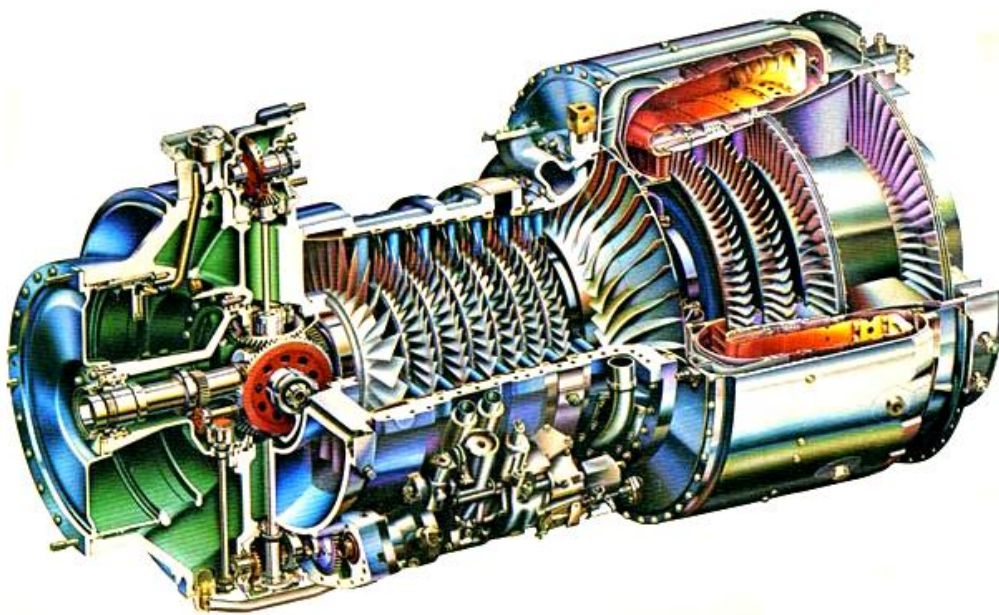


ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟ ΕΚΠΑΙΔΕΥΤΙΚΟ ΙΔΡΥΜΑ ΔΥΤΙΚΗΣ ΕΛΛΑΔΑΣ
ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ Τ.Ε

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
**ΕΞΟΜΕΙΩΣΗ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΚΙΝΗΤΗΡΑ
TURBOSHAFT ΓΙΑ ΝΑΥΤΙΚΗ ΧΡΗΣΗ**



ΝΙΚΟΛΑΚΑΚΗΣ ΝΙΚΟΛΑΟΣ
ΕΠΟΠΤΕΥΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΔΡ. ΠΟΥΛΥΖΑΚΗΣ ΑΠΟΣΤΟΛΟΣ

ΠΑΤΡΑ
ΝΟΕΜΒΡΙΟΣ 2018

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Το παρόν τεύχος αποτελεί την Πτυχιακή μου Εργασία που εκπονήθηκε στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Τ.Ε. του Τεχνολογικού Εκπαιδευτικού Ιδρύματος Δυτικής Ελλάδας, μέσω της οποίας μελετάται η λειτουργία Turboshaft κινητήρα για ναυτική χρήση.

Η απόφασή μου να ασχοληθώ με το θέμα της παρούσας πτυχιακής εργασίας είναι η θέλησή και κατ' επέκταση η πρόθεσή μου να ασχοληθώ με την ναυπηγική βιομηχανία. Οι αεροστρόβιλοι έχουν κάνει μια αλματώδη εξέλιξη στην αεροναυπηγική και την ναυπηγική βιομηχανία με συνέπεια να χρησιμοποιούνται σε πλήθος εφαρμογών. Οι σύγχρονοι αεροστρόβιλοι ταξινομούνται σε τέσσερις βασικούς τύπους και είναι ο turbojet, ο turbofan, ο turboprop και turboshaft, όπου και θα αναλυθεί στην παρούσα εργασία, και επιλέγονται σύμφωνα με το έργο που επιτελούν και τη μέθοδο παραγωγής ώσης που ακολουθούν. Οι αεροστρόβιλοι παρέχουν πλήθος πλεονεκτημάτων (μεγάλη ισχύς, καλό βαθμό απόδοσης, μικρό όγκο, συμπαγή κατασκευή, μικρό κόστος συντήρησης, κ.ά.) με συνέπεια να γίνονται ολοένα και πιο ελκυστική για μελέτη.

Από την θέση αυτή, θα ήθελα ευχαριστήσω θερμά τον Δρ. Πολυζάκη Απόστολο, για την καθοδήγηση τους καθώς και τις πολύτιμες συμβουλές του, την αμέριστη συμπαράστασή του και την κατανόηση του κατά την διεξαγωγή της παρούσας εργασίας. Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά την οικογένειά μου, για την υπομονή και την στήριξη που μου έδωσε απλόχερα κατά την διάρκεια της εκπόνησης της παρούσας πτυχιακής εργασίας αλλά και καθ' όλη την διάρκεια των σπουδών μου.

Υπεύθυνη Δήλωση Σπουδαστών: Ο κάτωθι υπογεγραμμένος σπουδαστής έχω επίγνωση των συνεπειών του Νόμου περί λογοκλοπής και δηλώνω υπεύθυνα ότι είμαι συγγραφέας αυτής της Πτυχιακής Εργασίας, αναλαμβάνοντας την ευθύνη επί ολοκλήρου του κειμένου εξ ίσου, έχω δε αναφέρει στην Βιβλιογραφία μου όλες τις πηγές τις οποίες χρησιμοποίησα και έλαβα ιδέες ή δεδομένα. Δηλώνω επίσης ότι, οποιοδήποτε στοιχείο ή κείμενο το οποίο έχω ενσωματώσει στην εργασία μου προερχόμενο από Βιβλία ή άλλες εργασίες ή το διαδίκτυο, γραμμένο ακριβώς ή παραφρασμένο, το έχω πλήρως αναγνωρίσει ως πνευματικό έργο άλλου συγγραφέα και έχω αναφέρει ανελλιπώς το όνομά του και την πηγή προέλευσης.

Ο σπουδαστής

Νίκος Νικολακάκης

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία έχει σκοπό την μελέτη λειτουργίας ενός αεροστροβίλου τύπου turboshaft που χρησιμοποιείται για ναυπηγική χρήση.

Αρχικά αναλύονται και περιγράφονται οι αεροστρόβιλοι και οι τύποι αυτών δίνοντας ιδιαίτερη έμφαση στον στροβιλοαντιδραστήρα, αξονοστρόβιλο, στροβιλοανεμιστήρα και στροβιλο-αθόδυλος. Επιπλέον, γίνεται αναφορά στην εξέλιξη του αεροπορικού σε ναυτικού αεροστρόβιλου καθώς και τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα για τη χρήση του αεροστροβίλου στη ναυτιλία. Στην συνέχεια δίνονται διάφορες εφαρμογές των αεροστροβίλων, αναφέρονται οι απαιτήσεις πρόωσης πλοίων και αναλύονται τα πιο διαδεδομένα συστήματα ισχύος για την πρόωση τους.

Ακολουθεί η ανάλυση λειτουργίας στο σημείο σχεδιασμού και εκτός αυτού. Συγκεκριμένα στο σημείο σχεδιασμού γίνεται η ανάλυση του κύκλου, τα βήματα υπολογισμού λειτουργίας στο σημείο σχεδιασμού, δύνονται τα δεδομένα εισαγωγής καθώς και η υπολογιστική διαδικασία. Στην συνέχεια γίνεται ανάλυση λειτουργίας εκτός σημείου σχεδιασμού. Αναλύεται η ασταθής λειτουργίας συμπιεστών, οι χάρτες συνιστωσών που αποτελούνται από χάρτη συμπιεστή, χάρτη στροβίλου και χάρτη προωθητικού ακροφυσίου. Επιπλέον, περιγράφεται η διαδικασία υπολογισμού εκτός σημείου σχεδιασμού.

Στην συνέχεια περιγράφεται αναλυτικά η εφαρμογή της λειτουργίας στο σημείο σχεδιασμού ενός Turboshaft μονού άξονα. Τέλος δίνονται τα συμπεράσματα της παρούσας πτυχιακής καθώς επίσης και η βιβλιογραφία που χρησιμοποιήθηκε για την εκπόνηση της.

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ

ΠΡΟΛΟΓΟΣ.....	i
ΠΕΡΙΛΗΨΗ.....	ii
ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΕΙΚΟΝΩΝ.....	v
ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΣΧΗΜΑΤΩΝ.....	vi
ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΠΙΝΑΚΩΝ.....	viii
ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	1
1. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΟΙ.....	2
1.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ ΣΤΟΥΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΟΥΣ.....	2
1.2. ΑΡΧΗ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ.....	5
1.2.1. ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ.....	6
1.3. ΤΥΠΟΙ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ.....	7
1.3.1. ΣΤΡΟΒΙΛΟΑΝΤΙΔΡΑΣΤΗΡΑΣ (TURBOJET ENGINE).....	10
1.3.2. ΕΛΙΚΟΣΤΡΟΒΙΛΟΣ (TURBOPROP ENGINE).....	10
1.3.3. ΑΞΟΝΟΣΤΡΟΒΙΛΟΣ (TURBOSHAFT ENGINE).....	12
1.3.4. ΣΤΡΟΒΙΛΟΑΝΕΜΙΣΤΗΡΑΣ (TURBOFAN ENGINE).....	12
1.3.5. ΣΤΡΟΒΙΛΟ - ΑΘΟΔΥΛΟΣ (TURBORAMJET).....	14
1.4. ΕΞΕΛΙΞΗ ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΠΟ ΑΕΡΟΠΟΡΙΚΟ ΣΕ ΝΑΥΤΙΚΟ.....	14
1.4.1. ΠΛΕΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ – ΜΕΙΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ ΑΠΟ ΤΗΝ ΧΡΗΣΗ ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΣΤΗΝ ΝΑΥΤΙΛΙΑ.....	17
2. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΝΑΥΤΙΚΕΣ ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ.....	19
2.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	19
2.2. ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ ΠΡΟΩΣΗΣ ΠΛΟΙΩΝ.....	21
2.3. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΙΣΧΥΟΣ ΓΙΑ ΠΡΟΩΣΗ ΠΛΟΙΩΝ.....	22
2.3.1. COMBINED DIESEL OR GAS TURBINE (CODOG).....	22
2.3.2. COMBINED DIESEL AND GAS TURBINE (CODAG).....	22
2.3.3. COMBINED GAS OR GAS TURBINE (COGOG).....	23
2.3.4. COMBINED GAS AND GAS TURBINE (COGAG).....	24
2.3.5. COMBINED STEAM AND GAS TURBINE (COSAG).....	24
2.3.6. COMBINED DIESEL ELECTRIC AND GAS TURBINE (CODLAG).....	25
2.3.7. INTERGRATED FULL ELECTRIC DRIVE (IFED).....	25
2.3.8. COMBINED GAS TURBINE AND STEAM TURBINE INTERGRATED ELECTRIC DRIVE SYSTEM (COGES).....	26

3.	ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ	27
3.1.	ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΟΥ ΚΥΚΛΟΥ (CYCLE ANALYSIS).....	27
3.2.	ΒΗΜΑΤΑ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΥ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ (DP)	28
3.3.	ΜΑΘΗΜΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ TURBOSHAFT (1-SHAFT)	30
3.3.1.	ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ (INPUTFILE).....	31
3.3.2.	ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΑ (CALCULATION PROCEDURE).....	32
4.	ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΕΚΤΟΣ ΣΗΜΕΙΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ	42
4.1.	ΕΙΣΑΓΩΓΗ.....	42
4.2.	ΑΣΤΑΘΗΣ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΣΥΜΠΙΕΣΤΩΝ.....	43
4.3.	ΧΑΡΤΕΣ ΣΥΝΙΣΤΩΣΩΝ	51
4.3.1.	ΧΑΡΤΗΣ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	51
4.3.2.	ΧΑΡΤΗΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ	64
4.3.3.	ΘΑΛΑΜΟΣ ΚΑΥΣΗΣ.....	66
4.3.4.	ΧΑΡΤΗΣ ΠΡΟΩΘΗΤΙΚΟΥ ΑΚΡΟΦΥΣΙΟΥ	69
4.4.	ΜΑΘΗΜΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΕΚΤΟΣ ΣΗΜΕΙΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ	72
4.4.1.	TURBOSAFT ΜΟΝΟΥ ΑΞΟΝΑ (1-SHAFT)	72
5.	ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ TURBOSHAFT (1-SHAFT) ..	90
5.1.	ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ TURBOSHAFT (1-SHAFT)	90
	ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ.....	99
	ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ.....	100
	ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ.....	104

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1: Αεροστρόβιλο τύπου J85-GE-17A της εταιρίας General Electric (1970).	2
Εικόνα 2:Εγκατάσταση Ναυτικού Αεροστρόβιλου	15
Εικόνα 3: Ο Ναυτικού τύπου MT30 της Rolls-Royce	16
Εικόνα 4: Τύποι πλοίων που χρησιμοποιούν τον MT30 για προωστήριο μέσο.....	16
Εικόνα 5: Αεροστρόβιλος σε πλήρη εγκατάσταση στο πλοίο.	17

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΣΧΗΜΑΤΩΝ

Σχήμα 1: Αεροστρόβιλος Ανοικτού Κυκλώματος μονού άξονα	3
Σχήμα 2: Αεροστρόβιλος Κλειστού Κυκλώματος	4
Σχήμα 3: Βασικά μέρη αεροστρόβιλου	5
Σχήμα 4: Θεωρητικός κύκλος του Brayton.....	6
Σχήμα 5: Διάφοροι τύποι αεροστροβίλων.....	8
Σχήμα 6:Τυπικές διατάξεις αεροστροβίλων	9
Σχήμα 7: Βασικά μέρη στροβιλοαντιδραστήρας (turbojet engine).....	10
Σχήμα 8: (α) Βασικά μέρη του ελικοστρόβιλου, (β) ελικοστρόβιλος τύπου T-53, (γ) ελικοστρόβιλος τύπου T-56	11
Σχήμα 9: Αξονοστρόβιλος (turboshaft engine).....	12
Σχήμα 10: Τομή στροβιλοανεμιστήρας (turbofan engine)	13
Σχήμα 11: Στροβιλο-αθόδυλος (turboramjet).....	14
Σχήμα 12: Σχηματικό διάγραμμα εγκατάστασης CODOG.....	22
Σχήμα 13: Σχηματικό διάγραμμα εγκατάστασης CODAG με μειωτήρες στροφών πολλαπλής μείωσης.....	23
Σχήμα 14: Σύστημα COGOG.	23
Σχήμα 15: Σύστημα COGAG.....	24
Σχήμα 16: Σύστημα COSAG.	24
Σχήμα 17:Σύστημα CODLAG.	25
Σχήμα 18: Σύστημα COGES.	26
Σχήμα 19: Block διάγραμμα με τοποθέτηση station vectors αξονοστροβιλοκινητήρα απλού μονού άξονα (1 shaft GT).....	30
Σχήμα 20: Διάγραμμα απλού κύκλου Brayton, μονού άξονα (1-Shaft GT).....	38
Σχήμα 21: (α) Διάγραμμα R_c -SW, (β) Διάγραμμα R_c - h_{th} απλού κύκλου Brayton.	39
Σχήμα 22: Διάγραμμα S-T με εμφάνιση μέγιστης η_{th} , με διαφορετική τιμή R_c και σταθερή TET.	40
Σχήμα 23: Παράσταση περιστροφικής αποκόλλησης σε διάγραμμα $Re_{νσ}$ παροχή μάζας.	44
Σχήμα 24: Βρόγχος υστέρησης-επανάκαμψης	45
Σχήμα 25: Φυσική ερμηνεία της εμφάνισης του φαινομένου της περιστροφικής αποκόλλησης.	45
Σχήμα 26: Δημιουργία αστάθειας στον συμπιεστή.....	47
Σχήμα 27: Πειραματική διάταξη προσομοίωσης λειτουργίας συμπιεστή.....	48
Σχήμα 28: Παροχές σταθερής και ασταθούς λειτουργίας για δεδομένη περιστροφική ταχύτητα.....	48
Σχήμα 29: Επίδραση της απόδοσης του συμπιεστή στην πίεση εξόδου του.....	50
Σχήμα 30: Διπλό διάγραμμα χαρακτηριστικών πολυβάθμιου αξονικού συμπιεστή.	52
Σχήμα 31:Συμπαγής χάρτης αξονικού συμπιεστή	52
Σχήμα 32: Διάγραμμα χαρακτηριστικών αξονικού συμπιεστή όπου παρουσιάζονται τα όρια λειτουργίας του.....	54
Σχήμα 33: Χαρακτηριστική μιας σταθερής ταχύτητας περιστροφής συμπιεστή.....	55

Σχήμα 34: Θετική και αρνητική γωνία πρόσπτωσης (incident angle) σε κινητό πτερύγιο ρότορα.	56
Σχήμα 35: Μεταβολή του Φ και της γωνίας πρόσπτωσης (i) κατά μήκος του συμπίεστή για διάφορα σημεία λειτουργίας του.	57
Σχήμα 36: Τυπική μορφή πεδίου χαρακτηριστικών πολυβάθμιου αξονικού συμπίεστή με υπερηχητική ή διαχητική ροή.....	57
Σχήμα 37: Δυνατές μετατοπίσεις του σημείου λειτουργίας.....	60
Σχήμα 38: Μετατόπιση του σημείου σχεδιασμού λόγω μείωσης της ταχύτητας περιστροφής.....	61
Σχήμα 39: Μεταβολή της παροχής μάζας λόγω μείωσης της ταχύτητας περιστροφής.....	62
Σχήμα 40: Κατανομή της στατικής πίεσης κατά μήκος του συμπίεστή (κάθε βαθμίδα ανεβάζει την ίδια μεταβολή πίεσης)	62
Σχήμα 41: Χαρακτηριστικές βαθμίδων.....	63
Σχήμα 42: Τυπική μορφή χάρτη στροβίλου.	65
Σχήμα 43: Απλοποιημένος χάρτης στροβίλου.	66
Σχήμα 44: Τυπικός θάλαμος καύσης: A. Λόγος πίεσης και B. Συντελεστής απόδοσης.....	67
Σχήμα 45: Βασικός χάρτης θαλάμου καύσης.....	68
Σχήμα 46: Χαρακτηριστική προωθητικού ακροφυσίου.....	70
Σχήμα 47: Turboshaftμονού άξονα (1-shaft).....	73
Σχήμα 48: Διαδικασία στο χάρτη του συμπίεστή.....	74
Σχήμα 49: Διαδικασία στο χάρτη θαλάμου καύσης.....	76
Σχήμα 50: Διαδικασία στο χάρτη στροβίλου	78
Σχήμα 51: Ισχύς εξόδου συναρτήσει του αριθμού περιστροφής του άξονα (ο βαθμός απόδοσης της μετάδοσης καθώς και η σχέση μετάδοσης θεωρούνται γνωστά)	80
Σχήμα 52: Γραμμές λειτουργίας turboshaft 1-shaft και 2-shaft ανάλογα το είδος του φορτίου που οδηγούν.	81
Σχήμα 53: Block διάγραμμα Turboshaft (1-Shaft).....	91

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΠΙΝΑΚΩΝ

Πίνακας 1: Βασικές κατηγορίες αεροστροβίλων.....	8
Πίνακας 2: Βασικές κατηγορίες πολεμικών πλοίων.....	19
Πίνακας 3: Πλεονεκτήματα - Μειονεκτήματα αεριοστροβίλων.....	20
Πίνακας 4: Τυπικά ποσοστά SM (%) για διάφορες εφαρμογές.....	58
Πίνακας 5: Δεδομένα υπολογισμού για το σημείο σχεδιασμού του Turboshaft (1-Shaft).....	90
Πίνακας 6: Συγκεντρωτικός πίνακας εξισώσεων σύμφωνα με τα βήματα υπολογισμού του σημείου σχεδιασμού Turboshaft (1-Shaft).....	92
Πίνακας 7: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1500 K.....	94
Πίνακας 8: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1400 K.....	94
Πίνακας 9: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1300 K.....	94
Πίνακας 10: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1200 K.....	94
Πίνακας 11: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1100 K.....	95
Πίνακας 12: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1000 K.....	95
Πίνακας 13: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=900 K.....	95
Πίνακας 14: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1500 K.....	96
Πίνακας 15: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1400 K.....	96
Πίνακας 16: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1300 K.....	96
Πίνακας 17: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1200 K.....	96
Πίνακας 18: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1100 K.....	97
Πίνακας 19: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1000 K.....	97
Πίνακας 20: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=900 K.....	97

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η κατηγορία των θερμικών μηχανών που είναι γνωστή ως αεριοστρόβιλοι ή αεροκινητήρες παρουσιάζουν μεγάλο επιστημονικό και τεχνολογικό ενδιαφέρον. Τεράστια η εξάπλωση τους σε εφαρμογές όπου καθοριστικές παράμετροι στην επιλογή της μονάδα ισχύος είναι η ικανότητα παραγωγής μεγάλης ισχύος σε συνδυασμό με μικρό βάρος, υψηλή αξιοπιστία και ικανοποιητική θερμική απόδοση. Τέτοιες εφαρμογές είναι η πρόωση ή αλλιώς προώθηση αεροπλάνων, ελικοπτέρων, πλοίων, η παραγωγή ισχύος σε αντλίες αγωγών πετρελαίου/φυσικού αερίου και φυσικά η παραγωγή ηλεκτρικής ισχύος.

Οι αεριοστρόβιλοι είναι στην ουσία Μηχανές Εσωτερικής Καύσης (ΜΕΚ) συνεχόμενης ροής που συνεπάγεται μεγάλη παραγωγή ισχύος σε σχέση με το μέγεθος ή το βάρος τους. Ειδικά, οι αεροπορικοί αεριοστρόβιλοι έχουν λόγο παραγόμενης ώσης ανά μονάδα βάρους που είναι από πέντε έως εννέα φορές μεγαλύτεροι συγκριτικά με τους εμβολοφόρους κινητήρες εσωτερικής καύσης αντίστοιχου βάρους. Η λειτουργία του βασίζεται στον θερμοδυναμικό κύκλο Brayton.

Οι ΜΕΚ συνεχόμενης ροής χαρακτηρίζεται επίσης από την απουσία παλινδρομικών κινήσεων, δηλαδή από την απουσία αλλαγής της φοράς κίνησης των κινούμενων τμημάτων (μειωμένη εμφάνιση δυνάμεων αδράνειας) και ελαχιστοποίηση τριβόμενων τμημάτων (μειωμένη κατανάλωση λιπαντικού). Ο βαθμός θερμικής απόδοσης του απλού θερμοδυναμικού κύκλου είναι της τάξης του 32-45. Ανάλογα την διαμόρφωση όμως μπορεί να φθάσει σε ιδιαίτερα υψηλές τιμές ειδικά εάν χρησιμοποιηθούν σε συνδυαστικά συστήματα.

Όσο αφορά τα καύσιμα μπορεί να είναι είτε υγρά όπως τα προϊόντα διύλισης του πετρελαίου και τέτοια είναι τα αεροπορικά καύσιμα, το biodiesel είτε αέρια όπως φυσικό αέριο, αεριοποιημένος άνθρακας, το βιοαέριο κ.ά.. Επιπλέον, τα καυσάερια παρουσιάζουν σχετικά μειωμένα, ειδικά με την εφαρμογή στο θάλαμο καύσης σύγχρονων τεχνολογιών περιορισμούς τους.

Ωστόσο, υπάρχουν και κάποια μειονεκτήματα τα οποία είναι η χαμηλή απόδοση σε συνθήκες λειτουργίας μερικού φορτίου / ισχύος. Επιπλέον, η λειτουργία επηρεάζεται σημαντικά από τις περιβαλλοντικές συνθήκες (θερμοκρασία, υγρασία ταχύτητα αέρα εισόδου), ενώ η επιρροή αυτή γίνεται πιο σημαντική όταν χρησιμοποιούνται σε αεροσκάφη. Η ειδική κατανάλωση καυσίμου είναι μεγαλύτερη συγκρινόμενη με τις τεχνολογικές προηγμένες εμβολοφόρες μηχανές εσωτερικής καύσης. Ακόμα υπάρχει μεγάλο κόστος και χρόνος ανάπτυξης και κατασκευής και τέλος υπάρχει κίνδυνος πρόκλησης σοβαρής βλάβης στους αεροπορικούς κινητήρες κυρίως λόγω αναρρόφησης ξένων σωμάτων.

Στην παρούσα πτυχιακή εργασία θα πραγματοποιηθεί ανάπτυξη των αεριοστρόβιλων, αναλύοντας κάθε τύπο και δίνοντας έμφαση στα θετικά και τα αρνητικά σημεία που παρουσιάζει ο κάθε τύπος. Επιπλέον, θα δοθεί ιδιαίτερη έμφαση στον turboshaft αναλύοντας με μαθηματικές έκφρασης πώς παρουσιάζεται η λειτουργία εντός και εκτός σημείου σχεδιασμού. Τέλος θα δοθεί η εφαρμογή σύμφωνα με τα όρια που δίνονται και θα καταγραφούν τα συμπεράσματα της εργασίας.

1. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΟΙ

1.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ ΣΤΟΥΣ ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΟΥΣ

Η ανάπτυξη των αεριοστρόβιλων (gas turbines) ξεκίνησε από την χρήση τους στα αεροσκάφη. Το πρώτο δίπλωμα ευρεσιτεχνίας για την χρήση ενός αεριοστρόβιλου σε αεροσκάφος δόθηκε το 1921, βελτιώνοντας την αρχική ιδέα και φτάνοντας στο 1939 κατασκευάζεται το πρώτο αεροσκάφος με αεριοστρόβιλό ως μέσο κίνησης. Ωστόσο, οι βαθμοί απόδοσης ήταν τόσο μικροί με συνέπεια οι κατασκευάστρες εταιρίες να προσπαθούν να βρουν λύση για την μεγιστοποίηση των βαθμών απόδοσης με ταυτόχρονη εξέλιξη των αεριοστρόβιλων βελτιώνοντας επιπλέον χαρακτηριστικά όπως την ταχύτητα.

Μια από τις εταιρίες που κατάφερε την προαναφερόμενη βελτίωση ήταν η General Electric όπου το 1970 κατασκεύασε τον αεριοστρόβιλο τύπου J85-GE-17A, ο οποίος παρουσίαζε βελτιωμένα χαρακτηριστικά κυρίως την απόδοση του συστήματος και την ταχύτητα του αλλά και στα υλικά κατασκευής του, τα οποία βασιζόντουσαν στην εξέλιξη της τεχνολογίας αλλά και στις απαιτήσεις της εποχής.



*Εικόνα 1: Αεριοστρόβιλο τύπου J85-GE-17A της εταιρίας General Electric (1970).
[Πηγή: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:J85_ge_17a_turbojet_engine.jpg]*

Πραγματοποιώντας μια σύντομη περιγραφή ενός αεριοστρόβιλου διακρίνεται ότι είναι μια μηχανή εσωτερικής καύσης (Μ.Ε.Κ) συνεχούς ροής που δίνει την δυνατότητα της μεγάλης παραγόμενης ισχύς συγκρινόμενη με το βάρος και το μέγεθος της. Σημειώνεται ότι

στην περίπτωση των αεροπορικών κινητήρων ο λόγος παραγωγής ώσης ανά μονάδα βάρους είναι από 5 έως 9 φορές μεγαλύτερος σε σχέση με τους αντίστοιχους εμβολοφόρους κινητήρες του ίδιου βάρους.

Ο διαχωρισμός των αεροστροβίλων γίνεται σύμφωνα με την δυνατότητα τους να ανακυκλώνουν ή όχι το θερμοδυναμικό μέσο (π.χ. τον αέρα κατά την λειτουργία τους). Οι βασικοί τύποι αεροστροβίλου είναι του ανοικτού και του κλειστού τύπου. Στην περίπτωση των αεροστροβίλων ανοικτού τύπου γίνεται διαρκής εισροή ατμοσφαιρικού αέρα μέσα από τον συμπιεστή, ενώ η ενέργεια προστίθεται με την καύση του καυσίμου με τον αέρα στο θάλαμο καύσης. Τα καυσαέρια εκτονώνονται στον στρόβιλο και στο τελικό ακροφύσιο εξαγωγής όπου και εξέρχονται στην ατμόσφαιρα. Οι αεροστροβίλοι ανοικτού τύπου είναι αυτοί που επικρατούν στην αγορά ακόμα και σήμερα.

Οι αεροστροβίλοι ανοικτού τύπου παρουσιάζουν κάποια σημαντικά πλεονέκτημα και τα βασικότερα είναι τα ακόλουθα:

- Παρουσιάζουν σχετική απλότητα στην εγκατάσταση και λειτουργία τους
- Άριστη λειτουργία σε σταθερό αριθμό στροφών υπό σταθερό φορτίο
- Υψηλή αδράνεια, που οφείλεται στην αντίσταση του συμπιεστή επειδή ελαττώνει τον κίνδυνο υπερβολικής ταχύτητας στην ξαφνική απώλεια φορτίου

Ωστόσο, υπάρχουν και κάποια μειονεκτήματα που είναι τα ακόλουθα:

- Η μεταβολή ισχύος επιτυγχάνεται με την μεταβολή της ροής καυσίμου με συνέπεια την μείωση της πίεσης του κύκλου καθώς και της μέγιστης θερμοκρασίας με συνέπεια τη πτώση της θερμικής απόδοσης.



Σχήμα 1: Αεροστρόβιλος Ανοικτού Κυκλώματος μονού άξονα
[Πηγή: Ντελκής, 2015]

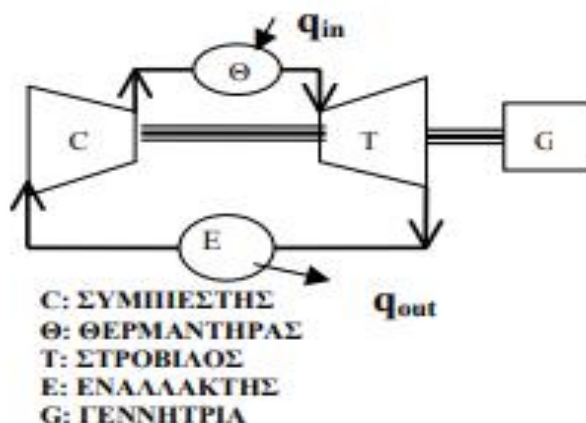
Στην περίπτωση των αεροστροβίλων κλειστού τύπου ο αέρας που εξέρχεται από την εξαγωγή οδηγείται και πάλι στη είσοδο του κινητήρα με συνέπεια να ανακυκλώνεται. Τονίζεται ότι ο αέρας που επιστρέφει είναι «καθαρός» και δεν είναι τα καυσαέρια. Επιπλέον, η καύση δεν χρησιμοποιεί τον αέρα του κυκλώματος διότι με αυτή την διαδικασία σε πολύ λίγο χρόνο δεν θα υπήρχε διαθέσιμο οξυγόνο στο κλειστό σύστημα. Για τα προαναφερόμενα γίνεται κατανοητό ότι απαιτείται η χρήση είτε ενός θερμαντήρα είτε ενός εναλλάκτη θερμότητας με στόχο την παραγωγή θερμικής ενέργειας καθώς επίσης η καύση να γίνεται σε απομονωμένο εξωτερικό καυστήρα. Άρα το αέριο που χρησιμοποιείται και επανακυκλοφορεί εντός του αεροστροβίλου μπορεί να μην είναι ατμοσφαιρικός αέρας αλλά κάποιο αέριο που θα παρουσιάζει καλύτερες θερμοδυναμικές ιδιότητες.

Οι αεροστροβίλοι κλειστού τύπου παρουσιάζουν κάποια σημαντικά πλεονέκτημα και τα βασικότερα είναι τα ακόλουθα:

- Υψηλή πίεση αερίου εντός του κλειστού κυκλώματος
- Δυνατότητα αυξομείωσης της πίεσης μπορεί να επηρεάσει την παραγόμενη ισχύ χωρίς την μεταβολή της παροχής καυσίμου
- Χρήση διάφορων αερίων με στόχο την εκμετάλλευση των θερμικών τους ιδιοτήτων
- Μεταφορά θερμότητας στον εναλλάκτη βελτιώνεται, λόγω της υψηλής πυκνότητας του αερίου.
- Μείωση των διαβρώσεων και των φθορών των πτερυγίων του στρόβιλου που δημιουργούνται από τα προϊόντα καύσης
- Μη απαίτηση φιλτραρίσματος του εισερχόμενου αέρα στον κύκλο του αεροστρόβιλου.

Ωστόσο, υπάρχουν και κάποια μειονεκτήματα που είναι τα ακόλουθα:

- Υποχρεωτικό εξωτερικό σύστημα θέρμανσης, στον οποίο περιλαμβάνεται ο εξωτερικός θάλαμος καύσεως.
- Υπάρξει διαφόρων προβλημάτων που οφείλονται στις υψηλές πιέσεις (π.χ. διαρροές)



Σχήμα 2: Αεροστρόβιλος Κλειστού Κυκλώματος
 [Πηγή: Ντελκής, 2015]

Στις μέρες οι αεροστρόβιλοι κλειστού κύκλου μπορεί να έχουν ισχύ από 2-30 MW και να χρησιμοποιούν ως λειτουργικό μέσο τον ατμοσφαιρικό αέρα και ως καύσιμο το πετρέλαιο, φυσικό αέριο και άνθρακα.

Οι πιο σύγχρονοι στρόβιλοκινητήρες ταξινομούνται σε τέσσερις βασικές κατηγορίες (turbojet, turbofan, turboprop και turboshaft) και διαχωρίζονται σύμφωνα με το έργο που επιτελούν και την μέθοδο παραγωγής ώσης που ακολουθούν. Οι κινητήρες που παράγουν ωστικές δυνάμεις άμεσα από το ρεύμα καυσαερίων χωρίς τη μεσολάβηση βοηθητικών συστημάτων κίνησης είναι οι κινητήρες turbojet και turbofan. Οι turbojet αποτελούν τον πιο πρώιμο τύπο στρόβιλοκινητήρα και τα κύρια δομικά τους μέρη είναι η διάταξη εισαγωγής (intake), ο συμπιεστής (compressor), ο θάλαμος καύσης (combustion chamber), ο στρόβιλος (turbine) και το ακροφύσιο (exhaust duct ή nozzle).

Οι αεροστρόβιλοι χαρακτηρίζονται για τα στοιχεία απλότητας που παρουσιάζουν και συγκεκριμένα στοιχεία όπως μεγάλη ομοιομορφία στρεπτικής ροπής και ταχύτητας περιστροφής, απλούστευση των προβλημάτων στεγανότητας και λίπανσης, μείωση των μηχανικών απωλειών, υψηλή τιμή του άνω ορίου για την ταχύτητα περιστροφής, ταχεία εκκίνηση από κρύα κατάσταση και έλλειψη ανάγκης ψυκτικού ύδατος.

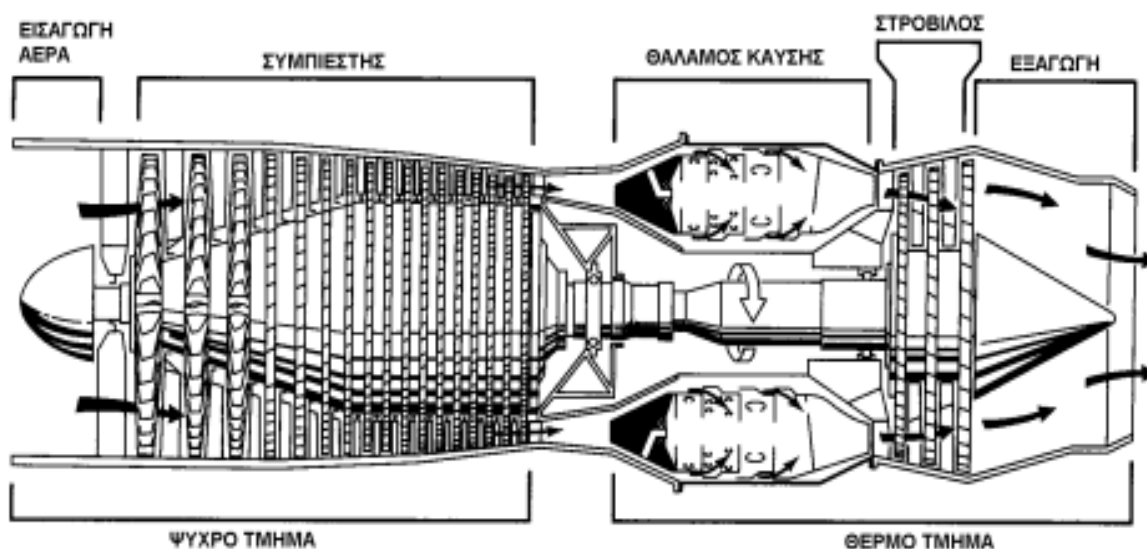
Όλα τα προαναφερόμενα στοιχεία κάνουν τους αεροστροβίλους αποδοτικούς τόσο σε γενικές περιπτώσεις όσο και συγκρινόμενους με άλλα συστήματα όπως τις ανταγωνίστηκε; παλινδρομικές Μηχανές Εσωτερικής Καύσεως (ΜΕΚ) με συνέπεια να συμβάλουν στον καλύτερο δυνατό βαθμό απόδοσης αλλά και ταχύτητας. Στην συνέχεια του Κεφαλαίου θα πραγματοποιηθεί η ανάλυση των βασικών αρχών των αεροστροβίλων καθώς επίσης και η κατηγοριοποίηση αυτών.

1.2. ΑΡΧΗ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ

Ο αεροστροβίλος, όπως προαναφέρθηκε, θεωρείται ως έναν αποτελεσματικό κινητήρα αερίωθησης και χρησιμοποιείται σε μεγάλο πλήθος εφαρμογών στις μέρες μας. Τα βασικά μέρη ενός αεροστροβίλου είναι:

- Εισαγωγή (intake)
- Συμπιεστής (compressor)
- Θάλαμος καύσης (combustion chamber)
- Στρόβιλος (compressor turbine)
- Ακροφύσιο εξαγωγής (propelling exhaust nozzle)

Στην συνέχεια ακολουθεί η απεικόνιση των τμημάτων ενός αεροστροβίλου (Σχήμα 3).



Σχήμα 3: Βασικά μέρη αεροστροβίλου

[Πηγή: <http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/pdf>]

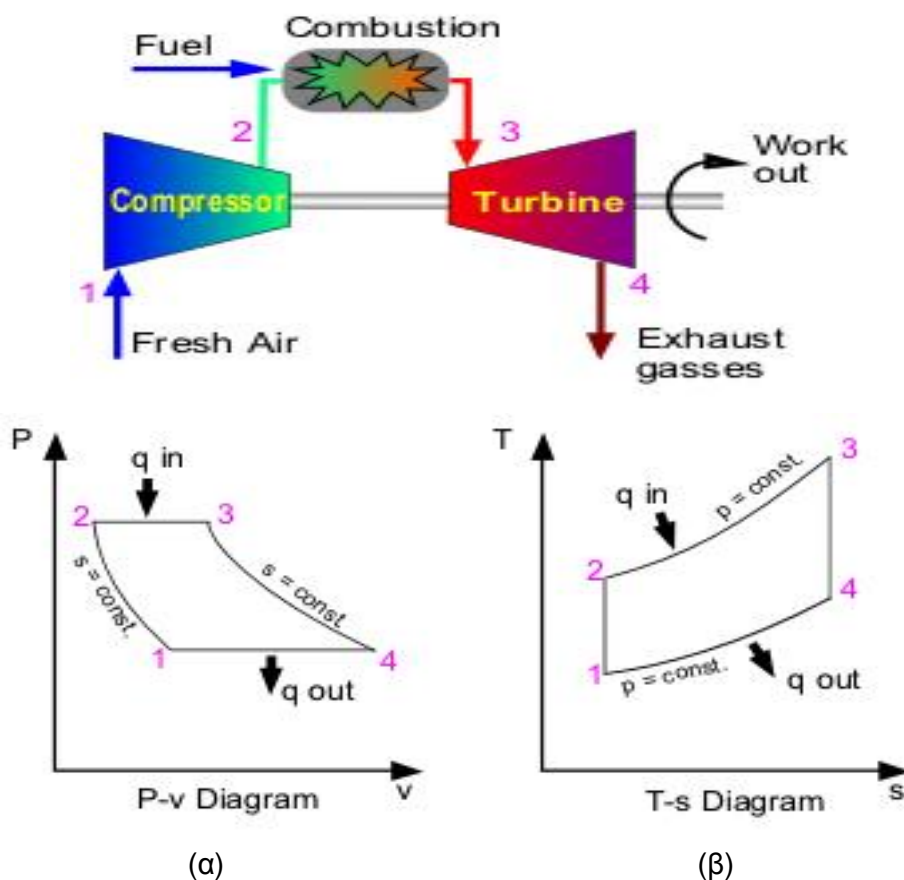
Το ψυχρό τμήμα ενός αεροστροβίλου αποτελείται τον συμπιεστή ενώ το θερμό τμήμα ενός αεροστροβίλου αποτελείται από το θάλαμο καύση και τον στρόβιλο / τουρμπίνα. Η λειτουργία ενός στρόβιλου πραγματοποιείται με την παροχή μάζας η οποία οδηγείται από το τμήμα της εισαγωγής στον συμπιεστή, όπου και συμπιέζεται και στην συνέχεια οδηγείται στον θάλαμο καύσης. Κατά την συμπίεση διακρίνεται η αύξηση της πίεσης διατηρώντας την θερμοκρασία στα ίδια επίπεδα με την εισαγωγή. Στον θάλαμο καύσης γίνεται περαιτέρω αύξηση της θερμοκρασίας του αέρα με την καύση του καυσίμου, πρακτικά υπό σταθερή

πίεση. Ακολουθεί η ανάμειξη της με το εγχυόμενο καύσιμο με στόχο την πραγματοποίηση της καύσης, όπου και παράγονται θερμά καυσαέρια που εκτονώνονται και οδηγούνται στην εξαγωγή του αεροστροβίλου. Ωστόσο, η διαδρομή αυτή των καυσαερίων προκαλούν την περιστροφή του στροβίλου, ο οποίος με την σειρά του είναι συνδεδεμένος με τον συμπιεστή μέσω κοινού άξονα. Στο τμήμα του στροβίλου διακρίνεται η μείωση της πίεσης και της θερμοκρασίας. Στην συνέχεια τα καυσαέρια συνεχίζουν την εκτόνωσή τους και περνούν στο επόμενο τμήμα του αεροστροβίλου που είναι το ακροφύσιο εξόδου, εξέρχονται από τον κινητήρα έχοντας πολύ μεγαλύτερη ταχύτητα από αυτήν της εισερχόμενης μάζας αέρα. Γίνεται άμεσα κατανοητό ότι υπάρχει διάφορα στην ταχύτητας εισαγωγής και εξαγωγής με συνέπεια να παράγεται ώση, η οποία βέβαια εξαρτάται άμεσα από τύπο του αεροστρόβιλο. Ωστόσο, θα πρέπει να σημειωθεί ότι μπορούν να χρησιμοποιηθούν πάνω από ένας στρόβιλος ή πάνω από ένας συμπιεστής αντίστοιχα, βασισμένοι σε ξεχωριστό άξονα αλλά έχοντας το ίδιο κέντρο.

1.2.1. ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ

Ο αεροστρόβιλος λειτουργεί σύμφωνα με τον θεωρητικό κύκλο του Brayton, ο οποίος αποτελείται από δύο διαφορετικές διεργασίες με σταθερή πίεση, όπου προσδίδεται και αφαιρείται η θερμότητα και από δύο ισεντροπικές διεργασίες την συμπίεση και την εκτόνωση στις οποίες γίνεται η παραγωγή έργου.

Η γραφική παράσταση του κύκλου γίνεται σε συντεταγμένες Πίεσεως-Όγκου (P-V) και Θερμοκρασίας- Εντροπίας (T-S), όπως διακρίνεται στο Σχήμα 6.



Σχήμα 4: Θεωρητικός κύκλος του Brayton
[Πηγή: http://wikipedia.qwika.com/en2el/Brayton_cycle]

Στο διάγραμμα (Σχήμα 6 (α)), με συντεταγμένες Πίεσης-Όγκου (P-V) οι φάσεις που πραγματοποιούνται είναι:

1. Συμπύεση
2. Πρόσδοση Θερμότητας
3. Παραγωγή Έργου
4. Αποβολή Θερμότητας

Σε συντεταγμένες Θερμοκρασίας - Εντροπίας (T-S) (Σχήμα 6 (β)), οι φάσεις του κύκλου που εκφράζουν τα σχήματα είναι:

1. Αντιστρεπτή Αδιαβατική (ισεντροπική) Συμπύεση (1-2)
2. Πρόσδοση θερμότητας υπό σταθερή πίεση (2-3)
3. Αντιστρεπτική Αδιαβατική Εκτόνωση (3-4)
4. Αποβολή θερμότητας υπό σταθερή πίεση μέχρι της αρχικής καταστάσεως (4-1).

Οι θερμικοί κύκλοι αποτελούν την εφαρμογή του πρώτου και του δεύτερου θερμοδυναμικού νόμου στο εργαζόμενο μέσο, το οποίο με μία σειρά από διεργασίες μετατρέπει την Θερμική Ενέργεια σε Μηχανική. Στους αεριοστροβίλους το εργαζόμενο μέσο είναι τα καυσαέρια και ο αέρας. Μετά από την σειρά διεργασιών (φάσεις) ο αέρας επανέρχεται στην αρχική του κατάσταση, και αφού υπολογιστεί το παραγόμενο έργο και η προσδιδόμενη θερμότητα, βρίσκεται ο βαθμός θερμικής απόδοσης του κύκλου καθώς και η απαιτούμενη ποσότητα του κυκλοφορούντος εργαζόμενου μέσου για την παραγωγή ισχύος.

1.3. ΤΥΠΟΙ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ

Υπάρχουν διάφοροι τύποι αεροστροβίλων, μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σύμφωνα με διάφορα χαρακτηριστικά τους. Αρχικά ο διαχωρισμός μπορεί να πραγματοποιηθεί σύμφωνα με τον αριθμό των αξόνων τους σε:

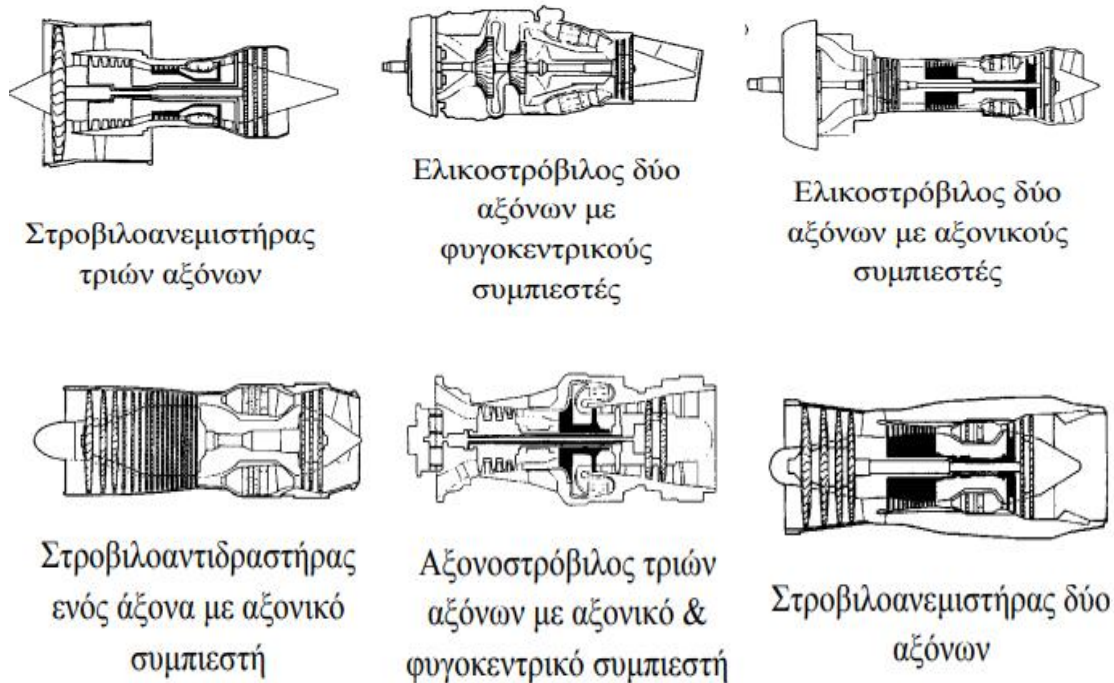
- Αεροστροβίλους απλούς
- Αεροστροβίλους διπλού άξονα
- Αεροστροβίλους τριπλού άξονα
- Αεροστροβίλους τυμπάνου

Στην συνέχεια απεικονίζονται κάποιοι από τους προαναφερόμενους στροβίλου (Σχήμα 4).

Σε κάθε τύπο αεροστροβίλου η ισχύς είναι ανάλογη του ποσού θερμότητας που εκλύεται κατά την καύση. Τονίζεται ότι η θερμότητας δεν μπορεί να μετρηθεί με συνέπεια να χρησιμοποιούνται κάποιοι παράμετροι με στόχο τον υπολογισμό της. Οι παράγοντες που μπορούν να υπολογίσουν την θερμότητα είναι η θερμοκρασία, η μάζα – το βάρος καθώς και η ειδική θερμότητα. Σημαντικό ρόλο παίζει η διαφορά του ρόλου της θερμότητας και της θερμοκρασίας στην λειτουργία ενός αεροστροβίλου αυτό μπορεί να γίνει άμεσα κατανοητό δίνοντας ένα παράδειγμα. Συγκεκριμένα στην περίπτωση που υπάρχουν δύο αεροστροβίλοι εκ των οποίων ο ένας καταναλώνει δέκα φορές περισσότερο καύσιμο από τον άλλον αλλά και οι δύο λειτουργούν στην ίδια θερμοκρασία εισόδου των καυσαερίων στον στροβίλο διακρίνεται ότι αυτός που καταναλώνει μεγαλύτερη ποσότητα καυσίμου μπορεί να αποδώσει δέκα φορές μεγαλύτερη ισχύ. Επιπλέον, η αύξηση της θερμοκρασίας καύσης έχει συνέπεια την μεγαλύτερη εκτόνωση των καυσαερίων με αποτέλεσμα την παραγωγή μεγαλύτερης ποσότητας ώσης.

Ωστόσο πρέπει να σημειωθεί ότι παρουσιάζονται κάποιοι περιορισμοί κατά την λειτουργία των αεροστροβίλων που είναι η αντοχή των υλικών κατασκευής τους θαλάμου καύσης του στροβίλου. Ο αεριοστροβίλος κινητήρας διακρίνεται σε διαφορετικούς τύπους,

όμως όλοι αποτελούνται από τα βασικά μέρη που αναλύθηκαν στο προηγούμενο εδάφιο. Στην συνέχεια δίνεται ο Πίνακας ένας με τις κατηγορίες των αεροστροβίλων σύμφωνα με τον κύκλο, τον άξονα, θερμικούς εναλλάκτες και την εφαρμογή.



