



**ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ
ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**

**ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΛΟΓΙΣΜΙΚΟΥ ΕΚΤΙΜΗΣΗΣ
ΑΠΑΡΑΙΤΗΤΗΣ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΑΣ ΓΙΑ
ΔΗΜΙΟΥΡΓΙΑ ΜΟΝΤΕΛΩΝ ΑΕΡΙΟΣΤΡΟΒΙΛΩΝ**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΧΡΟΝΟΠΟΥΛΟΣ ΔΗΜΗΤΡΗΣ**

**Επίβλεψη:
Κ. Μαθιουδάκης
Ν. Αρετάκης**

**ΑΘΗΝΑ
ΦΕΒΡΟΥΑΡΙΟΣ 2010**

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Από τη θέση αυτή θα ήθελα να ευχαριστήσω τον Καθηγητή Ε.Μ.Π. κ. Κ.Μαθιουδάκη για την ανάθεση της διπλωματικής εργασίας , όπως και τον Επιστημονικό Συνεργάτη του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών κ. Ν. Αρετάκη, για την καθοδήγησή του καθ'όλη τη διάρκεια της εργασίας αυτής .

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η διπλωματική εργασία ασχολείται με την ανάπτυξη ενός λογισμικού που θα επιτρέπει την εκτίμηση της απαραίτητης πληροφορίας για την δημιουργία μοντέλων βιομηχανικών αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων. Το λογισμικό που αναπτύχθηκε δημιουργεί αρχεία με τα δεδομένα εισόδου του προγράμματος προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων T.E.A.C.H.E.S. και συνοδεύεται από βάση δεδομένων με βιομηχανικούς αεριοστροβίλους και αεροπορικούς κινητήρες.

ABSTRACT

The diploma thesis focuses on the development of a software for estimating all the necessary information for the creation of a gas turbine model. The software that was developed creates files with the input data of the gas turbine performance simulation software T.E.A.C.H.E.S. and it is accompanied by a database with industrial gas turbines and aircraft engines.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1	ΕΙΣΑΓΩΓΗ	1.1
1.1	Προσομοίωση λειτουργίας αεριοστροβίλων σε Η/Υ	1.1
1.2	Προγράμματα προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων	1.2
1.2.1	GasTurb	1.2
1.2.2	GSP	1.3
1.2.3	TEACHES	1.4
1.2.4	NPSS.....	1.5
1.2.5	PROOSIS	1.5
1.3	Η παρούσα διπλωματική εργασία.....	1.6
1.3.1	Βασικοί άξονες.....	1.6
1.3.2	Δομή της διπλωματικής	1.7
2	Γενικές Αρχές Υπολογιστικών Μοντέλων Αεριοστροβίλων	2.1
2.1	Μοντελοποίηση Συνιστωσών.	2.1
2.1.1	Πεδίο Χαρακτηριστικών Συμπιεστή για Υπολογιστικά Μοντέλα.....	2.1
2.1.2	Πεδίο Χαρακτηριστικών Στροβίλου για Υπολογιστικά Μοντέλα.....	2.5
2.2	Κατάστροψη Εξισώσεων- Αριθμητική Επίλυση	2.7
2.3	Προσαρμοστική Μοντελοποίηση.....	2.11
3	Προσδιορισμός Αγνώστων Πεδίων Χαρακτηριστικών Συμπιεστών και Στροβίλων	3.1
3.1	Πεδίο Χαρακτηριστικών Συμπιεστή.....	3.1
3.1.1	Μέθοδος Ομοιότητας.....	3.1
3.1.2	Μέθοδος Σπονδυλικής Στήλης.....	3.3
3.1.3	Μέθοδος Συσσώρευσης Βαθμίδων	3.5
3.2	Πεδίο Χαρακτηριστικών Στροβίλου	3.8
3.2.1	Μέθοδος Ομοιότητας.....	3.8
3.2.2	Σύνθεση Από Χαρακτηριστικές Βαθμίδων	3.8
3.3	Προσθήκη Χαρακτηριστικών Στους Χάρτες.....	3.9
3.4	Επέκταση Πεδίων Χαρακτηριστικών σε Πολύ Χαμηλές Στροφές.....	3.12

4	Πρόγραμμα Προσομοίωσης Λειτουργίας Αεριοστροβίλων TEACHES	
4.1	4.1	
4.1	Περιγραφή	4.1
4.2	Βασικές Λειτουργίες	4.4
4.3	Παρουσίαση Αποτελεσμάτων.....	4.5
4.4	Μενού Προγράμματος-Επιπλέον Δυνατότητες.....	4.6
5	Ανάπτυξη Λογισμικού Για Δημιουργία Δεδομένων Μοντέλων	
	Αεριοστροβίλων (E.MO.DA.C.)	5.1
5.1	Επιλογή Διάταξης Αεριοστροβίλου - Επιλογή Αεριοστροβίλου Από Τη Βάση Δεδομένων	5.2
5.2	Σημείο Σχεδίασης.....	5.3
5.3	Κύκλωμα Απομαστεύσεων Αέρα.....	5.8
5.4	Γεωμετρικά Δεδομένα	5.15
5.5	Σύσταση Καυσίμου – Θάλαμοι Καύσης	5.18
5.6	Σύστημα Οδηγών Πτερυγίων.....	5.20
5.7	Στοιχεία Ακροφυσίου Αεροπορικού Κινητήρα	5.22
5.8	Απώλειες Ισχύος	5.25
5.9	Αρχειοποίηση Άγνωστων Μεταβλητών	5.26
5.10	Προσδιορισμός Άγνωστων Πεδίων Χαρακτηριστικών.....	5.30
5.11	Τελικές Ρυθμίσεις.....	5.36
6	Εφαρμογή στον Βιομηχανικό Αεριοστρόβιλο Siemens SGT-300	6.1
6.1	Βήμα 1ο : Πρώτη Εκτίμηση Για Το Σημείο Σχεδίασης.....	6.2
6.2	Βήμα 2ο : Κύκλωμα Απομαστεύσεων Αέρα.....	6.3
6.3	Βήμα 3ο : Εκτίμηση Γεωμετρικών Δεδομένων	6.4
6.4	Βήμα 4ο : Θάλαμος Καύσης-Σύσταση Καυσίμου	6.5

6.5	Βήμα 5ο : Σύστημα Οδηγών Πτερυγίων	6.5
6.6	Βήμα 6ο : Απώλειες Ισχύος.....	6.6
6.7	Βήμα 7ο : Adaptive Λειτουργία Για ISO Συνθήκες.....	6.6
6.8	Βήμα 8ο : Προσδιορισμός Πεδίων Χαρακτηριστικών με Ομοιότητα.....	6.8
6.9	Βήμα 9ο : Προσαρμογή σε Μετρήσεις (Adaptation)	6.10
7	Ανακεφαλαίωση.....	7.1
8	Βιβλιογραφία.....	8.1
P1	Κώδικας Μοντελοποίησης Λειτουργίας Βιομηχανικών Αεριοστροβίλων και Αεροπορικών Κινητήρων TEACHES	1
P1.1	Μοντελοποίηση αεριοστροβίλων	1
P1.2	Καθορισμός σημείου λειτουργίας	4
P1.3	Παράγοντες τροποποίησης.....	5
P1.4	Περιγραφή Δεδομένων Εισόδου και Εξόδου Μοντέλου.....	6
P2	Βάση δεδομένων με στοιχεία επιδόσεων βιομηχανικών αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων	1
P2.1	Βιομηχανικοί αεριοστροβίλοι.....	1
P2.2	Αεροπορικοί κινητήρες	9
P3	Διευθύνσεις Εταιρειών Κατασκευής Αεριοστροβίλων Στο Διαδίκτυο 1	

1

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

1.1 Προσομοίωση λειτουργίας αεριοστροβίλων σε Η/Υ

Η πειραματική μελέτη της λειτουργίας αεριοστροβίλων είναι ιδιαίτερα δαπανηρή και σε μερικές περιπτώσεις ανέφικτη για το χρήστη , όπως π.χ. όταν χρειάζονται μετρήσεις μεγεθών που απαιτούν όργανα επιπλέον των τυποποιημένων που συνοδεύουν έναν αεριοστρόβιλο. Έτσι είναι επιθυμητή η υπολογιστική μοντελοποίηση της λειτουργίας τους.

Λόγω του ότι οι αεριοστρόβιλοι είναι κυρίαρχες μηχανές στην αεροπορική αγορά και ταυτόχρονα έχουν βρει ευρύτατη εφαρμογή στην παραγωγή ενέργειας, είτε σε απλό είτε σε συνδυασμένο κύκλο, έχουν αναπτυχθεί διάφορα εμπορικά προγράμματα τα οποία επιτρέπουν την ανάλυση λειτουργίας αεριοστροβίλων. Με τη χρήση προγραμμάτων ανάλυσης λειτουργίας αεριοστροβίλων είναι δυνατή η μελέτη των επιδόσεων του αεριοστροβίλου και της συμπεριφοράς των επιμέρους συνιστωσών τους για διάφορες συνθήκες λειτουργίας , διάφορες διατάξεις αεριοστροβίλου και για νέου σχεδιασμού συνιστώσες. Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης της λειτουργίας του αεριοστροβίλου στον υπολογιστή μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τη ρευστομηχανική (ή οποιουδήποτε άλλου είδους) ανάλυση του αεριοστροβίλου με στόχο τη γρήγορη βελτίωση της απόδοσης των διαφόρων συνιστωσών του αεριοστροβίλου κατά φάση της σχεδιάσής του. Επίσης είναι δυνατή η τεχνοοικονομική μελέτη νέων εργοστασίων παραγωγής ενέργειας, λαμβάνοντας υπόψη τις ιδιαίτερες απαιτήσεις κάθε εγκατάστασης .

Στον τομέα της εκπαίδευσης η χρήση υπολογιστικών πακέτων μπορεί να συμβάλει στην πιο εύκολη και γρήγορη κατανόηση όλων των θερμοδυναμικών διεργασιών που πραγματοποιούνται στους αεριοστροβίλους , χωρίς να απαιτείται η παρουσία ιδιαίτερα δαπανηρού εξοπλισμού και μετρητικών οργάνων. Η χρήση ενός υπολογιστικού πακέτου επιτρέπει την προσομοίωση λειτουργίας αεριοστροβίλων σε συνθήκες λειτουργίας που δεν συναντώνται εύκολα στην πραγματικότητα, όπως επίσης και να μελετηθεί το σενάριο εμφάνισης βλάβης κατά τη λειτουργία του αεριοστροβίλου, χωρίς να διακινδυνεύεται η πρόκληση μιας ανεπανόρθωτης βλάβης στον αεριοστρόβιλο. Κλασικό παράδειγμα τέτοιου υπολογιστικού πακέτου, αποτελεί το VIRTUAL LAB,το οποίο έχει αναπτυχθεί από το εργαστήριο Θερμικών στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π. Κύριο χαρακτηριστικό της εφαρμογής αυτής είναι το φιλικό στο χρήστη γραφικό της περιβάλλον. Πέρα από τα υπολογιστικά εργαλεία για την προσομοίωση λειτουργίας πραγματικών μηχανών και την παραμετρική ανάλυση

αεριοστροβίλων για την επιλογή των βέλτιστων παραμέτρων λειτουργίας, το VIRTUAL LAB περιλαμβάνει οπτικοακουστικό υλικό, με σκοπό την εξοικείωση του χρήστη με βασικές φυσικές αρχές των διαφόρων τμημάτων ενός αεριοστροβίλου , όπως επίσης και εικονικές εργαστηριακές εγκαταστάσεις.

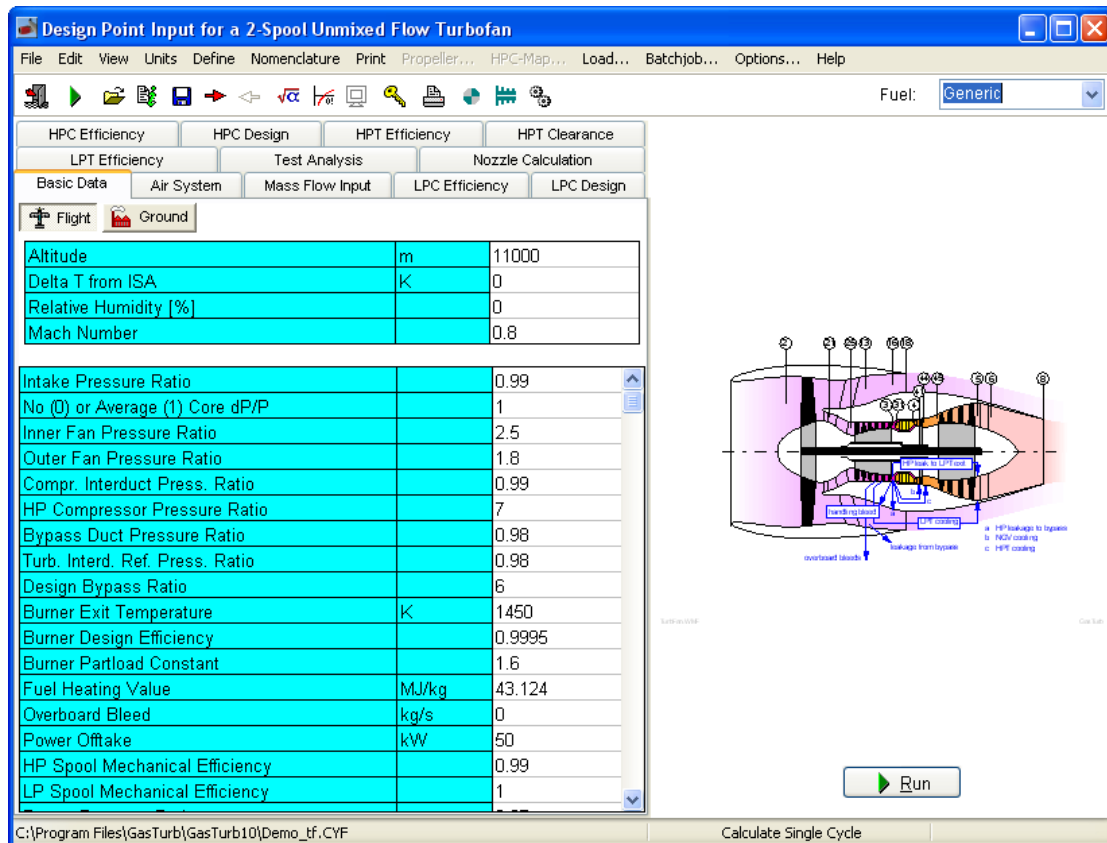
1.2 Προγράμματα προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων

Τα περισσότερα υπάρχοντα προγράμματα προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων είναι μοντέλα μηδενικής διάστασης , δηλαδή οι συνιστώσες του αεριοστροβίλου μοντελοποιούνται με τη χρήση χαρακτηριστικών λειτουργίας. Τα πιο διαδεδομένα εμπορικά προγράμματα αναλύονται στην ενότητα αυτή.

1.2.1 GasTurb

Το πακέτο GasTurb αποτελεί ένα διαδεδομένο εμπορικό πρόγραμμα ανάλυσης λειτουργίας αεριοστροβίλου μηδενικής διάστασης .Το σημαντικό του πλεονέκτημα όταν παρουσιάστηκε, ήταν η ύπαρξη γραφικού περιβάλλοντος διασύνδεσης με τον χρήστη ώστε να μην απαιτείται υψηλά εξειδικευμένο προσωπικό για τη χρήση του. Η χρήση γραφικού περιβάλλοντος διασύνδεσης με το χρήστη αποτέλεσε στη συνέχεια βασικό χαρακτηριστικό των εμπορικών προγραμμάτων ανάλυσης κύκλου αεριοστροβίλου. Το πρόγραμμα GasTurb επιτρέπει την ανάλυση λειτουργίας μόνο προκαθορισμένων διατάξεων αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων , ενώ ο χρήστης μπορεί να εισάγει χαρακτηριστικές λειτουργίες της επιλογής του.

Το πρόγραμμα GasTurb , έχει αναπτυχθεί σε γλώσσα προγραμματισμού Borland Delphi ,αν και δεν χρησιμοποιεί τις ικανότητες καθορισμού των ιδιοτήτων του αντικειμένου της γλώσσας (object oriented). Στο σχήμα 1.1 φαίνεται ενδεικτικά το περιβάλλον εργασίας του προγράμματος GasTurb.

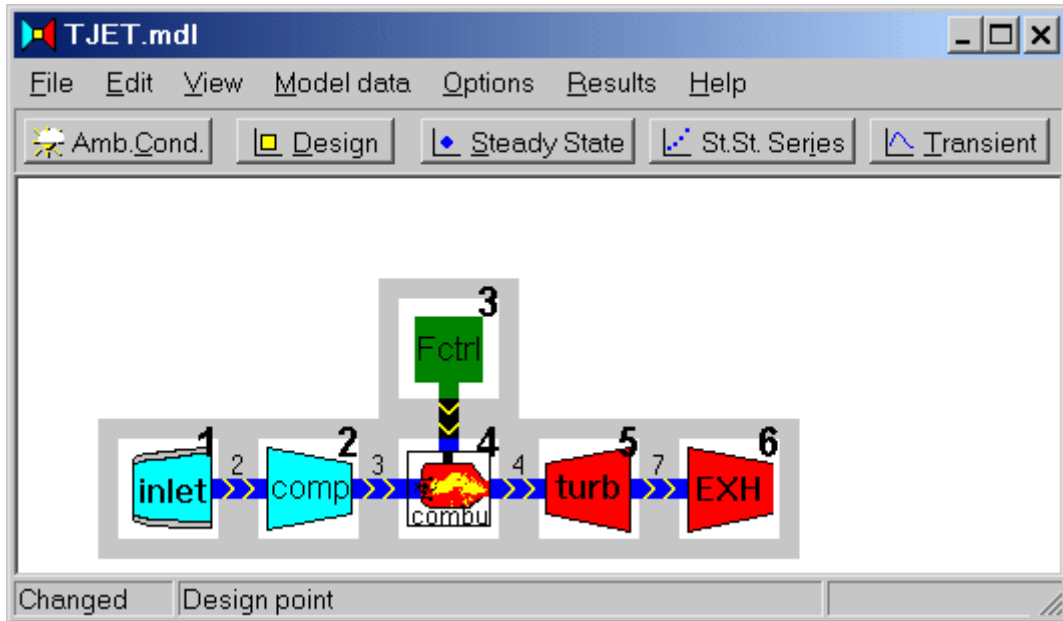


Σχήμα 1.1: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος GasTurb

1.2.2 GSP

Το εμπορικό πρόγραμμα GSP έχει τη βασική καινοτομία , την ικανότητα καθορισμού από το χρήστη των ιδιοτήτων κάθε συνιστώσας και στη συνέχεια τη διασύνδεση των κάθε επιμέρους συνιστωσών σε μια διάταξη (object oriented). Με τον τρόπο αυτό είναι δυνατή η μελέτη διάφορων διατάξεων κύκλου αεριοστροβίλου χωρίς να είναι απαραίτητο να υπάρχουν στην αρχική βιβλιοθήκη του προγράμματος . Ο χρήστης εκτός του ότι δύναται να συνδέσει συνιστώσες της αρεσκείας του, μπορεί να τροποποιήσει τις υπάρχουσες συνιστώσες και να δημιουργήσει νέες.

Το πρόγραμμα GSP έχει αναπτυχθεί σε γλώσσα προγραμματισμού Borland Delphi και χρησιμοποιεί γραφικό περιβάλλον διασύνδεσης. Στο σχήμα 1.2 παρουσιάζεται η μορφή που έχει στο πρόγραμμα ένας στροβιλοαντιδραστήρας απλού ρεύματος απλού τυμπάνου.



Σχήμα 1.2: Συγκρότηση μοντέλου στροβιλοαντιδραστήρα απλού ρεύματος με το πρόγραμμα GSP

1.2.3 TEACHES

Το πρόγραμμα TEACHES (Turbine Engine Advance Calculation and Health Assessment Software) αναπτύχθηκε από το εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π. και αποτελεί το μόνο εμπορικό πρόγραμμα το οποίο περιλαμβάνει την ικανότητα προσαρμοστικής μοντελοποίησης. Η προσαρμοστική μοντελοποίηση επιτρέπει την παρακολούθηση της λειτουργίας πραγματικής μηχανής, όταν λαμβάνονται μετρήσεις, και την αναγνώριση βλαβών, καθώς και την ακριβή αναπαραγωγή της λειτουργίας μηχανής για την οποία υπάρχουν δεδομένα. Παράλληλα είναι δυνατή η αναπαραγωγή λειτουργίας αεριοστροβίλου προκαθορισμένων διατάξεων με ικανότητα ο χρήστης να εισαγάγει χαρακτηριστικές λειτουργίας για τις επιμέρους συνιστώσες. Επίσης επιτρέπει την μελέτη της μηχανής σε λειτουργία ισορροπίας αλλά και σε μεταβατική κατάσταση.

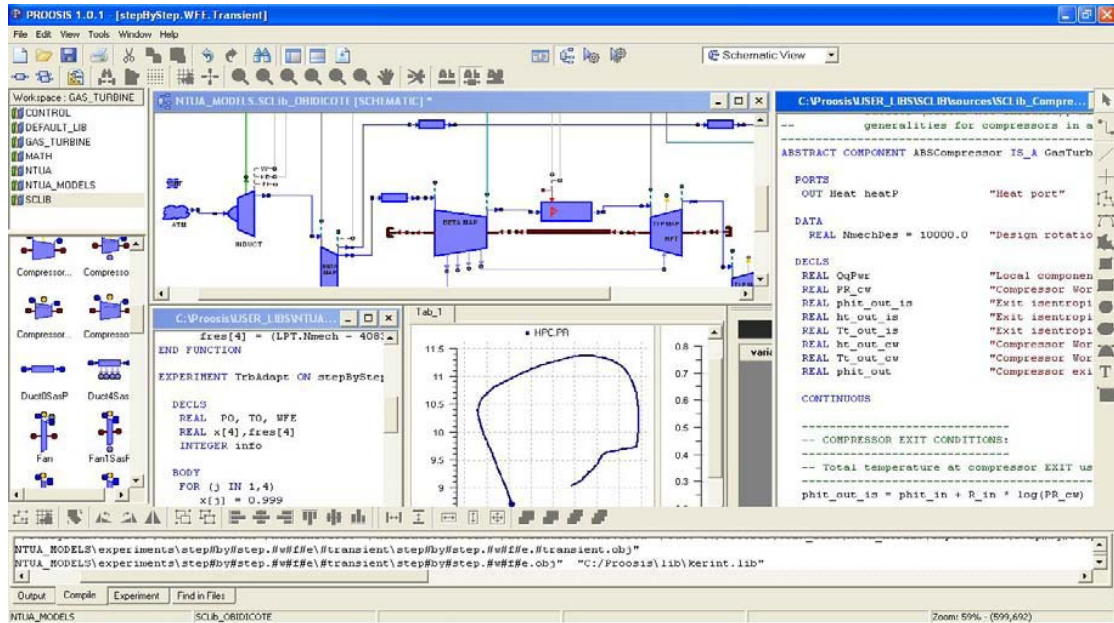
Μία λεπτομερής αναφορά των λειτουργιών του προγράμματος TEACHES, μιας και χρειάζεται για τις ανάγκες της παρούσας διπλωματικής, γίνεται στο κεφάλαιο 4, ενώ η περιγραφή των δεδομένων εισόδου και εξόδου του προγράμματος παρουσιάζονται στο παράρτημα 1.

1.2.4 NPSS

Το πρόγραμμα NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) αποτελεί μια συνδυασμένη προσπάθεια του εργαστηρίου Glenn της NASA ,εταιρειών της αεροδιαστημικής βιομηχανίας όπως η General Electric και πανεπιστημίων της Αμερικής. Το πρόγραμμα βασίζεται στη συγκρότηση μοντέλου μηχανής με τη σύνδεση συνιστωσών των οποίων οι ιδιότητες και ο τρόπος μοντελοποίησης έχουν καθοριστεί από το χρήστη (object oriented). Η σημαντική καινοτομία του προγράμματος συνίσταται στο ότι επιτρέπει την μοντελοποίηση των επιμέρους συνιστωσών με μοντέλα μεγαλύτερων διαστάσεων από τη μηδενική χωρίς να είναι απαραίτητο όλες οι συνιστώσες να μοντελοποιούνται με μοντέλα ίδιων διαστάσεων. Έτσι π.χ. ο συμπιεστής μπορεί να μοντελοποιηθεί με τη χρήση κώδικα CFD (Computational Fluid Dynamics) τριών διαστάσεων , ο θάλαμος καύσης να αναλυθεί ως συνιστώσα μηδενικής διάστασης και ο στρόβιλος με τη χρήση προγράμματος ανάλυσης μέσης γραμμής ως συνιστώσα μίας διάστασης. Αυτός ο τρόπος προσέγγισης επιτρέπει αφενός την προσαρμογή του προγράμματος στις απαιτήσεις και τις υπολογιστικές δυνατότητες του εκάστοτε χρήστη , αφετέρου προσφέρει τη δυνατότητα συγκεκριμένες συνιστώσες οι οποίες ενδιαφέρουν τον χρήστη να μοντελοποιηθούν με μεγαλύτερη ακρίβεια ώστε να προσεγγιστεί καλύτερα η φυσική τους .

1.2.5 PROOSIS

Το πρόγραμμα PROOSIS (PRopulsion Object Oriented Simulation Software) αποτελεί συνδυασμένη προσπάθεια ευρωπαϊκών πανεπιστημίων (συμπεριλαμβανομένου και του Ε.Μ.Π. μέσω του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών) , ερευνητικών κέντρων (CENAERO,NLR) και εταιρειών κατασκευής αεροστροβίλων (Snecma, MTU, VAC, AVIO, ITP, Turbomeca, Techspace Aero, IberEspacio) , η οποία προσπάθεια είχε ως στόχο τη δημιουργία ενός προγράμματος προσομοίωσης ,το οποίο θα συνεισέφερε στην μείωση του χρόνου σχεδίασης και κατασκευής ενός αεροστροβίλου. Έχει την ικανότητα καθορισμού από το χρήστη των ιδιοτήτων της κάθε συνιστώσας και στη συνέχεια τη διασύνδεσή τους σε μία διάταξη (object oriented) , έχοντας βασιστεί στη φιλοσοφία του εμπορικού προγράμματος EcosimPro. Όπως και το NPSS , επιτρέπει την μοντελοποίηση των διαφόρων συνιστωσών του αεροστροβίλου με κώδικες CFD , καθώς και τη μελέτη της μηχανής σε λειτουργία ισορροπίας αλλά και σε μεταβατική κατάσταση. Στο σχήμα 1.3 παρουσιάζεται το γραφικό περιβάλλον του PROOSIS.



Σχήμα 1.3: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος PROOSIS

1.3 Η παρούσα διπλωματική εργασία.

Όλες οι εφαρμογές που παρουσιάστηκαν στην ενότητα 1.2, απαιτούν κάποια πληροφορία προκειμένου να προσομοιωθεί η λειτουργία των αεριοστροβίλων. Για τη δημιουργία της πληροφορίας αυτής σε κάποιες περιπτώσεις απαιτείται εξειδικευμένο προσωπικό σε θέματα λειτουργίας αεριοστροβίλων. Η παρούσα διπλωματική εργασία έχει ως στόχο την ανάπτυξη ενός λογισμικού μέσω του οποίου (σε συνεργασία με το πρόγραμμα προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων TEACHES) θα είναι δυνατή η εκτίμηση της απαραίτητης αυτής πληροφορίας για τη δημιουργία μοντέλων βιομηχανικών αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιήθηκε η γλώσσα προγραμματισμού Visual Basic 6.0.

1.3.1 Βασικοί άξονες.

Οι βασικοί άξονες της διπλωματικής εργασίας είναι οι εξής:

- Η ανάπτυξη ενός λογισμικού για την εκτίμηση της απαραίτητης πληροφορίας για τη δημιουργία μοντέλων αεριοστροβίλων και την αυτόματη δημιουργία των απαραίτητων αρχείων εισόδου του προγράμματος TEACHES.
- Η δημιουργία βάσης δεδομένων με δημοσιευμένα τεχνικά στοιχεία βιομηχανικών αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων, τα οποία μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την μοντελοποίησή τους.

1.3.2 Δομή της διπλωματικής.

Ακολουθώς περιγράφεται με συντομία το περιεχόμενο κάθε κεφαλαίου.

Το **1^ο κεφάλαιο** αποτελεί το εισαγωγικό κομμάτι της διπλωματικής και περιγράφει τη συνεισφορά υπολογιστικών μοντέλων στον τεχνολογικό τομέα και στον τομέα της εκπαίδευσης.

Το **2^ο κεφάλαιο** περιγράφει γενικές αρχές υπολογιστικών μοντέλων αεριοστροβίλων.

Στο **3^ο κεφάλαιο** παρουσιάζονται διάφορες μέθοδοι για τον προσδιορισμό άγνωστων πεδίων χαρακτηριστικών συμπεριστάσεων και στροβίλων.

Στο **4^ο κεφάλαιο** γίνεται η παρουσίαση του προγράμματος προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων TEACHES.

Στο **5^ο κεφάλαιο** γίνεται η παρουσίαση του λογισμικού που αναπτύχθηκε για τις ανάγκες της παρούσας διπλωματικής (E.MO.DAC.)

Στο **6^ο κεφάλαιο** χρησιμοποιείται το παραπάνω λογισμικό για τη δημιουργία του μοντέλου του βιομηχανικού αεριοστροβίλου Siemens SGT-300.

Στο **7^ο κεφάλαιο** γίνεται ανακεφαλαίωση της διπλωματικής εργασίας.

Στο **Παράρτημα Π1** γίνεται μία σύντομη περιγραφή του υπολογιστικού μοντέλου του TEACHES με έμφαση στα δεδομένα εισόδου και εξόδου του προγράμματος.

Στο **Παράρτημα Π2** δίνεται ο κατάλογος των αεριοστροβίλων που βρίσκονται στη βάση δεδομένων η οποία συνοδεύει το λογισμικό .

Στο **Παράρτημα Π3** δίνονται διευθύνσεις εταιρειών κατασκευής αεριοστροβίλων στο διαδίκτυο , από τις οποίες μπορούν να αντληθούν πληροφορίες για τη δημιουργία ενός μοντέλου.

