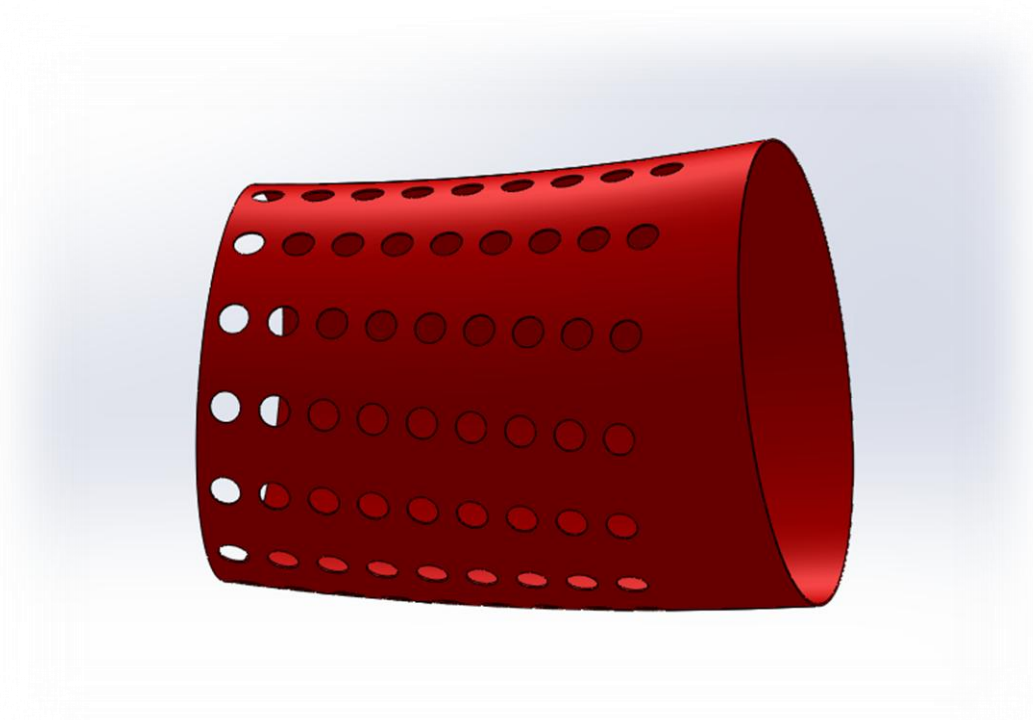
4.4 Εναλλακτικές διατάξεις μείωσης θερμικού ίχνους

4.4.1 Διάτρητο ακροφύσιο

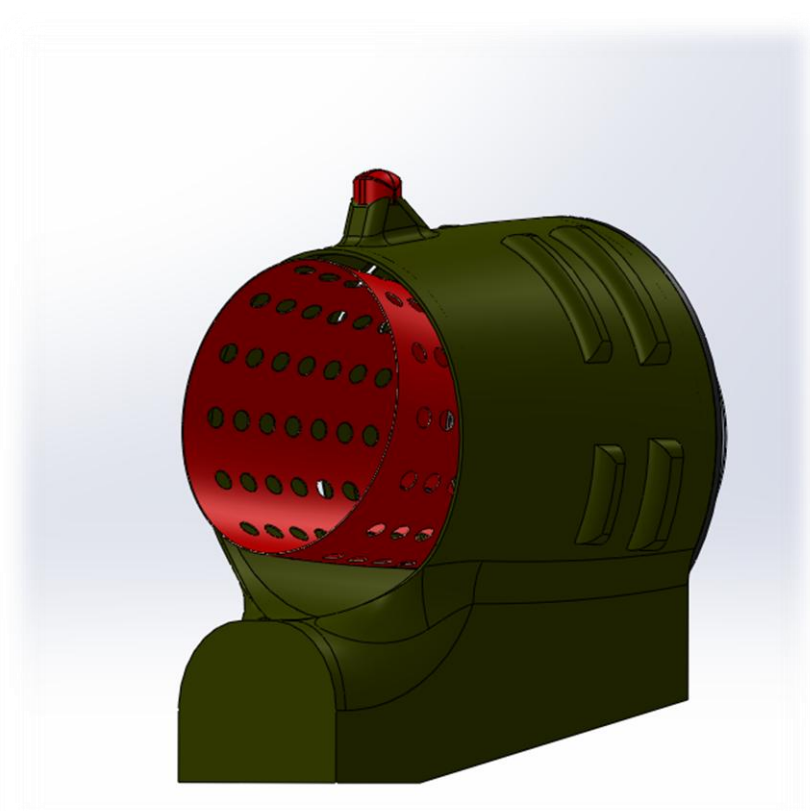
Στη παρούσα παράγραφο θα αναπτυχθούν μερικές εναλλακτικές διατάξεις μείωσης θερμικού ίχνους ελικοπτερού, κατά αύξουσα σειρά επεμβατικότητας επί τις υφιστάμενης κατάστασης. Το ελικοπτερο επί του οποίου προτείνονται οι κάτωθι επεμβάσεις είναι το ελικοπτερο μεταφοράς προσωπικού UH-1H (Huey), χωρίς όμως να στερούνται γενικότητας όσον αφορά τη γενική τους φιλοσοφία. Οι προτεινόμενες επεμβάσεις βασίζονται στα συμπεράσματα που εξήχθησαν από την μελέτη της βιβλιογραφίας, των εξαχθέντων αποτελεσμάτων από πειραματικές μετρήσεις (βλ. κεφ.3) και από την πιστοποίηση των υπολογιστικών εργαλείων και μοντέλων. Κάθε συνιστώσα που αποτελεί αντικείμενο μελέτης και αποκλίνει από την υφιστάμενη γεωμετρία ή προστίθεται στο υπάρχον σύστημα, απεικονίζεται με κόκκινο χρώμα.

Πρώτη προτεινόμενη αλλαγή της υφιστάμενης κατάστασης, με τον μικρότερο δυνατό βαθμό επεμβατικότητας, είναι η αντικατάσταση του υπάρχοντος ακροφυσίου με ένα ίδιων γεωμετρικών χαρακτηριστικών αλλά με οπές στην επιφάνειά του και κατά μήκος της γενέτειράς του. Αυτό θα μπορούσε να καταστεί επίσης εφικτό, μέσω της διάνοιξης οπών επί του υφισταμένου ακροφυσίου.

Το νέο **διάτρητο ακροφύσιο** (Σχήμα 4.22) επιτρέπει την είσοδο μέσω παράσυρσης του ψυχρού ατμοσφαιρικού αέρα (entrainment) εντός αυτού με αποτέλεσμα την ανάμιξη του θερμού ρεύματος (καυσαέρια) με το ψυχρό (φρέσκος αέρας) και κατ' επέκταση τη μείωση του θερμικού ίχνους του ελικοπτερού (Σχήμα 4.23).



Σχήμα 4.22 : 3d Σχέδιο Διάτρητου Ακροφυσίου



Σχήμα 4.23 : 3d Σχέδιο ολοκληρωμένου συστήματος με Διάτρητο Ακροφυσίο

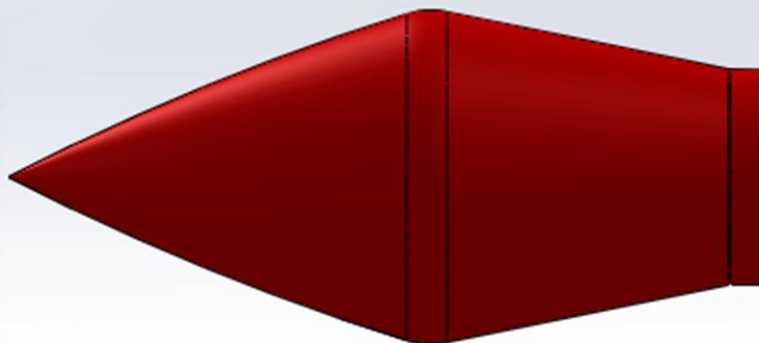
Σε αυτό το σημείο θα πρέπει να επισημανθεί ότι εξαιτίας του ενδεχόμενου να υπάρξει έξοδος καυσαερίων στο ενδιάμεσο χωρίο μεταξύ καλύμματος και ακροφυσίου, θα πρέπει να γίνει μελέτη αντοχής του καλύμματος σε πρόσθετη θερμική καταπόνηση.

4.4.2 Διάτρητο ακροφύσιο με κεντρικό κώνο

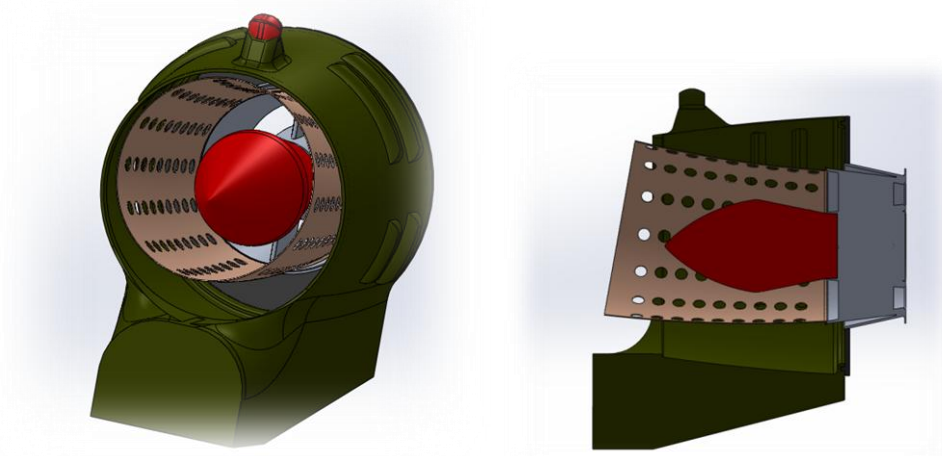
Επόμενη πρόταση στη σειρά βαθμού επεμβατικότητας επί της υφιστάμενης κατάστασης είναι η προσάρτηση κεντρικού διπλού κώνου (central plug) στο σύστημα, ο οποίος εδράζεται στην εσοχή του πυρήνα, του διαχύτη καυσαερίων (Σχήματα.4.24 και 4.25)ο κεντρικός αυτός "διπλός κώνος" (central plug) έχει την εξής μορφή :

Δύο κώνοι είναι ενωμένοι στην βάση τους με την "κορυφή" του πρώτου αποκλίνοντος κώνου να εδράζεται στην εσοχή του διαχύτη και με μήκος ίσο περίπου με το μισό του καλύμματος. Στην συνέχεια, ακολουθεί ο δεύτερος συγκλίνων κώνος, που η βάση του εδράζεται στον πρώτο, με την κορυφή να φτάνει στο ύψος του χείλους εξόδου του καλύμματος (όχι του ακροφυσίου) (Σχήμα.4.25).

Σκοπός της γεωμετρίας του κεντρικού κώνου είναι η απόκλιση της ροής του θερμού ρεύματος των καυσαερίων προς τα τοιχώματα του ακροφυσίου με αποτέλεσμα να διοχετεύεται μεγαλύτερη μάζα θερμού αέρα στην περιφέρεια από τον πυρήνα, άρα και μεγαλύτερη δυνατότητα ανάμιξης των δύο ρευμάτων (ψυχρού και θερμού).



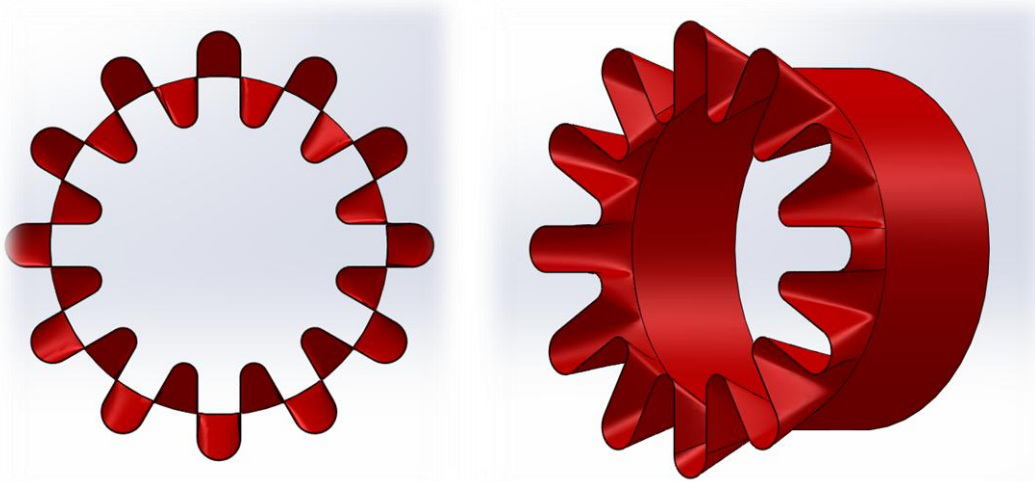
Σχήμα 4.24 : 3d σχέδιο διπλού κεντρικού κώνου



Σχήμα 4.25 : 3d σχέδιο ολοκληρωμένου συστήματος με Διάτρητο Ακροφύσιο και κεντρικό κώνο (αριστερά) και εγκάρσια τομή (δεξιά)

4.4.3 Λοβωτό ακροφύσιο

Στην περίπτωση αλλαγής του υφιστάμενου ακροφυσίου, έχει μελετηθεί στη βιβλιογραφία ότι η βέλτιστη λύση είναι αυτή του λοβωτού ακροφυσίου (Σχήμα 4.26).



Σχήμα 4.26 : Πρόοψη λοβωτού ακροφυσίου (αριστερά) και 3d απεικόνιση (δεξιά)

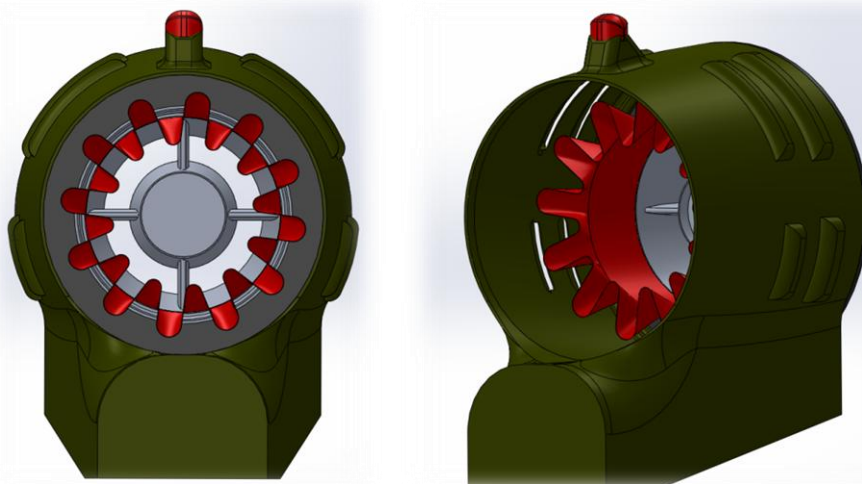
Η διαμόρφωση του λοβωτού ακροφυσίου αποτελείται ουσιαστικά από δύο (2) τμήματα που έχουν ως εξής :

Το πρώτο τμήμα είναι **κυλινδρικό** με εξωτερική διάμετρο ίση με την εσωτερική διάμετρο του τμήματος του διαχύτη καυσαερίων όπου και εδραζεται και το υφιστάμενο ακροφύσιο. Αυτό συμβαίνει για να "προωθηθεί" ο λοβός εξωτερικά, στο χώρο που ορίζει το κάλυμμα, αλλά και για να δοθεί ο κατάλληλος χρόνος στον κρύο ατμοσφαιρικό αέρα που εισέρχεται, να αναπτύξει όσο το δυνατόν πιο ομαλά

την ροή του εντός του καλύμματος και στο ενδιάμεσο χωρίο που ορίζουν το κάλυμμα και το λοβωτό ακροφύσιο.

Το δεύτερο τμήμα έχει το σχήμα πολλαπλών **λοβών**. Ως λοβός ορίζεται ένα έλασμα κατάλληλα διαμορφωμένο που από ένα κυκλικό συνήθως προφίλ αποκλίνει σε ένα προφίλ που ορίζεται από μια αρμονική που χρησιμοποιεί ως άξονα συμμετρίας και γενέτειρά της ,την περίμετρο ενός κύκλου. Δίνεται η αίσθηση ενός αποκλίνοντος ακροφυσίου που "κατσαρώθηκε" η περιφέρειά του (Σχήμα. 4.26).Ο στόχος αυτής της διαμόρφωσης είναι να οδηγήσει τη μεγαλύτερη μάζα των θερμών καυσαερίων προς την περιφέρεια και ταυτόχρονα αρκετή από την μάζα του ψυχρού ρεύματος ατμοσφαιρικού αέρα που εισχωρεί από τις οπές του καλύμματος του ακροφυσίου, στον πυρήνα του θερμού ρεύματος για την επίτευξη του μεγαλύτερου δυνατού βαθμού ανάμιξης.

Όπως είναι πρόδηλο από το Σχήμα 4.27 , αλλά και από τα αποτελέσματα των υπολογιστικών μοντέλων που αναπτύσσονται στο Κεφάλαιο 8 , η ανάμιξη που μπορεί να επιτευχθεί λόγω της παρουσίας του λοβωτού σε σχέση με αυτήν του διάτρητου ακροφυσίου είναι σημαντικά εντονότερη. Είναι γεγονός άλλωστε αναμενόμενο, βάσει αυτών που αναπτύχθηκαν στο κεφάλαιο 3 περί λοβωτών και διάτρητων ακροφυσίων.



Σχήμα 4.27 : Πρόοψη του ολοκληρωμένου συστήματος με λοβωτό ακροφύσιο (αριστερά) και 3d απεικόνιση (δεξιά)

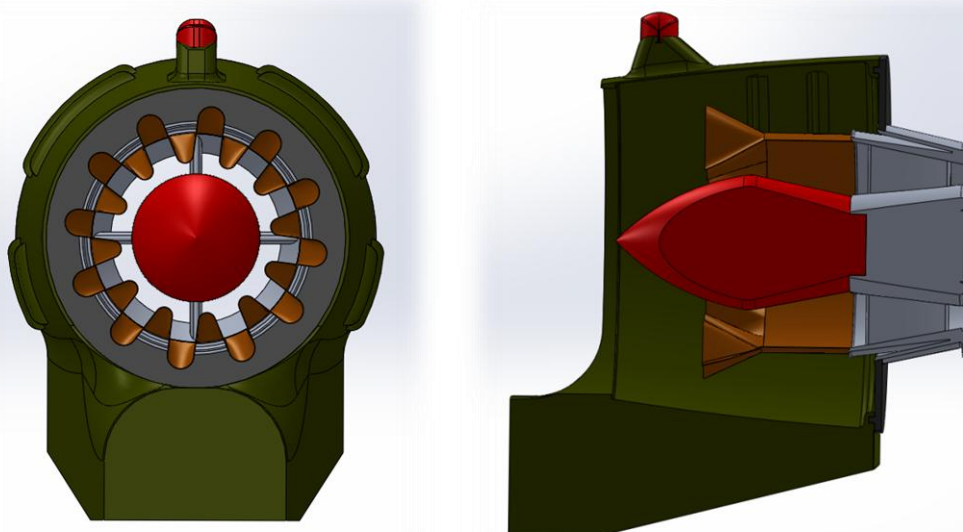
4.4.4 Λοβωτό ακροφύσιο με κεντρικό κώνο

Επόμενο βήμα σε σειρά επεμβατικότητας μετά από την αλλαγή του υφιστάμενου ακροφυσίου με ένα λοβωτό έρχεται η τοποθέτηση ενός κεντρικού κώνου. Η προσάρτηση ενός κεντρικού κώνου στο σύστημα έρχεται σαν φυσική συνέχεια καθώς όπως αναπτύχθηκε παραπάνω ένας από τους σημαντικούς ρόλους που παίζει η παρουσία του λοβού είναι να κατευθύνει όσο το δυνατόν μεγαλύτερη μάζα θερμού ρεύματος (καυσαέρια) στην περιφέρεια για την ταχύτερη και ευκολότερη ανάμιξή του με το ψυχρό ρεύμα (ατμοσφαιρικός αέρας). Επίσης η απουσία του κεντρικού κώνου οδηγεί στη δημιουργία έντονων ζωνών ανακυκλοφορίας, που εμφανίζονται κατάντι του κεντρικού τμήματος του διαχύτη, λόγω της απότομης αλλαγής διαμέτρου. Τα καυσαέρια από το χωρίο που ορίζεται από τα τοιχώματα του κεντρικού τμήματος του διαχύτη (όπου και εδράζεται ο κεντρικός κώνος) και τα τοιχώματα της περιφέρειάς του εξέρχονται σε ένα χωρίο που ορίζεται μόνο από τα κυλινδρικά τοιχώματα του λοβωτού

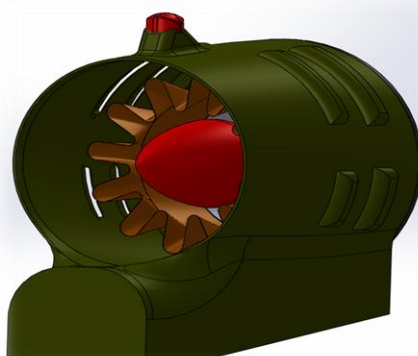
ακροφύσιου χωρίς να εσωκλείεται άλλο στερεό. Όπως φαίνεται και από τα αποτελέσματα των υπολογιστικών μοντέλων (βλ. Κεφ. 6,7 ,8) οι ζώνες ανακυκλοφορίας (δίνες) που δημιουργούνται λόγω της απότομης διεύρυνσης είναι μεγάλου μήκους γεγονός που μπορεί να ευνοεί την ανάμιξη, αλλά προκαλεί επίσης μεγάλη πτώση πίεσης, με δυσμενείς συνέπειες για τη λειτουργία του κινητήρα.

Για το λόγο αυτό, προτείνεται η προσάρτηση ενός κεντρικού κώνου (Σχήματα 4.28 και 4.29) στο διαχύτη, που θα οδηγήσει τη ροή του θερμού ρεύματος προς την περιφέρεια του καλύμματος, χωρίς να "χάνεται" ποσότητα αρκετή μάζα καυσαερίων στον πυρήνα η οποία θα μπορούσε αναμιχθεί . Αν και οι δίνες, "παγώνουν" τη ροή και δημιουργείται ροή περιμετρικά αυτών ως να υπήρχε εκεί στερεό, η "απώλεια" μάζας καυσαερίων που δημιουργείται λόγω των δινών μειώνει τον βαθμό ανάμιξης.

Βασικό μειονέκτημα της τοποθέτησης του κεντρικού κώνου, πέραν του ότι ο βαθμός επεμβατικότητας επί της υφιστάμενης κατάστασης αυξάνει , είναι η προσθήκη βάρους. Γι' αυτό και προτείνεται ο κεντρικός κώνος να είναι κοίλος και όχι συμπαγής.



Σχήμα 4.28 : Πρόοψη του ολοκληρωμένου συστήματος με λοβωτό ακροφύσιο και κεντρικό κώνο (αριστερά) και πλάγια όψη σε τομή 10 mm από τον άξονα συμμετρίας (δεξιά)



Σχήμα 4.29 : 3d σχέδιο ολοκληρωμένου συστήματος με λοβωτό ακροφύσιο και κεντρικό κώνο

4.4.5 Συστραμένο λοβωτό ακροφύσιο με κεντρικό κώνο

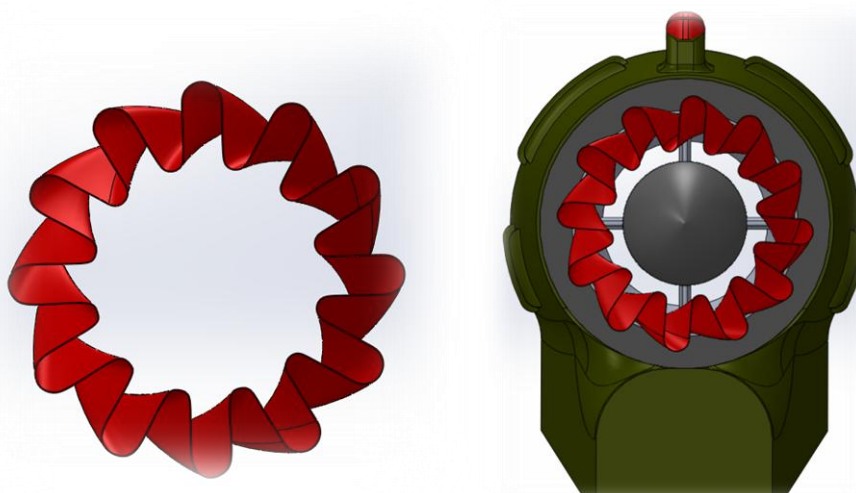
Στην παρούσα υποπαράγραφο προτείνεται μια καινοτομική παραλλαγή του λοβωτού ακροφυσίου. Όπως έχει αναφερθεί και παραπάνω τελικός στόχος της παρούσας εργασίας είναι η σχεδίαση και ει δυνατόν η ανάπτυξη ενός συστήματος μείωσης θερμικού ίχνους ελικοπτέρου με τον καλύτερο δυνατό συνδυασμό του βέλτιστου βαθμού ανάμιξης ρευμάτων και της μικρότερης δυνατής πτώσης πίεσης που θα οδηγούσε σε πτώση της ισχύος του κινητήρα.

Ο βαθμός ανάμιξης εξαρτάται σε πολύ μεγάλο βαθμό από :

- Την ταχύτητα των δυο (2) ρευμάτων και τη σχετική ταχύτητα του ενός ως προς το άλλο
- Τον τρόπο "εισχώρησης" του ενός "μέσα" στο άλλο με την βοήθεια στερεών τοιχωμάτων και μη
- Τη ποσότητα μάζας του ψυχρού ατμοσφαιρικού αέρα που "εισχωρεί" εντός του συστήματος εξόδου καυσαερίων και συγκεκριμένα μέσω του καλύμματος του ακροφυσίου
- Τη διαφορά θερμοκρασίας των δύο (2) ρευμάτων, που μπορεί να ποικίλει ένεκα των διαφορετικών απαιτήσεων ισχύος του κινητήρα του ελικοπτέρου αναλόγως της αποστολής και της φάσης πτήσης, άρα και της παροχής καυσίμου.

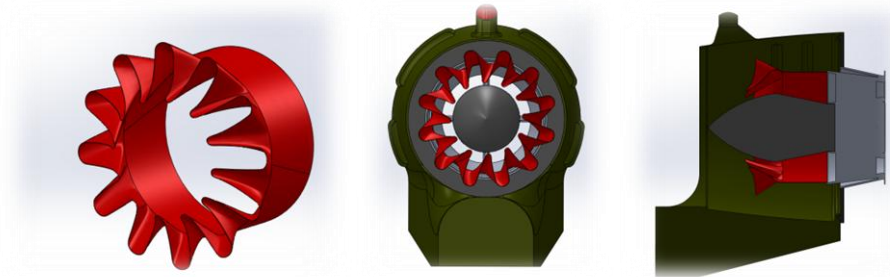
Αν θεωρηθεί ότι οι σχετικές ταχύτητες των δυο (2) ρευμάτων αλλά και οι διαφορές των θερμοκρασιών τους δεν μπορούν να επηρεαστούν σε μεγάλο βαθμό από την διάταξη του συστήματος, μόνο ο τρόπος εισχώρησης του ενός ρεύματος στο άλλο και η ποσότητα μάζας του ατμοσφαιρικού αέρα που "εισχωρεί" εντός του συστήματος εξόδου καυσαερίων, είναι οι παράγοντες που μπορούν να επηρεαστούν από το σχεδιαστή μιας τέτοιας συσκευής.

Στοχεύοντας στον τρόπο εισχώρησης που θα επιφέρει το μεγαλύτερο βαθμό ανάμιξης και γνωρίζοντας, ότι η παρουσία συστροφής στην ροή μπορεί να ενισχύει την ανάμιξη σε μεγάλο βαθμό προτείνεται ως καινοτομική ιδέα η πρόσδοση στο λοβωτό ακροφύσιο μιας γωνίας "στρέβλωσης" (twist) κατά τον άξονα της εξόδου των καυσαερίων, με στόχο τη δημιουργία της επιθυμητής συστροφής στο θερμό ρεύμα (Σχήμα 4.30). Η παρουσία κεντρικού κώνου αυξάνει το βαθμό ανάμιξης, όπως αναπτύχθηκε και σε προηγούμενη υποπαράγραφο (βλ. παρ. 4.4.4).



Σχήμα 4.30 : Πρόοψη στρεβλωμένου (κατά 27 μοίρες) λοβωτού ακροφυσίου (αριστερά) σχέδιο ολοκληρωμένου συστήματος με στρεβλωμένο λοβωτό ακροφύσιο και κεντρικό κώνο (δεξιά)

Μια άλλη παραλλαγή του προτεινόμενου ακροφυσίου είναι η προέκταση των "εσωτερικών" καμπυλοτήτων του λοβωτού ακροφυσίου κατά μήκος της εξόδου των καυσαερίων (Σχήμα 4.31), η οποία έχει ως στόχο την "οδήγηση" του κρύου ρεύματος του ατμοσφαιρικού αέρα που εισέρχεται από το κάλυμμα του ακροφυσίου περαιτέρω εντός του πυρήνα του θερμού ρεύματος (καυσαέρια).



Σχήμα 4.31 : Σχέδιο στρεβλωμένου (κατά 17 μοίρες) λοβωτού ακροφυσίου με "προεκτάσεις" (αριστερά) Πρόοψη ολοκληρωμένου συστήματος (μέση) και τομή ολοκληρωμένου συστήματος (δεξιά)

5. ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΕΣ ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ ΘΕΡΜΙΚΟΥ ΙΧΝΟΥΣ ΣΕ ΑΚΡΟΦΥΣΙΟ ΥΠΟ ΚΛΙΜΑΚΑ

5.1 Γενικά Χαρακτηριστικά

5.1.1 Γεωμετρικά και Λειτουργικά Χαρακτηριστικά

Στο πλαίσιο της μελέτης τρόπων και μεθόδων μείωσης του θερμικού εκπεμπόμενου ίχνους ελικοπτέρου, εκτελέστηκε σειρά πειραμάτων που στόχο είχαν τη διερεύνηση των φυσικών φαινομένων που χαρακτηρίζουν την ανάμιξη του θερμού ρεύματος (καυσαέρια) με το ψυχρό (φρέσκος ατμοσφαιρικός αέρας) μετά την έξοδο του από τον κινητήρα, με τη χρήση ή μη λοβωτού ακροφυσίου, καθώς και λοβωτού ακροφυσίου με συστροφή.

Η σειρά αυτών των πειραμάτων πραγματοποιήθηκε στο εργαστήριο Ετερογενών Μιγμάτων και Συστημάτων Καύσης, του Τομέα Θερμότητας της Σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών του ΕΜΠ. Η πειραματική διάταξη αποτελούνταν από ένα πρωτεύον και δευτερεύον αγωγό, όπου στον πρωτεύοντα παρέχονταν το θερμό ρεύμα μέσω ανεμιστήρα και στον δευτερεύοντα το ψυχρό ρεύμα μέσω περιφερειακών εκτοξευτήρων ψυχρού αέρα. Επίσης αποτελούνταν από μια φιάλη προπανίου και έναν καυστήρα για την παροχή φλόγας που μέσω του ανεμιστήρα εξασφάλιζε την άνθηση θερμοκρασίας του θερμού ρεύματος, ένα Pitot-Static με θερμοστοιχείο και τρίποδα συγκράτησης-εναλλαγής γωνιών για την μέτρηση θερμοκρασίας και πίεσης σε διάφορα σημεία όπως επίσης ένα μετρητή πίεσης (KIMO kra321 datalogger) και ένα θερμόμετρο (FLUKE) μέσω των οποίων λαμβάνονταν οι μετρήσεις. Τέλος μέσω του λείζερ-αλφαδιού εξασφαλιζονταν η καθετότητα και η σωστή θέση του σωλήνα Pitot -Static πριν την έναρξη κάθε σετ μετρήσεων. Η πειραματική διάταξη, η οποία απεικονίζεται στο Σχήμα 5.1, αποτελούνταν από τις εξής συστατικές :

- **Ανεμιστήρας S & P (FAN)**, ισχύος 680 W (Σχήμα 5.2).
- **Καυστήρας** (Σχήμα.5.2).
- **Φιάλη Προπανίου**
- **Ροόμετρο πλωτήρα**, παροχή καυσίμου (προπάνιο) 3 NI/min (Σχήμα 5.3)
- **Θερμόμετρο** (KIMO kra321 datalogger, FLUKE) (Σχήμα 5.4)
- **Μετρητής Πίεσης** (KIMO CP210 Pressure Trasmmitter) (Σχήμα 5.5)
- **Σωλήνας Pitot με Θερμοστοιχείο και τρίποδα συγκράτησης-εναλλαγής γωνιών** (Σχήμα 5.6)
- **Λείζερ-Αλφάδι** με τρίποδα (Σχήμα.5.7)
- **Πρωτεύον αγωγός** Τετραγωνικής διατομής 175x175 mm με κυλινδρικής διατομής έξοδο $d_1 = 145,2$ mm και πάχος 1.2 mm (Σχήμα 5.8).
- **Στεφάνι συγκράτησης** περιφερειακών εκτοξευτήρων κρύου αέρα (Σχήμα 5.9). Μέση Διάμετρος στεφάνης 180 mm, διάμετρος ακροφυσίων-εκτοξευτήρων 4 mm, πλήθος εκτοξευτήρων 16. Παροχή ψυχρού ρεύματος 800 lt/min.
- **Δευτερεύον Αγωγός** Εξωτερική διάμετρος κυλινδρικής $d_2 = 325$ mm (Σχήμα 5.8), πάχος ελάσματος 1.2 mm, μήκος αγωγού που λαμβάνεται υπόψη 250 mm
- **Αεροσυμπιεστής** παροχής κρύου αέρα (ψυχρό ρεύμα)
- **Θερμοστοιχείο** τοποθετημένο στην επιφάνεια του πρωτεύοντος αγωγού, ανάντι του δευτερεύοντος αγωγού (Σχήμα 5.10).



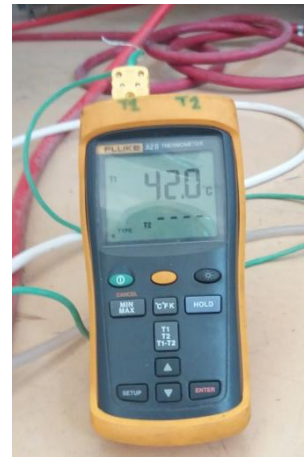
Σχήμα 5.1 Γενική άποψη πειραματικής διάταξης



Σχήμα 5.2 Καυστήρας με Ανεμιστήρα



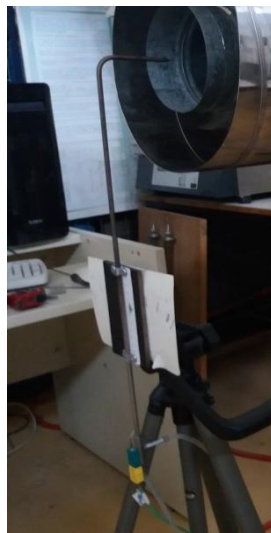
Σχήμα 5.3 Ροόμετρο Πλωτήρα



Σχήμα 5.4 KIMO KPA321 Datalogger (αριστερά) FLUKE (δεξιά)



Σχήμα 5.5 KIMO CP210 Pressure Trasmmitter



Σχήμα 5.6 Σωλήνας Pitot με Θερμοστοιχείο



Σχήμα 5.7 Αλφάδι με τρίποδα



Σχήμα 5.8 Πρωτεύων-Δευτερέων αγωγός



Σχήμα 5.9 Στεφάνι συγκράτησης περιφερειακών εκτοξευτήρων ψυχρού αέρα

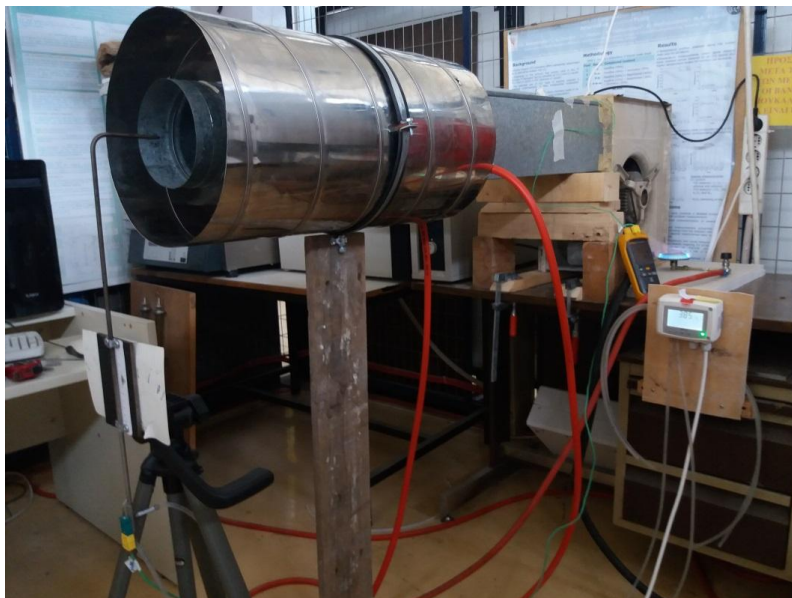


Σχήμα 5.10 Θερμοστοιχείο τοποθετημένο πλησίον της εισόδου του πρωτεύοντος αγωγού

5.1.2 Μετρητική Διαδικασία

Η διαδικασία που ακολουθήθηκε για την λήψη των πειραματικών μετρήσεων ήταν η εξής:

- Έγινε η σύνδεση του αεροσυμπιεστή με την στεφάνη συγκράτησης των εκτοξευτήρων "ψυχρού" ρεύματος μέσω ελαστικών αγωγών, όπως επίσης και της φιάλης προπανίου με το ροόμετρο πλωτήρα και στη συνέχεια με τον καυστήρα.
- Οι ακροδέκτες των 2 θερμοστοιχείων (θερμοστοιχείο πλησίον του ανάντι άκρου του αγωγού θερμού ρεύματος και θερμοστοιχείο του σωλήνα Pitot) τοποθετήθηκαν στις 2 υποδοχές του θερμομέτρου FLUKE.
- Οι 2 ελαστικοί σωλήνες ολικής και στατικής πίεσης συνδέθηκαν στους ακροδέκτες του Μετρητή Πίεσης KIMO CP210 (Pressure Trasmitter).
- Μέσω του KIMO KPA321 Datalogger μετρήθηκε η πίεση και θερμοκρασία περιβάλλοντος πριν την έναρξη της πειραματικής διαδικασίας ($P_{atm} = 98800 \text{ Pa}$, $T_o = 30^\circ\text{C} = 303 \text{ K}$)
- Τέθηκε σε λειτουργία ο ανεμιστήρας "θερμού" ρεύματος, ενεργοποιήθηκε η παροχή καυσίμου σε 3 NI/min και έγινε έναυση του καυστήρα.
- Αφού η θερμοκρασία "θερμού" ρεύματος σταθεροποιήθηκε στο κέντρο του πυρήνα (θέση $x=0$, $r=0$) στους $T_{core} = 42^\circ\text{C} = 315 \text{ K}$, ενεργοποιήθηκε η παροχή "ψυχρού" ρεύματος και ορίσθηκε στα 800 lt/min .
- Μετά τη σταθεροποίηση των θερμοκρασιακών κατανομών των 2 ρευμάτων, ο σωλήνας Pitot με το θερμοστοιχείο τοποθετήθηκε κάθετα στην γενέτειρα του πρωτεύοντος και δευτερεύοντος αγωγού, στο κέντρο του πρώτου ("θερμό" ρεύμα-ρεύμα πυρήνα), με το ακροφύσιο λήψης του σωλήνα Pitot (σημείο ανακοπής) να βρίσκεται οριακά εντός του. Αυτό το σημείο ορίσθηκε και το σημείο αναφοράς των μετρήσεων, δηλαδή το $x=0$, $r=0$.
- Στη συνέχεια λαμβάνονταν μετρήσεις ανά 10 mm έως τα όρια του πρωτεύοντος αγωγού, όπως φαίνεται στο Σχήμα 5.11, με τον σωλήνα Pitot κινούμενο κάθετα προς τα κάτω.



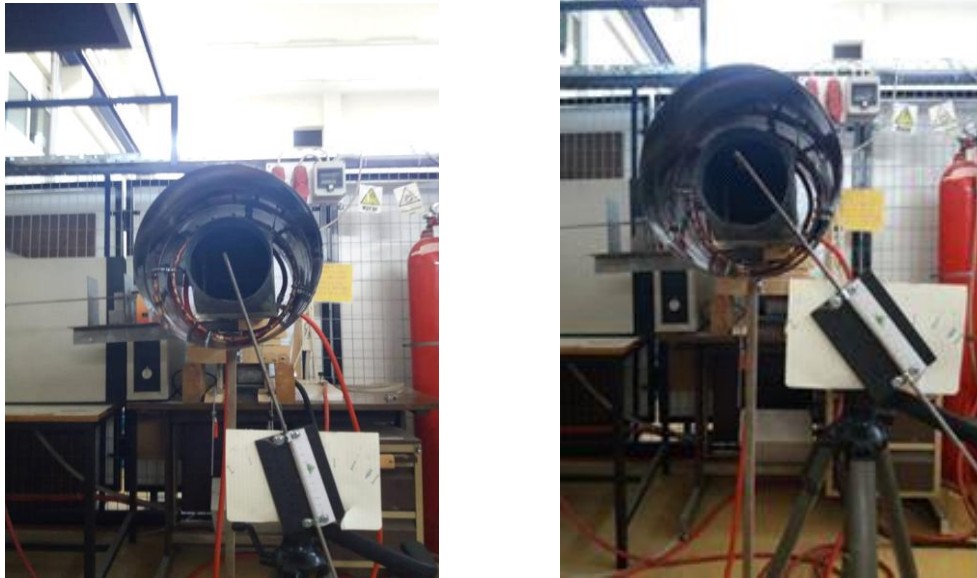
Σχήμα 5.11 Έναρξη Πειραματικής Διαδικασίας

- Περνώντας τα όρια του πρωτεύοντος αγωγού και στο χωρίο όπου εξέρχεται το "ψυχρό" ρεύμα (μεταξύ δευτερεύοντος και πρωτεύοντος αγωγού) έγινε πύκνωση των σημείων μέτρησης για την εξαγωγή ασφαλέστερων συμπερασμάτων για την κατανομή των ταχυτήτων. Συγκεκριμένα, ελήφθησαν μετρήσεις πλέον ανά 5 mm μέχρι και τα όρια του δευτερεύοντος αγωγού.
- Μετά το πέρας του πρώτου σετ μετρήσεων, ο σωλήνας Pitot επανατοποθετήθηκε στην θέση $r=0$, και απομακρύνθηκε από την θέση $x=0$ κατά απόσταση ίση με τη διάμετρο του πρωτεύοντος αγωγού d_1 , θέση η οποία ορίστηκε ως η θέση $x/d=1$. Με την βοήθεια του αλαδιού-laser επιβεβαιώθηκε η καθετότητα του το σωλήνα Pitot και ότι βρίσκεται στη θέση $r=0$ με τον φωτεινό νηματόσταυρο.
- Αφού έγινε η παραπάνω επιβεβαίωση θέσης του σωλήνα Pitot ξεκίνησε η σειρά μετρήσεων με τον σωλήνα κατερχόμενο ως προς τον κατακόρυφο άξονα και με λήψη θερμοκρασιών και πιέσεων-ταχυτήτων ανά 10 mm. Όπου παρατηρούνταν μεγάλη και απότομη μεταβολή πίεσης, οι μετρήσεις λαμβάνονταν ανά 5 mm.
- Εξαιτίας της διάχυσης των καυσαερίων, το μήκος της διαδρομής που διέγραφε ο σωλήνας Pitot ήταν μεγαλύτερος από αυτό που διέγραφε στη θέση $x=0$. Πληρέστερη εικόνα των μετρήσεων παρατίθεται στα αποτελέσματα αλλά και στα Σχήματα 5.13 και 5.14.
- Μετά το πέρας και του δεύτερου σετ μετρήσεων, ο σωλήνας Pitot επανατοποθετήθηκε στην θέση $r=0$, και μετακινήθηκε διαδοχικά στις θέσεις $x/d=2$, $x/d=5$ και $x/d=10$ όπου ελήφθησαν μετρήσεις ακολουθώντας την ίδια μεθοδολογία.

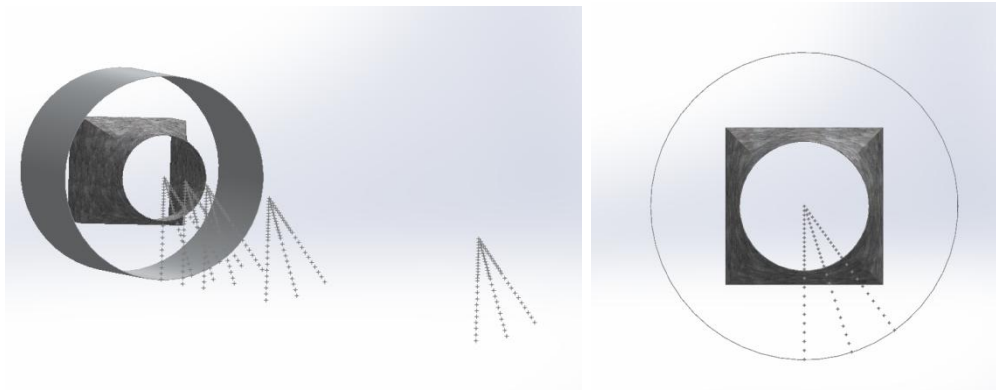


Σχήμα 5.12 Κάτοψη "προσημειωμένων" θέσεων κατά τον διαμήκη άξονα (x)

- Μετά την ολοκλήρωση των μετρήσεων στον κατακόρυφο άξονα, ο σωλήνας Pitot περιστράφηκε κατά 18° (Σχήμα 5.13) και κατά 36° , θέσεις για τις οποίες επίσης ελήφθησαν μετρήσεις σε 5 κατάντι αποστάσεις ($x/d=0, 1, 2, 5$ και 10), σχηματίζοντας ουσιαστικά ένα πλέγμα-τμήμα κυκλικού δίσκου συνολικής γωνίας 36° (Σχήμα 5.14).



Σχήμα 5.13 Θέση μέτρησης στις 18° (αριστερά) και στις 36° (δεξιά)



Σχήμα 5.14 Θέσεις μέτρησης σε τρισδιάστατη εικόνα (αριστερά) και προοπτικό σχέδιο θέσεων μέτρησης (δεξιά)

5.1.3 Παραμετρική Μελέτη

Λοβωτό αξονικό ακροφύσιο

Στα πρώτα σετ μετρήσεων ο πρωτεύων αγωγός, αγωγός θερμού ρεύματος-ρεύματος πυρήνα "καυσαερίων", έπαιξε ουσιαστικά τον ρόλο του «απλού» διαχύτη καυσαερίων κινητήρα, χωρίς να έχει προσαρμοσμένο κάποιο είδος ακροφυσίου σε αυτόν.

Στα επόμενα σετ μετρήσεων προσαρμόστηκε λοβωτό ακροφύσιο (Σχήμα 5.15), το οποίο κατασκευάστηκε με τη μέθοδο της ταχείας στρωματικής κατασκευής πρωτοτύπων και εργαλείων (rapid prototyping), ευρέως γνωστής ως τρισδιάστατης εκτύπωσης (3d printing). Η κατασκευή του πρωτοτύπου έγινε σε 3d εκτυπωτή τύπου Sindoh DP201. Το υλικό που χρησιμοποιήθηκε για την κατασκευή του πρωτότυπου λοβωτού ακροφυσίου, ήταν το PLA (Polylactic acid ή

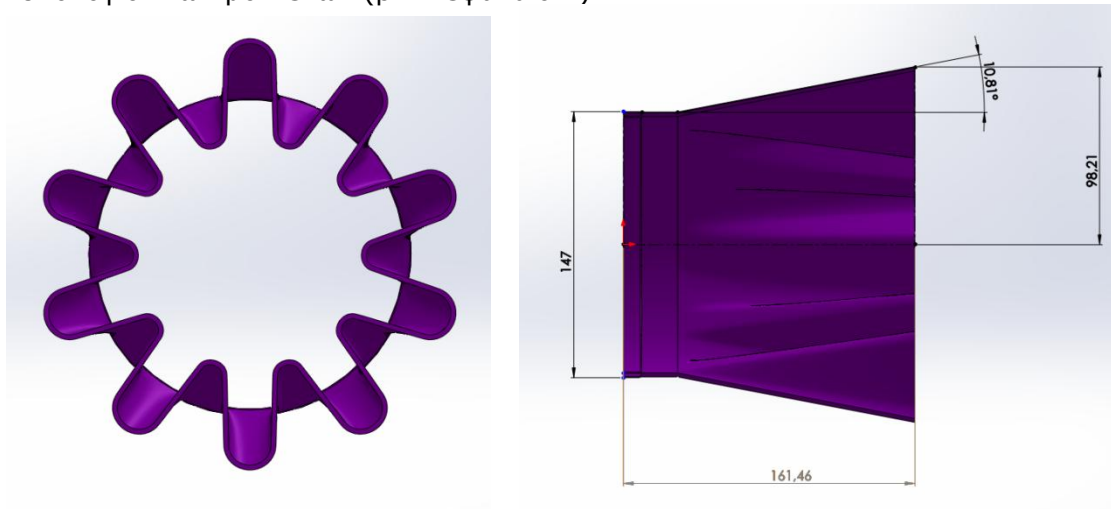
polylactic acid ή polylactide), ένα υλικό που χαρακτηρίζεται από μεγάλη ευκολία εκτύπωσης, ικανοποιητική μηχανική αντοχή και μέτρια αντοχή σε θερμική καταπόνηση (θερμοκρασία διαρροής στους 50-60°C). Το πάχος στρώσης που επιλέχθηκε (layer) ήταν τα 0,2 mm.



Σχήμα 5.15 Λοβωτό ακροφύσιο κατασκευασμένο με την μέθοδο της τρισδιάστατης εκτύπωσης

Οι διαστάσεις του λοβωτού ακροφυσίου, που απεικονίζονται στο Σχήμα 5.16, είναι αυτές που θα του επέτρεπαν την προσαρμογή του, με τις απαραίτητες ανοχές, στον πρωτεύοντα αγωγό.

Η φιλοσοφία και στόχος της προσαρμογής ενός ακροφυσίου τέτοιας γεωμετρίας είναι η διερεύνηση της αύξησης του βαθμού ανάμιξης θερμού-ψυχρού ρεύματος που η παρουσία του θα επιφέρει στη διάταξη. Επίσης, οι πειραματικές μετρήσεις είχαν ως στόχο να χρησιμοποιηθούν κατά τη διαδικασία πιστοποίησης (validation) των υπολογιστικών μοντέλων (βλ. Κεφάλαιο 7).