Σχήμα 5: Διάφοροι τύποι αεροστροβίλων

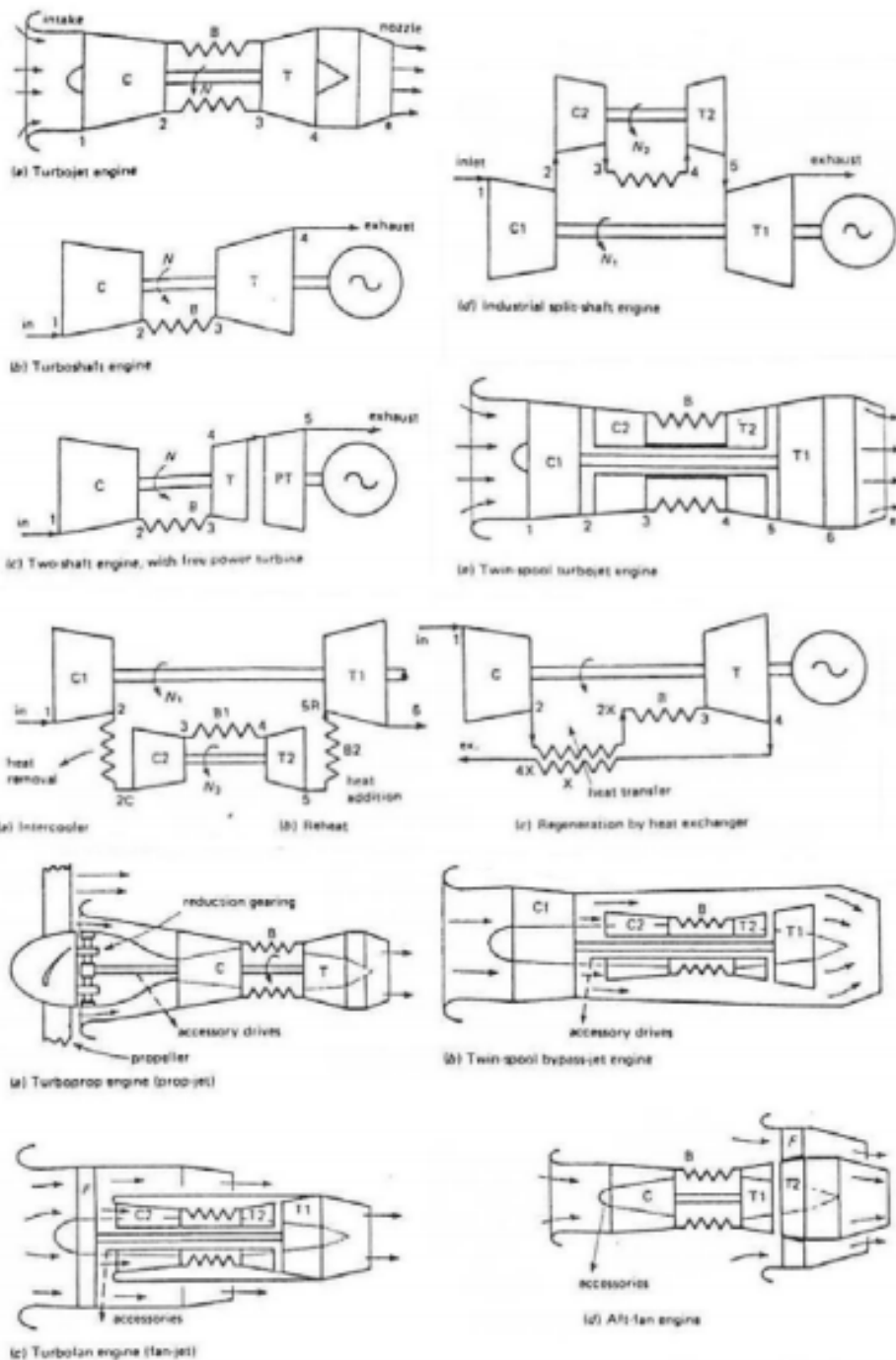
[Πηγή: <http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/pdf>]

ΚΑΤΗΓΟΡΙΕΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ	ΤΥΠΟΙ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ
Κατά τον κύκλο	<ul style="list-style-type: none"> • Ανοικτού κύκλου με αναρρόφηση και επαναφορά στην ατμόσφαιρα • Κλειστού τύπου, όπου το ρευστό παραμένει πάντα στην μηχανή και τα ποσά θερμότητας εισέρχονται και εξέρχονται από τη μηχανή μέσω θερμικών εναλλακτών
Κατά τον άξονα	<ul style="list-style-type: none"> • Μονό – αξονικές • Δι-αξονικές • Τρι-αξονικές • Ελεύθερο στρόβιλό ισχύος
Κατά τους θερμικούς εναλλάκτες	<ul style="list-style-type: none"> • Αναγεννητικός • Μη ενδιάμεση ψύξη • Με αναθέρμανση
Κατά την εφαρμογή	<ul style="list-style-type: none"> • Αεροπορικοί • Ναυτιλιακοί • Ηλεκτροπαραγωγοί • Βιομηχανική

Πίνακας 1: Βασικές κατηγορίες αεροστροβίλων

[Πηγή: http://www.lat.upatras.gr/pdf/LECTURE_NOTES_AERIOSTROBILOI/KEFALAI0-01.pdf]

Στο Σχήμα 5 διακρίνονται αεροστροβίλοι με διαφορετικές διατάξεις των βασικών τους μερών.



Σχήμα 6: Τυπικές διατάξεις αεροστροβίλων
[Πηγή: Cohen et al., 1972]

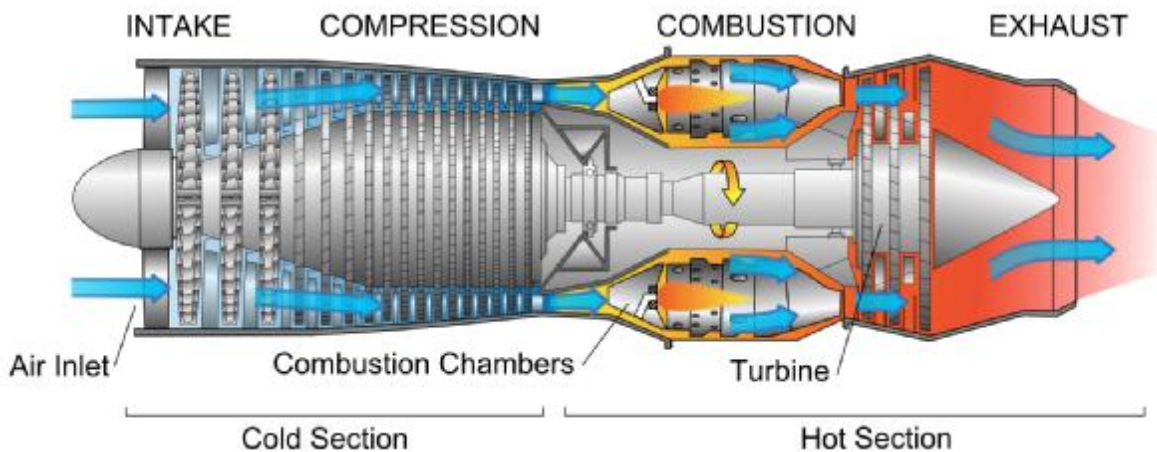
Στην συνέχεια ακολουθεί το εδάφιο με την περιγραφή των πιο διαδεδομένων αεροστροβίλων αναλύοντας τα χαρακτηριστικά που παρουσιάζει ο καθένας κατά την λειτουργία του.

1.3.1. ΣΤΡΟΒΙΛΟΑΝΤΙΔΡΑΣΤΗΡΑΣ (TURBOJET ENGINE)

Ο στροβιλοαντιδραστήρας (turbojet engine) έχει πανομοιότυπη αρχή λειτουργίας με κάθε αεροστρόβιλό και αποτελεί την πιο απλή μορφή ενός αεροστρόβιλου κινητήρα. Ο στροβιλοαντιδραστήρας (turbojet engine) εκμεταλλεύεται την ροή των καυσαερίων που δημιουργείται στο ακροφύσιο εξαγωγής ως το μόνο μέσο παραγωγής ώσης, η οποία επιτυγχάνεται με την επιτάχυνση μάζας αέρα σε υψηλές ταχύτητες. Μία χαρακτηριστική παράμετρος του στροβιλοαντιδραστήρα είναι ο λόγος συμπίεσης ή λόγος πίεσης (engine pressure ratio – EPR), το οποίο και αποτελεί το μέγεθος που εκφράζει την πίεση εξαγωγής των καυσαερίων από το στρόβιλό προς την πίεση του εισερχόμενου αέρα. Η τιμή του EPR αποτελεί ένδειξη της παραγόμενης ώσης για μία συγκεκριμένη παροχή ισχύος.

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι ένα από τα βασικά μειονεκτήματα του στροβιλοαντιδραστήρα (turbojet engine) είναι οι χαμηλές ταχύτητες που συνεπάγεται και μικρότερη παραγόμενη ώση. Γίνεται άμεσα κατανοητό ότι ο λόγος του EPR αποδεικνύει αν είναι ικανοποιητική η πίεση εισαγωγής αέρα στο συμπιεστή. Είναι απαραίτητο να δίνεται ο ανάλογος χρόνος με στόχο την ικανοποιητική αύξηση της πίεσης και συνεπώς την ανάλογη παραγόμενη ώση. Ακόμα η κατανάλωση του καυσίμου κυμαίνεται σε υψηλά επίπεδα με συνέπεια να θεωρείται ασύμφορος.

Στην συνέχεια ακολουθεί η απεικόνιση ενός στροβιλοαντιδραστήρα (turbojet engine) και διακρίνονται τα μέρη που τον αποτελούν.



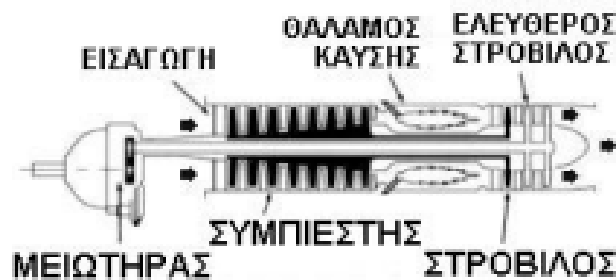
Σχήμα 7: Βασικά μέρη στροβιλοαντιδραστήρα (turbojet engine)

[Πηγή: http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf]

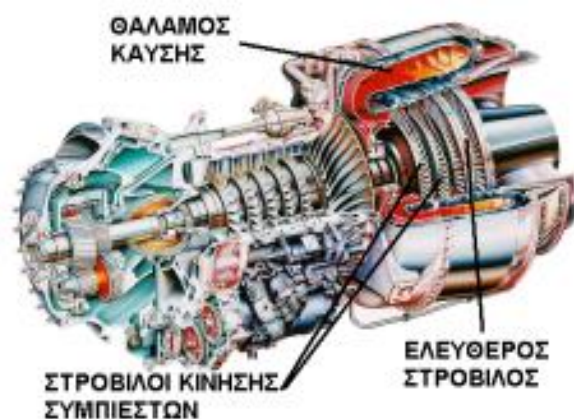
1.3.2. ΕΛΙΚΟΣΤΡΟΒΙΛΟΣ (TURBOPROP ENGINE)

Ο ελικοστρόβιλος (turbo-prop engine) χρησιμοποιείται σε πλήθος εφαρμογών. Στην ουσία θεωρείται όμοιος με τον προαναφερόμενο αεροστρόβιλό τον στροβιλοαντιδραστήρα με την μόνη διαφορά ότι κάνει χρήση ενός συστήματος γρναζιών που έχει τον ρόλο του μειωτήρα στροφών στην μετάδοση κίνησης. Στον ελικοστρόβιλο (turbo-prop engine) το μεγαλύτερο ποσοστό των καυσαερίων χρησιμοποιείται για την κίνηση του έλικα, με συνέπεια η προσφερόμενη από τα καυσαέρια ώση να κυμαίνεται σε πολύ χαμηλά επίπεδα. Συγκεκριμένα η ενέργεια των καυσαερίων ενός ελικοστρόβιλου αποδίδεται έως και 90% ισχύς στον άξονα που κινεί τον έλικα με αποτέλεσμα το ποσό που απομένει δηλαδή το 10% της ενέργειας των καυσαερίων να παρέχεται υπό μορφή ώσης.

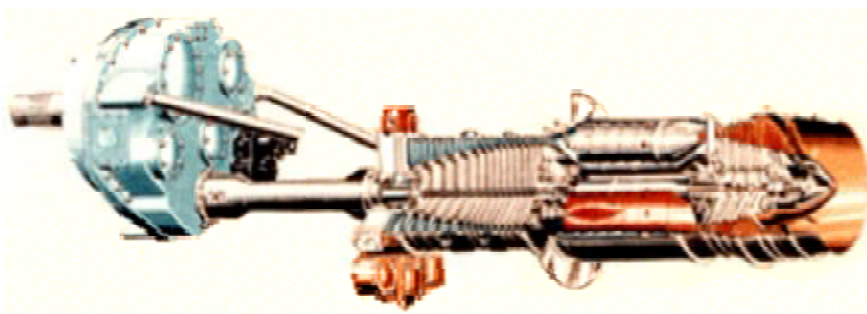
Στην συνέχεια απεικονίζεται δύο τύποι ελικοστρόβιλων (turbo-prop engine) καθώς και τα βασικά μέρη που τους απαρτίζουν (Σχήμα 8).



(a)



(b)



(c)

Σχήμα 8: (α) Βασικά μέρη του ελικοστρόβιλου, (β) ελικοστρόβιλος τύπου T-53, (γ) ελικοστρόβιλος τύπου T-56

[Πηγή: http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf]

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι σε κάποιους τύπους ελικοστρόβιλων μπορεί να χρησιμοποιηθεί και κάποιος επιπλέον στρόβιλος με στόχο την βελτιστοποίηση της κίνησης του έλικα.

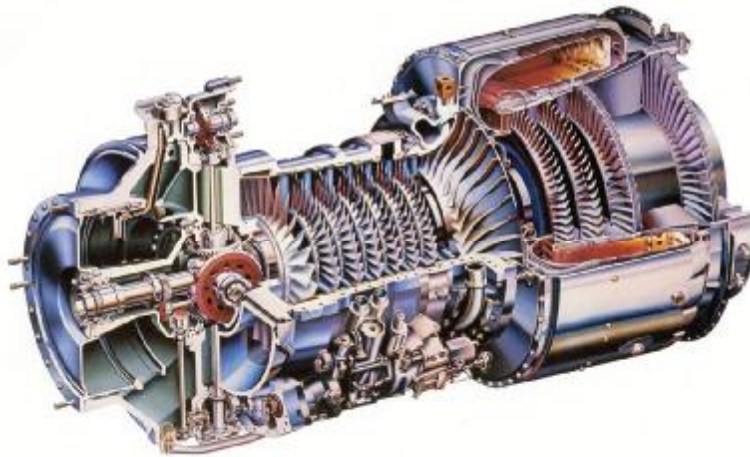
Στην περίπτωση του ελεύθερου στρόβιλου (free turbine ή power turbine) είναι συνδεδεμένος με έναν διαφορετικό άξονα με έναν μειωτήρα στροφών, τα υπόλοιπα μέρη του κινητήρα, που είναι συμπιεστής, θάλαμος καύσης και στρόβιλος καυσαερίων, λειτουργούν για να παρέχουν καυσαέρια με υψηλή ενέργεια για την περιστροφή του ελεύθερου στρόβιλου. Σε άλλους τύπους ελικοστρόβιλων δεν υπάρχει ξεχωριστός ελεύθερος στρόβιλος και η κίνηση του έλικα επιτυγχάνεται με την εκμετάλλευση μέρους της ενέργειας των καυσαερίων που εκτονώνονται σε στρόβιλο, ο οποίος κινεί και το συμπιεστή.

Το βασικό πλεονέκτημα ελικοστρόβιλου είναι ότι υπάρχει η δυνατότητα να επιτυγχάνει την καλύτερη ειδική κατανάλωση καυσίμου συγκρινόμενος με άλλα είδη

αεροστροβίλων. Η συμβουλή του έλικα επιτρέπει την επιτάχυνση των μεγάλων μαζών αέρα σε μικρές ταχύτητες άρα υπάρχει και μεγάλη παραγόμενη ώση. Ωστόσο, γίνεται άμεσα κατανοητό ότι από το παραπάνω πλεονέκτημα μειώνεται όταν υπάρχει αύξηση της ταχύτητας. Επιπλέον, ένα μειονέκτημα του ελικοστρόβιλου είναι η πολυπλοκότητα της κατασκευής του που κάποιες φορές δημιουργεί προβλήματα και στη συντήρησή του. Ακόμα, το βάρος του είναι μεγαλύτερο από ένα στροβιλοαντιδραστήρα με ανάλογη ώση.

1.3.3. ΑΞΟΝΟΣΤΡΟΒΙΛΟΣ (TURBOSHAFT ENGINE)

Ο αξονοστρόβιλος (turboshaft engine) είναι ο τύπος αεροστρόβιλου παρέχει ισχύ σχεδόν αποκλειστικά στον άξονά του ενώ ελάχιστη είναι η παραγωγή ώσης. Από το Σχήμα 9 γίνεται άμεσα κατανοητό ότι υπάρχει μεγάλη ομοιότητα με τον ελικοστρόβιλο, ιδιαίτερα στην περίπτωση που ο ελεύθερος στρόβιλος του ελικοστροβίλου δεν συνδέεται με τον έλικα αλλά με τον άξονα του στροφείου με συνέπεια να έχουμε τον αξονοστρόβιλο. Η έξοδος του αξονοστρόβιλου ορίζεται από την παραγμένη ισχύ στον άξονα (αξονική ισχύς) του ελεύθερου στροβίλου.



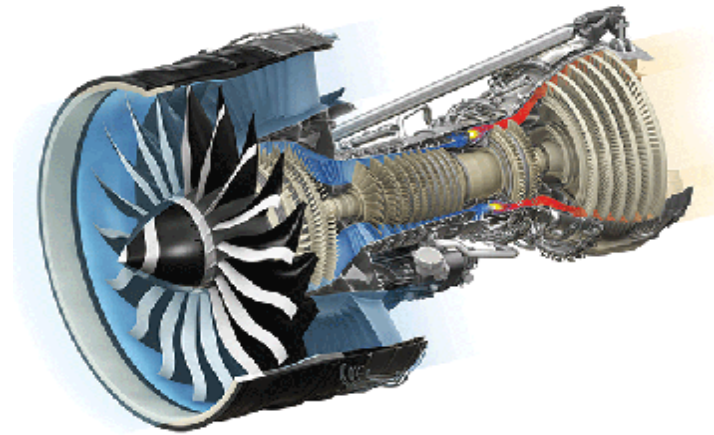
Σχήμα 9: Αξονοστρόβιλος (turboshaft engine)
[Πηγή: <https://gr.pinterest.com/pin/314970567672015646/>]

Ο αξονοστρόβιλος (turboshaft engine) χρησιμοποιείται, σε κάποιες περιπτώσεις, και ως εναλλακτικό μέσο παροχής ισχύος (Auxiliary Power Unit, APU). Ωστόσο, ξεχωριστά από τις αεροπορικές εφαρμογές, ο ελεύθερος στρόβιλος μπορεί να συνδεθεί και με τον άξονα στροφείου πλοίου, αυτοκινήτου, ηλεκτρογεννήτριας κ..α. ο συγκεκριμένος αξονοστρόβιλος θα αναλυθεί περαιτέρω με στόχο την εκόπνηση της παρούσας πτυχιακής εργασίας.

1.3.4. ΣΤΡΟΒΙΛΟΑΝΕΜΙΣΤΗΡΑΣ (TURBOFAN ENGINE)

Ο στροβιλοανεμιστήρας (turbofan engine) θεωρείται ότι είναι μια παραλλαγή του στροβιλοαντιδραστήρα, όπως επίσης είναι και μια από τις πιο σπουδαίες τεχνικές εξελίξεις του αεροστρόβιλου. Στην πραγματικότητα αυτός ο αεροστρόβιλος συνδυάζει τα χαρακτηριστικά του στροβιλοαντιδραστήρα και ελικοστρόβιλου αλλά επιταχύνει με μικρότερη μας από τον ελικοστρόβιλο αλλά μεγαλύτερη από το στροβιλοαντιδραστήρα. Κάποια από τα

Βασικά πλεονεκτήματα είναι η αυξημένη παροχή ισχύος ανά μονάδα βάρους, η καλή ειδική κατανάλωση καυσίμου και μειωμένος θόρυβος κατά την λειτουργία.



Σχήμα 10: Τομή στροβιλοανεμιστήρας (turbofan engine)

[Πηγή:<https://www.engineering.com/DesignerEdge/DesignerEdgeArticles/ArticleID/13785/Materials-Microscopy-and-Modeling-Combine-to-Improve-Jet-Engine-Performance.aspx>]

Στην ουσία ο στροβιλοανεμιστήρας είναι ένας ελικοστρόβιλος με τον έλικα – δηλαδή τον ανεμιστήρα (fan) – μέσα στον κινητήρα. Ο ανεμιστήρας μπορεί να βρίσκεται είτε στο μπροστινό είτε στο οπίσθιο τμήμα του αεροστρόβιλου. Η αρχή λειτουργίας του είναι λίγο διαφορετική από τους κοινούς αεροστρόβιλους αφού η ροή του αέρα εισαγωγής διασπάζεται σε δύο ρεύματα το θερμό και το ψυχρό, όπου το θερμό ρεύμα διέρχεται μέσα από τον κινητήρα ενώ το ψυχρό ρεύμα περνά περιφερειακά του σώματος του κινητήρα με την ίδια αξονική διεύθυνση (ροή παράκαμψης – by pass). Το θερμό ρεύμα συνεισφέρει κατά 80% της παραγωγής της ώσης. Όσο αφορά τον ανεμιστήρα του συστήματος επιταχύνει ψυχρό αέρα προς το πίσω μέρος του κινητήρα χωρίς διακρίνεται ανάμειξη του καυσίμου και να πραγματοποιείται καύση. Με αυτό τον τρόπο παράγεται ώση η οποία προστίθεται στην ολική ώση του κινητήρα.

Όσο αφορά τον λόγο του ψυχρού ρεύματος προς το θερμό ρεύμα αέρα καλείται λόγος παράκαμψης (by pass ratio) και είναι χαρακτηριστικό του στροβιλοανεμιστήρα. Ο λόγος αυτός κυμαίνεται σε τιμές από 2:1 έως 10:12 με συνέπεια ο στροβιλοανεμιστήρας χαρακτηρίζεται ως υψηλού ή χαμηλού λόγου παράκαμψης. Η έξοδος του αέρα παράκαμψης γίνεται μέσα από έναν ειδικό αγωγό (duct) που βρίσκεται περιφερειακά του κύριου σώματος του κινητήρα. Στις περισσότερες μορφές στροβιλοανεμιστήρα γίνεται χρήση περισσότερων στροβίλων με στόχο την κίνηση του ανεμιστήρα αλλά μπορεί να γίνεται χρήση και περισσότερων στροβίλων.

Στους στροβιλοανεμιστήρες υψηλού λόγου παράκαμψης (high by pass ratio) δίνονται πλεονεκτήματα όπως η βελτίωση της sfc , βελτίωση της ικανότητας ανάστροφής ώσης, αύξηση του βάρους ανά μονάδα ώσης, αύξηση της μετωπικής επιφάνειας ανά μονάδα ώσης, σημαντική αύξηση του αριθμού των βαθμίδων του LP στροβίλου, αύξηση του κόστους κτήσης ανά μονάδα ώσης καθώς και η ισχύς που μεταφέρεται στα βοηθητικά συστήματα και στο σύστημα ψύξης επηρεάζει περισσότερο τη λειτουργία του κινητήρα. Ο υψηλό λόγος συμπίεσης χρησιμοποιείται σε κινητήρες αεροπλάνων τα οποία πετούν σε περιοχή ταχυτήτων 0.8M. Ο υψηλότερος λόγος παράκαμψης που υπάρχει μέχρι σήμερα είναι 9:1.

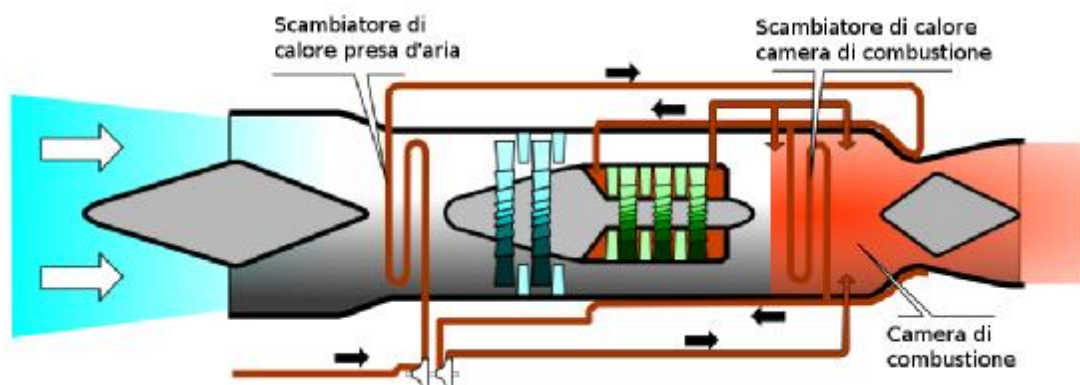
Οι στροβιλοανεμιστήρες χαμηλού λόγου παράκαμψης (low by pass ratio) είναι αυτοί που ενσωματώνουν την αιχμή της τεχνολογίας των κινητήρων. Πλεονεκτούν αφού παράγουν υψηλά ποσά ώσης, έχουν ιδιαίτερα υψηλούς λόγους ισχύος / βάρους και ισχύος / όγκου και η κατανάλωση καυσίμου κυμαίνεται σε ικανοποιητικά επίπεδα. Επιπλέον, έχουν την

δυνατότητα χρήσης μετάκαυσης και μεγαλύτερα ποσοστά ισχύος ιδιαίτερα σε αεροσκάφη που χρησιμοποιούν ταχύτητες μεγαλύτερες του 1Μ. ωστόσο, αυτό ο τύπος έχει αυξημένο κόστος ανάπτυξης και κτήσης. Σημειώνεται ότι στροβιλοανεμιστήρες χαμηλού λόγου παράκαμψης (low by pass ratio) είναι οι κινητήρες αυτοί που αποτελούν το προωθητικό σύστημα σχεδόν όλων των μαχητικών αεροσκαφών υψηλών επιδόσεων της 2^{ης} γενιάς και μετά.

Τέλος, οι στροβιλοανεμιστήρες σε όποιο τύπο και αν ανήκουν από τους προαναφερόμενους θεωρούνται ακόμα και σήμερα ως οι πιο αξιόλογοι τύποι κινητήρων αεριώθησης για μεγάλα αεροσκάφη.

1.3.5. ΣΤΡΟΒΙΛΟ - ΑΘΟΔΥΛΟΣ (TURBORAMJET)

Ο Στροβιλο-αθόδυλος (turboramjet) αποτελεί συνδυασμό του στροβιλοαντιδραστήρα και του αθόδουλου. Ο κινητήρας διαθέτει εκτός από τη διάταξη του στροβιλοαντιδραστήρα και έναν αγωγό μεταβλητού ανοίγματος εισαγωγής, μετακαυστήρα και ένα ακροφύσιο μεταβλητής διατομής. Σε ταχύτητες έως και τριπλάσιες της ταχύτητας του ήχου (Mach 3), ο στροβιλοαντιδραστήρας έχει καλή απόδοση και λειτουργεί χωρίς τη βοήθεια του μετακαυστήρα. Όταν όμως η ταχύτητα υπερβεί το Mach 3, ο στροβιλοαντιδραστήρας σταματά να λειτουργεί, η ροή του αέρα κατευθύνεται στο μετακαυστήρα και η λειτουργία του κινητήρα είναι αυτή του αθόδουλου.



Σχήμα 11: Στροβιλο-αθόδυλος (turboramjet)

[Πηγή: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Regenerative air turboramjet \(ATR\).png](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Regenerative air turboramjet (ATR).png)]

1.4. ΕΞΕΛΙΞΗ ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΠΟ ΑΕΡΟΠΟΡΙΚΟ ΣΕ ΝΑΥΤΙΚΟ

Κατά τα έτη 1937 – 1939 πραγματοποιήθηκαν δοκιμές με στόχο την χρήση των αεροστροβίλων ως προωστήρες κινητήρων πλοίων. Συγκεκριμένα η τότε κυβέρνηση της Αγγλίας ανέθεσε στην κατασκευαστική εταιρία Whittle την κατασκευή σχετικού αεροστρόβιλου. Σύμφωνα με τον Πυργώτη (2014) με το πέρασμα 10 χρόνων λειτουργίας του αεροπορικού αεροστρόβιλου, κατασκευάζεται το 1947 το πρώτο σκάφος του Βρετανικού Ναυτικού που ονομαζόταν MGB 2009 και σήμαινε Motor Gun Boat με αεροστρόβιλο που παρείχε μέρος της ισχύος προώσεως. Η κίνηση του σκάφους γινόταν αποκλειστικά με αεροστρόβιλο, ο οποίος είχε μήκος 24 πόδια και έφερε κινητήρα της κατασκευάστριας εταιρείας Boeing. Ωστόσο οι δοκιμές ξεκίνησαν με το πέρασμα του 1950., και από εκείνη την στιγμή έγινε γνωστό σαν νέο μέσο κίνησης το οποίο ήταν ταχύτερο και με καλύτερη απόδοση

από τις παλινδρομικές Μ.Ε.Κ.. Αποτέλεσμα αυτού ήταν να τράβηξε το ενδιαφέρον των κατασκευαστριών εταιριών με αποτέλεσμα την ραγδαία εξέλιξη του.



*Εικόνα 2:Εγκατάσταση Ναυτικού Αεριοστρόβιλου
[Πηγή: Πυργιώτης, 2014]*

Η ανάπτυξη της τεχνολογίας οδήγησε στην βελτίωση και τροποποίηση τέτοιων συστημάτων με συνέπεια να τα κάνει κατάλληλα ακόμα και για ταχύπλοα. Ένα από τα πιο σύγχρονα συστήματα είναι ο κινητήρας MT30 τύπου αεροπορικού αεριοστρόβιλου της εταιρίας Rolls - Royce. Ο κινητήρας MT30 παρουσιάζει όλα τα πλεονεκτήματα εκμεταλλεόμενος την τελειότητα της τεχνολογίας που παρουσιάζει στον αέρα και στο νερό. Ο κινητήρας MT30 δίνει όλη την δύναμη του αεροστροβίλου με στόχο την βελτιστοποίηση της πρόωσης των πλοίων, επιπλέον, παρουσιάζει μεγάλη αξιοπιστία αφού θεωρητικά έχει πάνω από τριάντα εκατομμύρια ώρες λειτουργία.

Ο αεριοστρόβιλος MT30 είναι διπλού άξονα με μεγάλη σχέση συμπίεσης. Ακόμα η αναρρόφηση αέρα μπορεί να πραγματοποιηθεί είτε με αξονική είτε με κυκλική διαμόρφωση η οποία οφείλεται από τον τρόπο εγκατάστασης. Ο αεριοστρόβιλος MT30 είναι συμπαγής με σχετικά μικρό βάρος και αποτελείται από ένα συμπιεστή με μέση πίεση οχτώ βαθμίδων και έναν έξι βαθμίδων υψηλής πίεσης. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι ο αεροστρόβιλος τεσσάρων βαθμίδων αποτελεί εξέλιξη του βιομηχανικού Trent και του Trent 800 και υποστηρίζεται από ισχυρό σύστημα εδράνων για την καλύτερη αξιοπιστία. Τα βασικά μηχανολογικά εξαρτήματα του στροβίλου έχουν επικαλύψεις που οποίες τον προστατεύουν από το θαλασσινό νερό με στόχο την μείωση της συντήρησης και την ταυτόχρονη αύξηση της διάρκειας ζωής – χρόνους λειτουργίας. Όσο αφορά το θάλαμο καύσης είναι παρόμοιος του αντίστοιχου αεροπορικού σχεδιασμού για να χρησιμοποιεί απόσταγμα τύπου DMA, εξασφαλίζοντας ότι ο MT30 συμμορφώνεται με όλες τις υπάρχουσες νομοθεσίες σχετικά με εκπομπές ρύπων .

Για πλοία τύπου L.N.G, ο αεροστρόβιλος MT30 έχει δύο δυνατότητες λειτουργίας του με το καύσιμό, δηλαδή είτε να καταναλώσουν την εξάτμιση φορτίου (Boil-off) από του πλοίου τις δεξαμενές αποθήκευσης είτε να καταναλώσουν το στάνταρ DMA καύσιμο, όταν το αέριο δεν είναι διαθέσιμο. Το σύστημα ελέγχου του MT30 παρέχει ολοκληρωμένα συστήματα alarms, όργανα παρακολούθησης και έλεγχο λειτουργίας του αεριοστρόβιλου καθώς και προστασία από επιτάχυνση (Over speed).



Εικόνα 3: Ο Ναυτικού τύπου MT30 της Rolls-Royce
[Πηγή: <http://el.marinelink.com/news/rolls-royce>]

Ο αεριοστρόβιλος MT30 ήταν μια από τις βασικές επιλογές του Αμερικανικού Ναυτικού (U.S Navy) με στόχο την κίνηση των φρεγατών του στόλου του πολεμικού Ναυτικού (USS Freedom), σε αεροπλανοφόρα, για τα πλοία διοικητικής μέριμνας, για κρουαζιερόπλοια κ.ά.



Εικόνα 4: Τύποι πλοίων που χρησιμοποιούν τον MT30 για προωστήριο μέσο.
[Πηγή: Πυργιώτης, 2014]

1.4.1. ΠΛΕΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ – ΜΕΙΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ ΑΠΟ ΤΗΝ ΧΡΗΣΗ ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΣΤΗΝ ΝΑΥΤΙΛΙΑ

Η πρόωση των πλοίων επιτυγχάνεται με παλινδρομικές δίχρονες Diesel, οι Αεριοστρόβιλοι και οι Ατμοστρόβιλοι. Κάθε ένας από τους προαναφερόμενους τρόπους πρόωσης παρουσιάζει τα δικά του πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα. Στην περίπτωση της πρόωσης με αεριοστρόβιλους οι ενδείξεις των πλεονεκτημάτων και μειονεκτημάτων έγιναν με την πάροδο του χρόνου και μετά από την χρησιμοποίησή τους σε στρατιωτικές μονάδες για στρατιωτικούς λόγους.



(α)



(β)

*Εικόνα 5: Αεριοστρόβιλος σε πλήρη εγκατάσταση στο πλοίο.
[Πηγή: Πυργιώτης, 2014]*

Τα βασικά πλεονεκτήματα για τη χρήση αεροστροβίλων για την πρόωση πλοίων είναι:

- Ο μικρός όγκος που καταλαμβάνει στον χώρο της εγκατάστασης
- Η μεγάλη ισχύς.
- Μικρό βάρος ανά ίππο
- Η απόδοση συγκρινόμενη με το μέγεθος τους
- Η συμπαγή κατασκευή του.

- Πολλαπλή χρησιμοποίηση λόγω της περιστροφικής μορφής που αποδίδεται η ισχύς.
- Χαμηλό κόστος συντήρησης.

Τα βασικά μειονεκτήματα για τη χρήση αεροστροβίλων για την πρόωση πλοίων είναι:

- Χαμηλότερος θερμικός βαθμός απόδοσης συγκρινόμενος με μηχανή Diesel.
- Μεγάλη κατανάλωση καυσίμου, λόγω χρήσης μόνο αποσταγμάτων (DMA) για καύσιμο.
- Υψηλό κόστος αγοράς.

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι το μεγαλύτερο πρόβλημα εμφανίζεται στο δεύτερο μειονέκτημα, δηλαδή την αυξημένη κατανάλωση καυσίμου που είναι το μείζον θέμα που απασχολεί τις πλοιοκτήτριες εταιρείες τόσο πολύ που προς το παρόν τις αποτρέπει από την χρησιμοποίηση του αεριοστροβίλου σαν μέσο πρόωσης των πλοίων.

2. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΝΑΥΤΙΚΕΣ ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ ΑΕΡΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ

2.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η κίνηση των πλοίων βασίζεται στο σύστημα πρόωσής τους. Όσον αφορά τα πολεμικά πλοία οι αεριοστροβίλοι είναι το κυρίαρχο σύστημα πρόωσής τους, καθώς σχεδόν όλες οι κατηγορίες πολεμικών πλοίων έχουν την δυνατότητα να εξοπλιστούν με σύστημα ισχύος που περιλαμβάνει αεριοστροβίλους.

ΚΑΤΗΓΟΡΙΑ	ΙΣΧΥΣ ΠΡΟΩΣΗΣ (MW)
Υποβρύχιο (συμβατικό/πυρηνικό)	10-20/25-50
Σκάφος παράκτιων επιχειρήσεων	50-60
Κορβέτα	10-30
Φρεγάτα	20-40
Σκάφος Αμφίβιων Επιχειρήσεων	20-40
Αεροπλανοφόρο	100-220

*Πίνακας 2: Βασικές κατηγορίες πολεμικών πλοίων.
[Πηγή: Πολυζάκης, 2012]*

Ωστόσο, η σημαντικότητα των αεριοστροβίλων γίνεται αντιληπτή και από τους χρήστες αλλά και τους κατασκευαστές πολιτικών εκδόσεων πλοίων (επιβατηγά και εμπορικά). Αυτό συνέβη διότι η πολιτική ναυπηγική βιομηχανία δίνει ιδιαίτερη σημασία σε συγκεκριμένα χαρακτηριστικά των συστημάτων πρόωσης όπως είναι τα ακόλουθα:

- Συμπαγή συστήματα πρόωσης.
- Αυξημένη ισχύς.
- Υψηλός βαθμός απόδοσης.
- Περιορισμένη εκπομπή ρύπων.

Λόγω λοιπόν των συνεχών τεχνολογικών εξελίξεων όσον αφορά την κατασκευή αεριοστροβίλων, παρατηρείται και σημαντική αναβάθμιση τόσο στην αξιοπιστία τους όσο και στις επιδόσεις τους. Έτσι λοιπόν ο αεριοστροβίλος υιοθετήθηκε σαν κύρια μονάδα ισχύος των συστημάτων πρόωσης σε μεγάλα κρουαζιερόπλοια αλλά και επιβατηγά ή οχηματαγωγά υψηλών ταχυτήτων. Η τοποθέτηση αεριοστροβίλων ενδείκνυται στους εξής βασικούς τύπους πολιτικών πλοίων:

- Κρουαζιερόπλοια (large cruise ships), λόγω της εξοικονόμησης χώρου που προσφέρει η χρήση αεριοστρόβιλων (ωφέλιμος κοινόχρηστος ή ξενοδοχειακός χώρος), αλλά και λόγω της παραγόμενης θερμότητας από τα καυσαέρια εξαγωγής (κάλυψη αναγκών του πλοίου).
- Επιβατηγά και οχηματαγωγά υψηλών ταχυτήτων (high speed ferries), λόγω της δυνατότητας εκμετάλλευσης την υψηλής ισχύος τους αλλά και την σχετικά περιορισμένη εκπομπή ρύπων.
- Φορτηγά υγροποιημένου φυσικού αερίου (LNG Carriers), λόγω της δυνατότητας αποδοτικότερης καύσης του υγροποιημένου φυσικού αερίου.
- Γρήγορα φορτηγά εμπορευματοκιβωτίων (fast containerships), λόγω της εξοικονόμησης του χώρου που προσφέρει η χρήση αεριοστρόβιλων (μεγαλύτερη μεταφορική ικανότητα πλοίου).

Η χρήση των αεριοστρόβιλων έχει εξαπλωθεί σημαντικά στον τομέα των θαλάσσιων μεταφορών. Ακολουθεί αναφορά των μειονεκτημάτων και των πλεονεκτημάτων στον ακόλουθο πίνακα σύμφωνα με τον Πολυζάκη Α. (2012).

ΠΛΕΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ
Υψηλή συγκέντρωση ισχύος, δηλαδή υψηλοί λόγοι ισχύος/βάρους και ισχύος/όγκου.
Εύκολη εγκατάσταση και εξυπηρέτηση που οφείλεται στην σπονδυλωτή (modular) κατασκευή του ολοκληρωμένου συστήματος πρόωσης με αεριοστρόβιλο.
Υψηλή αξιοπιστία και διαθεσιμότητα.
Μέτριο κόστος συντήρησης, διατήρηση μικρών αποθεμάτων ανταλλακτικών και εύκολη άρση και επανατοποθέτηση του κινητήρα (GT pack).
Λιγότερες εκπομπές αέριων ρύπων (ειδικά NO _x και SO _x) και καπνού από τους diesel κινητήρες.
Λειτουργία με υψηλό βαθμό αυτοματοποίησης.
Ευέλικτη λειτουργία: γρήγορη εκκίνηση, μηδενική ανάγκη προθέρμανσης ή χρόνου λειτουργίας στο ρελαντί.
ΜΕΙΟΝΕΚΤΗΜΑΤΑ
Σχετικά χαμηλή απόδοση και κατά συνέπεια την αύξηση της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (sfc) και την μείωση της αυτονομίας του πλοίου.
Υψηλή ειδική κατανάλωση καυσίμου για λειτουργία σε μερικό φορτίο.
Υψηλό κόστος κτήσης.
Ανάγκη προετοιμασίας πετρελαίου χαμηλής ποιότητας πριν την καύση του.
Ανάγκη χρήσης ακριβών συστημάτων μείωσης των στροφών, αφού η ταχύτητα περιστροφής είναι ιδιαίτερα υψηλή.
Ανάγκη χρήσης προπελών μεταβλητού βήματος ή μειωτήρα με αναστροφή (ρεβέρσα), αφού οι αεριοστρόβιλοι δεν είναι αναστρεφόμενες μηχανές.
Μεγάλος όγκος αγωγών εισαγωγής αέρα και εξαγωγής καυσαερίων.

*Πίνακας 3: Πλεονεκτήματα - Μειονεκτήματα αεριοστρόβιλων.
[Πηγή: Πολυζάκης, 2012]*

2.2. ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ ΠΡΩΣΗΣ ΠΛΟΙΩΝ

Κατά την κίνηση ενός πλοίου σε γαλήνια θάλασσα, σχηματίζονται δύο ειδών κύματα. Το ένα οφείλεται στην αύξηση της πίεσης του νερού στην πλώρη του πλοίου, ενώ το δεύτερο οφείλεται στην μείωση της πίεσης του νερού στην πρύμνη του πλοίου. Ως αντίσταση δημιουργίας κύματος (wave making resistance), ορίζεται η δύναμη αντίστασης που προκαλούν αυτά τα δύο κύματα. Θα πρέπει ωστόσο να σημειωθεί πως όταν ένα πλοίο κινείται με μεγάλη ταχύτητα, η αντίσταση δημιουργίας κύματος αντιπροσωπεύει την μεγαλύτερη απαίτηση ενέργειας για να ξεπεραστεί. Είναι γεγονός ότι για συγκεκριμένο τύπο γάστρας (hull) υπάρχει μία ταχύτητα, η λεγόμενη κρίσιμη ταχύτητα, η οποία όταν επιτευχθεί το πλοίο πλανάρει και ταυτόχρονα τα απόνερα του συστήματος πρόωσης εκτοξεύονται προς τα πάνω.

Η δεύτερη σε μέγεθος δύναμη αντίστασης είναι η αντίσταση λόγω τριβής (skin friction resistance). Η δημιουργία της οφείλεται στην τριβή ολίσθησης μεταξύ του νερού και της γάστρας. Άλλη μία αντίσταση που δημιουργείται είναι η αντίσταση πίεσης ή υδροδυναμική οπισθέλκουσα (pressure resistance or hydrodynamic drag). Οι αποκολλήσεις της ροής του νερού περιμετρικά της γάστρας και κατά συνέπεια η δημιουργία αντιστροφου πεδίου πίεσης προς την εμπρόσθια πορεία του πλοίου, είναι ο λόγος εμφάνισης της προαναφερθείσας αντίστασης. Επιπλέον, λόγω της αεροδυναμικής αντίστασης του τμήματος του σκάφους που βρίσκεται πάνω από την ίσαλο γραμμή (water line) δημιουργείται μία επιπλέον αντίσταση, η αντίσταση του αέρα (air resistance), η οποία για μικρές ταχύτητες είναι μηδαμινή, ενώ για μεγάλες ταχύτητες δεν υπερβαίνει το 5% της συνολικής δύναμης των αντιστάσεων.

Τα τέσσερα προαναφερόμενα είδη αντιστάσεων είναι το σύνολο της καθαρής αντίστασης (naked resistance). Ωστόσο για να εκτιμηθεί η ολική αντίσταση (total resistance) θα πρέπει στην καθαρή αντίσταση να προστεθεί και η αντίσταση λόγω εξαρτημάτων (appendance resistance), η οποία οφείλεται σε απώλειες που προέρχονται από οτιδήποτε εξέχει από την γάστρα του πλοίου και παράλληλα βρίσκεται κάτω από την ίσαλο γραμμή (πηδάλια, προπέλες κ.λπ.).

Σύμφωνα με τον Πολυζάκη Α. (2012), ο υπολογισμός της πρόωσης ισχύς που απαιτείται για την κίνηση ενός πλοίου πραγματοποιείται από τον εξής τύπο:

$$P_{\text{propulsive}} = K_1 * m^a * \vec{V}_{\text{vessel}}^b \quad [2.1]$$

Όπου:

m = η μάζα του νερού που μετατοπίζεται,

\vec{V}_{vessel} = η ταχύτητα του πλοίου

K_1 = σταθερά που παίρνει τιμές από 0,0025 έως 0,0035 ανάλογα με τον τύπο γάστρας, η σταθερά a παίρνει τιμές από 0,8 έως 1,0 ανάλογα με τον τύπο γάστρας, η σταθερά b είναι ίση περίπου με 3 γάστρες μετατόπισης (displacement), ενώ μπορεί να μειωθεί στην τιμή 2 για γάστρες που πλανάρουν κατά την πλεύση.

Επιπλέον, η ισχύς εξόδου της μηχανής ενός πλοίου δίνεται από την σχέση:

$$P = K_2 * N_{\text{propeller}}^3 \quad [2.2]$$

Όπου:

K_2 = σταθερά που εξαρτάται από τον τύπο της προπέλας ή του υδρωθητήρα.

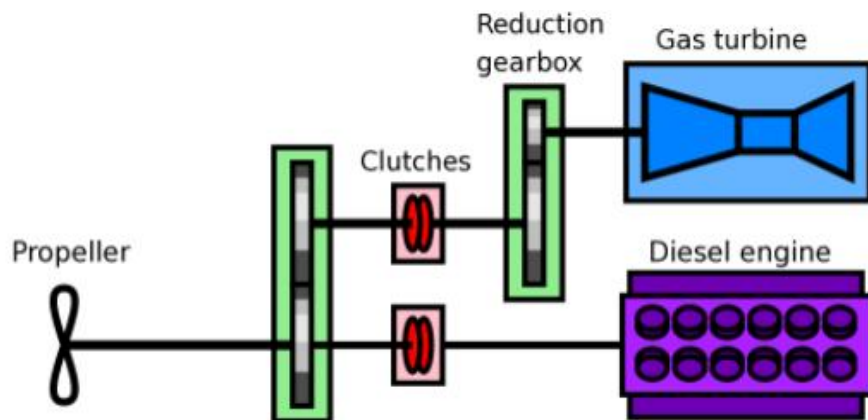
2.3. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΙΣΧΥΟΣ ΓΙΑ ΠΡΩΣΗ ΠΛΟΙΩΝ

2.3.1. COMBINED DIESEL OR GAS TURBINE (CODOG)

Το σύστημα πρόωσης CODOG χρησιμοποιείται σε πλοία των οποίων η μεγαλύτερη ταχύτητα είναι πολύ μεγαλύτερη από την ταχύτητα υπηρεσίας. Χαρακτηριστικά παραδείγματα πλοίων που ενδείκνυται η χρήση του συστήματος είναι οι φρεγάτες και οι κορβέτες.

Η εγκατάσταση του συστήματος περιλαμβάνει έναν αεριοστρόβιλο και έναν κινητήρα diesel. Ο κινητήρας diesel λειτουργεί σε χαμηλές στροφές, ενώ για υψηλές ταχύτητες γίνεται απεμπλοκή του κινητήρα με συμπλέκτη και εμπλοκή του αεριοστρόβιλου ο οποίος λειτουργεί στο πλήρες φορτίο. Για την μείωση των στροφών του αεριοστρόβιλου απαραίτητη είναι η χρήση κιβωτίου (gear box). Σε αυτά τα συστήματα, οι δύο κινητήρες λειτουργούν ξεχωριστά και ποτέ ταυτόχρονα.

Βασικό πλεονέκτημα του συστήματος είναι το σχετικά απλό σύστημα μετάδοσης που διαθέτει, ενώ μειονεκτεί στην αυξημένη κατανάλωση καυσίμου σε υψηλές θερμοκρασίες.



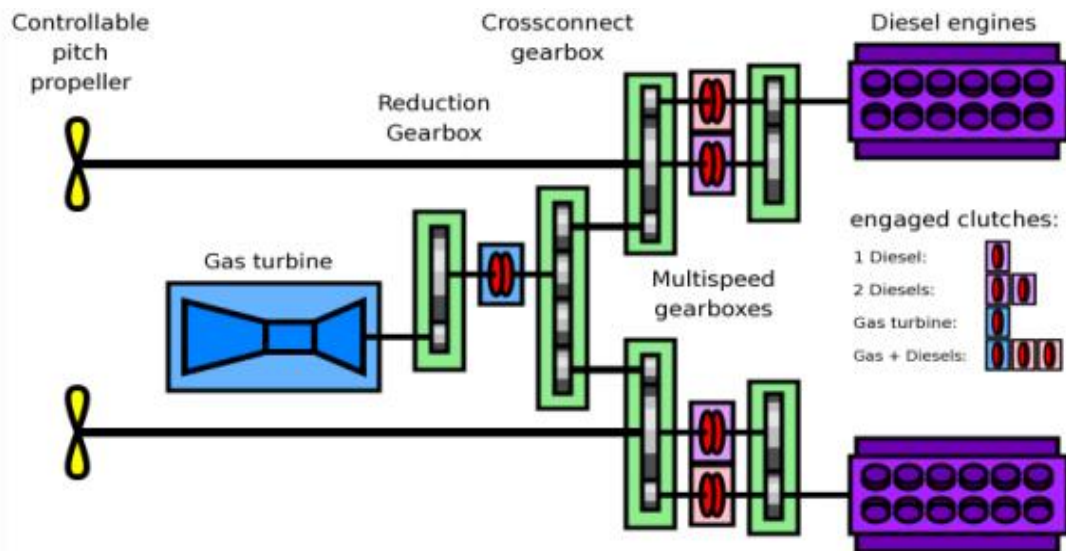
Σχήμα 12: Σχηματικό διάγραμμα εγκατάστασης CODOG.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

2.3.2. COMBINED DIESEL AND GAS TURBINE (CODAG)

Όπως και το σύστημα CODOG, έτσι και το σύστημα πρόωσης CODAG χρησιμοποιείται σε πλοία των οποίων η μεγαλύτερη ταχύτητα είναι πολύ μεγαλύτερη από την ταχύτητα υπηρεσίας.