2

Γενικές Αρχές Υπολογιστικών Μοντέλων Αεριοστροβίλων

2.1 Μοντελοποίηση Συνιστωσών.

Για τη συγκρότηση του μοντέλου λειτουργίας, ο αεριοστρόβιλος χωρίζεται σε επιμέρους τμήματα (συνιστώσες), όπου κάθε συνιστώσα χαρακτηρίζεται από ένα συγκεκριμένο είδος θερμοδυναμικής μεταβολής. Οι τιμές των θερμοδυναμικών παραμέτρων του εργαζόμενου μέσου στην έξοδο κάθε συνιστώσας μπορούν να εκφραστούν με μαθηματικές σχέσεις που περιγράφουν την αντίστοιχη θερμοδυναμική μεταβολή. Σημειώνεται ότι σε κάθε αξονική θέση η θερμοδυναμική κατάσταση παριστάνεται από ένα και μόνο αντιπροσωπευτικό σημείο, μη λαμβάνοντας υπόψη περιφερειακές και ακτινικές μεταβολές. Γίνεται δηλαδή μονοδιάστατη θεώρηση του προβλήματος, που δίνει όμως ικανοποιητικά αποτελέσματα για το σκοπό που θέλουμε.

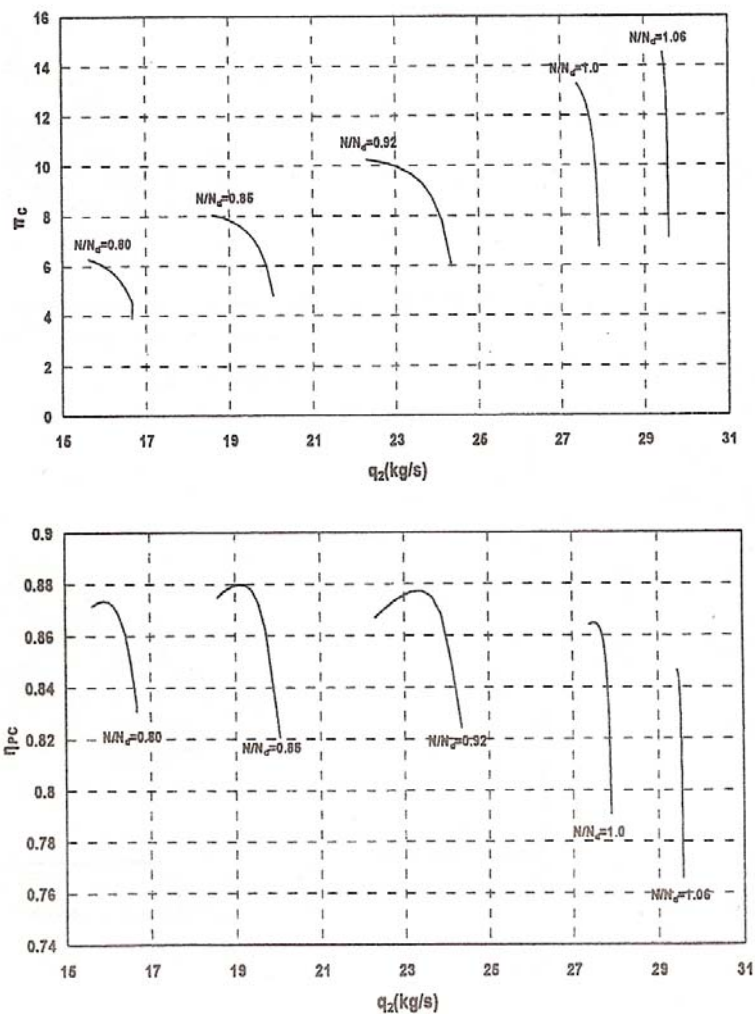
2.1.1 Πεδίο Χαρακτηριστικών Συμπιεστή για Υπολογιστικά Μοντέλα.

Για τη χρήση σε υπολογιστικά μοντέλα προσομοίωσης λειτουργίας το πεδίο χαρακτηριστικών του συμπιεστή αναλύεται σε δύο χαρακτηριστικές λειτουργίες εκ των οποίων η μία συνδέει την ανηγμένη παροχή με το λόγο πίεσης και η άλλη τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης με την ανηγμένη παροχή. Δηλαδή η τυπική μορφή των πεδίων χαρακτηριστικών του συμπιεστή περιέχει τις εκφράσεις:

$$\pi_c = F_{c,1}(q_2, N / \sqrt{T_{t2}})$$
$$\eta_{isc} = F_{c,2}(q_2, N / \sqrt{T_{t2}})$$

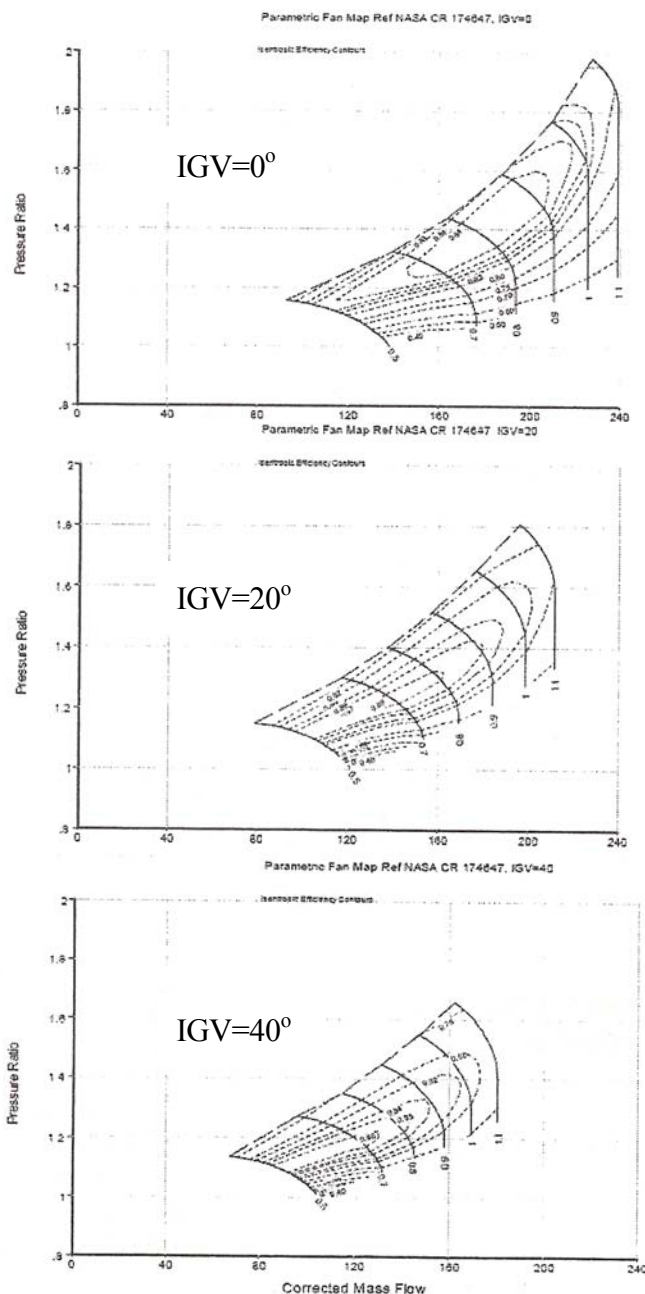
Έτσι για παράδειγμα ένα σημείο λειτουργίας όπου ο συμπιεστής λειτουργεί με κάποιο σετ τιμών για τις παραμέτρους $q_2, N / \sqrt{T_{t2}}, \pi_c, \eta_{c,is}$. Οι τιμές των παραμέτρων δεν είναι γνωστές, είναι όμως γνωστές οι συναρτήσεις $F_{c,1}, F_{c,2}$ που εκφράζουν το πεδίο χαρακτηριστικών του.

Η τυπική μορφή των δύο χαρακτηριστικών του συμπιεστή που χρησιμοποιούνται σε υπολογιστικά μοντέλα φαίνονται στο σχήμα 2.1.



Σχήμα 2.1: Χαρακτηριστικές συμπίεστές για χρήση σε πρόγραμμα ανάλυσης λειτουργίας

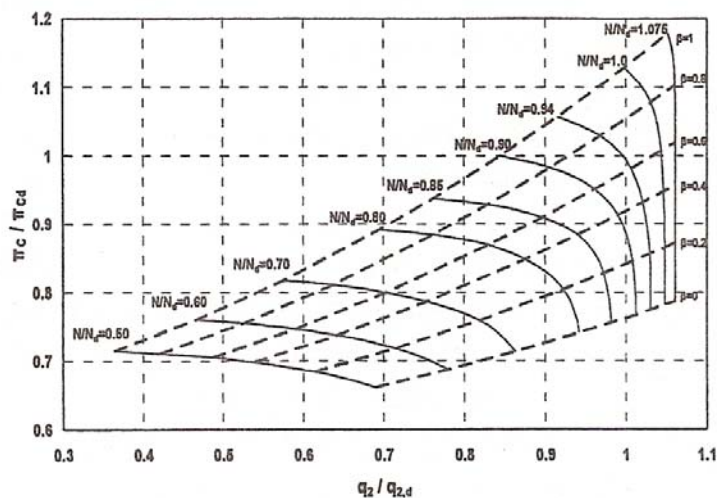
Κατά τη λειτουργία αεροστροβίλων σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης έχουμε μεταβολή της γωνίας των οδηγών πτερυγίων (IGVs). Σε αυτή την περίπτωση προκειμένου να ληφθεί υπόψη η μεταβολή της χαρακτηριστικής με την αλλαγή της γωνίας των οδηγών πτερυγίων, μπορεί να χρησιμοποιηθεί είτε η μεταβολή του χάρτη χρησιμοποιώντας κατάλληλους παράγοντες τροποποίησης, οι οποίοι μεταβάλλουν κατάλληλα τις τιμές των μεγεθών, είτε για τη διαφορετική θέση των οδηγών πτερυγίων να χρησιμοποιείται διαφορετική χαρακτηριστική λειτουργίας. Στο σχήμα 2.2 παρουσιάζονται οι χαρακτηριστικές ενός μονοβάθμιου συμπίεστές για διάφορες τιμές της γωνίας των οδηγών πτερυγίων.



Σχήμα 2.2: Χαρακτηριστικές μονοβάθμιου συμπίεστή για διάφορες τιμές της γωνίας εισόδου

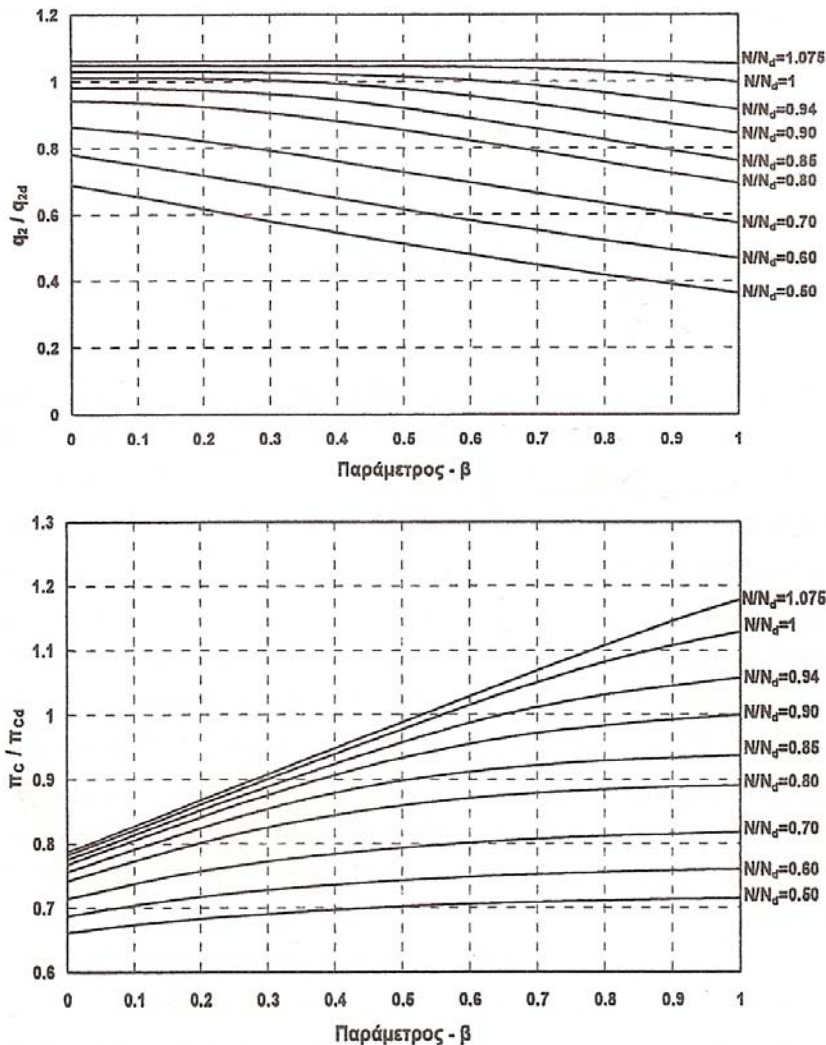
Στην περίπτωση των υπολογιστικών μοντέλων αεροστροβίλων εκτός των συνηθισμένων συντεταγμένων (q, π_c) χρησιμοποιούνται επιπλέον βοηθητικές συντεταγμένες οι οποίες ονομάζονται γραμμές-β (β-lines). Οι γραμμές β στην περίπτωση του συμπίεστή είναι γραμμές λόγου πίεσης - παροχής οι οποίες δημιουργούνται έτσι ώστε κάθε μία να έχει μοναδικό σημείο τομής με κάθε ισοταχή, όπως φαίνεται στο σχήμα 2.3. Η γραμμή -β που αντιστοιχεί στις μικρότερες πιέσεις λαμβάνει την τιμή $\beta=0$, ενώ η γραμμή -β που αντιστοιχεί στις μεγαλύτερες πιέσεις

λαμβάνει την τιμή $\beta=1$. Οι ενδιάμεσες γραμμές β πρέπει να λαμβάνουν τιμές μεταξύ αυτών των δύο ακραίων τιμών.



Σχήμα 2.3: Χαρακτηριστική συμπίεστη και καθορισμός γραμμών $-\beta$

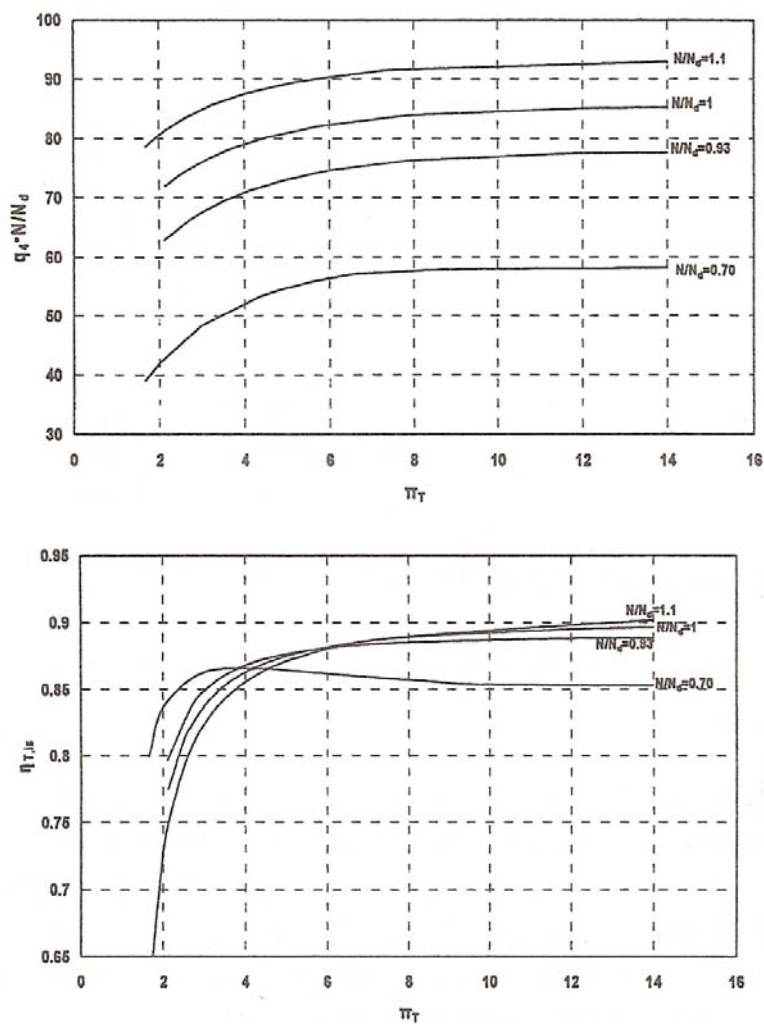
Με τον τρόπο αυτό γνωρίζοντας την ταχύτητα περιστροφής και την τιμή της γραμμής $-\beta$ ορίζεται μοναδικό σημείο στη χαρακτηριστική λειτουργίας της συνιστώσας. Η διαμόρφωση των χαρακτηριστικών εισάγοντας την παράμετρο $-\beta$ φαίνεται στο σχήμα 2.4. Η διαμόρφωση αυτή παρουσιάζει σημαντικό πλεονέκτημα κατά την αριθμητική επίλυση του μοντέλου ειδικά σε σημεία λειτουργίας όπου η χαρακτηριστική του συμπίεστη είναι σχεδόν κατακόρυφη, καθώς με τη χρήση της παραμέτρου $-\beta$, η αριθμητική παρεμβολή γίνεται χρησιμοποιώντας σημεία που ορίζονται μονοσήμαντα με τη χρήση του ζεύγους τιμών της παραμέτρου $-\beta$ και των ανηγμένων στροφών.



Σχήμα 2.4: Χαρακτηριστικές λειτουργίας συμπιεστή με χρήση των γραμμών -β

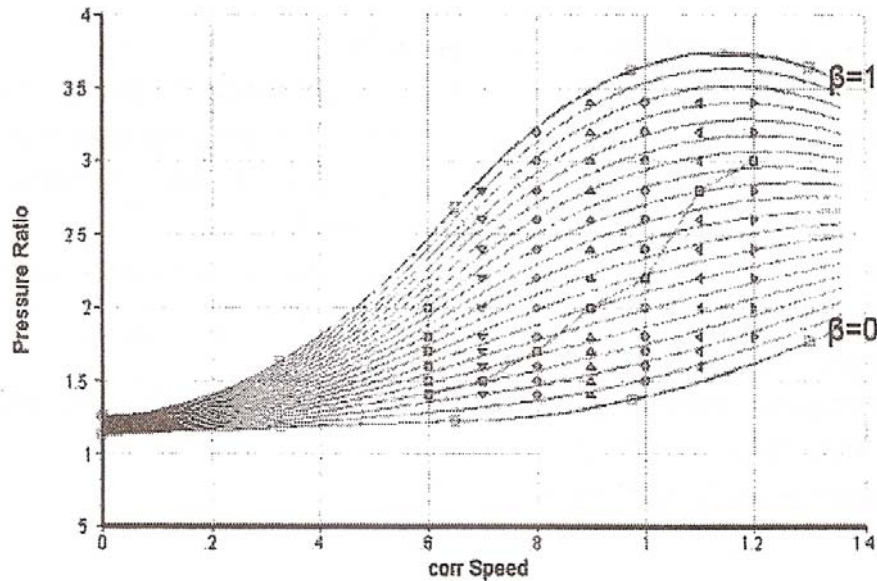
2.1.2 Πεδίο Χαρακτηριστικών Στροβίλου για Υπολογιστικά Μοντέλα.

Όπως και στην περίπτωση του συμπιεστή, έτσι και στην περίπτωση του στροβίλου για τη χρήση σε υπολογιστικά μοντέλα προσομοίωσης λειτουργίας, το πεδίο χαρακτηριστικών του στροβίλου αναλύεται σε δύο χαρακτηριστικές λειτουργίες εκ των οποίων η μία συνδέει την ανηγμένη παροχή με το λόγο πίεσης και η άλλη συνδέει τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης με την ανηγμένη παροχή, ώστε να πραγματοποιηθεί η απαραίτητη αριθμητική παρεμβολή. Η τυπική μορφή των δύο χαρακτηριστικών στροβίλου που χρησιμοποιούνται σε υπολογιστικά μοντέλα φαίνεται στο σχήμα 2.5. Εδώ πρέπει να σημειωθεί ότι προκειμένου να γίνεται ευκολότερα η αριθμητική παρεμβολή, καθώς ο στροβίλος στραγγαλίζεται και οι χαρακτηριστικές λόγου πίεσης-παροχής τείνουν να συμπέσουν σε μία χαρακτηριστική όταν αυξάνεται ο λόγος πίεσης, χρησιμοποιείται η ανηγμένη παροχή στροβίλου πολλαπλασιασμένη ως προς τις αδιαστατοποιημένες στροφές (N/N_d).



Σχήμα 2.5: Χαρακτηριστικές στροβίλου για εφαρμογή σε υπολογιστικό μοντέλο

Όπως και στην περίπτωση των χαρακτηριστικών λειτουργίας συμπιεστή, έτσι και για τις χαρακτηριστικές στροβίλου εκτός των συνηθισμένων συντεταγμένων ($\pi_T - q_T$) χρησιμοποιούνται επιπλέον οι γραμμές $-\beta$. Στην περίπτωση των στροβίλων οι γραμμές $-\beta$ είναι γραμμές λόγου πίεσης – ανηγμένων στροφών. Η διαμόρφωση των χαρακτηριστικών εισάγοντας την παράμετρο $-\beta$ για την περίπτωση του στροβίλου φαίνεται στο σχήμα 2.6.



Σχήμα 2.6: Χαρακτηριστική στροβίλου με χρήση γραμμών β

2.2 Κατάστρωση Εξισώσεων- Αριθμητική Επίλυση

Για να συγκροτηθεί το μοντέλο της μηχανής πρέπει να διαμορφωθεί ένα σύνολο μαθηματικών σχέσεων που επιτρέπει τον προσδιορισμό όλων των μεγεθών του κύκλου και των παραμέτρων των συνιστώσων, με δεδομένα τις συνθήκες περιβάλλοντος και τα στοιχεία που καθορίζουν το σημείο λειτουργίας ολόκληρης της μηχανής. Οι σχέσεις αυτές καθορίζονται με βάση το γεγονός ότι στο συγκεκριμένο σημείο λειτουργίας, όλα τα άγνωστα μεγέθη πρέπει να ικανοποιούν τις συνθήκες που επιβάλλει η φυσική των μεταβολών που συντελούνται στη μηχανή. Έχουμε λοιπόν:

1. Συνθήκες που επιβάλλονται από κάθε συνιστώσα. Οι τιμές παροχής, πίεσης και θερμοκρασίας στην είσοδο κάθε συνιστώσας συνδέονται με τις αντίστοιχες τιμές στην έξοδο μέσω των χαρακτηριστικών της συνιστώσας.
2. Συνθήκες που επιβάλλονται από τη διάταξη των συνιστώσων. Ο τρόπος με τον οποίο είναι διατεταγμένες οι συνιστώσες, καθορίζει το πώς συνδέονται τα μεγέθη εξόδου από μία από αυτές, με την είσοδο αυτής που ακολουθεί.
3. Συνθήκες συμβιβαστότητας λειτουργίας των συνιστώσων. Η τυπική συνθήκη συμβιβαστότητας προέρχεται από τον ισολογισμό ισχύος. Έτσι σε μηχανή απλής ατράκτου, η ισχύς που παράγει ο στρόβιλος ισούται με το άθροισμα των ισχύων του συμπιεστή και του φορτίου.

Καταστρώνοντας τις εξισώσεις που προκύπτουν από τις τρεις αυτές συνθήκες, διαμορφώνεται ένα σύστημα το οποίο έχει τόσες εξισώσεις όσοι και οι άγνωστοι. Το υπολογιστικό μοντέλο πρέπει να πραγματοποιήσει τη λύση αυτού του συστήματος, για να προσδιοριστούν τα άγνωστα μεγέθη.

Το σύστημα που διαμορφώνεται είναι μη γραμμικό και δεν μπορεί, εν γένει, να έχει αναλυτική λύση γιατί

- Αρκετές από τις εξισώσεις είναι υπερβατικές.
- Οι συναρτήσεις χαρακτηριστικών των συνιστωσών δεν εκφράζονται εν γένει με αναλυτικές εκφράσεις.

Έτσι είναι αναγκαία η αριθμητική επίλυση του.

Ένας προφανής τρόπος επίλυσης θα ήταν η επιλογή ενός αλγόριθμου επίλυσης μη γραμμικών συστημάτων με αγνώστους όλα τα μεγέθη που πρέπει προσδιοριστούν. Κάτι τέτοιο όμως μπορεί να οδηγήσει σε αριθμητικά προβλήματα λόγω του μεγάλου αριθμού εξισώσεων και αγνώστων. Γι' αυτό το λόγο γίνεται κατάλληλη διαμόρφωση του για ελάττωση των αγνώστων. Έτσι επιλέγονται σαν άγνωστοι συγκεκριμένα μεγέθη και όλα τα υπόλοιπα προσδιορίζονται συναρτήσει αυτών, με χρήση κατάλληλων εξισώσεων από το πλήρες σύστημα. Με αυτόν τον τρόπο απομένουν προς ικανοποίηση τόσες εξισώσεις όσα και τα επιλεγέντα μεγέθη, και συνεπώς προκύπτει ένα σύστημα πολύ μικρότερης τάξης για επίλυση. Οι μέθοδοι που χρησιμοποιούνται για την επίλυση συστημάτων εξαρτώνται από το είδος του συστήματος. Η μέθοδος Newton-Raphson χρησιμοποιείται ευρύτατα για την επίλυση μη γραμμικών συστημάτων.

Για να γίνει κατανοητή η όλη διαδικασία αριθμητικής επίλυσης ενός υπολογιστικού μοντέλου αεριοστροβίλου παρουσιάζεται μία συγκεκριμένη περίπτωση μοντελοποίησης και ο τρόπος ανάπτυξης των εξισώσεων.

Συγκρότηση Μοντέλου Στροβιλοαντιδραστήρα Απλού Ρεύματος

Θα δούμε πως μπορεί να γίνει ο υπολογισμός σε κάποιες συνθήκες λειτουργίας όταν είναι γνωστά τα πεδία χαρακτηριστικών των επιμέρους συνιστωσών της μηχανής. Ο στόχος των υπολογισμών είναι ο καθορισμός των στοιχείων του κύκλου όταν καθορίζεται μία παράμετρος ελέγχου που προσδιορίζει το σημείο λειτουργίας του κινητήρα.

Η λειτουργία ενός στροβιλοαντιδραστήρα σε ισορροπία χαρακτηρίζεται από το γεγονός ότι η ισχύς που παράγει ο στρόβιλος απορροφάται εξολοκλήρου για να κινηθεί ο συμπιεστής, δηλαδή ο αεριοστρόβιλος εργάζεται ως αεριογόνος σε ισορροπία.

Για λόγους απλότητας αμελούνται οι απώλειες του αγωγού εισόδου, καθώς και η μεταβολή των ιδιοτήτων του εργαζόμενου μέσου με τη θερμοκρασία. Το ακροφύσιο θεωρείται συγκλίνον, του οποίου οι συνθήκες εισόδου ταυτίζονται με τις συνθήκες εξόδου του στροβίλου, ενώ σημειώνεται ότι η χαρακτηριστική καμπύλη του ακροφυσίου συνδέει το λόγο πίεσης του ακροφυσίου, p_{t5}/p_0 , με την ανηγμένη παροχή.

Θεωρούμε λειτουργία με συγκεκριμένη ταχύτητα περιστροφής N και με θερμοκρασία και πίεση περιβάλλοντος T_{t0} και p_{t0} αντίστοιχα. Καθώς αμελούνται οι απώλειες του αγωγού εισόδου, προκύπτουν συνθήκες εισόδου συμπιεστή $T_{t2}=T_{t0}$, $p_{t2}=p_{t0}$ και υπολογίζονται οι ανηγμένες στροφές $N/\sqrt{\theta}$.

Προχωρούμε στην κατάστρωση των εξισώσεων για τις συνιστώσες και στη διαμόρφωση του προς επίλυση συστήματος, το οποίο περιγράφει τη λειτουργία ολόκληρης της μηχανής, λαμβάνοντας υπ' όψη ότι οι συνθήκες εξόδου της μίας συνιστώσας είναι συνθήκες εισόδου της επόμενης.

Συμπιεστής

Υποθέτοντας μία τιμή για το β προσδιορίζεται η γραμμή $-\beta$ και γνωρίζοντας τις ανηγμένες στροφές προκύπτουν από τις χαρακτηριστικές του συμπιεστή ο λόγος πίεσης (π_c), η ανηγμένη παροχή (q_2) και ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης ($\eta_{c, is}$). Η ίδια διαδικασία μπορεί να γίνει και υποθέτοντας μια τιμή για το λόγο πίεσης του συμπιεστή, καθώς η διαφορά των δύο τρόπων έγκειται στον τρόπο της αριθμητικής επίλυσης.

Με τα στοιχεία αυτά μπορούν να υπολογιστούν τα στοιχεία εξόδου του συμπιεστή από τις σχέσεις:

$$P_{t3} = P_{t2} \cdot \pi_c$$

$$T_{t3} = T_{t2} \cdot \left[1 + \frac{1}{\eta_{cis}} \cdot (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \right]$$

Ενώ από την ανηγμένη παροχή υπολογίζεται η πραγματική:

$$m_2 = q_2 \cdot \frac{\delta}{\sqrt{\theta}}$$

Στην περίπτωση που δεν απομαστεύεται αέρας ισχύει:

$$m_3 = m_2$$

Οπότε η καταναλισκόμενη ισχύς από το συμπιεστή υπολογίζεται:

$$P_c = m_2 \cdot \bar{C}_{pa} \cdot (T_{t3} - T_{t2})$$

Θάλαμος καύσης

Υποθέτοντας μια θερμοκρασία εξόδου θαλάμου καύσης (T_{t4}) και γνωρίζοντας τα χαρακτηριστικά του θαλάμου καύσης (η_b, K_b) είναι δυνατός ο υπολογισμός της παροχής καυσίμου της μηχανής από την απλοποιημένη εξίσωση:

$$m_f \cdot q_f \cdot \eta_b = m_{4,A} \cdot \bar{C}_{pg} \cdot T_{t4} - m_3 \cdot \bar{C}_{pa} \cdot T_{t3}$$

Θεωρώντας ότι δεν υπάρχουν επιστρεφόμενες απομαστεύσεις ισχύει

$$m_{4,A} = m_3 + m_f$$

Οι δύο παραπάνω εξισώσεις επιτρέπουν αναλυτικά τον υπολογισμό της παροχής καυσίμου

$$m_f = \frac{m_3 \cdot (\bar{C}_{pg} \cdot T_{t4} - \bar{C}_{pa} \cdot T_{t3})}{q_f \cdot \eta_b - \bar{C}_{pg} \cdot T_{t4}}$$

και συνεπακόλουθα της παροχής καυσαερίων στην έξοδο του θαλάμου καύσης ($m_{4,A}$).