Σχήμα 5.16 Προοπτικό σχέδιο λοβωτού ακροφυσίου (αριστερά) και πλάγια όψη σε τομή (δεξιά)

Η νέα αυτή σειρά μετρήσεων έγινε με παρόμοια διαδικασία και μέθοδο όπως και στη σειρά μετρήσεων χωρίς προσαρμοσμένο ακροφύσιο. Η επιλογή των γωνιών 0° , 18° , 36° έγινε λαμβάνοντας υπόψη την αναμενόμενη θέση των λοβών.

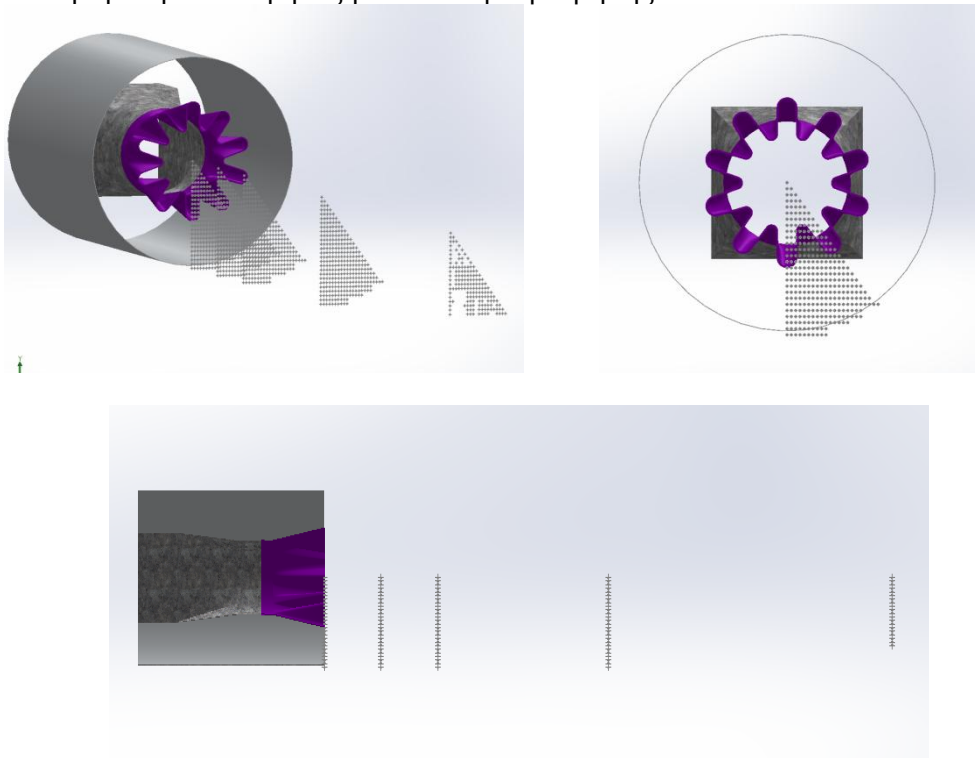
Η διαδικασία που ακολουθήθηκε (Σχήμα 5.17) για τη λήψη των πειραματικών μετρήσεων με προσαρμοσμένο στον πρωτεύοντα αγωγό λοβωτό ακροφύσιο, ήταν η εξής :

- Έγινε η σύνδεση του αεροσυμπιεστή με την στεφάνη συγκράτησης των εκτοξευτήρων "ψυχρού" ρεύματος μέσω ελαστικών αγωγών , όπως επίσης και της φιάλης προπανίου με το ροόμετρο πλωτήρα και στη συνέχεια με τον καυστήρα.
- Οι ακροδέκτες των 2 θερμοστοιχείων (θερμοστοιχείο στο ανάντι άκρο του πρωτεύοντος αγωγού θερμού ρεύματος και του θερμοστοιχείου του σωλήνα Pitot) τοποθετήθηκαν στις 2 υποδοχές του θερμομέτρου FLUKE.
- Οι 2 ελαστικοί σωλήνες ολικής και στατικής πίεσης συνδέθηκαν στους ακροδέκτες του Μετρητή Πίεσης KIMO CP210 (Pressure Trasmitter).
- Μέσω του KIMO KPA321 Datalogger μετρήθηκε η πίεση και θερμοκρασία περιβάλλοντος πριν την έναρξη της πειραματικής διαδικασίας και βρέθηκε ότι: $P_{atm} = 98500 \text{ Pa}$, $T_o = 29.3^\circ\text{C} = 302.3 \text{ K}$.
- Τέθηκε σε λειτουργία ο ανεμιστήρας "θερμού" ρεύματος, ενεργοποιήθηκε η παροχή καυσίμου σε 3 NI/min και έγινε έναυση του καυστήρα.
- Αφού η θερμοκρασία "θερμού" ρεύματος σταθεροποιήθηκε στο κέντρο του πυρήνα (θέση $x=0$, $r=0$) στους $T_{core} = 40.8^\circ\text{C} = 313.8 \text{ K}$, ενεργοποιήθηκε η παροχή "ψυχρού" ρεύματος αέρα και ορίσθηκε στα 800 lt/min .
- Μετά την σταθεροποίηση των θερμοκρασιακών κατανομών των 2 ρευμάτων, ο σωλήνας Pitot με το θερμοστοιχείο τοποθετήθηκε κάθετα στην γενέτειρα του πρωτεύοντος και δευτερεύοντος αγωγού, στο κέντρο του πρώτου ("θερμό" ρεύμα-ρεύμα πυρήνα), με την απόληξη του ακροφυσίου του σωλήνα Pitot (σημείο ανακοπής), να βρίσκεται οριακά εντός του. Αυτό το σημείο ορίσθηκε και το σημείο αναφοράς των μετρήσεων, δηλαδή το $x=0$, $r=0$ (Σχήμα 5.17).



Σχήμα 5.17 Έναυση πειραματικής διαδικασίας με λοβωτό ακροφύσιο

- Έπειτα δημιουργήθηκε ένα πλέγμα μετρήσεων επιφάνειας όσο το τμήμα ενός κυκλικού δίσκου με ακτίνα r_1 και γωνία του εγγεγραμμένου τόξου 36° . Η επιλογή αυτή έγινε (αντί εκείνης του πρώτου μέρους μετρήσεων, χωρίς λοβωτό ακροφύσιο) διότι ήταν επιθυμητή η, όσο το δυνατόν, καλύτερη αποτύπωση των κατανομών ταχυτήτων και θερμοκρασιών στο συγκεκριμένο ακροφύσιο σύνθετης γεωμετρίας.
- Το πλέγμα αυτό δημιουργήθηκε ως εξής :
 - Ορίσθηκε ως σημείο αναφοράς των μετρήσεων το κέντρο του θερμού πυρήνα (θέση $x=0, r=0$).
 - Χρησιμοποιώντας ως κανόνα στον κατακόρυφο άξονα το βήμα του κοχλία του τρίποδα στήριξης του σωλήνα Pitot, βρέθηκε ότι $1/4$ της ολόκληρης περιστροφής του μοχλού ανύψωσης του σωλήνα αντιστοιχούσε σε 70 mm μετακίνηση κατά τον κατακόρυφο άξονα.
 - Έτσι λοιπόν δημιουργήθηκε ένα πλέγμα με βήμα κατά $z = 7$ mm και κατά $y = 5$ mm, έχοντας ως δεξιό όριο τον κατακόρυφο άξονα και αριστερό την ακτίνα με γωνία 36° (με φορά προς τα δεξιά) από την κατακόρυφο.
 - Οι θέσεις μέτρησης γίνονται πιο κατανοητές στην αποτύπωσή τους στο Σχήμα 5.18 α, β, γ.
- Μετά το πέρας του πρώτου σετ μετρήσεων, ο σωλήνας Pitot επανατοποθετήθηκε στην θέση $r=0$, και μετακινήθηκε διαδοχικά κατά το διαμήκη άξονα στις θέσεις $x/d = 1, 2, 5$ και 10 , όπως φαίνεται στο Σχήμα 5.18, και ακολουθήθηκε η ίδια ακριβώς μεθοδολογία μέτρησης.



Σχήμα 5.18 Θέσεις μέτρησης σε τρισδιάστατη εικόνα (αριστερά), προοπτικό σχέδιο των θέσεων μέτρησης (δεξιά) και τομή σε πλάγια όψη των θέσεων μέτρησης (κάτω)

Στον Πίνακα 5.1 παρουσιάζονται συνοπτικά οι θερμοκρασίες και πιέσεις κατά την έναρξη του κάθε σετ μετρήσεων.

Πίνακας 5.1: Σύνοψη θερμοκρασιών και πιέσεων κατά την έναρξη του κάθε σετ μετρήσεων

	T_o (°C)	P_{atm} (Pa)	T_{core} (°C)
Απλή περίπτωση	30	98800	42
Με λοβωτό ακροφύσιο	29,3	98500	40,8

5.2 Μετρητικές Διατάξεις

5.2.1 Θερμοστοιχεία

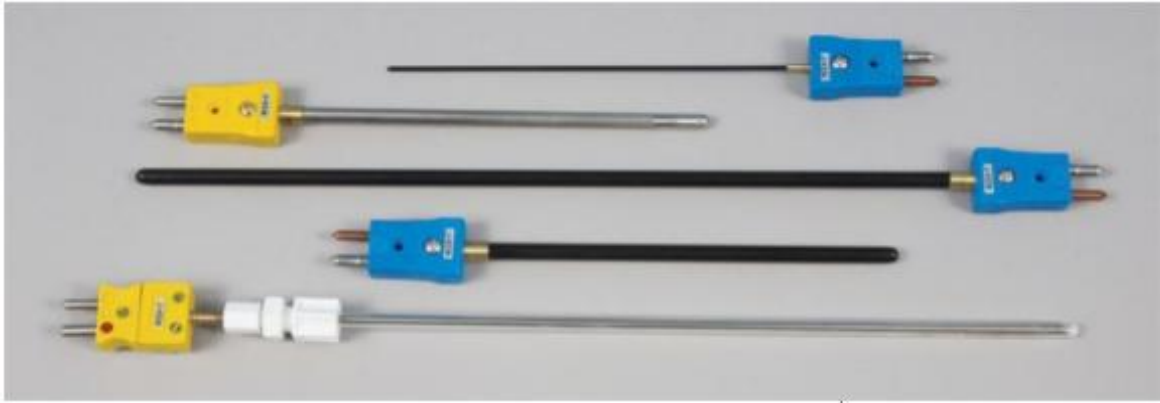
Η αρχή λειτουργίας των θερμοζευγών στηρίζεται στο θερμοηλεκτρικό φαινόμενο Seebeck, το οποίο ανακαλύφθηκε το 1821. Ένα θερμοζεύγος αποτελείται από δύο αγωγούς, διαφορετικών μετάλλων ή κραμάτων μετάλλων. Όταν δυο διαφορετικά μέταλλα έρθουν σε επαφή αναπτύσσεται μεταξύ τους μια διαφορά δυναμικού E (Seebeck) που εξαρτάται από την διαφορά θερμοκρασίας ΔT και το είδος των μετάλλων. Για μικρές μεταβολές της θερμοκρασίας ΔT ισχύει ο τύπος $E = a \cdot \Delta T$, όπου a ο συντελεστής Seebeck σε $\mu V/^\circ C$.

Η μέτρηση της θερμοκρασίας με το θερμοζεύγος γίνεται τοποθετώντας το στην περιοχή ή το σώμα προς μέτρηση και μετρώντας την τάση στα άκρα του, με κατάλληλο όργανο. Η επαφή των αγωγών της συσκευής μέτρησης της τάσης, με τους αγωγούς του θερμοζεύγους δημιουργεί ένα επιπλέον δυναμικό επαφής.

Η λύση του προβλήματος της δημιουργίας νέων δυναμικών επαφής λύνεται με ένα από τους παρακάτω τρόπους:

1. Διατηρώντας τη θερμοκρασία στις άλλες επαφές σταθερή (συνήθως στους $0^\circ C$), ώστε να προκύπτει σταθερό σφάλμα. Τις επαφές σε σταθερή γνωστή θερμοκρασία τις ονομάζουμε επαφές αναφοράς.
2. Με λογισμική αντιστάθμιση. Μετράται η θερμοκρασία στις επαφές αναφοράς, υπολογίζεται η τάση $E1$ στις επαφές αναφοράς μέσω πινάκων, μετράται η τάση $E2$ στο θερμοζεύγος και αφαιρώντας την τάση $E2$ από την $E1$, προσδιορίζεται η τάση μέσω της οποίας υπολογίζεται η θερμοκρασία.
3. Με ηλεκτρονική αντιστάθμιση.

Η μέτρηση θερμοκρασίας με θερμοζεύγος είναι αρκετά διαδεδομένη. Ένα θερμοζεύγος αποτελείται από δύο ανόμοια μέταλλα που συνδέονται μεταξύ τους σε δύο σημεία και σχηματίζουν ένα κλειστό κύκλωμα στο οποίο η μία επαφή είναι τοποθετημένη σε μια προστατευτική θήκη και αποτελεί το μετρητή του οργάνου μας, γιατί έρχεται σε επαφή με το σώμα άγνωστης θερμοκρασίας (Σχήμα 5.22). Εάν μια επαφή διατηρείται σε διαφορετική θερμοκρασία από την άλλη, τότε θα υπάρχει ροή ρεύματος στο κύκλωμα. Το μέγεθος και η κατεύθυνση αυτού εξαρτώνται από το είδος των μετάλλων και τη διαφορά θερμοκρασίας των επαφών. Το μέγεθος της ηλεκτρεγερτικής δύναμης που προκύπτει είναι μικρό, της τάξης των μερικών mV.



Σχήμα. 5.19 Θερμοζεύγη εντός περιβλήματος

Έστω ότι συνδέονται τα άκρα δύο συρμάτων από διαφορετικό υλικό, όπως φαίνεται στο σχήμα 5.17 Αν η ένωση 1 βρίσκεται σε θερμοκρασία T_1 , και η ένωση 2 σε θερμοκρασία T_2 θα κυκλοφορήσει ένα ηλεκτρικό ρεύμα μέσα από τα σύρματα το οποίο θα προσδιορίζεται από τον νόμο του Ohm.

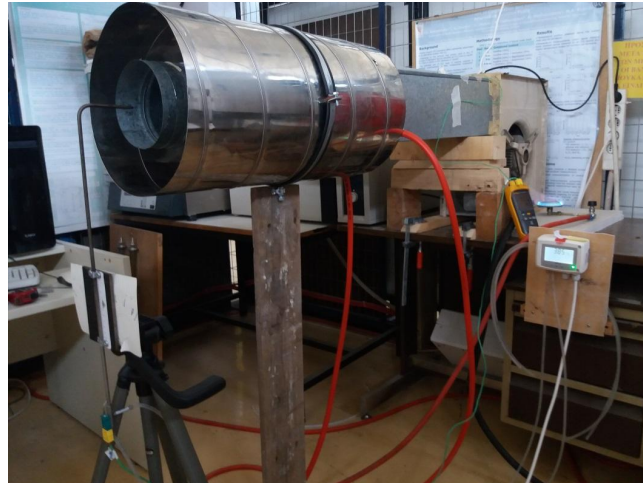
Τα θερμοζεύγη έχουν μεγάλη περιοχή μέτρησης, το οποίο αποτελεί σημαντικό πλεονέκτημα. Ένα άλλο πλεονέκτημα είναι η γρήγορη απόκρισή τους, η οποία μπορεί να είναι της τάξεως των msec. Η διάρκεια ζωής τους εξαρτάται από την θερμοκρασία λειτουργίας, το περιβάλλον λειτουργίας και τη διάμετρο των καλωδίων τους αλλά και από τον τύπο του θερμοστοιχείου.

Οι τύποι θερμοζευγών σε σχέση με τη χρήση τους είναι :

1. Το θερμοζεύγος τύπου T, με εύρος λειτουργίας $-270 - 400^{\circ}\text{C}$, είναι κατάλληλο για υγρό περιβάλλον καθώς και για ελαφρά οξειδωτικό περιβάλλον. Συνιστάται για μετρήσεις χαμηλών θερμοκρασιών.
2. Το θερμοζεύγος τύπου E, με εύρος λειτουργίας $-270-1000^{\circ}\text{C}$, μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε κενό καθώς και σε ελαφρά οξειδωτικό περιβάλλον. Σε χαμηλές θερμοκρασίες δεν υφίσταται διάβρωση.
3. Το θερμοζεύγος J, με εύρος λειτουργίας $-210 - 1200^{\circ}\text{C}$, είναι το πιο συχνά χρησιμοποιούμενο στην βιομηχανία.
4. Το θερμοζεύγος K, $-270 - 1370^{\circ}\text{C}$ με εύρος λειτουργίας, μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε οξειδωτικό περιβάλλον.
5. Τα θερμοζεύγη με λευκόχρυσο έχουν μεγάλη αντοχή σε διάβρωση και οξείδωση. Το υδρογόνο, ο άνθρακας και ατμοί μετάλλων (π.χ. σιδήρου) επιδρούν στο θερμοζεύγος σε υψηλές θερμοκρασίες.

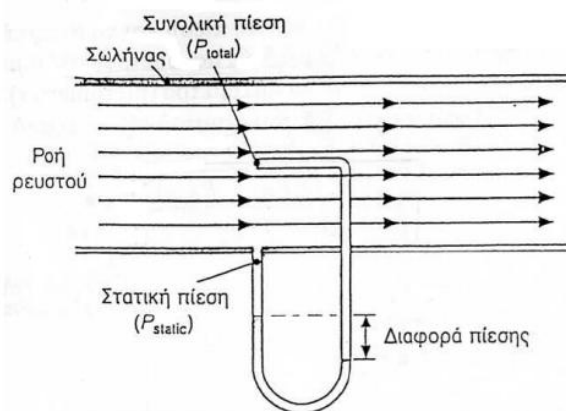
5.2.2 Σωλήνες Pitot-Static

Ο σωλήνας Pitot που φαίνεται στο σχήμα 5.20 χρησιμοποιήθηκε για τις μετρήσεις πίεσης που έγιναν στα πλαίσια της διπλωματικής εργασίας. Όταν υπάρχει ένα σώμα κάθετο στη ροή, τότε θα υπάρξει τουλάχιστον ένα σημείο όπου ακόμα και για ιδανική ροή χωρίς ιξώδες η ταχύτητα θα είναι μηδέν. Το σημείο αυτό ονομάζεται σημείο ανακοπής (stagnation point) και πάνω σε αυτό βασίζεται η αρχή λειτουργίας του σωλήνα Pitot. Ο μετρητικός σωλήνας Pitot (ονομάστηκε έτσι προς τιμή του εφευρέτη του Henri Pitot) αποτελείται ουσιαστικά από έναν κυλινδρικό αγωγό του οποίου το ένα άκρο είναι ανοικτό. Τοποθετείται παράλληλα με τη ροή και με τρόπο ώστε το ανοικτό άκρο να είναι αντιμέτωπο με τη ροή. Το άλλο άκρο του αγωγού συνήθως συνδέεται με μανόμετρο μέσω εύκαμπτου αγωγού (Σχήμα 5.20). Με δεδομένο ότι υπό σταθερές συνθήκες δεν υπάρχει ροή προς το μανόμετρο, το ρευστό στο ανοικτό άκρο του σωλήνα ακινητοποιείται, δημιουργείται σημείο ανακοπής και ως εκ τούτου, η πίεση εκεί είναι η ολική πίεση, δηλαδή το άθροισμα της στατικής πίεσης και της δυναμικής πίεσης.



Σχήμα. 5.20 Σωλήνας Pitot και ψηφιακό μανόμετρο σε σύνδεση συνδέεται με μέσω εύκαμπτου αγωγού

Στο Σχήμα 5.21 φαίνεται η γενική μορφή του σωλήνα Pitot που χρησιμοποιείται για την μέτρηση της ταχύτητας ενός ρευστού που ρέει μέσα σε ένα σωλήνα. Ο μετρητής της ολικής πίεσης του ρευστού βρίσκεται απέναντι από την ροή και μετρά την ολική πίεση που ασκεί αυτή. Σε αυτό το σημείο αξίζει να αναφερθεί ότι δεν υπάρχουν μετρητές ολικής πίεσης. Όλα τα μανόμετρα μετρώνε στατική πίεση και στατική πίεση είναι η πίεση του ρευστού που δεν επηρεάζεται από την κίνηση του. Ο μετρητής λοιπόν που καταγράφει την ολική πίεση βρίσκεται στο σημείο ανακοπής, όπως φαίνεται και στο σχήμα, και μετρά την στατική πίεση του σημείου ανακοπής η οποία όμως είναι ίση με την ολική πίεση αφού η ταχύτητα στο σημείο ανακοπής είναι μηδέν. Το άλλο άκρο του σωλήνα Pitot, ο ακροδέκτης στατικής πίεσης, βρίσκεται στο τοίχωμα και το ανοικτό του άκρο ενώνεται με απόλυτα λείο τρόπο με το τοίχωμα, έτσι ώστε να μη διαταράσσει την ροή. Ο ακροδέκτης στατικής πίεσης βρίσκεται στο τοίχωμα αφού το προφίλ της στατικής πίεσης σε ένα συγκεκριμένο σημείο του σωλήνα είναι ομοιόμορφο. Αν λοιπόν μετρηθεί η διαφορά ολικής (στατική στο σημείο ανακοπής) και στατικής πίεσης τότε μπορεί να υπολογιστεί και η ταχύτητα του ρευστού.

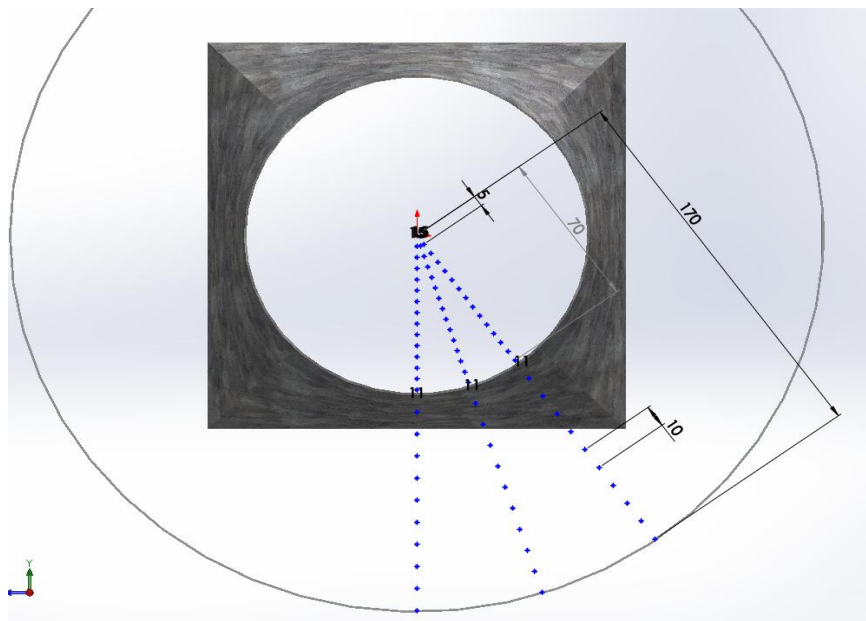


Σχήμα. 5.21 Σωλήνας Pitot για μέτρηση της ταχύτητας του ρευστού σε έναν αγωγό

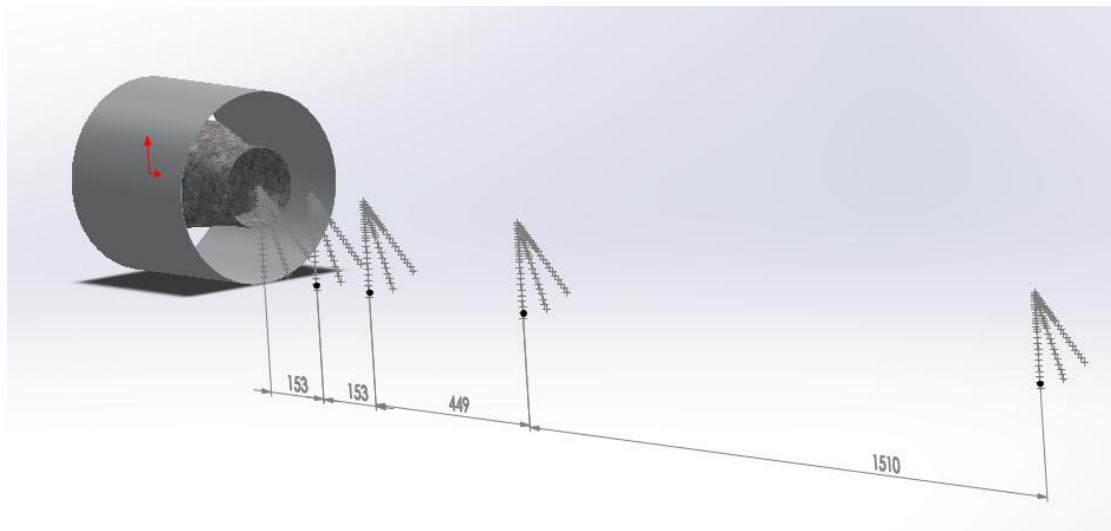
Για ακριβή μέτρηση της ταχύτητας θα πρέπει ο σωλήνας να είναι παράλληλος με τις ροϊκές γραμμές και το μέγεθος της διαμέτρου του να μην είναι συγκρίσιμο με το μέγεθος της διαμέτρου του σωλήνα που βρίσκεται μέσα, έτσι ώστε να μην επηρεάζει την ροή.

5.2.3 Θέσεις μέτρησης

Οι θέσεις μέτρησης για την περίπτωση του πρωτεύοντος αγωγού χωρίς προσαρμοσμένο ακροφύσιο φαίνονται στα Σχήματα 5.22 και 5.23.

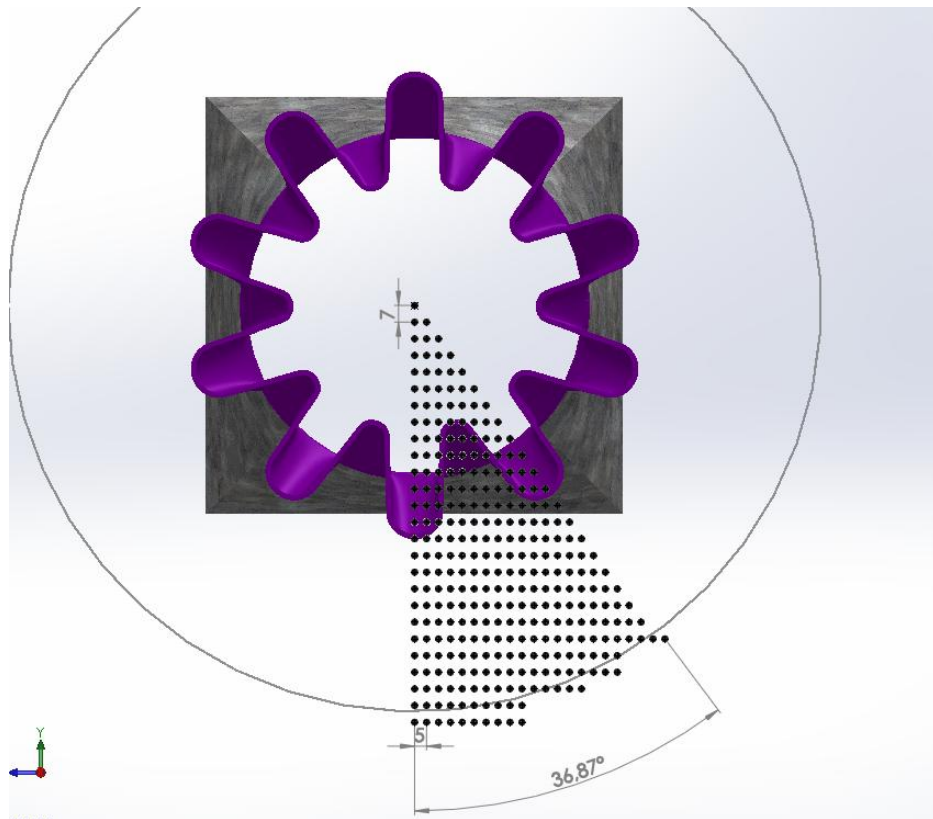


Σχήμα. 5.22 Προοπτικό σχέδιο θέσεων μέτρησης χωρίς ακροφύσιο.

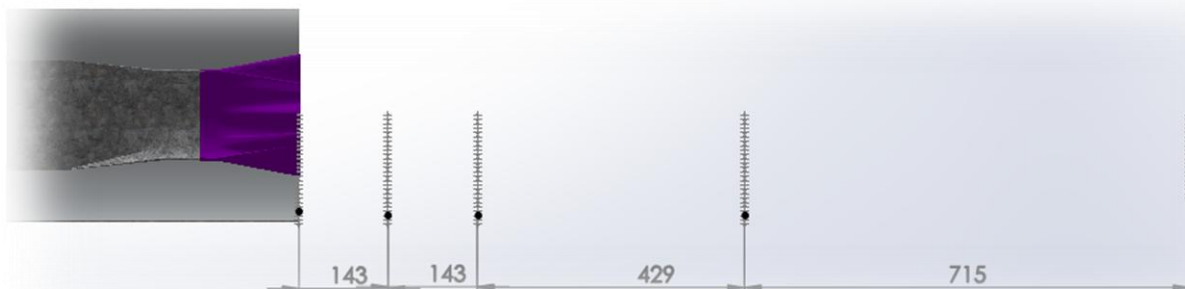


Σχήμα. 5.23 Τρισδιάστατη όψη σχεδίου θέσεων μέτρησης χωρίς ακροφύσιο.

Οι θέσεις μέτρησης για την περίπτωση προσαρμογής στον πρωτεύοντα αγωγό λοβωτών ακροφυσίων (αξονικό λοβωτό και λοβωτό με συστροφή) φαίνονται στα Σχήματα 5.24 και 5.25.



Σχήμα. 5.24 Προοπτικό σχέδιο θέσεων μέτρησης με λοβωτά ακροφύσια.



Σχήμα. 5.25 Πλάγια όψη σε τομή του σχεδίου θέσεων μέτρησης με λοβωτά ακροφύσια.

5.3 Εκτίμηση Σφαλμάτων

5.3.1 Εκτίμηση Σφαλμάτων

Ως πειραματικό σφάλμα ορίζεται η διαφορά μεταξύ της τιμής του μεγέθους που προέκυψε από κάποια μέτρηση από την «πραγματική» του τιμή. Η πραγματική αυτή τιμή δεν είναι σχεδόν ποτέ γνωστή, και κατά συνέπεια εκτίμηση του σφάλματος γίνεται με βάση συγκεκριμένες υποθέσεις. Υπάρχουν δύο είδη σφαλμάτων, το συστηματικό και το τυχαίο σφάλμα.

Το *συστηματικό σφάλμα* (B_r) είναι το σφάλμα που οφείλεται σε συστηματικές μεταβολές και εκτιμάται από στατιστικές μεθόδους. Τα συστηματικά σφάλματα είναι δυνατόν να οφείλονται σε κάποια από τις παρακάτω αιτίες:

- Περιορισμοί στην ακρίβεια μέτρησης του οργάνου
- Υποκειμενικό σφάλμα παρατηρητή
- Ατελής τεχνική μέτρησης (π.χ. κακή τοποθέτηση ενός θερμοστοιχείου μέσα σε ένα κανάλι ροής ρευστού).

Το *τυχαίο σφάλμα* (S_T) είναι το οφειλόμενο σε τυχαίες μεταβολές, ποικίλλει από μέτρηση σε μέτρηση και εκτιμάται από μη στατιστικές μεθόδους. Τα τυχαία σφάλματα είναι δυνατόν να οφείλονται σε κάποια από τις παρακάτω αιτίες:

- Διακυμάνσεις των πειραματικών συνθηκών (π.χ. λόγω χρονικής μεταβολής των τιμών των εξωτερικών μεταβλητών ή λόγω ελλιπούς ρύθμισης των τιμών των ανεξάρτητων μεταβλητών)
- Ανεπαρκής ανάγνωση οργάνου
- Διαταραχές που επιδρούν κατά μικρά και ακανόνιστα χρονικά διαστήματα

Από τα παραπάνω φαίνεται ότι σε μία μέτρηση μπορεί να συνυπάρχουν συστηματικά και τυχαία σφάλματα. Τα συστηματικά σφάλματα είτε εκτιμώνται κατά τη μέτρηση, είτε θεωρούνται δεδομένα (π.χ. το συστηματικό σφάλμα βαθμονόμησης). Τα τυχαία σφάλματα είναι δυνατόν να εκτιμηθούν, μόνο αν γίνουν επανειλημμένες μετρήσεις του ίδιου μεγέθους και κάτω από κατά το δυνατόν αμετάβλητες πειραματικές συνθήκες (Σιμόπουλος, 1989).

Εδώ και δεκαετίες, αρκετοί μηχανικοί και στατιστικοί ανέπτυξαν διάφορα μοντέλα υπολογισμού των αβεβαιοτήτων στις μετρήσεις των οργάνων καθένα από τα οποία παρουσιάζει συγκεκριμένα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα (Dieck, 1997). Το μοντέλο ASME, το οποίο παρουσιάζεται στη συνέχεια, υιοθετείται στην παρούσα διπλωματική εργασία. Το μοντέλο υπολογισμού της αβεβαιότητας της ASME διέπεται από την Εξίσωση (5.1):

$$U_{ASME} = \pm t_{95} \left[(B_T / 2)^2 + (S_T)^2 \right]^{1/2} \quad (5.1)$$

Όπου:

- U_{ASME} : η συνολική αβεβαιότητα κατά ASME
- B_T : το συνολικό συστηματικό σφάλμα των μετρήσεων
- S_T : το συνολικό τυχαίο σφάλμα των μετρήσεων
- t_{95} : η στοχαστική μεταβλητή της κατανομής Student για διάστημα εμπιστοσύνης 95% για τους κατάλληλους βαθμούς ελευθερίας

Η στοχαστική μεταβλητή t_{95} της κατανομής Student καθορίζεται από τον αριθμό των βαθμών ελευθερίας. Εάν οι βαθμοί ελευθερίας είναι περισσότεροι των 30, τότε τα δύο τελευταία μοντέλα ταυτίζονται. Το t_{95} λαμβάνει την τιμή 2 και το διάστημα εμπιστοσύνης είναι 95%. Η μέθοδος αυτή είναι η πιο αξιόπιστη, στιβαρή και χρησιμοποιείται ευρέως από τους μηχανικούς. Ορισμένα από τα *πλεονεκτήματά* της είναι:

- Εφαρμόζεται το σύστημα Root - Sum - Square στα επιμέρους στοιχειώδη σφάλματα
- Κατηγοριοποιεί τις πηγές σφαλμάτων σε τυχαίες και συστηματικές, κάτι που είναι οικείο στους μηχανικούς
- Διατηρεί την επιλεγμένη εμπιστοσύνη ακόμα και αν οι πηγές σφαλμάτων κυριαρχούνται από είτε συστηματικές είτε τυχαίες πηγές
- Επιτρέπει την εύκολη μεταβολή σε μία εναλλακτική εμπιστοσύνη απλώς αλλάζοντας την στοχαστική μεταβλητή t της κατανομής Student
- Επιτρέπει τη χρήση μη κανονικών συστηματικών σφαλμάτων, όπως η ομοιόμορφη κατανομή

- Μεταγενέστερες στατιστικές διεργασίες μπορούν εύκολα να εφαρμοστούν σε αυτές τις αβεβαιότητες, καθώς τα συστηματικά και τυχαία στοιχειώδη σφάλματα θεωρούνται ως τυπικές αποκλίσεις της μέσης τιμής
- Επιτρέπει την ταξινόμηση σε ομάδες τύπου A και τύπου B εάν αυτό είναι επιθυμητό
- Υπό προϋποθέσεις έρχεται σε απόλυτη συμφωνία με το μοντέλο ISO

Η συνολική συστηματική αβεβαιότητα B_T και η συνολική τυχαία αβεβαιότητα S_T υπολογίζονται από τις Εξισώσεις (5.2) και (5.3):

$$B_T = [B_1^2 + B_2^2 + B_3^2 + \dots]^{1/2} \quad (5.2)$$

$$S_T = [S_1^2 + S_2^2 + S_3^2 + \dots]^{1/2} \quad (5.3)$$

Όπου οι B_1, B_2, B_3 και S_1, S_2, S_3 είναι ξεχωριστές πηγές σφαλμάτων.

Προκειμένου να αποδοθεί το συνολικό ή σύνθετο σφάλμα της μέτρησης κάθε μεγέθους, πρέπει να συνδυαστεί κατάλληλα το μέγιστο πιθανό τυχαίο σφάλμα της μέτρησης (S_T), καθώς και το συστηματικό σφάλμα (B_T). Μετά από κατάλληλη στατιστική ανάλυση, το συνολικό σφάλμα της μέτρησης, προσδιορίζεται με χρήση της Εξίσωσης (5.2). Δεδομένου ότι κατά τη διεξαγωγή των πειραμάτων οι τιμές των μετρούμενων μεγεθών παρουσίαζαν διακυμάνσεις, είναι απαραίτητος ο υπολογισμός του τυχαίου σφάλματος μέσω της Εξίσωσης (5.4).

$$S_1 = S_T = 2\sigma_x \quad (5.4)$$

Όπου η τυπική απόκλιση της μέσης τιμής (σ_x) προσδιορίζεται μέσω της Εξίσωσης (5.5). Επιλέγεται το εύρος $2\sigma_x$ διότι αντιστοιχεί στο διάστημα εμπιστοσύνης 95% που έχει επιλεγεί για την ανάλυση σφαλμάτων.

$$\sigma_x = \frac{s}{\sqrt{N}} \quad (5.5)$$

Όπου η τυπική απόκλιση (s) προσδιορίζεται μέσω της Εξίσωσης (5.6).

$$s = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^{N-1} (x_i - \bar{x})^2} \quad (5.6)$$

Όπου:

- x_i : η κάθε τιμή
- \bar{x} : η μέση τιμή του δείγματος
- N : το μέγεθος του δείγματος

5.3.1 Θερμοστοιχεία

Η μετρούμενη θερμοκρασία από τα θερμοστοιχεία είναι διαφορετική από την πραγματική λόγω των μετρητικών σφαλμάτων που μπορεί να προκύψουν (Nakos, 2004). Τα θερμοστοιχεία τύπου K, με τα καλώδια τα οποία χρησιμοποιήθηκαν, έχουν συστηματικό σφάλμα βαθμονόμησης που ανέρχεται στους $\pm 2.2^\circ\text{C}$, ή $\pm 0.75\%$ (όποια τιμή είναι μεγαλύτερη από τις δύο) για μετρήσεις θερμοκρασίας

άνω των 0°C και για διάστημα εμπιστοσύνης 3σ (99.7%). Μία ακόμα πηγή συστηματικού σφάλματος που ελήφθη υπόψη είναι οι απώλειες σύνδεσης του θερμοστοιχείου στην υποδοχή. Βάσει της βιβλιογραφίας (Nakos, 2004), το σφάλμα αυτό ανέρχεται στους ±0.5°C.. Ωστόσο, θεωρούνται ως η τρίτη πηγή συστηματικού σφάλματος, το οποίο λαμβάνει την τιμή ±2.2°C ανεξαρτήτως της μετρούμενης τιμής (Nakos, 2004). Εφαρμόζοντας την Εξίσωση (5.1), η αβεβαιότητα λόγω συστηματικών σφαλμάτων αναγράφεται στον Πίνακα 5.2.

5.3.2 Σωλήνες Pitot

Όπως προαναφέρθηκε, στην πειραματική εγκατάσταση τοποθετήθηκε ένας σωλήνας Pitot- Static. Προκειμένου να αυξηθεί η αξιοπιστία της μέτρησης της ταχύτητας από έναν σωλήνα Pitot, η αβεβαιότητα της μέτρησης θα πρέπει να ποσοτικοποιηθεί για διάφορες συνθήκες ροής, όπως το εύρος του αριθμού Reynolds, η γωνία πρόσπτωσης της ροής στο ακροφύσιο, η διακύμανση της θερμοκρασίας κλπ. Έχει εκπονηθεί περιορισμένη έρευνα για την ποσοτικοποίηση της αβεβαιότητας των μετρητικών αυτών οργάνων για διάφορες συνθήκες με στόχο την βελτιστοποίησή τους. Για τις μετρήσεις που έλαβαν χώρα στο εργαστήριο θεωρήθηκε ότι στον σωλήνα Pitot - Static το συστηματικό σφάλμα λόγω γωνίας πρόσπτωσης είναι ίσο με ±10%. Ως δεύτερη πηγή συστηματικού σφάλματος θεωρούνται τα ψηφιακά όργανα μέτρησης πίεσης. Ο σωλήνας Pitot - Static συνδέθηκε με ένα ψηφιακό μανόμετρο KIMO CP211, το οποίο εισάγει σφάλμα ανάγνωσης ίσο με ±0.5%. Το συνολικό σφάλμα της ταχύτητας προκύπτει ως συνάρτηση των σφαλμάτων των επιμέρους μεγεθών και δίνεται από την Εξίσωση (5.7).

$$U_u = \left[\left(\frac{\partial u}{\partial T} \cdot U_T \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial p} \cdot U_p \right)^2 \right]^{1/2} \quad (5.7)$$

Όπου:

- U_u : η συνολική αβεβαιότητα της ταχύτητας
- U_T : η συνολική αβεβαιότητα του θερμοστοιχείου στη θέση του σωλήνα Pitot - Static
- U_p : η συνολική αβεβαιότητα του μετρητή διαφορικής πίεσης του σωλήνα Pitot - Static

Πίνακας 5.2: Σύνοψη συνιστωσών αβεβαιοτήτων των μετρήσεων

Αισθητήρας	Πηγή αβεβαιότητας	Συστηματική	Τυχαία	Συνολική αβεβαιότητα
Θερμοκρασία	Βαθμονόμηση Σύνδεση Καλώδια	±2.2°C ή ±0.75% ±0.5°C ±2.2°C	Εξίσωση (5.3)	Εξίσωση (5.1)
Σωλήνες Pitot - Static	Γωνία πρόσπτωσης Ψηφιακό Μανόμετρο	±10% ±0.5% της πίεσης	Εξίσωση (5.3)	Εξίσωση (5.1)

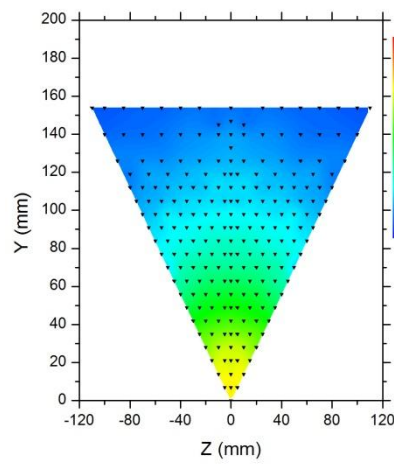
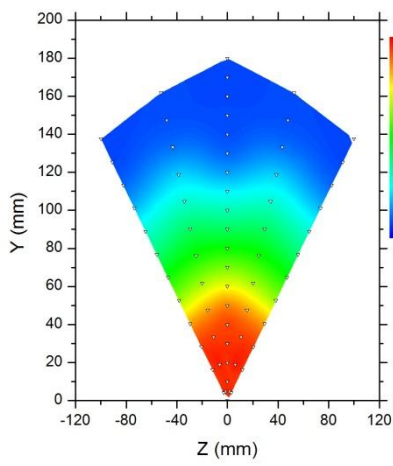
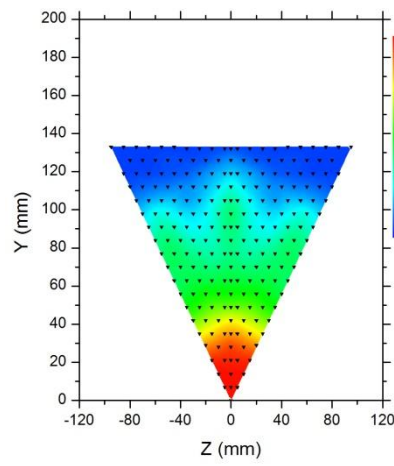
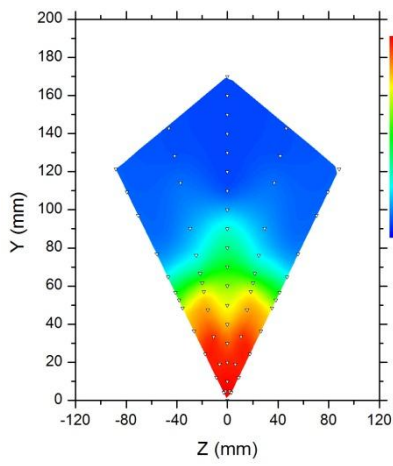
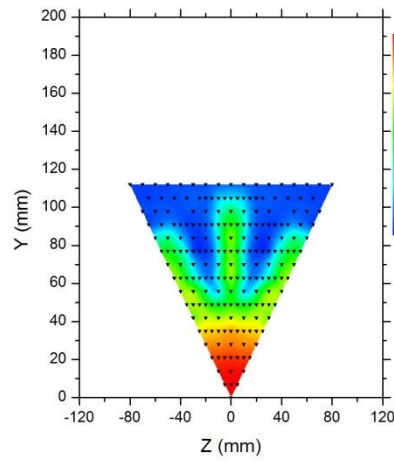
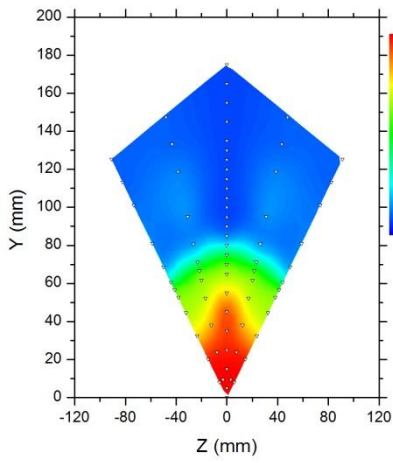
5.2 Αποτελέσματα μετρήσεων

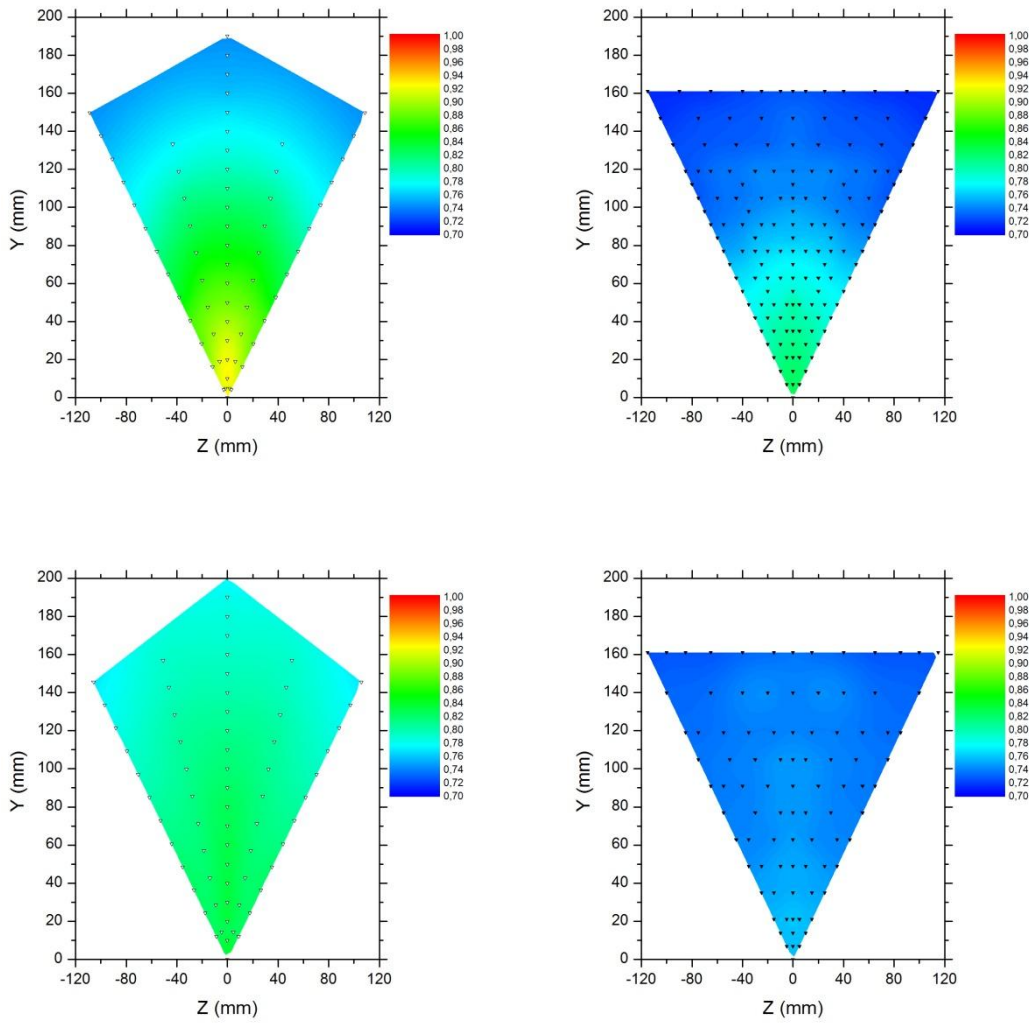
Τα αποτελέσματα των μετρήσεων παρουσιάζονται σε μορφή κατανομών ταχυτήτων και θερμοκρασιών, για τις γωνίες μέτρησης 0, 18 και 36 μοιρών, καθώς και σε επίπεδα στις διάφορες θέσεις μέτρησης κατά το διαμήκη άξονα ($x/d = 0, 1, 2, 5, 10$). Η ταχύτητα παρουσιάζεται μη αδιαστατοποιημένη. Αντίθετα, η θερμοκρασία παρουσιάζεται αδιαστατοποιημένη ως προς τη θερμοκρασία στον πυρήνα ($z=y=0$) της θέσης $x/d=0$. Η αδιαστατοποίηση αυτή έγινε εξ' αιτίας του γεγονότος ότι η θερμοκρασία του πυρήνα διαφοροποιούνταν ανάμεσα στις μετρήσεις, λόγω των αλλαγών στη θερμοκρασία περιβάλλοντος.

