

ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΗ ΚΑΙ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΔΙΕΡΕΥΝΗΣΗ ΦΑΙΝΟΜΕΝΩΝ ΑΝΑΜΕΙΞΗΣ ΑΕΡΙΩΝ ΡΕΥΜΑΤΩΝ ΔΙΑΦΟΡΕΤΙΚΗΣ ΘΕΡΜΟΚΡΑΣΙΑΣ ΜΕ ΧΡΗΣΗ ΛΟΒΩΤΩΝ ΑΚΡΟΦΥΣΙΩΝ

Α. Κυριαζής, Σ. Μπάρμπας, Δ. Κολαϊτής*, Μ. Φούντη
Εργαστήριο Ετερογενών Μειγμάτων και Συστημάτων Καύσης,
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο,
Ηρώων Πολυτεχνείου 9, Πολυτεχνειούπολη Ζωγράφου, Ζωγράφου 15780
*e-mail: dkol@central.ntua.gr

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παραγόμενη θερμική ακτινοβολία από τα καυσαέρια και την εξαγωγή του συγκροτήματος ισχύος ενός ιπτάμενου μέσου συμβάλλει σημαντικά στη δημιουργία ενός χαρακτηριστικού «θερμικού ίχνους». Στην περίπτωση των στρατιωτικών εφαρμογών, είναι επιθυμητή η μείωσή του θερμικού ίχνους, καθώς αυτό μπορεί να συμβάλει τόσο στον εντοπισμό όσο και στην πιθανή κατάρριψη του μέσου από αντιαεροπορικά μέσα καθοδηγούμενα από αισθητήρες υπέρυθρης ακτινοβολίας. Οι τεχνικές μείωσης του θερμικού ίχνους βασίζονται γενικά στην προσπάθεια μείωσης 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 προσαρμολογούνται στην εξαγωγή των κινητήρων, με στόχο την έντονη ανάμειξη του (εσωτερικού) ρεύματος των θερμών καυσαερίων με το (εξωτερικό) ψυχρό ρεύμα του αέρα περιβάλλοντος. Τα λοβωτά ακροφύσια δημιουργούν έντονους μακροσκοπικούς στροβιλισμούς, με αποτέλεσμα την ενίσχυση των φαινομένων ανάμειξης μεταξύ των δύο ομοκεντρικών ρευμάτων διαφορετικής θερμοκρασίας. Η παρούσα μελέτη μελετά πειραματικά και υπολογιστικά διάφορες διατάξεις λοβωτών ακροφυσίων με στόχο τη διερεύνηση του μηχανισμού ανάμειξης και της απόδοσης των διατάξεων αυτών.

Λέξεις Κλειδιά: Υπολογιστική ρευστοδυναμική, Πειραματικές μετρήσεις, Ανάμειξη, Τύρβη, Μείωση Θερμικού Ίχνους, Λοβωτά ακροφύσια

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 Θερμικό Ίχνος Ιπτάμενων Μέσων

Ως «θερμικό ίχνος» ενός ιπτάμενου μέσου ορίζεται η αντίθεση της εκπεμπόμενης θερμικής ακτινοβολίας του μέσου σε σχέση με αυτή του περιβάλλοντός του, όπως αυτή γίνεται αντιληπτή από έναν αισθητήρα θερμικής ακτινοβολίας. Το θερμικό ίχνος αποτελεί ένα σύνθετο μέγεθος, το οποίο επηρεάζεται τόσο από χαρακτηριστικά του ιπτάμενου μέσου, όσο και του περιβάλλοντος αλλά και από τη γωνία θέασης του μέσου. Το θερμικό ίχνος διαμορφώνεται από το σύνολο των πηγών θερμικής ακτινοβολίας επί του μέσου. Οι πηγές αυτές διαχωρίζονται στις 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 (εξαγωγή, ακροφύσιο, περίβλημα) 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 των καυσαερίων στη διαμόρφωση του θερμικού ίχνους είναι ιδιαίτερα σημαντική και διαφοροποιείται ανάλογα με το είδος του αεριοστρόβιλου που χρησιμοποιείται από το μέσο.

Τα μέσα που χρησιμοποιούν ελικοφόρους αεριοστρόβιλους (ελικοφόρα αεροσκάφη) ή αεριοστρόβιλους μηχανικής ισχύος (ελικόπτερα) εμφανίζουν γενικά θερμικό ίχνος μικρότερης έντασης σε σχέση με τα μέσα τα οποία χρησιμοποιούν στροβιλοκινητήρες με ή χωρίς παράκαμψη. Ένας σημαντικός παράγοντας για τη διαμόρφωση του θερμικού ίχνους των ελικοπτέρων είναι 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 άτρακτου, με αποτέλεσμα τη θέρμανσή τους σε θερμοκρασία έως και 70°C πάνω από αυτή του περιβάλλοντος (Pan et al., 2014), γεγονός το οποίο οδηγεί σε αύξηση της εκπεμπόμενης ισχύος θερμικής ακτινοβολίας στην περιοχή 8-12 μm .

1.2 Μεθοδολογίες Μείωσης Θερμικού Ίχνους

Λαμβάνοντας υπόψιν τις σημαντικές πηγές θερμικής ακτινοβολίας και τους παράγοντες διαμόρφωσης του θερμικού ίχνους ενός ελικοπτέρου, οι δυνατότητες επέμβασης με στόχο τη Μείωση Θερμικού Ίχνους (ΜΘΙ) 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.