Η πίεση εξόδου του θαλάμου καύσης υπολογίζεται χρησιμοποιώντας την εξίσωση:

$$P_{t4} = P_{t3} \cdot (1 - K_b)$$

Έχοντας υπολογίσει την πραγματική παροχή εξόδου του θαλάμου καύσης υπολογίζεται και η ανηγμένη παροχή εξόδου του θαλάμου καύσης

$$q_{4,A} = m_{4,A} \cdot \sqrt{T_{t4}} / P_{t4}$$

Στρόβιλος

Υποθέτοντας μια τιμή του λόγου πίεσης στροβίλου (ή μια τιμή της παραμέτρου β) και γνωρίζοντας τη θερμοκρασία εισόδου στροβίλου, η οποία είναι αυτή που ορίστηκε κατά την επίλυση του θαλάμου καύσης (T_{t4}), προσδιορίζονται οι ανηγμένες στροφές $N / \sqrt{T_{t4}}$ του στροβίλου. Με χρήση των χαρακτηριστικών λειτουργίας του στροβίλου προσδιορίζεται μια τιμή της ανηγμένης παροχής $q_{4,B}$ και ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης του στροβίλου η_{Tis} . Με αυτά τα δεδομένα και θεωρώντας ότι δεν υπάρχουν επιστρεφόμενες απομαστεύσεις υπολογίζονται τα στοιχεία εξόδου του στροβίλου:

$$P_{t5} = \frac{P_{t4}}{\pi_T}$$

$$m_{4,B} = m_{5,A} = q_{4,B} \cdot \frac{P_{t4}}{\sqrt{T_{t4}}}$$

Η παραγόμενη ισχύς υπολογίζεται :

$$P_T = \dot{m}_{4,B} \cdot \bar{C}_{pg} \cdot (T_{t4} - T_{t5})$$

Εφόσον δεν υπάρχουν επιστρεφόμενες απομαστεύσεις στην έξοδο του στροβίλου ισχύει:

$$q_{4,B} = q_{5,A}$$

Ακροφύσιο εξόδου

Γνωρίζοντας την πίεση εξόδου του στροβίλου, η οποία είναι ίση με την πίεση εισόδου του ακροφυσίου, και την πίεση περιβάλλοντος, είναι δυνατός ο υπολογισμός της παροχής εξόδου της μηχανής από τη χαρακτηριστική λειτουργίας του ακροφυσίου $q_{5,B} = F(p_{t5} / p_0)$

Διαμόρφωση διαδικασίας επίλυσης

Από την κατάστρωση του συστήματος των εξισώσεων που περιγράφουν τη λειτουργία της μηχανής, έχουν προκύψει τρεις παράμετροι οι οποίοι είναι άγνωστοι και όταν υπολογιστούν θα υπολογιστεί το ζητούμενο σημείο λειτουργίας της μηχανής. Συγκεκριμένα οι τρεις μεταβλητές προς υπολογισμό είναι : η τιμή του β (ή ο λόγος πίεσης του συμπιεστή), η τιμή της θερμοκρασίας εισόδου στο στροβίλο (T_{t4}) και ο λόγος πίεσης του στροβίλου (ή η τιμή του β). Κατά συνέπεια για να λυθεί το σύστημα, χρειάζονται τρεις όροι σφάλματος προς μηδενισμό ώστε το τελικό σύστημα να είναι 3x3.

Όπως φαίνεται παραπάνω δεν έχει εξασφαλιστεί η συμβιβαστικότητα παροχών του στροβίλου, μιας που έχουν προκύψει διαφορετικές παροχές από τους επί μέρους υπολογισμούς, τόσο στο τμήμα θάλαμος καύσης –στρόβιλος, όσο και στο τμήμα στρόβιλος –ακροφύσιο εξόδου. Σύμφωνα με αυτήν την παρατήρηση διαμορφώνονται οι όροι σφάλματος, των οποίων επιζητείται ο μηδενισμός:

$$e_1 = q_{4,A} - q_{4,B}$$

$$e_2 = q_{5,A} - q_{5,B}$$

Ο τρίτος όρος σφάλματος για να κλείσει το σύστημα προκύπτει από τη συνθήκη ισορροπίας, ότι δηλαδή η παραγόμενη ισχύς από το στρόβιλο είναι ίση με την καταναλισκόμενη ισχύς από το συμπιεστή,

$$e_3 = P_T \cdot \eta_m - P_C$$

Η επίλυση του συστήματος μπορεί να γίνει με χρήση κατάλληλης αριθμητικής μεθόδου, όπως η Newton-Raphson.

Εδώ πρέπει να σημειωθεί ότι στην περίπτωση που περιγράφηκε παραπάνω, θεωρήθηκε δεδομένη η ταχύτητα περιστροφής της ατράκτου N , η οποία χρησιμοποιείται για να ορίσει το σημείο λειτουργίας των συνιστωσών. Γενικά μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως δεδομένο οποιοδήποτε φυσικό μέγεθος του κύκλου του αεριοστροβίλου. Σε αυτή την περίπτωση η ταχύτητα περιστροφής της ατράκτου θεωρείται μεταβλητή και κατά συνέπεια προστίθεται μια επιπλέον εξίσωση σφάλματος ώστε το σύστημα να γίνει 4x4. Η επιπλέον εξίσωση σφάλματος προκύπτει από τον μηδενισμό της διαφοράς του δοσμένου μεγέθους από το υπολογιζόμενο κατά την επαναληπτική διαδικασία. Έτσι, αν π.χ. είναι γνωστή από μετρήσεις ή στοιχεία της βιβλιογραφίας η θερμοκρασία εξόδου του συμπιεστή, T_{t3giv} , τότε η εξίσωση σφάλματος παίρνει τη μορφή:

$$e_4 = T_{t3} - T_{t3giv}$$

όπου T_{t3} η θερμοκρασία που υπολογίζεται κατά την επαναληπτική διαδικασία.

2.3 Προσαρμοστική Μοντελοποίηση

Η βασική ιδέα πίσω από αυτή την τεχνική αυτή είναι ότι οι παράμετροι λειτουργίας των συνιστωσών ενός αεριοστροβίλου, όπως για παράδειγμα οι βαθμοί απόδοσης και οι παροχές συμπιεστών και στροβίλων, οι απώλειες πίεσης του θαλάμου καύσης κ.ο.κ., μπορούν να μεταβληθούν με τη βοήθεια κατάλληλων παραγόντων τροποποίησης. Οι παράγοντες τροποποίησης αυτοί μπορούν να χρησιμοποιηθούν είτε για διαγνωστικούς σκοπούς, ως δείκτες υγείας οι οποίοι δείχνουν κατά πόσο η λειτουργία μιας συνιστώσας του αεριοστροβίλου παρεκκλίνει από την κανονική λόγω κάποιας βλάβης ή φθοράς που έχει προέλθει από το χρόνο, είτε κατά τη δημιουργία ενός μοντέλου, για την προσαρμογή των παραμέτρων λειτουργίας των συνιστωσών του αεριοστροβίλου σε δεδομένα μετρήσεων (adaptation).

Για να είναι εφικτό να εφαρμοστεί η τεχνική αυτή πρέπει να χρησιμοποιηθούν ως δεδομένα μετρήσεις που αφορούν στη λειτουργία της μηχανής. Έστω ότι η τιμή μίας παραμέτρου λειτουργίας μιας συνιστώσας του αεριοστροβίλου που αντιστοιχεί σε υγιή λειτουργία (ή αυτή που εκτιμήθηκε κατά την μοντελοποίηση) είναι X_{ref} , και η

υπολογισθείσα με βάση τις μετρήσεις τιμή της παραμέτρου είναι X_{act} . Τότε μπορεί να οριστεί ένας παράγοντας τροποποίησης f ως εξής :

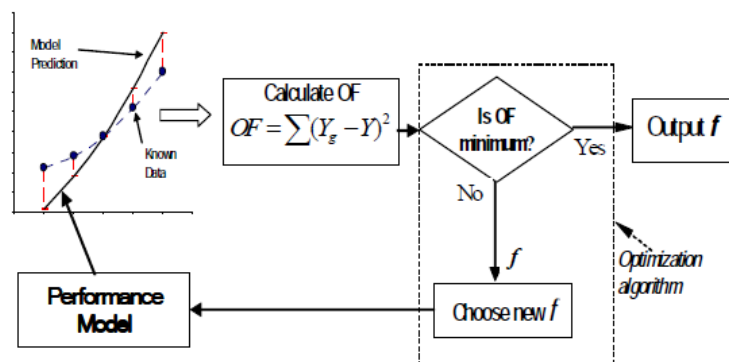
$$f = \frac{X_{act}}{X_{ref}}$$

Ο υπολογισμός ενός αριθμού παραγόντων τροποποίησης απαιτεί ίσο αριθμό μετρήσεων. Οι τιμές των παραγόντων τροποποίησης υπολογίζονται με την ακόλουθη λογική:

Για ένα δεδομένο σημείο λειτουργίας υπολογίζεται με τη βοήθεια του υπολογιστικού κώδικα μία σειρά μεγεθών στις θέσεις της μηχανής όπου έχουμε λάβει μετρήσεις σχηματίζοντας έτσι ένα διάνυσμα $Y_{C,i}$. Έστω $Y_{m,i}$ το διάνυσμα που περιέχει τις τιμές των μετρήσεων. Τότε μπορούμε να ορίσουμε μία συνάρτηση κόστους (cost function), η οποία είναι συνάρτηση των παραγόντων f , ως εξής :

$$OF(f) = \sum_i a_i (Y_{C,i} - Y_{m,i})^2$$

Το διάνυσμα με τις νέες τιμές των παραγόντων f υπολογίζεται κατά τέτοιο τρόπο ώστε να ελαχιστοποιείται η συνάρτηση κόστους. Η διαδικασία μπορεί να ακολουθηθεί για περισσότερα του ενός σημεία λειτουργίας.



Σχήμα 2.7: Λογικό διάγραμμα υπολογισμού των παραγόντων τροποποίησης

3

Προσδιορισμός Αγνώστων Πεδίων Χαρακτηριστικών Συμπιεστών και Στροβίλων

Επειδή τα πεδία χαρακτηριστικών των συμπιεστών και στροβίλων αποτελούν ιδιοκτησία των κατασκευαστών και έχουν προκύψει έπειτα από δαπανηρές πειραματικές διαδικασίες, συνήθως δεν παρέχονται στους χρήστες των μηχανών. Επομένως, ο καθορισμός των πεδίων χαρακτηριστικών των συνιστωσών είναι ένα σημαντικό πρόβλημα, για τον χρήστη που θέλει να αναπτύξει ένα μοντέλο προσομοίωσης ενός αεριοστροβίλου.

Στις παραγράφους που θα ακολουθήσουν, θα περιγράψουμε διάφορες μεθόδους που βρέθηκαν στη βιβλιογραφία για τον προσδιορισμό άγνωστων πεδίων χαρακτηριστικών, για συμπιεστές και στροβίλους ξεχωριστά.

3.1 Πεδίο Χαρακτηριστικών Συμπιεστή

3.1.1 Μέθοδος Ομοιότητας

Το άγνωστο πεδίο χαρακτηριστικών θεωρείται ότι είναι όμοιο με ένα δεδομένο πεδίο χαρακτηριστικών, που έχει προκύψει από αδιαστατοποίηση των χαρακτηριστικών, παίρνοντας ως σημείο αναφοράς το σημείο σχεδίασης. Προκειμένου να χρησιμοποιηθεί η μέθοδος της ομοιότητας χρειάζονται οι χαρακτηριστικές λειτουργίες από ένα συμπιεστή, οι οποίες θα χρησιμοποιηθούν ως χαρακτηριστικές αναφοράς, και μόνο το σημείο σχεδίασης του συμπιεστή για τον οποίο θα χρησιμοποιηθούν οι νέες χαρακτηριστικές.

Οι σχέσεις που χρησιμοποιούνται είναι:

$$\pi = \frac{\pi_d - 1}{\pi_{r,d} - 1} [\pi_r - 1] + 1$$

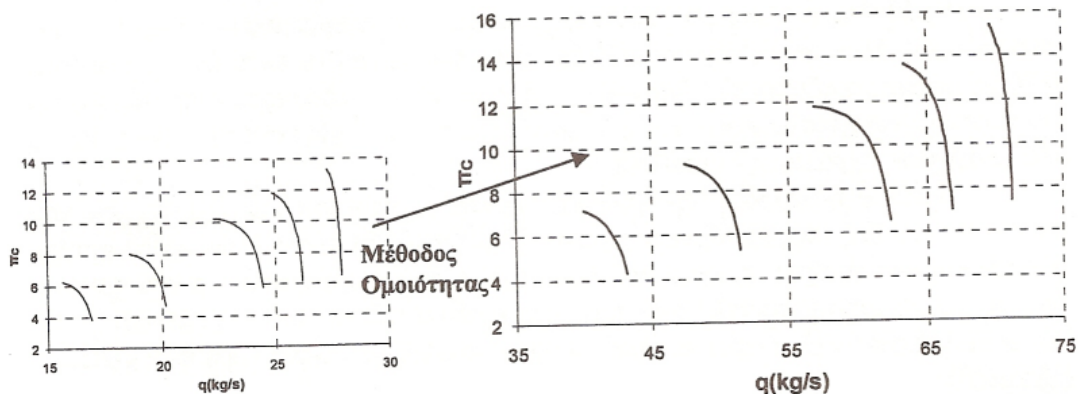
$$q = \frac{q_d}{q_{r,d}} q_r$$

$$\eta = \frac{\eta_d}{\eta_{r,d}} \eta_r$$

$$\frac{N}{\sqrt{\theta}} = \frac{(N/\theta)_d}{(N/\theta)_{r,d}} \cdot (N/\theta)_r$$

όπου ο δείκτης r αναφέρεται σε ένα σημείο λειτουργίας του χάρτη αναφοράς και ο δείκτης d στα ονομαστικά σημεία λειτουργίας, ενώ οι τιμές που υπολογίζονται είναι οι τιμές του νέου χάρτη συμπιεστή. Στο σχήμα 3.1 φαίνεται η μετατροπή ενός χάρτη

συμπιεστή με σημείο σχεδίασης $q_{r,d}=27.4$ kg/s και $\pi_{r,d}=13$, σε χάρτη ικανό να περιγράψει τη λειτουργία συμπιεστή με σημείο σχεδίασης $q_{r,d}=70$ kg/s και $\pi_{r,d}=15$.



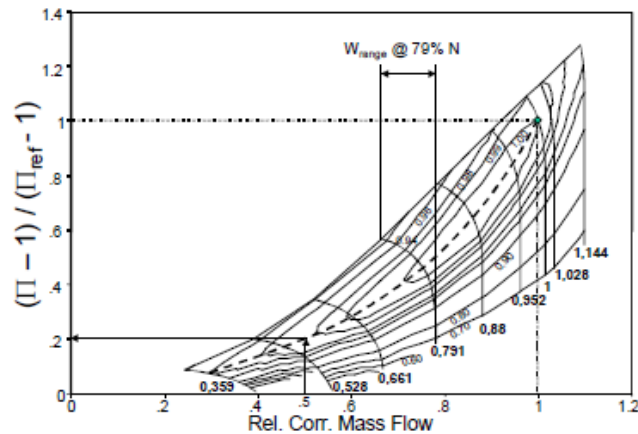
Σχήμα 3.1: Μετατροπή χάρτη συμπιεστή χρησιμοποιώντας τη μέθοδο της ομοιότητας

Όταν χρησιμοποιούμε τη μέθοδο αυτή , για τον υπολογισμό των λόγων πίεσης του νέου χάρτη , πολλαπλασιάζουμε τις τιμές του λόγου πίεσης για τις χαρακτηριστικές του χάρτη αναφοράς με τον σταθερό όρο $\frac{\pi_d - 1}{\pi_{r,d} - 1}$. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα το σχήμα των

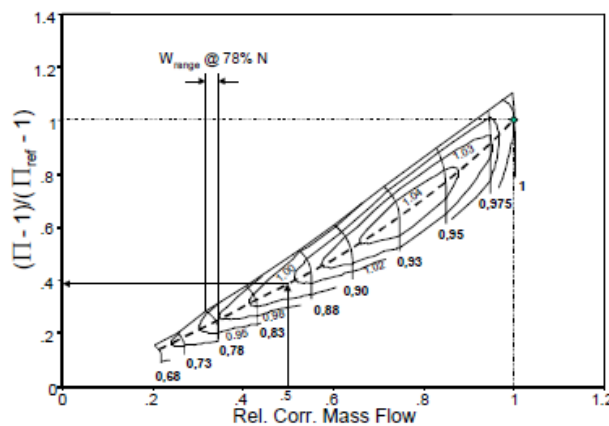
ισοταχών του νέου χάρτη να μη διαφέρει σημαντικά από αυτό του χάρτη αναφοράς. Έχει αποδειχθεί όμως , ύστερα από στατιστική επεξεργασία σε χάρτες συμπιεστών (βιβλιογραφική αναφορά [7]), ότι το σχήμα των ισοταχών ενός χάρτη συμπιεστή, αλλά και η συσχέτιση παροχής-στροφών, $W_c = f(N_c)$, είναι συνάρτηση του ονομαστικού λόγου πίεσής του. Τα σχήματα 3.2 και 3.3 παρουσιάζουν τα πεδία χαρακτηριστικών δύο αξονικών συμπιεστών με σημαντική διαφορά στον ονομαστικό λόγο πίεσης. Στα σχήματα , για να διευκολύνουμε τη σύγκριση, ο λόγος πίεσης έχει αντικατασταθεί από το σχετικό , $\Pi_{rel} = \frac{\Pi - 1}{\Pi_{ref} - 1}$, και η διορθωμένη παροχή από τη σχετική , $W_{rel} = \frac{W_c}{W_{c,ref}}$,

με τον δείκτη ref να αναφέρεται στο ονομαστικό σημείο λειτουργίας .Ο χάρτης του σχήματος 3.2 προέρχεται από έναν ανεμιστήρα (fan) αεροπορικού κινητήρα με λόγο πίεσης στο ονομαστικό σημείο λειτουργίας 2.6 , ενώ ο χάρτης του σχήματος 3.3 προέρχεται από ένα συμπιεστή με λόγο πίεσης στο ονομαστικό σημείο 25. Στα δύο σχήματα μία διακεκομμένη γραμμή συνδέει τα σημεία μέγιστου βαθμού απόδοσης για κάθε ισοταχή. Εξετάζοντας τους δύο χάρτες παρατηρούμε τρεις σημαντικές διαφορές στην μορφή τους. Πιο συγκεκριμένα για τον συμπιεστή υψηλής πίεσης παρατηρούμε ότι:

1. Για την ίδια διορθωμένη ταχύτητα το εύρος της παροχής μεταξύ του σημείου πάλμωσης και του σημείου στραγγαλισμού είναι μικρότερο απ' ότι στον συμπιεστή χαμηλής πίεσης.
2. Ο σχετικός λόγος πίεσης κατά μήκος της γραμμής μέγιστης απόδοσης είναι μεγαλύτερος για τα μερικά φορτία.



Σχήμα 3.2: Συμπιεστής χαμηλής πίεσης



Σχήμα 3.3: Συμπιεστής υψηλής πίεσης

Άρα λοιπόν ένα καλό κριτήριο για την επιλογή του χάρτη αναφοράς είναι να βρίσκεται το ονομαστικό σημείο λειτουργίας του, όσο το δυνατόν πλησιέστερα στο ονομαστικό σημείο λειτουργίας του χάρτη του συμπιεστή που θέλουμε να προσδιορίσουμε.

3.1.2 Μέθοδος Σπονδυλικής Στήλης

Η μέθοδος αυτή είναι μία απλοποιημένη μέθοδος για τον υπολογισμό των χαρακτηριστικών λειτουργίας ενός νέου συμπιεστή από δεδομένα λειτουργίας άλλων υπάρχοντων συμπιεστών. Η αρχή στην οποία βασίζεται είναι η εξής:

Αν οι τιμές των παραμέτρων που χαρακτηρίζουν τη λειτουργία ενός πολυβάθμιου συμπιεστή αδιαστατοποιηθούν με τις τιμές σε κάποιο σημείο λειτουργίας που ονομάζεται «σημείο αναφοράς», προκύπτει ένα μοναδικό σύνολο παραμέτρων για διαφορετικούς συμπιεστές. Έτσι προκύπτει μια γενικευμένη εμπειρική συσχέτιση, που

μπορεί να χρησιμοποιηθεί αντίστροφα , όταν δηλαδή είναι γνωστό το σημείο αναφοράς , να υπολογιστεί ολόκληρο το πεδίο χαρακτηριστικών.

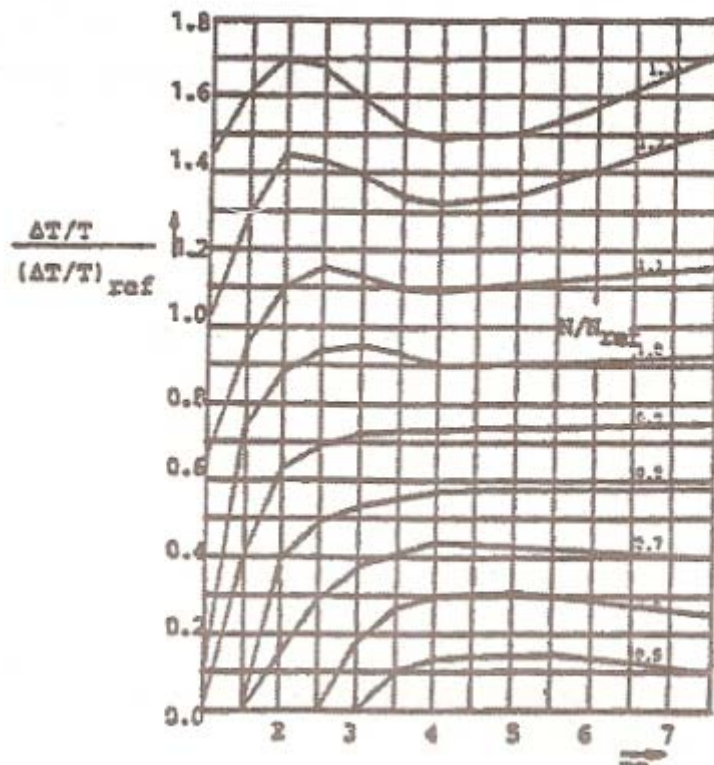
Σαν «σημείο αναφοράς» ορίζεται το σημείο εκείνο του χάρτη του συμπιεστή στο οποίο έχουμε τη μέγιστη απόδοση. Η κάθε ισοταχής περιγράφεται από τις παραμέτρους τριών σημείων ,το σημείο λειτουργίας, το σημείο πάλμωσης και το σημείο στραγγαλισμού , που αδιαστατοποιούνται ως προς τις αντίστοιχες παραμέτρους του σημείου αναφοράς. Οι παράμετροι που χρησιμοποιούνται είναι:

$$N / N_{ref}, PR / (PR)_{ref}, (\Delta T / T) / (\Delta T / T)_{ref}, Q / Q_{ref}$$

Για να δημιουργηθεί το πεδίο χαρακτηριστικών ενός νέου συμπιεστή είναι απαραίτητο να γνωρίζουμε τα δεδομένα που αντιστοιχούν στη γραμμή λειτουργίας («σπονδυλική στήλη») του κινητήρα από τον οποίο προέρχονται. Γίνεται η υπόθεση ότι το σημείο αναφοράς βρίσκεται πάνω σ' αυτή τη γραμμή λειτουργίας. (Η υπόθεση αυτή είναι εύλογη , δεδομένου ότι οι κατασκευαστές σχεδιάζουν τους κινητήρες έτσι ώστε τα σημεία λειτουργίας , και ιδιαίτερα το σημείο σχεδίασης, να είναι κατά το δυνατό πλησιέστερα προς το σημείο βέλτιστης απόδοσης των συνιστωσών). Έχοντας προσδιορίσει τα PR, Q, ΔT/T στο σημείο αναφοράς , και με τη βοήθεια των εμπειρικών δεδομένων για τις αδιάστατες παραμέτρους , προσδιορίζεται για κάθε ταχύτητα περιστροφής το σημείο πάλμωσης , το σημείο λειτουργίας και το σημείο στραγγαλισμού. Η αντίστοιχη ισοταχής προσδιορίζεται με παρεμβολή στα σημεία αυτά.

Ένα παράδειγμα από τέτοιες καμπύλες φαίνεται στο σχήμα 3.4. Τα εμπειρικά δεδομένα έχουν προκύψει από αδιαστατοποίηση των χαρακτηριστικών λειτουργίας 19 διαφορετικών πολυβάθμιων συμπιεστών

Ο βασικός περιορισμός στην εφαρμογή της μεθόδου είναι η υπόθεση ομοιότητας μεταξύ των συμπιεστών που εξετάζονται. Αναμένεται δηλαδή να δώσει ικανοποιητικά αποτελέσματα , εφόσον ο υπό εξέταση συμπιεστής είναι όμοιος με αυτούς που χρησιμοποιήθηκαν για την εξαγωγή των γενικευμένων σχέσεων. Εδώ πρέπει να σημειωθεί ότι η συνθήκη αυτή δεν είναι ιδιαίτερα περιοριστική γιατί ο σχεδιασμός των αξονικών συμπιεστών καθορίζεται από συγκεκριμένα όρια που επιβάλλονται στη φόρτιση των βαθμίδων. Μια που ο σχεδιασμός στην πράξη βρίσκεται πάντα κοντά στα όρια αυτά , αναμένεται ότι οι χάρτες διάφορων αξονικών συμπιεστών θα παρουσιάζουν σχετική ομοιότητα. Η διαφορά αναμένεται να είναι μεγαλύτερη όταν εξετάζονται υποηχητικές και διηχητικές σχεδιάσεις.



Σχήμα 3.4: Παράδειγμα εμπειρικής συσχέτισης για τη μέθοδο της σπονδυλικής στήλης

3.1.3 Μέθοδος Συσσώρευσης Βαθμίδων

Οι συνολικές επιδόσεις ενός πολυβάθμιου συμπιεστή εξαρτώνται από τις χαρακτηριστικές των επιμέρους βαθμίδων του. Η περιγραφή της λειτουργίας μιας βαθμίδας αξονικού συμπιεστή μπορεί να γίνει χρησιμοποιώντας τις παρακάτω αδιάστατες παραμέτρους:

Συντελεστής παροχής:
$$\Phi = \frac{V_a}{U}$$

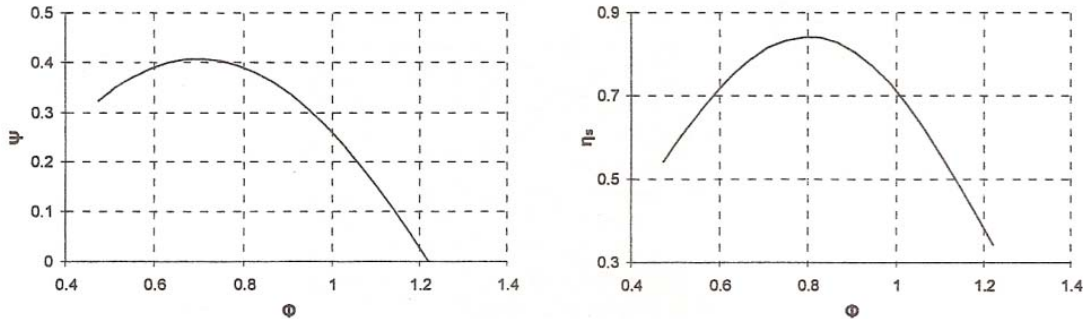
Συντελεστής Φόρτισης:
$$\Psi = \frac{C_p \cdot T_1 (PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{U^2}$$

Συντελεστής Μεταβολής Θερμοκρασίας:
$$\zeta = \frac{C_p \cdot \Delta T}{U^2}$$

Ισεντροπικός Βαθμός Απόδοσης:
$$\eta_s = \frac{\Psi}{\zeta}$$

Συνήθως για το χαρακτηρισμό των βαθμίδων χρησιμοποιούνται οι καμπύλες που συνδέουν τις τιμές των αδιάστατων παραμέτρων των βαθμίδων (Φ - Ψ , Φ - η_s). Ένα τυπικό παράδειγμα χαρακτηριστικής Φ - Ψ και Φ - η_s δίνεται στο σχήμα 3.5. Το

πλεονέκτημα αυτού του τρόπου παρουσίασης είναι ότι οι χαρακτηριστικές είναι ανεξάρτητες του αριθμού Mach. Έτσι ολόκληρο το πεδίο χαρακτηριστικών παρουσιάζεται με μία καμπύλη, που καλύπτει επίσης όμοιες μηχανές με διαφορετικές απόλυτες διαστάσεις.