Η βασική διαφορά ανάμεσα στο σύστημα πρόωσης CODOG και στο σύστημα πρόωσης CODAG είναι ότι στο σύστημα πρόωσης CODAG έχουμε ταυτόχρονη λειτουργία του κινητήρα diesel και του αεριοστρόβιλου. Πιο συγκεκριμένα, οι κινητήρες diesel λειτουργούν για ταχύτητες πλεύσης (cruising speeds), ενώ ο κινητήρας diesel σε συνδυασμό με τον αεριοστρόβιλο λειτουργούν για υψηλές ταχύτητες.

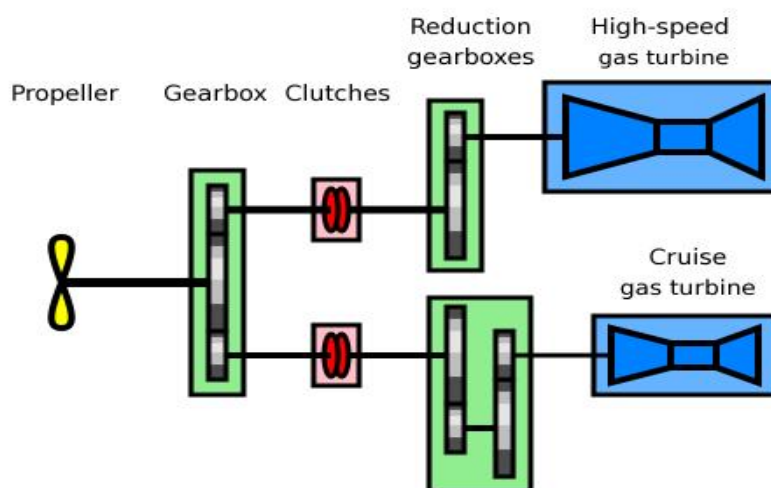
Βασικό πλεονέκτημα της χρήσης αυτού του συστήματος πρόωσης είναι η κατάληψη αρκετά μικρότερου όγκου, ενώ μειονεκτεί όσον αφορά την απαίτηση σε περίπλοκα μηχανήματα μείωσης στροφών.



Σχήμα 13: Σχηματικό διάγραμμα εγκατάστασης CODAG με μειωτήρες στροφών πολλαπλής μείωσης.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

2.3.3. COMBINED GAS OR GAS TURBINE (COGOG)

Η λειτουργία αυτού του συστήματος πρόωσης έχει ως εξής, για ταχύτητες πλεύσης έχουμε την λειτουργία ενός (ή δύο) αεριοστρόβιλου με βασικό χαρακτηριστικό τον υψηλό βαθμό απόδοσής του αλλά και ταυτόχρονα την μικρή ωφέλιμη ισχύ. Σε υψηλές ταχύτητες, με έναν συμπλέκτη πραγματοποιείται απεμπλοκή αυτού και η ισχύς δίνεται από έναν (ή δύο) πιο μεγάλο αεριοστρόβιλο, ο οποίος έχει την δυνατότητα να καλύψει τις αυξημένες απαιτήσεις σε ισχύ. Το κιβώτιο ταχυτήτων του συστήματος χαρακτηρίζεται για την αξιοπιστία του αλλά και το χαμηλό κόστος κτήσης. Αυτό συμβαίνει διότι είναι σχετικά ελαφρύ και απλό καθώς μόνο ένας αεριοστρόβιλος εμπλέκεται κάθε φορά.

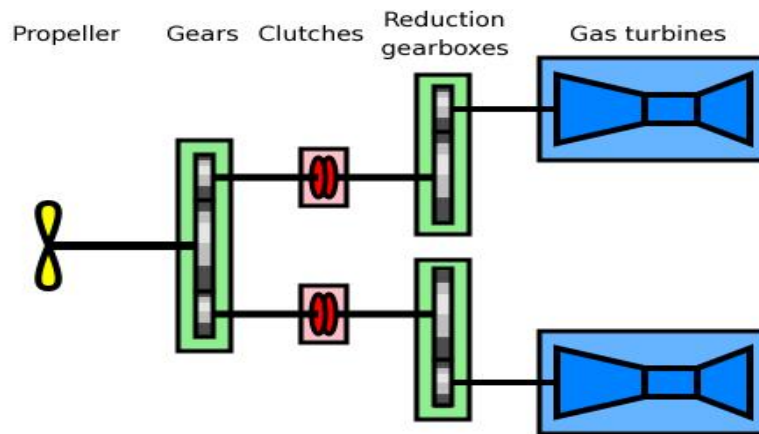


Σχήμα 14: Σύστημα COGOG.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

2.3.4. COMBINED GAS AND GAS TURBINE (COGAG)

Η λειτουργία αυτού του συστήματος πρόωσης χρησιμοποιεί έναν μικρού μεγέθους αεριοστρόβιλο για ταχύτητες πλεύσης και συνδυασμό ενός μικρού και ενός μεγαλύτερου για μεγαλύτερες ταχύτητες.

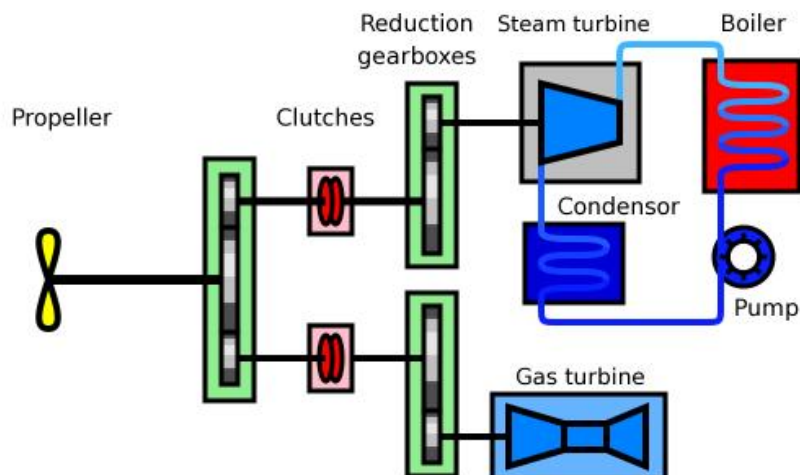
Πιο συγκεκριμένα, το κιβώτιο ταχυτήτων επιτρέπει την λειτουργία των αεριοστρόβιλων είτε μεμονωμένα, είτε ταυτόχρονα. Σύμφωνα με τον Πολυζάκη Α. (2012), δεδομένου ότι η απόδοση των αεριοστρόβιλων είναι καλύτερη κοντά στην περιοχή μέγιστης ισχύος, το σύστημα διαχείρισης και ελέγχου του συστήματος πρόωσης ανάλογα το φορτίο εμπλέκει τον ένα ή τον άλλο αεριοστρόβιλο είτε και τους δύο μαζί ώστε αυτοί να λειτουργούν το δυνατότερο κοντά στο σημείο σχεδιασμού τους επιτυγχάνοντας έτσι την μέγιστη δυνατή απόδοση κάθε στιγμή.



Σχήμα 15: Σύστημα COGAG.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

2.3.5. COMBINED STEAM AND GAS TURBINE (COSAG)

Το σύστημα πρόωσης COSAG πρόκειται για ένα σύστημα συνδυασμού αεριοστρόβιλου και ατμοστρόβιλου. Σε αυτό το σύστημα το κιβώτιο ταχυτήτων επιτρέπει την οδήγηση του άξονα είτε από μία μηχανή, είτε και από τις δύο ταυτόχρονα.

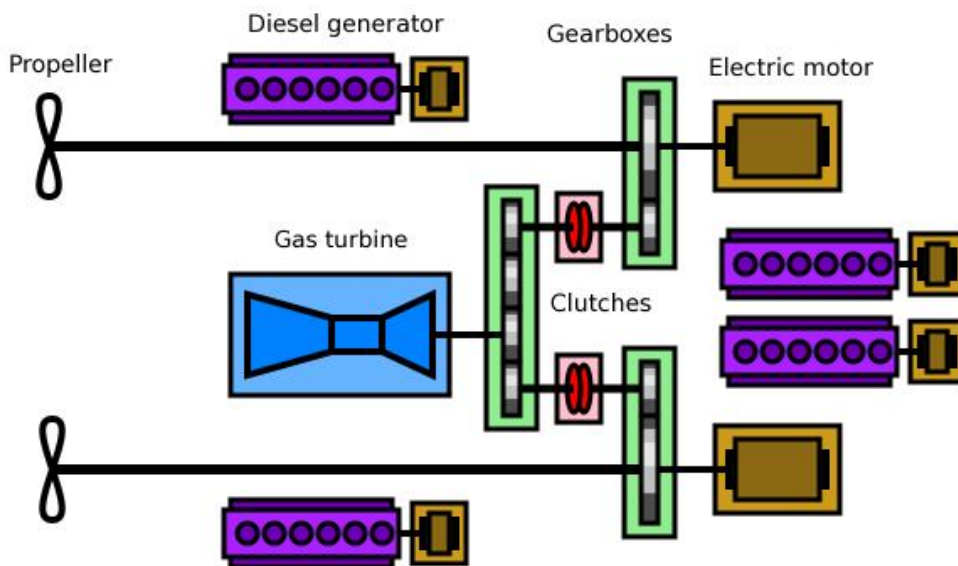


Σχήμα 16: Σύστημα COSAG.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Βασικό πλεονέκτημα του συστήματος είναι η εκμετάλλευση της υψηλής απόδοσης αλλά και της αξιοπιστίας του ατμοστρόβιλου. Επιπλέον πλεονέκτημα του συστήματος είναι ο ελάχιστος χρόνος που απαιτείται για την εκκίνηση του αεριοστρόβιλου και παράλληλα η γρήγορη επιτάχυνσή του. Ωστόσο, θα πρέπει να αναφερθεί πως το σύστημα καταλαμβάνει μεγάλο όγκο, έχει μεγάλο βάρος αλλά και χαμηλό βαθμό απόδοσης.

2.3.6. COMBINED DIESEL ELECTRIC AND GAS TURBINE (CODLAG)

Στο σύστημα CODLAG γίνεται χρήση συνήθως δύο ηλεκτροκινητήρων (electric motors) οι οποίοι συνδέονται μέσω αξόνων με τις αντίστοιχες προπέλες (propellers). Η τροφοδοσία κάθε ηλεκτροκινητήρα γίνεται κατά κύριο λόγο από μία κύρια alternator για μεσαίες και χαμηλές ταχύτητες. Επιπλέον, τις περισσότερες φορές υπάρχει και μία βοηθητική alternator. Όσον αφορά τις υψηλές ταχύτητες, γίνεται σύνδεση ενός αεριοστρόβιλου και με τους δύο άξονες με την βοήθεια ενός συστήματος κιβωτίων ιδιαίτερα πολύπλοκου. Με αυτόν τον τρόπο προσφέρεται επιπλέον ισχύς.



Σχήμα 17: Σύστημα CODLAG.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Συμπερασματικά, θα πρέπει να αναφέρουμε ότι κάθε μέθοδος πρόωσης πλοίου έχει τα πλεονεκτήματά της και τα μειονεκτήματά της. Κανένα από τα συστήματα πρόωσης δεν είναι βέλτιστο για όλα τα είδη πλοίων καθώς οι ανάγκες τους ποικίλουν.

2.3.7. INTERGRATED FULL ELECTRIC DRIVE (IFED)

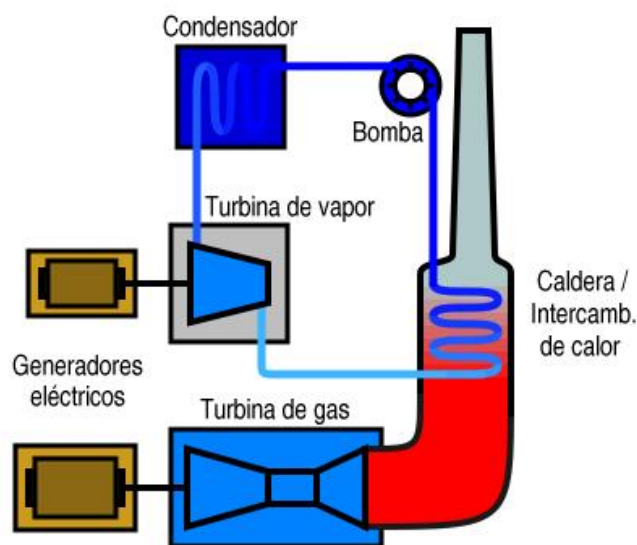
Το σύστημα IFED είναι ένα συνδυασμένο σύστημα κατά το οποίο μία ηλεκτρογεννήτρια (turbogenerator) οδηγείται από έναν αεριοστρόβιλο. Η ηλεκτρογεννήτρια καλύπτει τις ανάγκες των βοηθητικών συστημάτων του πλοίου παρέχοντάς τους ηλεκτρική ισχύ αλλά και ισχύ για πρόωση. Επιπλέον, στο ηλεκτρικό σύστημα του πλοίου είναι συνδεδεμένοι κινητήρες diesel οι οποίοι οδηγούν μία ή περισσότερες ηλεκτρογεννήτριες.

Η χρήση του συστήματος αυτού παρέχει τις ακόλουθες δυνατότητες:

- Τοποθέτηση των ηλεκτροκινητήρων αρκετά κοντά στην προπέλα. Έτσι μειώνεται το μήκος του άξονά της, καταργείται η ανάγκη ύπαρξης κιβωτίου ταχυτήτων και κατ' επέκταση μειώνεται ο κίνδυνος εμφάνισης βλαβών.
- Τοποθέτηση των κύριων μηχανών (turbogenerators, alternators) σε θέσεις απομακρυσμένες από τον άξονα κίνησης. Έτσι εξοικονομείται χώρος και παράλληλα βελτιώνεται η δυνατότητα πρόσβασης όσον αφορά την συντήρηση των κινητήρων.
- Εύκολη απομόνωση της κύριας μηχανής εάν πάψει για κάποιο λόγο η λειτουργία της.
- Παροχή ενέργειας σε ολόκληρο το πλοίο από ένα πακέτο ισχύος.
- Χρήση συστημάτων ώσης τύπου εξωτερικού βρόγχου.
- Μη απαραίτητη χρήση προπέλας μεταβλητού βήματος.

2.3.8. COMBINED GAS TURBINE AND STEAM TURBINE INTERGRATED ELECTRIC DRIVE SYSTEM (COGES)

Το σύστημα COGES σύμφωνα με τον Πολυζάκη Α. (2012), είναι εφαρμογή της αρχής του συνδυασμένου κύκλου των εργοστασίων παραγωγής ενέργειας CCPP. Σκοπός της χρήσης του συστήματος είναι η μεγαλύτερη δυνατή απόδοση του συστήματος ισχύος. Στο σύστημα COGES επιτυγχάνεται παραγωγή ηλεκτρικού ρεύματος από τον ατμοστρόβιλο αλλά και από τον αεριοστρόβιλο.



Σχήμα 18: Σύστημα COGES.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Το σύστημα συνήθως χρησιμοποιείται σε περιπτώσεις όπου οι απαιτήσεις ηλεκτρικής ενέργειας είναι υψηλές, με χαρακτηριστικό παράδειγμα τα πλοία αναψυχής.

3. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

3.1. ΑΝΑΛΥΣΗ ΤΟΥ ΚΥΚΛΟΥ (CYCLE ANALYSIS)

Το πρώτο βήμα για την δημιουργία κινητήρων είναι η κατανόηση της ανάλυσης του κύκλου (cycle analysis), όπου πρόκειται για την εκτενή μελέτη των θερμοδυναμικών μεταβολών που πραγματοποιούνται στο εργαζόμενο μέσο. Ως εργαζόμενο μέσο θεωρείται ο αέρας ή τα καυσαέρια που διέρχονται μέσα από τον κινητήρα. Η ανάλυση του κύκλου διαιρείται σε δύο περιπτώσεις, όπου είναι αλληλένδετες.

- Η πρώτη περίπτωση είναι η παραμετρική ανάλυση (parametric cycle analysis) ή αλλιώς η λειτουργία εντός του σημείου σχεδιασμού (Design Point, DP).
- Η δεύτερη περίπτωση είναι η ανάλυση λειτουργίας εκτός κινητήρα (engine performance analysis) ή αλλιώς η λειτουργία εκτός του σημείου σχεδιασμού (Offdesign, OD).

Η παραμετρική ανάλυση (DP) απαιτεί τον προσδιορισμό συγκεκριμένων παραμέτρων. Οι παράμετροι αυτοί αποτελούν χαρακτηριστικά μεγέθη για διαφορετικά είδη κινητήρων και για συγκεκριμένες:

- Περιβαλλοντικές συνθήκες
- TET
- Συντελεστές απόδοσης των επιμέρους συνιστωσών
- Λόγους πίεσης R_c

Αντιθέτως, η δεύτερη περίπτωση στην ανάλυση λειτουργίας εκτός του κινητήρα, περιγράφει τη συμπεριφορά του, όμως σε διαφορετικές συνθήκες από εκείνες που έχουν επιλεγεί από την παραμετρική ανάλυση, δηλαδή με αυτές που έγινε ο σχεδιασμός του. Τέτοια μεγέθη μπορεί να αποτελούν:

- Οι συνθήκες του περιβάλλοντος (Πίεση P_a , Θερμοκρασία T_a)
- Η μεταβολή της TET
- Η αλλαγή καυσίμων
- Η αλλαγή φορτίου (part load, over load)
- Οι ταχύτητες πτήσης
- Η μείωση απόδοσης

Το πρώτιστο και σημαντικότερο βήμα για το σχεδιασμό των αεριοστοβίλων, καθίσταται η λειτουργία του στο σημείο σχεδιασμού, με σκοπό τη μέγιστη απόδοση αλλά κυρίως και την εμπορική του επιτυχία.

3.2. ΒΗΜΑΤΑ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΥ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ (DP)

Λόγο του ότι οι έννοιες του σημείου λειτουργίας και του σημείου σχεδιασμού καταλήγουν ταυτόσημες, ο θερμοδυναμικός κύκλος του κινητήρα καθώς και οι παράμετροι που χρησιμοποιούνται ως συνιστώσες στο σημείο σχεδιασμού, βελτιστοποιούνται με σκοπό τη μέγιστη απόδοση. Η μέθοδος βελτιστοποίησης ονομάζεται υπολογισμός της λειτουργίας στο σημείο σχεδιασμού. Χαρακτηριστικά παραδείγματα βέλτιστης απόδοσης ή αλλιώς επιδόσεων των κινητήρων, αποτελούν οι αεροπορικοί κινητήρες σε συνθήκες περιβάλλοντος τυπικής μέρας ISA, στη βιομηχανία ένα φορτίο σε συνθήκες ISO κ.ο.κ..

Οι υπολογιστικές διαδικασίες αποτελούνται από τρία στάδια, την είσοδο δεδομένων (in put file), τον υπολογισμό και την εξαγωγή αποτελεσμάτων-συμπερασμάτων. Κάθε φορά που παρατηρείται είτε απαιτείται αλλαγή κάποιων παραμέτρων, δηλαδή αλλαγή των δεδομένων εισόδου, επαναλαμβάνεται και η διαδικασία του υπολογισμού με διαφορετικά αποτελέσματα. Η αλλαγή των αποτελεσμάτων αποδεικνύει την οριστική αλλαγή των συνθηκών λειτουργίας του κινητήρα. Ουσιαστικά γίνεται η δημιουργία ενός νέου, διαφορετικά διαμορφωμένου κινητήρα.

Στους θεωρητικούς υπολογισμούς μπορεί να παρατηρηθεί η παραδοχή ότι τα σημεία λειτουργίας των επιμέρους συνιστωσών ενός κινητήρα μπορεί να συμπίπτουν με τα υπολογιζόμενα σημεία όλου του κινητήρα, θεωρώντας σταθερές τις συνθήκες λειτουργίας. Στην πραγματικότητα, σίγουρα δε συμπίπτουν. Αυτό μπορεί να γίνει φανερό στο εξής παράδειγμα. Έστω ότι πραγματοποιείται λεπτομερής σχεδιασμός ενός αεροπορικού κινητήρα, εκεί γίνεται φανερό ότι τα σημεία αυτά δε συμπίπτουν.

Η σωστή ανάλυση της λειτουργίας στο σημείο σχεδιασμού, απαιτεί κατάλληλη επιλογή συνιστωσών, τέτοιων ώστε να ανταποκρίνονται στην πραγματικότητα, με σκοπό την απόδοση ορθών αποτελεσμάτων. Η παραμετρική ανάλυση απαιτεί συνεπώς την επιτυχή συσχέτιση εννοιών όπως αυτή των χαρακτηριστικών μεγεθών λειτουργίας, δηλαδή των παραμέτρων λειτουργίας των κινητήρων (ωφέλιμο έργο, ειδική κατανάλωση καυσίμων), με τις σχεδιαστικές επιλογές(λόγος πίεσης συμπίεστη), αλλά και τους περιορισμούς που έχουν τεθεί στον σχεδιασμό του (ΤΕΤ, πίεση εξόδου) μαζί με τις εξωτερικές συνθήκες (συνθήκες περιβάλλοντος, ταχύτητα πτήσης). Το πέρας της ανάλυσης δίνει αποτελέσματα με τα οποία γίνεται ο σχεδιασμός τύπων κινητήρων με τα βέλτιστα χαρακτηριστικά ώστε να αποδίδουν το μέγιστο δυνατό για την εφαρμογή που έχουν ζητηθεί.

Η παραμετρική ανάλυση πραγματοποιείται ως εξής: Γίνεται ο καθορισμός της διαμόρφωσης του κινητήρα, μέσω του συμβολικού διαγράμματος. Οι συνιστώσες τοποθετούνται στη σωστή θέση. Οι συνιστώσες αριθμούνται με αύξοντα αριθμό (station vector), ώστε να παρουσιάζεται η ροή του κινητήρα. Παραδείγματος χάριν, η είσοδος της εισαγωγής του κινητήρα αριθμείται ως 1-2, η επόμενη ακριβώς συνιστώσα που είναι ο συμπίεστης αριθμείται ως 2-3 κρατώντας ένα κοινό νούμερο από την είσοδο.

Είναι απαραίτητος επομένως ο υπολογισμός μεγεθών όπως το P_0 , T_0 , η παροχή μάζας, ο αριθμόςMach στην είσοδο, αλλά και στην έξοδο κάθε συνιστώσας, διότι η παραμετρική ανάλυση προϋποθέτει τον θερμοδυναμικό καθορισμό σε κάθε τμήμα-συνιστώσα του κινητήρα. Οι εξισώσεις κατασκευάζονται με τέτοιο τρόπο ώστε να περιλαμβάνονται όλες οι παράμετροι των συνιστωσών που καθορίζουν την είσοδο και την έξοδο των μεγεθών. Περιορισμός τίθεται στα αποτελέσματα των στοιχείων όπου θα πρέπει να συμπίπτουν τα αποτελέσματα της εκάστοτε εξόδου με αυτά της επακόλουθης εισόδου. Οι παροχές μάζας συσχετίζονται ανάλογα με τη διαδρομή που ακολουθεί το εργαζόμενο μέσο.

Οι ενεργειακές απαιτήσεις μιας μηχανής καθορίζονται από τον τρόπο λειτουργίας της. Πάντα όμως, πρέπει να προσμετρούνται τυχόν απώλειες είτε προς το περιβάλλον είτε από αναμίξεις κλπ. Από τις παραπάνω αναλύσεις δημιουργείται ένα σύστημα εξισώσεων με το οποίο μπορούν να υπολογιστούν παραπάνω άγνωστες παράμετροι, όπως τα θερμοδυναμικά μεγέθη του εργαζόμενου μέσου κ.α.

Για τον αρχικό υπολογισμό των μεγεθών P_0 , T_0 , αλλά και των παραμέτρων των επιδόσεων του κινητήρα κατασκευάζεται και χρησιμοποιείται το διάγραμμα block σύμφωνα με την αρίθμηση των station vectors που αναφέρθηκε. Επιπροσθέτως κάτω από το block διάγραμμα σχεδιάζεται και ο πίνακας λειτουργίας αποτελούμενος από δύο γραμμές και

στήλες όσες και τα station vectors. Καθώς συμπληρώνεται ο πίνακας από όλα τα γνωστά δεδομένα που απαιτούνται από τις εξισώσεις, υπολογίζονται τα χαρακτηριστικά μεγέθη λειτουργίας του κινητήρα, σύμφωνα πάντα και με τον τύπο του. Αυτά είναι τα εξής:

- Ωφέλιμη ισχύς UW,
- Ισχύς στροβίλων TW,
- Ισχύς συμπιεστών ή αλλιώς έργο CW,
- Ειδική ισχύς SW,
- Ειδική ώση F_s
- Παροχή μάζας καυσίμου \dot{m}_f ,
- Θερμική ισχύς HI,
- Θερμική απόδοση του κινητήρα η_{th} και
- Ειδική κατανάλωση καυσίμου sfc.

Όπως σε κάθε αριθμητική ανάλυση έτσι και εδώ η εξαγωγή των αποτελεσμάτων παρουσιάζεται σε διαγράμματα (διαγράμματα λειτουργίας- performancecharts) έτσι ώστε να γίνει δυνατός ο διαχωρισμός τους. Τα διαγράμματα λειτουργίας μπορεί να είναι τριών ειδών:

- η_{th} (ή sfc) - R_c με παράμετρο το TET ή
- SW (ή F_s) - R_c με παράμετρο το TET ή
- η_{th} (ή sfc) - SW (ή F_s) με παραμέτρους TET και R_c , με εξαγωγή καμπύλων μορφής άγκιστρου ψαρέματος (Fish-hook curves).

Μέσω των ειδών των διαγραμμάτων εκρέουν κάποιες πληροφορίες για τους κινητήρες. Από τις μεταβλητές SW (ή F_s) δίνεται μια οπτική για το μέγεθος του κινητήρα, μέσω της μεταβλητής η_{th} (ή sfc) δίνεται πληροφορία για την εξοικονόμηση που πραγματοποιεί σε λειτουργία.

Συνεπώς μέσω των διαγραμμάτων μπορούν να παρθούν τα εξής πορίσματα:

- Γίνεται εφικτή η συσχέτιση των διαμορφώσεων του κινητήρα έτσι ώστε να επισφραγίσουν τη χρηστική τους αξία.
- Ενδείκνυται ο βέλτιστος συνδυασμός χαρακτηριστικών μεγεθών για εκάστοτε κινητήρα.
- Εξάγονται συμπεράσματα για τα χαρακτηριστικά των κινητήρων συναρτήσει των μεταβολών του TET και R_c .

Η παραμετρική ανάλυση, όλη η παραπάνω διαδικασία που περιγράφηκε, πραγματοποιείται μέσω συγκεκριμένων προγραμμάτων εξομοίωσης (simulation programs), χρησιμοποιώντας μια σειριακή μέθοδο υπολογισμών. Ο σκοπός που τίθεται είναι η διερεύνηση των παραμέτρων που απαιτείται να χρησιμοποιηθούν, ώστε να αποδίδει συνολικά ο κύκλος, αλλάζοντας σταδιακά τις τιμές των παραμέτρων αυτών. Για την επίτευξη του υπολογισμού αυτού καθορίζεται ένα συγκεκριμένο βήμα αλλαγής των παραμέτρων.

Ο υπολογισμός απαιτεί πέραν των εξισώσεων, συγκεκριμένες σταθερές αλλά και μεταβλητές υπολογισμών. Οι τιμές που απαιτούνται, εισάγονται και καθορίζονται στο πρόγραμμα μέσω ενός αρχείου (in put file). Τέτοια μεγέθη είναι τα εξής:

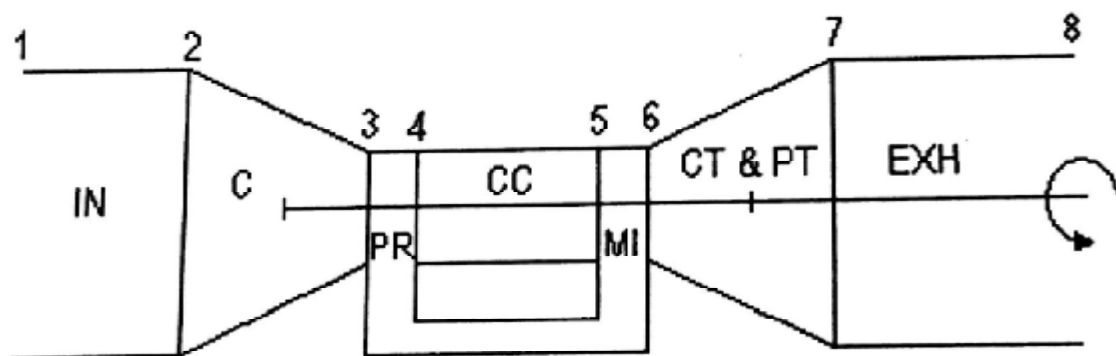
- Οι περιβαλλοντικές συνθήκες : P_a, T_a , ο αριθμός πτήσης Mach M,
- τα καθορισμένα όρια με τα οποία αποδίδουν οι συνιστώσες: $\eta_{CC}, \eta_{EXH}, \eta_{ISC}, \eta_{IST}$,
- οι απώλειες από τις χρησιμοποιούμενες συνιστώσες λόγω πίεσης: Δp_{loss} ,
- η παροχή μάζας αέρα : \dot{m} ,
- τα χρησιμοποιούμενα είδη καυσίμων: FCV,
- Το ποσοστό του αέρος ψύξης

- Οι ειδικές τιμές που εξάγονται από το εργαζόμενο μέσο: ειδική τιμή θερμότητας c_p ,
- Η θερμοκρασία εισόδου στον στρόβιλο TET,
- Το είδος του ακροφυσίου εξαγωγής (τα ακροφύσια είναι συνήθως αεραγωγοί διαφυγής προς το περιβάλλον, στους αεροπορικούς κινητήρες χρησιμοποιούνται διάφορα είδη τους ανάλογα τους αριθμούς Mach.

Τα παραπάνω βήματα αποτελούν το πρώτο στέλεχος του παραμετρικού υπολογισμού που αποτελεί το αρχικό στάδιο σχεδίασης ενός κινητήρα. Βέβαια απαιτείται πάντα και κατασκευαστική ανάλυση από την οποία καθορίζεται και το τελικό αποτέλεσμα του σχεδιασμού.

3.3. ΜΑΘΗΜΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ TURBOSHAFT (1-SHAFT)

Το πρώτο βήμα για τον υπολογισμό στο σημείο σχεδιασμού των αξονοστροβιλοκινητήρων είναι ο απλός κύκλος Brayton, για κινητήρα μονού άξονα. Αρχικά είναι απαραίτητο να γίνει ο σχεδιασμός των block διαγραμμάτων για τον κινητήρα που μελετάται. Έπειτα γίνεται η τοποθέτηση των ακριβών station vectors σε κάθε συνιστώσα σύμφωνα με τη θεωρία των βημάτων που αναφέρθηκε. Αυτό πραγματοποιείται όπως παρατηρείται στο παρακάτω σχήμα (σχήμα). Διαχωρίζεται η είσοδος, το κύριο σώμα και η έξοδος, όπου το κύριο σώμα διαχωρίζεται στα επιμέρους εξαρτήματά του. Αρχικά παρατηρείται το PR ο διαχωριστής (premass), όπου αποτελεί το εξάρτημα που οδηγεί τον αέρα από τον συμπιεστή ώστε να ψύξει τις πρώτες βαθμίδες του στροβίλου. Έπειτα είναι ο MI ο μίκτης (mixer) της μάζας αέρα, όπου πραγματοποιεί μια εξομοίωση στο ρεύμα αφότου αυτό έχει χρησιμοποιηθεί ήδη για την ψύξη του κύριου ρεύματος. Η επιτυχημένη εξομοίωση πρέπει να περιλαμβάνει όλα τα εξαρτήματα που υπάρχουν σε έναν κινητήρα.



Σχήμα 19: Block διάγραμμα με τοποθέτηση station vectors αξονοστροβιλοκινητήρα απλού μονού άξονα (1 shaft GT)
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Τέλος, για την ολοκλήρωση της διαδικασίας, συμπληρώνεται ένας πίνακας με βασικές τιμές στο πρόγραμμα εξομοίωσης, ώστε να διαχωριστούν τα δεδομένα από τα ζητούμενα του προβλήματος.

3.3.1. ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ (INPUTFILE)

Για να συμπληρωθεί ο πίνακας τιμών χρειάζονται τα δεδομένα εισόδου. Τα δεδομένα αυτά είναι αριθμητικές τιμές οι οποίες είναι είτε σταθερές είτε μεταβλητές και απαιτούνται για τον τελικό υπολογισμό. Χωρίζονται στις εξής κατηγορίες:

∅ Δεδομένα περιβάλλοντος:

Τυπικές περιβαλλοντικές συνθήκες, με θερμοκρασία $T_a=288\text{K}$ και πίεση $P_a=101.3\text{ kPa}$.

∅ Δεδομένα εργαζόμενου μέσου:

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, ως εργαζόμενο μέσο θεωρείται είτε ο αέρας είτε τα καυσαέρια. Ο διαχωρισμός τους γίνεται ανάλογα με τα τμήματα στα οποία βρίσκεται, δηλαδή βρίσκεται ως αέρας στα τμήματα εισαγωγής και στον συμπιεστή ενώ γίνεται ένα μίγμα καυσαερίων στο θάλαμο καύσης, στον στρόβιλο και στην εξαγωγή. Το εργαζόμενο μέσο ως αέρας έχει παροχή μάζας (air mass flow), \dot{m} (kg/s) με συγκεκριμένες τιμές ειδικής θερμότητας (specific heat) c_p (kJ/(kg*K)) και σταθεράς γ (gamma) σταθερές είτε πρόκειται για θερμό είτε για ψυχρό μέρος του κινητήρα. Μέχρι την είσοδο στο θάλαμο καύσης χρησιμοποιούνται οι τιμές: $c_{pc} = 1.005\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$, $\gamma_c = 1.4$, ενώ από την είσοδο του θαλάμου καύσης: $c_{ph} = 1.150\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$, $\gamma_h = 1.333$.

Οι υπολογισμοί απαιτούν απλουστεύσεις όπως αυτής της θεώρησης του εργαζόμενου μέσου ως αέρα σε όλα τα εξαρτήματα του κινητήρα. Επίσης η παροχή μάζας μένει ως σταθερή ποσότητα διότι λόγω και της απλούστευσης του εργαζόμενου μέσου και λόγω των διαρροών αυτών στα εξαρτήματα, οι τιμές αντισταθμίζονται.

∅ Δεδομένα εισαγωγής (Intake):

Για την παροχή μάζας θεωρείται η τιμή $\dot{m}=1$ (kg/s), ώστε να ανεξαρτητοποιηθεί το αποτέλεσμα από τις διαστάσεις του κινητήρα. Έπειτα χρησιμοποιείται μηδενική τιμή στην ταχύτητα Mach εισόδου, διότι ο κινητήρας δεν κινείται οπότε, $M_{in} = 0$. Οι απώλειες των επιμέρους συνιστωσών περιορίζονται μόνο σε απώλειες θερμοκρασίας και πίεσης και αν χρησιμοποιηθούν αδιαβατικά τοιχώματα τότε αυτές μηδενίζονται. $D_T = D_P = 0$.

∅ Δεδομένα συμπιεστή (Compressor):

Καθίσταται όρια για την τιμή R_c του λόγου πίεσης του συμπιεστή (compressor pressure ratio) με κύμανση από 5-30. Επιπροσθέτως ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης (Compressor isentropic efficiency) παίρνει τιμές: $\eta_{isc} = 0,77 - 0,91$ και εξαρτάται από τον λόγο R_c . Η ισχύς κατανάλωσης του συμπιεστή, δηλαδή το έργο συμβολίζεται με CW(MW).

∅ Δεδομένα διαχωριστή μάζας αέρα ψύξης (premass) και δεδομένα μίκτη μάζας αέρα ψύξης (mixer):

Καθορίζεται το ποσοστό μάζας του αέρα (Cooling air percentage) όπου χρησιμοποιείται για την ψύξη των πρώτων βαθμίδων και παρακάμπτε το θάλαμο καύσης: Dm_c (%). Η τιμή αυτή δίνεται πάντα σε συνάρτηση με T θερμοκρασία και κρίνεται απαραίτητη για χρήση όταν η θερμοκρασία TET ξεπεράσει τα $TET > 1.300\text{K}$. Το $DT_{cooling}$ δίνεται από εμπειρική σχέση συναρτήσεως της θερμοκρασίας TET.

∅ Δεδομένα θαλάμου καύσης (Combustion Chamber):

Οι απώλειες πίεσης στο θάλαμο καύσης (Combust or pressure loss) δίνονται με τις τιμές $DP_{CCloss} = 3 - 5(\%)$ και ο συντελεστής απόδοσης καύσης (Combustion efficiency) με το εύρος των τιμών: $\eta_{CC} = 0.985 - 0.995$. Με τον καθορισμό του τύπου των καυσίμων που θα χρησιμοποιηθούν FCV(MJ/kg), υπολογίζεται και η παροχή του (fuel flow), \dot{m}_f (kg/s). Με HI (MW) συμβολίζεται η θερμική ισχύς (heat input) ή αλλιώς το έργο που αποδίδεται στο εργαζόμενο μέσο από το καύσιμο.

∅ Δεδομένα στροβίλου (Turbine):

Τα όρια της θερμοκρασίας εισόδου είναι: TET=900-1500(K) και καθορίζονται αφενός από τη θερμική αντοχή του στροβίλου και τη μέθοδο με την οποία ψύχεται (άνω όριο) και αφετέρου από τον λόγο πίεσης του συμπιεστή (κάτω όριο). Τέλος από τα δεδομένα στροβίλου υπάρχει η τιμή του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης του στροβίλου (Turbine isentropic efficiency) και παίρνει τιμές $\eta_{isT} = 0,83 - 0,97$, συναρτήσσει από τον λόγο R_T καθώς και η ισχύς(Turbine work) που συμβολίζεται με TW (MW)

∅ Δεδομένα εξαγωγής (Exhaust):

Ιδανικά, πάλι με τη χρήση αδιαβατικών τοιχωμάτων οι απώλειες της θερμοκρασίας και της πίεσης εξαγωγής μηδενίζονται $DT_{EXHloss} = DP_{EXHloss} = 0$. Η ταχύτητα Mach εξόδου πάλι είναι μηδενικός, όμως λόγω του ότι τα καυσαέρια εξέρχονται από τον κινητήρα με ελάχιστη δυνατή ταχύτητα με σκοπό την απόδοση μεγαλύτερου δυνατού έργου στον στροβίλο ισχύος. Η μόνη τιμή που αναμένεται να έχει μια μικρή απόκλιση είναι η διαφορά πίεσης μεταξύ της εξόδου εξαγωγής και της πίεσης του περιβάλλοντος. $DP_{EXH} = 2 - 3\%$. Όλες οι μονάδες απαιτείται να είναι εκφρασμένες στο διεθνές σύστημα μονάδων S.I.

3.3.2. ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΑ (CALCULATION PROCEDURE)

∅ Είσοδος:

$$P_1 = P_a \times \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times M_{in}^2 \right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad [3.1]$$

Όπου:

P_1 = η πίεση εισόδου (kPa)

P_a = η πίεση περιβάλλοντος (kPa)

γ_c = σταθερά γ στο κρύο μέρος του κινητήρα

M_{in} = Η ταχύτητα Mach εισόδου του αέρα (m/s)

$$P_{o2} = P_{o1} \times \left(1 - \frac{DP_{INloss}}{100} \right) \quad [3.2]$$

Όπου:

P_{o2} = Πίεση εξαγωγής εισόδου (kPa)

P_{o1} = Πίεση ατμόσφαιρας (kPa)

DP_{Inloss} = Απώλειες πίεσης (%)

$$T_1 = T_a \times \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times M_{in}^2 \right] \quad [3.3]$$

Όπου:

T_1 = Θερμοκρασία εισόδου (K)

T_a = Θερμοκρασία περιβάλλοντος (K)

γ_c = σταθερά γ στο κρύο μέρος του κινητήρα

M_{in} = Η ταχύτητα Mach εισόδου του αέρα (m/s)

$$T_{o2} = T_{o1} \quad [3.4]$$

Όπου:

T_{o2} = Η θερμοκρασία εισαγωγής στον συμπιεστή (K)

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_1 = \dot{m} \quad [3.5]$$

Σφάλμα! Δεν έχει οριστεί σελιδοδείκτης.

Όπου:

\dot{m} = Η παροχή μάζας (kg/s)

\dot{m}_1 = Η παροχή μάζας της εισόδου (kg/s)

\dot{m}_2 = Η παροχή μάζας του συμπιεστή (kg/s)

Ø Συμπιεστής:

$$P_{o3} = P_{o2} \times R_c \quad [3.6]$$

Όπου:

P_{o3} = Η πίεση στην έξοδο του συμπιεστή (kPa)

P_{o2} = Πίεση εξαγωγής εισόδου συμπιεστή (kPa)

R_c = Ο λόγος πίεσης του συμπιεστή

$$T_{o3} = T_{o2} \times \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times \frac{R_c^{\gamma_c} - 1}{h_{isC}} \right] \quad [3.7]$$

Όπου:

T_{o3} = Θερμοκρασία συμπιεστή (K)

R_c = Ο λόγος πίεσης του συμπιεστή

γ_c = σταθερά γ στο κρύο μέρος του κινητήρα

h_{isC} = Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης του συμπιεστή

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_2 \quad [3.8]$$

Όπου:

\dot{m}_2, \dot{m}_3 = Παροχές μάζας συμπιεστή (kg/s)

∅ Διαχωριστής:

$$P_{o4} = P_{o3} \quad [3.9]$$

Όπου:

P_{o4} = Πίεση στον διαχωριστή (kPa)

$$T_{o4} = T_{o3} \quad [3.10]$$

Όπου:

T_{o4} = Θερμοκρασία εισαγωγής στον διαχωριστή (K)

∅ Μίκτης μάζας αέρα:

Θεωρούμε ότι:

$$TET = T_{o5} < 1,300 \text{ τότε, } D_{mc} = 0 \text{ και } DT_{cooling} = 0 \quad [3.11]$$

Ενώ αν:

$$T_{o5} \geq 1,300 \text{ τότε, } D_{mc} = 0.025 \times T_{o5} - 25 \text{ και } DT_{cooling} = 0.333 \times T_{o5} - 333.333 \quad [3.12]$$

Όπου:

D_{mc} = Ποσοστό μάζας αέρα για την ψύξη πρώτων βαθμίδων του στροβίλου

$DT_{cooling}$ = Πτώση θερμοκρασίας (K)

TET = Θερμοκρασία (K)

∅ Διαχωριστής:

$$\dot{m}_4 = \dot{m} \times \left(1 - \frac{D_{mc}}{100}\right) \quad [3.13]$$

Όπου:

\dot{m}_4 = Παροχή μάζας διαχωριστή (kg/s)

D_{mc} = Ποσοστό μάζας αέρα για την ψύξη πρώτων βαθμίδων του στροβίλου

\dot{m} = Η παροχή μάζας της εισόδου (kg/s)

∅ Θάλαμος καύσης:

$$P_{o5} = P_{o4} \times \left[1 - \frac{DP_{CCloss}}{100}\right] \quad [3.14]$$

Όπου:

P_{o5} = Πίεση θαλάμου καύσης (kPa)

DP_{Closs} = Απώλειες πίεσης θαλάμου καύσης (kPa)

$$T_{o5} = TET \quad [3.15]$$

Όπου:

T_{o5} = Θερμοκρασία θαλάμου καύσης (K)

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_4 (c_{ph} T_{o5} - c_{pc} T_{o4})}{h_{cc} FCV \times 10^6} \quad [3.16]$$

Όπου:

\dot{m}_f = Παροχή καυσίμου θαλάμου καύσης (kg/s)

h_{cc} = Συντελεστής απόδοσης καύσης στο θάλαμο καύσης

FCV = Θερμιδογόνος δύναμη καυσίμου (MJ/kg)

c_{pc} = Σταθερή τιμή c για το κρύο μέρος του κινητήρα

c_{ph} = Σταθερή τιμή c για το ζεστό μέρος του κινητήρα

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_4 + \dot{m}_f \quad [3.17]$$

Όπου:

\dot{m}_5 = Παροχή καυσίμου στο μίκτη (kg/s)

\dot{m}_4 = Παροχή μάζας διαχωριστή (kg/s)

\dot{m}_f = Παροχή καυσίμου θαλάμου καύσης (kg/s)

$$FAR_{45} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_4} \quad [3.18]$$

Όπου:

FAR_{45} = Λόγος παροχής μάζας θαλάμου καύσης-διαχωριστή

Ø Μίκτης μάζας αέρα:

$$P_{o6} = P_{o5} \quad [3.19]$$

Όπου:

P_{o6} = Πίεση στο μίκτη μάζας αέρα (kPa)

P_{o5} = Πίεση θαλάμου καύσης (kPa)

$$T_{o6} = T_{o5} - DT_{cooling} \quad [3.20]$$

Όπου:

T_{o6} = Θερμοκρασία μίκτη μάζας αέρα (K)

T_{o5} = Θερμοκρασία θαλάμου καύσης (K)

$DT_{cooling}$ = Πτώση θερμοκρασίας (K)

$$\dot{m}_6 = \dot{m}_x + \dot{m}_y \quad [3.21]$$

Όπου:

\dot{m}_6 = Παροχή καυσίμου μίκτη μάζας αέρα (kg/s)

∅ Δεδομένα εξαγωγής:

$$P_{o8} = P_a \times 1.003 \quad [3.22]$$

Όπου:

P_{o8} = Πίεση εξαγωγής (kPa)

$$\dot{m}_8 = \dot{m}_6 \quad [3.23]$$

Όπου:

\dot{m}_8 = Παροχή μάζας εξόδου (kg/s)

∅ Συμπίεστής/στροβίλος:

$$P_{o7} = \frac{P_{o8} \times 100}{100 - DP_{EXHloss}} \quad [3.24]$$

Όπου:

P_{o7} = Πίεση συμπίεστή-στροβίλου (kPa)

P_{o8} = Πίεση εξόδου (kPa)

$DP_{EXHloss}$ = Απώλειες πίεσης εξαγωγής

$$T_{o7} = T_{o6} \times \left[1 - \frac{\eta_c}{\epsilon_c} \left(\frac{P_{o7}}{P_{o6}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \right]^{-1} \times h_{isT} \quad [3.25]$$

Όπου:

T_{o7} = Θερμοκρασία συμπίεστή-στροβίλου (K)

T_{o6} = Θερμοκρασία μίκτη μάζας αέρα (K)

h_{isT} = Βαθμός απόδοσης στροβίλου

$$\dot{m}_7 = \dot{m}_6 \quad [3.26]$$

Όπου:

\dot{m}_7 = Παροχή μάζας εξόδου (kg/s)

∅ Δεδομένα εξαγωγής:

$$T_{o8} = T_{o7} \times \left(1 - \frac{DT_{EXHloss}}{100} \right) \quad [3.27]$$

Όπου:

$$T_{o8} = \text{Θερμοκρασία εξόδου (K)}$$

Σε αυτό το κομμάτι της διαδικασίας ο πίνακας στο πρόγραμμα εξομοίωσης είναι συμπληρωμένος. Το επόμενο και τελικό βήμα είναι ο τελικός υπολογισμός δηλαδή η ανάλυση της λειτουργίας του κινητήρα.

Ø Ανάλυση λειτουργίας:

$$CW = \eta_2 \times c_{pc} \times (T_{o3} - T_{o2}) \times 10^{-6} \quad [3.28]$$

Όπου:

CW = ισχύς κατανάλωσης συμπιεστή (MW)

$$TW = \eta_6 \times c_{ph} \times (T_{o6} - T_{o7}) \times 10^{-6} \quad [3.29]$$

Όπου:

TW = ισχύς που καταναλώνει ο στρόβιλος (MW)

$$HI = \eta_7 \times FCV \quad [3.30]$$

Όπου:

HI = έργο θερμότητας, η ισχύς θερμότητας που προσδίδεται στο εργαζόμενο μέσο από το καύσιμο. (MW)

FCV = θερμιδογόνος δύναμη (MJ/kg)

$$UW = TW - CW \quad [3.31]$$

Όπου:

UW = ωφέλιμη ισχύς (MW)

$$SW = \frac{UW}{\eta_8} \quad [3.32]$$

Όπου:

SW = Η ειδική ισχύς (MW)

$$h_{th} = \frac{UW}{HI} \quad [3.33]$$

Όπου:

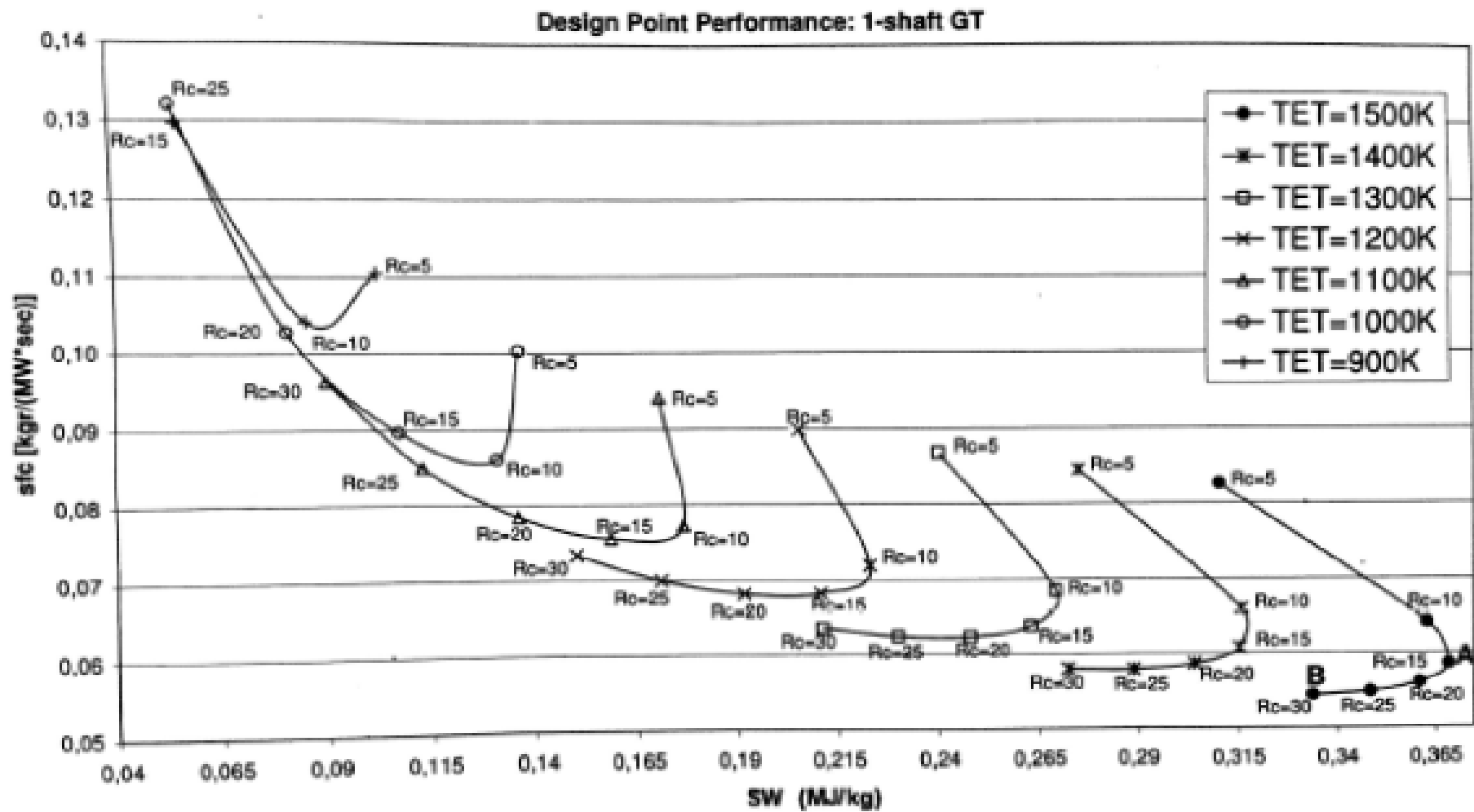
h_{th} = Θερμική απόδοση του κινητήρα

$$sfc = \frac{1}{h_{th} \times FCV} \quad [3.34]$$

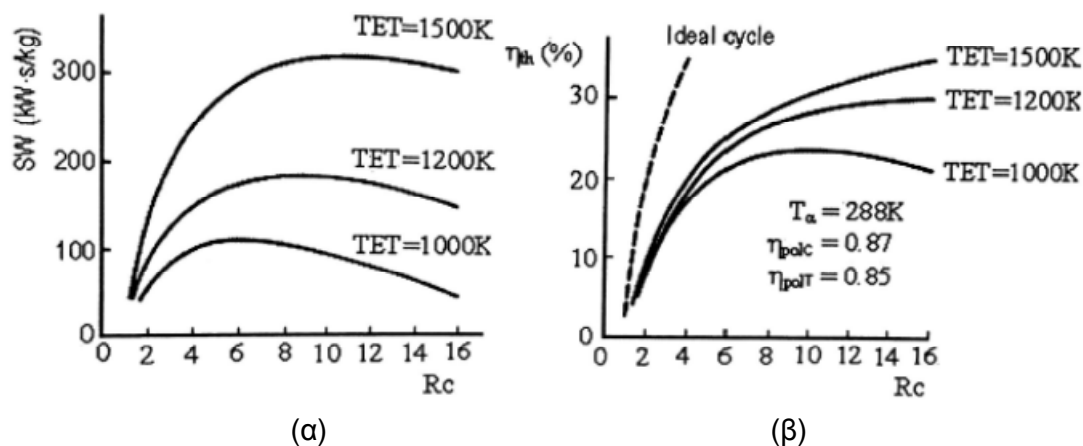
Όπου:

sfc = συντελεστής απόδοσης η_t / Ειδική κατανάλωση καυσίμου

Με το πέρας των παραπάνω υπολογισμών, από τα εξαγόμενα αποτελέσματα παίρνουμε τα παρακάτω διαγράμματα με διάφορους συνδυασμούς στις τιμές TET και R_c .