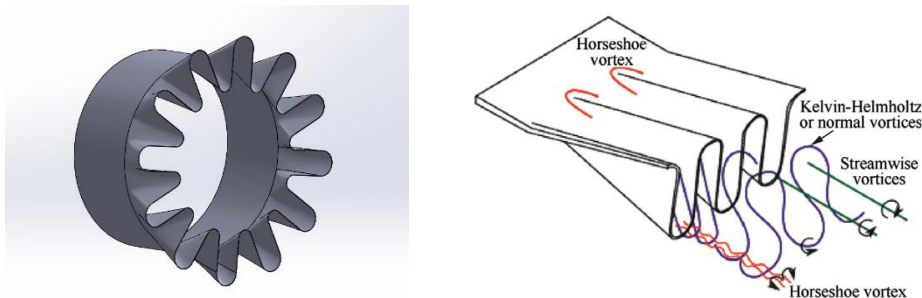
Αν και το πλούμιο του κινητήρα δεν είναι ο σημαντικότερος παράγοντας διαμόρφωσης του θερμικού ίχνους του ελικοπτέρου, η μείωση της θερμοκρασίας του κρίνεται επιβεβλημένη σε κάθε σύστημα ΜΘΙ, καθώς οδηγεί σε μείωση της εκπεμπόμενης από αυτό θερμικής ακτινοβολίας, μείωση της θερμοκρασίας της εξαγωγής του κινητήρα και περιορισμό της αύξησης της θερμοκρασίας των τμημάτων της άτρακτου που αυτή επηρεάζει. Η μείωση της θερμοκρασίας του ρεύματος καυσαερίων επιτυγχάνεται με κατάλληλη διαμόρφωση της εξαγωγής, κυρίως μέσω της χρήσης 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 ΜΘΙ (Zhang et al., 2014).

1.3 Ροϊκοί Μηχανισμοί Ανάμειξης σε Λοβωτά Ακροφύσια

Η χρήση Λοβωτών Ακροφυσίων (ΛΑ) για την ενίσχυση του ρυθμού ανάμειξης μεταξύ δύο ροών εμφανίστηκε για πρώτη φορά στις εξαγωγές αεροπορικών κινητήρων, αποσκοπώντας στη μείωση του ακουστικού ίχνους. Μετέπειτα, η χρήση των ΛΑ επεκτάθηκε με στόχο την ταχεία ανάμειξη του πρωτεύοντος με το δευτερεύον ρεύμα, στο πλαίσιο του προγράμματος Energy Efficient Engine της NASA. Τα ΛΑ αποτελούν μια από τις καλύτερες επιλογές για εφαρμογές ανάμειξης ροών σε μικρό μήκος και με μικρές απώλειες (Presz et al., 1986, Presz et al., 1987). Ο μηχανισμός που επιτρέπει την ταχεία ανάμειξη καθώς και η κατάλληλη διαμόρφωση της διάταξης για την περαιτέρω ενίσχυση της ανάμειξης αποτελεί αντικείμενο έρευνας από τις αρχές της δεκαετίας του 1980. Μια τυπική διάταξη λοβωτού ακροφυσίου παρουσιάζεται στο Σχήμα 1.

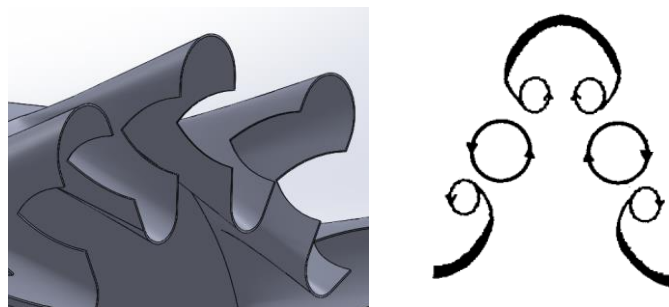
Οι Patterson (1984) και Provinelli et al. (1980, 1984) ήταν οι πρώτοι ερευνητές που μελέτησαν τα φαινόμενα τα οποία προκύπτουν κατάντι του επιπέδου της ακμής εκφυγής των λοβών σε ένα ΛΑ. Διαπίστωσαν ότι, επιπροσθέτως του μηχανισμού τυρβώδους ανάμειξης, ο οποίος είναι υπεύθυνος για την ανάμειξη σε μία ελεύθερη δέσμη, παρατηρείται ένας σημαντικός μακροσκοπικός μηχανισμός ανάμειξης λόγω συναγωγής. 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 την έκταση του δεύτερου σταδίου μέχρι και σε απόσταση 2 μηκών διαμέτρου κατάντι. Τα αναλυτικά χαρακτηριστικά και οι μηχανισμοί που προκαλούν τη δημιουργία των στροβιλισμών στους λοβούς των ακροφυσίων διατυπώθηκαν από τους McCormick and Bennett (1994).

Χρησιμοποιώντας πειραματικές τεχνικές οπτικοποίησης της ροής καθώς και μετρήσεις διαπίστωσαν ότι στα ΛΑ συνυπάρχουν και αλληλοεπιδρούν τρεις βασικοί μηχανισμοί δημιουργίας στροβιλισμών (Σχήμα 1). Στην ακμή εκφυγής του ακροφυσίου γεννώνται, εξαιτίας της αστάθειας Kelvin-Helmholtz, μικρής κλίμακας εγκάρσιοι περιοδικοί στρόβιλοι (normal vortices), οι οποίοι επεκτείνονται εντός του φύλλου διάτμησης κατάντι του ακροφυσίου. Στο κάθετο τμήμα των λοβών γεννώνται ζεύγη αντίρροπων διαμήκων στροβίλων (streamwise vortices), τάξης μεγέθους μεγαλύτερης από τους εγκάρσιους. Οι στρόβιλοι αυτοί αλληλοεπιδρούν με τους εγκάρσιους στροβίλους, εξαναγκάζοντάς τους να διασπαστούν σε όλο και μικρότερους στροβίλους, με αποτέλεσμα την αύξηση του ρυθμού τυρβώδους ανάμειξης. Τέλος, στο επάνω άκρο κάθε λοβού γεννώνται δύο αντίρροποι στρόβιλοι, ενδιάμεσης τάξης μεγέθους, οι οποίοι αντιστοιχούν στους αντίρροπους στροβιλισμούς στα ακροπτερύγια 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 στροβίλους, ίσης έντασης. Η παρατήρηση αυτή μπορεί να εξηγήσει το γεγονός ότι η χρήση ΛΑ ενισχύει την ανάμειξη τόσο μακροσκοπικά (μέσω συναγωγής), όσο και μικροσκοπικά (τυρβώδης ανάμειξη).



Σχήμα 1: Τυπική διάταξη ΛΑ (αριστερά) και χαρακτηριστικές ροϊκές δομές σε ένα ΛΑ (δεξιά).

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



Σχήμα 2: Λοβοί με εγκοπές (αριστερά) και δομή στροβίλων που δημιουργούνται σε αυτούς (δεξιά).