5.2.1 Κατανομή θερμοκρασιών

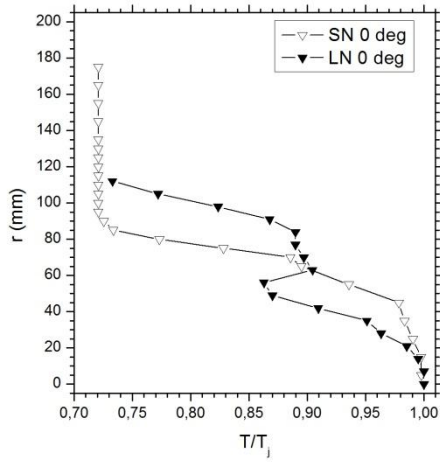
Στο Σχήμα 5.26 παρουσιάζονται συγκριτικά τα πεδία της αδιάστατης θερμοκρασίας, για τις περιπτώσεις του απλού ακροφυσίου (AA-SN) και του λοβωτού ακροφυσίου (ΛΑ-LN). Τα μαύρα σύμβολα αντιπροσωπεύουν τις θέσεις μέτρησης. Στο Σχήμα 5.27 παρουσιάζονται τα συγκριτικά διαγράμματα της γραμμικής κατανομής του ίδιου μεγέθους, για γωνία μέτρησης 0 μοιρών. Τα αντίστοιχα διαγράμματα για τις γωνίες μέτρησης 18 και 36 μοιρών παρουσιάζονται στο Παράρτημα Β. Από τη μελέτη των διαγραμμάτων παρατηρούνται τα παρακάτω:

- Ο ισοθερμοκρασιακός πυρήνας της δέσμης στο AA διατηρείται μέχρι και την θέση $x/d=2$, με διάμετρο 55 mm. Στην περίπτωση του ΛΑ διατηρείται μέχρι τη θέση $x/d=1$, με διάμετρο 40 mm.
- Το πεδίο θερμοκρασιών του AA παρουσιάζει σχετική ομοιομορφία. Στην περίπτωση του ΛΑ η ισχυρή ανομοιομορφία της θέσης $x/d=0$, λόγω της γεωμετρίας των λοβών, εξομαλύνεται από τη θέση $x/d=2$ και κατάντι. Οι παρατηρήσεις αυτές προκύπτουν και από τα συγκριτικά διαγράμματα των γραμμικών κατανομών της θερμοκρασίας για τις τρεις γωνίες μέτρησης, που παρουσιάζονται στο Παράρτημα Α.
- Από τη θέση $x/d=2$ και κατάντι, το πεδίο θερμοκρασιών στην περίπτωση του ΛΑ παρουσιάζει σημαντικά μειωμένες τιμές, σε σχέση με το AA.
- Η εξομάλυνση του πεδίου θερμοκρασιών, καθώς και οι μειωμένες τιμές του πεδίου θερμοκρασιών από την θέση $x/d=2$ και κατάντι στην περίπτωση του ΛΑ, καταδεικνύουν την ενισχυμένη ανάμιξη που προκαλείται από αυτό στα δύο πρώτα μήκη διαμέτρου, συνέπεια των ισχυρών στροβιλισμών που δημιουργούν οι λοβοί. Η ανάμιξη αυτή, οδηγεί στην αυξημένη μετάδοση θερμότητας από το ψυχρό ρεύμα στο θερμό ρεύμα με μηχανισμούς συναγωγής πέραν των μηχανισμών μεταφοράς λόγω τύρβης που εμφανίζονται και στην απλή περίπτωση. Η παρατήρηση αυτή συμφωνεί με τις παρατηρήσεις των Hu et al. (2002), οι οποίοι προσδιόρισαν ότι τα στάδια γένεσης, επέκτασης, αλληλεπίδρασης και διάλυσης των στροβίλων που δημιουργούνται από τους λοβούς, περιορίζονται στα δύο πρώτα μήκη διαμέτρου.
- Η αδιάστατη θερμοκρασία του πυρήνα για τις θέσεις $x/d=2,5$ και 10 παρουσιάζει μείωση στην περίπτωση του ΛΑ, σε σχέση με το AA, 6.09, 11.25 και 9.37 % αντίστοιχα. Οι τιμές αυτές παρουσιάζονται συγκριτικά στο Σχήμα 5.28.

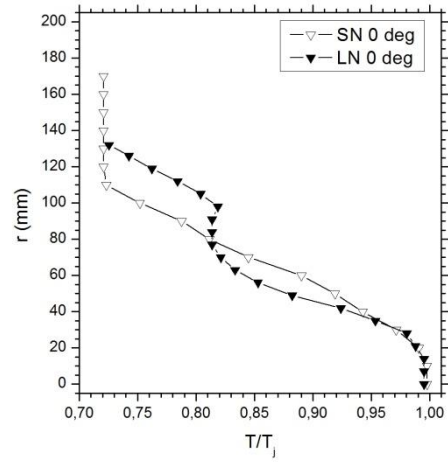




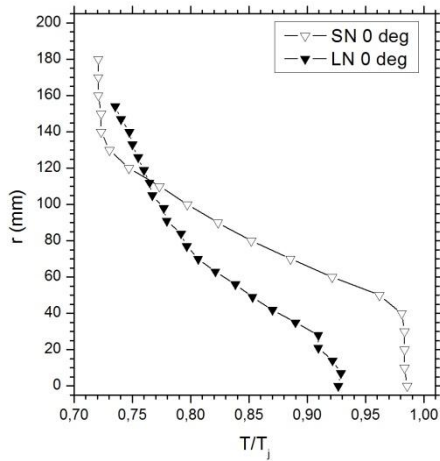
Σχήμα 5.26 : Πεδίο αδιάστατης θερμοκρασίας για απλό ακροφύσιο (αριστερά) και λοβωτό ακροφύσιο (δεξιά) στις θέσεις $x/d = 0, 1, 2, 5$ και 10 (από επάνω προς τα κάτω)



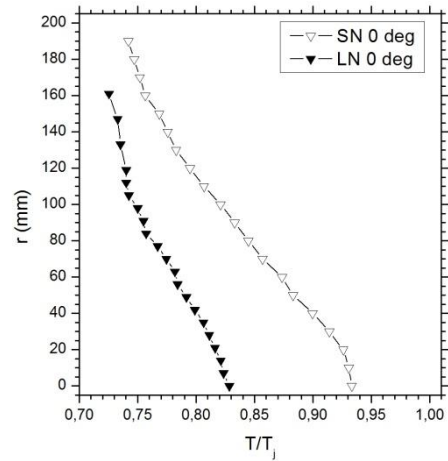
(α)



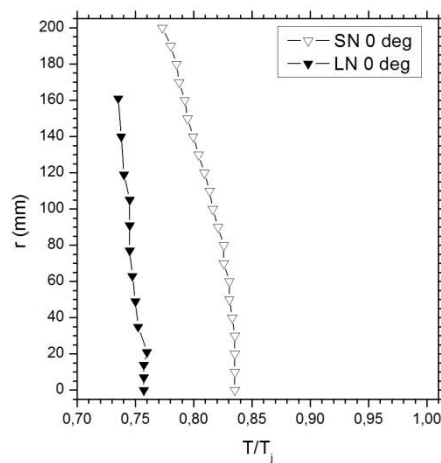
(β)



(γ)

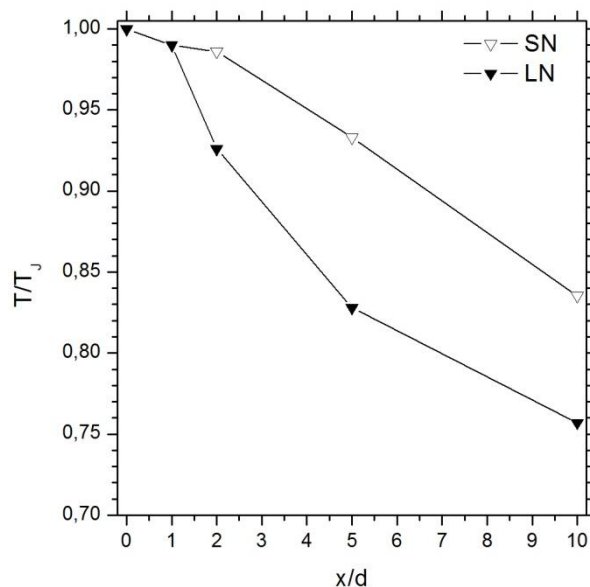


(δ)



(ε)

Σχήμα 5.27 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομής της αδιάστατης θερμοκρασίας απλού (SN) και λοβωτού (LN) ακροφυσίου στις θέσεις $x/d =$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10

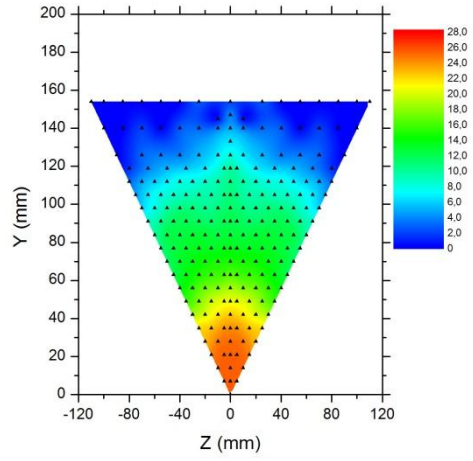
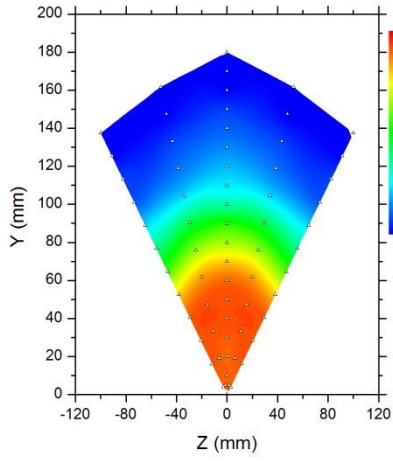
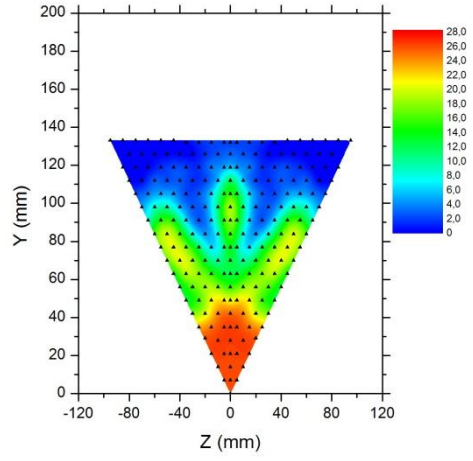
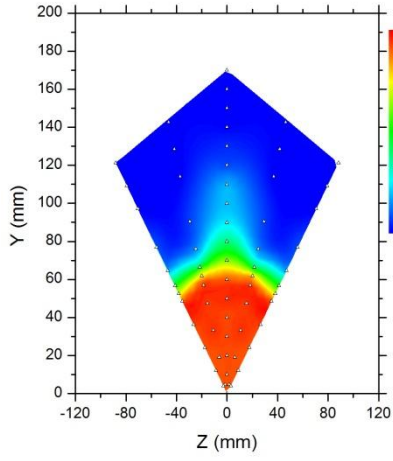
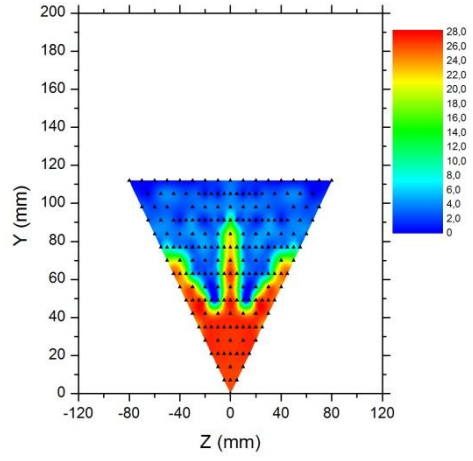
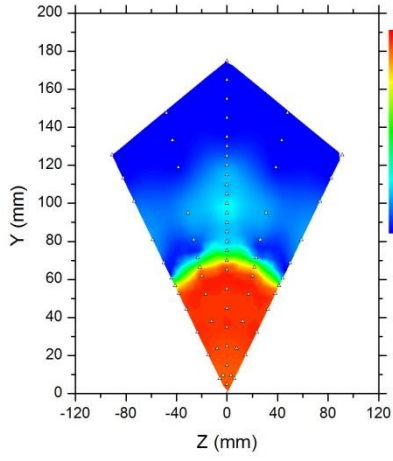


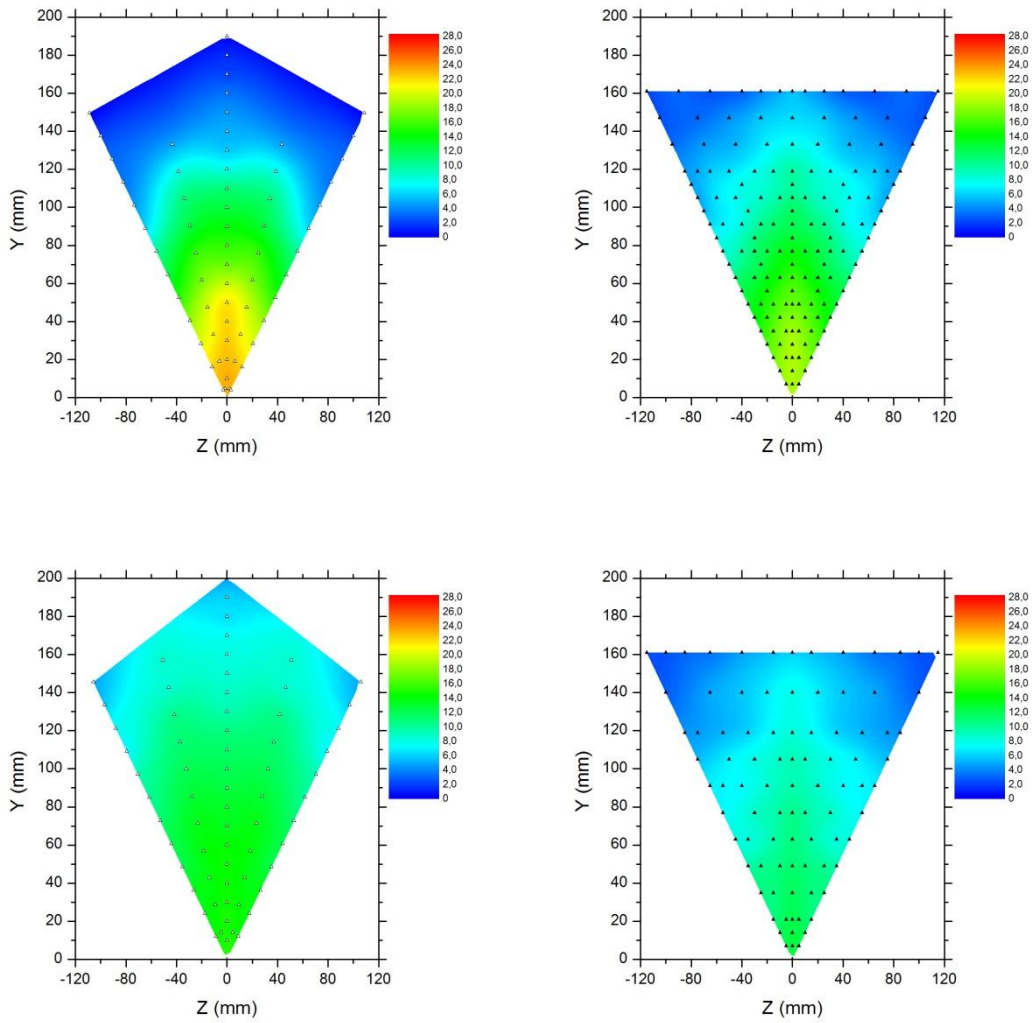
Σχήμα 5.28 : Μετρήσεις αδιάστατης θερμοκρασίας πυρήνα ($r = 0$) για λοβωτό (LN) και μη (SN) ακροφύσιο

5.2.2 Κατανομή ταχυτήτων

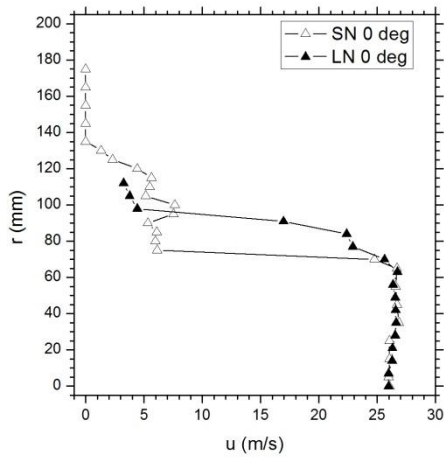
Στο Σχήμα 5.29 παρουσιάζονται συγκριτικά τα πεδία της αξονικής ταχύτητας, για τις περιπτώσεις του απλού (AA) και του λοβωτού (ΛΑ) ακροφυσίου. Στο Σχήμα 5.30 παρουσιάζονται τα συγκριτικά διαγράμματα της γραμμικής κατανομής του ίδιου μεγέθους, για γωνία μέτρησης 0 μοιρών. Τα αντίστοιχα διαγράμματα για τις γωνίες μέτρησης 18 και 36 μοιρών παρουσιάζονται στο Παράρτημα Β. Από τη μελέτη των διαγραμμάτων παρατηρούνται τα παρακάτω :

- Το πεδίο ταχυτήτων στην περίπτωση του AA είναι σχετικά ομοιόμορφο. Αντίθετα το πεδίο αξονικών ταχυτήτων στην περίπτωση του ΛΑ παρουσιάζει ισχυρή ανομοιομορφία στις θέσεις $x/d=0,1$ και 2 λόγω της ύπαρξης των λοβών. Κατάντι της θέσης $x/d=2$ παρουσιάζει σχετική εξομάλυνση.
- Η ταχύτητα του πυρήνα της δέσμης είναι ίδια και για τις δύο περιπτώσεις, μέχρι και τη θέση $x/d=2$. Κατάντι της θέσης αυτή προκύπτει μία μείωση για το ΛΑ, σε σχέση με το AA κατά 18,65 % για τις θέσεις $x/d=5$ και 10. Οι τιμές αυτές παρουσιάζονται συγκριτικά στο Σχήμα 5.31.
- Σε αντίθεση με το πεδίο θερμοκρασίας, το πεδίο αξονικών ταχυτήτων του ΛΑ δεν επηρεάζεται ισχυρά από την ύπαρξη των στροβιλισμών, παρά μόνο αρκετά ανάντι του. Αυτό δικαιολογείται από το γεγονός ότι η μεταφορά ορμής, σε αντίθεση με τη μεταφορά θερμότητας, προκύπτει μόνο λόγω δυναμικής και τυρβώδους συνεκτικότητας. Η αύξηση της κινητικής ενέργειας της τύρβης κατάντι του ακροφυσίου, σε σχέση με την απλή περίπτωση, αυξάνει την μεταφορά ορμής από το πρωτεύον, υψηλής ταχύτητας, ρεύμα στο δευτερεύον, χαμηλής ταχύτητας, ρεύμα. Παρόλα αυτά, δεν συνοδεύεται από την αύξηση που προσφέρει στο πεδίο θερμοκρασίας ο μηχανισμός της μεταφοράς θερμότητας μέσω συναγωγής.

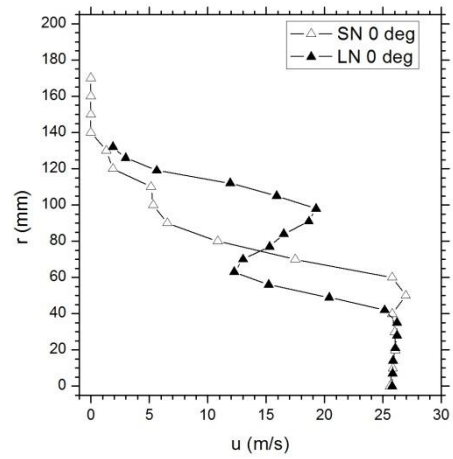




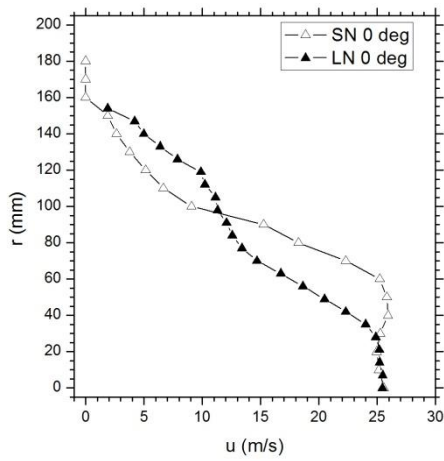
Σχήμα 5.29 : Πεδίο αξονικής ταχύτητας για απλό ακροφύσιο (αριστερά) και λοβωτό ακροφύσιο (δεξιά) στις θέσεις $x/d=0,1,2,5$ και 10 (από πάνω προς τα κάτω)



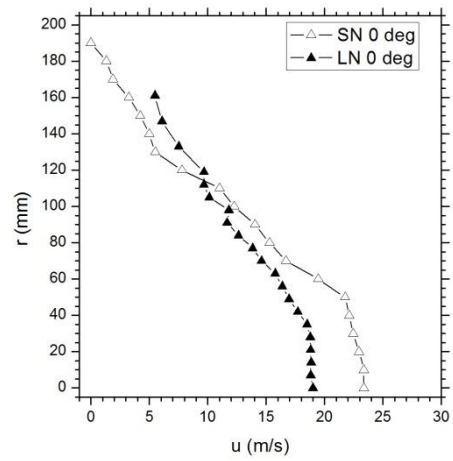
(a)



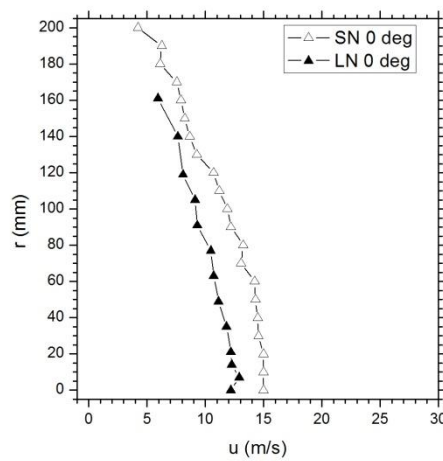
(β)



(γ)

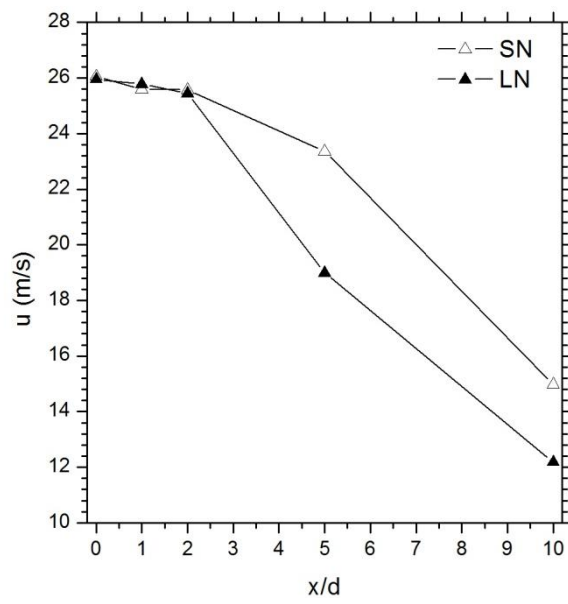


(δ)



(ε)

Σχήμα 5.30 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομής της αξονικής ταχύτητας απλού (SN) και λοβωτού (LN) ακροφυσίου στις θέσεις $x/d =$ (a) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10



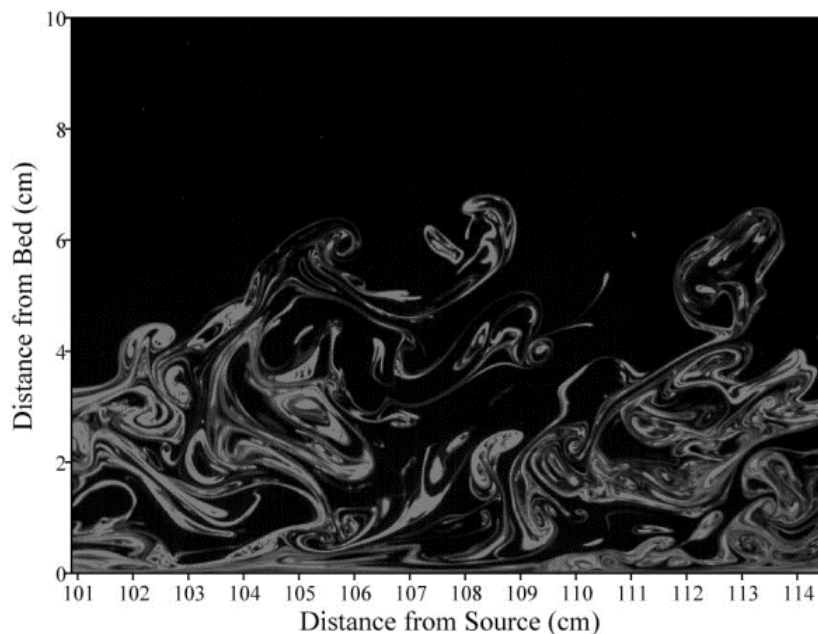
Σχήμα 5.31 : Μετρήσεις αξονικής ταχύτητας πυρήνα ($r = 0$) για λοβωτό (LN) και μη (SN) ακροφύσιο

6. ΚΩΔΙΚΑΣ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗΣ ΡΕΥΣΤΟΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ANSYS CFX

Ο κώδικας υπολογιστικής ρευστομηχανικής ANSYS CFX αποτελείται από έναν επιλύτη των εξισώσεων Navier-Stokes, ο οποίος συνδυάζεται με αρκετά μοντέλα τύρβης και δυνατότητες για μοντελοποίηση πολυφασικών ροών και θερμικής ακτινοβολίας.

6.1 Μοντελοποίηση Τύρβης

Ως τύρβη ορίζεται το φαινόμενο το οποίο παρατηρείται σε ένα μεγάλο πλήθος πεδίων ροής, τα μεγέθη των οποίων (ταχύτητα, πίεση, θερμοκρασία κ.α.) χαρακτηρίζονται από τυχαίες διακυμάνσεις, οι οποίες προκύπτουν από την παρουσία πλήθους δινών, μεγάλου εύρους μεγέθους (Piquet, 2001). Το μέγεθος και το εύρος των δινών αυτών παρουσιάζεται χαρακτηριστικά στο Σχήμα 6.1. Οι διακυμάνσεις αυτές προκύπτουν τελείως ακανόνιστα, τόσο χρονικά όσο και χωρικά, και σε μεγάλο εύρος συχνότητας εμφάνισης (Piquet, 2001). Υπερτιθέμενες της βασικής ροής οδηγούν σε ένα πολύπλοκο ροϊκό φαινόμενο, το οποίο φαίνεται ότι είναι απρόσιτο σε κάθε αναλυτική μαθηματική διατύπωση (Γιαννάκογλου, 2004).



Σχήμα 6.1 : Οπτικοποίηση τυρβώδους οριακού στρώματος με χρήση τεχνικής φθορισμού μέσω φύλλου laser (planar laser-induced fluorescence - PLIF) (Crimaldi and Knight, 2005)

Η μετάβαση της ροής από στρωτή σε τυρβώδη δεν γίνεται άμεσα, αλλά παρεμβάλλεται ένα στάδιο μετάβασης. Κριτήριο μετάβασης της ροής σε τυρβώδη αποτελεί ο κρίσιμος αριθμός Reynolds (Re_{cr}), ο οποίος διαφέρει ανάλογα με το είδος της ροής. Χαρακτηριστικά αναφέρεται ότι για ροή γύρω από σφαίρα ισχύει $Re_{cr}=(3\div 5)\times 10^5$.

Πέρα από τον ορισμό της, η τύρβη γίνεται σαν φαινόμενο περισσότερο αντιληπτό μέσω της περιγραφής των ιδιοτήτων της (Τσαγγάρης, 2016). Οι πιο σημαντικές από αυτές είναι οι παρακάτω :

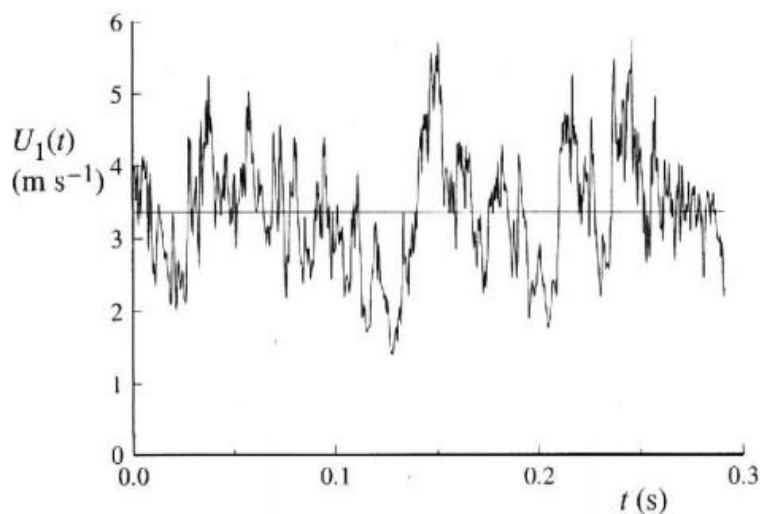
- Ακανόνιστες, μη προβλέψιμες διακυμάνσεις της ταχύτητας στις τρεις κατευθύνσεις με μεταβλητή ένταση, συνήθως κάτω του 10% της μέσης ταχύτητας.
- Ύπαρξη χωρικών δομών που ονομάζονται μικροδίνες και που δημιουργούνται από τις διακυμάνσεις στο πεδίο των ταχυτήτων.
- Παρουσία υψηλής στροβιλότητας
- Αυξημένη διάχυση που οδηγεί σε αυξημένη ανάμειξη
- Καταστροφή κινητικής ενέργειας του ρευστού με μετατροπή της σε θερμική ενέργεια
- Διείσδυση στην μη-τυρβώδη περιοχή του πεδίου ροής

Το σημαντικότερο από τα παραπάνω χαρακτηριστικά είναι η δυνατότητα της τυρβώδους ροής να ενισχύει, σε σύγκριση με την στρωτή ροή, την ανάμειξη του ρευστού και να εξομαλύνει τις διαφορές ταχυτήτων και θερμοκρασιών εντός του πεδίου ροής (Pope, 2000).

Όπως αναφέρθηκε, ένα από τα χαρακτηριστικά της τυρβώδους ροής είναι η τυχαίες διακυμάνσεις, τόσο χρονικές όσο και χωρικές, της ταχύτητας. Η έντονη αυτή χωροχρονική διακύμανση της ταχύτητας, και κατά συνέπεια των λοιπών μεγεθών του πεδίου, οδηγεί στη δημιουργία εντός του πεδίου ροής, δύο χαρακτηριστικές χρονικές κλίμακες, την κλίμακα των διαταραχών (Δt_e) και αυτή της τυπικής χρονικά μεταβαλλόμενης συμπεριφοράς του πεδίου (Δt_f). Η τάξη μεγέθους των κλιμάκων αυτών παρουσιάζεται στο Σχήμα 6.2.

Οι τυρβώδεις ροές, όντας μέχρι σήμερα αδύνατον να περιγραφούν μαθηματικώς αναλυτικά, προσεγγίζονται και επιλύονται αριθμητικά. Αυτό επιτυγχάνεται με προσομοίωση της τύρβης, μοντελοποίησή της ή και συνδυασμό των δύο παραπάνω μεθόδων. Οι μέθοδοι που χρησιμοποιούνται μπορούν να χωρισθούν σε τρεις κατηγορίες :

- Άμεση αριθμητική προσομοίωση (Direct numerical simulation – DNS)
- Προσομοίωση μεγάλων δινών (Large-eddy simulation – LES)
- Μοντέλα RANS



Σχήμα 6.2 : Ταχύτητα τυρβώδους πεδίου ροής (Pope, 2000)

6.1.1 Προσομοίωση της τύρβης DNS - LES

Στην άμεση αριθμητική προσομοίωση (DNS) γίνεται αριθμητική επίλυση των τρισδιάστατων και χρονικά μη-μόνιμων εξισώσεων Navier - Stokes, μέχρι και τις μικροκλίμακες Kolmogorof, όπου οι δίνες που συνθέτουν το τυρβώδες πεδίο ροής δεν μεταβιβάζουν την ενέργεια τους διασπώμενες σε δίνες μικρότερης κλίμακας, αλλά διασπώνται και η ενέργειά τους διαχέεται λόγω συνεκτικότητας σε μοριακό επίπεδο. Το μέγεθός τους εξαρτάται από την κινηματική συνεκτικότητα και τον αριθμό Re. Σχετικά με τις κλίμακες των μεγαλύτερων δινών, οι οποίες είναι της τάξης των κλιμάκων του πεδίου, η χρονική μικροκλίμακα μειώνεται ανάλογα με τον $Re^{-1/2}$ ενώ η χωρική ανάλογα με τον $Re^{-3/4}$ (Pope, 2000). Γίνεται αντιληπτό ότι σε μεγάλους αριθμούς Reynolds η τάξη μεγέθους των μικροκλιμάκων καθίσταται ιδιαίτερα μικρή σε σχέση με τα μεγέθη του πεδίου. Η εφαρμογή της μεθόδου DNS απαιτεί, κατά συνέπεια, την επίλυση των εξισώσεων Navier - Stokes σε εξόχως πυκνό υπολογιστικό πλέγμα και μικρό χρονικό βήμα, κάτι που την καθιστά ιδιαίτερα απαιτητική σε υπολογιστική ισχύ, χρόνο και κατά συνέπεια κόστος (ανάλογο του Re^3) (Pope, 2000).

Στην προσομοίωση μεγάλων δινών (LES) γίνεται προσομοίωση του τρισδιάστατου και χρονικά μη-μόνιμου πεδίου ταχυτήτων μέχρι και το επίπεδο των μεγάλων δινών, ενώ η συνεισφορά των μικρότερων δινών μοντελοποιείται με κάποιο μοντέλο τυρβώδους συνεκτικότητας. Αυτό επιτυγχάνεται μέσω του "φιλτραρίσματος" του πεδίου ταχυτήτων σε δύο συνιστώσες: του βασικού πεδίου ροής (τρειςδιάστατες και χρονικά μη-μόνιμες εξισώσεις Navier - Stokes) (μεγάλες δίνες) και ενός υπολειπόμενου όρου που μοντελοποιεί τη συνεισφορά των δινών μικρότερης κλίμακας (Pope, 2000). Η προσομοίωση μεγάλων δινών, αν και οικονομικότερη της άμεσης αριθμητικής προσομοίωσης, αποτελεί μια μέθοδο που παραμένει υπολογιστικά ακριβή.

Πολλές φορές, ιδιαίτερα στη σχεδίαση βιομηχανικών και τεχνολογικών εφαρμογών, οι λεπτομερείς χωροχρονικές μεταβολές των μεγεθών του πεδίου ροής δεν είναι απαραίτητες. Για το λόγο αυτό, προτιμάται η μοντελοποίηση του τυρβώδους πεδίου ροής και η λήψη της μέσης τιμής των διαταραχών που προκαλούνται λόγω της συνεισφοράς της τύρβης. Αυτό επιτυγχάνεται μέσω της στατιστικής προσέγγισης της τύρβης.

6.1.2 Στατιστική προσέγγιση της τύρβης – Εξισώσεις RANS

Η στατιστική προσέγγιση της τύρβης επιτυγχάνεται με την προσέγγιση της στιγμιαίας τιμής των μεγεθών του πεδίου ροής ως το άθροισμα της μέσης τιμής τους και των τυρβωδών διακυμάνσεων όπως παρουσιάζεται στην Εξίσωση (6.1). Η χρονικά μέση τιμή κατά Reynolds υπολογίζεται σύμφωνα με την Εξίσωση (6.2). Ο χρόνος Δt πρέπει να επιλέγεται πολύ μεγαλύτερος του Δt_t αλλά και πολύ μικρότερος του Δt_r .

$$f = f(t) = \bar{f} + f' \quad (6.1)$$

$$\bar{f} = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0 - \Delta t/2}^{t_0 + \Delta t/2} f dt \quad (6.2)$$

Αντικαθιστώντας τις Εξισώσεις (6.1)-(6.2) στις στιγμιαίες εξισώσεις Navier - Stokes παράγονται οι κατά Reynolds μέσες εξισώσεις N-S (Reynolds average Navier-Stokes equations – RANS)

Οι στιγμιαίες εξισώσεις (N-S) για συμπιεστό ρευστό είναι οι παρακάτω :

Εξίσωση διατήρησης της συνέχειας :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (6.3)$$

Εξίσωση διατήρησης της ορμής :

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \tau_{ij} \quad (6.4)$$

Εξίσωση διατήρησης της ενέργειας :

$$\frac{\partial (\rho h_t)}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i h_t) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{th} \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \tau_{ij}) \quad (6.5)$$

Όπου τ ο τανυστής των τάσεων :

$$\tau_{ij} = \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \quad (6.6)$$

και h_t η ολική ενθαλπία :

$$h_t = h + \frac{1}{2} u_i^2 \quad (6.7)$$

Εφαρμόζοντας την Εξίσωση (6.1) στις Εξισώσεις (6.3), (6.4) και (6.5) προκύπτουν οι RANS :

Κατά Reynolds εξίσωση διατήρησης της συνέχειας :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (6.8)$$

Κατά Reynolds εξίσωση διατήρησης της ορμής :

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\tau_{ij} - \rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (6.9)$$

Κατά Reynolds εξίσωση διατήρησης της ενέργειας :

$$\frac{\partial (\rho h_t)}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i h_t) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{th} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \rho \overline{u'_i h} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[u_i (\tau_{ij} - \rho \overline{u'_i u'_j}) \right] \quad (6.10)$$

Στις Εξισώσεις (6.8)-(6.10), για λόγους απλότητας στις τιμές των μεγεθών, ισχύει $f = \bar{f}$ εκτός από τις περιπτώσεις γινομένων διαταραχών.

Παρατηρείται ότι η μόνη διαφορά των εξισώσεων Navier - Stokes για στιγμιαίες και μέσες τιμές του πεδίου ροής είναι ο όρος $\overline{u'_i u'_j}$. Ο όρος αυτός αποτελεί στοιχείο ενός νέου τανυστή τάσεων (τανυστής δεύτερης τάξης) που ονομάζεται τανυστής τάσεων Reynolds. Οι διαγώνιες συνιστώσες του τανυστή $\overline{u'_i u'_i} = \overline{u'^2_i}$ αποτελούν ορθές τάσεις, ενώ οι λοιπές συνιστώσες διαμητρικές. Συνολικά, για ένα τυρβώδες πεδίο ροής στις τρεις διαστάσεις, οι μη-όμοιες συνιστώσες του τανυστή είναι συνολικά έξι.

Χρησιμοποιώντας τις τάσεις Reynolds ορίζονται και τα παρακάτω, σημαντικά για την μοντελοποίηση της τύρβης, μεγέθη :

- Η κινητική ενέργεια της τύρβης, σύμφωνα με την Εξίσωση (6.11)
- Ο ρυθμός καταστροφής της κινητικής ενέργειας της τύρβης, σύμφωνα με την Εξίσωση (6.12)

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} \quad (6.11)$$

$$\varepsilon = 2\nu \left\{ \left(\frac{\partial u_i \partial u_i}{\partial x_j \partial x_j} \right) + \left(\frac{\partial u_i \partial u_j}{\partial x_j \partial x_i} \right) \right\} \quad (6.12)$$

Η προσθήκη των τάσεων Reynolds οδηγεί στην αύξηση των μεταβλητών που πρέπει να υπολογισθούν. Κατά συνέπεια το σύστημα, των εξισώσεων N-S – αγνώστων μεταβλητών γίνεται υποορισμένο και απαιτούνται επιπλέον εξισώσεις για την επίλυσή του. Για να λυθεί το παραπάνω πρόβλημα και να γίνει επίλυση του πεδίου της ροής εισάγονται τα μοντέλα τύρβης RANS.

6.1.3 Μοντέλα τύρβης RANS

Τα μοντέλα τύρβης RANS χρησιμοποιούνται με σκοπό να εξαχθούν οι απαραίτητες εξισώσεις, μέσω των οποίων θα υπολογισθεί η τιμή των τάσεων Reynolds ή μεγεθών τα οποία αντικαθιστούν αυτές. Ο υπολογισμός αυτός είναι μη πεπλεγμένος με τις εξισώσεις RANS και επιτυγχάνεται μέσω της επίλυση ενός συνόλου αλγεβρικών ή μερικών διαφορικών εξισώσεων. Τα μοντέλα τύρβης RANS μπορούν να χωρισθούν σε δύο μεγάλες κατηγορίες. Αυτά που χρησιμοποιούν την υπόθεση Boussinesque περί τυρβώδους συνεκτικότητας (μοντέλα τυρβώδους συνεκτικότητας – μήκους ανάμειξης) και αυτά που υπολογίζουν άμεσα τις τάσεις Reynolds (μοντέλα τάσεων Reynolds).

Η υπόθεση Boussinesque βασίσθηκε στην παρατήρηση ότι τα αποτελέσματα που προκαλεί η τύρβη στην ροή είναι (α) η καταστροφή της κινητικής ενέργειας, με μετατροπή της σε θερμική και (β) η αύξηση του ρυθμού μεταφοράς μάζας, ορμής και ενέργειας στην κατεύθυνση που είναι κάθετη στις τροχιές των ρευστοστοιχείων (διάχυση) (Γιαννάκογλου, 2004). Στις στρωτές ροές, προκαλεί αντίστοιχα με τα παραπάνω αποτελέσματα η συνεκτικότητα του ρευστού. Με το σκεπτικό αυτό, εισάγεται ο όρος της τυρβώδους συνεκτικότητας (μ_t) που επεκτείνει τα φαινόμενα αυτά στις τυρβώδεις ροές. Χρησιμοποιώντας τον όρο αυτό διατυπώθηκε από τον Boussinesque η υπόθεση ότι οι τάσεις Reynolds μπορούν να εκφραστούν συναρτήσει του ρυθμού μεταβολής της ταχύτητας του μέσου πεδίου σύμφωνα με την Εξίσωση (6.13) και ότι η συνολική συνεκτικότητα του ρευστού προκύπτει πλέον από την Εξίσωση (6.14). Με την υπόθεση αυτή απαλείφονται από τις εξισώσεις RANS οι τάσεις Reynolds και το σύστημα γίνεται καλώς ορισμένο, με την προϋπόθεση ότι έχει υπολογισθεί για κάθε θέση του πεδίου ροής ο συντελεστής τυρβώδους συνεκτικότητας (μ_t).

$$\overline{u'_i u'_i} = \nu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} k \quad (6.13)$$

$$\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t \quad (6.14)$$

Το επόμενο βήμα για την ολοκλήρωση της διαδικασίας μοντελοποίησης της τύρβης σύμφωνα με την υπόθεση Boussinesque είναι η έκφραση του συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας μ_t συναρτήσει κατάλληλων φυσικών ποσοτήτων οι οποίες μπορούν να υπολογισθούν ή να υποτεθούν γνωστές (Γιαννάκογλου, 2004). Τα μεγέθη αυτά είναι μια χαρακτηριστική ταχύτητα και ένα μήκος και συνδέονται με τον συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας μέσω της Εξίσωσης (6.15).

$$\mu_t = \rho C_t U_t L_t \quad (6.15)$$

όπου C_t κατάλληλος συντελεστής αναλογίας, ρ η πυκνότητα του ρευστού, U_t η χαρακτηριστική ταχύτητα και L_t το χαρακτηριστικό μήκος (μήκος ανάμειξης).

Ο σκοπός των μοντέλων τύρβης τυρβώδους συνεκτικότητας – μήκους ανάμειξης είναι η χρήση κατάλληλου αριθμού εξισώσεων για τον υπολογισμό σε κάθε θέση του πεδίου των χαρακτηριστικών αυτών μεγεθών και, κατ' επέκταση, του συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας. Τα πλέον ευρέως διαδεδομένα μοντέλα αποτελούν τα αλγεβρικά μοντέλα, τα μοντέλα μίας εξίσωσης καθώς και τα μοντέλα δύο μερικών διαφορικών εξισώσεων k - ϵ και k - ω , τα οποία και αναλύονται στις παραγράφους 6.1.4 και 6.1.5 αντίστοιχα. Τα μοντέλα k - ϵ και k - ω αποτελούν επίσης την βάση για την ανάπτυξη πλήθους άλλων μοντέλων (π.χ. RNG k - ϵ , SST k - ω).

Τα μοντέλα τύρβης τάσεων Reynolds, σε αντίθεση με τα μοντέλα τυρβώδους συνεκτικότητάς, υπολογίζουν απευθείας τις τάσεις Reynolds μαζί με ένα τυρβώδες μέγεθος του πεδίου (π.χ. την καταστροφή της κινητικής ενέργειας – ϵ), επιλύοντας αντίστοιχο αριθμό κατάλληλων μερικών διαφορικών εξισώσεων.

6.1.4 Μοντέλα k - ϵ

Η βασική αρχή του μοντέλου τύρβης k - ϵ , είναι ο υπολογισμός των μεγεθών της κινητικής ενέργειας της τύρβης (k) και του ρυθμού καταστροφής της κινητικής ενέργειας της τύρβης (ϵ) (Εξισώσεις (6.11) και (6.12)), και η χρήση τους για τον υπολογισμό του συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας, σύμφωνα με την Εξίσωση (6.15). Ο υπολογισμός της χαρακτηριστικής ταχύτητας προκύπτει από τον ορισμό της κινητικής ενέργειας της τύρβης. Θεωρώντας ισότροπη τύρβη και χαρακτηριστική ταχύτητα, σε κάθε θέση του πεδίου, τις διαταραχές u' , τότε η χαρακτηριστική ταχύτητα περιγράφεται από την Εξίσωση (6.16). Με χρήση της υπόθεσης που περιγράφεται στην Εξίσωση (6.17) για το χαρακτηριστικό μήκος και την Εξίσωση (6.15), προκύπτει ότι ο συντελεστής τυρβώδους συνεκτικότητάς υπολογίζεται σύμφωνα με την Εξίσωση (6.18).

$$U_t = k^{1/2} \quad (6.16)$$

$$L_t = \frac{k^{3/2}}{\varepsilon} \quad (6.17)$$

$$\mu_t = \rho C_t \frac{k^{3/2}}{\varepsilon} \quad (6.18)$$

Ο υπολογισμός της κινητικής ενέργειας της τύρβης και του του ρυθμού καταστροφής της προκύπτει από το σύστημα μερικών διαφορικών εξισώσεων, που περιγράφεται από τις Εξισώσεις (6.19) και (6.20).

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j k) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - P_k + \rho \varepsilon - P_{kb} = 0 \quad (6.19)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \varepsilon) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] - \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon + C_{\varepsilon 1} P_{\varepsilon b}) = 0 \quad (6.20)$$

όπου $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$, σ_k και σ_ε σταθερές, ενώ P_{kb} και $P_{\varepsilon b}$ αντιπροσωπεύουν την επιρροή των δυνάμεων άνωσης. Ο συντελεστής P_k αντιπροσωπεύει την παραγωγή της τύρβης λόγω δυνάμεων μοριακής συνεκτικότητας και μοντελοποιείται σύμφωνα με την Εξίσωση (6.21).

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \left(3\mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (6.21)$$

6.1.5 Μοντέλα k-ω

Το μοντέλο τύρβης k-ω, σε αντίθεση με το k-ε, χρησιμοποιεί πέραν της κινητικής ενέργειας της τύρβης, την συχνότητα της τύρβης (ω), για τον υπολογισμό του συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας. Αυτό επιτυγχάνεται με χρήση της υπόθεσης, για την σχέση των μεγεθών αυτών, που περιγράφεται στην Εξίσωση (6.22). Ο υπολογισμός της κινητικής ενέργειας της τύρβης και της συχνότητας της τύρβης προκύπτει από το σύστημα μερικών διαφορικών εξισώσεων, που περιγράφεται από τις Εξισώσεις (6.23) και (6.24).

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (6.22)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j k) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} = 0 \quad (6.23)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \omega) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] - a \frac{\omega}{k} P_k + \beta \rho \omega^2 + P_{\omega b} = 0 \quad (6.24)$$

Όπου $\beta' = 0.09$, $a = 5/9$, $\beta = 0.075$, $\sigma_k = 2$ και $\sigma_\omega = 2$ σταθερές, ενώ P_{kb} και $P_{\omega b}$ αντιπροσωπεύουν την επιρροή των δυνάμεων άνωσης. Ο συντελεστής P_k υπολογίζεται όπως και στο μοντέλο k-ε, με χρήση της εξίσωσης (6.21).

Το βασικό πλεονέκτημα του μοντέλου k- ω σε σχέση με το k- ϵ , είναι η καλύτερη διαχείριση του οριακού στρώματος, ιδιαίτερα κοντά στην περιοχή της αποκόλλησης, κάτι που το καθιστά περισσότερο στιβαρό και ακριβές στην περιοχή αυτή. Για το λόγο αυτό, ενώ στο μοντέλο k- ϵ απαιτείται η πυκνότητα του πλέγματος στο οριακό στρώμα να αντιστοιχεί σε $y^+ < 0.2$, για το μοντέλο k- ω η ίδια απαίτηση είναι $y^+ < 2$. Επειδή πολλές φορές και ιδιαίτερα σε βιομηχανικές εφαρμογές, οι υπολογιστικές δυνατότητες δεν επιτρέπουν την ικανοποίηση του περιορισμού $y^+ < 2$, εισάγονται οι συναρτήσεις τοίχου για χαμηλούς αριθμούς Reynolds. Οι συναρτήσεις αυτές επιτρέπουν ακριβείς υπολογισμούς για λιγότερο πυκνό πλέγμα στο οριακό στρώμα.

Το βασικό πρόβλημα που αντιμετωπίζει το μοντέλο k- ω είναι η μεγάλη ευαισθησία που παρουσιάζει στις μεταβολές των οριακών συνθηκών. Για το λόγο αυτό, δημιουργήθηκαν παραλλαγές του μοντέλου, που αποτελούν μία μίξη αυτού με το μοντέλο k- ϵ . Στην περίπτωση του μοντέλου SST k- ω (Shear Stress Transport), η διαφοροποίηση προκύπτει με τη χρήση περιορισμού στον όρο της τυρβώδους κινηματικής συνεκτικότητας, η οποία περιγράφεται από την Εξίσωση (6.25). Ο περιορισμός αυτός επιτρέπει την χρήση των πλεονεκτημάτων του μοντέλου k- ω στο οριακό στρώμα, ενώ στο ελεύθερο ρεύμα το μοντέλο μεταπίπτει στο μοντέλο k- ϵ . Επίσης το μοντέλο SST k- ω διαφοροποιείται από το απλό k- ω στον όρο παραγωγής της Εξίσωσης (6.24), σύμφωνα με την Εξίσωση (6.26).

$$v_t = \frac{ak}{\max(a\omega, SF_1)} \quad (6.25)$$

όπου SF_1 συνάρτηση ανάμειξης (των δύο μοντέλων)

$$a \frac{\omega}{k} P_k \rightarrow \frac{a_1}{v_t} P_k \quad (6.26)$$

όπου a_1 σταθερά

6.1.6 Μοντέλα χαμηλότερης τάξης

Ως μοντέλα χαμηλότερης τάξης κατηγοριοποιούνται τα αλγεβρικά μοντέλα – μοντέλα μηδενικών εξισώσεων και τα μοντέλα μίας διαφορικής εξίσωσης. Ο κώδικας υπολογιστικής ρευστομηχανικής ANSYS CFX προσφέρει ένα αλγεβρικό μοντέλο κοινού συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας και το μοντέλο μίας διαφορικής εξίσωσης μεταφοράς τυρβώδους συνεκτικότητας (Eddy Viscosity Transport Model), του Menter.