Σχήμα 20: Διάγραμμα απλού κύκλου Brayton, μονού άξονα (1-Shaft GT)
 [Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]



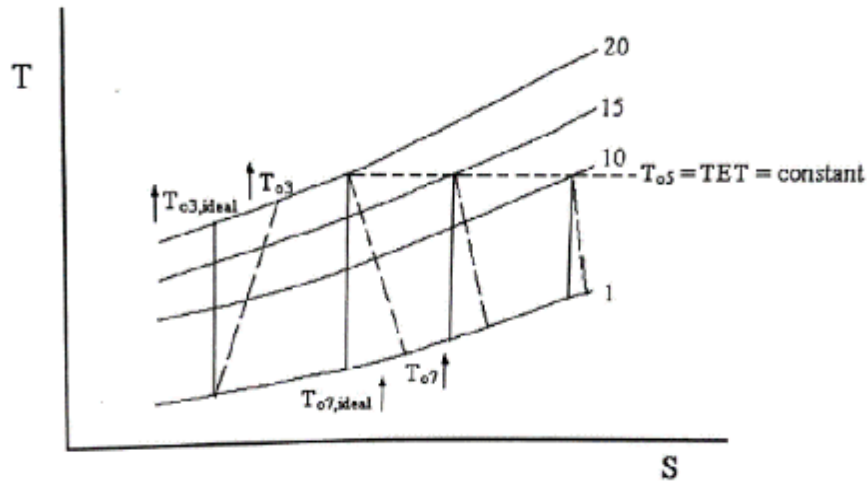
Σχήμα 21: (α) Διάγραμμα R_c - SW , (β) Διάγραμμα R_c - η_{th} απλού κύκλου Brayton.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Έπειτα από την πραγματοποίηση της υπολογιστικής διαδικασίας, αλλά και την εξαγωγή των ζητούμενων γραφικών παραστάσεων κατανοούμε ότι κάθε σημείο πάνω στα διαγράμματα αντιπροσωπεύει διαφορετικό κινητήριο, σε καμία περίπτωση άλλες συνθήκες λειτουργίας ενός κινητήρα. Στις θεωρητικές καμπύλες SW - sfc που παρατίθενται στο Σχήμα 21 διαγράφονται δυο ειδών καμπύλες.

Το πρώτο είδος καμπύλων αφορά αυτές με το σχήμα άγκιστρου (fish-hookcurves) που έχουν ήδη αναφερθεί. Το χαρακτηριστικό τους είναι η σταθερότητα της τιμής της θερμοκρασίας TET κατά το μήκος τους. Διακρίνουμε επίσης, το σημείο A το οποίο αποτελεί χαρακτηριστικό σημείο των καμπύλων είναι το μέγιστο του δείκτη SW , καθώς σε αυτό σταματάει η αύξηση του SW σύμφωνα με την κίνηση των δεικτών του ρολογιού ενώ, ο λόγος R_c αυξάνεται κατά την ίδια φορά. Η κάθε καμπύλη είναι χαρακτηριστική για κάθε τιμή θερμοκρασίας όπως φαίνεται και στη θεωρητική προσέγγιση καμπυλών R_c - SW στο Σχήμα 21(α).

Οι τιμές R_c και SW λειτουργούν αντίθετα πάνω στο διάγραμμα. Με την αύξηση της μιας, παρατηρείται μείωση της άλλης. Το δεύτερο σημαντικό σημείο πάνω στο Σχήμα 21 είναι το σημείο B. Στο σημείο αυτό, η τιμή του R_c αυξάνεται, για δεδομένη τιμή της θερμοκρασίας TET , ενώ η τιμή του SW μειώνεται, με συνεχή μείωση της τιμής sfc . Στο σχήμα 21(β), η θεωρητική καμπύλη για τον ιδανικό κύκλο δεν παρουσιάζει μέγιστη τιμή, εν αντιθέσει με τις υπολογισμένες. Το μέγιστο αφορά το σημείο B. Πιο συγκεκριμένα σε έναν ιδανικό κύκλο κάποιες μεταβλητές συμπεριφέρονται ιδανικά, ενώ άλλες αποκλίνουν. Ιδανική συμπεριφορά παρουσιάζει το SW ενώ το sfc ή αλλιώς ο συντελεστής απόδοσης η_{th} , όχι καθώς μετά το σημείο B αυξάνεται ελαφρώς. Οι αποκλίσεις του πραγματικού από τον ιδανικό κύκλο αφορούν είτε απλοποιήσεις στους υπολογισμούς, είτε απώλειες συνιστωσών. Στον ιδανικό κύκλο υπάρχει άμεση εξάρτηση του λόγου R_c , σε σταθερή θερμοκρασία, και του συντελεστή απόδοσης, που στον πραγματικό κύκλο παύει να παρατηρείται.

Για την κατανόηση της αλληλεπίδρασης της θερμοκρασίας, του συντελεστή απόδοσης η_{th} , και της πίεσης αρκεί να παρατηρηθεί το Σχήμα 22. Μια διαγραμματική εξήγηση είναι η εξής. Η αύξηση της θερμοκρασίας εξόδου από το συμπιεστή αφορά την παράλληλη αύξηση του λόγου R_c . Αφού όμως η θερμοκρασία TET είναι σταθερή αυτό θα πρέπει να προέρχεται από τη μείωση της παροχής καυσίμου. Παράλληλα υπάρχει αύξηση του CW στον συμπιεστή, οπότε επακολούθως και μείωση του UW που σε ένα σημείο αντισταθμίζεται με τη μείωση του HI . Η μηχανική αντοχή ορίζει ότι η αύξηση της θερμοκρασίας στην έξοδο του συμπιεστή δε μπορεί να ξεπεράσει την τιμή $T_{o3} = 850 - 950K$.



Σχήμα 22: Διάγραμμα S-Τμε εμφάνιση μέγιστης η_{th} με διαφορετική τιμή R_c και σταθερή TET. [Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Είναι γνωστό ότι η τιμή $T_{o5} = TET$, παραμένει σταθερή, καθώς και ότι ο συντελεστής απόδοσης προέρχεται από τη σχέση:

$$h_{th} = \frac{UW}{HI} = \frac{TW - CW}{HI} \quad [3.35]$$

Όπου: $(T_{o5} - T_{o7}) - (T_{o3} - T_{o2}) = UW$.

Επίσης ο λόγος R_c αυξάνεται συνεπώς και η διαφορά $TET - T_{o3}$, όπου αντιπροσωπεύει το HI, θα μειώνεται, όπου στον ιδανικό κύκλο θα έκανε τον συντελεστή απόδοσης να αυξάνεται συνεχώς. Όμως λόγω του ότι δεν υπάρχει ιδανική λειτουργία, κάποια τιμή του R_c θα είναι τέτοια ώστε η διαφορά στον υπολογισμό του UW θα αντισταθμίζει τη μείωση $TET - T_{o3}$. Κατά τη μεταβολή του R_c με σταθερή TET, εμφανίζεται μέγιστο στις τιμές του SW, Σχήμα 22. Οπότε εν τέλει, θα βρεθεί ένα σημείο, από το οποίο και μετά θα υπάρχει μείωση του συντελεστή απόδοσης.

Τα πράγματα αλλάζουν όταν η TET δεν είναι σταθερή. Τότε η τιμή του συντελεστή απόδοσης παρουσιάζει μέγιστο σε υψηλότερες τιμές του R_c . Αυτό συμβαίνει διότι πέρα από την αύξηση της TET, η αύξηση του συντελεστή η_{th} αποδίδεται συνάμα στην απαίτηση του συστήματος για χαμηλή θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων ($Gas\ Temperature, EGT = T_{EXHAUST} = T_{EGT}$), όταν δηλαδή ο λόγος της σχέσης 3.36 και 3.37 παίρνει την μέγιστη τιμή:

$$\frac{HI}{wasteheat} \quad [3.36]$$

$$\frac{TET - T_{o4}}{T_{EXHAUST} - T_a} \quad [3.37]$$

Για συγκεκριμένο λόγο πίεσης αλλά και συγκεκριμένη τιμή θερμοκρασίας TET, ο συντελεστής απόδοσης παρουσιάζει ένα μέγιστο. Η ικανοποιητική λειτουργία του συστήματος επιτυγχάνεται επιλέγοντας τον χαμηλότερο λόγο πίεσης, ανάλογα πάντα και με τις απαιτήσεις του εκάστοτε συστήματος. Σίγουρα με αυτά τα δεδομένα, δεν παρατηρείται συσχέτιση ανάμεσα στον λόγο πίεσης και στο μέγιστο παραγόμενο ειδικό έργο, όταν οι καμπύλες της περιοχής αυτής παρουσιάζουν επίπεδη μορφή. Οι βέλτιστες τιμές λόγου πίεσης για TET=1100 K και για TET=1800K είναι σε βαθμό απόδοσης 12:1 και 40:1 αντίστοιχα, ενώ για το ειδικό έργο είναι 7:1 και 20:1 πάλι αντιστοίχως.

Πέραν των καμπύλων με σχήμα άγκιστρου, υπάρχει και μια δεύτερη οικογένεια καμπύλων που εντοπίζονται στο σχήμα 20. Πρόκειται περί νοητών καμπύλων που χαρακτηρίζονται από τη σταθερή τιμή του λόγου R_c και η τιμή της TET πάνω τους αυξάνεται, ενώ η sfc μειώνεται από τα αριστερά προς τα δεξιά. Αυτό γίνεται φανερό στο σχήμα 22. Γνωρίζουμε ότι για συγκεκριμένα μόνο είδη κινητήρων η τιμή τα sfc είναι αντιστρόφως ανάλογη του συντελεστή h_{th} ο οποίος αυξάνεται με την αύξηση της θερμοκρασίας, με σταθερό το λόγο R_c .

Με σκοπό την αύξηση του ορίου της TET κοντά στα επιτρεπόμενα, παρατηρούμε τις καμπύλες στα σχήματα 20, 21(β), όπου σε αυτές γίνεται φανερό η ανάγκη για χρήση υψηλότερου λόγου πίεσης. Με την αύξηση της θερμοκρασίας TET, οι απώλειες στις ενδιάμεσες συνιστώσες του στροβίλου ελαχιστοποιούνται με αποτέλεσμα να αυξάνεται και ο λόγος απόδοσης σύμφωνα πάντα και με την αύξηση του λόγου του παραγόμενου έργου από τον στροβίλο προς το απορροφούμενο έργο από το συμπιεστή. Συνεπώς, με την αύξηση της TET επιτυγχάνεται αύξηση στο παραγόμενο ειδικό έργο SW, όμως πάνω από τους 1300 K, ο βαθμός απόδοσης δεν παρουσιάζει σημαντικές αλλαγές διότι απαιτούνται περαιτέρω συστήματα ψύξης για τη λειτουργία του στροβίλου.

Στο σχήμα 20, μπορεί να σχεδιαστεί μια νοητή ευθεία η οποία περνά από τα σημεία A και B που ήδη έχουν αναφερθεί, κάτω και δεξιά από την οποία επιλέγεται να γίνει ο σχεδιασμός των αεριοστροβίλων. Ακόμη μια απαίτηση των συστημάτων αυτών και ιδιαιτέρως των συστημάτων των ελικοπτέρων είναι η μείωση του φυσικού μεγέθους της μονάδας παραγωγής, όμως για παραμένονσα τιμή ισχύος.

Υπάρχουν κάποιες συνθήκες οι οποίες συντελούν στην αύξηση του βαθμού απόδοσης του κύκλου ως εξής. Η θερμοκρασία TET πρέπει να βρίσκεται κοντά στους 1400 K, ο πολυτροπικός βαθμός απόδοσης του συμπιεστή ή του στροβίλου να αυξηθεί κατά 5%, με αποτέλεσμα εκτός της αύξησης της απόδοσης να κερδηθεί αύξηση του παραγόμενου ειδικού έργου. Τέλος, με χρήση ισεντροπικών βαθμών απόδοσης εξαλείφονται οι απώλειες και στα μέρη του στροβίλου.

Ο βαθμός απόδοσης μπορεί να αυξηθεί με τη μείωση των απωλειών πίεσης στο θάλαμο καύσης και θα αύξανε και το ειδικό παραγόμενο έργο. Για αεριοστροβίλους βιομηχανίας απαιτείται να η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων να κυμαίνεται μεταξύ 750-900K.

4. ΚΕΦΑΛΑΙΟ: ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΕΚΤΟΣ ΣΗΜΕΙΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

4.1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Η παραμετρική ανάλυση που παρουσιάστηκε εκτενώς στο προηγούμενο κεφάλαιο αφορά υπολογισμούς με συγκεκριμένες τιμές εξωτερικών συνθηκών ή συνθηκών πτήσης και με επιλεγμένες τιμές του λόγου πίεσης R_c . Βρίσκεται από τα διαγράμματα ο τρόπος που επιτυγχάνεται ο βέλτιστος βαθμός απόδοσης η_{th} , για δεδομένη τιμή θερμοκρασίας TET. Ακόμη προσδιορίζεται η τιμή της παροχής μάζας \dot{m} , η οποία δίνει την επιθυμητή ισχύ UW. Ουσιαστικά ο προσδιορισμός σημείου λειτουργίας, δίνει συγκεκριμένες τιμές στα θερμοδυναμικά χαρακτηριστικά των συνιστωσών, οπότε και του συνολικού κινητήρα σε συγκεκριμένες εξωτερικές συνθήκες.

Αφού λοιπόν, προσδιορίστηκαν οι τιμές στο σημείο λειτουργίας είναι αναγκαίο να μελετηθεί η λειτουργία του κινητήρα με διαφορετικές παραμέτρους. Η μελέτη αυτή αφορά τον προσδιορισμό λειτουργίας ή την ανάλυση λειτουργίας του κινητήρα εκτός του σημείου σχεδιασμού του (Off design Performance, OD). Η OD ανάλυση εμπεριέχει σε μεγάλο βαθμό τις σχέσεις που χρησιμοποιήθηκαν στην παραμετρική ανάλυση, όμως με μια συγκεκριμένη διαφορά. Οι τιμές που χρησιμοποιούνται στις παραμέτρους δεν επιλέγονται ανεξέλεγκτα αλλά καθορίζονται από τη γεωμετρία της εκάστοτε συνιστώσας για συγκεκριμένο είδος κινητήρα. Επομένως, οι παράμετροι κάθε συνιστώσας αλληλεπιδρούν μέσω το πεδίου χαρακτηριστικών της συγκεκριμένης συνιστώσας του οποίου είναι αναγκαία η γνώση.

Είναι γνωστό ότι υπάρχει επικοινωνία ανάμεσα στις συνιστώσες από τις οποίες αποτελείται ο κινητήρας. Συνεπώς είναι αναγκαίο οι τιμές που δίνονται στα αρχικά μέρη του, να μπορούν να χρησιμοποιηθούν και από τα επόμενα. Οπότε δημιουργούνται περεταίρω περιορισμοί και συνθήκες χρήσης μεταβλητών, με απώτερο σκοπό τη βέλτιστη αλλά και ορθή λειτουργία του κινητήρα.

Το σημείο εκτός σχεδιασμού αφορά τη λειτουργία του κινητήρα με διαφορετικές, αλλαγμένες συνθήκες είτε περιβάλλοντος, είτε τροποποιημένη ταχύτητα πτήσης, ισχύος ή ακόμη και διαφορετική λειτουργία με μερικό φορτίο, είτε αλλαγή στη λειτουργία μετακαύσης. Η λειτουργία εκτός του σημείου σχεδιασμού, αναφέρεται και ως λειτουργία ισορροπίας σε νέο σημείο λειτουργίας (equilibrium performance ή steady state) στην οποία η λειτουργία του κινητήρα παρ' όλες τις αλλαγμένες συνθήκες που περιγράφηκαν παραπάνω, λειτουργεί με σταθερές στροφές, σταθερά με το πέρασ του χρόνου. Γραφικά, τα σημεία ισορροπίας βαίνουν σε μια νοητή γραμμή πάνω στον χάρτη λειτουργίας του συμπιεστή. Η αναπαραγμένη γραμμή αυτή ονομάζεται γραμμή λειτουργίας (running, working or operating line).

Το νέο σημείο ισορροπίας δημιουργείται από τις μεταβολές μιας ή περισσότερων μεταβλητών του κινητήρα, οπότε επιβάλλεται να γίνει μεταβολή και στα υπόλοιπα χαρακτηριστικά του με σκοπό μια ομαλή λειτουργία. Η λειτουργία αυτή ονομάζεται μεταβατική λειτουργία (transient performance) Τέτοιες μεταβλητές είναι η θερμοκρασία TET, οι συνθήκες του περιβάλλοντος, οι συντελεστές απόδοσης κα, όπου η μεταβολή τους γίνεται σε σχέση με το χρόνο.

4.2. ΑΣΤΑΘΗΣ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΣΥΜΠΙΕΣΤΩΝ

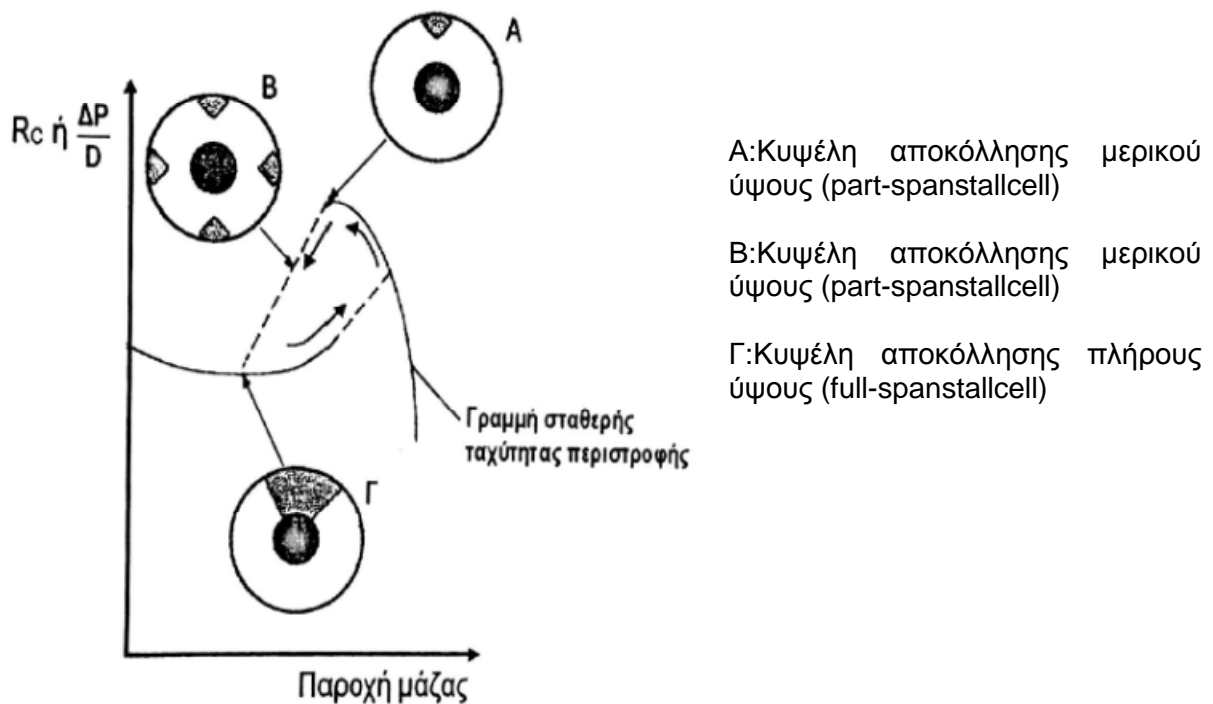
Οι σύγχρονοι αεριοστροβίλοι αποτελούνται από δύο ή τρεις συμπίεστες, οι οποίοι μπορούν να περιστρέφονται με διαφορετικές ταχύτητες όμως κοντά στις ιδανικές τους τιμές. Οι ολικοί λόγοι πίεσης $R_{Coverall}$ που έχουν είναι κυμαίνονται μεταξύ του 40-55. Η καλή λειτουργία επιτάσσει υψηλούς λόγους πίεσης. Οι συμπίεστες επιτυγχάνουν υψηλές τιμές στους λόγους πίεσης μεμονωμένα, όμως για την επίτευξη και των συνολικών τιμών θα πρέπει να είναι πολυβάθμιοι. Οι πολυβάθμιοι συμπίεστες αποτελούνται από πολλές βαθμίδες οι οποίες είναι συνδεδεμένες μηχανικά στον ίδιο άξονα και πρέπει να περιστρέφονται με τον ίδιο αριθμό στροφών και να διακινούν την παροχή μάζας. Συνεπώς γίνεται αντιληπτό ότι διαφαίνονται επιπλέον περιορισμοί κατά τη λειτουργία ενός πολυβάθμιου συμπίεστη εκτός του σημείου λειτουργίας του.

Στους πολυβάθμιους συμπίεστες η αξονική ταχύτητα πρέπει να μένει σταθερή. Όμως με τη συνεχή αύξηση της πίεσης, μειώνεται η δακτυλιοειδής διατομή, με τη διαρκή αύξηση της πυκνότητας. Η δακτυλιοειδής διατομή μειώνεται είτε αλλάζοντας την ακτίνα ρίζας (αύξηση) είτε της ακτίνας κορυφής (μείωση) του πτερυγίου, είτε και τα δύο μαζί σύμφωνα με τους σχεδιασμούς του κατασκευαστή. Με την αύξηση της ακτίνας ρίζας, αυξάνονται οι τάσεις στον δίσκο στήριξης των πτερυγίων, ενώ με τη μείωση της ακτίνας κορυφής μειώνεται ο λόγος πίεσης των επόμενων βαθμίδων λόγω της μείωσης του περιφερειακού αριθμού Mach. Ο πολυβάθμιος συμπίεστης έχει συμπεριφορά παρόμοια με αυτή ενός μονοβάθμιου. Είναι γνωστό ότι η παροχή μάζας που περνά από κάθε βαθμίδα είναι η ίδια. Ακόμη υπάρχουν αδιάστατες μεταβλητές σε αυτές. Οπότε συμπεραίνουμε ότι η περιοχή ωφέλιμης λειτουργίας βρίσκεται σε πολύ μικρότερο εύρος παροχών μάζας.

Η ασταθής λειτουργία εμφανίζεται μέσα από κάποια είδη. Αυτά είναι της αποκόλλησης της ροής σε κάποια πτερύγιο, η περιστροφική αποκόλληση και τέλος, στην πάλμωση. Η αποκόλληση της ροής (stall) είναι η υπέρβαση της μέγιστης τιμής της γωνίας πρόσπτωσης σε μια αεροτομή. Το φαινόμενο αυτό μπορεί να εμφανιστεί σε κάποιες επιμέρους συνιστώσες ή μέρη συνιστωσών ωστόσο να διατηρείται η ομαλή λειτουργία. Παραδείγματος χάριν, τα πτερύγιο των πρώτων βαθμίδων μπορεί να βρεθούν σε φαινόμενα αποκόλλησης ροής, με ομαλή λειτουργία, λόγω του ότι οι υπόλοιπες βαθμίδες λειτουργούν κανονικά.

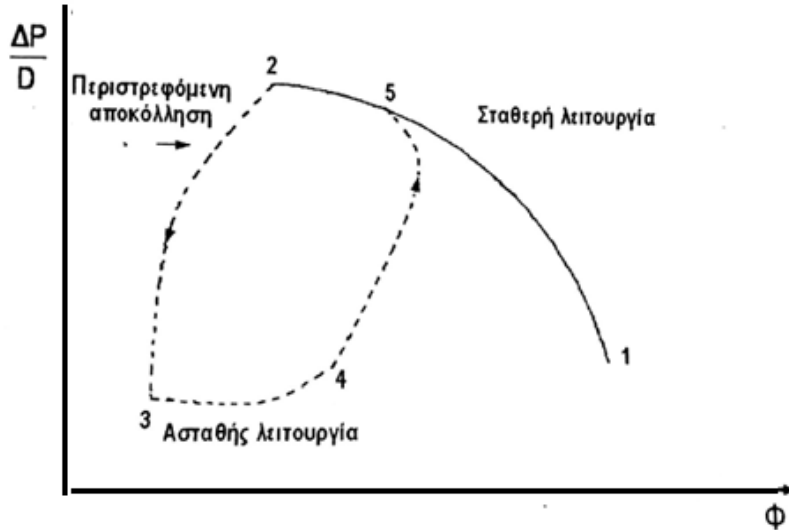
Η περιστροφική ανάλυση αφορά την ανάπτυξη κυψελών που προέρχονται από φαινόμενα αποκόλλησης ροής. Οι κυψέλες αυτές περιστρέφονται περιφερειακά, όμως η ταχύτητα που αναπτύσσονται είναι διαφορετική από αυτή της περιστροφής του άξονα στον οποίο βρίσκονται. Η ταχύτητα ανάπτυξης των κυψελών κυμαίνεται μεταξύ του 40-70% της ταχύτητας περιστροφής του άξονα. Η δακτυλιοειδής διατομή δεν καταλαμβάνεται εξ ολοκλήρου από τις αποκολλημένες κυψέλες και κινούνται κατά το μεγαλύτερο ποσοστό από την ήδη υπάρχουσα ταχύτητα του άξονα.

Η κίνησή τους αν και περιφερειακή, γίνεται αντιληπτή από τα πτερύγιο του συμπίεστη. Συνεπώς προκαλούνται σε μεγάλο βαθμό ταλαντώσεις λόγω περιστροφικής αποκόλλησης, στη σταθερή αλλά και κινητή σειρά πτερυγίων, όπου σε υψηλές ταχύτητες καταστρέφουν τη λειτουργία του κινητήρα. Στο σχήμα 23 παρατηρούμε ότι υπάρχει συνεχής μείωση της παροχής λόγω της συνεχούς ανάπτυξης κυψελών. Μόνο ύστερα από έκλειψη των συνθηκών αυτών μπορεί να λειτουργήσει ξανά ομαλά ο συμπίεστης και γενικότερα ο κινητήρας. Αέρας παρατηρείται να διαφεύγει από διάφορα σημεία της συνιστώσας του συμπίεστη, όταν παρατηρηθεί το φαινόμενο της περιστροφικής αποκόλλησης. Ο αέρας αναρροφάται από το κέντρο του συμπίεστη ενώ το υπόλοιπο μέρος του διαφεύγει από την είσοδο του συμπίεστη. Ακόμη και με τη διαφυγή του αέρος επιτυγχάνεται μια θετική συνολική παροχή.



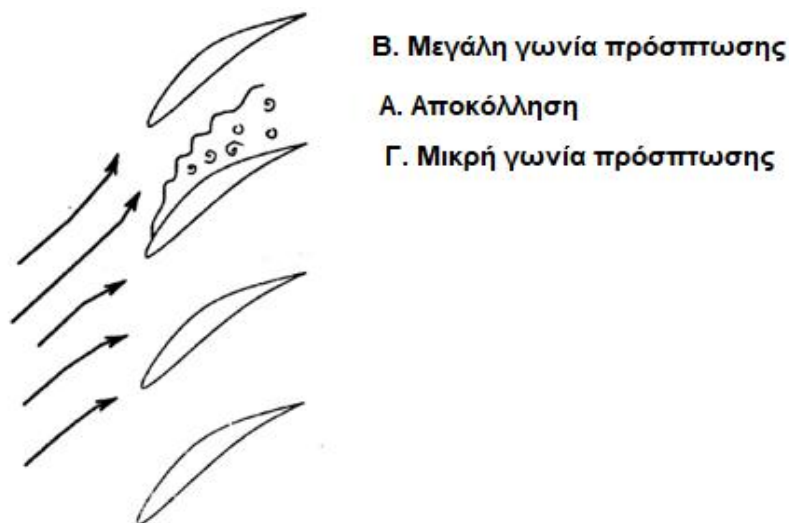
Σχήμα 23: Παράσταση περιστροφικής αποκόλλησης σε διάγραμμα R_c vs παροχή μάζας.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Στο Σχήμα 24 γίνεται μια περιγραφή της ασταθούς και της σταθερής λειτουργίας. Ο συμπιεστής λειτουργεί σταθερά πάνω στην καμπύλη από το 1 μέχρι το 2, με συνεχώς μειούμενη παροχή μάζας λόγω της κλειστής μανέτας ισχύος (throttle). Η συνεχής μείωση της παροχής μάζας όμως, οδηγεί στην εμφάνιση του φαινομένου της περιστροφικής αποκόλλησης πέρα από το σημείο 2 του σχήματος. Το σημείο 3 συμβολίζει ένα νέο σημείο ισορροπίας που καταλαγιάζει το σύστημα έπειτα από την περιστροφική αποκόλληση. Το φαινόμενο της περιστροφικής αποκόλλησης δεν εμφανίζεται σαν μια μόνιμη κατάσταση αλλά παρατηρείται σταδιακά και γι αυτό ονομάζεται ως μερική αποκόλληση. Σε αυτή την αρχική κατάσταση λοιπόν, γίνεται η δημιουργία κυψελών σε ένα μικρό μέρος της διατομής. Η πλήρης αποκόλληση συμβαίνει με τη συνεχή μείωση της παροχής μάζας έως ενός ορίου Φ. Η μείωση της παροχής μάζας προκαλεί αύξηση του αριθμού των περιστρεφόμενων κυψελών. Φτάνοντας οπότε στο σημείο 4 της καμπύλης, δηλαδή σε σημείο πλήρους αποκόλλησης, η ροή των πτερυγίων είναι αποκολλημένη, καθώς μειώνεται συνεχώς και ο λόγος πίεσης. Ακόμη και με το άνοιγμα της μανέτας η λειτουργία δε θα μεταφέρει στο σημείο 2 αλλά στο σημείο 5. Η διαδρομή αυτή των σημείων που αναλύσαμε από 1-5 ονομάζεται βρόγχος υστέρησης-επανάκαμψης (hysteresis region) και φαίνεται στο σχήμα 23. Σε πολυβάθμιους συμπιεστές η κυψέλη μπορεί να είναι μόνο μία, εν αντιθέσει με τους απλούς συμπιεστές που μπορεί ο αριθμός τους να είναι υψηλός. Αυτό συμβαίνει λόγω των υψηλών ταχυτήτων που εμφανίζονται στους πολυβάθμιους συμπιεστές.



Σχήμα 24: Βρόγχος υστέρησης-επανάκαμψης
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Η εξήγηση της δημιουργίας του περιστροφικού φαινομένου διαφαίνεται στο σχήμα 25. Αν η αποκόλληση εμφανιστεί σε ένα μόνο μέρος του πτερυγίου, εξαπλώνεται και στο υπόλοιπο μέρος του. Αυτό γίνεται όταν η μανέτα ισχύος κλείσει απότομα, η πίεση στο συμπιεστή αυξηθεί, ο συντελεστής φόρτισης της βαθμίδας αυξηθεί, η παροχή αέρα μειωθεί. Αν δηλαδή «μολυνθεί» το πτερύγιο Α θα επηρεαστούν και τα γειτονικά του. Όπως παρατηρείται και στο σχήμα, το πτερύγιο Β βρίσκεται στην πλευρά υποπίεσης και είναι στην επόμενη θέση να δεχθεί ροή με μεγαλύτερη γωνία πρόσπτωσης. Το πτερύγιο Γ θα έχει μικρή γωνία πρόσπτωσης. Λόγω των αλλαγών στις γωνίες πρόσπτωσης, θα παρουσιαστεί αποκόλληση και στο πτερύγιο Β, τότε μειώνεται η γωνία πρόσπτωσης στο πτερύγιο Α και την επανακόλλησή του. Οπότε παρατηρούμε μια κυκλική μετακίνηση των φαινομένων και γίνεται κατανοητό ότι πρόκειται για περιστρεφόμενη αποκόλληση, αφού η διαδικασία λαμβάνει χώρα σε κυλινδρική, περιφερειακή επιφάνεια. Με αυτή την ερμηνεία καλύπτεται ένα είδος περιστροφικής αποκόλλησης, της ασθενούς περιστροφικής αποκόλλησης όμως βάση αυτού μπορούν να αναλυθούν και άλλα είδη.



Β. Μεγάλη γωνία πρόσπτωσης

Α. Αποκόλληση

Γ. Μικρή γωνία πρόσπτωσης

Σχήμα 25: Φυσική ερμηνεία της εμφάνισης του φαινομένου της περιστροφικής αποκόλλησης.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Ο επαναλαμβανόμενος βρόχος από το 1-5 που παρουσιάζεται στο σχήμα 24, δεν είναι τίποτε άλλο παρά η εμφάνιση των συνολικών ταλαντώσεων μέσω του δακτυλιοειδούς αγωγού του συμπιεστή. Το φαινόμενο αυτό ονομάζεται πάλμωση (surge). Οι ταλαντώσεις αυτές επηρεάζουν τη λειτουργία του θαλάμου καύσης, κάνοντας να υπάρχει ροή από την είσοδο προς την έξοδο του συμπιεστή για ορισμένο χρόνο, ενώ το αντίστροφο για το υπόλοιπο κομμάτι χρόνου. Η κίνηση της ροής αποτελεί μια περιοδική μεταβολή και παρουσιάζει συχνότητες πολύ μικρότερες σε σχέση με αυτές της περιστροφικής αποκόλλησης. Οι συχνότητες εξαρτώνται, πέρα από τα χαρακτηριστικά του συμπιεστή και από τις υπόλοιπες συνδεδεμένες διατάξεις. Το σημείο λειτουργίας δε μένει σταθερό, διότι η μέση τιμή της παροχής περιφερειακά μεταβάλλεται συναρτήσει του χρόνου. Αυτό το φαινόμενο όμως δεν παρατηρείται στην περιστροφική αποκόλληση γιατί η μέση περιφερειακή παροχή μένει σταθερή.

Για την κατανόηση της πάλμωσης αξίζει να αναφέρουμε το παρακάτω παράδειγμα. Σε ένα συμπιεστή με λόγο $R_c = 15$, η πυκνότητά του θα δίνεται από τη σχέση:

$$r_3 = 7 \times r_2 \quad [4.1]$$

Το r_2 αναφέρεται στην πυκνότητα που διαφαίνεται στην είσοδο του συμπιεστή, ενώ η τιμή της r_3 αναφέρεται στην πυκνότητα εξόδου του συμπιεστή. Αν θεωρήσουμε ότι μπορεί να υπάρξει μείωση στον αριθμό των στροφών N κατά 40% (part load performance), τότε συνεπαγωγικά μειώνεται και ο λόγος R_c , αλλά και οι πυκνότητες στο συμπιεστή, όπου θα δίνονται από την εξής σχέση:

$$r_3 = 2 \times r_2. \quad [4.2]$$

Έπειτα εμφανίζεται μείωση στην παροχή μάζας, χωρίς αυτή να είναι αρκετή ώστε να περάσει από όλες τις βαθμίδες. Η παροχή μάζας δίνεται από την σχέση:

$$\dot{m} = r \times A \times C_a \quad [4.3]$$

Οι περιπτώσεις ασταθούς λειτουργίας δεν είναι επιθυμητές διότι εμφανίζουν περιοδικά φαινόμενα. Τα περιοδικά φαινόμενα όπως έχει προαναφερθεί οδηγούν σε κατασκευαστικές ταλαντώσεις λόγω της μείωσης του αριθμού του βαθμού απόδοσης. Όταν το φαινόμενο της περιστροφικής επικόλλησης εμφανιστεί σε συμπιεστές υψηλής ταχύτητας, τότε πέρα από την πτώση της απόδοσης παρουσιάζεται σημαντική αύξηση στις τιμές της θερμοκρασίας, οι οποίες κάθε άλλο παρά αποδοτικές είναι για τον συμπιεστή. Ο συμπιεστής υπάρχει περίπτωση να καταστραφεί λόγω της αναστροφής της ροής ως αποτέλεσμα της πάλμωσης. Αυτό γίνεται διότι δίπλα στον συμπιεστή βρίσκεται ο θάλαμος καύσεως, οπότε και λόγω της ανεστραμμένης ροής αναρροφάται η φλόγα προς τα εμπρός.

Τέτοια φαινόμενα μπορεί να παρατηρηθούν σε πολιτικά αεροσκάφη. Αν κάποιος κινητήρας παρουσιάσει φαινόμενα πάλμωση, τότε οι επιβάτες μπορεί να αντιληφθούν έναν έντονο ήχο, είτε μπορεί να παρατηρήσουν φλόγες. Από την άλλη μεριά οι πιλότοι θα παρατηρήσουν μια αύξηση στις τιμές της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων EGT, καθώς και μια εκτροπή του αεροπλάνου προς την κατεύθυνση που βρίσκεται ο παλμωμένος κινητήρας. Η μεμονωμένη εμφάνιση των φαινομένων αυτών δεν προκαλεί ανησυχία. Τότε τα δομικά χαρακτηριστικά του κινητήρα δεν απειλούνται, ιδιαίτερα αν ο κινητήρας ξεφύγει από το φαινόμενο της πάλμωσης ο κινητήρας μπορεί να συνεχίσει να λειτουργεί χωρίς κανένα πρόβλημα. Όμως εάν τα γεγονότα παρουσιάζονται συνεχόμενα τότε υπάρχει περίπτωση ο ανεμιστήρας αλλά και η εισαγωγή του κινητήρα να υποστούν δομική καταστροφή, αλλά ακόμα και ολική καταστροφή. Πέρα από τα επιβατικά αεροσκάφη, υπάρχουν και τα υπερηχητικά. Σε αυτά η εμφάνιση του φαινομένου της πάλμωσης μπορεί να επιφέρει πιο σοβαρά προβλήματα στη λειτουργία του κινητήρα. Αυτό συμβαίνει διότι με την εμφάνιση της

πάλμωσης υπάρχει πιθανότητα να δημιουργηθεί ένα κρουστικό κύμα στην εισαγωγή το οποίο έχει τη δύναμη να προκαλεί ισχυρή υπερπίεση με καταστροφικά δομικά αποτελέσματα. Το φαινόμενο αυτό εμφανίζεται συνήθως όταν υπάρχει σημαντική μείωση της ταχύτητας του αεροσκάφους, είναι αυξάνεται απότομα η μανέτα ισχύος.

Η παράμετρος B ή αλλιώς η παράμετρος Greitzer είναι το εργαλείο που βοηθά στην πρόβλεψη εμφάνιση τέτοιων φαινομένων. Γίνεται εφικτό οπότε να προσδιοριστεί όχι μόνο η ασταθής λειτουργία αλλά και το ακριβές φαινόμενο που τη δημιουργήσει. Δηλαδή εάν ένας συμπιεστής έχει υποστεί περιστροφική αποκόλληση ή πάλμωση. Η παράμετρος B είναι ο λόγος της δυνατότητας ανύψωσης της πίεσης του συμπιεστή, προς την ανύψωση της πίεσης που απαιτείται από το σύστημα, έτσι ώστε να διεγερθούν οι ταλαντώσεις ροής στο κύκλωμα του συμπιεστή. Η παράμετρος Greitzer δίνεται από τον τύπο:

$$B = \frac{U}{2\alpha \times \sqrt{\frac{A \times L}{V_{cc}}}} \quad [4.4]$$

Όπου:

B= Η παράμετρος Greitzer

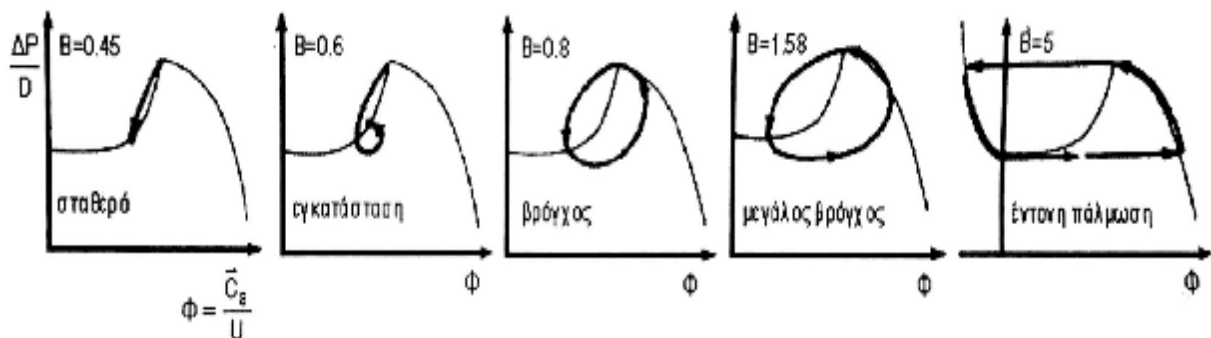
U=Η περιστροφική ταχύτητα του συμπιεστή

A=Το μέσο εμβαδόν διατομής (m^2)

L=Το μήκος των αγωγών που συνδέουν τον συμπιεστή με το θάλαμο καύσης(m)

V_{cc} =Ο όγκος του θαλάμου καύσης (m^3)

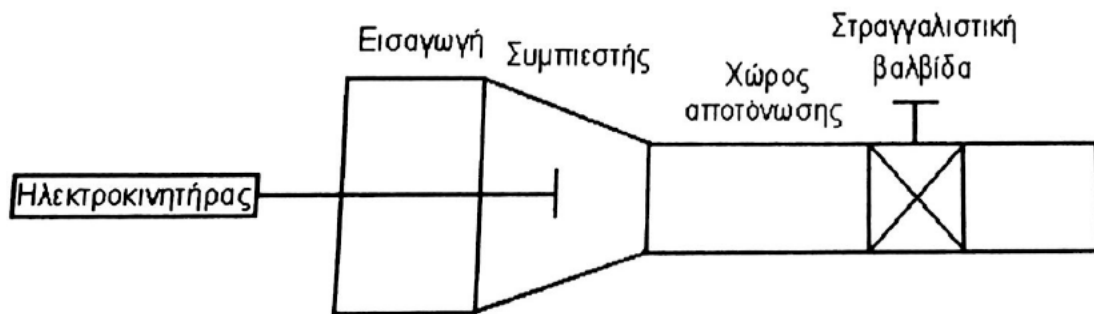
Η κρίσιμη τιμή της παραμέτρου B είναι μεταξύ 0.7 και 0.8, $B_{crit} = 0.7 - 0.8$. Αυτό σημαίνει ότι αν η τιμή $B < 0.7$ τότε εμφανίζεται το φαινόμενο της περιστροφικής αποκόλλησης, ενώ αν $B > 0.8$ τότε εμφανίζεται το φαινόμενο της πάλμωσης. (Σχήμα 26).



Σχήμα 26: Δημιουργία αστάθειας στον συμπιεστή.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

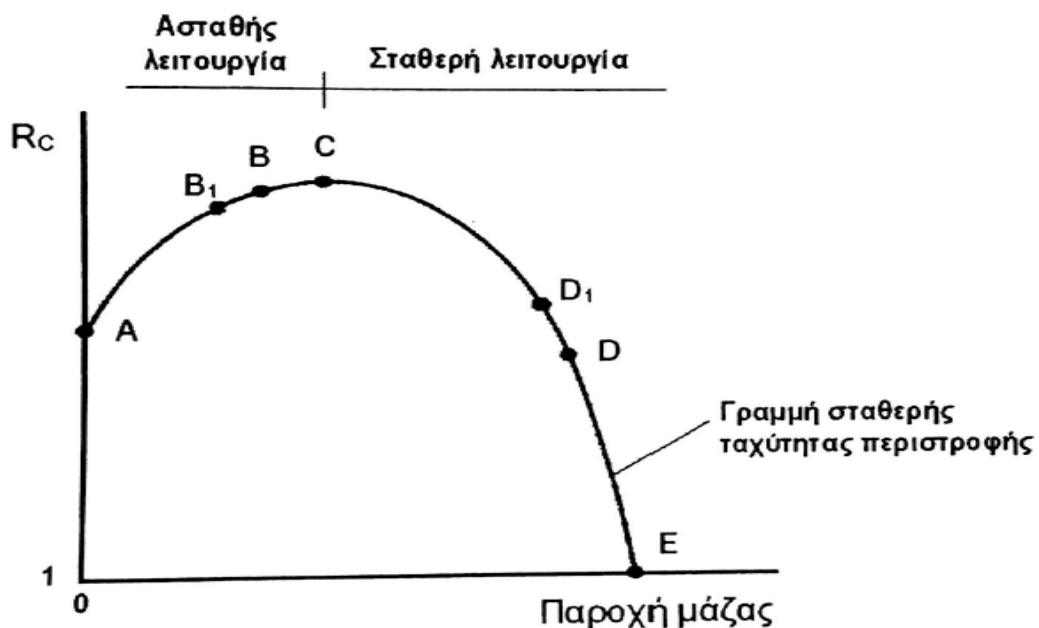
Από το Σχήμα 26, παρατηρούμε ότι όταν η παράμετρος B πάρει την τιμή $B=0.45$, εμφανίζεται το φαινόμενο της αποκόλλησης ροής, οπότε και υπάρχει αστάθεια στον συμπιεστή. Έπειτα καθώς η παράμετρος Greitzer πάρει την τιμή $B=0.6$, παρουσιάζεται το φαινόμενο της περιστροφικής αποκόλλησης. Ύστερα με την τιμή $B=0.8$ ο συμπιεστής εισέρχεται σε λειτουργία κυκλικής πάλμωσης, με την τιμή $B=1.58$ ο συμπιεστής βρίσκεται σε κατάσταση πάλμωσης και τέλος καθώς η παράμετρος B πάρει την τελική της τιμή $B=5$, ο συμπιεστής βρίσκεται σε κατάσταση έντονης πάλμωσης. Η κατάσταση αυτή εμφανίζει αρνητικές αξονικές ταχύτητες, δηλαδή ασταθή, καταστρεπτικά αποτελέσματα.

Είναι κερδοφόρο να αναλυθεί η λειτουργία του συμπιεστή διαγραμματικά ώστε να είναι οπτικά διαθέσιμοι οι όροι που θα χρησιμοποιηθούν για τις επιμέρους συνιστώσες του συμπιεστή. Αυτά φαίνονται στο σχήμα 27.



Σχήμα 27: Πειραματική διάταξη προσομοίωσης λειτουργίας συμπιεστή
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Επιπροσθέτως χρησιμοποιούμε το διάγραμμα του Σχήματος 28 για την επεξήγηση των περιοχών ασταθούς λειτουργίας. Το σημείο Α του Σχήματος 28, αντιστοιχεί σε συγκεκριμένες τιμές. Δηλαδή για τη δεδομένη στιγμή, η βαλβίδα είναι κλειστή, η παροχή μάζας είναι μηδενική και ο λόγος πιέσεων θα πάρει μια συγκεκριμένη τιμή τέτοια ώστε να αντιστοιχεί στην ενέργεια που προσδίδει ο συμπιεστής στην ποσότητα του αέρα που είναι εγκλωβισμένη στο χώρο αποτόνωσης.



Σχήμα 28: Παροχές σταθερής και ασταθούς λειτουργίας για δεδομένη περιστροφική ταχύτητα.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Η παροχή μάζας ξεκινάει κατά το άνοιγμα της βαλβίδας, όπου επειδή ο χώρος μεταξύ των πτερυγίων, δηλαδή τα διάκενά τους βοηθά στο να αυξηθεί η πίεση, ο λόγος των πιέσεων αυξάνεται. Η μέγιστη τιμή του δείκτη απόδοσης R_c , δίνεται στο σημείο C της καμπύλης του σχήματος 28, όπου γίνεται μέγιστος και ο λόγος των πιέσεων. Περαιτέρω αυξήσεις όμως δεν

είναι εφικτές καθώς η μεγαλύτερη αύξηση της παροχής μάζας μπορεί να δημιουργήσει σημαντικά προβλήματα λόγω της πτώσης του λόγου πιέσεων. Το σημείο E αναπαριστά τη φραγή της ροής στην περιοχή του λαιμού, που βρίσκεται ανάμεσα στα πτερύγια, επειδή η τιμή τα παροχής γίνεται μεγαλύτερη από αυτή του σχεδιασμού. Ο λαιμός είναι ουσιαστικά μια μικρή περιοχή που βρίσκεται ανάμεσα στα πτερύγια. Αν οι διαστάσεις αυτής της περιοχής αλλάξουν, τότε υπάρχει πιθανότητα η ροή να μην υποστεί φραγή, αν επιπροσθέτως υπάρχει πλήρως ανοικτή βαλβίδα τότε ο λόγος των πιέσεων μπορεί να βρεθεί στην τιμή 1 και οι απώλειες λόγω της εσωτερικής τριβής που δημιουργείται στην περιοχή αυτή να εξαλειφθούν με την ισχύ.

