



ΔΙΕΘΝΕΣ  
ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ  
ΤΗΣ ΕΛΛΑΔΟΣ

2023

**Διπλωματική Εργασία με Θέμα:**

*«Υπολογιστική Μελέτη Μετάδοσης Θερμότητας σε Πτερύγια Αεριοστρόβιλου Αεροπορικού Κινητήρα.»*



Όνοματεπώνυμο: Ατέσογλου Γεώργιος

Τμήμα: Μηχανολόγων Μηχανικών

Αριθμός Μητρώου: 7069

Επιβλέπων Καθηγητής: Μισηρλής Δημήτριος

Σέρρες, 3/5/2023

## Ευχαριστίες

Θα ήθελα να ευχαριστήσω τον καθηγητή μου Μισηρλή Δημήτριο, αναπληρωτή καθηγητή του πρώην ΤΕΙ Κεντρικής Μακεδονίας και νυν Διεθνούς Πανεπιστημίου της Ελλάδος, για την ευκαιρία και την υποστήριξη που μου προσέφερε με την γνώση και την εμπειρία του στον κλάδο των στροβιλομηχανών, να εκπονήσω την διπλωματική μου εργασία πάνω στον τομέα των αεριοστροβίλων. Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους γονείς μου, Τριαντάφυλλο και Άννα καθώς και την αδερφή μου Νικολέτα για όλη την υποστήριξη και την εμπιστοσύνη που μου έδειξαν όλα αυτά τα χρόνια και που συνειδητοποιώντας το πάθος ενός μικρού παιδιού με το αντικείμενο της μηχανολογίας, με ώθησαν πέραν του γεγονότος να κάνω το χόμπι μου επάγγελμα αλλά και πραγματικότητα.

## Περίληψη.

Η παρούσα διπλωματική εργασία είναι δομημένη σε δύο κύριες ενότητες. Στην παράρτημα Α' παρουσιάζεται η περιγραφή των κύκλου λειτουργίας καθώς και λεπτομέρειες σχετικά με κινητά μέρη που αποτελείται ένας αεριοστρόβιλος. Στην παράρτημα Β' παρουσιάζεται η ανάλυση μιας υπολογιστικής μελέτης που πραγματοποιήθηκε με στόχο την σύγκριση και την απεικόνιση της εφαρμογής ψύξεως στα πτερύγια με την μη εφαρμογή της.

Στόχος της διπλωματικής εργασίας είναι η παρουσίαση της λειτουργίας ενός αεριοστρόβιλου αεροπορικού κινητήρα, η απαρίθμηση και η επεξήγηση των λειτουργικών μερών που εξοπλίζει την αεριοστροβλική διάταξη καθώς και η παρουσίαση μιας υπολογιστικής μελέτης η οποία σχετίζεται με την μετάδοση θερμότητας σε πτερύγια αεροπορικού κινητήρα.

Πιο συγκεκριμένα, αφού επιλέχθηκε και σχεδιάστηκε το κατάλληλο πτερύγιο στο πρόγραμμα Solid Works 2020, δημιουργήθηκε ένα πεδίο ροής του αέρα που διαπερνά στιγμιαία τα δύο πτερύγια που βρίσκονται σε σειρά. Σε επόμενη φάση, το μοντέλο εισήχθη στο πρόγραμμα Ansys Workbench 2022 R2 όπου αφού αρχικά δημιουργήθηκε το κατάλληλο πλέγμα που περιγράφει επακριβώς την γεωμετρία του μοντέλου, στην συνέχεια ορίστηκαν οι κατάλληλες οριακές συνθήκες για ταχύτητες αέρα 30, 60, 90 και 120 m/s. Ακόμη, το υλικό που επιλέχθηκε για τα πτερύγια, είναι το αλουμίνιο. Αρχικά, δεν εφαρμόστηκε κάποιο είδος μορφή ψύξης καθώς τα τοιχώματα των πτερυγίων ορίστηκαν ως αδιαβατικά, ενώ στην συνέχεια εφαρμόστηκε σταθερή θερμοροή της τάξεως των  $-100000 \text{ (W/m}^2\text{)}$  για τις ίδιες ταχύτητες αέρα. Επιπροσθέτως, αφού το πρόγραμμα προχώρησε σε λύσεις οι οποίες παρουσιάζονται με την μορφή διαγραμμάτων θερμοκρασιών, πιέσεων αλλά και ταχυτήτων συναρτήσεων των επαναλήψεων που ορίστηκαν να λύσει το Ansys. Τέλος στην διπλωματική εργασία, παρουσιάζονται τόσο τα αποτελέσματα της υπολογιστικής ανάλυσης που πραγματοποιήθηκε όσο και κάποια διαγράμματα μεταβολής της θερμοκρασίας έπειτα από ψύξη των  $-100000 \text{ (W/m}^2\text{)}$  που εφαρμόστηκε συναρτήσεων της θέσεως μεταξύ δύο εν σειρά κόμβων που αποτελούν τα πτερύγια στο πεδίο ροής που σχεδιάστηκε αρχικώς.

## Περιεχόμενα

Δήλωση Πνευματικής Ιδιοκτησίας.....	6
Εισαγωγή.....	7
Ιστορική Εξέλιξη.....	9

## Παράρτημα Α΄:

### Κεφάλαιο 1<sup>ο</sup>: Αεριοστρόβιλος υψηλής ισχύος και απόδοσης.

1.1: Αρχή λειτουργίας.....	14
1.2: Τα βασικά εξαρτήματα του αεριοστρόβιλου.....	17
1.2.1: Το τμήμα εισαγωγής (intake).....	17
1.2.2: Ο συμπιεστής (compressor).....	17
1.2.3: Ο θάλαμος καύσης (combustion chamber).....	17
1.2.4: Ο στρόβιλος (turbine).....	18
1.2.5: Το τμήμα εξαγωγής (nozzle).....	18
1.2.6: Οι θερμικοί εναλλάκτες (heat exchanger).....	19
1.3 Το περύγιο αεριοστρόβιλου.....	20
1.4: Αστοχία και περιβάλλον λειτουργίας των πτερυγίων.....	21
1.5: Υλικά.....	22

### Κεφάλαιο 2<sup>ο</sup>: Ψύξη και μέθοδοι ψύξεως.

2.1: Εσωτερική ψύξη.....	27
2.1.1: Ψύξη με συναγωγή.....	27
2.1.2: Ψύξη πρόσκρουσης.....	28
2.2: Εξωτερική ψύξη.....	29
2.2.1: Ψύξη μεμβράνης (φιλμ).....	29

2.2.2: Ψυκτική συλλογή.....	31
2.2.3: Ψύξη πτερυγίων καρφίτσας.....	32
2.2.4: Ψύξη με διαπνοή.....	32

### Κεφάλαιο 3<sup>ο</sup>: Αρχές αερίωσης και είδη αεριοστροβίλων.

3.1: Αρχές αερίωσης.....	33
3.2: Ωση.....	35
3.2.1: Γενικά.....	35
3.2.2: Λειτουργικοί παράγοντες.....	36
3.2.3: Περιβαλλοντικές συνθήκες που επηρεάζουν την ώση.....	37
3.3: Μέθοδοι αερίωσης – Τύποι αεριοστροβίλων.....	38
3.3.1: Γενικά.....	38
3.3.2: Πύραυλος (rocket).....	38
3.3.3: Αθόδυλος (ram jet).....	40
3.3.4: Παλμικός Αθόδυλος (Pulse jet).....	41
3.4: Οι τύποι του αεριοστροβίλου.....	42
3.4.1: Στροβιλοαντιδραστήρας (Turbojet engine).....	42
3.4.2: Ελικοστροβίλος (Turboprop engine).....	44
3.4.3: Αξονοστροβίλος (Turboshaft engine).....	47
3.4.4: Στροβιλοανεμιστήρας (Turbofan engine).....	48
3.4.5: Στροβιλο-αθόδυλος (Turboramjet).....	52
3.4.6: Πυραυλοστροβίλος (Turbo rocket).....	53
3.5: Είδη αεριοστροβίλου.....	54
3.5.1: Κατά το κύκλο.....	54
3.5.2: Κατά τον άξονα.....	54
3.5.3: Κατά τους θερμικού εναλλάκτες.....	54
3.5.4: Κατά την εφαρμογή.....	54

## Κεφάλαιο 4<sup>ο</sup>: Κύκλος λειτουργίας αεριοστρόβιλων.

4.1: Γενικά.....	55
4.2: Θεωρητικός κύκλος (κύκλος Brayton.).....	57
4.3: Κριτήρια λειτουργικής απόδοσης.....	60
4.4: Πραγματικός κύκλος λειτουργίας.....	62
4.4.1: Απώλειες στον συμπιεστή.....	63
4.4.2: Απώλειες στον θάλαμο καύσης.....	64
4.4.3: Απώλειες κατά την εκτόνωση.....	65
4.4.4: Μηχανικές απώλειες.....	66

### Παράρτημα Β΄:

#### Υπολογιστική Μελέτη Ψύξης Πτερυγίων Αεριοστρόβιλου.

Περιγραφή Μελέτης.....	68
Σκοπός της υπολογιστικής ανάλυσης.....	70
Ρυθμίσεις των παραμέτρων που εφαρμόστηκαν στο Ansys Workbench 2022 R2.....	71
Η γεωμετρία του πτερυγίου, ο σχεδιασμός του σε 3D μορφή και η απεικόνιση του πεδίου ροής στα δύο πτερύγια.....	72
Βήματα που ακολουθήθηκαν στο Ansys Workbench 2022 R2.....	75
Απεικόνιση του πλέγματος του προβλήματος.....	76
Περιπτώσεις.....	78
Περίπτωση 1 <sup>η</sup> .....	78
1.1.....	78
1.2.....	82
1.3.....	86
1.4.....	90
Περίπτωση 2 <sup>η</sup> .....	94

2.1.....	94
2.2.....	98
2.3.....	102
2.4.....	106
Θερμοφυσικές ιδιότητες του αέρα σε ατμοσφαιρική πίεση.....	110
Θερμοφυσικές ιδιότητες του αέρα για την κάθε μέση θερμοκρασία.....	111
Ενδεικτικός υπολογισμός μετατροπής της πρώτης μέσης θερμοκρασίας από βαθμούς Κέλβιν σε βαθμούς Κελσίου και εφαρμογή της μεθόδου της γραμμικής παρεμβολής μία φορά προς εύρεση των θερμοφυσικών ιδιοτήτων.....	113
Μετάδοση θερμότητας επάνω σε επίπεδη πλάκα.....	114
Τύποι που χρησιμοποιήθηκαν από την βιβλιογραφία.....	117
Δεδομένα, αποτελέσματα και διαγράμματα για ταχύτητα αέρα.....	119
➤ Για ταχύτητα αέρα 30 (m/s).....	119
• Πτερύγιο 1 – Wall 1.....	119
• Πτερύγιο 2 – Wall 2.....	124
➤ Για ταχύτητα αέρα 60 (m/s).....	129
• Πτερύγιο 1 – Wall 1.....	129
• Πτερύγιο 2 – Wall 2.....	134
➤ Για ταχύτητα αέρα 90 (m/s).....	139
• Πτερύγιο 1 – Wall 1.....	139
• Πτερύγιο 2 – Wall 2.....	144
➤ Για ταχύτητα αέρα 120 (m/s).....	149
• Πτερύγιο 1 – Wall 1.....	149
• Πτερύγιο 2 – Wall 2.....	154
Τελικές συσχετίσεις και εύρεση του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το πτερύγιο 1 & 2.....	159
Επίλογος – Συμπεράσματα.....	160
Βιβλιογραφία.....	163

## Δήλωση Πνευματικής Ιδιοκτησίας

Η παρούσα διπλωματική εργασία αποτελεί προϊόν αποκλειστικά δικής μου προσπάθειας. Όλες οι πηγές που χρησιμοποιήθηκαν περιλαμβάνονται τόσο κάτω από κάθε κείμενο όσο και στην βιβλιογραφία όπου γίνεται ρητή αναφορά σε αυτές σε όποια σημεία εφαρμόστηκαν.



Ατέσογλου Γεώργιος



## Εισαγωγή

Από τα πανάρχαια χρόνια, αρκετοί άνθρωποι προσπάθησαν να σχεδιάσουν και να κατασκευάσουν μία μηχανή η οποία θα χρησιμοποιούσε τον ατμό ο οποίος θα προερχόταν από την θέρμανση του νερού με σκοπό να παραχθεί τελικά ένα ωφέλιμο έργο το οποίο θα μπορούσαν να εκμεταλλευτούν, δίνοντας τελικά μια άλλη μορφή ενέργειας από την αρχική σε κάτι που ήθελαν να κινήσουν. Έτσι μετά από πολλούς αιώνες και με τις ιδέες και τις ανακαλύψεις διαφόρων σημαντικών ανθρώπων της εποχής, καταλήξαμε την σήμερα ημέρα να υπάρχουν τέτοιοι κινητήρες οι οποίοι εκτός από την κύρια εφαρμογή τους στα αεροσκάφη, χρησιμοποιούνται σε πολλές ακόμα διατάξεις και βοηθούν στην υλοποίηση πολλών έργων που δίχως αυτούς τα πράγματα θα γινόντουσαν με πολύ μεγάλη δυσκολία ή ακόμα και μερικά από αυτά δεν θα μπορούσαν να επιτευχθούν.

Έτσι λοιπόν, μία σύγχρονη στροβιλομηχανή γενικά σε σχέση με άλλες παρόμοιες ή μη διατάξεις παραγωγής μηχανικού έργου, είναι από πολλές απόψεις η πιο ικανοποιητική διάταξη. Το γεγονός ότι σε σχέση με άλλες διατάξεις δεν υπάρχουν παλινδρομικά και τριβόμενα τμήματα, συνεπάγεται αυτομάτως και μικρότερες καταναλώσεις λιπαντικού και σχεδόν μηδενικά προβλήματα ζυγοστάθμισης. Για τον λόγο αυτό, οι αεριοστροβιλικές διατάξεις παρουσιάζουν υψηλή απόδοση αλλά και αξιοπιστία κατά την λειτουργία τους.

Το μεγάλο πλεονέκτημα των αεριοστρόβιλων διαπιστώθηκε όταν για πρώτη φορά δημιουργήθηκε η ανάγκη από τους ανθρώπους να παράξουν ηλεκτρική ενέργεια. Έτσι στις αρχές του 20<sup>ου</sup> αιώνα ξεκίνησε η ευρεία χρήση των αεριοστρόβιλων με την εφαρμογή τους σε πλοία και τρένα καθώς και για την παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας.

Φτάνοντας λοιπόν κοντά στο σήμερα, οι αεριοστρόβιλοι χρησιμοποιούνται σε εργοστάσια παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας και με την βοήθειά τους, η ισχύς που τελικά καταφέρνουν να παράξουν αυτά τα εργοστάσια φτάνει μέχρι και τα 500 MW με συνολική απόδοση της τάξεως του 40%.

Ωστόσο όμως, όπως και κάθε τι που δημιουργείται και φτιάχνεται από τον άνθρωπο εκτός από τα πλεονεκτήματα του έχει και τα μειονεκτήματα. Έτσι, αν και παρά το γεγονός πως η τεχνολογία και εξέλιξη έχουν κάνει τεράστια άλματα στο κομμάτι των στροβιλομηχανών, οι αεριοστροβιλικές διατάξεις εμφανίζουν ένα μεγάλο μειονέκτημα. Το μειονέκτημα αυτό σχετίζεται με την εγκατάσταση παραγωγής ατμού υψηλής πίεσεως και υψηλής θερμοκρασίας το οποίο όμως παράγεται από πολύ οικονομικά δαπανηρές

εγκαταστάσεις όπως ένας συμβατικός λέβητας ή ακόμα και από έναν πυρηνικό αντιδραστήρα. Τα παραγόμενα αυτά θερμά αέρια τα οποία προέρχονται είτε από κάποιο λέβητα είτε από κάποιον αντιδραστήρα, δεν χρησιμοποιούνται κατευθείαν επάνω στον στρόβιλο, αλλά έμμεσα για την παραγωγή ενός ενδιάμεσου ρευστού ο οποίος είναι ο ατμός. Τελικά αυτά τα προβλήματα οδήγησαν στην ανάπτυξη και στην εκμετάλλευση των αεριοστρόβιλων με αποτέλεσμα σήμερα να βρίσκουν εφαρμογές σε πληθώρα διαφόρων μεταφορικών μέσων ή διατάξεων (πλοία, τρένα, αεροπλάνα, εργοστάσια παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας, αυτοκίνητα και σε άλλα πολλά ακόμα).

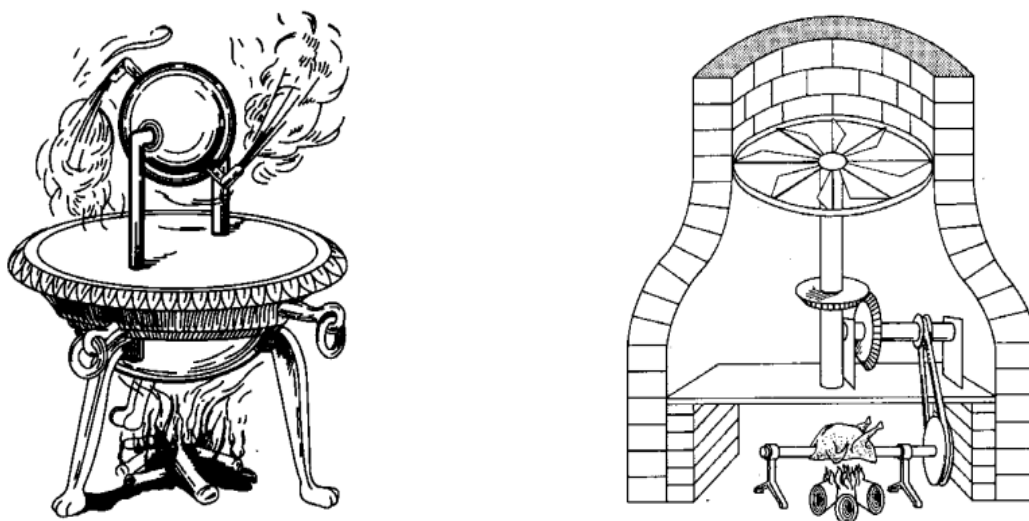
Όσον αφορά την αρχή λειτουργίας ενός αεριοστρόβιλου χρειάζεται αρχικά ένα αέριο υψηλής πίεσεως το οποίο θα εκτονώνεται εντός των πτερυγίων ενός στροβίλου που θα τον κινεί. Έτσι λοιπόν αυτός ο υψηλός λόγος συμπίεσης που απαιτείται επιτυγχάνεται μέσω της αξιοποίησης ενός συμπιεστή. Όπως προαναφέρθηκε λόγο του γεγονότος ότι δεν υπάρχουν απώλειες οι οποίες θα οφείλονταν στις τριβές στο σύστημα συμπιεστή – στροβίλου, το τελικό αποδιδόμενο έργο από τον στρόβιλο θα ήταν ίσο προς το καταναλισκόμενο από τον συμπιεστή. Το γεγονός αυτό όμως που μας οδηγεί εμμέσως πλην σαφώς σε μία ιδανική κατάσταση και πάλι δεν θα μπορούσε να παραχθεί καθαρό «ωφέλιμο» έργο και τελικά το αποτέλεσμα θα ήταν απλώς η λειτουργία του συστήματος συμπιεστή – στροβίλου. Το έργο που πρέπει να παράγει ο στρόβιλος αυξάνεται, προσθέτοντας ενέργεια στο αέριο που εκτονώνεται καθώς αυξάνει την θερμοκρασία του. Όταν ειδικά αυτό το αέριο είναι ο ατμοσφαιρικός αέρας, η πρόσθεση ενέργειας πραγματοποιείται με την καύση ενός καυσίμου με τον αέρα που έχει προηγουμένως συμπιεστεί. Τα καυσαέρια τελικά που εκτονώνονται πάνω στον στρόβιλο παράγουν μεγαλύτερο έργο, ένα μέρος του οποίου ανήκει στον συμπιεστή ενώ ταυτόχρονα δεν παύει να παράγεται και ωφέλιμο έργο. Η διαδικασία αυτή λοιπόν παραγωγής ωφέλιμου έργου είναι και η αρχή λειτουργίας ενός αεριοστρόβιλου.

[Πηγή:

<https://eclass.upatras.gr/modules/document/file.php/MECH1158/%CE%9A%CE%95%CE%A6%CE%91%CE%9B%CE%91%CE%99%CE%9F-01.pdf>]

## Ιστορική Εξέλιξη

Ανά τους αιώνες, η ανακάλυψη της αρχής της αεριώθησης (jet propulsion) έχει χαραχθεί ως ένα αναπάντητο ερώτημα ως προς τον δημιουργό της. Ωστόσο ο Ήρωνας, ο οποίος ήταν ένας Έλληνας επιστήμονας της αρχαιότητας και έζησε στην Αλεξάνδρεια τον 1<sup>ο</sup> αιώνα μ.Χ., εικάζεται πως εκείνος για πρώτη φορά εφάρμοσε και πραγματοποίησε την αρχή της αεριώθησης. Έτσι λοιπόν, επινόησε και κατασκεύασε μία μηχανή η οποία έμεινε στην ιστορία ως η μηχανή του Ήρωνα ή αιολοπύλη (Hero's aeolipile) και θεωρείται ως η γενέτειρα των αεροστροβιλικών κινητήρων. Από την ιστορία, η μηχανή αυτή φαίνεται να είχε την διάταξη όπως παρουσιάζεται στην εικόνα 1. Η φιλοσοφία της παρακάτω μηχανής ήταν ένα κλειστό δοχείο το οποίο περιείχε νερό, αρχικά θερμαινόταν τόσο ώστε τελικά να παραχθεί ατμός. Στην συνέχεια, ο ατμός μεταφερόταν μέσω δύο κάθετων σωλήνων σε μία σφαίρα η οποία διέθετε αυλούς στην διεύθυνση της ακτίνας της. Έτσι λοιπόν, καθώς η σφαίρα γέμιζε σταδιακά με ατμό περιστρεφόταν και ο ατμός εν τέλει εύρισκε οδό διαφυγής από τους ακτινικούς αυλούς της σφαίρας. Αυτή η εκδοχή της ανακάλυψης θεωρείται ως η επικρατέστερη, αν και από την άλλη υπάρχουν απόψεις ότι ο Ήρωνας έζησε μεταξύ του 150 π.Χ. ή περί το 250 μ.Χ. . Το 1505 μ.Χ. ο Ιταλός Λεονάρντο Ντα Βίντσι, εφηύρε και κατασκεύασε μία μηχανή η οποία αργότερα χρησιμοποιήθηκε για το ψήσιμο του φαγητού μέσα σε ένα καμίνι.

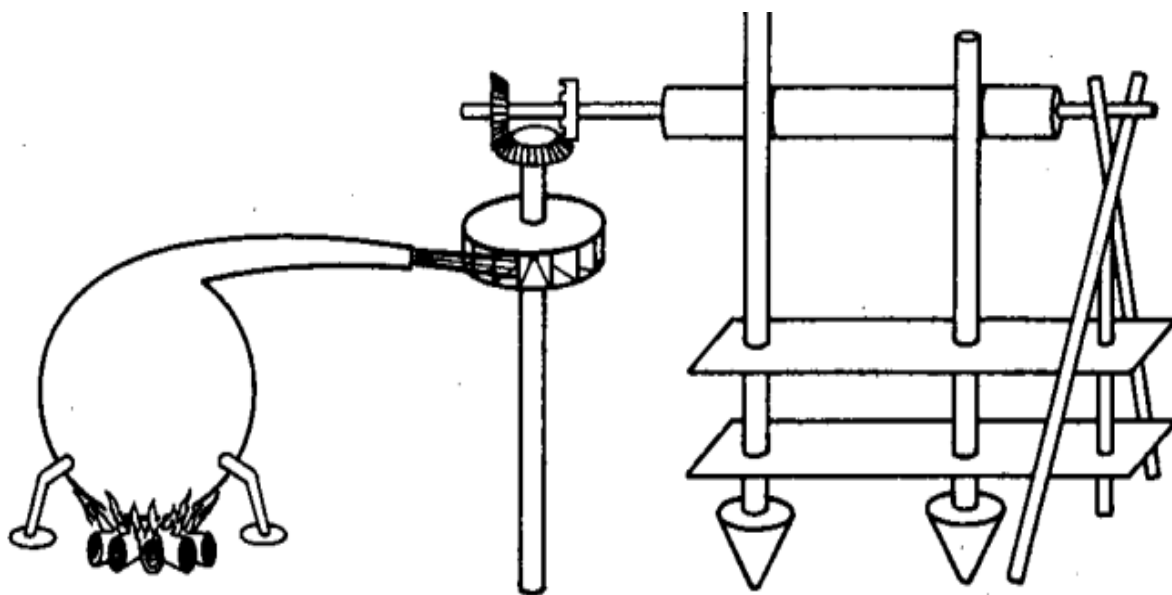


Εικόνα 1: Η μηχανή του Ήρωνα στα αριστερά, ενώ δεξιά απεικονίζεται η μηχανή του Da Vinci.  
[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Τον 8<sup>ο</sup> αιώνα μ.Χ., στην Κίνα χρησιμοποιούσαν βεγγαλικά η λειτουργία των οποίων στηρίζεται στον τρίτο νόμο του Νεύτωνα όπως έχει μείνει στην ιστορία: «σε κάθε δράση αντιστοιχεί μία ίση και αντίθετη σε φορά, αντίδραση». Κατά την ανάλυση της παρούσας διπλωματικής εργασίας, θα διαπιστωθεί πως οι αεριοθούμενοι κινητήρες στηρίζονται επακριβώς σε αυτό τον νόμο ως προς την λειτουργία τους.

Επίσης το 1232 μ.Χ. στην Κίνα, εφευρέθηκε και χρησιμοποιήθηκε για πρώτη φορά ένα όπλο όπου έφερε την ονομασία «Βέλος του ιπτάμενου πυρός», το οποίο προωθούνταν με πυρίτιδα.

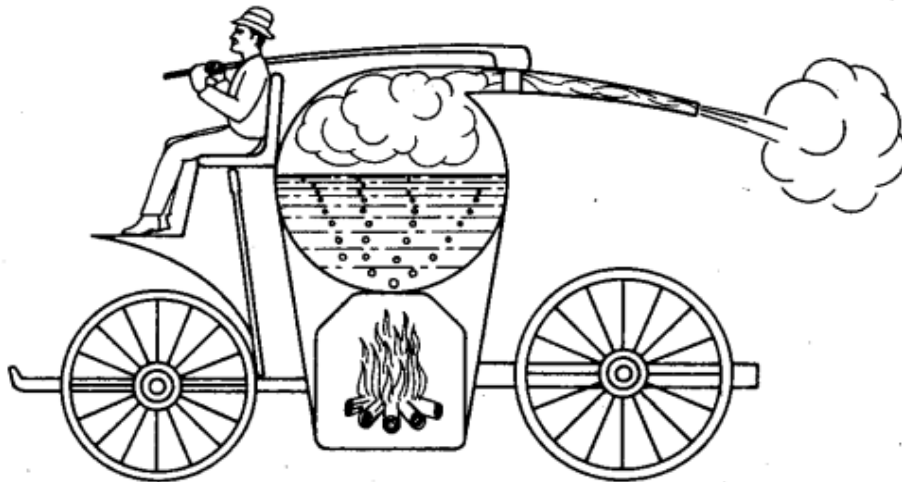
Το 1629 μ.Χ., ο Ιταλός μηχανικός Giovanni Branca σχεδίασε την πρώτη ουσιαστικά στροβιλομηχανή. Η αρχή λειτουργίας της ήταν εξαιρετικά απλή καθώς ατμός ο οποίος παραγόταν σε ένα θερμαινόμενο δοχείο, περιστρέφει αρχικά έναν δίσκο που έφερε κοιλότητες στην περιφέρειά του. Έπειτα η περιστροφή του δίσκου, μεταφερόταν μέσω σύμπλεξης γραναζιών σε έναν άλλο άξονα. Τελικά το σύστημα αυτό εφαρμόστηκε σε μύλο ελαιοτριβείου.



Εικόνα 2: Ο στρόβιλος του Giovanni Branca. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

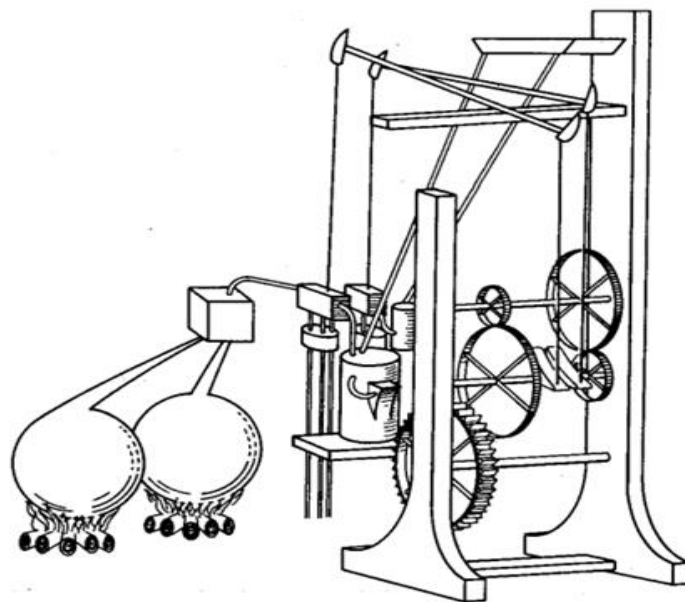
Το 1687 μ.Χ., ο Νεύτωνα, βασισμένος στον τρίτο του νόμο του, σχεδίασε και κατασκεύασε ένα όχημα το οποίο κινούνταν ωθούμενο από ατμό. Το εγχείρημά του όμως είχε ένα μειονέκτημα, διέθετε πολύ μικρή ισχύ. Ιστορικά, η εφεύρεση αυτή ανήκει

και στον Ολλανδό Willem Jako Gravesande καθώς και αυτός κατασκεύασε ένα παρόμοιο όχημα.



Εικόνα 3: Το ατμοκινούμενο όχημα του Ισαάκ Νεύτωνα. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Συνεχίζοντας την ιστορική αναδρομή, το 1791 μ.Χ., ο Άγγλος John Barber σχεδίασε και κατασκεύασε ένα σύστημα το οποίο λειτουργούσε σύμφωνα με τον θερμοδυναμικό κύκλο των σύγχρονων αεροστροβιλικών διατάξεων.



Εικόνα 4: Η απεικόνιση της κατασκευής της μηχανής του John Barber. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Το 1808 μ.Χ. ο Άγγλος John Bumbell, κατασκεύασε έναν αεριοστρόβιλο παρόμοιας διάταξης με των σύγχρονων με την διαφορά όμως ότι δεν διέθετε σταθερά πτερύγια.

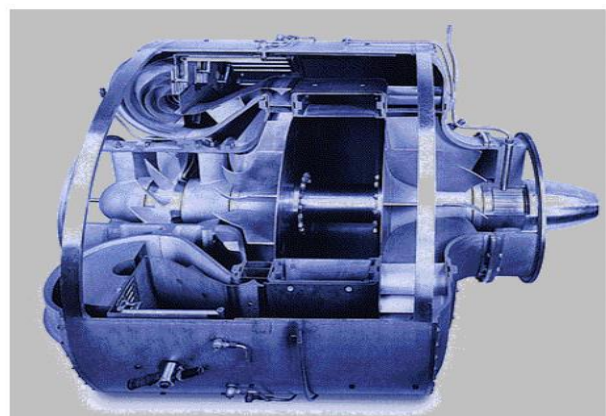
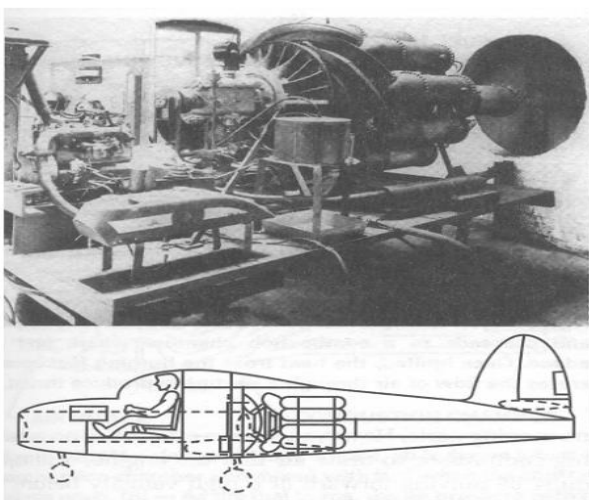
Εν συνεχεία το 1850 μ.Χ. ο Fernihough, εφηύρε τον πρώτο αεριοστρόβιλο που είχε την δυνατότητα να χρησιμοποιεί ως εργαζόμενα μέσα είτε ατμό είτε αέρα. Ωστόσο, η κατασκευή του πρώτου αεριοστρόβιλου που λειτούργησε αποκλειστικά και μόνο με αέρα ανήκει στον F. Stoltz το 1872 μ.Χ. .

Πλησιάζοντας λοιπόν ολοένα και προς τη σημερινή εποχή, το 1900 μ.Χ. ο Sanford Moss, με τις ιδέες του βοήθησε αρκετά την εξέλιξη των στροβιλομηχανών. Ο ίδιος του μάλιστα, δουλεύοντας αρχικά για την εταιρεία General Electrics εφάρμοσε τις πρωτοπόρες για την εποχή ιδέες του πάνω στην σχεδίαση και κατασκευή των σημερινών υπερπληρωτών (turbo charger και supercharger) που ουσιαστικά πρόκειται για στροβιλομηχανές, βασιζόμενος πάντα στην θέσεις του Γάλλου μηχανικού Rateau.

Έτσι λοιπόν οι καινοτομίες του Moss, επηρέασαν πολύ τον μηχανικό Frank Whittle οποίος με την σειρά του το 1930 μ.Χ., κατασκεύασε τον πρώτο λειτουργικό αεριοστρόβιλο που χρησιμοποιήθηκε για την κίνηση του αεροσκάφους.

Παράλληλα το 1944 μ.Χ. στην Αγγλία καταγράφηκαν δοκιμαστικές πτήσεις με τον κινητήρα του Whittle (γνωστός ως W1), να δίνει κίνηση στο αεροσκάφος Gloster E28/39 με την ταχύτητα να κυμαίνεται περίπου στα 400 mph.

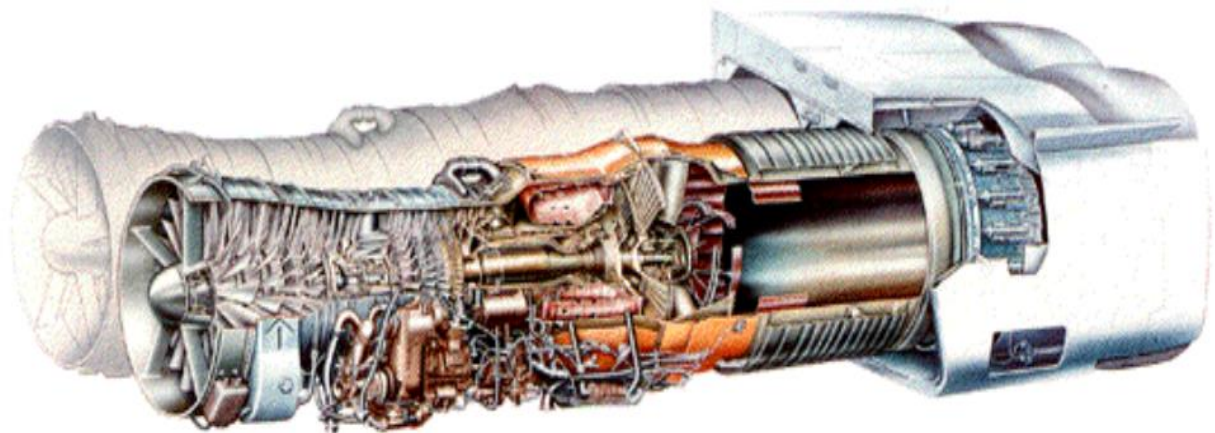
Ωστόσο ο Γερμανός μηχανικός Hans Von Ohain, σχεδίασε και προχώρησε στην κατασκευή ενός κινητήρα αερίωσης (jet engine), ο οποίος λειτούργησε επιτυχημένα και αποδοτικά στις 27 Αυγούστου 1939 στο αεροσκάφος Heinkel He-178. Έτσι ουσιαστικά η προσπάθεια αυτή θεωρείται ως η πρώτη επιτυχημένη πρακτικά που μπόρεσε να κινήσει ένα αεροσκάφος αεροθούμενα.



Εικόνα 5: Απεικόνιση του κινητήρα του Whittle στα αριστερά ενώ δεξιά εμφανίζεται ο κινητήρας του Von Ohain. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Τον Οκτώβριο του 1942 μ.Χ. στην Αμερική, ένα αεροσκάφος τύπου Bell XP-59 «Airacomet», χρησιμοποίησε με επιτυχία δύο αεριωθούμενους κινητήρες τύπου GE-1A της General Electric των οποίων η κατασκευή στηρίχθηκε στις ιδέες και σχέδια του Frank Whittle. Τη σήμερα ημέρα, σχεδόν τα περισσότερα αεροσκάφη εφοδιάζονται με αεριωθούμενους κινητήρες, ενώ δεν εκλείπουν και τα αεροσκάφη που εφοδιάζονται με Μ.Ε.Κ. (Μηχανή Εσωτερικής Καύσης).

Η μεγάλη πρόοδος σημειώθηκε όταν δόθηκε η ιδέα να σχεδιαστούν αεροστροβιλικοί κινητήρες οι οποίοι έχουν την ικανότητα να κάνουν το αεροσκάφος να πετάει με ταχύτητες μεγαλύτερες από αυτές του ήχου (υπερηχητικές). Έτσι λοιπόν το μαχητικό αεροσκάφος τύπου SR-71 Blackbird, εφοδιάστηκε με έναν τέτοιο κινητήρα ο οποίος έδωσε το πλεονέκτημα στο αεροσκάφος να πετά με ταχύτητα πέντε φορές μεγαλύτερη από την ταχύτητα που ταξιδεύει ο ήχος. Επίσης εφοδιάστηκε με τέτοιο κινητήρα τύπου Olympus 593 B και ένα πολιτικό αεροσκάφος με την ονομασία Concorde το οποίο ήταν Άγγλο-Γαλλικής κατασκευής στα μέσα της δεκαετίας του 1970 μ.Χ., το οποίο είχε την ικανότητα να πετάξει με ταχύτητα 2,2 φορές μεγαλύτερη από την ταχύτητα του ήχου. Ανάλογη υπερηχητική ταχύτητα ανέπτυξε και το ρωσικό αεροσκάφος Tu144. Ωστόσο όμως τα προβλήματα δεν έλειψαν από αυτόν τον κινητήρα με αποτέλεσμα να ευθύνεται για τις πτώσεις πολλών αεροσκαφών Concorde και τελικά να σταματήσει η παραγωγή του. Η τελευταία πτήση του ιστορικά, πραγματοποιήθηκε στις 24 Οκτωβρίου 2003.



Εικόνα 6: Απεικόνιση του κινητήρα Olympus, ο οποίος έβγαине σε διάφορες εκδόσεις μερικές από τις οποίες χρησιμοποιήθηκαν στο αεροσκάφος Concorde. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

## Παράρτημα Α΄

### Κεφάλαιο 1<sup>ο</sup>: Αεριοστρόβιλος υψηλής ισχύος και απόδοσης

#### 1.1) Αρχή Λειτουργίας

Μια μονή βαθμίδα στροβίλου σε έναν κινητήρα αεριοστρόβιλου, αποτελείται από ένα περιστρεφόμενο δίσκο πάνω στον οποίο συγκρατούνται πολλά πτερύγια και από έναν σταθερό δακτύλιο που αποτελείται από εξίσου πολλά πτερύγια οδηγού ακροφυσίων, τα οποία βρίσκονται μπροστά από τα πτερύγια του κύριου στροβίλου. Στην συνέχεια ο στρόβιλος συνδέεται με έναν συμπιεστή μέσω ενός οριζόντιου άξονα. Αξίζει να αναφερθεί πως στη γλώσσα των μηχανικών, το πλήρες περιστρεφόμενο συγκρότημα μερικές φορές καλείται και ως «πηνίο». Έτσι λοιπόν, ο αέρας συμπιέζεται, αυξάνοντας την θερμοκρασία αλλά και την πίεση κατά την διέλευσή του μέσα από τον συμπιεστή. Παράλληλα η θερμοκρασία αυξάνεται ολοένα και περισσότερο με την καύση του καυσίμου μέσα στον καυστήρα ο οποίος βρίσκεται ανάμεσα στον συμπιεστή και στον στρόβιλο. Εν συνεχεία, το αέριο υψηλής θερμοκρασίας και πίεσης περνά μέσα από τον στρόβιλο. Λόγο των επιμέρους σταδίων που αποτελείται ο στρόβιλος, τελικά εξάγουν ενέργεια από την συγκεκριμένη ροή μειώνοντας ταυτόχρονα την θερμοκρασία αλλά και την πίεση του αερίου με αποτέλεσμα τελικά να μεταφέρεται κινητική ενέργεια στον συμπιεστή. Με παρόμοιο τρόπο με την αρχή λειτουργίας του στροβίλου, έχει και η διάταξη της τουρμπίνας και αυτό επιτυγχάνεται αφού λειτουργεί αντίστροφα όσον αφορά το κομμάτι της ανταλλαγής ενέργειας μεταξύ του αερίου και της μηχανής. Ωστόσο, υπάρχει άμεση επίδραση της αλλαγής της θερμοκρασίας του αερίου (αύξηση στον συμπιεστή και μείωση στον στρόβιλο) και της ισχύος στον άξονα εισόδου (συμπιεστής) ή εξόδου (τουρμπίνας).

Από την άλλη, σε έναν αεριοστρόβιλο, τα επιμέρους στάδια από τα οποία αποτελείται ο στρόβιλος που απαιτούνται για την κίνηση του ανεμιστήρα αυξάνονται ανάλογα με την αναλογία παράκαμψης εκτός αν η ταχύτητα του στροβίλου μπορεί να αυξηθεί τοποθετώντας ένα κιβώτιο ταχυτήτων (σασμάν) ανάμεσα στον στρόβιλο και τον ανεμιστήρα, γεγονός που θα συμβάλει στο να απαιτούνται λιγότερα στάδια στον στρόβιλο. Επιπροσθέτως, ο αριθμός των επιμέρους σταδίων που υπάρχουν στον στρόβιλο, μπορεί να έχει τεράστια επίδραση στον τρόπο σχεδιασμού των πτερυγίων του στροβίλου σε κάθε στάδιο. Ωστόσο συνηθίζεται, να σχεδιάζονται πολλοί κινητήρες αεριοστρόβιλων με δύο καρούλια, πράγμα που σημαίνει ότι υπάρχει ένα καρούλι υψηλής πίεσης και ένα χαμηλής πίεσης. Δεν παύουν να υπάρχουν όμως και κινητήρες

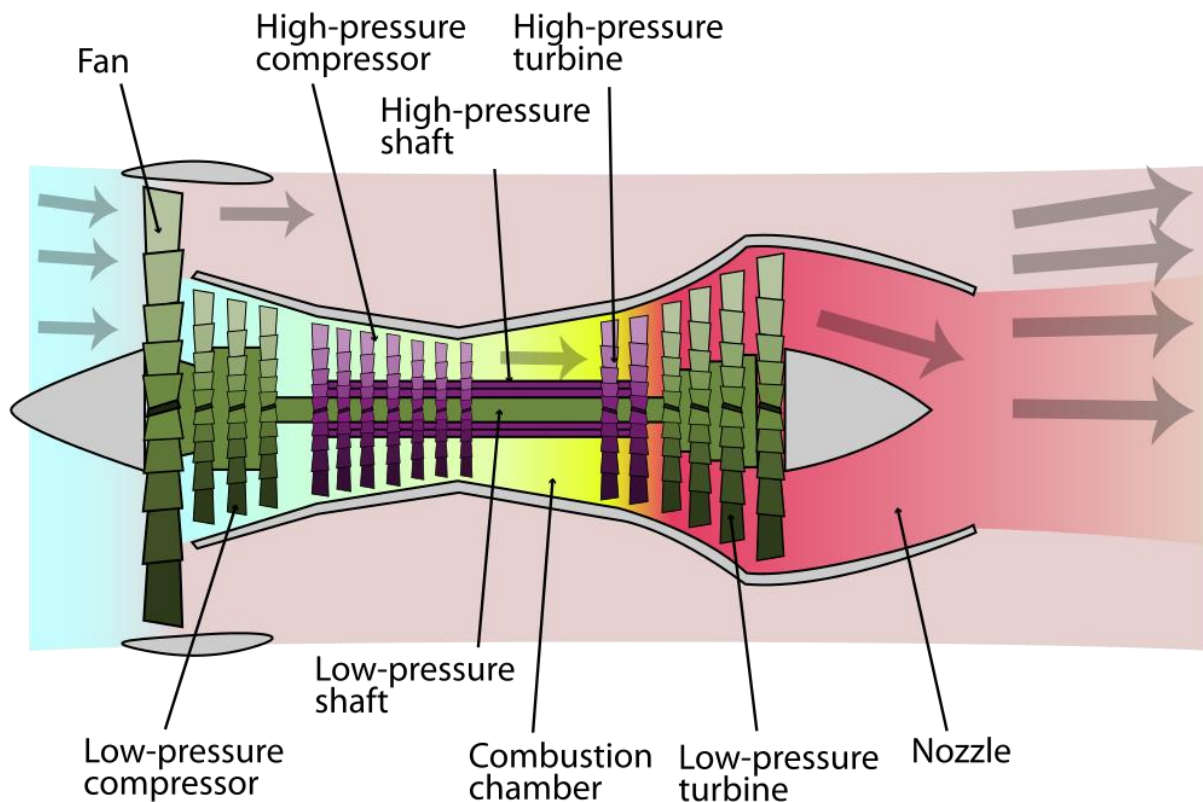


αποτελούμενοι από τρία καρούλια, δηλαδή με ένα παραπάνω το οποίο ουσιαστικά είναι καρούλι ενδιάμεσης πίεσης μεταξύ του πηνίου υψηλής και χαμηλής πίεσεως.

Έτσι λοιπόν υπάρχουν δύο στρόβιλοι, ένας στρόβιλος υψηλής πίεσης ο οποίος και εκτίθεται στις υψηλότερες θερμοκρασίες αλλά και πιέσεις και ένας στρόβιλος χαμηλής πίεσης ο οποίος με την σειρά του βρίσκεται εκτεθειμένος σε ψυχρότερο αέρα και πιο χαμηλής πίεσης.

Λόγο των ιδιαίτερων αυτών συνθηκών (θερμοκρασίας και πίεσης), υπάρχει μεγάλη διαφορά ως προς τον σχεδιασμό των πτερυγίων του στροβίλου υψηλής και χαμηλής πίεσης, κυρίως στα υλικά από τα οποία είναι κατασκευασμένα τα πτερύγια όσο και στην ψύξη τους παρόλο που οι θερμοδυναμικές και αεροδυναμικές θεωρίες και αρχές είναι ίδιες. Το αποτέλεσμα αυτών των πολύ ακραίων συνθηκών που συναντώνται κατά την λειτουργία των στροβίλων αερίου και ατμού, τα πτερύγια πρέπει να είναι έτσι σχεδιασμένα ώστε να καταφέρουν με επιτυχία να αντιμετωπίσουν τις υψηλές θερμοκρασίες, τις υψηλές καταπονήσεις και ταυτόχρονα πρέπει να αντέχουν στους κραδασμούς που ενδεχομένως να δημιουργηθούν. Τέλος τα πτερύγια της τουρμπίνας, είναι πολύ σημαντικά εξαρτήματα σε σταθμούς και διατάξεις παραγωγής ενέργειας, επειδή έχουν την ικανότητα να μετατρέπουν την γραμμική κίνηση του ατμού υψηλής θερμοκρασίας και πίεσης που ρέει κάτω από μία κλίση πίεσης κατά την περιστροφική κίνηση του άξονα του στροβίλου.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade)]



Εικόνα 7: Διάγραμμα κινητήρα αεριωθούμενου διπλού καρουλιού. Ο στρόβιλος υψηλής πίεσης συνδέεται με έναν άξονα στον συμπιεστή υψηλής πίεσης για να σχηματίσει ένα καρούλι ή ένα πλήρες περιστρεφόμενο συγκρότημα (μωβ) - και ο στρόβιλος χαμηλής πίεσης συνδέεται με τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης για να σχηματίσει το άλλο καρούλι (πράσινο). [Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Components\\_of\\_jet\\_engines#/media/File:Turbofan\\_operation.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Components_of_jet_engines#/media/File:Turbofan_operation.svg)]

## **1.2) Τα βασικά εξαρτήματα του αεριοστρόβιλου**

### ***1.2.1) Τμήμα εισαγωγής (intake).***

Το τμήμα της εισαγωγής είναι υπεύθυνο να προσαρμόζει τον αέρα που εισέρχεται στον στρόβιλο σύμφωνα με τις εκάστοτε απαιτήσεις του συμπιεστή σε όλες τις συνθήκες λειτουργίας. Ωστόσο, μία από τις πιο βασικές απαιτήσεις είναι ο αέρας να είναι «καθαρός» από σωματίδια, να είναι ομοιόμορφης κατανομής σε ταχύτητα και πίεση και να βρίσκεται στον κατάλληλο αριθμό Mach. Παράλληλα ορισμένες φορές το τμήμα της εισαγωγής περιέχει και φίλτρο κατακράτησης σωματιδίων ή απορρόφησης ηχητικών κυμάτων.

### ***1.2.2) Ο συμπιεστής (compressor).***

Ο συμπιεστής είναι υπεύθυνος να συμπιέζει τον εισερχόμενο αέρα σύμφωνα πάντα με τις απαιτήσεις του θερμοδυναμικού κύκλου λειτουργίας των στροβιλομηχανών. Μπορεί να είναι είτε αξονικής μορφής, είτε φυγοκεντρικής μορφής ακόμα και παλινδρομικής μορφής. Παρόλα αυτά συνήθως προτιμώνται οι αξονικοί και οι φυγόκεντροι συμπιεστές διότι εμφανίζουν μεγαλύτερη απόδοση καθώς είναι και πιο συμπαγείς αλλά και φθηνοί στο κόστος τους. Ωστόσο, επιτρέπουν την αναρρόφηση μεγάλων ποσοτήτων ατμοσφαιρικού αέρα της τάξεως περίπου των 150 (kg/s) / m<sup>2</sup> διατομής του αγωγού εισόδου σε αριθμό Mach περίπου 0,4. Επίσης οι τυπικές τιμές του αδιαβατικού βαθμού απόδοσης είναι  $0,7 \leq \eta_c \leq 0,9$ , με τις συμπίεσεις  $r_c$  να είναι μεταξύ του 1,1 με 1,25 ανά βαθμίδα, 8 έως 10 ανά τύμπανο και από 25 έως 30 ανά συμπιεστή.

### ***1.2.3) Θάλαμος καύσης (combustion chamber).***

Ο θάλαμος καύσεως είναι συνήθως συνεχούς λειτουργίας και η γενική διαδικασία καύσεως είναι σχεδόν ισοβαρής, δηλαδή σταθερής πίεσεως. Μάλιστα, επειδή ο λόγος αέρα – καυσίμου είναι αρκετά μεγαλύτερος από την στοιχειομετρική αναλογία (περίσσεια αέρα της τάξεως του 250%), μόνο ένα μέρος του αέρα καίγεται άμεσα από το καύσιμο στην πρωτεύουσα ζώνη (primary zone) σε υψηλή θερμοκρασία. Έτσι, ο υπόλοιπος αέρας εισάγεται στον θάλαμο καύσης σε δεύτερο στάδιο με αποτέλεσμα να ψύχει τα καυσαέρια στην θερμοκρασία εκείνη που απαιτεί ο στρόβιλος για να λειτουργεί εύρυθμα. Παράλληλα λόγω της πολύ υψηλής πίεσεως, της μεγάλης περίσσειας αέρος και

του μικρού πλάτους του θαλάμου (ο όγκος του θαλάμου καύσεως μπορεί να είναι 10 έως και 20 φορές μικρότερος από τον αντίστοιχο σε όγκο εστίας λέβητα) απαιτείται να γίνεται πολύ προσεκτικός έλεγχος της ευστάθειας της καύσης. Ακόμη, επιβάλλεται η μικρή εκπομπή αέριων ρύπων μονοξειδίου του άνθρακα (CO), οξειδία του αζώτου (NOx), υδρογονανθράκων καθώς και καπνού. Μάλιστα σε ορισμένες περιπτώσεις, η καύση πραγματοποιείται έξω από την κύρια μηχανή και η θερμότητα που εκλύεται μεταφέρεται στον αέρα μέσω κάποιου θερμικού εναλλάκτη.

#### *1.2.4) Ο στρόβιλος (turbine).*

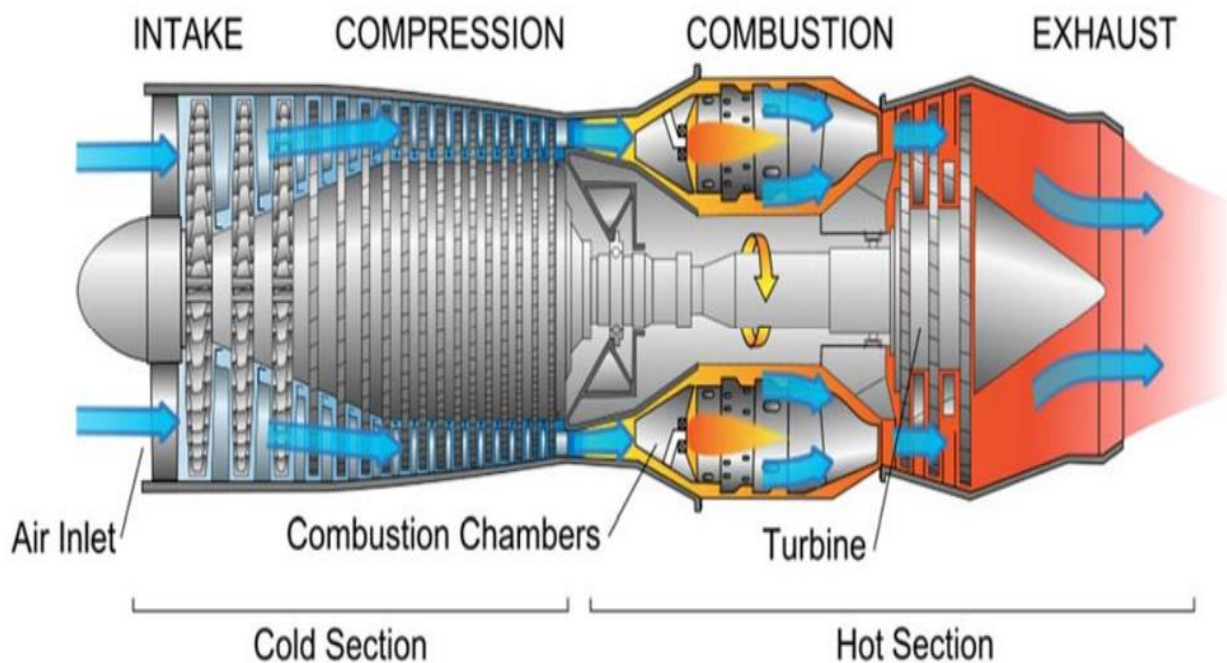
Ο στρόβιλος είναι το εξάρτημα σε έναν αεριοστρόβιλο που είναι υπεύθυνο για την παραγωγή της μηχανικής ισχύος λόγω της εκτόνωσης των καυσαερίων μέχρι την ατμοσφαιρική πίεση (101325 Pa ή 1,01325 bar). Είναι συνήθως αξονικού σχεδιασμού, ωστόσο πιο σπάνια μπορεί να είναι και φυγοκεντρικού σχεδιασμού με τον αδιαβατικό βαθμό απόδοσης να κυμαίνεται μεταξύ  $0,75 \leq \eta_t \leq 0,93$ . Από την άλλη, ο λόγος εκτόνωσης ανά βαθμίδα είναι αισθητά μεγαλύτερος από την αντίστοιχη βαθμίδα στο συμπιεστή και συγκεκριμένα από  $1,35 \leq r_t \leq 2$  για αξονικές βαθμίδες και συνήθως συνδέεται με κοινό άξονα με τον συμπιεστή. Όπως μπορούμε να καταλάβουμε, το όλο σύστημα επιβάλλεται να λειτουργεί εύρυθμα ώστε να επιτευχθούν οι κατάλληλες συνθήκες λειτουργίας τόσο για τον συμπιεστή όσο και για τον στρόβιλο με σκοπό να λειτουργούν και οι δύο στην ίδια γωνιακή ταχύτητα.

#### *1.2.5) Το τμήμα εξαγωγής (nozzle).*

Το τμήμα εξόδου προκύπτει σχεδιαστικά ανάλογα από την χρήση της μηχανής που θέλουμε σε κάθε περίπτωση. Συγκεκριμένα στους αεροπορικούς κινητήρες, έχει την μορφή συγκλίνοντος ή συγκλίνοντος–αποκλίνοντος ακροφυσίου με σκοπό τα καυσαέρια να αποκτήσουν μεγαλύτερη ταχύτητα κατά την έξοδό τους. Από την άλλη στους ηλεκτροπαραγωγούς κινητήρες, το τμήμα της εξόδου έχει την μορφή διαχύτη με σκοπό η δυναμική πίεση στην έξοδο να είναι αρκετά μικρότερη της τάξεως από 20 έως και 50 mbar. Έτσι το γεγονός αυτό, επιτρέπει την μέγιστη δυνατή εκτόνωση στο στρόβιλο και άρα επομένως την μεγαλύτερη θερμική του απόδοση. Επιπροσθέτως σε μερικούς κινητήρες, περιλαμβάνει και τον μετακαυστήρα (afterburner) με σκοπό την αύξηση της ενέργειας των καυσαερίων.

### 1.2.6) Οι θερμικοί εναλλάκτες (heat exchanger).

Οι θερμικοί εναλλάκτες είναι συνήθως διαφορετικής μορφής ανάλογα με την θέση τους στον θερμοδυναμικό κύκλο. Ωστόσο, οι πιο γνωστοί τύποι θερμικών εναλλακτών είναι ο αναγεννητικός (regenerative), ο ενδιάμεσος ψύκτης (intercooler) και ο αντικαταστάτης του θαλάμου καύσεως. Στην σημερινή εποχή χρησιμοποιείται περισσότερο ο αναγεννητικός τύπος θερμικού εναλλάκτη. Τέλος πέρα από τα παραπάνω εξαρτήματα που αναφέρθηκαν, μια αεροστροβιλική διάταξη φέρει και άλλα πολλά εξαρτήματα όπως για παράδειγμα συστήματα καυσίμου, λιπάνσεως, ελέγχου γωνιακής ταχύτητας του άξονα, βαλβίδες αναρρόφησης αέρα, συστήματα εκκίνησης (έναυσης) κ.λπ.



Εικόνα 8: Απεικόνιση των βασικών εξαρτημάτων ενός αεροπορικού κινητήρα jet. [Πηγή: [https://www.google.gr/search?q=jet+engine&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwi\\_8LP Lwtv9AhVtSvEDHVIKD2QQ\\_AUoAXoECAEQAw#imgrc=2gpgWZijabZKRM](https://www.google.gr/search?q=jet+engine&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwi_8LP Lwtv9AhVtSvEDHVIKD2QQ_AUoAXoECAEQAw#imgrc=2gpgWZijabZKRM)]

[Πηγή:

<https://eclass.upatras.gr/modules/document/file.php/MECH1158/%CE%9A%CE%95%CE%A6%CE%91%CE%9B%CE%91%CE%99%CE%9F-01.pdf>]

### **1.3) Το πτερύγιο αεριοστρόβιλου**

Το πτερύγιο ενός αεριοστρόβιλου (στροβίλου) είναι ένα ακτινωτό αεροτομείο, το οποίο βρίσκεται τοποθετημένο στο χείλος ενός δίσκου στον στρόβιλο και η χρησιμότητά του είναι να παράγει μια εφαπτομενική δύναμη που είναι ικανή να περιστρέψει έναν ρότορα στροβίλου. Έτσι, κάθε τέτοιος δίσκος στροβίλου απαρτίζεται από πολλά τέτοια πτερύγια τα οποία χρησιμοποιούνται σε κινητήρες τόσο αεριοστρόβιλου όσο και σε ατμοστρόβιλους. Εν συνεχεία, οι λεπίδες αυτές είναι υπεύθυνες για την εξαγωγή της ενέργειας από το αέριο υψηλής πίεσης και θερμοκρασίας που παράγεται από τον καυστήρα. Ωστόσο όμως, τα πτερύγια αποτελούν και ένα περιοριστικό παράγοντα για τους αεριοστρόβιλους διότι για να αντέξουν σε αυτές τις αντίξοες συνθήκες που επικρατούν εντός του στροβίλου, χρειάζεται να είναι κατασκευασμένα από τέτοια υλικά τα οποία πολλές φορές θεωρούνται και εξωτικά καθώς πρέπει να χρησιμοποιηθούν υπερκράμματα και πρέπει να εφαρμοστούν πολλές και διαφορετικές μέθοδοι ψύξεως καθώς και επιστρώσεις θερμικού φραγμού.

Από την άλλη, η πιο συνηθισμένη αιτία αστοχίας των πτερυγίων είναι η κόπωση που υφίστανται τόσο σε διατάξεις ατμοστροβίλων όσο και σε αεριοστρόβιλους. Η κόπωση προκαλείται από την καταπόνηση και τους κραδασμούς που προκαλούνται και την λειτουργία αυτών των μηχανών. Ωστόσο όμως για την αντιμετώπιση αυτού του προβλήματος, δηλαδή για τις προστασία των λεπίδων από αυτές τις υψηλές δυναμικές καταπονήσεις χρησιμοποιούνται αποσβεστήρες τριβής, οι οποίοι εξασφαλίζουν ότι θα τα πτερύγια δεν θα υποστούν ζημιές και ταυτόχρονα εξασφαλίζει την αποδοτική και σωστή λειτουργία των κινητήρων.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade)]

#### **1.4) Αστοχία και περιβάλλον λειτουργίας των πτερυγίων**

Όπως τονίστηκε και προηγουμένως, τα πτερύγια ενός στροβίλου βρίσκονται αντιμέτωπα με πολύ δύσκολες συνθήκες. Παραταύτα όμως πρέπει να είναι ικανά να αντιμετωπίσουν υψηλές θερμοκρασίες και καταπονήσεις καθώς και κραδασμούς που τυχόν μπορεί να δημιουργηθούν. Αυτοί οι τρεις παράγοντες είναι οι κυριότεροι οι οποίοι μπορεί και να οδηγήσουν στην αστοχία των πτερυγίων με αποτέλεσμα να καταστραφεί εντελώς ο κινητήρας. Συνεπώς για να μην συμβεί κάτι τέτοιο, πρέπει τα πτερύγια του στροβίλου να είναι πολύ προσεκτικά σχεδιασμένα για να μπορέσουν να αντέξουν και τελικά να «επιβιώσουν».

Αρχικά, τα πτερύγια του στροβίλου υπόκεινται σε πίεση από την φυγόκεντρη δύναμη που αναπτύσσεται αλλά και από τις δυνάμεις του ρευστού που ενδεχομένως να προκαλέσουν είτε θραύση είτε υποχώρηση του υλικού αλλά και τις λεγόμενες αστοχίες λόγω του φαινομένου του ερπυσμού. Σε αυτό το σημείο αξίζει να σημειωθεί, πως κατά την διάρκεια λειτουργίας του στροβίλου, τα στάδια που αποτελούνται από πτερύγια περιστρέφονται με δεκάδες χιλιάδες στροφές ανά λεπτό (R.P.M. , Round Per Minute).

Έτσι, το πρώτο στάδιο ενός στροβίλου (είναι το στάδιο αμέσως μετά τον καυστήρα), όπως μπορούμε να καταλάβουμε είναι και αυτό που πρέπει να αντιμετωπίσει τις πιο δύσκολες συνθήκες καθώς πρέπει να αντέχει σε θερμοκρασίες τις τάξεως 1370 °C ή 2500 °F, θερμοκρασίες πολύ υψηλότερες από αυτές που είχαν οι παλιότεροι αεριοστροβίλοι (820 °C ή 1500 °F). Ωστόσο, οι σύγχρονοι κινητήρες όπως το Snecma M88 που εξοπλίζει μαχητικά αεροσκάφη, οι θερμοκρασίες στην τουρμπίνα μπορεί να φτάσουν μέχρι και τους 1590 °C ή 2900 °F.

Συνοψίζοντας, αυτές οι πολύ υψηλές θερμοκρασίες έχουν την ικανότητα να αποδυναμώνουν τα πτερύγια (λεπίδες) και να τις κάνουν πιο επιρρεπείς σε αστοχίες λόγω ερπυσμού καθώς και σε αστοχίες λόγω διάβρωσης. Τέλος σε αστοχίες λόγω κόπωσης μπορούν να οδηγήσουν οι κραδασμοί στα πτερύγια.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Environment\\_and\\_failure\\_modes](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Environment_and_failure_modes)]

## 1.5) Υλικά

Από τον σχεδιασμό και την κατασκευή των πρώιμων κινητήρων αεριοστρόβιλων, ένας αρκετά περιοριστικός παράγοντας που δυσκόλευε το όλο εγχείρημα, ήταν η χαμηλή ποιότητα των διαθέσιμων υλικών που υπήρχαν για το θερμό τμήμα των κινητήρων που ήταν ο καυστήρας και τουρμπίνα. Ο παράγοντας αυτός, οδήγησε και στην ανάγκη να υπάρξουν καλύτερα υλικά, πιο ποιοτικά με αποτέλεσμα να γίνονται συνεχώς νέες έρευνες στον τομέα των κραμάτων και των τεχνικών κατασκευής. Έτσι, με τα χρόνια δημιουργήθηκαν πολλές απόψεις αλλά και ένας μεγάλος κατάλογος νέων υλικών και μεθόδων που καθιστούν λειτουργικούς του σύγχρονους αεριοστρόβιλους. Ιστορικά, ένα από τα παλαιότερα υλικά που χρησιμοποιήθηκαν στην κατασκευή αεριοστρόβιλου ήταν το Nimonic, που εφαρμόστηκε για πρώτη φορά στους βρετανικούς κινητήρες Whittle.

Από την δεκαετία του 1940, η ανάπτυξη των υπερκραμάτων και οι νέες μέθοδοι επεξεργασίας όπως για παράδειγμα η επαγωγική τήξη κενού που εφαρμόστηκε στις αρχές της δεκαετίας του 1950, αύξησαν σε σημαντικό βαθμό την θερμοκρασιακή ικανότητα των πτερυγίων του στροβίλου. Παράλληλα υπήρχαν και άλλες μέθοδοι επεξεργασίας όπως για παράδειγμα η θερμή ισοστατική συμπίεση, που βελτίωσαν ακόμη περισσότερο τα κράματα που βρίσκουν εφαρμογή στα πτερύγια του στροβίλου με αποτέλεσμα να αυξήσουν σημαντικά την απόδοση του πτερυγίου. Ωστόσο τα σύγχρονα πτερύγια χρησιμοποιούν υπερκράματα με βάση το στοιχείο νικέλιο (Ni), που ενσωματώνουν ταυτόχρονα και χρώμιο (Cr), κοβάλτιο (Co) και ρήνιο (Re).

Μία ακόμα σημαντική ανακάλυψη ήταν η ανάπτυξη των μεθόδων παραγωγής κατευθυντικής στερεοποίησης (DS) και του μονοκρυστάλλου (SC). Οι συγκεκριμένες μέθοδοι, συντελούν στο γεγονός ότι αυξάνεται σημαντικά η αντοχή έναντι στην κόπωση αλλά και στον ερπυσμό με αποτέλεσμα να ευθυγραμμίζονται τα όρια των κόκκων προς μία και μόνο κατεύθυνση (DS) ή ακόμα και εξαλείφοντας εντελώς τα όρια των κόκκων (SC). Η σύλληψη της ιδέας της μεθόδου SC, ξεκίνησε την δεκαετία του 1960 από τους Pratt και Whitney όπου χρειάστηκε περίπου 10 χρόνια για να εφαρμοστεί πρακτικά. Ωστόσο μία από τις πρώτες εφαρμογές της μεθόδου DS ήταν στους κινητήρες J58 και SR-71.