Η βασική αρχή του αλγεβρικού μοντέλου είναι ο υπολογισμός ενός κοινού, για όλο το πεδίο, συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας και χαρακτηριστικού μήκους, με χρήση εμπειρικών σχέσεων. Ο ενιαίος συντελεστής τυρβώδους συνεκτικότητας υπολογίζεται ως το γινόμενο της χαρακτηριστικής ταχύτητας και μήκους του πεδίου, σύμφωνα με την Εξίσωση (6.15), όπου η χαρακτηριστική ταχύτητα είναι η μέγιστη ταχύτητα του πεδίου, ενώ το χαρακτηριστικό μήκος υπολογίζεται από την Εξίσωσή (6.27). Το μοντέλο έχει μικρή φυσική θεμελίωση και δεν προτείνεται για χρήση σε πολύπλοκες ροές.

$$L_t = \frac{(V_d^{(1/3)})}{7} \quad (6.27)$$

όπου V_D ο όγκος του πεδίου.

Το μοντέλο μίας διαφορικής εξίσωσης του Menter προκύπτει από το μοντέλο k-ε και γι' αυτό ονομάζεται και μοντέλο k-ε μίας εξίσωσης - (k-ε)_{1E}. Το μοντέλο επιλύει μία διαφορική εξίσωση, η οποία περιγράφεται από την Εξίσωση (6.28), και υπολογίζει για κάθε θέση του πεδίου τον συντελεστή κινηματικής συνεκτικότητάς ν_t και από αυτόν τον συντελεστή τυρβώδους συνεκτικότητας.

$$\frac{\partial \rho \nu_t}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \nu_t}{\partial x_j} - c_1 \rho \nu_t + c_2 \rho \left(\frac{\nu_t}{L_{vk}} \right)^2 - \left[\left(\mu_t + \frac{\rho \nu_t}{\sigma} \right) \frac{\partial \rho \nu}{\partial x_j} \right] = 0 \quad (6.28)$$

όπου $c_1=0.144$, $c_2=1.86$ και ο όρος καταστροφής της τύρβης L_{vk} μοντελοποιείται σύμφωνα με την Εξίσωση (6.29).

$$(L_{vk})^2 = \left| \frac{\tau_S^2}{\frac{\partial \tau_S}{\partial x_j} \frac{\partial \tau_S}{\partial x_j}} \right| \quad (6.29)$$

όπου τ_S ο τανυστής των διατμητικών τάσεων.

6.2 Μοντελοποίηση θερμικής ακτινοβολίας

Η θεωρία περί της φύσης της θερμικής ακτινοβολίας και των εννοιών της ακτινοβολούμενης έντασης και της θερμικής ισχύος έχουν αναλυθεί στο κεφάλαιο 2, χωρίς να γίνει αναφορά στην διαφορική - ολοκληρωματική εξίσωση μεταφοράς της θερμικής ακτινοβολίας. Η εξίσωση αυτή περιγράφεται από την Εξίσωση (6.30).

$$\frac{dI_\lambda(\vec{r}, \vec{s})}{dS} = \left[-(K_{a,\lambda} + K_{s,\lambda}) I_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) + K_{a,\lambda} I_{b,\lambda}(\lambda, T) + \frac{K_{s,\lambda}}{4\pi} \int_{4\pi} dI_\lambda(\vec{r}, \frac{d\vec{s}}{dr}) \Phi(\vec{s}, \frac{d\vec{s}}{dr}) \frac{d\Omega}{dr} + S \right] \quad (6.30)$$

όπου r το διάνυσμα θέσης, s το διάνυσμα κατεύθυνσης, K_a και K_s οι συντελεστές απορρόφησης και σκέδασης, Φ η συνάρτηση φάσης σκέδασης και S ο όρος πηγής έντασης ακτινοβολίας.

Για την επίλυση της εξίσωσης μεταφοράς της θερμικής ακτινοβολίας χρησιμοποιούνται μοντέλα τα οποία επιτρέπουν την προσέγγιση της με μεθόδους αρκετά πιο οικονομικές από την άμεση αριθμητική επίλυσή της. Δύο από τα μοντέλα που χρησιμοποιούνται ευρέως είναι τα Discrete Transfer και το Monte-Carlo.

6.2.1 Μοντέλο Discrete Transfer

Η βάση του μοντέλου Discrete Transfer είναι η υπόθεση ότι η σκέδαση της ακτινοβολίας είναι ισότροπη. Η υπόθεση αυτή απλοποιεί την Εξίσωση (6.30) στην Εξίσωση (6.31). Υποθέτοντας ότι το σύστημα είναι επαρκώς ομογενές (Εξίσωση (6.32)), γίνεται επίλυση της ακτινοβολούμενης έντασης κατά μήκος των τροχιών

των ακτινών, η οποίες διέρχονται από τα όρια, χρησιμοποιώντας την εξίσωση μεταφοράς, η οποία περιγράφεται από την Εξίσωση (6.33).

$$\frac{dI_{\lambda}(\vec{r}, \vec{s})}{dS} = \left[-(K_{a,\lambda} + K_{s,\lambda})I_{\lambda}(\vec{r}, \vec{s}) + K_{a,\lambda}I_{b,\lambda}(\lambda, T) + \frac{K_{s,\lambda}}{4\pi} \int_{4\pi} I_{\lambda}(\vec{r}, \frac{d\vec{s}}{dr}) \frac{d\Omega}{dr} + S \right] \quad (6.31)$$

$$I_{\lambda}(\vec{r}) \approx I_{\lambda}(\vec{r} + d\vec{r}), \quad a_{\lambda}^R(\vec{r}) \approx a_{\lambda}^R(\vec{r} + d\vec{r}) \quad (6.32)$$

$$I_{\lambda}(\vec{r}, \vec{s}) = I_{\lambda,0} \exp[-(K_{a,\lambda} + K_{s,\lambda})s] + I_{\lambda,b} [1 - \exp(-K_a s)] + K_{s,\lambda} \bar{I}_{\lambda} \quad (6.33)$$

όπου $I_{\lambda,0}$ η ακτινοβολούσα ένταση η οποία εξέρχεται των ορίων.

6.2.2 Μοντέλο Monte-Carlo

Η βάση του μοντέλου Monte-Carlo είναι η υπόθεση ότι η ακτινοβολούμενη ένταση είναι ανάλογη της διαφορικής γωνιακής ροής των φωτονίων, θεωρώντας το πεδίο ακτινοβολίας ως ένα αέριο φωτονίων. Για το αέριο αυτό, ο συντελεστής απορρόφησης (K_a) είναι η πιθανότητα ανά μονάδα μήκους, ότι ένα φωτόνιο απορροφάται σε δεδομένη συχνότητα. Κατά συνέπεια, η μέση ακτινοβολούμενη ένταση είναι ανάλογη της απόστασης που διανύει ένα φωτόνιο, σε μια μονάδα όγκου στο διάλυμα θέσης, ανά μονάδα χρόνου. Εφαρμόζοντας την παραπάνω λογική σε μια ομάδα φωτονίων μπορούν να εξαχθούν τα μεγέθη του πεδίου ακτινοβολίας.

7. ΠΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΩΝ ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΩΝ

Η πιστοποίηση (validation) των υπολογιστικών εργαλείων αποτελεί μια σημαντική διαδικασία, η οποία πρέπει να λάβει χώρα πριν από τη χρήση αυτών σε οποιαδήποτε ερευνητική προσπάθεια. Η πιστοποίηση των υπολογιστικών εργαλείων επιτυγχάνεται μέσω της χρήσης τους για την προσομοίωση συγκεκριμένων περιπτώσεων μελέτης και τη σύγκριση των αριθμητικών αποτελεσμάτων με τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα. Τα δεδομένα αυτά μπορούν να προέρχονται είτε από τη βιβλιογραφία, είτε από πείραμα που εκτελέσθηκε ειδικά για τον σκοπό αυτό. Ουσιαστικά η πιστοποίηση αποδεικνύει ότι ένα υπολογιστικό εργαλείο μπορεί να προσομοιώσει ένα φυσικό φαινόμενο με ικανοποιητική ακρίβεια.

Ένα άλλο σημαντικό αποτέλεσμα της διαδικασίας πιστοποίησης αποτελεί η βοήθεια στην επιλογή των κατάλληλων υπολογιστικών μοντέλων για κάθε πρόβλημα. Αυτό επιτυγχάνεται με την σύγκριση ενός αριθμού υπολογιστικών μοντέλων για κάθε περίπτωση μελέτης και η επιλογή αυτού του οποίου η λύση πλησιάζει περισσότερο τα πειραματικά δεδομένα.

Στην παρούσα διπλωματική εργασία το σημαντικότερο υπολογιστικό μοντέλο που χρησιμοποιείται και για το οποίο απαιτείται πιστοποίηση είναι τα διάφορα RANS μοντέλα τύρβης, που αποδίδουν, το ροϊκό πεδίο που προκύπτει από την εκβολή μίας δέσμης ρευστού, υψηλής θερμοκρασίας, σε ένα ακίνητο ή μικρότερης ταχύτητας πεδίο χαμηλότερης θερμοκρασίας. Η εκβολή αυτή επιτυγχάνεται μέσω διατάξεων οι οποίες έχουν αναλυθεί, τόσο τεχνικά όσο και ρευστοδυναμικά, στο Κεφάλαιο 3.

Για την επίτευξη της πιστοποίησης και επιλογής του καταλληλότερου μοντέλου τύρβης εξετάστηκαν τρεις περιπτώσεις μελέτης. Η πρώτη περίπτωση αφορά την εκβολή μίας υποηχητικής δέσμης με θερμό πυρήνα, θερμοκρασίας μεγαλύτερης του περιβάλλοντος, σε ακίνητο περιβάλλον. Τα πειραματικά δεδομένα της περίπτωσης αυτής προκύπτουν από τη βιβλιογραφία. Η δεύτερη περίπτωση αφορά την εκβολή υποηχητικής δέσμης θερμού πυρήνα σε μικρότερης ταχύτητας και χαμηλότερης θερμοκρασίας πεδίο. Η τρίτη περίπτωση αφορά την εκβολή υποηχητικής δέσμης θερμού πυρήνα σε μικρότερης ταχύτητας πεδίο μέσω λοβωτού ακροφυσίου. Τα πειραματικά δεδομένα των δυο τελευταίων περιπτώσεων προκύπτουν από πειράματα που εκτελέσθηκαν στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής εργασίας και περιγράφονται στο Κεφάλαιο 5.

Η επιλογή των τριών περιπτώσεων μελέτης έγινε με βάση δύο κριτήρια. Πρώτον με βάση τα διαθέσιμα στη βιβλιογραφία δεδομένα αλλά και τις δυνατότητες εκτέλεσης πειραμάτων του ΕΕΜΣΚ/ΣΜΜ/ΕΜΠ. Δεύτερον, με στόχο την επίτευξη μιας διαδικασίας πιστοποίησης και επιλογής του κατάλληλου μοντέλου τύρβης μέσω ελέγχου της ικανότητας πρόβλεψης παρόμοιων, αλλά σταδιακά περισσότερο πολύπλοκων ροών. Στην πρώτη περίπτωση δοκιμάστηκαν μοντέλα χαμηλότερης τάξης συγκριτικά με ένα μοντέλο δεύτερης τάξης. Στη δεύτερη και την τρίτη περίπτωση δοκιμάσθηκαν επιπρόσθετα μοντέλα δεύτερης τάξης. Εν τέλη η διαδικασία αυτή οδήγησε στην επιλογή του καταλληλότερου μοντέλου για την προσομοίωση ροών σε λοβωτά ακροφύσια.

7.1 Διάταξη ελεύθερης δέσμης με θερμό πυρήνα

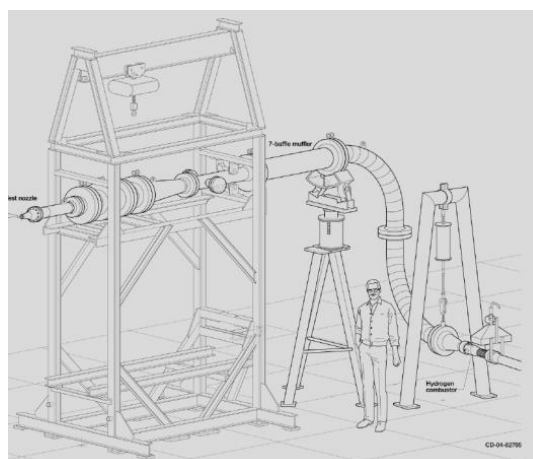
Η πιο απλή περίπτωση που εξετάστηκε είναι η διάταξη ελεύθερης δέσμης με θερμό πυρήνα. Στη βιβλιογραφία είναι σχετικά λίγα είναι τα άρθρα τα οποία αναφέρονται σε μετρήσεις αυτού του φαινομένου. Επίσης όλες οι μετρήσεις αυτές έχουν επιτευχθεί με χρήση ανεμομετρίας λέιζερ-ντόπλερ (LDV) ή θερμού νήματος και δεν αποδίδουν, συστηματικά και σε ποικιλία σημείων, μετρήσεις τύρβης (Bridges and Wernet, 2010).

Για τον λόγο αυτό, οι Bridges και Wernet του Glenn Research Center της NASA διεξήγαγαν ένα μεγάλο εύρος μετρήσεων με χρήση ανεμομετρίας particle image velocimetry (PIV) (Bridges and Wernet, 2010, Bridges and Wernet, 2011). Οι μετρήσεις αυτές έγιναν σε έναν σημαντικό αριθμό ακροφυσίων και σε μεγάλο εύρος συνθηκών ταχύτητας και θερμοκρασίας. Έγινε επίσης σύγκριση με δεδομένα προηγούμενων ερευνών.

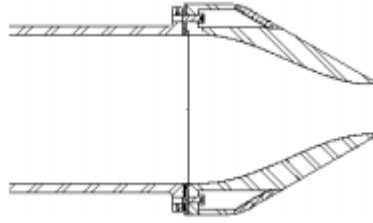
Για τους σκοπούς της παρούσας διαδικασίας πιστοποίησης έγινε χρήση των δεδομένων του σετ μετρήσεων 23 (SP23) των Bridges and Wernet (2011). Τα δεδομένα αυτού του σετ προτείνονται από το NASA Langley Research Center – Turbulence Model Resource για την πιστοποίηση μοντέλων τύρβης επί του συγκεκριμένου φαινομένου. Η διάταξη και οι συνθήκες της δέσμης περιγράφονται στην παράγραφο 7.1.1.

7.1.1 Περιγραφή διάταξης

Η πειραματική διάταξη που χρησιμοποιήθηκε από τους Bridges and Wernet (2011) παρουσιάζεται στο Σχήμα 7.1. Αποτελείται από τον αγωγό παροχής αέρα, έναν καυστήρα υδρογόνου για τη θέρμανση του ρευστού, το ακροφύσιο και το πλαίσιο στήριξης. Η μέγιστη παροχή της διάταξης είναι 2.72 kg/s ενώ η μέγιστη θερμοκρασία οι 977 K. Στην εξεταζόμενη περίπτωση (SP23) το ακροφύσιο που χρησιμοποιείται είναι το ερευνητικό ακουστικό ακροφύσιο No.2 (Acoustic Research Nozzle 2 – ARN2), διαμέτρου 50.8 mm, το οποίο παρουσιάζεται στο Σχήμα 7.2. Οι συνθήκες του ρευστού στην έξοδο του ακροφυσίου παρουσιάζονται στον Πίνακα 7.1, όπου ο δείκτης j αντιστοιχεί στην ροή που εξέρχεται από το ακροφύσιο.



Σχήμα 7.1 : Πειραματική διάταξη θερμής δέσμης (Bridges and Wernet, 2011)



Σχήμα 7.2 : Ερευνητικό ακουστικό ακροφύσιο No.2 (Bridges and Wernet, 2011)

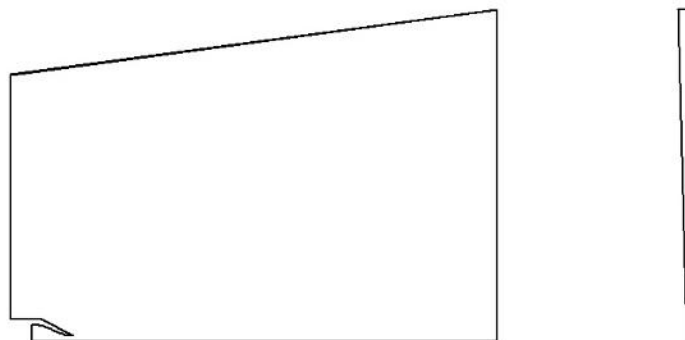
Οι μετρήσεις έχουν επιτευχθεί με χρήση PIV μέτρησης και των τριών συνιστωσών της ταχύτητας. Παρέχονται μετρήσεις των συνιστωσών u_x και u_y της ταχύτητας, η τάση Reynolds $u_x' u_y'$ και η κινητική ενέργεια της τύρβης. Οι μετρήσεις παρέχονται ακτινικά στις θέσεις $x/d=2, 5, 10, 15$ και 20 καθώς και κατά μήκος του άξονα x .

Πίνακας 7.1 : Συνθήκες του ρευστού στην έξοδο του ακροφυσίου

Αριθμός Mach	0.376
T_j	519.39 K
T_∞	294.44 K
T_j/T_∞	1.764
U_j	171.78 m/s
Re_d	2.015×10^5

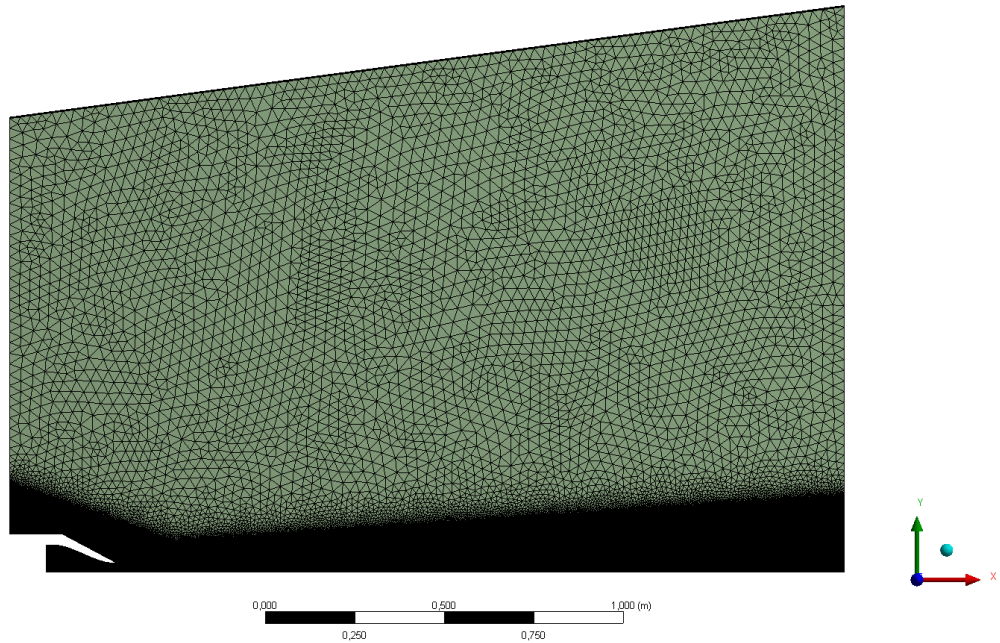
7.1.2 Υπολογιστικό χωρίο

Το υπολογιστικό χωρίο επιλέχθηκε με βάση τις οδηγίες που παρέχονται για την συγκεκριμένη περίπτωση από το Langley Research Center – Turbulence Model Resource. Το χωρίο εκτείνεται κατά 40 διαμέτρους κατάντι της εξόδου του ακροφυσίου και από 25 έως 30 διαμέτρους κάθετα ως προς τον άξονα συμμετρίας αυτού. Επίσης, στο χωρίο συμπεριλαμβάνεται και το ακροφύσιο καθώς και τμήμα του περιβάλλοντος γύρω από αυτό με στόχο τη διαμόρφωση των οριακών στρωμάτων στην έξοδο του ακροφυσίου. Τέλος, το χωρίο εκτείνεται αξονοσυμμετρικά γύρω από τον άξονα γ κατά ± 2.5 μοίρες. Το χωρίο παρουσιάζεται στο Σχήμα 7.3. Οι οριακές συνθήκες που χρησιμοποιήθηκαν καθορίζονται και αυτές στις οδηγίες για την επιλογή του υπολογιστικού χωρίου. Εφαρμόζονται οριακές συνθήκες Dirichlet στα όρια του πεδίου, οι οποίες παρουσιάζονται στον Πίνακα 7.2.

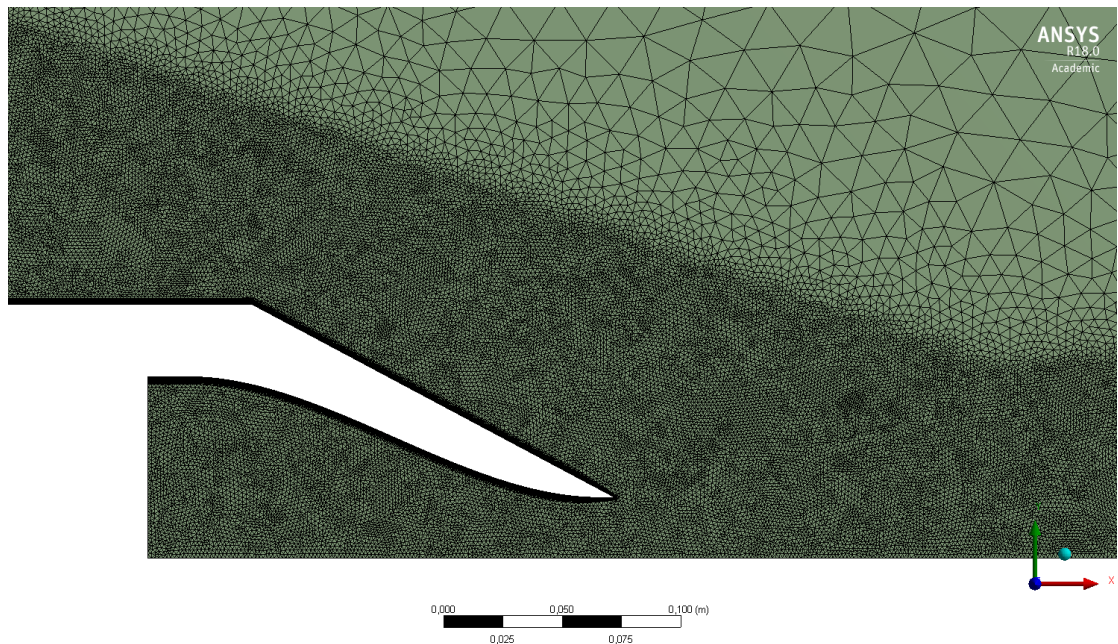


Σχήμα 7.3 : Υπολογιστικό Χωρίο (πρόσοψη και πλάγια από δεξιά όψη)

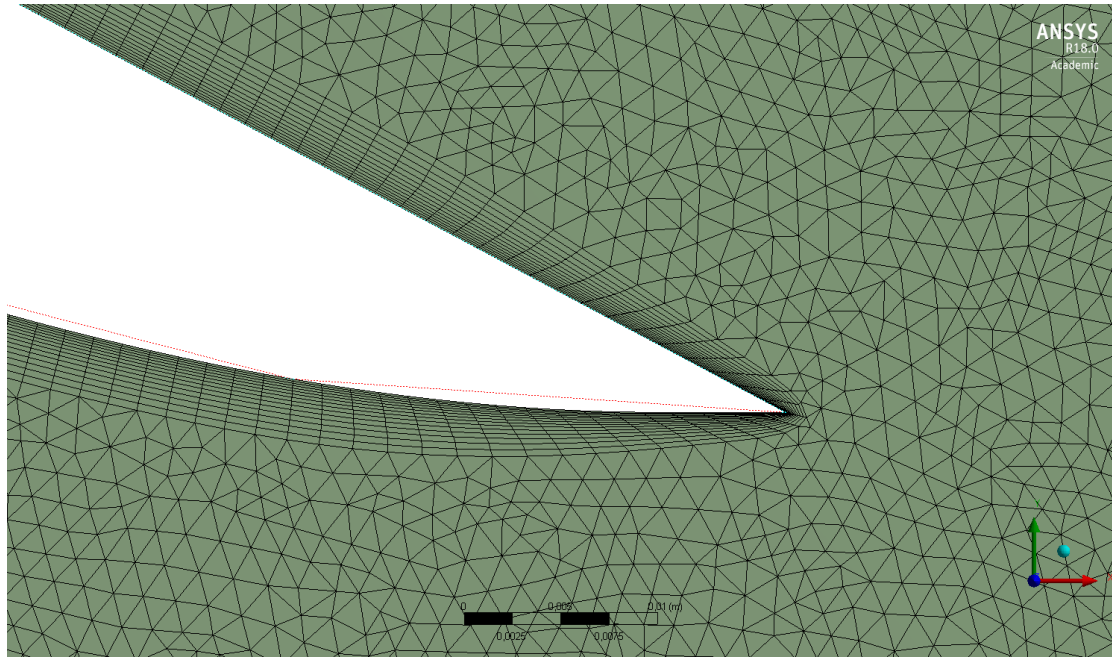
Στο υπολογιστικό χωρίο κατασκευάσθηκε μη-δομημένο υπολογιστικό πλέγμα αποτελούμενο από τετράεδρα στοιχεία με τοπικές πυκνώσεις και εξαέδρα στοιχεία στην πυκνωση του οριακού στρώματος. Οι πυκνώσεις έγιναν στο χώρο στον οποίο αναπτύσσεται η δέσμη καθώς και στα στερεά τοιχώματα (οριακό στρώμα). Τα στοιχεία του πλέγματος παρουσιάζονται στον Πίνακα 7.3. Το τελικό μέγεθος των στοιχείων του πλέγματος προέκυψε μετά από μελέτη ευαισθησίας, η οποία παρουσιάζεται στην παράγραφο 7.1.3. Το υπολογιστικό πλέγμα καθώς και λεπτομέρειες αυτού παρουσιάζονται στα Σχήματα 7.4 έως 7.6.



Σχήμα 7.4 : Υπολογιστικό πλέγμα



Σχήμα 7.5 : Υπολογιστικό πλέγμα – πυκνωση δέσμης



Σχήμα 7.6 : Υπολογιστικό πλέγμα – πυκνωση οριακών στρωμάτων

Πίνακας 7.2 : Οριακές Συνθήκες

P_{∞} στα όρια του πεδίου	1 atm
T_{∞} στα όρια του πεδίου	294.44 K
P_t/P_{∞} στην είσοδο του ακροφυσίου	1.10203
T_t/T_{∞} στην είσοδο του ακροφυσίου	1.81388
U_{wall}	0 m/s

Πίνακας 7.3 : Στοιχεία υπολογιστικού πλέγματος

Μήκος πλευράς τετράεδρου	30 mm
Μήκος πλευράς τετράεδρου – πυκνωση δέσμης	1.5 mm
Ύψος πλευράς εξαέδρου πρώτου στρώματος – πυκνωση οριακών στρωμάτων	0.1 mm
Ρυθμός ανάπτυξης πυκνωσης οριακού στρώματος	1.1
Ρυθμός ανάπτυξης πυκνωσης δέσμης	1.2
Συνολικός αριθμός στοιχείων πλέγματος	3657808
Συνολικός αριθμός κόμβων πλέγματος	791751

7.1.3 Παραμετρική μελέτη

Στο υπολογιστικό χωρίο έγιναν δύο παραμετρικές μελέτες. Η πρώτη αφορά μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος με μεταβαλλόμενη παράμετρο το μήκος πλευράς των τετραέδρων στην πύκνωση δέσμης. Η παράμετρος αυτή επιλέχθηκε με στόχο τόσο την εξασφάλιση της ανεξαρτησίας των αποτελεσμάτων από το υπολογιστικό πλέγμα, όσο και τον υπολογισμό μιας αναλογίας στοιχείων πλέγματος – κυρίας διαμέτρου διάταξης, η οποία εξασφαλίζει ανεξαρτησία πλέγματος σε παρόμοια φαινόμενα. Η δεύτερη μελέτη αφορά την δοκιμή τριών μοντέλων τύρβης και τη σύγκρισή τους με τα παρεχόμενα πειραματικά δεδομένα.

Η μελέτη ανεξαρτησίας πλέγματος έγινε για μήκη πλευράς τετραέδρου στην περιοχή πύκνωσης της δέσμης 3, 1.5 και 1 mm και έδειξε ότι περαιτέρω πύκνωση του πλέγματος από τα 1.5 mm δεν επιφέρει σημαντικές αλλαγές στα υπολογιζόμενα μεγέθη. Τα αντίστοιχα διαγράμματα σύγκρισης ταχυτήτων και κινητικής ενέργειας της τύρβης, παρουσιάζονται στο Παράρτημα Β. Το δεύτερο συμπέρασμα της μελέτης ανεξαρτησίας πλέγματος είναι ο καθορισμός μιας κατώτατης αναλογίας μήκους πλευράς στοιχείων πλέγματος – χαρακτηριστικού μήκους κύριας γεωμετρίας, η οποία θα πρέπει να τηρείται στη μελέτη αντίστοιχων περιπτώσεων. Η αναλογία αυτή I_{tetra}/D_j προκύπτει 0.0295.

Στην παραμετρική μελέτη μοντέλων τύρβης επιλέχθηκε να δοκιμασθούν τρία μοντέλα RANS τυρβώδους συνεκτικότητας – μήκους ανάμειξης. Το πρώτο είναι ένα αλγεβρικό μοντέλο, το δεύτερο ένα μοντέλο μίας εξίσωσης ενώ το τρίτο ένα μοντέλο δύο εξισώσεων. Σκοπός της μελέτης είναι η πιστοποίηση της αξιοπιστίας του μοντέλου δύο εξισώσεων αλλά και ο έλεγχος της αξιοπιστίας των δυο, μικρότερων υπολογιστικών απαιτήσεων, μοντέλων.

Το αλγεβρικό μοντέλο και το μοντέλο μίας εξίσωσης που χρησιμοποιήθηκαν αποτελούν τα παρεχόμενα μοντέλα χαμηλότερης τάξης του επιλύτη του ANSYS CFX, τα οποία περιγράφονται στο Κεφάλαιο 6 (Εξισώσεις (6.27) και (6.28) αντίστοιχα). Το μοντέλο δύο εξισώσεων που επιλέχθηκε είναι το SST k- ω για τους λόγους που περιγράφονται επίσης στο ίδιο Κεφάλαιο.

Τα αποτελέσματα της μελέτης παρουσιάζονται στις Παραγράφους 7.1.4 και 7.1.5. Τα συμπεράσματα που προκύπτουν από τη μελέτη των αποτελεσμάτων είναι τα παρακάτω :

- Το αλγεβρικό μοντέλο τύρβης υποεκτιμά το μήκος του πυρήνα της δέσμης. Κατά συνέπεια, υπερεκτιμά την ανάμειξη μεταξύ του στατικού πεδίου και της δέσμης. Τα παραπάνω προκύπτουν από εσφαλμένη υπερεκτίμηση της μεταφερόμενης ορμής από το στατικό πεδίο στη δέσμη, κάτι το οποίο υποδεικνύει υπερεκτίμηση των τυρβωδών μεγεθών.
- Αντίθετα, το μοντέλο τύρβης μίας εξίσωσης υποεκτιμά τα τυρβώδη μεγέθη και επιφέρει τα ακριβώς αντίθετα αποτελέσματα.
- Το μοντέλο τύρβης δύο εξισώσεων SST k- ω υπερεκτιμά την κινητική ενέργεια της τύρβης, ειδικά στα πρώτα στάδια ανάπτυξης του πυρήνα ($x/d \leq 5$), με αντίστοιχα αποτελέσματα στον υπολογισμό της αξονικής ταχύτητας. Παρόλα αυτά, παρέχει γενικά ικανοποιητικά αποτελέσματα και κρίνεται αξιόπιστο για την προσομοίωση ροών ελεύθερης δέσμης.

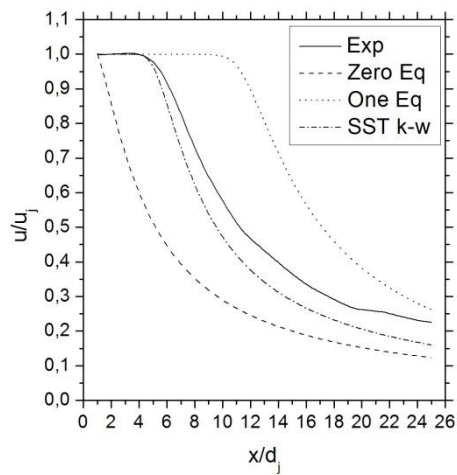
7.1.4 Σύγκριση αποτελεσμάτων με μετρήσεις ταχύτητας και τύρβης

Στον Πίνακα 7.3 παρουσιάζονται συγκεντρωτικά οι τιμές της ποσοστιαίας διαφοράς (σφάλματος) των υπολογιζόμενων τιμών για τα τρία μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιήθηκαν σε σχέση με τις πειραματικές τιμές. Για το αλγεβρικό και το μοντέλο τύρβης μίας εξίσωσης δεν παρέχονται τιμές κινητικής ενέργειας της τύρβης, μιας και αυτή δεν υπολογίζεται από τα μοντέλα. Οι ποσοστιαίες διαφορές αφορούν τις τιμές των μεγεθών πριν αυτά υποστούν οποιαδήποτε αδιαστατοποίηση. Παρατηρήθηκε ότι οι τιμές των σφαλμάτων που προκύπτουν επηρεάζονται σημαντικά από μικρό αριθμό σημαντικά αυξημένων τιμών. Αυτές προκύπτουν από μεγάλες ποσοστιαία, αλλά μικρές όσον αφορά τα απόλυτα μεγέθη του πεδίου, διαφορές. Παρόλα αυτά, η μελέτη των διαγραμμάτων ταχυτήτων καταδεικνύει την συνολική αξιοπιστία, όσον αφορά την κατάταξη των μοντέλων.

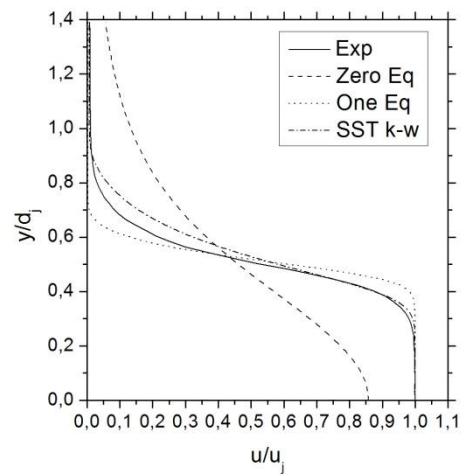
Στα Σχήματα 7.9 και 7.10 παρουσιάζονται η αξονική ταχύτητα και η κινητική ενέργεια της τύρβης για όλες τις θέσεις και περιπτώσεις μοντέλων, συγκριτικά με τα πειραματικά δεδομένα. Τα μήκη αδιαστατοποιούνται με την τιμή της διάμετρου του ακροφυσίου, η αξονική ταχύτητα με την τιμή της ταχύτητας της δέσμης στην έξοδο του ακροφυσίου, ενώ η κινητική ενέργεια της τύρβης με την τιμή της ταχύτητας εξόδου της δέσμης στο τετράγωνο.

Πίνακας 7.3 : Ποσοστιαία σφάλματα υπολογιζόμενων και πειραματικών μεγεθών

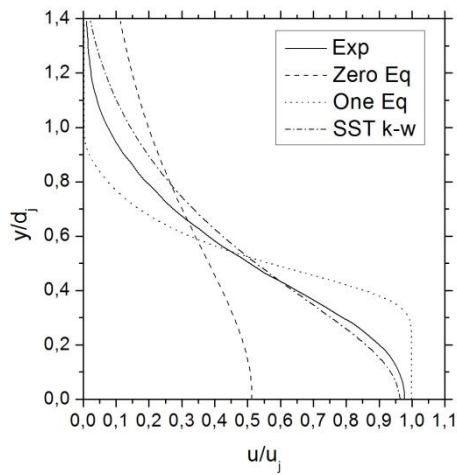
	Μοντέλο τύρβης			
	Ταχύτητα			k
	Αλγεβρικό	Μίας εξίσωσης	SST k-ω	SST k-ω
Άξονας συμμετρίας	46.21	42.35	16.82	31.22
x/d=2	389.15	46.30	28.24	93.16
x/d=5	172.37	47.94	55.09	129.56
x/d=10	32.40	41.93	18.17	30.00
x/d=15	33.58	34.16	12.40	6.21
x/d=20	37.96	32.46	13.51	5.78
Μέσος όρος θέσεων	118.94 %	40.86 %	24.04 %	49.32 %



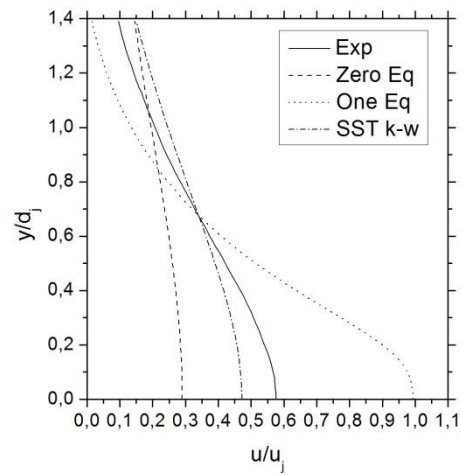
(α)



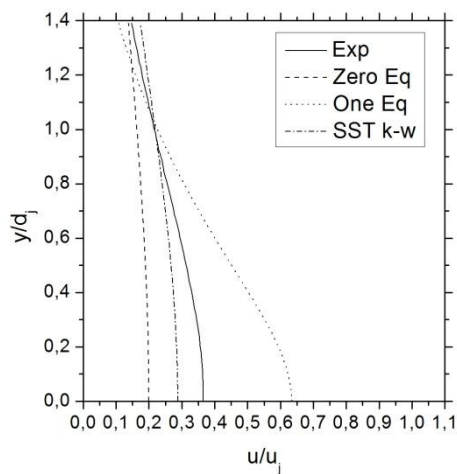
(β)



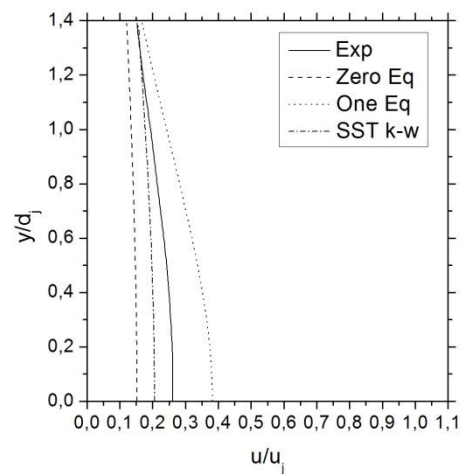
(γ)



(δ)

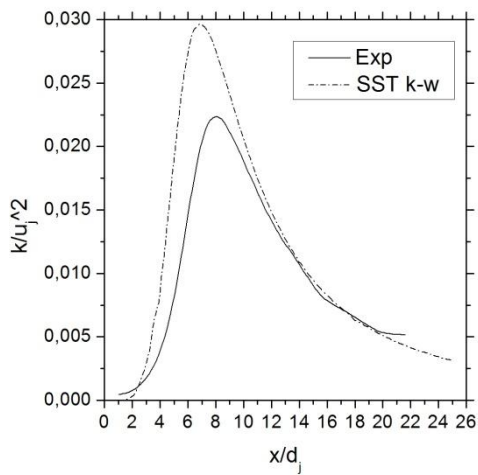


(ε)

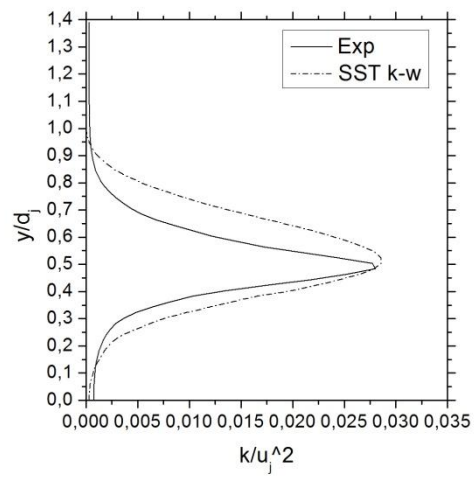


(στ)

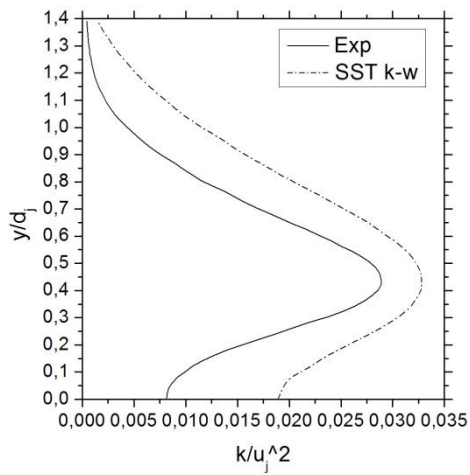
Σχήμα 7.9 : Κατανομή αξονικής ταχύτητας στις θέσεις (α) άξονας συμμετρίας ακροφυσίου (β) $x/d=2$ (γ) $x/d=5$ (δ) $x/d=10$ (ε) $x/d=15$ και (στ) $x/d=20$



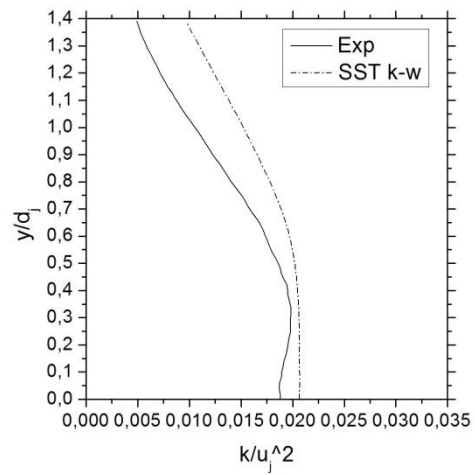
(α)



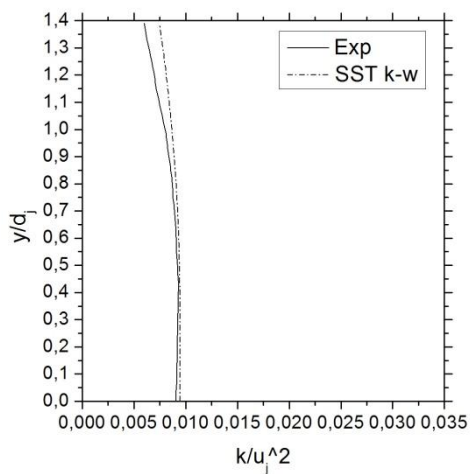
(β)



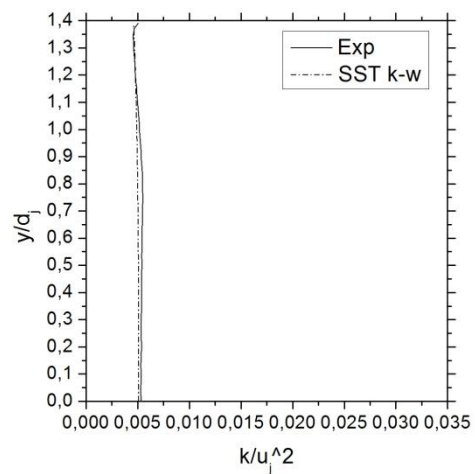
(γ)



(δ)



(ε)



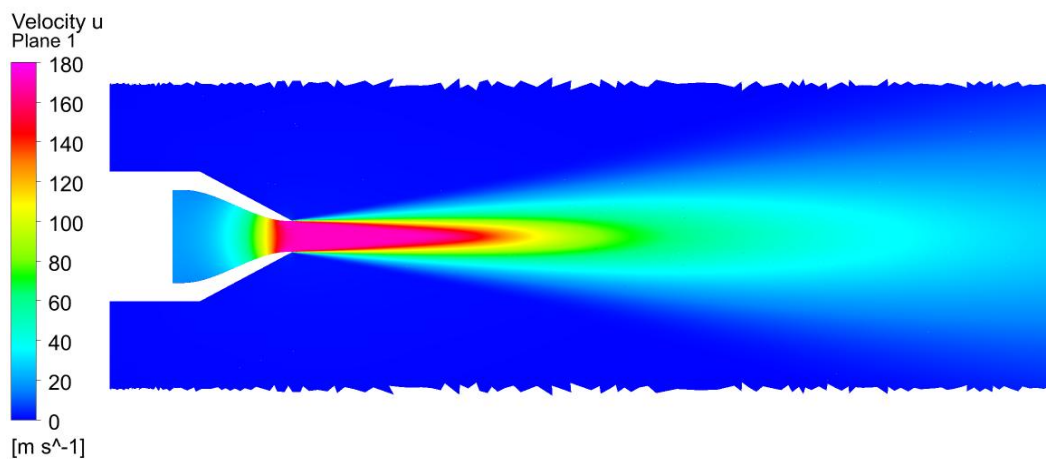
(στ)

Σχήμα 7.10 : Κατανόμη κινητικής ενέργειας τϋρβης στις θέσεις (α) άξονας συμμετρίας ακροφυσίου (β) $x/d=2$ (γ) $x/d=5$ (δ) $x/d=10$ (ε) $x/d=15$ και (στ) $x/d=20$

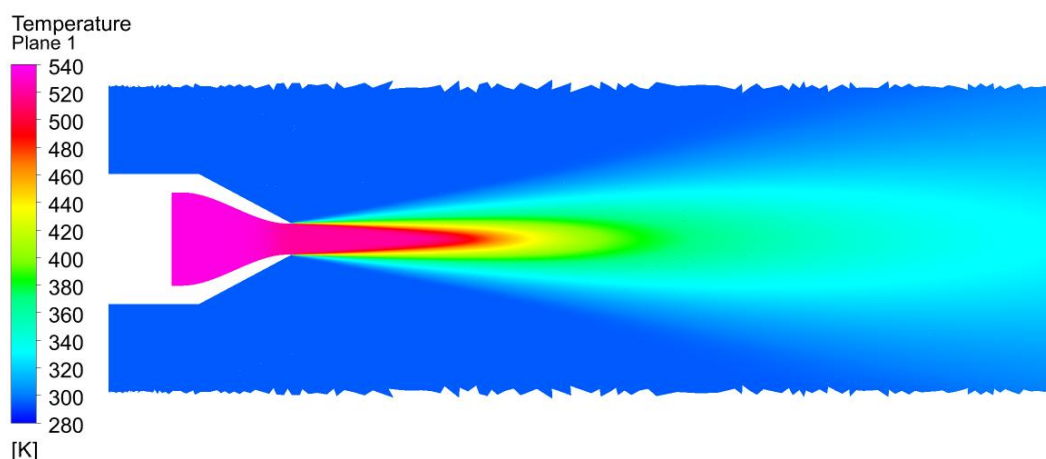
7.1.5 Γενικά χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου πεδίου ροής

Τα γενικά χαρακτηριστικά του αναπτυσσόμενου πεδίου ροής παρουσιάζονται στα Σχήματα 7.11 έως 7.13. Τα μεγέθη που παρουσιάζονται είναι η αξονική ταχύτητα, η θερμοκρασία και η κινητική ενέργεια της τύρβης και προέρχονται από τα αποτελέσματα για το μοντέλο SST k- ω .

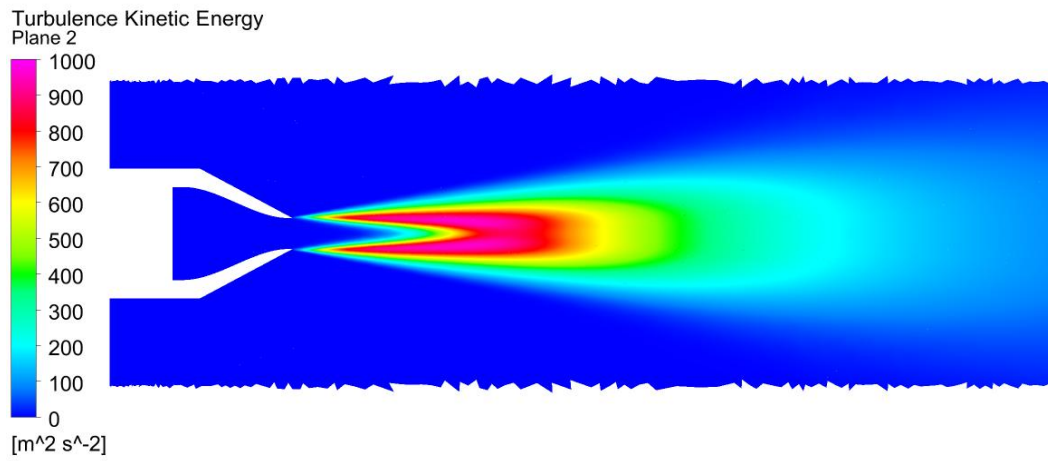
Τα αποτελέσματα απεικονίζουν τα τυπικά χαρακτηριστικά μιας ροής ελεύθερης δέσμης. Ένα στρώμα διάτμησης αρχίζει και αναπτύσσεται για $x/d_j=0$ στη θέση $r=d_j$. Το στρώμα αυτό επεκτείνεται σταδιακά, κατάντι του ακροφυσίου, με παράλληλη διατήρηση ενός πυρήνα. Ο πυρήνας επεκτείνεται περίπου μέχρι και τη θέση $x/d_j=4$ πέρα της οποίας η ταχύτητα για $y=0$ είναι μικρότερη από την αρχική ταχύτητα της δέσμης. Αντίστοιχα συμπεριφέρεται και η θερμοκρασία. Η ανάπτυξη του φύλλου διάτμησης αλλά και η σταδιακή επικράτηση του έναντι του πυρήνα παρουσιάζονται χαρακτηριστικά μέσω των τυρβωδών μεγεθών της κινητικής ενέργειας της τύρβης και της τυρβώδους συνεκτικότητας.