1.3 Σκοπός

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 ελικοπτέρου UH-1H 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. Σκοπός της μελέτης είναι η συγκριτική αξιολόγηση εναλλακτικών γεωμετρικών λοβωτών ακροφυσίων κάνοντας χρήση ποικίλων θερμικών και αεροδυναμικών κριτηρίων, καθώς επίσης και η ανάπτυξη και αξιολόγηση νέων πρωτότυπων γεωμετρικών διατάξεων λοβών.

2. ΠΕΙΡΑΜΑΤΙΚΕΣ ΜΕΤΡΗΣΕΙΣ

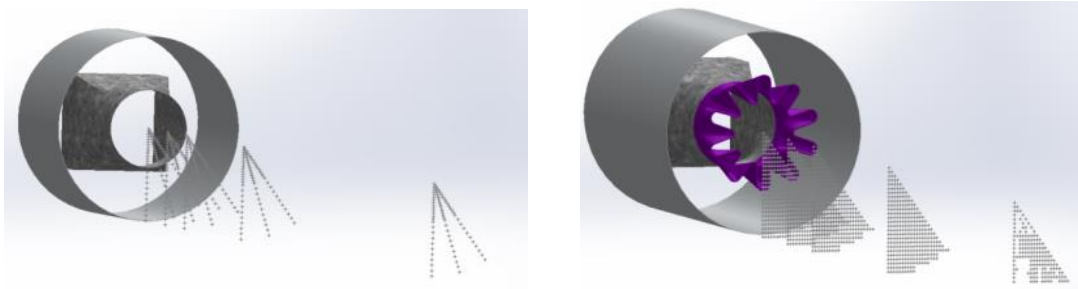
2.1 Γενικά Χαρακτηριστικά και Μετρητικές Διατάξεις

Η πειραματική διάταξη που χρησιμοποιήθηκε παρουσιάζεται στο Σχήμα 3. Η διάταξη αποτελείται από δύο ομοαξονικούς κυκλικούς αγωγούς. Στον εσωτερικό αγωγό (θερμό ρεύμα), διαμέτρου 145 mm, χρησιμοποιήθηκε φυγοκεντρικός ανεμιστήρας για τη δημιουργία ροής ενός μείγματος αέρα και καυσαερίων ενός εμπορικού καυστήρα προπανίου. Στον εξωτερικό αγωγό (ψυχρό ρεύμα), διαμέτρου 180 mm, χρησιμοποιήθηκε το δίκτυο πεπιεσμένου αέρα του εργαστηρίου για τη δημιουργία ροής αέρα (800 lt/min). Κατά τη λήψη των σημειακών μετρήσεων αξονικής ταχύτητας και θερμοκρασίας, έγινε χρήση ενός σωλήνα Pitot-static με ενσωματωμένο θερμοστοιχείο (τύπου K). Τα δεδομένα καταγράφηκαν σε διαφορικό μεταλλάκτη πίεσης και ψηφιακό θερμομέτρο.



Σχήμα 3: Πειραματική διάταξη χωρίς (αριστερά) και με λοβωτό ακροφύσιο (δεξιά).

Οι μετρήσεις για τη διάταξη χωρίς ακροφύσιο, έγιναν σε 5 χαρακτηριστικές αποστάσεις από το χείλος εκφυγής του ακροφυσίου ($x/D = 0, 1, 2, 5, 10$), καλύπτοντας ένα τόξο 36 μοιρών (Σχήμα 4, αριστερά) το οποίο αντιστοιχεί στη γωνιακή απόσταση ενός «πλήρους» λοβού, με μετρήσεις κατά μήκος των γωνιακών θέσεων $0^\circ, 18^\circ, 36^\circ$, με στόχο τη διερεύνηση της συνθήκης αξονικής συμμετρίας.



Σχήμα 4: Κατανομή σημείων μέτρησης στη διάταξη χωρίς (αριστερά) και με (δεξιά) ΛΑ.

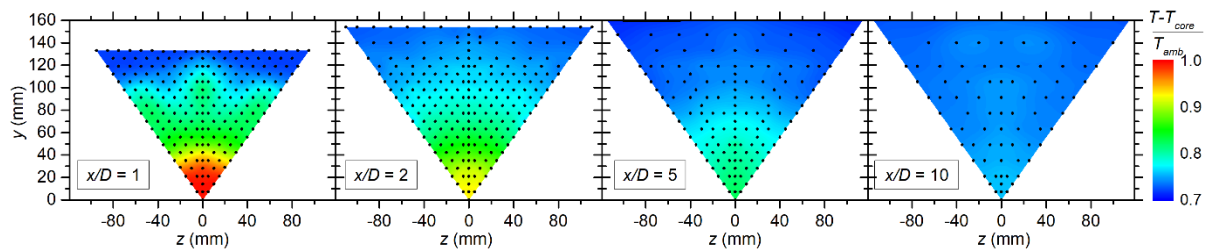
Το λοβωτά ακροφύσια τα οποία μετρήθηκαν και κατασκευάστηκαν με τη χρήση τρισδιάστατου εκτυπωτή είχαν γεωμετρικές διαφορές ως προς την κατεύθυνση των λοβών και των ακμών εκφυγής στο επίπεδο εξόδου του θερμού ρεύματος. Συγκεκριμένα, αρχικά χρησιμοποιήθηκε ένα απλό λοβωτό ακροφύσιο (LNS), στη συνέχεια ένα λοβωτό ακροφύσιο με συστραμμένους λοβούς κατά 16° (LNT) και τέλος ένα αξονικό λοβωτό ακροφύσιο με όνυχες (LNN) (Σχήμα 5). Οι μετρήσεις και στις τρεις περιπτώσεις των ακροφυσίων έγιναν επίσης σε 5 χαρακτηριστικές αποστάσεις από το χείλος εκφυγής του ακροφυσίου ($x/D = 0, 1, 2, 5, 10$), καλύπτοντας επίσης ένα τόξο 36° το οποίο αντιστοιχεί στη γωνιακή απόσταση ενός «πλήρους» λοβού, αλλά χρησιμοποιώντας ένα πυκνότερο «πλέγμα» μετρήσεων το οποίο εκτεινόταν σε ολόκληρο το τόξο των 36° (Σχήμα 4, δεξιά).