Μία ακόμη σημαντική βελτίωση στην τεχνολογία υλικού των πτερυγίων στροβίλου ήταν η ανάπτυξη των επιστρώσεων θερμικού φραγμού (TBC). Ενώ οι μέθοδοι DS και SC συνέβαλλαν στη περαιτέρω αντοχή σε ερπυσμό και κόπωση, η μέθοδος TBC βοήθησε κατά πολύ στην αντίσταση κατά της διάβρωσης και της οξείδωσης, παράμετροι οι οποίες άρχισαν να ανησυχούν καθώς η θερμοκρασία ολοένα και αυξανόταν. Η πρώτη μέθοδος TBC άρχισε να εφαρμόζεται στα μέσα της δεκαετίας του 1970 και ήταν επικαλύψεις αλουμινιδίου (Al). Ωστόσο βελτιωμένες κεραμικές επιστρώσεις ήταν διαθέσιμες στα μέσα της δεκαετίας του 1980. Οι συγκεκριμένες επικαλύψεις οδήγησαν στο γεγονός να αυξηθεί η θερμοκρασία στο πτερύγιο του αεριοστρόβιλου κατά περίπου 90°C ή 200°F. Ακόμα ένα πλεονέκτημα των επικαλύψεων αυτών ήταν ότι βελτίωναν την



διάρκεια ζωής των πτερυγίων των στροβίλων και σε ορισμένες περιπτώσεις μάλιστα την διπλασίαζαν κιόλας.

Συνήθως, τα περισσότερα πτερύγια αεριοστροβίλων κατασκευάζονται με την διαδικασία της χύτευσης επένδυσης ή αλλιώς με την επεξεργασία χαμένου κεριού. Κατά την διαδικασία αυτή, κατασκευάζεται αρχικά ένα καλούπι στο σχήμα της λεπίδας που αρχικά είναι γεμάτο με κερί για να πάρει το αρχικό της σχήμα. Σε εκείνη την περίπτωση όμως που η λεπίδα είναι κούφια, δηλαδή έχει εσωτερικές διόδους για ψύξη, ένας κεραμικός πυρήνας στο σχήμα της διόδου τοποθετείται στην μέση. Εν συνεχεία, η λεπίδα του κεριού επικαλύπτεται με ένα ανθεκτικό στην θερμότητα υλικό με σκοπό να δημιουργηθεί ένα κέλυφος. Κατόπιν, το κέλυφος αυτό γεμίζεται με το κράμα της λεπίδας. Ωστόσο κατά το βήμα αυτό της διαδικασίας, μπορεί να είναι ιδιαίτερα απαιτητικό για υλικά τύπου DS και SC αλλά η διαδικασία είναι αρκετά παρόμοια. Επιπροσθέτως, εάν υπάρχει κεραμικός πυρήνας στη μέση της λεπίδας, διαλύεται σε διάλυμα που αφήνει εν τέλει την λεπίδα κούφια. Τέλος, οι λεπίδες επικαλύπτονται με TBC και στην συνέχεια υποβάλλονται σε μηχανική επεξεργασία σε περίπτωση που υπάρχουν τυχόν οπές ψύξεως.

Παράλληλα τα σύνθετα υλικά κεραμικής μήτρας (CMC), κατά τα οποία οι ίνες είναι ενσωματωμένες σε μία μήτρα από κεραμικά που προέρχονται από πολυμερή, αναπτύσσονται για πτερύγια που βρίσκουν εφαρμογή σε στροβίλους. Το μεγαλύτερο πλεονέκτημα των CMC σε αντίθεση με τα συμβατικά υπερκράματα είναι το πολύ μικρό τους βάρος και η ικανότητά τους να αντέχουν σε υψηλή θερμοκρασία. Από την άλλη τα σύνθετα κράματα SiC / SiC που αποτελούνται από μία μήτρα καρβιδίου του πυριτίου ενισχυμένη με ίνες καρβιδίου του πυριτίου (SC) έχει αποδειχθεί ότι μπορούν να αντέξουν σε θερμοκρασίες λειτουργίας άνω των 200 °C ή 300 °F, οι οποίες είναι αρκετά υψηλότερες από τα υπερκράματα του νικελίου (Ni). Τέλος η GE Aviation, απέδειξε με μεγάλη επιτυχία ότι η χρήση τέτοιων σύνθετων πτερυγίων SiC / SiC είναι κατάλληλα και ποιοτικά, με την εφαρμογή τους σε στροβίλο χαμηλής πίεση του κινητήρα του αεροσκάφους F414.

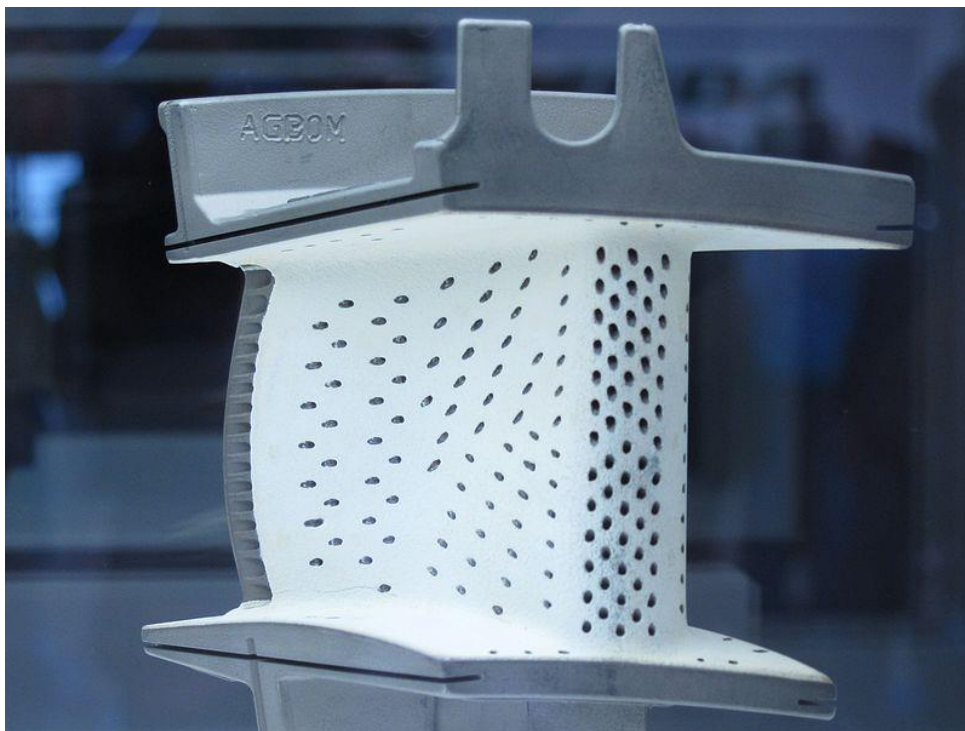


Εικόνα 8: Ένα πτερύγιο στροβίλου με επίστρωση θερμικού φραγμού. Αυτό το πτερύγιο δεν έχει κάλυμμα άκρης, επομένως η διαρροή του άκρου ελέγχεται από το διάκενο μεταξύ του άκρου και ενός σταθερού δακτυλίου καλύμματος που είναι προσαρτημένο στο περίβλημα του στροβίλου. [Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:ThermalBarrierCoating.JPG](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:ThermalBarrierCoating.JPG)]

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Environment\\_and\\_failure\\_modes](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Environment_and_failure_modes)]

## Κεφάλαιο 2<sup>ο</sup>: Ψύξη και μέθοδοι ψύξεως

Η θερμική απόδοση ενός κινητήρα αεριοστρόβιλου αυξάνεται καθώς αυξάνεται η θερμοκρασία εισόδου του στρόβιλου, σε σταθερή αναλογία πίεσης. (TET). Παραταύτα όμως, οι πολύ υψηλές θερμοκρασίες μπορούν να βλάψουν τον στρόβιλο διότι τα πτερύγια βρίσκονται σε δυσμενείς συνθήκες καθώς οι μεγάλες φυγόκεντρες τάσεις που αναπτύσσονται βρίσκονται αντιμέτωπες με τα υλικά των πτερυγίων που σε μερικές περιπτώσεις δεν μπορούν να αντέξουν τις υψηλές αυτές θερμοκρασίες. Έτσι λοιπόν, η ψύξη καθίσταται απαραίτητη τουλάχιστον για τα πρώτα στάδια του στρόβιλου, ενώ επειδή στα επόμενα στάδια των πτερυγίων στον αεριοστρόβιλο η θερμοκρασία του αερίου πέφτει σε σημαντικό βαθμό, δεν απαιτείται η ψύξη τους όπως για παράδειγμα στον στρόβιλο χαμηλής πίεσης ή σε ένα στρόβιλο ισχύος. Ωστόσο οι σύγχρονες τουρμπίνες λειτουργούν με θερμοκρασίες εισόδου μεγαλύτερες από 1900K, γεγονός το οποίο επιτυγχάνεται με την ενεργή ψύξη των εξαρτημάτων που αποτελείται ο στρόβιλος.



Εικόνα 9: Η παραπάνω εικόνα, απεικονίζει ένα πτερύγιο οδηγού ακροφυσίου V 2500 πρώτου σταδίου, το οποίο αποτελείται από τρύπες έπειτα από την κατεργασία με laser επιτρέποντάς το να ψύχεται. [Πηγή:

[https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Repair\\_process\\_for\\_a\\_V2500\\_high-pressure\\_turbine\\_guide\\_vane\\_\(10\).jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Repair_process_for_a_V2500_high-pressure_turbine_guide_vane_(10).jpg)]

Σε μία μονάδα συνδυασμένου κύκλου, τα πτερύγια του στροβίλου ψύχονται και με αέρα εκτός από την περιορισμένη ψύξη τους με ατμό. Ωστόσο όμως, το σύστημα της υδρόψυξης έχει δοκιμαστεί πολλές φορές αλλά τελικά δεν έχει εφαρμοστεί σε κάποια αεριοστροβιλική διάταξη έως τώρα. Μάλιστα ο αεριοστροβιλικός κινητήρας τύπου «H» της General Electric διαθέτει περιστρεφόμενα και στατικά πτερύγια τα οποία ψύχονται χρησιμοποιώντας ατμό από ένα αμοστρόβιλο συνδυασμένου κύκλου λειτουργίας αν και η ίδια εταιρεία σε μία αναφορά της το 2012 ισχυρίστηκε ότι θα επιστρέψει στην ψύξη με αέρα για της μονάδες της «Flex Efficiency». Παραταύτα όμως, η υδρόψυξη φαίνεται να είναι πιο ελκυστική λόγω της υψηλής ειδικής θερμικής ικανότητάς της και των μεγάλων πιθανοτήτων ψύξης με εξάτμιση ωστόσο λόγω της δημιουργίας ορισμένων προβλημάτων όπως για παράδειγμα του γεγονότος ότι μπορεί να υπάρξουν διαρροές στο σύστημα ή διάβρωση, ακόμα και πνιγμός, η ιδέα αυτή απορρίφθηκε. Από την αντίθετη πλευρά όμως, η ψύξη με αέρα επιτρέπει στον εκκενωμένο αέρα να εισέρχεται στην κύρια ροή χωρίς κανένα πρόβλημα. Πληροφοριακά, η ποσότητα του αέρα όπου απαιτείται για τον σκοπό αυτό είναι 1% – 3% της κύριας ροής και η θερμοκρασία της λεπίδας μπορεί να σημειώσει μείωση ακόμα και κατά 200 έως και 300 °C. Τη σημερινή εποχή, υπάρχουν πολλοί μέθοδοι ψύξεως που χρησιμοποιούνται για να ψύξουν τα πτερύγια ενός στροβίλου. Ενδεικτικά μερικές από αυτές είναι η ψύξη με συναγωγή, η ψύξη με φιλμ, με διαπνοή, με διάχυση η ψύξη πείρου κ.λπ. που κατατάσσονται στις κατηγορίες εσωτερικής και εξωτερικής ψύξεως. Τέλος η κύρια ομοιότητα όλων των τεχνικών ψύξεως είναι το γεγονός ότι όλες λειτουργούν χρησιμοποιώντας τον ψυχρότερο αέρα που λαμβάνεται από τον συμπίεστη για την απομάκρυνση της θερμότητας από τα πτερύγια του στροβίλου.

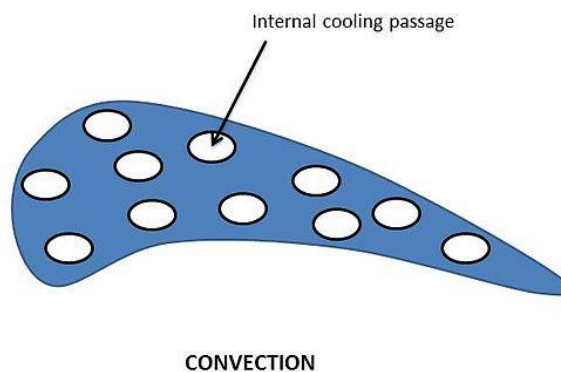
[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Cooling](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Cooling)]

## 2.1) Εσωτερική ψύξη

### 2.1.1) Ψύξη με συναγωγή

Η αρχή λειτουργίας της είναι εξαιρετικά απλή καθώς αέρας ψύξης διαπερνά κάποιες εσωτερικές διόδους που διαθέτει το πτερύγιο. Η θερμότητα που αναπτύσσεται, μεταφέρεται με αγωγιμότητα μέσω του πτερυγίου και στην συνέχεια μεταφέρεται στον αέρα που ρέει μέσα στο πτερύγιο. Ωστόσο, η μεγάλη εσωτερική επιφάνεια είναι επιθυμητή για αυτήν την μέθοδο για αυτό λοιπόν οι διαδρομές της ψύξης τείνουν να είναι «φιδίσιες» περνώντας μέσα από τα πτερύγια. Όσον αφορά τις εσωτερικές ψυκτικές διόδους της λεπίδας, αυτές μπορεί να έχουν είτε κυκλικό είτε ελλειπτικό σχήμα. Η ψύξη επιτυγχάνεται περνώντας ο αέρας που προέρχεται από τον αεροσυμπιεστή, μέσω αυτών των διόδων από την πλήμνη προς την άκρη της λεπίδας. Σε περίπτωση αεροστροβλικής διατάξεως, το υγρό έξω είναι σχετικά ζεστό και διέρχεται από την δίοδο ψύξης και αναμιγνύεται με το κύριο ρεύμα στην άκρη του πτερυγίου.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Cooling](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Cooling)]

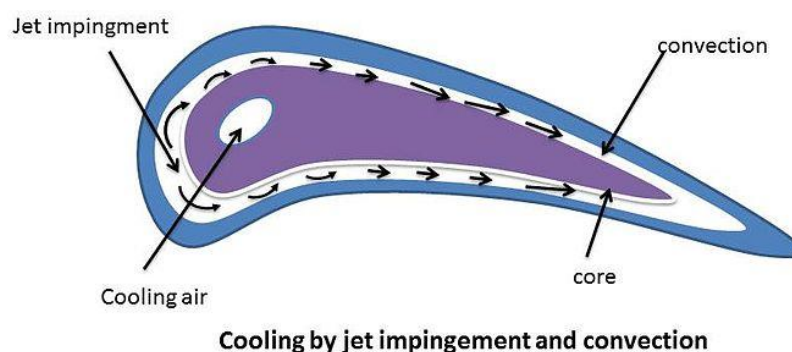


Εικόνα 10: Ψύξη πτερυγίου με την τεχνική ψύξεως της συναγωγής. [Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Cooling\\_by\\_Convection.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Cooling_by_Convection.jpg)]

## 2.1.2) Ψύξη πρόσκρουσης

Πανομοιότυπη με την τεχνική ψύξεως με συναγωγή είναι η ψύξη με πρόσκρουση καθώς λειτουργεί χτυπώντας την εσωτερική επιφάνεια της λεπίδας με αέρα ο οποίος έχει πολύ υψηλή ταχύτητα. Το γεγονός αυτό, επιτρέπει την μεταφορά περισσότερης θερμότητας από την μέθοδο ψύξεως με συναγωγή. Ωστόσο η μέθοδος ψύξης με πρόσκρουση αέρα υψηλής ταχύτητας επάνω στα πτερύγια χρησιμοποιείται στις περιοχές με τα μεγαλύτερα θερμικά φορτία που εμφανίζονται. Εν συνεχεία, στην περίπτωση των πτερυγίων ενός στροβίλου, το εμπρός άκρο έχει τη μέγιστη θερμοκρασία και άρα επομένως το μέγιστο θερμικό φορτίο. Επίσης η ψύξη πρόσκρουσης χρησιμοποιείται στην μέση χορδή του πτερυγίου. Επίσης οι λεπίδες είναι σχεδιασμένες με κοίλη μορφή και φέρουν εσωτερικό πυρήνα. Ωστόσο υπάρχουν και σε αυτή την περίπτωση εσωτερικές δίοδοι ψύξεως και ο αέρας της ψύξης εισέρχεται αρχικά από την περιοχή του μπροστινού άκρου μέχρι τελικώς να στραφεί προς το πίσω άκρο.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Cooling](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Cooling)]



Εικόνα 11: Ψύξη πτερυγίου με πρόσκρουση. [Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Impingement\\_revised.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Impingement_revised.jpg)]

## 2.2) Εξωτερική ψύξη

### 2.2.1) Ψύξη φιλμ (μεμβράνης)

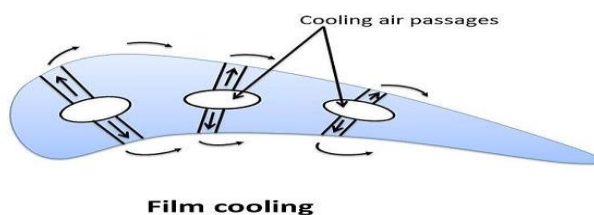
Η τεχνική ψύξεως μεμβράνης ή φιλμ (ονομάζεται επίσης και μέθοδος ψύξης λεπτής μεμβράνης), είναι μία μέθοδος που χρησιμοποιείται ευρέως και επιτρέπει πιο υψηλή αποδοτικότητα ψύξεως από τις δύο παραπάνω μεθόδους που αναφέρθηκαν, την ψύξη με συναγωγή και την ψύξη με πρόσκρουση. Η συγκεκριμένη τεχνική προτείνεται στην περίπτωση που θέλουμε να επιτύχουμε άντληση του αέρα ψύξης έξω από την λεπίδα μέσω πολλαπλών μικρών οπών η σχισμών στην δομή. Εν συνεχεία, δημιουργείται ένα λεπτό στρώμα (το λεγόμενο φιλμ) αέρα ψύξεως στην εξωτερική επιφάνεια της λεπίδας, μειώνοντας έτσι την μεταφορά της θερμότητας από την κύρια ροή της οποίας η θερμοκρασία ανέρχεται περίπου στους 1300K έως και 1800K και μπορεί να υπερβεί σε ορισμένες περιπτώσεις το σημείο τήξης του υλικού της λεπίδας που είναι περίπου οι 1300K με 1400K. Η υψηλή αποτελεσματικότητα της συγκεκριμένης μεθόδου ψύξεως συνδέεται άμεσα με την ικανότητά της να ψύχει την επιφάνεια των πτερυγίων του στροβίλου. Μάλιστα η υψηλότερη αποτελεσματικότητα ψύξης η οποία έχει μέγιστη τιμή 1, δείχνει ότι η θερμοκρασία του υλικού της λεπίδας τείνει να βρίσκεται πιο κοντά στην θερμοκρασία του ψυκτικού. Ωστόσο όμως, σε ορισμένες θέσεις που η θερμοκρασία της λεπίδας τείνει να πλησιάζει την θερμοκρασία του θερμού αερίου, η αποτελεσματικότητα της ψύξης πέφτει κοντά στο μηδέν. Έτσι, αυτή η αποτελεσματικότητα της ψύξης επηρεάζεται κυρίως από εκείνες τις παραμέτρους που σχετίζονται κυρίως με την ροή του ψυκτικού αλλά και την γεωμετρία εγχύσεως. Από την άλλη, οι παράμετροι ροής του ψυκτικού, περιλαμβάνουν τους λόγους ταχύτητας, πυκνότητας, εμφύσησης αλλά και ορμής που προκύπτουν υπολογίζοντας τα χαρακτηριστικά της ροής του ψυκτικού και της κύριας ροής. Επιπροσθέτως, οι παράμετροι γεωμετρίας εγχύσεως, αποτελούνται από την γεωμετρία της οπής ή σχισμής (δηλαδή κυλινδρικές διαμορφωμένες οπές η σχισμές) και από την γωνία εγχύσεων.

Ιστορικά, ένα πρόγραμμα της πολεμικής αεροπορίας των Ηνωμένων Πολιτειών της Αμερικής στις αρχές της δεκαετίας του 1970 χρηματοδοτούσε την ανάπτυξη ενός πτερυγίου στροβίλου που συνδύασε τις μεθόδους ψύξεως μεμβράνης αλλά και με συναγωγή. Ο συνδυασμός των δύο αυτών μεθόδων, χρησιμοποιείται και εφαρμόζεται έως και τη σήμερον ημέρα. Παράλληλα, η έγχυση της εξαέρωσης του ψυγείου στην ροή μειώνει την ισεντροπική απόδοση της στροβιλομηχανής. Επίσης, η συμπίεση του αέρα ψύξεως (που δεν συμβάλλει όμως στην ισχύ του κινητήρα) είναι ενεργειακά μη αποδοτική διαδικασία με αποτέλεσμα να επιφέρει πολυπλοκότητα στον κινητήρα.

Συνοψίζοντας, όλοι αυτοί οι παράγοντες που αναφέρθηκαν πρέπει να μελετιούνται και τελικά να αντισταθμίζονται από την αύξηση της συνολικής απόδοσης (ισχύος και αποδόσεως) που επιτρέπεται από την αύξηση της θερμοκρασίας του στροβίλου. Μάλιστα τα τελευταία χρόνια, οι ερευνητές προτείνουν τη χρήση ενός ενεργοποιητή πλάσματος για την μέθοδο ψύξης μεμβράνης.

Τέλος, η ψύξη της μεμβράνης των πτερυγίων ενός στροβίλου κάνοντας χρήση του ενεργοποιητή πλάσματος εκκένωσης διηλεκτρικού φραγμού, προτάθηκε για πρώτη φορά από τους Roy και Wang. Αυτός ο ενεργοποιητής έχει σχήμα πετάλου και βρίσκεται τοποθετημένος κοντά στις οπές για την ροή αερίου ενώ έχει αποδειχθεί ότι βελτιώνει σε σημαντικό βαθμό την αποτελεσματικότητα της τεχνικής ψύξεως του φιλμ. Σε πρόσφατες έρευνες που έγιναν, οι οποίες στηρίχθηκαν τόσο σε πειραματικές όσο και σε αριθμητικές μεθόδους, κατέδειξαν την επίδραση της ενίσχυσης της ψύξεως κατά τουλάχιστον 15% χρησιμοποιώντας απλά έναν ενεργοποιητή πλάσματος.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Cooling](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Cooling)]



Εικόνα 12: Απεικόνιση της ψύξης πτερυγίου μεμβράνης. [Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Film\\_cooling\\_revised.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Film_cooling_revised.jpg)]



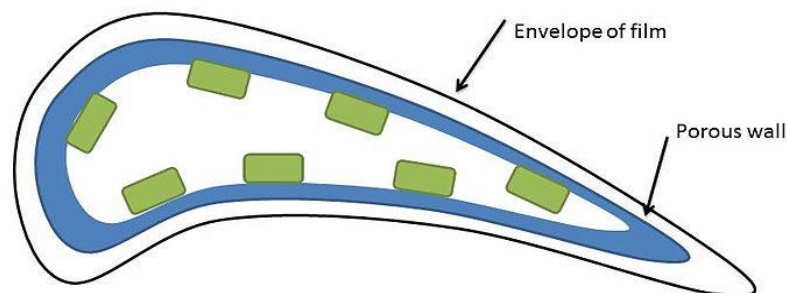
Εικόνα 13: Μια σχηματική απεικόνιση ενός πτερυγίου στροβίλου υψηλής πίεσης όπως χρησιμοποιείται σε κινητήρες αεριοθωμένων αεροσκαφών. Ένα εσωτερικό σύστημα ψύξης επιτρέπει μια διαβάθμιση θερμοκρασίας στα τοιχώματα της λεπίδας. Οι οπές ψύξης επιτρέπουν την έξοδο του αέρα ψύξης και καλύπτουν την εξωτερική επιφάνεια της λεπίδας με μια μεμβράνη ψύξης. [Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:GaTurbineBlade.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:GaTurbineBlade.svg)]



## 2.2.2) Ψυκτική συλλογή

Σε αυτήν την τεχνική ψύξεως, η λεπίδα είναι κατασκευασμένη από πορώδες υλικό πράγμα το οποίο σημαίνει ότι έχει μεγάλο αριθμό μικρών ανοιγμάτων επάνω στην επιφάνειά του. Έτσι λοιπόν, ο αέρας ψύξεως ωθείται μέσω αυτών των πορώδων οπών που σχηματίζουν ένα φιλμ (μεμβράνη) ή αλλιώς ένα ψυχρότερο οριακό στρώμα. Επιπροσθέτως, αυτή η ομοιόμορφη ψύξη που υφίσταται προκαλείται από τη διάχυση του ψυκτικού σε ολόκληρη την επιφάνεια της λεπίδας.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Cooling](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Cooling)]



COOLING BY EFFUSION

Εικόνα 14: Απεικόνιση της ψύξεως με διάχυση. [Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Cooling\\_by\\_effusion.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Cooling_by_effusion.jpg)]

### 2.2.3) Ψύξη πτερυγίων καρφίτσας

Σε αυτήν την τεχνική ψύξεως, στην στενή οπίσθια άκρη του πτερυγίου χρησιμοποιείται ψύξη μεμβράνης για την ενίσχυση της μεταφοράς θερμότητας από την λεπίδα. Ωστόσο, υπάρχει και μια σειρά από πτερύγια καρφίτσας στην επιφάνεια της λεπίδας. Έτσι λοιπόν η μεταφορά της θερμότητας πραγματοποιείται από αυτή τη συστοιχία και ταυτόχρονα μέσω πλευρικών τοιχωμάτων. Παράλληλα, καθώς το ψυκτικό ρέει στα πτερύγια με πολύ υψηλή ταχύτητα, η ροή αρχίζει να διαχωρίζεται, σχηματίζοντας πολλές κατευθύνσεις. Τελικά, πολλοί είναι οι παράγοντες που συμβάλλουν στον ρυθμό μεταφοράς της θερμότητας μεταξύ των οποίων είναι και ο τύπος του πτερυγίου καρφίτσας καθώς και η απόσταση μεταξύ των επιμέρους πτερυγίων.

[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Cooling](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Cooling)]

### 2.2.4) Ψύξη με διαπνοή

Αυτή η τεχνική ψύξης είναι αρκετά παρόμοια με την ψύξη μεμβράνης, καθώς στη συγκεκριμένη δημιουργείται ένα λεπτό φιλμ ψυκτικού αέρα στην λεπίδα, με την διαφορά όμως ότι ο αέρας στην λεπίδα «διαρρέεται» μέσω ενός πορώδους κελύφους αντί να εγχέεται μέσω οπών. Ο συγκεκριμένος τύπος ψύξεως, είναι αποτελεσματικότερος στις υψηλές θερμοκρασίες διότι καλύπτει ομοιόμορφα ολόκληρη την λεπίδα με ψυχρό αέρα. Ωστόσο από την άλλη πλευρά, οι λεπίδες που ψύχονται με διαπνοή αποτελούνται από ένα άκαμπτο νεύρο με πορώδες κέλυφος. Έτσι ο αέρας τελικά ρέει μέσω των εσωτερικών καναλιών του νεύρου και στην συνέχεια περνά μέσα από το πορώδες κέλυφος για να κρυώσει την λεπίδα. Συμπερασματικά, όπως και στην τεχνική ψύξεως μεμβράνης, ο αυξημένος αέρας ψύξης μειώνει την τελική απόδοση του στροβίλου γεγονός το οποίο πρέπει να εξισορροπηθεί με βελτιωμένη απόδοση της θερμοκρασίας για να εξαλειφθεί κάθε είδους εμπόδιο που συμβάλλει τελικά στην μείωση της απόδοσης του στροβίλου.

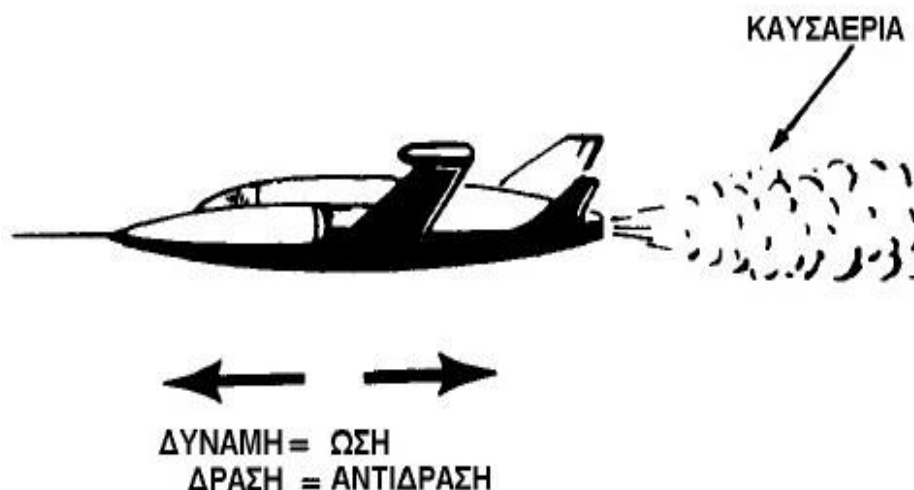
[Πηγή: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#Cooling](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#Cooling)]

## Κεφάλαιο 3<sup>ο</sup>: Αρχές αερίωσης και είδη αεροστρόβιλων

### 3.1) Αρχές αερίωσης

Η αρχή της αερίωσης υποστηρίζει, ότι ένας αεριοθούμενος κινητήρας παράγει μία προωθητική δύναμη, την ώση (thrust) προς μία συγκεκριμένη κατεύθυνση, εξαναγκάζοντας έτσι μία μάζα αερίου να κινηθεί προς την αντίθετη κατεύθυνση, εφαρμόζοντας τελικά τον τρίτο νόμο του Νεύτωνα όπως εξηγήθηκε στο κεφάλαιο 1. Έτσι, ως δράση θεωρείται η δύναμη που ασκείται σε μία μάζα καυσαερίων προς το οπίσθιο τμήμα του κινητήρα του αεροσκάφους. Από την άλλη ως αντίδραση στην έξοδο της μάζας αυτής θεωρείται μια δύναμη, η ώση προς το εμπρόσθιο τμήμα του κινητήρα και του αεροσκάφους. Ωστόσο, το μέγεθος της δύναμης αυτής εξαρτάται από την ποσότητα της μάζας αερίου (του αέρα) που εισέρχεται εκείνη την στιγμή στον κινητήρα και το βαθμό της επιτάχυνσης που θα αποκτήσουν ύστερα τα καυσαέρια κατά την έξοδό τους.

Έτσι λοιπόν προκύπτει ότι σε έναν κινητήρα αερίωσης, τα καυσαέρια που ωθούνται προς την εξαγωγή θεωρούνται ως η δράση και αυτά με την σειρά τους ασκούν μία ίση και αντίθετη δύναμη προς την αντίθετη κατεύθυνση, δηλαδή την δύναμη της ώσης που είναι και το αποτέλεσμα της αντίδρασης που προκαλούν τα καυσαέρια.



Εικόνα 15: Απεικόνιση της εφαρμογής του τρίτου νόμου του Νεύτωνα (δράση-αντίδραση) κατά την κίνηση ενός αεροσκάφους. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Ωστόσο, υπάρχει μία λανθασμένη εντύπωση ότι τα καυσαέρια ωθούν τον αέρα πίσω από τον κινητήρα με αποτέλεσμα να κινήσουν το αεροσκάφος προς την αντίθετη κατεύθυνση. Στην πραγματικότητα όμως, η ώση προέρχεται από τις δυνάμεις που ασκούν τα καυσαέρια μέσα στον κινητήρα. Στη συνέχεια, αυτά με την σειρά τους εκτονώνονται και πιέζουν τα πλαϊνά τοιχώματα και το εμπρόσθιο μέρος του κινητήρα. Από την άλλη, το οπίσθιο μέρος του αεροσκάφους αποτελείται ουσιαστικά από μία τεράστια οπή στην οποία δεν μπορεί να εξασκηθεί δύναμη. Τελικά ο αέρας κινείται προς εκείνη την κατεύθυνση της δύναμης που δεν εξισορροπείται.

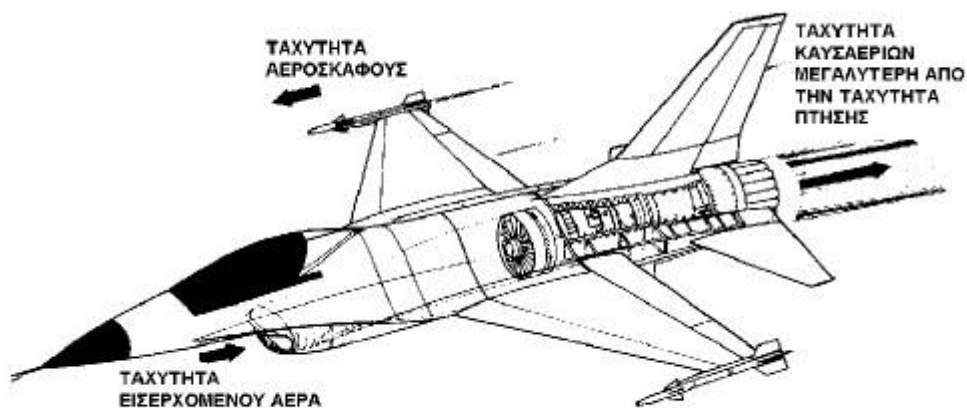
## 3.2) Ώση

### 3.2.1) Γενικά

Όπως προαναφέρθηκε και πιο πάνω, η ώση είναι μία δύναμη αντίδρασης και μετριέται σε  $kp$ ,  $rounds$  ή  $lbf$  ενώ εξαρτάται από την επιτάχυνση μίας μάζας αερίου σύμφωνα πάντα με τον δεύτερο νόμο του Νεύτωνα ο οποίος λέει χαρακτηριστικά «Η επιτάχυνση ενός σώματος είναι ανάλογη με την δύναμη που την προκαλεί και αντιστρόφως ανάλογη με την μάζα του σώματος.». Έτσι ένας κινητήρας αεριώθησης, δίνει μεγάλη επιτάχυνση σε σχετικά μικρή μάζα αέρα ενώ από την άλλη ένας ελικοφόρος κινητήρας δίνει μικρή επιτάχυνση σε μεγαλύτερη όμως μάζα αέρα. Ωστόσο, η ποσότητα του αέρα και των καυσαερίων που επιταχύνονται καθώς και το μέγεθος της επιτάχυνσης που είναι ουσιαστικά η τελική τους ταχύτητα, καθορίζουν την παραγόμενη ώση. Ακόμη, η διαφορά της πίεσης των καυσαερίων που εξάγονται στην ατμοσφαιρική πίεση, συμμετέχει άμεσα στην δημιουργία της ώσης.

Παράλληλα, ο όρος στατική ώση (*static thrust* ή *gross thrust*) ή αλλιώς μεικτή ώση, είναι η ποσότητα της ώσης που μπορεί να παράξει ένας κινητήρας όταν το αεροσκάφος βρίσκεται στο έδαφος ακινητοποιημένο. Από την άλλη, ο όρος καθαρή ώση (*net thrust*) είναι η ώση εκείνη που παράγεται κατά την πτήση του αεροσκάφους που για τον υπολογισμό της πρέπει να ληφθεί υπόψιν και η ταχύτητα του.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 16: Απεικόνιση της ταχύτητας των εξερχόμενων καυσαερίων που είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα πτήσης του αεροσκάφους. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.2.2) Λειτουργικοί παράγοντες

Ορισμένοι λειτουργικοί παράγοντες που μπορούν να επηρεάσουν την ώση ενός κινητήρα αερίωθης είναι οι εξής:

- **Εισαγωγή αέρα.** Οι διαστάσεις και τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αγωγού εισαγωγής του ρεύματος του αέρα στον κινητήρα επηρεάζουν την ποσότητά του από την οποία εξαρτάται άμεσα η ώση.
- **Αριθμός στροφών λειτουργίας.** Οι στροφές λειτουργίας του κινητήρα θεωρούνται ως ο πιο σημαντικός παράγοντας για την δημιουργία της ώσης, διότι καθορίζουν την μάζα του αέρα που εισέρχεται στον κινητήρα που κατά συνέπεια είναι ανάλογης της ώσης που παράγεται.
- **Ροή του καυσίμου.** Όπως εύκολα μπορεί να γίνει κατανοητό, όσο αυξάνεται η ποσότητα του εγγεόμενου καυσίμου στο κινητήρα, τόσο οι στροφές του κινητήρα αυξάνονται που τελικά επηρεάζει την παραγόμενη ώση.
- **Θερμοκρασία εισαγωγής των καυσαερίων στον στρόβιλο.** Όσο μεγαλύτερη είναι η θερμοκρασία των καυσαερίων, τόσο περισσότερη ενέργεια απορροφάται από τον στρόβιλο με αποτέλεσμα τελικά την αύξηση των στροφών του συμπιεστή, την ακόμη μεγαλύτερη εισροή ποσότητας αέρα στον κινητήρα με αποτέλεσμα την παραγωγή μεγαλύτερη ώσης.
- **Απαγωγή ποσότητας αέρα συμπίεσης.** Η απαγωγή αυτή του αέρα από τον κινητήρα επιτυγχάνεται μέσω μιας ειδικής βαλβίδας η οποία μειώνει την παραγόμενη ώση γεγονός το οποίο οφείλεται στην ποσότητα του συμπιεσμένου αέρα που εξέρχεται από τον συμπιεστή.
- **Έγχυση νερού στον αγωγό εισαγωγής αέρα στον κινητήρα.** Η διαδικασία αυτή γίνεται με σκοπό να αυξήσουμε την πυκνότητα και την μάζα του εισερχόμενου αέρα, με αποτέλεσμα τελικά να πετύχουμε την έγχυση μεγαλύτερης ποσότητας καυσίμου και εν τέλει την αύξηση της παραγόμενης ώσης.
- **Ταχύτητα του αεροσκάφους.** Όταν το αεροσκάφος πραγματοποιεί επιτάχυνση από μηδενική ταχύτητα και μηδενικό φορτίο, προκαλείται μείωση της παραγόμενης από τον κινητήρα ώσης. Ωστόσο, στην συνέχεια το γεγονός αυτό αντιστρέφεται αφού εξαιτίας της αναρρόφησης μεγαλύτερης ποσότητας αέρα (ram effect) και η αύξηση της ταχύτητας έχουν σαν αποτέλεσμα την αύξηση της παραγόμενης ώσης.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.2.3) Περιβαλλοντικές συνθήκες που επηρεάζουν την ώση

Ορισμένες περιβαλλοντικές συνθήκες που μπορούν να επηρεάσουν την ώση κατά την διάρκεια της πτήσεως είναι οι εξής:

- **Πίεση περιβάλλοντος αέρα.** Το γεγονός ότι ένα αεροσκάφος πετάει σε πολύ μεγάλα ύψη, η μείωση του περιβάλλοντος αέρα σε τέτοια υψόμετρα τον κάνει ταυτόχρονα να είναι και μικρότερης πυκνότητας το οποίο μειώνει σημαντικά την παραγόμενη ώση. Ωστόσο, η πίεση του περιβάλλοντος αέρα είναι ανάλογη τους ύψους στο οποίο πραγματοποιείται η πτήση του αεροσκάφους.
- **Θερμοκρασία περιβάλλοντος αέρα.** Η αύξηση της θερμοκρασίας σημαίνει πρακτικά ότι ο εισερχόμενος αέρας στον κινητήρα είναι πολύ πιο αραιός με αποτέλεσμα να μειώνεται κατά πολύ η παραγωγή της ώσης.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.3) Μέθοδοι αεριοποίησης – Τύποι αεριοποιητών

#### 3.3.1) Γενικά

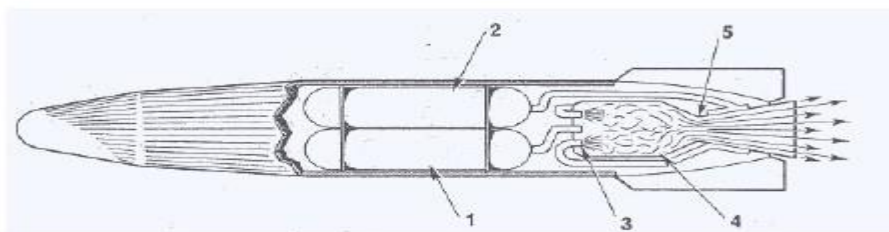
Πολλά είδη αεροπορικών κινητήρων χρησιμοποιούν τον τρίτο νόμο του Νεύτωνα «δράσης-αντίδρασης», ωστόσο όμως όλοι ανεξαιρέτως χρησιμοποιούν τον ίδιο τρόπο για την παραγωγή της ώσης που είναι να επιταχύνουν την μάζα των αερίων στο εσωτερικό τους. Έτσι τα είδη αυτά είναι ο πύραυλος, ο αθόδουλος ή αυλωθητής, ο παλμικός αθόδουλος ή παλμοθητής, ο αεριοστρόβιλος, ο στροβίλο-αθόδουλος και ο πυραυλο-στρόβιλος. Επίσης όλα τα παραπάνω είδη χρησιμοποιούν τον ατμοσφαιρικό αέρα για την καύση του καυσίμου, με τα παραγόμενα καυσαέρια να οδηγούνται και τελικά να φεύγουν προς την ατμόσφαιρα από το πίσω μέρος του κινητήρα. Τελικά, ανάλογα πάντα με το είδος του κινητήρα, ένα τμήμα της παραγόμενης ενέργειας χρησιμοποιείται για την περιστροφή του στροβίλου που δίνει κίνηση είτε σε έλικες, είτε σε ανεμιστήρες είτε τέλος σε άξονες.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

#### 3.3.2) Πύραυλος (rocket)

Η αρχή λειτουργίας του πυραύλου στηρίζεται αρχικά στο γεγονός ότι δεν χρησιμοποιεί ατμοσφαιρικό αέρα για την καύση. Λειτουργεί, μεταφέροντας στο εσωτερικό του φιάλες οξυγόνου ή άλλου οξειδωτικού μέσου, το οποίο εν συνεχεία αναμιγνύεται με το καύσιμο και τελικά παράγει την απαιτούμενη ποσότητα καυσαερίων για την κίνησή του. Η φιλοσοφία αυτής της αρχής λειτουργίας, δίνει το πλεονέκτημα στον πύραυλο να κινείται σε οποιοδήποτε ύψος είτε μέσα είτε έξω από την ατμόσφαιρα. Ωστόσο υπάρχουν δύο είδη πυραύλων, ο πύραυλος υγρών καυσίμων και ο πύραυλος στερεών καυσίμων. Στον πύραυλο υγρών καυσίμων, το πιο συνηθισμένο καύσιμο που χρησιμοποιείται είναι η υδραζίνη ( $N_2H_4$ ) και το συνηθέστερο οξειδωτικό που χρησιμοποιείται είναι είτε το υγρό οξυγόνο είτε το νιτρικό οξύ ( $HNO_3$ ).





Εικόνα 17: Απεικόνιση πυραύλου υγρών καυσίμων. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Ο πύραυλος στερεών καυσίμων έχει αντικαταστήσει σε πολλές εφαρμογές τον πύραυλο υγρών καυσίμων όπως για παράδειγμα σε κίνηση βλημάτων αέρος – αέρος, στην κίνηση διαστημικών λεωφορείων αλλά και στην παροχή περίσσειας ισχύος κατά την απογείωση. Το στερεό καύσιμο που χρησιμοποιείται συνήθως είναι ο βαλιστίτης ο οποίος είναι αναμεμειγμένος με το οξειδωτικό.



Εικόνα 18: Απεικόνιση πυραύλου στερεών καυσίμων. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



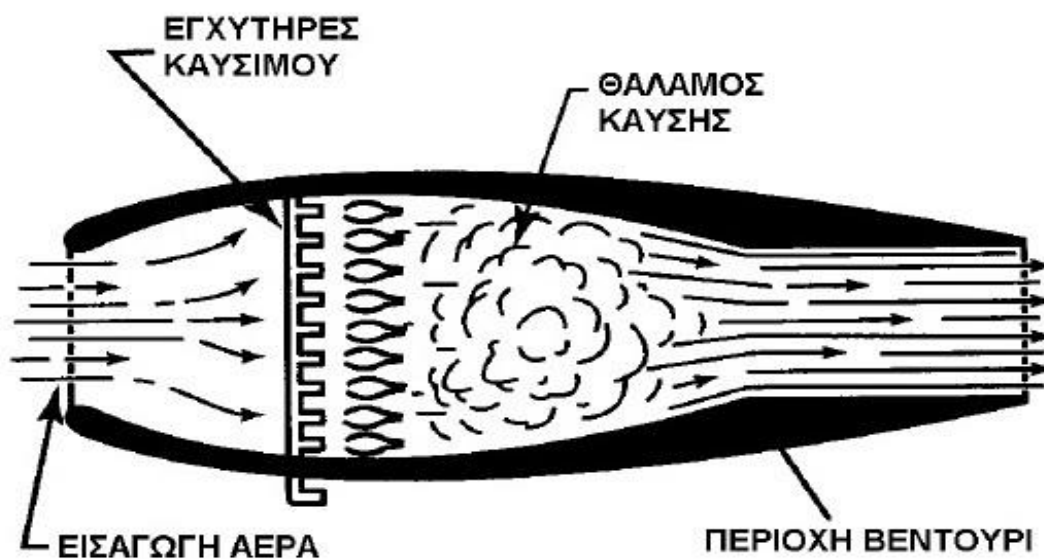
Εικόνα 19: Απεικόνιση αεροσκάφους στην φάση της απογείωσης ο οποίος χρησιμοποιεί πυραύλους στερεών καυσίμων. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.3.3) Αθόδυλος (ram jet)

Αυτό το είδος αεροπορικού κινητήρα μπορούμε είτε να το συναντήσουμε με την ονομασία αθόδυλος είτε ως αερο – θερμοδυναμικός αυλός (aero – thermodynamic duct). Ο κινητήρας αυτός είναι η απλούστερη μορφή μηχανής αερίωσης που έχει κατασκευαστεί διότι δεν έχει κινητά μέρη. Η διάταξη αυτή, εξοπλίζεται με ψεκαστήρες, ένα μετρητή καυσίμου και από τους συγκρατητές της φλόγας (flame holders), τα οποία βρίσκονται τοποθετημένα μέσα σε έναν σωλήνα με αποκλίνουσα εισαγωγή και αποκλίνουσα – συγκλίνουσα (ή απλή συγκλίνουσα) εξαγωγή. Το γεγονός ότι υπάρχει απουσία περιστρεφόμενου συμπιεστή δεν επιτρέπει την εισαγωγή ικανοποιητικής ποσότητας αέρα στον αθόδυλο στις πολύ χαμηλές ταχύτητες. Έτσι, ο αθόδυλος πρέπει να κινηθεί με μεγάλη ταχύτητα προτού να είναι σε θέση να παράγει ώση (ram effect). Εν συνεχεία, όταν εισέρχεται αέρας στον κινητήρα, εγχέεται το καύσιμο και παράγονται τα απαιτούμενα καυσαέρια τα οποία επιταχύνονται και παράγουν την απαιτούμενη ώση. Έτσι λόγω της ιδιομορφίας του αθόδυλου, η χρήση του εφαρμόζεται μόνο σε πύραυλο ή αεροσκάφος. Τέλος, με την ώση που παράγει υποβοηθά τον ίδιο του τον φορέα ή αποσπάται από αυτόν και προωθεί εν συνεχεία άλλος σκάφος η βαλλιστικό βλήμα με τα οποία και βρίσκεται σε σύνδεση. Πληροφοριακά, ο αθόδυλος αποτελεί το αποδοτικότερο είδος αεροπορικού κινητήρα καθώς μπορεί να κινήσει το αεροσκάφος ή τον πύραυλο με ταχύτητες μεγαλύτερες από 3000 km/h.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



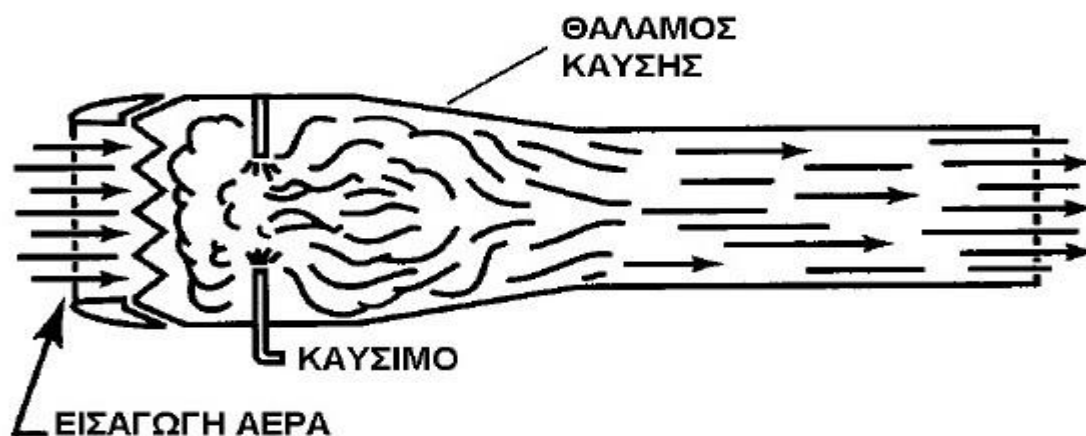
Εικόνα 20: Απεικόνιση των τμημάτων του αθόδυλου. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.3.4) Παλμικός Αθόδυλος (Pulse jet)

Αυτό το είδος αεροπορικού κινητήρα διαφέρει από τον αθόδυλο μόνο στο σχεδιασμό και την κατασκευή του τμήματος εισαγωγής του εισερχόμενου αέρα στον κινητήρα. Στον παλμικό αθόδυλο στο τμήμα της εισαγωγής, τοποθετούνται βαλβίδες εισαγωγής που διατηρούνται σε ανοιχτή θέση με την βοήθεια ελατηρίων. Με αυτόν τον τρόπο ο εισερχόμενος αέρας που διέρχεται από το τμήμα της εισαγωγής, αναμιγνύεται με το καύσιμο και το μείγμα τελικά καίγεται στον θάλαμο καύσεως. Ωστόσο τα παραγόμενα καυσαέρια που εκτονώνονται, εξαναγκάζουν τις βαλβίδες να κλείσουν οπότε τελικά και τα καυσαέρια αποκτούν σημαντική επιτάχυνση κατά την εξαγωγή τους από τον κινητήρα. Λόγο της σημαντικής αυτής επιτάχυνσης που αποκτούν τα καυσαέρια, είναι ικανά πλέον να παράξουν και την απαιτούμενη ώση που χρειάζεται. Εν συνεχεία, τα ελατήρια που ήταν προηγουμένως σε κλειστή θέση, ανοίγουν ξανά τις βαλβίδες εισαγωγής με αποτέλεσμα ο κύκλος λειτουργίας να αρχίσει και πάλι από την αρχή.

Από την άλλη μεριά, σε αντίθεση με τον αθόδυλο όπου η παροχή της ισχύος είναι συνεχόμενη, στον παλμικό αθόδυλο είναι διακεκομμένης μορφής. Επιπροσθέτως, ο κινητήρας αυτός είναι ιδιαίτερος θορυβώδης και ταυτόχρονα έχει μικρή απόδοση, όμως μπορεί να λειτουργήσει από την ακινησία. Τέλος, η συστηματική εφαρμογή και χρήση του έγινε για πρώτη φορά με επιτυχία από την γερμανική αεροπορία κατά τον 2<sup>ο</sup> Παγκόσμιο πόλεμο με την ονομασία «ιπτάμενη βόμβα». Παρόλα αυτά βρίσκει εφαρμογές σε ορισμένες περιπτώσεις και στην περιστροφή πτερυγίων ελικοπτέρων.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 21: Απεικόνιση των τμημάτων παλμικού αθόδυλου. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.4) Οι τύποι του αεριοστρόβιλου

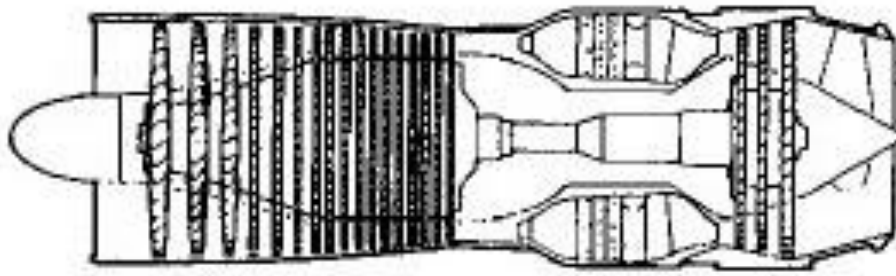
#### 3.4.1) Στροβιλο-αντιδραστήρας (*Turbojet engine*)

Η αρχή λειτουργίας του στροβιλο-αντιδραστήρα είναι παρόμοια με αυτήν των αεροπορικών κινητήρων που παρουσιάστηκε στο 1<sup>ο</sup> κεφάλαιο και αποτελεί την απλούστερη μορφή κινητήρα αεριοστρόβιλου. Ουσιαστικά ο στροβιλο-αντιδραστήρας χρησιμοποιεί την ροή των καυσαερίων που σχηματίζεται στο ακροφύσιο της εξαγωγής ως το μοναδικό μέσο παραγωγής ώσης για την τελική κίνηση του αεροσκάφους. Η παραγωγή της ώσης αυτής, επιτυγχάνεται με την επιτάχυνση μικρών σχετικά μαζών αέρα σε πολύ υψηλές ταχύτητες.

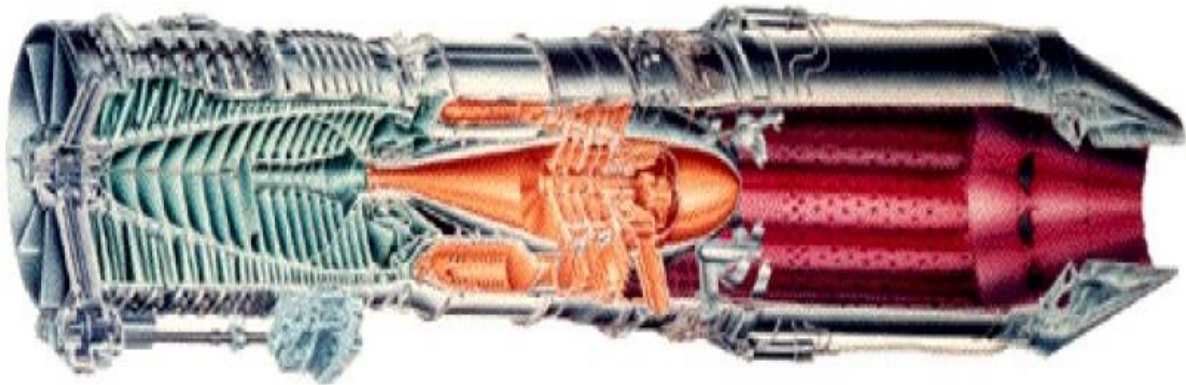
Παράλληλα μία πολύ σημαντική παράμετρος του εν λόγω κινητήρα, είναι ο λόγος της συμπίεσης ή ο λόγος πίεσης της μηχανής (*engine pressure ratio – EPR*). Η τιμή του λόγου αυτού αποτελεί και την ένδειξη της παραγόμενης ώσης για μία συγκεκριμένη παροχή ισχύος.

Από την άλλη μεριά, ένα βασικό μειονέκτημα του στροβιλο-αντιδραστήρα είναι το γεγονός ότι στις πολύ χαμηλές ταχύτητες πτήσης, η παραγόμενη ώση είναι αναλογικά πολύ μικρή και ο λόγος του φαινομένου αυτού είναι ότι απαιτείται ικανοποιητική πίεση εισαγωγής αέρα (*ram effect*) στον συμπιεστή και άρα τελικά ταχύτητα. Έτσι για τον λόγο αυτό, ένα αεροσκάφος που εφοδιάζεται με στροβιλο-αντιδραστήρα χρειάζεται και πολύ μεγάλο διάδρομο απογείωσης με αποτέλεσμα να αυξηθεί σημαντικά η πίεση εισαγωγής και κατά συνέπεια η παραγόμενη ώση όταν το αεροσκάφος απογειώνεται. Ακόμη, η αυξημένη κατανάλωση καυσίμου που απαιτείται, αποτελεί ακόμα ένα σημαντικό μειονέκτημα του κινητήρα αυτού. Επιπροσθέτως, συγκριτικά με ένα ελικοφόρο κινητήρα, ο στροβιλο-αντιδραστήρας μπορεί να επιτύχει μικρότερη σχετικά απόδοση σε ταχύτητες πτήσεως κάτω των 750 km/h. Όμως παρά το γεγονός ότι απόδοση του έλικα που υπάρχει σε έναν ελικοφόρο κινητήρα μειώνεται σημαντικά σε ταχύτητες πτήσεως άνω των 550 km/h. Κατά την εξέλιξη της τεχνολογίας αναπτύχθηκαν νέοι τύποι αεριοστρόβιλων με σκοπό την αποτελεσματική λειτουργία σε όλο το εύρος των ταχυτήτων πτήσεως.

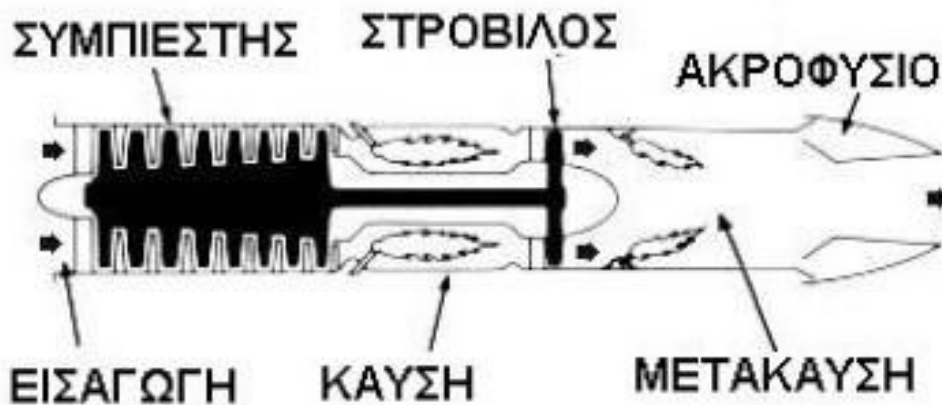
[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 22: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-αντιδραστήρα μονού άξονα με αξονικό συμπιεστή.  
 [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 23: Απεικόνιση του στροβιλο-αντιδραστήρα GE J79. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 24: Απεικόνιση των βασικών μερών ενός στροβιλο-αντιδραστήρα. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.4.2) Ελικοστρόβιλος (*Turboprop engine*)

Αυτό το είδος κινητήρα έχει ευρεία γκάμα εφαρμογών. Πρόκειται ουσιαστικά για μία διάταξη, παρόμοια με τον στροβιλο-αντιδραστήρα με την μόνη διαφορά όμως ότι χρησιμοποιείται μία διάταξη γραναζιών ως μειωτήρας στροφών για την μετάδοση της κίνησης στον έλικα. Ο μειωτήρας αυτός, είναι απαραίτητος καθώς η βέλτιστη απόδοση του έλικα επιτυγχάνεται σε πολύ μικρότερες στροφές από αυτές κατά την λειτουργία του κινητήρα. Έτσι, σε έναν ελικοστρόβιλο, σχεδόν όλο το κομμάτι της ενέργειας των καυσαερίων χρησιμοποιείται για την κίνηση του έλικα. Για αυτόν ακριβώς τον λόγο, η προσφερόμενη από τα καυσαέρια όση είναι πολύ μικρή. Για την ακρίβεια, η ενέργεια των καυσαερίων ενός ελικοστρόβιλου αποδίδεται σε ποσοστό 90% ως ισχύς στον άξονα που κινεί τελικά τον έλικα και μόνο το 10% της ενέργειας των καυσαερίων παρέχεται υπό την μορφής ώσης.

Ωστόσο από την άλλη μεριά σε ορισμένους κινητήρες μορφής ελικοστρόβιλων, χρησιμοποιείται ξεχωριστός στρόβιλος για την κίνηση του έλικα. Αυτός ο ξεχωριστός στρόβιλος ονομάζεται ελεύθερος στρόβιλος (*free turbine* ή *power turbine*) καθώς είναι συνδεδεμένος με έναν ξεχωριστό άξονα με τον μειωτήρα στροφών. Τα υπόλοιπα μέρη του κινητήρα αυτού όπως για παράδειγμα ο συμπιεστής, ο θάλαμος καύσεως και ο στρόβιλος των καυσαερίων (*gas turbine*), λειτουργούν με μοναδικό σκοπό για να παρέχουν καυσαέρια με υψηλά ποσοστά ενέργειας για την περιστροφή του ελεύθερου στροβίλου.

Παράλληλα σε άλλους ελικοστρόβιλους, δεν υπάρχει αυτός ο ελεύθερος στρόβιλος και η κίνηση τελικά του έλικα επιτυγχάνεται με την εκμετάλλευση ενός μέρους της ενέργειας των καυσαερίων που εκτονώνονται στον στρόβιλο ο οποίος με την σειρά του κινεί τον συμπιεστή.

Ένα από τα μεγαλύτερα πλεονεκτήματα του ελικοστροβίλου, είναι ότι επιτυγχάνει την καλύτερη ειδική κατανάλωση καυσίμου σχετικά πάντα με οποιοδήποτε άλλου είδους αεριοστροβιλικού κινητήρα. Η ύπαρξη του έλικα επιτρέπει μεταξύ άλλων, την επιτάχυνση μεγάλων μαζών αέρα σε μικρές σχετικά ταχύτητες με αποτέλεσμα η παραγόμενη ώση να είναι αρκετά μεγάλη ώστε το αεροσκάφος να έχει ικανοποιητικά χαρακτηριστικά στην απογείωση, δηλαδή να απαιτεί μικρότερο διάδρομο απογείωσης αλλά και στην άνοδο. Επίσης η απόδοσή του είναι αρκετά ικανοποιητική ακόμη και σε σχετικά μεγάλα υψόμετρα της τάξεως των 6000 m.

Αντίθετα, συγκριτικά με τα παραπάνω πλεονεκτήματα του ελικοστροβίλου, μειονέκτημα αποτελεί το γεγονός ότι όταν το αεροσκάφος αναπτύσσει ταχύτητες μεγαλύτερες των 650 km/h και φτάνει σε ύψος πτήσης άνω των 7000 m, ο κινητήρας αρχίζει να δυσκολεύεται σημαντικά και τελικά να δυσλειτουργεί. Επιπλέον ένα ακόμα

μειονέκτημα του ελικοστροβίλου αποτελεί η πολυπλοκότητα της κατασκευής του και κατ' επέκταση της συντήρησής του. Τέλος ένας τέτοιος κινητήρας είναι αρκετά πιο βαρύς από ένα στροβιλο-αντιδραστήρα με ανάλογη ώση.