Σχήμα 7.11 : Πεδίο αξονικής ταχύτητας



Σχήμα 7.12 : Πεδίο θερμοκρασίας



Σχήμα 7.13 : Πεδίο κινητικής ενέργειας της τύρβης

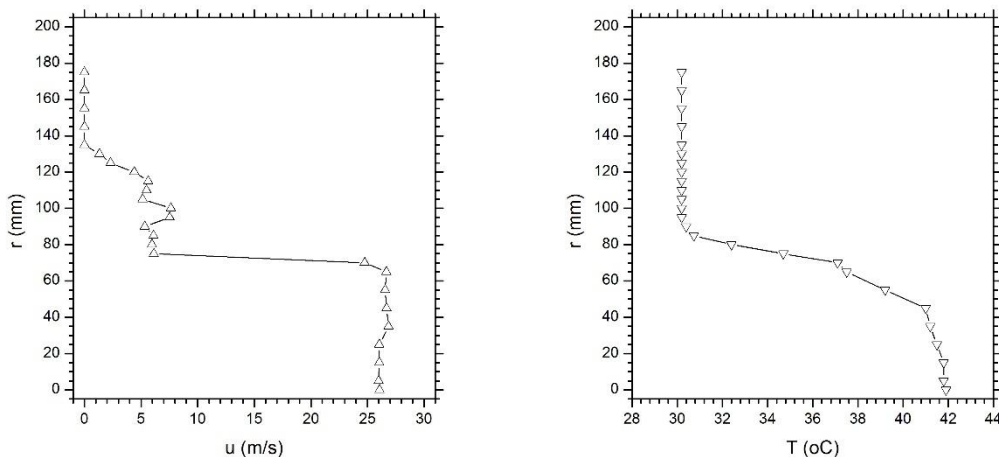
7.2 Διάταξη ανάμειξης ρευμάτων με θερμό πυρήνα

Η δεύτερη περίπτωση που εξετάστηκε είναι διάταξη εκβολής υποηχητικής δέσμης με θερμό πυρήνα σε πεδίο μικρότερης ταχύτητας. Τα πειραματικά στοιχεία τα οποία χρησιμοποιήθηκαν προέκυψαν από το αντίστοιχο πείραμα, το οποίο περιγράφεται αναλυτικά στο Κεφάλαιο 5.

7.2.1 Υπολογιστικό χωρίο

Το υπολογιστικό χωρίο κατασκευάστηκε με βάση την πραγματική γεωμετρία του πειράματος. Αποτελείται από το χωρίο κατάντι της εξόδου του ακροφυσίου και εκτείνεται κατά 14 διαμέτρους αξονικά και κατά 4.2 διαμέτρους ακτινικά. Τέλος, θεωρώντας αξονική συμμετρία, το χωρίο εκτείνεται γωνιακά κατά 90 μοίρες.

Οι οριακές συνθήκες ταχύτητας και θερμοκρασίας οι οποίες εφαρμόστηκαν στην είσοδο του πεδίου είναι τύπου Dirichlet και προκύπτουν από τις μετρήσεις στη θέση $x/d=0$ και γωνία 0 μοιρών, οι οποίες και παρουσιάζονται στο Σχήμα 7.14. Στα υπόλοιπα όρια του πεδίου εφαρμόστηκαν οριακές συνθήκες περιβάλλοντος, τύπου Dirichlet, πίεσης $p=98600$ Pa και θερμοκρασίας $T=28.5$ °C, όπως αυτές μετρήθηκαν κατά την διάρκεια του πειράματος

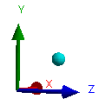
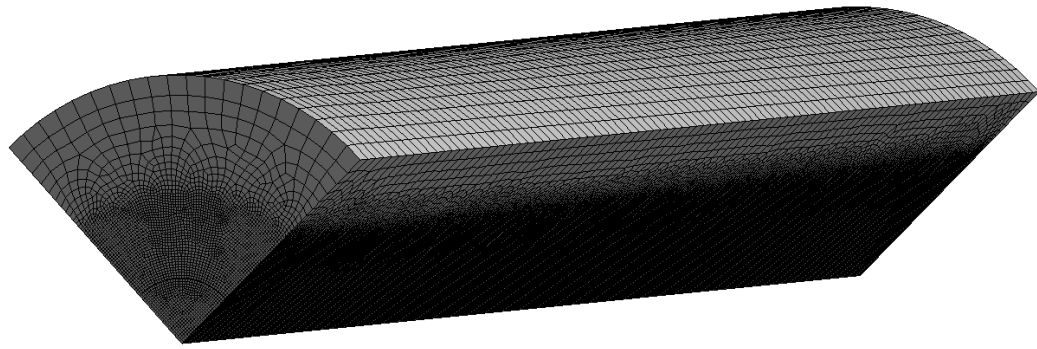


Σχήμα 7.14 : Οριακές συνθήκες ταχύτητας (αριστερά) και θερμοκρασίας (δεξιά)

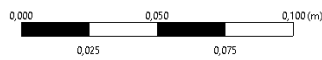
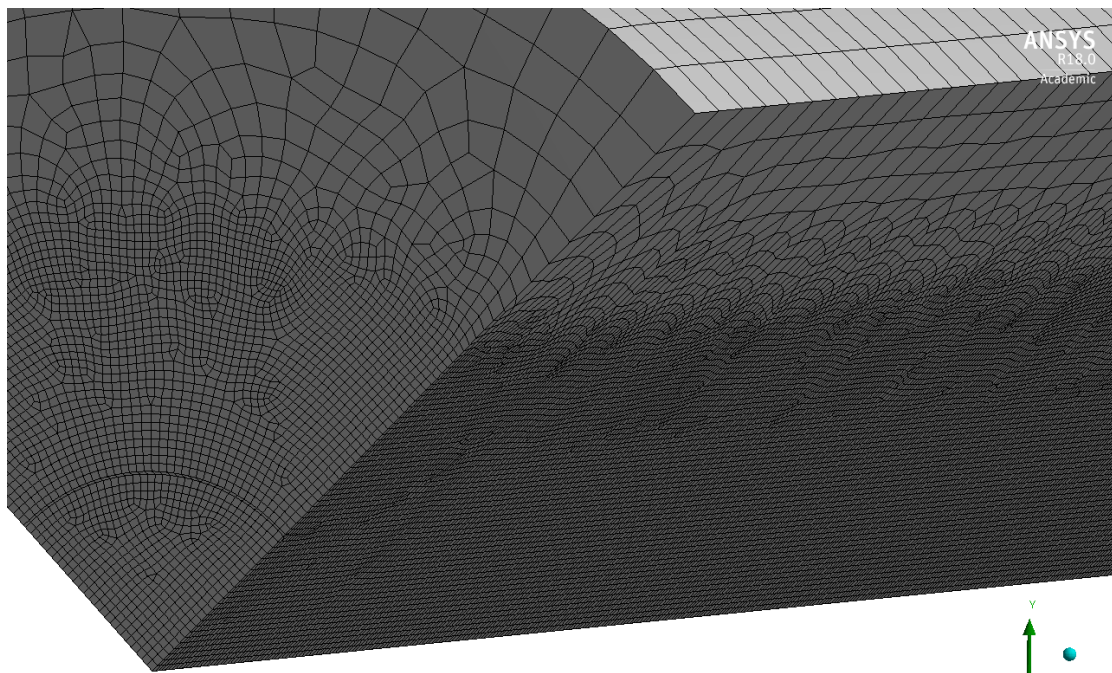
Στο υπολογιστικό χωρίο κατασκευάστηκε μη-δομημένο υπολογιστικό πλέγμα αποτελούμενο κυρίως από εξαέδρα και τετράεδρα στοιχεία με τοπική πύκνωση στην περιοχή ανάπτυξης της δέσμης. Τα στοιχεία του πλέγματος παρουσιάζονται στον Πίνακα 7.4. Το μέγεθος των στοιχείων του πλέγματος προέκυψε από μελέτη ευαισθησίας, με μεταβαλλόμενο κριτήριο την πλευρά των στοιχείων του πλέγματος στην πύκνωση. Το υπολογιστικό πλέγμα και λεπτομέρειές του παρουσιάζονται στα Σχήματα 7.15 και 7.16.

Πίνακας 7.4 : Στοιχεία υπολογιστικού πλέγματος

Μήκος πλευράς στοιχείων πλέγματος	50 mm
Μήκος πλευράς στοιχείων - πύκνωση δέσμης	3 mm
Ρυθμός ανάπτυξης πύκνωσης δέσμης	1.2
Συνολικός αριθμός στοιχείων πλέγματος	1261191
Συνολικός αριθμός κόμβων πλέγματος	1120998



Σχήμα 7.15 : Υπολογιστικό πλέγμα



Σχήμα 7.16 : Υπολογιστικό πλέγμα – πυκνωση δέσμης

7.2.2 Παραμετρική μελέτη

Η παραμετρική μελέτη η οποία υλοποιήθηκε αφορά την δοκιμή τριών μοντέλων τύρβης δύο εξισώσεων. Τα μοντέλα τα οποία επιλέχθηκαν είναι το SST k- ω , το οποίο εξετάστηκε και στην πρώτη περίπτωση, το k- ϵ και το RNG k- ϵ .

Τα αποτελέσματα της μελέτης παρουσιάζονται στις Παραγράφους 7.2.3 και 7.2.4. Τα συμπεράσματα τα οποία προκύπτουν από τη μελέτη των αποτελεσμάτων είναι τα παρακάτω :

- Όλα τα μοντέλα τύρβης υποεκτιμούν την ανάπτυξη της δέσμης και την ομαλοποίηση των κατανομών ταχύτητας και θερμοκρασίας.
- Το σχετικό σφάλμα υπολογισμού της θερμοκρασίας είναι και για τα τρία μοντέλα χαμηλό, με το SST k- ω να υπερισχύει οριακά. Συνδυαστικά με τη μελέτη των διαγραμμάτων των κατανομών, το SST k- ω υπερισχύει περαιτέρω, διότι προβλέπει καλύτερα την ανάπτυξη της δέσμης σε μεγάλες αποστάσεις κατάντι ($x/d=10$).
- Το σχετικό σφάλμα υπολογισμού της ταχύτητας στην περίπτωση του μοντέλου SST k- ω προκύπτει σε αποδεκτά επίπεδα σε σχέση με τα άλλα δύο μοντέλα.
- Συνολικά, το μοντέλο SST k- ω υπερισχύει των δύο άλλων μοντέλων διότι παρουσιάζει μικρότερα σχετικά σφάλματα υπολογισμού και προβλέπει καλύτερα την ανάπτυξη της δέσμης σε μεγάλες αποστάσεις από την αρχή της ($x/d=10$). Από τα δύο άλλα μοντέλα, το k- ϵ εμφανίζει μεγαλύτερη ακρίβεια για την προσομοίωση τέτοιου τύπου ροών.

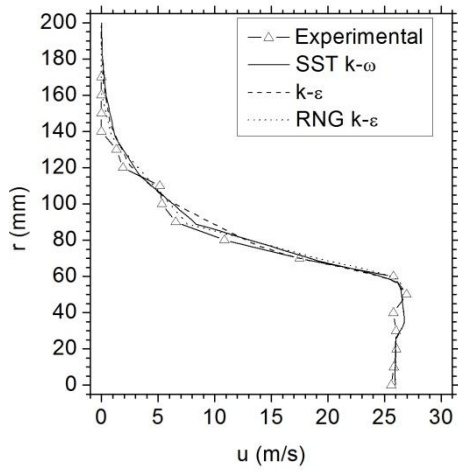
7.2.3 Σύγκριση αποτελεσμάτων με μετρήσεις ταχύτητας και θερμοκρασίας

Στον Πίνακα 7.5 παρουσιάζονται συγκεντρωτικά τα ποσοστιαία σφάλματα των υπολογιζόμενων τιμών για τα τρία μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιήθηκαν, σε σχέση με τις πειραματικές τιμές. Παρατηρείτε ότι το μοντέλο RNG k- ϵ , ενώ στα πρώτα στάδια ανάπτυξης της δέσμης ($x/d \leq 2$) προσομοιώνει το φαινόμενο ικανοποιητικά, σε σχέση με το μοντέλο SST k- ω , στη συνέχεια ($x/d > 2$) αποκλίνει αρκετά. Αντίστοιχη συμπεριφορά, με μικρότερες αποκλίσεις παρουσιάζει το μοντέλο k- ϵ .

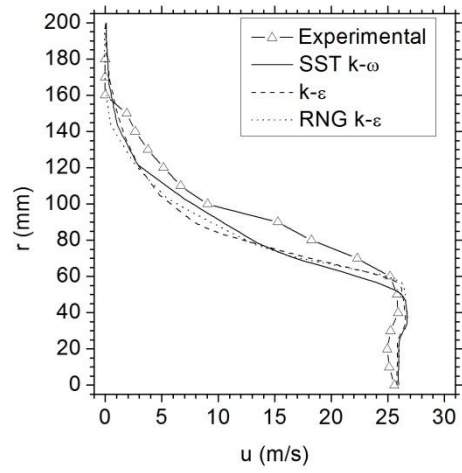
Στα σχήματα 7.17 και 7.18 παρουσιάζονται η αξονική ταχύτητα και η θερμοκρασία, για όλες τις θέσεις και περιπτώσεις μοντέλων, συγκριτικά με τα πειραματικά δεδομένα, για γωνία μέτρησης 0 μοιρών.

Πίνακας 7.5 : Ποσοστιαία σφάλματα μεταξύ υπολογιζόμενων και πειραματικών μεγεθών

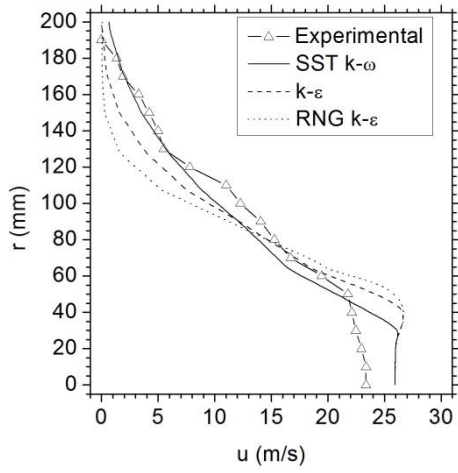
	Ταχύτητα			Θερμοκρασία		
	SST k- ω	k- ϵ	RNG k- ϵ	SST k- ω	k- ϵ	RNG k- ϵ
$x/d=1$	13.65	13.61	14.01	2.56	2.72	2.74
$x/d=2$	20.61	24.62	26.25	4.01	4.13	4.25
$x/d=5$	11.38	28.81	43.16	5.53	6.91	8.03
$x/d=10$	12.66	24.76	43.53	4.03	5.91	8.94
Μέσος όρος θέσεων	12.66%	24.76%	43.53%	4.03%	4.92%	5.99%



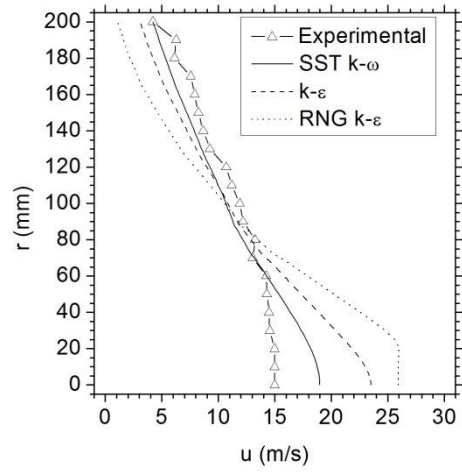
(α)



(β)

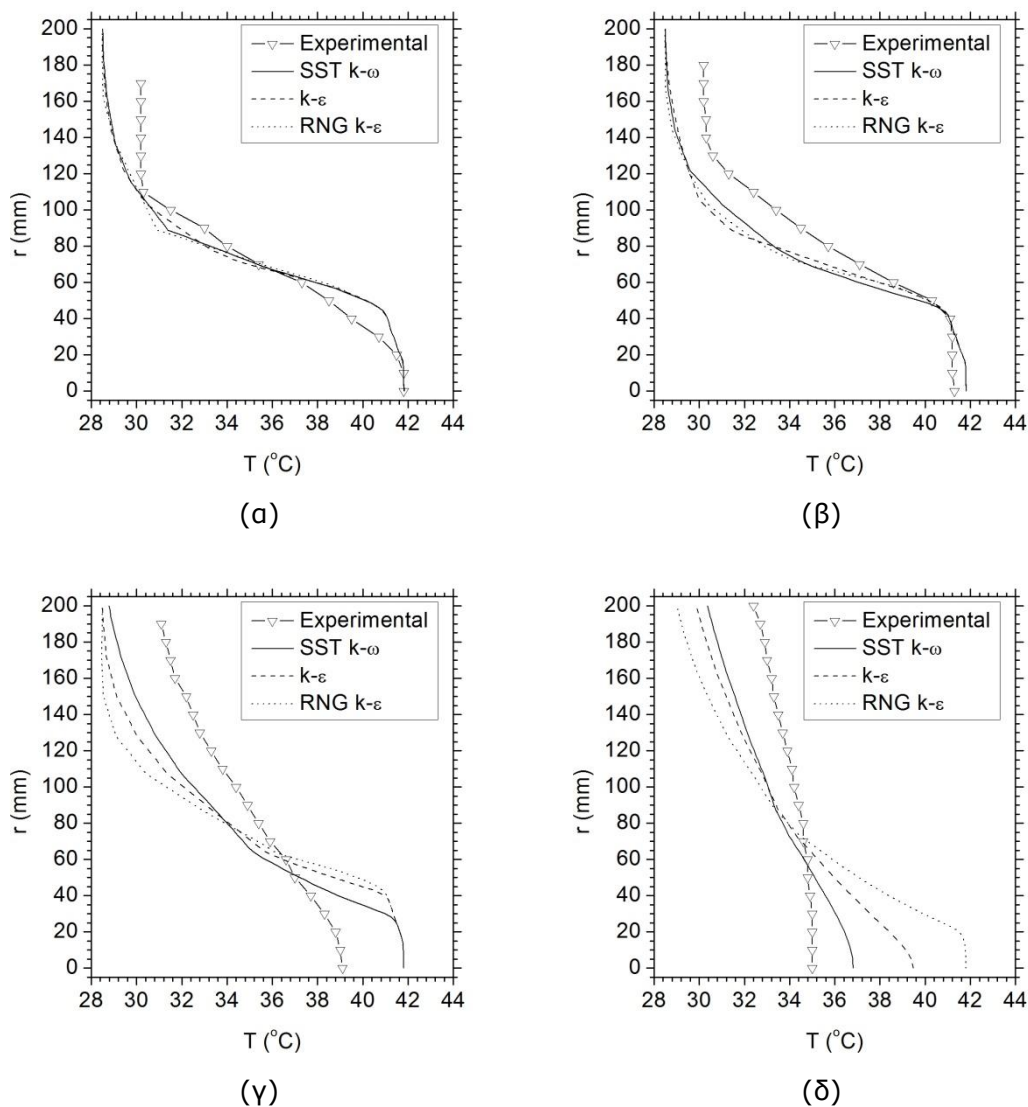


(γ)



(δ)

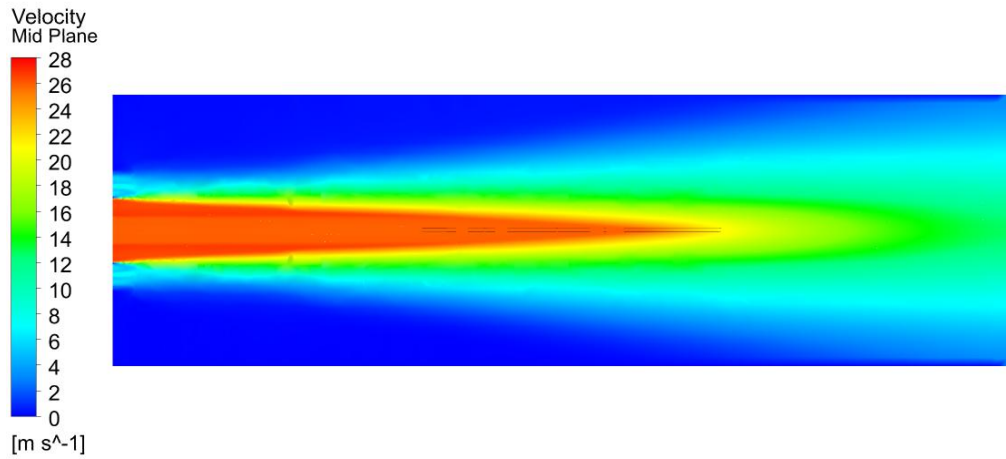
Σχήμα 7.17 : Ακτινικές κατανομές ταχύτητας στις θέσεις (α) $x/d=1$, (β) $x/d=2$, (γ) $x/d=5$ και (δ) $x/d=10$



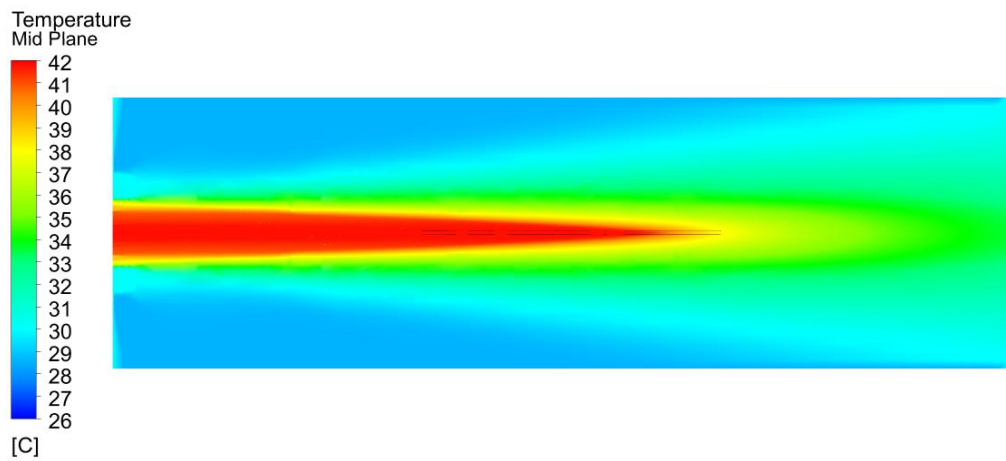
Σχήμα 7.18 : Ακτινικές κατανομές θερμοκρασίας στις θέσεις (α) $x/d=1$, (β) $x/d=2$, (γ) $x/d=5$ και (δ) $x/d=10$

7.2.4 Γενικά χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου ροϊκού και θερμικού πεδίου

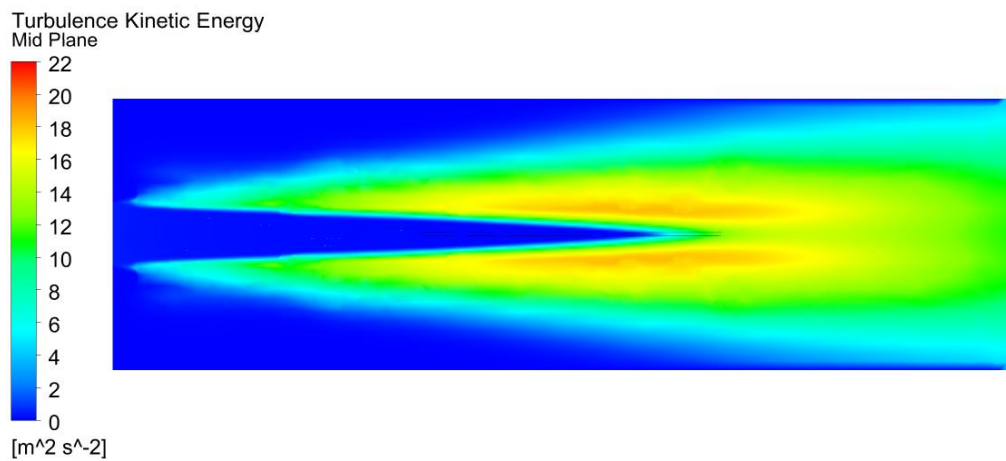
Τα γενικά χαρακτηριστικά του αναπτυσσόμενου πεδίου ροής παρουσιάζονται στα Σχήματα 7.19 έως 7.21. Τα μεγέθη που παρουσιάζονται είναι η αξονική ταχύτητα, η θερμοκρασία και η κινητική ενέργεια της τύρβης και προέρχονται από τα αποτελέσματα για το μοντέλο SST $k-\omega$. Τα χαρακτηριστικά του πεδίου είναι παρόμοια με αυτά της ελεύθερης δέσμης (βλ. 7.15)



Σχήμα 7.19 : Πεδίο αξονικής ταχύτητας



Σχήμα 7.20 : Πεδίο θερμοκρασίας



Σχήμα 7.21 : Πεδίο κινητικής ενέργειας της τύρβης

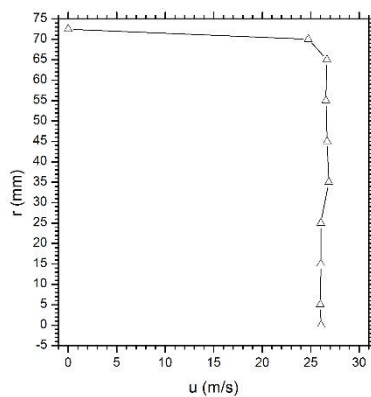
7.3 Διάταξη ανάμειξης ρευμάτων με θερμό πυρήνα και χρήση λοβωτού ακροφυσίου

Η τρίτη περίπτωση που εξετάστηκε είναι διάταξη εκβολής υποηχητικής δέσμης με θερμό πυρήνα σε πεδίο μικρότερης ταχύτητας με χρήση λοβωτού ακροφυσίου. Τα πειραματικά στοιχεία τα οποία χρησιμοποιήθηκαν προέκυψαν από το αντίστοιχο πείραμα, το οποίο περιγράφεται στο Κεφάλαιο 5.

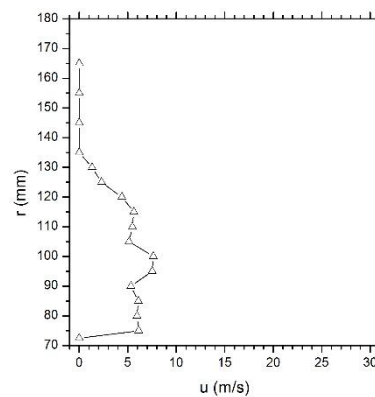
7.3.1 Υπολογιστικό χωρίο

Το υπολογιστικό χωρίο κατασκευάστηκε με βάση την πραγματική πειραματική διάταξη. Στο χωρίο περιλαμβάνεται το λοβωτό ακροφύσιο και ο εξωτερικός αγωγός. Εκτείνεται κατά 14 διαμέτρους κατάντι του λοβωτού ακροφυσίου, κατά μία διάμετρο ακτινικά από τον εξωτερικό αγωγό και αξονοσυμμετρικά κατά ± 36 μοίρες, περιλαμβάνοντας έναν ολόκληρο και δύο μισούς λοβούς.

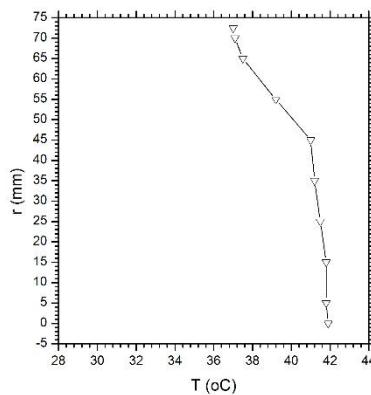
Ως οριακές συνθήκες Dirichlet θερμοκρασίας και ταχύτητας στην είσοδο του ακροφυσίου και στον δακτύλιο, χρησιμοποιήθηκαν οι μετρήσεις που ελήφθησαν στην περίπτωση χωρίς λοβωτό ακροφύσιο (Σχήμα 7.22). Στα υπόλοιπα όρια του πεδίου εφαρμόστηκαν οριακές συνθήκες, τύπου Dirichlet, πίεσης $p=98600$ Pa και θερμοκρασίας $T=29.3$ °C.



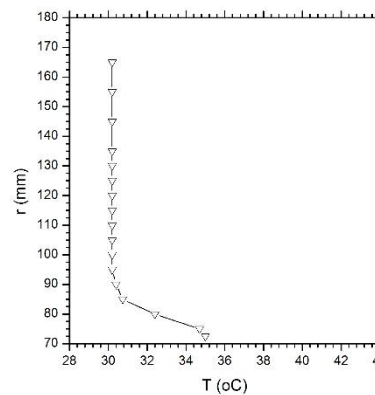
(α)



(β)



(γ)



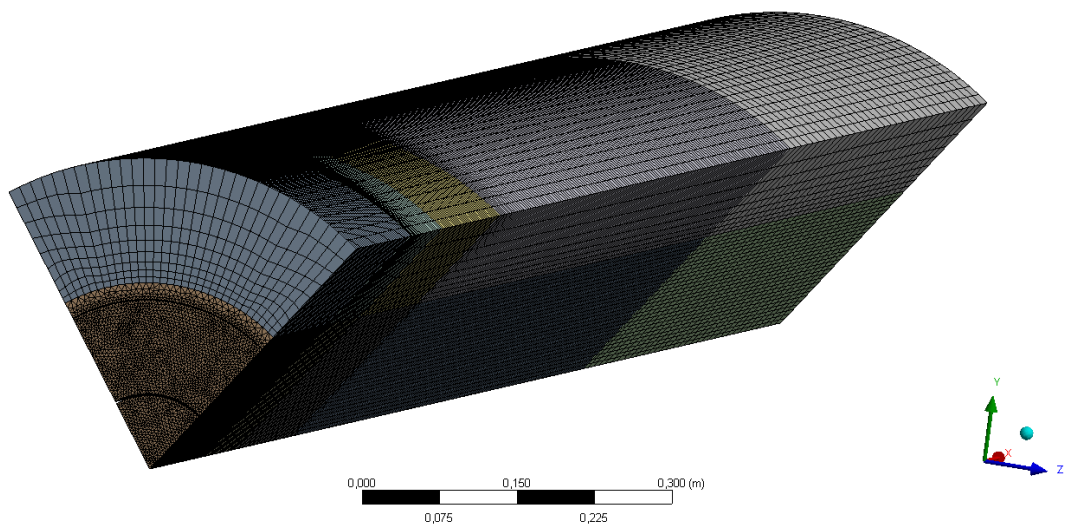
(δ)

Σχήμα 7.22 : Οριακές συνθήκες ταχύτητας (α,β) και θερμοκρασίας (γ,δ) στην είσοδο του ακροφυσίου (αριστερά) και του δακτυλίου (δεξιά)

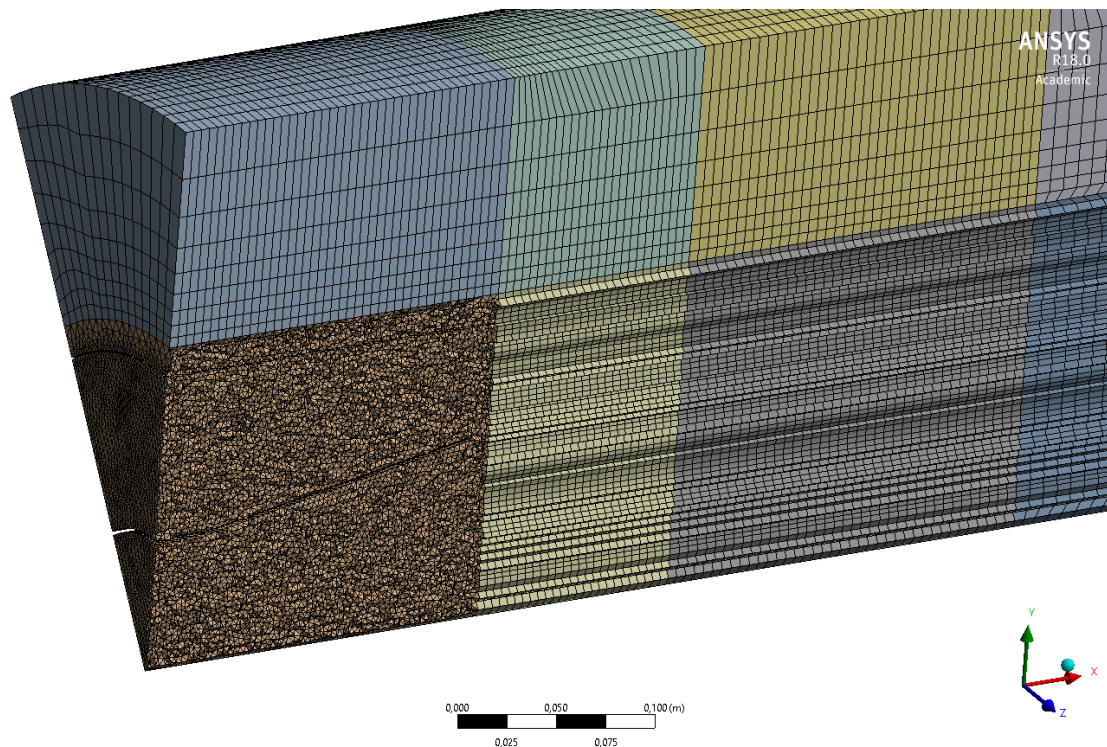
Στο υπολογιστικό χωρίο κατασκευάστηκε μη-δομημένο υπολογιστικό πλέγμα, αποτελούμενο από εξαέδρα και τετράεδρα στοιχεία. Πύκνωση έχει εφαρμοστεί στο εσωτερικό του ακροφυσίου και του εξωτερικού αγωγού. Στο υπόλοιπο χωρίο, το πλέγμα σταδιακά αραιώνει τόσο ακτινικά όσο και κατάντι της ροής. Τα στοιχεία του πλέγματος παρουσιάζονται στον Πίνακα 7.6. Το υπολογιστικό πλέγμα και λεπτομέρεια της πύκνωσης στο ακροφύσιο παρουσιάζονται στα Σχήματα 7.23 και 7.24

Πίνακας 7.6 : Στοιχεία υπολογιστικού πλέγματος

Μήκος μέγιστης πλευράς στοιχείων πλέγματος	50 mm
Μήκος πλευράς στοιχείων - πύκνωση ακροφυσίου	3 mm
Ρυθμός ανάπτυξης πύκνωσης δέσμης	1.2
Συνολικός αριθμός στοιχείων πλέγματος	1872424
Συνολικός αριθμός κόμβων πλέγματος	865515



Σχήμα 7.23 : Υπολογιστικό πλέγμα



Σχήμα 7.24 : Υπολογιστικό πλέγμα – πύκνωση ακροφυσίου (τομή)

7.3.2 Παραμετρική μελέτη

Η παραμετρική μελέτη η οποία υλοποιήθηκε αφορά την συγκριτική αξιολόγηση δύο μοντέλων τύρβης δύο εξισώσεων RANS. Τα μοντέλα τα οποία επιλέχθηκαν, είναι αυτά τα οποία προέκυψαν ως επικρατέστερα κατά τη δεύτερη μελέτη πιστοποίησης, τα οποία είναι τα SST k- ω και το k- ϵ .

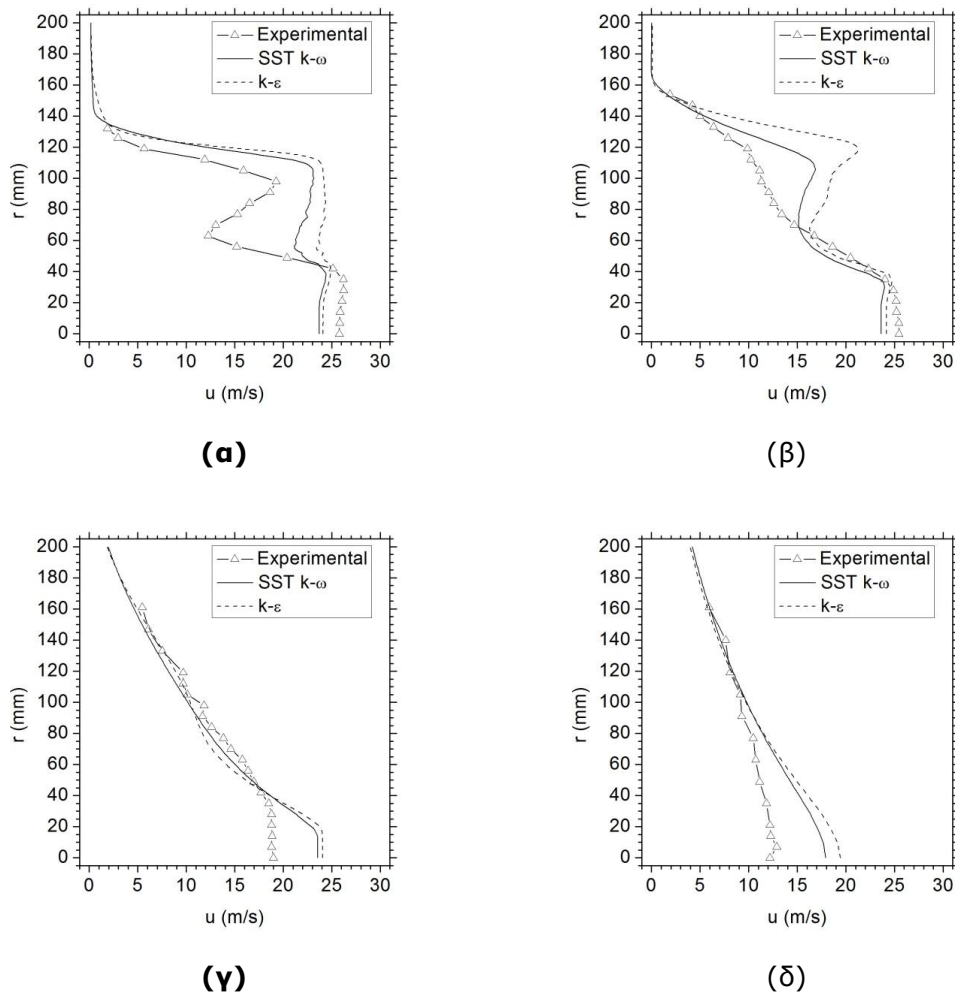
Τα αποτελέσματα της μελέτης παρουσιάζονται στις Παραγράφους 7.3.3 και 7.3.4. Τα συμπεράσματα τα οποία προκύπτουν από τη μελέτη των αποτελεσμάτων είναι τα παρακάτω :

- Τα μοντέλα προβλέπουν τους μηχανισμούς ανάμειξης που προκύπτουν από την χρήση λοβωτών ακροφυσίων.
- Όλα τα μοντέλα υποεκτιμούν την ανάπτυξη της δέσμης και την ενισχυμένη ανάμειξη που προκαλεί ο μηχανισμός της δημιουργίας δύο αντίρροπων εγκάρσιων στροβίλων σε κάθε λοβό.
- Τα σχετικά σφάλματα τα οποία προκύπτουν είναι μεγαλύτερα από την περίπτωση της διάταξης ανάμειξης με θερμό πυρήνα (Κεφάλαιο 7.2).
- Το μοντέλο SST k- ω υπερισχύει του μοντέλου k- ϵ στην πρόβλεψη του πεδίου ταχυτήτων και θερμοκρασίας.

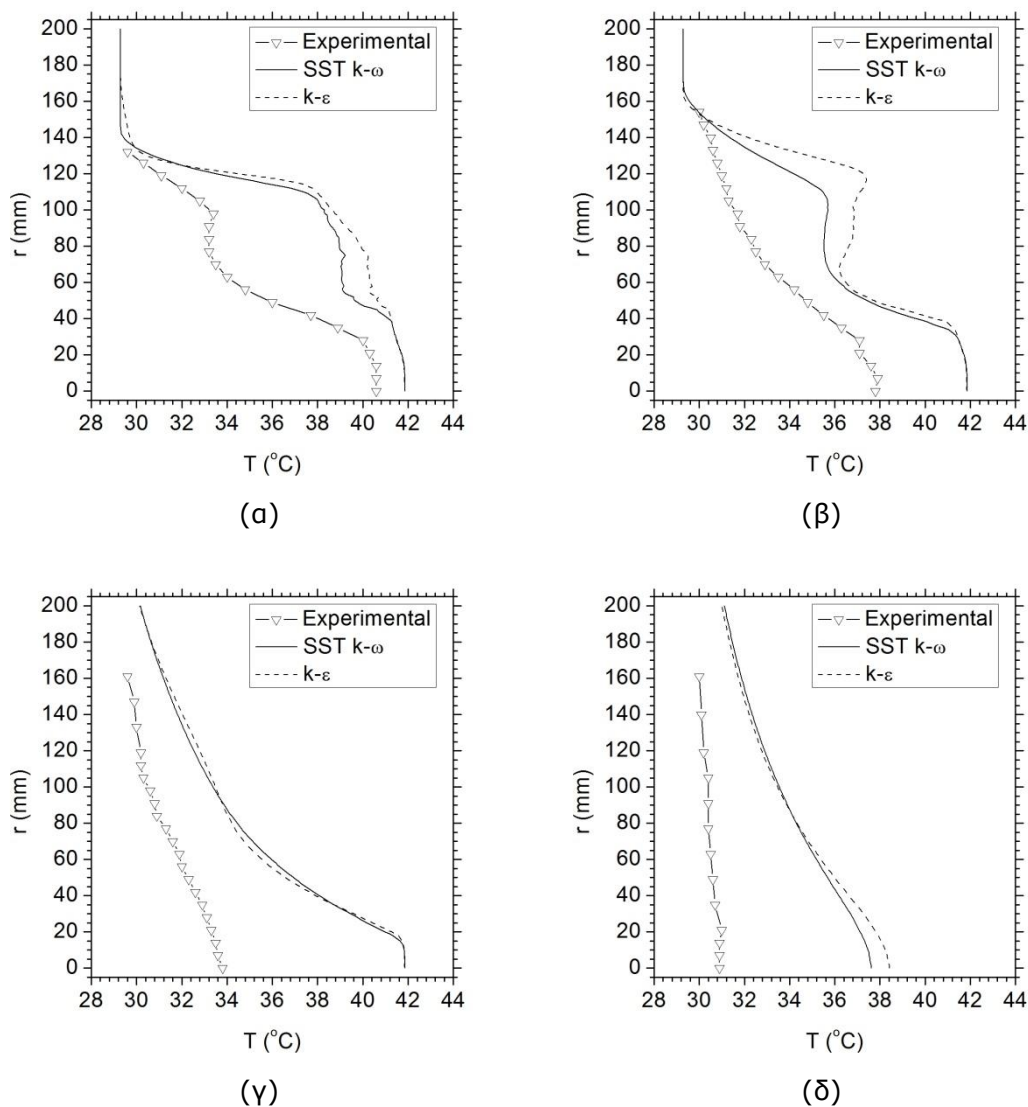
7.3.3 Σύγκριση αποτελεσμάτων με μετρήσεις ταχύτητας και θερμοκρασίας

Στον Πίνακα 7.7 παρουσιάζονται συγκεντρωτικά τα ποσοστιαία σφάλματα των υπολογιζόμενων τιμών για τα τρία μοντέλα τύρβης που χρησιμοποιήθηκαν, σε σχέση με τις πειραματικές τιμές. Λόγω της συμμετρίας και με βάση τα πειραματικά αποτελέσματα, στις γωνίες μέτρησης 0 και 36 μοιρών παρουσιάζουν ταυτόσημα αποτελέσματα. Για τον λόγο αυτό γίνεται έλεγχος μεταξύ πειραματικών και υπολογιστικών αποτελεσμάτων στις γωνίες μέτρησης 0 και 18 μοιρών. Παρατηρείτε ότι, στα πρώτα στάδια ανάπτυξης του πεδίου ($x/d \leq 2$) το μοντέλο SST $k-\omega$ παρουσιάζει μικρότερα σφάλματα, συγκριτικά με το $k-\epsilon$, σε σχέση με τα πειραματικά δεδομένα. Η παρατήρηση αυτή επιβεβαιώνεται και από τη μελέτη των ακτινικών κατανομών ταχύτητας και θερμοκρασίας. Η παρατήρηση αυτή είναι ιδιαίτερα σημαντική, λαμβάνοντας υπ' όψιν ότι η γένεση, ανάπτυξη και διάλυση των εγκάρσιων στροβίλων στα λοβωτά ακροφύσια εξελίσσεται στο διάστημα αυτό (Hu et al., 2002).

Στα Σχήματα 7.25 και 7.26 παρουσιάζονται η αξονική ταχύτητα και η θερμοκρασία, για όλες τις θέσεις και περιπτώσεις μοντέλων, συγκριτικά με τα πειραματικά δεδομένα για γωνία μέτρησης 0 μοιρών. Για γωνία μέτρησης 18 μοιρών τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Παράρτημα Β.



Σχήμα 7.25 : Ακτινική κατανομή ταχύτητας στις θέσεις (α) $x/d=1$, (β) $x/d=2$, (γ) $x/d=5$ και (δ) $x/d=10$ για γωνία μέτρησης 0 μοιρών



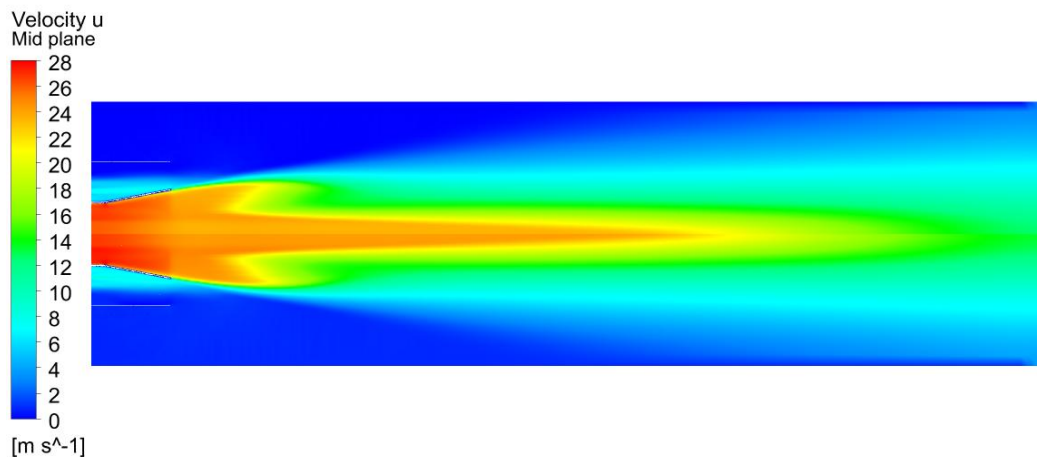
Σχήμα 7.26 : Ακτινική κατανομή θερμοκρασίας στις θέσεις (α) $x/d=1$, (β) $x/d=2$, (γ) $x/d=5$ και (δ) $x/d=10$ για γωνία μέτρησης 0 μοιρών

Πίνακας 7.7 : Ποσοστιαία σφάλματα υπολογιζόμενων και πειραματικών μεγεθών

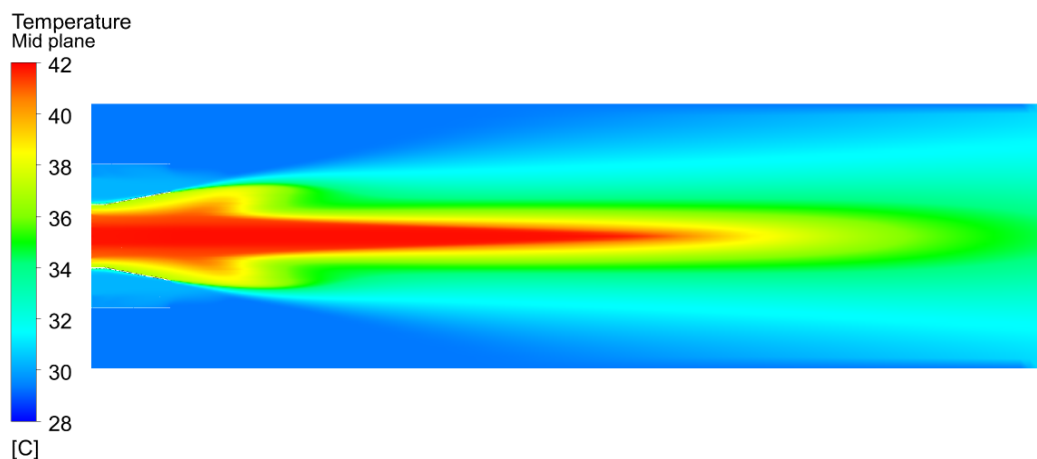
	Ταχύτητα		Θερμοκρασία	
	SST k- ω	k- ϵ	SST k- ω	k- ϵ
$x/d=1$ 0deg	39.97	45.73	9.91	11.37
$x/d=1$ 18deg	53.32	52.64	11.34	12.24
$x/d=2$ 0deg	19.52	36.48	9.08	11.70
$x/d=2$ 18deg	33.06	51.87	7.21	9.93
$x/d=5$ 0deg	22.07	11.45	13.68	13.52
$x/d=5$ 18deg	26.50	35.48	10.15	10.00
$x/d=10$ 0deg	26.34	27.30	14.71	15.59
$x/d=10$ 18deg	38.79	31.99	13.23	14.02
Μέσος όρος θέσεων	32.56 %	36.61 %	11.16 %	12.30 %

7.3.4 Γενικά χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου ροϊκού και θερμικού πεδίου

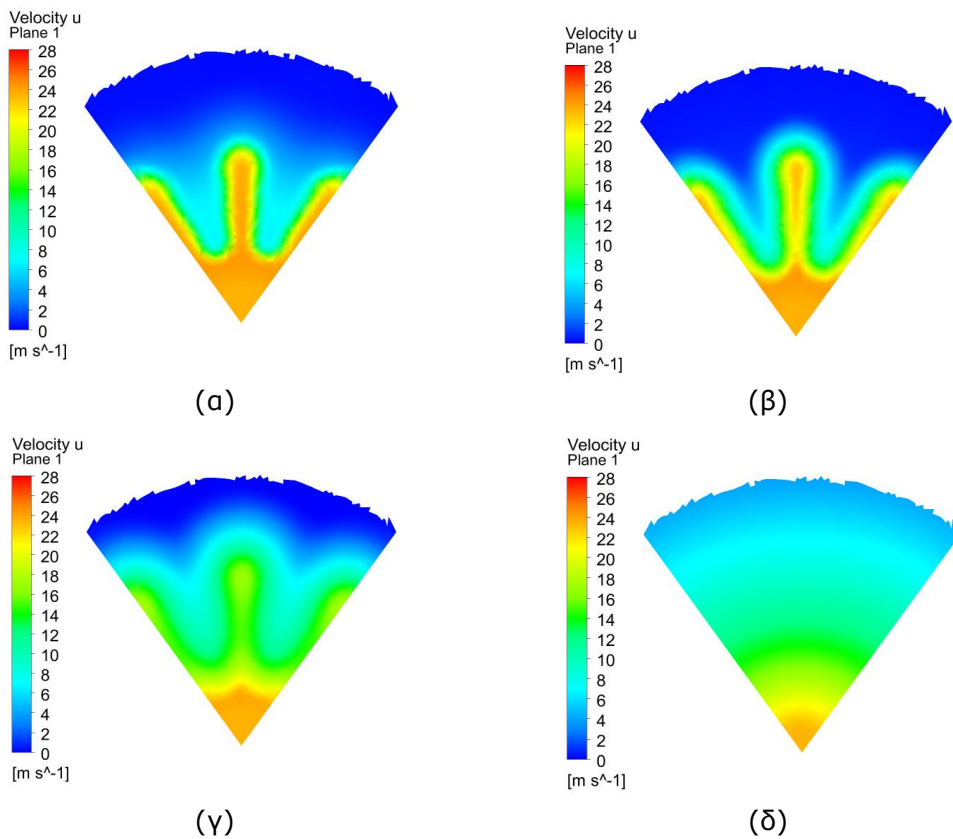
Στα Σχήματα 7.27 έως 7.28 παρουσιάζονται τα πεδία αξονικής ταχύτητας και θερμοκρασίας στο μέσο επίπεδο συμμετρίας του υπολογιστικού χωρίου (επίπεδο XY). Στα σχήματα 7.29 έως 7.31 παρουσιάζονται τομές του χωρίου (παράλληλες στο επίπεδο YZ) και σε αποστάσεις $x/d=0.5, 1, 2$ και 5 κατάντι του ακροφυσίου. Στις τομές αυτές παρουσιάζεται το πεδίο της αξονικής ταχύτητας, θερμοκρασίας και τα διανύσματα της ταχύτητας χρωματισμένα ως προς τη θερμοκρασία. Στο Παράρτημα Β παρουσιάζεται σύγκριση των κατανομών του πεδίου ταχύτητας μεταξύ υπολογιστικών και πειραματικών δεδομένων και σε αποστάσεις $x/d=1, 2, 5$ και 10. Τα διαγράμματα παρουσιάζουν το πεδίο που προέκυψε με χρήση του μοντέλου τύρβης SST k- ω .