Σχήμα 3.5: Αδιάστατες χαρακτηριστικές λειτουργίας βαθμίδων συμπιεστή

Προκειμένου να εφαρμοστεί η μέθοδος συσσώρευσης βαθμίδων απαιτούνται κάποια βασικά γεωμετρικά χαρακτηριστικά. Συγκεκριμένα χρειάζονται το εμβαδόν εισόδου, η μέση ακτίνα και η γωνία εισόδου της ροής σε κάθε βαθμίδα. Όταν τα γεωμετρικά στοιχεία και οι αδιάστατες χαρακτηριστικές των επί μέρους βαθμίδων ενός πολυβάθμιου συμπιεστή είναι γνωστές, η μέθοδος της «συσσώρευσης» βαθμίδων μπορεί να εφαρμοστεί για τον υπολογισμό του συνολικού πεδίου και περιλαμβάνει την ακόλουθη διαδικασία:

Για κάθε βαθμίδα υπολογίζεται η αξονική ταχύτητα εισόδου και η στατική πίεση εισόδου. Χρησιμοποιώντας αυτά τα δύο στοιχεία και τις χαρακτηριστικές της βαθμίδας υπολογίζονται οι ίδιες ποσότητες στην έξοδό της. Η διαδικασία επαναλαμβάνεται για την επόμενη βαθμίδα κ.ο.κ. Έτσι αρχίζοντας από τις συνθήκες εισόδου στην πρώτη βαθμίδα μπορούν να υπολογιστούν οι συνθήκες εξόδου από την τελευταία και συνεπώς η επίδοση ολόκληρου του πολυβάθμιου συμπιεστή. Μπορούμε εύκολα να δούμε ότι ισχύουν οι παρακάτω σχέσεις:

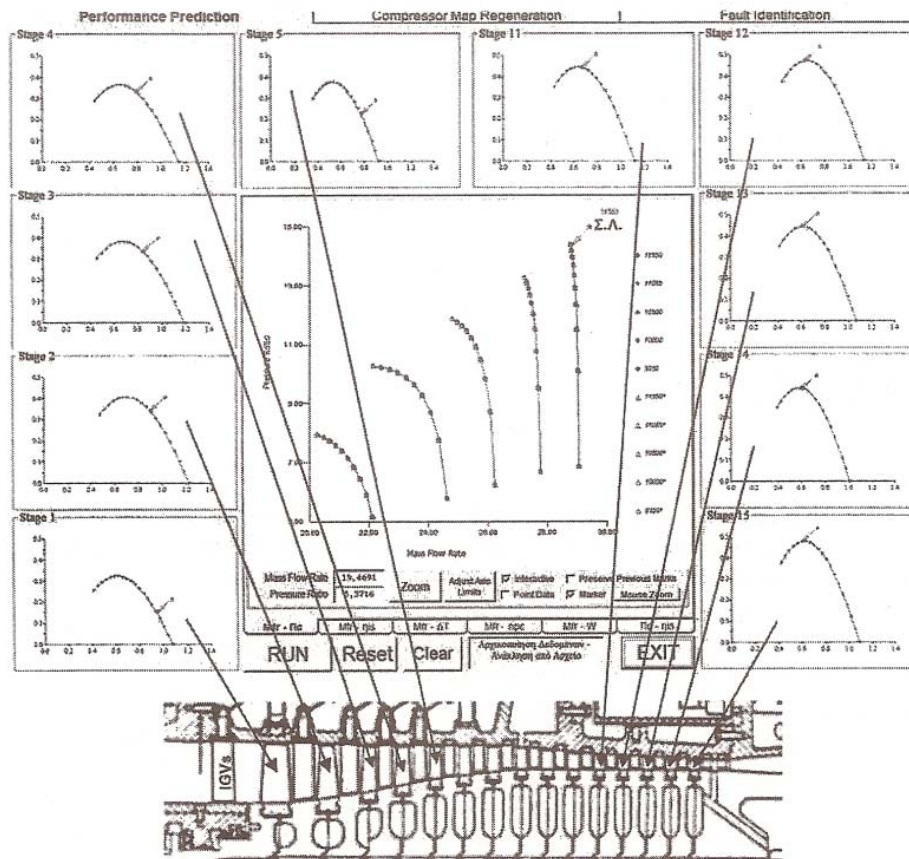
$$\Delta T_t = \frac{1}{C_p} \sum_{i=1}^N \frac{\Psi_i}{\eta_i} U_i^2$$

$$PR = \prod_{i=1}^N \left(\frac{\Psi_i \cdot U_i^2}{C_p T_{t0} + \sum_{k=1}^i \left(\frac{\Psi_k}{\eta_k} \right) U_k^2} + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\eta_{c,is} = \frac{PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{t,exit}}{T_{t0}} - 1}$$

Στο σχήμα 3.6 παρουσιάζεται η συνολική χαρακτηριστική ενός συμπιεστή δεκαπέντε βαθμίδων όπως προέκυψε με τη χρήση μεθόδου συσσώρευσης βαθμίδων,

καθώς και τα σημεία λειτουργίας των πρώτων πέντε και τελευταίων πέντε βαθμίδων για ένα ορισμένο σημείο λειτουργίας του συμπιεστή.



Σχήμα 3.6: Συνολική χαρακτηριστική συμπιεστή υπολογιζόμενη με τη μέθοδο συσσώρευσης βαθμίδων και σημείο λειτουργίας των επιμέρους βαθμίδων

Για το χαρακτηρισμό των βαθμίδων χρησιμοποιούνται συνήθως γενικευμένες χαρακτηριστικές που συνδέουν τις κανονικοποιημένες τιμές των αδιάστατων παραμέτρων των βαθμίδων $(\Phi / \Phi_{ref}, \Psi / \Psi_{ref}, \eta_s / \eta_{ref})$. Η χρησιμότητα μιας τέτοιας παρουσίασης είναι ότι αν η γενικευμένη χαρακτηριστική είναι ίδια για μια σειρά από βαθμίδες, τότε οι αδιάστατες χαρακτηριστικές τους $(\Phi - \Psi, \Phi - \eta_s)$ καθορίζονται μόνο από το σημείο σχεδίασής τους $\Phi_{ref}, \Psi_{ref}, \eta_{s,max}$.

Τα πλεονεκτήματα της μεθόδου συσσώρευσης βαθμίδων προκύπτουν από το γεγονός ότι χρησιμοποιεί την χαρακτηριστική κάθε μεμονωμένης βαθμίδας του συμπιεστή. Έτσι μπορεί να εκτιμηθεί η μεταβολή της συνολικής επίδοσης του συμπιεστή όταν συμβεί αλλαγή στη λειτουργία μιας και μόνο βαθμίδας. Αυτό είναι χρήσιμο όταν γίνεται μελέτη για την αντικατάσταση ή τροποποίηση ενός τμήματος του συμπιεστή ή όταν μελετάται η επίδραση μιας βλάβης κάποιας βαθμίδας στη συνολική επίδοση του κινητήρα. Μπορούν έτσι να δημιουργηθούν μοντέλα βλαβών που αφορούν μία ή περισσότερες βαθμίδες του συμπιεστή. Επίσης μπορεί να

πραγματοποιηθεί η μελέτη διάφορων μεταβλητών στη λειτουργία του συμπιεστή, όπως η ποσότητα και η θέση της απομάστευσης, κάτι που δεν είναι δυνατόν όταν δεν χρησιμοποιείται η χαρακτηριστική κάθε μεμονωμένης βαθμίδας του συμπιεστή.

3.2 Πεδίο Χαρακτηριστικών Στροβίλου

3.2.1 Μέθοδος Ομοιότητας

Η λογική που χρησιμοποιείται είναι ίδια με αυτή του συμπιεστή. Οι σχέσεις που χρησιμοποιούνται είναι:

$$\eta = \frac{\eta_d}{\eta_{r,d}} \eta_r$$

$$q = \frac{q_d}{q_{r,d}} q_r$$

$$\Delta h = \frac{\Delta h_d}{\Delta h_{r,d}} \Delta h_r$$

$$\frac{N}{\sqrt{TIT}} = \frac{(N / \sqrt{TIT})_d}{(N / \sqrt{TIT})_{r,d}} (N / \sqrt{TIT})_r$$

όπου δείκτης r αναφέρεται σε ένα σημείο λειτουργίας του χάρτη αναφοράς και ο δείκτης d στα ονομαστικά σημεία λειτουργίας.

3.2.2 Σύνθεση Από Χαρακτηριστικές Βαθμίδων

Για τη δημιουργία του πεδίου χαρακτηριστικών του στροβίλου υπάρχουν στη βιβλιογραφία διάφορες εμπειρικές σχέσεις, που όμως απαιτούν γνώση γεωμετρικών στοιχείων των πτερυγώσεων του στροβίλου. Αν τέτοια στοιχεία δεν είναι γνωστά, όπως στην περίπτωση του χρήστη κινητήρων, μια εναλλακτική μέθοδος, παρόμοια με τη μέθοδο συσσώρευσης βαθμίδων για το συμπιεστή, μπορεί να εφαρμοστεί. Παρακάτω δίνεται μία σύντομη περιγραφή της.

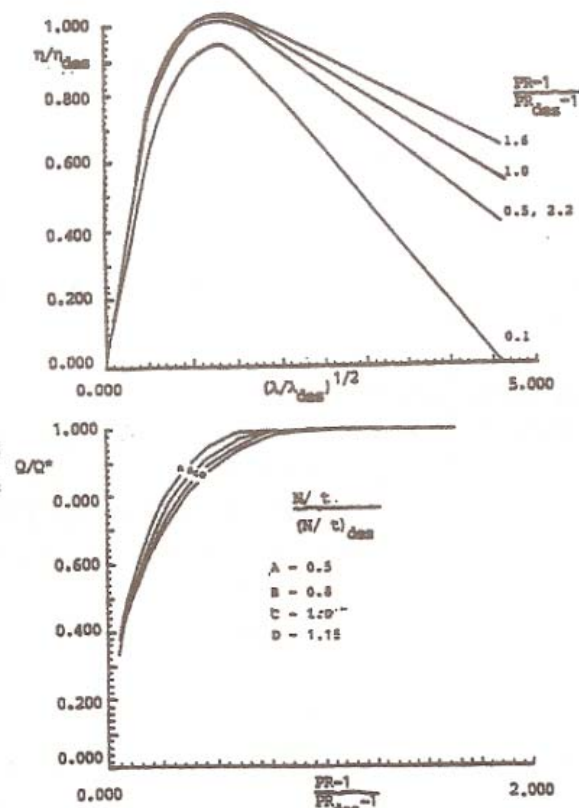
Η διαδικασία που εφαρμόζεται περιλαμβάνει δύο στάδια:

1. Καθορισμό των χαρακτηριστικών καμπύλων για κάθε μεμονωμένη βαθμίδα.
2. Σύζευξη των βαθμίδων για δημιουργία των συνολικών χαρακτηριστικών.

Οι χαρακτηριστικές μίας μεμονωμένης βαθμίδας καθορίζονται από τις συνθήκες λειτουργίας στο σημείο σχεδίασης.

Οι τιμές των παραμέτρων λειτουργίας στο σημείο σχεδίασης κάθε βαθμίδας υπολογίζονται από τις τιμές των αντίστοιχων παραμέτρων ολόκληρου του στροβίλου. Για τον υπολογισμό αυτό θεωρείται μια κατανομή του συνολικού έργου στις επιμέρους βαθμίδες και εφαρμόζεται μία διαδικασία διαδοχικών δοκιμών.

Οι γενικευμένες καμπύλες προκύπτουν από εμπειρικές σχέσεις. Μία εμπειρική σχέση που υπάρχει, συνδέει την αδιαστατοποιημένη παροχή, Q/Q_* , με μία αδιαστατοποιημένη παράμετρο για το λόγο πιέσεων, $(PR-1)/(PR_{des}-1)$, για διάφορες τιμές της διορθωμένης ταχύτητας περιστροφής. Μία δεύτερη εμπειρική σχέση συνδέει την αδιαστατοποιημένη απόδοση, η/η_{des} , της βαθμίδας με μία παράμετρο έργου λ/λ_{des} όπου $\lambda = (\text{ταχύτητα περιστροφής πτερυγίου})^2 / (\text{ειδικό έργο βαθμίδας})$. Οι δύο αυτές σχέσεις φαίνονται στο σχήμα 3.7.



Σχήμα 3.7: Εμπειρική σχέση για τη δημιουργία χαρακτηριστικών βαθμίδων στροβίλου

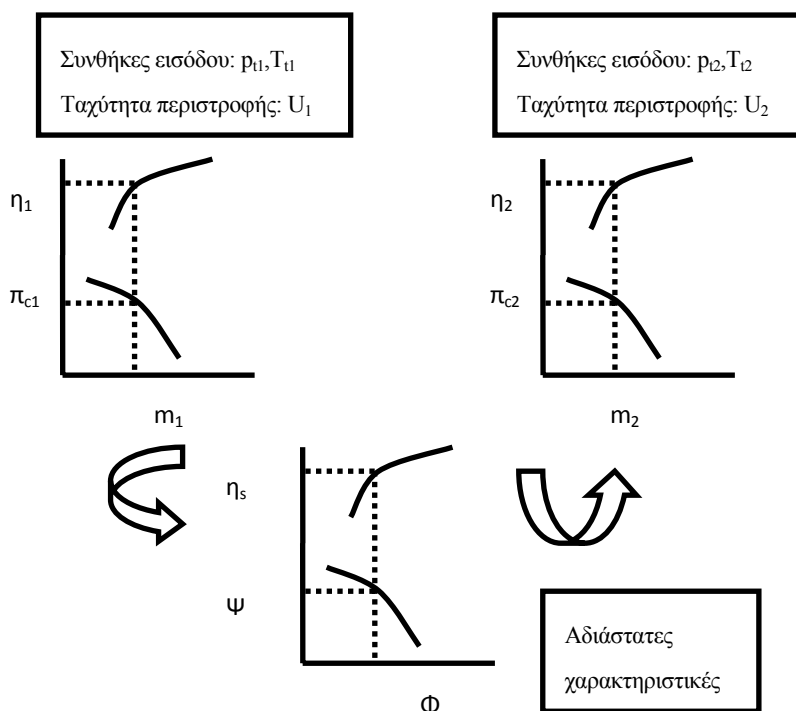
Μετά την εκτίμηση και του σημείου σχεδίασης όλων των βαθμίδων, η χαρακτηριστική κάθε μιας υπολογίζεται με τη βοήθεια των γενικευμένων. Έχοντας τις χαρακτηριστικές κάθε βαθμίδας, οι συνολικές καμπύλες μπορούν να συντεθούν με σύζευξη των επιμέρους. Στην περίπτωση του στροβίλου το μέγεθος της παροχής που μπορεί να απορροφήσει μία βαθμίδα καθορίζεται από τη βαθμίδα που ακολουθεί, μια που περιορίζεται από την ανάπτυξη στραγγαλισμένης ροής. Έτσι, η διαδικασία για τη σύνθεση των χαρακτηριστικών αρχίζει από τις πίσω βαθμίδες προς τις εμπρός.

3.3 Προσθήκη Χαρακτηριστικών Στους Χάρτες

Αφού προσδιοριστούν με κάποια μέθοδο τα άγνωστα πεδία χαρακτηριστικών, ένα επιπλέον πρόβλημα που παρουσιάζεται είναι να υπολογιστούν με όσο το δυνατό

μεγαλύτερη ακρίβεια οι χαρακτηριστικές που αφορούν σε συνθήκες λειτουργίας οι οποίες δεν περιγράφονται από τα πεδία χαρακτηριστικών που πρόεκυψαν. Αυτό σημαίνει ότι είτε θα πρέπει να παρεμβάλουμε χαρακτηριστικές που περιγράφουν συνθήκες λειτουργίας οι οποίες βρίσκονται μέσα στο εύρος συνθηκών λειτουργίας που περιγράφουν τα υπάρχοντα πεδία χαρακτηριστικών, είτε να προσδιορίσουμε χαρακτηριστικές που αφορούν σε λειτουργία για συνθήκες έξω από το εύρος αυτό.

Για την περίπτωση του συμπιεστή για την προσθήκη μιας χαρακτηριστικής μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε τις αδιάστατες παραμέτρους λειτουργίας (βλέπε παράγραφο 3.1.3). Έχει παρατηρηθεί ότι οι αδιάστατες χαρακτηριστικές επιδόσεων Ψ - Φ και Φ - η_s δεν μεταβάλλονται με τις στροφές του συμπιεστή. Κάθε συγκεκριμένη τιμή των αδιάστατων παραμέτρων αντιστοιχεί σε συγκεκριμένες τιμές των γωνιών της ροής σχετικά με τα πτερύγια. Έτσι αν θεωρήσει κανείς ένα συγκεκριμένο σύνολο τιμών των παραμέτρων Φ, Ψ , αυτό συνεπάγεται τρίγωνα με σταθερές γωνίες, δηλαδή όμοια τρίγωνα ταχυτήτων. Με βάση το γεγονός αυτό μπορεί να ορισθεί μια διαδικασία για τον προσδιορισμό αντίστοιχων σημείων λειτουργίας (σημεία λειτουργίας με όμοια τρίγωνα ταχυτήτων), δηλαδή να προσδιορισθεί μέσω των αδιάστατων παραμέτρων Φ και Ψ , μία χαρακτηριστική λειτουργίας του συμπιεστή για συνθήκες εισόδου p_{t1}, T_{t1} και ταχύτητα περιστροφής U_1 , όταν είναι γνωστή η χαρακτηριστική λειτουργίας για συνθήκες εισόδου p_{t2}, T_{t2} και ταχύτητα περιστροφής U_2 . Κατά την παραπάνω αντιστοίχιση, ο βαθμός απόδοσης παραμένει ίδιος.



Σχήμα 3.8: Αντιστοίχιση σημείων λειτουργίας μέσω των αδιάστατων χαρακτηριστικών

Η σχέση που συνδέει το λόγο πίεσης του συμπιεστή π_c , με την αδιάστατη παράμετρο Ψ είναι η ακόλουθη

$$\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1 + \eta_{is} \cdot \Psi \cdot (\gamma - 1) \cdot \left(\frac{U}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet}}} \right)^2$$

όπου U η περιφερειακή ταχύτητα στη μέση γραμμή του συμπιεστή, η_{is} ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης, γ ο ισεντροπικός εκθέτης και $T_{t,inlet}$ η ολική θερμοκρασία στην είσοδο του συμπιεστή. Λύνοντας ως προς Ψ έχουμε

$$\Psi = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is} \cdot (\gamma - 1) \cdot \left(\frac{U}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet}}} \right)^2}$$

Έστω ότι είναι γνωστή η χαρακτηριστική λειτουργίας (συμβολιζόμενη με το δείκτη 1) που αντιστοιχεί σε ταχύτητα περιστροφής U_1 και συνθήκες εισόδου p_{t1}, T_{t1} και θέλουμε να προσδιορίσουμε μια νέα χαρακτηριστική (συμβολιζόμενη με το δείκτη 2) που αντιστοιχεί σε ταχύτητα περιστροφής U_2 και συνθήκες εισόδου p_{t2}, T_{t2} . Από τη θεώρηση ότι η αδιάστατη παράμετρος Ψ και ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης παραμένουν σταθερά έχουμε

$$\frac{\pi_{c,1}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{U_1}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet,1}}} \right)^2} = \frac{\pi_{c,2}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{U_2}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet,2}}} \right)^2}$$

Αν αντί για τις περιφερειακές ταχύτητες χρησιμοποιηθούν οι διορθωμένες στροφές, $N / \sqrt{\theta}$ ($\theta = \frac{T_{t,inlet}}{T_{t,ref}}$), τότε προκύπτει ένας τύπος υπολογισμού των λόγων πίεσης π_{c2}

για τα σημεία της χαρακτηριστικής που θέλουμε να προσδιορίσουμε, ο οποίος είναι ο παρακάτω

$$\pi_{c,2} = \left[(\pi_{c,1}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \cdot \frac{N_{2,cor}^2}{N_{1,cor}^2} + 1 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Η (προσεγγιστική) σχέση που συνδέει την ανηγμένη παροχή με την αδιάστατη παράμετρο Φ για αξονικό συμπιεστή είναι η παρακάτω

$$\dot{m} \cdot \frac{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet}}}{p_{t,inlet}} = \gamma \cdot \Phi_1 \cdot A_1 \cdot \frac{U}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet}}}$$

όπου A_1 είναι το εμβαδό εισόδου του συμπιεστή. Η παράμετρος Φ έχει οριστεί με βάση την αξονική ταχύτητα στην είσοδο. Η αντίστοιχη σχέση για ακτινικό συμπιεστή είναι

$$\dot{m} \cdot \frac{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet}}}{p_{t,inlet}} = 2 \cdot \gamma \cdot \Phi_{av} \cdot A_2 \cdot \frac{U_2}{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{t,inlet}}} \cdot \left[1 + \frac{1 + X_c}{(1 + \eta_{is} \cdot X_c)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]^{-1}$$

όπου A_2 και U_2 είναι το εμβαδό και η περιφερειακή ταχύτητα στην έξοδο της πτερωτής αντίστοιχα, και $X_c = \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1$. Στη σχέση χρησιμοποιείται ένας μέσος συντελεστής παροχής, Φ_{av} . Και πάλι από τη θεώρηση σταθερής τιμής για την παράμετρο Φ και τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης, χρησιμοποιώντας τις διορθωμένες στροφές αντί για τις περιφερειακές ταχύτητες, προκύπτουν σχέσεις για τον υπολογισμό των διορθωμένων παροχών, $q = \frac{m \cdot \sqrt{\theta}}{\delta} \left(\delta = \frac{P_{t,inlet}}{P_{t,ref}} \right)$, για τη νέα

χαρακτηριστική (δείκτης 2). Για αξονικό συμπιεστή η σχέση αυτή είναι η ακόλουθη

$$\frac{q_1}{q_2} = \frac{N_{1,cor}}{N_{2,cor}} \rightarrow q_2 = q_1 \cdot \frac{N_{2,cor}}{N_{1,cor}}$$

ενώ για ακτινικό

$$\frac{q_1}{q_2} = \frac{N_{1,cor} \cdot \left[1 + \frac{1 + X_{c,1}}{(1 + \eta_{is,1} \cdot X_{c,1})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]^{-1}}{N_{2,cor} \cdot \left[1 + \frac{1 + X_{c,2}}{(1 + \eta_{is,1} \cdot X_{c,2})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]^{-1}} \rightarrow q_2 = q_1 \cdot \frac{N_{2,cor} \cdot \left[1 + \frac{1 + X_{c,2}}{(1 + \eta_{is,1} \cdot X_{c,2})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]^{-1}}{N_{1,cor} \cdot \left[1 + \frac{1 + X_{c,1}}{(1 + \eta_{is,1} \cdot X_{c,1})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right]^{-1}}$$

3.4 Επέκταση Πεδίων Χαρακτηριστικών σε Πολύ Χαμηλές Στροφές

Κατά την εκκίνηση ενός αεριοστροβίλου και κατά τη λειτουργία στις πολύ χαμηλές στροφές, είναι πολύ πιθανό να εμφανιστούν φαινόμενα ασταθούς λειτουργίας, όπως μετάβαση σε σημείο λειτουργίας πάνω από τη γραμμή πάλμωσης και περιστροφική αποκόλληση, τα οποία αφορούν στη λειτουργία του συμπιεστή και μπορούν να αποβούν καταστρεπτικά για τον αεριοστρόβιλο. Έτσι, τόσο για λόγους μοντελοποίησης, όσο και για την κατασκευή των συστημάτων εκκίνησης και αυτομάτου ελέγχου του αεριοστροβίλου, απαιτούνται όσο το δυνατό πιο ακριβείς χάρτες συμπιεστή αλλά και στροβίλου για την εν λόγω περιοχή. Τέτοιοι χάρτες σπάνια βρίσκονται στην ανοικτή βιβλιογραφία.

Για τον προσδιορισμό των χαρακτηριστικών του συμπιεστή στις πολύ χαμηλές στροφές πρέπει να ληφθούν υπόψη τα παρακάτω:

1. Κατά λειτουργία σε χαμηλές στροφές ο συμπιεστής για μια μικρή περιοχή εργάζεται ως στρόβιλος, με μείωση της θερμοκρασίας και της πίεσης και με την πρόσδοση ελάχιστου έργου και στη συνέχεια σε μια περιοχή εργάζεται ως αναδευτήρας προκαλώντας αύξηση της θερμοκρασίας του εργαζόμενου μέσου και απορροφώντας ισχύ αλλά μειώνοντας την πίεση.

2. Ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης δεν έχει φυσικό νόημα καθώς μπορεί να λάβει αρνητικές τιμές , ενώ μπορεί να τείνει προς το άπειρο στο σημείο αλλαγής προσήμου της αύξησης ενθαλπίας .
3. Οι απώλειες πίεσης είναι υψηλές λόγω της μεγάλης τιμής που λαμβάνει ο συντελεστής παροχής , N_a/U , ενώ πρέπει να ληφθεί υπόψη και η επίδραση του αριθμού Reynolds.
4. Κατά τη λειτουργία στις χαμηλές στροφές , είναι πιθανό να ανοίγουν βαλβίδες απομάστευσης αέρα σε κάποια θέση του συμπιεστή ,οπότε το γεγονός αυτό έχει αντίκτυπο στη συμπεριφορά του συμπιεστή.

Παρακάτω θα περιγράψουμε μία μέθοδο για τον προσδιορισμό των χαρακτηριστικών συμπιεστή ,αλλά και στροβίλου στις πολύ χαμηλές στροφές , η οποία έχει ενσωματωθεί και στο λογισμικό που παρουσιάζεται στο κεφάλαιο 5 .

Η μέθοδος αυτή βασίζεται στους νόμους ομοιότητας , οι οποίοι αφορούν ασυμπίεστη ροή και άρα δεν μπορούν να χρησιμοποιηθούν αυτούσιοι στις θερμικές στροβιλομηχανές, χωρίς κατάλληλη τροποποίηση. Οι νομοί αυτοί έχουν την παρακάτω μορφή:

$$\frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_a} = \left[\frac{N_b}{N_a} \right]^1 \quad (1)$$

$$\frac{w_b}{w_a} = \left[\frac{N_b}{N_a} \right]^2 \quad (2)$$

$$\frac{\dot{W}_b}{\dot{W}_a} = \left[\frac{N_b}{N_a} \right]^3 \quad (3)$$

όπου m , w και \dot{W} η παροχή , το ειδικό έργο και η ισχύς αντίστοιχα . Προκειμένου να επεκταθούν οι εξισώσεις 1 έως 3 για συμπιεστή ροή αεριοστροβίλων , πρέπει να μετασχηματισθούν κατάλληλα και να υπολογιστούν οι νέοι εκθέτες p , q και r των παρακάτω εξισώσεων:

$$\frac{(m\sqrt{g}/\delta)_b}{(m\sqrt{g}/\delta)_a} = \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^p \quad (4)$$

$$\frac{w_b}{w_a} = \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^q \quad (5)$$

$$\frac{\dot{W}_b}{\dot{W}_a} = \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^r \quad (6)$$

$$\text{όπου } \%N = \frac{N / \sqrt{\theta}}{N_{design} / \sqrt{\theta}} \quad (7).$$

Για να είναι δυνατή η εφαρμογή της μεθόδου πρέπει να έχουμε στη διάθεση μας δεδομένα για δύο διαδοχικές ισοταχείς a και b , με $N_a > N_b$, με τη βοήθεια των

οποίων θα υπολογιστεί η νέα ισοταχής N_x , η οποία φυσικά θα αντιστοιχεί σε μικρότερη διορθωμένη ταχύτητα (extrapolated speed line).

Όπως έχει αναφερθεί και σε προηγούμενο κεφάλαιο οι χαρακτηριστικές των συνιστωσών μιας μηχανής μπορούν να δοθούν συναρτήσει της σχετικής ανηγμένης ταχύτητας και της τιμής της γραμμής $-\beta$. Έτσι ισχύει:

$$(m, PR, \eta) = f(\beta, \%N) \quad (8)$$

Αναδιατάσσοντας τις εξισώσεις 4 έως 6 γίνεται αντιληπτό ότι

$$p = f(m, \%N) \quad (9)$$

$$q = f(w, \%N) \quad (10)$$

$$r = f(W, \%N) \quad (11)$$

Στις εξισώσεις 5 και 6 το ειδικό έργο και η ισχύς θα αντικατασταθούν από τις αντίστοιχες θερμοδυναμικές σχέσεις. Επειδή οι σχέσεις αυτές διαφέρουν μεταξύ συμπιεστή και στροβίλου οι νέες εξισώσεις θα υπολογιστούν ξεχωριστά για τον καθένα.

Στρόβιλος

Σύμφωνα με την εξίσωση (4), ο εκθέτης p μπορεί να υπολογιστεί από τον τύπο

$$p = \frac{\log \left(\frac{(m\sqrt{g}/\delta)_b}{(m\sqrt{g}/\delta)_a} \right)}{\log \left(\frac{\%N_b}{\%N_a} \right)} \quad (12)$$

Μετά τον υπολογισμό του εκθέτη είναι δυνατός ο προσδιορισμός των νέων τιμών (δείκτης x) για την ανηγμένη παροχή σύμφωνα με την σχέση :

$$(m\sqrt{g}/\delta)_x = (m\sqrt{g}/\delta)_a \cdot \left[\frac{\%N_x}{\%N_a} \right]^p \quad (13)$$

όπου N_x η ισοταχής που θέλουμε να υπολογίσουμε.