Η καμπύλη του σχήματος 28 περιέχει ακόμα δυο σημεία. Το σημείο D είναι η περιοχή στην οποία απαιτείται το κλείσιμο της βαλβίδας, με απώτερο σκοπό να ξεπεραστεί το σημείο C καθώς προχωράμε προς τα αριστερά πάνω στην γραμμή σταθερής ταχύτητας περιστροφής. Τότε παρουσιάζεται το φαινόμενο της αποκόλλησης, οπότε μειώνεται η απόδοση του συμπιεστή και επέρχεται η μείωση του λόγου πίεσης για συγκεκριμένη αυξανόμενη τιμή της θερμοκρασίας. Αν η μείωση της απόδοσης συνεχίσει να υφίσταται τότε δεν είναι εφικτό να αναπτυχθεί η απαιτούμενη τιμή της πίεσης στην έξοδο του συμπιεστή συνεπώς η ροή παρουσιάζει αντεστραμμένη πορεία. Λόγω αυτού, η πίεση στην περιοχή αποτόνωσης μειώνεται έως ότου η τιμή της είναι στα συγκεκριμένα επίπεδα που απαιτείται ώστε η ροή να επιστρέψει στην κανονική της διεύθυνση, αλλάζοντας συνάμα και την πίεση στο χώρο αποτόνωσης έτσι ώστε να επέλθει στα αναμενόμενα επίπεδα της. Η πίεση όμως δεν είναι ίδια με αυτή που ξεκίνησε το φαινόμενο στην περιοχή του χώρου αποτόνωσης, οπότε το φαινόμενο της αποκόλλησης θα εμφανίζεται επαναλαμβανόμενα.

Η πάλμωση είναι ένα φαινόμενο το οποίο συνδέεται άμεσα με την απότομη μείωση της τιμής της πίεσης. Όμως από το σημείο A έως το σημείο C στο Σχήμα 28 δεν υπάρχει εμφάνιση του φαινομένου αυτού. Εάν στα σημεία που έχουν θετική κλίση όπως το σημείο B στην καμπύλη του Σχήματος 28, ο συμπιεστής παρουσιάζει κανονική λειτουργία, τότε εάν η τιμή της παροχής μάζας μειωθεί, τότε θα πρέπει να μειώνεται και η τιμή της αποδιδόμενης πίεσης. Υπάρχει πιθανότητα να εμφανιστεί αναστροφή στην κατεύθυνση του αέρα λόγω της διαφοράς πίεσης που παρουσιάζεται στον συμπιεστή, κάνοντας τον λόγο πίεσης να μειώνεται αρκετά γρήγορα. Επιτυγχάνεται σαφώς η ανάκτηση της λειτουργίας του συμπιεστή όταν η πίεση κατάντη του, μειωθεί όσο χρειάζεται. Τότε παρουσιάζεται μια συνεχόμενη εμφάνιση των φαινομένων με αρκετά υψηλή τιμή συχνότητας.

Στην καμπύλη σταθερής ταχύτητας περιστροφής του σχήματος 28, η εμφάνιση της πάλμωσης μπορεί να μη γίνει άμεσα καθώς εξετάζεται η μετακίνησή μας από το σημείο C προς τα αριστερά. Αυτό συμβαίνει διότι η πίεση αφότου περνά τον συμπιεστή μπορεί να μεταβληθεί με διαφορετικό ρυθμό από αυτόν της εξόδου του συμπιεστή (μείωση της πίεσης). Επομένως σύμφωνα με τον ρυθμό μείωσης της πίεσης, μειώνεται και η παροχή μάζας οπότε θα γίνει αντιστροφή κινήσεων με παράλληλη εμφάνιση του φαινομένου της πάλμωσης. Με αυτόν τον τρόπο τα σημεία μεταξύ των A και C είναι ασταθή σημεία του συμπιεστή.

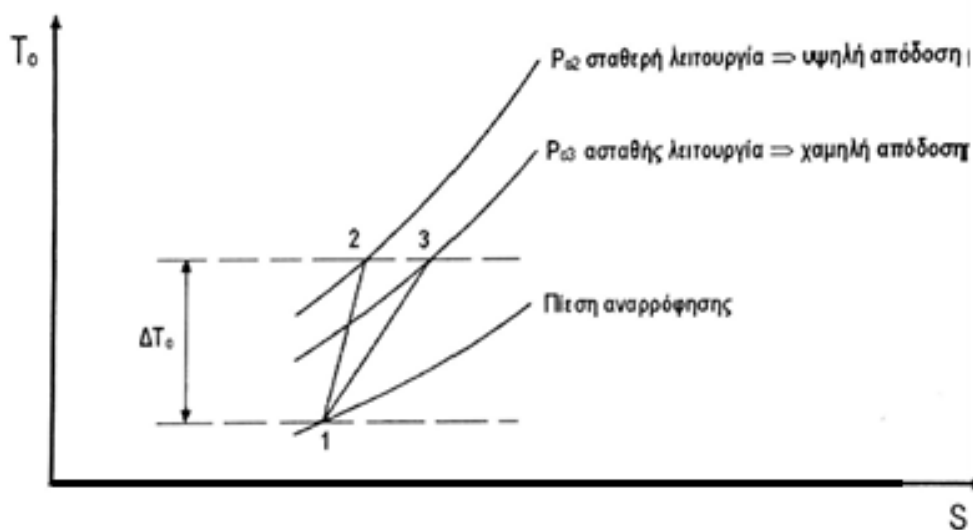
Σε όποιο σημείο μελετηθεί η συμπεριφορά ανάμεσα στα δυο προαναφερθέντα θα παρουσιάσουν την εξής συμπεριφορά (π.χ. σημείο B₁): Μειώνεται η πίεση στην έξοδο του συμπιεστή, λόγω της μείωσης του λόγου πίεσης που προέρχεται από οποιαδήποτε μείωση στην παροχή μάζας. Οπότε από αυτή τη μείωση, θα ελαττωθεί και η παροχή μάζας εντός της βαλβίδας, οδηγώντας σε μείωση την παροχή μάζας στην είσοδο του συμπιεστή, μετακινώντας το σημείο σε αριστερότερη θέση και τέλος, δημιουργώντας πάλμωση. Το φαινόμενο εμφανίζεται σε συγκεκριμένο σημείο, όπου η χωρική του παρουσία εξαρτάται από το πόσο αναρροφούν οι επιμέρους συνιστώσες έπειτα από τον συμπιεστή και προς το κυρίως μέρος του στροβίλου.

Αν το σημείο λειτουργίας βρίσκεται ανάμεσα από τα σημεία C και E, τότε οποιαδήποτε μείωση στην παροχή μάζας θα δημιουργήσει αύξηση στις τιμές του λόγου πίεσης (πχ σημείο D₁). Το σημείο λειτουργίας θα μεταφερθεί στο σημείο D, διότι λόγω της αύξησης της παροχής μάζας στη βαλβίδα θα αυξηθεί και η παροχή μάζας στην είσοδο του συμπιεστή.

Συμπερασματικά, γίνεται κατανοητό πως με τις απότομες αλλαγές στις τιμές της πίεσης ανάμεσα στην εισαγωγή και το θάλαμο καύσης, ο συμπιεστής εμφανίζει το φαινόμενο

της αποκόλλησης. Παρακάτω αναφέρονται οι παράγοντες εμφάνισης αποκόλλησης στο συμπιεστή:

- Μεταβατική λειτουργία (transient performance): Δηλαδή μεταβολή στις συνθήκες λειτουργίας του κινητήρα σε πολύ περιορισμένο χρονικό διάστημα. Συνεπώς γίνεται νίζη για μεταβατική λειτουργία κινητήρος. Όμως για παράδειγμα σε μεταβατική λειτουργία μερικού φορτίου, είτε σε μεταβατική λειτουργία επιτάχυνσης ή επιβράδυνσης, το σημείο λειτουργίας μετακινείται προς τη γραμμή πάλμωσης, πάντα σε σύγκριση με το σημείο στο οποίο έχει σχεδιαστεί η λειτουργία (DP).
- Υποβάθμιση χαρακτηριστικών λειτουργίας επιμέρους συνιστωσών κινητήρα (degradation - deterioration). Με το πέρασ του χρόνου, εάν ο κινητήρας βρίσκεται σε συνεχή λειτουργία, τότε εμφανίζεται ένα σημαντικό ποσό αύξησης στα διάκενα που βρίσκονται μεταξύ των πτερυγίων, δηλαδή μεταξύ των σταθερών με τα στρεφόμενα τμήματα του κινητήρα. Ο παράγοντας αυτός αποκόλλησης εμφανίζεται επειδή υποβαθμίζεται η ποιότητα επιφάνειας μεταξύ των πτερυγίων λόγω διαβρώσεων (είτε μηχανικών, είτε χημικών), αλλά και σαν αποτέλεσμα της συσσώρευσης των επικαθήσεων στην επιφάνεια του συμπιεστή. Επομένως όλα τα παραπάνω στοιχεία δρούν αθροιστικά με αποτέλεσμα η γραμμή της πάλμωσης να μετατοπίζεται προς την περιοχή που παρουσιάζονται μεγαλύτερες τιμές παροχών (προς τα δεξιά). Τέλος, μειώνονται οι επιδόσεις του συμπιεστή και το περιθώριο πάλμωσης.
- Στροβιλώσης ή διακοπτόμενη ροή αέρα στην είσοδο εισαγωγής (inlet distortion). Η ροή αέρα είναι συνεχής όταν δεν αλλάζουν απότομα οι συνθήκες που έχουν τεθεί. Αν όμως υπάρχει αλλαγή αυτών περιφερειακά, τότε ιδιαίτερα στην είσοδο του συμπιεστή, δηλαδή υπάρξει μείωση στις ταχύτητες, τότε η γραμμή πάλμωσης μετατοπίζεται ξανά προς τις περιοχές που έχουν μεγαλύτερη τιμή παροχής και μείωση του περιθωρίου πάλμωσης. Τέτοιο παράδειγμα μπορεί να διακριθεί όταν πραγματοποιούνται απότομοι ελιγμοί σε αεροπορικούς αεριοστροβίλους.
- Η υψηλή τιμή της ταχύτητας περιστροφής του κινητήρα (over speeding)
- Τα στομωμένα φίλτρα εισαγωγής: Αν τα φίλτρα εισαγωγής του συμπιεστή είναι στομωμένα, τότε μειώνουν την τιμή της παροχής μάζας αέρα στον συμπιεστή.
- Η λειτουργία του κινητήρα εκτός του μηχανικού του ορίου.



Σχήμα 29: Επίδραση της απόδοσης του συμπιεστή στην πίεση εξόδου του.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

4.3. ΧΑΡΤΕΣ ΣΥΝΙΣΤΩΣΩΝ

Με τους χάρτες συνιστώσων ή τους χάρτες λειτουργίας γίνεται η γραφική απεικόνιση της λειτουργίας αλλά και των χαρακτηριστικών κάθε συνιστώσας (performance map). Οι χάρτες αυτοί είναι δεδομένοι όταν εξετάζουμε τη λειτουργία ενός κινητήρα στο σημείο σχεδιασμού του (DP), καθώς όλα τα χαρακτηριστικά και οι συνιστώσες είναι απόλυτα καθορισμένα. Αντίθετα, στην ανάλυση λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδιασμού οι χάρτες συνιστώσων αποτελούν απαραίτητο εργαλείο ώστε η ανάλυση της λειτουργίας OD να είναι επιτυχής. Οι χάρτες αυτοί δεν είναι γνωστοί, αλλά προσεγγίζονται με τη βοήθεια άλλων χαρτών που βρίσκονται διαθέσιμοι από κατασκευαστές, με ρεαλιστικές προσεγγίσεις ώστε να μπορέσει να πραγματοποιηθεί εξομοίωση της λειτουργίας βάση αυτών.

4.3.1. ΧΑΡΤΗΣ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ

Ο συμπιεστής αποτελεί τη συνιστώσα από την οποία καθορίζεται ποιο είναι το επιτρεπτό πεδίο λειτουργίας του κινητήρα. Άρα γίνεται μια προσπάθεια να εξαχθούν συμπεράσματα για τη λειτουργία του συμπιεστή από τους συγκεκριμένους χάρτες. Εκεί απεικονίζεται γραφικά το σημείο λειτουργίας του κινητήρα και για δεδομένη γεωμετρία του συμπιεστή, ο χάρτης είναι μοναδικός. Στο παρακάτω σχήμα (σχήμα 8) παρουσιάζεται μια μορφή παράστασης του πεδίου των χαρακτηριστικών του αξονικού συμπιεστή υψηλών επιδόσεων.

Παρατηρείται ότι οι καμπύλες της σταθερής ταχύτητας που βρίσκονται στην αριστερή πλευρά του γραφήματος σταματούν από τη γραμμή η οποία αντιπροσωπεύει την πάλμωση (γραμμή πάλμωσης-surgeline). Στη δεξιά πλευρά του γραφήματος, απεικονίζεται το φαινόμενο του φραγμού, ανάμεσα στα πτερύγια.

Πάνω στο γράφημα (Σχήμα 30) υπάρχει η σχέση 4.5 η οποία συμβολίζει τη χαρακτηριστική ταχύτητα περιστροφής, η οποία όταν πάρει τη μέγιστη τιμή της, υπάρχει αριστερά της ένα σημείο πάλμωσης στο οποίο η παροχή γίνεται μέγιστη.:

$$\frac{N}{\sqrt{T_{01}}} \quad [4.5]$$

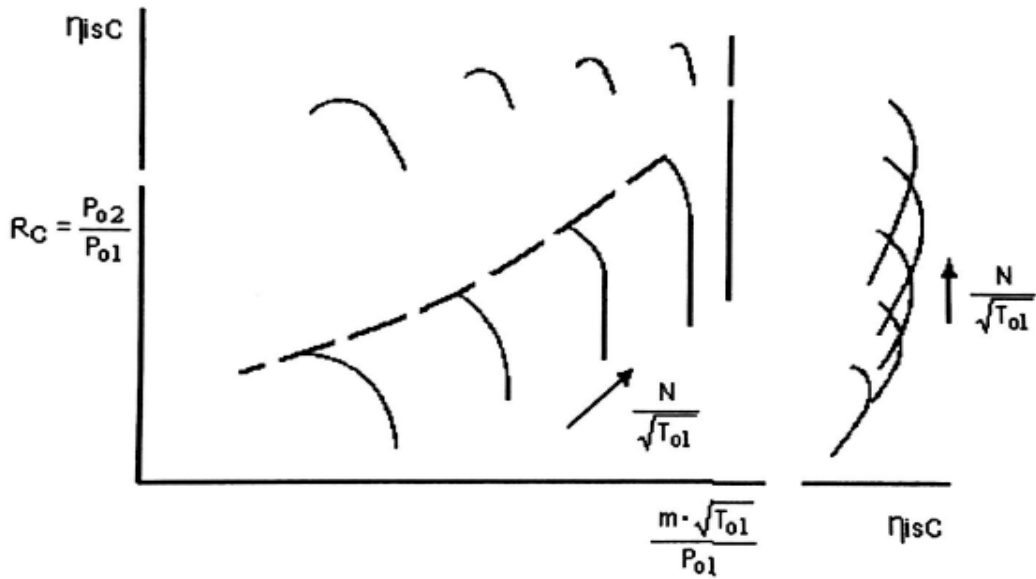
Όπου:

N= ταχύτητα περιστροφής

T₀₁= αρχική θερμοκρασία

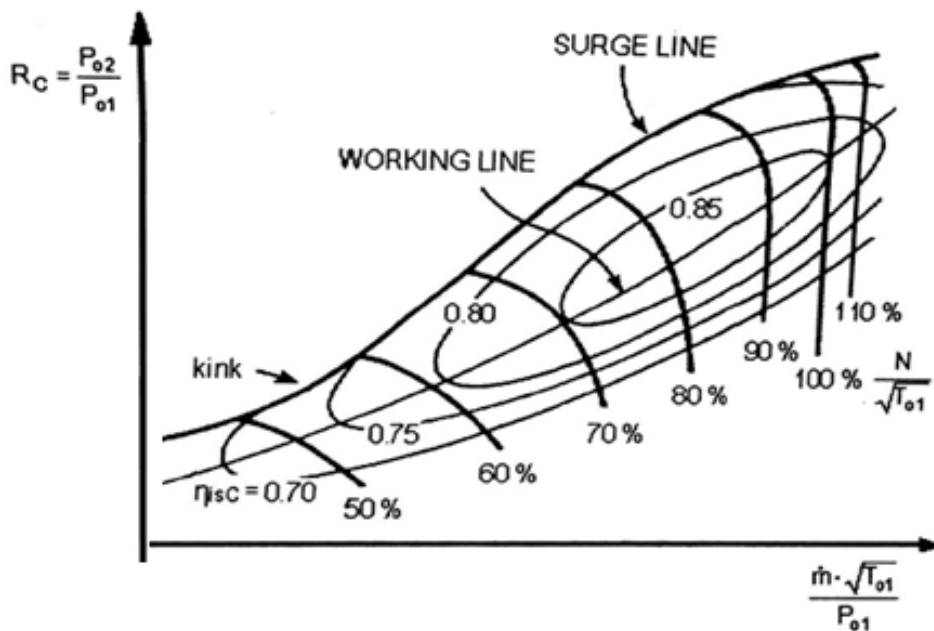
Πάνω οπότε σε κάθε χαρακτηριστική της σταθερής σχέσης 4.5., οδεύουμε στο σημείο όπου η πάλμωση γίνεται μέγιστη. Το σημείο αυτό είναι το σημείο μέγιστης απόδοσης (h_{isc}) όπου ο λόγος πιέσεων (P_{02}/P_{01}) αυξάνεται όσο περισσότερο είναι εφικτό, στο οποίο γίνεται ουσιαστικά το σημείο σχεδιασμού. Η λειτουργία στο συγκεκριμένο σημείο γίνεται για συγκεκριμένη ταχύτητα περιστροφής αφήνοντας περιθώριο ασφαλούς λειτουργίας.

Επιπλέον, στο Σχήμα 30 όσο μειώνεται η ταχύτητα περιστροφής με απώτερο σκοπό της επίτευξης συντελεστή ισεντροπικής απόδοσης (η_{isc}), θα πρέπει να μειωθεί και η παροχή μάζας. Τα πτερύγια των βαθμίδων μπορούν να λειτουργήσουν ικανοποιητικά, χωρίς την εμφάνιση αποκολλήσεων ροής, όταν ο συμπιεστής θέτει περιορισμό στον τρόπο λειτουργίας του αεριοστροβίλου με χρήση συγκεκριμένων τιμών και συνθηκών. Όλα αυτά θέτονται με το όριο της ασφαλούς λειτουργίας, διότι η ροή μέσω των βαθμίδων του συμπιεστή είναι επιβραδυνόμενη.



Σχήμα 30: Διπλό διάγραμμα χαρακτηριστικών πολυβάθμιου αξονικού συμπιεστή.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Στο Σχήμα 31 της επόμενης σελίδας παρατηρείται το γράφημα του χάρτη του συμπιεστή. Ο χάρτης αυτός παίρνει τις ονομασίες του συμπαγούς ή συνεπτυγμένου χάρτη. Στο γράφημα παριστάνονται οι τιμές της ισεντροπικής απόδοσης (η_{isc}) με ομόκεντρες ελλείψεις, παρατηρούμε τη γραμμή της πάλμωσης πάνω στην οποία υπάρχει ένα κενό σημείο. Το κενό σημείο ονομάζεται σπάσιμο (kink) το οποίο είναι το όριο που διαχωρίζει δυο διαφορετικές περιοχές πάλμωσης. Στις χαμηλότερες τιμές η αστάθεια του συστήματος λαμβάνει χώρα στις πρώτες βαθμίδες του συμπιεστή, ενώ για μεγαλύτερες τιμές παροχής, η ασταθής λειτουργία παρουσιάζεται στις τελευταίες βαθμίδες του συμπιεστή.



Σχήμα 31: Συμπαγής χάρτης αξονικού συμπιεστή
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Ø Όρια χάρτη:

Τα όρια του χάρτη είναι οριοθετημένες περιοχές οι οποίες έχουν κάποιο κοινό αίτιο και το αποτέλεσμά τους αποτελεί η ασταθής λειτουργία του συμπιεστή.

Οι συνθήκες λειτουργίας μεταβάλλονται σημαντικά με τη μεταβολή της ταχύτητας περιστροφής και του λόγου πίεσης, πράγμα που απαιτεί άμεσα την οριοθέτηση των χαρτών με σαφή όρια-περιορισμούς του συστήματος έτσι ώστε να είναι δυνατή η αναλυτική περιγραφή λειτουργίας της κάθε επιμέρους συνιστώσας.

Ø Τα όρια του χάρτη είναι τα εξής:

Σημείο Α: Πρόκειται για το σημείο στο οποίο οι συνθήκες ροής για όλες τις βαθμίδες του συμπιεστή είναι κατάλληλες δηλαδή το σημείο σχεδιασμού (DP), ενώ οι γωνίες πρόσπτωσης είναι ιδανικές, η αξονική ταχύτητα ροής είναι σταθερή και η απόδοση του συμπιεστή μέγιστη. Στόχος στο σημείο αυτό είναι ο κινητήρας να λειτουργεί όσο γίνεται περισσότερο. Από το σημείο αυτό υπάρχει δυνατότητα κίνησης στα σημεία Βή Cauζάνοντας ή μειώνοντας το λόγο πίεσης στη χαρακτηριστική σταθερής περιστροφικής ταχύτητας.

Σημείο Β: Σε αυτό το σημείο ο παράγοντας Φ και η αξονική ταχύτητα είναι αρκετά μικρή όπως φαίνεται και στο παρακάτω σχήμα. Έχουμε σταθερή μείωση της αξονικής ταχύτητας μέχρι να πέσει σε κατάσταση θετικής αποκόλλησης (stall) η τελευταία βαθμίδα λόγω της υπερβολικά μεγάλης θετικής γωνίας πρόσπτωσης (incidence angle i) που έχει σαν αποτέλεσμα ο συμπιεστής να οδηγηθεί σε κατάσταση πάλμωσης. Η μείωση της αξονικής ταχύτητας (παροχής) στην πρώτη βαθμίδα μαζί με την αύξηση του λόγου πίεσης προκαλεί αύξηση της πυκνότητας στην έξοδο της και έτσι έχουμε ακόμα μεγαλύτερη ελάττωση της αξονικής ταχύτητας και του συντελεστή παροχής Φ στη δεύτερη βαθμίδα. Το παραπάνω επαναλαμβάνεται κατά μήκος των υπόλοιπων βαθμίδων και έτσι έχουμε απόκλιση από τις ονομαστικές συνθήκες της τελευταίας βαθμίδας πολύ μεγαλύτερη από την πρώτη. Επομένως η τελευταία βαθμίδα μπορεί να τοποθετηθεί στην περιοχή ασταθούς λειτουργίας πολύ πριν αυτό συμβεί στην πρώτη βαθμίδα (Σχήμα 31).

Σημείο C: Ο παράγοντας Φ όσο και η αξονική ταχύτητα είναι αρκετά μεγάλη. Επιπλέον, δικαιώνεται σταθερή αύξηση της αξονικής ταχύτητας μέχρι η τελευταία βαθμίδα πέσει ξαφνικά (λόγω εμφάνισης κρουστικών κυμάτων shockwaves) σε κατάσταση αρνητικής αποκόλλησης (stall) εξαιτίας της υπερβολικά μεγάλης αρνητικής γωνίας πρόσπτωσης αυτή τη φορά. Ο παράγοντας Φ δίνεται από την σχέση:

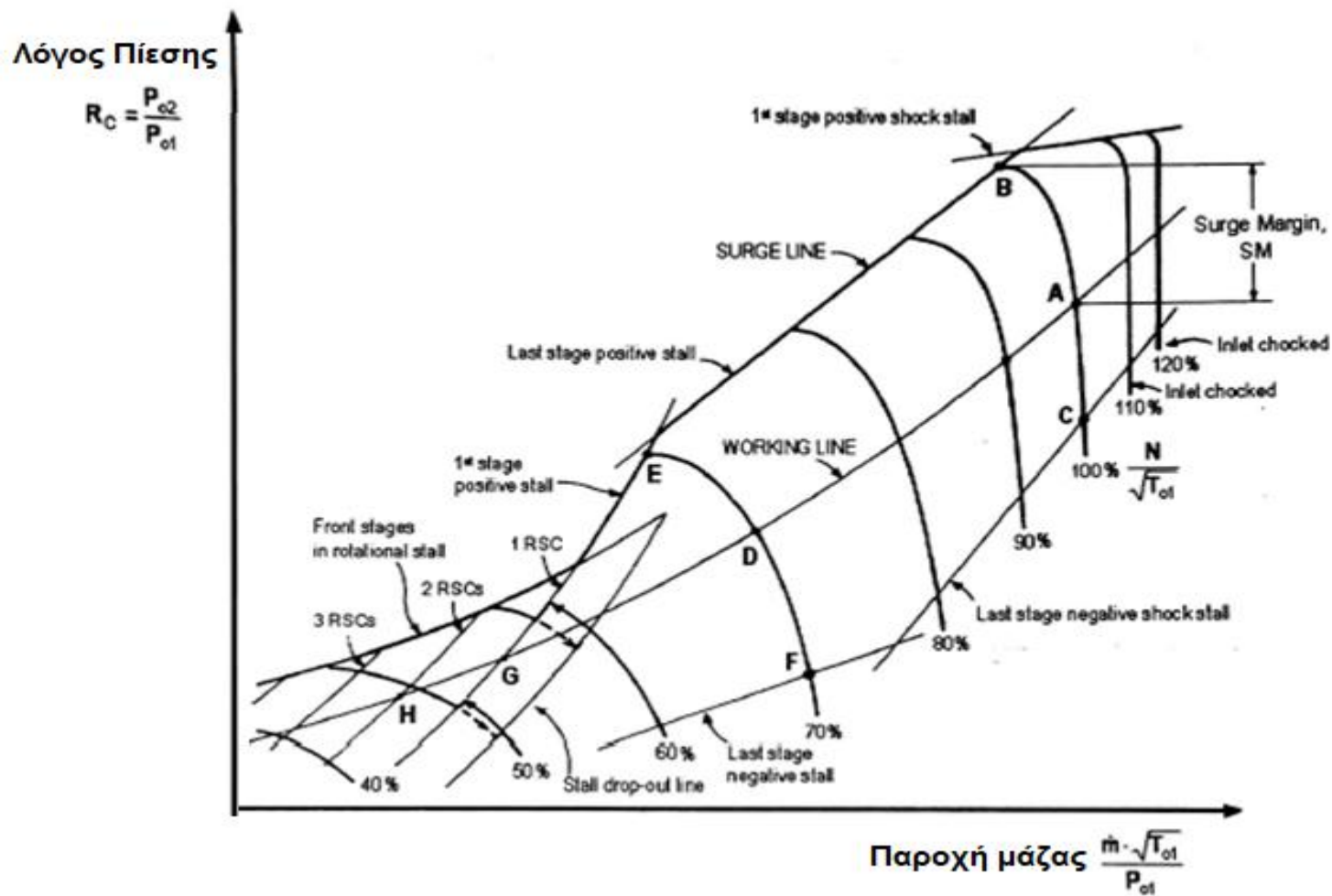
$$\frac{\Phi}{\rho} = \frac{V_s \cdot \dot{m}}{U} \quad [4.6]$$

Όπου:

Φ = παράγοντας Φ

V_s = αξονική ταχύτητα m/sec

Όλα τα παραπάνω διακρίνονται και στο Σχήμα 32 που τόσο ο παράγοντας Φ όσο και η αξονική ταχύτητα είναι αρκετά μεγάλη καθώς επίσης ότι υπάρχει σταθερή αύξηση της αξονικής ταχύτητας μέχρι η τελευταία βαθμίδα πέσει ξαφνικά σε κατάσταση αρνητικής αποκόλλησης.



Σχήμα 32: Διάγραμμα χαρακτηριστικών αξονικού συμπιεστή όπου παρουσιάζονται τα όρια λειτουργίας του [Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Η λειτουργία του συμπιεστή δεν εμποδίζεται με την έννοια πρόκλησης πάλμωσης αλλά μπορεί να προκληθεί ταλάντωση και εξελισσόμενη κόπωση στα πτερύγια του συμπιεστή. Αν ξεπεράσουμε τα σημεία C με αύξηση της αξονικής ταχύτητας (110-120%) και για υψηλές παροχές μάζας και συμπιεστές υψηλών επιδόσεων, οι χαρακτηριστικές αρχίζουν και γίνονται πιο πυκνές και σχεδόν κάθετες εξαιτίας του ότι η εισαγωγή φράσσεται (chokes) (Σχήμα 31).

Σημείο D: Στην περιστροφική ταχύτητα αλλά και στο λόγο πίεσης σχεδιασμού ο ρυθμός μείωσης του εγκάρσιου εμβαδού από την είσοδο στην έξοδο του συμπιεστή είναι ανάλογος με το ρυθμό αύξησης της πίεσης ή της μείωσης του ειδικού όγκου. Στο σημείο D τόσο η περιστροφική ταχύτητα όσο και ο λόγος της πίεσης είναι μειωμένα ενώ η παροχή μάζας, που δίνεται από τη σχέση:

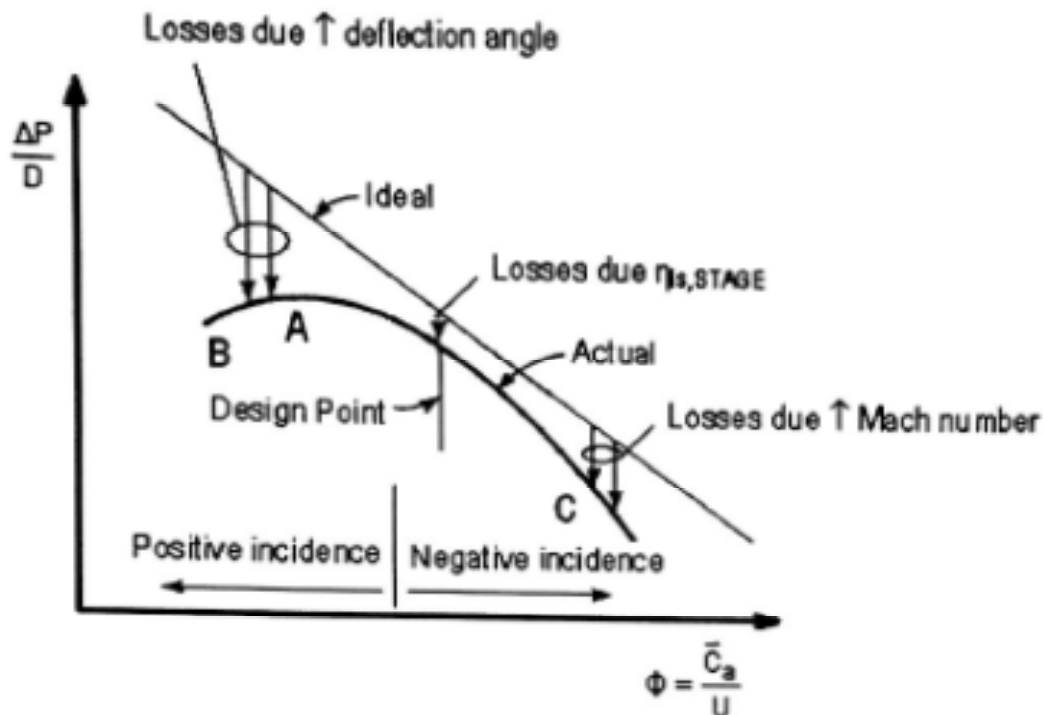
$$\dot{m} = \rho \times A \times \Omega r \quad [4.7]$$

Όπου:

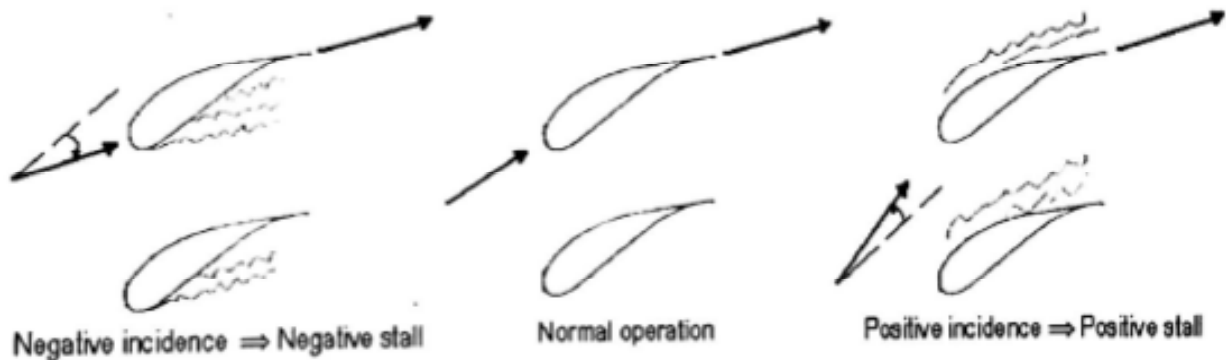
- \dot{m} = παροχή μάζας (kg/sec)
- ρ = πυκνότητα (kg/m³)
- A = επιφάνεια (m²)
- Ω = Γωνιακή ταχύτητα (rad/sec)

Στην έξοδο του συμπιεστή έχει υψηλό ειδικό όγκο η πυκνότητα ρ είναι μικρή και άρα το γινόμενο $A \times \Omega r$ είναι μεγάλο.

Αυτό σημαίνει ότι θέλουμε υψηλές ταχύτητες εξόδου για να περάσει από το διαθέσιμο εμβαδόν εξόδου η παροχή μάζας. Αυτό που συμβαίνει στην πράξη είναι ότι η ταχύτητα της ροής στην είσοδο πέφτει κάτω από την ιδανική με αποτέλεσμα να μειώνεται και η παροχή μάζας. Η τιμή του παράγοντα Φ είναι μικρή στις πρώτες βαθμίδες και υψηλή στις πίσω (Σχήμα 33).



Σχήμα 33: Χαρακτηριστική μιας σταθερής ταχύτητας περιστροφής συμπιεστή.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]



Σχήμα 34: Θετική και αρνητική γωνία πρόσπτωσης (incident angle) σε κινητό πτερόγιο ρότορα.

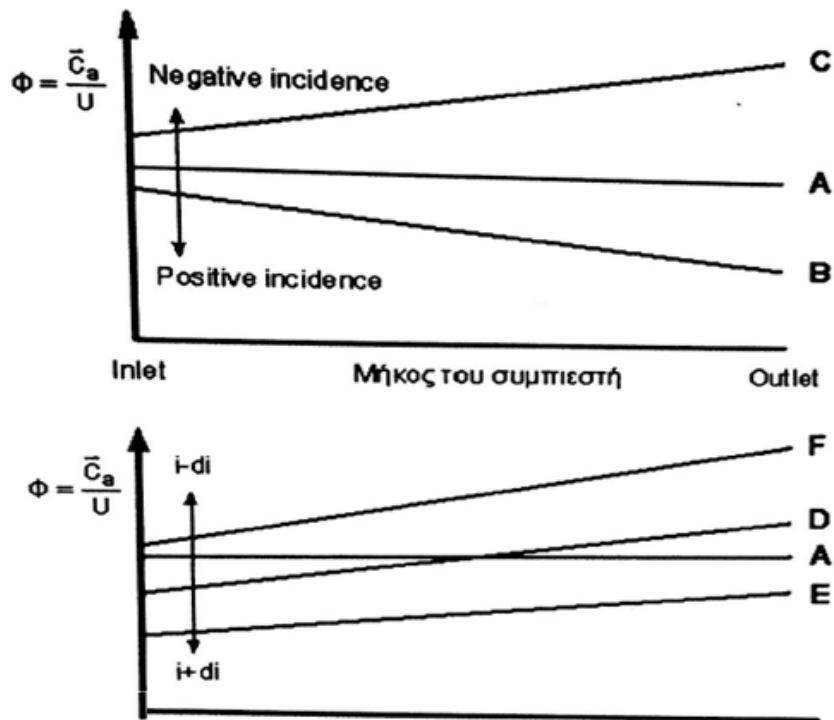
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Σημείο E: Σε αυτό το σημείο αν αυξήσουμε την πίεση στην έξοδο του συμπιεστή (λόγω πίεσης) σε χαμηλή ταχύτητα περιστροφής (D E) η αρχική θετική κλίση που υπήρχε στο D μεταβάλλεται σε μειωμένη θετική στο σημείο E, ενώ η κλίση στο σημείο B ήταν αρνητική. Αυτό σημαίνει ότι στο B έχουμε το μέγιστο της χαρακτηριστικής ταχύτητας περιστροφής του σημείου σχεδιασμού και παραπάνω, το E είναι πριν το μέγιστο της χαρακτηριστικής χαμηλής ταχύτητας περιστροφής. Ανάμεσα στο B και στο E ο μηχανισμός που προκαλεί πάλμωση αλλάζει από καθυστέρηση στην τελευταία βαθμίδα σε αποκόλληση στην πρώτη βαθμίδα. Έτσι ο περιορισμός της παροχής μάζας σε σχέση με την αρχική πυκνότητα του αέρα στην είσοδο προκαλεί μείωση της αξονικής ταχύτητας στην πρώτη βαθμίδα με αποτέλεσμα να έχουμε κατάσταση θετικής καθυστέρησης (Σχήμα 32).

Σημείο F: Εδώ ο ρυθμός αύξησης της αξονικής ταχύτητας μεγαλώνει με αποτέλεσμα να έχουμε κατάσταση αρνητικής αποκόλλησης στην τελευταία βαθμίδα (αρνητική γωνία πρόσπτωσης). Παρόλα αυτά ανάμεσα στα σημεία C και F έχουμε μείωση του αριθμού Mach σε τέτοιο βαθμό ώστε να μην εμφανίζονται κρουστικά κύματα (shock waves) από τον φραγμό. Επίσης η μειωμένη ταχύτητα περιστροφής σημαίνει μικρότερη αύξηση της θερμοκρασίας και της πίεσης σχετικά με τις αντίστοιχες στο σημείο σχεδιασμού με αποτέλεσμα η πυκνότητα να μην αυξάνεται αρκετά και έτσι να έχουμε σημαντική αύξηση της ταχύτητας κατά μήκος του συμπιεστή λόγω της σύγκλισης των τοιχωμάτων οδηγώντας την τελευταία βαθμίδα σε φραγμό (choke) (Σχήμα 32).

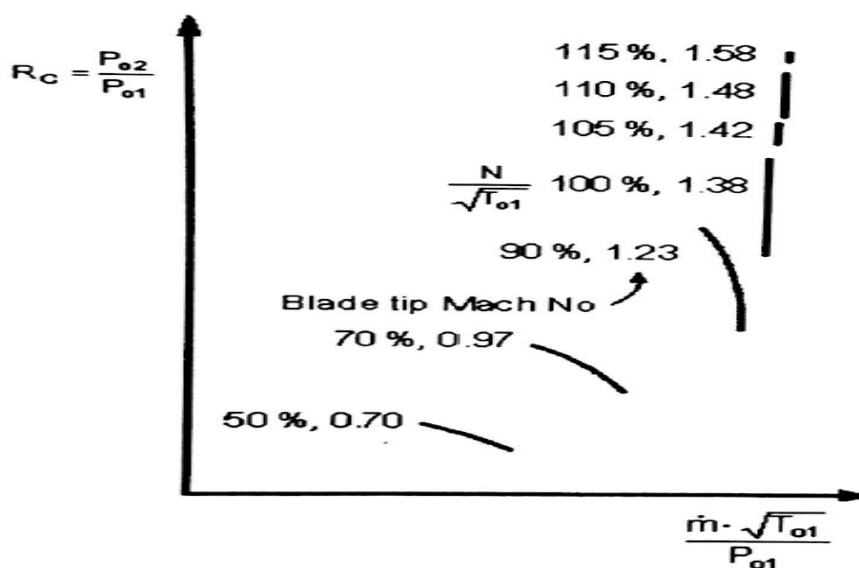
Σημείο G: Η μείωση της περιστροφικής ταχύτητας από 70% σε 60% ή και 50% του σημείου σχεδιασμού προκαλεί εξασθένηση του φαινομένου αποκόλλησης της πρώτης βαθμίδας μέχρι το σημείο G στο οποίο μόνο μερικά κινούμενα πτερόγια της πρώτης βαθμίδας βρίσκονται σε κατάσταση αποκόλλησης άρα ο συμπιεστής μπορεί να συνεχίσει τη λειτουργία του (Σχήμα 32).

Σημείο H: Συνεχίζοντας στη γραμμή λειτουργίας σε ακόμα πιο μικρές περιστροφικές ταχύτητες δημιουργείται μια δεύτερη περιοχή αποκόλλησης ή και τρίτη στην πρώτη βαθμίδα, ενώ ταυτόχρονα αναπτύσσονται και στις τελευταίες βαθμίδες του συμπιεστή τέτοιες περιοχές οι οποίες ονομάζονται κυψέλες περιστροφικής αποκόλλησης (Rotational Stall Cells, RSC). Εξαιτίας της αυξημένης ικανότητας του συμπιεστή για σταθερή λειτουργία κάτω από αυτές τις συνθήκες η γραμμή πάλμωσης της πρώτης βαθμίδας ανεβαίνει λίγο και αντικαθίσταται από μία άλλη γραμμή πάλμωσης η οποία προκαλείται από την εμφάνιση περιστροφικής αποκόλλησης στις πρώτες βαθμίδες, (Σχήμα 32) και έτσι έχουμε δημιουργία βρόγχων υστέρησης στην περιοχή των σημείων G και H. Κατά τη διαδικασία εκκίνησης του κινητήρα καθώς και σε λειτουργία μεγάλου υψομέτρου παρουσιάζονται προβλήματα ταλαντώσεων των πτερυγίων του συμπιεστή λόγω των φαινομένων στα σημεία G και H.



Σχήμα 35: Μεταβολή του Φ και της γωνίας πρόσπτωσης (i) κατά μήκος του συμπιεστή για διάφορα σημεία λειτουργίας του.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Κατά τη λειτουργία των αξονικών συμπιεστών που λειτουργούν με υπερηχητική ή διαχυτική ροή παρατηρούνται τα ίδια φαινόμενα με τη διαφορά ότι οι αναλογίες των χαρακτηριστικών είναι αρκετά διαφορετικές, (Σχήμα 36). Η ροή σε σχέση με τις κινητές πτέρυγες της πρώτης βαθμίδας κινείται με 1M στην άκρη τους ακόμα και όταν η περιστροφή τους γίνεται με σχετικά μέτριες ταχύτητες, ενώ για πιο υψηλές περιστροφικές ταχύτητες έχουμε μικρή αύξηση της παροχής μάζας αλλά σημαντική αύξηση του λόγου πίεσης.



Σχήμα 36: Τυπική μορφή πεδίου χαρακτηριστικών πολυβάθμιου αξονικού συμπιεστή με υπερηχητική ή διαχυτική ροή.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Ø Σύγκριση αξονικού-φυγοκεντρικού συμπιεστή

Οι δύο τύποι των συμπιεστών είναι σχετικά όμοιοι και όσα αναφέρθηκαν για τον αξονικό ισχύουν και για τον φυγοκεντρικό με τρεις μόνο διαφορές:

- Παρόλο που οι χαρακτηριστικές καμπύλες σταθερής ταχύτητας περιστροφής έχουν παρόμοια μορφή, στον φυγοκεντρικό το περίπου οριζόντιο τμήμα τους είναι μεγαλύτερο από το κάθετο.
- Στο φυγοκεντρικό συμπιεστή οι χαρακτηριστικές καμπύλες σταθερής ταχύτητας είναι σχεδιασμένες σε μεγαλύτερο εύρος παροχών μάζας.
- Στον αξονικό συμπιεστή οι χαρακτηριστικές σταθερής ταχύτητας τέμνουν τη γραμμή πάλμωσης πολύ πριν το μέγιστο τους (εκτός από τις υψηλές ταχύτητες περιστροφής). Έτσι οι κατασκευαστές των αξονικών συμπιεστών αναγκαστικά τοποθετούν γραμμή λειτουργίας αρκετά κοντά στη γραμμή πάλμωσης ώστε να έχουν το μεγαλύτερο δυνατό λόγο πίεσης. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα τη μείωση των περιθωρίων λειτουργίας των αξονικών συμπιεστών οι οποίοι κινδυνεύουν περισσότερο από τους φυγοκεντρικούς με την εμφάνιση πάλμωσης.

4.3.1.1. ΠΕΡΙΘΩΡΙΟ ΠΑΛΜΩΣΗΣ

Το περιθώριο πάλμωσης (Surge ή Stall Margin, SM) εκφράζει το πόσο ασφαλής είναι η λειτουργία σε κάποιο σημείο και ορίζεται ως εξής (Σχήμα 32).

$$SM = \frac{R_C^{SL} - R_C^{DP}}{R_C^{DP}} \times 100\% \quad [4.8]$$

Όπου:

SM = Το περιθώριο πάλμωσης

R_C^{DP} , R_C^{SL} = Οι λόγοι πίεσης στη λειτουργία DP για σταθερή τιμή $\frac{N}{\sqrt{T_0}}$

Όταν βέβαια ο συμπιεστής φτάνει κοντά στη γραμμή πάλμωσης (SL).

Για τους φυγόκεντρους συμπιεστές των οποίων οι χαρακτηριστικές εμφανίζονται πεπλατυσμένες για το περιθώριο παλμωσης χρησιμοποιούμε την παροχή αντί για το λόγο πίεσης και μια τυπική τιμή του είναι 10%. Διάφοροι παράγοντες επηρεάζουν το ποσοστό του περιθωρίου πάλμωσης όπως η εφαρμογή, οι χρόνοι επιτάχυνσης-επιβράδυνσης, η διαμόρφωση του κινητήρα, η χρήση μηχανισμών αποτροπής εμφάνισης πάλμωσης (Πίνακας 4).

Εφαρμογή GT	Ανεμιστήρας	LP/IP συμπιεστής	HP συμπιεστής
Παραγωγή ενέργειας	-	15-20	15-20
Αντλίες	-	10-15	15-20
Άρμα μάχης/τρένο	-	15-20	20-25
Πλοίο	-	10-15	15-20
Πολιτικό α/φος	10-15	15-20	20-25
Ελικόπτερο	-	15-20	20-25
Μαχητικό α/φος	15-20	20-25	25-30

Πίνακας 4: Τυπικά ποσοστά SM (%) για διάφορες εφαρμογές.

Για να είναι υψηλή η απόδοση του συμπιεστή παρόντων διαφόρων παραγόντων αστάθειας πρέπει να είναι αρκετά μικρό, όχι τόσο όμως που να κινδυνεύει η ευστάθεια του κινητήρα.

Όταν γνωρίζουμε το σημείο λειτουργίας του κινητήρα στο χάρτη του συμπιεστή τότε ο υπολογισμός όλων των μεγεθών του συμπιεστή γίνεται εύκολα θεωρώντας γνωστές τις τιμές εισόδου P_{02} , T_{02} (οι εξωτερικές συνθήκες είναι δεδομένες $P_a = P_{01} = P_{02}$ και $T_a = T_{01} = T_{02}$ όταν είναι ιδανική η εισαγωγή).

$$P_{03} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \times P_{02} = R_C \times P_{02} \quad [4.9]$$

Όπου:

P_{02} = Τιμή εισόδου συμπιεστή (kPa)

P_{03} = Τιμή εξόδου συμπιεστή (kPa)

R_C = Ο λόγος πίεσης του συμπιεστή

Η παροχή μάζας \dot{m} υπολογίζεται από την παρακάτω σχέση:

$$\dot{m} = \frac{m_2 \times \sqrt{T_{02}}}{P_{02}} \quad [4.10]$$

Όπου :

m_2 = Η παροχή μάζας του συμπιεστή (kg/s)

T_{02} = Οι εξωτερικές συνθήκες θερμοκρασίας (K)

P_{02} = Οι εξωτερικές συνθήκες πίεσης (kPa)

Θα πρέπει να σημειωθεί ότι η προαναφερόμενη τιμή είναι δεδομένη από τον χάρτη. Ωστόσο και η τιμή της απόδοσης η_{isc} είναι δεδομένη από το χάρτη και υπολογίζεται η απόδοση η_{polC}

$$\eta_{isc} = \text{τιμή } \eta_{polC} \quad \text{υπολογισμός } \eta_{polC} \quad [4.11]$$

$$N = \frac{N}{\sqrt{T_{02}}} \times \sqrt{T_{02}} \quad [4.12]$$

Όπου:

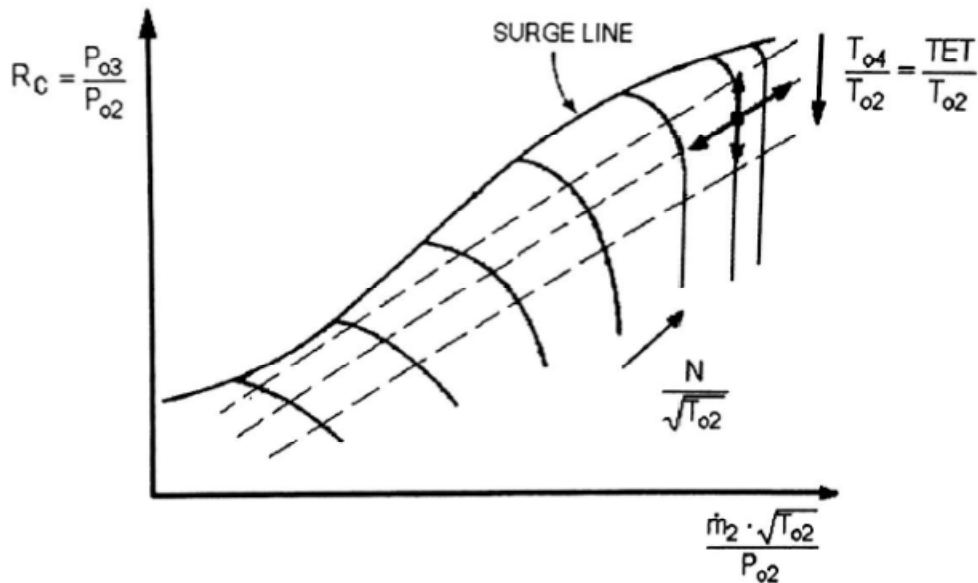
N = Ο αριθμός των στροφών

Στη συνέχεια μπορούμε να υπολογίσουμε το CW αφού είναι γνωστά όλα τα μεγέθη για τον υπολογισμό της.

Για καλύτερη απεικόνιση της λειτουργίας του συμπιεστή-αεριοστροβίλου σχεδιάζουμε στο χάρτη του συμπιεστή τις ευθείες σταθερής TET θερμοκρασίας ή γραμμές θερμοκρασίας αδιάστατης μορφής.

Για να μεταβούμε από ένα σημείο λειτουργίας (ισορροπίας) σε κάποιο άλλο (μεταβατική λειτουργία) μπορούμε να το κάνουμε με δύο τρόπους (θεωρώντας σταθερές τις ατμοσφαιρικές συνθήκες) (σχήμα 37).