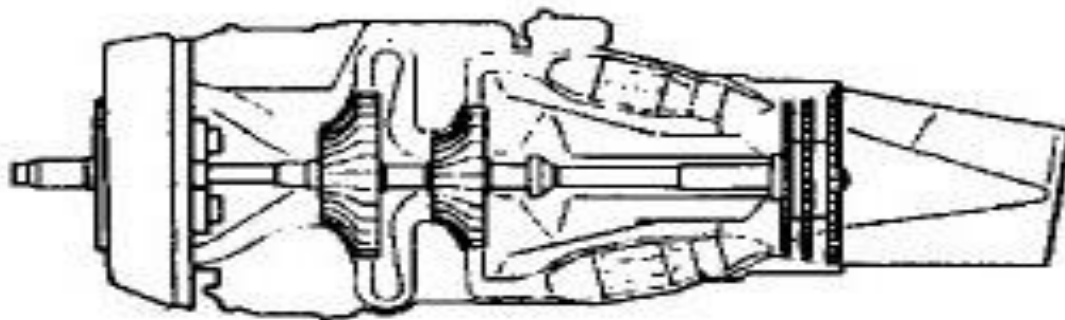
[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



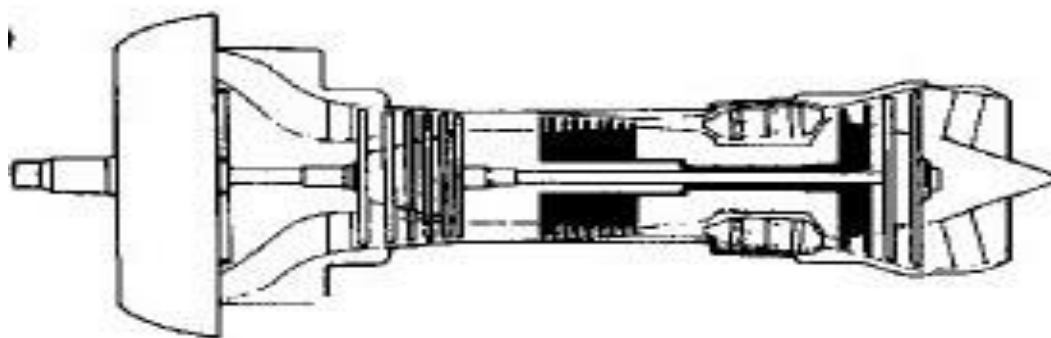
Εικόνα 25: Σχηματική απεικόνιση των βασικών μερών λειτουργίας του ελικοστρόβιλου. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



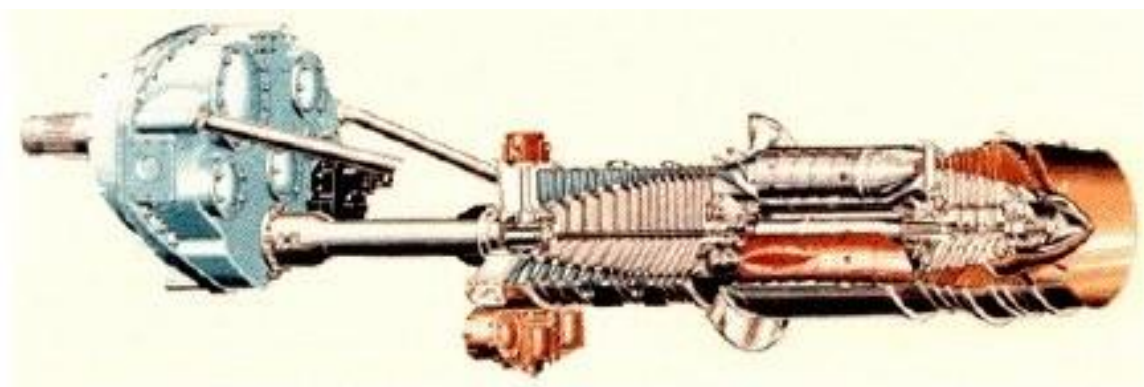
Εικόνα 26: Απεικόνιση του ελικοστροβίλου τύπου T-53. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 27: Σχηματική απεικόνιση ελικοστρόβιλου δύο αξόνων με φυγοκεντρικούς συμπιεστές. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 28: Σχηματική απεικόνιση ελικοστρόβιλου δύο αξόνων με αξονικούς συμπιεστές. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



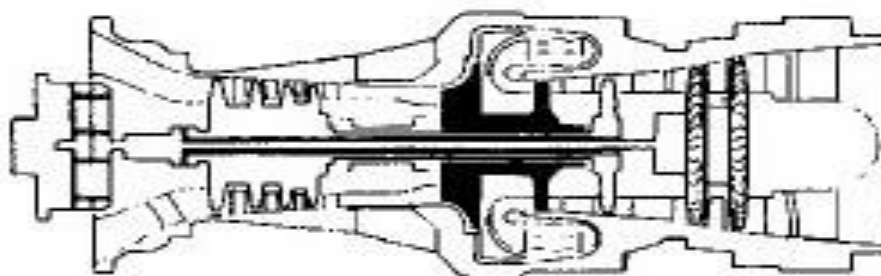
Εικόνα 29: Απεικόνιση του ελικοστρόβιλου κινητήρα τύπου T-56. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



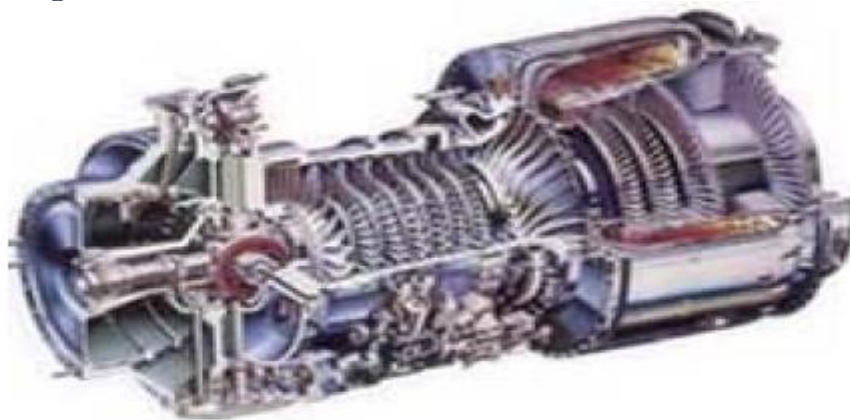
### 3.4.3) Αξονοστρόβιλος (Turboshaft engine)

Ο συγκεκριμένος τύπος αεριοστρόβιλου παρέχει σχεδόν αποκλειστικά ισχύ στον άξονά του, ενώ παράγει ελάχιστη ώση. Ωστόσο, η ομοιότητα με ένα ελικοστρόβιλο είναι αρκετά μεγάλη. Σε εκείνη την περίπτωση που ο ελεύθερος στρόβιλος ενός ελικοστρόβιλου κινητήρα δεν συνδέεται άμεσα με έλικα αεροσκάφους αλλά με τον άξονα του στροφείου ενός ελικοπτερου τότε έχουμε έναν κινητήρα αξονοστρόβιλου. Ακόμη αυτός ο τύπος κινητήρα χρησιμοποιείται σε ορισμένες περιπτώσεις και ως εναλλακτικό μέσο παροχής ισχύος σε ένα αεροσκάφος (Auxiliary Power Unit, APU). Παράλληλα ο ελεύθερος αυτός στρόβιλος εκτός από τις αεροπορικές εφαρμογές όπου και χρησιμοποιείται, μπορεί να εφαρμοστεί και να συνδεθεί με τον άξονα στροφείου ενός πλοίου, ενός αυτοκινήτου ή ακόμα και μιας ηλεκτρογεννήτριας. Τέλος, η έξοδος του αξονοστρόβιλου ορίζεται από την παραγόμενη ισχύ στον άξονα, δηλαδή της αξονικής ισχύος του ελεύθερου στροβίλου.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



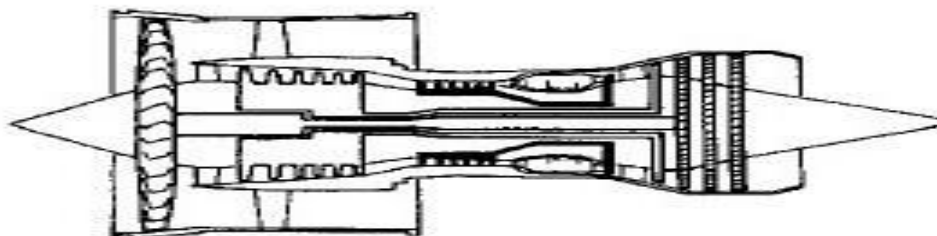
Εικόνα 30: Σχηματική απεικόνιση κινητήρα αξονοστρόβιλου τριών αξόνων με αξονικό και φυγόκεντρο συμπιεστή. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



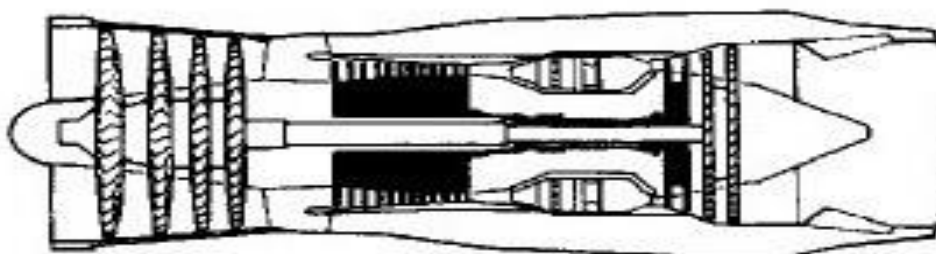
Εικόνα 31: Απεικόνιση της τομής ενός αξονοστρόβιλου κινητήρα. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.4.4) Στροβιλοανεμιστήρας (Turbofan engine)

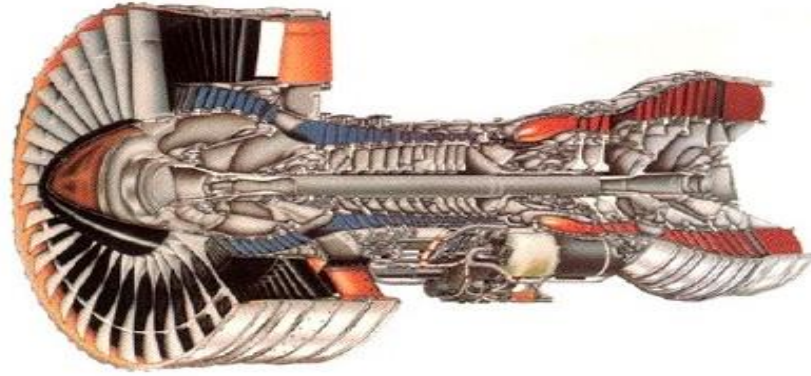
Ο τύπος αυτός αεριοστρόβιλου αποτελεί μία από τις σπουδαιότερες τεχνολογικά εξελίξεις στον κλάδο των αεροπορικών κινητήρων καθώς συνδυάζει τεχνικά χαρακτηριστικά τόσο του στροβιλο-αντιδραστήρα όσο και του ελικοστρόβιλου. Έτσι ο στροβιλο-ανεμιστήρας επιταχύνει μικρότερη μάζα αέρα από τον ελικοστρόβιλο αλλά όμως μεγαλύτερη από τον στροβιλο-αντιδραστήρα. Καταφέρει να αναπτύξει μεγάλες ταχύτητες πτήσης σε πολύ μεγάλα υψόμετρα όπως και ο στροβιλο-αντιδραστήρας ενώ ταυτόχρονα δεν απαιτεί μεγάλο αεροδιάδρομο το αεροσκάφος που είναι εξοπλισμένο με αυτόν τον τύπο του κινητήρα για να απογειωθεί όπως απαιτεί ο ελικοστρόβιλος. Ακόμη, ο περιορισμός των ταχυτήτων πτήσης σε τιμές από 550 km/h έως και 650 km/h σε αυτόν τον τύπο αεριοστρόβιλου δεν απαιτείται όπως στον ελικοστρόβιλο. Εν συνεχεία τα πτερύγια του ανεμιστήρα σε αυτήν την περίπτωση είναι ειδικά σχεδιασμένα με τέτοιο τρόπο ώστε να μην επηρεάζονται σημαντικά από την εκάστοτε ταχύτητα του αεροσκάφους. Επιπλέον, ένα ακόμη σημαντικό πλεονέκτημα αποτελεί το γεγονός ότι έχει αυξημένη παροχή ισχύος ανά μονάδα βάρους, καλή ειδική κατανάλωση καυσίμου καθώς και μειωμένο θόρυβο του κινητήρα τόσο κατά την απογείωση όσο και κατά την προσγείωση του αεροσκάφους.



Εικόνα 32: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα τριών αξόνων. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

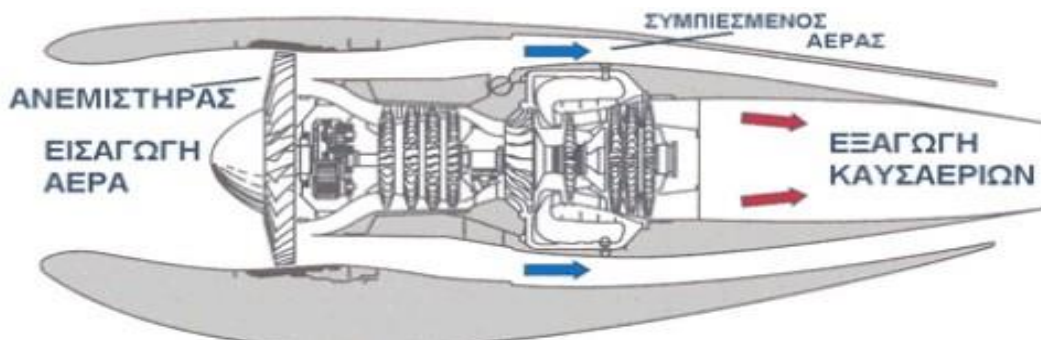


Εικόνα 33: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα δύο αξόνων. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

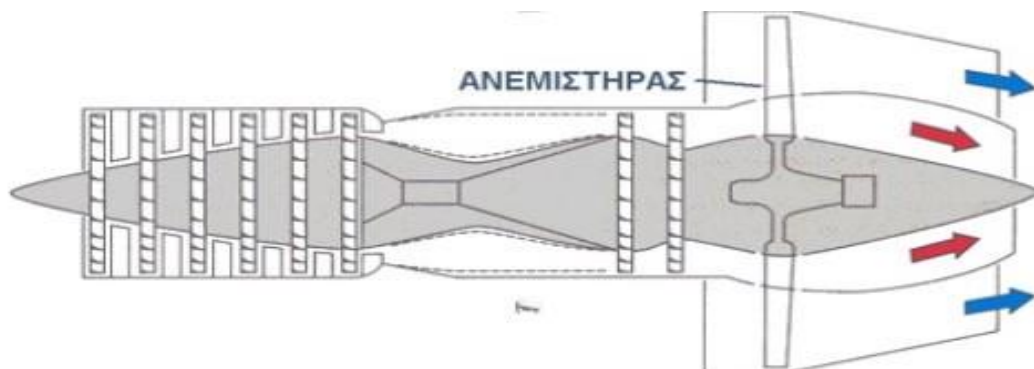


Εικόνα 34: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα σε τομή. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Πρόκειται ουσιαστικά για ένα κινητήρα αρκετά παρόμοιο με αυτόν του ελικοστροβίλου με τον έλικα δηλαδή τον ανεμιστήρα (fan) να βρίσκεται εντός του κινητήρα. Παράλληλα ο ανεμιστήρας βρίσκεται τοποθετημένος στο μπροστινό ή στο οπίσθιο τμήμα του κινητήρα.



Εικόνα 35: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα με τον ανεμιστήρα να βρίσκεται τοποθετημένος στο μπροστινό τμήμα. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



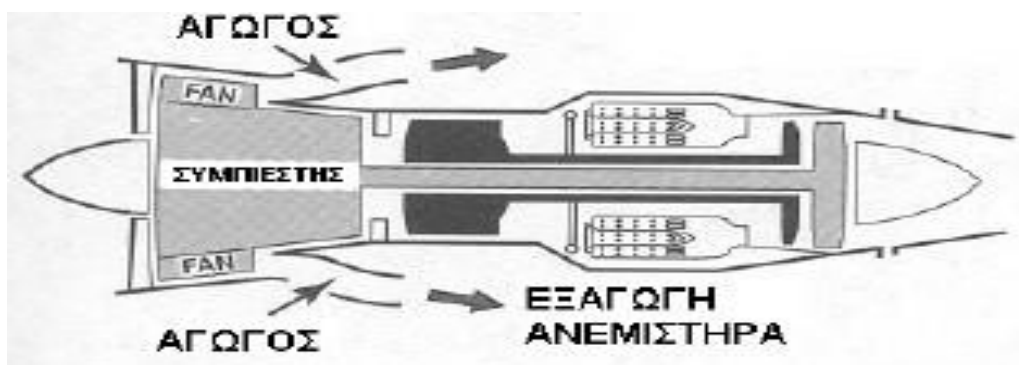
Εικόνα 36: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα με τον ανεμιστήρα να βρίσκεται τοποθετημένος στο οπίσθιο τμήμα. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Από την άλλη μεριά, η ροή του εισερχόμενου αέρα διασπάται σε δύο ρεύματα που είναι το θερμό και το ψυχρό ρεύμα. Το θερμό ρεύμα διέρχεται μέσα από τον κινητήρα όπως συμβαίνει και σε κάθε περίπτωση άλλωστε. Σε αντίθεση με το θερμό ρεύμα, το ψυχρό περνά περιφερειακά του σώματος του κινητήρα με την ίδια αξονική διεύθυνση (ροή παράκαμψης ή αλλιώς bypass). Το ψυχρό ρεύμα συνεισφέρει στην παραγωγή της ώσης κατά περίπου 80% του κινητήρα. Παράλληλα ο ανεμιστήρας επιταχύνει τον ψυχρό αέρα προς το οπίσθιο τμήμα του κινητήρα χωρίς ωστόσο να αναμιγνύεται με καύσιμο και τελικά να καίγεται. Με αυτόν τον τρόπο παράγεται ένα μέρος της ώσης που τελικά προστίθεται στην ολική ώση που παράγει ο κινητήρας αυτός. Επιπλέον, ο λόγος του ψυχρού ρεύματος προς το θερμό ρεύμα αέρα ονομάζεται ως λόγος παράκαμψης ή αλλιώς bypass ratio και αποτελεί ένα από τα ιδιαίτερα χαρακτηριστικά του στροβιλο-ανεμιστήρα με τις τιμές του λόγου αυτού να κυμαίνονται μεταξύ από 2:1 έως και 10:1. Έτσι, ανάλογα πάντα με τις τιμές του λόγου αυτού ένας στροβιλο-ανεμιστήρας μπορεί να χαρακτηριστεί ως υψηλού ή χαμηλού λόγου παράκαμψης.

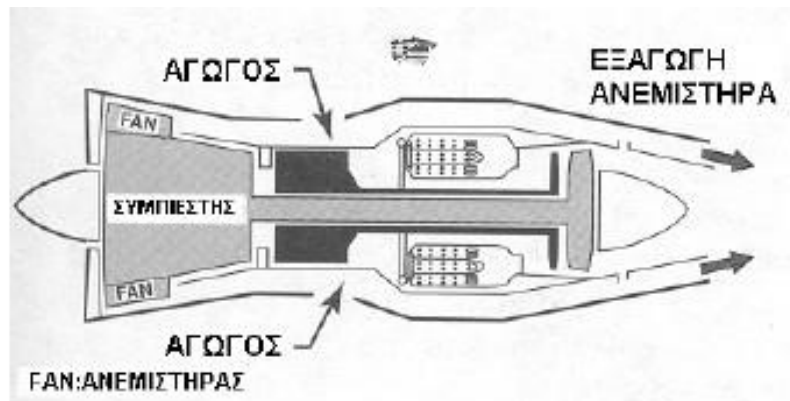
Η έξοδος του αέρα παράκαμψης πραγματοποιείται μέσω ενός ειδικού αγωγού (dust) ο οποίος βρίσκεται τοποθετημένος περιφερειακά του κύριου σώματος του κινητήρα. Παράλληλα, το μήκος του αγωγού αυτού είναι μικρό και συνήθως στην περίπτωση χρήσης ανεμιστήρα μεγάλης διαμέτρου, ο αγωγός αυτός εκτείνεται σε όλο το μήκος του κινητήρα.

Ωστόσο στις περισσότερες μορφές που μπορεί να υπάρξει αυτός ο τύπος κινητήρα χρησιμοποιούνται περισσότεροι από ένας στρόβιλοι για την κίνηση αποκλειστικά και μόνο του ανεμιστήρα. Το πλήθος των συμπιεστών που μπορεί να είναι ένας ή περισσότεροι παίρνουν κίνηση από άλλους στρόβιλους. Τέλος, αξίζει να αναφερθεί το γεγονός ότι στις μέρες μας οι στροβιλο-ανεμιστήρες θεωρούνται ως οι πιο αξιόλογοι τύποι κινητήρων αερίωθσης για μεγάλα αεροσκάφη.

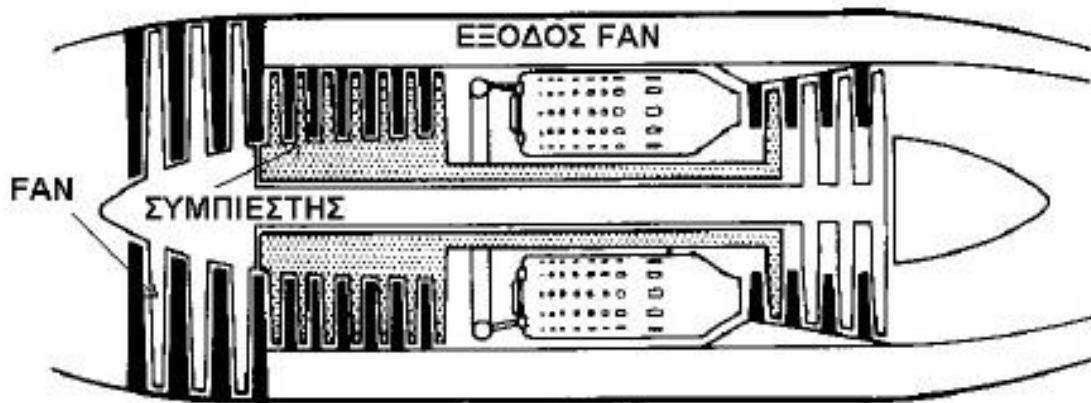
[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



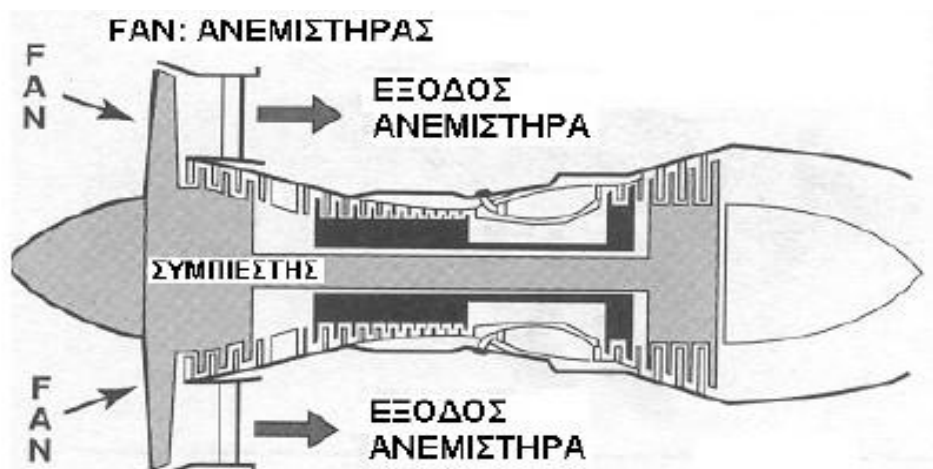
Εικόνα 37: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα με την έξοδο του αέρα παράκαμψης να γίνεται από αγωγό μικρού μήκους. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 38: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα με την έξοδο του αέρα παράκαμψης να γίνεται από αγωγό μεγάλου μήκους. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 39: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα υψηλού λόγου παρακάμψεως. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

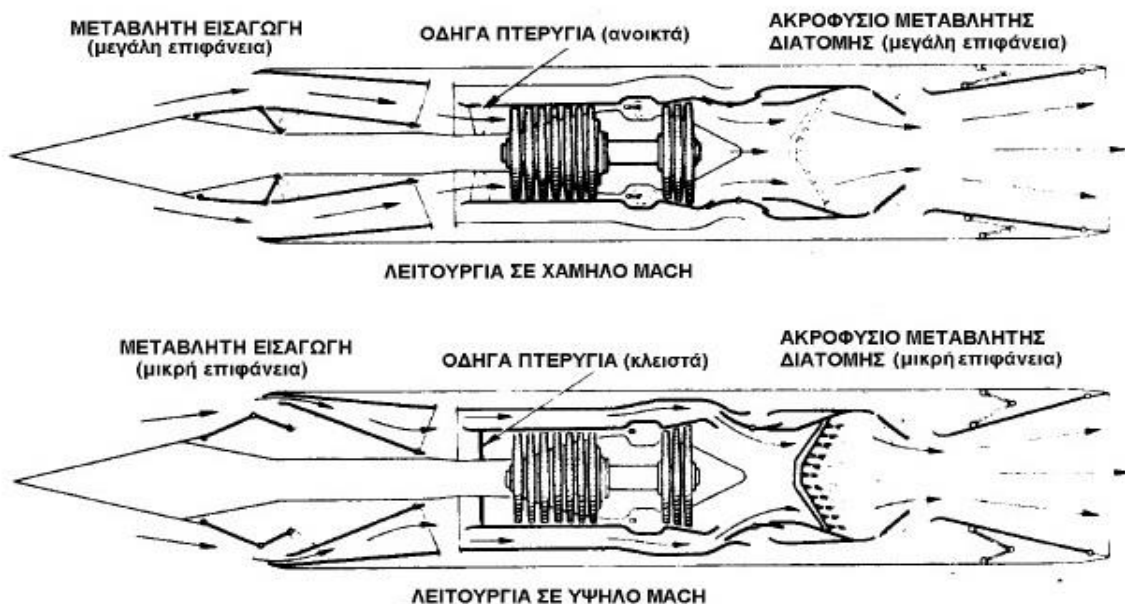


Εικόνα 40: Σχηματική απεικόνιση στροβιλο-ανεμιστήρα χαμηλού λόγου παρακάμψεως. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.4.5) Στροβιλο-αθόδυλος (Turboramjet)

Ο στροβιλο-αθόδυλος αποτελεί έναν συνδυασμό του στροβιλο-αντιδραστήρα και του αθόδυλου. Ο κινητήρας αυτός διαθέτει έναν αγωγό μεταβλητού ανοίγματος εισαγωγής, έναν μετακαυστήρα καθώς και ένα ακροφύσιο μεταβλητής διατομής. Η μετάκαυση αυτή πραγματοποιείται με την έγχυση καυσίμου στο χώρο μεταξύ του στροβίλου και της εξαγωγής, το οποίο όμως καίγεται μετά την ανάμειξή του με τα καυσαέρια. Το σύστημα αυτό του μετακαυστήρα χρησιμοποιείται με σκοπό την αύξηση της ώσης. Ένα αεροσκάφος το οποίο είναι εξοπλισμένο με κινητήρα τύπου στροβιλο-αθόδυλου, κατά την απογείωση και την προσγείωσή του ο κινητήρας λειτουργεί με την μορφή στροβιλο-αντιδραστήρα που διαθέτει μετακαυστήρα. Έτσι, σε ταχύτητες έως και τρεις φορές μεγαλύτερες της ταχύτητας του ήχου (3 Mach) όπου ο στροβιλο-αντιδραστήρας έχει σχετικά καλή απόδοση, λειτουργεί αρχικά χωρίς την βοήθεια του μετακαυστήρα. Όταν η ταχύτητα αυτή υπερβεί τα 3 Mach, ο στροβιλο-αντιδραστήρας παύει να λειτουργεί και η ροή του αέρα κατευθύνεται απευθείας στον μετακαυστήρα και η λειτουργία του κινητήρα πλέον είναι της αρχής του αθόδυλου.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



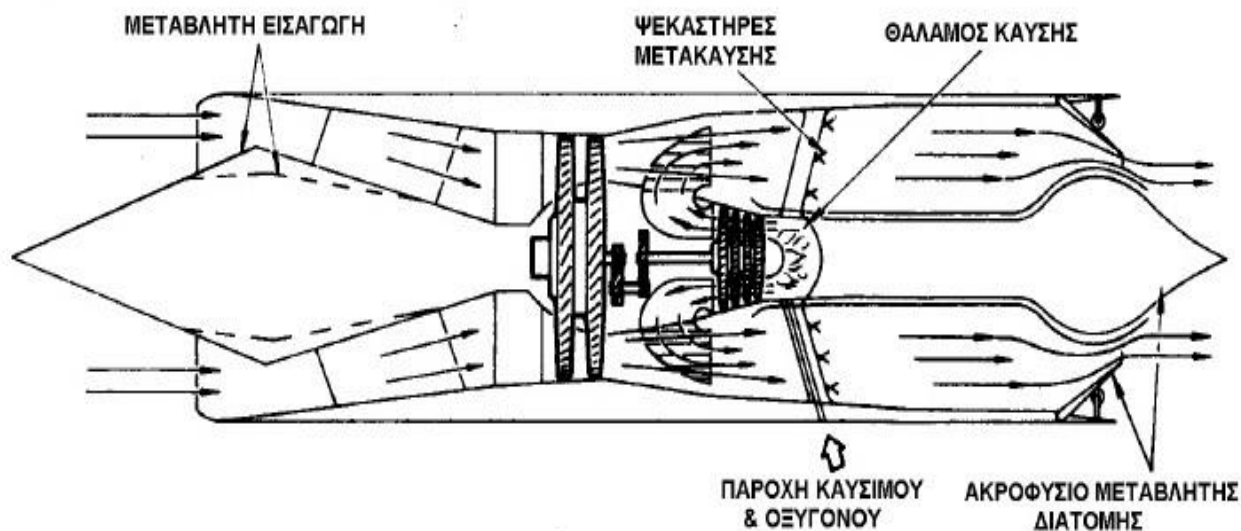
Εικόνα 41: Σχηματική απεικόνιση του κινητήρα τύπου στροβιλο-αθόδυλου. Στην πάνω αναπαράσταση παρουσιάζεται ο κινητήρας σε λειτουργία χαμηλής ταχύτητας (Mach), ενώ στην κάτω εικόνα φαίνεται η λειτουργία του σε υψηλές ταχύτητες. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.4.6) Πυραυλοστρόβιλος (Turbo rocket)

Ο πυραυλοστρόβιλος αποτελεί μία εναλλακτική μορφή στροβιλο-αθόδουλου, καθώς η αρχής λειτουργίας του είναι να μεταφέρει υγρό οξυγόνο σε φιάλες για την καύση, άρα δεν χρησιμοποιεί κατά την λειτουργία του ατμοσφαιρικό αέρα. Ωστόσο, αυτού του τύπου ο κινητήρας, αποτελείται από έναν πολυβάθμιο στρόβιλο ο οποίος και δίνει κίνηση σε έναν συμπιεστή χαμηλής πίεσεως. Ο στρόβιλος αυτός με την σειρά του, κινείται από τα καυσαέρια της καύσης καυσίμου κηροζίνης και υγρού οξυγόνου σε θάλαμο καύσεως όπως και στους πυραύλους. Ωστόσο ένα βασικό πλεονέκτημα που παρουσιάζει ο πυραυλοστρόβιλος είναι ο μικρός όγκος του αλλά και το μικρό του βάρος. Από την άλλη όμως, παρουσιάζει και υψηλή ειδική κατανάλωση καυσίμου.

Βρίσκει εφαρμογές και χρησιμοποιείται όταν η πτήση πρόκειται να είναι μικρής διάρκειας σε πολύ μεγάλα όμως υψόμετρα της τάξεως των 30000 m, με σκοπό να μην απαιτηθεί κατανάλωση τεράστιας ποσότητας προωθητικής ύλης όπως συμβαίνει στους πυραύλους.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 42: Σχηματική απεικόνιση ενός κινητήρα τύπου πυραυλοστρόβιλου. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 3.5) Είδη αεριοστρόβιλου

Τη σήμερον ημέρα, υπάρχει μία τεράστια ποικιλία αεριοστρόβιλων. Έτσι μερικές από αυτές τις κατηγορίες διαχωρισμού των ειδών τους αναφέρεται παρακάτω:

#### 3.5.1) Κατά τον κύκλο.

- *Ανοιχτού κύκλου (open cycle)*, οι οποίοι λειτουργούν με αναρρόφηση και επαναφορά στην ατμόσφαιρα.
- *Κλειστού κύκλου (closed cycle)*, όπου κατά την λειτουργία τους, το ρευστό παραμένει μέσα στον κινητήρα. Ωστόσο, τα ποσά θερμότητας εισέρχονται και εξέρχονται από τον κινητήρα μέσω θερμικών εναλλακτών.

#### 3.5.2) Κατά τον άξονα.

- *Μονοαξονικές (Single Shaft)*.
- *Δι-αξονικές (Two Shaft)*.
- *Τριαξονικές (Triple Shaft)*.
- *Ελεύθερος στρόβιλος ισχύος*, όπου ένα κομμάτι της εκτόνωσης γίνεται εν μέρει στον στρόβιλο που ενεργοποιεί τον συμπιεστή και ένα άλλο κομμάτι της γίνεται στον στρόβιλο ισχύος που κινεί το φορτίο, όπως για παράδειγμα η ηλεκτρογεννήτρια.

#### 3.5.3) Κατά τους θερμικούς εναλλάκτες.

- *Αναγεννητικός (Regenerative)*.
- *Με ενδιάμεση ψύξη (Intercooled)*.
- *Με αναθέρμανση (Reheated)*.

#### 3.5.4) Κατά την εφαρμογή.

- *Αεροπορικοί* που υποκατηγοριοποιούνται σε αεριοστρόβιλους, στροβιλο-αντιδραστήρες (turbojet), στροβιλο-ανεμιστήρες (turbofan) και στροβιλο-ελικοφόροι (turboprop).
- *Ηλεκτροπαραγωγοί*.
- *Βιομηχανικοί (Industrial)*.

[Πηγή:

<https://eclass.upatras.gr/modules/document/file.php/MECH1158/%CE%9A%CE%95%CE%A6%CE%91%CE%9B%CE%91%CE%99%CE%9F-01.pdf>]



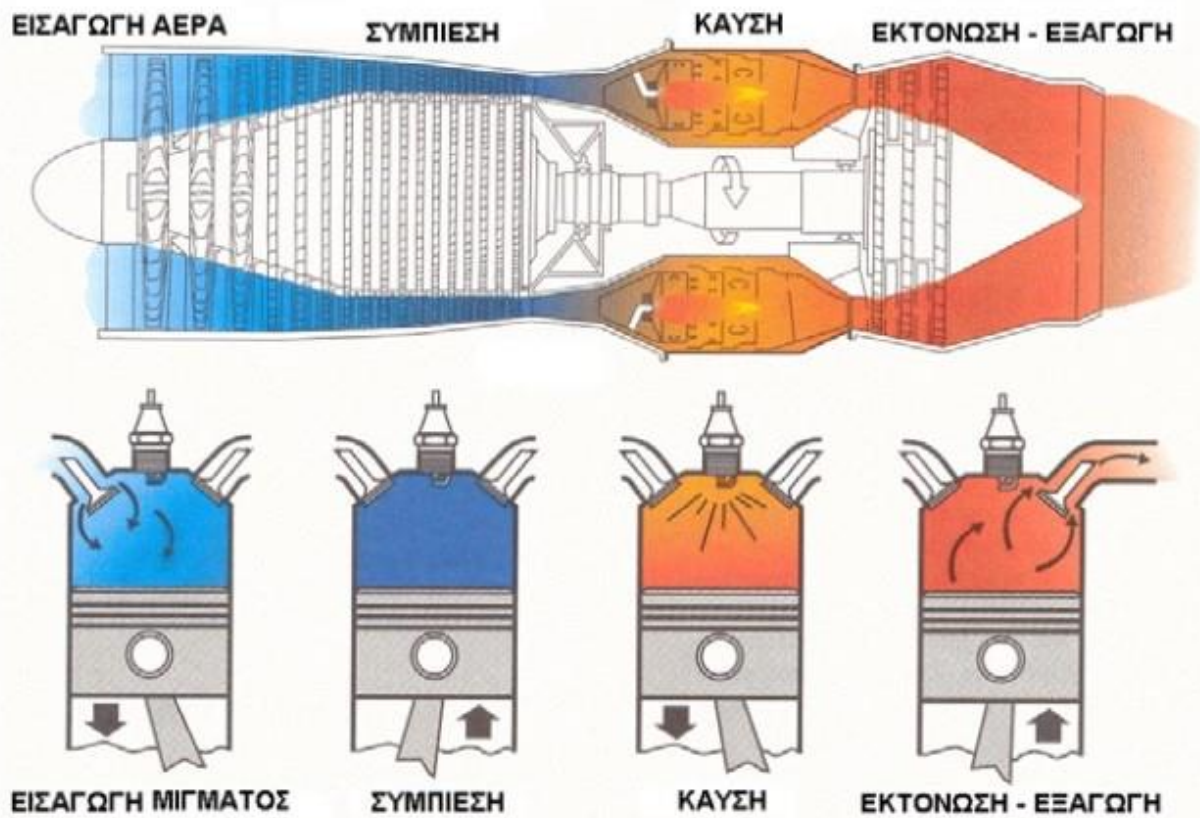
## Κεφάλαιο 4<sup>ο</sup>: Κύκλος λειτουργίας αεριοστρόβιλων

### 4.1) Γενικά

Οι κινητήρες αεριοστρόβιλων παρουσιάζουν αρκετές λειτουργικές ομοιότητες με τους εμβολοφόρους κινητήρες. Όπως προαναφερθήκαμε και παραπάνω οι τύποι των αεριοστρόβιλων στηρίζουν την αρχή λειτουργίας τους στην επιτάχυνση προς τα πίσω μίας μάζας αέρα. Έτσι, ο έλικας ενός εμβολοφόρου κινητήρα προσδίδει μία μικρή επιτάχυνση σε μεγάλη μάζα αέρα σε αντίθεση με έναν αεριοστρόβιλο κινητήρα ο οποίος προσδίδει μεγάλη επιτάχυνση σε μία μικρή μάζα αέρα. Ωστόσο, η κίνηση ενός αεροσκάφους με εμβολοφόρο κινητήρα επιτυγχάνεται με την μετατροπή της θερμικής ενέργειας των καυσαερίων σε μηχανική ενέργεια που εν τέλει χρησιμοποιείται για την περιστροφή του έλικα. Αντίθετα, ο κινητήρας αεριοστρόβιλου παράγει την προωθητική δύναμη και την χρησιμοποιεί άμεσα.

Παράλληλα, οι φάσεις λειτουργίας των αεριοστρόβιλων κινητήρων είναι ίδιες με των εμβολοφόρων και αυτές είναι κατά σειρά πραγματοποίησης η εισαγωγή, στην συνέχεια η συμπίεση, έπειτα η καύση, εν συνεχεία η εκτόνωση και τέλος η εξαγωγή των καυσαερίων. Ωστόσο, η μεγάλη διαφορά με έναν εμβολοφόρο κινητήρα είναι ότι σε αυτόν οι φάσεις πραγματοποιούνται διαδοχικά και αυτό γιατί όλες οι φάσεις πραγματοποιούνται με το έμβολο να συμμετέχει σε όλες, ενώ αντίθετα σε έναν αεριοστρόβιλο κινητήρα οι φάσεις λειτουργίας πραγματοποιούνται ταυτοχρόνως και συνεχώς αποκλειστικά και μόνο από ένα εξάρτημα η κάθε μία. Έτσι τελικά με αυτόν τον τρόπο, ο αεριοστρόβιλος κινητήρας μπορεί να επιτύχει ομαλή λειτουργία και συνεχή παραγωγή ισχύος.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 43: Σχηματική απεικόνιση των φάσεων λειτουργίας τόσο σε αεροστροβίλο όσο και σε εμβολοφόρο κινητήρα. Στην επάνω εικόνα απεικονίζεται μία αεροστροβιλική διάταξη, ενώ στην κάτω εικόνα μία διάταξη εμβολοφόρου κινητήρα. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

## 4.2) Θεωρητικός κύκλος (κύκλος Brayton)

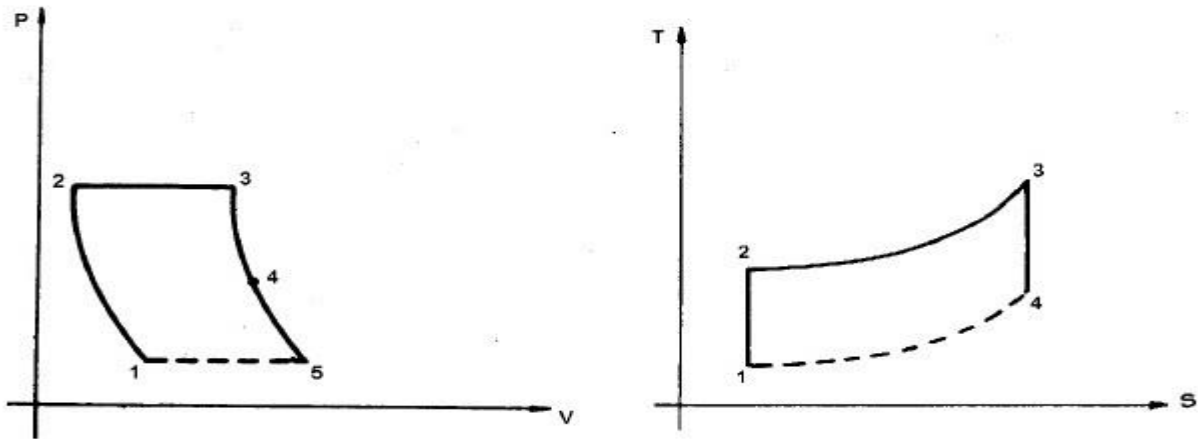
Ο κύκλος λειτουργίας ενός αεριοστρόβιλου κινητήρα στηρίζεται στον θερμοδυναμικό κύκλο που ανέπτυξε ο Μπράιτον (Brayton). Ωστόσο, η ανάλυση των διαφόρων διεργασιών που πραγματοποιούνται σε έναν αεριοστρόβιλο, στηρίζονται τόσο στον 1<sup>ο</sup> όσο και στον 2<sup>ο</sup> θερμοδυναμικό νόμο. Επιπλέον υπάρχουν ορισμένες υποθέσεις πάνω στις οποίες στηρίζεται η λειτουργία του ιδανικού κύκλου. Μερικές από αυτές είναι:

- Οι διαδικασίες της συμπίεσης και της εκτόνωσης είναι αντιστρεπτές καθώς και αδιαβατικές, δηλαδή ισεντροπικές.
- Η μεταβολή της κινητικής ενέργειας του εργαζόμενου μέσου μεταξύ της εισόδου και της εξόδου από κάθε συνιστώσα του κύκλου, είναι αμελητέα.
- Σε κανένα σημείο του κύκλου δεν εμφανίζονται απώλειες πίεσης.
- Το εργαζόμενο μέσο είναι ιδανικό αέριο και διατηρεί την ίδια σύσταση εντός του κύκλου.
- Δεν υπάρχουν ενεργειακές απώλειες λόγω τριβών στα μηχανικά μέρη της διάταξης.

Παράλληλα, αυτός ο κύκλος λειτουργίας πάντα σε θεωρητικό επίπεδο είναι παρόμοιος με του κύκλου λειτουργίας ενός τετράχρονου βενζινοκινητήρα.



Εικόνα 44: Σχηματική θεωρητική απεικόνιση των μερών λειτουργίας του αεριοστρόβιλου. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 45: Απεικόνιση των διαγραμμάτων σε συντεταγμένες  $P - V$  και  $T - s$  του κύκλου Brayton.  
 [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

Έτσι ο κύκλος λειτουργίας Brayton περιγράφεται από τις εξής διεργασίες:

- 1→2 Αδιαβατική συμπίεση. Ο αέρας αρχικά εισάγεται στον κινητήρα, έπειτα αναρροφάται από τον συμπιεστή ο οποίος αυξάνει την στατική του πίεση ενώ παρατηρείται η αύξηση της θερμοκρασίας και η πτώση του όγκου του αέρα.
- 2→3 Ισοβαρής καύση. Η παραπάνω μεταβολή των συνθηκών που προαναφέρθηκαν παριστάνουν τις αλλαγές που πραγματοποιούνται κατά την καύση του μείγματος αέρα-καυσίμου στο θάλαμο καύσεως υπό σταθερή πίεση. Η αύξηση αυτή της θερμοκρασίας που επιτυγχάνεται επιφέρει την μείωση της πυκνότητας με αποτέλεσμα τελικά την αύξηση της ταχύτητας των καυσαερίων και επίσης λόγω του γεγονότος ότι η διατομή του κινητήρα σε αυτό το σημείο δεν παρουσιάζει κάποια σπουδαία μεταβολή.
- 3→4 Αδιαβατική εκτόνωση (1<sup>ο</sup> μέρος). Σε αυτή τη φάση, τα καυσαέρια εξέρχονται από τον θάλαμο καύσεως και περνούν έπειτα από τα πτερύγια του στροβίλου. Παράλληλα η στατική πίεση και η θερμοκρασία τους αρχίζει να μειώνεται ενώ ταυτόχρονα ο όγκος τους αρχίζει να αυξάνεται. Εν συνεχεία, ο στρόβιλος αρχίζει να περιστρέφεται και να δίνει κίνηση στον συμπιεστή μέσω του κοινού άξονα που μεσολαβεί. Με αυτόν τον τρόπο τελικά, ένα μέρος της ισχύος των καυσαερίων διατίθεται για την επόμενη διεργασία που είναι αυτή της συμπίεσης.

- 4→5 Αδιαβατική εκτόνωση (2<sup>ο</sup> μέρος). Εν συνεχεία, μετά τον στρόβιλο αρχίζει να εμφανίζεται μία μικρή αντίσταση στην ροή των καυσαερίων. Έτσι αυτά εκτονώνονται στο ακροφύσιο της εξαγωγής όπου και παρατηρείται μεγάλη αύξηση της ταχύτητάς τους ενώ ταυτόχρονα μειώνεται η πίεση και η θερμοκρασία τους.
- 5→1 Ισοβαρής αποβολής θερμότητας. Τέλος, ο κύκλος ολοκληρώνεται με την αποβολή των καυσαερίων προς την ατμόσφαιρα.

Έτσι η βασική διαφορά μεταξύ των αεριοστρόβιλων κινητήρων και των εμβολοφόρων είναι, ότι στον αεριοστρόβιλο η καύση πραγματοποιείται υπό σχεδόν σταθερή πίεση ενώ στον τετράχρονο εμβολοφόρο η διεργασία της καύσεως είναι ισόχωρη με τις πολύ υψηλές πιέσεις που αναπτύσσονται να βοηθούν εν τέλει στην επίτευξη μεγάλης ποσότητας έργου από μία συγκεκριμένη ποσότητα καυσίμου με αποτέλεσμα την υψηλή θερμική απόδοση του εμβολοφόρου κινητήρα.

Επιπροσθέτως, οι πιέσεις λειτουργίας του αεριοστρόβιλου είναι σχετικά χαμηλές οπότε και κατασκευάζονται θάλαμοι καύσεως χαμηλού βάρους με αποτέλεσμα να χρησιμοποιούνται και καύσιμα χαμηλού βαθμού οκτανίων. Ωστόσο, η θερμική απόδοση ενός κινητήρα αεριοστρόβιλου περιορίζεται σημαντικά από την ικανότητα του συμπίεστη να καταφέρει να αναπτύξει υψηλό λόγο συμπίεσης χωρίς παράλληλα να αναπτύξει υπερβολική αύξηση της θερμοκρασίας του αέρα. Το εμβαδόν της επιφάνειας που σχηματίζεται στην εικόνα 44 (1→2→3→4→5→1), απεικονίζει το ωφέλιμο έργο που παράγεται από τον αεριοστρόβιλο. Παράλληλα, η αύξηση της επιφάνειας αυτής μας υποδηλώνει και την παροχή μεγαλύτερου ποσού ενέργειας που διατίθεται για την παραγωγή έργου και άρα της παραγόμενης ώσης. Επίσης, οι υψηλές θερμοκρασίες που αναπτύσσονται κατά την λειτουργία του αεριοστρόβιλου, απαιτούν ταυτόχρονα και την χρήση ειδικών υλικών κατασκευής στο θερμό τμήμα του.

Από την άλλη μεριά, συγκρίνοντας τους κύκλους λειτουργίας ενός αεροπορικού αεριοστρόβιλου και ενός αεριοστρόβιλου αξονικής ισχύος, θα παρατηρούσε κανείς ότι στον πρώτο μέρος, το σύνολο της αποδιδόμενης ισχύος παράγεται ως αποτέλεσμα εκτόνωσης σε ακροφύσιο προώσεως. (εικόνα 44, διεργασία 4→5). Τέλος στον υπολογισμό της απόδοσης ενός αεροπορικού αεριοστρόβιλου πρέπει ταυτόχρονα να ληφθούν υπόψιν και τα αποτελέσματα της ταχύτητας του αεροσκάφους καθώς και το υψόμετρο πτήσης.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 4.3) Κριτήρια λειτουργικής απόδοσης

Έτσι, θεωρώντας ότι η ποσότητα του καυσίμου στο σχηματισμό και στην σύνθεση των καυσαερίων είναι αμελητέα και συμβολίζοντας ως:

- $m$ , την παροχή της μάζας αέρα
- $V_a$ , την ταχύτητα του αεροσκάφους
- $V_j$ , την ταχύτητα απόρριψης των καυσαερίων στην ατμόσφαιρα
- $F$ , την παραγόμενη (καθαρή) ώση

$$\text{Τότε ισχύει : } F = (\Delta m / \Delta t) * (V_j - V_a) \quad [1]$$

Μάλιστα κατά την περίπτωση εκείνη όπου η πίεση των καυσαερίων ( $P_j$ ) κατά την έξοδό τους από το ακροφύσιο εξαγωγής είναι μεγαλύτερη από την πίεση του ρεύματος αέρα στην εισαγωγή ( $P_a$ ), τότε θα υπάρξει μία ακόμα ώση πίεσης στην επιφάνεια εξόδου των καυσαερίων ( $A_j$ ). Έτσι η τελική ώση λοιπόν θα είναι ίση με το άθροισμα της ώσης ορμής και της ώσης πίεσης όπως βλέπουμε και παρακάτω:

$$F = (\Delta m / \Delta t) * (V_j - V_a) + A_j * (P_j - P_a) \quad [2]$$

Εν συνεχεία, θεωρούμε ότι η εκτόνωση των καυσαερίων είναι τέλεια δηλαδή ( $P_j = P_a$ ). οπότε και θα ισχύει μόνο η εξίσωση [1]. Από αυτήν φαίνεται ότι η απαιτούμενη ώση παρέχεται από έναν κινητήρα ο οποίος και θα λειτουργεί με υψηλή ταχύτητα απόρριψης καυσαερίων και με χαμηλή παροχή αέρα ή το ακριβώς αντίθετο. Ωστόσο, η απόδοση της ώσης ή αλλιώς πρόωσης που συμβολίζεται με  $n_p$ , ορίζεται ως ο λόγος της ισχύος της ώσης προς το άθροισμα της ισχύος ώσης και τη μη εκμεταλευθήσας κινητικής ενέργειας των καυσαερίων όπως φαίνεται και παρακάτω:

$$n_p = (F V_a / 0.5 (\Delta m / \Delta t) * (V_j^2 - V_a^2)) = 2V / (V_a + V_j) \quad [3]$$

Έτσι, η μέγιστη απόδοση της ώσης εξασφαλίζεται στην περίπτωση εκείνη όπου οι δύο αυτές ταχύτητες είναι ίσες αν και τότε η παραγόμενη ώση θα είναι μηδενική. Για αυτό το λόγο, οι δύο ταχύτητες δεν πρέπει να παίρνουν τιμές πολύ διαφορετικές καθώς η ταχύτητα των καυσαερίων πρέπει πάντοτε να είναι μεγαλύτερη. Αξίζει να σημειωθεί ότι η απόδοση της ώσης εκφράζει το μέτρο της αποτελεσματικότητας του ακροφυσίου εξαγωγής το οποίο χρησιμοποιείται για την πρόωση του αεροσκάφους και ουδεμία σχέση έχει με την απόδοση μετατροπής ενέργειας  $n_e$ . Επιπροσθέτως, η απόδοση  $n_e$  ορίζεται ως ο λόγος της κινητικής ενέργειας από την διαφορά των ταχυτήτων των καυσαερίων και του αέρα εισαγωγής προς το γινόμενο της παροχής καυσίμου επί την θερμογόνο δύναμη του καυσίμου. Παράλληλα, η απόδοση μετατροπής ενέργειας είναι μέτρο του χρήσιμου έργου που παράγεται από τον κινητήρα με σκοπό να υπερνικηθούν οι αντιστάσεις κατά την διάρκεια της πτήσης.

Ακόμη η ολική απόδοση  $n_0$  , ορίζεται ως ο λόγος του χρήσιμου έργου προς την ενέργεια που εκλύεται από το διοχτευόμενο καύσιμο και ισχύει:

$$n_0 = n_p * n_e \quad [4]$$

Σύμφωνα με όλα τα παραπάνω που αναλύθηκαν, το συμπέρασμα είναι ότι η ολική απόδοση είναι στενά συνδεδεμένη με την ταχύτητα του εισερχόμενου αέρα, δηλαδή την πραγματική ταχύτητα που αναπτύσσει το αεροσκάφος κατά την πτήση του. Έτσι η έννοια της ολικής απόδοσης μπορεί να συνδεθεί με την ειδική κατανάλωση του καυσίμου s.f.c. (ανά μονάδα ώσης) και να σημειωθεί ότι παρακάτω σχέση ισχύει για δεδομένο καύσιμο:

$$n_0 = Va / \text{s.f.c.} \quad [5]$$

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

#### 4.4) Πραγματικός κύκλος λειτουργίας

Σύμφωνα με όσα προαναφέρθηκαν για τον θεωρητικό κύκλο του Brayton που αφορούν είτε κινητήρες αεριοστρόβιλων ώσεως ή ισχύος, πρακτικά αυτός ο θεωρητικός κύκλος δεν μπορεί να ολοκληρωθεί λόγω ορισμένων προϋποθέσεων που είναι οι παρακάτω:

- Τα παρελκόμενα εξαρτήματα και συστήματα του κινητήρα όπως για παράδειγμα η αντλία ελαίου και καυσίμου όσο και η γεννήτρια ρεύματος κ.λπ., λαμβάνουν κατά την λειτουργία τους ένα ποσοστό της ενέργειας που παράγεται στον στρόβιλο.
- Η συμπίεση του εισερχόμενου αέρα στον συμπιεστή καθώς και η εκτόνωση των καυσαερίων στον στρόβιλο δεν αποτελούν αδιαβατικές διεργασίες καθώς πάντοτε υπάρχουν απώλειες θερμότητας.
- Ακόμη, η διαδικασία της καύσης δεν είναι ισοβαρής καθώς η πίεση ελαττώνεται λόγω των αντιστάσεων στην ροή των καυσαερίων στον θάλαμο καύσεως.
- Επίσης, η ενέργεια που υπολογίζεται θεωρητικά για την κίνηση του συμπιεστή από τον στρόβιλο είναι μικρότερη από αυτήν που απαιτείται πραγματικά.

Ωστόσο οι ενδεχόμενες απώλειες που μπορεί να εμφανιστούν κατά τον κύκλο λειτουργίας ενός αεριοστρόβιλου είναι οι ακόλουθες που παρουσιάζονται αναλυτικά παρακάτω.

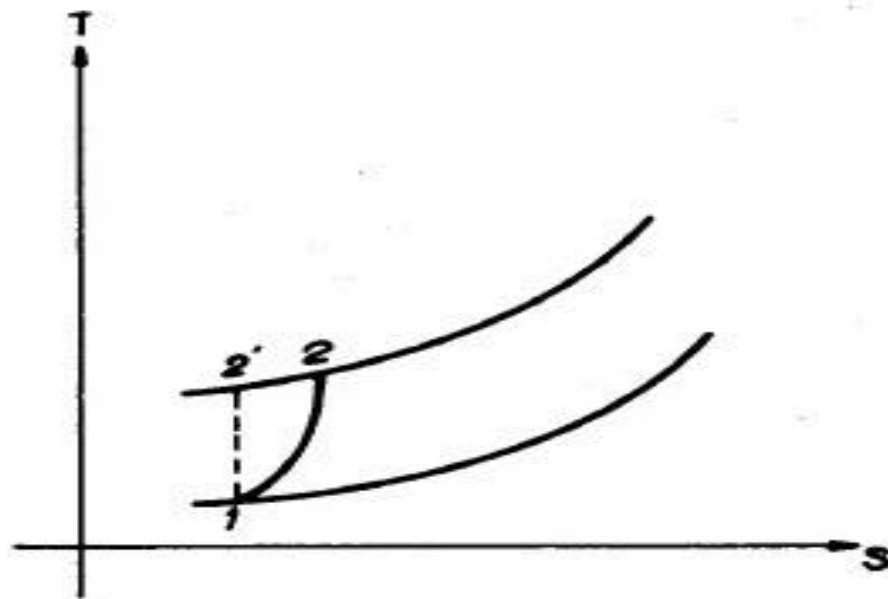
[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



#### 4.4.1) Απώλειες στον συμπιεστή

Η ενέργεια εκείνη που μεταφέρεται από τον στρόβιλο στον συμπιεστή μέσω του κοινού τους άξονα, μετατρέπεται σε μεγάλο μέρος της σε θερμότητα λόγω αναπτυσσόμενων τριβών στο σύστημα. Παράλληλα, η θερμοκρασία του συμπιεσμένου αέρα (εικόνα 46 - σημείο 2) είναι αρκετά μεγαλύτερη από αυτήν που υπολογίζεται θεωρητικά (εικόνα 46 - σημείο 2'). Η απώλεια της ενέργειας αυτής υπολογίζεται από τον βαθμό απόδοσης συμπίεσης που ισούται με το λόγο του θεωρητικού έργου συμπίεσεως προς το πραγματικό έργο συμπίεσης. Έτσι οι τιμές που λαμβάνει αυτός ο λόγος κυμαίνονται από 0,8 έως και 0,85.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

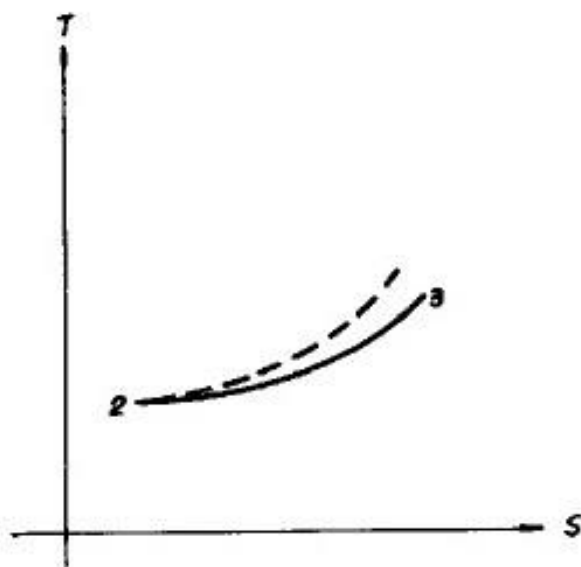


Εικόνα 46: Σχηματική απεικόνιση των απωλειών στο συμπιεστή στο διάγραμμα Brayton. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

#### 4.4.2) Απώλειες στον θάλαμο καύσης

Κατά μήκος του θαλάμου καύσεως, παρουσιάζεται μία πτώση πίεσης των καυσαερίων της τάξεως του 10% (εικόνα 47 - γραμμή 2-3). Η πτώση της πίεσης αυτής οφείλεται στις διατάξεις που τοποθετούνται στο θάλαμο καύσεως με σκοπό να επιτύχουν το βέλτιστο βαθμό ανάμιξης του εισερχόμενου αέρα με το καύσιμο.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

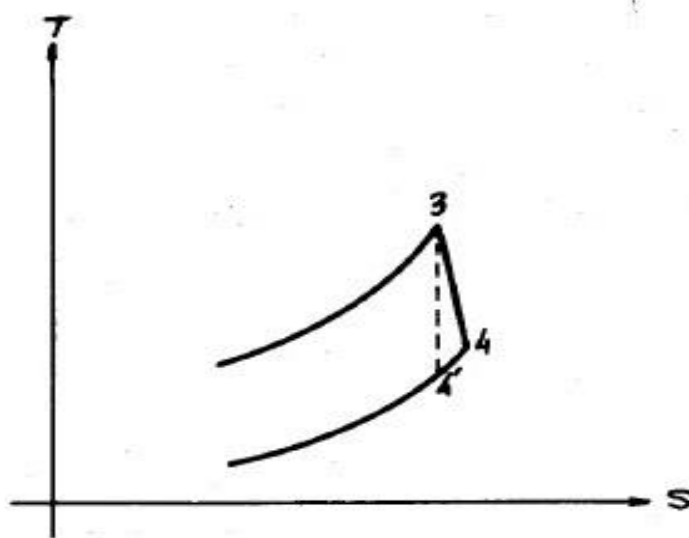


Εικόνα 47: Σχηματική απεικόνιση των απωλειών στο θάλαμο καύσεως στο διάγραμμα Brayton.  
[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

### 4.4.3) Απώλειες κατά την εκτόνωση

Οι απώλειες αυτές εμφανίζονται λόγω των τριβών που αναπτύσσονται κατά την εκτόνωση των καυσαερίων στον στρόβιλο και το ακροφύσιο της εξαγωγής με αποτέλεσμα το παραγόμενο έργο από αυτά να είναι εν τέλει μικρότερο από το θεωρητικό. Ωστόσο, η θερμοκρασία μετά την εκτόνωση (εικόνα 48 - σημείο 4), παίρνει μεγαλύτερες τιμές από την θεωρητική (εικόνα 48 - σημείο 4'). Έτσι, οι απώλειες κατά την εκτόνωση υπολογίζονται από τον βαθμό απόδοσης της εκτόνωσης που ισούται με το λόγο του πραγματικού έργου εκτόνωσης προς το αντίστοιχο θεωρητικό.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



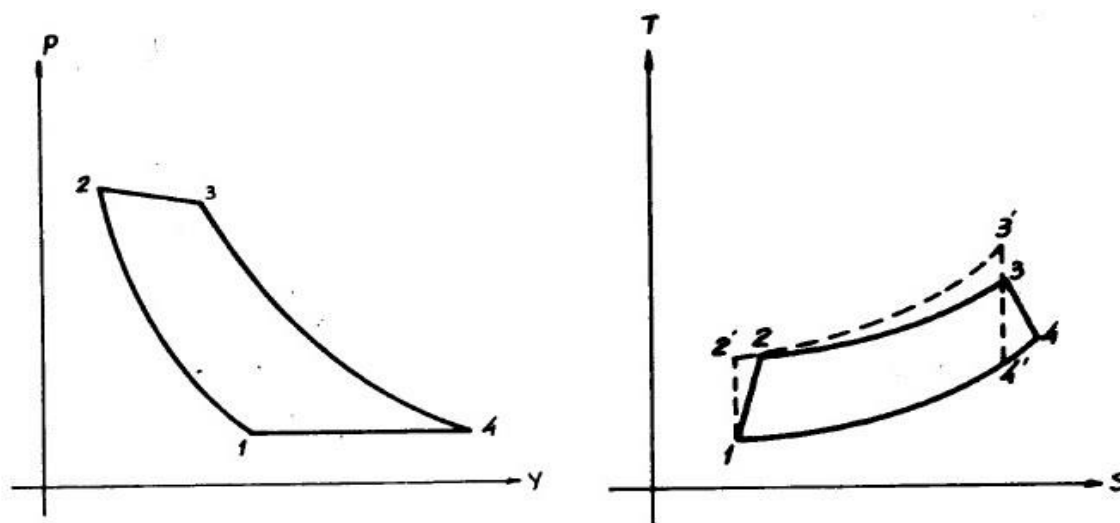
Εικόνα 48: Σχηματική απεικόνιση των απωλειών κατά την εκτόνωση στο διάγραμμα Brayton. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

#### 4.4.4) Μηχανικές απώλειες

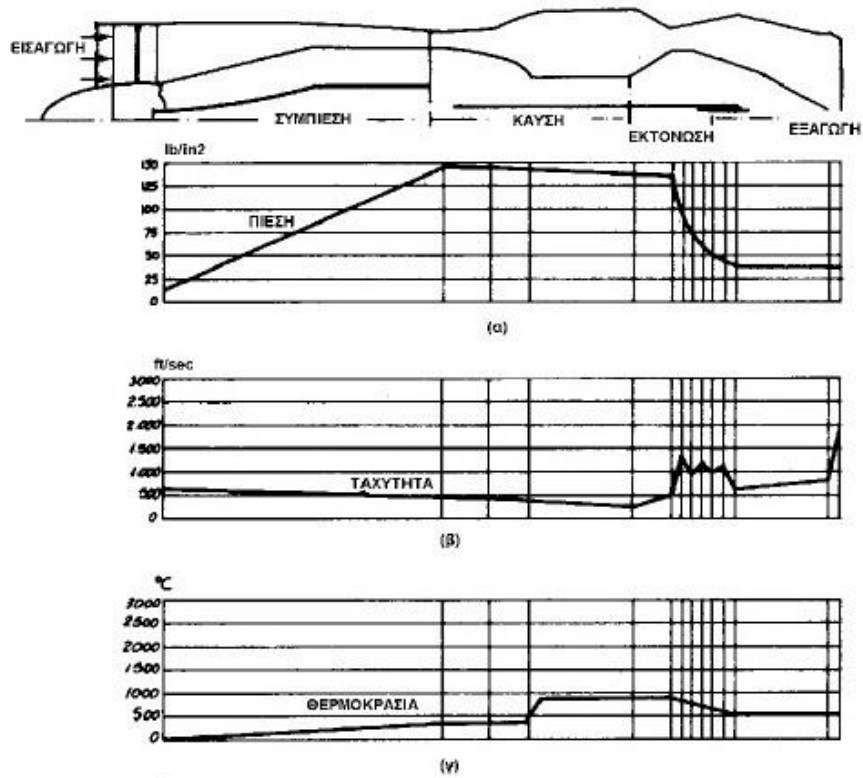
Ο τύπος των απωλειών αυτών εμφανίζεται κατά την μεταφορά της ισχύος από τον στρόβιλο στο συμπιεστή όπου και αναπτύσσονται πολύ μεγάλες τριβές στα έδρανα του κοινού τους άξονα οι οποίες μάλιστα αποτελούν το 1% της συνολικής ισχύος που μεταφέρεται. Τέλος, ο μηχανικός βαθμός απόδοσης καθορίζεται από τις συγκεκριμένες απώλειες και είναι της τάξης του 99%.

Συνοψίζοντας, τα διαγράμματα του πραγματικού κύκλου λειτουργίας παίρνουν μια αλλιότικη μορφή από τα διαγράμματα του θεωρητικού κύκλου λειτουργίας αν συνυπολογίσουμε τις προαναφερθείσες απώλειες όπως μπορούμε να παρατηρήσουμε και παρακάτω. Να σημειωθεί ότι τα τονούμενα σημεία εντός των διαγραμμάτων αντιστοιχούν στον θεωρητικό κύκλο λειτουργίας.

[Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



Εικόνα 49: Σχηματική απεικόνιση των διαγραμμάτων πραγματικής λειτουργίας του κύκλου Brayton σε συντεταγμένες P - v και T - s. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]



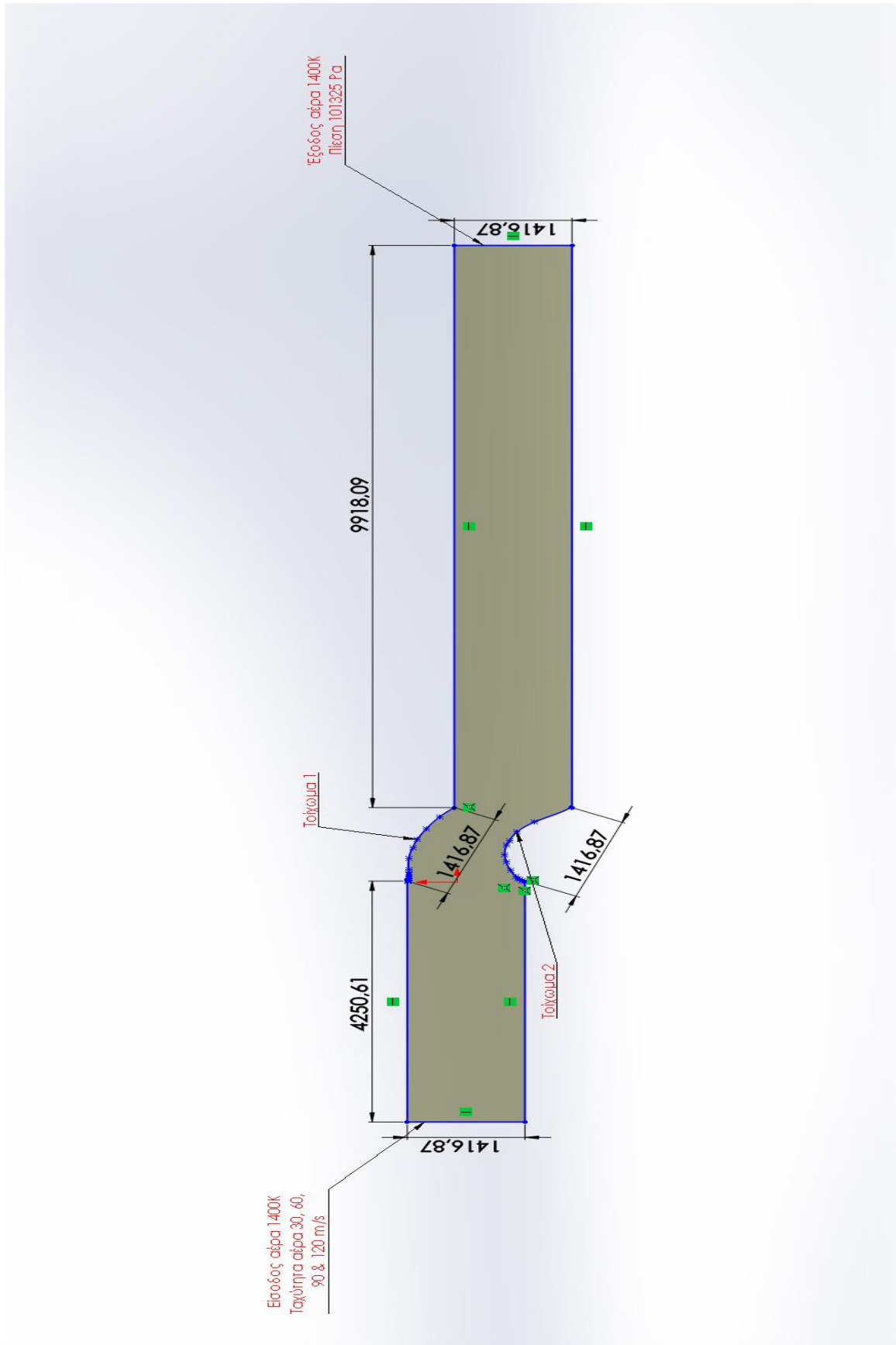
Εικόνα 50: Σχηματική απεικόνιση των ενδεικτικών μεταβολών πίεσης, ταχύτητας και θερμοκρασίας που λαμβάνει το ρεύμα του αέρα και των καυσαερίων στις διάφορες φάσεις λειτουργίας ενός αεροστρόβιλου κινητήρα. [Πηγή: [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)]

## Παράρτημα Β΄

Υπολογιστική Μελέτη Ψύξης Πτερυγίων Αεριοστροβίλου με Χρήση του Προγράμματος Ansys Workbench R2 2022.