Ο εκθέτης q δεν μπορεί να υπολογιστεί κατευθείαν από την σχέση (5). Για να απαλλαγούμε από τους βαθμούς απόδοσης (θα ασχοληθούμε με αυτούς στο επόμενο βήμα) αντί του ειδικού έργου θα εισάγουμε στη σχέση το αντίστοιχο ιδανικό (ideal) δηλαδή

$$\frac{w_{ideal,b}}{w_{ideal,a}} = \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^q \quad (14)$$

το οποίο για την περίπτωση του στροβίλου είναι ίσο με

$$w_{ideal} = C_p T_{t,inlet} \left[1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (15)$$

Μέσω των εξισώσεων (14) και (15) ο εκθέτης q μπορεί να βρεθεί ίσος με

$$q = \frac{\log \left(\frac{\left[1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]_b}{\left[1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]_a} \right)}{\log \left(\frac{\%N_b}{\%N_a} \right)} \quad (16)$$

Οι νέες τιμές του λόγου πίεσης (δείκτης x) για την νέα ισοταχή θα είναι ίσες με

$$PR_x = \left(1 + \left(\left(1 - \left(\frac{1}{PR_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \cdot \left[\frac{\%N_x}{\%N_a} \right]^q \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (17)$$

Όμοια με την περίπτωση του εκθέτη q ο εκθέτης r δεν μπορεί να υπολογιστεί απευθείας από την σχέση (6). Η ισχύς που παράγει ο στρόβιλος είναι ίση με

$$\dot{W} = m \cdot \eta_{t,is} \cdot C_p T_{t,inlet} \left[1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (18)$$

Έτσι η εξίσωση (6) γίνεται

$$\frac{\left(m \cdot \eta_{t,is} \cdot C_p T_{t,inlet} \left[1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right)_b}{\left(m \cdot \eta_{t,is} \cdot C_p T_{t,inlet} \left[1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right)_a} = \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^r \quad (19)$$

Κάνοντας χρήση των εξισώσεων (13),(14),(15) η εξίσωση (19) γίνεται

$$\left(\frac{\eta_b}{\eta_a} \right) \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^p \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^q = \left[\frac{\%N_b}{\%N_a} \right]^r \quad (20)$$

και αναδιατάσσοντας την εξίσωση (20) μπορεί να υπολογιστεί ο εκθέτης r ως εξής

$$r = (p+q) + \frac{\log \left(\frac{\eta_b}{\eta_a} \right)}{\log \left(\frac{\%N_b}{\%N_a} \right)} \quad (21)$$

Οι νέες τιμές για τον ισητροπικό βαθμό απόδοσης θα δίνονται από τον τύπο

$$\eta_x = \eta_a \cdot \left[\frac{\%N_x}{\%N_a} \right]^{r-(p+q)} \quad (22)$$

Συμπιεστής

Για τον υπολογισμό των εκθετών p, q, r για την περίπτωση του συμπιεστή ακολουθείται ίδια διαδικασία με την μόνη διαφορά ότι τώρα το ειδικό έργο είναι ίσο με

$$W_{ideal} = C_p T_{t,inlet} \left[(PR)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (23)$$

ενώ η ισχύς που απορροφά ο συμπιεστής είναι

$$\dot{W} = m \cdot \frac{1}{\eta_{C,is}} \cdot C_p T_{t,inlet} \left[(PR)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (24)$$

Η τιμή του εκθέτη p και των νέων τιμών της ανηγμένης παροχής παραμένουν ίδιες όπως στην περίπτωση του στροβίλου. Οι τιμές των εκθετών q και r και των υπολογιζόμενων τιμών του λόγου πίεσης και του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης είναι τώρα :

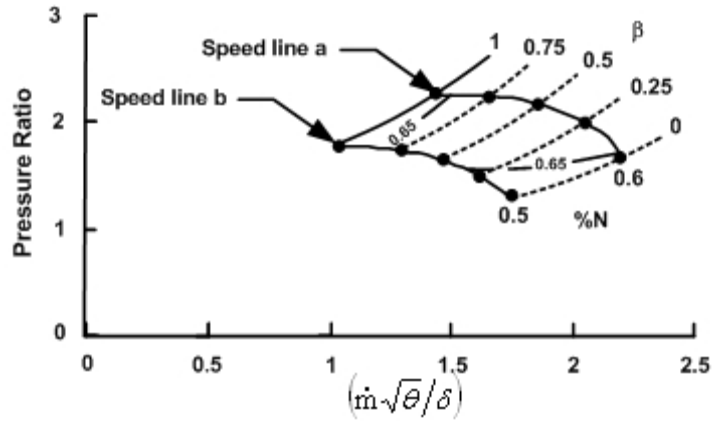
$$q = \frac{\log \left(\frac{\left[(PR)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]_b}{\left[(PR)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]_a} \right)}{\log \left(\frac{\%N_b}{\%N_a} \right)} \quad (25)$$

$$PR_x = \left(1 + \left((PR_a)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \cdot \left[\frac{\%N_x}{\%N_a} \right]^q \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (26)$$

$$r = (p+q) - \frac{\log \left(\frac{\eta_b}{\eta_a} \right)}{\log \left(\frac{\%N_b}{\%N_a} \right)} \quad (27)$$

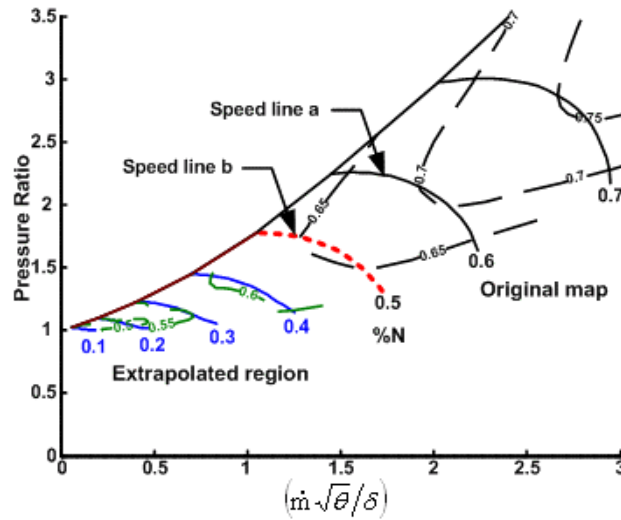
$$\eta_x = \eta_a \cdot \left[\frac{\%N_x}{\%N_a} \right]^{(p+q)-r} \quad (28)$$

Έχει αποδειχθεί ότι οι τιμές των παραπάνω εκθετών εξαρτώνται σημαντικά από το σχήμα των ισοταχών αναφοράς (δείκτες a και b). Για το λόγο αυτό πρέπει να υπολογιστούν ξεχωριστά για κάθε γραμμή $-\beta$. Για να επιτευχθεί αυτό πρέπει να γνωρίζουμε τις τιμές της παροχής, του λόγου πίεσης και του βαθμού απόδοσης στα σημεία τομής της γραμμής $-\beta$ με τις ισοταχείς a και b (βλέπε σχήμα 3.9). Να σημειωθεί ότι η υπολογιζόμενη ισοταχής θα είναι τόσο πιο λεία όσο περισσότερες γραμμές $-\beta$ (άρα και σημεία τομής) έχουμε στη διάθεσή μας.

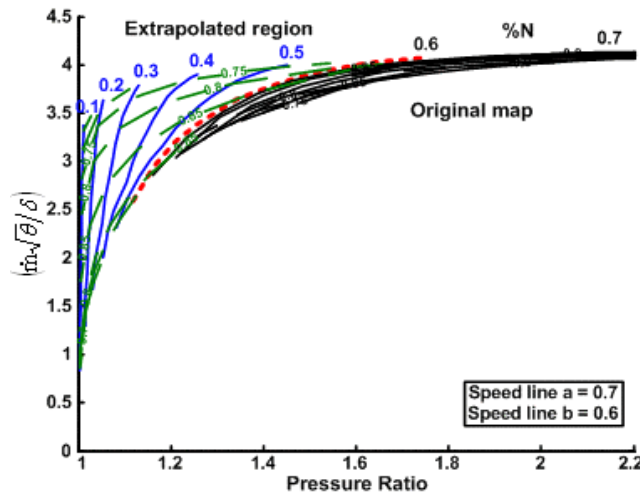


Σχήμα 3.9: Τομές γραμμών $-\beta$ με τις ισοταχείς a και b

Στα σχήματα 3.10 και 3.11 φαίνονται μερικές ισοταχείς που προσδιορίστηκαν με τη μέθοδο που παρουσιάστηκε όπως και το ποιες ισοταχείς πάρθηκαν ως a και b, για έναν χάρτη συμπιεστή και ένα χάρτη στροβίλου αντίστοιχα.

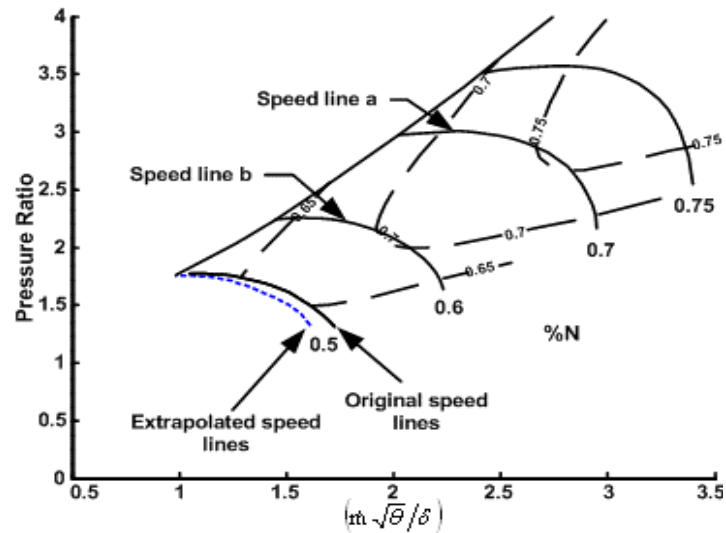


Σχήμα 3.10: Extrapolation σε χάρτη συμπιεστή



Σχήμα 3.11: Extrapolation σε χάρτη στροβίλου

Ως γραμμή b θα πρέπει να λαμβάνεται η ισοταχής του αρχικού χάρτη με την μικρότερη τιμή ανηγμένων στροφών, ενώ ως γραμμή a η αμέσως μεγαλύτερη. Στο σχήμα 3.12 συγκρίνεται μία ισοταχής που προέκυψε, με τη μέθοδο που περιγράψαμε, με την αντίστοιχη πραγματική (αυτή δηλαδή που αντιστοιχεί στις ίδιες ανηγμένες στροφές).



Σχήμα 3.12: Πιστοποίηση αποτελεσμάτων μεθόδου

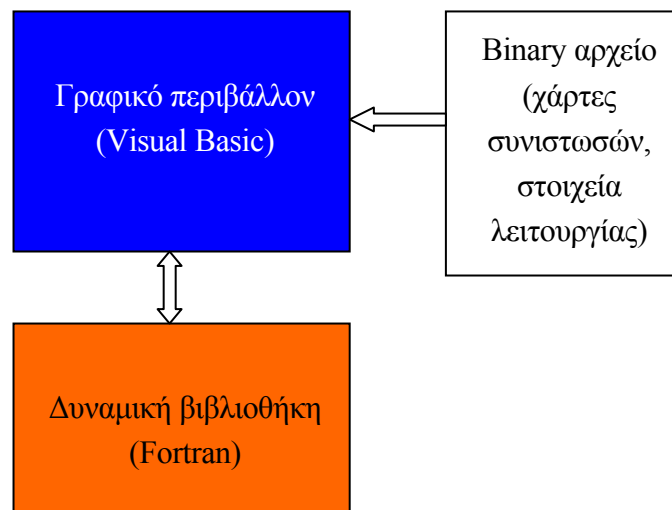
4

Πρόγραμμα Λειτουργίας TEACHES

Προσομοίωσης Αεριοστροβίλων

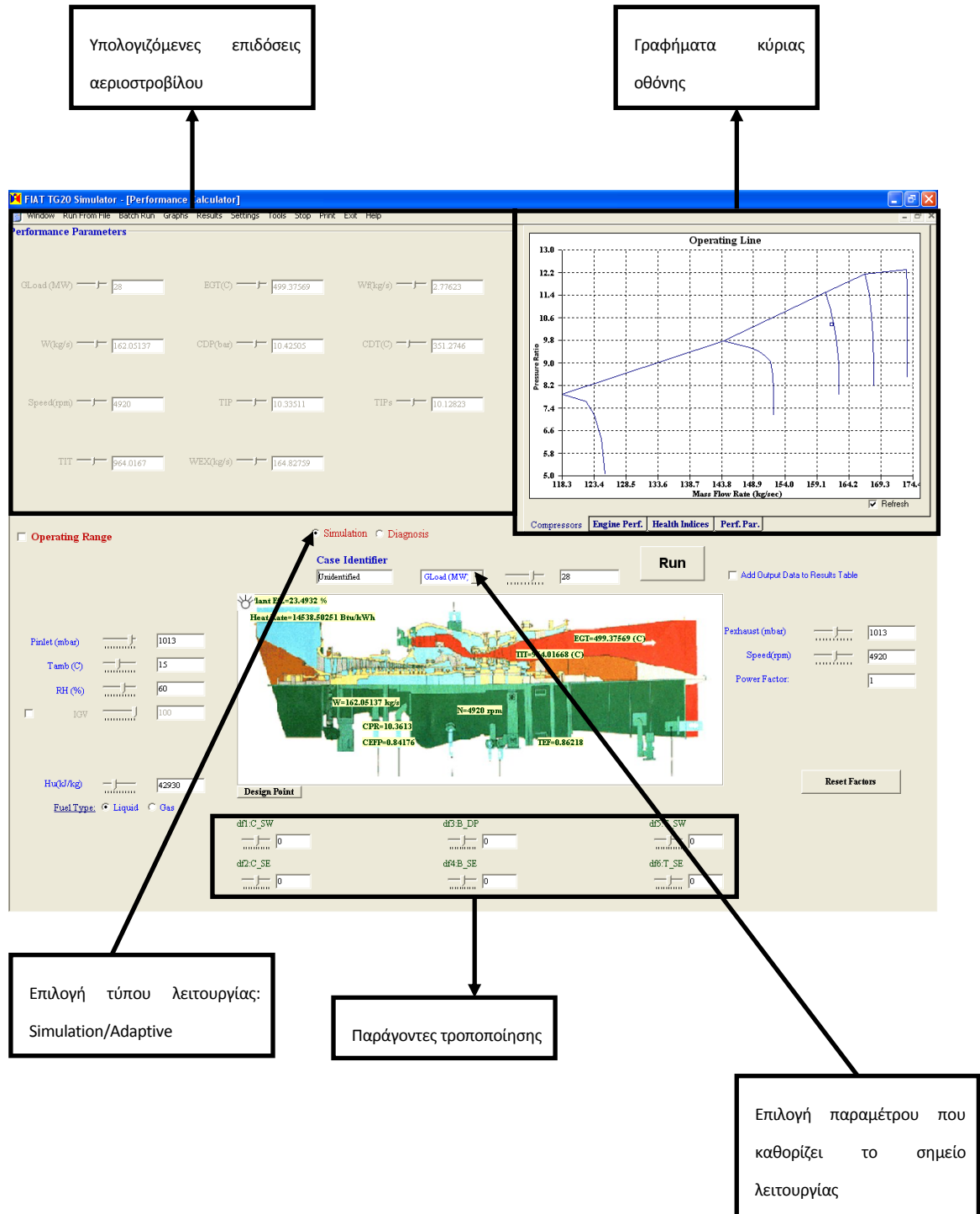
4.1 Περιγραφή

Το πρόγραμμα προσομοίωσης λειτουργίας TEACHES αποτελείται από ένα γραφικό περιβάλλον και μια δυναμική βιβλιοθήκη (dll) η οποία περιλαμβάνει ένα γενικευμένο υπολογιστικό μοντέλο αεριοστροβίλων. Το γραφικό περιβάλλον είναι δομημένο σε γλώσσα προγραμματισμού Microsoft Visual Basic 6.0 ενώ η δυναμική βιβλιοθήκη σε γλώσσα FORTRAN. Για τη λειτουργία του προγράμματος είναι απαραίτητη η ύπαρξη ενός binary αρχείου το οποίο περιλαμβάνει όλα τα στοιχεία λειτουργίας του κινητήρα που θέλουμε να μοντελοποιήσουμε. Οι τρεις αυτές συνιστώσες αλληλεπιδρούν μεταξύ τους όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 4.1. Το γραφικό περιβάλλον ανανεώνεται δυναμικά ανάλογα με τη διάταξη του κινητήρα μετά την εισαγωγή του binary αρχείου. Στα σχήματα 4.2 έως 4.4 παρουσιάζονται οι βασικές οθόνες ανάλυσης λειτουργίας διαφόρων διατάξεων αεριοστροβίλων.

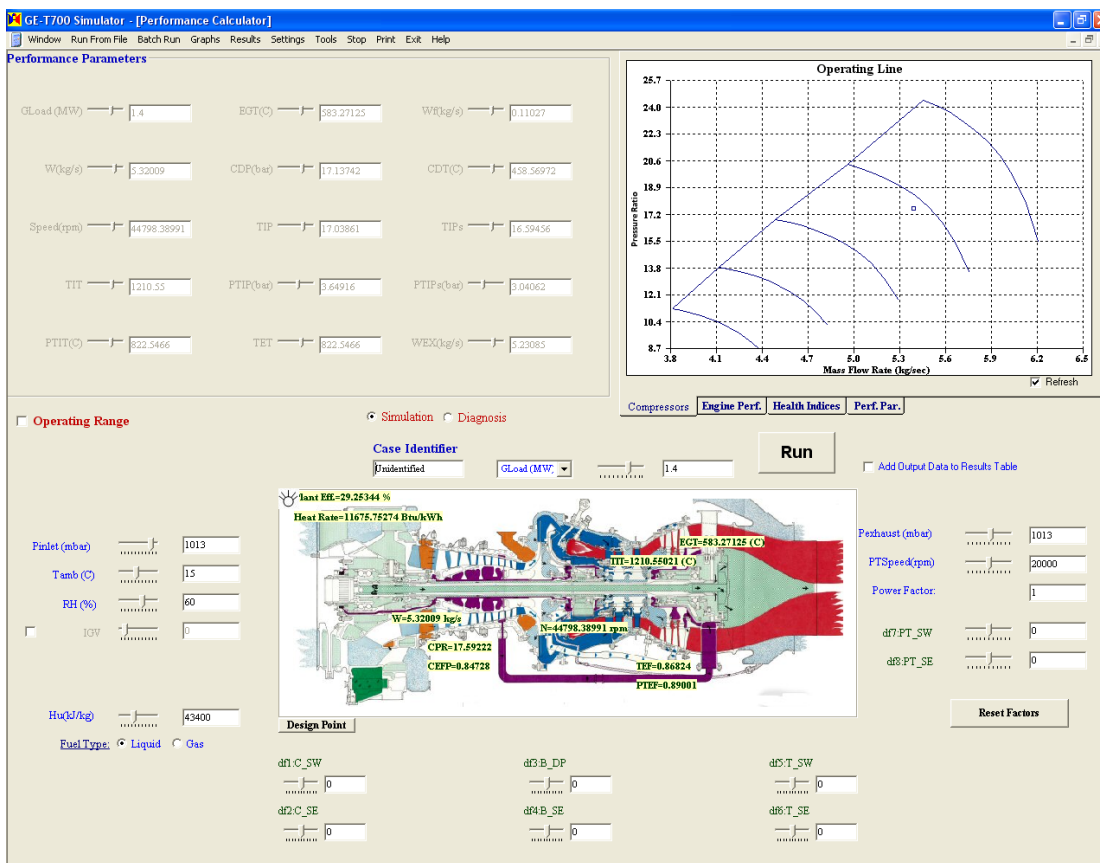


Σχήμα 4.1 Δομή του προγράμματος TEACHES

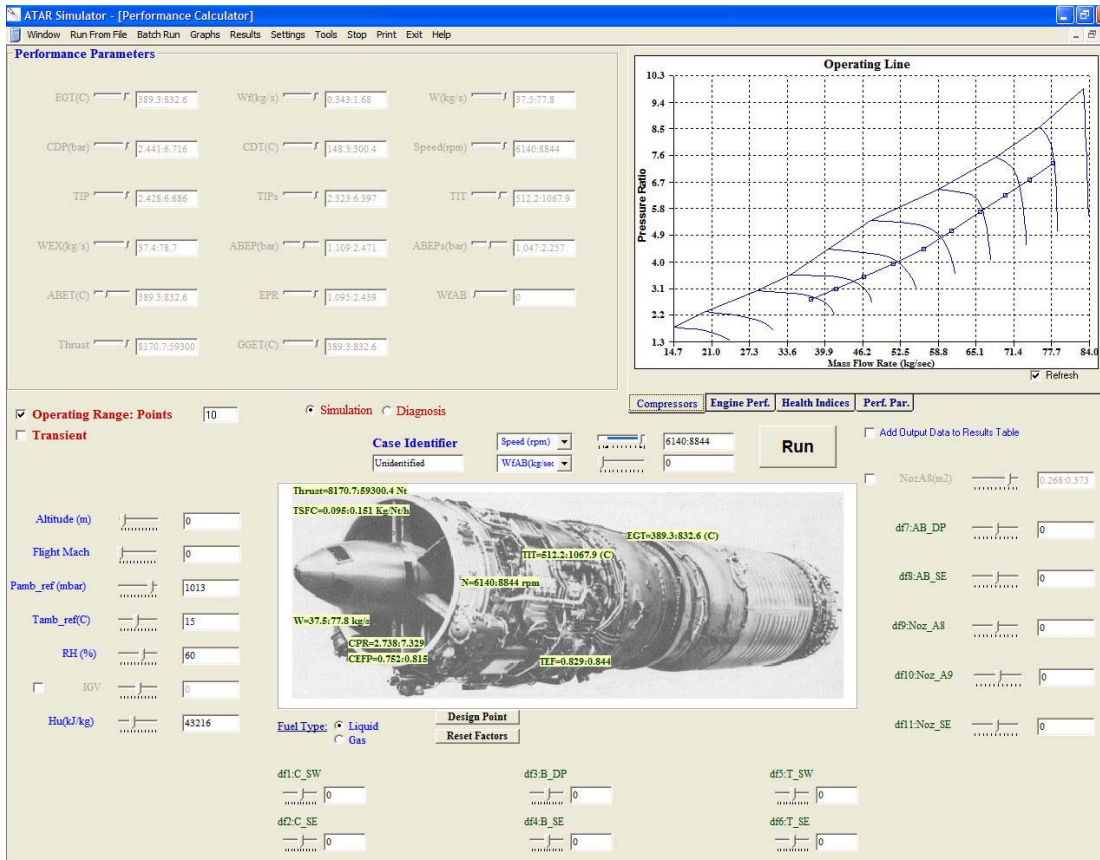
Στο γραφικό περιβάλλον του προγράμματος, φιλοξενείται μία εικόνα (συνήθως σε τομή) του αεριοστροβίλου, πάνω στην οποία προβάλλονται κρίσιμα υπολογιζόμενα μεγέθη για τη λειτουργία του αεριοστροβίλου.



Σχήμα 4.2 Βασική οθόνη ανάλυσης λειτουργίας αεριοστροβίλου απλής ατράκτου



Σχήμα 4.3 Βασική οθόνη ανάλυσης λειτουργίας αεριοστροβίλου διπλής ατράκτου



Σχήμα 4.4 Βασική οθόνη ανάλυσης λειτουργίας turbojet κινητήρα

4.2 Βασικές Λειτουργίες

Το πρόγραμμα έχει δύο κύριες λειτουργίες:

1. Την προσομοίωση λειτουργίας (Simulation) της συγκεκριμένης μηχανής, όπου με δεδομένα μεγέθη που προσδιορίζουν μονοσήμαντα τις συνθήκες λειτουργίας (π.χ. ατμοσφαιρικές συνθήκες, ταχύτητα περιστροφής) πραγματοποιείται πλήρης ανάλυση του κύκλου της μηχανής, προσδιορίζοντας έτσι κρίσιμα για την κατάσταση της μηχανής μεγέθη (π.χ. η θερμοκρασία εισόδου στον στρόβιλο) καθώς και μεγέθη που περιγράφουν την απόδοση της μηχανής. Έτσι, ο χρήστης έχει την δυνατότητα να εξετάσει την επίδραση διαφόρων συνθηκών στη λειτουργία και τις επιδόσεις του αεριοστροβίλου.
2. Την εκτίμηση της κατάστασης του αεριοστροβίλου (Adaptive ή αλλιώς Diagnosis λειτουργία), όπου με δεδομένα συγκεκριμένων μετρήσεων προσδιορίζονται οι επιδόσεις του αεριοστροβίλου για συγκεκριμένες συνθήκες λειτουργίας και υπολογίζονται οι παράγοντες τροποποίησης που δείχνουν την απόκλιση της λειτουργίας της μηχανής από την υγιή κατάσταση (ή από αυτή που εκτιμήθηκε κατά την μοντελοποίηση) , όπως την περιγράφουν οι συνιστώσες της.

Μέσω της κεντρικής οθόνης δίνεται η δυνατότητα μεταβολής των συνθηκών λειτουργίας του αεριοστροβίλου (πίεση και θερμοκρασία ατμόσφαιρας, υψόμετρο και Mach πτήσης, σχετική υγρασία, ταχύτητα περιστροφής γεννήτριας, θέση IGVs κτλ. και καθορισμού του σημείου λειτουργίας με μία σειρά παραμέτρων όπως το φορτίο, οι στροφές, θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων κ.α. (βλέπε Παράρτημα 1).

Μπορούν επίσης να εξεταστούν σενάρια εφαρμογής κάποιας μεθόδου ψύξης του αέρα στην είσοδο του αεριοστροβίλου ή/και έγχυσης νερού πριν το θάλαμο καύσης.

Ο χρήστης έχει την δυνατότητα στην περίπτωση όπου πραγματοποιείται προσομοίωση λειτουργίας (Simulation), να καθορίσει ένα συγκεκριμένο εύρος μεταβολής για μια από τις προαναφερθείσες παραμέτρους, ενεργοποιώντας την επιλογή **'Operating Range'** .

Στην κεντρική οθόνη επιστρέφονται από το πρόγραμμα (για Adaptive λειτουργία) ή μεταβάλλονται από τον χρήστη οι παράγοντες τροποποίησης για την παροχή και τον πολυτροπικό βαθμό απόδοσης των συμπιεστών , την παροχή και τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης των στροβίλων, τις απώλειες πίεσης και το βαθμό απόδοσης των θαλάμων καύσης κ.α. (βλέπε Παράρτημα 1).

4.3 Παρουσίαση Αποτελεσμάτων

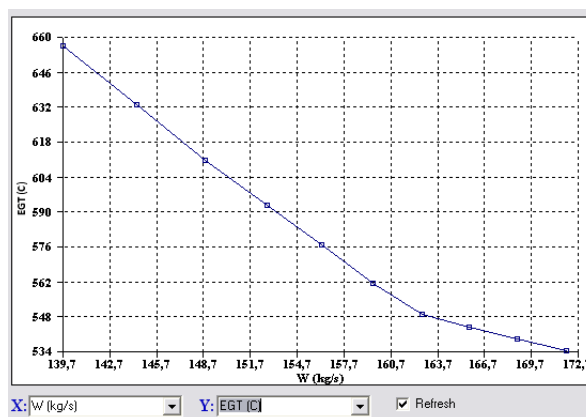
Στο πάνελ με τίτλο **'Performance Parameters'** παρουσιάζονται, ανάλογα με τον τύπο ανάλυσης που έχει επιλεχθεί (Simulation/Adaptive) , υπολογιζόμενα χαρακτηριστικά μεγέθη ή μετρημένα μεγέθη που θα χρησιμοποιηθούν για την εκτίμηση της κατάστασης του αεριοστροβίλου.

Επίσης στη βασική οθόνη του προγράμματος υπάρχει δυνατότητα επιλογής μεταξύ τεσσάρων γραφημάτων με τίτλο

- α) **Compressors**
- β) **Engine Performance**
- γ) **Health Indices**
- δ) **Performance Parameters .**

Στο πρώτο παρουσιάζεται το σημείο λειτουργίας του/των συμπιεστών. Στην περίπτωση που πραγματοποιείται μία ανάλυση εκτίμησης κατάστασης (Adaptive) , οι τροποποιημένες χαρακτηριστικές του συμπιεστή παρουσιάζονται με κόκκινο χρώμα.

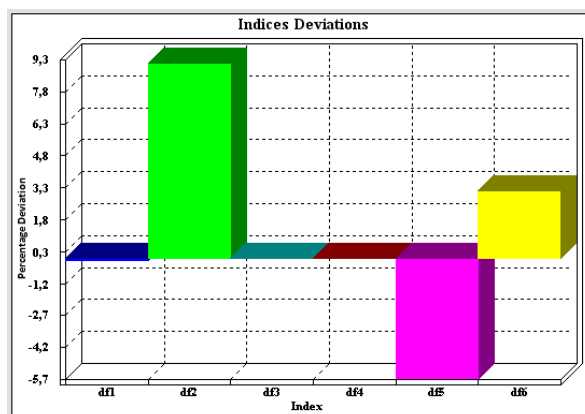
Στο γράφημα με τίτλο **Engine Performance** ο χρήστης έχει τη δυνατότητα να δει χαρακτηριστικά μεγέθη λειτουργίας / επιδόσεων. Στους δύο άξονες μπορούν να παρασταθούν διάφορα μεγέθη (βλέπε Σχήμα 4.5).



Σχήμα 4.5 Γράφημα χαρακτηριστικών μεγεθών λειτουργίας

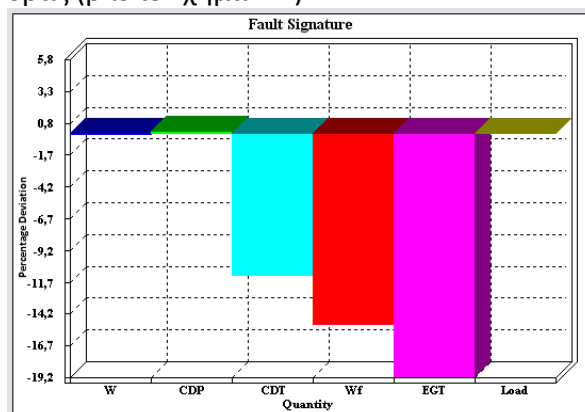
Στο γράφημα **Health Indices** παρουσιάζονται οι τιμές των παραγόντων τροποποίησης (βλέπε Σχήμα 4.6) στην περίπτωση που ο χρήστης έχει επιλέξει:

- Simulation λειτουργία και έχει μεταβάλλει συγχρόνως την τιμή ενός ή περισσότερων παραγόντων τροποποίησης ή
- Adaptive λειτουργία.



Σχήμα 4.6 Γράφημα παραγόντων τροποποίησης

Στο τελευταίο γράφημα με τίτλο **Performance Parameters** παρουσιάζονται οι αποκλίσεις χαρακτηριστικών μεγεθών του σημείου λειτουργίας που εξετάστηκε, από τις αντίστοιχες αναφορές (βλέπε Σχήμα 4.7).