Σχήμα 5: Απλό ΛΑ - LNS (αριστερά), ΛΑ με συστροφή 16° (κέντρο) - LNT και αξονικό ΛΑ με όνυχες - LNN (δεξιά).

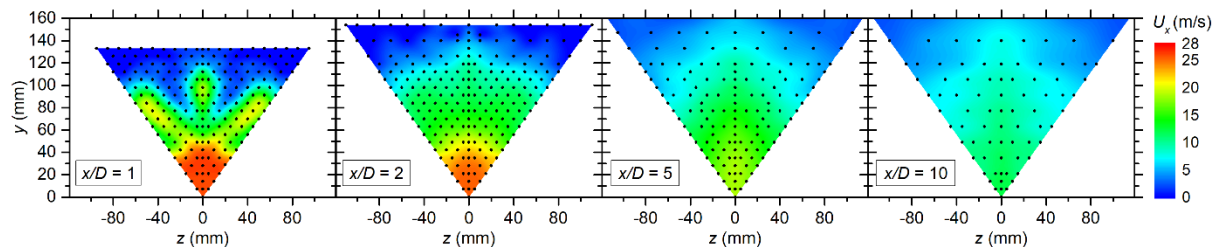
2.2 Πειραματικά Αποτελέσματα

Στην πειραματική διάταξη έγιναν μετρήσεις χωρίς (SN) και με τα 3 λοβωτά ακροφύσια. Στο Σχήμα 7 απεικονίζονται οι χωρικές κατανομές της αδιάστατης κανονικοποιημένης θερμοκρασίας (η οποία υπολογίζεται ως ο λόγος της μετρούμενης θερμοκρασίας προς τη θερμοκρασία του θερμού πυρήνα, κανονικοποιημένες ως προς την $T_{amb} = 293.15$ K), στις θέσεις $x/D = 1, 2, 5$ και 10 κατάντι του ακροφυσίου LNS. Παρατηρείται η εξομάλυνση του πεδίου θερμοκρασιών, καθώς και οι μειωμένες τιμές του πεδίου θερμοκρασιών από την θέση $x/D = 2$ και κατάντι στην περίπτωση των λοβωτών ακροφυσίων, καταδεικνύουν την ενισχυμένη ανάμειξη που προκαλείται από αυτά στα δύο πρώτα μήκη διαμέτρου, συνέπεια των ισχυρών στροβιλισμών που δημιουργούν οι λοβοί.



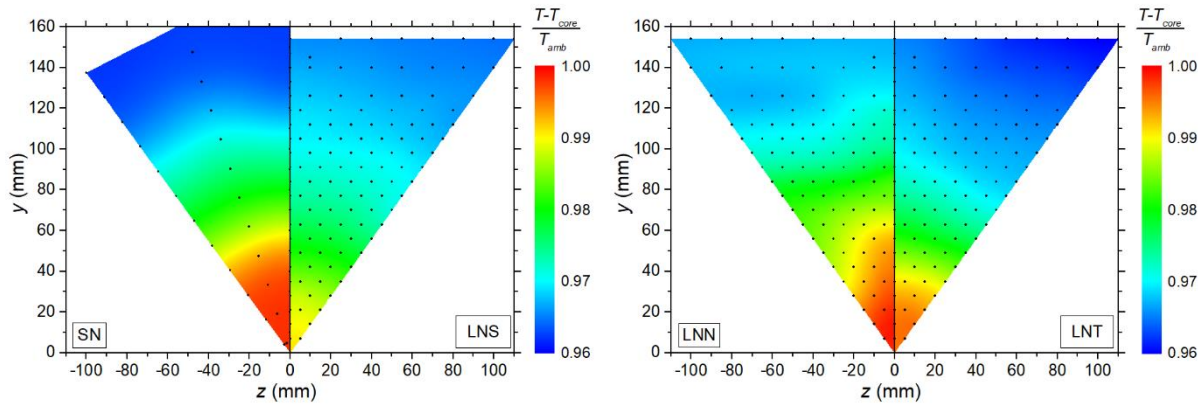
Σχήμα 7: Μετρήσεις αδιάστατων κανονικοποιημένων κατανομών θερμοκρασίας στις θέσεις $x/D = 1, 2, 5$ και 10 (από αριστερά προς τα δεξιά) κατάντι του χείλους εκφυγής του ακροφυσίου LNS.

Στο Σχήμα 8 απεικονίζονται οι χωρικές κατανομές της αξονικής ταχύτητας σε 3 αξονικές αποστάσεις κατάντι του ακροφυσίου LNS, όπου αναδεικνύονται τα βασικά χαρακτηριστικά του αναπτυσσόμενου ροϊκού πεδίου. Συγκεκριμένα, το πεδίο υψηλής ταχύτητας του πυρήνα εξομαλύνεται ταχέως, λόγω της αυξημένης μεταφοράς ορμής μέσω των δημιουργούμενων στροβιλισμών και στην θέση $x/D = 2$ έχει σχετικά ομαλοποιηθεί, καταδεικνύοντας την, από αυτό το σημείο και μετά, σταδιακή διάσπαση των στροβίλων.