### Περιγραφή Μελέτης:

Αέρας ρέει ανάμεσα από δύο πανομοιότυπα πτερύγια σε μία αεριοστροβλική εγκατάσταση του οποίου η θερμοκρασία είναι 1400 K. Η απόσταση από το ρύγχος του πτερυγίου έως και την ουρά του είναι 1416,87 mm. Το προφίλ 2D που δημιουργήθηκε ανάμεσα από τα δύο πτερύγια έχει οριζόντια απόσταση 1416,87 mm, ενώ η απόσταση από την δεξιά πλευρά των δύο πτερυγίων άνωθεν και εκατέρωθεν είναι 7 φορές μεγαλύτερη της μεταξύ τους απόστασης, δηλαδή 9918,09 mm και από την αριστερή πλευρά των πτερυγίων είναι 3 φορές μεγαλύτερη, δηλαδή 4250,61 mm. Η θερμοκρασία του αέρα στην έξοδο είναι 1400 K. Αρχικά, τα πτερύγια 1 και 2 δεν υφίστανται κάποιου είδους ψύξης. Η παρακάτω υπολογιστική ανάλυση θα υλοποιηθεί με ταχύτητες αέρα 30, 60, 90 και 120 m/s. Μετέπειτα, όμως, στα πτερύγια εφαρμόζεται σταθερή θερμοροή ψύξεως στα  $-100000 \text{ (W/m}^2\text{)}$ . Η πίεση στην έξοδο είναι ατμοσφαιρική και ίση με 101325 Pa.



Εικόνα 51: Απεικόνιση του δυσδιάστατου μοντέλου με όλες τις παραμέτρους σχεδιασμένο στο πρόγραμμα SolidWorks.

## Σκοπός της παρούσας υπολογιστικής ανάλυσης:

Σκοπός της παρούσας υπολογιστικής ανάλυσης μετάδοσης θερμότητας σε πτερύγιο στροβίλου αεροπορικού κινητήρα, είναι αρχικά να εξαχθούν ορισμένα διαγράμματα από το πρόγραμμα Ansys Workbench 2022 R2 τα οποία αφορούν το πεδίο ροής ανάμεσα στα δύο πτερύγια. Θεωρώντας το συγκεκριμένο πεδίο ροής ως επίπεδη πλάκα, αρχικά εξάχθηκαν διαγράμματα θερμοκρασιών, πιέσεων και μεταβολής της ταχύτητας του αέρα συναρτήσει των επαναλήψεων που ορίστηκαν να επιλύσει ο λύτης, χωρίς την παράμετρο της θερμοροής επάνω στα τοιχώματα (ψύξη). Οι βασικές παράμετροι που ορίστηκαν ήταν η θερμοκρασία εισόδου Tinlet και εξόδου Tout να είναι στους 1400 (K), οι ταχύτητες του αέρα να είναι για κάθε περίπτωση 30, 60, 90 και 120 (m/s) και τέλος η πίεση του αέρα να είναι ατμοσφαιρική δηλαδή  $P = 1,01325$  (bar) ή 101325 (Pa). Στην συνέχεια, η δεύτερη περίπτωση που μελετήθηκε αφορά και πάλι τις ίδιες παραμέτρους με την μόνη διαφορά ότι σε αυτήν την περίπτωση εφαρμόζεται σταθερή και ομοιόμορφη θερμοροή της τάξεως των  $-100000$  (W/m<sup>2</sup>) στο πεδίο ροής ανάμεσα από τα δύο πτερύγια. Έτσι και σε αυτήν τη περίπτωση εξάχθηκαν τα αντίστοιχα διαγράμματα μεταβολής της θερμοκρασίας, πίεσης και ταχύτητας του αέρα συναρτήσει των επαναλήψεων που ορίστηκαν να επιλύσει ο λύτης.

Σε δεύτερη φάση εφόσον οι λύσεις ολοκληρώθηκαν για κάθε περίπτωση, η ανάλυση συνεχίστηκε με την εξαγωγή των αποτελεσμάτων από το πρόγραμμα (η ανάλυση της δεύτερης φάσεως αφορά μόνο την περίπτωση και τις υποπεριπτώσεις εφαρμογής της θερμοροής στο πεδίο ροής). Συγκεκριμένα, για κάθε περίπτωση εξάχθηκαν αναλυτικά και ποσοτικά δεδομένα τα οποία περιγράφουν των αριθμό, την θέση (x,y,z – τα δεδομένα στον άξονα z είναι μηδενικά λόγω ότι το σχέδιο βρίσκεται σε 2D μορφή, για αυτό και θεωρήθηκε ως επίπεδη πλάκα) αλλά και την θερμοκρασία σε κάθε κόμβο επάνω στα τοιχώματα των πτερυγίων. Στην συνέχεια τα δεδομένα αυτά, περάστηκαν στο πρόγραμμα Excel Office 2016 προς περαιτέρω επεξεργασία και εύρεση ορισμένων αποτελεσμάτων όπως για παράδειγμα της μεταβολής θερμοκρασίας συναρτήσει της μεταξύ τους απόστασης δύο διαδοχικών εν σειρά κόμβων. Επιπροσθέτως, δημιουργήθηκαν και τα αντίστοιχα διαγράμματα μεταβολής της θερμοκρασίας συναρτήσει της παραπάνω απόστασεως.

Συνεχίζοντας την υπολογιστική ανάλυση, υπολογίστηκε το συνολικό εμβαδόν του πεδίου ροής ενώ ταυτόχρονα υπολογίστηκαν και οι θερμοφυσικές ιδιότητες του αέρα σε ατμοσφαιρική πίεση για τις μέσες θερμοκρασίες των τοιχωμάτων των πτερυγίων ( $C_p$ ,  $\mu$ ,  $\nu$  κλπ.) εφαρμόζοντας την αρχή της γραμμικής παρεμβολής. Κατόπιν, υπολογίστηκε ο τοπικός συντελεστής μετάδοσης της θερμότητας ( $h$ ), ο αριθμός Reynolds (Re), ο αριθμός Prandtl (Pr) και ο αριθμός Nusselt (Nu).

Τελικός σκοπός αυτής της ανάλυσης είναι να βρεθεί ένας εμπειρικός συντελεστής  $C_{empirical}$ , ο οποίος θα μπορεί να προσαρμοστεί στην εξίσωση του Nusselt (Nu - για επίπεδη πλάκα & τυρβώδη ροή) με σκοπό να χρησιμοποιηθεί αυτούσιος σε εφαρμογές παρόμοιες με την παραπάνω.



## *Ρυθμίσεις των παραμέτρων που εφαρμόστηκαν στο Ansys Workbench 2022 R2.*

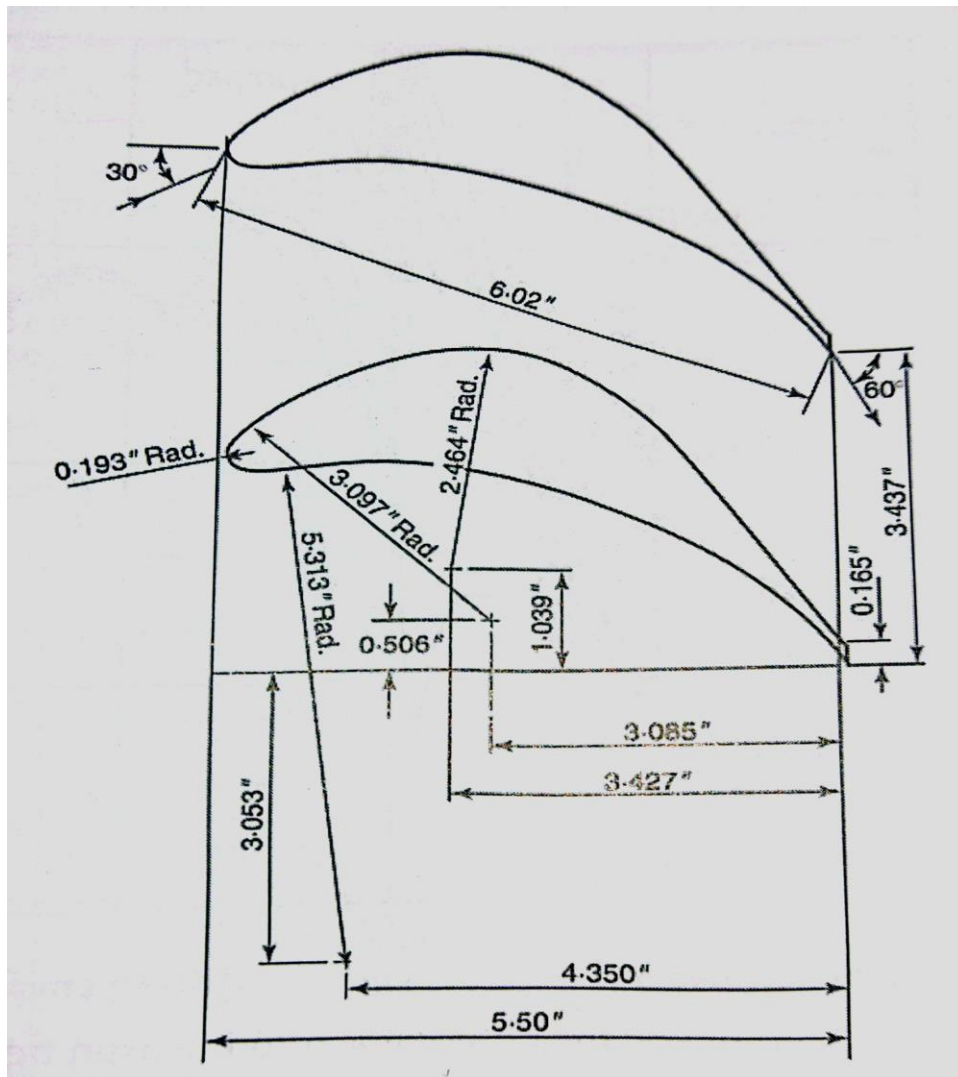
### Mesh

- Element Size = 5, e-002 m
- Growth Rate = 1,05
- Transition Ratio = 0,272
- Maximum Layers = 2
- Nodes = 57007
- Elements = 55906

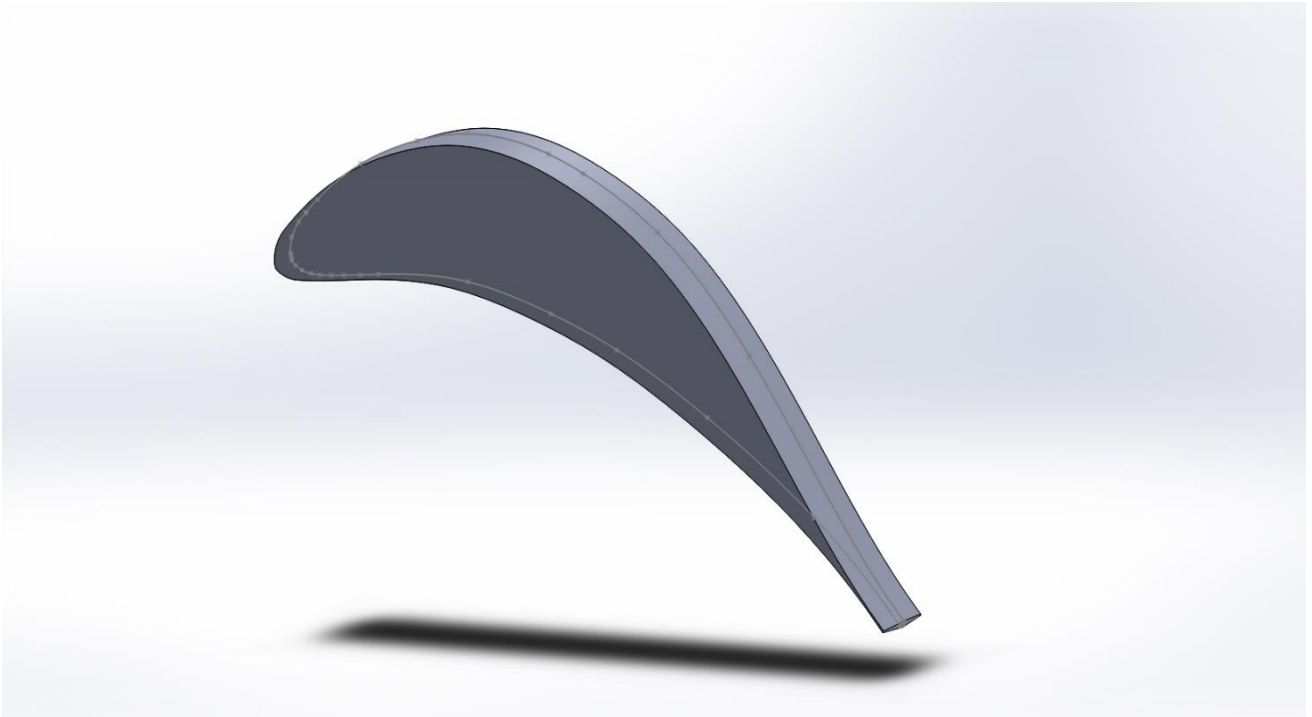
### Setup

- Time steady (Λύτης μόνιμης κατάστασης)
- Type: Pressure based
- Energy: On
- Μοντέλο τύρβης: (SST, K-Omega)
- Materials:
  - Fluid: air in 1400 K
    - Density: ideal gas
    - Cp = 1207 (J/kg\*K) {constant}
    - Thermal Conductivity = 0.091 (W/m\*K) {constant}
    - Viscosity = 5.3e-05 (kg/m\*s) {constant}
    - Molecular Weight = 28.966 (kg/kmol) {constant}
  - Solid: aluminum
    - Boundary Conditions: Inlet:
      - $V_{\text{αέρα}} = 30$  (m/s)
      - $V_{\text{αέρα}} = 60$  (m/s)
      - $V_{\text{αέρα}} = 90$  (m/s)
      - $V_{\text{αέρα}} = 120$  (m/s)
      - $T_{\text{αέρα}} = 1400$  (K)
      - Turbulent Intensity = 5%
      - Turbulent Viscosity Ratio = 10
    - Wall 1&2
      - Heat Flux = -100000 (W/m<sup>2</sup>)
    - $K = 0,02476$  (W/m\*K)
  - Outlet:
    - $T_{\text{αέρα}} = 1400$  (K)
    - $P = 1$  (atm) ή 101325 (Pa)

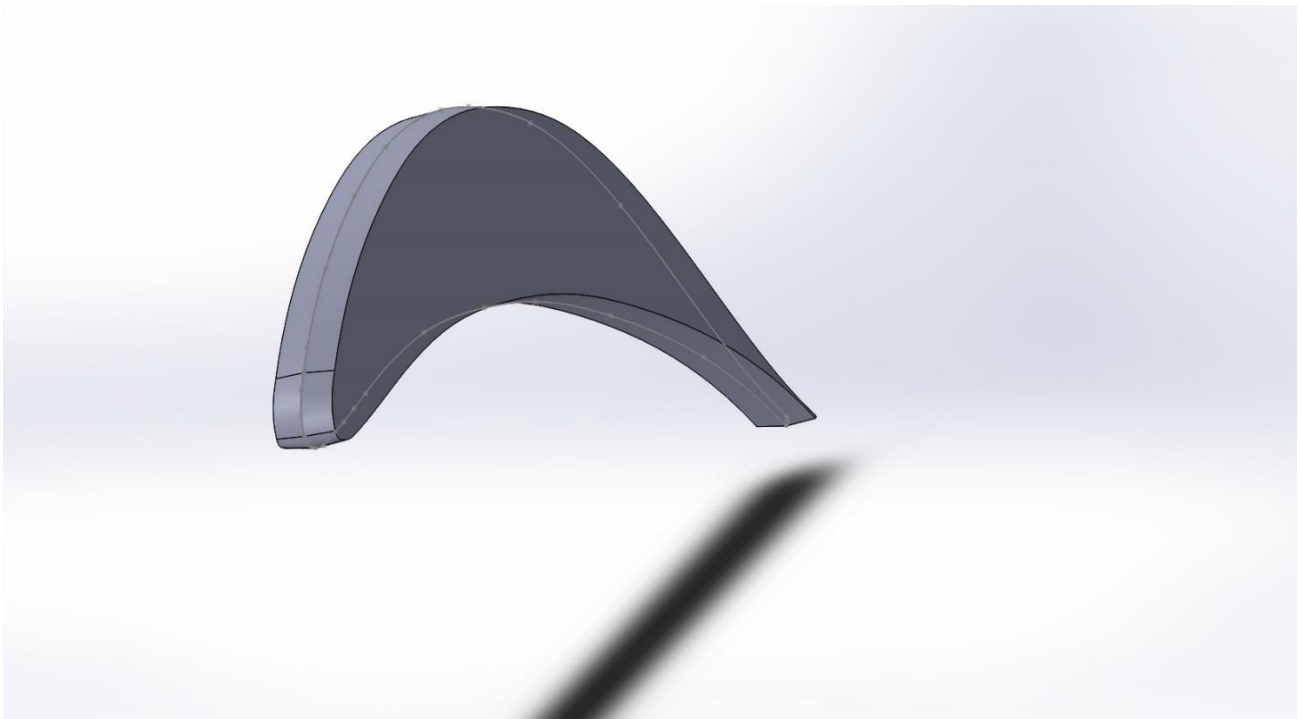
Η γεωμετρία του περυγίου, ο σχεδιασμός του σε 3D μορφή και η απεικόνιση του πεδίου ροής ανάμεσα στα δύο περύγια.



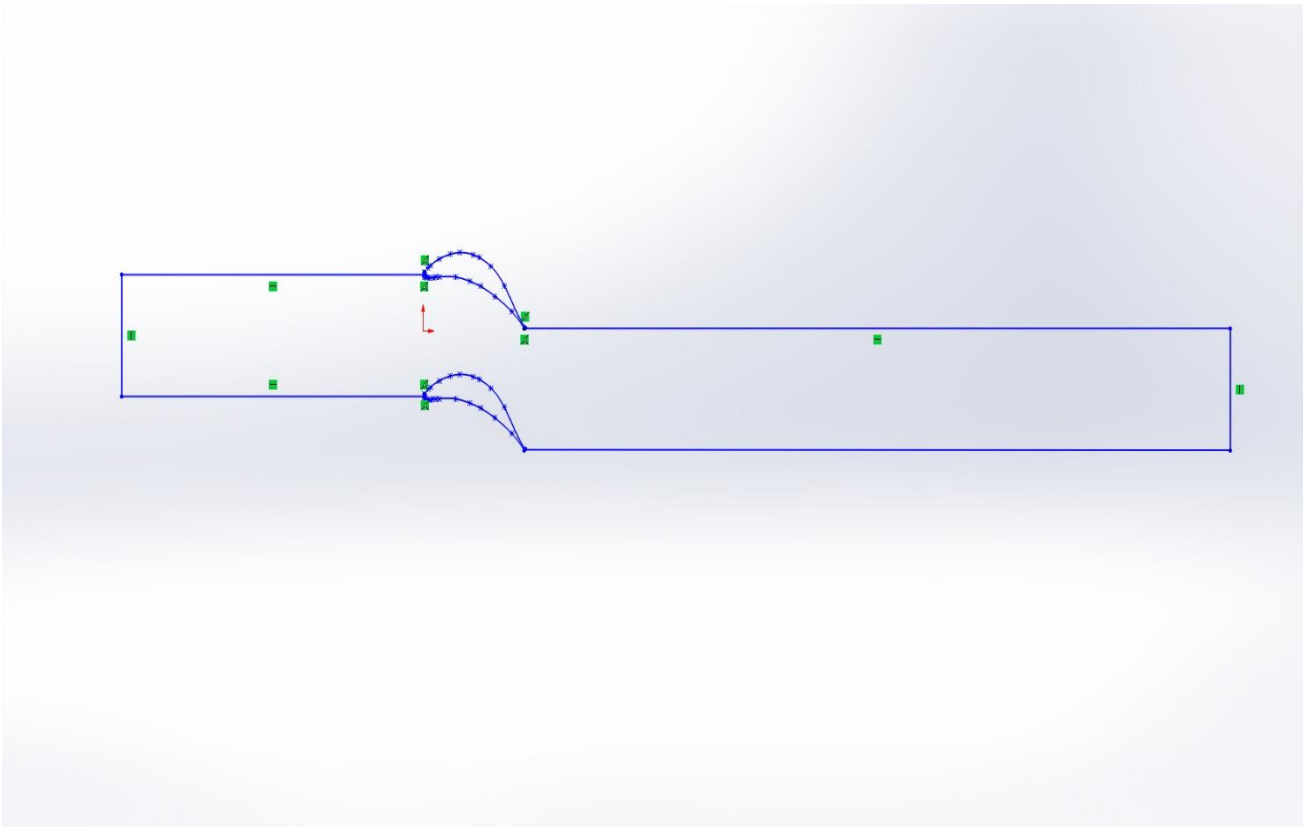
Εικόνα 52: Διαστάσεις περυγίου το οποίο σχεδιάστηκε στο πρόγραμμα Solid Works. Η επιλογή του έγινε από το σύγγραμμα "Σχεδιασμός Στροβιλομηχανών και Αεριοστρόβιλων Υψηλής Απόδοσης" των συγγραφέων David Gordon Wilson και Theodosios Korakianitis από τις εκδόσεις Τζιόλα.



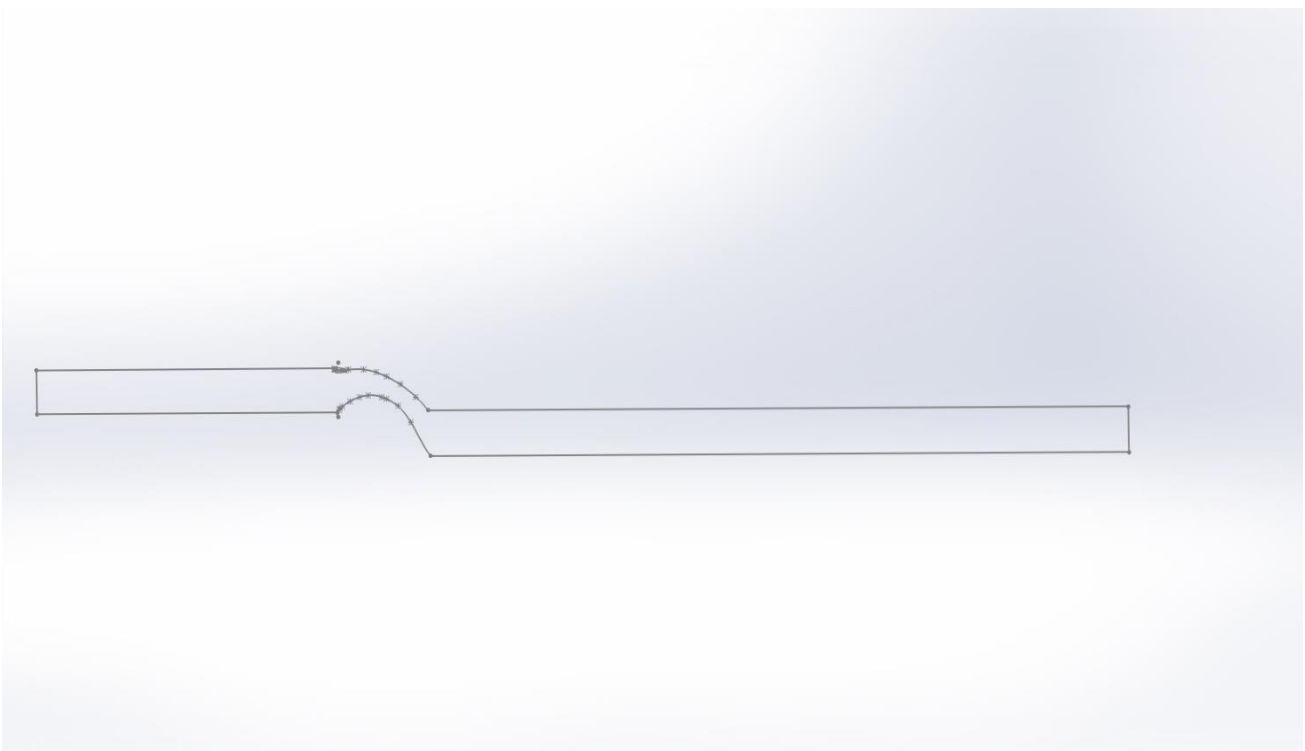
Εικόνα 53: Το πτερύγιο σε τρισδιάστατη μορφή στο πρόγραμμα Solid Works. Απεικόνιση καμπυλότητας από την πλευρά της ουράς του.



Εικόνα 54: Το πτερύγιο σε τρισδιάστατη μορφή στο πρόγραμμα Solid Works. Απεικόνιση καμπυλότητας από την πλευρά του ρύγχους.



Εικόνα 55: Απεικόνιση του πεδίου ροής σε 2D μορφή το οποίο σχηματίστηκε βάση των δύο πτερυγίων.



Εικόνα 56: Απεικόνιση του πεδίου ροής σε 2D μορφή, έχοντας γίνει περικοπή των πτερυγίων.

*Προς υλοποίηση του υπολογισμού της μελέτης μέσω του προγράμματος Ansys Workbench 2022 R1 και ανάλυσης των αποτελεσμάτων, ακολουθήθηκαν τα παρακάτω βήματα :*

1. Geometry: Εισαγωγή της γεωμετρίας του πτερυγίου και του πεδίου ροής σε μορφή αρχείου .iges από το σχεδιαστικό πρόγραμμα Solid Works.

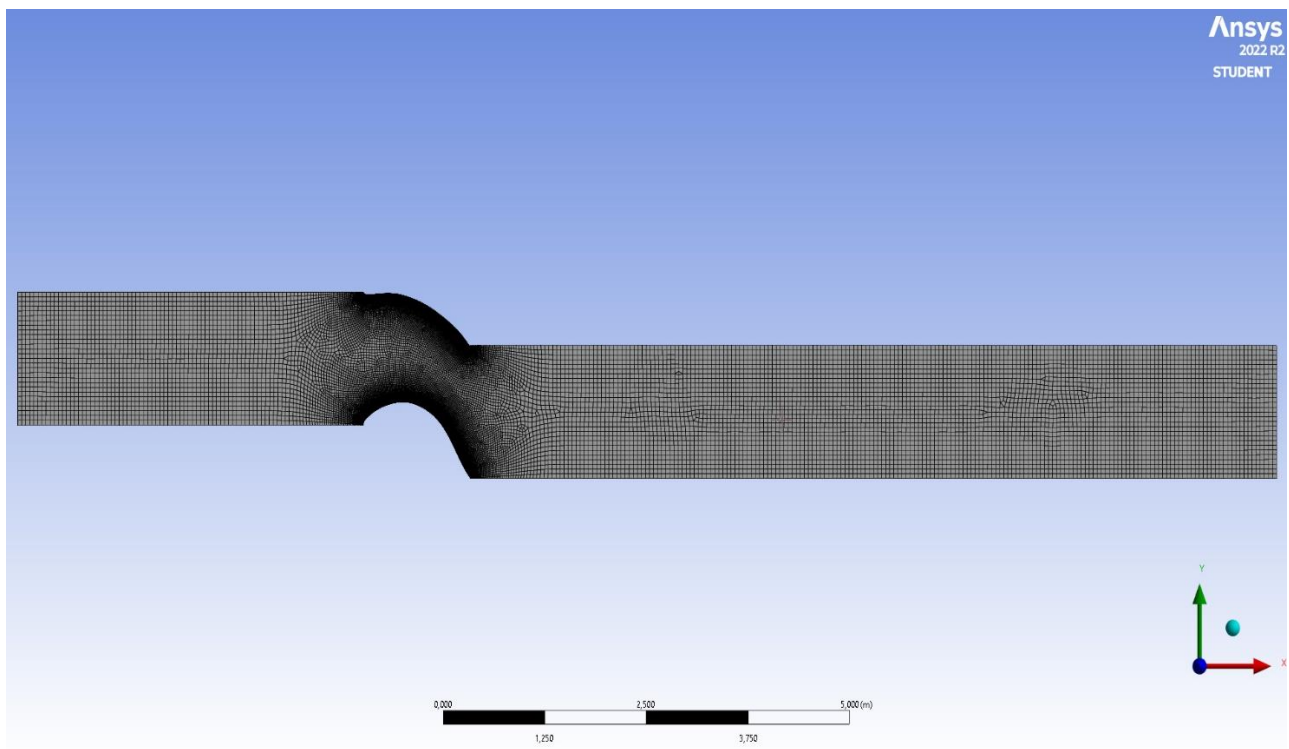
2. Mesh: Δημιουργία πλέγματος στο πεδίο ροής.

3. Set up: Καταχώρηση των επιθυμητών τιμών στις παραμέτρους του προγράμματος.

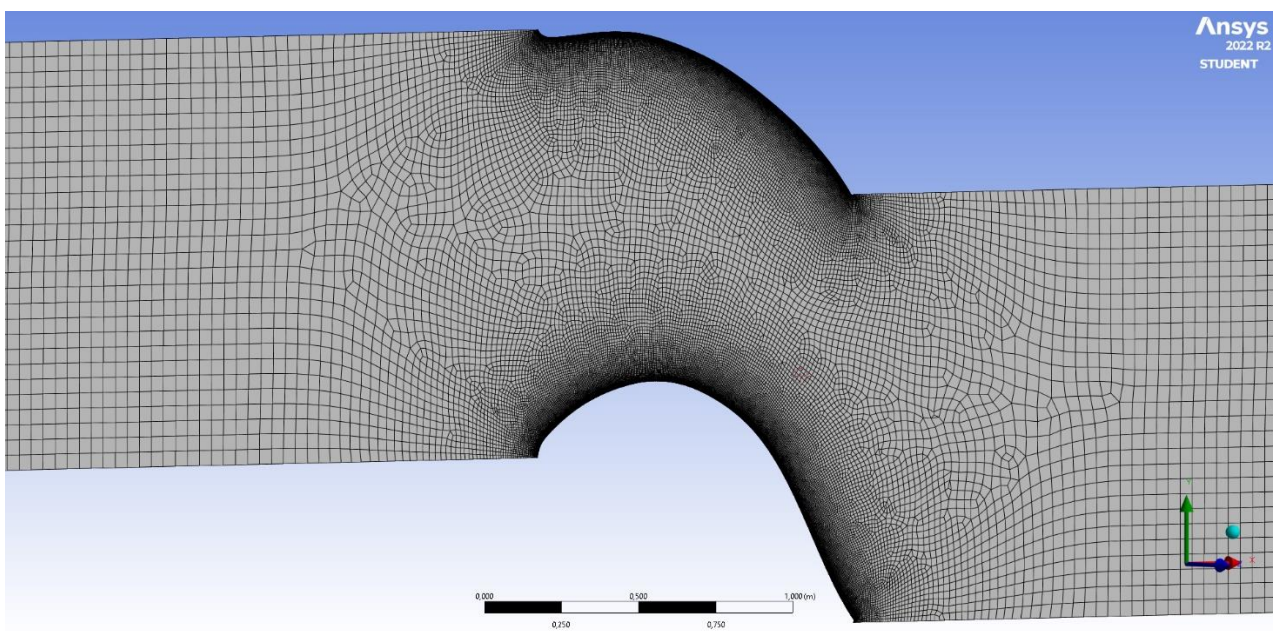
4. Solution: Επίλυση του προβλήματος εφαρμόζοντας αρχικά 6500 επαναλήψεις για κάθε περίπτωση ταχύτητας αέρα (30, 60, 90, 120 m/s) δίχως στο πρόβλημα να υπάρχει η παράμετρος της θερμοροής. Στην επόμενη φάση της υπολογιστικής μελέτης, πραγματοποιήθηκε η ίδια ακριβώς επίλυση με την διαφορά ότι εφαρμόστηκε η παράμετρος της ψύξης των πτερυγίων με την θερμοροή να κυμαίνεται στα  $-100000 \text{ W/m}^2$ .

5. Results: Λήψη των επιθυμητών αποτελεσμάτων.

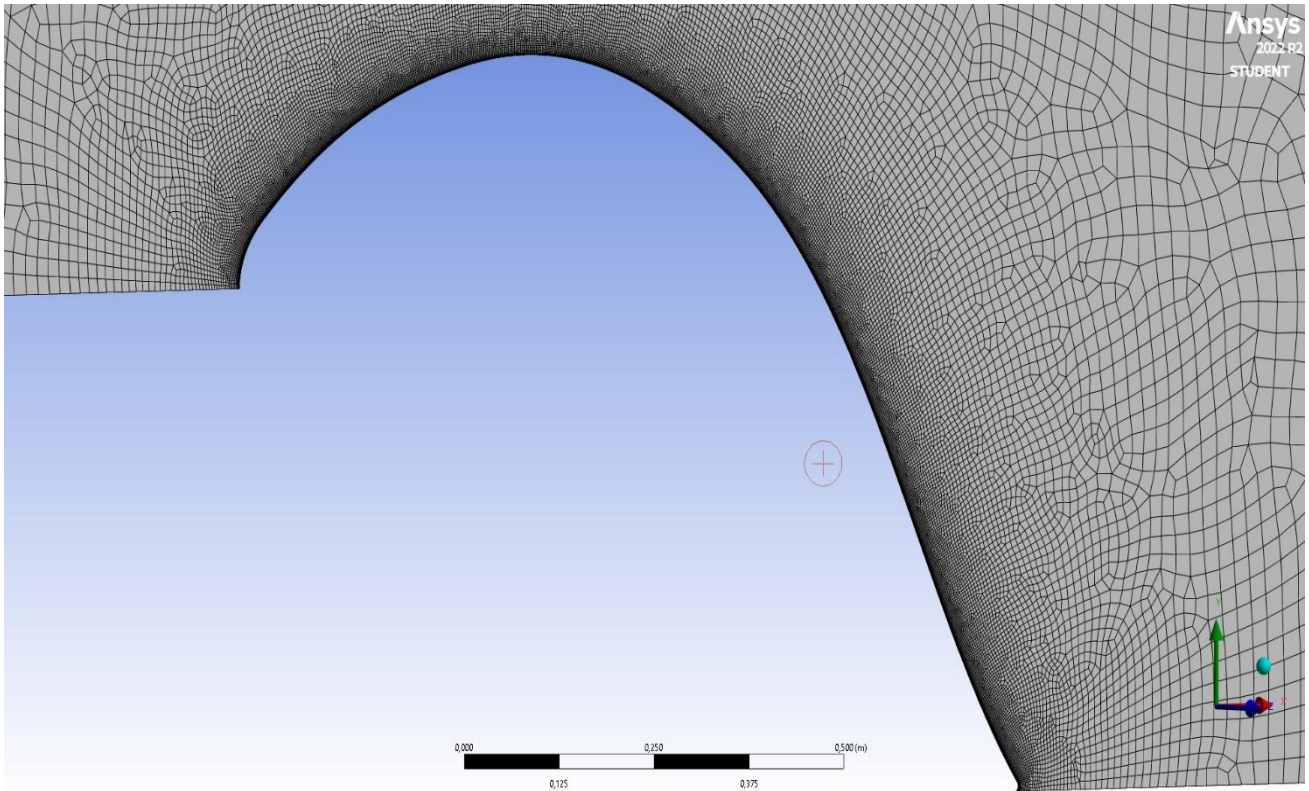
## Απεικόνιση του πλέγματος του προβλήματος στο Ansys:



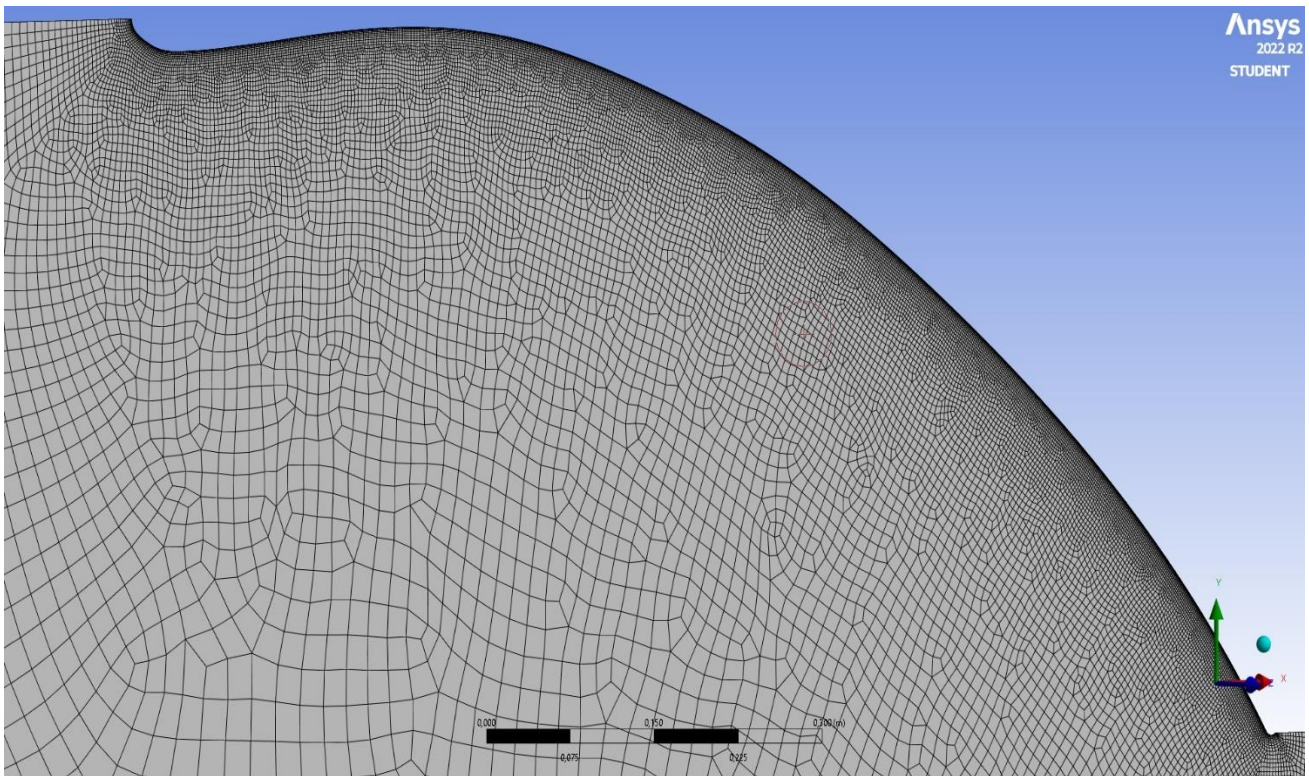
Εικόνα 57: Απεικόνιση του πλέγματος του πεδίου ροής με το πλέγμα να πυκνώνει στις περιοχές κοντά στα πτερύγια.



Εικόνα 58: Προσαρμοσμένη εστίαση του πλέγματος του πεδίου ροής με πιο εμφανή την πυκνωση του στα δύο πτερύγια.



Εικόνα 59: Προσαρμοσμένη εστίαση του πλέγματος στο πεδίο ροής με έμφαση στο κάτωθεν πτερύγιο.



Εικόνα 60: Προσαρμοσμένη εστίαση του πλέγματος στο πεδίο ροής με έμφαση στο άνωθεν πτερύγιο.

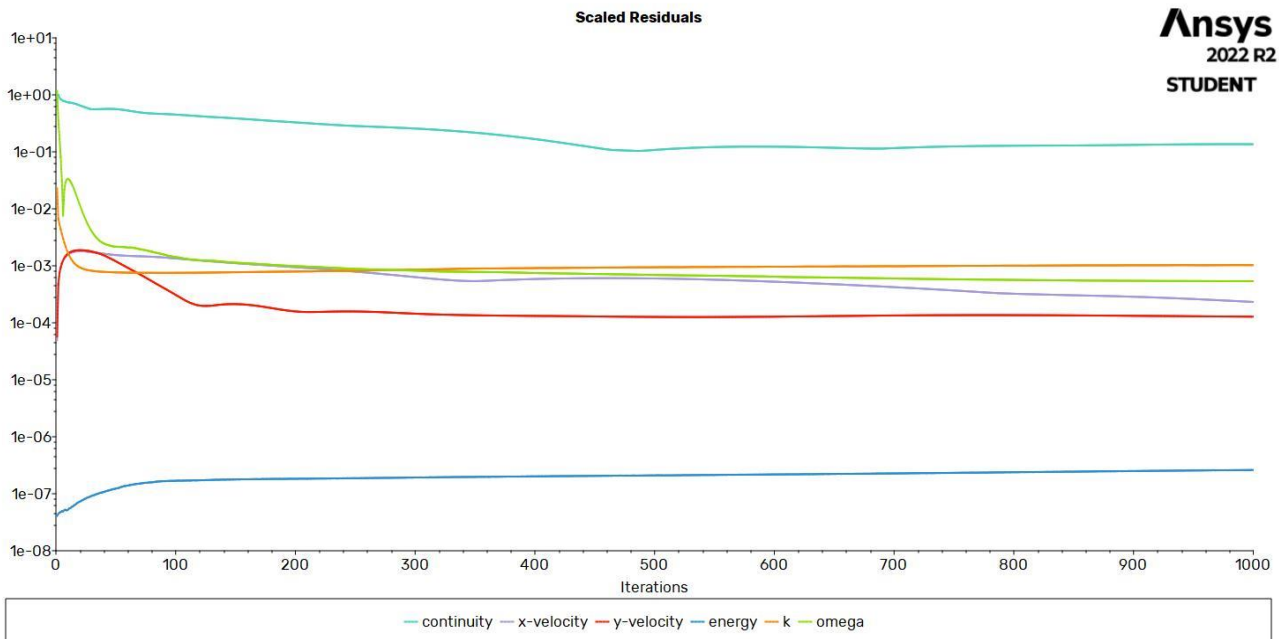
## Περιπτώσεις

Η υπολογιστική ανάλυση είναι δομημένη σε δύο κύριες περιπτώσεις που αφορούν τις παραμέτρους που εφαρμόστηκαν στο πρόγραμμα, ενώ η κάθε μία από τις δύο περιπτώσεις αποτελείται από τέσσερις υποπεριπτώσεις. Πιο συγκεκριμένα, στην πρώτη κύρια περίπτωση εξετάζεται η μεταβολή της θερμοκρασίας χωρίς την εφαρμογή ψύξεως στα τοιχώματα των πτερυγίων καθώς επιλέχθηκαν ως αδιαβατικά. Έτσι, η περίπτωση αυτή στην συνέχεια εξετάζεται ως προς τέσσερις διαφορετικές ταχύτητες του αέρα δηλαδή για 30, 60, 90 και 120 m/s.

Η δεύτερη περίπτωση εξετάζεται και αυτή ως προς την μεταβολή της θερμοκρασίας, όμως με την μόνη διαφορά ότι εφαρμόζεται ψύξη στα τοιχώματα των πτερυγίων της τάξεως των  $-100000 \text{ W/m}^2$ . Τέλος και σε αυτήν την περίπτωση εφαρμόστηκαν τέσσερις διαφορετικές ταχύτητες του αέρα οι οποίες έχουν την ίδια τιμή με τις ταχύτητες στην πρώτη περίπτωση.

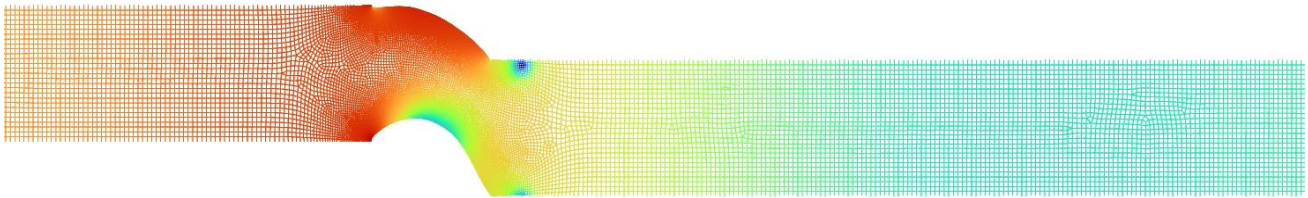
### Περίπτωση 1<sup>η</sup>:

1.1) *Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 30 m/s και πίεση 1 atm.*

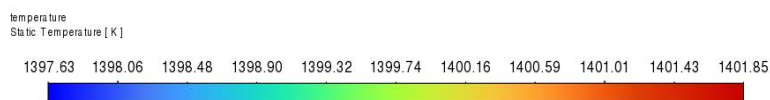
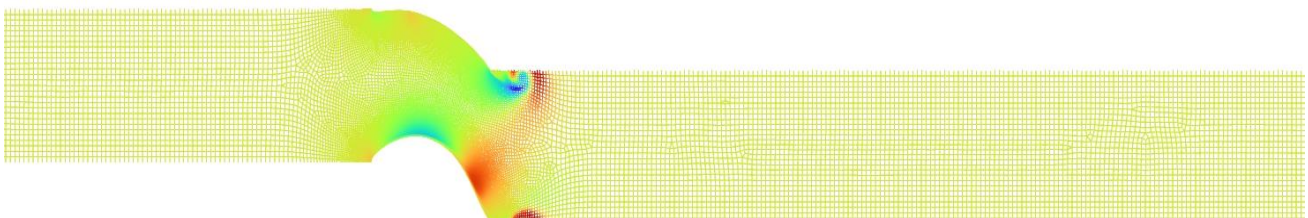


Εικόνα 61: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 30 m/s.

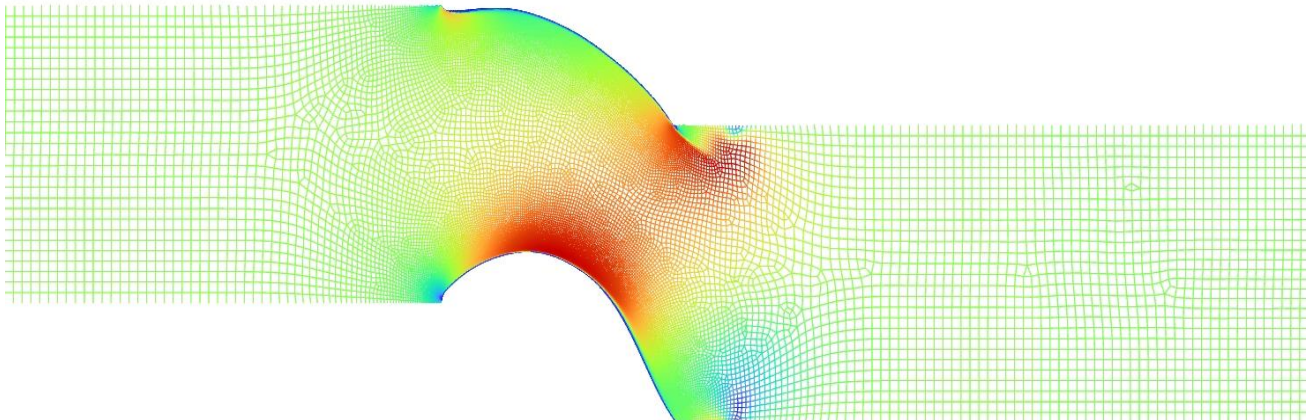




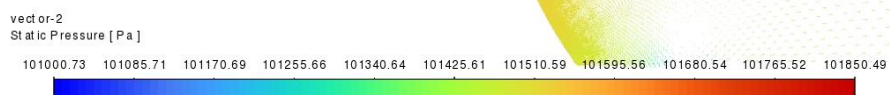
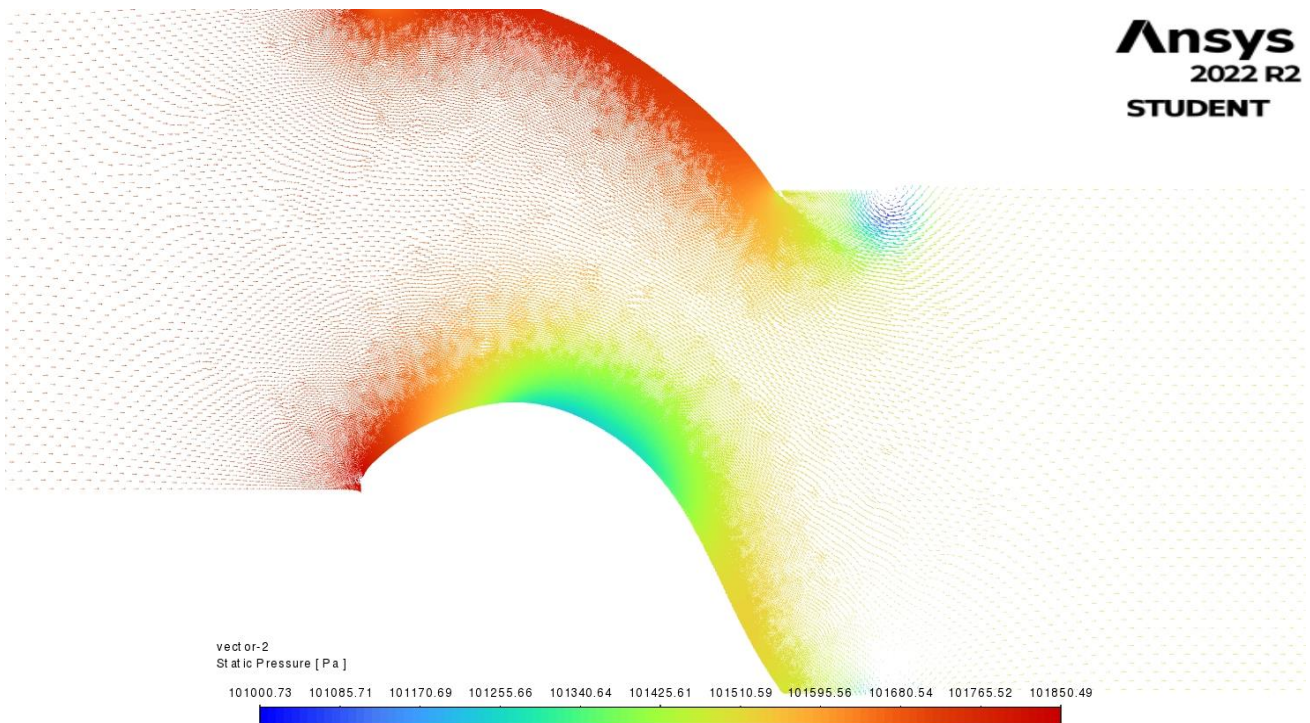
Εικόνα 62: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 30 m/s.



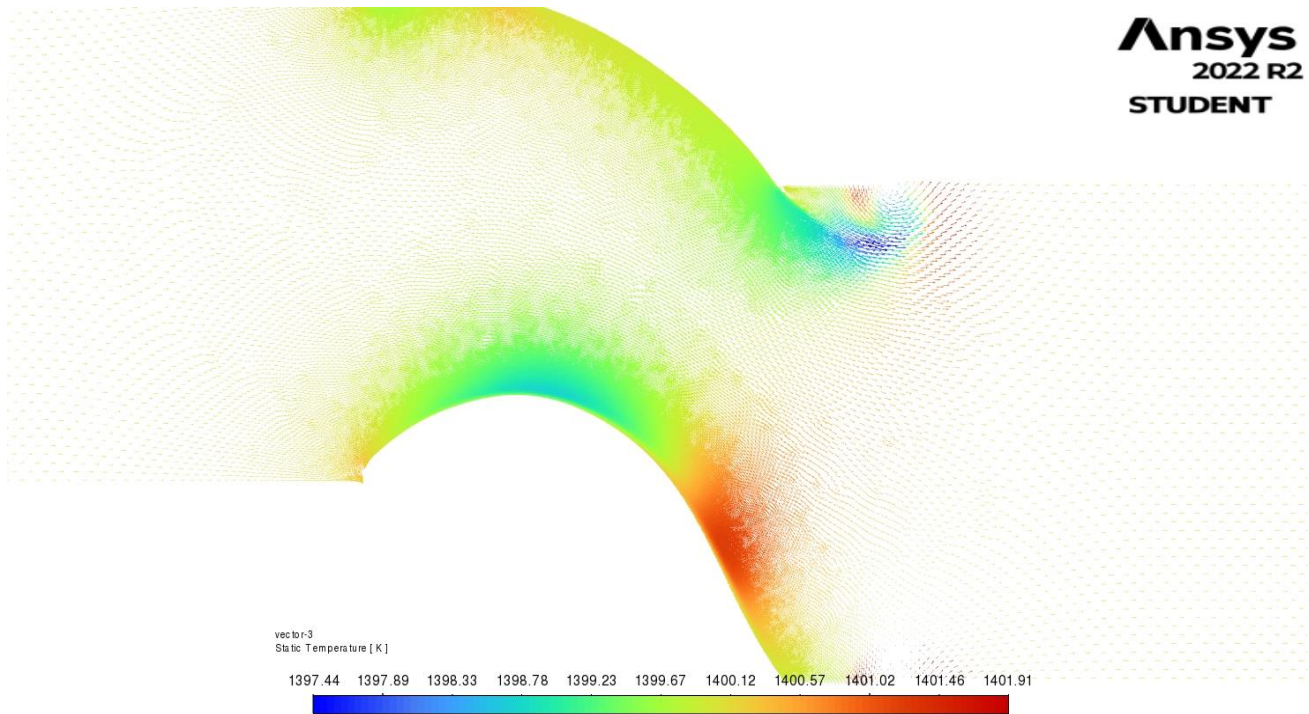
Εικόνα 63: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 30 m/s.



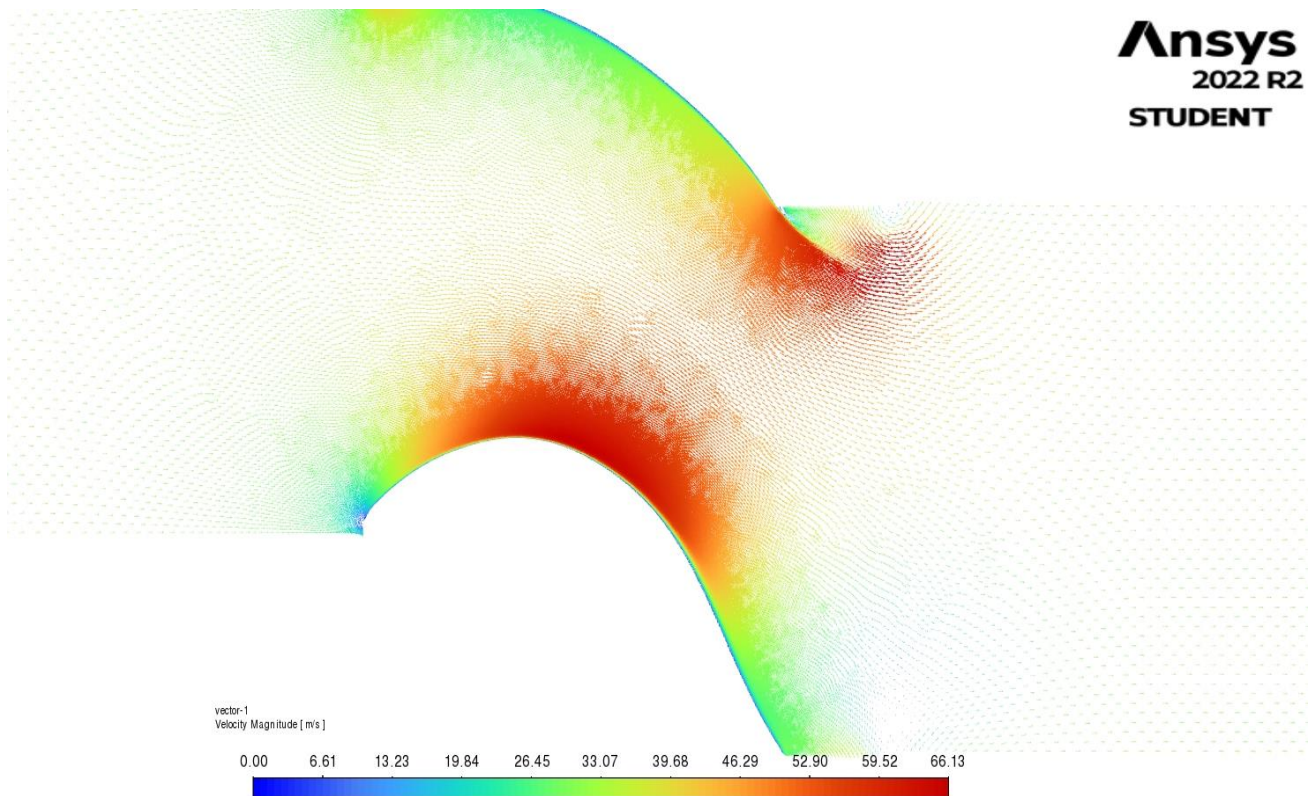
Εικόνα 64: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 30 m/s.



Εικόνα 65: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 30 m/s.

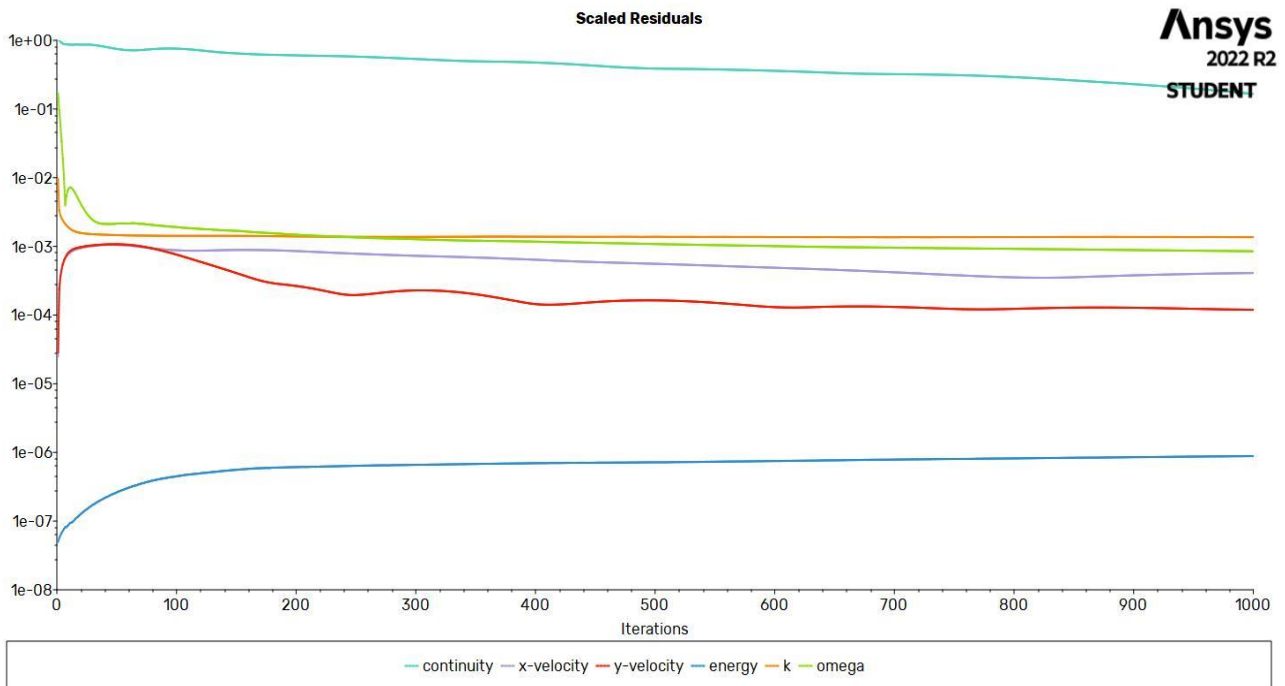


Εικόνα 66: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 30 m/s.

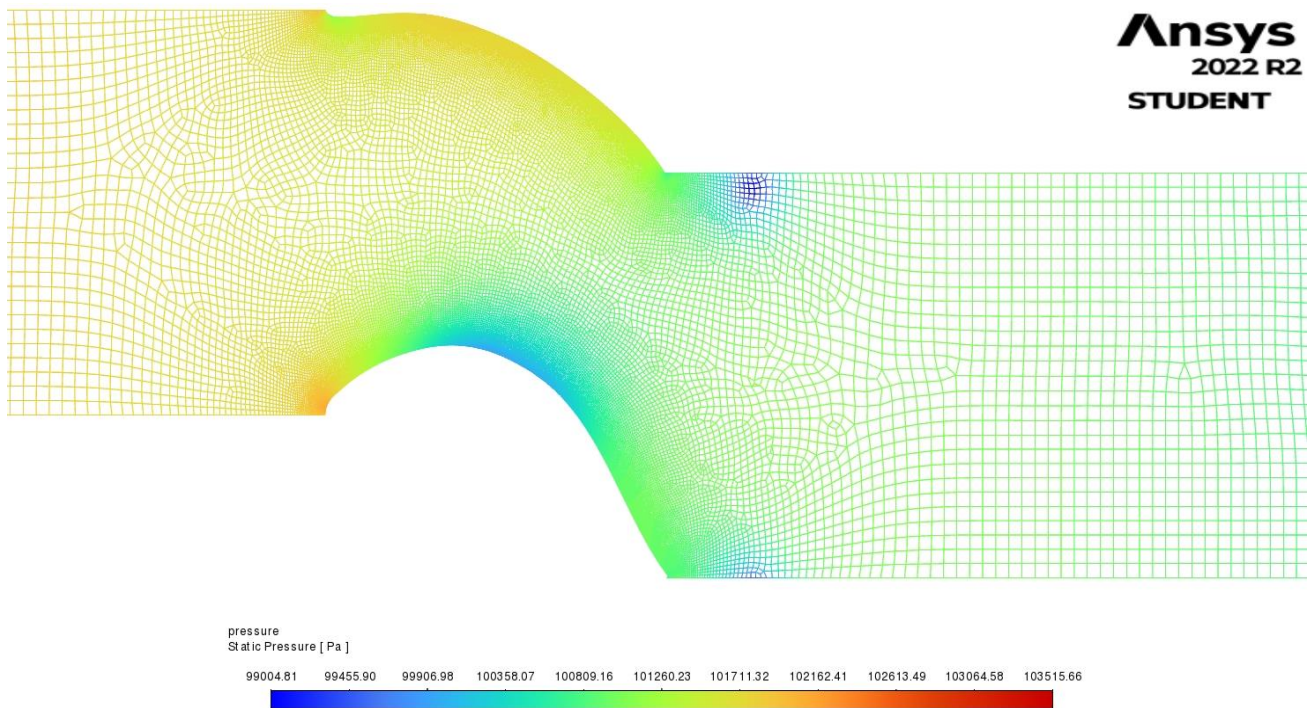


Εικόνα 67: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 30 m/s.

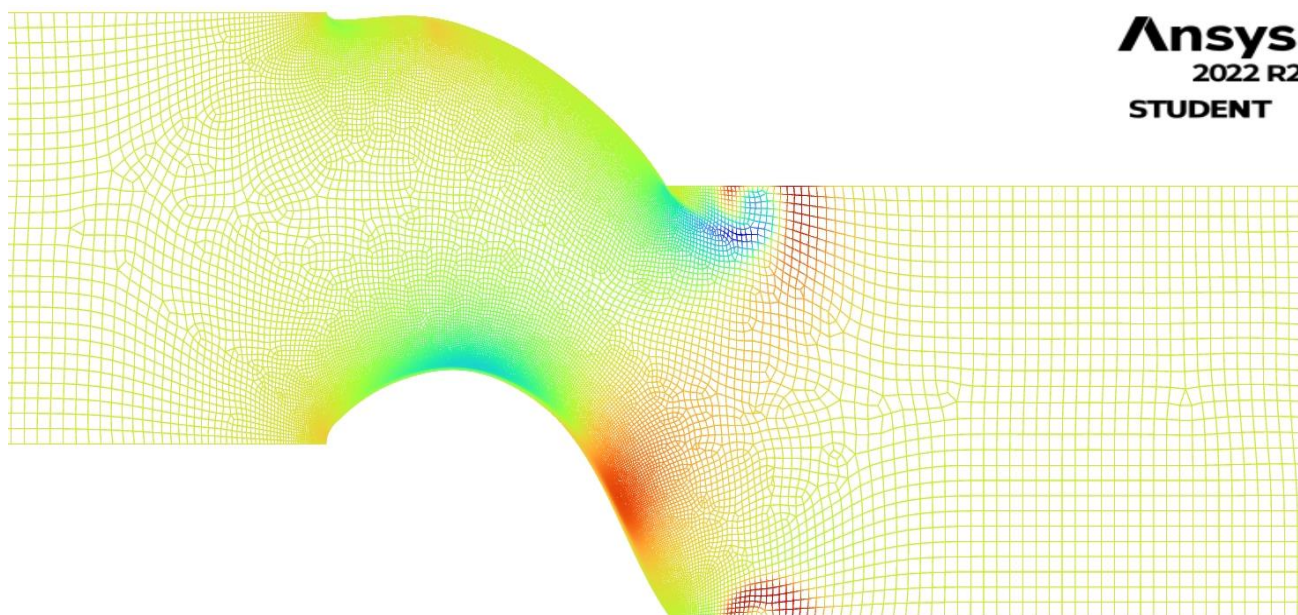
1.2) Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 60 m/s και πίεση 1 atm.



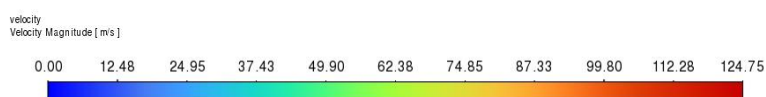
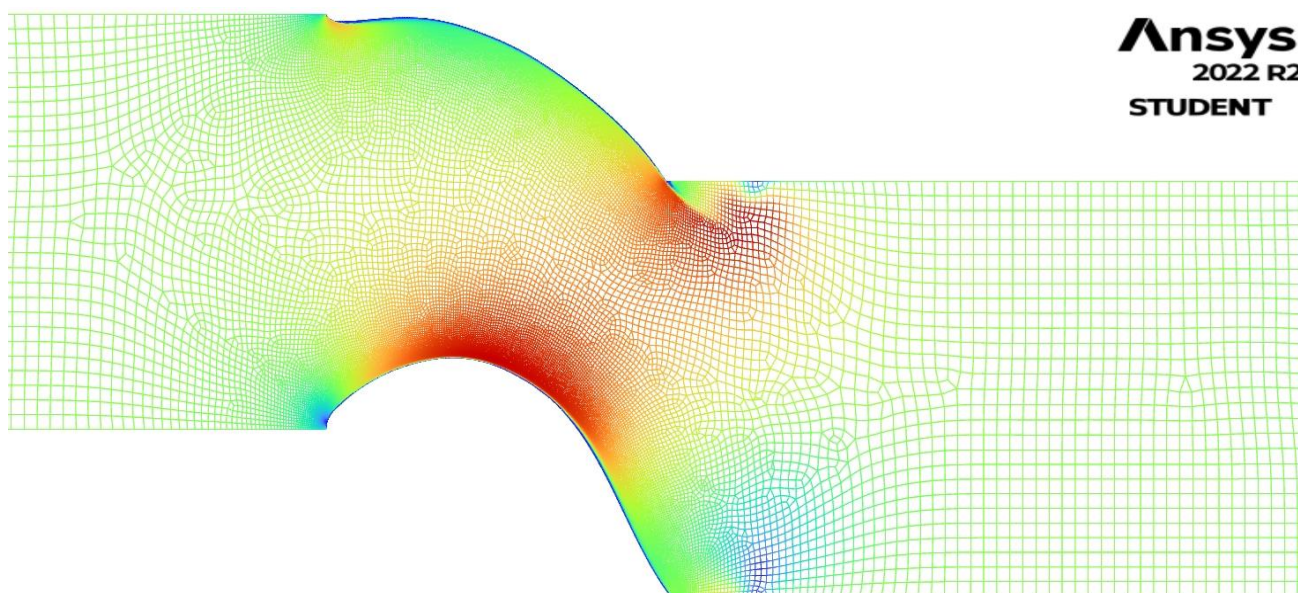
Εικόνα 68: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 60 m/s.