- Μεταβάλλουμε την παροχή καυσίμου \dot{m}_f , αυξάνοντας ή μειώνοντας τη θερμοκρασία $TET = T_{04}$ και κρατώντας σταθερή την περιστροφική ταχύτητα εξόδου $N/\sqrt{T_{02}}$ και επομένως και την παροχή $(\dot{m}\sqrt{T_{02}})/P_{02}$ με αποτέλεσμα την αύξηση ή μείωση του λόγου R_C .
- Με την αυξομείωση της τιμής της ταχύτητας εξόδου, μεταβάλλεται και η τιμή $N/\sqrt{T_{02}}$ οπότε και η τιμή της παροχής $(\dot{m}\sqrt{T_{02}})/P_{02}$ οπότε αναμένεται αλλαγή και στην παροχή μάζας \dot{m}_f , με σταθερή την τιμή της $TET = T_{04}$. Τέλος, ο λόγος R_C αυξάνεται είτε μειώνεται με πιο αργό ρυθμό σε σχέση με την προηγούμενη περίπτωση.



Σχήμα 37: Δυνατές μετατοπίσεις του σημείου λειτουργίας.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

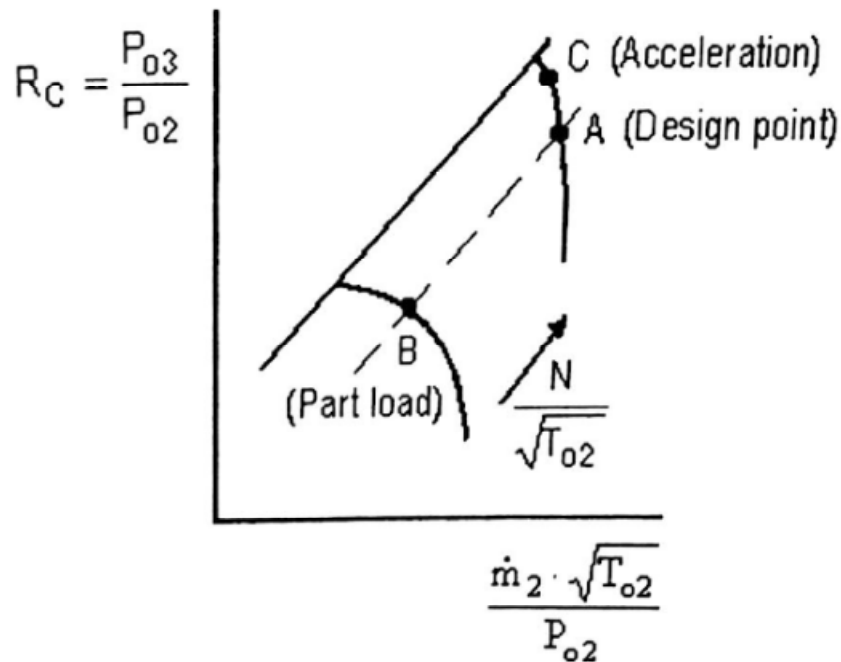
Για την ανάλυση του κινητήρα εκτός του σημείου λειτουργίας, είναι ευκολότερη η τμηματική ανάλυση λειτουργίας του συμπιεστή όπου κατανοείται και η μεταβατική του λειτουργία.

Ο συμπιεστής αξονικής ροής διασπάται σε υπομήματα, δηλαδή σε σειρές βαθμίδων οι οποίες παρουσιάζουν ειδικό χαρακτηριστικό πεδίο, παρόμοιο με το γενικό χαρακτηριστικό πεδίο του συμπιεστή, όμως με αλλαγμένους και ιδιαίτερα μειωμένους λόγους πίεσης. Στον συμπιεστή υπάρχει ο φραγμός, βάση του οποίου η τιμή της παροχής μάζας μειώνεται. Ο φραγμός μπορεί να βρίσκεται είτε στις πρώτες είτε στις τελευταίες βαθμίδες. Έπειτα είναι γνωστό ότι η δακτυλιοειδής περιοχή ενός συμπιεστή αξονικής ροής πρέπει να μειώνεται σταδιακά, λόγω του ότι υπάρχει αύξηση στην τιμή της πυκνότητας καθώς η ροή περνά προς τον συμπιεστή.

Με οποιαδήποτε αλλαγή στο σημείο λειτουργίας απαιτείται και αλλαγή στη δακτυλιοειδή περιοχή του αξονικού συμπιεστή με σταθερή αξονική ταχύτητα, καθώς στην ταχύτητα αυτή για παράδειγμα με την αλλαγή του αριθμού των στρωφών N , αλλάζει και η αξονική του ταχύτητα.

Όταν ο συμπιεστής περιστρέφεται με μειωμένο αριθμό στρωφών N μερικό φορτίο (part load). Δηλαδή με περιστροφική ταχύτητα U , 60-80% μειωμένη σε σχέση με την αρχική (στο σημείο εντός σχεδιασμού η ταχύτητα παίρνει τιμές 300m/s). Το σημείο σχεδιασμού μεταφέρεται από το σημείο Α στο Β. Τότε, με τη μείωση της περιστροφική ταχύτητας, η παροχή μάζας μειώνεται εξίσου έτσι ώστε να διατηρηθεί η ταχύτητα στην είσοδο των

πτερυγίων και να υπάρχει ίδια ροή εισόδου. Η παροχή μάζας μειώνεται ώστε η τιμή \bar{C}_a/U , να διατηρηθεί ίδια με αυτή του σημείου σχεδιασμού.



Σχήμα 38: Μετατόπιση του σημείου σχεδιασμού λόγω μείωσης της ταχύτητας περιστροφής
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

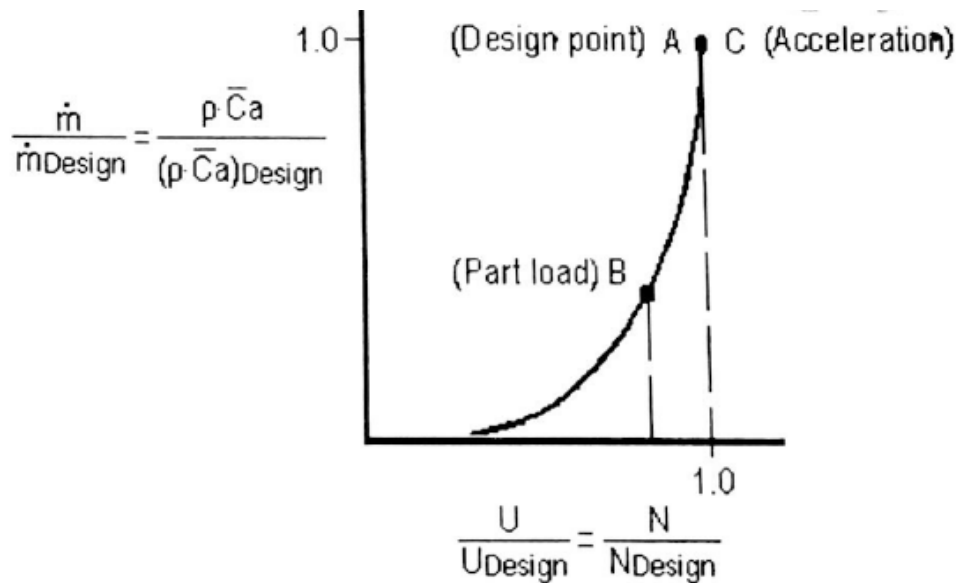
Επομένως η τιμή \bar{C}_a/U , είναι η ιδανική τιμή λειτουργίας όλων των βαθμίδων ενός συμπιεστή, όταν αυτός λειτουργεί στο σημείο σχεδιασμού του, πάντα με τη σωστή τιμή στη γωνία πρόσπτωσης. Για τη μεταβολή της παροχής μάζας λόγω της μείωσης της περιστροφικής ταχύτητας εξετάζουμε το Σχήμα 39. Η γραφική παράσταση που παρουσιάζεται σε αυτό είναι η σχέση 4.13 συναρτήσει της περιστροφικής ταχύτητας.

$$\dot{m} = r \times A \times \bar{C}_a \quad [4.13]$$

Όπου:

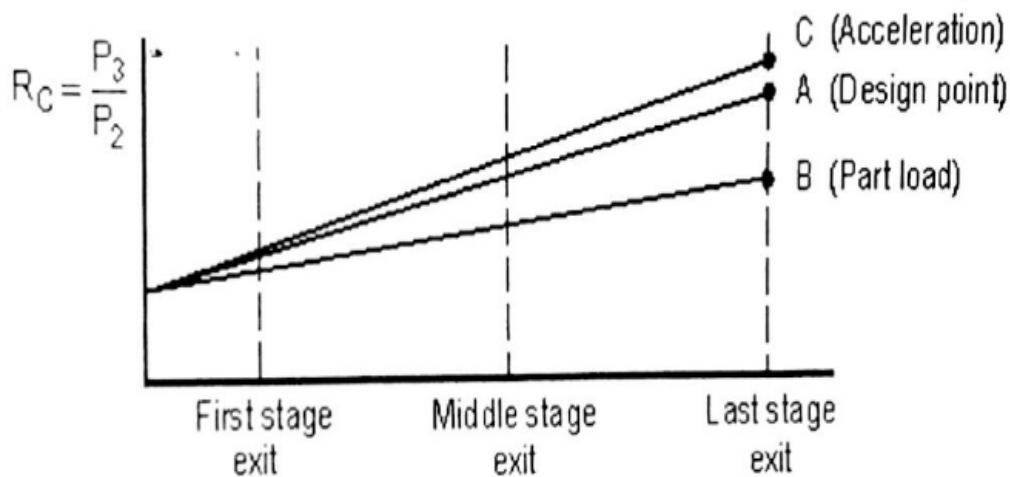
- \dot{m} = Η παροχή μάζας (kg/s)
- ρ = Η πυκνότητα (kg/m³)
- A = Το εμβαδόν διατομής (m²)
- \bar{C}_a = Αξονική ταχύτητα (m/s)

Η παραβολοειδής μορφή της έχει να κάνει με την εξάρτησή της από το γινόμενο $\bar{C}_a \rho$, ενώ, η τιμή του εμβαδού διατομής, παραμένει σταθερή. Η τιμή του \bar{C}_a είναι περίπου 200m/s. Με τη μείωση της U , υπάρχει και μεγαλύτερη μείωση στην τιμή της παροχής μάζας \dot{m} . Αυτό συμβαίνει διότι ο ρότορας έχει μεγάλη αδράνεια στο σύστημά του, λόγω της μεγάλης του μάζας, ενώ ο εισερχόμενος αέρας δεν έχει τόσο μεγάλη τιμή συγκριτικά με το ρότορα.



Σχήμα 39: Μεταβολή της παροχής μάζας λόγω μείωσης της ταχύτητας περιστροφής.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Με την αλλαγή της τιμής της περιστροφικής ταχύτητας (μείωση), προκαλείται μείωση την αυξανόμενη τιμή της πίεσης αλλά και της θερμοκρασίας στο συμπιεστή, σύμφωνα με τις ανάλογες του σημείου σχεδιασμού του.



Σχήμα 40: Κατανομή της στατικής πίεσης κατά μήκος του συμπιεστή (κάθε βαθμίδα ανεβάζει την ίδια μεταβολή πίεσης)
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Οι χαρακτηριστικές βαθμίδες του συμπιεστή χαρακτηρίζονται από κάποιες ιδιότητες όταν βρίσκονται στο σημείο σχεδιασμού, στην ίδια καταπόνηση, $\Psi = \text{σταθερό}$.

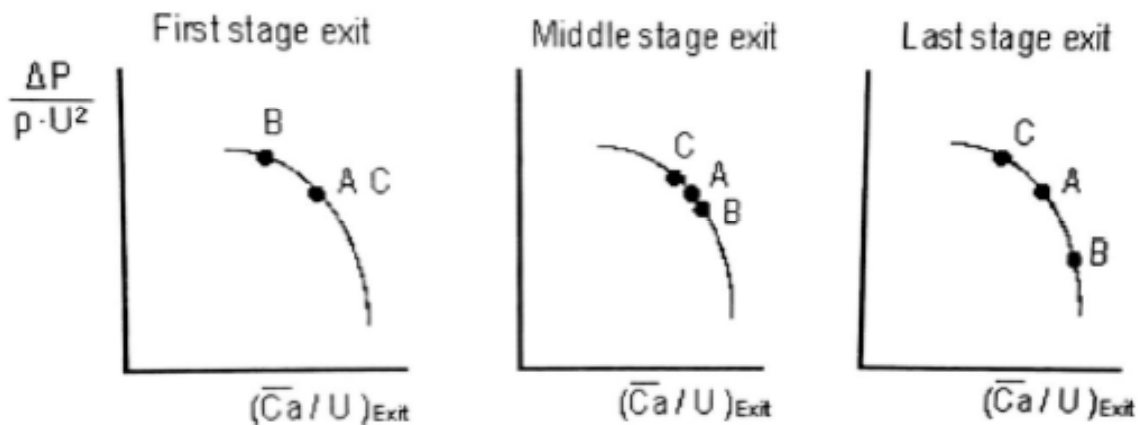
Στην πρώτη βαθμίδα παρατηρείται από το Σχήμα 41, ότι οι τιμές της πίεσης και της πυκνότητας στην έξοδο της είναι κοντά σε αυτές του σημείου λειτουργίας οπότε η τιμή της πυκνότητας παραμένει περίπου σταθερή. Επομένως η μείωση της παροχής μάζας, προέρχεται από τη μείωση της αξονικής ταχύτητας C_a . Οπότε, αν οι στροφές κρατηθούν

χαμηλές, η πρώτη βαθμίδα δεν παρουσιάζει προβλήματα φραξίματος (choking), όπως παρουσιάζονται όταν η αξονική ταχύτητα αυξάνεται σε μεγάλο βαθμό. Από το Σχήμα 41 φαίνεται ότι η συνεπαγόμενη σχέση της μείωσης της ταχύτητας U , με τη μεγαλύτερη μείωση της \dot{m} οπότε και της αξονικής ταχύτητας \bar{C}_a με σταθερή την τιμή της πυκνότητας. Τότε ο λόγος του παράγοντα Φ μειώνεται, σε ν συνέπεια της αύξησης της γωνίας πρόσπτωσης στις κινούμενες πτέρυγες της πρώτης βαθμίδας. Την ίδια στιγμή έχουμε ελάχιστη μείωση του λόγου πίεσης στα άκρα και μικρή αύξηση στην πυκνότητα ενώ η U μειώνεται όπως είχαμε υποθέσει (καθώς είναι υψωμένη στο τετράγωνο) και επομένως η πρώτη βαθμίδα θα βρίσκεται σε λειτουργία με αυξημένο λόγο που δίνεται από την σχέση 4.14, άρα καταλήγουμε στο φαινόμενο αποκόλλησης ροής (Σχήμα 41, πρώτη βαθμίδα στο σημείο B)

$$\frac{A \times P}{r \mathcal{U}^2} = \frac{h_{potC} \times Dh_0}{U^2} \quad [4.14]$$

Όπου:

- P= H πίεση (kPa)
- u= η ταχύτητα (m/sec)
- ρ = H πυκνότητα (kg/m³)
- A= Το εμβαδόν διατομής(m²)



Σχήμα 41: Χαρακτηριστικές βαθμίδων.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Παρατηρούμε στο Σχήμα 41 ότι στις χαμηλές στροφές και στην έξοδο της τελευταίας βαθμίδας έχουμε αύξηση της πίεσης και της πυκνότητας αλλά σε χαμηλότερες τιμές από αυτές της λειτουργίας στο σημείο σχεδιασμού, για τις τιμές πίεσης και πυκνότητας του οποίου έχει σχεδιαστεί η δακτυλιοειδής διατομή. Στις χαμηλές στροφές έχουμε μείωση της παροχής μάζας όσο και στην πρώτη βαθμίδα και η μείωση αυτή έχει σκοπό να βοηθήσει την τελευταία βαθμίδα να λειτουργήσει πιο ομαλά δηλαδή χωρίς φαινόμενα φραγμού.

Το συμπέρασμα αυτό δεν είναι αληθές και φαίνεται εάν λάβουμε υπ' όψιν μας την πυκνότητα. Η διατομή σχεδιάζεται για μια συγκεκριμένη τιμή πυκνότητας στην τελευταία βαθμίδα η οποία δεν είναι αυτή που υπολογίστηκε ανεξάρτητα με τη μείωση της παροχής μάζας. Επομένως η αξονική ταχύτητα πρέπει να αυξηθεί ώστε να περνά ο αέρας από την τελευταία βαθμίδα. Από το σημείο αυτό και μετά το σύστημα οδηγείται σε κατάσταση φραγμού. Η πρώτη βαθμίδα εμπεριέχει μείωση της ταχύτητας U , όπως γίνεται τελικά και στην τελευταία βαθμίδα, όμως είναι πολύ μικρότερη από τη μείωση της παροχής μάζας \dot{m} , οπότε η βαθμίδα θα μπορεί να λειτουργεί με αύξηση στην τιμή του παράγοντα Φ , με

αποτέλεσμα τιμή της γωνίας πρόσπτωσης να μειωθεί. Με την ίδια λογική ο λόγος της σχέσης 4.14 μειώνεται συνεχώς οπότε η βαθμίδα μπαίνει στο φαινόμενο του φραγμού της ροής, όπως φαίνεται στο Σχήμα 41

Επιγραμματικά, η πρώτη βαθμίδα λόγω της μείωσης της περιστροφικής ταχύτητας εμφανίζει το φαινόμενο της αποκόλλησης της ροής, η ενδιάμεση βαθμίδα λειτουργεί κοντά στις συνθήκες σχεδιασμού, και τέλος η τελευταία βαθμίδα βαίνει στο φαινόμενο του φραγμού της ροής.

Επομένως η παροχή μάζας στις χαμηλές ταχύτητες θα καθορίζεται από το φραγμό των τελευταίων βαθμίδων σε αντίθεση με τις πρώτες οι οποίες ενδέχεται να παρουσιάσουν φαινόμενα αποκόλλησης της ροής όπως φαίνεται από το Σχήμα 32. Για χαμηλές περιστροφικές ταχύτητες οι αξονικοί συμπιεστές μπορούν να λειτουργήσουν με τις πρώτες βαθμίδες να παρουσιάζουν αποκόλληση στην ροή (δηλαδή να έχουμε σπάσιμο στη γραμμή της πάλμωσης φαινόμενο που παρατηρείται στους υψηλής απόδοσης συμπιεστές). Με την αύξηση του λόγου R_c χρειάζονται περισσότερες βαθμίδες από τις οποίες οι περισσότερες πρώτες θα οδηγηθούν σε φαινόμενο αποκόλλησης, ενώ οι τελευταίες βαθμίδες φτάνουν σε φαινόμενο φραγμού, με εντονότερα φαινόμενα κατά την απομάκρυνση από το σημείο σχεδιασμού.

Με την αύξηση της ταχύτητας περιστροφής (over speeding), δημιουργείται αύξηση στην πυκνότητα στις βαθμίδες, πολύ περισσότερη από αυτή που θα υπήρχε στο σημείο σχεδιασμού. Η συνολική ροή η οποία προέρχεται από τα αρχικά στάδια περνά από τις τελευταίες βαθμίδες του συμπιεστή. Λόγω της αύξησης της παροχής στην είσοδο του συμπιεστή, ενώ η πυκνότητα έχει σταθερή τιμή η κατάσταση φραγμού εμφανίζεται στην είσοδο του συμπιεστή.

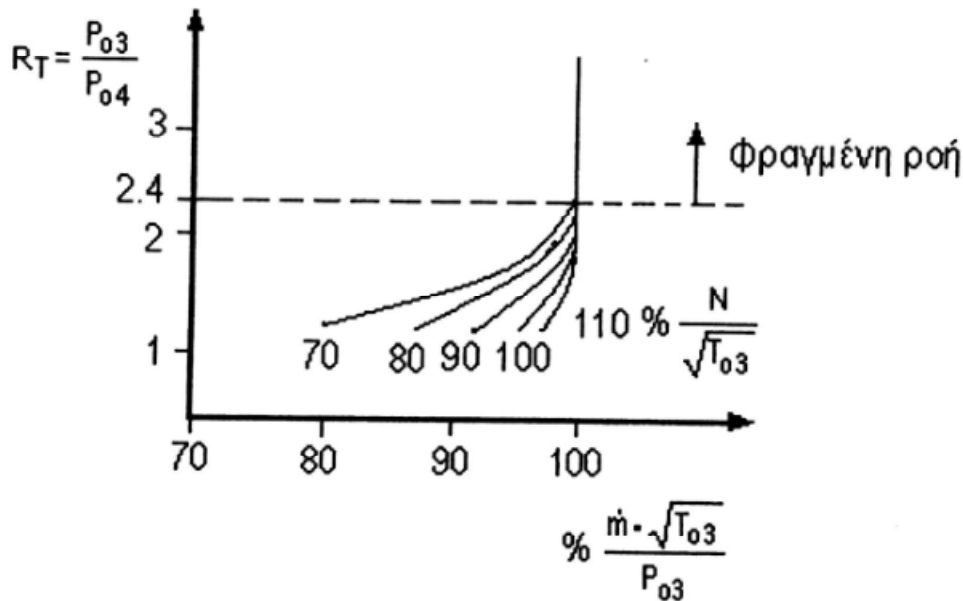
Η απότομη επιτάχυνση του συμπιεστή από μια χαμηλή περιστροφική ταχύτητα προς την ταχύτητα του σχεδιασμού θα αυξήσει τη θερμοκρασία $TET=T_4$ και την ισχύ του στροβίλου TW , με απότομη αύξηση στην παροχή του καυσίμου. Η τιμή $(\dot{m}\sqrt{T_{04}})/P_{04}$ παραμένει αμετάβλητη και έτσι έχουμε μεγάλη αύξηση στη P_{04} σαν αποτέλεσμα του σχεδιασμού του στροβίλου για φραγμένη λειτουργία. Ο συμπιεστής θα συνεχίσει να λειτουργεί με σταθερή ταχύτητα γιατί η περιστροφική ταχύτητα του άξονα μένει σταθερή παρόλο που η αύξηση της ισχύος του στροβίλου TW δίνει υψηλή ροπή επιτάχυνσης. Έτσι προκειμένου να ανταπεξέλθει στην αυξημένη πίεση στην είσοδο του στροβίλου P_{04} θα έχουμε αύξηση στην πίεση εξόδου του συμπιεστή, και την ίδια στιγμή η ποσότητα $(\dot{m}\sqrt{T_{04}})/P_{04}$ μένει σταθερή (Σημείο C, Σχήμα 38).

Η αύξηση του λόγου R_c οδηγεί το σημείο σχεδιασμού από το A στο C (Σχήμα 38) ενώ από το σχήμα 17 παρατηρούμε ότι τόσο η στατική πίεση όσο και η πυκνότητα στην τελευταία βαθμίδα αυξήθηκε περισσότερο σε σχέση με τη λειτουργία στο σημείο σχεδιασμού. Το γινόμενο $\bar{c}_a \cdot \rho$, όπως και η τιμή της παροχής μάζας \dot{m} , μένουν σταθερά. Επομένως μειώνεται η τιμή της αξονικής ταχύτητας \bar{c}_a με σταθερή τιμή της περιστροφικής ταχύτητας (γίνεται αύξηση στη γωνία β_1). Το σημείο λειτουργίας μετακινείται από την τελευταία βαθμίδα και λειτουργεί οδεύοντας σε φαινόμενο αποκόλλησης με μείωση του συντελεστή Φ . Στο Σχήμα 41 αυτό φαίνεται ότι είναι το σημείο C. Οπότε οι πίσω βαθμίδες του συμπιεστή πλησιάζουν σε κατάσταση αποκόλλησης, με την απότομη επιτάχυνση από οποιαδήποτε περιστροφική ταχύτητα.

4.3.2. ΧΑΡΤΗΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ

Στον στρόβιλο, η ροή μέσα στις σειρές των πτερυγίων είναι επιταχυνόμενη, επομένως αντίθετα με τον συμπιεστή, δεν υπάρχουν συγκεκριμένοι περιορισμοί. Όμως απαιτείται η θερμοκρασία εισόδου ή αλλιώς η θερμοκρασία TET να είναι συγκεκριμένης κύμανσης ώστε να μην ξεπερνά τα όρια της αντοχής των υλικών από τα οποία είναι φτιαγμένα τα πτερύγια του στροβίλου, για λόγους μηχανικής φύσης. Οι περιορισμοί εν τέλει θέτονται σύμφωνα με τους περιορισμούς που υπάρχουν στις γειτονικές συνιστώσες.

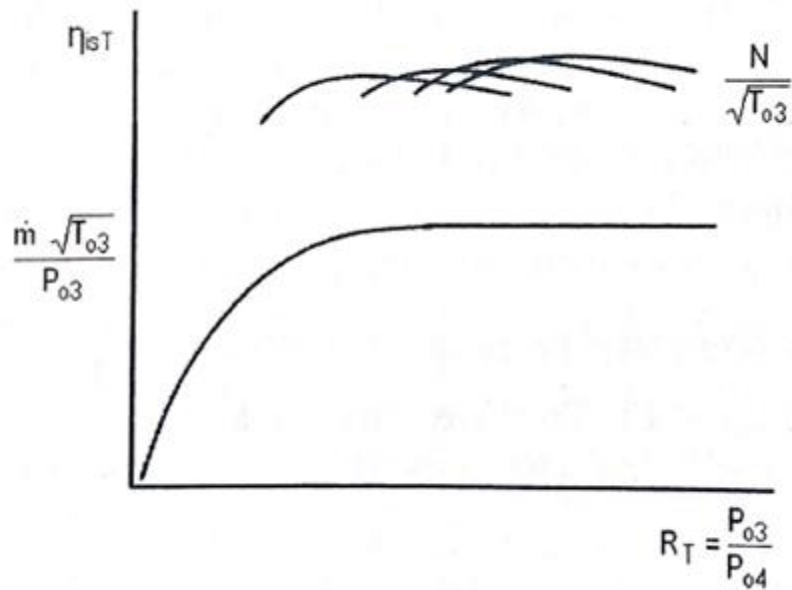
Στο παρακάτω σχήμα (Σχήμα 42), φαίνεται η παράσταση των χαρακτηριστικών του στροβίλου.



Σχήμα 42: Τυπική μορφή χάρτη στροβίλου.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Προκειμένου ο στρόβιλος να έχει το μέγιστο δυνατό λόγο ωφέλιμης ισχύος-βάρους η ροή που μπαίνει στην πρώτη κινητή σειρά πτερυγίων θα πρέπει να είναι υπερηχητική. Για να γίνει αυτό θα πρέπει η υποηχητική ταχύτητα ροής στην είσοδο των NGVs να γίνει ηχητική στο μικρότερο εγκάρσιο εμβαδό των NGVs (λαιμός, throat) και στη συνέχεια να με υπερηχητική ταχύτητα να οδηγηθεί στην πρώτη κινητή σειρά πτερυγίων της πρώτης βαθμίδας του στροβίλου. Η φραγή της ροής παρουσιάζεται στο λαιμό των NGVs όταν ο λόγος πίεσης του στροβίλου έχει εύρος $R_T \approx 2.4$ (Σχήμα 42) αν έχουμε μια βαθμίδα ενώ αν αποτελείται από δύο $R_T > 5.8$ ($\approx 2.4^2$) ενώ αν αποτελείται από τρεις $R_T > 13.8$ ($\approx 2.4^3$) και έτσι μπορούμε να αγνοήσουμε τις μικρές μεταβολές το κινητήρα στους υπολογισμούς λειτουργίας ισορροπίας (steady state) και έτσι θα έχουμε μια μοναδική χαρακτηριστική καμπύλη (Σχήμα 20). Η N καθορίζεται από το συμπιεστή όταν βρισκόμαστε μέσα στην περιοχή φραγμού και γνωρίζουμε το λόγο R_T δεν μπορούμε να υπολογίσουμε την ποσότητα $N/\sqrt{T_{04}}$ αν και η θερμοκρασία $TET = T_{04}$.

Η ροή παρουσιάζει συνεχώς επιτάχυνση και τα πτερύγια των στροβίλων επομένως, λειτουργούν σε μεγάλο εύρος τιμών για τις γωνίες εισόδου, χωρίς να υπάρχουν απώλειες. Σύμφωνα με αυτή την ιδιότητα του συστήματος, η διακύμανση που υπολογίζεται από τις τιμές του βαθμού απόδοσης, είναι συγκριτικά μεγαλύτερη από την τιμή της περιστροφικής ταχύτητας, όχι όμως με τον λόγο R_T για συγκεκριμένη περιστροφική ταχύτητα. Βέβαια η τιμή της διακύμανσης είναι πάντοτε πολύ μικρότερη από την περιστροφική ταχύτητα του συμπιεστή, η οποία είναι μια σταθερή τιμή που χρησιμοποιείται στους υπολογισμούς. Το φαινόμενο του φραγμού στον κινητήρα αποτελεί ένα σύνθετο φαινόμενο σε πολλούς βιομηχανικούς αλλά κατά κύριο λόγο σε αεροπορικούς κινητήρες. Ιδιαίτερα στα μαχητικά αεροσκάφη, η κατάσταση του φραγμού εμφανίζεται σε πολύ μεγαλύτερα ποσοστά σε σχέση με τους βιομηχανικούς αεροστροβίλους.



Σχήμα 43: Απλοποιημένος χάρτης στροβίλου.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Στο Σχήμα 43 από την καμπύλη αυτή εξάγονται συμπεράσματα για τον στρόβιλο. Πρόκειται για μια ελλειψοειδή καμπύλη η οποία είναι χαρακτηριστική για τους στροβίλους, η οποία παρατηρήθηκε για πρώτη φορά από τον Stodola και διατυπώθηκε θεωρητικά στη μορφή του νόμου της έλλειψης (Νόμος έλλειψης Stodola). Από τον νόμο αυτό εξάγεται η παρακάτω σχέση:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_{03}}}{P_{03}} = K \sqrt{1 - R_T^2} \quad [4.15]$$

Όπου:

K = Μια σταθερά

R_T = Λόγος πίεσης στροβίλου

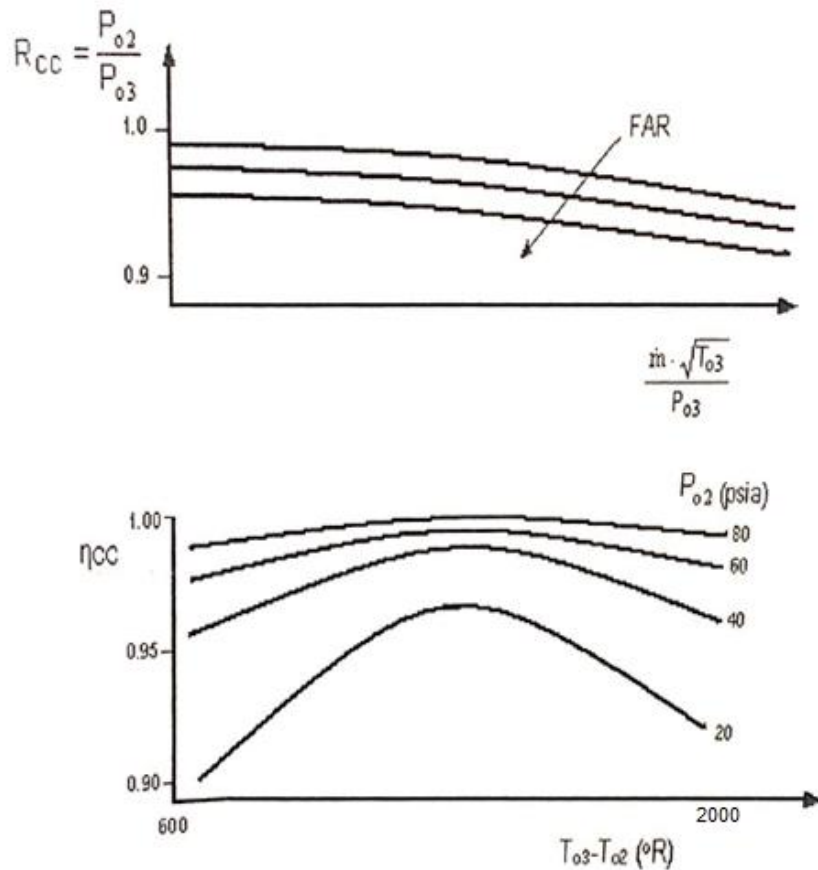
P_{03} = Πίεση στροβίλου (Pa)

T_{03} = Θερμοκρασία στροβίλου (K)

\dot{m} = Παροχή μάζας (kg/s)

4.3.3. ΘΑΛΑΜΟΣ ΚΑΥΣΗΣ

Ο θάλαμος καύσης λειτουργεί με μια διαδικασία που περιγράφεται στο Σχήμα 44, και χαρακτηρίζεται από τη χρήση αριθμημένων διανυσμάτων που υποβοηθούν στην εξήγηση της λειτουργίας.



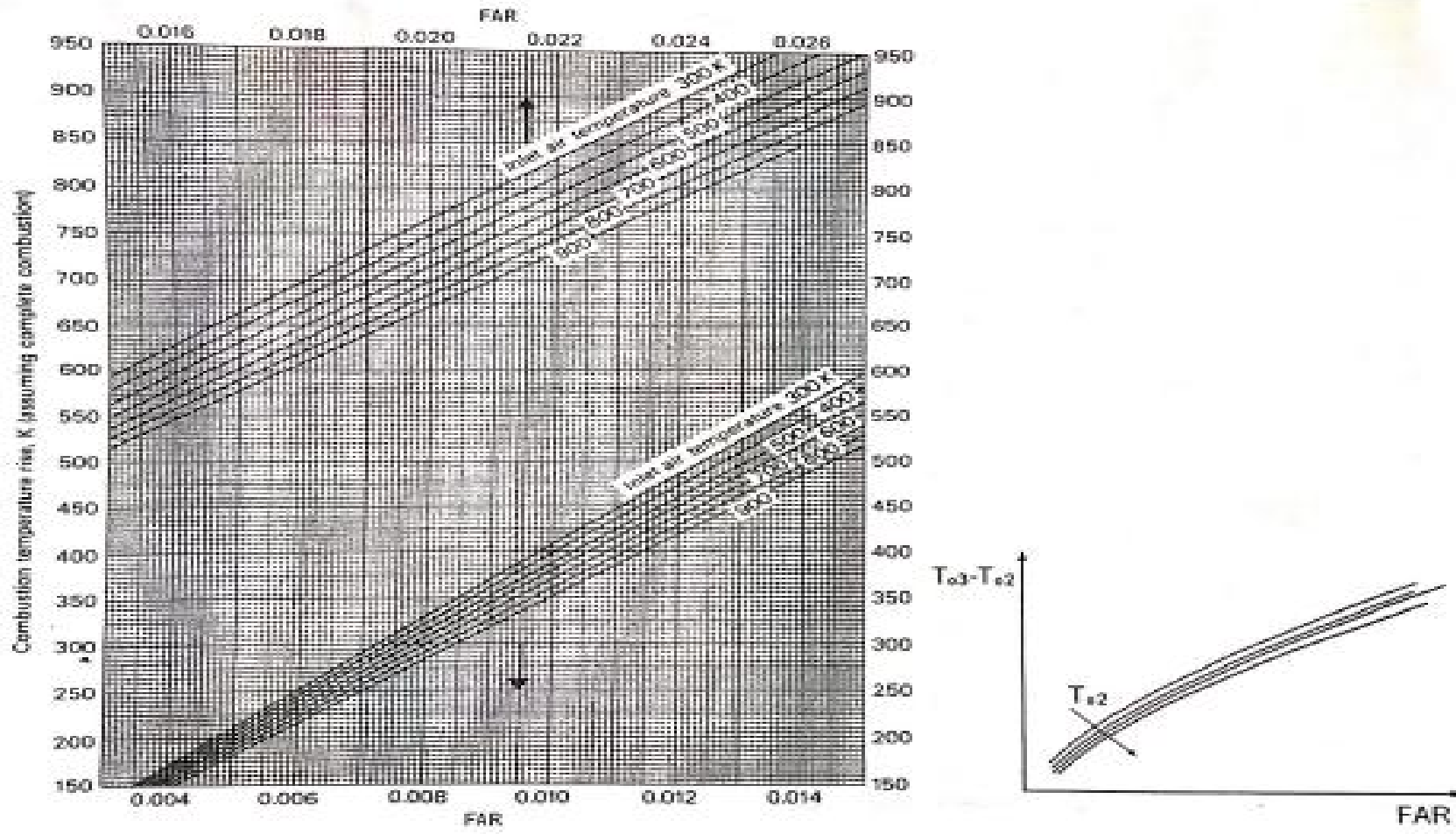
Σχήμα 44: Τυπικός θάλαμος καύσης: Α. Λόγος πίεσης και Β. Συντελεστής απόδοσης.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Τα παραπάνω σχήματα (Σχήμα 44), δείχνουν στο Α μέρος τον λόγο πίεσης που δίνεται από την σχέση:

$$R_{cc} = \frac{P_{o2}}{P_{o3}} \quad [4.16]$$

Από την παραπάνω σχέση υπολογίζεται ο λόγος πίεσης στο θάλαμο καύσης ανάλογα με την τιμή της παροχής μάζας \dot{m} , που υπολογίζεται στην είσοδό του, ενώ το Β μέρος απεικονίζει το συντελεστή απόδοσης του θαλάμου καύσης η_{cc} , σε συνάρτηση με την αυξανόμενη τιμή της θερμοκρασίας από την είσοδο, στην έξοδό του. Το καύσιμο αέρος (FAR) παρουσιάζει κάποιες εξαρτήσεις από τις τιμές της θερμοκρασίας στο θάλαμο καύσης. Στο Σχήμα 22 απεικονίζεται ένα λεπτομερές διάγραμμα στο οποίο φαίνεται καθαρά η σχέση που παρουσιάζει η αύξηση της θερμοκρασίας μέσα στο θάλαμο καύσης από τη στιγμή της εισόδου της μέχρι και την έξοδό της, με τον λόγο καυσίμου αέρα, με παράμετρο τη θερμοκρασία εισόδου. Η θερμοκρασία εισόδου συμβολίζεται σύμφωνα με τα αριθμημένα διανύσματα των επιμέρους σημείων με T_{o3} .

Οι χαρακτηριστικές λειτουργίες του θαλάμου καύσης είναι παρόμοιες με αυτές του συμπιεστή και του στροβίλου. Δεν παρατηρείται μεταβολή στις ιδιαιτερότητές τους για λόγους απλότητας. Οι ιδιαιτερότητες αυτές απαλλάσσονται από περεταίρω μελέτη, για λόγους απλοποίησης και τα χαρακτηριστικά μεγέθη του θαλάμου, πέρα από την ανάλυση εκτός του σημείου λειτουργίας, παίρνουν κάποιες συγκεκριμένες σταθερές τιμές, ίδιες με αυτές στο σημείο σχεδιασμού.



Σχήμα 45: Βασικός χάρτης θαλάμου καύσης
 [Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012

4.3.4. ΧΑΡΤΗΣ ΠΡΩΘΗΤΙΚΟΥ ΑΚΡΟΦΥΣΙΟΥ

Ο χάρτης του προωθητικού ακροφυσίου είναι απαραίτητος ώστε να συνδεθεί ο λόγος πίεσης R_c με την παροχή μάζας \dot{m} , καθώς αυτή περνά μέσα από αυτή τη συνιστώσα. Όπως και ο προηγούμενος, έτσι και ο χάρτης ακροφυσίου είναι ανάλογος με τους χάρτες του συμπιεστή και του στροβίλου.

Η χαρακτηριστική καμπύλη του ακροφυσίου εξάγεται ως εξής:

Στην είσοδο της συνιστώσας, γίνεται ο υπολογισμός της παροχής μάζας συναρτήσει του λόγου πιέσεων. Ο λόγος αυτός των πιέσεων είναι ο λόγος P_{04}/P_{05} . Επομένως ο υπολογισμός της παροχής μάζας απαιτεί τον καθορισμό των καταστατικών μεγεθών για κάθε περίπτωση ξεκινώντας από το λαιμό του ακροφυσίου.

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}}{V_5} \times A_5 \times r_5 \times \frac{\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} \quad [4.16]$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}}{V_5} \times \frac{A_5}{R} \times \frac{P_5}{P_{04}} \times \frac{T_{04}}{T_5} \quad [4.17]$$

Όπου:

A_5 = Το εμβαδόν του λαιμού του ακροφυσίου (m^2)

P_5 = Πίεση στο ακροφύσιο (Pa)

V_5 = Ταχύτητα στο λαιμό του ακροφυσίου (m/s)

P_{04} = Πίεση θαλάμου καύσης (Pa)

T_{04} = Θερμοκρασία θαλάμου καύσης (K)

P_5 = Πίεση ακροφυσίου (Pa)

T_5 = Θερμοκρασία ακροφυσίου (K)

$$\frac{V_5}{T_{04}} = 2 \times c_p \times h_j \times \frac{1}{\hat{e}} - \left(\frac{1}{P_{04}/P_5} \right)^{\frac{(g-1)}{g}} \frac{\dot{m}}{\hat{e}} \quad [4.18]$$

Όπου:

h_j = Η απόδοση του ακροφυσίου

c_p = Ειδική θερμότητα

γ = Σταθερά γ

Οπότε για τον λόγο θερμοκρασιών, έχουμε:

$$\frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{T_{04} - T_5}{T_{04}} = 1 - h_j \times \frac{1}{\hat{e}} - \left(\frac{1}{P_{04}/P_5} \right)^{\frac{(g-1)}{g}} \frac{\dot{m}}{\hat{e}} \quad [4.19]$$

Οπότε από τις παραπάνω σχέσεις παρατηρούμε ότι το πηλίκο $(\dot{m} \sqrt{T_{04}})/P_{04}$ εξαρτάται από τον λόγο των πιέσεων P_{04}/P_{05} με συγκεκριμένες τιμές στο εμβαδόν του λαιμού

του ακροφυσίου και της απόδοσης. Επομένως καταλήγουμε από τις σχέσεις (4.18) και (4.19) ότι:

$$\frac{P_{04}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{h_j} \left(\frac{g-1}{g+1} \right) \frac{\dot{m} \sqrt{T_{04}}}{\dot{m}} \right]^{\frac{g}{g-1}}} \quad [4.20]$$

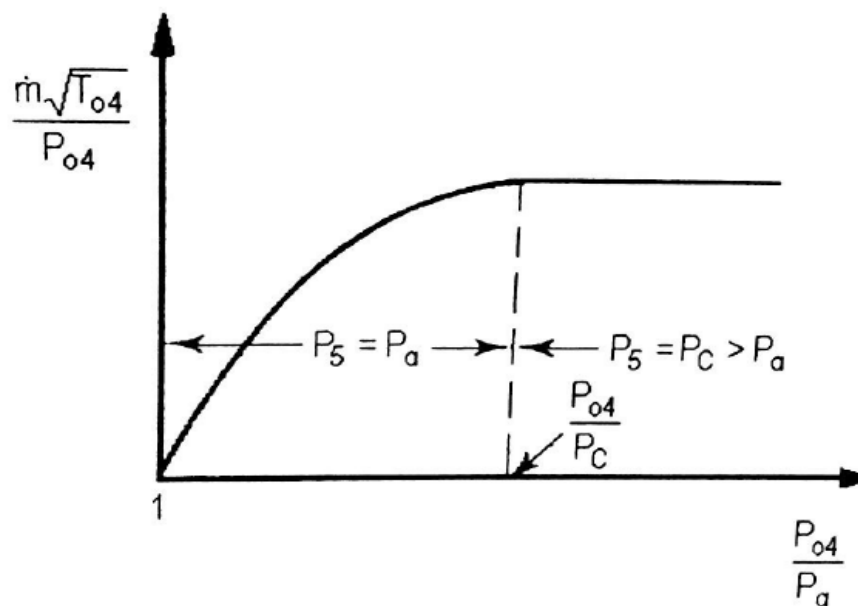
Όπου:

P_c = Η κρίσιμη πίεση (kPa)

h_j = Η απόδοση του ακροφυσίου

P_{04} = Η πίεση εισαγωγής στο λαιμό (kPa)

Από εκεί και έπειτα η τιμή της πίεσης ισούται με: $P_{05} = P_a$. Η τιμή του πηλίκου $(\dot{m} \sqrt{T_{04}}) / P_{04}$, παραμένει σταθερή και ίση με τη μέγιστη τιμή της, για λόγους πίεσης μεγαλύτερους από την κρίσιμη τιμή (P_{04} / P_a). Η μέγιστη τιμή του πηλίκου $(\dot{m} \sqrt{T_{04}}) / P_{04}$ εμφανίζεται όταν το σύστημα βαίνει σε κατάσταση φραγμού οπότε και ο λόγος των πιέσεων P_{04} / P_a ανεξαρτητοποιείται από τις σχέσεις. Επίσης γνωρίζουμε ότι $P_{05} = P_c > P_a$. Η γραφική παράσταση του Σχήματος 46 είναι η απεικόνιση της σχέσης του λόγου πιέσεων (P_{04} / P_a) με το πηλίκο $(\dot{m} \sqrt{T_{04}}) / P_{04}$ όπου απεικονίζεται η χαρακτηριστική καμπύλη του ακροφυσίου.



Σχήμα 46: Χαρακτηριστική προωθητικού ακροφυσίου.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Το Σχήμα 46 που παρουσιάζει τη χαρακτηριστική καμπύλη του προωθητικού ακροφυσίου παραλληλίζεται με το Σχήμα 43 της χαρακτηριστικής καμπύλης του στροβίλου. Επομένως με την ίδια λογική όπως και στην προηγούμενη παράγραφο, οι συνιστώσες αυτές αντιμετωπίζονται με τον ίδιο τρόπο. Οπότε η ανάλυση που πραγματοποιείται για τη λειτουργία τους στο σημείο σχεδιασμού είναι η ίδια.

Η παρακάτω σχέση δίνει τον λόγο θερμοκρασιών μέχρι το σημείο στο οποίο εμφανίζεται το φαινόμενο του φραγμού. Ο λόγος των θερμοκρασιών δίνεται από τη σχέση (4.21) και ισχύει η ισότητα:

$$\frac{T_c}{T_{04}} = \frac{2}{\gamma + 1} \quad [4.21]$$

Όπου:

T_c = Η κρίσιμη τιμή της θερμοκρασίας (K)

Η V_5 είναι ίση με την ταχύτητα του ήχου δηλαδή $M_5 = 1$. Έτσι, έχουμε:

$$\vec{V} = M \times \sqrt{\gamma \times R \times T} \quad [4.22]$$

Όπου:

\vec{V} = Η ταχύτητα του αέρα (m/s)

M = Η ταχύτητα Mach (m/s)

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad [4.23]$$

Όπου:

T_0 = Θερμοκρασία περιβάλλοντος/εισόδου (K)

$$\frac{\vec{V}}{\sqrt{T_0}} = \frac{M \times \sqrt{\gamma \times R}}{\sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}} \quad [4.24]$$

Άρα όταν το ακροφύσιο είναι φραγμένο και ισχύει ότι $M_5 = 1$ η [4.22] γράφεται ως εξής:

$$\frac{\vec{V}_5}{T_{04}} = \frac{\vec{V}_5}{T_{05}} = \frac{2 \times \gamma \times R}{\gamma + 1} \quad [4.25]$$

Όπου:

\vec{V}_5 = Ταχύτητα στο λαιμό του ακροφυσίου (m/s)

γ = Σταθερά γ

R = Λόγος πίεσης

Η παραπάνω συνθήκη ισχύει σε όλους του σύγχρονους αεροπορικούς κινητήρες για όλες τις συνθήκες πίεσης εκτός από την τροχοδρόμηση προς τη θέση απογείωσης ή τη θέση στάθμευσης, την προσέγγιση και την προσγείωση.

4.4. ΜΑΘΗΜΑΤΙΚΗ ΑΝΑΛΥΣΗ ΕΚΤΟΣ ΣΗΜΕΙΟΥ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ

4.4.1. TURBOSAFT ΜΟΝΟΥ ΑΞΟΝΑ (1-SHAFT)

Η λειτουργία εκτός του σημείου σχεδιασμού είναι δυνατόν να πραγματοποιηθεί με τρεις διαφορετικούς τρόπους επαναληπτικής διαδικασίας. Αυτό επιτυγχάνεται χρησιμοποιώντας διαφορετικές υποθέσεις είτε επίσης στα γνωστά δεδομένα που εξάγονται από τους χάρτες των συνιστωσών. Οπότε έχουμε:

1. Πρώτη μέθοδος: Η επαναληπτική διαδικασία ξεκινά θεωρώντας τον λόγο πίεσης
2. Δεύτερη μέθοδος: Υποθέτουμε την παροχή μάζας αέρα στην εισαγωγή.
3. Τρίτη μέθοδος: Με άγνωστο χάρτη συμπίεσής.

Όσον αφορά την τρίτη μέθοδο, λειτουργούμε χωρίς τον χάρτη του συμπίεσής συγκεκριμένα χωρίς τη μεταβολή του βαθμού απόδοσης η_{isC} συναρτήσεως του R_C . Η έλλειψη αυτή υπερνικείται με την παρακάτω σχέση:

$$h_{isC}^{od} = h_{isC} \times \left(1 - \left| \frac{P_{C \text{ degradation}}}{100} \right| \right)^{0,1} \times \sqrt{\frac{T_{04}^{od}}{T_{02}^{od}} \times \frac{T_{02}}{T_{04}}} \quad [4.26]$$

Όπου:

h_{isC}^{od} = Βαθμός απόδοσης στο σημείο εκτός σχεδιασμού

$\left| \frac{P_{C \text{ degradation}}}{100} \right|$ = Απόλυτη τιμή πίεσης συμπίεσής λόγω υποβιβασμού

T_{02} = Θερμοκρασία στην είσοδο του συμπίεσής (K)

T_{04} = Θερμοκρασία TET (K)

Ομοίως, όταν δεν υπάρχουν δεδομένα από τον χάρτη του στροβίλου χρησιμοποιούμε τη σχέση [4.27]:

$$h_{isT}^{od} = h_{isT} \times \left(1 - \left| \frac{P_{C \text{ degradation}}}{100} \right| \right)^{0,1} \times \sqrt{\frac{T_{04}^{od}}{T_{02}^{od}} \times \frac{T_{02}}{T_{04}}} \quad [4.27]$$

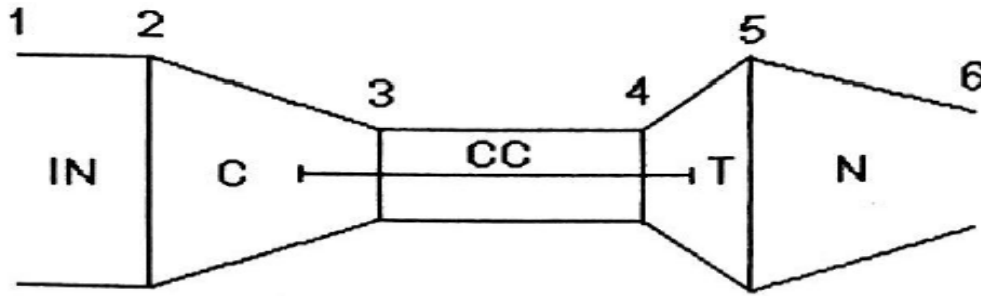
Όπου:

h_{isT}^{od} = Βαθμός απόδοσης στροβίλου εκτός σημείου σχεδιασμού

Επομένως με τις σχέσεις [4.26], [4.27] υπολογίζονται προσεγγιστικά οι βαθμοί απόδοσης σε λειτουργία εκτός του σημείου σχεδιασμού.