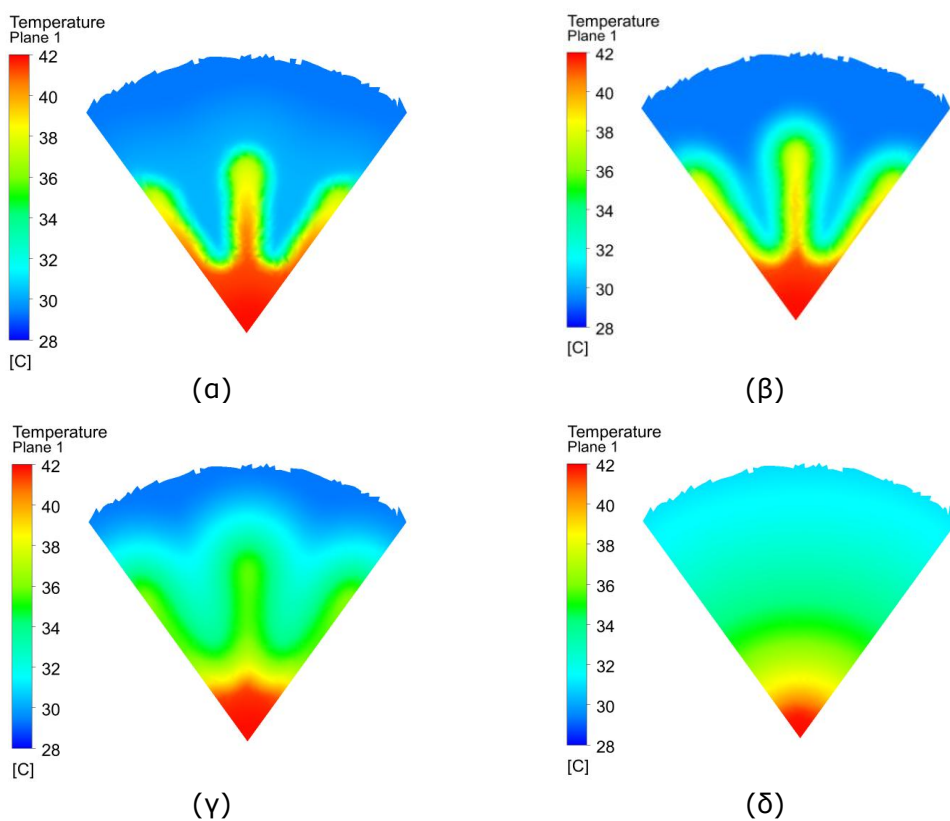
Σχήμα 7.27 : Πεδίο αξονικής ταχύτητας



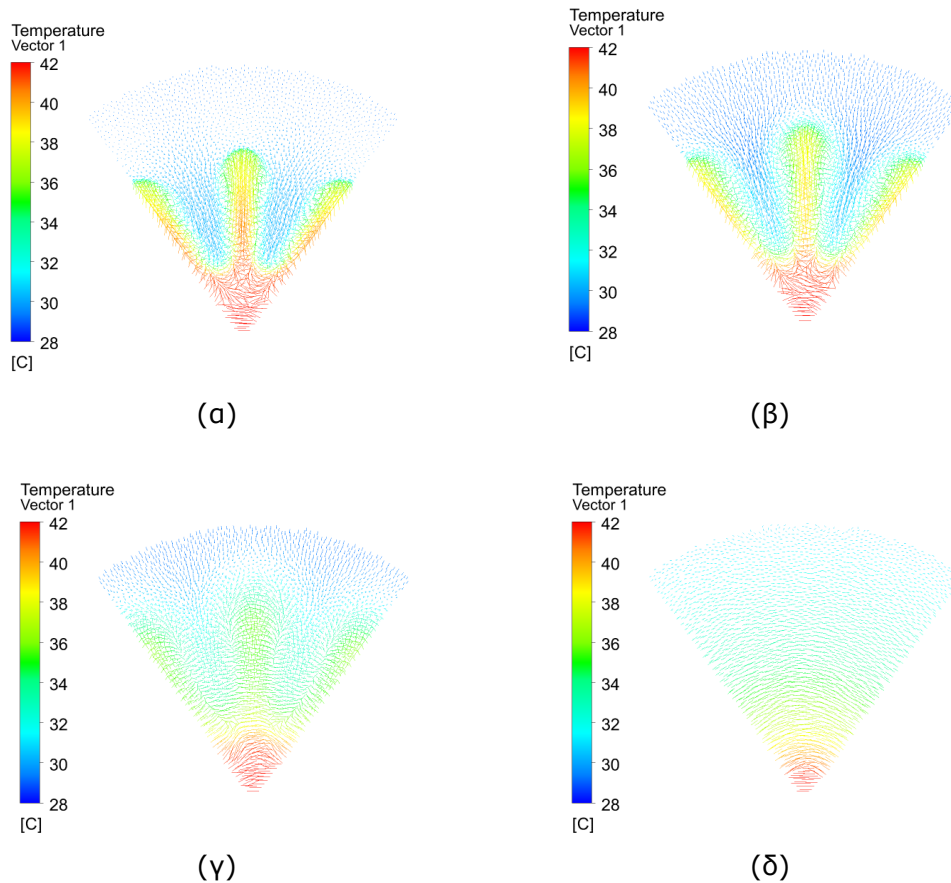
Σχήμα 7.28 : Πεδίο θερμοκρασίας



Σχήμα 7.29 : Κατανομές αξονικής ταχύτητας στις θέσεις (α) $x/d=0.5$, (β) $x/d=1$, (γ) $x/d=2$ και (δ) $x/d=5$



Σχήμα 7.30 : Κατανομές πεδίου θερμοκρασίας στις θέσεις (α) $x/d=0.5$, (β) $x/d=1$, (γ) $x/d=2$ και (δ) $x/d=5$



Σχήμα 7.31 : Απεικόνιση πεδίου διανυσμάτων ταχύτητας στις θέσεις (α) $x/d=0.5$, (β) $x/d=1$, (γ) $x/d=2$ και (δ) $x/d=5$

7.4 Επιλογή υπολογιστικού μοντέλου

Εξετάζοντας τα αποτελέσματα των τριών περιπτώσεων που παρουσιάστηκαν προκύπτουν τα παρακάτω συμπεράσματα :

- Το αλγεβρικό μοντέλο και το μοντέλο μιας εξίσωσης κρίνονται ακατάλληλα για την προσομοίωση ρών δέσμης.
- Τα μοντέλα RANS δύο εξισώσεων προβλέπουν τους μηχανισμούς που προκύπτουν από την χρήση λοβωτών ακροφυσίων.
- Τα μοντέλα SST k- ω και k- ϵ υπερισχύουν του μοντέλου RNG k- ϵ
- Το μοντέλο SST k- ω στην περίπτωση ανάμειξης παράλληλων ρών με χρήση λοβωτού ακροφυσίου υπερισχύει του k- ϵ κατά 4.05% στην πρόβλεψη των ταχυτήτων και κατά 1.14% στην πρόβλεψη των θερμοκρασιών

Σε αντίστοιχη μελέτη, η οποία διεξήχθη από τον Cooper (Cooper et al., 2005) έγιναν παρόμοιες διαπιστώσεις, τόσο όσον αφορά την υπεροχή του μοντέλου SST k- ω , όσο και στην δυνατότητα των μοντέλων RANS δύο εξισώσεων να προβλέπουν τους μηχανισμούς που προκύπτουν από την χρήση λοβωτών ακροφυσίων.

Για τους παραπάνω λόγους επιλέχθηκε για την υπολογιστική μελέτη του Κεφαλαίου 8 να χρησιμοποιηθεί το μοντέλο SST k- ω .

8. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΕΣ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ ΔΙΑΤΑΞΕΩΝ ΜΕΙΩΣΗΣ ΘΕΡΜΙΚΟΥ ΙΧΝΟΥΣ ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟΥ UH-1H HUey

Στο παρών κεφάλαιο αναλύονται οι υπολογιστικές προσομοιώσεις διατάξεων μείωσης θερμικού ίχνους σε ελικόπτερο UH-1H Huey. Για την υλοποίηση των διατάξεων μείωσης θερμικού ίχνους, χρησιμοποιήθηκε η πραγματική γεωμετρία του συστήματος εξαγωγής του ελικοπτέρου. Όπως έχει αναλυθεί στο Κεφάλαιο 4, η εξαγωγή του κινητήρα αντικαταστάθηκε με διατάξεις διάτρητου και λοβωτού ακροφυσίου. Σε κάθε περίπτωση δοκιμάστηκε η νέα διάταξη με και χωρίς κεντρικό κώνο (central plug). Όλες οι γεωμετρίες προσομοιώθηκαν για την απλοποιημένη γεωμετρία, η οποία περιγράφεται στην Παράγραφο 8.1, ενώ κάποιες από αυτές για την πλήρης πραγματική γεωμετρία του ελικοπτέρου. Με στόχο τη χρήση ρεαλιστικών οριακών συνθηκών, χρησιμοποιήθηκε μοντέλο του κινητήρα του ελικοπτέρου το οποίο έχει αναπτυχθεί από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών της ΣΜΜ/ΕΜΠ (Τσιόκας, 2014). Τα αποτελέσματα για τρία σημεία λειτουργίας παρουσιάζονται στον Πίνακα 8.2. Επιλέχθηκε η χρήση της ισχύος πλεύσης (75%). Για τον ορισμό της ταχύτητας της εξωτερικής ροής έγιναν δύο επιλογές. Στην απλοποιημένη γεωμετρία χρησιμοποιήθηκε η ταχύτητα πλεύσης του ελικοπτέρου (50 m/s) ενώ στην πλήρη γεωμετρία η ταχύτητα προσέγγισης (20 m/s). Τέλος στην πλήρη γεωμετρία προσομοιώθηκε το κατώρευμα του στροφείου του ελικοπτέρου, μέσω της εισαγωγής μιας κάθετης ταχύτητας. Η ταχύτητα αυτή, σύμφωνα με πειραματικές μετρήσεις που έχουν διεξαχθεί στο ελικόπτερο (Leese et al, 1974), ανέρχεται στα 15 m/s. Τέλος οι υπολογισμοί έγιναν για συνθήκες περιβάλλοντος πίεσης 1 atm και θερμοκρασίας 20 °C.

Πίνακας 8.1 : Διατάξεις που προσομοιώθηκαν υπολογιστικά

A/A	Συντομογραφία	Τύπος ακροφυσίου	Κεντρικός κώνος	Προσομοίωση*
1	SG	Απλό	OXI	ΑΓ+ΠΓ
2	SNWH	Διάτρητο	OXI	ΑΓ
3	SNWH+CP	Διάτρητο	ΝΑΙ	ΑΓ
4	LNS	Απλό λοβωτό	OXI	ΑΓ+ΠΓ
5	LNS+CP	Απλό λοβωτό	ΝΑΙ	ΑΓ
6	LNS+CP+D	Απλό λοβωτό με εξαγωγή με εγκοπές	ΝΑΙ	ΠΓ
7	LNSC	Λοβωτό με εγκοπές	OXI	ΑΓ
8	LNSC+CP	Λοβωτό με εγκοπές	ΝΑΙ	ΑΓ
9	LNT	Λοβωτό με στρέψη	OXI	ΑΓ
10	LNT+CP	Λοβωτό με στρέψη	ΝΑΙ	ΑΓ
11	LNN	Λοβωτό με όνυχες	OXI	ΑΓ
12	LNN+CP	Λοβωτό με όνυχες	ΝΑΙ	ΑΓ

* ΑΓ : Απλοποιημένη γεωμετρία , ΠΓ : Πλήρης γεωμετρία

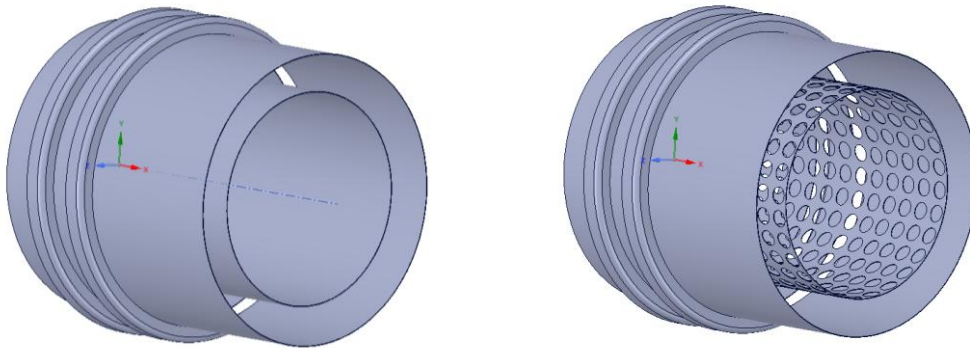
Πίνακας 8.2 : Θερμοκρασία εξόδου στροβίλου και παροχή μάζας για διάφορα σημεία λειτουργίας

Σημείο λειτουργίας	Θερμοκρασία εξόδου στροβίλου (°C)	Παροχή μάζας καυσαερίων (kg/s)
75 %	516	4.81
100 %	554	5.17
Take off	570	5.32

8.1 Γεωμετρία διατάξεων

8.1.1 Διάταξη απλού και διάτρητου ακροφυσίου

Η βασική γεωμετρία της εξαγωγής του ελικοπτέρου αποτελείται από μια δακτυλιοειδή εξαγωγή, μετά τις τελευταίες βαθμίδες του στροβίλου, το εσωτερικό ακροφύσιο και ένα κάλυμμα αυτού. Η δακτυλιοειδής εξαγωγή έχει εσωτερική διάμετρο 164 mm και εξωτερική 367 mm. Το ακροφύσιο έχει διάμετρο 367 mm. Το κάλυμμα του ακροφυσίου έχει διάμετρο 500 mm και μήκος 515 mm. Διαθέτει εγκοπές από τις οποίες ατμοσφαιρικός αέρας εισέρχεται στο εσωτερικό του. Το διάτρητο ακροφύσιο προήλθε από τη διάνοιξη συνολικά 336 οπών διαμέτρου 30 mm (12 κατά μήκος και σε 28 σειρές περιφερειακά). Στο Σχήμα 8.1 παρουσιάζονται ισομετρικές απόψεις των διατάξεων σε απλοποιημένη, πλήρως συμμετρική, μορφή.



Σχήμα 8.1 : Διάταξη απλού (αριστερά) και διάτρητου (δεξιά) ακροφυσίου με το εξωτερικό κάλυμμα

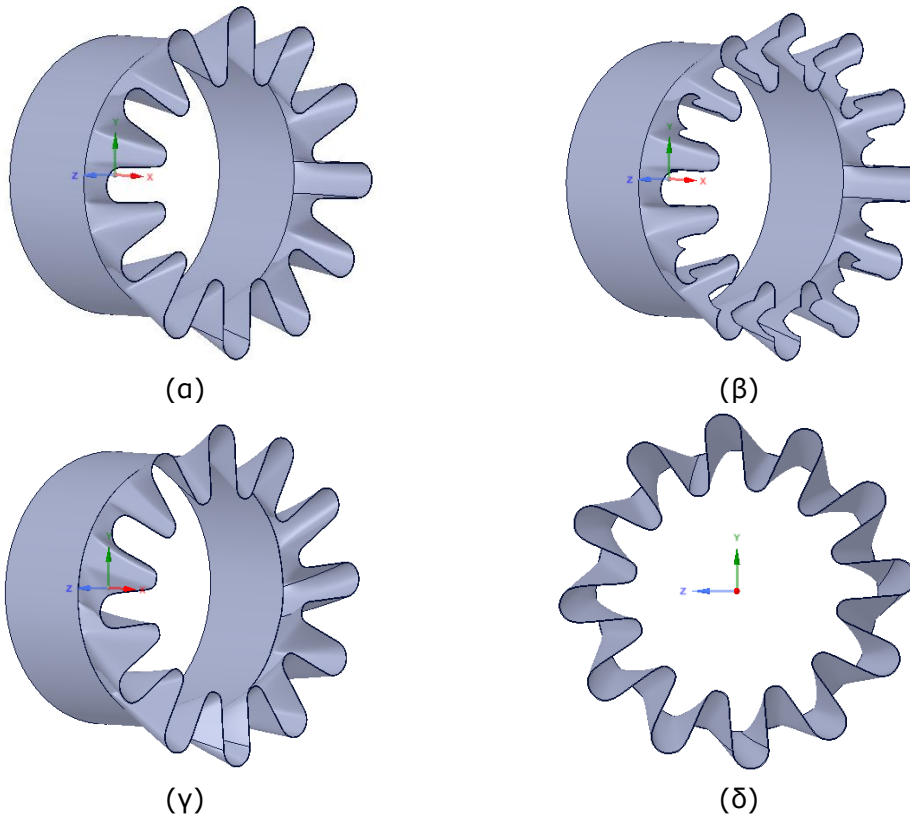
8.1.2 Διάταξη απλού λοβωτού, λοβωτού με εγκοπές και συστραμμένου ακροφυσίου

Το λοβωτό ακροφύσιο στην απλή του μορφή παρουσιάζει τα παρακάτω γεωμετρικά χαρακτηριστικά :

- Μήκος αγωγού $L_D = 150$ mm
- Μήκος λοβών $L_{DL} = 100$ mm
- Ύψος λοβών $h_L = 105$ mm
- Ύψος άνω λοβού $h_{L1} = 47.5$ mm
- Ύψος κάτω λοβού $h_{L2} = 57.5$ mm
- Γωνία διείσδυσης άνω λοβού $\alpha_1 = 25^\circ$
- Γωνία διείσδυσης κάτω λοβού $\alpha_2 = 30^\circ$
- Πλάτος λοβών $W_L = 46$ mm
- Αριθμό λοβών $N_L = 12$
- Βαθμός διείσδυσης λοβών $PL = 42\%$

Για την κατασκευή του λοβωτού ακροφυσίου με εγκοπές αφαιρέθηκε τμήμα των πλαγίων τοιχωμάτων των λοβών με μέγιστο ύψος (στην ακμή εκφυγής) 40 mm και βάθος εγκοπής 36 mm. Για την κατασκευή του συστραμμένου λοβωτού ακροφυσίου, εκτελέστηκε συστροφή του βασικού λοβωτού ακροφυσίου κατά 10°

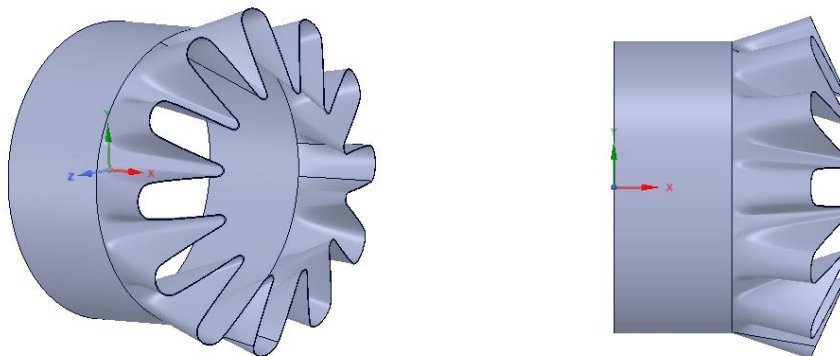
αριστερόστροφα. Στο Σχήμα 8.2 παρουσιάζονται ισομετρικές απόψεις όλων των ακροφυσίων καθώς και πρόσοψη του συστραμμένου.



Σχήμα 8.2 : Διάταξη (α) απλού λοβωτού ακροφυσίου, (β) λοβωτού ακροφυσίου με εγκοπές και (γ,δ) συστραμμένου λοβωτού ακροφυσίου

8.1.3 Διάταξη λοβωτού ακροφυσίου με όνυχες.

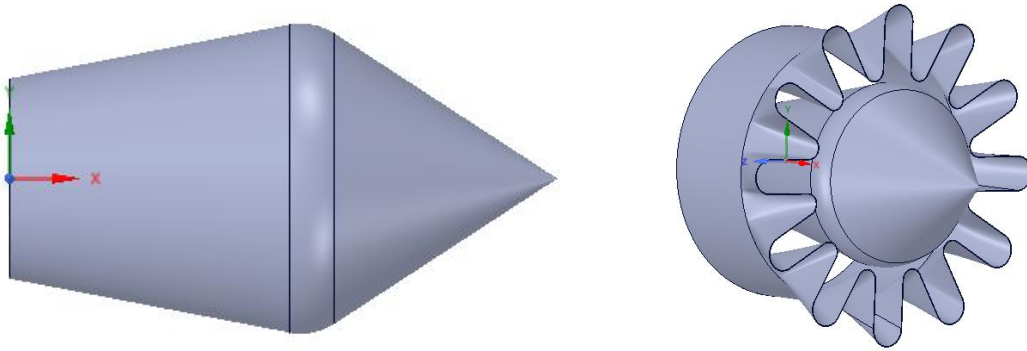
Ως όνυχες ορίσθηκαν προεξοχές των λοβών πέρα από το επίπεδο της ακμής εκφυγής αυτών σε περίπτωση απλού ακροφυσίου. Για την κατασκευή του ακροφυσίου αυτού έγινε προέκταση του μήκους των λοβών του απλού ακροφυσίου κατά 50 mm και αύξηση του ύψους των κάτω λοβών κατά 18.5 mm. Στη συνέχεια έγινε αποκοπή τμήματος του λοβού, ξεκινώντας από μήκος λοβού 100 mm στον άνω λοβό και μέχρι την ακμή εκφυγής του κάτω λοβού. Η αποκοπή έγινε με χρήση ευθύγραμμου τμήματος. Η διάταξη που προκύπτει παρουσιάζεται στο Σχήμα 8.3.



Σχήμα 8.3 : Διάταξη ακροφυσίου με όνυχες σε ισομετρική (αριστερά) και πλάγια (δεξιά) όψη

8.1.4 Διάταξη κεντρικού κώνου

Ως κεντρικός κώνος χρησιμοποιήθηκε μία διάταξη αποκλίνοντος-συγκλίνοντος κόλουρου κώνου. Το συνολικό μήκος της διάταξης είναι 450 mm ενώ το αποκλίνων και το συγκλίνων τμήμα έχουν μήκος 250 και 200 mm, αντίστοιχα. Η αρχική διάμετρος του ισούται με την εσωτερική διάμετρο της δακτυλιοειδούς εξαγωγής του στροβίλου (82 mm) ενώ η μέγιστη 126 mm. Σχεδιάστηκε με στόχο το πέρας του αποκλίνοντος τμήματός του να συμπίπτει με την ακμή εκφυγής των λοβών. Η διάταξη παρουσιάζεται στο Σχήμα 8.4.



Σχήμα 8.4 : Διάταξη κεντρικός κώνος σε πλάγια όψη (αριστερά) και σε ισομετρική σε συνδυασμό με απλό λοβωτό ακροφύσιο (δεξιά)

8.2 Απλοποιημένη γεωμετρία

Ως απλοποιημένη γεωμετρία (ΑΓ) ορίσθηκε η γεωμετρία του ελικοπτέρου στην περίπτωση πλήρως συμμετρικής διάταξης ακροφυσίου και χωρίς την ύπαρξη ουραίου και κατωρεύματος. Η απλοποίηση αυτή δίνει την δυνατότητα της προσομοίωσης του πεδίου με χρήση πυκνού πλέγματος. Αυτό επιτυγχάνεται αξιοποιώντας τη συμμετρία της διάταξης και προσομοιώνοντας μόνο το ένα τεταρτημόριο αυτής. Εντός του τεταρτημόριου υπάρχουν τρεις πλήρεις λοβοί, δίνοντας την δυνατότητα για δημιουργία πλήρους εικόνας, τόσο για τους στροβιλισμούς που δημιουργεί κάθε λοβός, όσο και για την αλληλεπίδρασή τους.

8.1.1 Υπολογιστικό χωρίο.

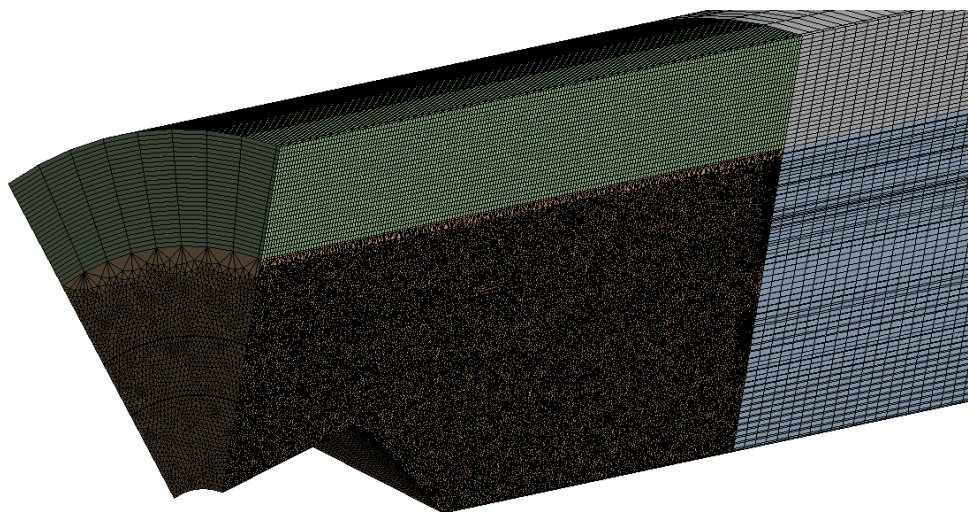
Το υπολογιστικό χωρίο το οποίο δημιουργήθηκε παρουσιάζεται στο Σχήμα 8.5 για την περίπτωση του απλού λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο. Τα χαρακτηριστικά του είναι ίδια και για τις άλλες περιπτώσεις.



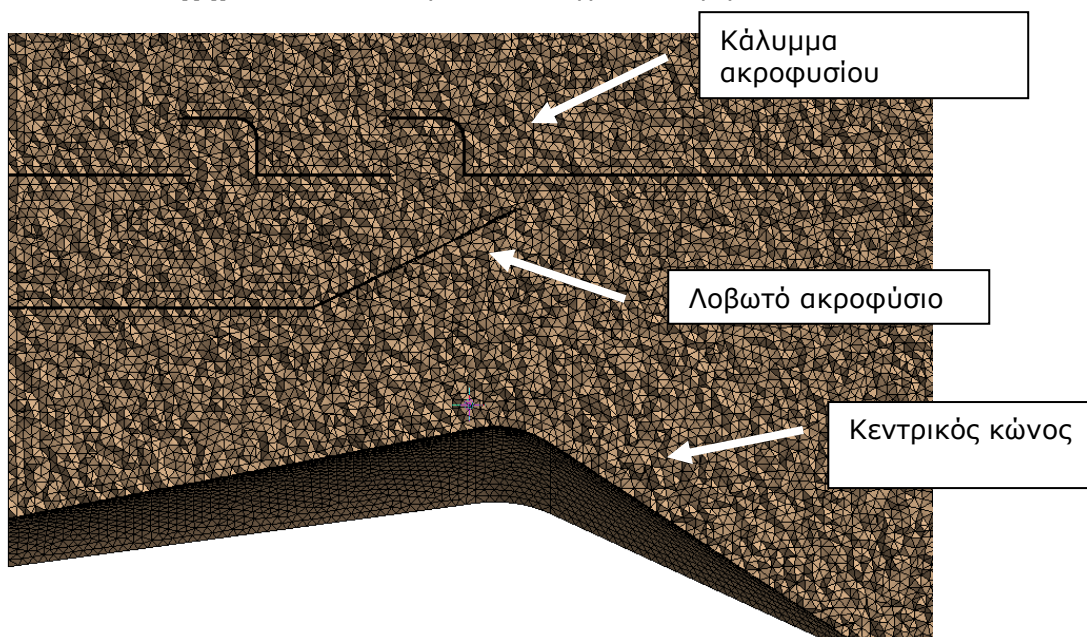
Σχήμα 8.5 : Υπολογιστικό χωρίο απλοποιημένης γεωμετρίας

Το χωρίο εκτείνεται κατά 200 mm ακτινικά του εξωτερικού καλύμματος του ακροφυσίου και κατά 4 m κατάντι αυτού. Στο διάστημα 0-1 m κατάντι του καλύμματος, το πλέγμα χωρίζεται σε δύο τμήματα, με σκοπό τη δημιουργία πύκνωσης. Τέλος εκτείνεται κατά ± 45 μοίρες εκατέρωθεν του κάθετου άξονα.

Στο υπολογιστικό χωρίο δημιουργήθηκε πλέγμα αποτελούμενο από τετράεδρα και εξαέδρα στοιχεία. Πύκνωση στο πλέγμα δημιουργήθηκε στο τμήμα που περιλαμβάνει τη διάταξη του ακροφυσίου. Τα στοιχεία του πλέγματος παρουσιάζονται στον Πίνακα 8.3. Οι οριακές συνθήκες που χρησιμοποιήθηκαν περιγράφονται στην εισαγωγή του κεφαλαίου. Επίσης στο πλάγιο τμήμα του πεδίου ορίσθηκε οριακή συνθήκη συμμετρίας, εκτός από την περίπτωση του συστραμμένου λοβωτού ακροφυσίου, όπου χρησιμοποιήθηκε συνθήκη περιοδικής περιστρεφόμενης διεπαφής. Στα σχήματα 8.6 και 8.7 παρουσιάζεται το πλέγμα καθώς και λεπτομέρειες του.



Σχήμα 8.6 : Υπολογιστικό πλέγμα σε τομή



Σχήμα 8.7 : Λεπτομέρεια πύκνωσης υπολογιστικού πλέγματος στην περιοχή του ακροφυσίου (τομή)

Πίνακας 8.3 : Στοιχεία υπολογιστικού πλέγματος

Μήκος πλευράς στοιχείων	40 mm
Μήκος πλευράς στοιχείων – πυκνωσης	5 mm
Ρυθμός ανάπτυξης πυκνωσης δέσμης	1.1
Συνολικός αριθμός στοιχείων πλέγματος	$8 \cdot 10^6$
Συνολικός αριθμός κόμβων πλέγματος	$2 \cdot 10^6$

8.2.2 Παραμετρική μελέτη

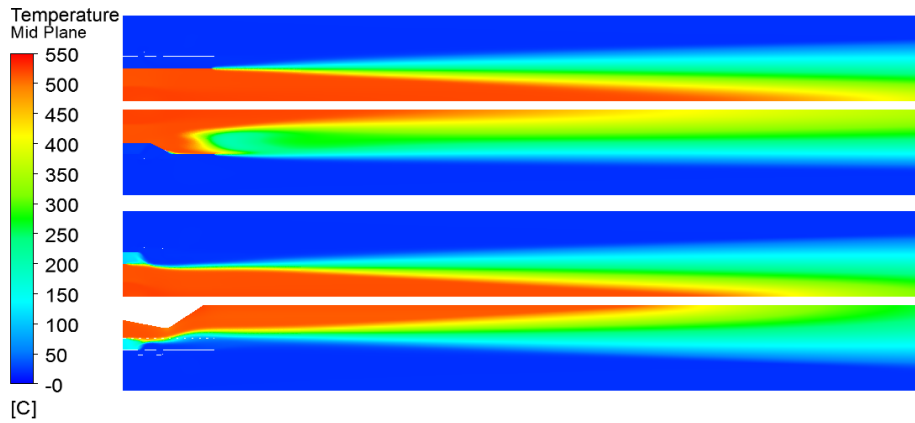
Η παραμετρική μελέτη που έγινε αφορά τις περιπτώσεις που παρουσιάζονται στον Πίνακα 8.1. Σκοπός της ήταν ο καθορισμός της απόδοσης της κάθε διάταξης και η συγκριτική τους αξιολόγηση. Σε κάθε περίπτωση, υπολογίσθηκαν τα κριτήρια απόδοσης και απεικονίσθηκε το πεδίο ροής. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στις Παραγράφους 8.2.3 και 8.2.4.

8.2.3 Χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου πεδίου ροής

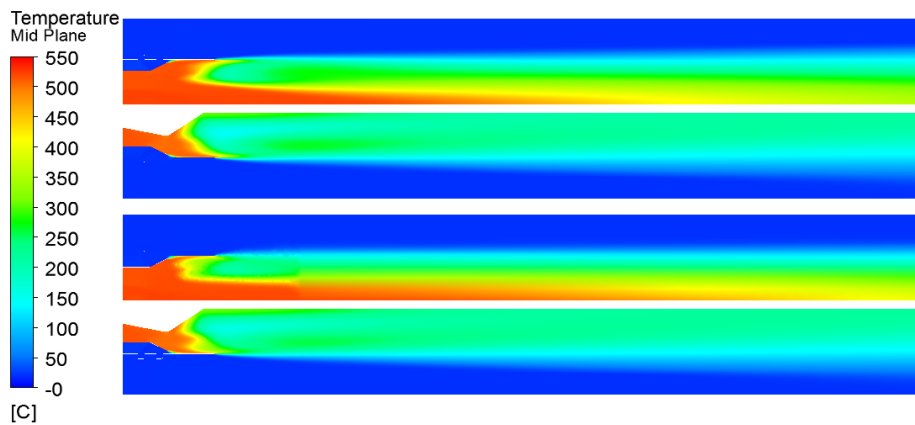
Όπως έχει αναλυθεί στο Κεφάλαιο 3, τα λοβωτά ακροφύσια δημιουργούν ισχυρούς στροβιλισμούς εντός του πεδίου ροής, επιταχύνοντας δραματικά το βαθμό ανάμειξης της ροής. Στα Σχήματα 8.9 έως 8.10 παρουσιάζεται η κατανομή του θερμοκρασιακού πεδίου, στο επίπεδο XY, για όλες τις διατάξεις. Είναι φανερή ή υπεροχή της χρήσης λοβωτών ακροφυσίων (LNS) σχέση με το απλό (SN) και το διάτρητο ακροφύσιο (SNWH). Στα Σχήματα 8.11 έως 8.13 παρουσιάζεται η κατανομή θερμοκρασιών σε τομή, στο επίπεδο ZY και στην έξοδο της διάταξης, για όλες τις διατάξεις. Το θερμοκρασιακό πεδίο δείχνει την επίδραση των στροβιλισμών και την αύξηση του βαθμού ανάμειξης αυτοί προκαλούν. Επίσης όπως είναι αναμενόμενο από τα δεδομένα της βιβλιογραφίας, η χρήση κεντρικού κώνου επιταχύνει δραματικά την ανάμειξη. Ενδιαφέρον παρουσιάζει η επίδραση του συστραμμένου ακροφυσίου στο πεδίο, το οποίο δημιουργεί μια παραμόρφωσή προς τη φορά στρέψης των λοβών.

Στα Σχήματα 8.14 και 8.15 παρουσιάζονται συγκριτικά τα πεδία θερμοκρασιών και τα διανύσματα της ταχύτητας για διάφορες θέσεις κατάντι του ακροφυσίου, για τις περιπτώσεις του απλού λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο (LNS+CP) και του συστραμμένου λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο (LNT+CP). Παρατηρείται στο συστραμμένο ακροφύσιο, η ίδια σταδιακή παραμόρφωση του πεδίου των θερμοκρασιών η οποία προκύπτει από τη μεταφορά των στροβιλισμών από την θέση δημιουργίας τους προς το εσωτερικό της ροής με φορά τη φορά στρέψης του ακροφυσίου. Αποτέλεσμα της μεταφοράς αυτής είναι η ταχεία ένωση των ζευγών στροβίλων κάθε λοβού.

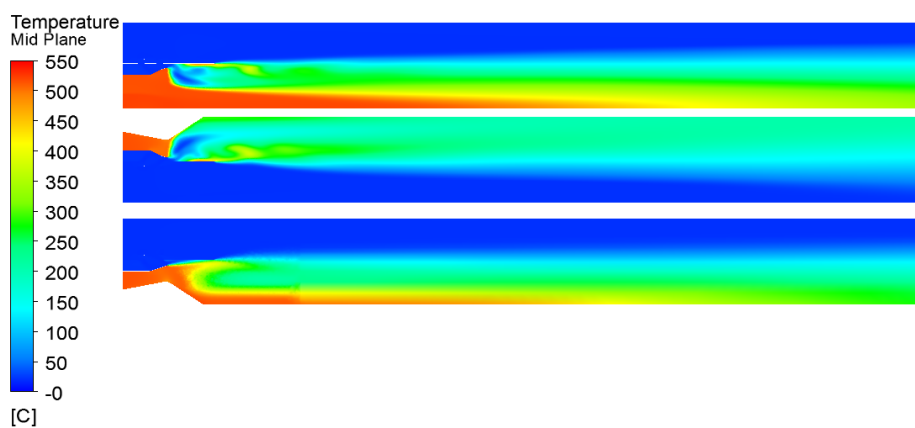
Από τη μελέτη των πεδίων ροής εξάγονται συμπεράσματα ως προς την ανάπτυξη του πεδίου και την συμπεριφορά των παραγόμενων στροβιλισμών. Δεν μπορούν να εξαχθούν ασφαλή συμπεράσματα ως προς την υπεροχή κάποιας διαμόρφωσης έναντι άλλης.



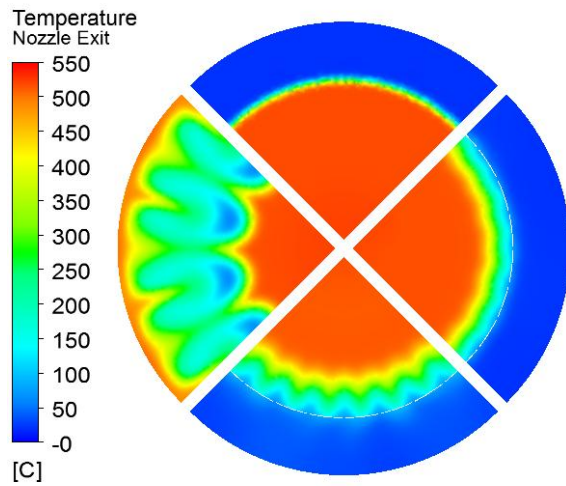
Σχήμα 8.8 : Πεδίο θερμοκρασιών για SG (πάνω), LNS (μέση πάνω), SGWH (μέση κάτω) και SGWH+CP (κάτω)



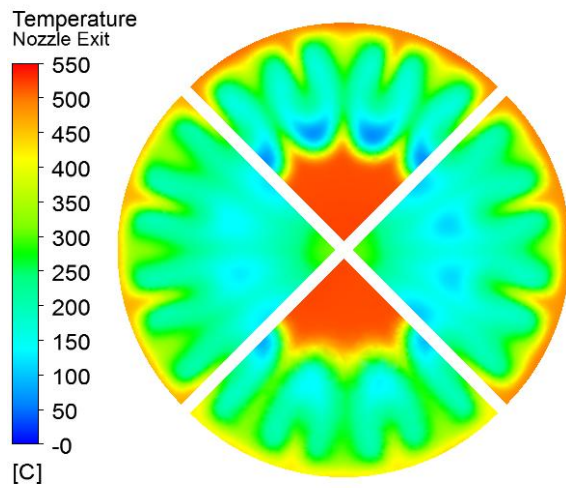
Σχήμα 8.9 : Πεδίο θερμοκρασιών για LNS (πάνω), LNS+CP (μέση πάνω), LNSC (μέση κάτω) και LNSC+CP (κάτω)



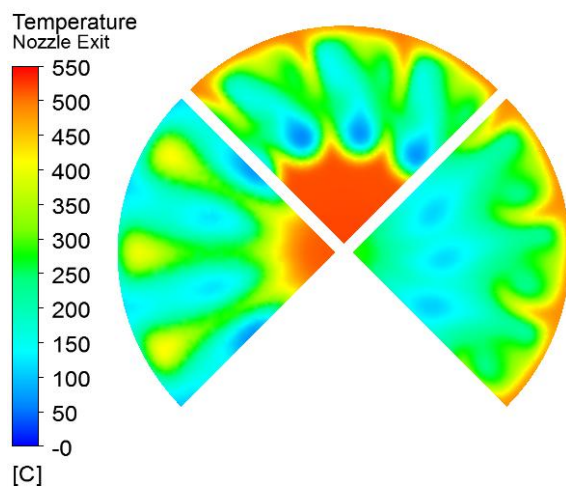
Σχήμα 8.10 : Πεδίο θερμοκρασιών για LNT (πάνω), LNT+CP (μέση πάνω), LNN+CP (μέση κάτω)



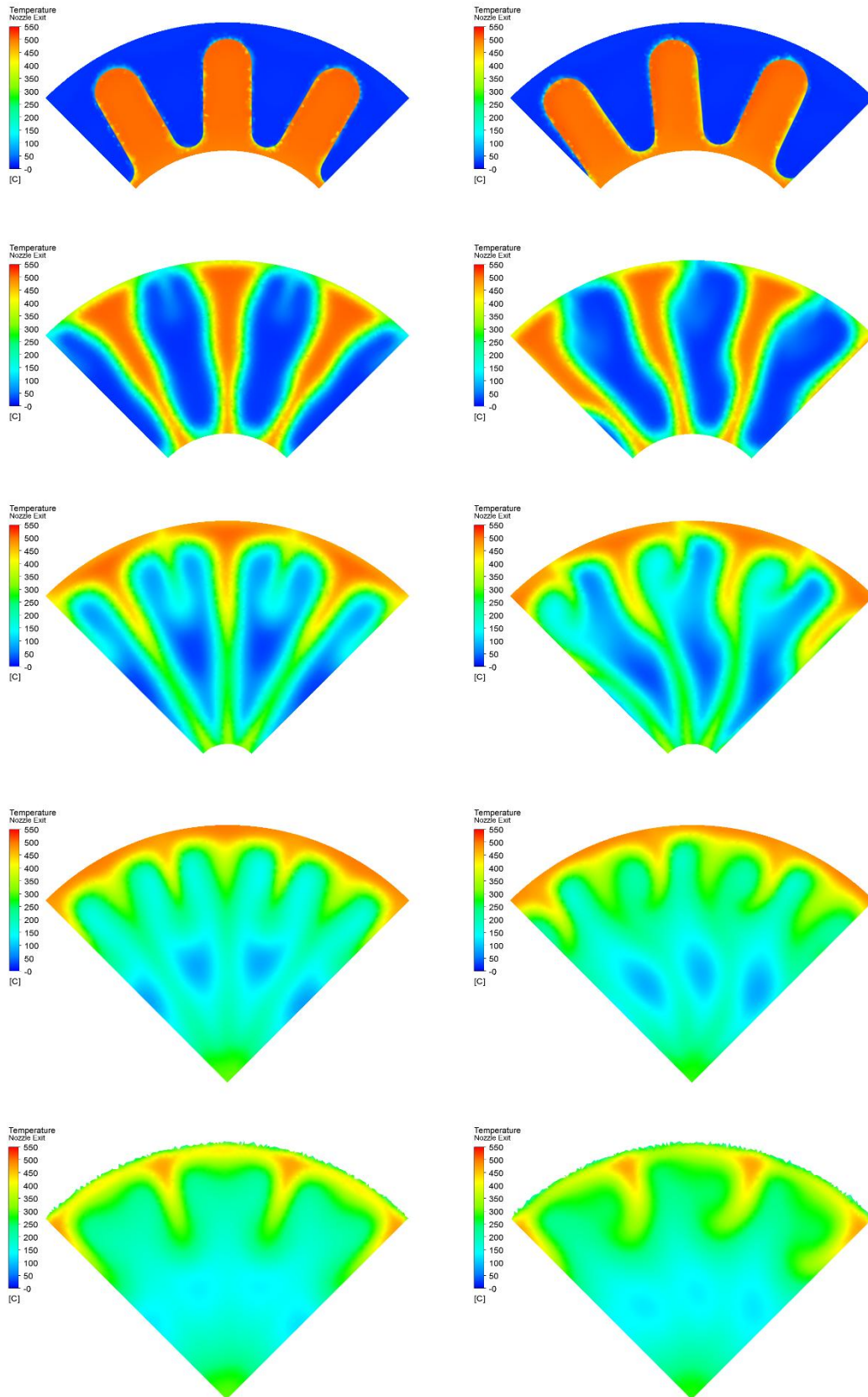
Σχήμα 8.11 : Πεδίο θερμοκρασιών για SG (πάνω), SGWH (δεξιά), SGWH+CP (κάτω) και LNS (αριστερά)



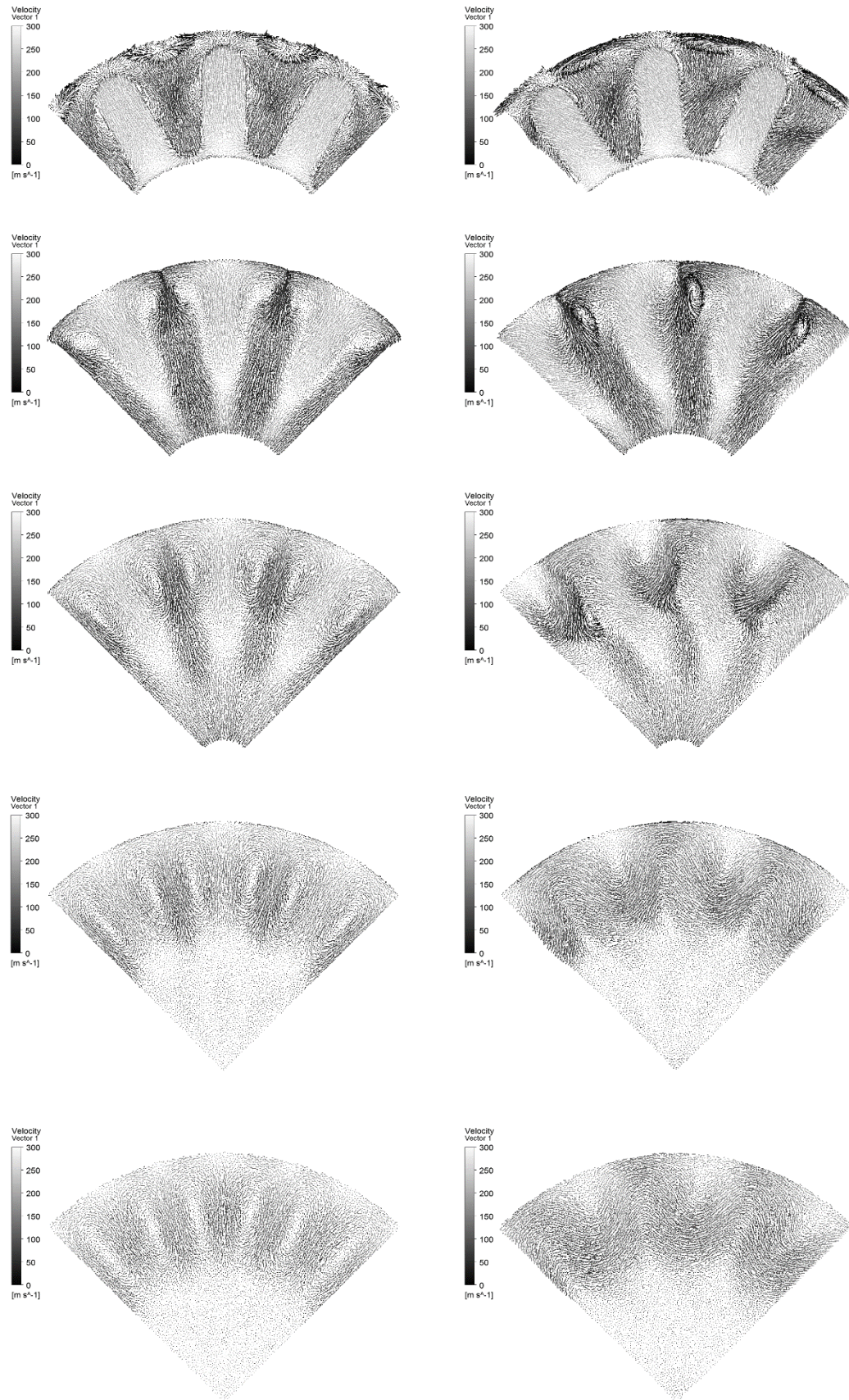
Σχήμα 8.12 : Πεδίο θερμοκρασιών για LNS (πάνω), LNS+CP (δεξιά), LNSC (κάτω) και LNSC+CP (αριστερά)



Σχήμα 8.13 : Πεδίο θερμοκρασιών για LNT (πάνω), LNT+CP (δεξιά), LNN +CP (αριστερά)



Σχήμα 8.14 : Πεδίο θερμοκρασίας για τις περιπτώσεις LNS+CP (αριστερά) και LNT+CP (δεξιά) στις θέσεις $x/d=0, 0.2, 0.4, 0.6$ και 0.8 (πάνω προς κάτω)

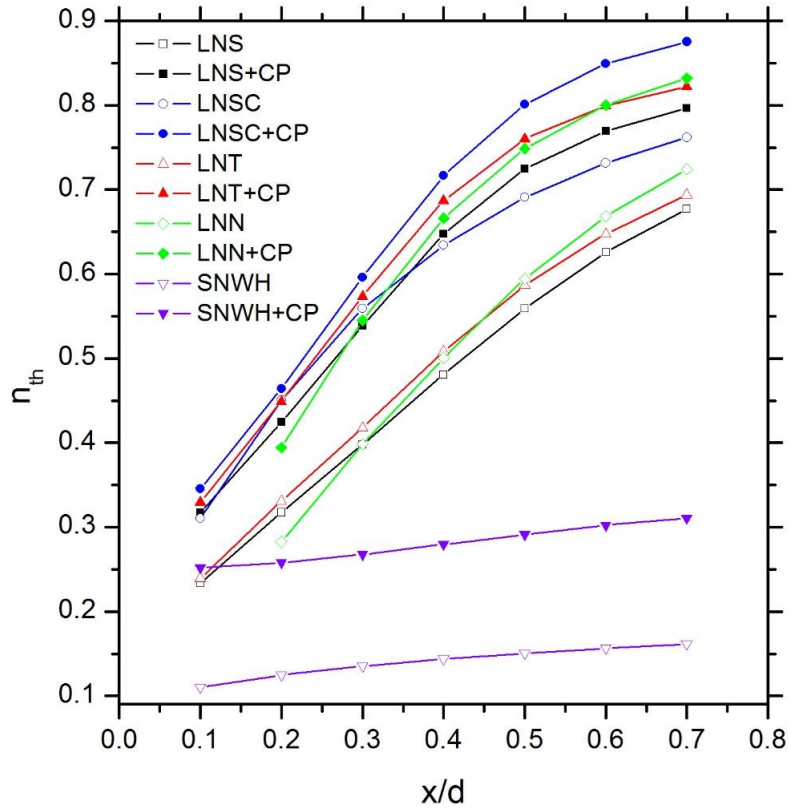


Σχήμα 8.14 : Πεδίο διανυσμάτων ταχύτητας για τις περιπτώσεις LNS+CP (αριστερά) και LNT+CP (δεξιά) στις θέσεις $x/d=0, 0.2, 0.4, 0.6$ και 0.8 (πάνω προς κάτω)