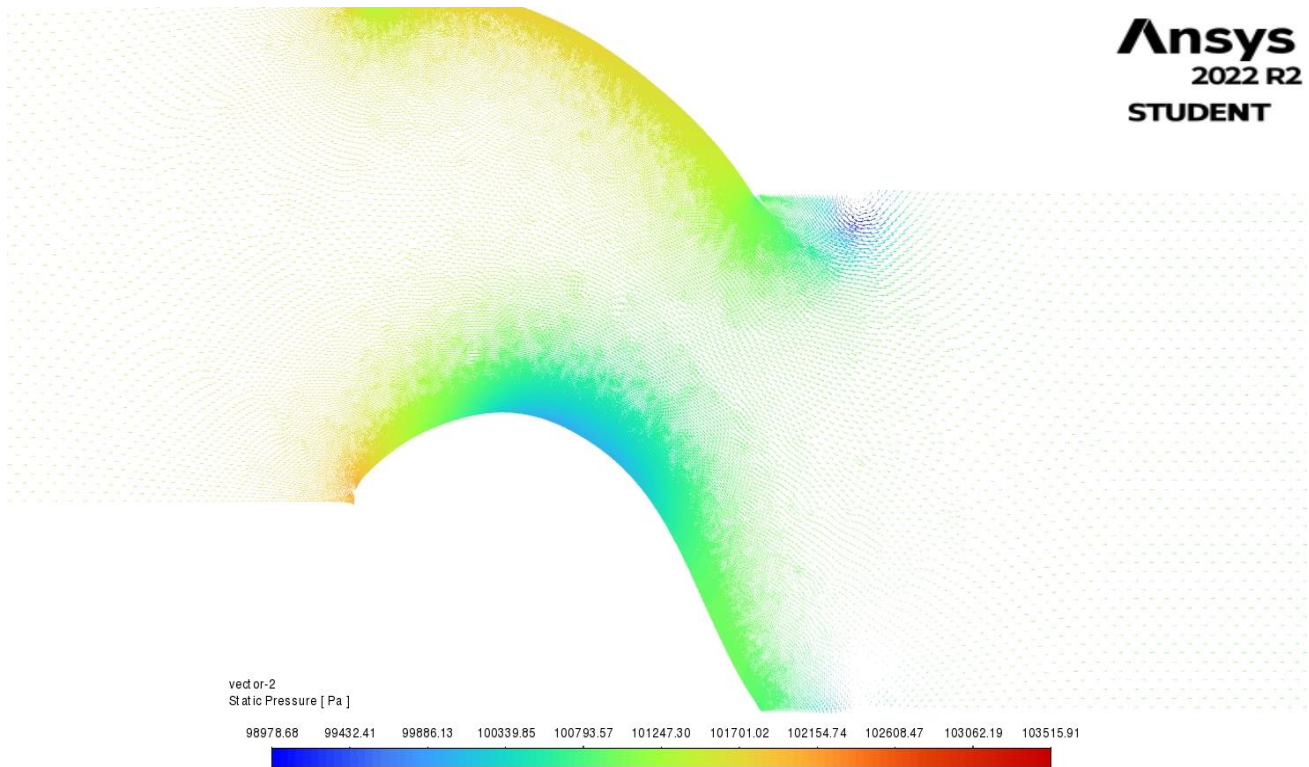
Εικόνα 69: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 60 m/s.



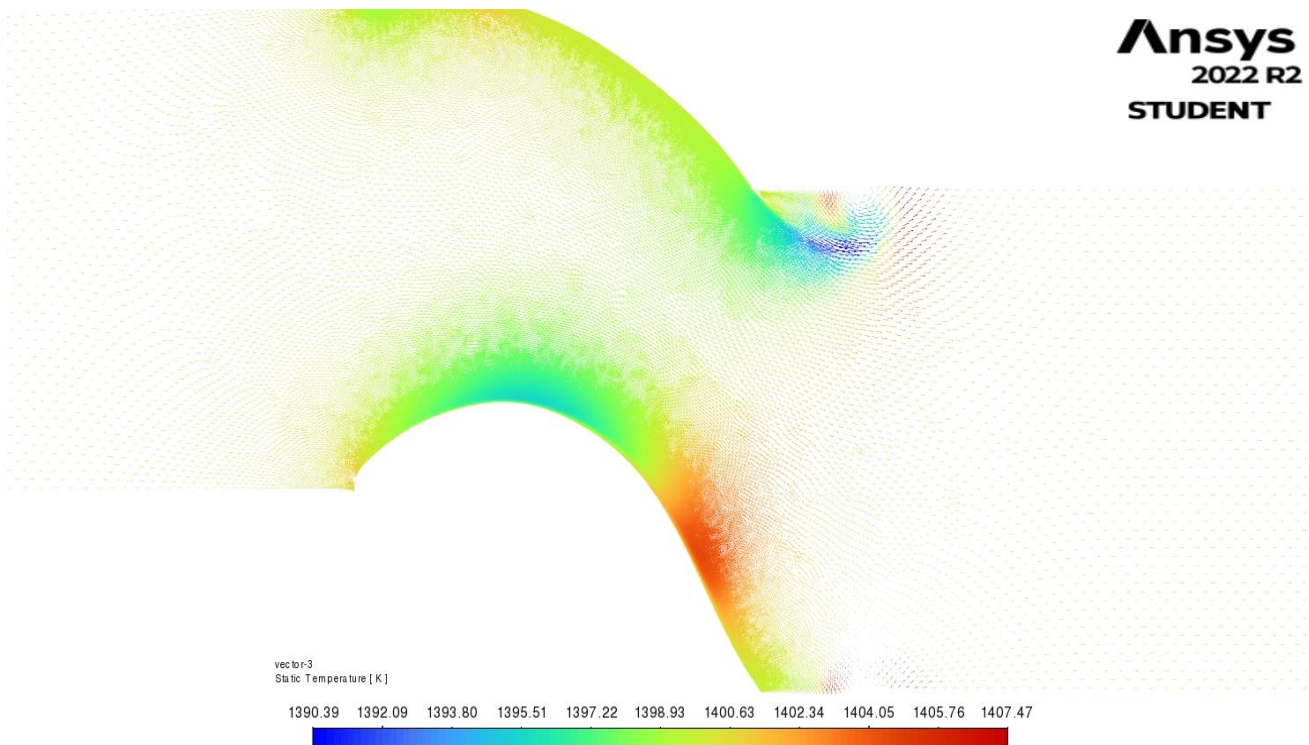
Εικόνα 70: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 60 m/s.



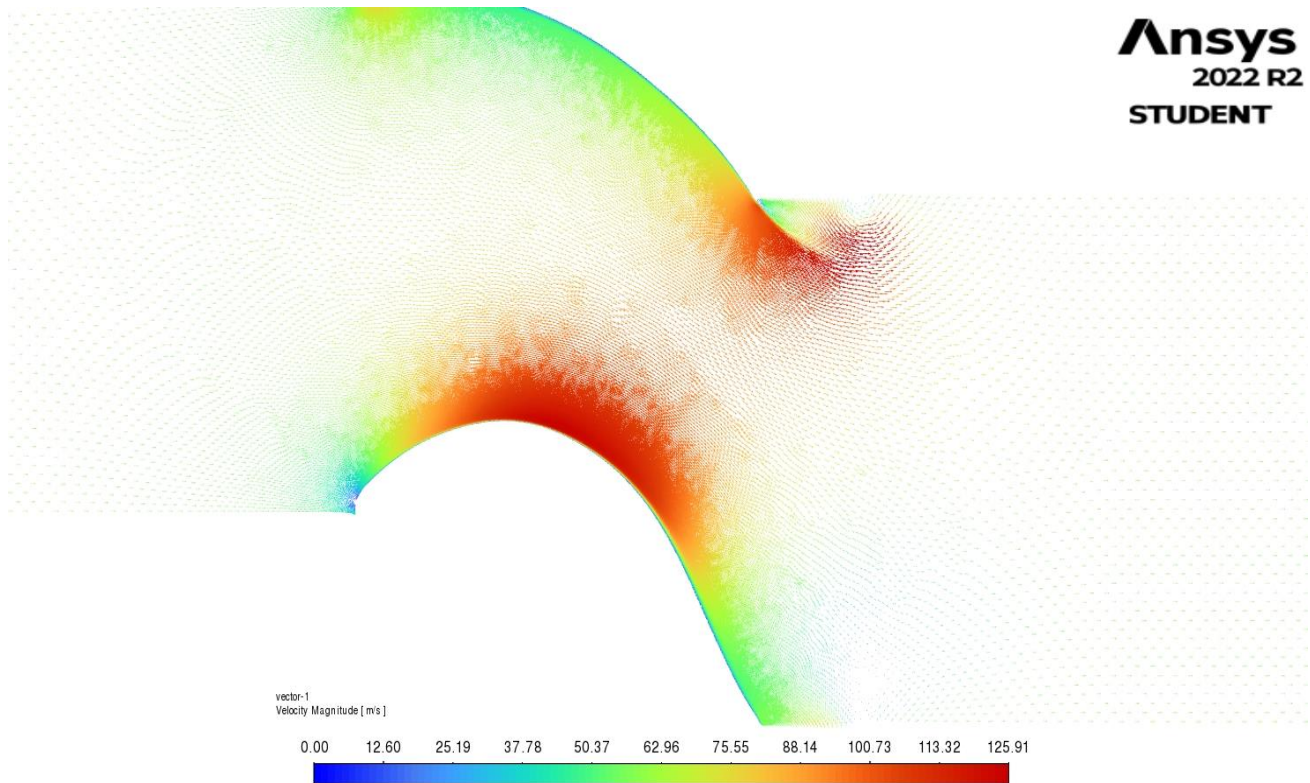
Εικόνα 71: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 60 m/s.



Εικόνα 72: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 60 m/s.

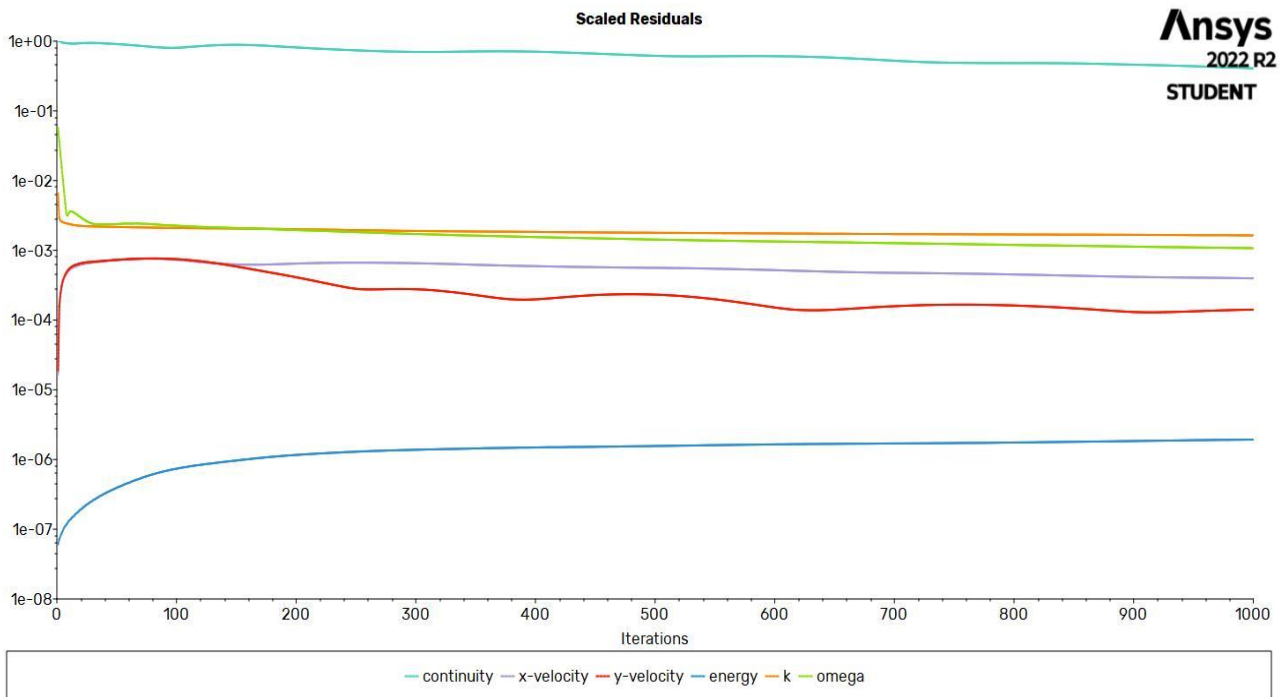


Εικόνα 73: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 60 m/s.

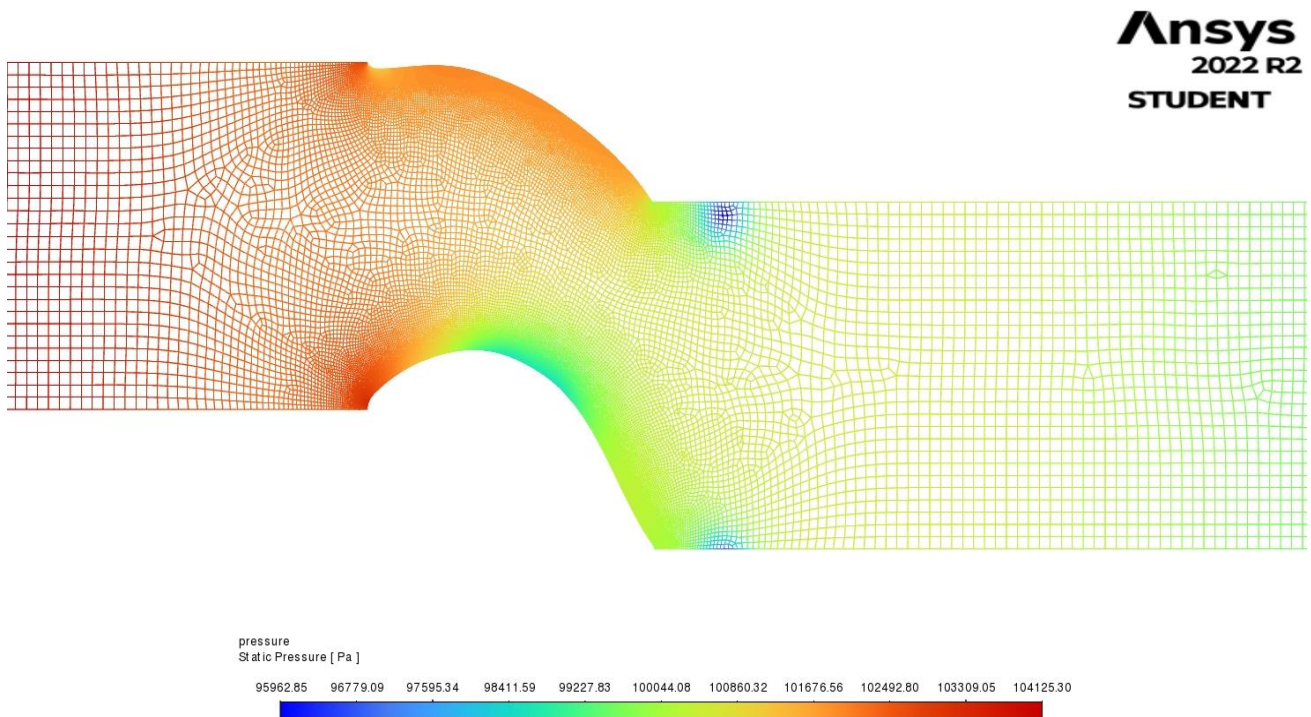


Εικόνα 74: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 60 m/s.

1.3) Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 90 m/s και πίεση 1 atm.

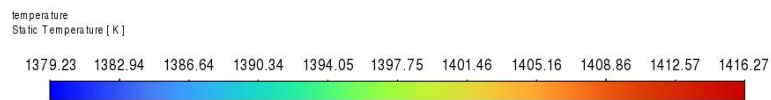
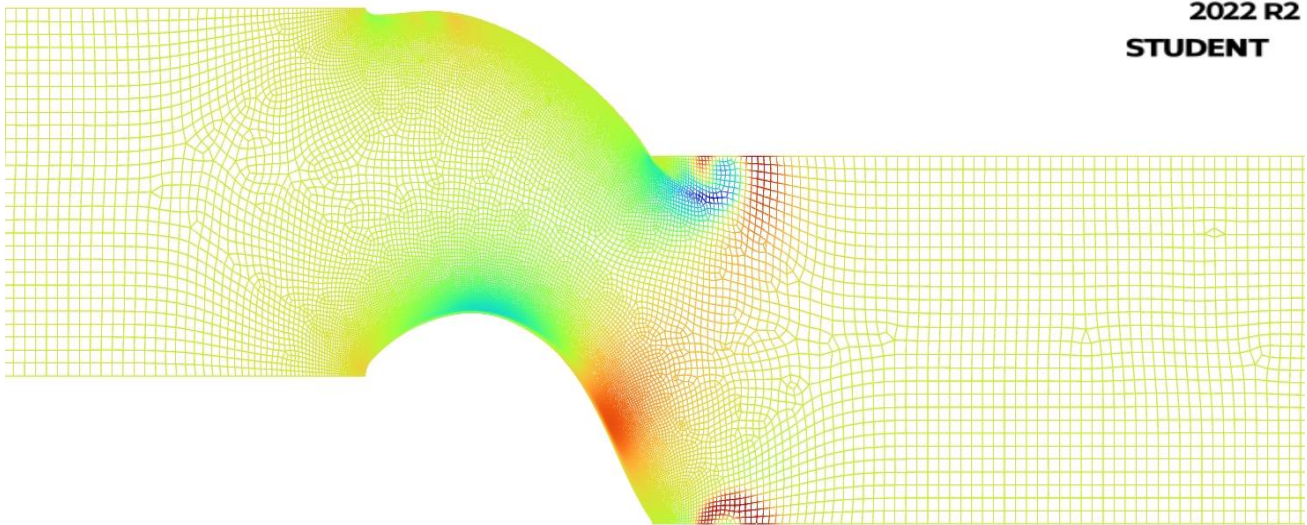


Εικόνα 75: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 90 m/s.

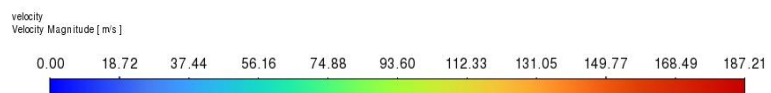
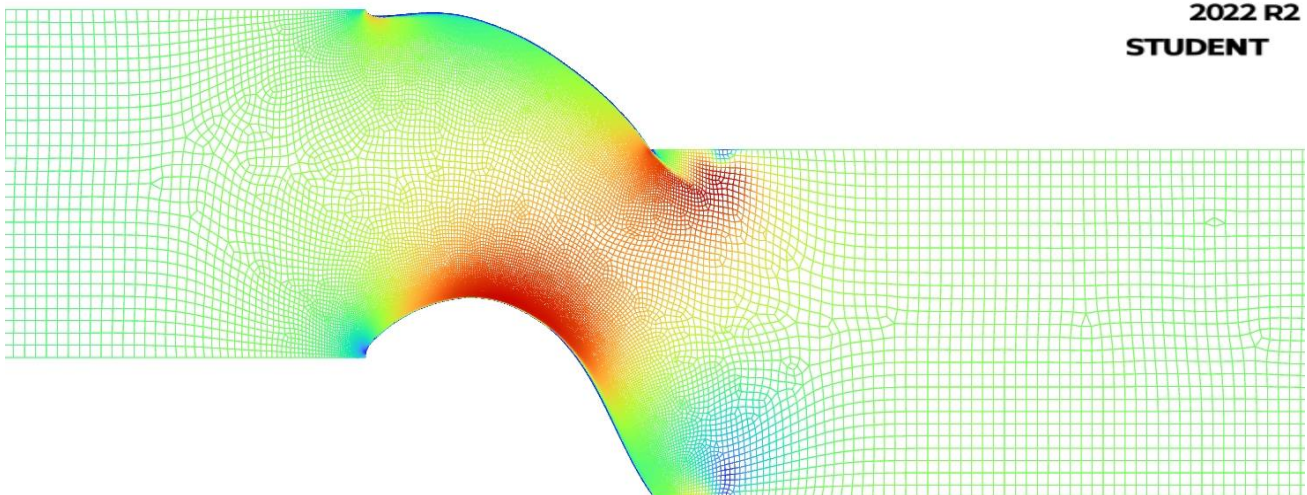


Εικόνα 76: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 90 m/s.

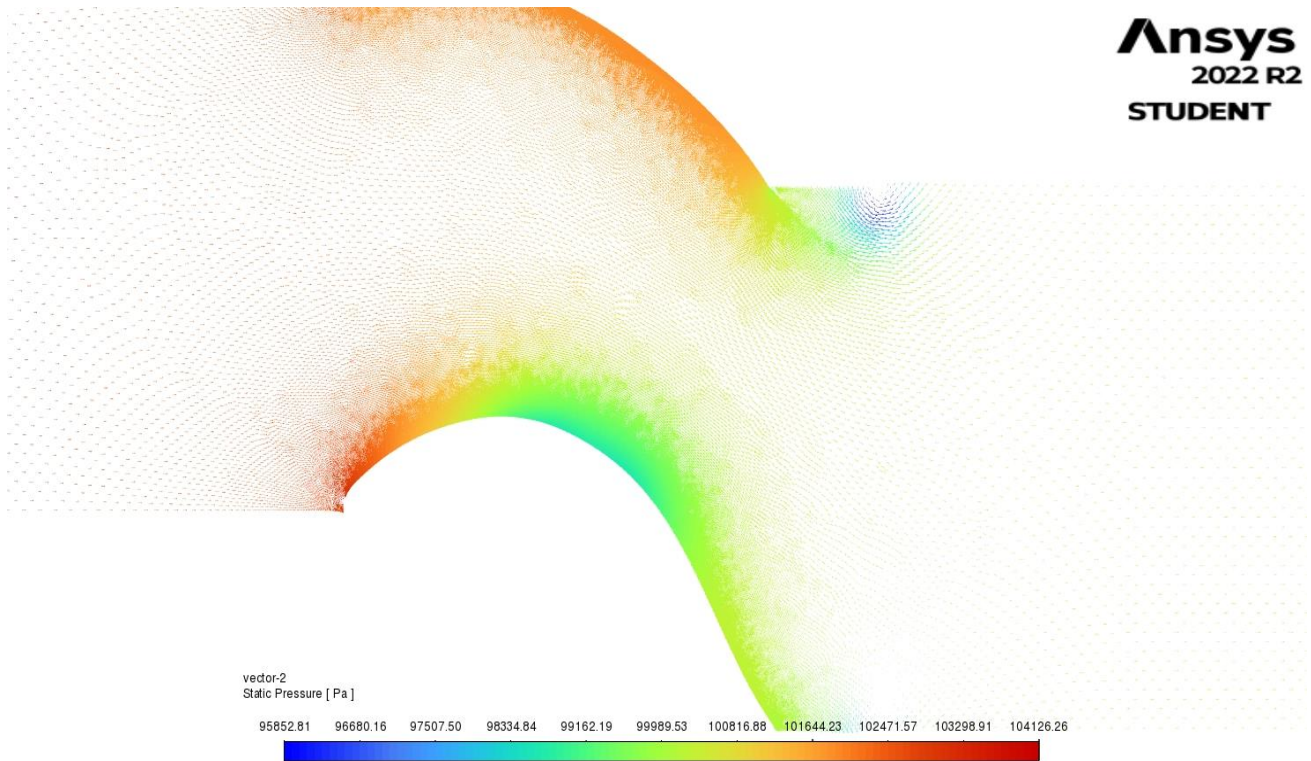




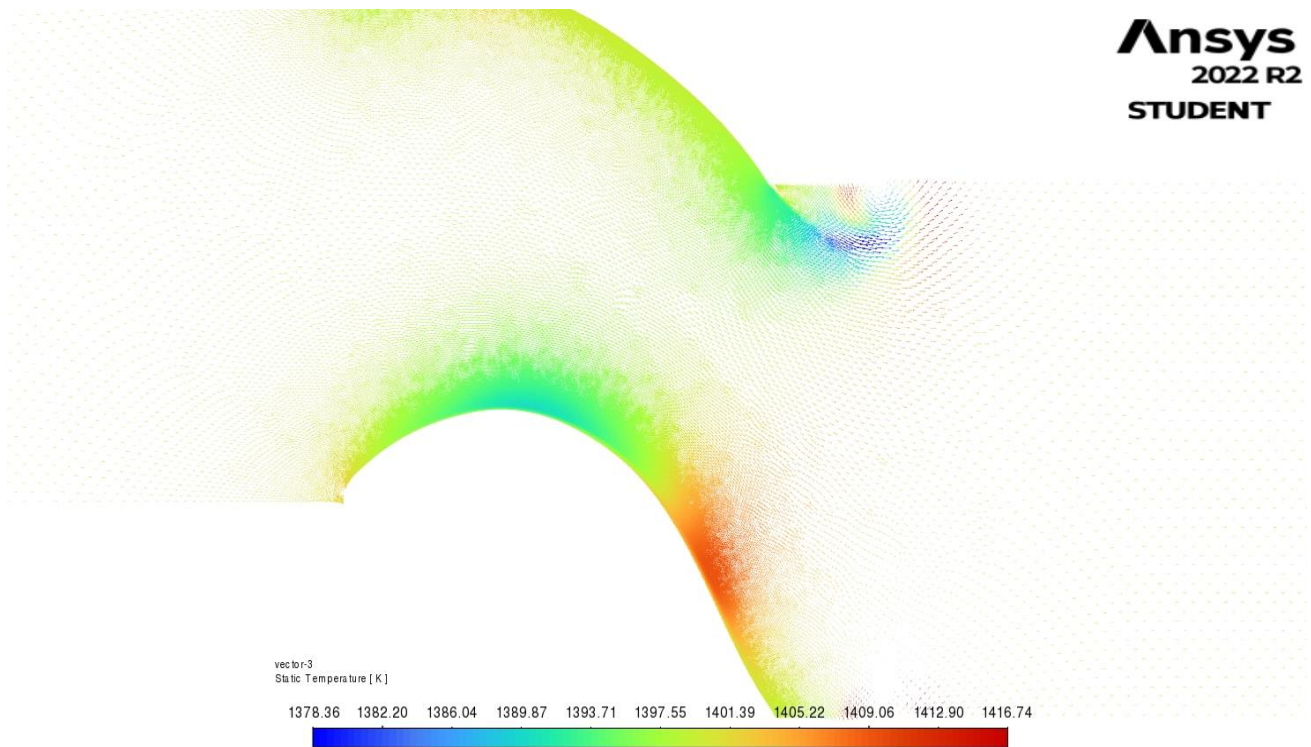
Εικόνα 77: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 90 m/s.



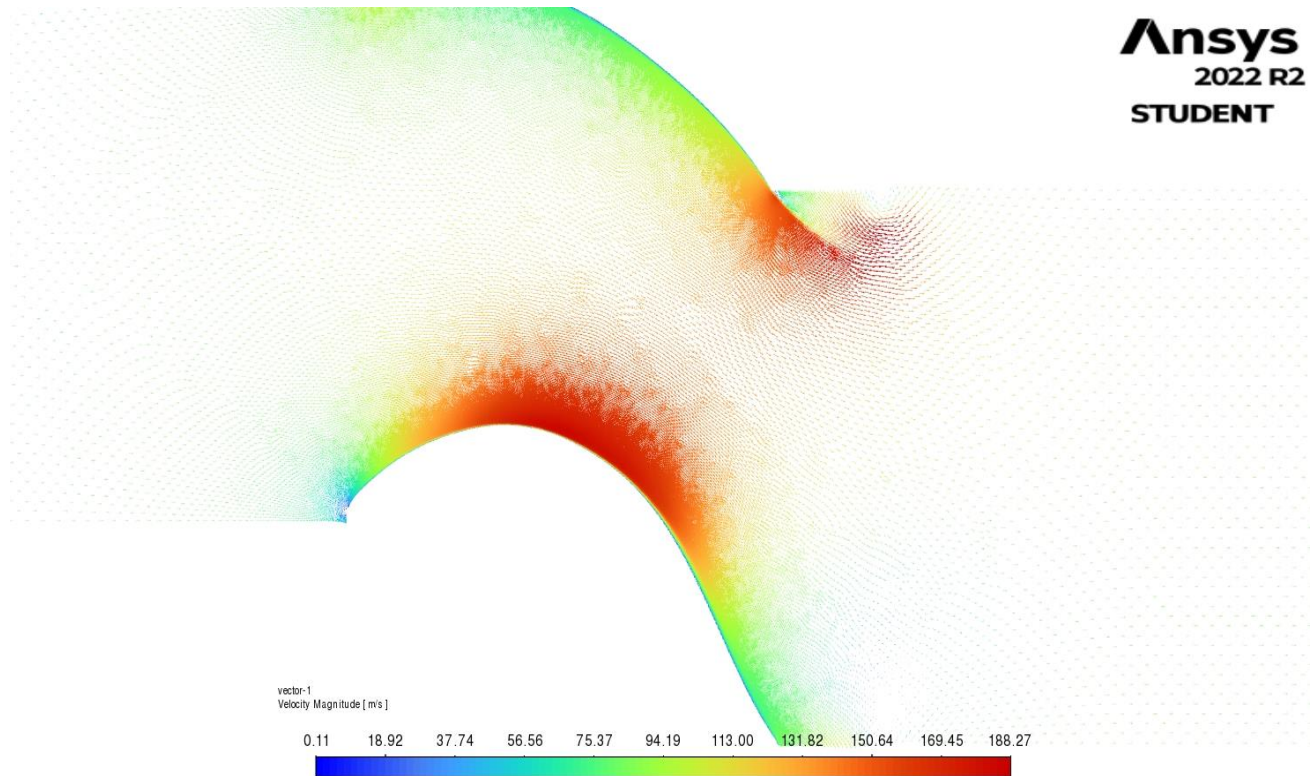
Εικόνα 78: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 90 m/s.



Εικόνα 79: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 90 m/s.

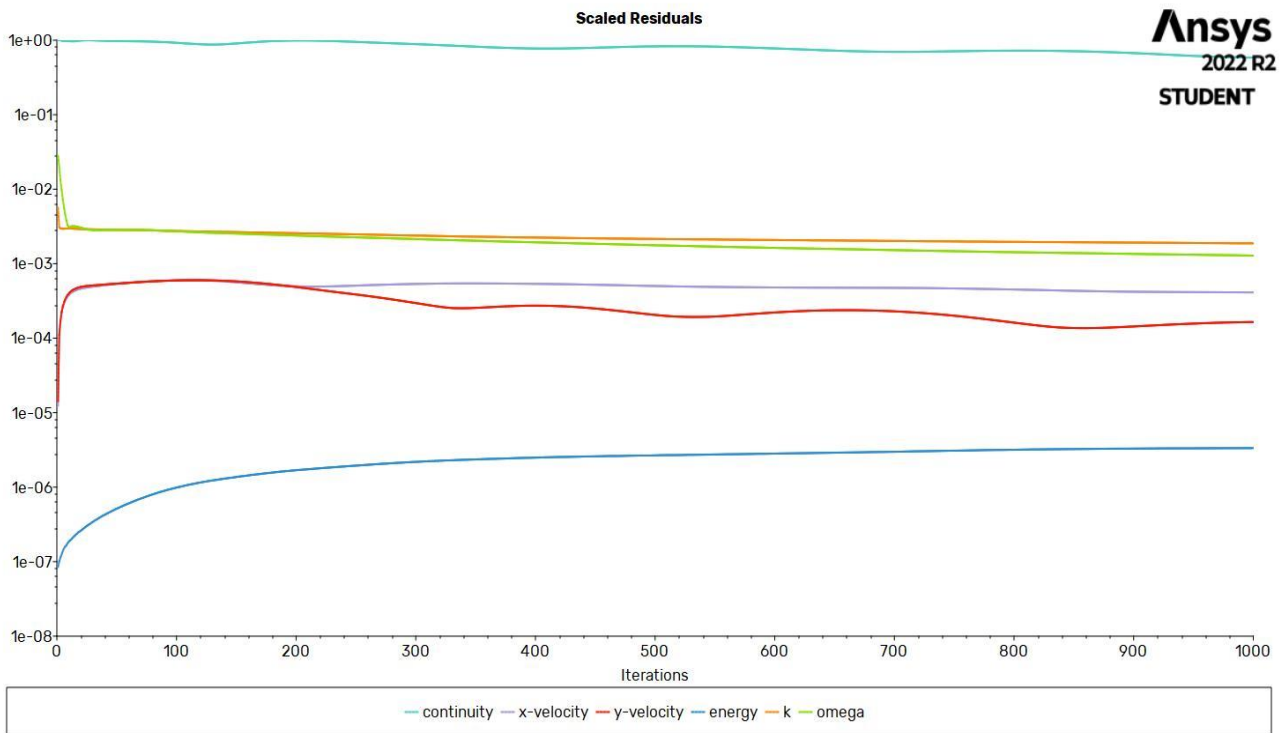


Εικόνα 80: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 90 m/s.

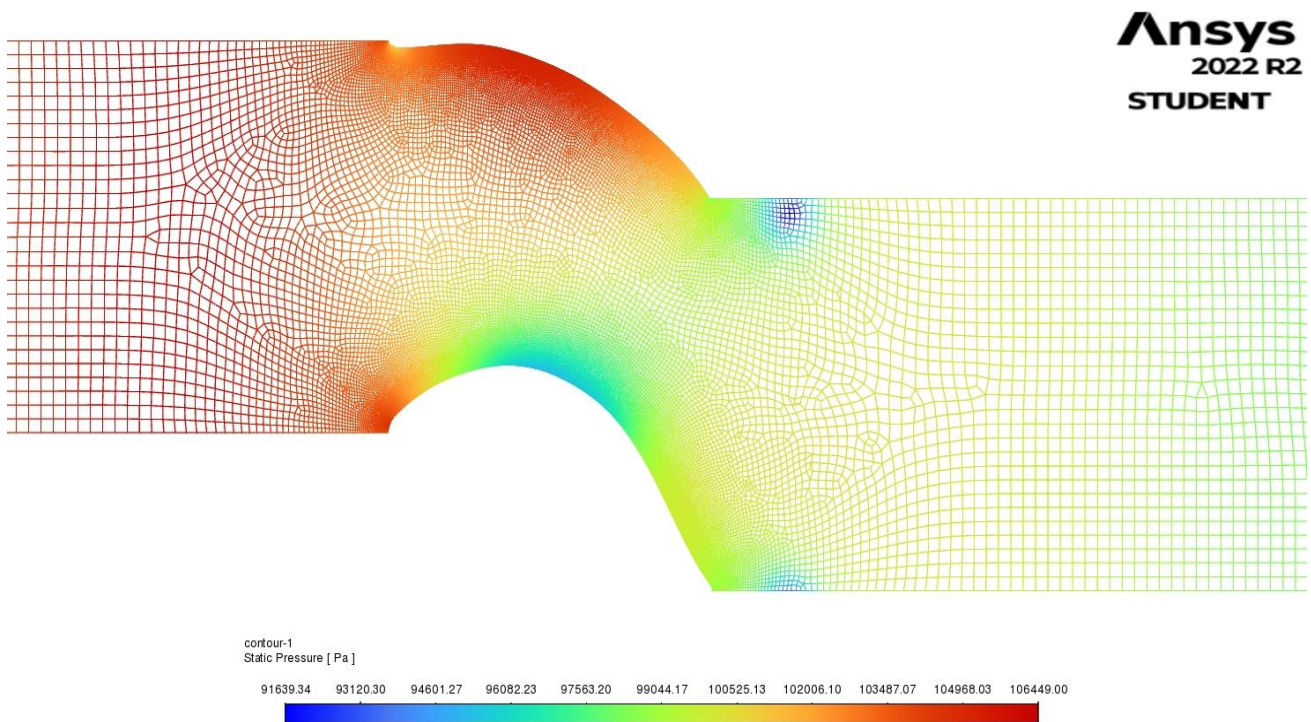


Εικόνα 81: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 90 m/s.

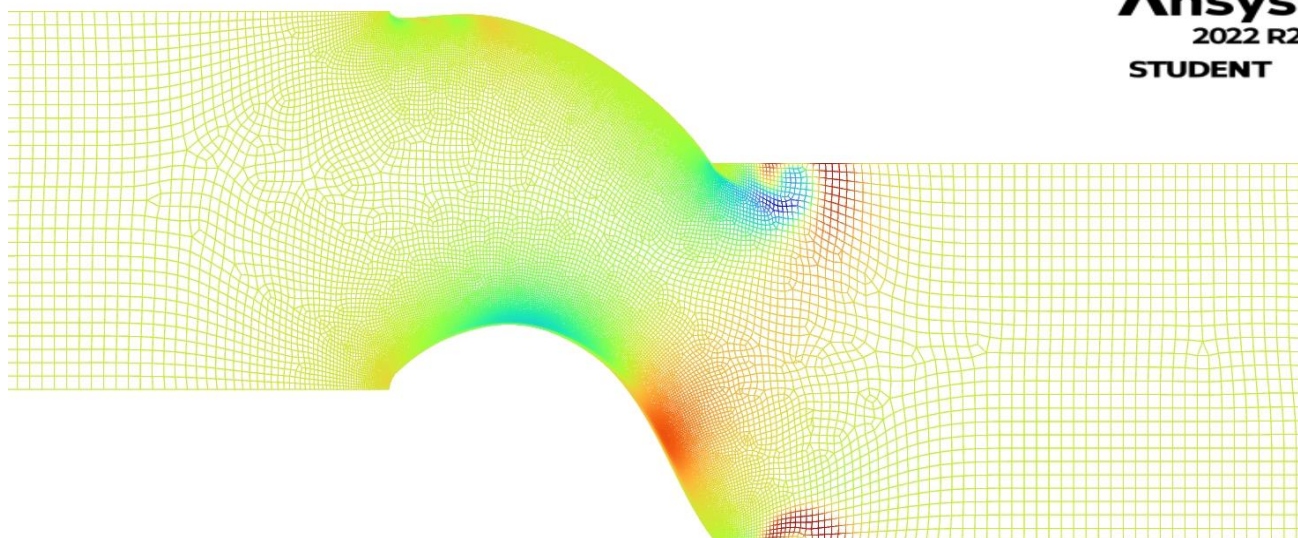
1.4) Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 120 m/s και πίεση 1 atm.



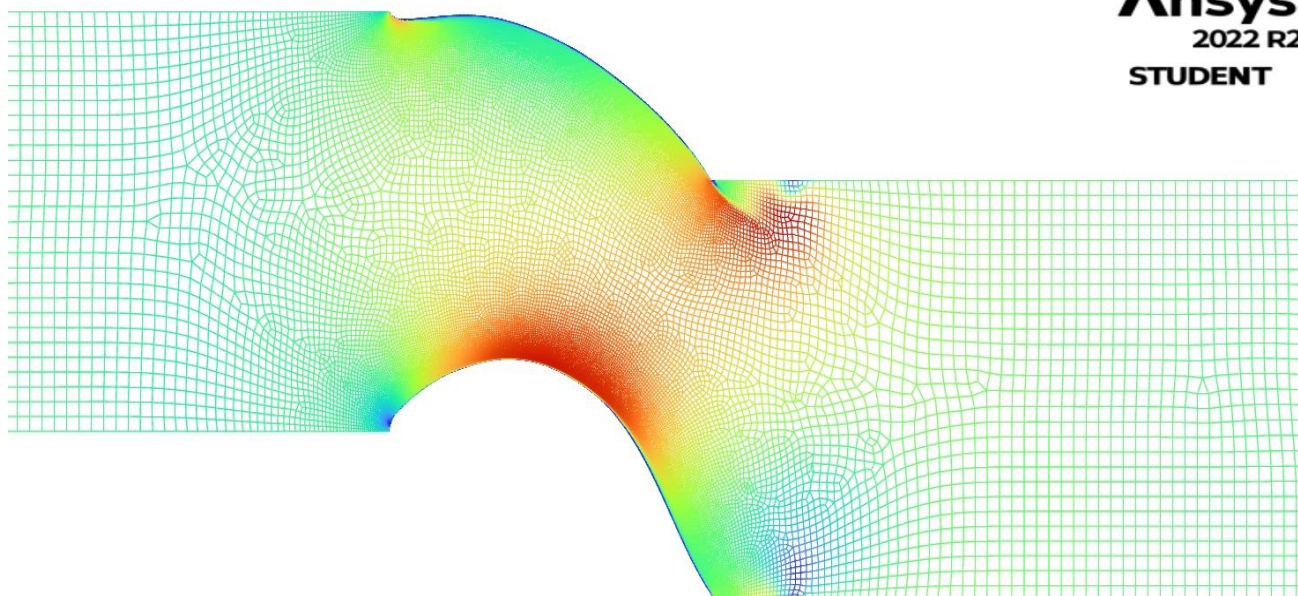
Εικόνα 82: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 120 m/s.



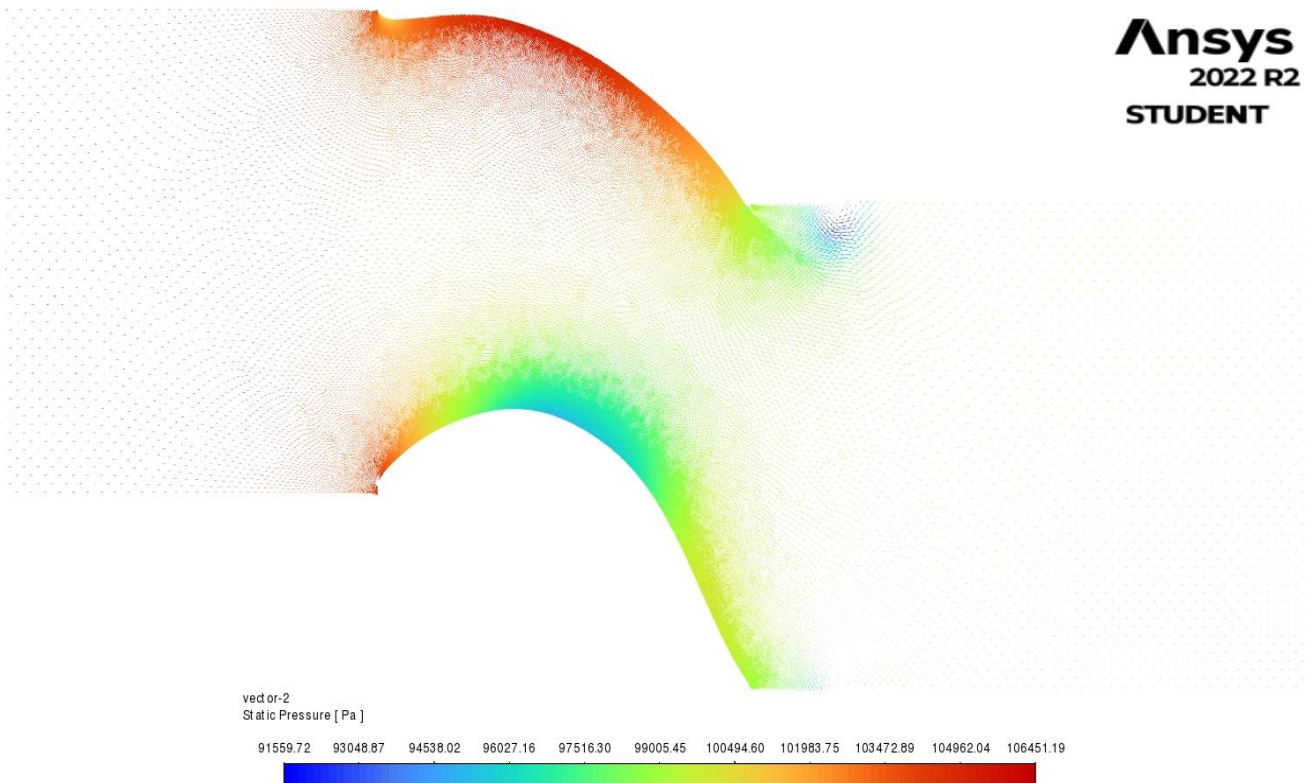
Εικόνα 83: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 120 m/s.



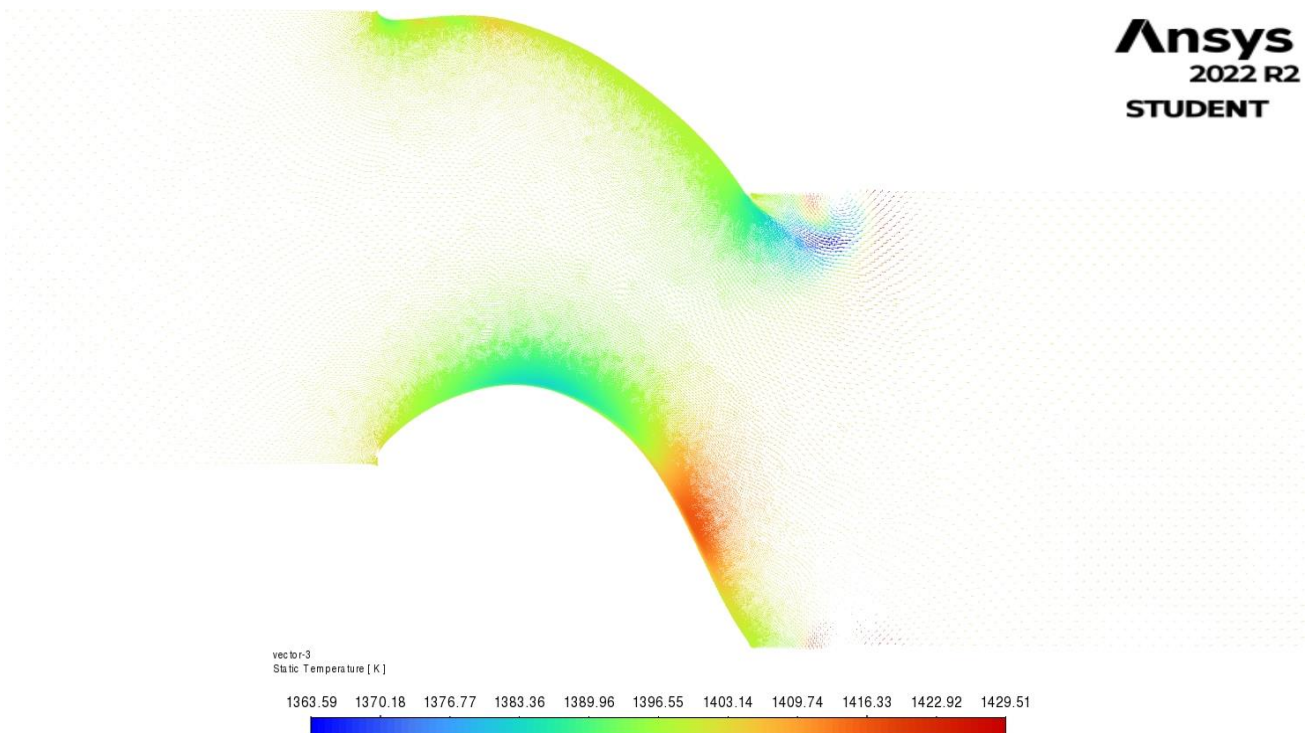
Εικόνα 84: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 120 m/s.



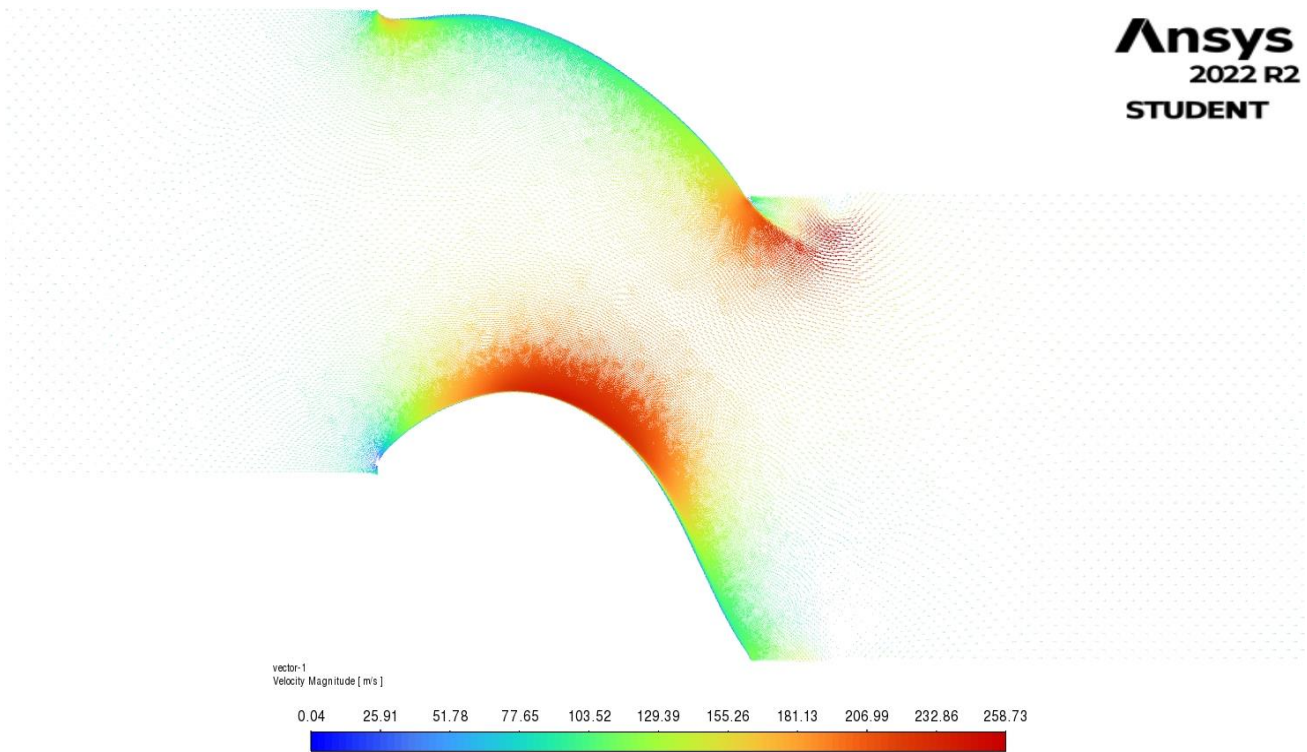
Εικόνα 85: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 120 m/s.



Εικόνα 86: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 120 m/s.



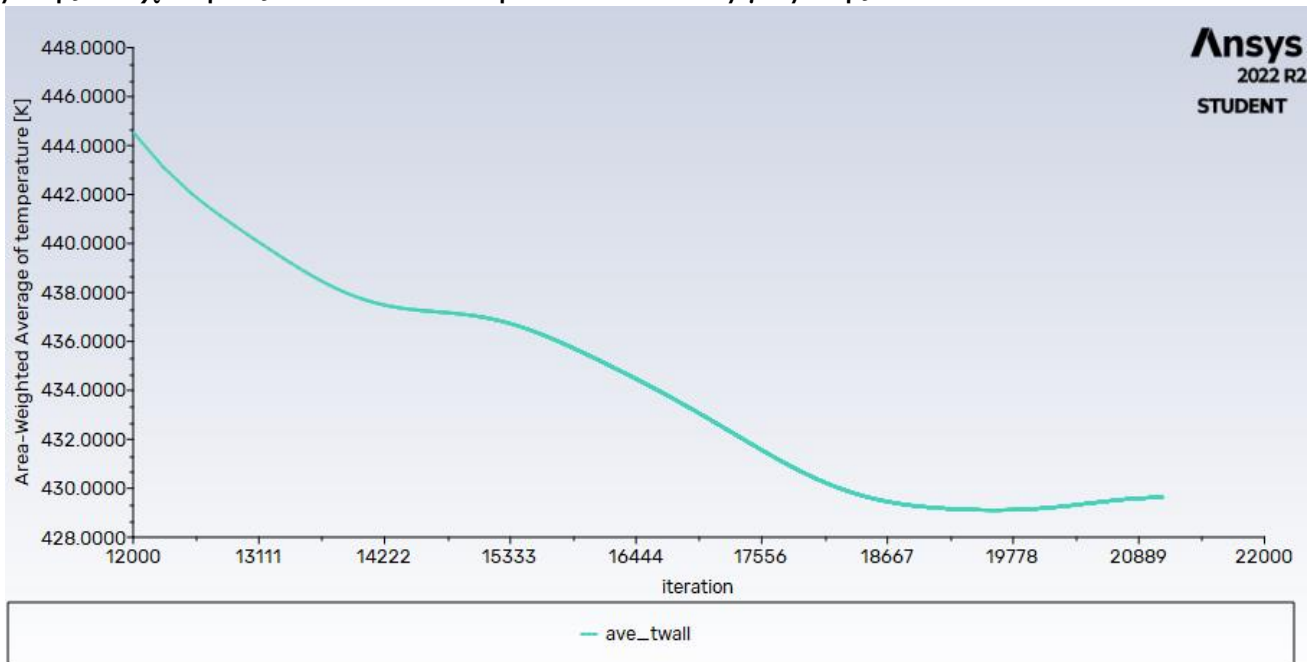
Εικόνα 87: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 120 m/s.



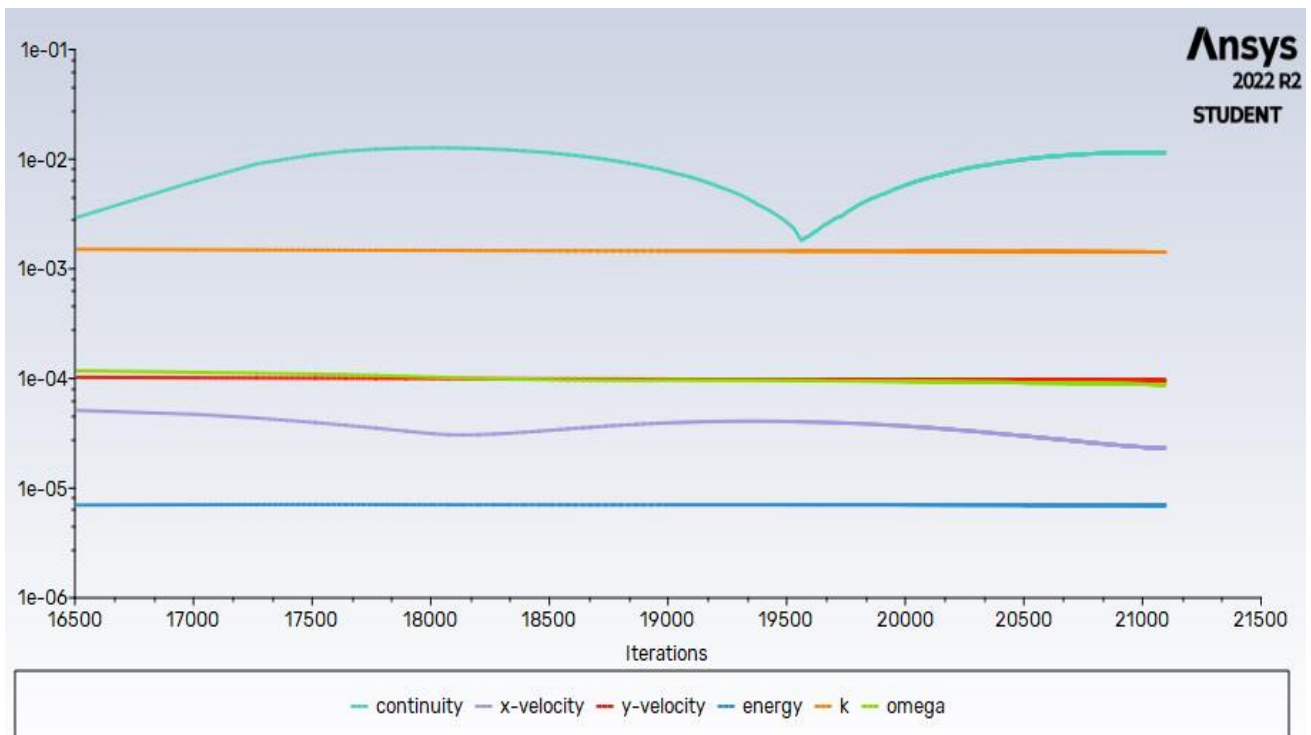
Εικόνα 88: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K και ταχύτητα 30 m/s.

## Περίπτωση 2<sup>η</sup>:

2.1) Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 30 m/s, πίεση 1 atm και θερμοροής  $-100000 \text{ W/m}^2$ .

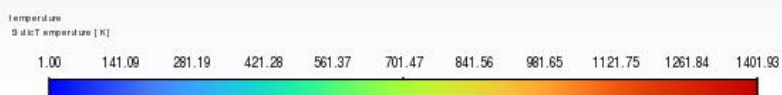


Εικόνα 89: Διάγραμμα πτώσης της θερμοκρασίας από τους 1400K μέχρι περίπου τους 429K μετά από την ψύξη των περυγίων στους  $-100000 \text{ W/m}^2$  όπου παρατηρείται και η σταθεροποίησή της.



Εικόνα 90: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 30 m/s και θερμοροής  $-100000 \text{ W/m}^2$ .

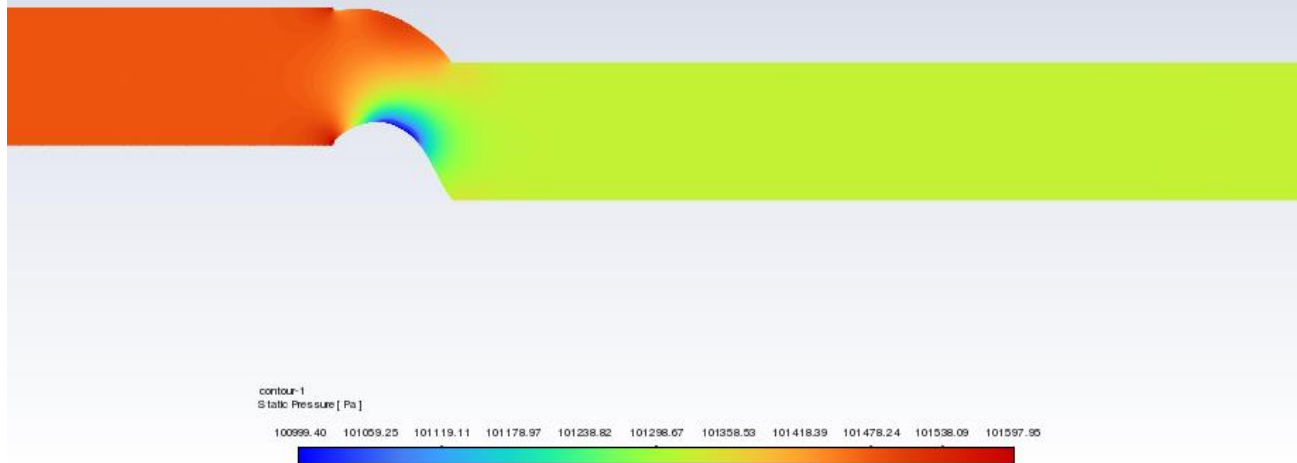




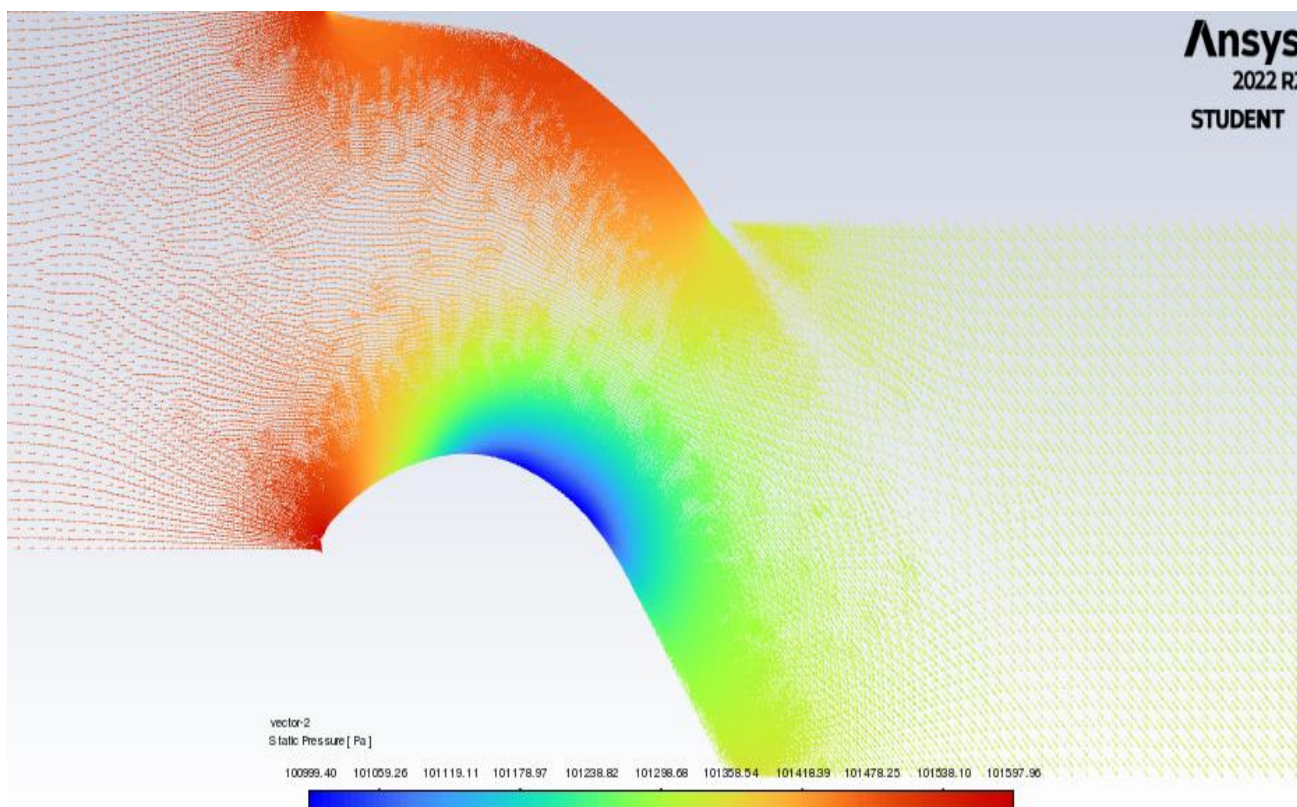
Εικόνα 91: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 30 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



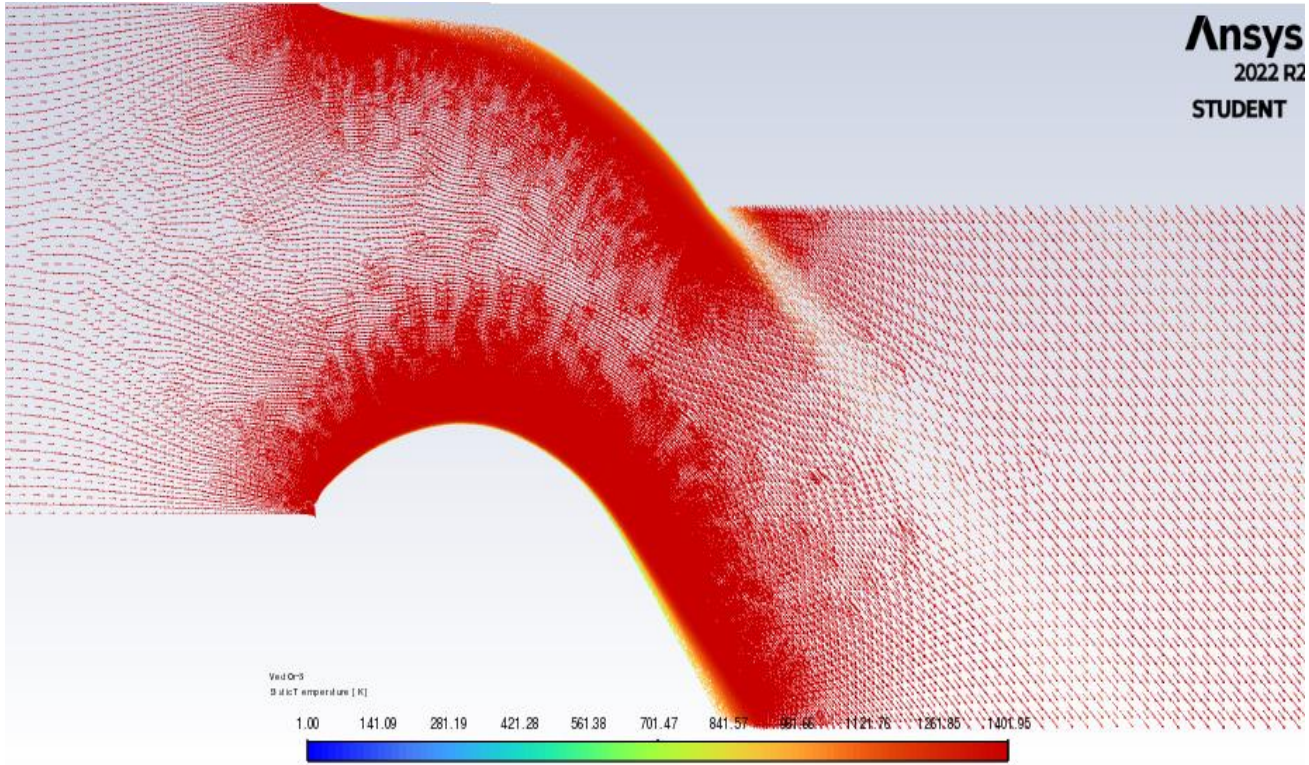
Εικόνα 92: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 30 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



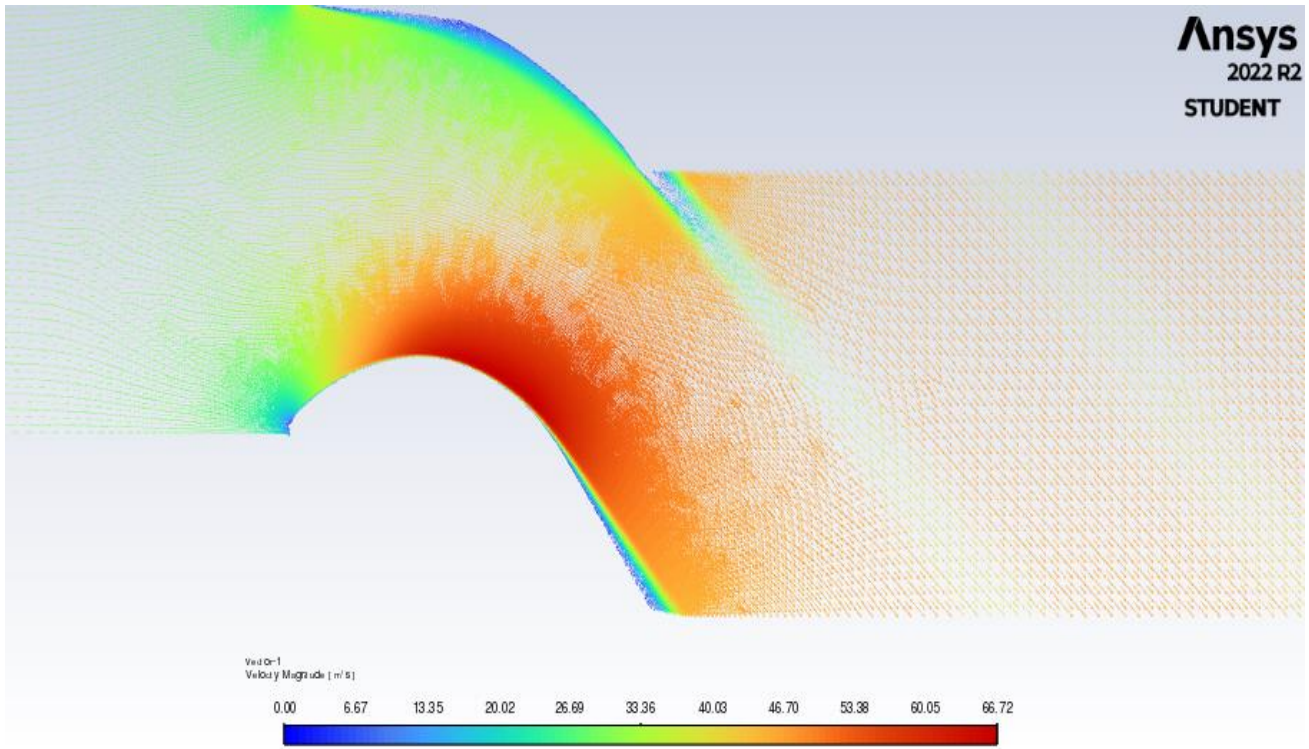
Εικόνα 93: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 30 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



Εικόνα 94: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 30 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.