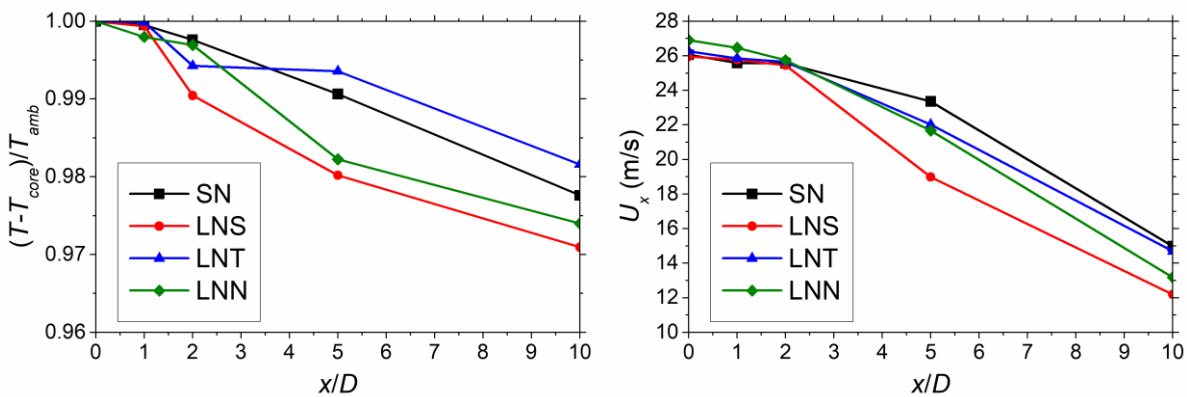
Σχήμα 8: Μετρήσεις κατανομών αξονικής ταχύτητας στις θέσεις $x/D = 1, 2, 5$ και 10 (από αριστερά προς τα δεξιά) κατάντι του χείλους εκφυγής του ακροφυσίου LNS.

Στο Σχήμα 9 παρουσιάζονται συγκριτικά και για τις 4 εξεταζόμενες περιπτώσεις οι χωρικές κατανομές της αδιάστατης κανονικοποιημένης θερμοκρασίας σε αξονική απόσταση $x/D = 2$ από το χείλος εκφυγής. Παρατηρείται ότι στη θέση αυτή για το LNS και το LNT ο ισοθερμοκρασιακός πυρήνας έχει εξαλειφθεί, ενώ στην περίπτωση του LNN έχει μειωθεί σε έκταση, σε σχέση με το απλό ακροφύσιο.



Σχήμα 7: Σύγκριση αδιάστατων κανονικοποιημένων κατανομών θερμοκρασίας στη θέση $x/D = 2$, για τις 4 περιπτώσεις.

Στο Σχήμα 10 παρουσιάζονται οι αξονικές κατανομές της αδιάστατης κανονικοποιημένης θερμοκρασίας, καθώς και της αξονικής ταχύτητας κατά μήκος του άξονα συμμετρίας. Παρατηρείται η υπεροχή των LNS και LNN σε σύγκριση με το απλό ακροφύσιο (SN), όσον αφορά τη μείωση της θερμοκρασίας του πυρήνα της δέσμης και της αξονικής ταχύτητας, ενώ για την περίπτωση του LNT δεν μπορούν να εξαχθούν ασφαλή συμπεράσματα.



Σχήμα 10: Μετρήσεις αξονικής κατανομής αδιάστατης κανονικοποιημένης θερμοκρασίας (αριστερά) και αξονικής ταχύτητας (δεξιά) στον άξονα συμμετρίας, για τις 4 εξεταζόμενες περιπτώσεις.

3. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΕΣ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ

Για την υλοποίηση των υπολογιστικών προσομοιώσεων χρησιμοποιήθηκε ο εμπορικός κώδικας ANSYS CFX σε συνδυασμό με 3 διαφορετικά RANS μοντέλα τύρβης, ενώ το υπολογιστικό πλέγμα δημιουργήθηκε με τον πλεγματοποιητή του πακέτου.

3.1 Πιστοποίηση Μοντέλων Τύρβης

Αρχικά, με στόχο τη διερεύνηση της δυνατότητας των RANS μοντέλων τύρβης δύο εξισώσεων να προσομοιώνουν τους, μεγάλης κλίμακας, στροβίλους που δημιουργούνται σε ένα ΛΑ, πραγματοποιήθηκε μελέτη πιστοποίησης, μέσω της σύγκρισης των υπολογιστικών αποτελεσμάτων με τα αντίστοιχα πειραματικά δεδομένα που ελήφθησαν στη διάταξη μεσαίας κλίμακας (βλ. Ενότητα 2). Συνολικά εξετάστηκαν δύο περιπτώσεις, αυτή του απλού ακροφυσίου και του απλού λοβωτού ακροφυσίου, ενώ εξετάστηκαν 3 μοντέλα RANS δύο εξισώσεων, συγκεκριμένα τα $k-\epsilon$, RNG $k-\epsilon$ και SST $k-\omega$. Γενικά, επιβεβαιώθηκε ότι τα μοντέλα RANS δύο εξισώσεων προβλέπουν επιτυχώς τις βασικές ροϊκές δομές που προκύπτουν από την χρήση ΛΑ. Όλα τα μοντέλα τύρβης υποεκτιμούν την ανάπτυξη της δέσμης και την ενισχυμένη ανάμειξη που προκαλεί ο μηχανισμός της δημιουργίας δύο αντίρροπων εγκάρσιων στροβίλων σε κάθε λοβό. Το μοντέλο SST $k-\omega$ βρέθηκε να υπερισχύει έναν των $k-\epsilon$ και RNG $k-\epsilon$, εμφανίζοντας μέσο σφάλμα 36.61% στην πρόβλεψη των αξονικών ταχυτήτων και

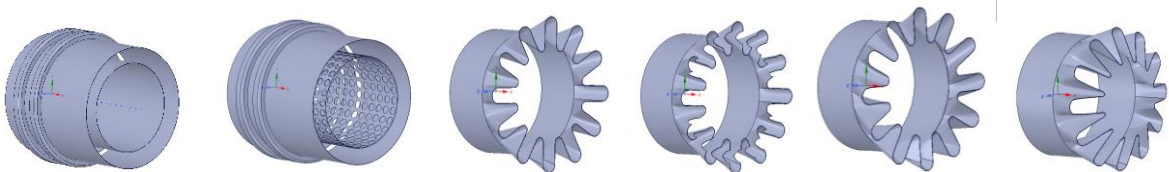
11.16% στην πρόβλεψη των θερμοκρασιών. Η διαπίστωση αυτή συμφωνεί με τα αποτελέσματα της αντίστοιχης μελέτης των Cooper et al. (2005). Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω, το μοντέλο τύρβης SST $k-\omega$ χρησιμοποιήθηκε για όλες τις επόμενες υπολογιστικές προσομοιώσεις.