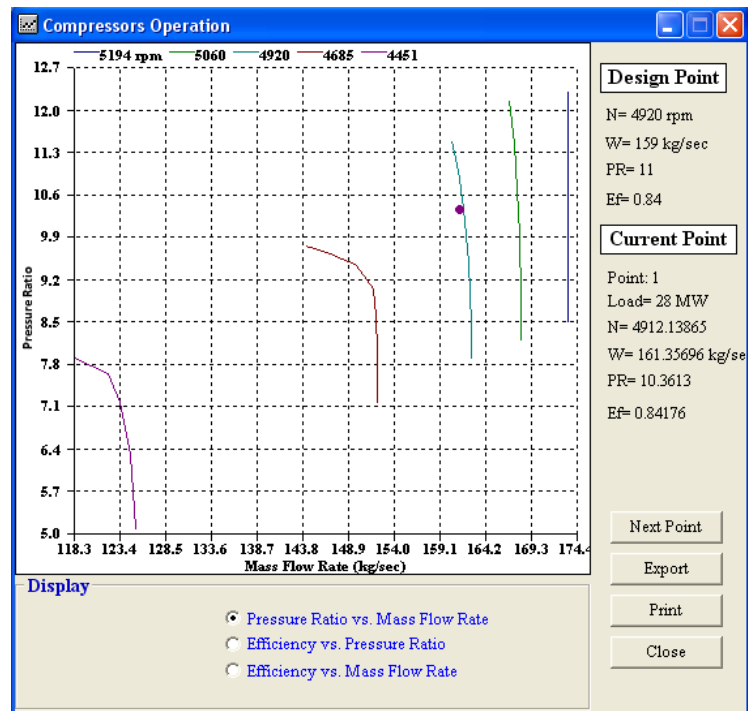


Σχήμα 4.7 Γράφημα απόκλισης χαρακτηριστικών μεγεθών λειτουργίας από τις τιμές αναφοράς

4.4 Μενού Προγράμματος-Επιπλέον Δυνατότητες

Από το μενού βασικών επιλογών πραγματοποιούνται τα ακόλουθα:

- Η εισαγωγή μετρήσεων από κάποιο αρχείο και τρέξιμο χωρίς γραφική παρουσίαση αποτελεσμάτων ('Run from File').
- Η εισαγωγή μετρήσεων από κάποιο αρχείο ('Batch Run').
- Η γραφική παρουσίαση των αποτελεσμάτων όπου περιλαμβάνονται τα γραφήματα λειτουργίας συμπιεστών και στροβίλων ('Graphs') (βλέπε Σχήμα 4.8).



Σχήμα 4.8 Γράφημα λειτουργίας συμπιεστή

- Η επιλογή των παραγόντων τροποποίησης και των μετρούμενων μεγεθών που θα χρησιμοποιηθούν για Adaptive λειτουργία ('Settings').
- Η εμφάνιση όλων των υπολογιζόμενων μεγεθών σε πινακοποιημένη μορφή ('Results').
- Διακοπή της τρέχουσας ανάλυσης του προγράμματος ('Stop').
- Η εκτύπωση των αποτελεσμάτων ('Print').
- Η έξοδος από το πρόγραμμα ('Exit').

5

Ανάπτυξη Λογισμικού Για Δημιουργία Δεδομένων Μοντέλων Αεριοστροβίλων (E.MO.DA.C.)

Για να μπορούμε να δημιουργούμε με ευκολία αρχεία στα οποία είναι αποθηκευμένα όλα εκείνα τα δεδομένα που απαιτούνται για να δουλέψει το πρόγραμμα TEACHES, αναπτύξαμε ένα γραφικό περιβάλλον επικοινωνίας, το οποίο και ονομάσαμε E.MO.DA.C. (Engine Model Data Creation). Το εν λόγω λογισμικό δημιουργεί αρχεία με συγκεκριμένη μορφή (binary αρχεία) , τα οποία στη συνέχεια μπορούν να διαβαστούν από το πρόγραμμα. Το «χτίσιμο» του αρχείου ξεκινάει από ένα ήδη υπάρχον, το οποίο περιέχει δεδομένα για ήδη μοντελοποιημένες μηχανές.

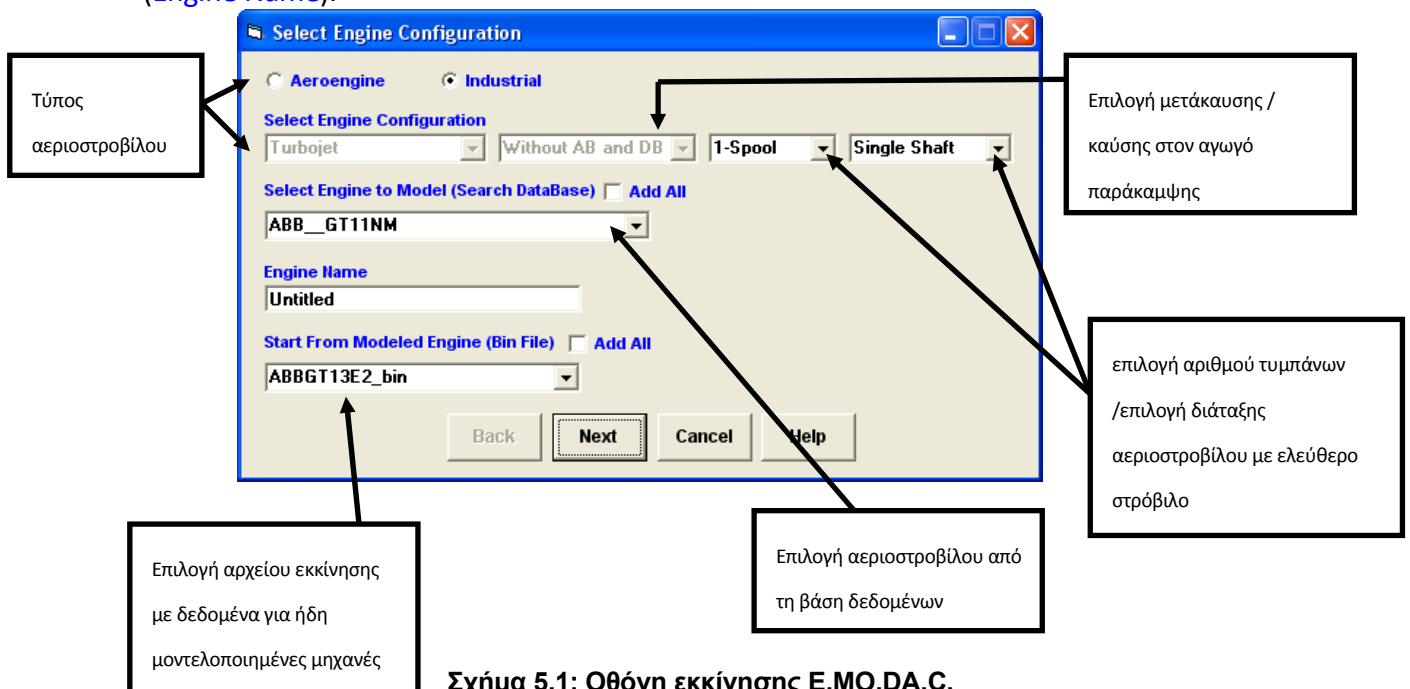
Η ανάπτυξη ενός υπολογιστικού προγράμματος-μοντέλου για κάποια μηχανή απαιτεί τη γνώση αφενός λεπτομερών γεωμετρικών στοιχείων και αφετέρου χαρακτηριστικών λειτουργίας των συνιστωσών ,π.χ. του συμπιεστή ή του στροβίλου. Τέτοια όμως στοιχεία δεν παρέχονται από τον κατασκευαστή ,ούτε δημοσιεύονται στην ανοικτή βιβλιογραφία για λόγους ανταγωνισμού. Στο χρήστη παρέχονται δεδομένα σχετικά με τις συνολικές επιδόσεις , όπως π.χ. ειδική κατανάλωση καυσίμου και τιμές μερικών βασικών παραμέτρων για επόπτευση της λειτουργίας, όπως π.χ. θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων. Ενώ λοιπόν ο κατασκευαστής έχει όλα τα απαραίτητα στοιχεία λειτουργίας των συνιστωσών για συγκρότηση υπολογιστικού μοντέλου , ο χρήστης έχει στη διάθεσή του μόνο μερικά συνολικά μεγέθη. Συνεπώς η μέθοδος που θα χρησιμοποιηθεί για την ανάπτυξη ενός μοντέλου από ένα χρήστη πρέπει να βασίζεται σε τέτοια στοιχεία. Για το σκοπό αυτό , δημιουργήσαμε μία βάση δεδομένων με αεριοστροβίλους (αεροπορικούς και βιομηχανικούς) που βρέθηκαν στη βιβλιογραφία και το διαδίκτυο, για τους οποίους είναι δημοσιευμένες βασικές παράμετροι λειτουργίας για το σημείο σχεδίασής τους και οι οποίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την μοντελοποίησή τους. Οι αεριοστροβίλοι που βρίσκονται στη βάση δεδομένων είναι συγκεντρωμένοι στους πίνακες του Παραρτήματος 2.

Στις επόμενες ενότητες παρουσιάζονται οι επιμέρους οθόνες του λογισμικού E.MO.DA.C. Σε κάποια σημεία χρησιμοποιούνται ως σημείο αναφοράς τα σχήματα Π.1.1 και Π.1.2 του Παραρτήματος 1. Σε κάθε οθόνη του λογισμικού υπάρχει η επιλογή “**Help**” που εμφανίζει ένα αρχείο βοήθειας, το οποίο ανάλογα με το σημείο στο οποίο βρίσκεται ο χρήστης , του παρέχει τις απαραίτητες πληροφορίες.

5.1 Επιλογή Διάταξης Αεριοστροβίλου - Επιλογή Αεριοστροβίλου Από Τη Βάση Δεδομένων

Το πρόγραμμα TEACHES έχει τη δυνατότητα ανάλυσης λειτουργίας όλων των τύπων αεριοστροβίλων (turbojet , turbofan , turboprop , turboshaft). Στο σχήμα Π.1.1 του Παραρτήματος 1 δίνεται η γενική δομή ενός αεροπορικού κινητήρα που χρησιμοποιείται από το πρόγραμμα, ενώ στο σχήμα Π.1.2 δίνεται η αντίστοιχη δομή ενός βιομηχανικού αεριοστροβίλου. Στα σχήματα αυτά παρουσιάζεται η ροή του εργαζόμενου μέσου δια μέσου των διαφόρων τμημάτων του αεριοστροβίλου. Στα αριθμημένα σημεία των σχημάτων το πρόγραμμα επιστρέφει την ολική και στατική θερμοκρασία, την ολική και στατική πίεση , την παροχή αέρα , το λόγο καυσίμου-αέρα και τον αριθμό Mach στις θέσεις που αυτά συμβολίζουν.

Στο σχήμα 5.1 παρουσιάζεται η οθόνη εκκίνησης του λογισμικού E.MO.DA.C., όπου επιλέγεται ο τύπος και η διάταξη του αεριοστροβίλου που θέλουμε να μοντελοποιήσουμε ([Select Engine Configuration](#)). Οι αεριοστροβίλοι που βρίσκονται μέσα στη βάση δεδομένων φιλτράρονται και παρουσιάζονται στο χρήστη, σε περίπτωση που θέλει να δημιουργήσει το μοντέλο λειτουργίας κάποιας από αυτές ([Select Engine to Model \(Search DataBase\)](#)), με βάση τον τύπο και τη διάταξη αεριοστροβίλου που έχει επιλεγεί. Η διαδικασία δημιουργίας ενός αρχείου , όπως έχει ήδη αναφερθεί, ξεκινάει υποχρεωτικά από ένα υπάρχον, το οποίο περιέχει δεδομένα για ήδη μοντελοποιημένες μηχανές που αντιστοιχούν και πάλι σε ίδιο τύπο αεριοστροβίλου και διάταξη με αυτή που έχει επιλεγεί ([Start From Modeled Engine \(Bin File\)](#)). Προαιρετικά δίνεται και ένα όνομα στον μοντελοποιούμενο αεριοστροβίλο ([Engine Name](#)).



Σχήμα 5.1: Οθόνη εκκίνησης E.MO.DA.C.

5.2 Σημείο Σχεδίασης

Το πρώτο βήμα για τη δημιουργία του μοντέλου λειτουργίας ενός αεριοστροβίλου είναι ο καθορισμός των ονομαστικών σημείων λειτουργίας των συμπιεστών και των στροβίλων. Για να γίνει αυτό για κάθε υπάρχοντα συμπιεστή και στρόβιλο, το πρόγραμμα TEACHES χρειάζεται την τιμή της διορθωμένης παροχής, του λόγου πίεσης και του βαθμού απόδοσής του (του πολυτροπικού για τους συμπιεστές και του ισεντροπικού για τους στροβίλους), καθώς και των μηχανικών στροφών (σε RPM) των ατράκτων στις οποίες αυτοί βρίσκονται. Η διορθωμένη παροχή για κάθε συμπιεστή δίνεται από τη σχέση

$$q = \frac{m \cdot \sqrt{\theta}}{\delta} = \frac{m \cdot \sqrt{\frac{T_{t,in}}{T_{t,ref}}}}{\frac{P_{t,in}}{P_{t,ref}}} \quad (\text{kg/s})$$

όπου $T_{t,in}$, $P_{t,in}$ και m η ολική θερμοκρασία σε Kelvin, η ολική πίεση σε bar και η παροχή αέρα σε kg/s αντίστοιχα στην είσοδο του συμπιεστή. Ο δείκτης ref αναφέρεται στη θερμοκρασία και την πίεση αναφοράς ($T_{t,ref}=288\text{K}$, $P_{t,ref}=1.013 \text{ bar}$). Για την μοντελοποίηση του ανεμιστήρα (fan) turbofan κινητήρων χρησιμοποιούνται διαφορετικοί λόγοι πίεσης και πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης για το εξωτερικό και εσωτερικό τμήμα του, όπως και διαφορετικές διορθωμένες παροχές. Για το πρώτο χρησιμοποιείται η παροχή του παρακαμπτήριου ρεύματος και για το δεύτερο η παροχή του κύριου ρεύματος.

Η διορθωμένη παροχή για κάθε στρόβιλο δίνεται από τη σχέση

$$q = \frac{m \cdot \sqrt{TIT}}{PIT} \text{ σε } \frac{\text{kg}}{\text{s}} \cdot \frac{\sqrt{\text{K}}}{\text{bar}}$$

όπου TIT, PIT και m η ολική θερμοκρασία σε Kelvin, η ολική πίεση σε bar και η παροχή καυσαερίων σε kg/s στην είσοδο του στροβίλου αντίστοιχα. Για το σημείο σχεδίασης των στροβίλων εκτός από τη διορθωμένη παροχή, το λόγο πίεσης και τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης χρειαζόμαστε και την τιμή της θερμοκρασίας, TIT_d , στην είσοδό τους, αφού για τον υπολογισμό των διορθωμένων στροφών, CNT, των στροβίλων χρησιμοποιείται η σχέση

$$CNT = N / \sqrt{TIT} / (N / \sqrt{TIT})_d .$$

Για αεροπορικό κινητήρα χρειαζόμαστε επίσης τα παρακάτω δεδομένα για τη λειτουργία του κινητήρα στο σημείο σχεδίασής του:

- Παροχή αναρροφούμενου αέρα σε kg/s
- Λόγος παράκαμψης (για turbofan κινητήρα)
- Αναπτυσσόμενη ώση σε Nt
- Θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων από την αεριογόνο σε βαθμούς Κελσίου
- Παροχή καυσίμου σε kg/s

Προκειμένου να γίνει αναγωγή των συνθηκών στην είσοδο του συμπιεστή στις συνθήκες αναφοράς, πρέπει να καθοριστούν οι απώλειες πίεσης για τον αγωγό εισόδου. Για τον υπολογισμό τους μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε μία από τις παρακάτω παραμέτρους:

- Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης : $\eta_{d,is} = \frac{h_{t,2is} - h_1}{h_{t,1} - h_1}$
- Λόγος πίεσης : $\pi_d = \frac{P_{t2}}{P_{t1}}$
- Συντελεστής απωλειών πίεσης : $C = \frac{P_{t1} - P_{t2}}{P_{t1} - P_1}$
- Συντελεστής ανάκτησης πίεσης : $\eta_r = \frac{P_{t2} - P_{t1}}{P_{t2} - P_1}$

με το δείκτη 2 να αναφέρεται στην έξοδο του αγωγού εισόδου και το δείκτη 1 στην είσοδό του. Για αεροπορικό κινητήρα μπορεί να χρησιμοποιηθεί οποιαδήποτε από τις τέσσερις παραμέτρους (με τις τιμές των υπολοίπων να τίθενται ίσες με -1 στο αρχείο που δημιουργείται) , ενώ για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο χρησιμοποιείται μόνο ο συντελεστής απωλειών πίεσης.

Για turbofan κινητήρα πρέπει επίσης να καθοριστούν και οι απώλειες πίεσης (dpl) του αγωγού παράκαμψης χρησιμοποιώντας δύο συντελεστές, $coef_1$ και $coef_2$, σύμφωνα με τον παρακάτω τύπο :

$$dpl = coef_2 \cdot \frac{N_1}{\sqrt{\frac{T_{t2}}{T_{t,ref}}}} + coef_1$$

όπου N_1 οι μηχανικές στροφές του άξονα χαμηλής πίεσης και $T_{t,2}$ η θερμοκρασία στην είσοδο του ανεμιστήρα. Στην έξοδο του αγωγού παράκαμψης η ολική πίεση θα είναι ίση με

$$P_{t,out} = P_{t,in} \cdot (1 - dpl \cdot M_{in}^2)$$

όπου M_{in} και $P_{t,in}$ ο αριθμός Mach και η ολική πίεση στην είσοδο του αγωγού παράκαμψης.

Όλα τα παραπάνω δεδομένα για το σημείο σχεδίασης του μοντελοποιούμενου αεριοστροβίλου εισάγονται από το χρήστη στην οθόνη του σχήματος 5.2. Για συμπιεστές και στροβίλους, που λόγω της διάταξης του αεριοστροβίλου που μοντελοποιείται δεν υπάρχουν, τα μεγέθη τα οποία χρειάζονται για το σημείο σχεδίασης παίρνουν την τιμή 1 στο αρχείο που δημιουργείται.

Engine Design Point
J57-P-23 Design Point Data

Speeds (rpm)				
	1sp	2sp	3sp	PT
	8400	1	1	1

	Wc	PRc	Efp	Wt	PRT	Efis	TIT(C)
Outer Fan	1	1	1	LPT 368,16	2,66	0,88	930
Inner Fan	1	1	1	HPT 1	1	1	1
LPC	72	6,5	0,85	HPT2 1	1	1	1
HPC	1	1	1	PT 1	1	1	1
HPC2	1	1	1				

Inlet Duct

Efficiency -1
Pressure Ratio -1
Pressure Loss 0
Pressure Recovery -1

$W(\text{kg/s}) = \text{coef1} \cdot W_{\text{meas}} + \text{coef0}$
coef1 coef0

Aeroengine: W(kg/s) 72 Bypass Thrust(Nt) 0 EGT(C) 49200 Wf(kg/s) 1,3518

By Pass Duct Pressure Loss Coefficients
coef2 coef1
0 0

Buttons: Back, Next, Cancel, Help

Callout boxes:
 - Στροφές ατράκτων (points to Speeds table)
 - Απώλειες πίεσης αγωγού εισόδου (points to Inlet Duct section)
 - Σημείο σχεδίασης συμπιεστών (points to Wc, PRc, Efp)
 - Σημείο σχεδίασης στροβίλων (points to Wt, PRT, Efis, TIT)
 - Απώλειες πίεσης αγωγού παράκαμψης (points to coef2, coef1)

Παροχή αναρροφούμενου αέρα, λόγος παράκαμψης, αναπτυσσόμενη ώση, θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων και παροχή καυσίμου για το σημείο σχεδίασης αεροπορικού κινητήρα

Σχήμα 5.2: Δεδομένα για το σημείο σχεδίασης του μοντελοποιούμενου αεριοστροβίλου

Για μερικά από τα παραπάνω μεγέθη που αφορούν το σημείο σχεδίασης του αεριοστροβίλου που έχει επιλεγεί για μοντελοποίηση από τη βάση δεδομένων, ο χρήστης μπορεί να συμβουλευτεί τα δεδομένα που παρέχονται από αυτή, τα οποία εμφανίζονται από το μενού στο πάνω αριστερά μέρος της οθόνης του σχήματος 5.2. Για τους βιομηχανικούς αεριοστροβίλους που βρίσκονται στη βάση δεδομένων (βλέπε Σχήμα 5.3α), γνωρίζουμε το αποδιδόμενο φορτίο, την παροχή καυσαερίων στην έξοδο, τον (συνολικό) λόγο πίεσης, τις στροφές της ατράκτου ισχύος, την θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων, το ρυθμό παροχής θερμότητας, το θερμικό βαθμό απόδοσης και ενίοτε τη θερμοκρασία εισόδου στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης, για ISO συνθήκες. Για μερικούς αεριοστροβίλους είναι γνωστές και οι βαθμίδες των συμπιεστών (χρειάζονται για τις απομαστεύσεις-βλέπε ενότητα 5.3). Για τους άγνωστους λόγους πίεσης και βαθμούς απόδοσης συμπιεστών και στροβίλων και τις άγνωστες θερμοκρασίες εισόδου στους στροβίλους (σε περίπτωση που δεν έχει στοιχεία για αυτά) δίνεται η δυνατότητα στο χρήστη να κάνει μία πρώτη εκτίμησή τους ([Estimate Unknown Efficiencies/Pressure Ratios/Temperatures](#) Σχήμα 5.3α). Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιείται η ακόλουθη λογική:

Αρχικά γίνεται μία θεώρηση του πολυτροπικού βαθμού απόδοσης, η_{pc} , κάθε συμπιεστή και του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης, $\eta_{is,T}$, κάθε στροβίλου με βάση το τεχνολογικό επίπεδο στο οποίο ανήκει ο συγκεκριμένος κινητήρας. Στον πίνακα 5.1 δίνονται οι τιμές για τους βαθμούς απόδοσης συμπιεστών και στροβίλων που χρησιμοποιούνται με βάση το τεχνολογικό επίπεδο.

Πίνακας 5.1

Βαθμοί απόδοσης	Τεχνολογικό επίπεδο			
	Χαμηλό	Μέσο	Υψηλό	Πολύ Υψηλό
Πολυτροπικός βαθμός ανεμιστήρα (για αεροπορικό κινητήρα)	0.78	0.82	0.86	0.89
Πολυτροπικός βαθμός συμπιεστή	0.80	0.84	0.88	0.90
Ισεντροπικός βαθμός στροβίλου	0.80	0.85	0.89	0.90

Έτσι γνωρίζοντας το λόγο πίεσης του συμπιεστή υπολογίζουμε τη θερμοκρασία στην έξοδο του (θέση 3) από τη παρακάτω σχέση (για τον ισεντροπικό εκθέτη χρησιμοποιείται τιμή $\gamma=1.4$)

$$T_{t3} = T_{t2} \cdot \pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma \cdot \eta_{pc}}}$$

Στην περίπτωση που δεν γνωρίζουμε τους επιμέρους λόγους πίεσης (για μηχανές πολλαπλών τυμπάνων) παρά μόνο τον συνολικό θεωρούμε ότι όλες οι βαθμίδες προκαλούν την ίδια θερμοκρασιακή αύξηση, ΔT_t . Έτσι υπολογίζουμε το λόγο πίεσης κάθε επιμέρους συμπιεστή με βάση τις θερμοκρασίες στην είσοδο και έξοδο του από την παρακάτω σχέση

$$\pi_c = \left(\frac{T_{t,out}}{T_{t,in}} \right)^{\frac{\gamma \cdot \eta_{pc}}{\gamma-1}}$$

με το δείκτη out να αναφέρεται στην έξοδο του συμπιεστή και το δείκτη in στην είσοδό του. Το γινόμενο των ολικών πιέσεων των συμπιεστών θα πρέπει να ισούται με τον συνολικό λόγο πίεσης.

Στη συνέχεια μπορούμε να εκτιμήσουμε τις άγνωστες θερμοκρασίες στην είσοδο των στροβίλων κάνοντας χρήση ενεργειακού ισοζυγίου στις ατράκτους με θερμοχωρητικότητες αέρα και καυσαερίων $C_{p,a} = 1005 J / (kg \cdot K)$, $C_{p,g} = 1150 J / (kg \cdot K)$ αντίστοιχα, ξεκινώντας από τον άξονα χαμηλής πίεσης (ή τον άξονα του στροβίλου ισχύος), αφού γνωρίζουμε την θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων, και συνεχίζοντας με τους άξονες υψηλής πίεσης αν αυτοί υπάρχουν. Για τα ενεργειακά ισοζύγια θεωρείται ένας τυπικός λόγος καυσίμου-αέρα ίσος με 0.02. Από τις θερμοκρασίες εισόδου και εξόδου των στροβίλων μπορεί να υπολογιστεί ο λόγος πίεσής τους, π_T , μέσω του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης που έχουμε εκτιμήσει, από τη σχέση (για τον ισεντροπικό εκθέτη χρησιμοποιείται τιμή $\gamma=1.33$)

$$\pi_T = \left[1 - \frac{1}{\eta_{is,T}} \cdot \left(1 - \frac{T_{t,out}}{T_{t,in}} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

με το δείκτη out να αναφέρεται στην έξοδο του στροβίλου και το δείκτη in στην είσοδό του. Θεωρούμε ότι η πίεση στην έξοδο των στροβίλων είναι η πίεση αναφοράς, $p_t=1.013 \text{ bar}$. Το γινόμενο των λόγων πίεσης των στροβίλων φροντίζουμε να ισούται με το συνολικό λόγο εκτόνωσης.

Design Point Data

Selected Engine : GE ENERGY MS5002C

Application : EG/MD

General

Fuel Output (MW)	28.34
Heat Rate (kJ/kWh)	12740
Efficiency (%)	28
Exhaust Mass Flow (kg/s)	123
Spools	1
Twin Shaft	Yes
EGT (C)	517

LP Spool | Power Turbine

LP Compressor stages	16	LPTIT (C)	987
LPC Pressure Ratio	8.8	LPT Pressure Ratio	2.9
LPC Polyt.Efficiency	0.85	LPT Isent.Efficiency	0.88
LP Spool Speed (RPM)			

Estimate Unknown Efficiencies/Pressure Ratios/Temperatures

Accept Values OK Update Database

Σχήμα 5.3α: Προβολή τεχνικών στοιχείων επιλεγθέντος βιομηχανικού αεροστροβίλου από τη βάση δεδομένων /πρώτη εκτίμηση για το σημείο σχεδίασης

Για το σημείο σχεδίασης των αεροπορικών κινητήρων που βρίσκονται στη βάση δεδομένων (βλέπε Σχήμα 5.3β) γνωρίζουμε την παροχή αέρα στην είσοδο, τον (συνολικό) λόγο πίεσης, το λόγο παράκαμψης και το λόγο πίεσης του ανεμιστήρα για turbofan κινητήρες, την αναπτυσσόμενη ώση (ή την ισχύ για turboprop κινητήρες), την ειδική κατανάλωση καυσίμου και τη θερμοκρασία εισόδου στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης. Για την εκτίμηση των άγνωστων λόγων πίεσης, βαθμών απόδοσης συμπιεστών και στροβίλων και θερμοκρασιών εισόδου στους στροβίλους ακολουθείται ίδια λογική με παραπάνω, με τη μόνη διαφορά ότι το γινόμενο των λόγων πίεσης των στροβίλων δε θα ισούται με το συνολικό λόγο εκτόνωσης στην ατμόσφαιρα, λόγω του ακροφυσίου. Οι λόγοι πίεσης των στροβίλων υπολογίζονται μέσω των ισεντροπικών βαθμών απόδοσης που έχουν εκτιμηθεί και των θερμοκρασιών εισόδου και εξόδου που προκύπτουν από τα ενεργειακά ισοζύγια.

Design Point Data

Selected Engine : TF33-P-3

Type

General

Thrust (Nt)	75620
TSFC (kg/Nt/h)	0.052
By Pass Ratio	1.55
Mass Flow (kg/s)	203.85
Spools	1
Twin Shaft	No
EGT (C)	465
Overall Pressure Ratio	13

LP Spool

LP Compressor stages		LPTIT (C)	871
LPC Pressure Ratio	7.6	LPT Pressure Ratio	8.0
LPC Polyt.Efficiency	0.85	LPT Isent.Efficiency	0.88
LP Spool Speed (RPM)			
Fan stages			
Fan Pressure Ratio	1.7		
Fan Polyt.Efficiency	0.85		

Estimate Unknown Efficiencies/Pressure Ratios/Temperatures

Accept Values

OK

Update Database

Σχήμα 5.3β: Προβολή τεχνικών στοιχείων επιλεχθέντος αεροπορικού κινητήρα από τη βάση δεδομένων /πρώτη εκτίμηση για το σημείο σχεδίασης

Να σημειωθεί ότι οι υπολογισμοί που εκτελούνται είναι προσεγγιστικοί και έγκειται στην κρίση του χρήστη αν θα χρησιμοποιήσει τις τιμές που υπολογίζονται, πατώντας **Accept Values** στις αντίστοιχες οθόνες, ανανεώνοντας με τον τρόπο αυτό τα δεδομένα της οθόνης του σχήματος 5.2. Μία καλύτερη προσέγγιση του σημείου σχεδίασης μπορεί να υπολογιστεί ακολουθώντας μία μέθοδο η οποία περιγράφεται στην ενότητα 5.10.

Για οποιοδήποτε δεδομένο δεν παρέχεται από τη βάση δεδομένων και το οποίο βρεθεί στη βιβλιογραφία ή υπολογιστεί, υπάρχει δυνατότητα αποθήκευσής του, πατώντας **Update Database** στις αντίστοιχες οθόνες.

5.3 Κύκλωμα Απομαστεύσεων Αέρα

Για τη δημιουργία ενός μοντέλου αεριοστροβίλου πρέπει να γίνει μία όσο το δυνατόν περισσότερο ακριβής ανάλυση του δευτερεύοντος κυκλώματος αέρα, η οποία συνίσταται στα παρακάτω:

- Καθορισμός των σημείων από τα οποία απομαστεύεται ο αέρας (συμπιεστές/διαχύτης), όπως και των σημείων στα οποία επιστρέφει.
- Καθορισμός της παροχής του αέρα που απομαστεύεται και που επιστρέφει στα παραπάνω σημεία.

Θα αναλύσουμε παρακάτω πώς μοντελοποιείται το κύκλωμα απομαστεύσεων αέρα από το πρόγραμμα TEACHES.