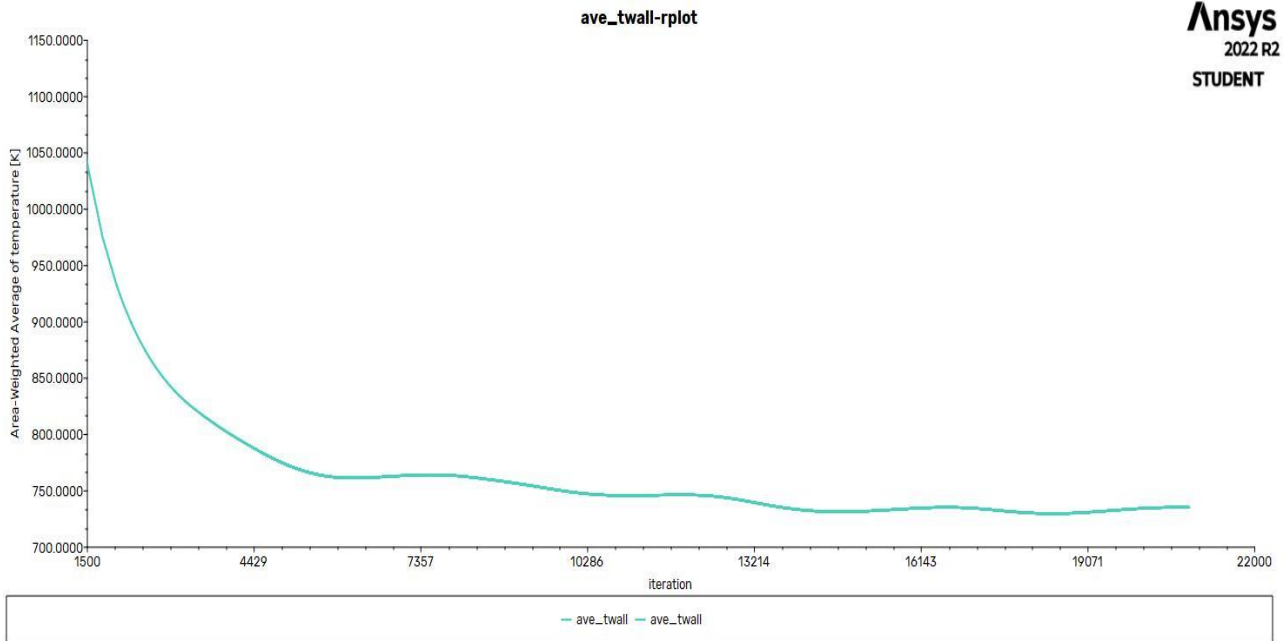


Εικόνα 95: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 30 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.

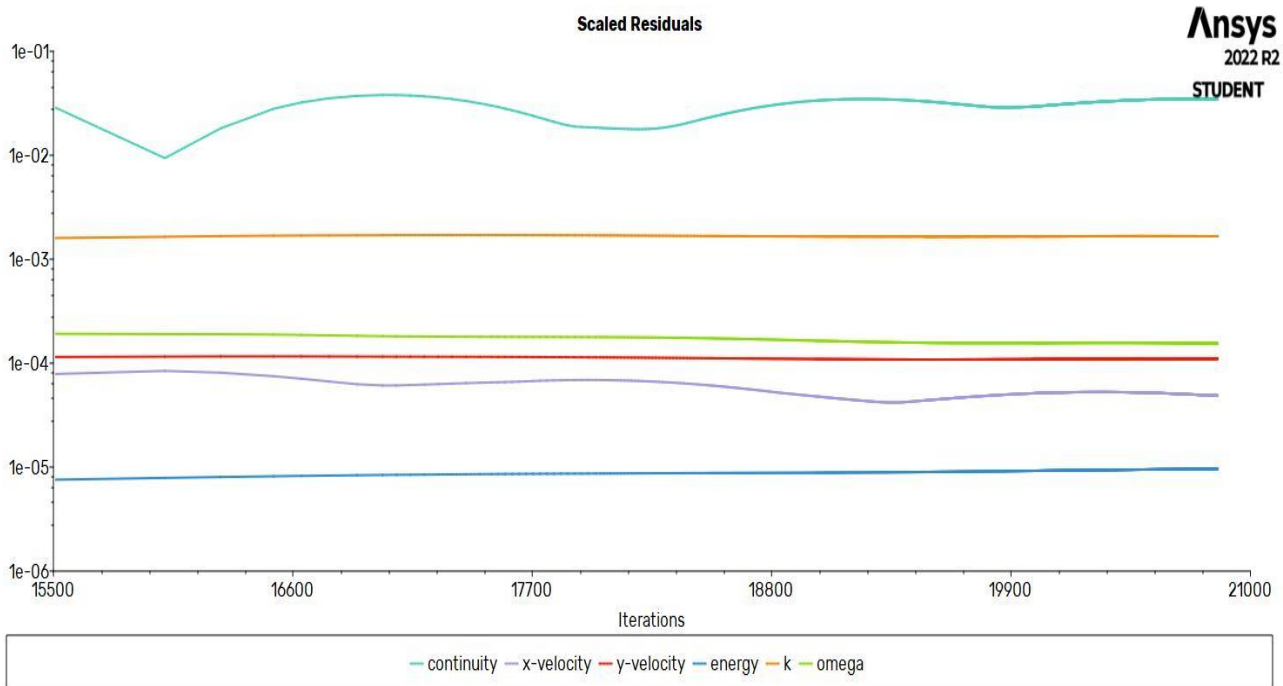


Εικόνα 96: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 30 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.

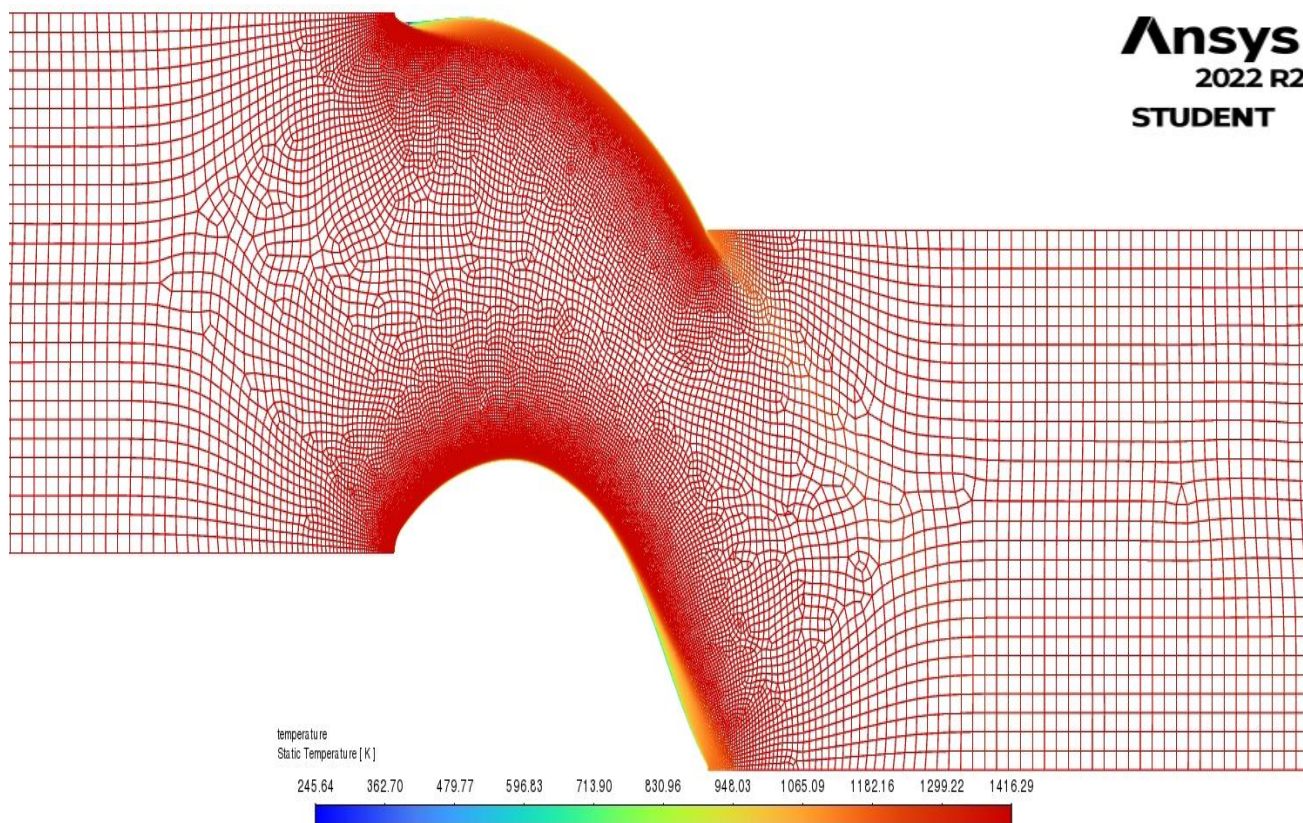
2.2) Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 60 m/s, πίεση 1 atm και θερμοροής  $-100000 \text{ W/m}^2$ .



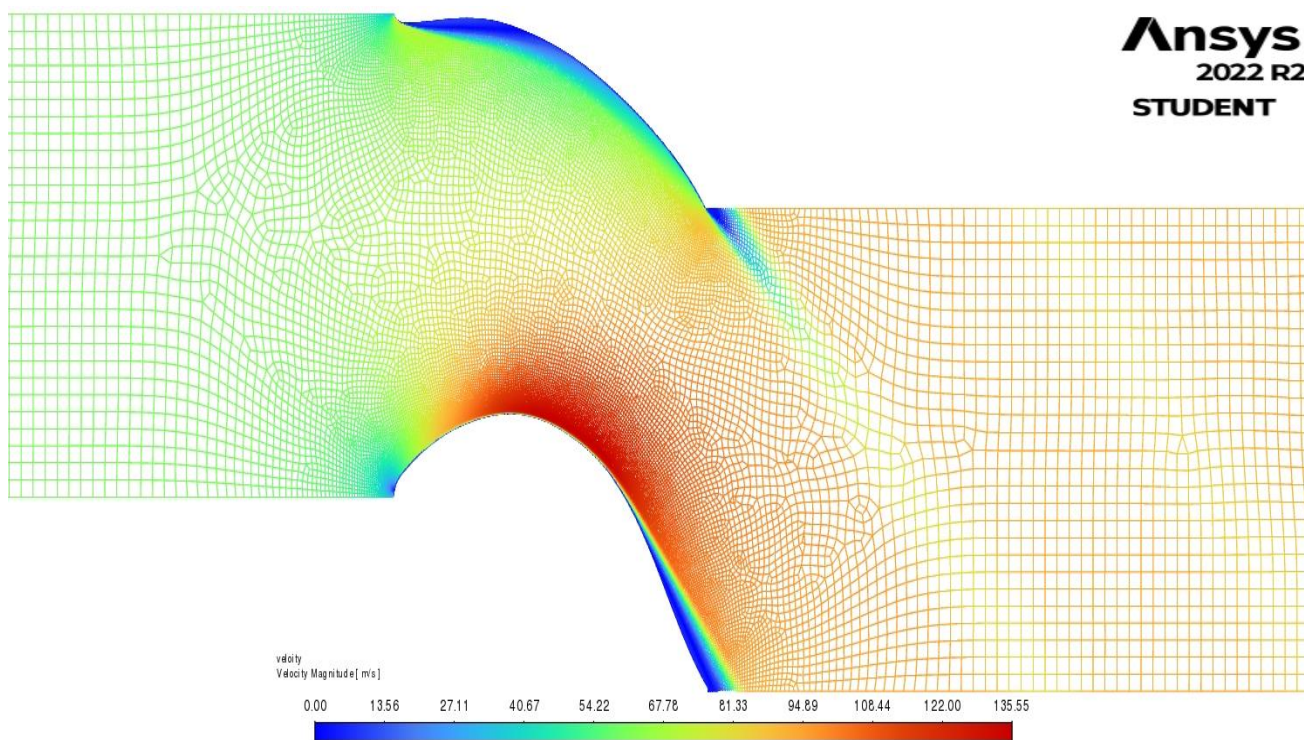
Εικόνα 97: Διάγραμμα πτώσης της θερμοκρασίας από τους 1400K μέχρι περίπου τους 750K μετά από την ψύξη των περυγίων στους  $-100000 \text{ W/m}^2$  όπου παρατηρείται και η σταθεροποίησή της.



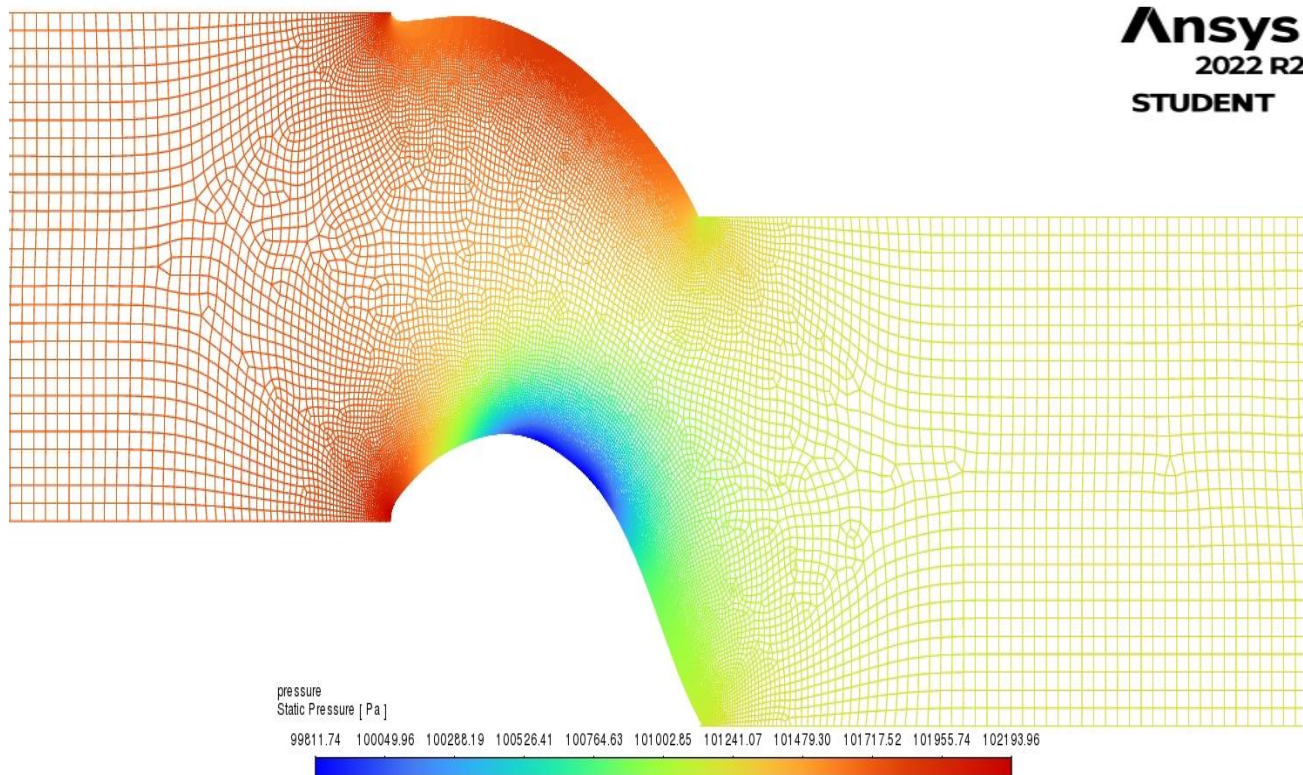
Εικόνα 98: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 60 m/s και θερμοροής  $-100000 \text{ W/m}^2$ .



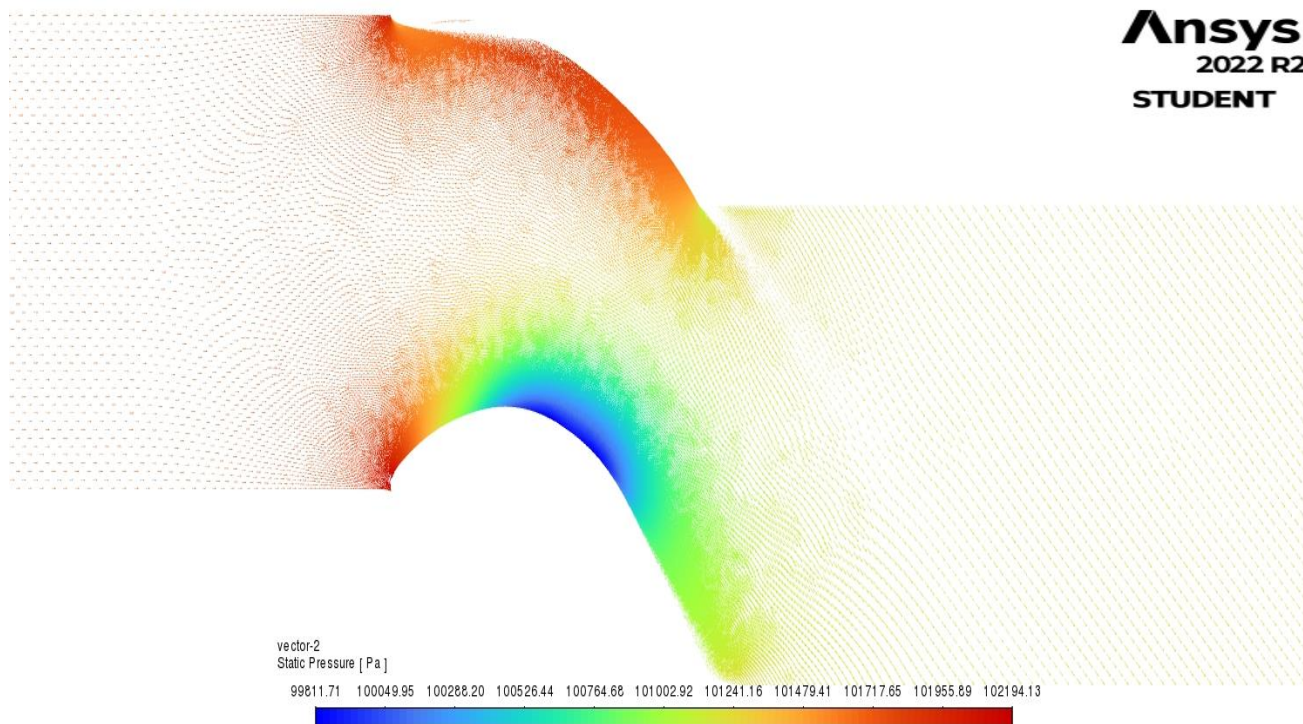
Εικόνα 99: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 60 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



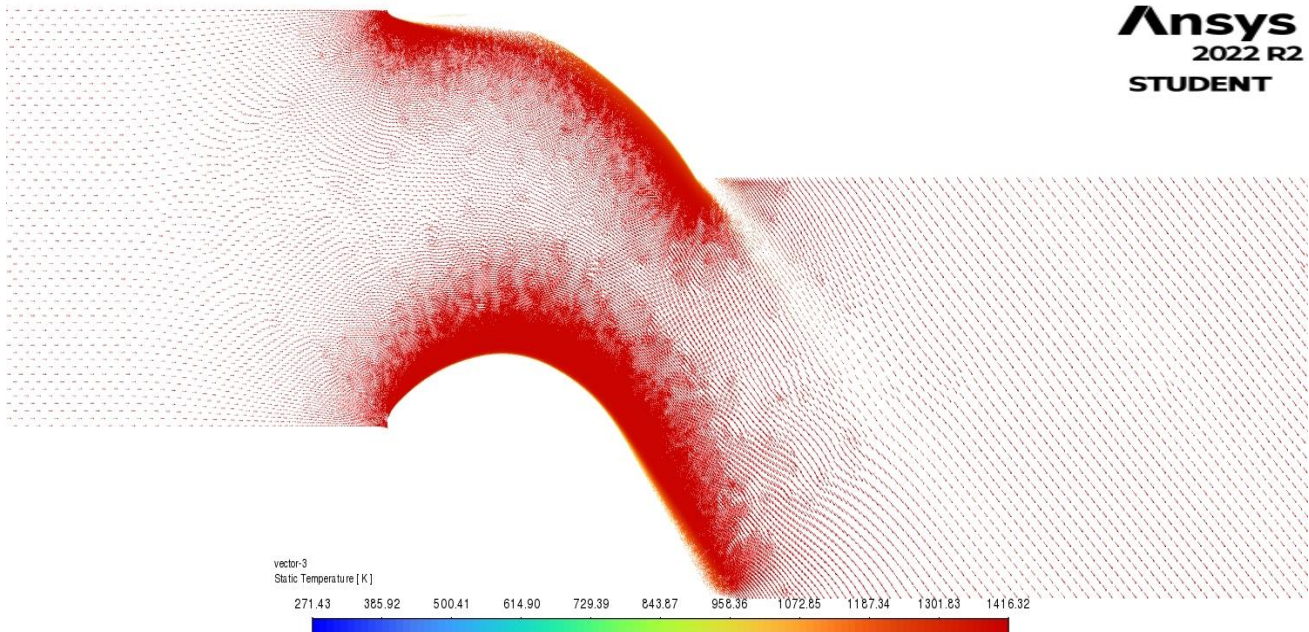
Εικόνα 100: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο περύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 60 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



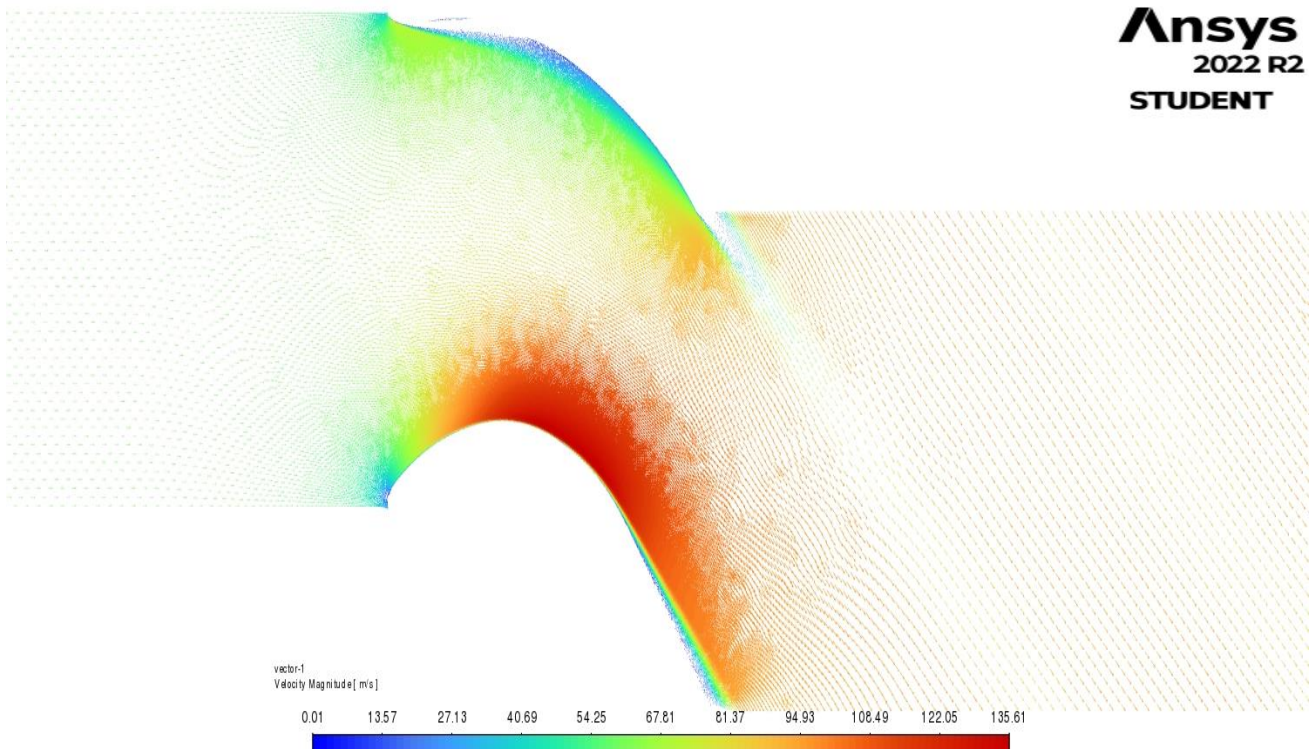
Εικόνα 101: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 60 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



Εικόνα 102: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 60 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.

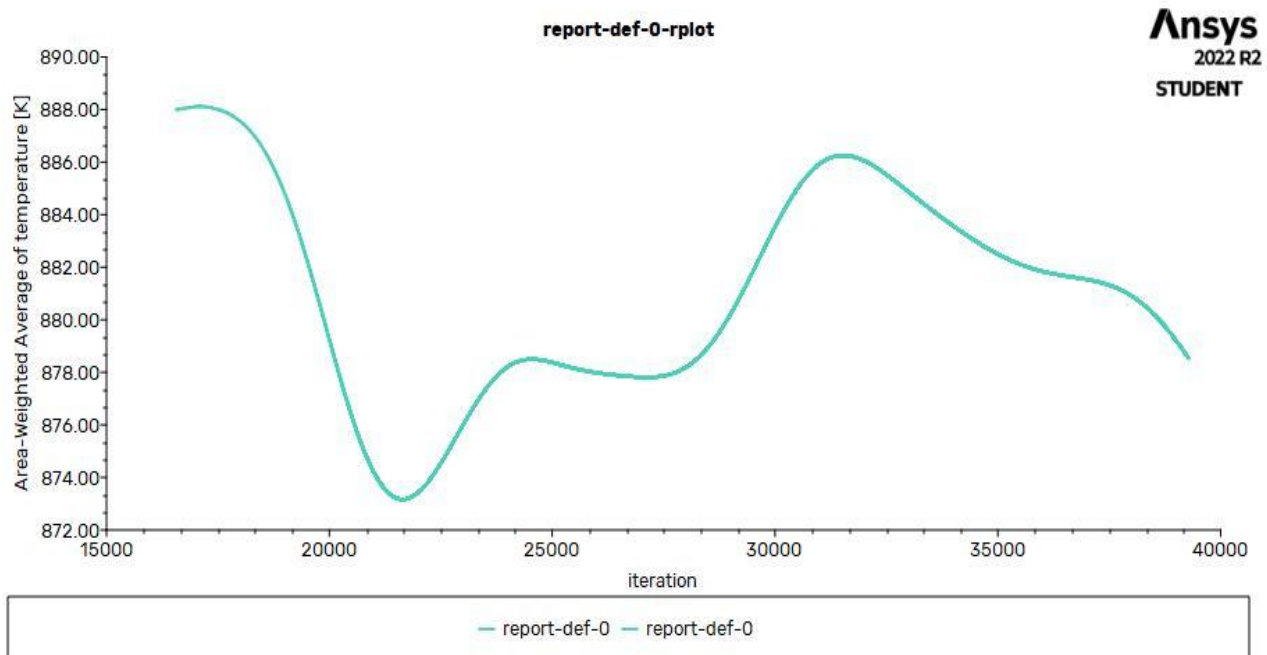


Εικόνα 103: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 60 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.

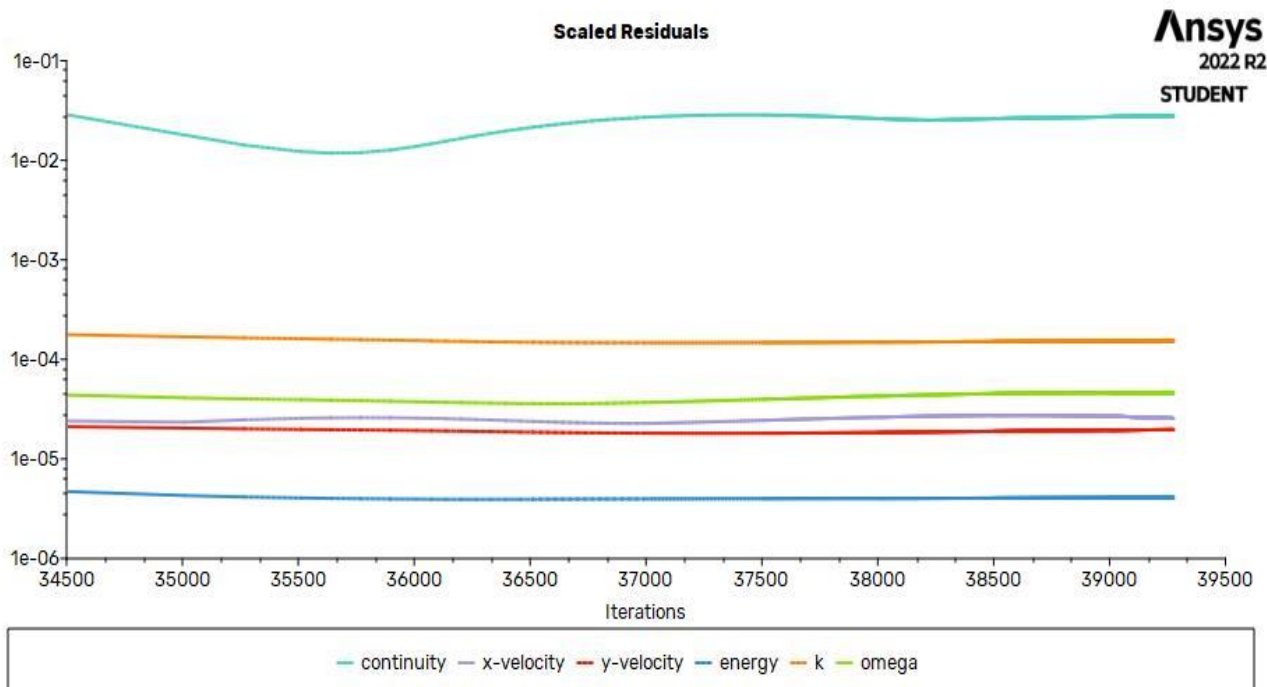


Εικόνα 104: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 60 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.

2.3) Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 90 m/s, πίεση 1 atm και θερμοροής  $-100000 \text{ W/m}^2$ .

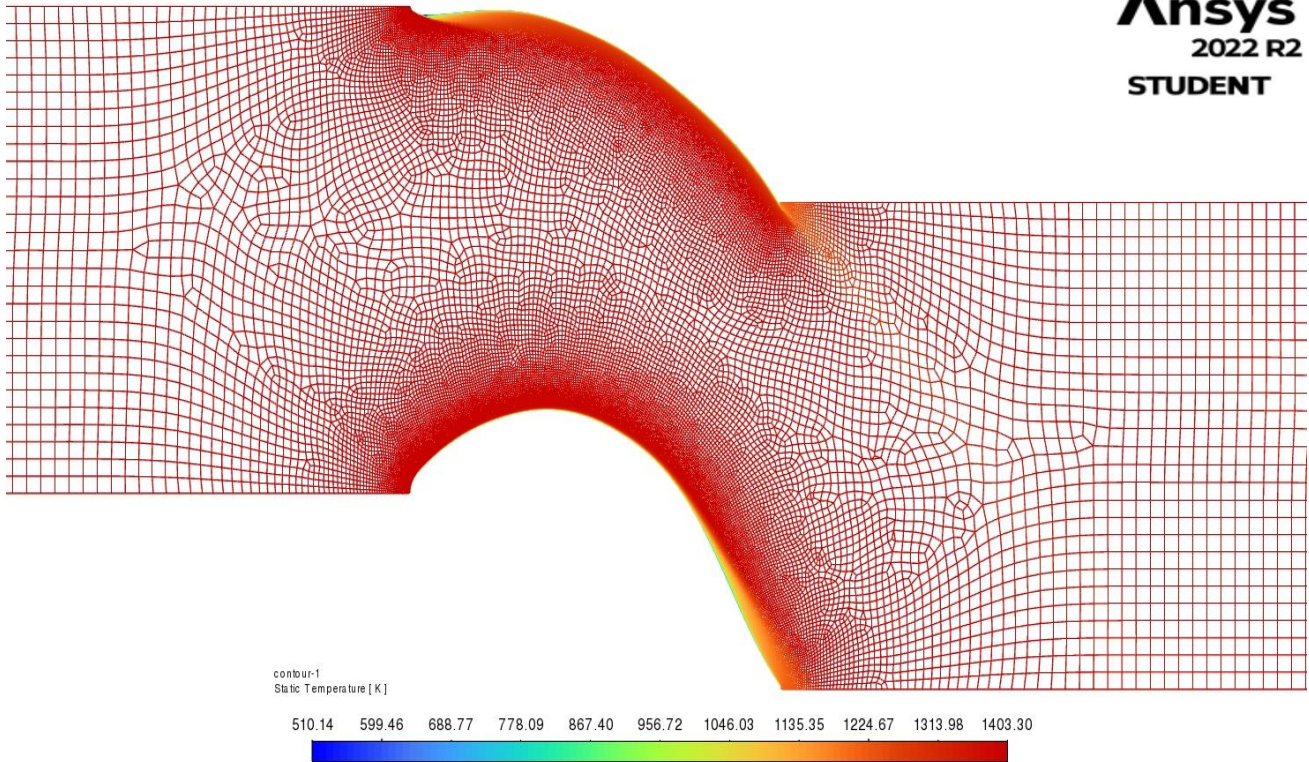


Εικόνα 105: Διάγραμμα πτώσης της θερμοκρασίας από τους 1400K μέχρι περίπου τους 900K μετά από την ψύξη των πτερυγίων στους  $-100000 \text{ W/m}^2$  όπου παρατηρείται και η σταθεροποίησή της.

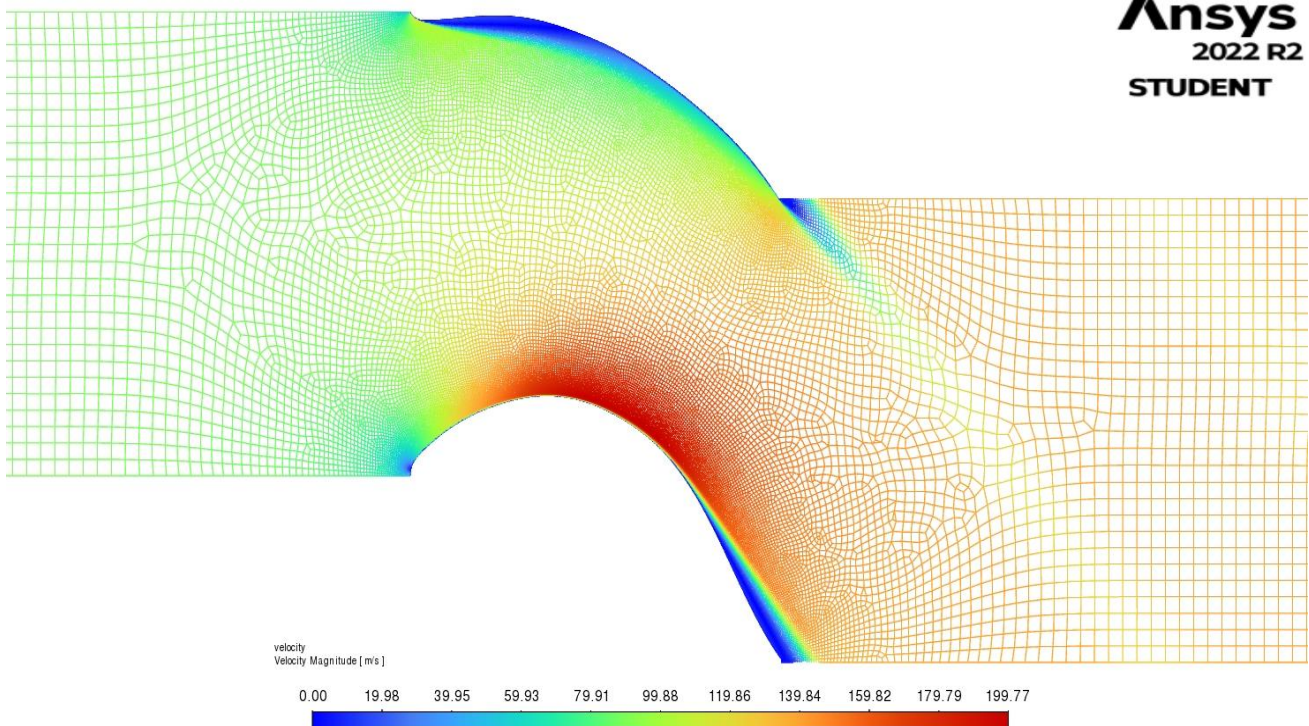


Εικόνα 106: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 90 m/s και θερμοροής  $-100000 \text{ W/m}^2$ .

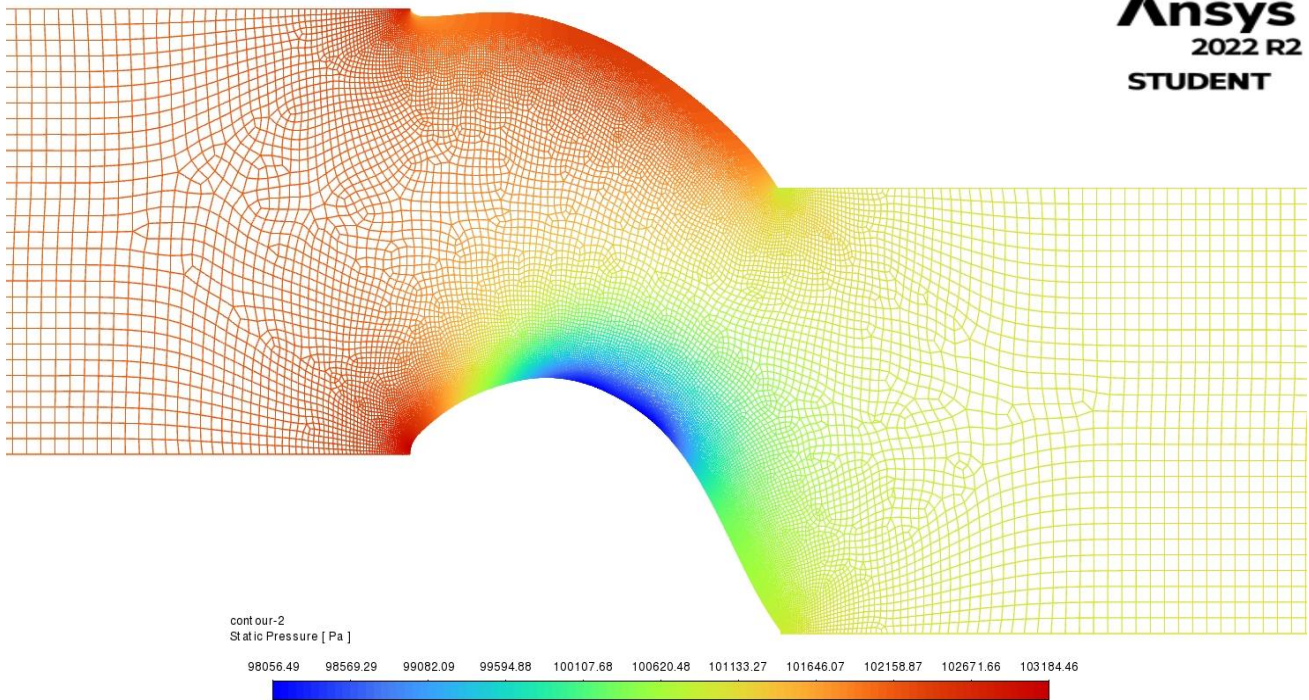




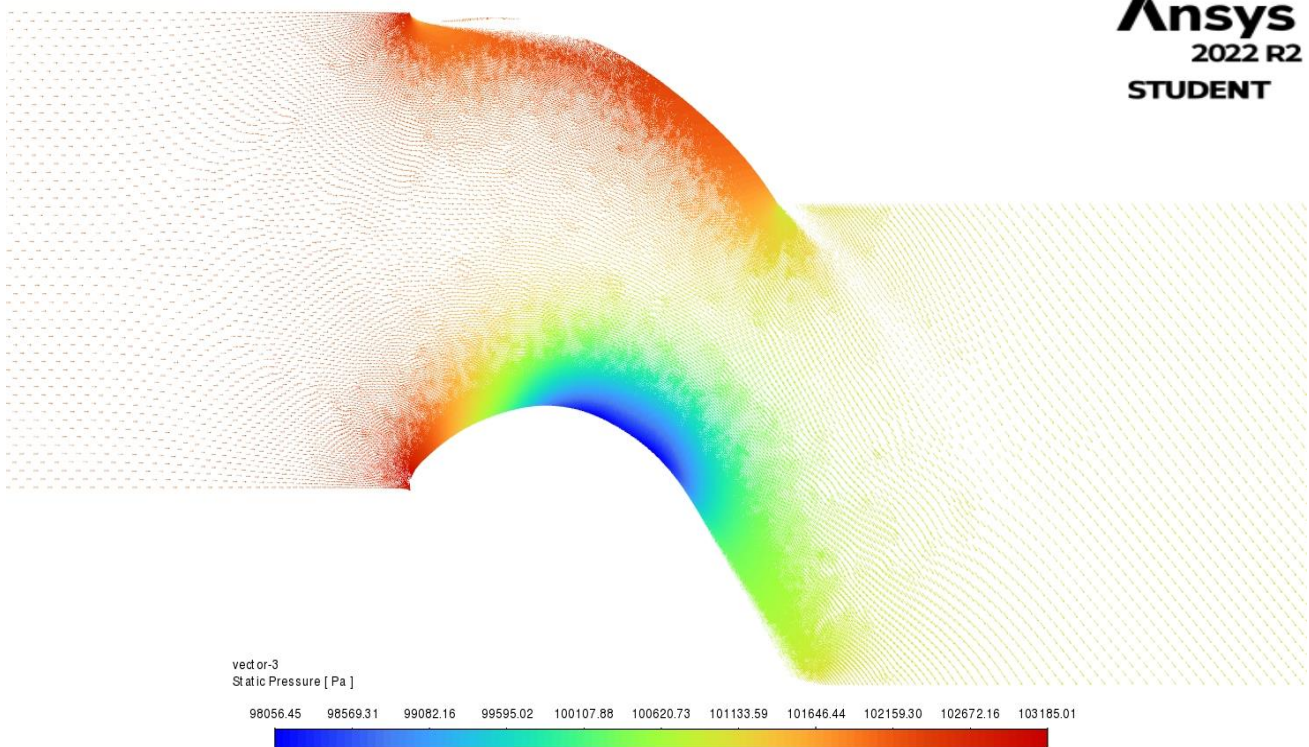
Εικόνα 107: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 90 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



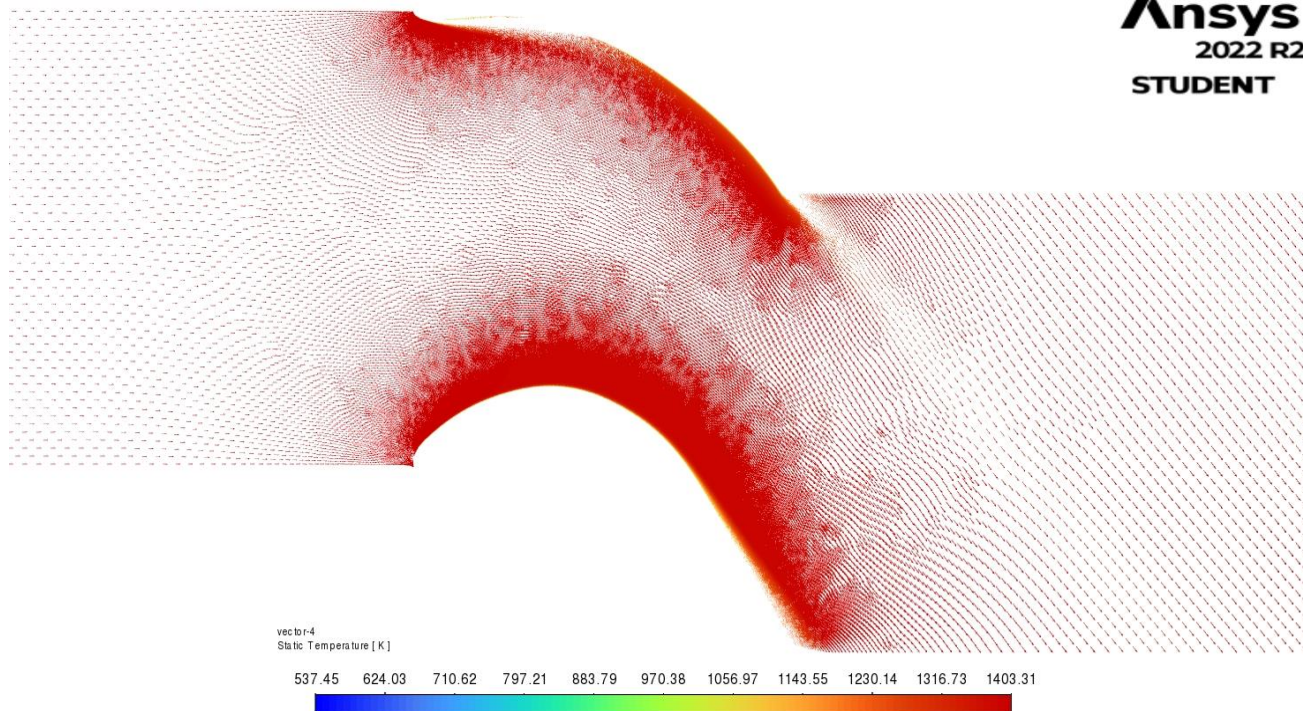
Εικόνα 108: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 90 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



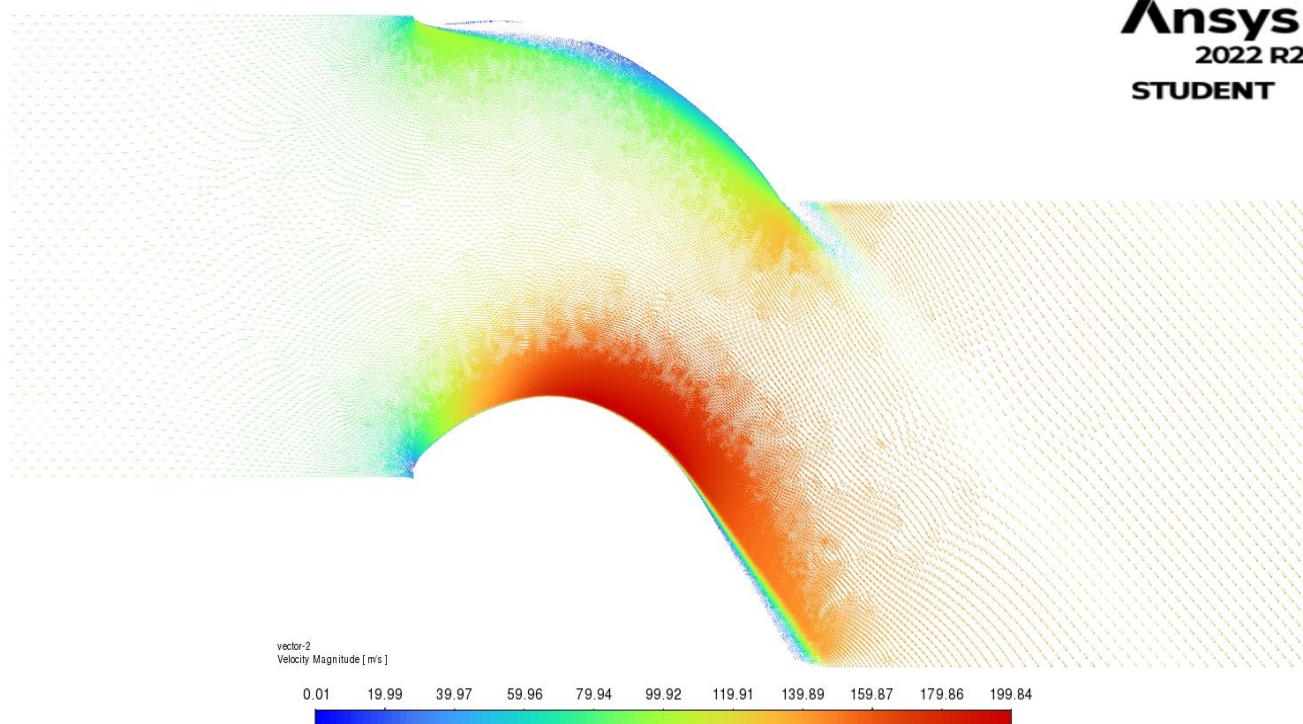
Εικόνα 109: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 90 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



Εικόνα 110: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 90 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.

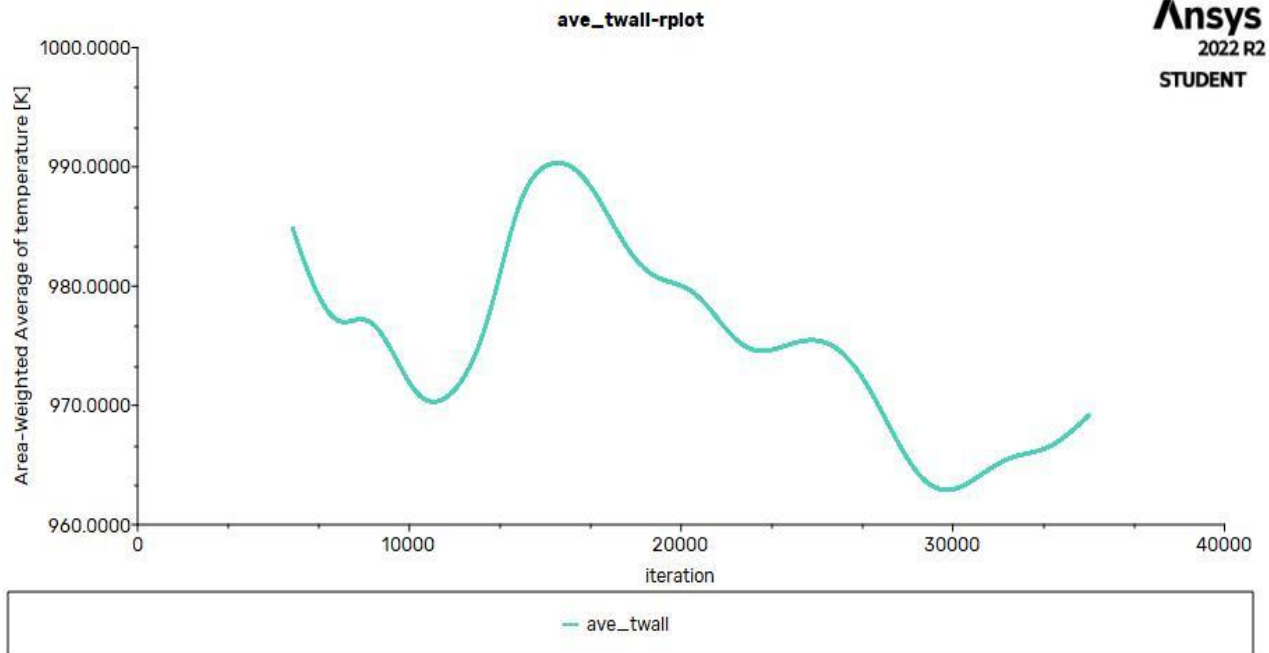


Εικόνα 111: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 90 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.

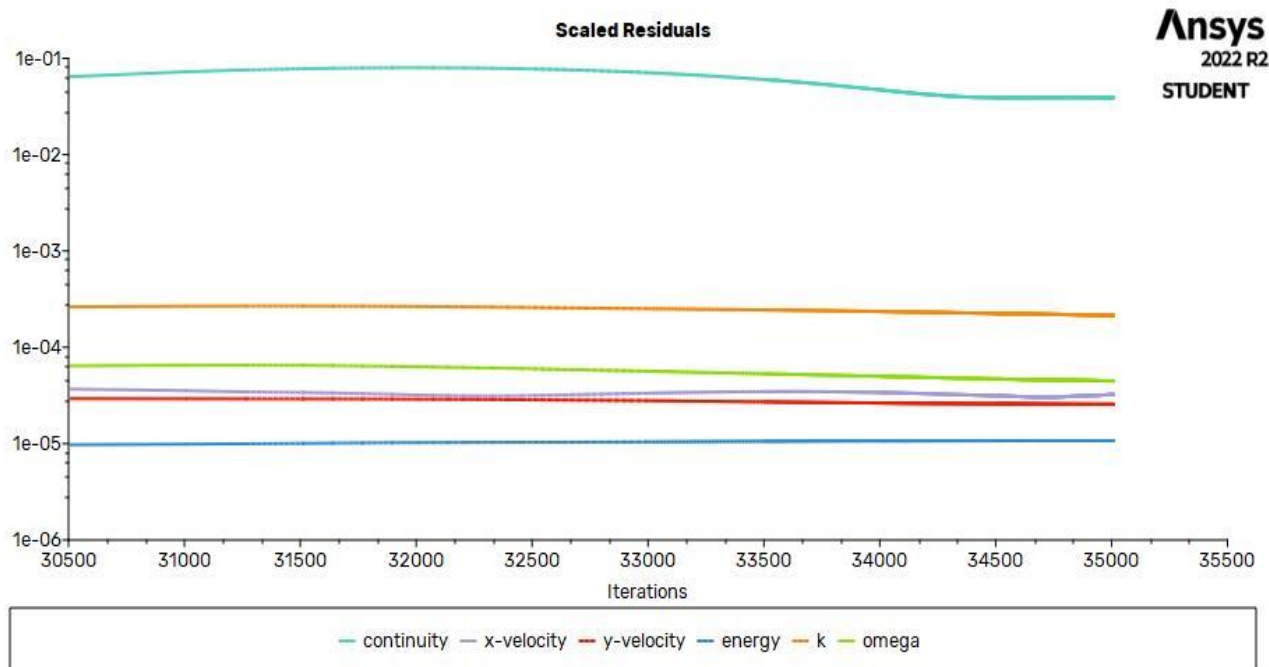


Εικόνα 112: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 90 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.

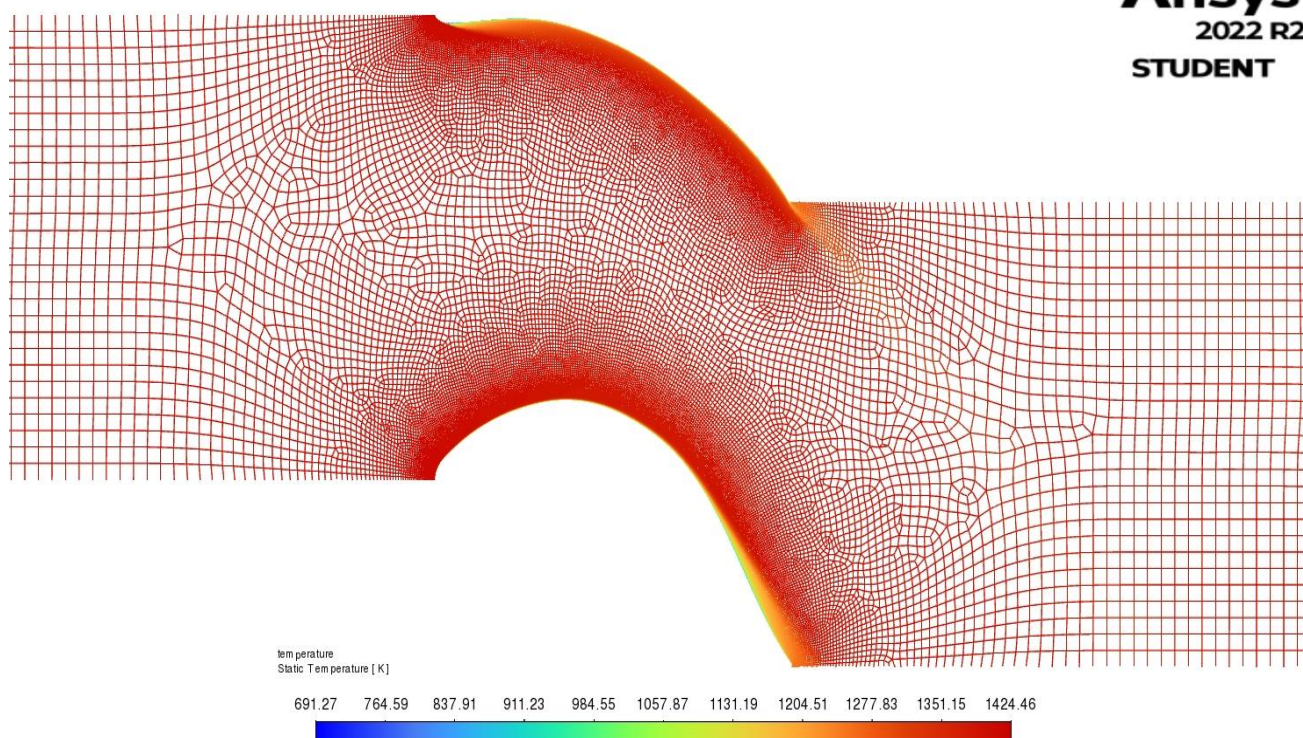
2.4) Αέρας θερμοκρασίας 1400K στην είσοδο και στην έξοδο του πεδίου ροής, ταχύτητας 120 m/s, πίεση 1 atm και θερμοροής -100000 W/m<sup>2</sup>.



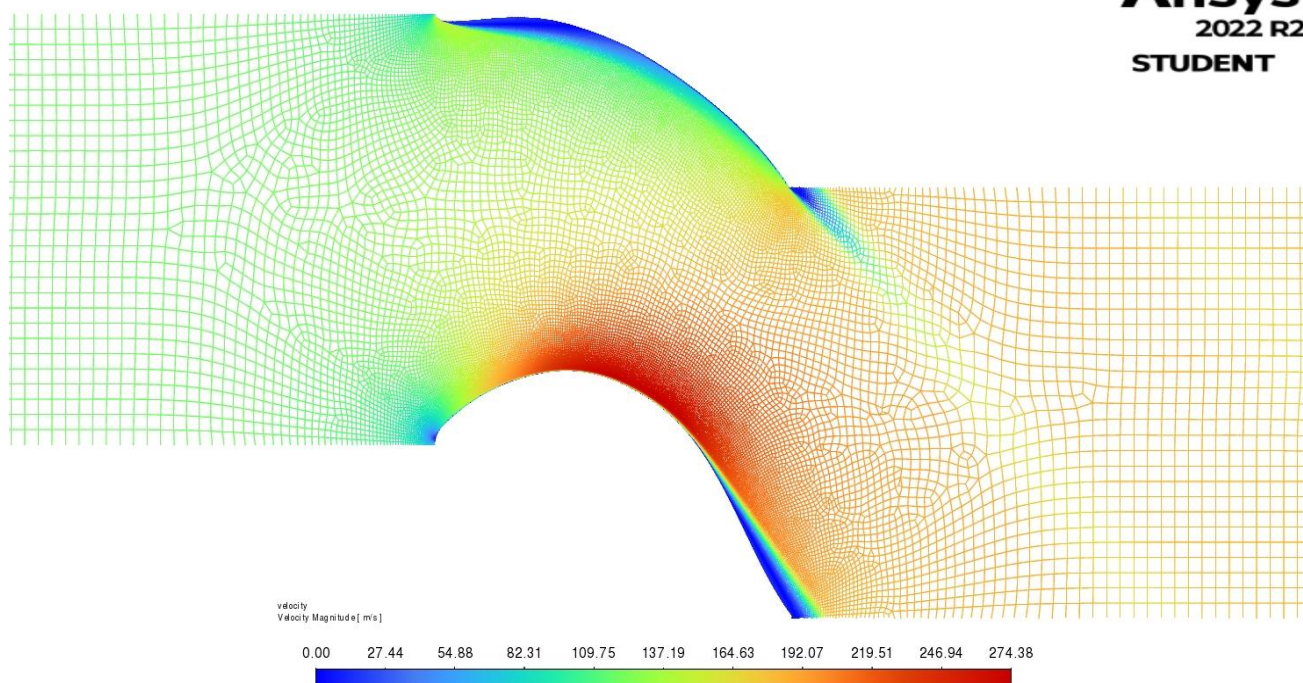
Εικόνα 113: Διάγραμμα πτώσης της θερμοκρασίας από τους 1400K μέχρι περίπου τους 1000K μετά από την ψύξη των πτερυγίων στους -100000 W/m<sup>2</sup> όπου παρατηρείται και η σταθεροποίησή της.



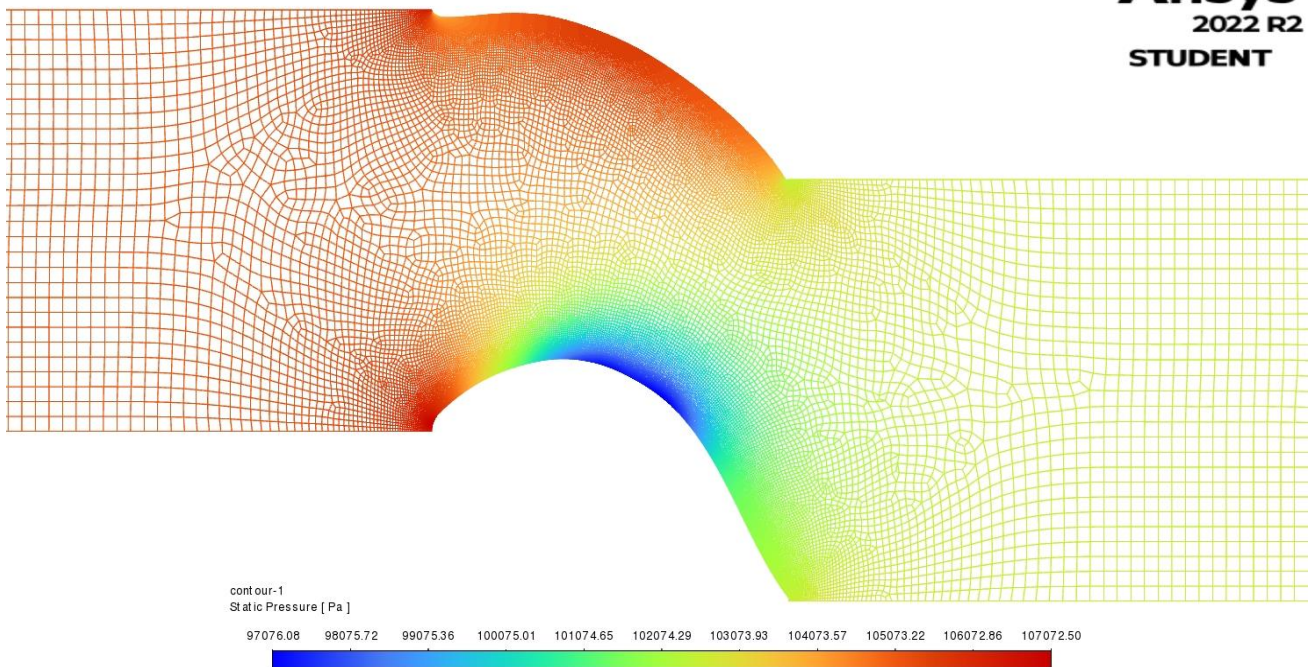
Εικόνα 114: Διάγραμμα σύγκλισης στους 1400K, για ταχύτητα αέρα 120 m/s και θερμοροής -100000 W/m<sup>2</sup>.



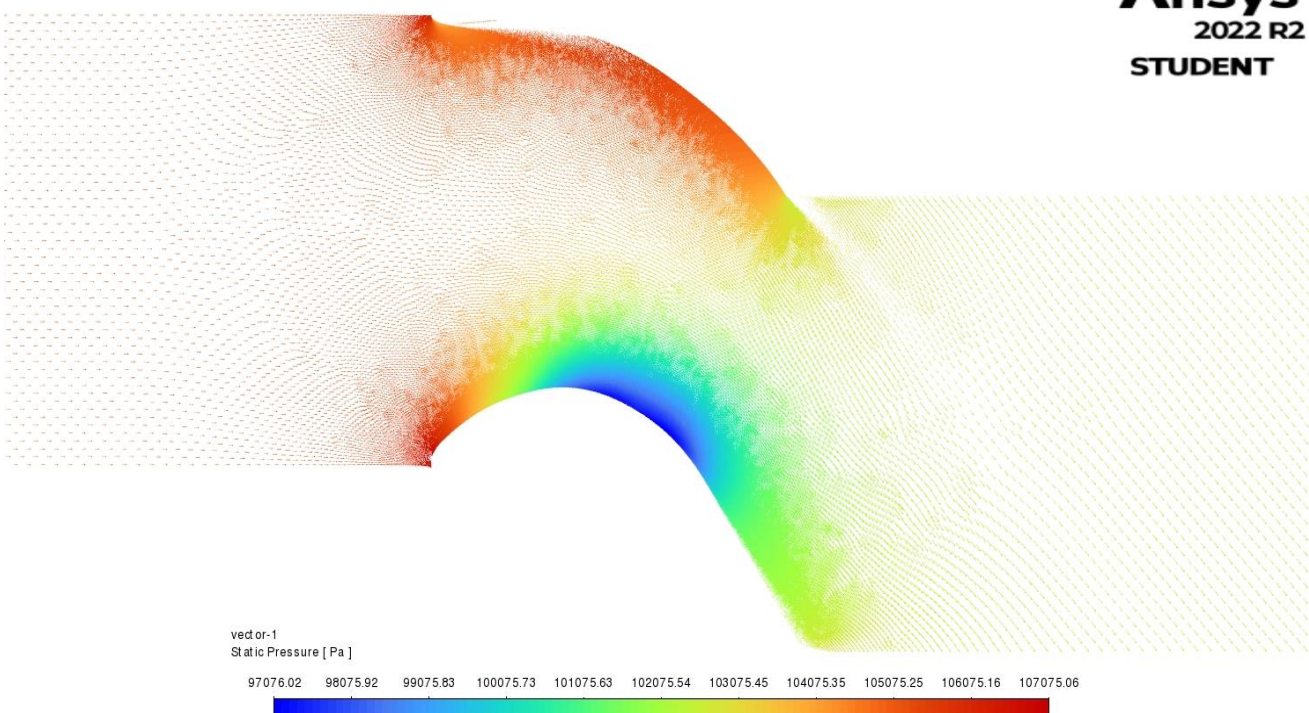
Εικόνα 115: Απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 120 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



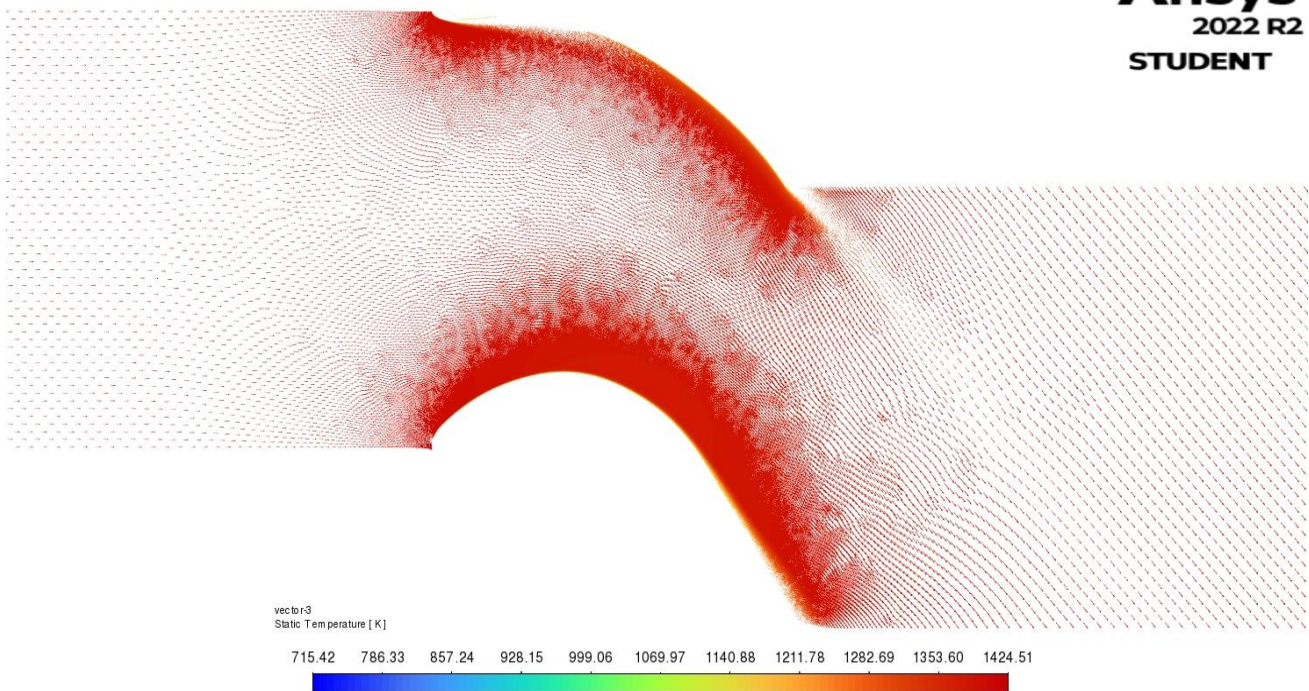
Εικόνα 116: Απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 120 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



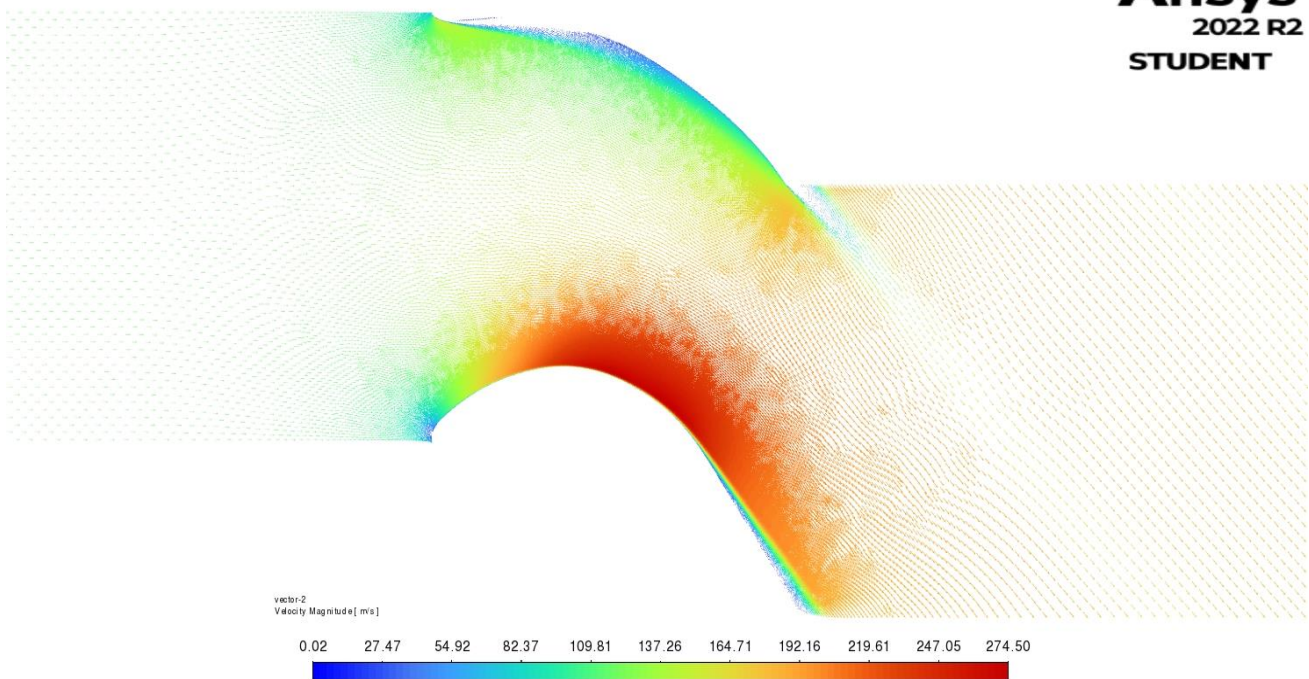
Εικόνα 117: Απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 120 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



Εικόνα 118: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής πίεσης μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 120 m/s και θερμοροή -100000 W/m<sup>2</sup>.