3.2 Προσομοιώσεις Διατάξεων Μείωσης Θερμικού Ίχνους

Οι διατάξεις μείωσης θερμικού ίχνους που εξετάστηκαν αφορούν τη χρήση διατάξεων απλών και λοβωτών ακροφυσίων, με ή χωρίς την χρήση κεντρικού κώνου. Οι διατάξεις σχεδιάστηκαν με βάση μια απλοποιημένη γεωμετρία του συστήματος εξαγωγής καυσαερίων του ελικοπτέρου UH-1H. Ως οριακές συνθήκες χρησιμοποιήθηκαν τιμές παροχής μάζας και θερμοκρασίας οι οποίες προέκυψαν από υπολογιστικό μοντέλο του κινητήρα του ελικοπτέρου, τύπου Textron Lycoming T53-L-13B. Οι διατάξεις που εξετάστηκαν παρουσιάζονται στον Πίνακα 1 και στο Σχήμα 11.

Πίνακας 1 : Διατάξεις που προσομοιώθηκαν υπολογιστικά.

A/A	Συνομογραφία	Τύπος ακροφυσίου	Κεντρικός κώνος
1	SG	Απλό	Όχι
2	SNWH	Διάτρητο	Όχι
3	SNWH+CP	Διάτρητο	Ναι
4	LNS	Απλό λοβωτό	Όχι
5	LNS+CP	Απλό λοβωτό	Ναι
6	LNS+CP+D	Απλό λοβωτό με εξαγωγή με εγκοπές	Ναι
7	LNSC	Λοβωτό με εγκοπές	Όχι
8	LNSC+CP	Λοβωτό με εγκοπές	Ναι
9	LNT	Λοβωτό με στρέψη	Όχι
10	LNT+CP	Λοβωτό με στρέψη	Ναι
11	LNN	Λοβωτό με όνυχες	Όχι
12	LNN+CP	Λοβωτό με όνυχες	Ναι



Σχήμα 11: Σχηματικές διατάξεις ακροφυσίων (από αριστερά) SG, SNWH, LNS, LNSC, LNT, LNN.

Το βασικό κριτήριο το οποίο χρησιμοποιήθηκε για τη συγκριτική αξιολόγηση των διατάξεων είναι ο βαθμός απόδοσης της θερμικής ανάμειξης (Εξίσωση 1), μέγεθος το οποίο 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, αναμειγμένη και πλήρως (ιδεατά) αναμειγμένη ροή αντίστοιχα. Η θερμοκρασία T_M ορίζεται μέσω της Εξίσωσης (2). Επίσης, για τη διασφάλιση της ελάχιστης επίδρασης της εκάστοτε διάταξης ΜΘΙ στη λειτουργία του κινητήρα, υπολογίστηκε, μέσω της Εξίσωσης 3, και το ποσοστό απώλειας ολικής πίεσης.

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

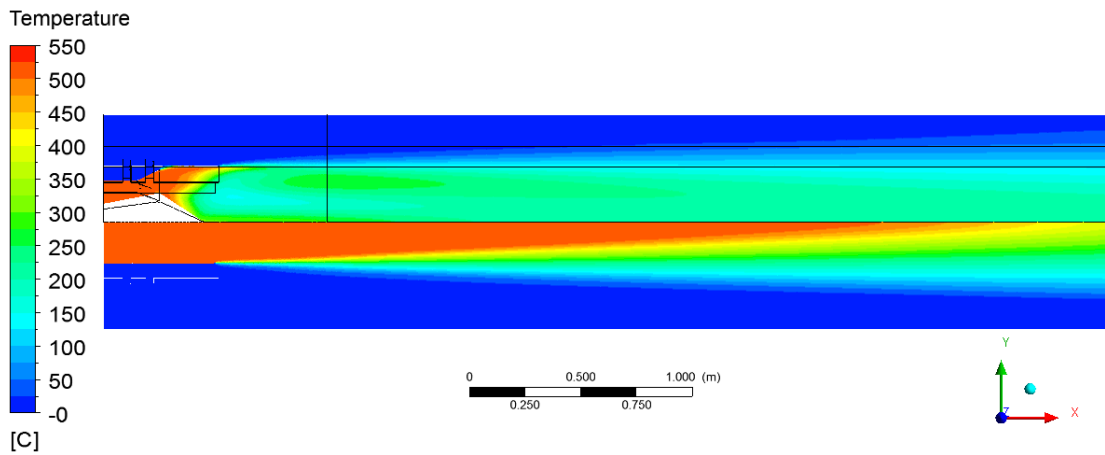
$$T_M = \frac{T_p m_p + T_s m_s}{m_m} \quad (2)$$

$$\Delta p_i = \frac{p_{i,p} - p_{i,m}}{p_{i,p}} \quad (3)$$

Το υπολογιστικό χωρίο το οποίο κατασκευάστηκε περιλάμβανε ένα τεταρτημόριο του συστήματος εξαγωγής καυσαερίων και εκτεινόταν κατά 200 mm ακτινικά του εξωτερικού καλύμματος και 4000 mm κατάντι αυτού. Το υπολογιστικό πλέγμα αποτελούνταν από 8 εκατομμύρια στοιχεία και παρουσίαζε τοπική πύκνωση στη περιοχή του ακροφυσίου και κατάντι αυτού.