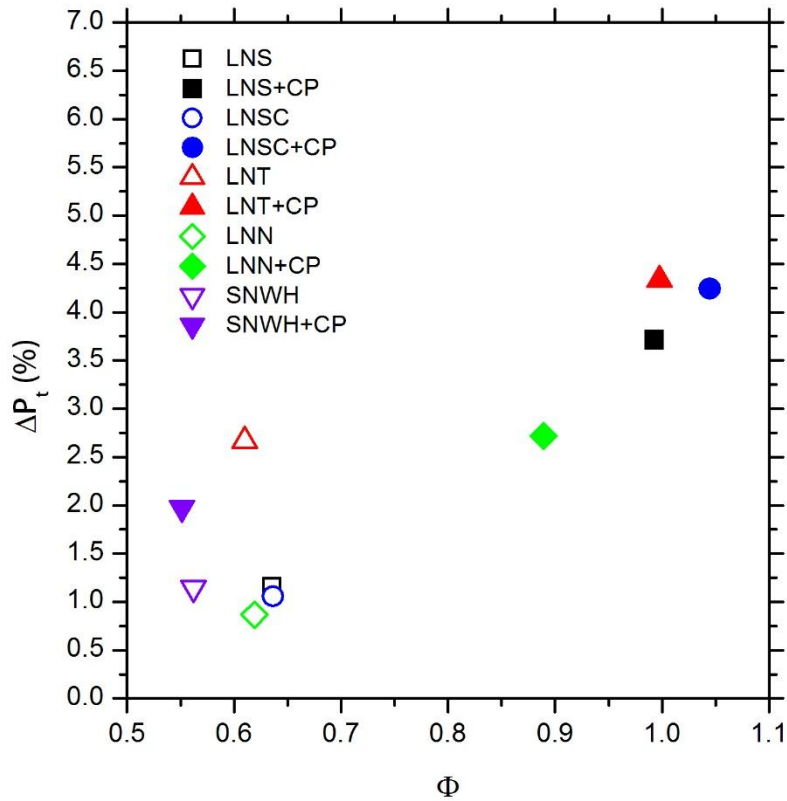
8.2.4 Εκτίμηση δυνατότητας μείωσης θερμικού ίχνους

Στα Σχήματα 8.15 έως 8.18 παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της εφαρμογής των κριτηρίων απόδοσης στις διατάξεις. Τα συμπεράσματα τα οποία προκύπτουν από την μελέτη των τριών διαγραμμάτων είναι τα παρακάτω:

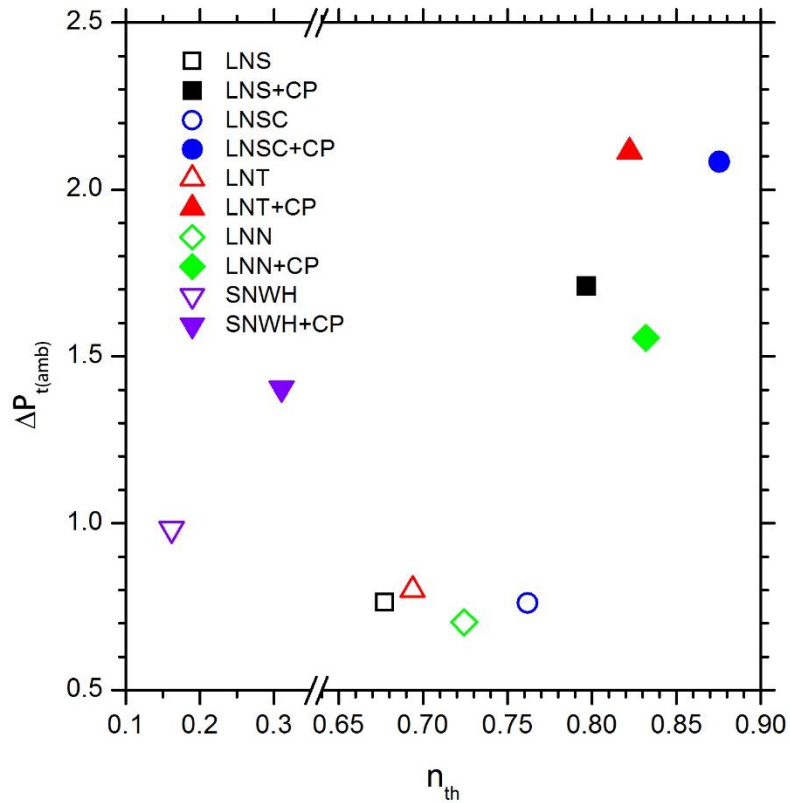
- Η χρήση λοβωτού ακροφυσίου υπερσχύει της χρήσης διάτρητου ακροφυσίου. Η αύξηση του συντελεστή θερμικής ανάμειξης είναι της τάξης του 63%, με αποδεκτή αύξηση απωλειών πίεσης κατά 2 ποσοστιαίες μονάδες.
- Παρουσιάζεται μια γραμμική αυξητική τάση στις απώλειες ολικής πίεσης αγωγού, με την αύξηση του συντελεστή άντλησης.
- Η χρήση κεντρικού κώνου αυξάνει το συντελεστή θερμικής ανάμειξης. Η αύξηση αυτή ανέρχεται στο τέλος του αγωγού εξόδου έως και 15.6% για την περίπτωση του συστραμμένου λοβωτού ακροφυσίου. Παράλληλα, ο κεντρικός κώνος αυξάνει τις απώλειες πίεσης έως και 62.2% για την περίπτωση του λοβωτού ακροφυσίου με εγκοπές και την άντληση ατμοσφαιρικού αέρα έως και 39% για την ίδια περίπτωση.
- Τον υψηλότερο συντελεστή θερμικής ανάμειξης και για τις δύο περιπτώσεις (με και χωρίς κεντρικό κώνο) παρουσιάζει το λοβωτό ακροφύσιο με εγκοπές (LNSC).
- Τις μεγαλύτερες απώλειες πίεσης παρουσιάζει το συστραμμένο λοβωτό ακροφύσιο (LNT) και για τις δύο περιπτώσεις (με και χωρίς κεντρικό κώνο).
- Ενδιαφέροντα είναι και τα αποτελέσματα τα οποία προκύπτουν για το λοβωτό ακροφύσιο με όνυχες (LNN), το οποίο παρουσιάζει αύξηση του συντελεστή θερμικής ανάμειξης κατά 6.5 % και 4.2 % χωρίς και με χρήση κεντρικού κώνου αντίστοιχα, σε σχέση με την περίπτωση, του απλού λοβωτού ακροφυσίου. Παράλληλα παρουσιάζει μείωση των απωλειών ολικής πίεσης κατά 32.9 και 36.5 % για τις αντίστοιχες περιπτώσεις.
- Επειδή ο υπολογισμός του συντελεστή θερμική ανάμειξης χρησιμοποιεί την μέγιστη θερμοκρασία ανάμειξης, διαφοροποιείται ανάλογα με την περίπτωση και συγκεκριμένα ανάλογα με την τιμή του συντελεστή άντλησης. Για τον λόγο αυτό κρίνεται σκόπιμη η σύγκριση των διατάξεων, λαμβάνοντας υπόψη και την μέση, σταθμισμένη κατά παροχή μάζας, θερμοκρασία στην έξοδο του εξωτερικού αγωγού.
- Παρατηρείτε ότι το λοβωτό ακροφύσιο με εγκοπές (LNSC) παρουσιάζει τον μεγαλύτερο συντελεστή θερμικής ανάμειξης, με την ελάχιστη θερμοκρασία εξόδου, επιβεβαιώνοντας την υπεροχή του, συγκριτικά με τις άλλες διατάξεις.
- Το λοβωτό ακροφύσιο με όνυχες (LNN) αν και παρουσιάζει μεγαλύτερο συντελεστή θερμικής ανάμειξης από την απλή και την συστραμμένη περίπτωση (LNS και LNT), επιφέρει μικρότερη πτώση θερμοκρασίας.



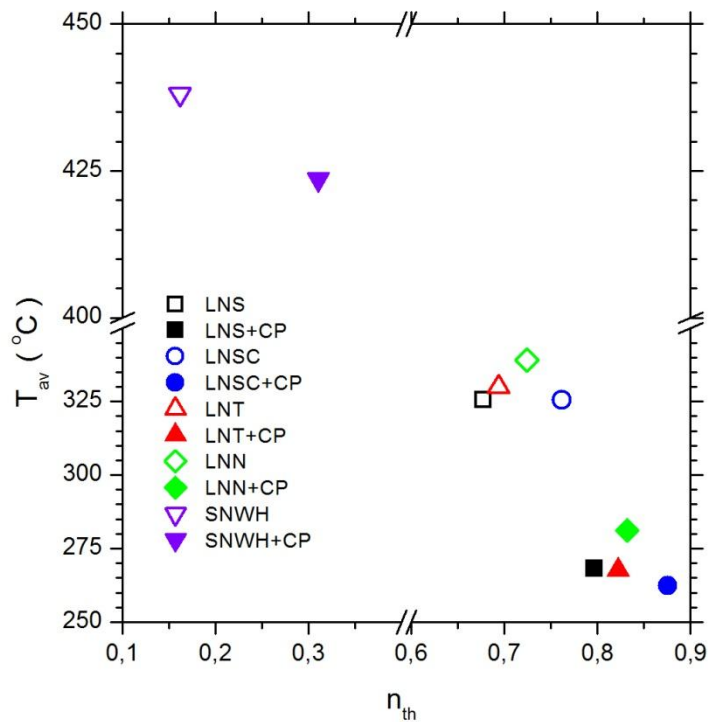
Σχήμα 8.15 : Συντελεστής θερμικής ανάμειξης για διάφορες θέσεις του ακροφυσίου



Σχήμα 8.16 : Συντελεστής άντλησης συνάρτηση απωλειών πίεσης αγωγού στην έξοδο του εξωτερικού αγωγού (x/d=0.7)



Σχήμα 8.17 : Συντελεστής θερμικής ανάμειξης συνάρτηση συντελεστή απωλειών πίεσης στην έξοδο του εξωτερικού αγωγού ($x/d=0.7$)



Σχήμα 8.18 : Συντελεστής θερμικής ανάμειξης συνάρτηση της μέσης θερμοκρασίας του πεδίου στην έξοδο του εξωτερικού αγωγού ($x/d=0.7$)

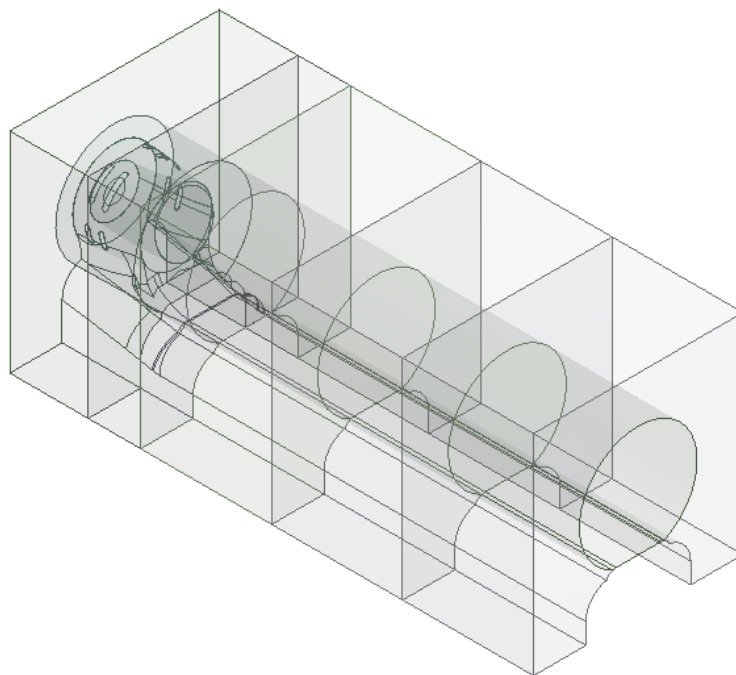
8.3 Πραγματική Γεωμετρία

Ως πραγματική γεωμετρία (ΠΓ) του ελικοπτέρου χρησιμοποιήθηκε το τμήμα του ελικοπτέρου από την έξοδο του στροβίλου μέχρι και το τμήμα του ουραίου πριν το ουραίο στροφέιο. Η γεωμετρία προήλθε από αποτύπωση του ελικοπτέρου UH-1H.

8.3.1 Υπολογιστικό Χωρίο

Το υπολογιστικό χωρίο που κατασκευάστηκε παρουσιάζεται στο Σχήμα 8.19. για την περίπτωση της απλής διάταξης. Τα χαρακτηριστικά του είναι ίδια για όλες τις περιπτώσεις. Το χωρίο εκτείνεται κατά 400 mm ακτινικά του εξωτερικού καλύμματος του ακροφυσίου και κατά 4 m κατάντι αυτού. Σε διάφορα μήκη χωρίζεται σε τμήματα, με σκοπό τη δημιουργία πύκνωσης στο πλέγμα.

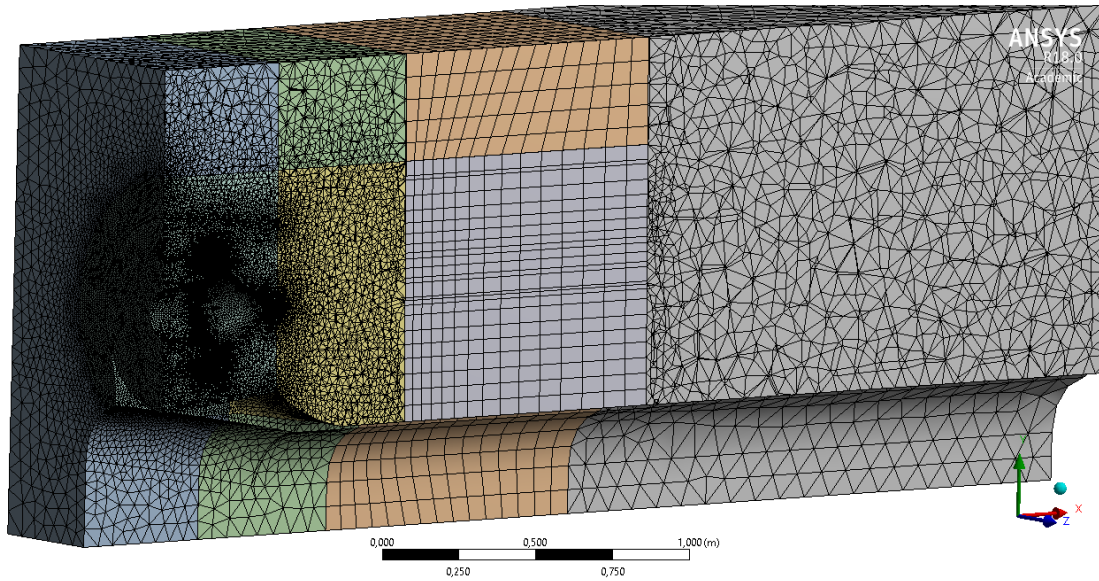
Στο υπολογιστικό χωρίο δημιουργήθηκε πλέγμα αποτελούμενο από τετράεδρα και εξαέδρα στοιχεία. Πύκνωση στο πλέγμα δημιουργήθηκε στο τμήμα που περιλαμβάνει τη διάταξη του ακροφυσίου. Τα στοιχεία του πλέγματος παρουσιάζονται στον Πίνακα 8.4. Οι οριακές συνθήκες που χρησιμοποιήθηκαν περιγράφονται στην εισαγωγή του κεφαλαίου. Στα Σχήματα 8.20 και 8.21 παρουσιάζεται το πλέγμα καθώς και λεπτομέρειές του, για την περίπτωση χρήσης λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο (LNS+CP).



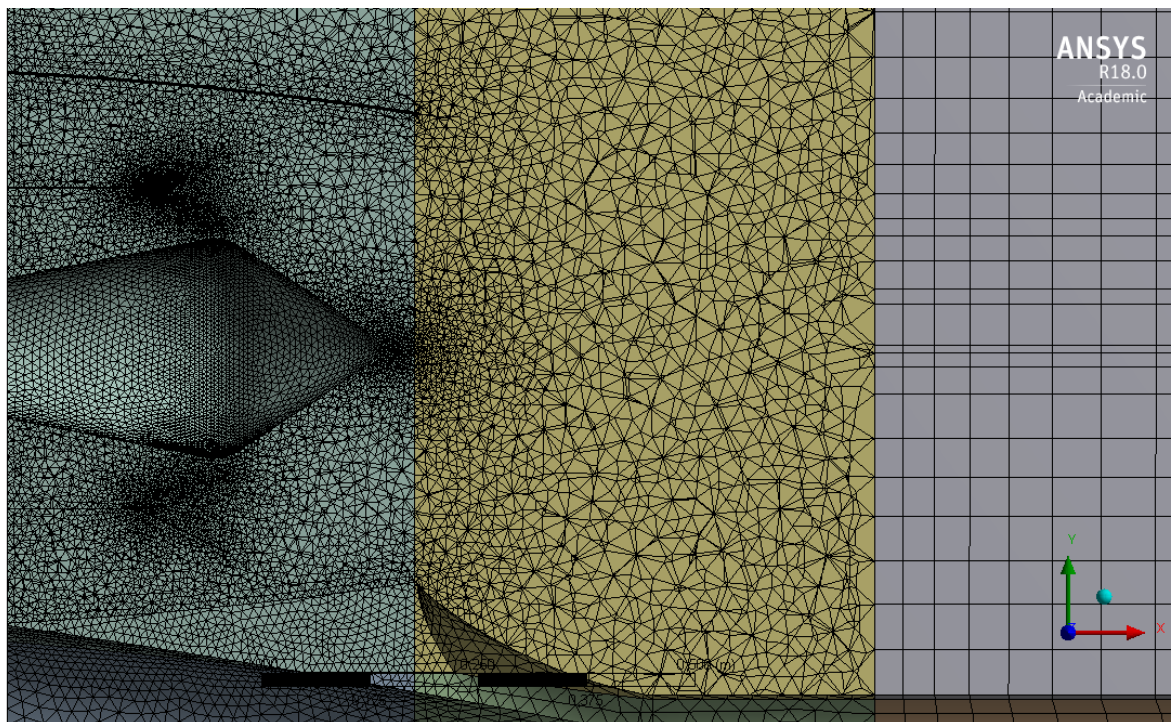
Σχήμα 8.19 : Υπολογιστικό χωρίο πλήρους γεωμετρίας

Πίνακας 8.4 : Στοιχεία υπολογιστικού πλέγματος

Μήκος πλευράς στοιχείων	80 mm
Μήκος πλευράς στοιχείων – πύκνωσης	10 mm
Ρυθμός ανάπτυξης πύκνωσης δέσμης	1.2
Συνολικός αριθμός στοιχείων πλέγματος	$2.3 \cdot 10^6$
Συνολικός αριθμός κόμβων πλέγματος	450000



Σχήμα 8.20 : Υπολογιστικό πλέγμα σε τομή



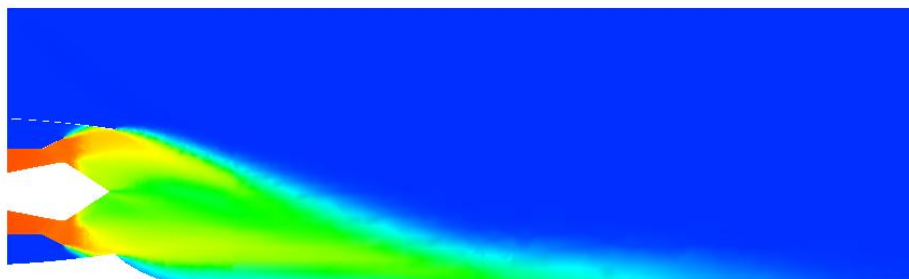
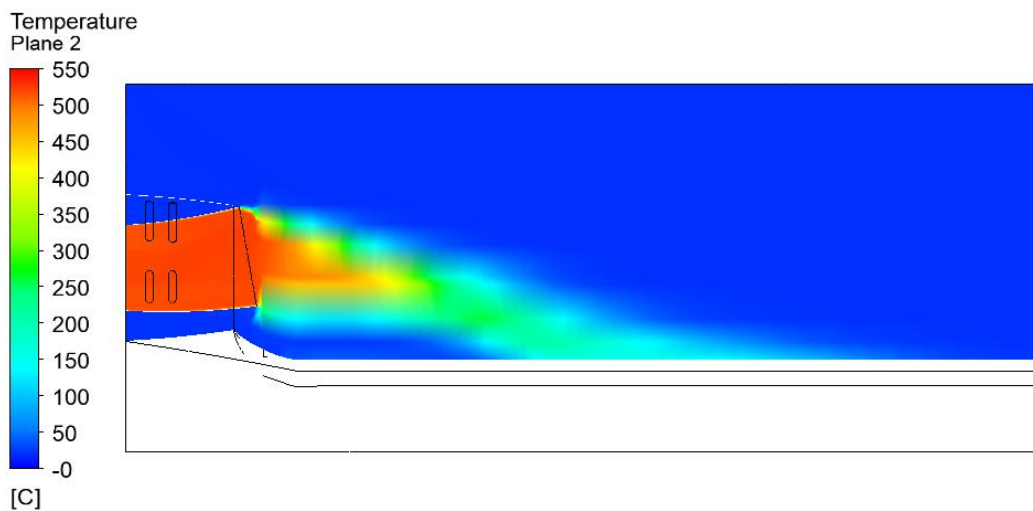
Σχήμα 8.21 : Λεπτομέρεια πυκνώσης υπολογιστικού πλέγματος στην περιοχή του ακροφυσίου (τομή)

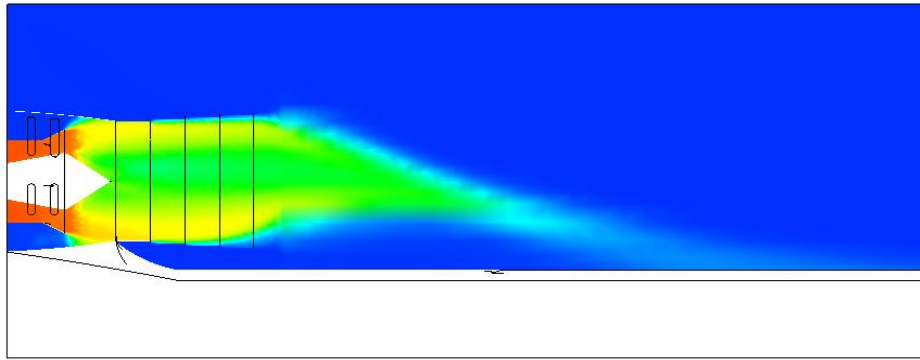
8.3.2 Παραμετρική μελέτη

Η παραμετρική μελέτη που έγινε αφορά τρεις γεωμετρίες: την βασική γεωμετρία του ελικοπτέρου, τη γεωμετρία με χρήση απλού λοβωτού ακροφυσίου και αυτή με επιπλέον δακτυλιοειδές ακροφύσιο. Σκοπός της παραμετρικής μελέτης είναι η σύγκριση της απλής γεωμετρίας με τη χρήση λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο και η μελέτη των επιπτώσεων της χρήσης δακτυλιοειδούς ακροφυσίου. Τα αποτελέσματα περιγράφονται στις παραγράφους 8.3.3 και 8.3.4.

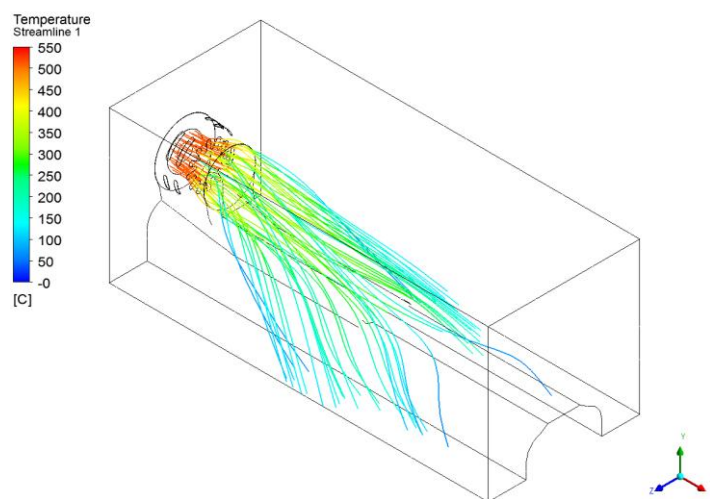
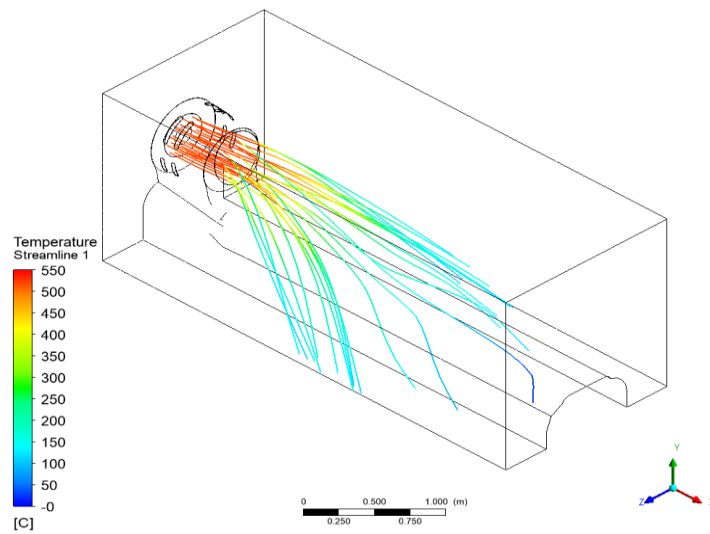
8.3.3 Χαρακτηριστικά αναπτυσσόμενου πεδίου ροής - Εκτίμηση δυνατότητας μείωσης θερμικού ίχνους

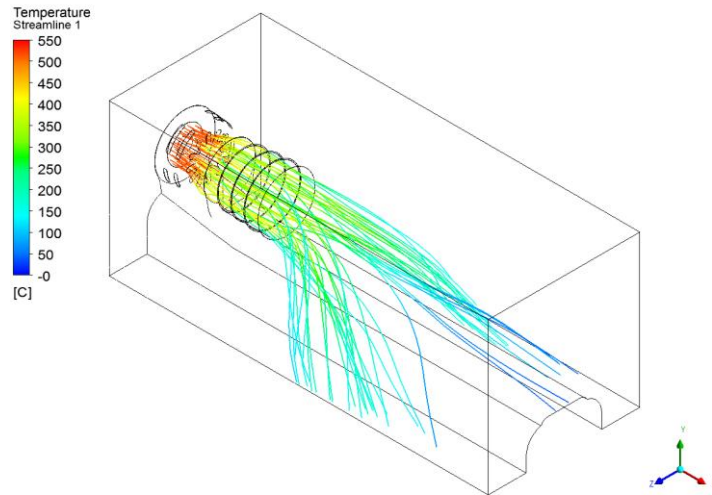
Στο Σχήμα 8.22 παρουσιάζεται η κατανομή θερμοκρασιών στο επίπεδο XY, για όλες τις διατάξεις. Στο Σχήμα 8.23 παρουσιάζονται οι, προερχόμενες από την έξοδο του σροβίλου, γραμμές ροής για όλες τις διατάξεις. Παρατηρείτε ότι στην περίπτωση του απλού ακροφυσίου (SN) το πλούμιο εξέρχεται της εξαγωγής με τη μέγιστη θερμοκρασία, συμβάλλοντας σημαντικά στο θερμικό ίχνος του ελικοπτέρου. Επίσης καυσαέρια υψηλής θερμοκρασίας περιλούουν το ουραίο με αποτέλεσμα την αύξηση της θερμοκρασίας του. Στην περίπτωση του απλού λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο (LNS+CP) τα καυσαέρια εξέρχονται της εξαγωγής με μειωμένη θερμοκρασία. Παρόλα αυτά η απουσία στρέψης της εξαγωγής προς τα πάνω, όπως στην περίπτωση του απλού ακροφυσίου, οδηγεί τα καυσαέρια απευθείας στο ουραίο. Στην περίπτωση με χρήση δακτυλιοειδούς ακροφυσίου (LNS+CP+N) η ανάμειξη και πτώση της θερμοκρασίας των καυσαερίων συνεχίζεται εντός αυτού, με αποτέλεσμα την περαιτέρω μείωση του θερμικού ίχνους. Επίσης όταν εξέρχονται από το ακροφύσιο, μόνο ένα μικρό τους τμήμα επηρεάζει το ουραίο. Στο Σχήμα 8.24 παρουσιάζεται ο συντελεστής θερμικής ανάμειξης για διάφορες θέσεις ανάντι του λοβωτού ακροφυσίου. Παρατηρείται ότι στην περίπτωση χρήσης δακτυλιοειδούς ακροφυσίου, ο συντελεστής λαμβάνει μεγαλύτερες τιμές, ενώ η ανάμειξη συνεχίζεται περαιτέρω με μειούμενο βαθμό απόδοσης.



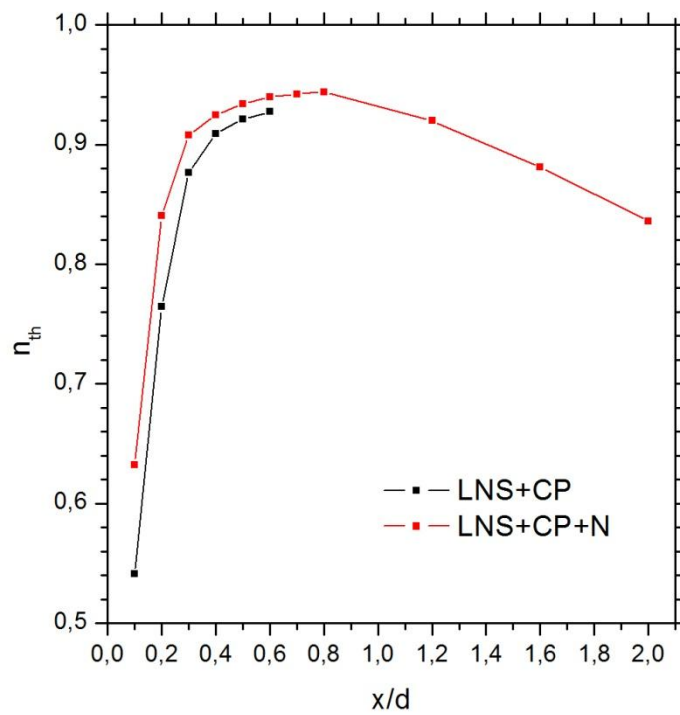


Σχήμα 8.22 : Κατανομή θερμοκρασιών για τις περιπτώσεις (από επάνω προς τα κάτω) SN, LNS+CP, LNS+CP+N





Σχήμα 8.23 : Γραμμές ροής για τις περιπτώσεις (από επάνω προς τα κάτω) SN, LNS+CP, LNS+CP+N



Σχήμα 8.24 : Συντελεστής θερμικής ανάμειξης για διάφορες θέσεις του ακροφυσίου

9. ΓΕΝΙΚΑ ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Τα γενικά συμπεράσματα τα οποία προκύπτουν από την παρούσα διπλωματική εργασία είναι τα παρακάτω :

- Τα λοβωτά ακροφύσια αποτελούν την καλύτερη λύση για την επίτευξη ταχείας ανάμειξης δύο ομοαξονικών ρευμάτων, με μικρές απώλειες πίεσης.
- Η ανάμειξη αυτή επιτυγχάνεται ως αποτέλεσμα έντονων στροβιλισμών, οι οποίοι γεννούνται στις ακμές εκφυγής των λοβών.
- Οι στροβιλισμοί αυτοί δημιουργούνται, αναπτύσσονται, αλληλεπιδρούν και διαλύονται στα δύο πρώτα μήκη διαμέτρου κατάντι των λοβών.
- Τα μοντέλα τύρβης RANS δύο διαφορετικών εξισώσεων μπορούν να προσομοιώσουν τους στροβιλισμούς που δημιουργούνται σε ένα λοβωτό ακροφύσιο.
- Το αποδοτικότερο μοντέλο τύρβης για την προσομοίωση ροών σε λοβωτά ακροφύσια (από αυτά τα οποία εξετάστηκαν) είναι το SST k- ω .
- Τα λοβωτά ακροφύσια υπερέχουν σαφώς σε σχέση με τα απλά ακροφύσια στην μείωση της μέσης θερμοκρασίας των καυσαερίων και κατά επέκταση στην μείωση του θερμικού ίχνους.
- Το λοβωτό ακροφύσιο με εγκοπές παρουσιάζει τον καλύτερο βαθμό απόδοσης θερμικής ανάμειξης, με τις μεγαλύτερες απώλειες πίεσης.
- Η χρήση κεντρικού κώνου αυξάνει τον βαθμό απόδοσης θερμικής ανάμειξης με παράλληλη αύξηση των απωλειών πίεσης.
- Το συστραμμένο ακροφύσιο παρουσίασε ενδιαφέροντα αποτελέσματα, ιδιαίτερα όσον αφορά το ροϊκό πεδίο το οποίο αναπτύσσεται κατάντι του. Κρίνεται χρήσιμη η περαιτέρω διερεύνηση του.
- Το λοβωτό ακροφύσιο με όνυχες παρουσιάζει μεγαλύτερο βαθμό απόδοσης θερμικής ανάμειξης σε σχέση με την απλή περίπτωση λοβών, με μικρότερες απώλειες πίεσης. Παρόλα αυτά δεν επιτυγχάνει χαμηλότερη μέση θερμοκρασία εξόδου.
- Με την αύξηση του συντελεστή άντλησης αυξάνονται οι απώλειες ολικής πίεσης γραμμικά.
- Κρίνεται αναγκαία η ανάπτυξη ενός νέου κριτηρίου για την αξιολόγηση των λοβωτών ακροφυσίων.
- Η χρήση εκτεταμένου αγωγού εξόδου συνεισφέρει ευεργετικά στην μείωση του θερμικού ίχνους.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Ball R.E., "The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability analysis and design", AIAA Educations Series, USA (2003)

Barlow B and Petach A., "Advanced Design Infrared Suppressor for Turbohaft Engines", Proceedings of the 33rd Annual National Forum of the American Helicopter Society, Paper 77.33-73, Washington D.C., 1977

Bridges J. and Wernet M.P., "Establishing Consensus Turbulence Statistics for Hot Subsonics Jets", Proceedings of the 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Paper 3751, Stockholm, 2010

Bridges J. and Wernet M.P., "The NASA Subsonic Jet Particle Image Velocimetry (PIV) Dataset", NASA/TM-2011-216807, Glenn Research Center, Ohio (2011)

Brinkerhoff J. and Yaras M., "Computational and Experimental Study of Inlet Swirl on Mixing Mechanisms in an Axisymmetric Lobed Mixer", Proceedings ASME Turbo Expo 2014, Paper 2014-25691, Dusseldorf, Germany, 2014

Cengel Y.A. and Ghajar A.J., Heat and Mass Transfer – Fundamentals and Applications, McGraw-Hill Education, USA (2014)

Cooper N., Merati P. and Hu H., "Numerical Simulation of the Vortical Structures in a Lobed Jet Mixing Flow", Proceedings of the 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Paper 2005-0635, Reno, USA, 2005

Crimaldi J.P. and Knight D.W., "A Laser-Base Flow Visualization System for Fluid Mechanics Instruction", Proceedings of the American Society for Engineering Education Annual Conference and Exposition, Paper 1526, Colorado, 2005

Dawei L, Jun H., Zhiqiang S. and Jinzu J., "The Effects of Spoilers on Jet Mixing of Lobed Nozzles", Journal of Aerospace Technology, **8**(4), 459-466 (2016)

Eckerle W.A., Sheibani H. and Awad J., "Experimental Measurement of the Vortex Development Downstream of a Lobed Forced Mixer", Journal of Engineering for Gas Turbine and Power **114**, 63-71 (1992)

Hu H., Kobayashi T., Saga T., Taniguchi N., Liu H. and Wu S., "Research on the Rectangular Lobed Exhaust Ejector-Mixer Systems", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences **41**(34), 187-194 (1999)

Hu H., Saga T., Kobayashi T. and Taniguchi N., "Mixing Process on a Lobed Jet Flow", AIAA Journal **40**(7), 1339-1345 (2002)

Hu H., Saga T., Kobayashi T. and Taniguchi N., "Stereoscopic PIV Measurement of a Lobed Jet Mixing Flow", Laser Techniques for Fluid Mechanics, Selected Papers from the 10th International Symposium, 411-435, 2000

Incropera F.P., Dewitt D.P., Bergman T.L. and Lavine A.S., Fundamentals of Heat and Mass Transfer, John Wiley and Sons, USA (2011)

Kozlowski H. and Kraft G., "Experimental Evaluation of Exhaust Mixers for an Energy Efficient Engine", Proceedings of the 16th Joint Propulsion Conference, Paper 80-1088, Hartford, USA, 1980

- Leese et al., "Helicopter Downwash Data", National Technical Information Service, AD-780 754 (1974)
- Lei H., Fan W., Zhang R., Wu J., Zhang Y. and Xu H., "Effect of Inlet Pre-Whirl on Two-Dimensional Lobed Mixer Performance", *Earth and Environmental Science* **113**, 012118 (2018)
- Lei Z., Gong J., Zhang Y., Su S. and Hu C., " Numerical Research on the Mixing Mechanism of Lobed Mixer With New De-Swirling Structure", *Proceedings ASME Turbo Expo 2016*, Paper 2016-58120, Seoul, South Korea, 2016
- Lei Z., Mahallati A., Cunningham M. and Germain P., "Effects of Core Flow Swirl on the Flow Characteristics of a Scalloped Forced Mixer", *Proceedings ASME Turbo Expo 2011*, Paper 2011-46726, Vancouver, Canada, 2011
- Liu Y., "Experimental and Numerical Investigation of Circularly Lobed Nozzle With and Without Central Plug", *International Journal of Heat and Mass Transfer* **45**, 2577-2585 (2002)
- Mahulicar S.P., Potnuru S.K. and Rao G.A., "Study of Sunshine, Skyshine and Earthshine for Aircraft Infrared Detection", *Journal of Optics : Pure and Applied Optics* **11**(4), 045703 (2009)
- Mahulicar S.P., Sane S.K., Gaitonde U.N. and Marathe A.G., "Numerical Studies of Infrared Signature Levels of Complete Aircraft", *The Aeronautical Journal* (**105**), 185-192 (2001)
- Mahulikar S.P., Prasad H.S. and Potnuru S.K., "Infrared Signature Suppression of Helicopter Engine Duct Based on Conceal and Camouflage", *Journal of Propulsion and Power* **24**(3), 613-618 (2008)
- Mahulikar S.P., Sonawane H.R. and Rao G.A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles", *Progress in Aerospace Sciences* **43**, 218-245 (2007)
- Mao R., Yu S., Zhou T. and Chua L., "On the Vorticity Characteristics of Lobe-Forced Mixer at Different Configurations", *Experiment in Fluids* **46**, 1049-1066 (2009)
- McCormick D.C. and Bennett J.C., "Vortical and Turbulent Structure of a Lobed Mixer Free Shear Layer", *AIAA Journal* **32**(9), 1852-1859 (1994)
- Merati P. and Cooper N., "Experimental Investigation of Flow Behavior for Scalloped and Lobed Mixers", *Advances in Mechanical Engineering* **8**(9), 1-17 (2016)
- Modest M.F., "Radiative Heat Transfer", Academic Press, USA (2013)
- Pan C., Yong S. and Zhang J., "Parametric Effects on Internal Aerodynamics of Lobed Mixer-Ejector With Curved Mixing Duct", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* **136**, 061504 (2014)
- Pan C., Zhang J. and Yong S., "Effects of Exhaust Temperature on Helicopter Infrared Signature", *Journal of Applied Thermal Engineering* **51**, 529-538 (2013)
- Pan C., Zhang J., Ren L. and Yong S., "Effects of Rotor Downwash on Exhaust Plume Flow and Helicopter Infrared Signature", *Journal of Applied Thermal Engineering* **65**, 135-149 (2014)

- Paszko M., "Infrared Signature Suppression Systems in Modern Military Helicopters", Transactions of the Institute of Aviation **3**(248), 63-89 (2017)
- Patterson R.W., "Turbofan Mixer Nozzle Flow Field - A Benchmark Experimental Study", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power **106**(3), 692-698 (1984)
- Piquet J., "Turbulent Flows – Models and Physics", Springer, Nantes (2001)
- Ponton T. and Warnes G., "Helicopter IRS Engine Integration for the FIRST Technology Demonstrator Programme", Proceedings of the ASME Turbo Expo, Paper 27408, Montreal (2007)
- Pope S.B., "Turbulent Flows", Cambridge University Press, Cambridge (2000)
- Presz M.W., Morin B.L. and Blinn R.F., "Short Efficient Ejector Systems", Proceedings of the 23rd Joint Propulsion Conference, Paper 87-1837, San Diego, USA, 1987
- Presz M.W., Morin L.B. and Gousy G.R., "Forced Mixer Lobes in Ejector Designs", Proceedings of the 22rd Joint Propulsion Conference, Paper 86-1614, Huntsville, USA, 1986
- Presz M.W., Reynolds G. and McCormick C.D., "Thrust Augmentation Using Mixer-Ejector-Diffuser Systems", Proceedings of the 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Paper 94-0020, Reno, USA, 1994
- Presz W. and Werle M., "Multi-Stage Mixer-Ejector Systems", Proceedings of the 38th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Paper 2002-4064, Indianapolis, USA, 2002
- Provinelli L. and Anderson B., "Investigation of Mixing in a Turbofan Exhaust Duct, Part II Computer Code Application and Verification", AIAA Journal **22**(4), 518-525 (1984)
- Provinelli L., Anderson B. and Gerstenmaier W., "Computation of Three-Dimensional Flow in Turbofan Mixers and Comparison With Experimental Data", Proceedings of the 18th Aerospace Sciences Meeting, Paper 80-0227, Pasadena, USA, 1980
- Rao G.A. and Mahulicar S.P., "Effect of Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infrared Signature", Journal of Aircraft **42**, 1046-1054 (2005)
- Shan Y., Pan C. and Zhang J., "Investigation on Incompressible Lobed Mixer-Ejector Performance", Journal of Propulsion and Power **31**(1), 265-277 (2015)
- Sheng Z., "Jet Mixing of Lobed Nozzles with Spoilers Located at Lobe Peaks", Applied Thermal Engineering **119**, 165-175 (2017)
- Sheng Z., Chen S., Wu Z. and Huang P., "High Mixing Effectiveness Lobed Nozzles and Mixing Mechanisms", Science China **58**(7), 1218-1233 (2015)
- Skebe A.S. McCormick C.D. and Presz M.W., "Parameter Effects on Mixer-Ejector Pumping Performance", Proceedings of the 26th Aerospace Sciences Meeting, Paper 88-0188, Reno, USA, 1988

Skebe A.S., Paterson R.W. and Barber T.J., "Experimental Investigation of Three-Dimension Forced Mixer Lobe Flow Fields", Proceedings of the 1st National Fluid Dynamics Conference, Paper 88-3785-CP, Cincinnati, USA, 1987
Smith F.G., "The Infrared and Electro-Optical Systems Handbook Vol.2 : Atmospheric Propagations of Radiation", Infrared Information Analysis Center, USA (1993)

Waitz I.A., Manning T.A., Fung A.K.S., Elliot J.K., Kerwin J.M., Krasnodebski J.K., O'Sullivan M.N., Tew D.E., Greitzer E.M., Marble F.E., Tan C.S. and Tillman T.G., "Enhanced Mixing with Streamwise Vorticity", Progress in Aerospace Science **33**, 323-351 (1997)

Wright A., Lei Z., Mahallati A., Cunningham M. and Militzer J., "Effects of Scalloping on the Mixing Mechanisms of Forced Mixers With Highly Swirling Core Flow", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power **135**, 071202 (2013)

Yu S., Hou Y. and Chan W., "Scarving and Scalloping Effects on Lobed Forced Mixer at Low-Speed Conditions", Journal of Propulsion and Power, **16**(3), 440-448 (2000)

Yu S.C.M., "Some Aspects of the Flows Behind Lobed Mixers", International Communications in Heat and Mass Transfer **21**(6), 849-858 (1994)

Yu S.C.M., Yeo J.H. and Teh J.K.L., "Velocity Measurements Downstream of a Lobed Forced Mixer with Different Trailing Edge Configurations", Proceedings of the 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Paper 94-0018, Reno, USA, 1994

Yu S.C.M., Yip T.H. and Liu C.Y., "Mixing Characteristics of Forced Mixers with Scalloped Lobes", Journal of Propulsion and Power **13**(2), 305-311 (1997)

Zhang J., Pan C. and Shan Y., "Progress in Helicopter Infrared Signature Suppression", Chinese Journal of Aeronautics **27**(2), 189-199 (2014)

Zhang J., Shan Y. and Li L., "Computation and Validation of Parameter Effects on Lobed Mixer-Ejector Performance", Chinese Journal of Aeronautics **18**(3), 193-198 (2005)

Zhang J., Shan Y. and Li L., "Investigation on Lobed Nozzle Mixer-Ejector IR Suppressor for Helicopter System", Acta Aeronautical and Astronautical Sinica **28**(1), 32-36 (2007)

Γιαννάκογλου Κ.Χ., "Συνεκτικές Ροές στις Στροβιλομηχανές - Πανεπιστημιακές Παραδόσεις", Εκδόσεις ΕΜΠ, Αθήνα (2004)

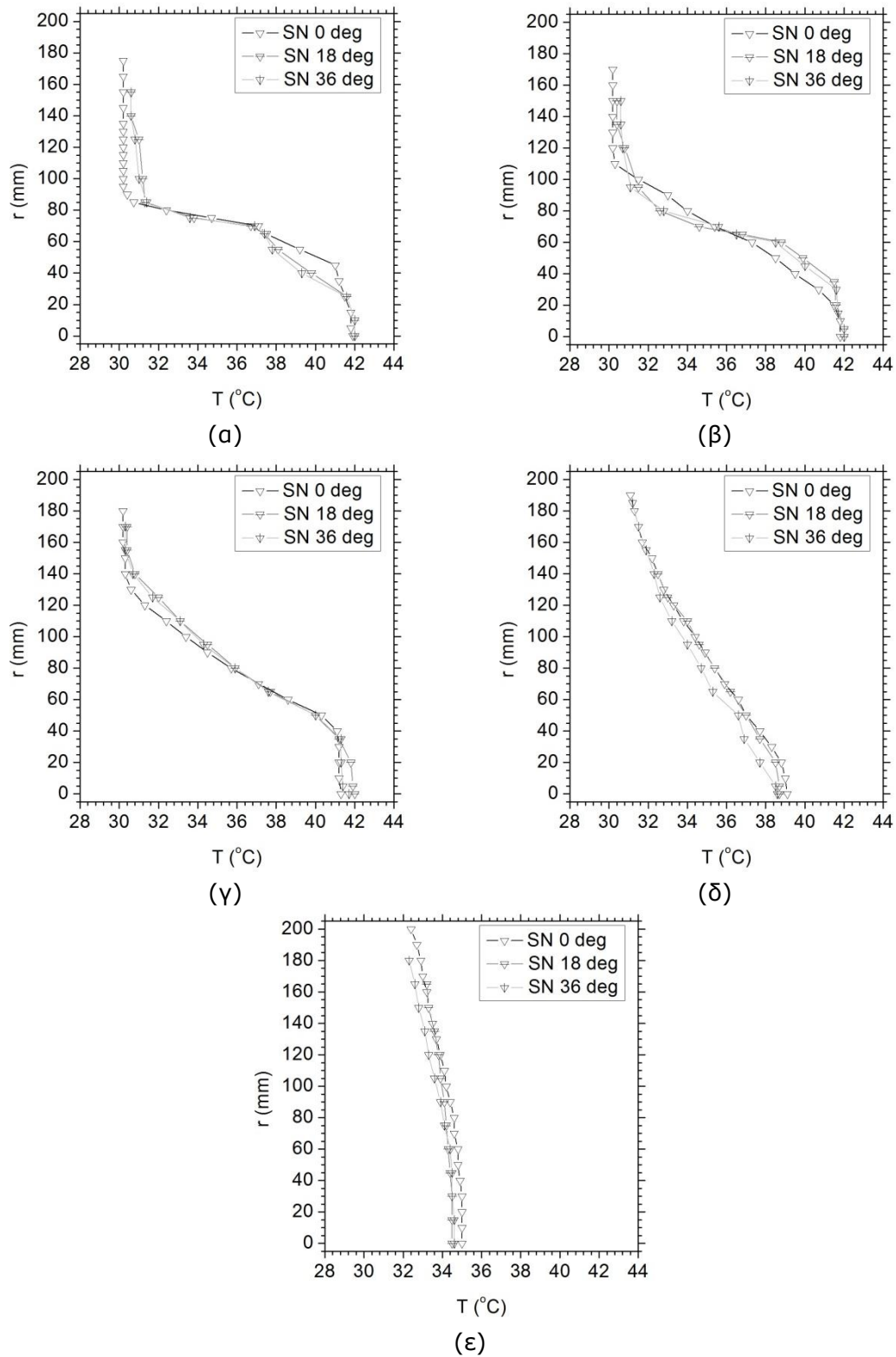
Σάγος Γ.Α., "Εισαγωγή στα Ηλεκτροοπτικά Συστήματα", iWrite Publications, Θεσσαλονίκη (2017)

Τσαγκάρης Σ., "Μηχανική των Ρευστών", Εκδόσεις Τσιότρας, Αθήνα (2016)