Εικόνα 119: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής θερμοκρασίας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 120 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.



Εικόνα 120: Διανυσματική απεικόνιση της κατανομής ταχύτητας μέσα στο πεδίο ροής και συγκεκριμένα στα δύο πτερύγια για θερμοκρασία αέρα 1400K, ταχύτητα 120 m/s και θερμοροή - 100000 W/m<sup>2</sup>.

Θερμοφυσικές Ιδιότητες του αέρα σε ατμοσφαιρική πίεση.

$T$ (°C)	$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	$C_p$ (J/kg·K)	$\mu \cdot 10^5$ (N·s/m <sup>2</sup> )	$\nu \cdot 10^5$ (m <sup>2</sup> /s)	$k$ (W/m·K)	$\alpha \cdot 10^5$ (m <sup>2</sup> /s)	Pr
90	0.9718	1008	2.139	2.201	0.03024	3.086	0.7132
100	0.9458	1009	2.181	2.306	0.03095	3.243	0.7111
120	0.8977	1011	2.264	2.522	0.03235	3.565	0.7073
140	0.8542	1013	2.345	2.745	0.03374	3.898	0.7041
160	0.8148	1016	2.42	2.975	0.03511	4.241	0.7014
180	0.7788	1019	2.504	3.212	0.03646	4.593	0.6992
200	0.7459	1023	2.577	3.455	0.03779	4.954	0.6974
250	0.6746	1033	2.76	4.091	0.04104	5.89	0.6946
300	0.6158	1044	2.934	4.765	0.04418	6.871	0.6935
350	0.5664	1056	3.101	5.475	0.04721	7.892	0.6937
400	0.5243	1069	3.261	6.219	0.05016	8.951	0.6948
450	0.4880	1081	3.415	6.997	0.05298	10.04	0.6965
500	0.4565	1093	3.563	7.806	0.05572	11.17	0.6986
600	0.4042	1115	3.846	9.515	0.06093	13.52	0.7037
700	0.3627	1135	4.111	11.33	0.06581	15.98	0.7092
800	0.3289	1153	4.362	13.26	0.07037	18.55	0.7149
900	0.3008	1169	4.6	15.29	0.07465	21.22	0.7206
1000	0.2772	1184	4.826	17.41	0.07868	23.98	0.726
1500	0.1990	1234	5.817	29.22	0.09599	39.08	0.7478
2000	0.1553	1264	6.63	42.7	0.11113	56.64	0.7539

Εικόνα 121: Πίνακας 8, Θερμοφυσικές ιδιότητες του αέρα σε ατμοσφαιρική πίεση. [Πηγή: Σχήματα και πίνακες από: ΑΡΧΕΣ ΤΗΣ ΜΕΤΑΔΟΣΗΣ ΘΕΡΜΟΤΗΤΑΣ ΓΙΑ ΜΗΧΑΝΙΚΟΥΣ, ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΣ- ΣΤΕΦΑΝΟΣ Παν. ΝΙΚΑΣ, ΕΛΕΝΗ Σπ. ΠΑΠΑΖΟΓΛΟΥ]



## Θερμοφυσικές ιδιότητες του αέρα για την κάθε μέση θερμοκρασία.

Από το πρόγραμμα Ansys, για κάθε περίπτωση ταχύτητας αέρα αλλά και για κάθε πτερύγιο εξάχθηκαν οι μέσες θερμοκρασίες του κάθε τοιχώματος. Στην συνέχεια με την βοήθεια του Πίνακα 8 και του προγράμματος Excel υπολογίστηκαν οι θερμοφυσικές ιδιότητες του αέρα σε ατμοσφαιρική πίεση για την κάθε θερμοκρασία που προέκυψε. Πιο συγκεκριμένα:

- Για ταχύτητα 30 (m/s) για το πτερύγιο 1, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 484,8643$  (K) ή 211,7143 (°C).

<b>T (°C)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
200	0.00003455	0.03779	0.6974
211.7143	3.60401E-05	0.038551	0.696744
250	0.00004091	0.04104	0.6946

- Για ταχύτητα 30 (m/s) για το πτερύγιο 2, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 363,4952$  (K) ή 90,3452 (°C).

<b>T (°C)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
90	0.00002201	0.03024	0.7132
90.3452	2.20462E-05	0.030265	0.71313
100	0.00002306	0.03095	0.7111

- Για ταχύτητα 60 (m/s) για το πτερύγιο 1, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 765,2444$ (K) ή 492,0944 (°C).

<b>T (°C)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
450	0.00006997	0.05298	0.6965
492.0944	7.67809E-05	0.055287	0.698268
500	0.00007806	0.05572	0.6986

- Για ταχύτητα 60 (m/s) για το πτερύγιο 2, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 699,2977$  (K) ή 426,1477 (°C).

<b>T (°C)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
400	0.00006219	0.05015	0.6948
426.148	6.62586E-05	0.05163	0.69569
450	0.00006997	0.05298	0.6965

- Για ταχύτητα 90 (m/s) για το περύγιο 1, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 896,6146$  (K) ή  $623,4646$  ( $^{\circ}\text{C}$ ).

<b>T (<math>^{\circ}\text{C}</math>)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
600	0.00009515	0.06093	0.7037
623.4646	9.94088E-05	0.062075	0.704991
700	0.0001133	0.06581	0.7092

- Για ταχύτητα 90 (m/s) για το περύγιο 2, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 856,8972$  (K) ή  $583,7472$  ( $^{\circ}\text{C}$ ).

<b>T (<math>^{\circ}\text{C}</math>)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
500	0.00007806	0.05572	0.6986
583.7274	9.2369E-05	0.060082	0.70287
600	0.00009515	0.06093	0.7037

- Για ταχύτητα 120 (m/s) για το περύγιο 1, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 982,1828$  (K) ή  $709,0328$  ( $^{\circ}\text{C}$ ).

<b>T (<math>^{\circ}\text{C}</math>)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
700	0.0001133	0.06581	0.7092
709.033	0.000115043	0.066222	0.70971
800	0.0001326	0.07037	0.7149

- Για ταχύτητα 120 (m/s) για το περύγιο 2, η θερμοκρασία είναι  $T_f = 953,553$  (K) ή  $680,403$  ( $^{\circ}\text{C}$ ).

<b>T (<math>^{\circ}\text{C}</math>)</b>	<b>v</b>	<b>k</b>	<b>Pr</b>
600	0.00009515	0.06093	0.7037
680.403	0.000109743	0.064854	0.708122
700	0.0001133	0.06581	0.7092

Ενδεικτικός υπολογισμός μετατροπής της πρώτης μέσης θερμοκρασίας από βαθμούς Κέλβιν σε βαθμούς Κελσίου και εφαρμογή της μεθόδου της γραμμικής παρεμβολής μία φορά προς εύρεση των θερμοφυσικών ιδιοτήτων με την βοήθεια του πίνακα 8.

➤ *Μετατροπή θερμοκρασίας από βαθμούς Κέλβιν (K) σε βαθμούς Κελσίου (°C):*

$$T_f = 484,8643 \text{ (K)} \rightarrow$$

$$T_f = 484,8643 - 273,15 = 211,7143 \text{ (°C)}$$

➤ *Εφαρμογή της γραμμικής παρεμβολής μία φορά.*

Έστω X οι θερμοκρασίες και Y οι πυκνότητες. Αναζητούμε το κινηματικό ιξώδες για δεδομένη θερμοκρασία 211,7143 °C που δεν εμφανίζεται στον πίνακα 8, ωστόσο όμως υπάρχουν δεδομένα τόσο για τους 200 °C και 250 °C.

	X	Y
	T (°C)	$\nu$ (m <sup>2</sup> /s)
1	200	0,00003455
2	211,7143	Y2 = ΖΗΤΟΥΜΕΝΟ
3	250	0,00004091

$$Y_2 = [((X_2 - X_1) * (Y_3 - Y_1)) / (X_3 - X_1)] + Y_1 \rightarrow$$

$$Y_2 = [((211,7143 - 200) * (0,00004091 - 0,00003455)) / (250 - 200)] + 0,00003455 \rightarrow$$

$$Y_2 = 0,0000360401 \rightarrow$$

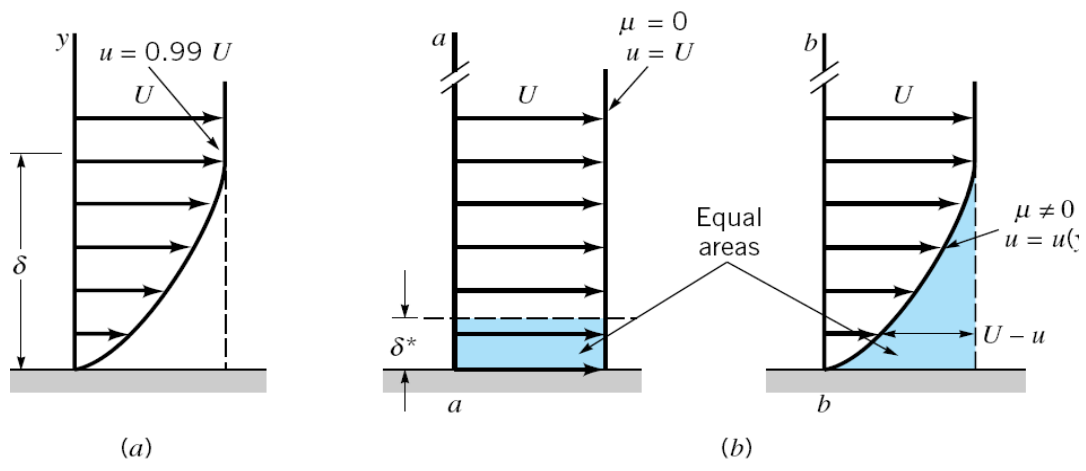
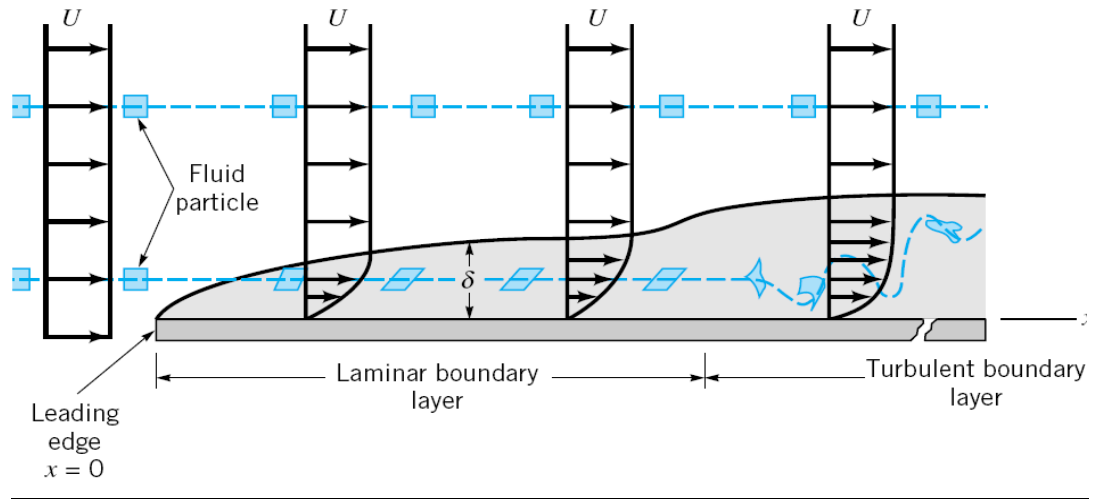
***Το κινηματικό ιξώδες στους 211,7143 °C είναι 0,0000360401 (m<sup>2</sup>/s).***

***Σημείωση: Ο ίδιος ακριβώς υπολογισμός έγινε και για την εύρεση των υπόλοιπων θερμοφυσικών ιδιοτήτων σε όλες τις θερμοκρασίες.***

## Μετάδοση θερμότητας επάνω σε επίπεδη πλάκα

Η ροή του αέρα γύρω από ένα σώμα επηρεάζεται από παράγοντες όπως το σχήμα του σώματος, το μέγεθός του, ο προσανατολισμός του, η ταχύτητά του όπως επίσης και οι ιδιότητες του ρευστού. Αδιάστατοι αριθμοί οι οποίοι καθορίζουν τα χαρακτηριστικά της ροής του αέρα είναι μεταξύ άλλων ο αριθμός Reynolds ( που εκφράζει τον λόγο των αδρανειακών προς τις συνεκτικές δυνάμεις,  $Re = (U * l) / \nu$ , ο αριθμός Mach ( που εκφράζει τον λόγο των αδρανειακών προς τις ελαστικές δυνάμεις,  $M = U / c$ , όπου  $c$  η ταχύτητα του ήχου). Όταν ο αριθμός Mach είναι μικρότερος από 0.3 μπορούμε να θεωρήσουμε με καλή προσέγγιση ότι η ροή του αέρα είναι ασυμπίεστη δηλ.  $\rho = c * t$ . Οι περισσότερες εξωτερικές ροές είναι σε σώματα όπου το χαρακτηριστικό μήκος του σώματος  $l$  είναι της τάξεως  $0.01m < l < 10m$ , και η ταχύτητα του ρευστού πριν πλησιάσει το σώμα είναι της τάξεως  $0.01 m/s < U < 100 m/s$ . Θεωρώντας ότι το ρευστό είναι νερό ή αέρας συμπεραίνουμε ότι αριθμός Reynolds είναι  $10 < Re < 10^9$ . Όταν ο αριθμός Reynolds είναι  $Re > 100$  η ροή καθορίζεται από αδρανειακές επιδράσεις κυρίως. Αντίθετα όταν ο αριθμός Reynolds είναι  $Re < 1$  η ροή καθορίζεται κυρίως από δυνάμεις τριβής.

Τέλος όταν η ταχύτητα της αδιατάρακτης ροής αυξηθεί αρκετά ώστε ο αριθμός Reynolds να είναι  $Re=10^7$  (αλλά πεπερασμένος) τότε παρατηρούμε ότι οι περιοχές συνεκτικών επιδράσεων περιορίζονται ακόμη περισσότερο. Η λεπτή περιοχή που αρχίζει στην επιφάνεια της επίπεδης πλάκας και τελειώνει στην ανεπηρέαστη ροή ονομάζεται οριακό στρώμα (Boundary layer – Grenzschicht). Το πάχος του οριακού στρώματος  $\delta(x)$ , το οποίο καθορίζει και την περιοχή που οι συνεκτικές δύο επιδράσεις γίνονται πρακτικά αμελητέες είναι συνάρτηση της θέσης  $x$ , δηλαδή της απόστασης από το μπροστινό σημείο της επίπεδης πλάκας. Η ιδέα αυτή της ύπαρξης του οριακού στρώματος σε ροές γύρω από σώματα προτάθηκε για πρώτη φορά το 1904 από τον Γερμανό Ludwig Prandtl (1875-1953). Ο Prandtl επεσήμανε ουσιαστικά ότι οι επιδράσεις τριβής περιορίζονται μέσα στο οριακό στρώμα και ότι τα σωματίδια του ρευστού που βρίσκονται σε επαφή με την επιφάνεια της επίπεδης πλάκας έχουν ταχύτητα μηδέν (no slip boundary condition). Έτσι, είναι δυνατόν να μελετήσει κανείς την ροή γύρω από το οριακό στρώμα ως μη συνεκτική (αμελώντας όλες τις επιδράσεις τριβής) απλοποιώντας σημαντικά το πρόβλημα.



Ο μαθηματικός ορισμός του πάχους μετατόπισης δίδεται στην συνέχεια:

$$\delta^* b U = \int_0^{\infty} (U - u) b dy$$

$$\delta^* = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy$$

όπου  $U$ : η ταχύτητα της αδιατάραχτης ροής  
 $u$ : η ταχύτητα σε κάποιο σημείο στο οριακό στρώμα  
 $b$ : το πλάτος της επίπεδης πλάκας  
 $y$ : διεύθυνση κάθετα στην επίπεδη πλάκα  
 $\delta^*$ : το πάχος μετατόπισης (displacement thickness)

Ο συντελεστής τριβής ορίζεται με την σχέση:

$$C_f = 2 D_f / \rho U^2 A$$

Όπου:

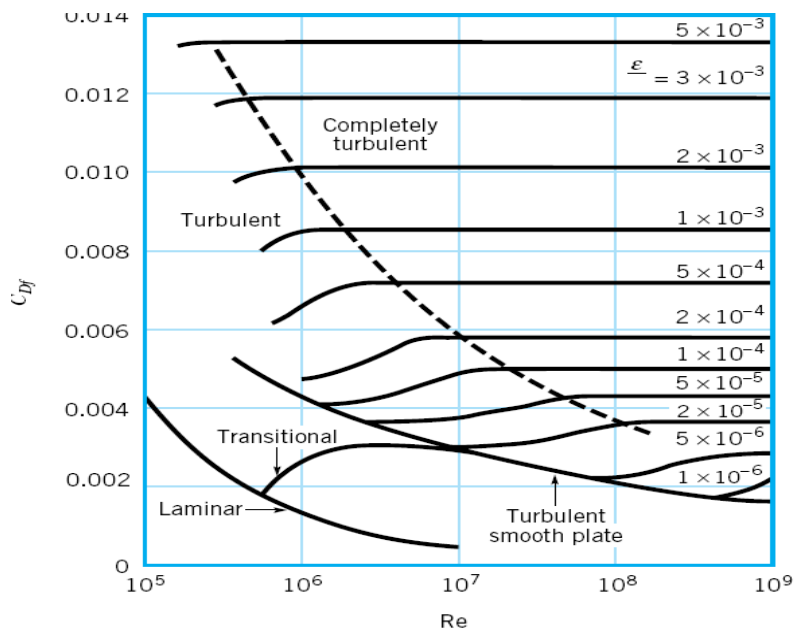
$D_f$ : η δύναμη (αντίσταση) τριβής.

$U$ : η ταχύτητα της αδιατάρακτης ροής.

$\rho$ : η πυκνότητα του ρευστού.

$A$ : η επιφάνεια της πλάκας.

Γενικά ο συντελεστής τριβής σε επίπεδη πλάκα μήκους 1, είναι συνάρτηση του αριθμού Reynolds και της σχετικής τραχύτητας  $\epsilon/l$ . Τα αποτελέσματα πειραματικών μετρήσεων φαίνονται στο διάγραμμα που ακολουθεί. Για στρωτή ροή ο συντελεστής τριβής εξαρτάται μόνο από τον αριθμό Reynolds, ενώ η τραχύτητα δεν έχει σημαντική επίδραση. Ωστόσο για τυρβώδη ροή, η τραχύτητα παίζει σημαντικό ρόλο όπως φαίνεται στο ίδιο διάγραμμα. Μπορούμε να παρατηρήσουμε δηλαδή ότι υπάρχει μία σχετική ομοιότητα με το διάγραμμα Moody.



Συνοψίζοντας, πρέπει να επισημανθεί ότι το παραπάνω διάγραμμα που δείχνει την εξάρτηση του συντελεστή τριβής από τον αριθμό Reynolds και την σχετική τραχύτητα της επίπεδης πλάκας, έχει σημαντικές ομοιότητες με το διάγραμμα Moody (ροή σε αγωγό). Υπάρχει ωστόσο μία σημαντική διαφορά που αφορά τον μηχανισμό δημιουργία της ροής. Έτσι, σε πλήρως ανεπτυγμένη ροή σε αγωγό, η ροή καθορίζεται από την ισορροπία των δυνάμεων πίεσης και τριβής (οι αδρανειακές δυνάμεις είναι σταθερές σε όλο το πεδίο της ροής). Η ροή σε επίπεδη πλάκα αντίθετα, διέπεται από την ισορροπία των αδρανειακών δυνάμεων και των δυνάμεων λόγω τριβής. Τελικά, η πίεση παραμένει με μεγάλη προσέγγιση σταθερή σε όλο το πεδίο ροής.

## Τύποι που χρησιμοποιήθηκαν από την βιβλιογραφία:

- Εύρεση της απόστασης  $S$  (m) μεταξύ δύο εν σειρά κόμβων:

$$S = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2} \text{ (m}^2\text{)}$$

Όπου:

$x_2$ : η απόσταση του επόμενου κόμβου από τον άξονα  $x$ .

$x_1$ : η απόσταση του προηγούμενου κόμβου από τον άξονα  $x$ .

$y_2$ : η απόσταση του επόμενου κόμβου από τον άξονα  $y$ .

$y_1$ : η απόσταση του προηγούμενου κόμβου από τον άξονα  $y$ .

- Εύρεση συνολικού εμβαδού  $A$  (m<sup>2</sup>) στο πεδίο ροής ανάμεσα στα δύο πτερύγια:

$$A = S_1 + S_2 + S_3 + \dots + S_n \text{ (m}^2\text{)}$$

Όπου:

$S_{(1, 2, 3, \dots, n)}$ : το εμβαδόν ανάμεσα σε δύο κόμβους

- Εύρεση του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας  $h$  (W/m<sup>2</sup>\*K):

$$h = \frac{q}{T_{inlet} - T_{sx}} \text{ (W/m}^2\text{*K)}$$

Όπου:

$q$ : Η θερμοροή που εφαρμόστηκε και είναι ίση με -100000 (W/m<sup>2</sup>).

$T_{inlet}$ : Η θερμοκρασία εισόδου που είναι ίση με 1400 (K).

$T_{sx}$ : Η θερμοκρασία που αντιστοιχεί στον κάθε κόμβο.

- Εύρεση του αριθμού Reynolds (Re) για τυρβώδη ροή:

$$Re = \rho * \frac{U * D}{\mu} = \frac{U * D}{\nu}$$

Όπου:

$\rho$ : Η πυκνότητα του αέρα στους 1400 (K).

$U$ : Η ταχύτητα του αέρα σε (m/s).

$D$ : Η απόσταση

$\mu$ : Είναι το δυναμικό ιξώδες του αέρα στους 1400 (K) σε ατμοσφαιρική πίεση σε ( $\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$ ).

$\nu$ : Είναι το κινηματικό ιξώδες του αέρα στους 1400 (K) σε ατμοσφαιρική πίεση όπου  $\nu = \frac{\mu}{\rho}$  ( $\text{m}^2/\text{s}$ )

- Εύρεση του αριθμού Prandtl (Pr):

$$\text{Pr} = \frac{\nu}{\alpha} = \frac{\mu * C_p}{k}$$

Όπου:

$C_p$ : Είναι η ειδική θερμοχωρητικότητα του αέρα στους 1400 (K) σε ατμοσφαιρική πίεση σε ( $\text{J}/\text{Kg}\cdot\text{K}$ ).

$k$ : Είναι θερμική αγωγιμότητα του αέρα στους 1400 (K) σε ατμοσφαιρική πίεση σε ( $\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$ ).

- Εύρεση του αριθμού Nusselt (Nu):

$$\text{Nu} = \frac{(h * L)}{k}$$

Όπου:

$h$ : Ο τοπικός συντελεστής μετάδοσης θερμότητας ( $\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$ ).

$L$ : Το χαρακτηριστικό μήκος (m)

$k$ : Είναι θερμική αγωγιμότητα του αέρα στους 1400 (K) σε ατμοσφαιρική πίεση σε ( $\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$ ).

- Συσχέτιση που χρησιμοποιήθηκε από την βιβλιογραφία του αριθμού Nusselt (Nu) συνδυαστικά τόσο με τον αριθμό Reynolds (Re) όσο και με τον αριθμό Prandtl (Pr):

$$\text{Nu}_x = 0.0296 C_{\text{empirical}} \text{Re}_x^{4/5} \text{Pr}^{1/3},$$

Όπου:

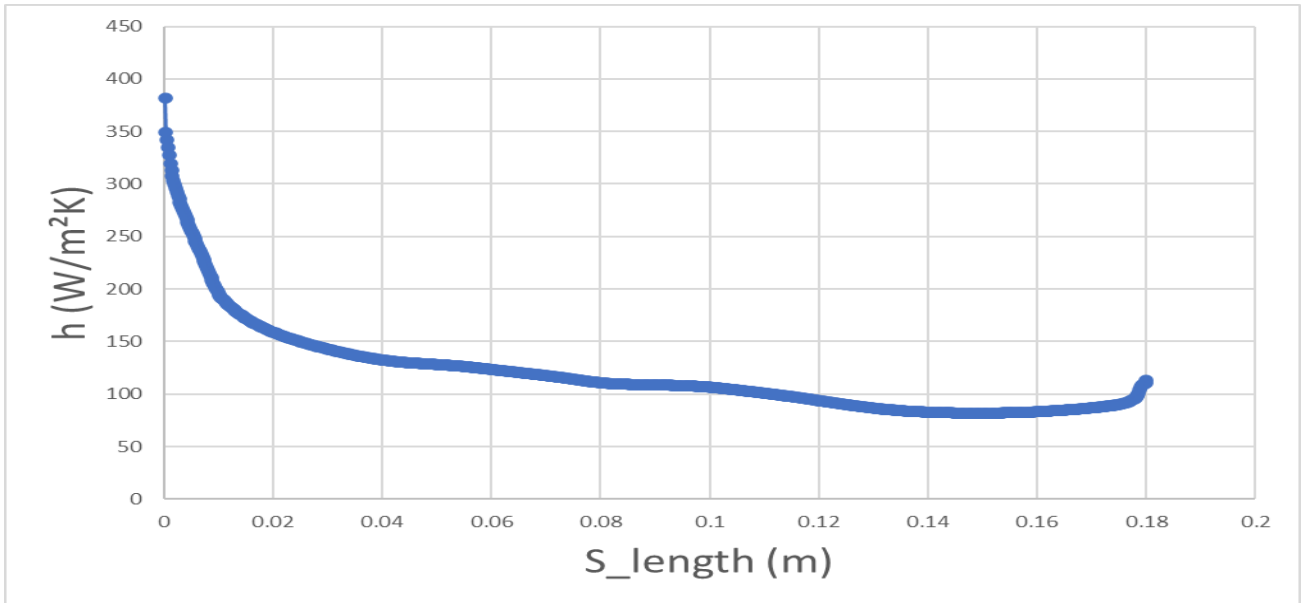
$C_{\text{empirical}}$ : Ο εμπειρικός συντελεστής που αναζητούμε.



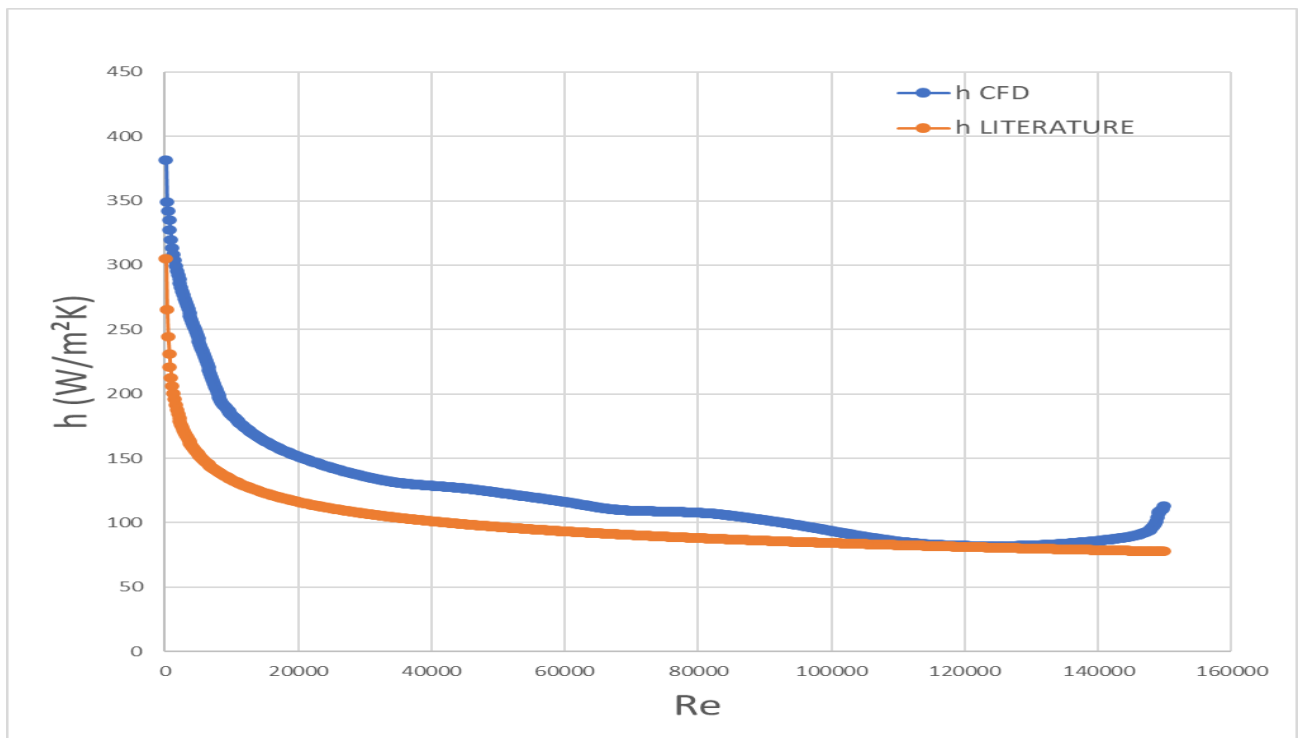




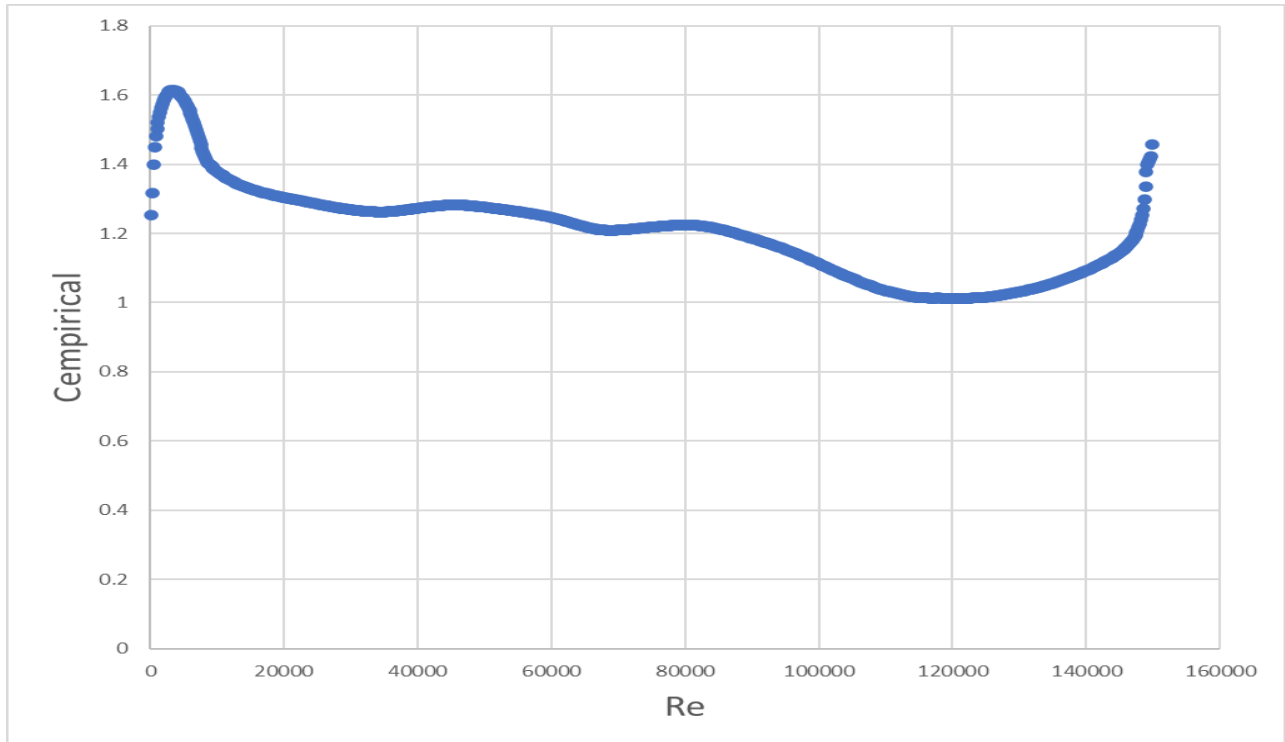




Εικόνα 122: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 30 m/s.



Εικόνα 123: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 30 m/s.



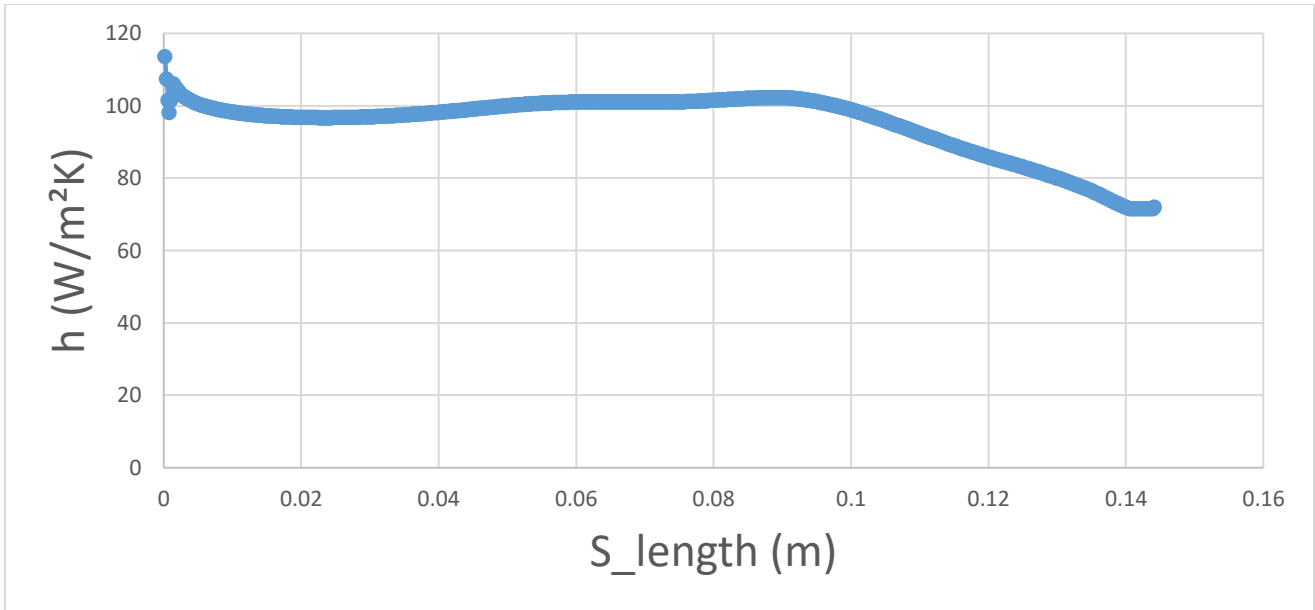
Εικόνα 124: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 30 m/s.



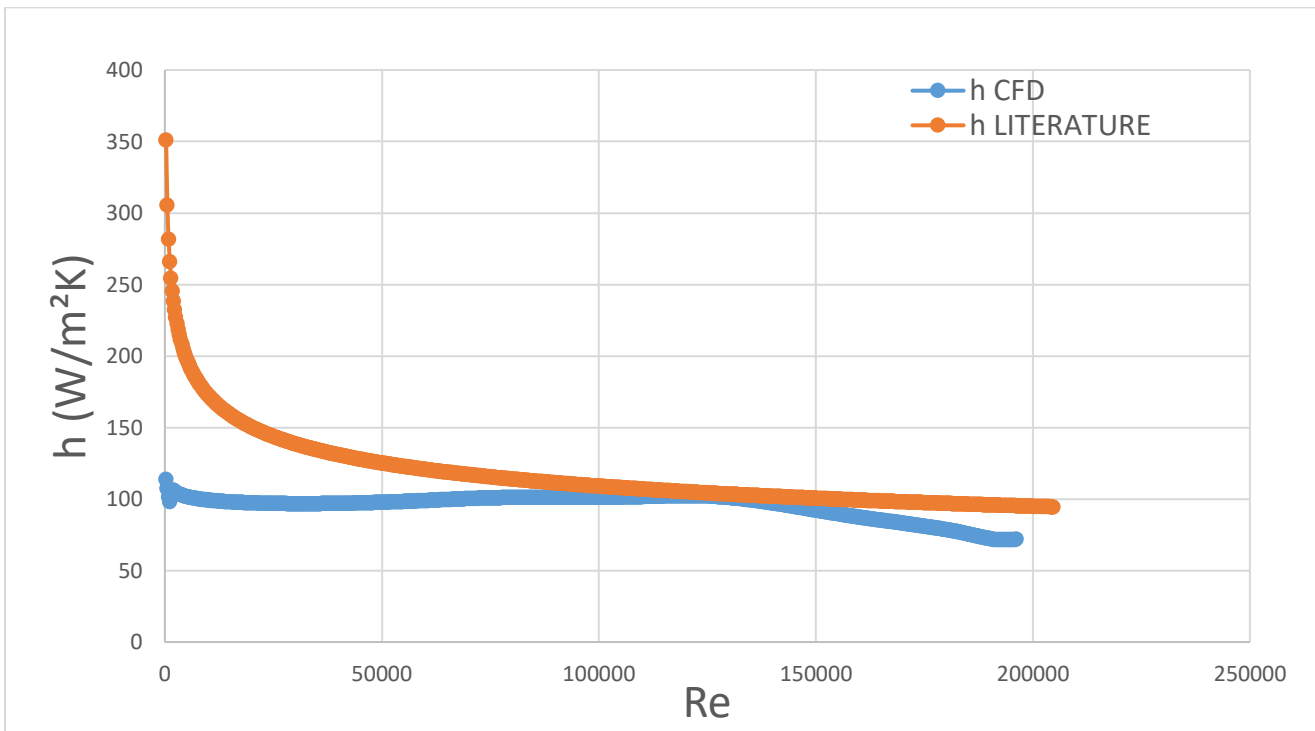




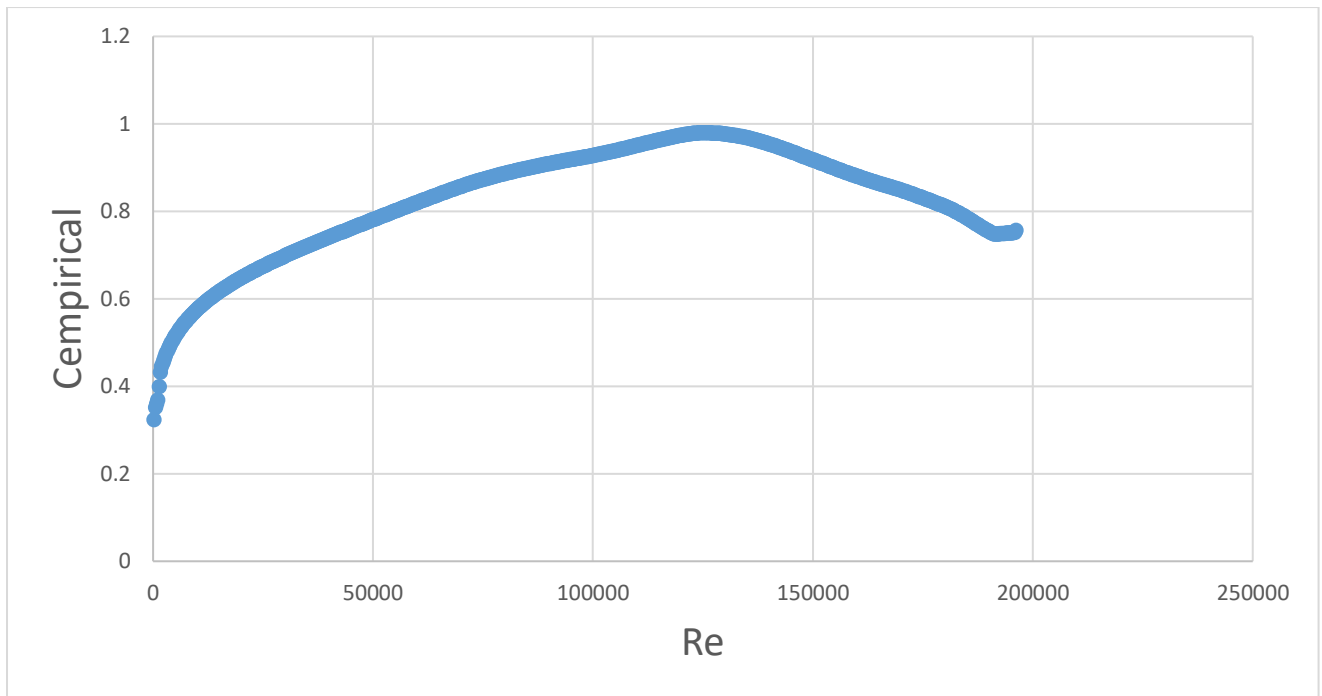




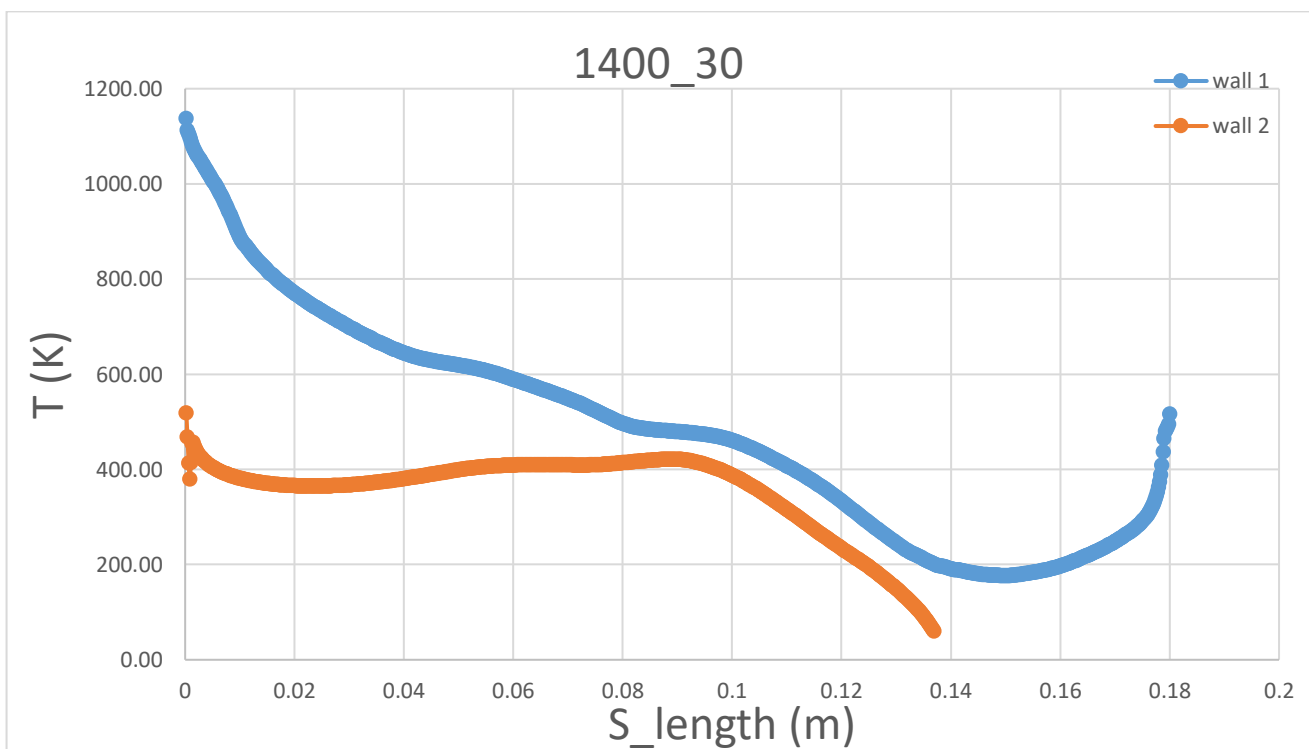
Εικόνα 125: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το περύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 30 m/s.



Εικόνα 126: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το περύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 30 m/s.



Εικόνα 127: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το πτερύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 30 m/s.

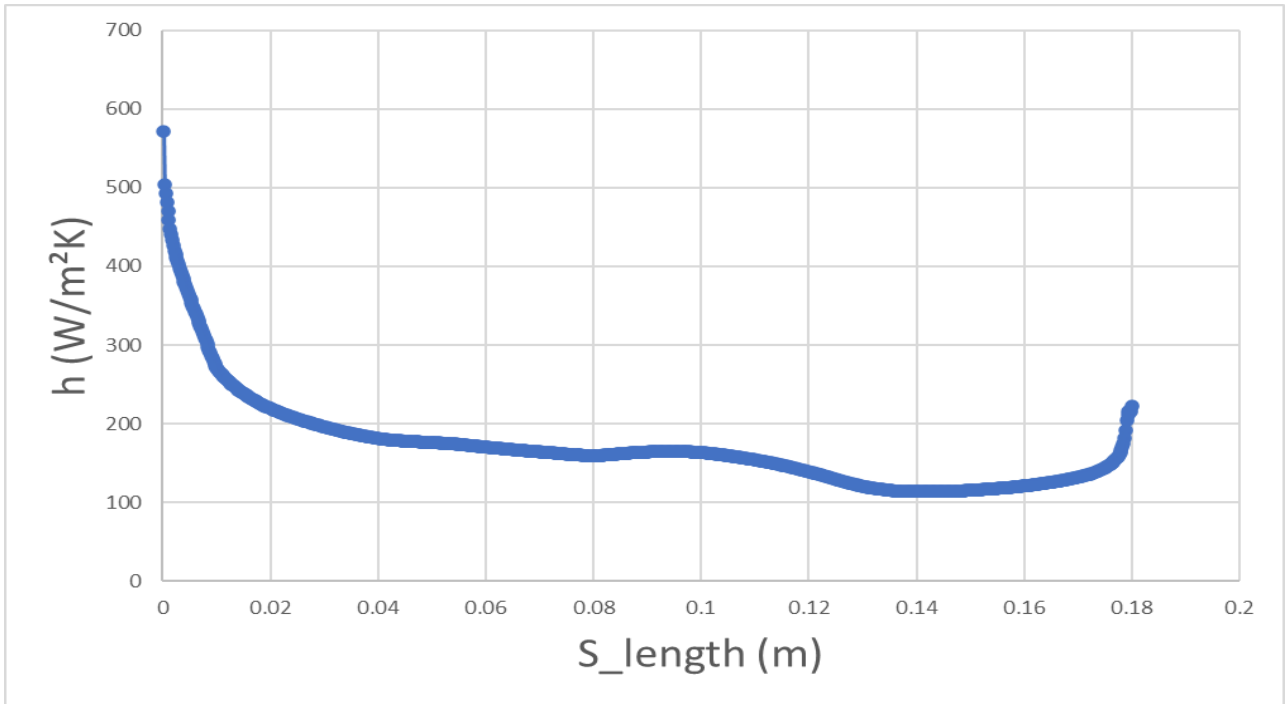


Εικόνα 128: Διάγραμμα μεταβολής της θερμοκρασίας συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για τα δύο τοιχώματα του πτερυγίου (άνω και κάτω επιφάνεια) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 30 m/s.

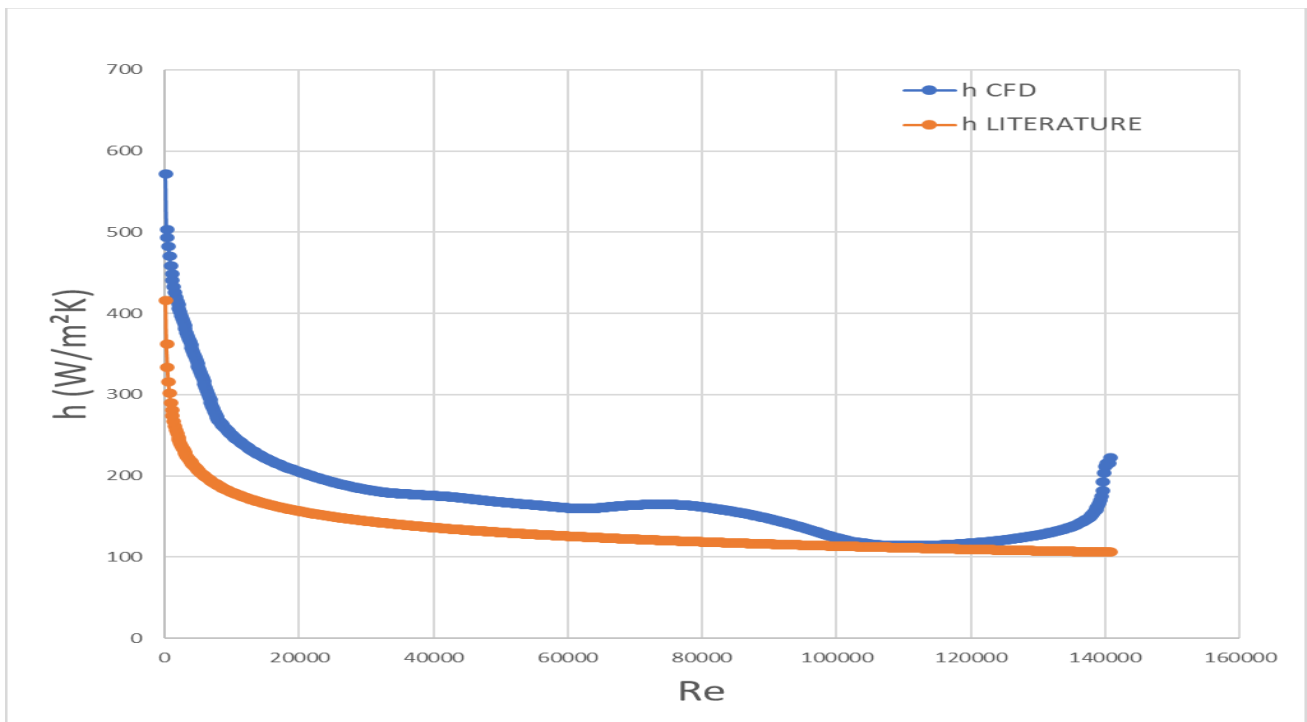




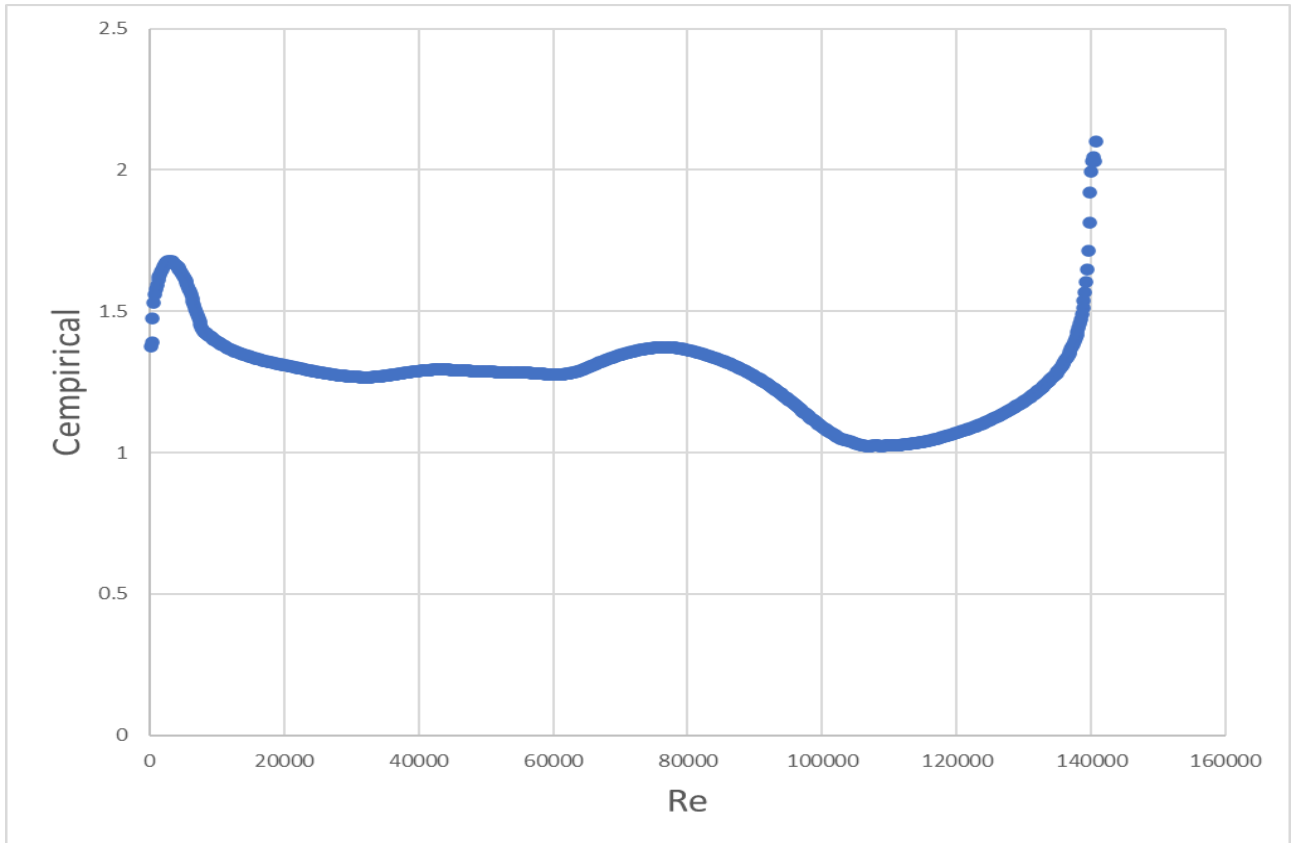




Εικόνα 129: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 60 m/s.



Εικόνα 130: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 60 m/s.



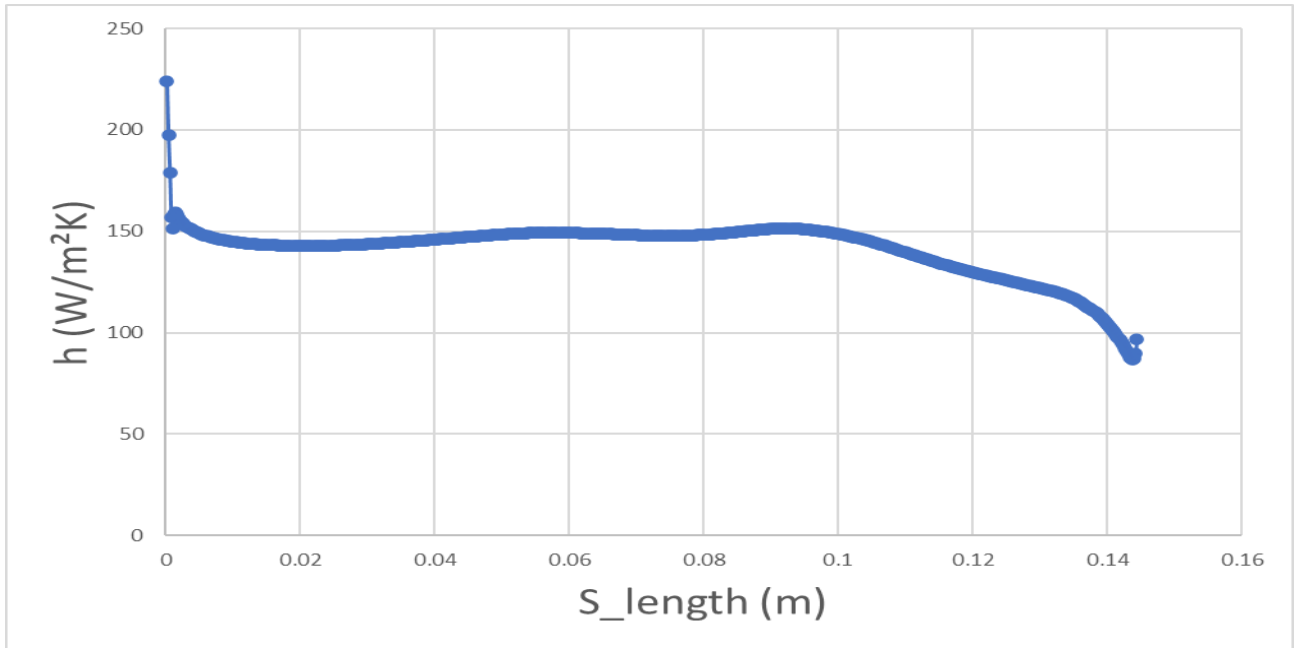
Εικόνα 131: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 60 m/s.



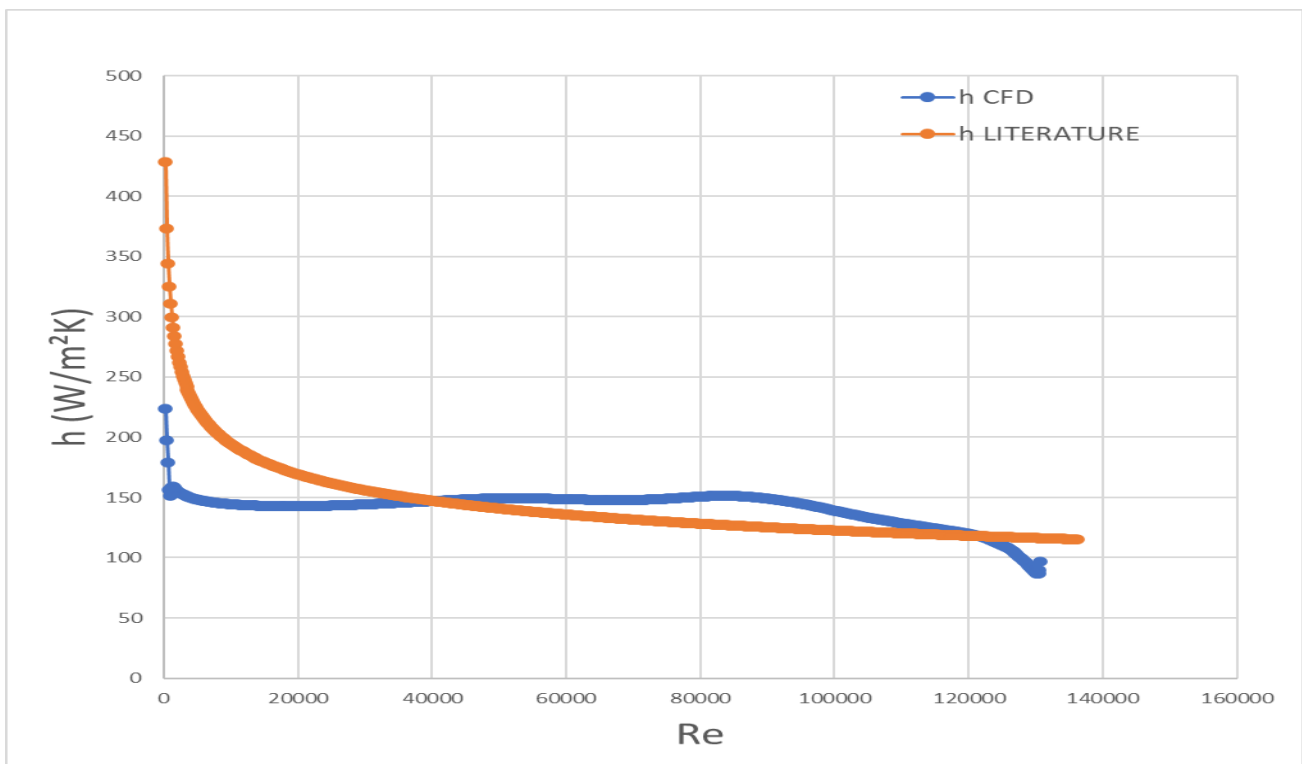




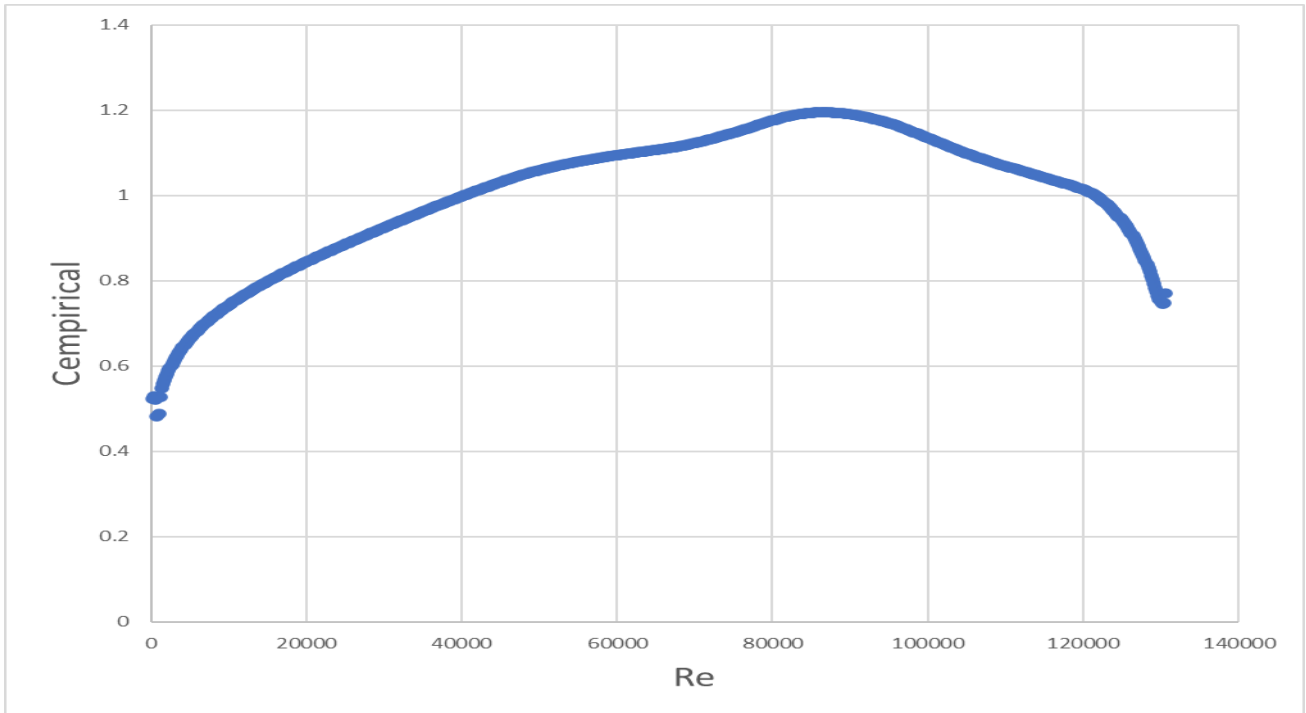




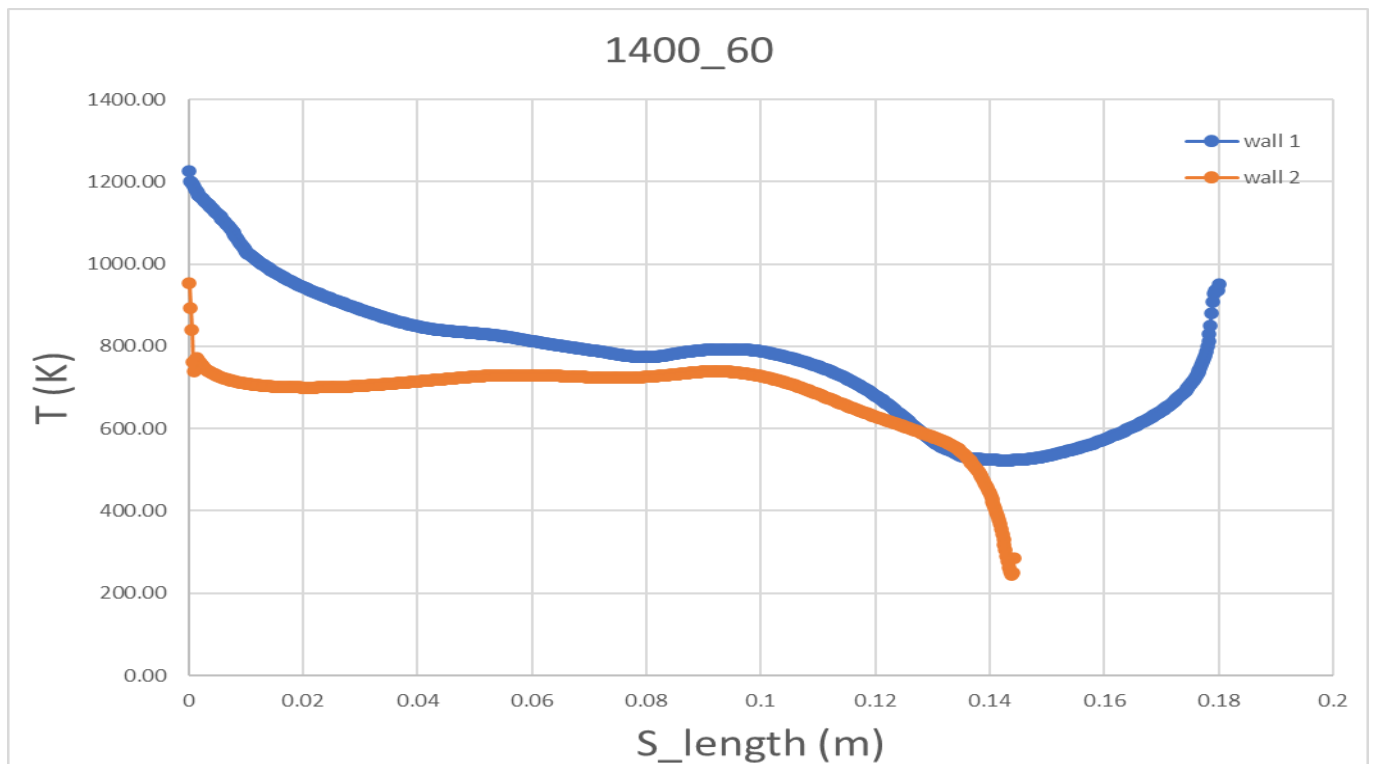
Εικόνα 132: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το πτερύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 60 m/s.