Εκτός από τα παραπάνω θεωρούμε δεδομένη την ταχύτητα περιστροφής N του κινητήρα ή της προπέλας μεταβλητού βήματος, διότι γίνεται θεώρηση της σύνδεσής τους με γεννήτρια ηλεκτρικού δικτύου, αλλά ακόμη και τις περιβαλλοντικές συνθήκες, τα δεδομένα από τις προηγούμενες αναλύσεις και τέλος, τους χάρτες συνιστωσών.

1^η ΜΕΘΟΔΟΣ: Επαναληπτική διαδικασία (Iterative procedure)



Σχήμα 47: Turboσφαιμονού άξονα (1-shaft)
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Ø 1→2 Εισαγωγή

Ισχύουν:

$$m_1 = m_2, T_{01} = T_{02}, P_{01} = P_{02} \quad [4.28]$$

Όπου:

m_1 = Παροχή μάζας εισόδου (kg/s)

m_2 = Παροχή μάζας συμπιεστή (kg/s)

T_{01} = θερμοκρασία εισόδου (K)

T_{02} = θερμοκρασία συμπιεστή (K)

P_{01} = Πίεση εισόδου (Pa)

P_{02} = Πίεση συμπιεστή (Pa)

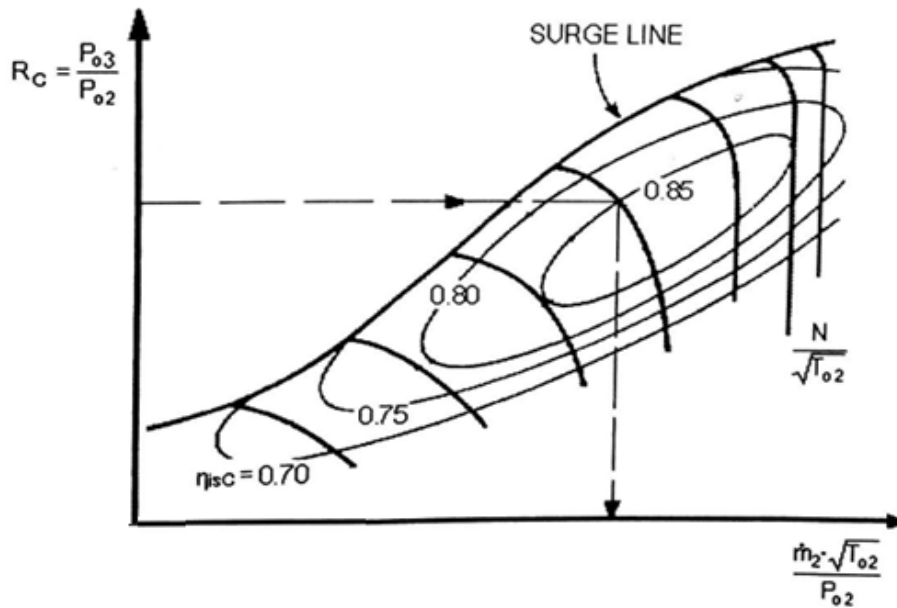
Ø 2→3 Συμπιεστής

Υπολογίζουμε την ποσότητα $\frac{N}{\sqrt{T_{02}}}$

Υπόθεση 1^η: Κάνουμε την υπόθεση:

$$R_C = \frac{P_{03}}{P_{02}} \Rightarrow P_{03} = R_C \times P_{02} \quad [4.29]$$

Υπολογίζουμε την παροχή μάζα αέρα $\frac{m_2 \times \sqrt{T_{02}}}{P_{02}} = MFP_2$ και h_{isC} (MFP Mass Flow Parameter)



Σχήμα 48: Διαδικασία στο χάρτη του συμπιεστή.
 [Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Στη συνέχεια υπολογίζουμε την παροχή μάζας αέρα:

$$m_2 = \frac{MFP_2 \times P_{02}}{\sqrt{T_{02}}} \quad [4.30]$$

Όπου:

MFP = Παράμετρος παροχής μάζας

Δεν έχουμε κάποια αναφορά για απομάστευση επομένως η παροχή μάζας: $\dot{m}_2 = \dot{m}_3$

Υπολογισμός :

$$p \frac{DT_{o23}}{T_{o2}} = \frac{1}{h_{isc}} \times \frac{P_{o3}}{P_{o2}} \frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \quad [4.31]$$

Όπου:

h_{isc} = Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης του συμπιεστή

γ = σταθερά (αδιαβατικός εκθέτης)

Ωστόσο, ισχύει και η ακόλουθη σχέση:

$$\frac{T_{o3}}{T_{o2}} = 1 + \frac{DT_{o23}}{T_{o2}} \quad [4.32]$$

Όπου:

T_{o3} = θερμοκρασία Θαλάμου καύσης (K)

DT_{o23} = Διαφορά θερμοκρασίας (από 2® 3) (K)

Έτσι,

$$T_{o3} = T_{o2} \times \frac{T_{o3}}{T_{o2}} \quad [4.33]$$

Ακολουθεί συμβατότητα παροχής μάζας (flow compatibility):

$$\frac{\dot{m}_3 \times \sqrt{T_{o3}}}{P_{o3}} = \frac{\dot{m}_2 \times \sqrt{T_{o2}}}{P_{o2}} \times \frac{P_{o2}}{P_{o3}} \times \sqrt{\frac{T_{o3}}{T_{o2}}} \times \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_2} \quad [4.34]$$

Έπειτα έχουμε τον υπολογισμό του έργου το συμπιεστή που δίνεται από τη σχέση:

$$CW = \dot{m}_2 \times c_{pc} \times (T_{o3} - T_{o2}) \quad [4.35]$$

Όπου:

CW = Ισχύς του συμπιεστή (J)

c_{pc} = Ειδική θερμότητα σε ψυχρό σημείο

Ø 3→4 Θάλαμος καύσης

Υπόθεση 2^η: Υποθέτουμε ότι η θερμοκρασία $TET = T_{o4}$ και επομένως έχουμε:
Διαφοράς θερμοκρασίας:

$$\Delta T_{o34} = T_{o4} - T_{o3} \quad [4.36]$$

Όπου:

ΔT_{o34} = Διαφορά θερμοκρασίας (από 3® 4) (K)

Και από τον χάρτη θάλαμου καύσης παίρνουμε τις σχέσεις:

$$FAR = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_3} \quad [4.37]$$

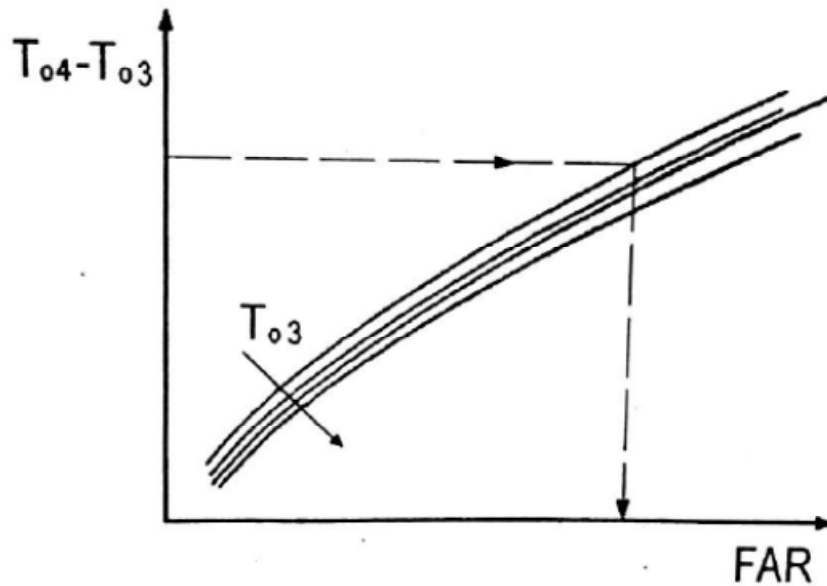
Με συνεπαγόμενη σχέση:

$$\dot{m}_f = FAR \times \dot{m}_3 \quad [4.38]$$

Όπου:

\dot{m}_f = Παροχή μάζας (kg/s)

FAR = Λόγος παροχών μάζας



Σχήμα 49: Διαδικασία στο χάρτη θαλάμου καύσης.
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Διαφορετικά αν δεν έχουμε το χάρτη τότε η παροχή μάζας m_f μπορεί να υπολογιστεί από την παρακάτω σχέση:

$$m_f = \frac{m_3 (c_{ph} T_{o4} - c_{pc} T_{o3})}{h_{cc} \times FCV \times 10^6} \quad [4.39]$$

Όπου:

T_{o4} =Θερμοκρασία στροβίλου (K)

h_{cc} =Συντελεστής απόδοσης συμπίεσής

c_{ph} =Ειδική θερμότητα σε ζεστό σημείο (kj/kg·K)

c_{pc} =Ειδική θερμότητα σε ψυχρό σημείο (kj/kg·K)

$$FAR = \frac{m_f}{m_3} \quad [4.40]$$

$$\frac{DP_{o34}}{P_{o3}} = \frac{K_1}{\epsilon} + K_2 \times \frac{c_{ph} T_{o4} - c_{pc} T_{o3}}{c_p T_{o3}} \times \frac{m_3 \sqrt{T_{o3}}}{P_{o3}} \quad [4.41]$$

Όπου:

K_1, K_2 =Σταθερές που δίνονται

P_{o3} = Πίεση θαλάμου καύσης (Pa)

Σε αντίθετη περίπτωση θα δίνεται απευθείας η ποσότητα $\frac{DP_{o34}}{P_{o3}}$ και έτσι θα έχουμε τις παρακάτω σχέσεις:

$$\frac{P_{o4}}{P_{o3}} = 1 - \frac{DP_{o34}}{P_{o3}} \quad [4.42]$$

Όπου:

P_{o4} = Πίεση στροβίλου (Pa)

DP_{o34} = Διαφορά πίεσης (από 3® 4) (Pa)

$$P_{o4} = \frac{\rho}{\rho} \left(1 - \frac{DP_{o34}}{P_{o3}} \right) P_{o3} \quad [4.43]$$

$$\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}} = \frac{\dot{m}_3 \sqrt{T_{o3}}}{P_{o3}} \times \frac{P_{o3}}{P_{o4}} \times \sqrt{\frac{T_{o4}}{T_{o3}}} \times \frac{\dot{m}_4}{\dot{m}_3} = \frac{\dot{m}_3 \sqrt{T_{o3}}}{P_{o3}} \times \frac{P_{o3}}{P_{o4}} \times \sqrt{\frac{T_{o4}}{T_{o3}}} \times (1 + FAR) \quad [4.44]$$

Ø 4→5 Στρόβιλος

Υπόθεση 3^η: Υποθέτουμε σε αυτό το σημείο ότι $P_{o5} = 1.003$ και

$$R_T = \frac{P_{o4}}{P_{o5}} \quad \text{h} \quad P_{o5} = R_T \times P_{o4} \quad [4.45]$$

Όπου:

R_T = Λόγος πιέσεων στροβίλου

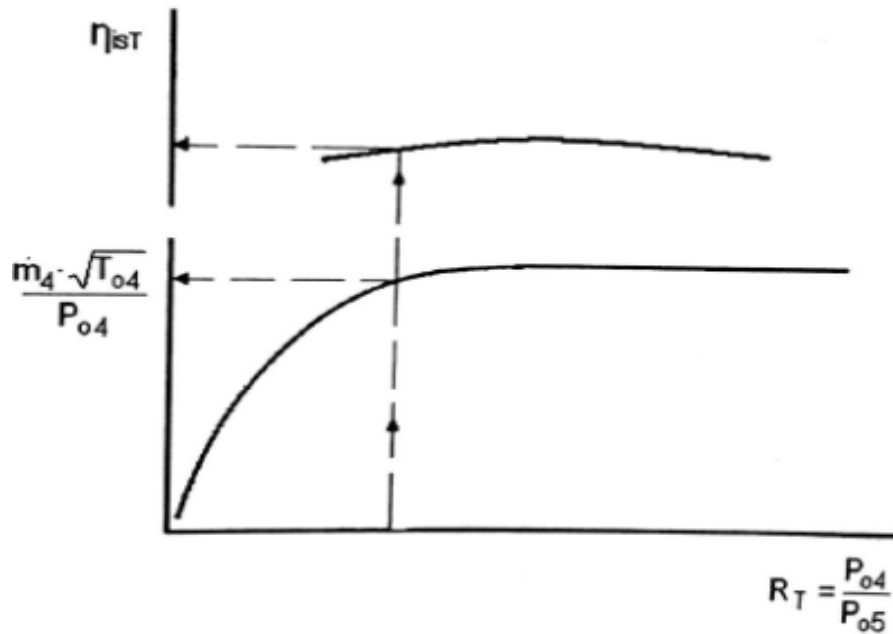
P_{o5} = Πίεση στροβίλου (Pa)

Υπολογίζουμε την ποσότητα $\frac{N}{\sqrt{T_{o4}}}$ και από χάρτη στροβίλου την παράμετρο παροχής μάζας:

$$\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}} = MFP_4 \quad [4.46]$$

Όπου:

MFP_4 = Παράμετρος παροχής μάζας στροβίλου



Σχήμα 50: Διαδικασία στο χάρτη στροβίλου
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Προκειμένου να εξασφαλιζεται η απαίτηση για συνέχεια της παροχής θεωρούμε ότι η παροχή μάζας του καυσίμου είναι ίση με την παροχή του αέρα απομάστευσης και έτσι ισχύει ότι:

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_4 \quad [4.47]$$

$$T_{o5} = T_{o4} \times \left[\frac{1 - h_{isT}}{c_p} \right]^{1 - \gamma} \times (1 - R_T)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad [4.48]$$

Όπου:

T_{o5} = Θερμοκρασία εξόδου στροβίλου (K)

h_{isT} = Βαθμός απόδοσης

c_{ph} = Σταθερή τιμή για το ζεστό μέρος του κινητήρα

$$TW = \dot{m}_4 \times c_{ph} \times (T_{o4} - T_{o5}) \quad [4.49]$$

Όπου:

TW = Έργο στροβίλου (MJ)

Έπειτα κάνουμε τον έλεγχο των υποθέσεων μας.

Έλεγχος 1:

Ελέγχουμε αν ισχύει η ισότητα:

$$\frac{\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}}}{\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}}} = \frac{\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}}}{\frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}}} \quad [4.50]$$

Αν η απάντηση είναι θετική διατηρούμε $TET = T_{o4}$ και συνεχίζουμε με το επόμενο βήμα στον υπολογισμό. Αν είναι αρνητική πρέπει να υποθέσουμε νέα τιμή για το $TET = T_{o4}$ και να επαναλάβουμε ολόκληρο τον υπολογισμό 3→4 και 4→5 μαζί όμως με την επαναληπτική διαδικασία.

Άρα :

$$\frac{\dot{m}_5 \sqrt{T_{o5}}}{P_{o5}} = \frac{\dot{m}_4 \sqrt{T_{o4}}}{P_{o4}} \times \frac{P_{o4}}{P_{o5}} \times \sqrt{\frac{T_{o5}}{T_{o4}}} \times \frac{\dot{m}_5}{\dot{m}_4} \quad [4.51]$$

Όπου ισχύει ότι:

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_5 \quad [4.52]$$

Η σύγκλιση των δύο MFP_4 μας οδηγεί στο συμπέρασμα ότι το σημείο λειτουργίας του στροβίλου είναι συμβατό με το αρχικά επιλεγμένο σημείο λειτουργίας του συμπιεστή όταν μετά από επαναλήψεις η ροή του καυσίμου είναι κατάλληλη για να παράγει την υπολογιζόμενη τιμή της TET.

Έλεγχος 2:

Ο δεύτερος έλεγχος περιλαμβάνει τον υπολογισμό του ωφέλιμου έργου, δηλαδή της ισχύος εξόδου.

$$UW = [\dot{m}_4 \times (T_{o4} - T_{o3}) - \dot{m}_2 \times (T_{o3} - T_{o2})] \times 10^{-6} \quad [4.53]$$

Όπου:

UW= Ισχύς εξόδου (MW)

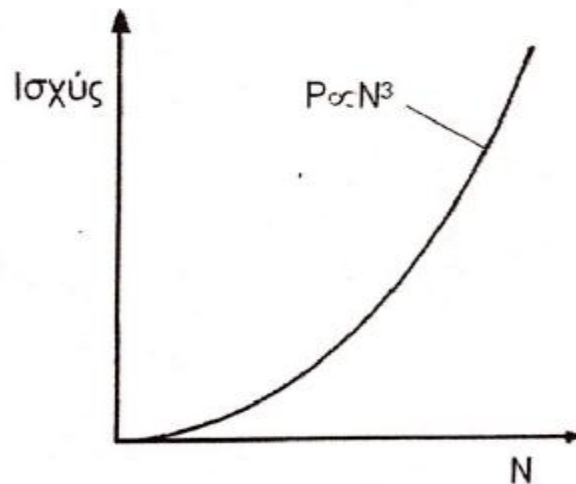
Η διαδικασία έρχεται εις πέρας εάν η ισχύς εξόδου συμπίπτει με την τιμή της ζητούμενης ισχύος και συνεπώς διατηρείται ο λόγος R_c . Στην αντίθετη περίπτωση γίνεται αλλαγή της τιμής R_c και η διαδικασία επαναλαμβάνεται από την αρχή.

Με την αλλαγή της τιμής R_c είναι εφικτό να γίνει ο προσδιορισμός των νέων σημείων ισορροπίας. Από τη διαδικασία αυτή προκύπτει η γραμμή λειτουργίας (workingline) του κινητήρα, από την ένωση των σημείων ισορροπίας πάνω σε κάθε χαρακτηριστική σταθερά της περιστροφικής ταχύτητας $N/\sqrt{T_{o2}}$.

Επομένως είναι απαραίτητο να είναι γνωστές οι χαρακτηριστικές καμπύλες του φορτίου με απώτερο σκοπό τον προσδιορισμό για το αν το σημείο του συμπιεστή R_c , αντιπροσωπεύει μια αποδεκτή λύση. Το φορτίο ενός κινητήρα, μπορεί να προσδιοριστεί, ανεξάρτητα από την περιστροφική ταχύτητα, όντας σε κατάσταση δοκιμαστικού ελέγχου (test bed), συνδεδεμένος με υδραυλικό ή ηλεκτρικό δυναμόμετρο. Οπότε θα ήταν δυνατό να επιτευχθεί η λειτουργία του σε οποιοδήποτε σημείο της χαρακτηριστικής καμπύλης, με σαφή και καθορισμένα όρια στη θερμοκρασία.

Μια άλλη περίπτωση είναι αυτή της έλικας ελικοφόρου αεροσκάφους ή της προπέλας πλοίου σταθερού βήματος. Εκεί η απορροφούμενη ισχύς είναι ανάλογη με την τρίτη δύναμη της περιστροφικής ταχύτητας της έλικας, καθώς ο κινητήρας λειτουργεί με το φορτίο μιας

έλικας σταθερού βήματος. Επομένως η απορροφούμενη ισχύς της έλικας είναι ανάλογη με την περιστροφική ταχύτητα στην τρίτη δύναμη (Σχήμα 51).



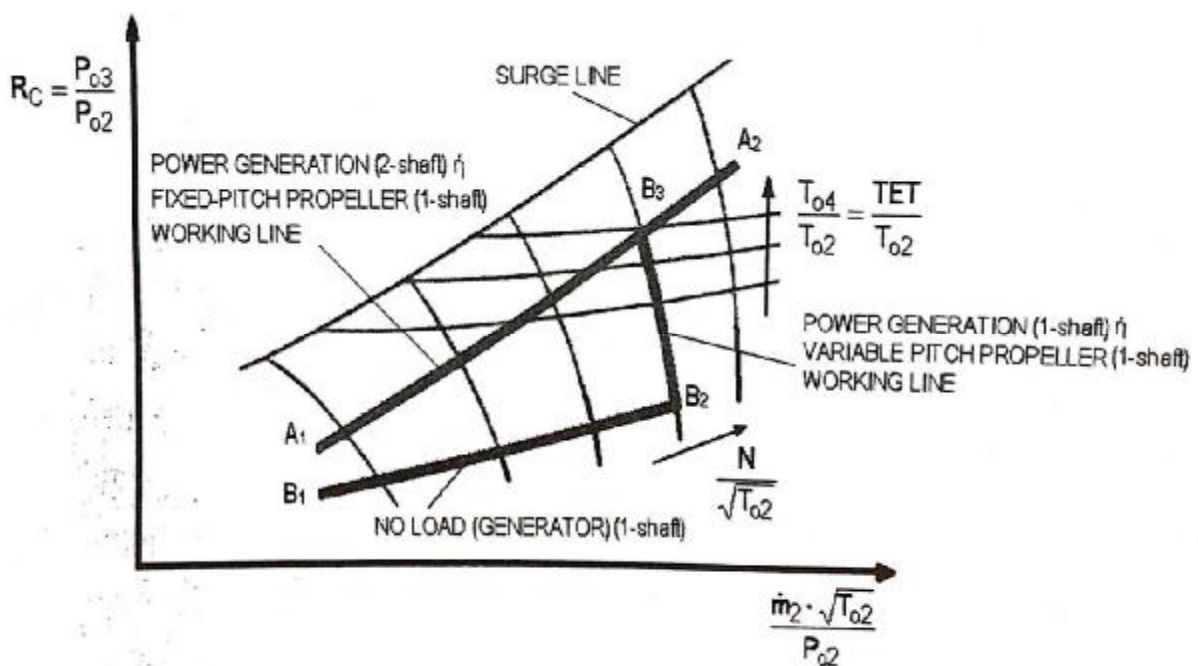
Σχήμα 51: Ισχύς εξόδου συναρτήσει του αριθμού περιστροφής του άξονα (ο βαθμός απόδοσης της μετάδοσης καθώς και η σχέση μετάδοσης θεωρούνται γνωστά)
[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

Στη συγκεκριμένη περίπτωση το πρόβλημα μετατοπίζεται στην εύρεση ενός και μοναδικού σημείου σε κάθε καμπύλη σταθερής περιστροφικής ταχύτητας N του συμπιεστή που μπορεί να μας δώσει την απαραίτητη ωφέλιμη ισχύ που αντιστοιχεί σε αυτή την ταχύτητα. Αυτό επιτυγχάνεται με την επαναληπτική διαδικασία που ήδη παρουσιάσαμε παίρνοντας αρκετά σημεία στη χαρακτηριστική του συμπιεστή και υπολογίζουμε την ισχύ που παράγεται σε κάθε ένα από αυτά. Επιλέγουμε ένα λόγο πίεσης για το συμπιεστή και υπολογίζουμε μια ισχύ εισόδου. Σε περίπτωση που είναι διαφορετική από την απαιτούμενη επιλέγουμε νέο λόγο πίεσης συμπιεστή και επαναλαμβάνουμε τη διαδικασία μέχρι να πετύχουμε ισχύ εξόδου ίση με την απαιτούμενη. Ο κινητήρας δεν θα ισορροπεί και θα επιταχύνει ή θα επιβραδύνει αν η υπολογιζόμενη ισχύς για οποιοδήποτε σημείο πάνω στη χαρακτηριστική του δεν είναι ίση με την απαιτούμενη ισχύ στη συγκεκριμένη ταχύτητα. Επαναλαμβάνοντας τη διαδικασία αλλά με διαφορετικό N παίρνουμε τα σημεία ισορροπίας τα οποία αν ενωθούν θα προκύψει η γραμμή λειτουργίας αεροστροβίλου μονού άξονα συνδεδεμένου έλικα (Σχήμα 52 γραμμή A_1A_2).

Οι ηλεκτρικές γεννήτριες, οι προπέλες πλοίων και οι έλικες αεροσκαφών με μεταβλητό βήμα είναι τα συνηθέστερα είδη φορτίου που συνδέονται με αεροστροβίλους 1-shaft, ενώ και οι τρεις λειτουργούν με σταθερή περιστροφική ταχύτητα και το φορτίο τους μεταβάλλεται είτε με ηλεκτρικό τρόπο (μέσω των αναγκών του δικτύου) είτε μέσω της έλικας σε διαφορετικές συνθήκες πλεύσης ή πτήσης. Η γραμμή λειτουργίας για τα παραπάνω φορτία θα είναι ίδια με τη γραμμή αδιάστατης ταχύτητας $N/\sqrt{T_{02}}$ σταθερό, που αντιστοιχεί στην ταχύτητα περιστροφής που απαιτείται από τη γεννήτρια (Σχήμα 52, γραμμή B_2B_3). Στη γραμμή λειτουργίας κάθε σημείο αντιστοιχεί σε διαφορετική παροχή καυσίμου, που σημαίνει διαφορετική TET και διαφορετική ισχύ αν και οι στροφές είναι πάντα σταθερές.

Ο συνδυασμός των γραμμών λειτουργίας σε ισορροπία των σχημάτων 52 και 10 οδηγεί στην παρατήρηση ότι μια έλικα σταθερού βήματος λειτουργεί σε μια ζώνη υψηλού βαθμού απόδοσης του συμπιεστή για μεγάλο εύρος παραγόμενης ισχύος σε αντίθεση με τον αεροστροβίλο 1-shaft ο οποίος παρουσιάζει μια κατακόρυφη πτώση του βαθμού απόδοσης του συμπιεστή με μείωση φορτίου και είναι συνδεδεμένος με γεννήτρια και με έλικα (ή προπέλα) μεταβλητού βήματος. Μια ένδειξη του κατά πόσο μπορεί ο κινητήρας να οδηγηθεί

σε συνθήκη πλήρους ισχύος χωρίς επιπλοκές είναι η θέση της γραμμής B_2B_3 σε σχέση με τη γραμμή ολικής αστάθειας του συμπιεστή (surge). Επίσης η γραμμή λειτουργίας A_1A_2 του έλικα βρίσκεται κοντά στη γραμμή ολικής αστάθειας ενώ μπορεί και να την τμήσει με αποτέλεσμα ο κινητήρας να μην μπορεί να επιταχύνει σε συνθήκη πλήρους ισχύος. Η τοποθέτηση μιας βαλβίδας απομάκρυνσης / αποτόνωσης αέρα (blow-off valve) στην περιοχή των βαθμίδων υψηλής πίεσης του συμπιεστή μπορεί να ξεπεράσει το προηγούμενο εμπόδιο. Η γραμμή λειτουργίας του κινητήρα 1-shaft για μηδενικό φορτίο γεννήτριας (no-load γραμμή B_1B_2) φαίνεται στο Σχήμα 52 και ο προσδιορισμός των σημείων γίνεται με παρόμοια επαναληπτική διαδικασία όπως και στην περίπτωση της έλικας σταθερού βήματος. Επομένως ο κινητήρας μπορεί να επιταχύνει χωρίς πρόβλημα (χωρίς να πλησιάζει την surge line) σε πλήρη ταχύτητα και χωρίς φορτίο και με την εφαρμογή του κινείται στη γραμμή λειτουργίας (B_2B_3) και βρίσκεται σε ισορροπία με τη γεννήτρια ή με την έλικα μεταβλητού βήματος.



Σχήμα 52: Γραμμές λειτουργίας turboshaft 1-shaft και 2-shaft ανάλογα το είδος του φορτίου που οδηγούν.

[Πηγή: Πολυζάκης Α., 2012]

2^η ΜΕΘΟΔΟΣ

∅ Δεδομένα εισαγωγής:

Ατμοσφαιρικές συνθήκες, ισχύς εξόδου, περιστροφική ταχύτητα άξονα N και ισχύς φορτίου.

∅ Απλουστεύσεις:

- Δεν υπάρχουν απώλειες στην τιμή της πίεσης κατά την εισαγωγή αλλά και κατά την εξαγωγή.
- Δεν υπάρχουν απομαστεύσεις
- $P_{05} = 1.003P_{01}$

Επαναληπτική διαδικασία:

Βήμα 1^ο : Υποθέσεις:

Βήμα 1.1: Παροχή μάζας αέρα στην εισαγωγή $\dot{m}_1 = \dot{m}_2$

Βήμα 1.2: Λόγος πίεσης του συμπιεστή $R_c = \frac{P_{03}}{P_{02}}$

Βήμα 1.3: $TET = T_{04}$

Βήμα 2^ο: Συμπιεστής (Compressor)

Βήμα 2.1: Υπολογισμός της MFP_2

Βήμα 2.2: Προσδιορισμός του $\frac{N}{\sqrt{T_{02}}}$ και του η_{isC} με γνωστές τις τιμές του R_c και του MFP_2 από τον χάρτη του συμπιεστή.

Βήμα 2.3: Υπολογισμός στην έξοδο του συμπιεστή των:

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_2, R_c = \frac{P_{03}}{P_{02}} \Rightarrow P_{03} = R_c \times P_{02} \text{ και } T_{03} = T_{02} + \frac{T_{02}}{h_{isC}} \left(\frac{R_c}{\eta_{isC}} \right)^{\frac{g_c}{\gamma} - 1}$$

Βήμα 2.4: Υπολογισμός του $CW = \dot{m}_2 \times c_{pc} \times (T_{03} - T_{02})$

Βήμα 3^ο : Θάλαμος καύσης (Combustion Chamber)

Βήμα 3.1: Από την θερμοκρασία $TET = T_{04}$ υπολογίζεται η διαφορά $T_{04} - T_{03}$. Έπειτα με γνωστή τη διαφορά αυτή,, υπολογίζεται ο λόγος FAR. Από τον λόγο FAR υπολογίζονται οι παροχές μάζας \dot{m}_3 , και η παροχή μάζας του καυσίμου \dot{m}_f .

Βήμα 3.2: Υπολογισμός της $\frac{DP_{034}}{P_{03}} = \frac{K_1}{\eta} + K_2 \times \left(\frac{T_{04}}{T_{03}} \right)^{\frac{1}{\eta}} \times \frac{\dot{m}_3 \times \sqrt{T_{03}}}{P_{03}}$ και $P_{04} = \frac{\eta}{\epsilon} \cdot \frac{DP_{034}}{P_{03}} \times P_{03}$

Βήμα 3.3: Υπολογισμός της παροχής καυσαερίων $\dot{m}_4 = \dot{m}_3 + \dot{m}_f$

Βήμα 4^ο : Στρόβιλος (Turbulence)

Βήμα 4.1: Υπολογισμός των MFP_4 , $R_T = \frac{P_{04}}{P_{05}}, \frac{N}{\sqrt{T_{04}}}$

Βήμα 4.2: Με γνωστά τα R_T και $\frac{N}{\sqrt{T_{04}}}$ από τον χάρτη του στροβίλου προσδιορίζονται τα MFP_4 και η_{isT} .

Βήμα 4.3: Υπολογισμός της $T_{05} = T_{04} \times \left(\frac{\eta_{isT}}{\epsilon} \right)^{\frac{g_c}{\gamma} - 1} \times (1 - R_T)^{\frac{g_c}{\gamma} - 1}$ και $TW = \dot{m}_4 \times c_{ph} \times (T_{04} - T_{05})$

Βήμα 5^ο: Έλεγχος 1

Βήμα 5.1: Ελέγχεται το αν ισχύει η επόμενη σχέση. $(MFP_4)_{4.1} = (MFP_4)_{4.2}$. Στην πρώτη περίπτωση που η παραπάνω σχέση ισχύει, η τιμή της TET παραμένει ως έχει και διαδικασία συνεχίζει στο επόμενο βήμα του υπολογισμού. Εάν η σχέση φτάνει σε αρνητικό αποτέλεσμα τότε, η διαδικασία επιστρέφει στο βήμα 3, βάζοντας μια νέα τιμή TET επαναλαμβανόμενη μέχρι το 5^ο βήμα ώστε η σχέση της υπόθεσης να ισχύσει.

Βήμα 6° : Έλεγχος 2

Βήμα 6.1: Γίνεται ο υπολογισμός της σχέσης $UW = [\eta_4 \times (T_{04} - T_{03}) - \eta_2 \times (T_{03} - T_{02})] \times 10^{-6}$ (MW)

Βήμα 6.2: Η τιμή του λόγου R_c διατηρείται εάν η τιμή της ισχύος εξόδου συμπίπτει με αυτή της ζητούμενης ισχύος. Σε αντίθετη περίπτωση, γίνεται η επιστροφή της διαδικασίας στο βήμα 2, όπου υποθέτεται μια νέα τιμή για τον λόγο R_c , συνεχίζοντας τη διαδικασία από την αρχή μέχρι το βήμα 6.2.

Βήμα 7° : Έλεγχος 3

Για να έρθει σε πέρας ο επαναληπτικός υπολογισμός, εξετάζεται εάν η τιμή N_2 είναι ίση με την απαιτούμενη τιμή της ταχύτητας φορτίου. Στην περίπτωση που ισχύει η υπόθεση αυτή, η διαδικασία προχωρά στον υπολογισμό των επιδόσεων του κινητήρα. Στην αντίθετη περίπτωση, γίνεται επιστροφή της διαδικασίας στο 2° βήμα, δίνοντας νέα τιμή στην παροχή μάζας, \dot{m} και επαναλαμβάνεται μέχρι το βήμα 7.

3^η ΜΕΘΟΔΟΣ

Η τρίτη μέθοδος αποτελεί μια απλοποιημένη διαδικασία υπολογισμού.

∅ Δεδομένα εισόδου (Input file)

Χρησιμοποιούνται τα δεδομένα εισόδου για τον υπολογισμό εκτός σημείου σχεδιασμού, όπως δόθηκαν στο παραπάνω κεφάλαιο, προσθέτοντας τα εξής:

∅ Δεδομένα συμπιεστή (Compressor):

Γίνεται η υποβάθμιση του συμπιεστή με $P_{Cde}(\%) = 0, R_{Cod}, h_{isCod}$ να υπολογίζονται κατά τη διαδικασία που ακολουθείται.

∅ Δεδομένα θαλάμου καύσης (Combustion Chamber)

Η τιμή του η_f^{od} υπολογίζεται κατά τη διαδικασία.

∅ Δεδομένα στροβίλου

Η τιμή της θερμοκρασίας TET^{od} μεταβάλλεται από τις τιμές TET-500K έως TET+100K με βήμα μεταβολής 50K. Επομένως η μεταβολή αυτή στην τιμή της TET εξομοιώνει τη λειτουργία part load και overload. Επίσης και στα δεδομένα του στροβίλου γίνεται η υποβάθμιση του συμπιεστή με $P_{Cde}(\%) = 0, R_{Cod}, h_{isCod}$ να υπολογίζονται κατά τη διαδικασία που ακολουθείτε.

∅ Δεδομένα εξαγωγής (Nozzle)

Η τιμή της θερμοκρασίας EGT= T_{08}^{od} , υπολογίζεται στη συγκεκριμένη διαδικασία.

Έπειτα γίνεται η επιλογή του σημείου σχεδιασμού, στην επιλογή του λόγου πίεσης και του συμπιεστή R_c και της θερμοκρασίας TET, γίνεται ανάλογα με την εφαρμογή.

Οι απλουστεύσεις που χρειάζονται είναι οι εξής:

- Γίνεται η χρήση της σχέσης [4.26] χωρίς δηλαδή την ανάγκη χρήσης των χαρτών συμπιεστή και στροβίλου.
- Ο στρόβιλος είναι πάντοτε φραγμένος (turbine choked)

Η διαδικασία μπορεί να προσομοιωθεί δίνοντας νέες τιμές στα δεδομένα περιβάλλοντος, εκτός από τις μεταβολές της TET και τα αποτελέσματα

Επαναληπτική διαδικασία

Το αρχικό βήμα της επαναληπτικής διαδικασίας είναι ο υπολογισμός στο σημείο σχεδιασμού, όπως έχει γίνει στο προηγούμενο κεφάλαιο. Έπειτα ο υπολογισμός συνεχίζει με τον προσδιορισμό των βαθμίδων του στροβίλου έτσι ώστε να είναι πάντοτε φραγμένος, όπως έχει οριστεί στις απλουστεύσεις.

$$R_T = \frac{R_c \times (100 - DP_{CCloss})}{100 \times 1.003} \quad [4.54]$$

Όπου:

R_T = Λόγος πίεσης

R_c = Λόγος πίεσης

DP_{CCloss} = Απώλειες πίεσης

$$\text{Εάν } (1,73 \leq R_T \leq 2,99) \text{ } \mathbf{P} \text{ } s = 1 \quad [4.55]$$

$$\text{Εάν } (2,99 \leq R_T \leq 5,198) \text{ } \mathbf{P} \text{ } s = 2 \quad [4.56]$$

$$\text{Εάν } (5,198 \leq R_T \leq 8,96) \text{ } \mathbf{P} \text{ } s = 3 \quad [4.57]$$

$$\text{Εάν } (15,5 \leq R_T \leq 26,8) \text{ } \mathbf{P} \text{ } s = 5 \quad [4.58]$$

$$\text{Εάν } (R_T \geq 26,8) \text{ } \mathbf{P} \text{ } s = 6 \quad [4.59]$$

$$R_{Tchoked} = 173^s \quad [4.60]$$

$$R_T = \frac{P_{06}}{P_{07}} \quad [4.61]$$

Όπου:

S: είναι ο αριθμός των βαθμίδων (stages)

Οι τιμές των ορίων στις παραπάνω ανισότητες είναι ενδεικτικές. Στη συνέχεια της διαδικασίας αυτής λαμβάνονται υπ' όψιν τα αποτελέσματα από τους υπολογισμούς στο σημείο λειτουργίας.

∅ Είσοδος:

$$P_{01}^{od} = P_a^{od} \times \left(1 + \frac{g_c - 1}{2} \times M_{in}^2\right)^{\frac{g_c}{g_c - 1}} \quad [4.62]$$

Όπου:

P_{01}^{od} = Πίεση εισόδου εκτός σημείου σχεδιασμού (kPA)

P_a^{od} =Ατμοσφαιρική πίεση εκτός σημείου σχεδιασμού (kPa)

$M_{in}=0$, όταν πρόκειται για στάσιμο Turboshaft

$M_{in}=H$ ταχύτητα Machεισόδου του αέρα (m/s)

$$P_{02}^{od} = P_{01}^{od} \times \left(1 + \frac{DP_{INloss}}{100}\right) \quad [4.63]$$

Όπου:

DP_{INloss} = Απώλειες πίεσης εισόδου

$$T_{01}^{od} = T_a^{od} \times \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times M_{in}^2\right) \quad [4.64]$$

Όπου:

T_{01}^{od} = Θερμοκρασία εισόδου εκτός σημείου σχεδιασμού

$M_{in}=H$ ταχύτητα Machεισόδου του αέρα (m/s)

$$T_{02}^{od} = T_{01}^{od} \quad [4.65]$$

∅ Συμπιεστής:

$$G_2^{od} = \frac{\dot{m} \times \sqrt{T_{02}}}{P_{02}} \times \left(\frac{T_{02}}{T_{02}^{od}}\right) \quad [4.66]$$

Όπου:

T_{02} = Θερμοκρασία στον συμπιεστή (K)

P_{02} = Πίεση στον συμπιεστή (kPa)

$$\dot{m}^{od} = \frac{G_2^{od} \times P_{02}^{od}}{\sqrt{T_{02}}} \quad [4.67]$$

Όπου:

\dot{m}^{od} =Παροχή μάζας συμπιεστή εκτός σημείου σχεδιασμού

∅ Είσοδος:

$$\dot{m}_1^{od} = \dot{m}_2^{od} = \dot{m}^{od} \quad [4.68]$$

∅ Δεδομένα εξαγωγής:

$$P_{08}^{od} = P_{01}^{od} \times 1.003 \quad [4.69]$$

$$P_{07}^{od} = \frac{P_{08}^{od} \times 100}{100 - DP_{EXHloss}} \quad [4.70]$$

Όπου:

$DP_{EXHloss}$ =Πτώση πίεσης

Ø Θάλαμος καύσης:

$$T_{05}^{od} = TET^{od} \quad [4.71]$$

Ø Μίκτης μάζας αέρα:

$$T_{06}^{od} = T_{05}^{od} - DT_{cooling}^{od} \quad [4.72]$$

Όπου:

$DT_{cooling}^{od}$ = Διαφορά θερμοκρασίας λόγω ψύξης εκτός σημείου σχεδιασμού

T_{06}^{od} =Θερμοκρασία μίκτη μάζας αέρα εκτός σημείου σχεδιασμού(K)

$$P_{06}^{od} = \frac{r_{06}^{od} \times P_{06}}{r_{06}} \times \frac{\sqrt{T_{06}^{od}}}{\sqrt{T_{06}}} \quad [4.73]$$

Όπου:

P_{06}^{od} =Πίεση μίκτη μάζας αέρα εκτός σημείου σχεδιασμού (kPa)

$$R_T^{od} = \frac{P_{06}^{od}}{P_{07}^{od}} \quad [4.74]$$

Όπου:

R_T^{od} =Λόγος πίεσης μίκτη μάζας αέρα

Κάνουμε την παρακάτω απλουστευμένη υπόθεση:

Εάν

$$TET = T_{o5} < 1,300 \text{ τότε } D_{mc} = 0 \text{ και } DT_{cooling} = 0, \quad [4.75]$$

Ενώ αν

$$T_{o5} \geq 1,300 \text{ τότε } D_{mc} = 0.025T_{o5} - 25 \text{ και } DT_{cooling} = 0.333T_{o5} - 333.333 \quad [4.76]$$

$$P_{o5}^{od} = P_{o6}^{od} \quad [4.77]$$

Ø Θάλαμος καύσης:

$$P_{o4}^{od} = \frac{P_{o5}^{od}}{1 - \frac{DP_{CCloss}}{100}} \quad [4.78]$$

Όπου:

DP_{CCloss} = Απώλειες πίεσης στον θάλαμο καύσης

$$h_{cc}^{od} = h_{cc} \times \left(1 - \frac{DP_{CCloss}}{100}\right) \quad [4.79]$$

Όπου:

h_{cc}^{od} = Μεταβολή βαθμού απόδοσης του θαλάμου καύσης εκτός σημείου σχεδιασμο.

Ø Διαχωρισμός:

$$P_{o3}^{od} = P_{o4}^{od} \quad [4.80]$$

Ø Συμπίεστής:

$$R_C^{od} = \frac{P_{o3}^{od}}{P_{o2}^{od}} \quad [4.81]$$

Όπου:

R_C^{od} = Λόγος πίεσης συμπίεστή εκτός σημείου σχεδιασμού

$$h_{isC}^{od} = h_{isC} \times \left[1 - \frac{P_{C\text{degrada}}}{100} \right] \times \sqrt{\frac{T_{o6}^{od}}{T_{o2}^{od}} \times \frac{T_{o2}}{T_{o6}}} \quad [4.82]$$

Όπου:

h_{isC}^{od} = Βαθμός απόδοσης στο σημείο εκτός σχεδιασμού

$\left| \frac{P_{C\text{degradation}}}{100} \right|$ = Απόλυτη τιμή πίεσης συμπίεστή λόγω υποβιβασμού

T_{o2} = Θερμοκρασία στην είσοδο του συμπίεστή (K)

T_{o4} = Θερμοκρασία ΤΕΤ (K)

$$T_{o3}^{od} = T_{o2}^{od} \times \left[\frac{(R_C^{od})^{(g_c-1)/g_c} - 1}{h_{isC}^{od}} + 1 \right] \quad [4.83]$$

$$\dot{m}_3^{od} = \dot{m}^{od} \quad [4.84]$$

Ø Διαχωριστής:

$$\dot{m}_3^{od} = \dot{m}^{od} \times \left[1 - \frac{Dm_c^{od}}{100} \right] \quad [4.84]$$

Όπου:

\dot{m}_3^{od} = Παροχή μάζας διαχωριστή εκτός του σημείου σχεδιασμού

Dm_c^{od} = Διαφορά παροχής μάζας εκτός του σημείου σχεδιασμού

$$T_{o4}^{od} = T_{o3}^{od} \quad [4.85]$$

Ø Θάλαμος καύσης:

$$Q_{CC}^{od} = \dot{m}_4^{od} \times (c_{p_h} \times T_{o5}^{od} - c_{p_c} \times T_{o4}^{od}) \times 10^{-6} \text{ (MW)} \quad [4.86]$$

Όπου:

Q_{CC}^{od} = Θερμότητα θαλάμου καύσης εκτός του σημείου σχεδιασμού (MW)

\dot{m}_4^{od} = Παροχή μάζας θαλάμου καύσης εκτός του σημείου σχεδιασμού.

T_{o4}^{od} = Θερμοκρασία θαλάμου καύσης εκτός του σημείου σχεδιασμού (K)

$$\dot{m}_f^{od} = \frac{Q_{CC}^{od}}{FCV^{od} \cdot h_{CC}^{od}} \quad [4.87]$$

Όπου:

FCV =θερμιδογόνος δύναμη (MJ/kg)

h_{CC}^{od} = Βαθμός απόδοσης θαλάμου καύσης εκτός του σημείου λειτουργίας

$$\dot{m}_5^{od} = \dot{m}_4^{od} + \dot{m}_f^{od} \quad [4.88]$$

$$FAR_{45}^{od} = \frac{\dot{m}_f^{od}}{\dot{m}_4^{od}} \quad [4.89]$$

Όπου:

FAR_{45}^{od} = Λόγος παροχής μάζας θαλάμου καύσης-διαχωριστή εκτός σημείου λειτουργίας.

∅ Μίκτης μάζας αέρα:

$$\dot{m}_6^{od} = \dot{m}_5^{od} + \dot{m}_f^{od} \quad [4.90]$$

∅ Συμπιεστής / στρόβιλος:

$$h_{isT}^{od} = h_{isT} \cdot \frac{\eta_c}{\epsilon} \cdot \left| \frac{P_{Tdeg ra}}{100} \right| \cdot \frac{\dot{m}_6^{od}}{\dot{m}_5^{od}} \cdot \sqrt{\frac{T_{o6}^{od}}{T_{o2}^{od}} \cdot \frac{T_{o2}}{T_{o6}}} \quad [4.91]$$

Όπου:

h_{isT}^{od} = Βαθμός απόδοσης συμπιεστή στο σημείο εκτός λειτουργίας

$$\dot{m}_7^{od} = \dot{m}_6^{od} \quad [4.92]$$

$$T_{o7}^{od} = T_{o6}^{od} \cdot \frac{\epsilon}{\eta_c} \cdot \left(\frac{\dot{m}_6^{od}}{\dot{m}_5^{od}} \right)^{\frac{1}{\gamma_h - 1/\gamma_h}} \cdot \frac{\dot{m}_6^{od}}{\dot{m}_5^{od}} \cdot \frac{T_{o2}}{T_{o6}} \quad [4.93]$$

Όπου:

T_{o7}^{od} = Θερμοκρασία συμπιεστή/ στρόβιλου στο σημείο εκτός λειτουργίας.

∅ Δεδομένα εξαγωγής:

$$T_{o8}^{od} = T_{o7}^{od} \quad [4.94]$$

$$\dot{m}_8^{od} = \dot{m}_7^{od} \quad [4.95]$$

Εάν $R_T^{od} \leq R_{Tchoked}$ ο στρόβιλος είναι μη φραγμένος και τα αποτελέσματα είναι μη αξιόπιστα, ενώ αν $R_T^{od} > R_{Tchoked}$ η διαδικασία υπολογισμών μπορεί να συνεχιστεί αφού δεν υπάρχει πρόβλημα.

∅ Αποτελέσματα

$$CW^{od} = \dot{m}_8^{od} \cdot c_{p_c} \cdot (T_{o3}^{od} - T_{o2}^{od}) \cdot 10^{-6} (MW) \quad [4.96]$$

Όπου:

CW^{od} = ισχύς κατανάλωσης συμπιεστή στο σημείο εκτός λειτουργίας (MW)

$$TW^{od} = \eta_g^{od} \times c_{ph} \times (T_{o6}^{od} - T_{o7}^{od}) \times 10^{-6} \text{ (MW)} \quad [4.97]$$

Όπου:

TW^{od} = ισχύς που καταναλώνει ο στρόβιλος στο σημείο εκτός λειτουργίας (MW)

$$HI^{od} = Q_{CC}^{od} \text{ (MW)} \quad [4.98]$$

Όπου:

HI^{od} = έργο θερμότητας, η ισχύς θερμότητας που προσδίδεται στο εργαζόμενο μέσο από το καύσιμο, στο σημείο εκτός λειτουργίας. (MW)

$$UW^{od} = TW^{od} - CW^{od} \text{ (MW)} \quad [4.99]$$

Όπου:

UW^{od} = ωφέλιμη ισχύς στο σημείο εκτός λειτουργίας (MW)

$$SW^{od} = \frac{UW^{od}}{\eta_g^{od}} \quad [4.100]$$

Όπου:

SW^{od} = Η ειδική ισχύς στο σημείο εκτός λειτουργίας (MW)

$$h_{th}^{od} = \frac{UW^{od}}{HI^{od}} \quad [4.101]$$

Όπου:

h_{th}^{od} = Βαθμός απόδοσης στο σημείο εκτός λειτουργίας

$$sfc^{od} = \frac{1}{h_{th}^{od} \times FCV^{od}} \text{ (kg/(MW \times s) = kg/MJ)} \quad [4.102]$$

Όπου:

sfc^{od} = συντελεστής απόδοσης η_{th} / Ειδική κατανάλωση καυσίμου στο σημείο εκτός λειτουργίας

$$Q_{out}^{od} = \eta_g^{od} \times c_{ph} \times (T_{o8}^{od} - T_a^{od}) \times 10^{-6} \text{ (MW)} \quad [4.103]$$

Όπου:

Q_{out}^{od} = Θερμότητα στο σημείο εκτός λειτουργίας

Στην περίπτωση που η θερμοκρασία περιβάλλοντος T_a η πίεση περιβάλλοντος P_a παραμένει σταθερή και θέτουμε στις προηγούμενες σχέσεις $P_a^{od} = P_a$. Αν έχουμε μεταβολή μόνο στην πίεση του περιβάλλοντος P_a η θερμοκρασία περιβάλλοντος T_a σε αυτή την περίπτωση παραμένει σταθερή και στις προηγούμενες σχέσεις θέτουμε $T_a^{od} = T_a$. Στην περίπτωση που έχουμε μεταβολή στο υψόμετρο τότε οι τιμές των T_a^{od} και P_a^{od} μεταβάλλονται αλλά παραμένουν με τα ίδια σύμβολα σύμφωνα με τις σχέσεις (4-1) και (4-4) αντίστοιχα.

5. ΕΦΑΡΜΟΓΗ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ TURBOSHAFТ (1-SHAFТ)

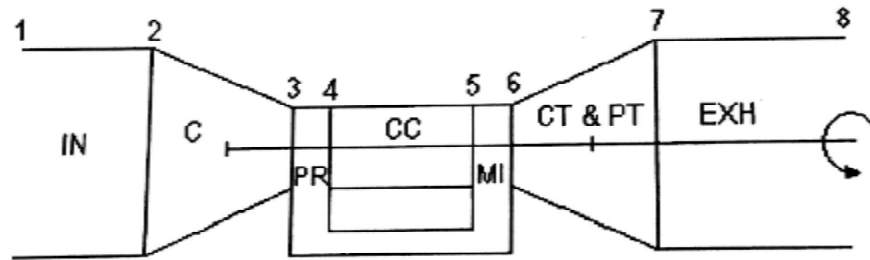
5.1. ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΣ ΣΤΟ ΣΗΜΕΙΟ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΥ TURBOSHAFТ (1-SHAFТ)

Αρχικά δίνεται ο Πίνακας 5 με τα δεδομένα που διατυπώθηκαν στο θεωρητικό υπόβαθρο της παρούσας πτυχιακής εργασίας.