Σε κάθε συμπιεστή του αεριοστροβίλου είναι δυνατό να πραγματοποιούνται μέχρι 4 απομαστεύσεις αέρα. Για κάθε μία από αυτές πρέπει να γνωρίζουμε την βαθμίδα στην οποία πραγματοποιείται. Για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο, η παροχή του απομαστευόμενου αέρα σε κάθε θέση, υπολογίζεται ως ποσοστό % της εισερχόμενης

στη μηχανή παροχής, m_2 , με τη βοήθεια δύο συντελεστών a_1 και a_0 , σύμφωνα με τον τύπο

$$m_{bleed} = (a_1 \cdot Load + a_0) \cdot \frac{m_2}{100}$$

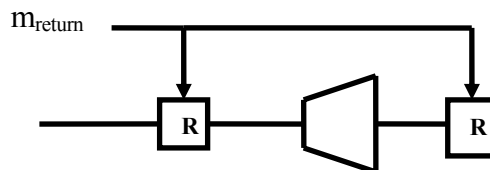
όπου Load το αποδιδόμενο, στο τρέχον σημείο λειτουργίας, φορτίο του αεριοστροβίλου σε MW. Μπορεί δηλαδή να είναι μεταβλητή η παροχή του αέρα που απομαστεύεται. Για αεροπορικό κινητήρα η παροχή του απομαστευόμενου αέρα είναι σταθερό ποσοστό της παροχής εισόδου (στον παραπάνω τύπο χρησιμοποιείται μόνο ο σταθερός όρος a_0).

Στην έξοδο του διαχύτη μετά τον/τους συμπιεστές μπορεί να πραγματοποιείται μόνο μία απομάστευση. Για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο η παροχή της απομάστευσης του διαχύτη υπολογίζεται είτε χρησιμοποιώντας τον παραπάνω τύπο, είτε αυτή είναι πολύωνυμο μέχρι 9^{ου} βαθμού του τρέχοντος φορτίου του αεριοστροβίλου. Και πάλι για αεροπορικό κινητήρα το ποσό του απομαστευόμενου αέρα από το διαχύτη παραμένει σταθερό ποσοστό της παροχής εισόδου.

Το πού επιστρέφει ο απομαστευόμενος από κάθε θέση αέρας, καθορίζεται επιλέγοντας έναν από τους 9 ή 8 επαναμείκτες (Remixer) στα σχήματα Π.1.1 και Π.1.2 του Παραρτήματος 1 (θέσεις με δείκτη R) για αεροπορικό κινητήρα και βιομηχανικό αεριοστρόβιλο αντίστοιχα. Ο επαναμείκτης 6 στο Σχήμα Π.1.2, για παράδειγμα, βρίσκεται στην είσοδο του στροβίλου χαμηλής πίεσης. Το ποσό του αέρα, m_{return} , που επιστρέφει στον κάθε επαναμείκτη υπολογίζεται ως κλάσμα, f , του συνολικού απομαστευόμενου σε κάθε θέση αέρα, m_{bleed} , σύμφωνα με τη σχέση

$$f = m_{return} / m_{bleed}$$

Όλες οι επιστρεφόμενες απομαστεύσεις αέρα, για την ψύξη των στροβίλων, έρχονται στους επαναμείκτες που βρίσκονται στην είσοδο και την έξοδό τους (σχήμα 5.4). Η θερμοκρασία εισόδου (όπως και η διορθωμένη παροχή) που καταλαβαίνει ο χάρτης του στροβίλου είναι αυτή που προκύπτει από την ανάμειξη του επιστρεφόμενου αέρα με την υπόλοιπη ροή στον επαναμείκτη στην είσοδο του στροβίλου. Ο επιστρεφόμενος αέρας στον επαναμείκτη στην έξοδο του στροβίλου δεν συνεισφέρει στο έργο που αυτός παράγει. Μπορούμε να πούμε ότι η θερμοκρασία κατάντι του επαναμείκτη στην είσοδο αντιστοιχεί στη θερμοκρασία στην έξοδο των οδηγών πτερυγίων (NGV) του στροβίλου.



Σχήμα 5.4: Ανάμειξη απομαστευόμενου αέρα στην είσοδο και έξοδο του στροβίλου με την υπόλοιπη ροή

Τόσο για τις απομαστεύσεις των συμπιεστών , όσο και για αυτή του διαχύτη μπορούμε να καθορίσουμε αν ψύχονται ή όχι , εισάγοντας τη θερμοκρασιακή πτώση (κατά απόλυτη τιμή) που επιτυγχάνεται , όταν αυτό συμβαίνει.

Εκτός από τα μεγέθη των απομαστευόμενων και επιστρεφόμενων παροχών αέρα, το TEACHES απαιτεί μία τιμή για το συντελεστή ανάκτησης πίεσης των διαχυτών, οι οποίοι βρίσκονται στις παρακάτω θέσεις:

- Έξοδος συμπιεστή
- Έξοδος στροβίλου χαμηλής πίεσης
- Αγωγός εξόδου
- Έξοδος αγωγού παράκαμψης (για turbofan κινητήρα)

Ο συντελεστής ανάκτησης πίεσης για κάθε ένα διαχύτη ορίζεται ως

$$rfd = \frac{P_{s,out} - P_{s,in}}{P_{t,in} - P_{s,in}}$$

όπου με τους δείκτες in και out συμβολίζονται η είσοδος και η έξοδος του διαχύτη αντίστοιχα. Με το δείκτη s συμβολίζεται η στατική πίεση ενώ με το δείκτη t η ολική.

Οι θέσεις των παραπάνω διαχυτών παριστάνονται στα σχήματα Π.1.1 και Π.1.2 του Παραρτήματος 1 με το δείκτη D.

Στο σχήμα 5.5 παρουσιάζεται η οθόνη εισαγωγής των δεδομένων για το κύκλωμα απομαστεύσεων αέρα, στην οποία ο χρήστης :

- Εισάγει τον αριθμό των απομαστεύσεων αέρα (**Nr of Internal Bleeds**) και τον αριθμό των βαθμίδων (**Compressor Stages**) για κάθε συμπιεστή, ορίζοντας ταυτόχρονα για κάθε απομάστευση την βαθμίδα στην οποία αυτή πραγματοποιείται (**Bleed Stage**).
- Για τον υπολογισμό των παροχών απομαστεύσεων εισάγει την τιμή των συντελεστών α_1 και α_0 για τους συμπιεστές (**Bleed coef a1 / Bleed coef a0**) και το διαχύτη (ή των συντελεστών α_0 έως α_9 για το διαχύτη στην περίπτωση που η παροχή της απομάστευσής του είναι πολυώνυμο μέχρι $9^{ου}$ βαθμού της τιμής του φορτίου).
- Επιλέγει τον επαναμεικτη (**Remixer**) και το κλάσμα της παροχής κάθε απομάστευσης που καταλήγει σε κάθε έναν από αυτούς (**Compressor / Bleed fraction returning to remixer**).
- Εισάγει την τιμή της θερμοκρασιακής πτώσης σε βαθμούς °C που επιτυγχάνεται όταν οι απομαστεύσεις αέρα , είτε των συμπιεστών είτε του διαχύτη , ψύχονται (**Bleed Cooling DT (C)**).
- Εισάγει τις τιμές των συντελεστών ανάκτησης πίεσης των διαχυτών που ζητούνται (**Pressure recovery of diffusers**).

Σχήμα 5.5: Ανάλυση κυκλώματος απομαστεύσεων

Το λογισμικό δίνει τη δυνατότητα στο χρήστη να κάνει μία εκτίμηση για τις παροχές ψύξης των στροβίλων, στην περίπτωση που δεν έχει στοιχεία για αυτές. Πατώντας **Cooling Air Amount Estimation** στην οθόνη του σχήματος 5.5 εμφανίζεται η οθόνη του σχήματος 5.6¹ μέσω της οποίας, πατώντας **Estimate Bleed**:

1. Εκτιμάται η παροχή ψύξης για τα NGV και τις κινητές πτερυγώσεις (**Blades**) του στροβίλου, όπως και το άθροισμα αυτών (**Sum**), ως ποσοστό της εισερχόμενης παροχής αέρα στον αεριοστρόβιλο (**Bleed percentage % of inlet mass**), συναρτήσει της θερμοκρασίας εισόδου στο στρόβιλο σε βαθμούς °C, που έχει εισάγει ο χρήστης (**TIT (C)**), χρησιμοποιώντας το εμπειρικό διάγραμμα του σχήματος 5.7. Η παροχή ψύξης εκτιμάται για δύο τεχνολογικά επίπεδα, ένα υψηλό και ένα χαμηλό (**Low / High Technology Level**).
2. Γίνεται μία εκτίμηση της θερμοκρασίας εισόδου σε βαθμούς °C στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης, συναρτήσει της χρονολογίας κατασκευής της μηχανής που έχει εισάγει ο χρήστης (**Engine Year of Design**), από τα διαγράμματα των σχημάτων 5.8, 5.9 και 5.10, τα οποία έχουν δημοσιευθεί από τις εταιρείες κατασκευής αεριοστροβίλων ABB, Rolls Royce και Snecma αντίστοιχα, και τα οποία παρουσιάζουν την βελτίωση που είχε επιτευχθεί στις θερμοκρασίες εισόδου στο στρόβιλο την συγκεκριμένη χρονική περίοδο. Από το διάγραμμα της Rolls Royce μπορεί να γίνει εκτίμηση και για την

¹ Ο σχεδιασμός της συγκεκριμένης οθόνης στηρίχτηκε σε στοιχεία που βρέθηκαν στη βιβλιογραφική αναφορά [4] (Διπλωματική Φ.Καμπούκος 1999)

αναπτυσσόμενη θερμοκρασία μετάλλου σε βαθμούς °C, T_b , συναρτήσει και πάλι της χρονολογίας κατασκευής ([Estimated Blade Temperature based on year of design](#)) . Για τις τρεις εκτιμηθείσες θερμοκρασίες ([Snecma ,RR ,ABB](#)) όπως και για τον μέσο όρο αυτών ([Mean](#)) , εκτιμάται η παροχή ψύξης του στρόβιλου χρησιμοποιώντας και πάλι το διάγραμμα του σχήματος 5.7.

3. Εισάγοντας τη θερμοκρασία περιβάλλοντος ([Tamb \(C \)](#)) , το λόγο πίεσης ([Pressure Ratio](#)) και έναν ισεντροπικό βαθμό απόδοσης για τη συμπίεση ([Comp.Isent.Eff](#)) υπολογίζεται, τόσο για τη δοθείσα από το χρήστη , όσο και για τον μέσο όρο των εκτιμηθεισών θερμοκρασιών εισόδου στο στρόβιλο , η θερμοκρασία του αέρα ψύξης ([Cooling Air Temperature \(C \)](#)) και η αποδοτικότητα της ψύξης του πτερυγίου ([Cooling efficiency for estimated TIT\(mean\) / Cooling efficiency for given TIT](#)) θεωρώντας ότι όλος ο αέρας προέρχεται από την έξοδο του συμπιεστή. Η αποδοτικότητα της ψύξης υπολογίζεται από τη σχέση

$$\eta_c = \frac{T_g - T_b}{T_g - T_c}$$

όπου T_g η θερμοκρασία των καυσαερίων , η οποία ταυτίζεται με τη θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο , T_c η θερμοκρασία του αέρα ψύξης και T_b η θερμοκρασία μετάλλου που έχει εκτιμηθεί από το διάγραμμα της Rolls Royce.

Αφού επιλέξει ο χρήστης ποια παροχή ψύξης , από αυτές που υπολογίζονται , θα χρησιμοποιήσει , την εισάγει , στην οθόνη σχήματος 5.5 .

Bleeds Estimation

Engine's Year of Design:

TIT(C):

Estimated TIT(C) based on year of design according to:

Snecma	RR	ABB	Mean
1550	1600	1200	1450

Estimated blade Temperature (C) according to Rolls Royce based on year of design:

Pressure Ratio:

Comp.Isent.Eff:

Tamb (C):

Cooling Air Temperature (C): (* Assuming that cooling air comes from the exit of the compressor/s)

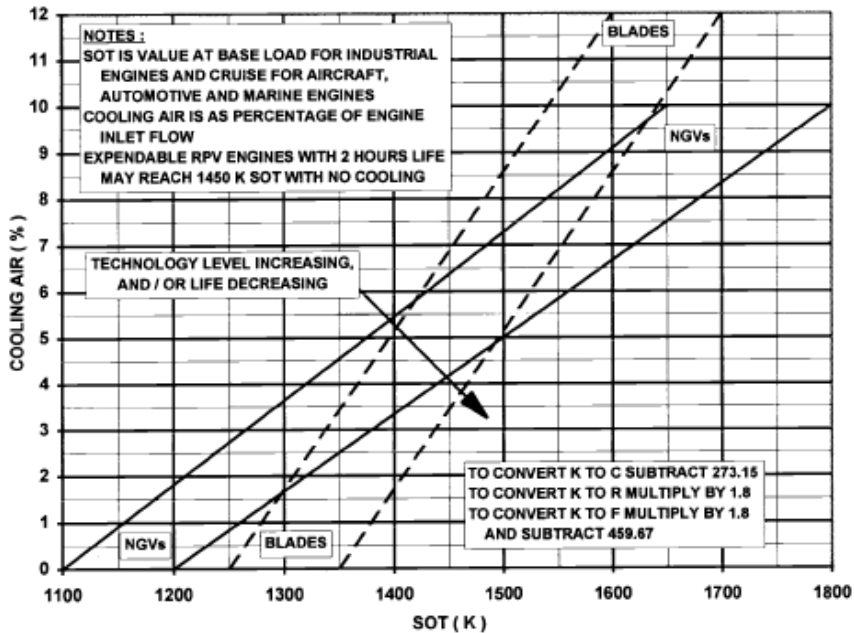
Cooling efficiency for estimated TIT (mean):

Cooling efficiency for given TIT:

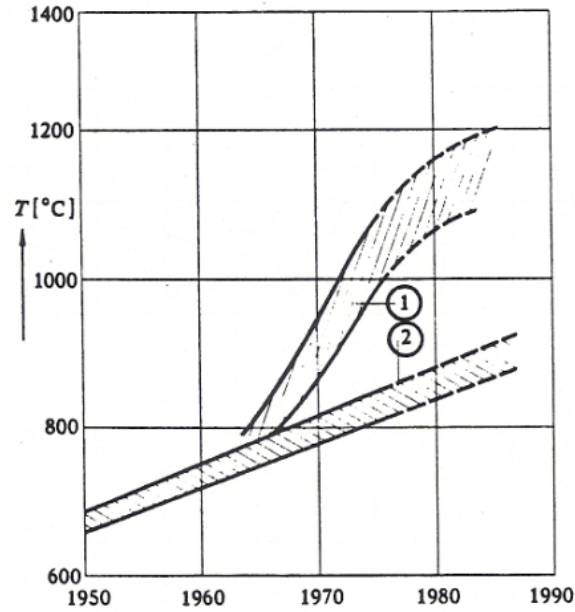
Bleed percentage % of inlet mass

	Low Technology Level			High Technology Level		
	NGV	Blade	Sum	NGV	Blade	Sum
For Given TIT:	5.7	5.6	11.4	3.7	2.4	6.0
For Estimated TIT (Snecma):	10.0	12.0	22.0	10.0	12.0	22.0
For Estimated TIT (RR):	10.0	12.0	22.0	10.0	12.0	22.0
For Estimated TIT (ABB):	6.7	7.4	14.2	4.6	4.2	8.7
For Estimated TIT (Mean):	10.0	12.0	22.0	8.7	12.7	21.4
Mean All:	8.5	9.8	18.3	3.7	4.3	8.0

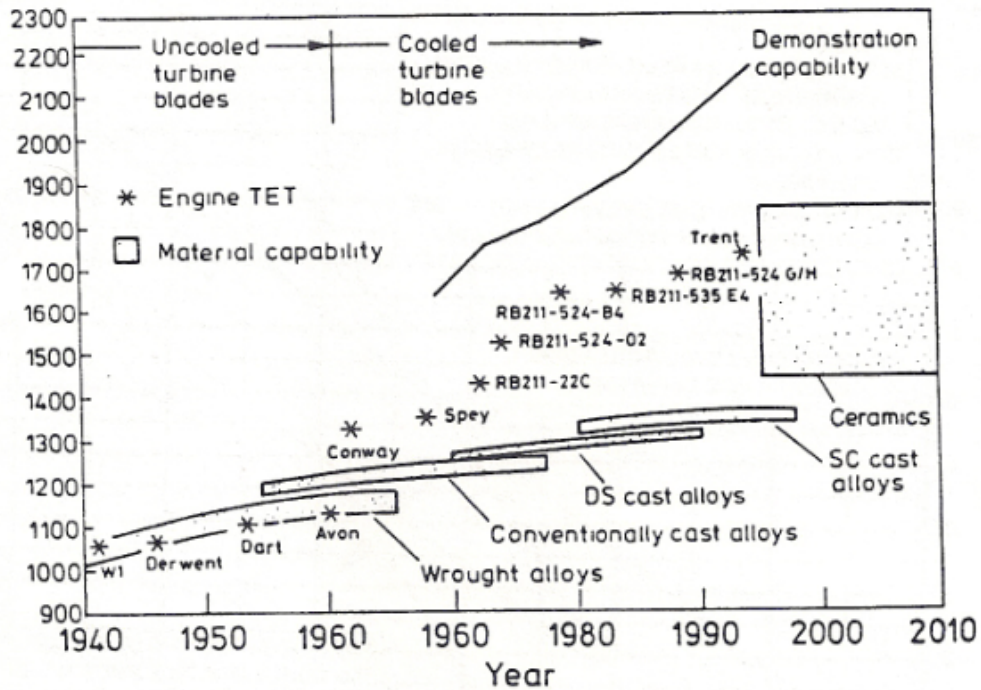
Σχήμα 5.6: Εκτίμηση των παροχών ψύξης των στροβίλων



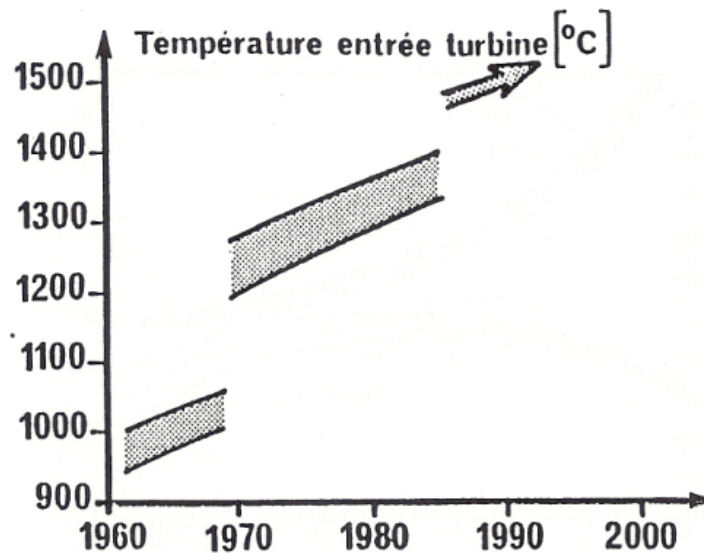
Σχήμα 5.7: Εμπειρικό διάγραμμα εκτίμησης παροχών ψύξης συναρτήσει της θερμοκρασίας εισόδου στο στρόβιλο (SOT)



Σχήμα 5.8: Διάγραμμα ABB (Η καμπύλη 1 δίνει τις προβλέψεις για τη θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο για το άμεσο μέλλον από την χρονολογία δημοσίευσης του διαγράμματος -1977- ενώ η καμπύλη 2 για τα χρόνια πριν από αυτή)



Σχήμα 5.9: Διάγραμμα Rolls Royce



Σχήμα 5.10: Διάγραμμα Snecma

5.4 Γεωμετρικά Δεδομένα

Για να είναι δυνατός ο υπολογισμός των στατικών μεγεθών στις διάφορες θέσεις ενός αεροστροβίλου, εκτός από τα ολικά μεγέθη, πρέπει να διαθέτουμε στοιχεία για τα γεωμετρικά δεδομένα της μηχανής. Τα 53 και 37 σημεία των σχημάτων Π.1.1 και Π.1.2 του Παραρτήματος 1 για αεροπορικό κινητήρα και βιομηχανικό αεροστρόβιλο αντίστοιχα, αντιστοιχούν σε ισάριθμα εμβαδά ενεργών διατομών, στις θέσεις που αυτά συμβολίζουν, τα οποία χρειάζεται ως δεδομένα το πρόγραμμα TEACHES. Οι θέσεις με δείκτες R (επαναμείκτης), C (ψύκτης) και W (έγχυση νερού) είναι νοητές και συμβολίζουν θερμοδυναμική μεταβολή και όχι αλλαγή στο εμβαδό της διατομής. Οι θέσεις που μας ενδιαφέρουν είναι

- Είσοδος/έξοδος μηχανής
- Είσοδος /έξοδος συμπιεστών και στροβίλων
- Είσοδος /έξοδος θαλάμων καύσης
- Αναμείκτης ψυχρού και θερμού ρεύματος (για turbofan κινητήρα)
- Είσοδος, λαιμός και έξοδος ακροφυσίων

Αν κάποια συνιστώσα της μηχανής λόγω της επιλεχθείσας διάταξης αεροστροβίλου δεν υπάρχει, τότε η τιμή του εμβαδού στη συγκεκριμένη θέση τίθεται ίση με αυτή του αμέσως προηγούμενου υπάρχοντος σημείου. Για παράδειγμα έστω ότι η μηχανή μας είναι βιομηχανικός αεροστρόβιλος απλής ατράκτου. Αυτό σημαίνει ότι οι συμπιεστές HPC1 και HPC2 δεν υπάρχουν. Επομένως τα εμβαδά των σημείων 7 έως 14 στο σχήμα Π.1.2 του Παραρτήματος 1, ταυτίζονται με το εμβαδό του σημείου 6 που αντιστοιχεί στην έξοδο του LPC. Αντίστοιχα για τους στροβίλους HPT2 και HPT, τα εμβαδά των

σημείων 19 έως 28 θα έχουν την ίδια τιμή, ίση δηλαδή με αυτή στην έξοδο του θαλάμου καύσης (θέση 18).

Για turbofan κινητήρα χωρίς ανάμειξη ροών, ο κλάδος στο σχήμα Π.1.1 του Παραρτήματος 1, που συμβολίζει τη ροή του παρακαμπτήριου ρεύματος είναι αυτός που ορίζεται από τα σημεία 48 έως 53, ενώ ο αντίστοιχος κλάδος για turbofan κινητήρα με ανάμειξη ροών είναι αυτός που ορίζεται από τα σημεία 48 έως 50, με τον αέρα να καταλήγει στους αναμεικτες M_1 και M_2 .

Για κάθε διατομή ζητείται και μία εκτίμηση για τον αριθμό Mach, η οποία θα λειτουργήσει ως αρχική τιμή για να υπολογιστεί η πραγματική από το TEACHES. Μία εκτίμηση για τον αριθμό Mach μπορεί να γίνει βρίσκοντας τη ρίζα της εξίσωσης των

$$\text{Θερμικών Στροβιλομηχανών } m - Ap_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT_t}} \cos a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} M = 0$$

σύμφωνα με τις συνθήκες που επικρατούν σε κάθε διατομή A (παροχή m , ολική θερμοκρασία T_t και ολική πίεση p_t), θεωρώντας αξονική ροή ($\cos a = 1$), και βρίσκοντας για τις συνθήκες αυτές τον αντίστοιχο ισεντροπικό εκθέτη γ , ο οποίος είναι συνάρτηση της ολικής θερμοκρασίας. Μία καλή προσέγγιση του αριθμού Mach θα οδηγήσει σε μικρότερο αριθμό επαναλήψεων από το TEACHES για τον υπολογισμό της πραγματικής τιμής.

Στο σχήμα 5.11 παρουσιάζεται η οθόνη εισαγωγής του εμβαδού και της εκτίμησης του αριθμού Mach για κάθε διατομή.

Station	A(m ²)	Mach
1	0.4738	0.2
2	0.4738	0.2
3	0.4738	0.2
4	0.4738	0.2
5	0.4738	0.2
6	0.4738	0.2
7	0.4738	0.2
8	0.4738	0.2
9	0.4738	0.2
10	0.343	0.565
11	0.1031	0.4
12	0.1031	0.4
13	0.1031	0.4
14	0.1031	0.4
15	0.1031	0.4
16	0.1031	0.4
17	0.1031	0.4
18	0.1031	0.4
19	0.1031	0.4
20	0.301	0.2
21	0.301	0.2
22	0.301	0.2
23	0.2554	0.2
24	0.2554	0.2
25	0.2554	0.2
26	0.2554	0.2
27	0.2554	0.2
28	0.2554	0.2
29	0.2554	0.2
30	0.2554	0.2

Εισαγωγή τιμές για το εμβαδό και τον αριθμό Mach για κάθε διατομή

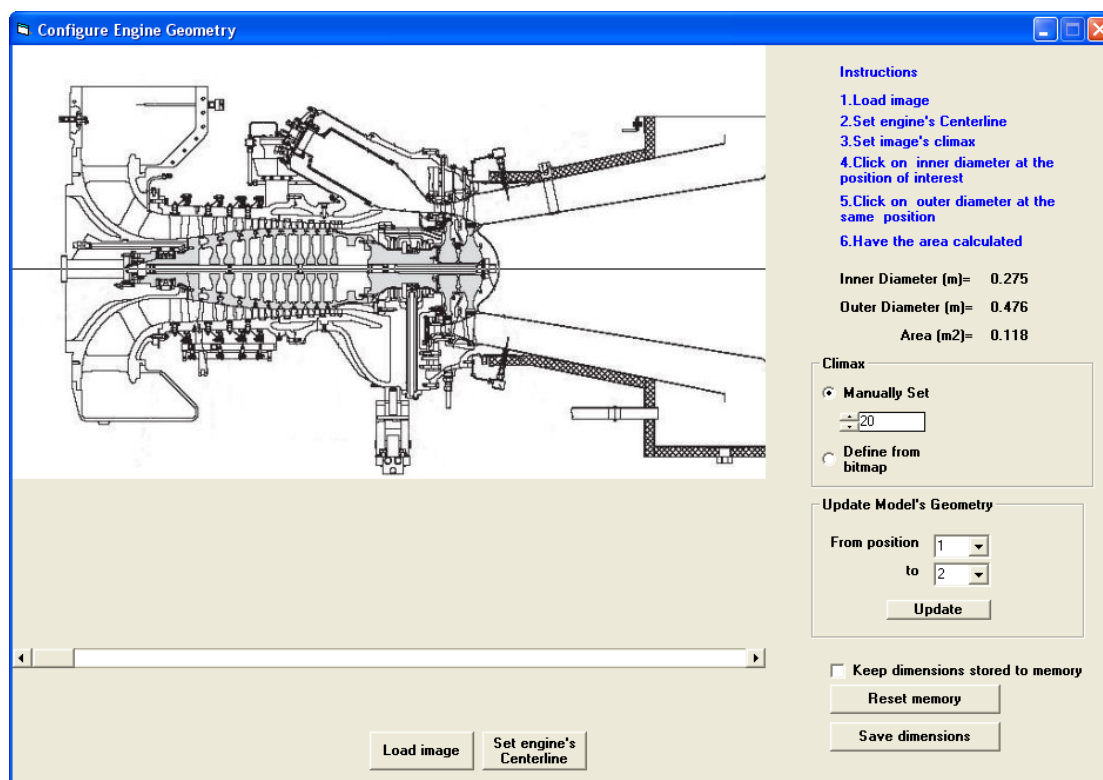
Γενική δομή που χρησιμοποιείται για την μοντελοποίηση του αεροστροβίλου

Σχήμα 5.11: Εισαγωγή γεωμετρικών δεδομένων-Εκτίμηση αριθμού Mach

Μία καλή εκτίμηση για τα γεωμετρικά δεδομένα του αεροστροβίλου που μοντελοποιούμε μπορεί να γίνει αν έχουμε το σχέδιό του σε τομή, ώστε να είναι διακριτές οι θέσεις αλλαγής της διατομής. Έτσι αν υποθεθεί μία κοινή κλίμακα μπορούμε να υπολογίσουμε το εμβαδό των διατομών στις θέσεις που μας ενδιαφέρουν. Χρησιμοποιώντας την σκέψη αυτή δημιουργήθηκε η φόρμα του σχήματος 5.12 η οποία εμφανίζεται πατώντας [Configure geometry from cross section](#) στην οθόνη του σχήματος 5.11. Χρησιμοποιώντας τη συγκεκριμένη φόρμα, αφού φορτωθεί το σχέδιο της τομής του αεροστροβίλου και οριστεί ένας άξονας συμμετρίας και μία κλίμακα, μπορεί να υπολογιστεί οποιαδήποτε διάσταση πάνω σε αυτό, και κατ'επέκταση οι εσωτερικές (R_{hub}) και εξωτερικές (R_{tip}) ακτίνες, και άρα το εμβαδό, στις θέσεις ενδιαφέροντος από τη σχέση

$$A = \pi \cdot (R_{tip}^2 - R_{hub}^2)$$

Αν δεν γνωρίζουμε την κλίμακα του σχεδίου, αυτή μπορεί να υπολογιστεί από μία γνωστή διάσταση, π.χ το μήκος του αεροστροβίλου. Έχοντας την κλίμακα υπολογίζονται τα εμβαδά των ενεργών διατομών που μας ενδιαφέρουν, τα οποία και μπορούμε να αποθηκεύσουμε σε ξεχωριστό αρχείο.