Εικόνα 133: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το πτερύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 60 m/s.



Εικόνα 134: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το περύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 60 m/s.

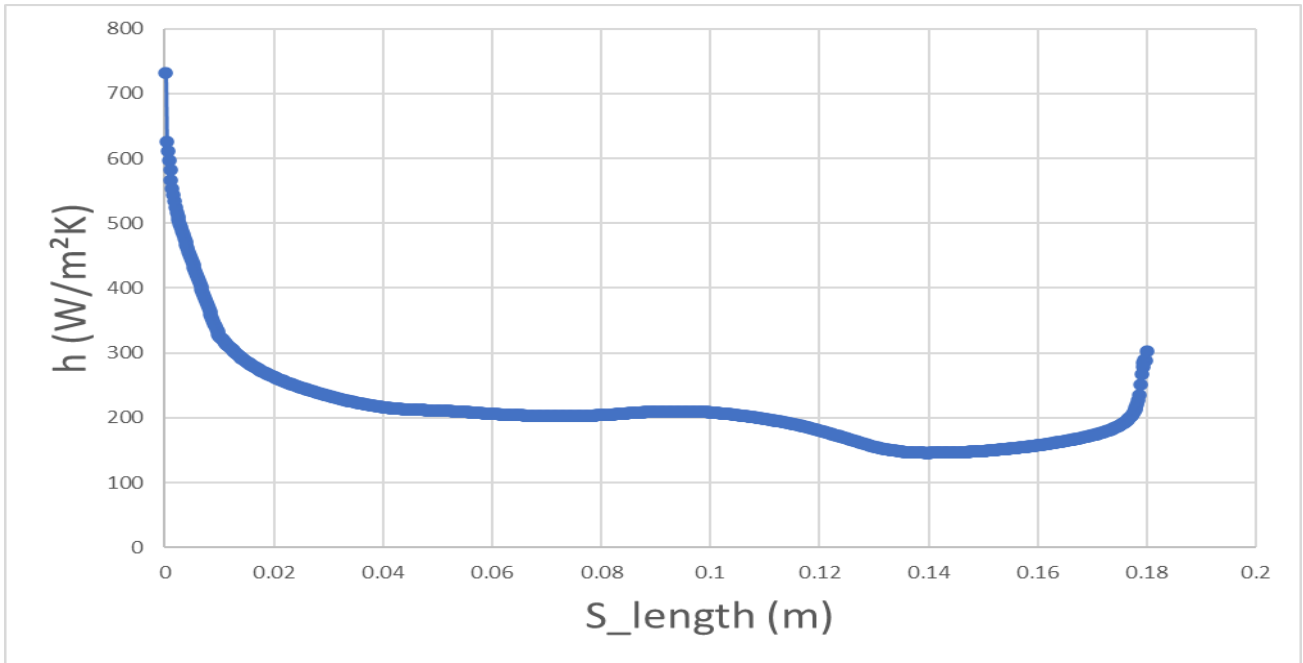


Εικόνα 135: Διάγραμμα μεταβολής της θερμοκρασίας συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για τα δύο τοιχώματα του περύγιου (άνω και κάτω επιφάνεια) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 60 m/s.

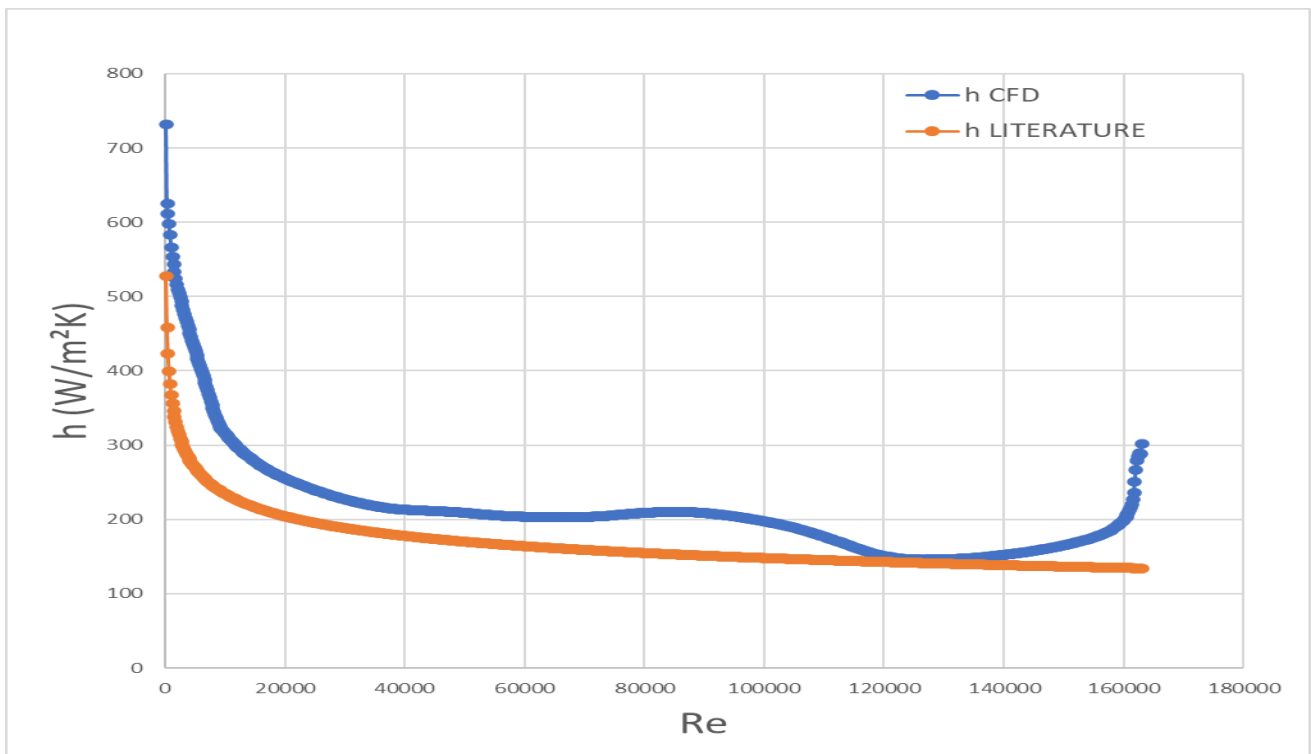






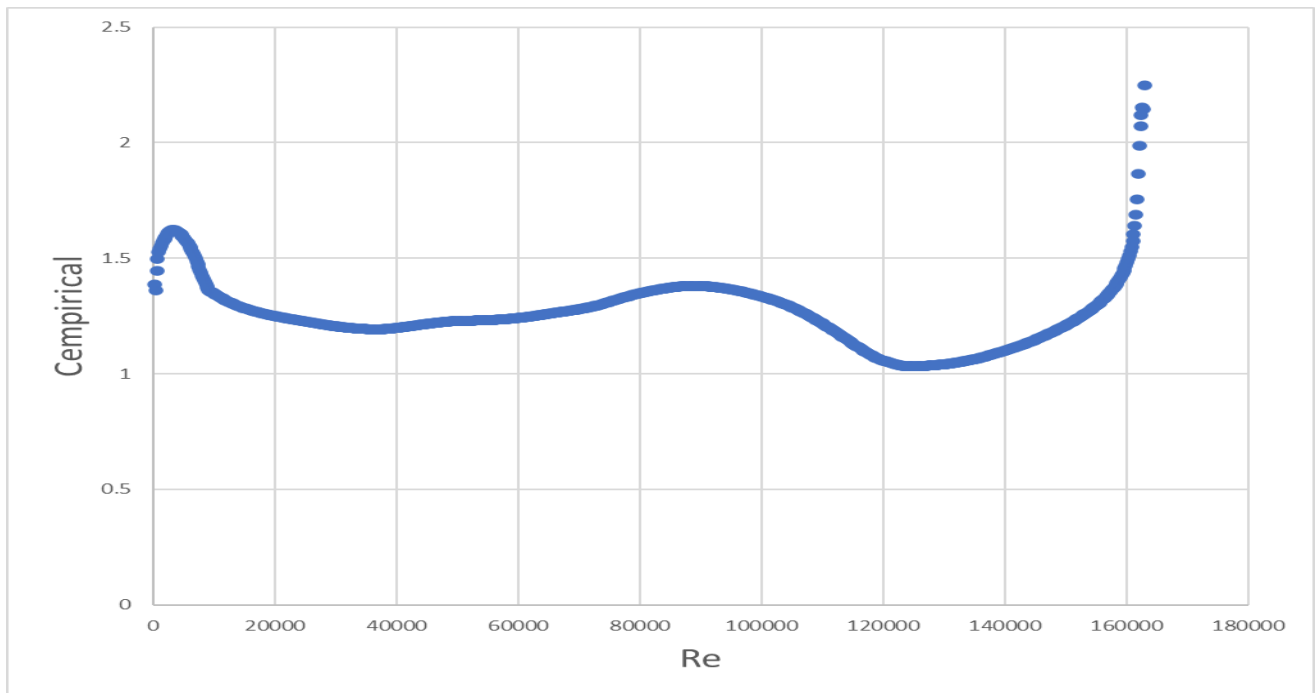


Εικόνα 136: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 90 m/s.



Εικόνα 137: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 90 m/s.



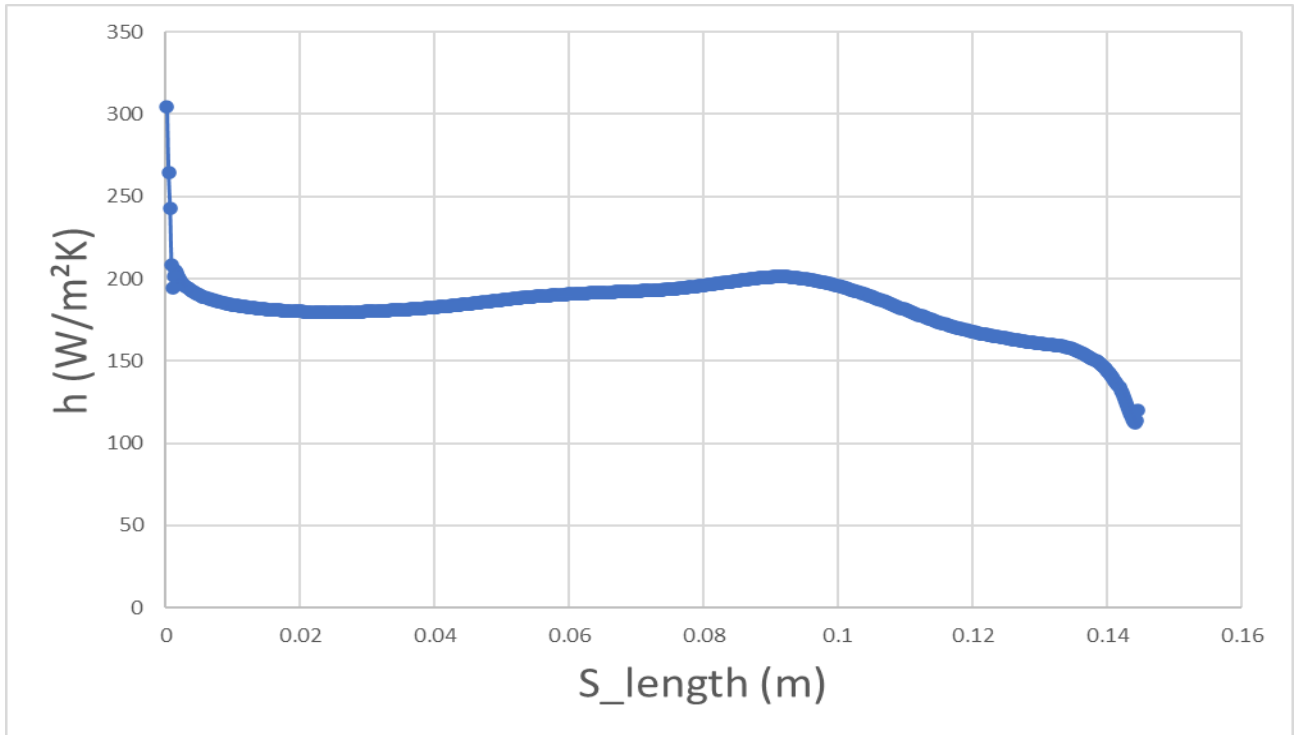


Εικόνα 138: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το πτερύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 90 m/s.

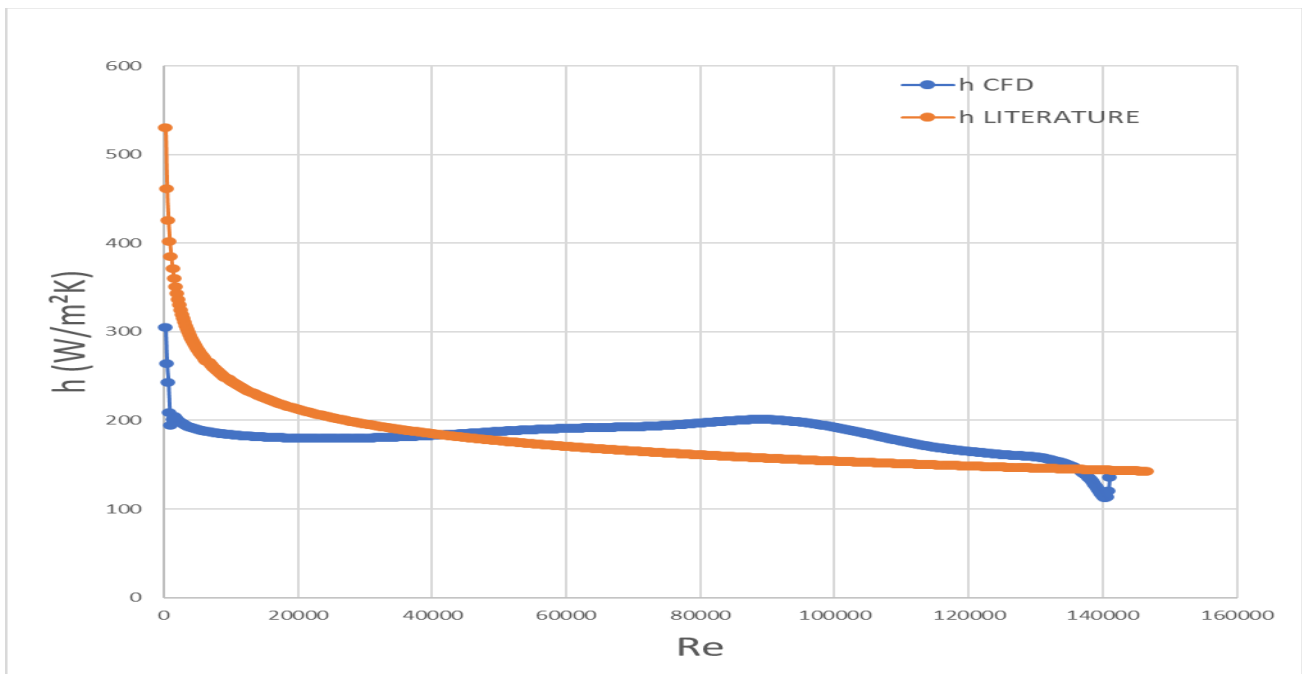




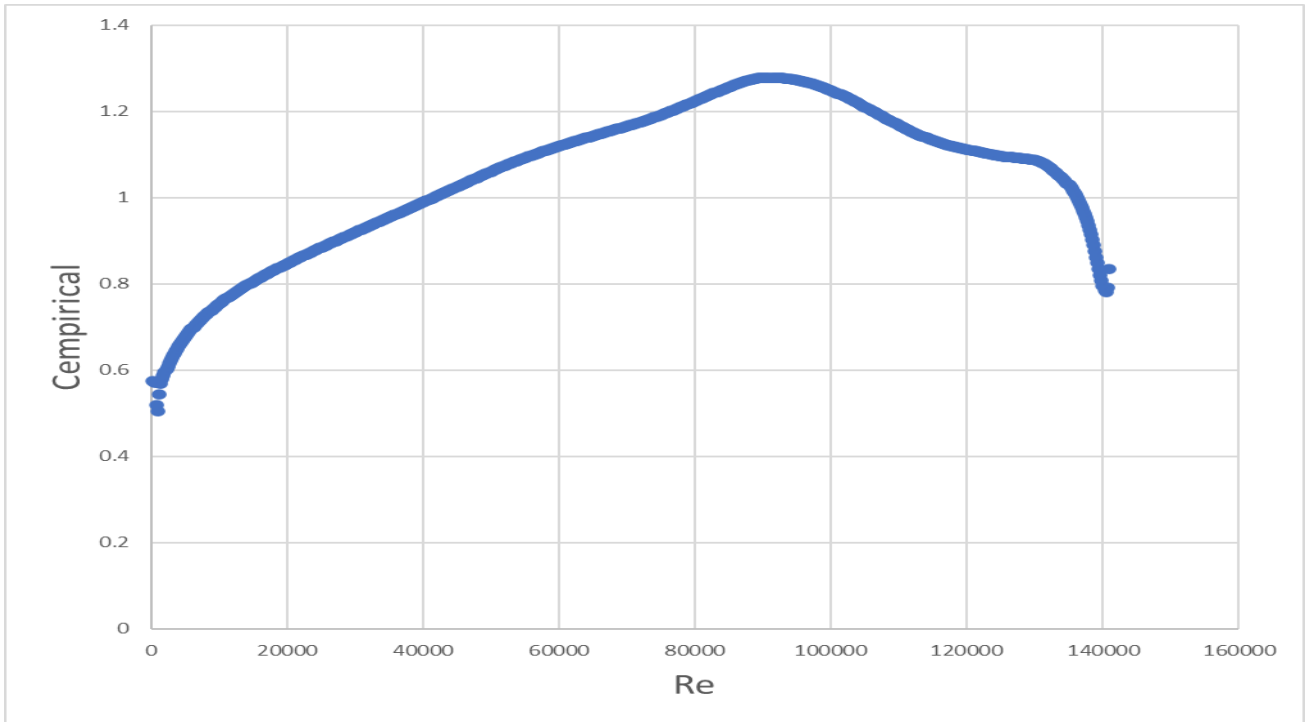




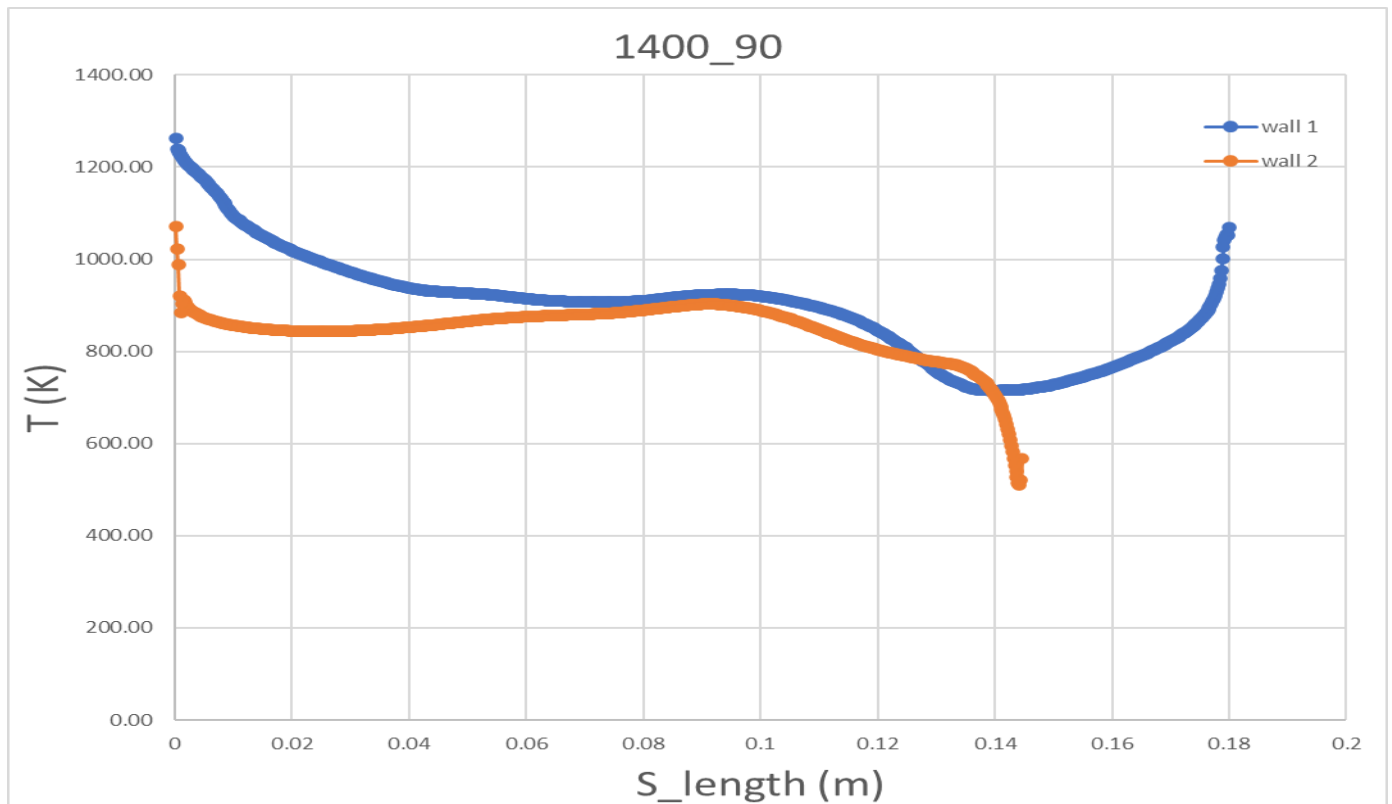
Εικόνα 139: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το περύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 90 m/s.



Εικόνα 140: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το περύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 90 m/s.



Εικόνα 141: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το περύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 90 m/s.



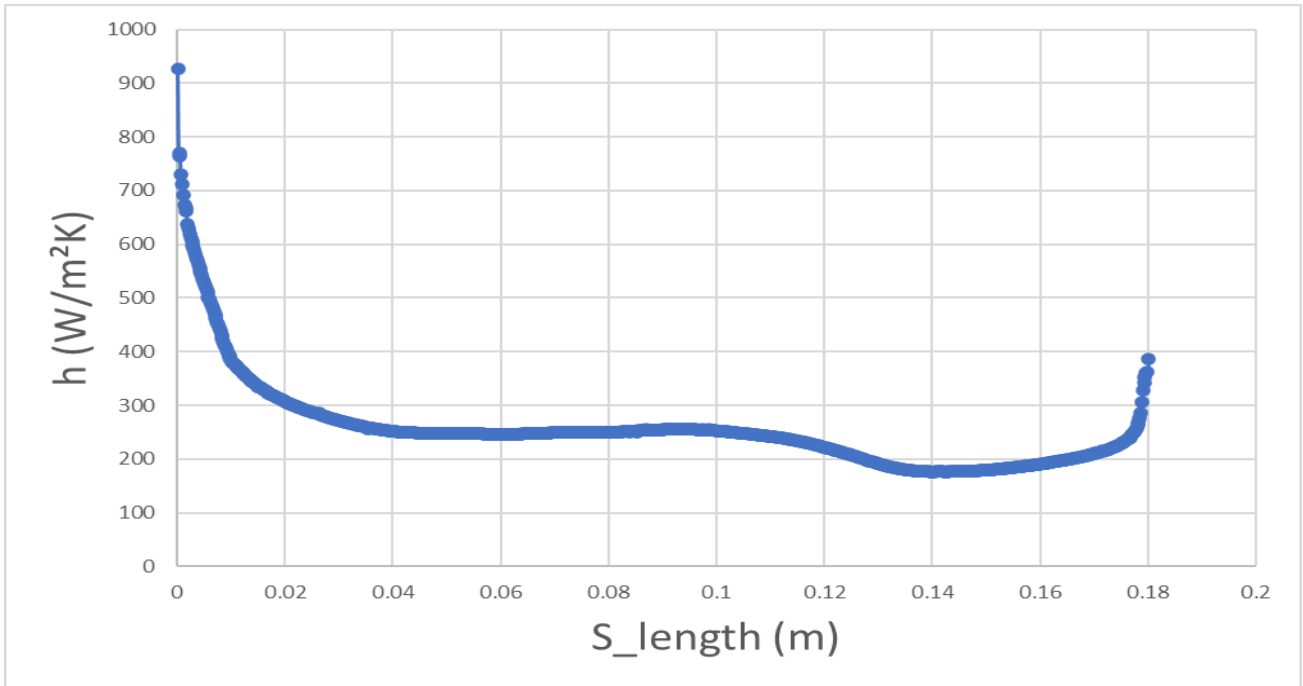
Εικόνα 142: Διάγραμμα μεταβολής της θερμοκρασίας συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για τα δύο τοιχώματα του περυγίου (άνω και κάτω επιφάνεια) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 90 m/s.



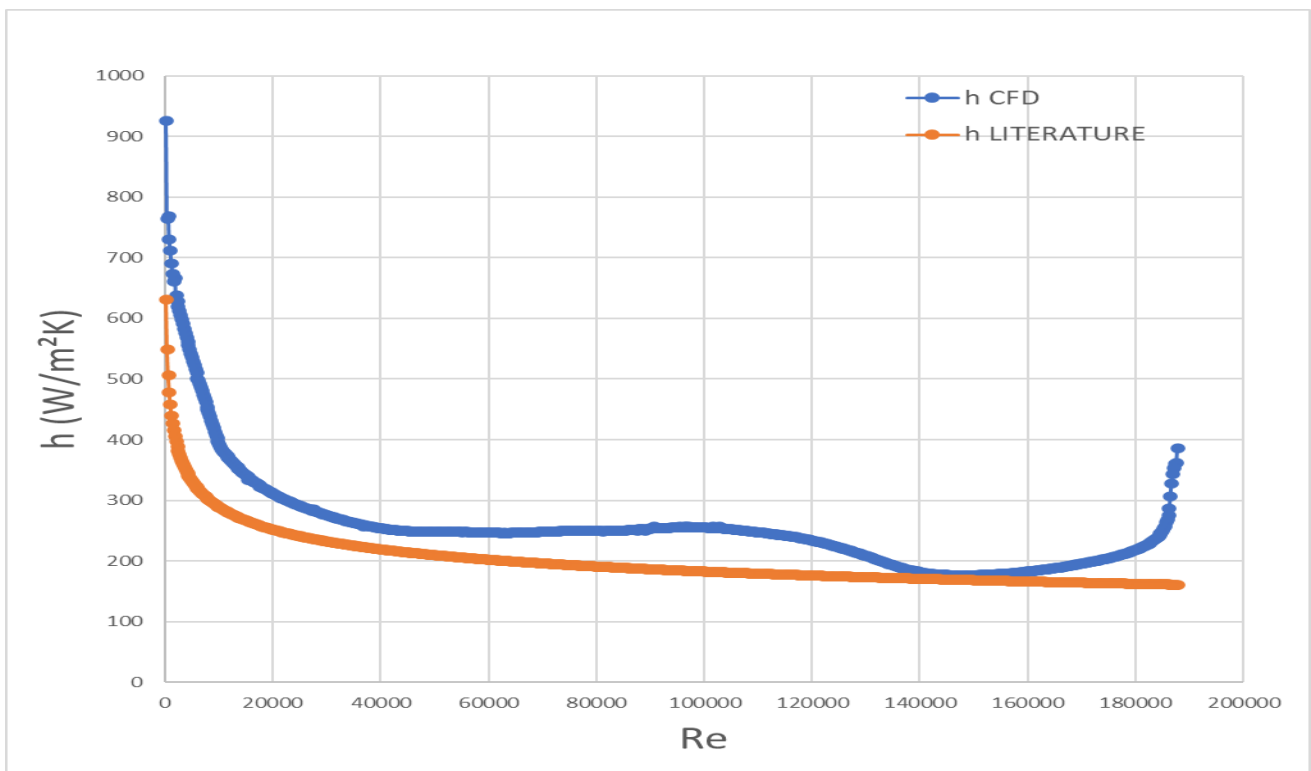




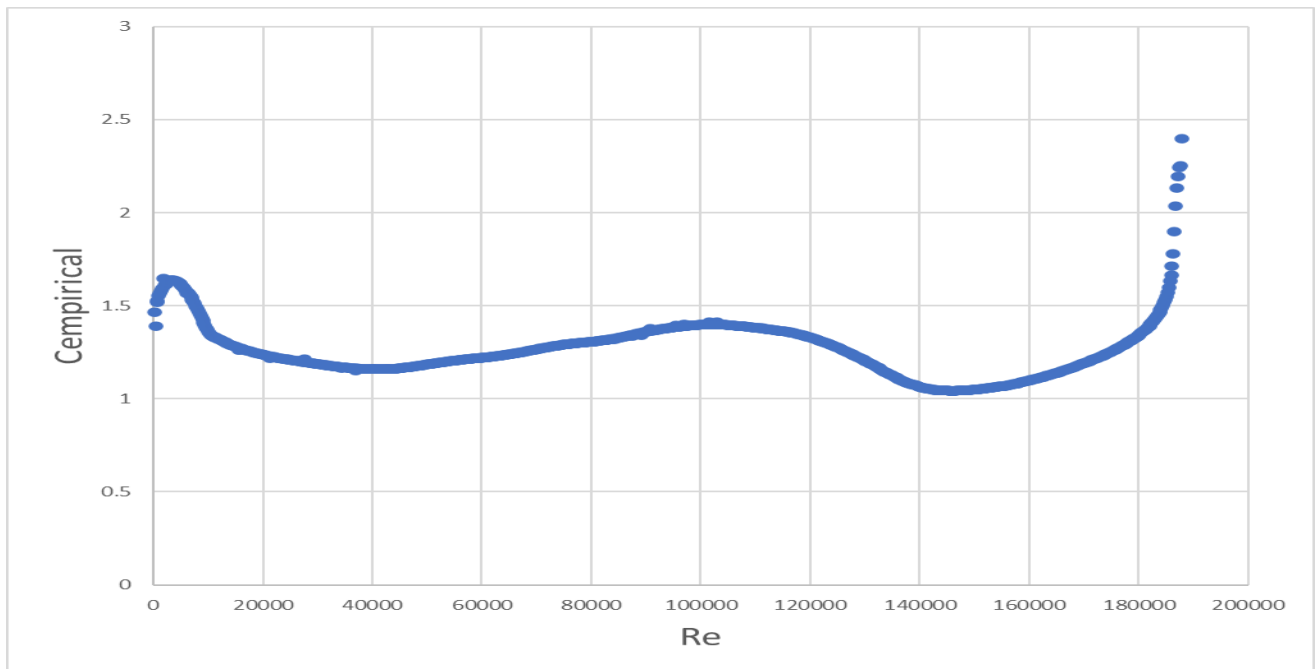




Εικόνα 143: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 120 m/s.



Εικόνα 144: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 120 m/s.

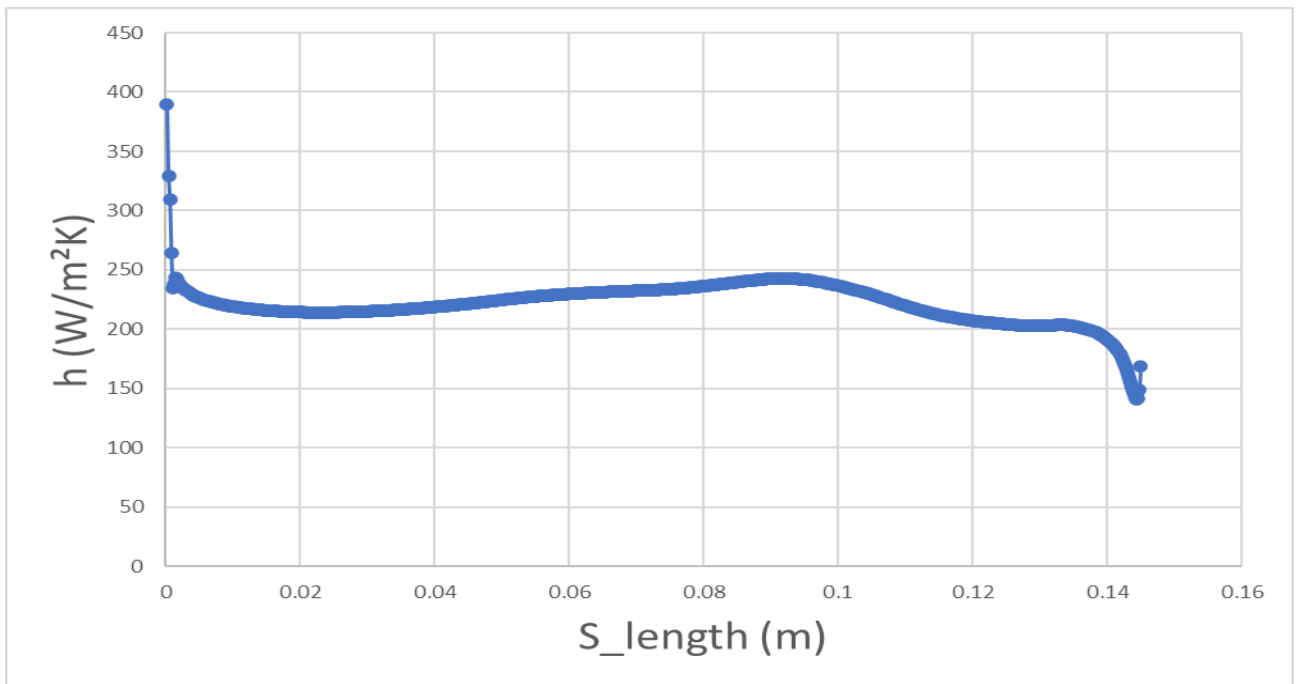


Εικόνα 145: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το περύγιο 1 (wall 1) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 120 m/s.

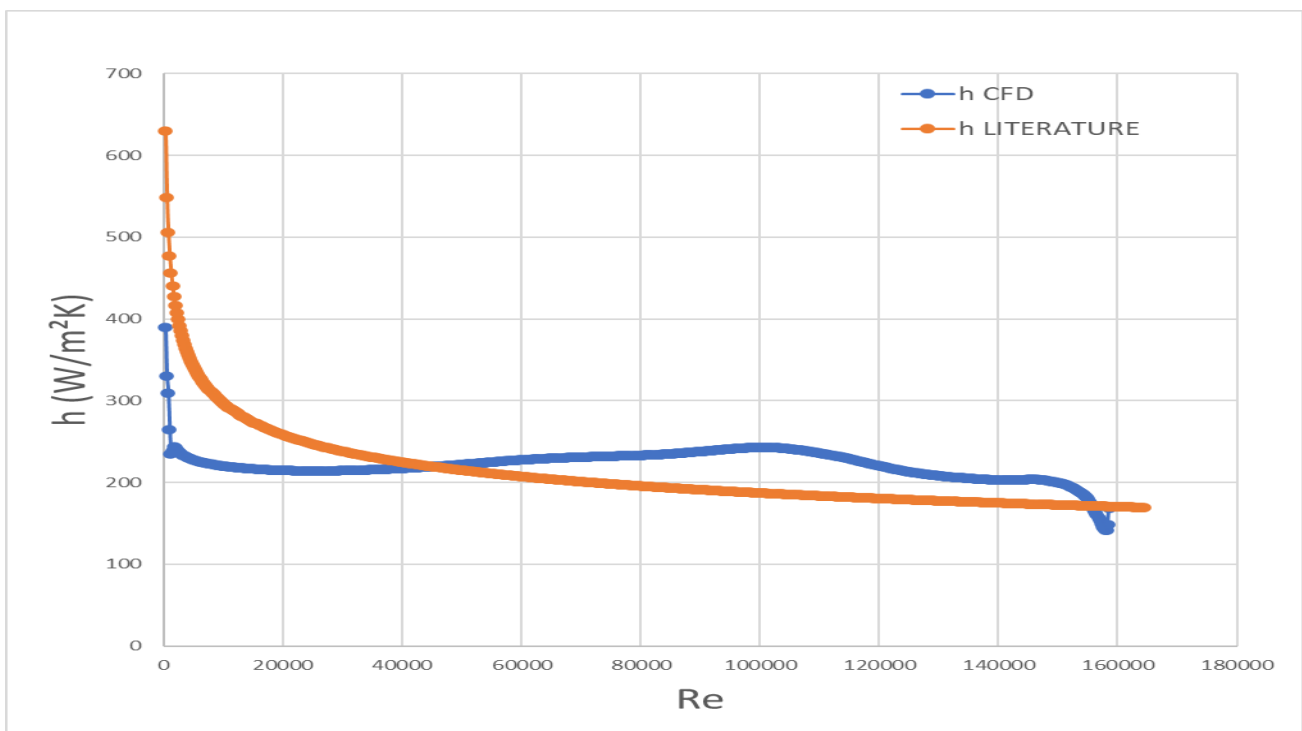




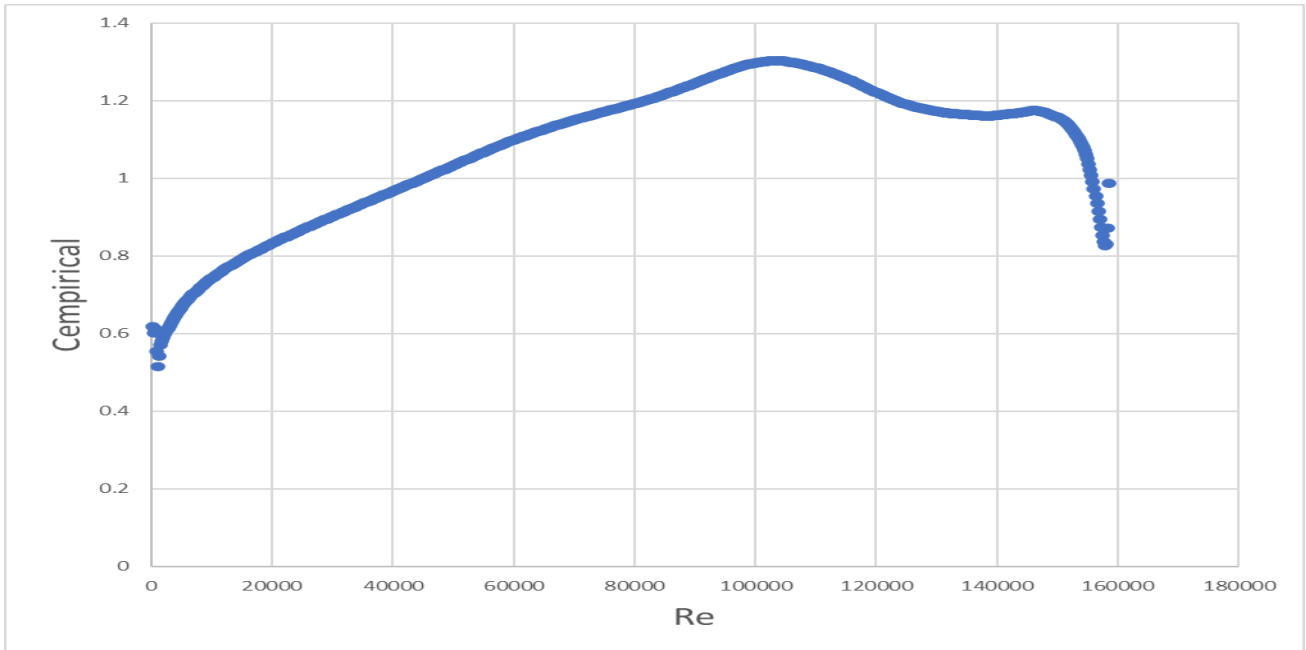




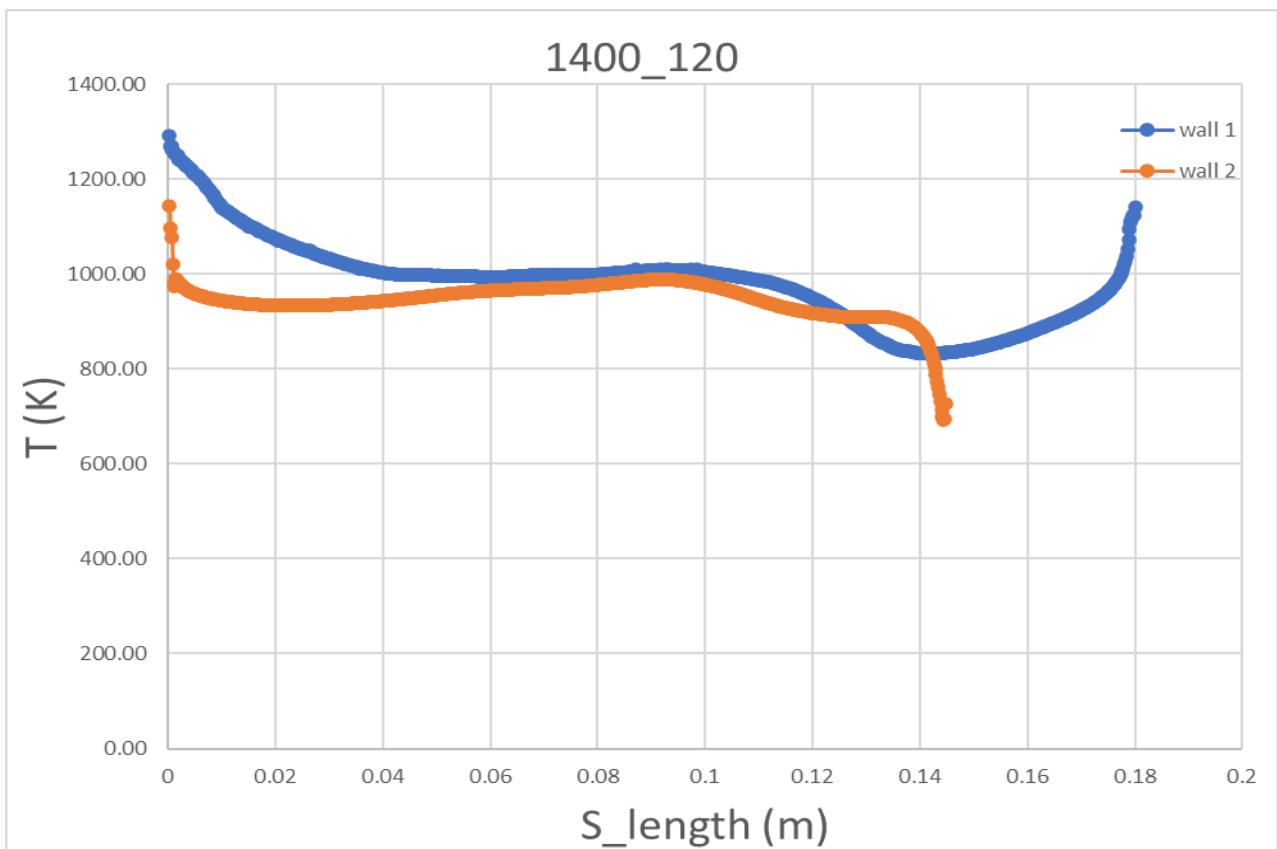
Εικόνα 146: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας για το πτερύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάσει της θέσης τους (x,y) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 120 m/s.



Εικόνα 147: Διάγραμμα μεταβολής του τοπικού συντελεστή μετάδοσης θερμότητας τόσο πραγματικού που βασίζεται στα αποτελέσματα από το πρόγραμμα όσο και το θεωρητικού που βασίζεται στην βιβλιογραφία για το πτερύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 120 m/s.



Εικόνα 148: Διάγραμμα μεταβολής του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το περύγιο 2 (wall 2) συναρτήσει του αριθμού Reynolds για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 120 m/s.

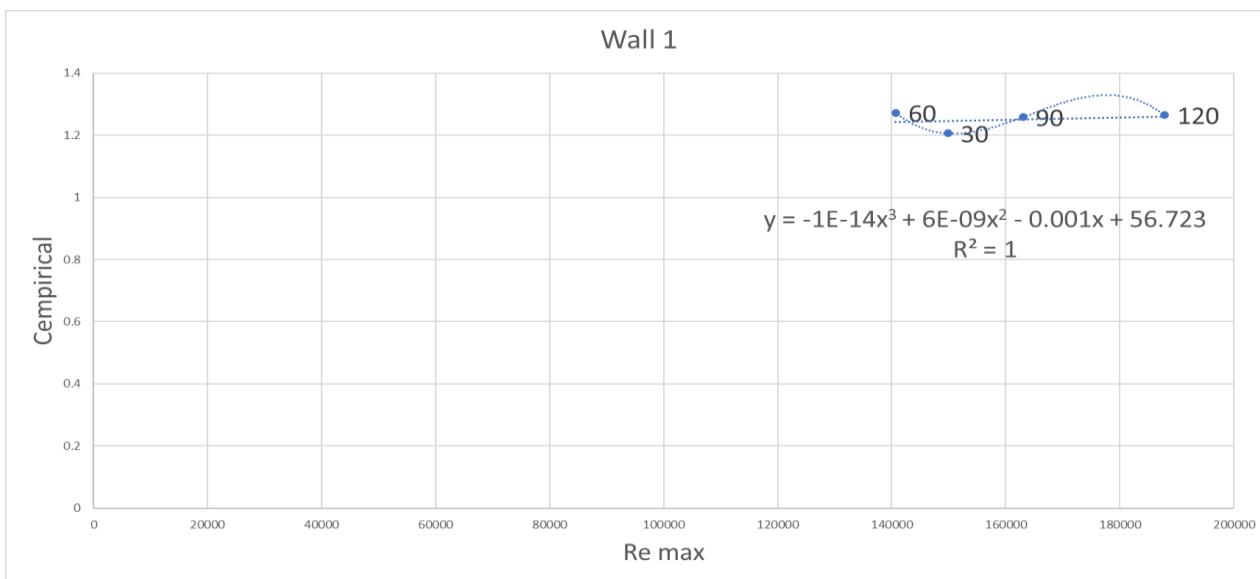


Εικόνα 149: Διάγραμμα μεταβολής της θερμοκρασίας συναρτήσει της απόστασης δύο διαδοχικών κόμβων βάση της θέσης τους (x,y) για τα δύο τοιχώματα του περυνγίου (άνω και κάτω επιφάνεια) για θερμοκρασία εισόδου και εξόδου από το πεδίο ροής στους 1400 K και για ταχύτητα αέρα 120 m/s.

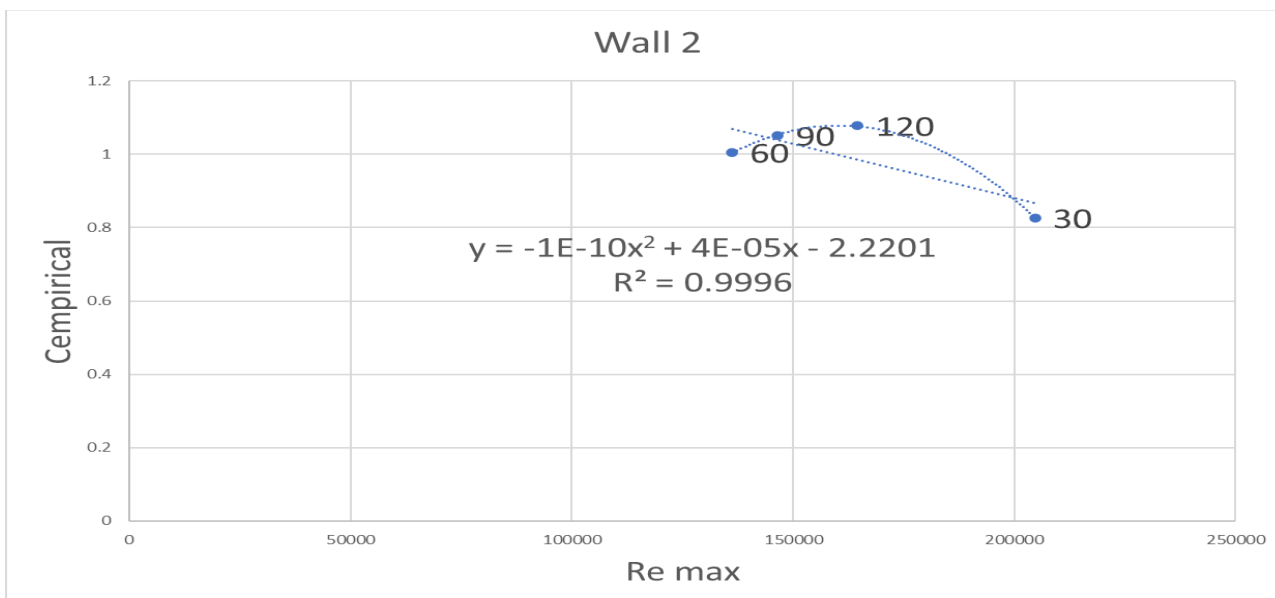


Τελικές συσχετίσεις και εύρεση του εμπειρικού συντελεστή Cempirical για το περύγιο 1 & 2.

	WALL 1		WALL 2	
U (m/s)	Re max	Cempirical	Re max	Cempirical
30	149876.1718	1.205830992	204684.5293	0.826512413
60	140700.2311	1.272136352	136209.2187	1.005132927
90	163009.9555	1.258218699	146559.4324	1.050933067
120	187809.8527	1.264913115	164475.7686	1.077875564



Εικόνα 150: Απεικόνιση της συσχέτισης του εμπειρικού συντελεστή Cempirical συναρτήσει του μέγιστου αριθμού Reynolds για όλες τις περιπτώσεις ταχυτήτων αέρα για το περύγιο 1 (wall 1).



Εικόνα 151: Απεικόνιση της συσχέτισης του εμπειρικού συντελεστή Cempirical συναρτήσει του μέγιστου αριθμού Reynolds για όλες τις περιπτώσεις ταχυτήτων αέρα για το περύγιο 2 (wall 2).

## Επίλογος - Συμπεράσματα

Συνοψίζοντας, κατά την εκτεταμένη ανάλυση της παρούσας διπλωματικής εργασίας, μου δόθηκε η ευκαιρία μέσα από την μεγάλη μελέτη που έκανα τόσο στο διαδίκτυο, σε ηλεκτρονικές εγκυκλοπαίδειες, επιστημονικά βιβλία και άρθρα να αποκτήσω μία πλήρως αντικειμενική εικόνα για το πως ακριβώς είναι δομημένη μία διάταξη αεριοστρόβιλου αεροπορικού κινητήρα, πια είναι η αρχή λειτουργίας της καθώς διαπίστωσα και τους θερμοδυναμικούς νόμους πάνω στους οποίους στηρίζεται. Επιπροσθέτως κατά την συγγραφή της διπλωματικής εργασίας, μέσα από την μελέτη που έκανα πάνω στους αεριοστρόβιλους κατέγραψα αλλά και επιμορφώθηκα για όλους σχεδόν τους τύπους αεριοστρόβιλων που εφευρέθηκαν και κατασκευάστηκαν από τα πανάρχαια χρόνια έως και τη σήμερα ημέρα. Παράλληλα μου δόθηκε η ευκαιρία, να μελετήσω όλους αυτούς τους τύπους αεριοστρόβιλων αλλά και να μάθω λίγα πράγματα σχετικά με την αρχή λειτουργίας του καθενός, καθώς και να παρατηρήσω την διάταξη των λειτουργικών μερών τους. Επίσης, έμαθα για τα υλικά που συνηθίζονται να χρησιμοποιούνται για την κατασκευή τους, για ορισμένες αστοχίες των πτερυγίων του στροβίλου αλλά και για το περιβάλλον λειτουργίας τους. Στην συνέχεια, μελέτησα όλα τα λειτουργικά εξαρτήματα που απαρτίζουν έναν αεριοστρόβιλο και πληροφορήθηκα για την αρχή λειτουργίας του καθενός από αυτά ενώ ακόμη μου έγινε απολύτως κατανοητό πώς συνεργάζονται όλα μαζί με τελικό σκοπό φυσικά όπως αναλύθηκε και στα αρχικά κεφάλαια να έχουμε την παραγωγή της ώσης.

Εν συνεχεία, μελετήθηκαν οι διάφορες μέθοδοι ψύξεως που εφαρμόζονται στους αεριοστρόβιλους αλλά και στα πτερύγια τους με σκοπό να μην αναπτύσσονται θερμοκρασίες οι οποίες θα ήταν ικανές να βλάψουν ή να καταστρέψουν εντελώς την διάταξη. Ωστόσο ο κύριος σκοπός της ψύξης τόσο στα πτερύγια όσο και σε όλη την διάταξη είναι να καταφέρουμε να κρατήσουμε τις θερμοκρασίες κάτω από το όριο αντοχής των υλικών που είναι κατασκευασμένος ένας αεριοστρόβιλος με σκοπό να εξασφαλιστεί η εύρυθμη αλλά και αποδοτική λειτουργία του σε όλο το φάσμα των στροφών που είναι ικανός να αναπτύξει. Παράλληλα, κατά την ανάλυση της παρούσας διπλωματικής εργασίας, έγιναν αναφορές σχετικά με την αρχή της αερίωθης καθώς είναι ένας από τους πιο σημαντικούς παράγοντες που ουσιαστικά επιτρέπει σε έναν αεροσκάφος να «πετάει», ενώ στην συνέχεια έγιναν γνωστές και οι περιβαλλοντικές συνθήκες και οι λειτουργικοί παράγοντες που μπορούν να επηρεάσουν την ώση.

Επίσης, μελετήθηκε σε βάθος ο θεωρητικός κύκλος του Brayton, ο οποίος όπως είδαμε αναφέρεται σε πολύ ιδανικές συνθήκες που ποτέ δεν πρόκειται να έχουμε. Έτσι, ο κυριότερος λόγος που δεν μπορεί πρακτικά να εφαρμοστεί ο κύκλος του Brayton είναι οι απώλειες που θα εμφανιστούν σε μια διάταξη αεριοστρόβιλου όπως για παράδειγμα οι απώλειες στον συμπιεστή, στο θάλαμο καύσεως ή κατά την εκτόνωση αλλά και μηχανικές απώλειες η απώλειες λόγω τριβών που σε καμία διάταξη δεν μπορεί να μην εκλείπουν ή να είναι μηδενικές.

Φτάνοντας προς το τέλος, το πιο ενδιαφέρον κομμάτι αυτής της εργασίας περιγράφεται στο δεύτερο παράρτημά της, το οποίο παρουσιάζει μία δική μου προσωπική έρευνα (σε συνεργασία με τον επιβλέποντα καθηγητή μου κ. Μισηρλή Δημήτριο) η οποία σχετίζεται με την μετάδοση θερμότητας σε πτερύγιο αεροστρόβιλου αεροπορικού κινητήρα. Η έρευνα μου ξεκίνησε αρχικά με τον εντοπισμό και την διαστασιολόγηση ενός πτερυγίου στροβίλου αεροπορικού κινητήρα. Στην συνέχεια αφού σχεδιάστηκε το πτερύγιο στο σχεδιαστικό πρόγραμμα SolidWorks 2020, εξάχθηκε το σχέδιο με όλες του τις διαστάσεις και τελικά εισήχθη στο πρόγραμμα προσομοίωσης ροών Ansys Workbench 2022 R2, όπου εκεί δημιουργήθηκε και το πλέγμα επάνω στο πεδίο ροής που σχεδιάστηκε. Αξίζει να σημειωθεί, όπως παρατηρείται και από τις φωτογραφίες στο δεύτερο παράρτημα το πλέγμα έγινε τόσο πυκνό που τελικά μας έδωσε την δυνατότητα να μελετήσουμε με μεγαλύτερη ακρίβεια την μετάδοση θερμότητας επάνω στα δύο πτερύγια τα οποία τα θεωρήσαμε σαν μετάδοσης θερμότητας επάνω σε επίπεδη πλάκα λόγω της 2D γεωμετρίας που επιλέχθηκε. Στην συνέχεια δόθηκαν στο πρόγραμμα ορισμένοι παράμετροι που αφορούν επί παραδείγματι την θερμοκρασία, την πίεση, την ταχύτητα του αέρα κλπ., χωρίς αρχικά να δοθεί κάποια παράμετρος εφαρμογής θερμοροής επάνω στα τοιχώματα καθώς θεωρήθηκαν αδιαβατικά και τελικά το πρόγραμμα προχώρησε στις αντίστοιχες επιλύσεις. Κατόπιν, εφαρμόζοντας και πάλι τις ίδιες παραμέτρους όσον αφορά την θερμοκρασία, την πίεση και την ταχύτητα, εφαρμόστηκε και η παράμετρος της μετάδοσης θερμότητας πάνω στα τοιχώματα των πτερυγίων. Τελικά, εφόσον αντλήσαμε τα επιθυμητά δεδομένα από τις επιλύσεις που πραγματοποιήθηκαν, δημιουργήθηκε ένα φύλλο εργασίας στο Excel όπου και τοποθετήθηκαν αυτά τα δεδομένα με σκοπό να βρούμε διάφορους αριθμούς όπως για παράδειγμα τους αριθμούς Re, Nu, Pr κλπ. και εφαρμόζοντας μία συσχέτιση από την βιβλιογραφία που αντιπροσωπεύει τις συνθήκες του προβλήματός μας (επίπεδη πλάκα, τυρβώδης ροή κλπ.) καταλήξαμε να υπολογίσουμε δύο εμπειρικούς συντελεστές Cempirical, έναν για το πτερύγιο 1 και έναν για το πτερύγιο 2. Έτσι, χρησιμοποιώντας τους αριθμητικούς αυτούς συντελεστές κάποιος σε μία συσχέτιση παρόμοια με της βιβλιογραφίας που να είναι στο «ίδιο μήκος και πλάτος» του παραπάνω προβλήματος, θα μπορεί να δώσει λύσεις και σε άλλα αντίστοιχα προβλήματα. Ο συντελεστής του πτερυγίου 1 έχει πολυωνυμική μορφή και είναι  $Cempirical-1 = -1E-14x^3 + 6E-09x^2 - 0,001x + 56,723$  ενώ και συντελεστής του πτερυγίου 2 έχει πολυωνυμική μορφή και είναι  $Cempirical-2 = -1E-10x^2 + 4E-05x - 2,2201$ .

Προσωπικά, πιστεύω πως με τα άλματα που κάνει τη σήμερον ημέρα η επιστήμη, τα επόμενα χρόνια θα παρατήσουμε μεγάλες αλλαγές επάνω στον κλάδο των

αεριοστρόβιλων στους αεροπορικούς κινητήρες. Ενδεχομένως να γίνουν οι εξής αλλαγές:

- Μείωση του όγκου και του μεγέθους της κατασκευής του αεριοστρόβιλου αλλά ταυτόχρονα να είναι το ίδιο αποδοτικός η ακόμη περισσότερο,
- Βελτιστοποίηση των μεθόδων ψύξεως με σκοπό την ακόμη πιο αποτελεσματική ψύξη του αεριοστρόβιλου και άρα την αποφυγή πολύ υψηλών θερμοκρασιών στο εσωτερικό του,
- Υλικά πιο ελαφριά, πιο αποδοτικά και με μεγαλύτερη αντοχή έναντι των υψηλών θερμοκρασιών που αναπτύσσονται στα πτερύγια του αεριοστρόβιλου αεροπορικού κινητήρα,
- Μείωση των διαφόρων απωλειών του πραγματικού κύκλου λειτουργίας με σκοπό την αύξηση του μηχανικού βαθμού απόδοσης του κινητήρα προσπαθώντας ο αεριοστρόβιλος να λειτουργεί όσο πιο κοντά στον θεωρητικό κύκλο του Brayton που θεωρείται και ως ένας ιδανικός κύκλος ο οποίος δεν εμφανίζει απώλειες.

## Βιβλιογραφία

### ➤ Προγράμματα που χρησιμοποιήθηκαν:

1. Microsoft Word Office 2016,
2. Microsoft Excel Office 2016,
3. SolidWorks Premium 2020,
4. Ansys Workbench 2022 R2.

### ➤ Βιβλιογραφία βιβλίων που χρησιμοποιήθηκαν:

1. David Gordon Wilson & Theodosios Korakianitis (2018). «Σχεδιασμός Στροβιλομηχανών και Αεριοστρόβιλων Υψηλής Απόδοσης», 2<sup>η</sup> έκδοση, Εκδόσεις Τζιόλα, Επιστημονική επιμέλεια Ανέστης Ι. Κάλφας. [ISBN 978-960-418-702-7.](#)
2. YAHYA, SM (2011). "Κεφάλαιο 10: Στάδια στροβίλου υψηλής θερμοκρασίας (ψύξης)". τουρμπίνες, συμπιεστής και ανεμιστήρες (4η έκδοση). Νέο Δελχί: Tata McGraw Hill Education private limited. [ISBN 978-0-07-070702-3.](#)
3. Flack, Ronald D. (2005). «Κεφάλαιο 8: Στρόβιλοι αξονικής ροής». Βασικές αρχές της Jet Propulsion με Εφαρμογές . Cambridge Aerospace Series. Νέα Υόρκη, Νέα Υόρκη: Cambridge University Press. [ISBN 978-0-521-81983-1.](#)
4. Boyce, Meherwan P. (2006). «Κεφάλαιο 9: Στρόβιλοι αξονικής ροής και Κεφάλαιο 11: Υλικά». Εγχειρίδιο Μηχανικής Αεριοστρόβιλων (3<sup>η</sup> έκδοση). Οξφόρδη: Elsevier. [ISBN 978-0-7506-7846-9.](#)

### ➤ Βιβλιογραφία διδακτικού υλικού από μαθήματα της σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών ΔΙ.ΠΑ.Ε. Σερρών:

1. Σημειώσεις και διδακτικό υλικό του καθηγητή κ. Μισηρλή Δ. στο μάθημα «Μετάδοση Θερμότητας».
2. Σημειώσεις και διδακτικό υλικό του καθηγητή κ. Μισηρλή Δ. στο μάθημα «Αεριοστρόβιλοι Υψηλής Ισχύος και Απόδοσης».
3. Σημειώσεις και διδακτικό υλικό του καθηγητή κ. Μισηρλή Δ. στο μάθημα «Ειδικά Κεφάλαια Μετάδοσης Θερμότητας».

### Βιβλιογραφία κειμένων σε μορφή .pdf που χρησιμοποιήθηκαν:

1. [http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin\\_aeroskafon\\_1/kef\\_2a.pdf](http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf)

2. <https://eclass.upatras.gr/modules/document/file.php/MECH1158/%CE%9A%CE%95%CE%A6%CE%91%CE%9B%CE%91%CE%99%CE%9F-01.pdf>
3. <https://docplayer.gr/38846191-Roi-aera-se-epipedi-plaka.html>

➤ Βιβλιογραφία πηγών προερχόμενες από το διαδίκτυο που χρησιμοποιήθηκαν:

1. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade)
2. [https://en.wikipedia.org/wiki/Gas\\_turbine](https://en.wikipedia.org/wiki/Gas_turbine)
3. [https://en.wikipedia.org/wiki/Components\\_of\\_jet\\_engines](https://en.wikipedia.org/wiki/Components_of_jet_engines)

➤ Βιβλιογραφία πηγών των εικόνων που χρησιμοποιήθηκαν:

1. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:GaTurbineBlade.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:GaTurbineBlade.svg)
2. [https://stock.adobe.com/de/search?filters%5Bcontent\\_type%3Aphoto%5D=1&filters%5Bcontent\\_type%3Aillustration%5D=1&filters%5Bcontent\\_type%3Azip\\_vector%5D=1&filters%5Bcontent\\_type%3Avideo%5D=1&filters%5Bcontent\\_type%3Atemplate%5D=1&filters%5Bcontent\\_type%3A3d%5D=1&filters%5Bcontent\\_type%3Aimage%5D=1&k=turbine+blade+airplane&order=relevance&safe\\_search=1&limit=100&search\\_page=1&search\\_type=pagination&acp=&aco=turbine+blade+airplane&load\\_type=page&get\\_facets=0&asset\\_id=269338013](https://stock.adobe.com/de/search?filters%5Bcontent_type%3Aphoto%5D=1&filters%5Bcontent_type%3Aillustration%5D=1&filters%5Bcontent_type%3Azip_vector%5D=1&filters%5Bcontent_type%3Avideo%5D=1&filters%5Bcontent_type%3Atemplate%5D=1&filters%5Bcontent_type%3A3d%5D=1&filters%5Bcontent_type%3Aimage%5D=1&k=turbine+blade+airplane&order=relevance&safe_search=1&limit=100&search_page=1&search_type=pagination&acp=&aco=turbine+blade+airplane&load_type=page&get_facets=0&asset_id=269338013)
3. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Film\\_cooling\\_revised.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Film_cooling_revised.jpg)
4. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Turbofan\\_operation.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Turbofan_operation.svg)
5. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:ThermalBarrierCoating.JPG](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:ThermalBarrierCoating.JPG)
6. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Repair\\_process\\_for\\_a\\_V2\\_500\\_high-pressure\\_turbine\\_guide\\_vane\\_\(10\).jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Repair_process_for_a_V2_500_high-pressure_turbine_guide_vane_(10).jpg)
7. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Impingement\\_revised.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Impingement_revised.jpg)
8. [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine\\_blade#/media/File:Cooling\\_by\\_effusion.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbine_blade#/media/File:Cooling_by_effusion.jpg)
9. [https://www.google.gr/search?q=air+intake+at+jet+engine&tbm=isch&ved=2ahUK EwiX7dHO8MT9AhXQpicCHU-fBpoQ2-cCegQIABAA&oq=air+intake+at+jet+engine&gs\\_lcp=CgNpbWcQA1BDWKdOY MxRaARwAHgAgAGrAogB1xKSAQY1LjEwLjOYAQCgAQGqAQQnd3Mtd2l6L WltZ8ABAQ&sclient=img&ei=DJcEZJe3JtDNnsEPz76a0Ak&bih=625&biw=1366#imgrc=N\\_b\\_TMVIGV4VgM](https://www.google.gr/search?q=air+intake+at+jet+engine&tbm=isch&ved=2ahUKEwiX7dHO8MT9AhXQpicCHU-fBpoQ2-cCegQIABAA&oq=air+intake+at+jet+engine&gs_lcp=CgNpbWcQA1BDWKdOY MxRaARwAHgAgAGrAogB1xKSAQY1LjEwLjOYAQCgAQGqAQQnd3Mtd2l6L WltZ8ABAQ&sclient=img&ei=DJcEZJe3JtDNnsEPz76a0Ak&bih=625&biw=1366#imgrc=N_b_TMVIGV4VgM)