INPUT FILE	ΣΥΜΒΟΛΟ	M.M	ΤΙΜΕΣ
Τυπική Θερμοκρασία Ατμόσφαιρας	Ta	K	288
Τυπική Πίεση Ατμόσφαιρας	Pa	kPa	101,3
Ειδική θερμοχωρητικότητα (cold)	Cpc	kJ/(kg*K)	1005,0
Αδαβατικός εκθέτης (cold)	γc	-	1,4
Ειδική θερμοχωρητικότητα (hot)	Cph	kJ/(kg*K)	1150,0
Αδαβατικός εκθέτης (hot)	γh	-	1,333
ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ (INTAKE)			
Παροχή μάζας	m'	kg/sec	1
Ταχύτητα Mach	Min	-	0
Απώλεια Πίεσης εισαγωγής	DTinloss=	%	0
Απώλεια Πίεσης τοιχωμάτων	Dpinloss=	%	0
ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ (COMPRESSOR)			
Λόγος Συμπίεσης	-	Rc	5 έως 30
Απόδοση συμπίεστη	-	nisc	0.77 έως 0.91
ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΔΙΑΧΩΡΙΣΤΗ ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΑ ΨΥΞΗΣ ΚΑΙ ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΜΙΚΤΗ ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΑ ΨΥΞΗΣ			
Ποσοστό μάζας αέρα	Dmc	%	0
Θερμοκρασία	TET	K	>1300
ΔΕΔΟΜΕΝΟ ΘΑΛΑΜΟΥ ΚΑΥΣΗΣ			
Απόδοση θαλάμου καύσης	ncc	%	0,985 έως 0,995
Απώλεια Πίεσης θαλάμου καύσης	Dpcclosss	%	3 έως 5
Θερμογόνος δύναμη καυσίμου	FCV	MJ/kg	43
Παροχή μάζας	m'f	kg/sec	1
ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ (TURBINE)			
Θερμοκρασία στροβίλου	TET	K	900 έως 1500
Απόδοση στροβίλου	nist	%	0,83 έως 0,97
ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΕΞΑΓΩΓΗΣ (EXHAUST)			
Απώλειες πίεσης εξαγωγής	Dpexhloss	%	0
Απώλειες θερμοκρασίας εξαγωγής	Dtexhloss	%	0
Ταχύτητα Mach	Mex	-	0
Διάφορα πίεσης εξαγωγής - πίεση περιβ.	DPEXH	%	2 έως 3
Πίεση εξόδου	Pex	kPa	1,003Pa

Πίνακας 5: Δεδομένα υπολογισμού για το σημείο σχεδιασμού του Turboshafт (1-Shafт)

Στην συνέχεια ακολουθεί το Block διάγραμμα με στόχο να γίνει άμεσα κατανοητό σε ποια σημεία θα υπολογισθεί η Θερμοκρασία, η πίεση καθώς και η παροχή μάζας.



Σχήμα 53: Block διάγραμμα Turbo-shaft (1-Shaft)

Στην συνέχεια ακολουθεί ένας συγκεντρωτικός πίνακας με τις μαθηματικές σχέσεις που θα χρησιμοποιηθούν για την διεξαγωγή των αποτελεσμάτων. Σημειώνεται ότι η επεξήγησης της διαδικασίας υπολογισμού

ΕΙΣΟΔΟΣ	$P_1 = P_a \times \frac{\dot{e}}{g} + \frac{g_c - 1}{2} \times M_{in}^2 \frac{\dot{u}}{g_c - 1}$ $P_{o2} = P_{o1} \times \left(1 - \frac{DP_{INloss}}{100}\right)$ $T_1 = T_a \times \frac{\dot{e}}{g} + \frac{g_c - 1}{2} \times M_{in}^2 \frac{\dot{u}}{g_c - 1}$ $T_{o2} = T_{o1}$ $\eta_{\dot{e}2} = \eta_{\dot{e}1} = \eta_{\dot{e}}$
Συμπιεστής:	$P_{o3} = P_{o2} \times R_c$ $T_{o3} = T_{o2} \times \frac{\dot{e}}{g} + \frac{R_c^{\frac{g_c-1}{g_c}} - 1}{h_{isC}} \frac{\dot{u}}{g_c - 1}$ $\eta_{\dot{e}3} = \eta_{\dot{e}2}$
Διαχωριστής:	$P_{o4} = P_{o3}$ $T_{o4} = T_{o3}$
Μίκτης μάζας αέρα:	$TET = T_{o5} < 1,300$ $D_{mc} = 0 \text{ και } DT_{cooling} = 0$ $T_{o5} \leq 1,300$ $D_{mc} = 0.025 \times T_{o5} - 25 \text{ και } DT_{cooling} = 0.333 \times T_{o5} - 333.333$
Διαχωριστής	$\eta_{\dot{e}4} = \eta_{\dot{e}} \times \left(1 - \frac{D_{mc}}{100}\right)$
Θάλαμος καύσης:	$P_{o5} = P_{o4} \times \frac{\dot{e}}{g} - \frac{DP_{CCloss}}{100} \frac{\dot{u}}{g_c - 1}$

	$T_{o5} = TET$ $\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_4 \times (c_{ph} \times T_{o5} - c_{pc} \times T_{o4})}{h_{cc} \times FCV \times 10^6}$ $\dot{m}_5 = \dot{m}_4 + \dot{m}_f$
Μίκτης μάζας αέρα	$P_{o6} = P_{o5}$ $T_{o6} = T_{o5} - DT_{cooling}$ $\dot{m}_6 = \dot{m}_4 + \dot{m}_f$
Δεδομένα εξαγωγής:	$P_{o8} = P_a \times 1.003$ $\dot{m}_8 = \dot{m}_6$
Συμπιεστής/στροβίλος	$P_{o7} = \frac{P_{o8} \times 100}{100 - DP_{EXHloss}}$ $T_{o7} = T_{o6} \times \left[1 - \frac{\hat{e}}{\hat{e}} - \left(\frac{P_{o7}}{P_{o6}} \right)^{\frac{(g-1)}{g_h}} \right] \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{isT}} \frac{\dot{m}}{\dot{m}_p}$
Δεδομένα εξαγωγής	$T_{o8} = T_{o7} \times \left(1 - \frac{DT_{EXHloss}}{100} \right)$
Ανάλυση λειτουργίας:	$CW = \dot{m}_2 \times c_{pc} \times (T_{o3} - T_{o2}) \times 10^{-6}$ $TW = \dot{m}_6 \times c_{ph} \times (T_{o6} - T_{o7}) \times 10^{-6}$ $HI = \dot{m}_f \times FCV$ $UW = TW - CW$ $SW = \frac{UW}{\dot{m}}$ $h_{th} = \frac{UW}{HI}$ $sfc = \frac{1}{h_{th} \times FCV}$

Πίνακας 6: Συγκεντρωτικός πίνακας εξισώσεων σύμφωνα με τα βήματα υπολογισμού του σημείου σχεδιασμού Turboshaft (1-Shaft)

Για την υλοποίηση των υπολογισμών χρησιμοποιείται ο μέσος όρος του εύρους τιμών του βαθμού απόδοσης του συμπιεστή και της τουρμπίνας. Επιπλέον οι υπολογισμοί γίνονται για διαφορετικές τιμές του λόγου συμπίεσης από το 5 έως το 30 για τις TET από 900 έως

1500. Οι υπολογισμοί πραγματοποιούνται με την βοήθεια του υπολογιστικού προγράμματος excel.

P01	T01	m1	P02	T02	m2	P03	T03	m3	P04	T04	m4	P05	T05	m5	P06	T06	m6	P07	T07	m7	P08	T08	mf
101,30	288	1	101,3	288	1	506,50	488,17	1	506,50	488,17	0,88	506,30	1500	0,900	506,30	1333,83	1,025	101,58	714,57	1,025	101,60	714,43	0,025
101,30	288	1	101,3	288	1	1013,00	607,10	1	1013,00	607,10	0,88	1012,59	1500	0,898	1012,59	1333,83	1,023	101,58	580,38	1,023	101,60	580,26	0,023
101,30	288	1	101,3	288	1	1519,50	688,40	1	1519,50	688,40	0,88	1518,89	1500	0,896	1518,89	1333,83	1,021	101,58	513,89	1,021	101,60	513,79	0,021
101,30	288	1	101,3	288	1	2026,00	752,07	1	2026,00	752,07	0,88	2026,00	1500	0,895	2026,00	1333,83	1,020	101,58	471,33	1,020	101,60	471,24	0,020
101,30	288	1	101,3	288	1	2532,50	805,19	1	2532,50	805,19	0,88	2531,49	1500	0,894	2531,49	1333,83	1,019	101,58	440,86	1,019	101,60	440,77	0,019
101,30	288	1	101,3	288	1	3039,00	851,18	1	3039,00	851,18	0,88	3037,78	1500	0,893	3037,78	1333,83	1,018	101,58	417,39	1,018	101,60	417,31	0,018

Πίνακας 7: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1500 K

P01	T01	m1	P02	T02	m2	P03	T03	m3	P04	T04	m4	P05	T05	m5	P06	T06	m6	P07	T07	m7	P08	T08	mf
101,30	288	1	101,30	288	1	506,50	488,17	1	506,50	488,17	0,90	506,30	1400	0,924	506,30	1267,13	1,024	101,584	678,84	1,024	101,60	678,70	0,024
101,30	288	1	101,30	288	1	1013,00	607,10	1	1013,00	607,10	0,90	1012,59	1400	0,921	1012,59	1267,13	1,021	101,584	551,36	1,021	101,60	551,25	0,021
101,30	288	1	101,30	288	1	1519,50	688,40	1	1519,50	688,40	0,90	1518,89	1400	0,919	1518,89	1267,13	1,019	101,584	488,19	1,019	101,60	488,10	0,019
101,30	288	1	101,30	288	1	2026,00	752,07	1	2026,00	752,07	0,90	2025,19	1400	0,918	2025,19	1267,13	1,018	101,584	447,82	1,018	101,60	447,73	0,018
101,30	288	1	101,30	288	1	2532,50	805,19	1	2532,50	805,19	0,90	2531,49	1400	0,917	2531,49	1267,13	1,017	101,584	418,81	1,017	101,60	418,73	0,017
101,30	288	1	101,30	288	1	3039,00	851,18	1	3039,00	851,18	0,90	3037,78	1400	0,916	3037,78	1267,13	1,016	101,584	396,52	1,016	101,60	396,44	0,016

Πίνακας 8: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1400 K

P01	T01	m1	P02	T02	m2	P03	T03	m3	P04	T04	m4	P05	T05	m5	P06	T06	m6	P07	T07	m7	P08	T08	mf
101,30	288	1	101,30	288	1	506,50	488,17	1	506,50	488,17	0,93	506,30	1300	0,947	506,30	1200,43	1,022	101,624	643,18	1,022	101,60	643,05	0,022
101,30	288	1	101,30	288	1	1013,00	607,10	1	1013,00	607,10	0,93	1012,59	1300	0,944	1012,59	1200,43	1,019	101,624	522,40	1,019	101,60	522,29	0,019
101,30	288	1	101,30	288	1	1519,50	688,40	1	1519,50	688,40	0,93	1518,89	1300	0,942	1518,89	1200,43	1,017	101,624	462,55	1,017	101,60	462,46	0,017
101,30	288	1	101,30	288	1	2026,00	752,07	1	2026,00	752,07	0,93	2025,19	1300	0,941	2025,19	1200,43	1,016	101,624	424,30	1,016	101,60	424,21	0,016
101,30	288	1	101,30	288	1	2532,50	805,19	1	2532,50	805,19	0,93	2531,49	1300	0,940	2531,49	1200,43	1,015	101,624	396,82	1,015	101,60	396,74	0,015
101,30	288	1	101,30	288	1	3039,00	851,18	1	3039,00	851,18	0,93	3037,78	1300	0,939	3037,78	1200,43	1,014	101,624	375,69	1,014	101,60	375,61	0,014

Πίνακας 9: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1300 K

P01	T01	m1	P02	T02	m2	P03	T03	m3	P04	T04	m4	P05	T05	m5	P06	T06	m6	P07	T07	m7	P08	T08	mf
101,30	288	1	101,30	288	1	506,50	488,17	1	506,50	488,17	1	506,30	1200	1,021	506,30	1200	1,021	101,624	642,95	1,021	101,60	642,82	0,021
101,30	288	1	101,30	288	1	1013,00	607,10	1	1013,00	607,10	1	1012,59	1200	1,018	1012,59	1200	1,018	101,624	522,21	1,018	101,60	522,10	0,018
101,30	288	1	101,30	288	1	1519,50	688,40	1	1519,50	688,40	1	1518,89	1200	1,016	1518,89	1200	1,016	101,624	462,38	1,016	101,60	462,29	0,016
101,30	288	1	101,30	288	1	2026,00	752,07	1	2026,00	752,07	1	2025,19	1200	1,015	2025,19	1200	1,015	101,624	424,14	1,015	101,60	424,06	0,015
101,30	288	1	101,30	288	1	2532,50	805,19	1	2532,50	805,19	1	2531,49	1200	1,013	2531,49	1200	1,013	101,624	396,67	1,013	101,60	396,59	0,013
101,30	288	1	101,30	288	1	3039,00	851,18	1	3039,00	851,18	1	3037,78	1200	1,012	3037,78	1200	1,012	101,624	375,55	1,012	101,60	375,48	0,012

Πίνακας 10: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1200 K

P01	T01	m1	P02	T02	m2	P03	T03	m3	P04	T04	m4	P05	T05	m5	P06	T06	m6	P07	T07	m7	P08	T08	mf
101,30	288	1	101,30	288	1	506,50	488,17	1	506,50	488,17	1	506,30	1100	1,018	506,30	1100	1,018	101,624	589,37	1,018	101,60	589,25	0,018
101,30	288	1	101,30	288	1	1013,00	607,096	1	1013,00	607,10	1	1012,59	1100	1,015	1012,59	1100	1,015	101,624	478,69	1,015	101,60	478,60	0,015
101,30	288	1	101,30	288	1	1519,50	688,400	1	1519,50	688,40	1	1518,89	1100	1,013	1518,89	1100	1,013	101,624	423,85	1,013	101,60	423,77	0,013
101,30	288	1	101,30	288	1	2026,00	752,073	1	2026,00	752,07	1	2025,19	1100	1,012	2025,19	1100	1,012	101,624	388,80	1,012	101,60	388,72	0,012
101,30	288	1	101,30	288	1	2532,50	805,195	1	2532,50	805,19	1	2531,49	1100	1,011	2531,49	1100	1,011	101,624	363,62	1,011	101,60	363,54	0,011
101,30	288	1	101,30	288	1	3039,00	851,184	1	3039,00	851,18	1	3037,78	1100	1,010	3037,78	1100	1,010	101,624	344,26	1,010	101,60	344,19	0,010

Πίνακας 11: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1100 K

P01	T01	m1	P02	T02	m2	P03	T03	m3	P04	T04	m4	P05	T05	m5	P06	T06	m6	P07	T07	m7	P08	T08	mf
101,30	288	1	101,30	288	1	506,50	488,17	1	506,50	488,17	1	506,30	1000	1,013	506,30	1000	1,015	101,624	535,79	1,015	101,60	535,68	0,015
101,30	288	1	101,30	288	1	1013,00	607,10	1	1013,00	607,10	1	1012,59	1000	1,011	1012,59	1000	1,013	101,624	435,17	1,013	101,60	435,09	0,013
101,30	288	1	101,30	288	1	1519,50	688,40	1	1519,50	688,40	1	1518,89	1000	1,009	1518,89	1000	1,011	101,624	385,32	1,011	101,60	385,24	0,011
101,30	288	1	101,30	288	1	2026,00	752,07	1	2026,00	752,07	1	2025,19	1000	1,008	2025,19	1000	1,009	101,624	353,45	1,009	101,60	353,38	0,009
101,30	288	1	101,30	288	1	2532,50	805,19	1	2532,50	805,19	1	2531,49	1000	1,007	2531,49	1000	1,008	101,624	330,56	1,008	101,60	330,49	0,008
101,30	288	1	101,30	288	1	3039,00	851,18	1	3039,00	851,18	1	3037,78	1000	1,007	3037,78	1000	1,007	101,624	312,96	1,007	101,60	312,90	0,007

Πίνακας 12: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=1000 K

P01	T01	m1	P02	T02	m2	P03	T03	m3	P04	T04	m4	P05	T05	m5	P06	T06	m6	P07	T07	m7	P08	T08	mf
101,30	288	1	101,30	288	1	506,50	488,17	1	506,50	488,17	1	506,30	900	1,013	506,30	900	1,013	101,624	482,21	1,013	101,60	482,11	0,013
101,30	288	1	101,30	288	1	1013,00	607,10	1	1013,00	607,10	1	1012,59	900	1,010	1012,59	900	1,010	101,624	391,66	1,010	101,60	391,58	0,010
101,30	288	1	101,30	288	1	1519,50	688,40	1	1519,50	688,40	1	1518,89	900	1,008	1518,89	900	1,008	101,624	346,79	1,008	101,60	346,72	0,008
101,30	288	1	101,30	288	1	2026,00	752,07	1	2026,00	752,07	1	2025,19	900	1,007	2025,19	900	1,007	101,624	318,11	1,007	101,60	318,04	0,007
101,30	288	1	101,30	288	1	2532,50	805,19	1	2532,50	805,19	1	2531,49	900	1,005	2531,49	900	1,005	101,624	297,50	1,005	101,60	297,45	0,005
101,30	288	1	101,30	288	1	3039,00	851,18	1	3039,00	851,18	1	3037,78	900	1,004	3037,78	900	1,004	101,624	281,67	1,004	101,60	281,61	0,004

Πίνακας 13: Αποτελέσματα υπολογισμών πιέσεων, θερμοκρασιών, παροχής μάζας του Turboshaft (1-Shaft) για TET=900 K

Στην συνέχεια ακολουθούν οι πίνακες με τα αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του turbopshaft μονού άξονα.

CW	TW	HI	UW	SW	η_{th}	sfc
0,201	0,730	1,091	0,529	0,529	0,485	0,048
0,321	0,886	0,985	0,566	0,566	0,574	0,041
0,402	0,963	0,913	0,561	0,561	0,614	0,038
0,466	1,012	0,857	0,545	0,545	0,637	0,037
0,520	1,046	0,809	0,526	0,526	0,650	0,036
0,566	1,073	0,769	0,507	0,507	0,659	0,035

Πίνακας 14: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για $TET=1500\text{ K}$

CW	TW	HI	UW	SW	η_{th}	sfc
0,201	0,693	1,018	0,491	0,491	0,483	0,048
0,321	0,841	0,909	0,520	0,520	0,572	0,041
0,398	0,913	0,835	0,515	0,515	0,617	0,038
0,466	0,959	0,777	0,493	0,493	0,635	0,037
0,520	0,992	0,728	0,472	0,472	0,649	0,036
0,566	1,017	0,686	0,451	0,451	0,658	0,035

Πίνακας 15: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για $TET=1400\text{ K}$

CW	TW	HI	UW	SW	η_{th}	sfc
0,201	0,655	0,938	0,454	0,454	0,483	0,048
0,321	0,795	0,827	0,474	0,474	0,573	0,041
0,402	0,863	0,750	0,461	0,461	0,614	0,038
0,466	0,907	0,691	0,440	0,440	0,638	0,036
0,520	0,938	0,641	0,418	0,418	0,653	0,036
0,566	0,962	0,598	0,396	0,396	0,662	0,035

Πίνακας 16: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για $TET=1300\text{ K}$

CW	TW	HI	UW	SW	η_{th}	sfc
0,201	0,654	0,898	0,453	0,453	0,504	0,046
0,321	0,794	0,778	0,473	0,473	0,608	0,038
0,402	0,862	0,695	0,460	0,460	0,661	0,035
0,466	0,905	0,630	0,439	0,439	0,696	0,033
0,520	0,936	0,577	0,416	0,416	0,722	0,032
0,566	0,960	0,530	0,394	0,394	0,743	0,031

Πίνακας 17: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για $TET=1200\text{ K}$

CW	TW	HI	UW	SW	η_{th}	sfc
0,201	0,598	0,782	0,397	0,397	0,507	0,046
0,321	0,725	0,661	0,405	0,405	0,612	0,038
0,402	0,788	0,579	0,386	0,386	0,666	0,035
0,466	0,828	0,514	0,361	0,361	0,702	0,033
0,520	0,856	0,460	0,336	0,336	0,730	0,032
0,566	0,877	0,414	0,311	0,311	0,753	0,031

Πίνακας 18: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για $TET=1100\text{ K}$

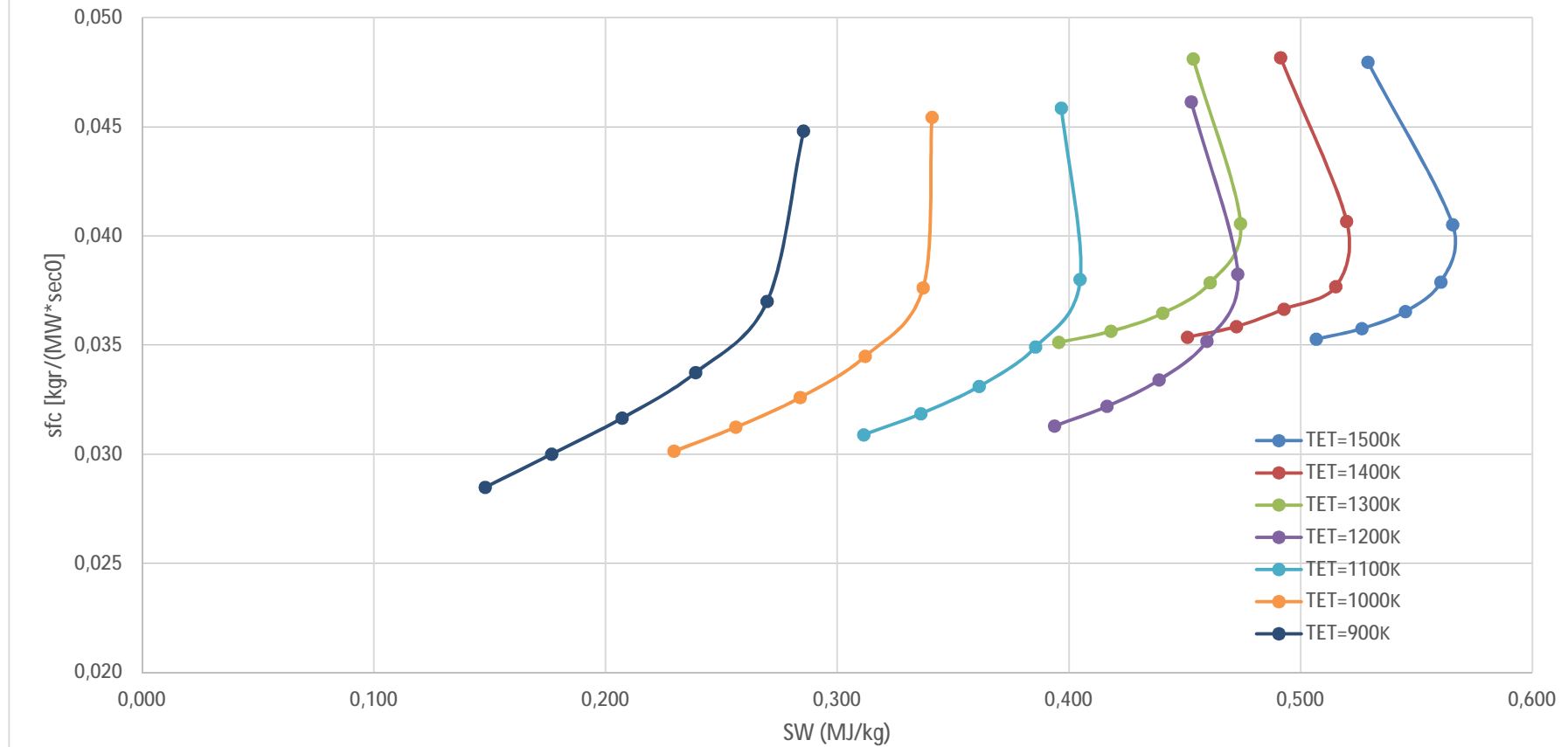
CW	TW	HI	UW	SW	η_{th}	sfc
0,201	0,542	0,666	0,341	0,341	0,512	0,045
0,321	0,658	0,545	0,337	0,337	0,618	0,038
0,402	0,714	0,463	0,312	0,312	0,674	0,034
0,466	0,750	0,398	0,284	0,284	0,713	0,033
0,520	0,776	0,344	0,256	0,256	0,744	0,031
0,566	0,796	0,298	0,230	0,230	0,772	0,030

Πίνακας 19: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για $TET=1000\text{ K}$

CW	TW	HI	UW	SW	η_{th}	sfc
0,201	0,487	0,550	0,285	0,285	0,519	0,045
0,321	0,590	0,429	0,270	0,270	0,629	0,037
0,402	0,641	0,347	0,239	0,239	0,689	0,034
0,466	0,674	0,282	0,207	0,207	0,735	0,032
0,520	0,697	0,228	0,177	0,177	0,775	0,030
0,566	0,714	0,181	0,148	0,148	0,816	0,028

Πίνακας 20: Αποτελέσματα ανάλυσης λειτουργίας του Turboshaft (1-Shaft) για $TET=900\text{ K}$

Λειτουργία στο σημείο σχεδιασμού: 1-shaft GT



Σχήμα 54: Διάγραμμα αποτελεσμάτων Turboshaft (1-Shaft) για TET από 1500K έως και 900K.

ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία είχε σκοπό την μελέτη λειτουργίας ενός αεροστροβίλου τύπου turboshaft που χρησιμοποιείται για ναυπηγική χρήση. Αρχικά αναπτύχθηκε ένα θεωρητικό υπόβαθρό όπου αναλύθηκαν και περιγράφηκαν οι αεροστρόβιλοι και οι τύποι αυτών δίνοντας ιδιαίτερη έμφαση στον στροβιλοαντιδραστήρα, αξονοστρόβιλο, στροβιλοανεμιστήρα και στροβιλο-αθόδυλος. Επιπλέον, έγινε αναφορά στην εξέλιξη του αεροπορικού σε ναυτικού αεροστρόβιλου καθώς και τα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα για τη χρήση του αεροστροβίλου στη ναυτιλία. Ακολούθησε η ανάλυση λειτουργίας στο σημείο σχεδιασμού και εκτός αυτού δίνοντας την περιγραφή των διαδικασιών καθώς επίσης και των μαθηματικών σχέσεων που χρησιμοποιούνται για τους υπολογισμούς.

Στην συνέχεια με την βοήθεια του θεωρητικού υποβάθρου κατασκευάστηκε ένα υπολογιστικό φύλλο excel όπου τοποθετήθηκαν όλα τα δεδομένα και όλες οι μαθηματικές σχέσεις που απαιτούνται για τα αποτελέσματα. Οι διαδικασίες πραγματοποιήθηκε για R_c από 5 έως 30 για θερμοκρασία TET από 1500 K έως 900 K. τα αποτελέσματα οδήγησαν στο ότι κάθε σημείο πάνω στην γραφική παράσταση αντιπροσωπεύει διαφορετικό κινητήρα, σε καμία περίπτωση άλλες συνθήκες λειτουργίας ενός κινητήρα. Το χαρακτηριστικό των καμπυλών του διαγράμματος (σχήμα 54) είναι η σταθερότητα της τιμής της θερμοκρασίας TET κατά το μήκος τους. Οι τιμές R_c και SW λειτουργούν αντίθετα πάνω στο διάγραμμα, δηλαδή με την αύξηση της μιας, παρατηρείται μείωση της άλλης.

Σε έναν ιδανικό κύκλο κάποιες μεταβλητές συμπεριφέρονται ιδανικά, ενώ άλλες αποκλίνουν. Ιδανική συμπεριφορά παρουσιάζει το SW ενώ το sfc ή αλλιώς ο συντελεστής απόδοσης η_{th} . Οι αποκλίσεις του πραγματικού από τον ιδανικό κύκλο αφορούν είτε απλοποιήσεις στους υπολογισμούς, είτε απώλειες συνιστωσών. Στον ιδανικό κύκλο υπάρχει άμεση εξάρτηση του λόγου R_c , σε σταθερή θερμοκρασία, και του συντελεστή απόδοσης, που στον πραγματικό κύκλο παύει να παρατηρείται.

Για την κατανόηση της αλληλεπίδρασης της θερμοκρασίας, του συντελεστή απόδοσης η_{th} , και της πίεσης αρκεί να αναφερθεί το γεγονός ότι κατά την αύξηση της θερμοκρασίας εξόδου από το συμπιεστή υπάρχει παράλληλη αύξηση του λόγου R_c . Αφού όμως η θερμοκρασία TET είναι σταθερή αυτό θα πρέπει να προέρχεται από τη μείωση της παροχής καυσίμου. Παράλληλα υπάρχει αύξηση του CW στον συμπιεστή, οπότε επακολούθως και μείωση του UW που σε ένα σημείο αντισταθμίζεται με τη μείωση του HI.

Εν κατακλείδι με την παρούσα πτυχιακή εργασία δίνεται βήμα στους συναδέλφους του Τμήματος των Μηχανολόγων Μηχανικών Τ.Ε. του Τ.Ε.Ι Δυτικής Ελλάδας να πραγματοποιήσουν και να κατασκευάσουν ένα υπολογιστικό φύλλο για το εκτός σημείο σχεδιασμού βασισμένο στο θεωρητικό υπόβαθρό που έχει αναλυθεί στην παρούσα πτυχιακή.

12	ΔΕΔΟΜΕΝΑ			
13				
14	INPUT FILE	ΣΥΜΒΟΛΟ	M.M	ΤΙΜΕΣ
15	Τυπική Θερμοκρασία Ατμόσφαιρας	Ta	K	288
16	Τυπική Πίεση Ατμόσφαιρας	Pa	kPa	101,3
17	Ειδική Θερμοχωρητικότητα (cold)	Cpc	kJ/(kg·°K)	1005,0
18	Αδαβατικός εκθέτης (cold)	γc	-	1,4
19	Ειδική Θερμοχωρητικότητα (hot)	Cph	kJ/(kg·°K)	1150,0
20	Αδαβατικός εκθέτης (hot)	γh	-	1,333
21	ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΕΙΣΑΓΩΓΗΣ (INTAKE)			
22	Παροχή μάζας	m'	kg/sec	1
23	Ταχύτητα Mach	MIn	-	0
24	Απώλεια Πίεσης εξαγωγής	DTInloss	%	0
25	Απώλεια Πίεσης τοχωμάτων	DpInloss	%	0
26	ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ (COMPRESSOR)			
27	Λόγος Συμπίεσης	-	Rc	5 έως 30
28	Αποδόδοση συμπίεστη	-	ηisc	0,77 έως 0,91
29	ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΔΙΑΧΩΡΙΣΤΗ ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΑ ΨΥΞΗΣ ΚΑΙ ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΜΙΚΤΗ ΜΑΖΑΣ ΑΕΡΑ ΨΥΞΗΣ			
30	Ποσοστό μάζας αέρα	Dmcs	%	0
31	Θερμοκρασία	TET	K	>1300
32	ΔΕΔΟΜΕΝΟ ΘΑΛΑΜΟΥ ΚΑΥΣΗΣ			
33	Απόδοση θαλάμου καύσης	ηcc	%	0,985 έως 0,995
34	Απώλεια Πίεσης θαλάμου καύσης	Dpccloss	%	3 έως 5
35	Θερμογόνος δύναμη καυσίμου	FCV	MJ/kg	43
36	Παροχή μάζας	m'	kg/sec	1
37	ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ (TURBINE)			
38	Θερμοκρασία στρόβιλου	TET	K	900 έως 1500
39	Απόδοση στρόβιλου	ηist	%	0,83 έως 0,97
40	ΔΕΔΟΜΕΝΑ ΕΞΑΓΩΓΗΣ (EXHAUST)			
41	Απώλεια πίεσης εξαγωγής	Dpexhloss	%	0
42	Απώλεια Θερμοκρασίας εξαγωγής	Dpexhloss	%	0
43	Ταχύτητα Mach	Mex	-	0
44	Διαφορά πίεσης εξαγωγής - πίεση περιβ.	DPex	%	2 έως 3
45	Πίεση εξόδου	Pex	kPa	1,003Pa

46	ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΗ ΔΙΑΔΙΚΑΣΙΑ (CALCULATION PROCEDURE)	
47	Είσοδος	$P_1 = P_a \cdot \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot M_{In}^2\right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}$
48		$P_2 = P_1 \cdot \left(1 - \frac{DP_{pInloss}}{100}\right)$
49		$T_1 = T_a \cdot \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot M_{In}^2\right]$
50		$T_2 = T_1$
51		$\dot{m}_2 = \dot{m}_1 = \dot{m}$
52	ΣΥΜΠΙΕΣΤΗΣ	
53		$P_{2s} = P_2 \cdot R_c$
54		$T_{2s} = T_2 \cdot \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot R_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1\right]$
55		$\dot{m}_2 = \dot{m}_1$
56	Διαχωριστής	
57		$P_{2c} = P_{2s}$
58		$T_{2c} = T_{2s}$
59	Μικτής μάζας αέρα	
60		TET = T _{2c} < 1,300
61		D _{mcs} = 0 DT _{mcs} = 0
62		T _{2c} ≥ 1,300
63		D _{mcs} = 0,025 · T _{2c} - 25 DT _{mcs} = 0,333 · T _{2c} - 333,333
64	Διαχωριστής	
65		$\dot{m}_c = \dot{m} \cdot \left(1 - \frac{D_{mcs}}{100}\right)$

66	Θάλαμος καύσης
67	$P_{2c} = P_{2c} \cdot \left[1 - \frac{DP_{pccloss}}{100}\right]$
68	$T_{2c} = TET$
69	$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_c \cdot (c_{p,c} \cdot T_{2c} - c_{p,c} \cdot T_{2c})}{\eta_{isc} \cdot FCV \cdot 10^6}$
70	$\dot{m}_2 = \dot{m}_c + \dot{m}_y$
71	$FAR_{2c} = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_c}$
72	Μικτής μάζας αέρα
73	$P_{2c} = P_{2c}$
74	$T_{2c} = T_{2c} - DT_{cooling}$
75	$\dot{m}_2 = \dot{m}_c + \dot{m}_y$
76	Δεδομένα εξαγωγής
77	$P_{2c} = P_a \cdot 1,003$
78	$\dot{m}_2 = \dot{m}_c$
79	Συμπίεστης/στρόβιλος
80	$P_{2c} = \frac{P_{2c} - 100}{100 - DP_{pInloss}}$
81	$T_{2c} = T_{2c} \cdot \left\{1 - \left[1 - \left(\frac{P_{2c}}{P_{2c}}\right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}\right] \eta_{isc}\right\}$
82	$\dot{m}_2 = \dot{m}_c$
83	Δεδομένα εξαγωγής
84	$T_{2c} = T_{2c} \cdot \left(1 - \frac{DT_{cooling}}{100}\right)$

127
128
129
130
131
132
133
134
135
136
137
138
139
140
141
142
143
144
145
146
147

Ανάλυση Αερούπυλας

$$CW = m_c \cdot c_{p,c} \cdot (T_{c2} - T_{c1}) \cdot 10^3$$

$$TW = m_w \cdot c_{p,w} \cdot (T_{w2} - T_{w1}) \cdot 10^3$$

$$HI = m_a \cdot FCV$$

$$UW = TW - CW$$

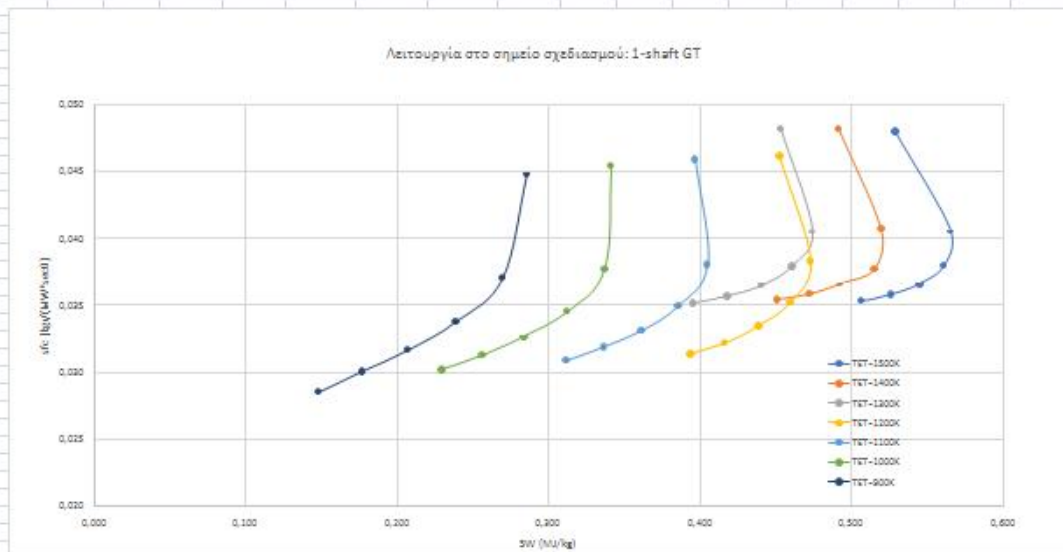
$$SW = \frac{UW}{h}$$

$$\eta_{th} = \frac{UW}{HI}$$

$$f/c = \frac{1}{\eta_{th} \cdot FCV}$$

f_{sc}																									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26

Π1	Π2	α1	Π3	Π4	α2	Π5	Π6	α3	Π7	Π8	α4	Π9	Π10	α5	Π11	Π12	α6	Π13	Π14	α7	Π15	Π16	α8	Π17	Π18	α9	Π19	Π20	α10	Π21	Π22	α11	Π23	Π24	α12	Π25	Π26	α13	Π27	Π28	α14	Π29	Π30	α15	Π31	Π32	α16	Π33	Π34	α17	Π35	Π36	α18	Π37	Π38	α19	Π39	Π40	α20	Π41	Π42	α21	Π43	Π44	α22	Π45	Π46	α23	Π47	Π48	α24	Π49	Π50	α25	Π51	Π52	α26	Π53	Π54	α27	Π55	Π56	α28	Π57	Π58	α29	Π59	Π60	α30	Π61	Π62	α31	Π63	Π64	α32	Π65	Π66	α33	Π67	Π68	α34	Π69	Π70	α35	Π71	Π72	α36	Π73	Π74	α37	Π75	Π76	α38	Π77	Π78	α39	Π79	Π80	α40	Π81	Π82	α41	Π83	Π84	α42	Π85	Π86	α43	Π87	Π88	α44	Π89	Π90	α45	Π91	Π92	α46	Π93	Π94	α47	Π95	Π96	α48	Π97	Π98	α49	Π99	Π100	α50	Π101	Π102	α51	Π103	Π104	α52	Π105	Π106	α53	Π107	Π108	α54	Π109	Π110	α55	Π111	Π112	α56	Π113	Π114	α57	Π115	Π116	α58	Π117	Π118	α59	Π119	Π120	α60	Π121	Π122	α61	Π123	Π124	α62	Π125	Π126	α63	Π127	Π128	α64	Π129	Π130	α65	Π131	Π132	α66	Π133	Π134	α67	Π135	Π136	α68	Π137	Π138	α69	Π139	Π140	α70	Π141	Π142	α71	Π143	Π144	α72	Π145	Π146	α73	Π147	Π148	α74	Π149	Π150	α75	Π151	Π152	α76	Π153	Π154	α77	Π155	Π156	α78	Π157	Π158	α79	Π159	Π160	α80	Π161	Π162	α81	Π163	Π164	α82	Π165	Π166	α83	Π167	Π168	α84	Π169	Π170	α85	Π171	Π172	α86	Π173	Π174	α87	Π175	Π176	α88	Π177	Π178	α89	Π179	Π180	α90	Π181	Π182	α91	Π183	Π184	α92	Π185	Π186	α93	Π187	Π188	α94	Π189	Π190	α95	Π191	Π192	α96	Π193	Π194	α97	Π195	Π196	α98	Π197	Π198	α99	Π199	Π200	α100	Π201	Π202	α101	Π203	Π204	α102	Π205	Π206	α103	Π207	Π208	α104	Π209	Π210	α105	Π211	Π212	α106	Π213	Π214	α107	Π215	Π216	α108	Π217	Π218	α109	Π219	Π220	α110	Π221	Π222	α111	Π223	Π224	α112	Π225	Π226	α113	Π227	Π228	α114	Π229	Π230	α115	Π231	Π232	α116	Π233	Π234	α117	Π235	Π236	α118	Π237	Π238	α119	Π239	Π240	α120	Π241	Π242	α121	Π243	Π244	α122	Π245	Π246	α123	Π247	Π248	α124	Π249	Π250	α125	Π251	Π252	α126	Π253	Π254	α127	Π255	Π256	α128	Π257	Π258	α129	Π259	Π260	α130	Π261	Π262	α131	Π263	Π264	α132	Π265	Π266	α133	Π267	Π268	α134	Π269	Π270	α135	Π271	Π272	α136	Π273	Π274	α137	Π275	Π276	α138	Π277	Π278	α139	Π279	Π280	α140	Π281	Π282	α141	Π283	Π284	α142	Π285	Π286	α143	Π287	Π288	α144	Π289	Π290	α145	Π291	Π292	α146	Π293	Π294	α147	Π295	Π296	α148	Π297	Π298	α149	Π299	Π300	α150	Π301	Π302	α151	Π303	Π304	α152	Π305	Π306	α153	Π307	Π308	α154	Π309	Π310	α155	Π311	Π312	α156	Π313	Π314	α157	Π315	Π316	α158	Π317	Π318	α159	Π319	Π320	α160	Π321	Π322	α161	Π323	Π324	α162	Π325	Π326	α163	Π327	Π328	α164	Π329	Π330	α165	Π331	Π332	α166	Π333	Π334	α167	Π335	Π336	α168	Π337	Π338	α169	Π339	Π340	α170	Π341	Π342	α171	Π343	Π344	α172	Π345	Π346	α173	Π347	Π348	α174	Π349	Π350	α175	Π351	Π352	α176	Π353	Π354	α177	Π355	Π356	α178	Π357	Π358	α179	Π359	Π360	α180	Π361	Π362	α181	Π363	Π364	α182	Π365	Π366	α183	Π367	Π368	α184	Π369	Π370	α185	Π371	Π372	α186	Π373	Π374	α187	Π375	Π376	α188	Π377	Π378	α189	Π379	Π380	α190	Π381	Π382	α191	Π383	Π384	α192	Π385	Π386	α193	Π387	Π388	α194	Π389	Π390	α195	Π391	Π392	α196	Π393	Π394	α197	Π395	Π396	α198	Π397	Π398	α199	Π399	Π400	α200	Π401	Π402	α201	Π403	Π404	α202	Π405	Π406	α203	Π407	Π408	α204	Π409	Π410	α205	Π411	Π412	α206	Π413	Π414	α207	Π415	Π416	α208	Π417	Π418	α209	Π419	Π420	α210	Π421	Π422	α211	Π423	Π424	α212	Π425	Π426	α213	Π427	Π428	α214	Π429	Π430	α215	Π431	Π432	α216	Π433	Π434	α217	Π435	Π436	α218	Π437	Π438	α219	Π439	Π440	α220	Π441	Π442	α221	Π443	Π444	α222	Π445	Π446	α223	Π447	Π448	α224	Π449	Π450	α225	Π451	Π452	α226	Π453	Π454	α227	Π455	Π456	α228	Π457	Π458	α229	Π459	Π460	α230	Π461	Π462	α231	Π463	Π464	α232	Π465	Π466	α233	Π467	Π468	α234	Π469	Π470	α235	Π471	Π472	α236	Π473	Π474	α237	Π475	Π476	α238	Π477	Π478	α239	Π479	Π480	α240	Π481	Π482	α241	Π483	Π484	α242	Π485	Π486	α243	Π487	Π488	α244	Π489	Π490	α245	Π491	Π492	α246	Π493	Π494	α247	Π495	Π496	α248	Π497	Π498	α249	Π499	Π500	α250	Π501	Π502	α251	Π503	Π504	α252	Π505	Π506	α253	Π507	Π508	α254	Π509	Π510	α255	Π511	Π512	α256	Π513	Π514	α257	Π515	Π516	α258	Π517	Π518	α259	Π519	Π520	α260	Π521	Π522	α261	Π523	Π524	α262	Π525	Π526	α263	Π527	Π528	α264	Π529	Π530	α265	Π531	Π532	α266	Π533	Π534	α267	Π535	Π536	α268	Π537	Π538	α269	Π539	Π540	α270	Π541	Π542	α271	Π543	Π544	α272	Π545	Π546	α273	Π547	Π548	α274	Π549	Π550	α275	Π551	Π552	α276	Π553	Π554	α277	Π555	Π556	α278	Π557	Π558	α279	Π559	Π560	α280	Π561	Π562	α281	Π563	Π564	α282	Π565	Π566	α283	Π567	Π568	α284	Π569	Π570	α285	Π571	Π572	α286	Π573	Π574	α287	Π575	Π576	α288	Π577	Π578	α289	Π579	Π580	α290	Π581	Π582	α291	Π583	Π584	α292	Π585	Π586	α293	Π587	Π588	α294	Π589	Π590	α295	Π591	Π592	α296	Π593	Π594	α297	Π595	Π596	α298	Π597	Π598	α299	Π599	Π600	α300	Π601	Π602	α301	Π603	Π604	α302	Π605	Π606	α303	Π607	Π608	α304	Π609	Π610	α305	Π611	Π612	α306	Π613	Π614	α307	Π615	Π616	α308	Π617	Π618	α309	Π619	Π620	α310	Π621	Π622	α311	Π623	Π624	α312	Π625	Π626	α313	Π627	Π628	α314	Π629	Π630	α315	Π631	Π632	α316	Π633	Π634	α317	Π635	Π636	α318	Π637	Π638	α319	Π639	Π640	α320	Π641	Π642	α321	Π643	Π644	α322	Π645	Π646	α323	Π647	Π648	α324	Π649	Π650	α325	Π651	Π652	α326	Π653	Π654	α327	Π655	Π656	α328	Π657	Π658	α329	Π659	Π660	α330	Π661	Π662	α331	Π663	Π664	α332	Π665	Π666	α333	Π667	Π668	α334	Π669	Π670	α335	Π671	Π672	α336	Π673	Π674	α337	Π675	Π676	α338	Π677	Π678	α339	Π679	Π680	α340	Π681	Π682	α341	Π683	Π684	α342	Π685	Π686	α343	Π687	Π688	α344	Π689	Π690	α345	Π691	Π692	α346	Π693	Π694	α347	Π695	Π696	α348	Π697	Π698	α349	Π699	Π700	α350	Π701	Π702	α351	Π703	Π704	α352	Π705	Π706	α353	Π707	Π708	α354	Π709	Π710	α355	Π711	Π712	α356	Π713	Π714	α357	Π715	Π716	α358	Π717	Π718	α359	Π719	Π720	α360	Π721	Π722	α361	Π723	Π724	α362	Π725	Π726	α363	Π727	Π728	α364	Π729	Π730	α365	Π731	Π732	α366	Π733	Π734	α367	Π735	Π736	α368	Π737	Π738	α369	Π739	Π740	α370	Π741	Π742	α371	Π743	Π744	α372	Π745	Π746	α373	Π747	Π748	α374	Π749	Π750	α375	Π751	Π752	α376	Π753	Π754	α377	Π755	Π756	α378	Π757	Π758	α379	Π759	Π760	α380	Π761	Π762	α381	Π763	Π764	α382	Π765	Π766	α383	Π767	Π768	α384	Π769	Π770	α385	Π771	Π772	α386	Π773	Π774	α387	Π775	Π776	α388	Π777	Π778	α389	Π779	Π780	α390	Π781	Π782	α391	Π783	Π784	α392	Π785	Π786	α393	Π787	Π788	α394	Π789	Π790	α395	Π791	Π792	α396	Π793	Π794	α397	Π795	Π796	α398	Π797	Π798	α399	Π799	Π800	α400	Π801	Π802	α401	Π803	Π804	α402	Π805	Π806	α403	Π807	Π808	α404	Π809	Π810	α405	Π811	Π812	α406	Π813	Π814	α407	Π815	Π816	α408	Π817	Π818	α409	Π819	Π820	α410	Π821	Π822	α411	Π823	Π824	α412	Π825	Π826	α413	Π827	Π828	α414	Π829	Π830	α415	Π831	Π832	α416	Π833	Π834	α417	Π835	Π836	α418	Π837	Π838	α419	Π839	Π840	α420	Π841	Π842	α421	Π843	Π844	α422	Π845	Π846	α423	Π847	Π848	α424	Π849	Π850	α425	Π851	Π852	α426	Π853	Π854	α427	Π855	Π856	α428	Π857	Π858	α429	Π859	Π860	α430	Π861	Π862	α431	Π863	Π864	α432	Π865	Π866	α433	Π
----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	----	-----	----	-----	-----	----	-----	-----	----	-----	-----	----	-----	-----	----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	-----	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	---



Επιλογή αρχείου προέλευσης δεδομένων

Περιοχή δεδομένων γραφήματος:

Η περιοχή δεδομένων είναι πολύ σύνθετη και δεν είναι δυνατό να εμφανιστεί. Εάν επιλεγεί μια νέα περιοχή, θα αντικατασταθούν όλες οι σειρές στον πίνακα σειρών.

Καταχωρήσεις υπομνήματος (Σειρές)

TET = 1500K
TET = 1400K
TET = 1300K
TET = 1200K
TET = 1100K

Επικέτες οριζόντιου άξονα (Κατηγορία)

0,529
0,566
0,561
0,545
0,526

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

Ντελκής Κ., Παραγωγή Ηλεκτρικής Ενέργειας , Αεριοστρόβιλοι - Μονάδες Συνδυασμένου Κύκλου, Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο

Πολυζάκης Α., 2012, Λειτουργία αεροστροβίλων και παραγωγή ενέργειας – Προώθησης Θεωρία, Εκδόσεις Heat Cool Power.

Πυργιώτης Ν., 2014, Οι ναυτικοί αεριοστρόβιλοι και η εξέλιξη τους από αεροπορικούς σε ναυτικούς, Πτυχιακή Εργασία, Ακαδημία Εμπορικού Ναυτικού Μακεδονίας, Νέα Μηχανίωνα

Φραγκόπουλος Χ. και συν., 1993, Συμπαράγωγή Ηλεκτρισμού και Θερμότητας, ΕΛΚΕΠΑ,

Ιστότοποι

<https://commons.wikimedia.org/wiki/>

http://www.lat.upatras.gr/pdf/LECTURE_NOTES_AERIOSTROBILOI/KEFALAIO-01.pdf

http://www.pi-schools.gr/download/lessons/tee/mechanical/1b/kin_aeroskafon_1/kef_2a.pdf