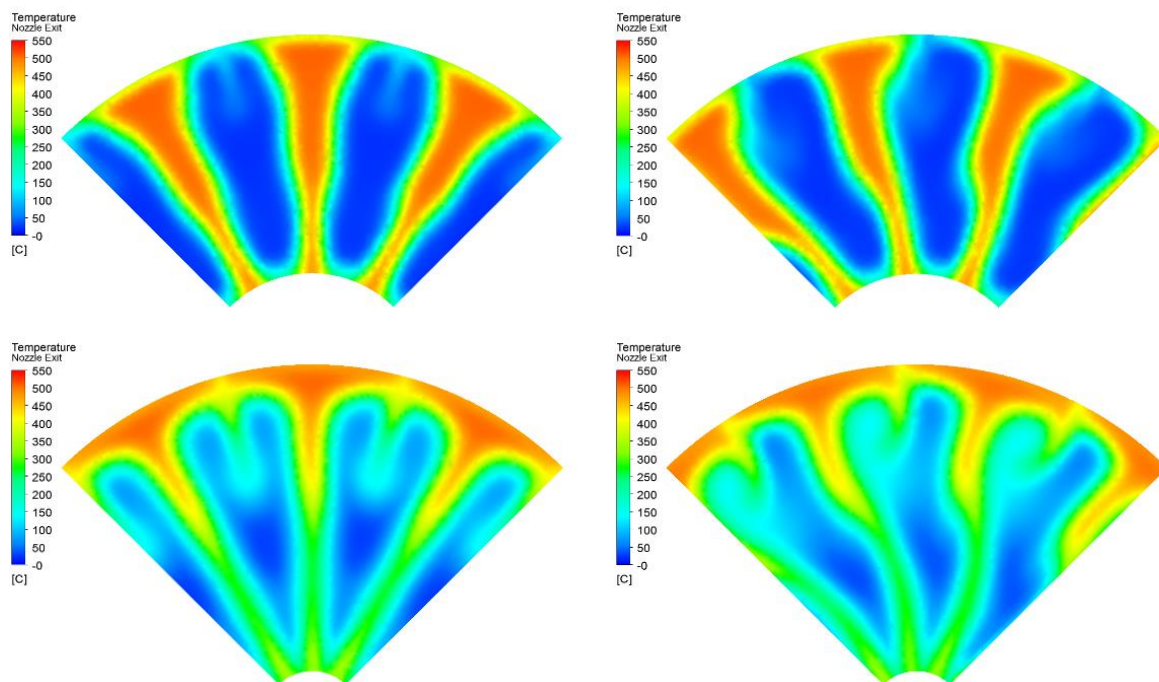
3.3 Υπολογιστικά Αποτελέσματα

Στο Σχήμα 12 παρουσιάζεται σύγκριση των χωρικών κατανομών θερμοκρασίας με και χωρίς ΛΑ. Είναι εμφανές ότι η χρήση του ΛΑ προκαλεί σημαντική μείωση της θερμοκρασίας των καυσαερίων λόγω της ενίσχυσης του ρυθμού ανάμειξης.



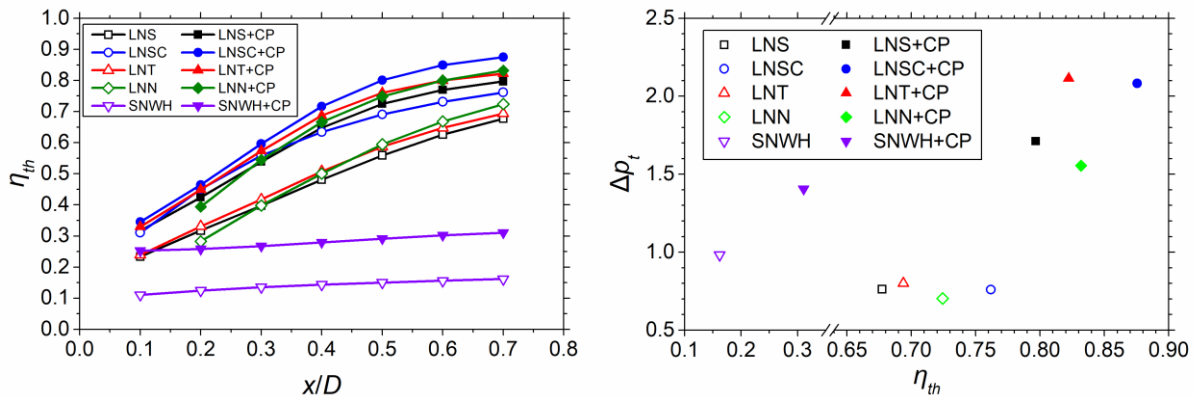
Σχήμα 12: Σύγκριση κατανομών θερμοκρασίας με (πάνω) και χωρίς (κάτω) ΛΑ.

Στο Σχήμα 13 παρουσιάζονται ενδεικτικά υπολογιστικά αποτελέσματα των κατανομών θερμοκρασίας για 2 χαρακτηριστικές αξονικές θέσεις, στην περίπτωση του απλού λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο (LNS+CP) και του στρεφόμενου λοβωτού ακροφυσίου με κεντρικό κώνο (LNT+CP). Η επίδραση της γωνιάς συστροφής των λοβών είναι εμφανής στο αναπτυσσόμενο θερμοκρασιακό πεδίο, γεγονός το οποίο ενισχύει το ρυθμό θερμικής ανάμειξης.



Σχήμα 13: Σύγκριση κατανομών θερμοκρασίας στις αξονικές θέσεις $x/D = 0.2$ (επάνω) και $x/D = 0.4$ (κάτω), για τα ακροφύσια LNS+CP (αριστερά) και LNT+CP (δεξιά).

Στο Σχήμα 14 παρουσιάζονται συγκριτικά για όλες τις περιπτώσεις που εξετάστηκαν, η χωρική κατανομή του συντελεστή θερμικής ανάμειξης (η_{th}), καθώς και η συσχέτιση του με τις προκαλούμενες απώλειες πίεσης.



Σχήμα 14: Μεταβολή του συντελεστή θερμικής ανάμειξης κατά την αξονική διεύθυνση (αριστερά) και συσχέτιση με τις απώλειες πίεσης στην έξοδο του εξωτερικού αγωγού (δεξιά) για κάθε ακροφύσιο

Η χρήση λοβωτού ακροφυσίου (LNS) υπερσχύει της χρήσης διάτρητου ακροφυσίου (SNWH), καθώς στην πρώτη περίπτωση η αύξηση του συντελεστή θερμικής ανάμειξης είναι της τάξης του 63%, με αύξηση των απωλειών πίεσης κατά 2%, τιμή η οποία θεωρείται επιχειρησιακά αποδεκτή. Γενικά, η χρήση κεντρικού κώνου οδηγεί σε αύξηση του συντελεστή θερμικής ανάμειξης, η οποία ανέρχεται, στο χείλος εκφυγής του αγωγού εξόδου έως και 15.6% για την περίπτωση του συστραμμένου λοβωτού ακροφυσίου (LNT+CP). Παράλληλα, ο κεντρικός κώνος αυξάνει σημαντικά τις απώλειες πίεσης, έως και κατά 62% για την περίπτωση του λοβωτού ακροφυσίου με εγκοπές. 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). Αξιοσημείωτα 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. Παρατηρείται 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. Τέλος, 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.

4. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

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 της εμφάνισης έντονων στροβίλων, οι οποίοι γεννώνται στις ακμές εκφυγής των λοβών. Οι στρόβιλοι αυτοί δημιουργούνται, αναπτύσσονται, αλληλοεπιδρούν και διαλύονται σε απόσταση έως και δύο μήκη διαμέτρου κατάντι των λοβών.

Από τις πειραματικές μετρήσεις προκύπτει ότι η εξομάλυνση του πεδίου θερμοκρασιών, καθώς και οι μειωμένες τιμές του πεδίου θερμοκρασιών από την θέση $x/D = 2$ και κατάντι στην περίπτωση των λοβωτών ακροφυσίων, καταδεικνύουν την ενισχυμένη ανάμειξη που προκαλείται από αυτά στα δύο πρώτα μήκη διαμέτρου, συνέπεια των ισχυρών στροβιλισμών που δημιουργούν οι λοβοί. Η ανάμειξη 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.

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 στη μείωση της μέσης θερμοκρασίας των καυσαερίων και κατ' 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, επομένως κρίνεται χρήσιμη η περεταίρω 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.

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- Cooper N., Merati P. and Hu H., "Numerical Simulation of the Vortical Structures in a Lobed Jet Mixing Flow", In Proceedings of the 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Paper 2005-0635, Reno, USA, 2005.
- Eckerle W.A., Sheibani H. and Awad J. (1992), "Experimental Measurement of the Vortex Development Downstream of a Lobed Forced Mixer", *J. Eng. Gas Turbine and Power* **114**, 63-71.
- Hu H., Saga T., Kobayashi T. and Taniguchi N. (2002), "Mixing Process on a Lobed Jet Flow", *AIAA Journal* **40**(7), 1339-1345.
- Hu H., Saga T., Kobayashi T. and Taniguchi N., "Stereoscopic PIV Measurement of a Lobed Jet Mixing Flow", In Selected Papers from the 10th International Symposium on Laser Techniques for Fluid Mechanics, 411-435, 2000.
- McCormick D.C. and Bennett J.C. (1994), "Vortical and Turbulent Structure of a Lobed Mixer Free Shear Layer", *AIAA Journal* **32**(9), 1852-1859.
- Merati P. and Cooper N. (2016), "Experimental Investigation of Flow Behavior for Scalloped and Lobed Mixers", *Advances in Mechanical Engineering* **8**(9), 1-17.
- Patterson R.W. (1984), "Turbofan Mixer Nozzle Flow Field - A Benchmark Experimental Study", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* **106**(3), 692-698.
- Presz M.W., Morin B.L. and Blinn R.F., "Short Efficient Ejector Systems", In 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", In Proceedings of the 22nd Joint Propulsion Conference, Paper 86-1614, Huntsville, USA, 1986.
- Provinelli L. and Anderson B. (1984), "Investigation of Mixing in a Turbofan Exhaust Duct, Part II Computer Code Application and Verification", *AIAA Journal* **22**(4), 518-525.
- Provinelli L., Anderson B. and Gerstenmaier W., "Computation of Three-Dimensional Flow in Turbofan Mixers and Comparison With Experimental Data", In Proceedings of the 18th Aerospace Sciences Meeting, Paper 80-0227, Pasadena, USA, 1980.
- Skebe A.S., Paterson R.W. and Barber T.J., "Experimental Investigation of Three-Dimension Forced Mixer Lobe Flow Fields", In Proceedings of the 1st National Fluid Dynamics Conference, Paper 88-3785-CP, Cincinnati, USA, 1987.
- Yu S.C.M. (1994), "Some Aspects of the Flows Behind Lobed Mixers", *International Communications in Heat and Mass Transfer* **21**(6), 849-858.
- Yu S.C.M., Yip T.H. and Liu C.Y. (1997), "Mixing Characteristics of Forced Mixers with Scalloped Lobes", *Journal of Propulsion and Power* **13**(2), 305-311.

ABSTRACT

In the vast majority of aircrafts, i.e. fixed wing airplanes and helicopters, propulsion is achieved by means of thermal engines (piston or jet engines) that involve combustion. The hot combustion gases produced by the engine are being ejected to the atmosphere, thus playing a key role in the formation of a “thermal signature” of the aircraft. In the case of military applications, suppression of this thermal signature is of great importance, due to the threats posed by infrared guided weapons and thermal imaging sensors. Reducing the temperature of the exhaust gases is one of the most efficient ways to reduce the thermal or infra-red (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 ambient air with the hot gas exhaust stream. To achieve this, especially in the turbo-shaft engines used in military helicopters, special lobed nozzles (which exhibit lobes in their perimeter) are being used in the exhaust of the engine to enhance the mixing of the inner core of hot gases with the secondary flow of ambient cold air. Lobed nozzles lead to the formation of large scale vortices, which further enhance the mixing rate between the two coaxial flows. In an ordinary nozzle, the only vortices forming are the small scale turbulent eddies in the shear layer, appearing downstream of the trailing edge of the nozzle. In the case of a lobed nozzle, two large scale, counter-rotating, stream-wise vortices are formed in each lobe. The scale of these vortices is several orders of magnitude bigger than the small scale turbulent vortices. In this case, the thermal mixing of the two streams is dominated by convection, whereas turbulent transport mixing plays a secondary role. The focus of this work is the experimental and numerical investigation of the thermal and flow characteristics of two coaxial flows, with different temperatures, mixing in a lobed nozzle. 4 medium-scale experiments were conducted, aiming to investigate the mixing characteristics of alternative lobed nozzle geometries; towards this end, a large set of temperature and axial velocity measurements was obtained in various radial and axial positions. Computational Fluid Dynamics tools were also used, to investigate the mixing efficiency of different configurations of nozzles in a simplified geometry of the UH-1H helicopter exhaust. A validation study was performed to select the most suitable turbulence model, by means of comparing the numerical results against the obtained experiment data. Multiple lobed nozzle geometries were investigated, aiming to determine the main characteristics of the developing thermal and flow-fields, as well as to determine the thermal mixing efficiency in each case.