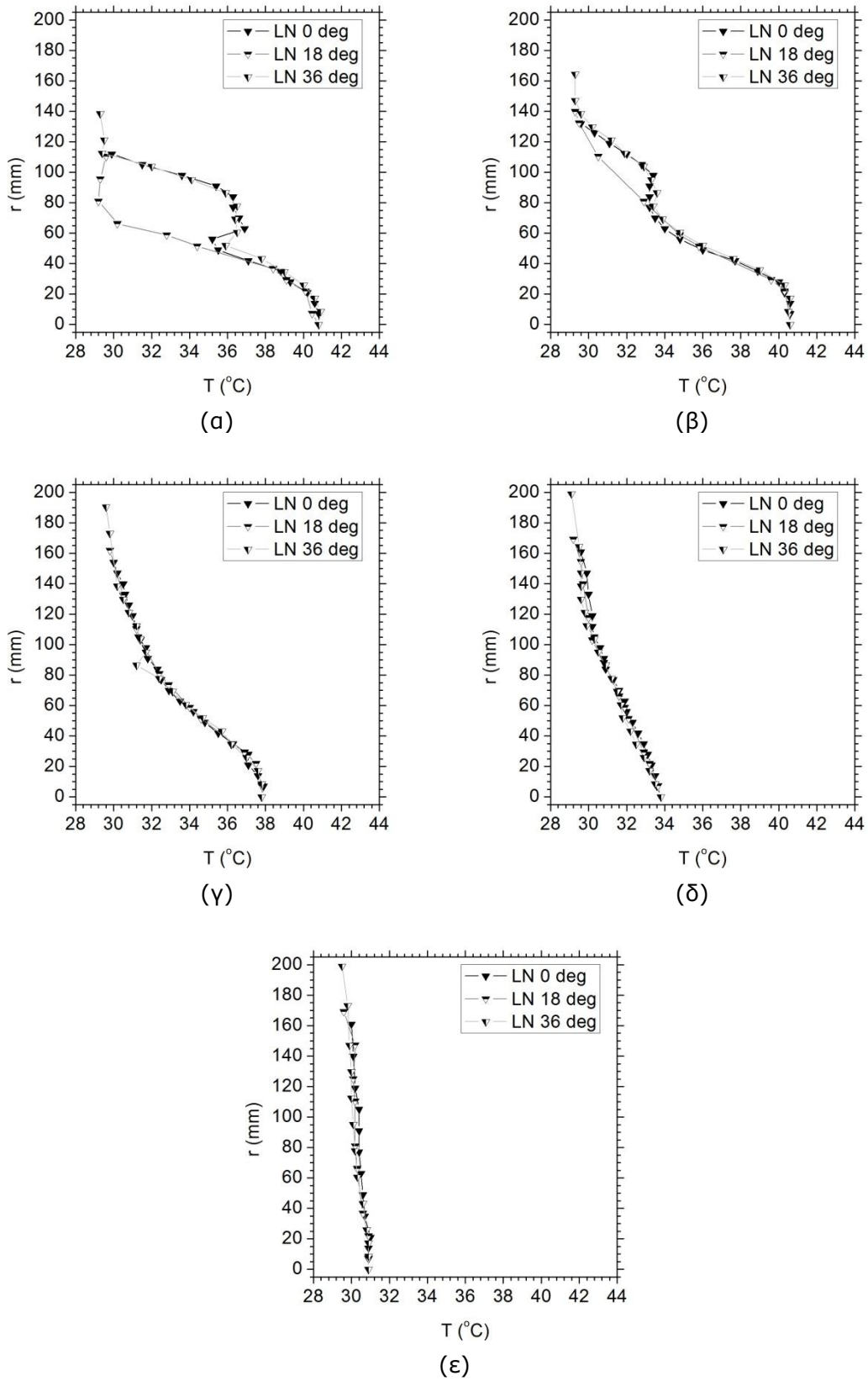
Τσιόκας Σ., "Μελέτη Μετατροπής Κινητήρα Ελικοπτέρου σε Αεριοστρόβιλο Παραγωγής Ηλεκτρικής Ενέργειας", Διπλωματική Εργασία, ΕΘΣ/ΣΜΜ/ΕΜΠ, 2014

ΠΑΡΑΤΗΜΑ Α

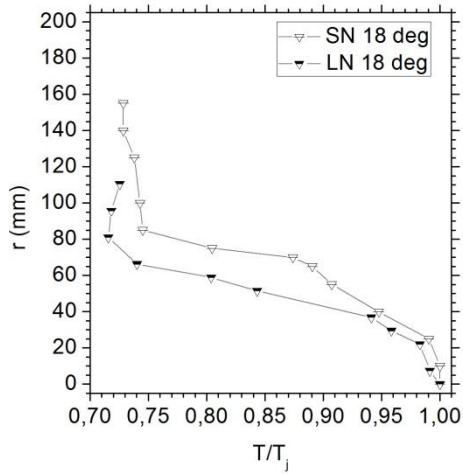
Α.1 Διαγράμματα θερμοκρασιών



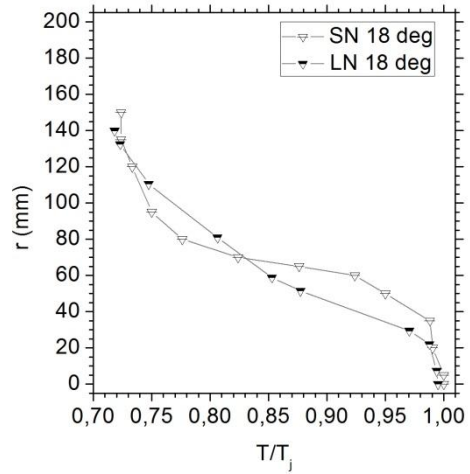
Σχήμα Α.1 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομή θερμοκρασίας απλού ακροφυσίου για γωνίες μέτρησης 0,18 και 36 μοίρες, στις θέσεις $x/d=$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10



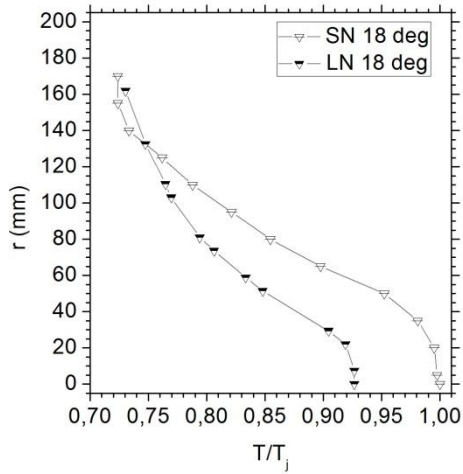
Σχήμα Α.2 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομή θερμοκρασίας λοβωτού ακροφυσίου για γωνίες μέτρησης 0,18 και 36 μοίρες, στις θέσεις $x/d=$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10



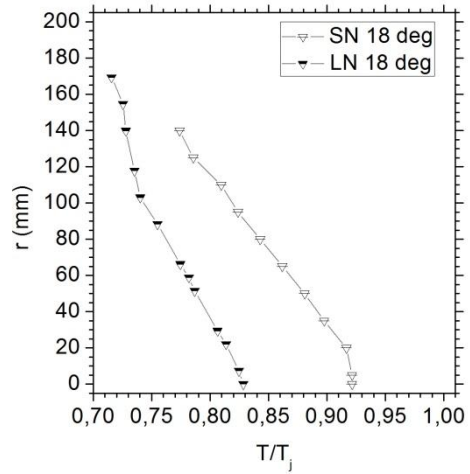
(α)



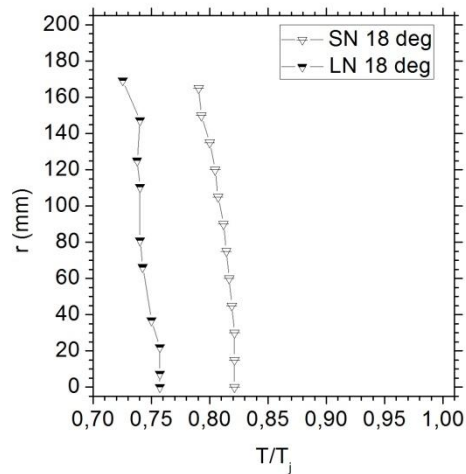
(β)



(γ)

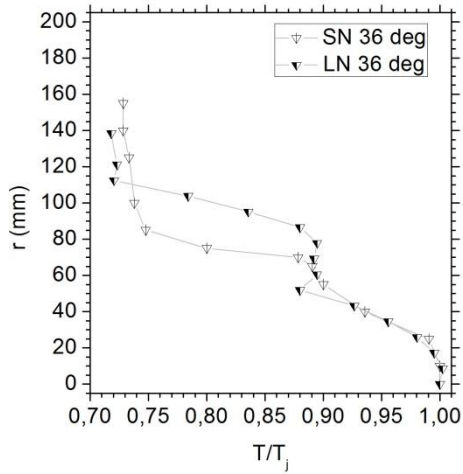


(δ)

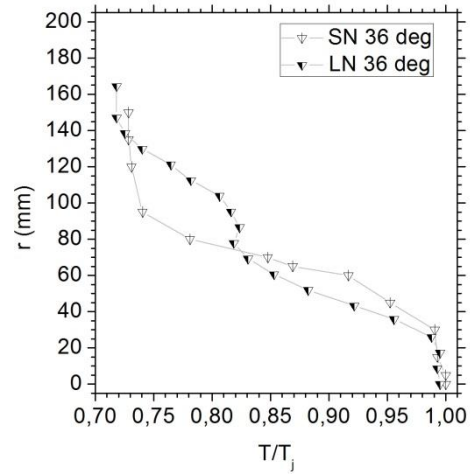


(ε)

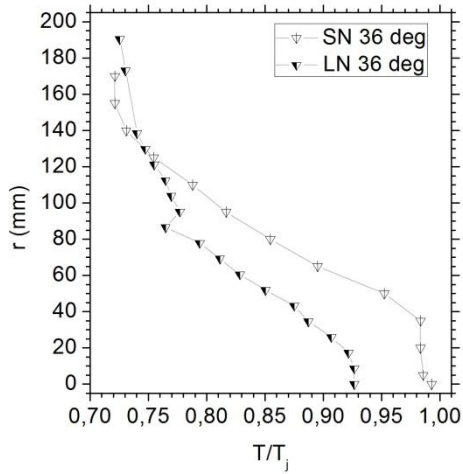
Σχήμα Α.3 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομή αδιάστατης θερμοκρασίας απλού και λοβωτού ακροφυσίου για γωνία μέτρησης 18 μοιρών, στις θέσεις $x/d =$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10



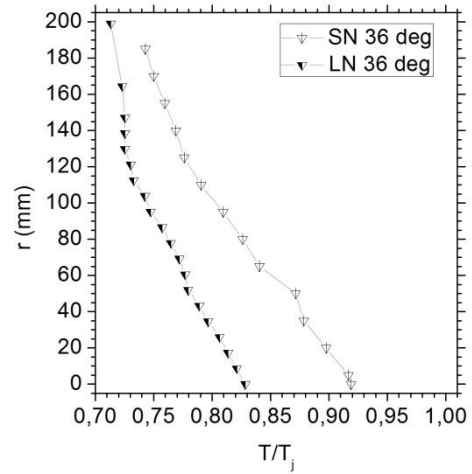
(a)



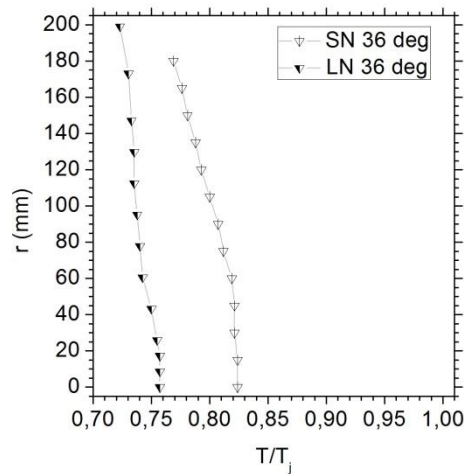
(β)



(γ)



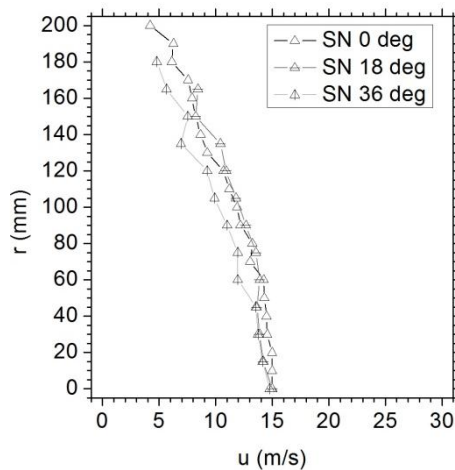
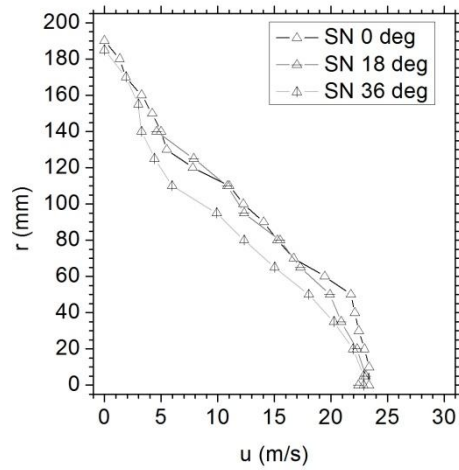
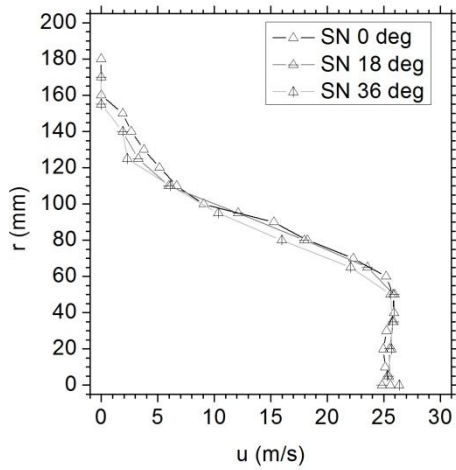
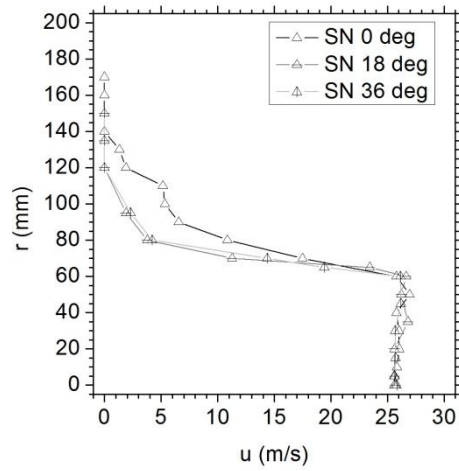
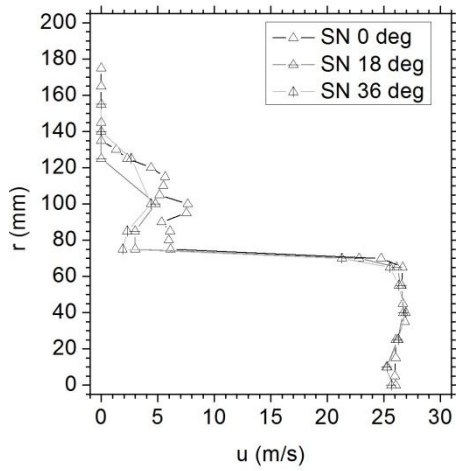
(δ)



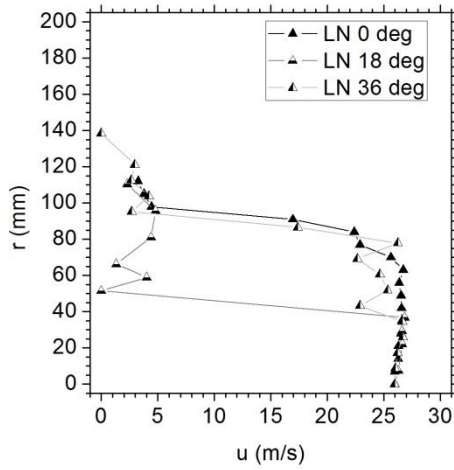
(ε)

Σχήμα A.4 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομή αδιάστατης θερμοκρασίας απλού και λοβωτού ακροφυσίου για γωνία μέτρησης 36 μοιρών, στις θέσεις $x/d =$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10

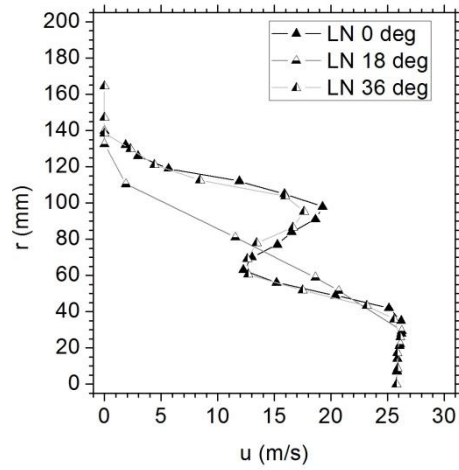
A.2 Διαγράμματα ταχυτήτων



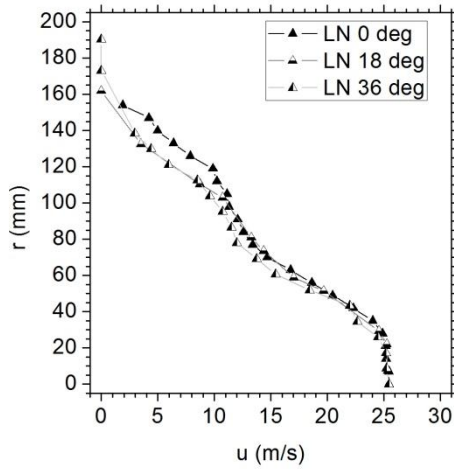
Σχήμα A.5 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομής αξονικής ταχύτητας απλού ακροφυσίου για γωνίες μέτρησης 0, 18 και 36 μοίρες, στις θέσεις $x/d =$ (a) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10



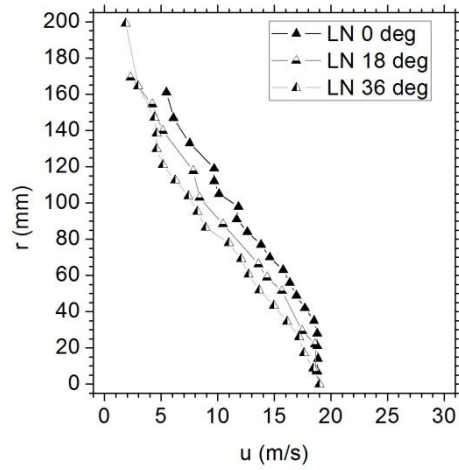
(α)



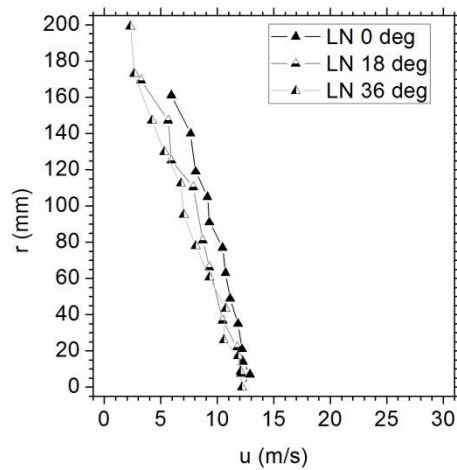
(β)



(γ)

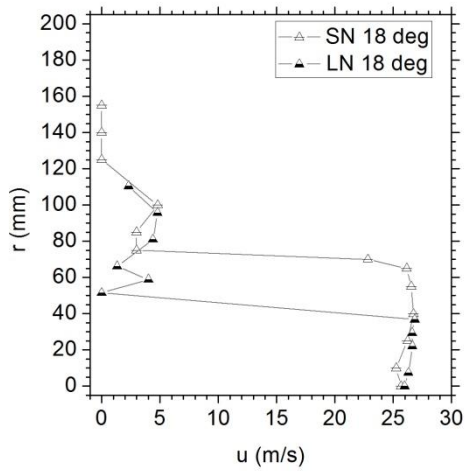


(δ)

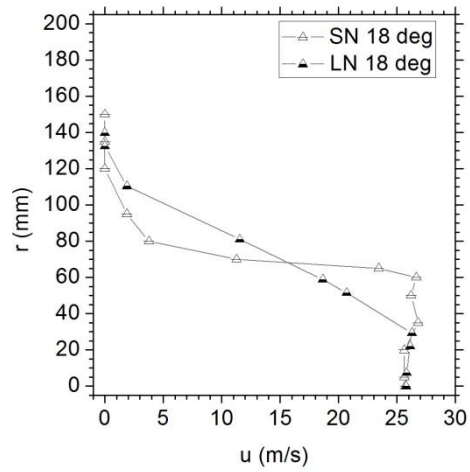


(ε)

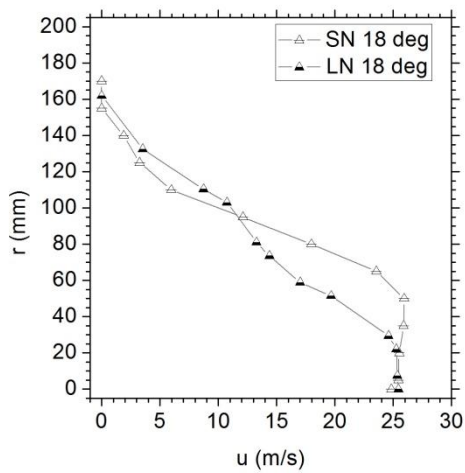
Σχήμα Α.6 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομή αξονικής ταχύτητας λοβωτού ακροφυσίου για γωνίες μέτρησης 0,18 και 36 μοίρες, στις θέσεις $x/d=$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10



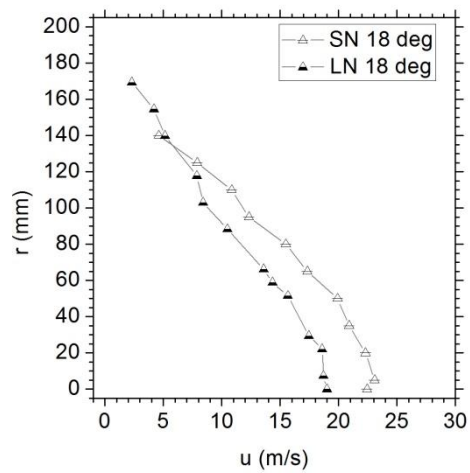
(α)



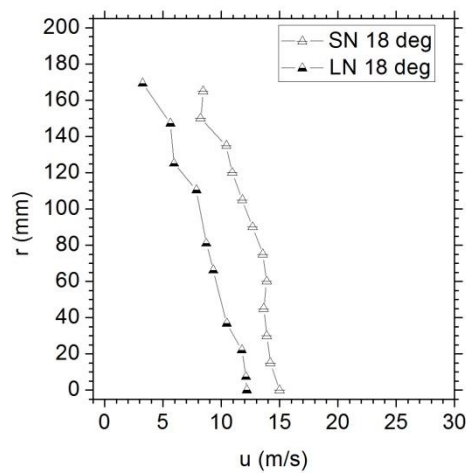
(β)



(γ)

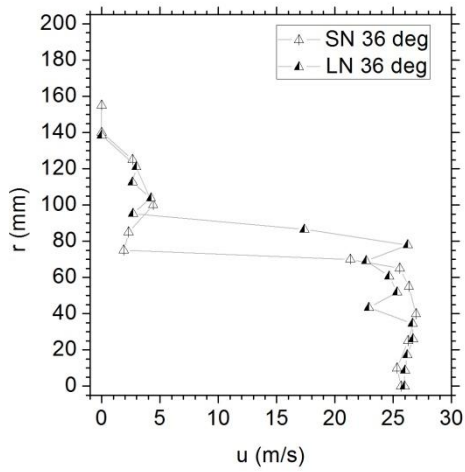


(δ)

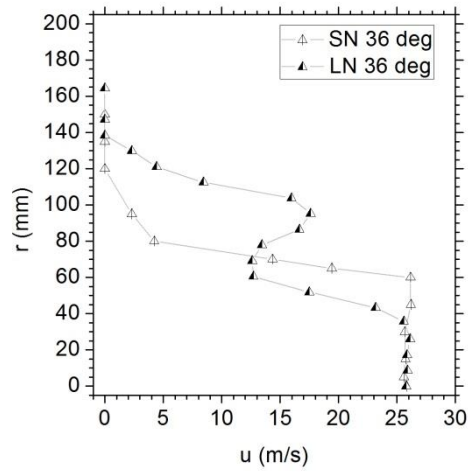


(ε)

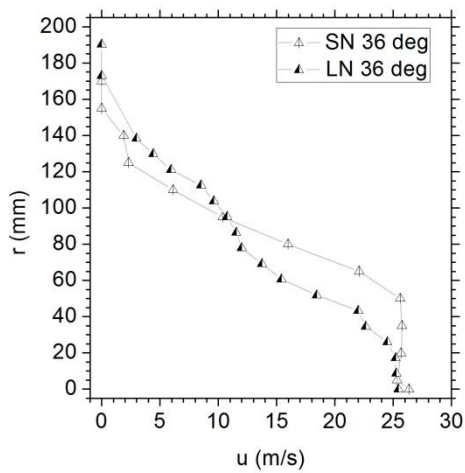
Σχήμα Α.7 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομή αξονικής ταχύτητας απλού και λοβωτού ακροφυσίου για γωνία μέτρησης 18 μοιρών, στις θέσεις $x/d=$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10



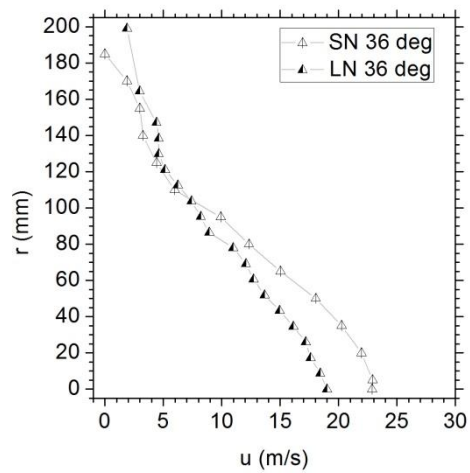
(α)



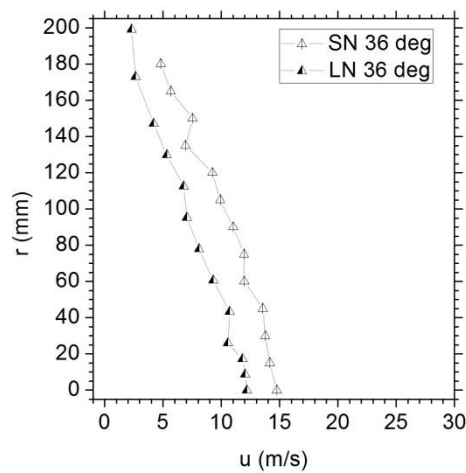
(β)



(γ)



(δ)

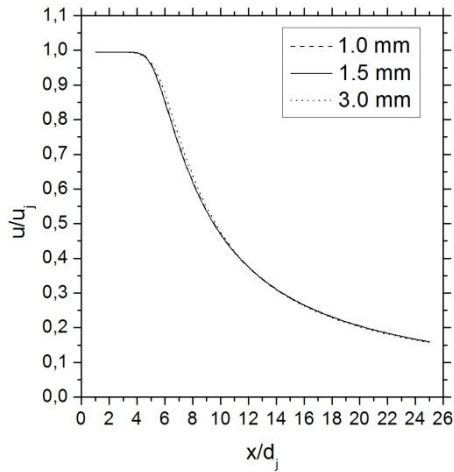


(ε)

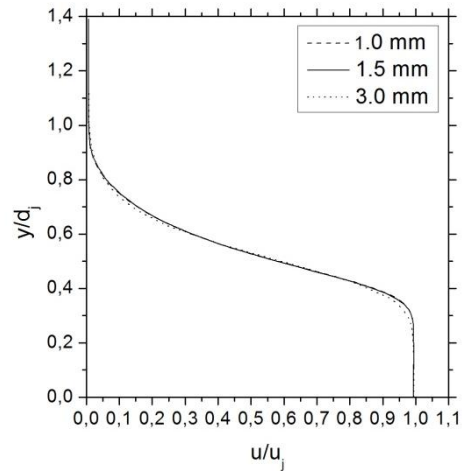
Σχήμα Α.8 : Συγκριτικά διαγράμματα γραμμικής κατανομή αξονικής ταχύτητας απλού και λοβωτού ακροφυσίου για γωνία μέτρησης 36 μοιρών, στις θέσεις $x/d=$ (α) 0, (β) 1, (γ) 2, (δ) 5 και (ε) 10

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β

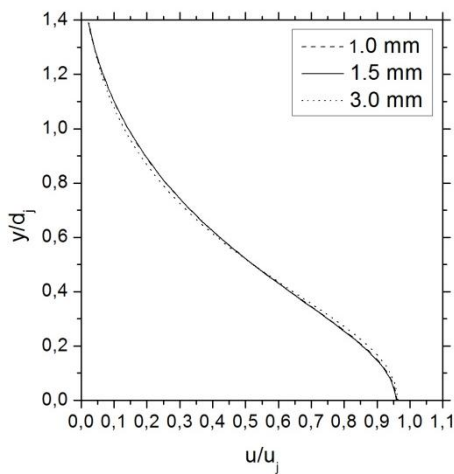
Β.1 Διαγράμματα μελέτης ανεξαρτησίας πλέγματος διάταξης ελεύθερης δέσμης με θερμό πυρήνα



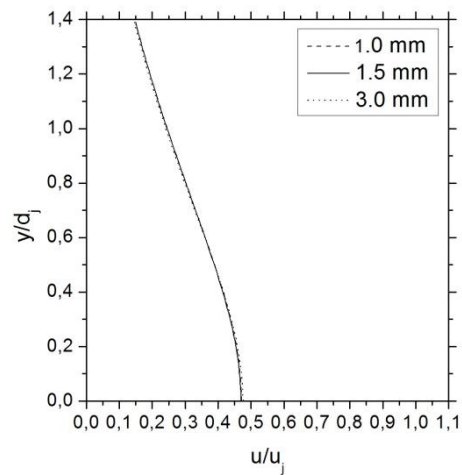
(α)



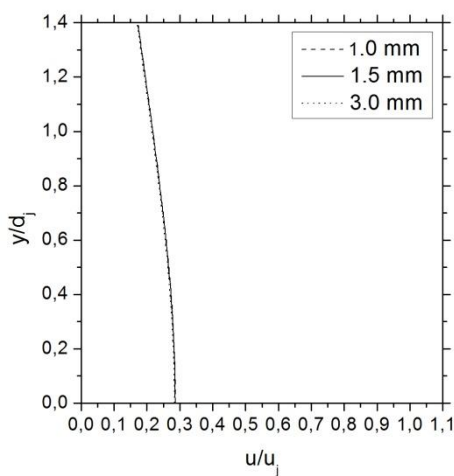
(β)



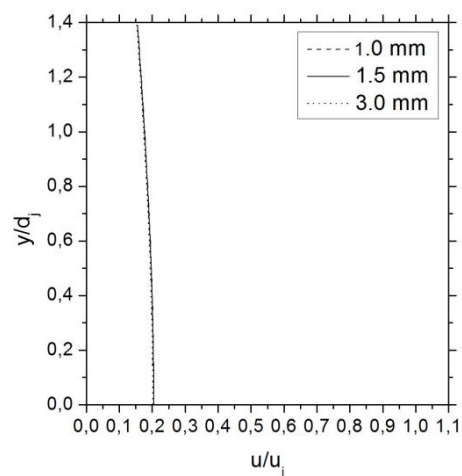
(γ)



(δ)

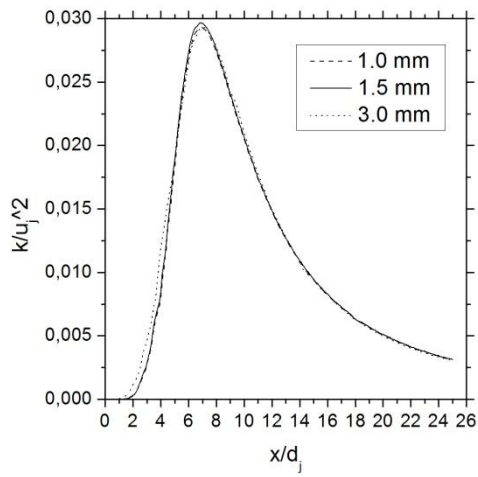


(ε)

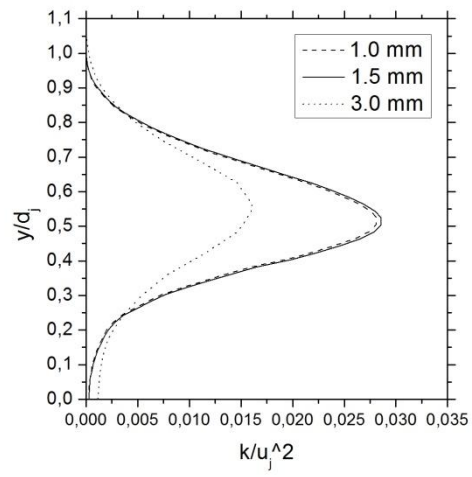


(στ)

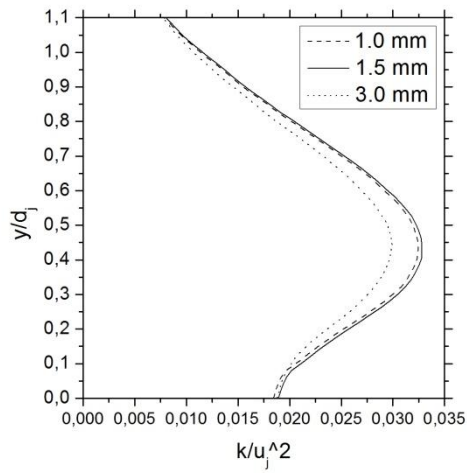
Σχήμα Β.1 : Κατανομή αξονικής ταχύτητας στις θέσεις (α) άξονας συμμετρίας ακροφυσίου (β) $x/d=2$ (γ) $x/d=5$ (δ) $x/d=10$ (ε) $x/d=15$ και (στ) $x/d=20$



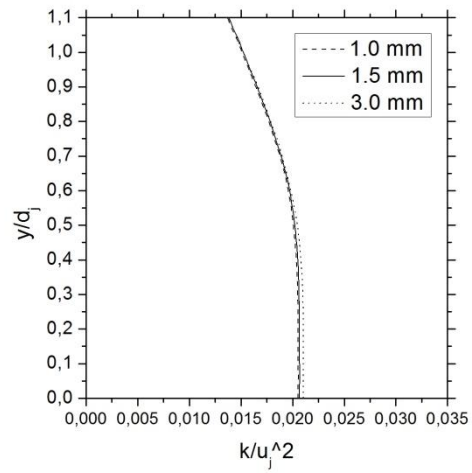
(α)



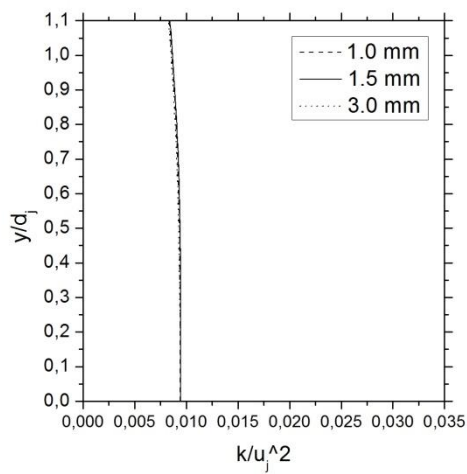
(β)



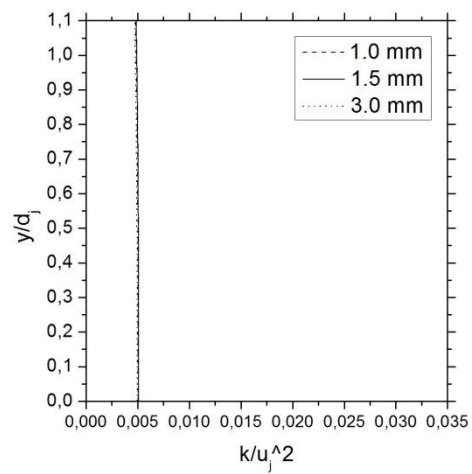
(γ)



(δ)



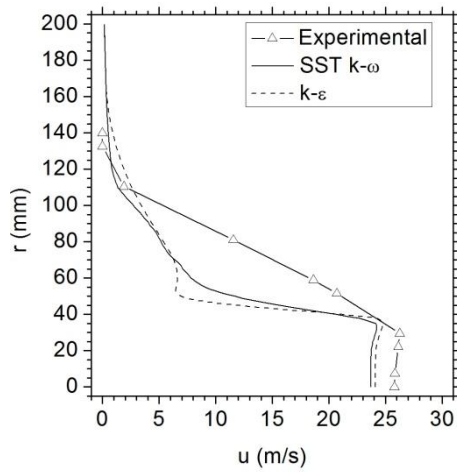
(ε)



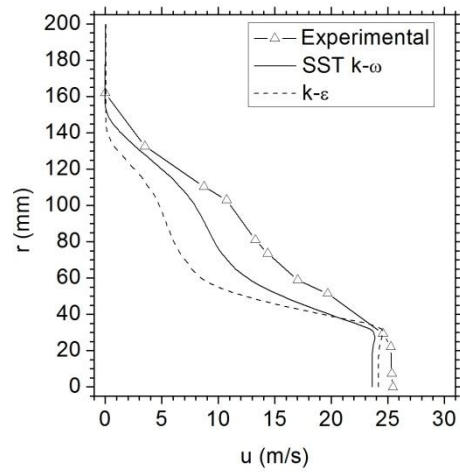
(στ)

Σχήμα Β.2 : Κατανομή κινητικής ενέργειας τύρβης στις θέσεις (α) άξονας συμμετρίας ακροφυσίου (β) $x/d=2$ (γ) $x/d=5$ (δ) $x/d=10$ (ε) $x/d=15$ και (στ) $x/d=20$

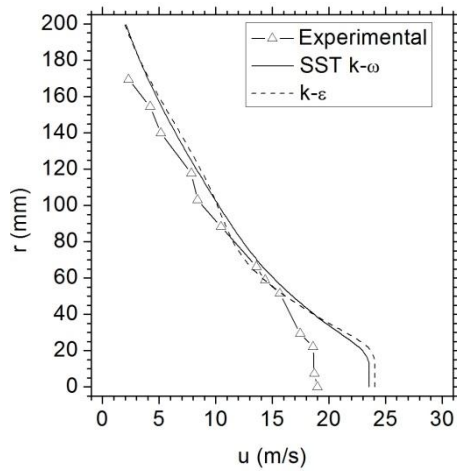
B.2 Διαγράμματα διάταξης ανάμειξης ρευμάτων με θερμό πυρήνα και χρήση λοβωτού ακροφυσίου



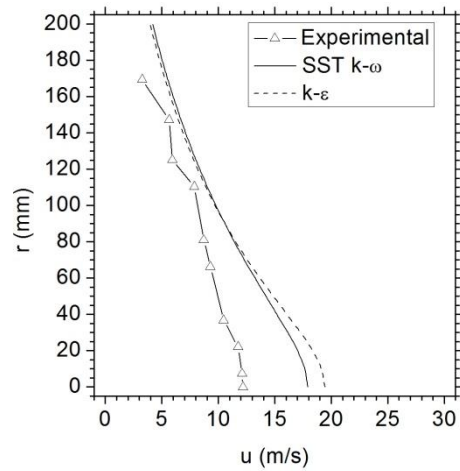
(α)



(β)

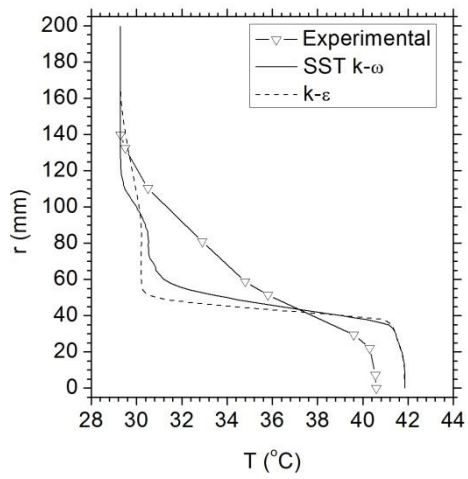


(γ)

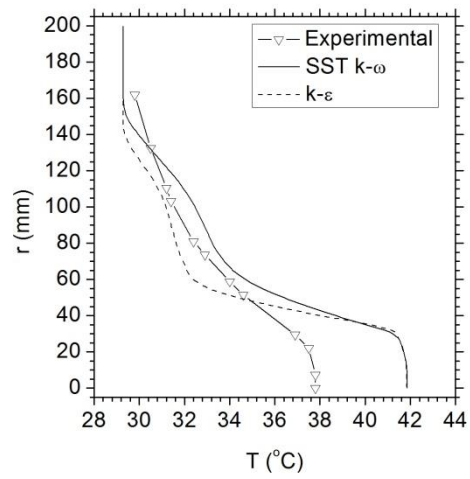


(δ)

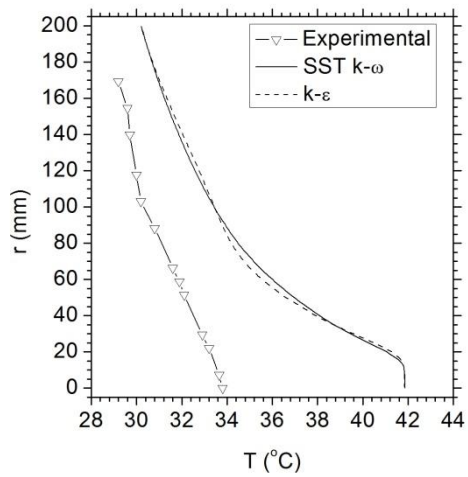
Σχήμα Β.3 : Ακτινική κατανομή αξονικής ταχύτητας στις θέσεις (α) $x/d=1$, (β) $x/d=2$, (γ) $x/d=5$ και (δ) $x/d=10$ για γωνία μέτρησης 18 μοιρών



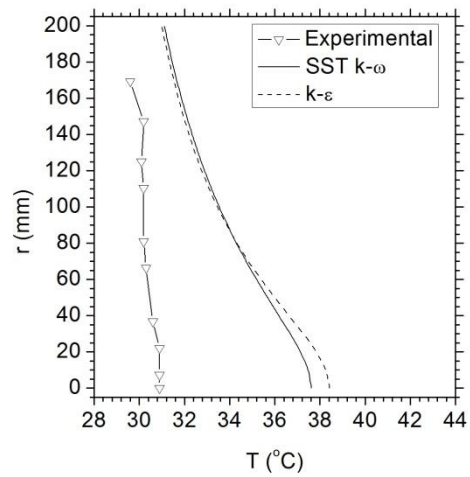
(α)



(β)

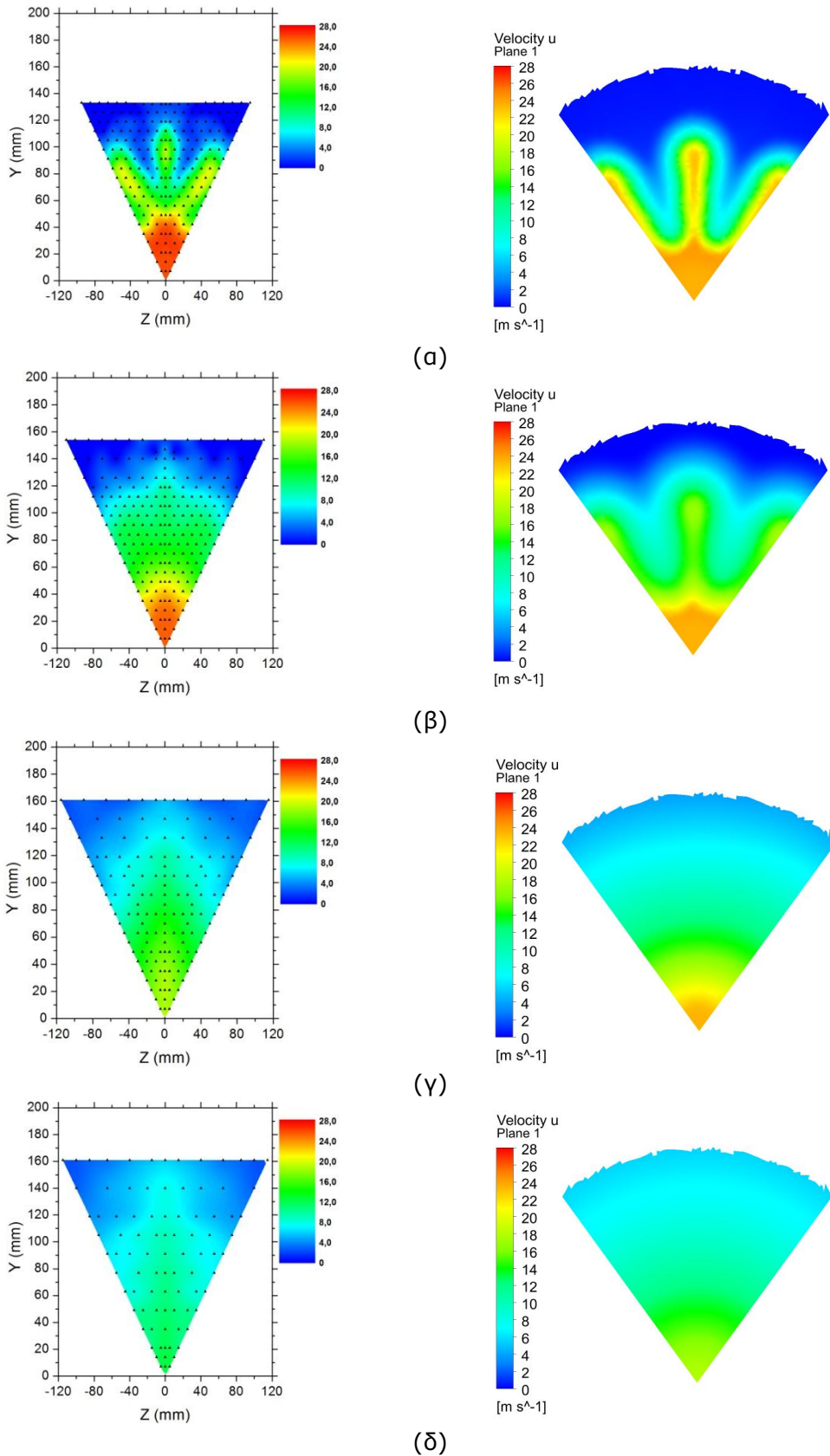


(γ)

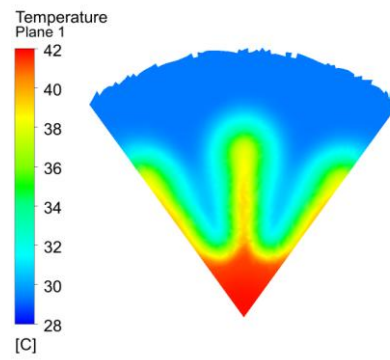
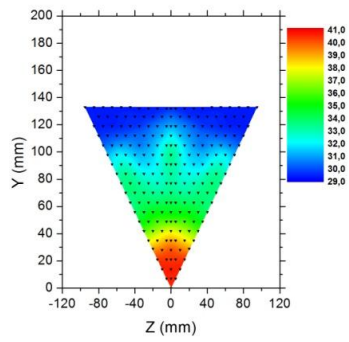


(δ)

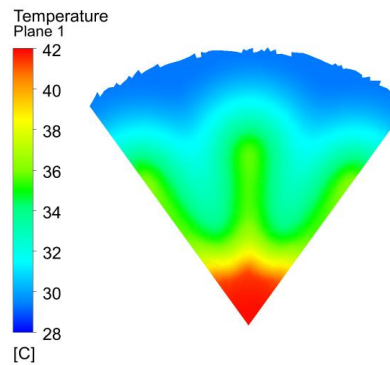
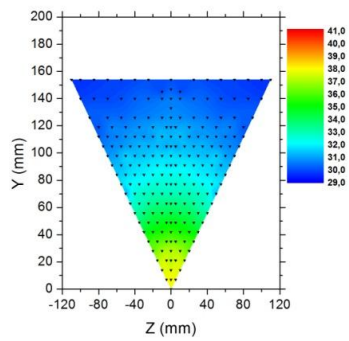
Σχήμα Β.4 : Ακτινική κατανομή θερμοκρασίας στις θέσεις (α) $x/d=1$, (β) $x/d=2$, (γ) $x/d=5$ και (δ) $x/d=10$ για γωνία μέτρησης 18 μοιρών



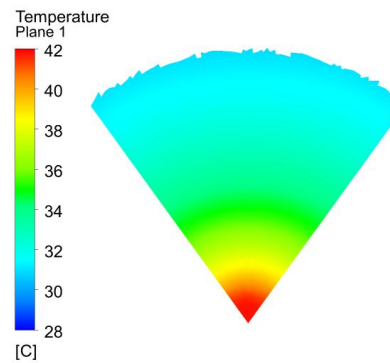
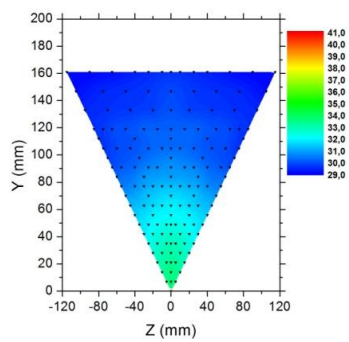
Σχήμα Β.5 : Σύγκριση τομών του πεδίου ταχυτήτων που προκύπτει από πειραματικά (αριστερά) και υπολογιστικά (δεξιά) δεδομένα, στις θέσεις (α) $x/d=1$, θέσεις (β) $x/d=2$, θέσεις (γ) $x/d=5$ και θέσεις (δ) $x/d=10$



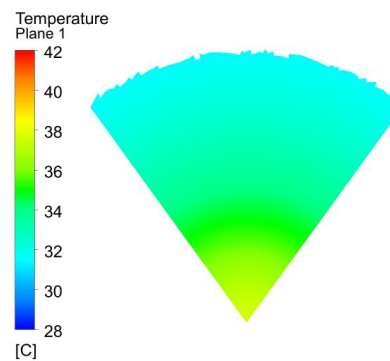
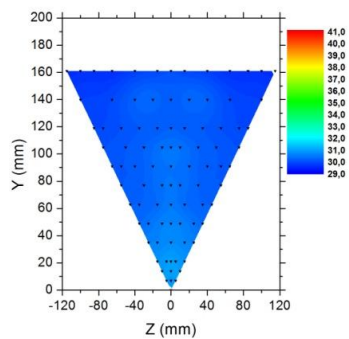
(α)



(β)



(γ)



(δ)

Σχήμα Β.6 : Σύγκριση τομών του πεδίου θερμοκρασίας που προκύπτει από πειραματικά (αριστερά) και υπολογιστικά (δεξιά) δεδομένα, στις θέσεις (α) $x/d=1$, θέσεις (β) $x/d=2$, θέσεις (γ) $x/d=5$ και θέσεις (δ) $x/d=10$