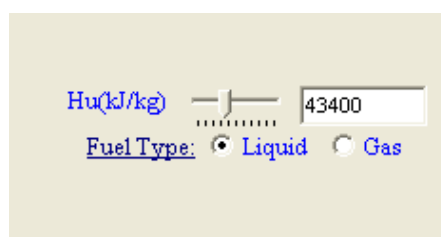


Σχήμα 5.12: Εκτίμηση γεωμετρικών δεδομένων μέσω του σχεδίου σε τομή του αεριοστροβίλου

5.5 Σύσταση Καυσίμου – Θάλαμοι Καύσης

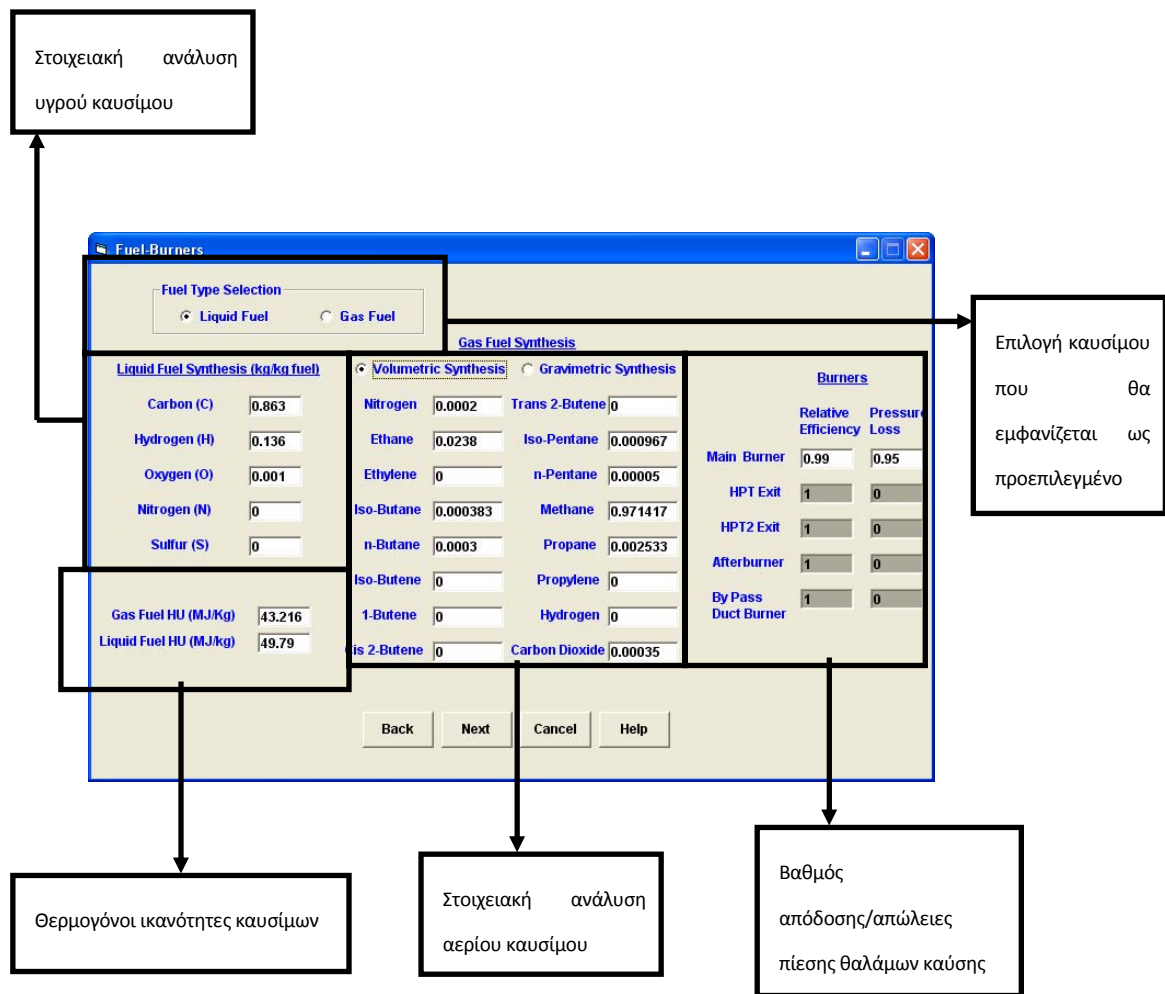
Η λειτουργία ενός θαλάμου καύσης θερμοδυναμικά περιγράφεται μέσω της ανόδου της θερμοκρασίας του εργαζόμενου μέσου και της απώλειας ολικής πίεσης. Για την πραγματοποίηση θερμοδυναμικών υπολογισμών με ακρίβεια χρειάζεται επίσης να γνωρίζουμε τη στοιχειακή ανάλυση του καυσίμου.

Στο γραφικό περιβάλλον του προγράμματος TEACHES υπάρχει δυνατότητα επιλογής του τύπου (υγρού ή αέριου) και της κατώτερης θερμογόνου ικανότητας του καυσίμου που θα χρησιμοποιηθεί για την εκτέλεση των θερμοδυναμικών υπολογισμών (βλ. Σχήμα 5.13).



Σχήμα 5.13: Επιλογή καυσίμου για τους υπολογισμούς στο γραφικό περιβάλλον του TEACHES

Το ποιος τύπος καυσίμου θα εμφανίζεται ως προεπιλεγμένος, κατά την εκκίνηση του προγράμματος επιλέγεται από το χρήστη από την οθόνη του σχήματος 5.14.



Σχήμα 5.14: Σύνθεση καυσίμου/ Θάλαμοι καύσης

Όταν οι υπολογισμοί εκτελούνται για λειτουργία με υγρό καύσιμο, χρησιμοποιείται η περιεκτικότητα σε άνθρακα, υδρογόνο, οξυγόνο, άζωτο και θείο σε kg ανά kg καυσίμου, που έχει ορίσει ο χρήστης στην ίδια οθόνη. Αντίστοιχα για λειτουργία με αέριο καύσιμο, χρησιμοποιείται η κατ'όγκο ή η κατά μάζα σύσταση σε άζωτο, υδρογόνο και 14 υδρογονάνθρακες. Για τους δύο τύπους καυσίμου εισάγονται ενδεικτικά τιμές για τις κατώτερες θερμογόνους ικανότητες σε MJ/kg. Ανάλογα με τον τύπο της μηχανής που μοντελοποιείται, για κάθε υπάρχοντα θάλαμο καύσης εισάγεται ο βαθμός απόδοσης της καύσης. Κάθε θάλαμος καύσης συμβολίζεται με το δείκτη B στα σχήματα Π.1.1 και Π.1.2 του Παραρτήματος 1, ενώ με τους δείκτες AB (Afterburner) και DB (Duct Burner) στο σχήμα Π.1.1 συμβολίζονται ο μετακαυστήρας και ο θάλαμος καύσης στον αγωγό παράκαμψης αντίστοιχα. Για τον υπολογισμό της ολικής πίεσης, $p_{t,out}$, στην έξοδο κάθε θαλάμου καύσης, εισάγεται ένας συντελεστής (bplr) σύμφωνα με την σχέση

$$p_{t,out} = p_{t,in} \cdot (1 - bplr \cdot M_{in}^2)$$

όπου $p_{t,in}$ και M_{in} η ολική πίεση και ο αριθμός Mach στην είσοδο του αντίστοιχα.

5.6 Σύστημα Οδηγών Πτερυγίων

Σε περίπτωση που υπάρχει σύστημα οδηγών πτερυγίων στην είσοδο κάποιου συμπιεστή του αεριοστροβίλου που μοντελοποιείται, χρησιμοποιείται η ακόλουθη λογική για τον προγραμματισμό του:

Για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο μεταβλητή ελέγχου για τη ρύθμιση της γωνίας των οδηγών πτερυγίων μπορεί να είναι είτε το αποδιδόμενο φορτίο του σε MW, είτε οι μηχανικές στροφές σε RPM του άξονα στον οποίο βρίσκεται ο συμπιεστής. Για αεροπορικό κινητήρα ισχύει μόνο το δεύτερο. Όλο το πιθανό εύρος των τιμών που μπορεί να πάρει η μεταβλητή ελέγχου κατανέμεται σε περιοχές, με την μέγιστη τιμή κάθε περιοχής να ισούται με την ελάχιστη της επόμενης. Για τον υπολογισμό της γωνίας των οδηγών πτερυγίων, χρησιμοποιούνται για κάθε περιοχή της μεταβλητής ελέγχου, 3 συντελεστές σύμφωνα με την παρακάτω σχέση

$$IGVs-angle = a_2 \cdot x^2 + a_1 \cdot x + a_0,$$

όπου το x ισούται, κατά περίπτωση, με ένα από τα παρακάτω:

- $x = \frac{Load(MW)}{\delta \cdot \sqrt{\theta}}$,
- $x = \frac{N}{\sqrt{\theta}}$,
- $x = N \cdot \theta^{CIT}$, όπου για αεροπορικό κινητήρα η τιμή του εκθέτη CIT ορίζεται από το χρήστη.

Για την πρώτη περίπτωση ισχύει $\theta = T_{t,amb}/T_{t,ref}$ και $\delta = p_{t,amb}/p_{t,ref}$, όπου ο δείκτης amb αναφέρεται στις συνθήκες ατμόσφαιρας. Για τη δεύτερη και την τρίτη ισχύει $\theta = T_{t,in}/T_{t,ref}$, όπου ο δείκτης in αναφέρεται στην είσοδο κάθε συμπιεστή.

Το εύρος των τιμών που μπορεί να πάρει η γωνία των οδηγών πτερυγίων στην είσοδο κάθε συμπιεστή κατανέμεται σε περιοχές, όπου και πάλι η μέγιστη τιμή κάθε περιοχής ισούται με την ελάχιστη της επόμενης. Ανάλογα τώρα με την περιοχή της γωνίας χρησιμοποιούνται 9 συντελεστές ($b_2, b_1, b_0, c_2, c_1, c_0, d_2, d_1, d_0$) για τον υπολογισμό της μεταβολής του πεδίου χαρακτηριστικών κάθε συμπιεστή που προκύπτει από την αλλαγή της θέσης των οδηγών πτερυγίων, σύμφωνα με τους παρακάτω τύπους:

- Ποσοστιαία μεταβολή του λόγου πίεσης:

$$DPR = c_2 \cdot y^2 + c_1 \cdot y + c_0 \quad (\%)$$

- Ποσοστιαία μεταβολή της διορθωμένης παροχής:

$$DF1 = b_2 \cdot y^2 + b_1 \cdot y + b_0 \quad (\%)$$

- Ποσοστιαία μεταβολή του πολυτροπικού βαθμού απόδοσης:

$$DF2 = d_2 \cdot y^2 + d_1 \cdot y + d_0 \quad (\%)$$

όπου γ η τρέχουσα τιμή της γωνίας των IGVs. Από τις ποσοστιαίες μεταβολές DF1 , DPR, και DF2 οι νέες τιμές για την διορθωμένη παροχή , το λόγο πίεσης και τον πολυτροπικό βαθμό απόδοσης για κάθε χαρακτηριστική του χάρτη υπολογίζονται ως εξής:

$$\pi_{c,new} = \pi_{c,ref} \cdot \left(1 + \frac{DPR}{100}\right)$$

$$q_{new} = q_{ref} \cdot \left(1 + \frac{DF1}{100}\right)$$

$$\eta_{p,new} = \eta_{p,ref} \cdot \left(1 + \frac{DF2}{100}\right)$$

όπου με το δείκτη ref συμβολίζονται οι επιδόσεις του συμπιεστή για οδηγία πτερυγία πλήρως ανοιχτά (σε μηδενική γωνία δηλαδή) .

Για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο υπάρχει δυνατότητα οι 9 παραπάνω συντελεστές να αλλάζουν ανάλογα με το καύσιμο που χρησιμοποιείται στους υπολογισμούς.

Στο σχήμα 5.15 παρουσιάζεται η οθόνη η οποία χρησιμοποιείται για τον προγραμματισμό των οδηγών πτερυγίων στην είσοδο των συμπιεστών , μέσω της οποίας χρήστης:

- Ορίζει την μεταβλητή ελέγχου (IGV Control Variable) για τον προγραμματισμό της θέσης των οδηγών πτερυγίων, σε πόσες περιοχές θα κατανέμεται όλος το εύρος των τιμών που αυτή μπορεί να πάρει (Nr of Speed /Load Regions),όπως και τις ελάχιστες (Min Load/Speed) και μέγιστες (Max Load/Speed) τιμές για κάθε περιοχή. Για κάθε περιοχή ορίζει τους συντελεστές για τον υπολογισμό της γωνίας των οδηγών πτερυγίων συναρτήσει της μεταβλητής ελέγχου (a2,a1,a0).Για την περίπτωση αεροπορικού κινητήρα εισάγει και μία τιμή για τον εκθέτη CIT (CIT Exponent).
- Ορίζει σε πόσες περιοχές θα κατανέμεται όλο το εύρος των τιμών που μπορεί να πάρει η γωνία των οδηγών πτερυγίων (Nr of IGV Regions) ,όπως και τις ελάχιστες (Min Angle) και μέγιστες (Max Angle) τιμές για κάθε μία από αυτές. Για κάθε περιοχή εισάγει την τιμή των 9 συντελεστών (b2,b1,b0,c2,c1,c0,d2,d1,d0) για την τροποποίηση του χάρτη του συμπιεστή συναρτήσει της κλίσης των οδηγών πτερυγίων και του χρησιμοποιούμενου καυσίμου για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο (Fuel Selection) (FOD:πετρέλαιο Diesel χωρίς έγχυση νερού στο θάλαμο καύσης-αντιστοιχεί σε λειτουργία με υγρό καύσιμο, NG:φυσικό αέριο – αντιστοιχεί σε λειτουργία με αέριο καύσιμο, FODI:πετρέλαιο Diesel με έγχυση νερού πριν το θάλαμο καύσης-αντιστοιχεί σε λειτουργία με υγρό καύσιμο).

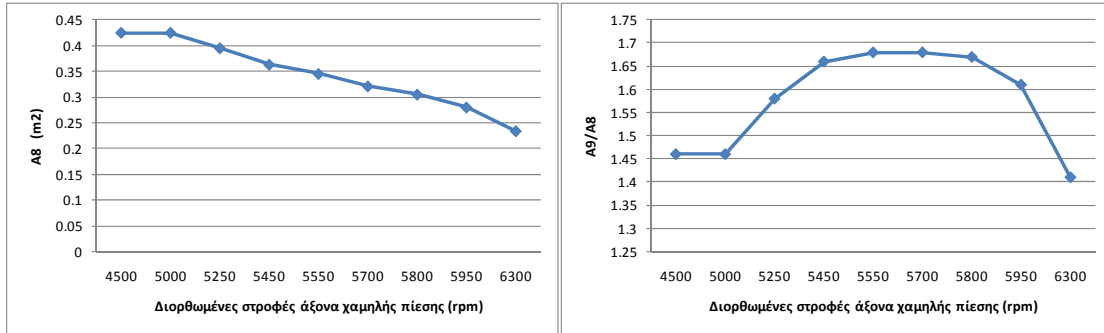
Σχήμα 5.15: Προγραμματισμός οδηγών πτερυγίων στην είσοδο των συμπιεστών

5.7 Στοιχεία Ακροφυσίου Αεροπορικού Κινητήρα

Για κάθε ακροφύσιο (κύριου και παρακαμπτήριου ρεύματος) το πρόγραμμα TEACHES χρειάζεται τα παρακάτω:

- Τον τύπο του ακροφυσίου το οποίο μπορεί να είναι:
 - Συγκλίνον-αποκλίνον
 - Αποκλίνον
 - Συγκλίνον-αποκλίνον όπου πραγματοποιείται ιδανική εκτόνωση , δηλαδή η στατική πίεση στην έξοδο του ακροφυσίου είναι ίση με τη στατική πίεση ατμόσφαιρας ($p_9=p_0$)
- Το μήκος μεταξύ λαιμού (θέση 8) και εξόδου (θέση 9) σε μέτρα
- Τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης.

Για τον προγραμματισμό της θέσης των ακροφυσίων συναρτήσει των συνθηκών λειτουργίας του κινητήρα χρησιμοποιείται η ακόλουθη λογική: Ως μεταβλητή ελέγχου της θέσης των ακροφυσίων σε περίπτωση που ο μετακαυστήρας δεν είναι σε λειτουργία , χρησιμοποιούνται οι διορθωμένες στροφές του άξονα χαμηλής πίεσης. Σε συγκεκριμένες τιμές των διορθωμένων στροφών αντιστοιχίζουμε συγκεκριμένες τιμές του εμβαδού A_8 και του λόγου A_9/A_8 , φτιάχνοντας με τον τρόπο αυτό ένα schedule μεταβολής των επιφανειών A_8 και A_9 (Σχήμα 5.16). Για συγκλίνον ακροφύσιο θα ισχύει $A_9/A_8=1$. Μπορούμε να αντιστοιχίσουμε μέχρι και 20 τιμές για τα $A_8, A_9/A_8$ σε ισάριθμες τιμές των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης (με τις τιμές για τις διορθωμένες στροφές του άξονα χαμηλής πίεσης να αυξάνονται).

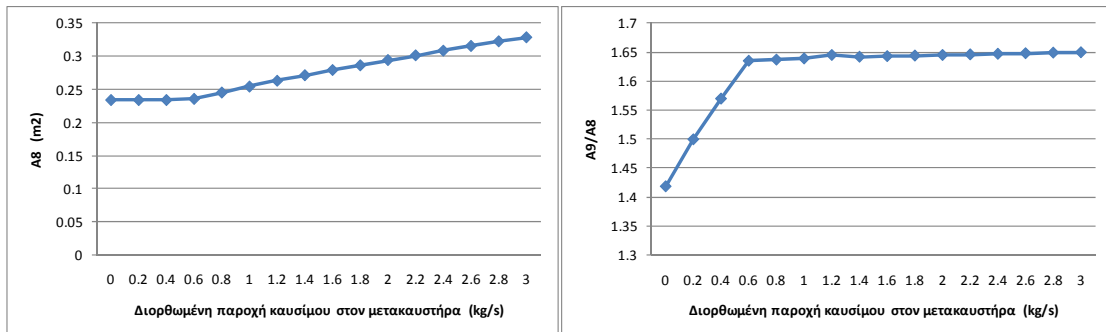


Σχήμα 5.16: Schedule μεταβολής επιφανειών ακροφυσίου συναρτήσει των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης

Όταν τίθεται σε λειτουργία ο μετακαυστήρας η επιφάνεια A_8 και ο λόγος A_9/A_8 , υπολογίζονται συναρτήσει της διορθωμένης παροχής καυσίμου σε αυτόν, $\frac{W_{f,AB}}{\delta \cdot \sqrt{\theta}}$

σε kg/s ($\theta = \frac{T_{t,amb}}{T_{t,ref}}$, $\delta = \frac{P_{t,amb}}{P_{t,ref}}$). Και πάλι, σε συγκεκριμένες τιμές της διορθωμένης

παροχής καυσίμου αντιστοιχίζουμε συγκεκριμένες τιμές του εμβαδού A_8 και του λόγου A_9/A_8 (Σχήμα 5.17). Μπορούμε να αντιστοιχίσουμε μέχρι και 20 τιμές για τα $A_8, A_9/A_8$ σε ισάριθμες τιμές της διορθωμένης παροχής καυσίμου στον μετακαυστήρα (με τις τιμές για την διορθωμένη παροχή καυσίμου να αυξάνονται). Για το ακροφύσιο του παρακαμπτήριου ρεύματος turbofan κινητήρα χωρίς ανάμειξη ροών, χρησιμοποιείται για τον ίδιο σκοπό, η διορθωμένη παροχή καυσίμου στο θαλάμο καύσης του αγωγού παράκαμψης (duct burner).



Σχήμα 5.17: Schedule μεταβολής επιφανειών ακροφυσίου συναρτήσει της διορθωμένης παροχής καυσίμου στον μετακαυστήρα

Για τις τιμές της μεταβλητής ελέγχου που δεν δίνονται ακολουθείται γραμμική παρεμβολή ανάμεσα στις υπάρχουσες για τον υπολογισμό των A_8 και A_9/A_8 .

Οι τιμές για τις διατομές A_8 και A_9 που προκύπτουν με βάση τον προγραμματισμό του ακροφυσίου, μπορούν να διορθωθούν με τη χρήση δύο συντελεστών $A_{8,change}$ και $A_{9,change}$, σύμφωνα με τους παρακάτω τύπους

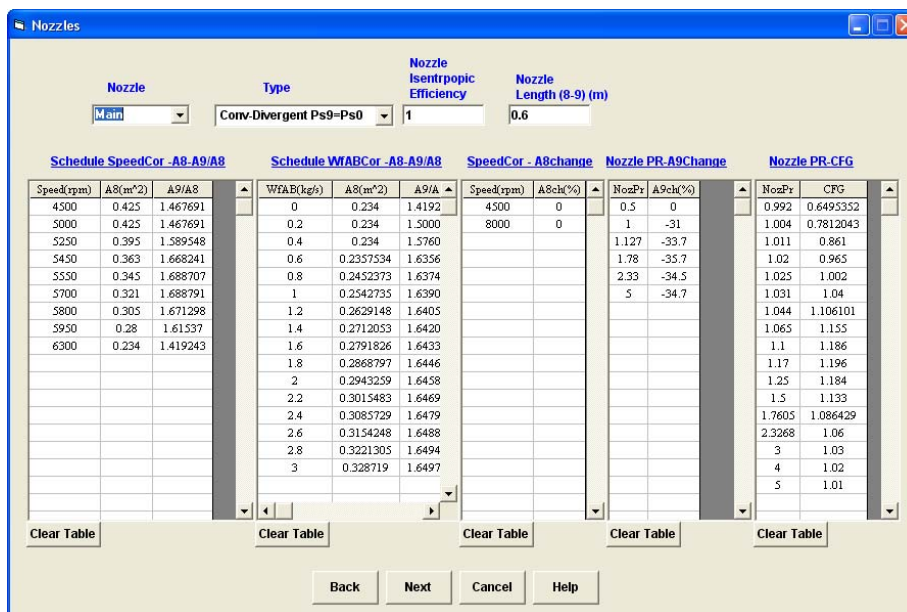
$$A_{8,new} = A_8 \cdot \left(1 + \frac{A_{8,change}}{100}\right)$$

$$A_{9,new} = A_9 \cdot \left(1 + \frac{A_{9,change}}{100}\right)$$

Με την ίδια τακτική με την οποία ορίζεται ο προγραμματισμός του ακροφυσίου, ο συντελεστής $A_{8,change}$ υπολογίζεται συναρτήσει των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης, ενώ ο συντελεστής $A_{9,change}$ υπολογίζεται συναρτήσει του λόγου πίεσης του ακροφυσίου, p_{t7}/p_9 (ολική πίεση στην είσοδο προς στατική πίεση στην έξοδο). Μπορούμε να αντιστοιχίσουμε μέχρι και 20 τιμές των συντελεστών $A_{8,change}$ και $A_{9,change}$ σε ισάριθμες τιμές των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης και του λόγου πίεσης του ακροφυσίου αντίστοιχα. Για συγκλίνον ακροφύσιο χρησιμοποιείται μόνο ο συντελεστής $A_{8,change}$. Για τις τιμές των στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης και του λόγου πίεσης του ακροφυσίου που δεν δίνονται, ακολουθείται γραμμική παρεμβολή ανάμεσα στις υπάρχουσες για τον υπολογισμό των $A_{8,change}$ και $A_{9,change}$ αντίστοιχα. Σε συγκεκριμένες τιμές του λόγου πίεσης του κάθε ακροφυσίου μπορεί επίσης να αντιστοιχιστεί και ένας συντελεστής C_{FG} , με τον οποίο πολλαπλασιάζεται η ώση του κινητήρα που υπολογίζεται από το πρόγραμμα TEACHES, για να προκύψει μία διορθωμένη τιμή για αυτή. Μπορούν να αντιστοιχιστούν μέχρι και 20 τιμές του συντελεστή C_{FG} σε ισάριθμες τιμές του λόγου πίεσης του κάθε ακροφυσίου.

Στο σχήμα 5.18 παρουσιάζεται η οθόνη εισαγωγής των δεδομένων που χρειάζεται το πρόγραμμα TEACHES για τα ακροφύσια, στην οποία ο χρήστης :

- Επιλέγει τον τύπο (Type) και εισάγει τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης (Nozzle Isentropic Efficiency) και το μήκος μεταξύ λαιμού και εξόδου (Nozzle Length (8-9) Length) για κάθε ακροφύσιο (Main: ακροφύσιο κύριου ρεύματος, Secondary: ακροφύσιο παρακαμπτήριου ρεύματος)
- Ορίζει τα schedule μεταβολής των επιφανειών λαιμού και εξόδου κάθε ακροφυσίου (Schedule SpeedCor-A8-A9/A8 - Schedule WfABCor-A8-A9/A8), με τον τρόπο που περιγράφηκε παραπάνω.
- Αντιστοιχίζει τιμές των συντελεστών $A_{8,change}$ και $A_{9,change}$ για τη διόρθωση των εμβαδών A_8 και A_9 , σε συγκεκριμένες τιμές των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης (SpeedCor -A8change) και του λόγου πίεσης του ακροφυσίου (Nozzle PR-A9change) αντίστοιχα.
- Αντιστοιχίζει τιμές του συντελεστή C_{FG} σε συγκεκριμένες τιμές του λόγου πίεσης του κάθε ακροφυσίου (Nozzle PR-CFG).



Σχήμα 5.18: Στοιχεία Ακροφυσίων Αεροπορικού Κινητήρα

5.8 Απώλειες Ισχύος

Στα περισσότερα προγράμματα προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων οι απώλειες ισχύος ενός στροβίλου εκφράζονται με τη βοήθεια ενός μηχανικού βαθμού απόδοσης. Στην περίπτωση του TEACHES οι απώλειες ισχύος των στροβίλων μοντελοποιούνται με τον ακόλουθο τρόπο:

Διακρίνουμε 4 κατηγορίες απωλειών που σχετίζονται με τη λειτουργία κάθε στροβίλου :

- Απώλειες παρελκομένων στροβίλου
- Απώλειες κιβωτίου ταχυτήτων (βιομηχανικός αεριοστρόβιλος)
- Απώλειες τριβών με τον αέρα στο διάκενο μεταξύ του δίσκου και μη περιστρεφόμενων τμημάτων
- Απώλειες μεταφοράς θερμότητας

Και οι τέσσερις κατηγορίες απώλειες υπολογίζονται σε kW, με τη βοήθεια πολυωνύμων 2^{ου} βαθμού του λόγου των τρέχοντων μηχανικών στροφών του στροβίλου προς τις ονομαστικές, N/N_d .

Για τις απώλειες ισχύος στη γεννήτρια βιομηχανικού αεριοστροβίλου χρησιμοποιείται ένας μηχανικός βαθμός απόδοσης. Ο βαθμός απόδοσης αυτός συνδέεται με το συντελεστή ισχύος ($\cos\phi_i$) και το τρέχον φορτίο σε MW (Load) της γεννήτριας μέσω συντελεστών C_{ij} , σύμφωνα με τον παρακάτω τύπο

$$\eta_G (\%) = \sum_{i=1}^{m+1} \sum_{j=1}^{n+1} C_{ij} \cdot \cos \phi_i^{i-1} \cdot Load^{j-1}$$

όπου m και n θετικές ακέραιες τιμές που έχει εισάγει ο χρήστης.

Στην οθόνη του σχήματος 5.19 παρουσιάζεται η οθόνη εισαγωγής δεδομένων που αφορούν στις απώλειες ισχύος των στροβίλων και της γεννήτριας, στην οποία ο χρήστης :

- Εισάγει τους συντελεστές των πολυωνύμων για τον υπολογισμό των διαφόρων απωλειών του στροβίλου (**Auxiliary**: Απώλειες παρελκομένων στροβίλου , **Gearbox**: Απώλειες κιβωτίου ταχυτήτων, **Disk Windage**: Απώλειες τριβών με τον αέρα στο διάκενο μεταξύ του δίσκου και μη περιστρεφόμενων τμημάτων , **Heat Transfer** : Απώλειες μεταφοράς θερμότητας) συναρτήσε του λόγου N/N_d .
- Εισάγει τις τιμές για τα m και n και τους συντελεστές (**Factors Cij**) για τον υπολογισμό του βαθμού απόδοσης της γεννήτριας στην αντίστοιχη θέση, με το format που ζητείται (βλέπε Σχήμα 5.19)

Σχήμα 5.19: Απώλειες Ισχύος

5.9 Αρχικοποίηση Άγνωστων Μεταβλητών

Η σύγκλιση της αριθμητικής μεθόδου που χρησιμοποιεί το TEACHES για την επίλυση του συστήματος των εξισώσεων που περιγράφουν τη λειτουργία του αεροστροβίλου έγκειται στην κατάλληλη κάθε φορά αρχική τιμή των άγνωστων μεταβλητών (βλέπε παράδειγμα αριθμητικής επίλυσης υπολογιστικού μοντέλου ενότητα 2.2).

Για αεροπορικό κινητήρα , στην περίπτωση που η παράμετρος που καθορίζει το σημείο λειτουργίας (βλέπε Παράρτημα 1) δεν είναι οι στροφές του άξονα χαμηλής πίεσης , τότε χρησιμοποιείται ένα πολυώνυμο μέχρι 3^{ου} βαθμού για τον υπολογισμό της αρχικής τους τιμής , σύμφωνα με τη σχέση

$$N_1 / \sqrt{\theta} = a_3 \cdot x^3 + a_2 \cdot x^2 + a_1 \cdot x + a_0$$

όπου x η διορθωμένη τιμή της παραμέτρου που καθορίζει το σημείο λειτουργίας που έχει επιλεγεί. Οι μεταβλητές για τις οποίες απαιτείται μία αρχική τιμή είναι οι ακόλουθες :

- Λόγοι πίεσης συμπιεστών
- Λόγοι πίεσης στροβίλων
- Διορθωμένη παροχή αναρροφούμενου αέρα σε kg/s ($\frac{m \cdot \sqrt{\theta}}{\delta}$)
- Διορθωμένη θερμοκρασία εισόδου στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης σε βαθμούς $^{\circ}\text{C}$ (TIT / θ)
- Διορθωμένες στροφές αξόνων υψηλής πίεσης ($N_2 / \sqrt{\theta}, N_3 / \sqrt{\theta}$)
- Λόγος παράκαμψης (για turbofan κινητήρα)

Για τις μεταβλητές αυτές, αντιστοιχίζονται συγκεκριμένες αρχικές τιμές τους σε συγκεκριμένες τιμές των διορθωμένων στροφών $N_1 / \sqrt{\theta}$. Μπορούν να αντιστοιχιστούν μέχρι και 20 αρχικές τιμές των μεταβλητών σε ισάριθμες τιμές των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης. Οι αρχικές τιμές αντιστοιχίζονται με τις στροφές του άξονα χαμηλής πίεσης να αυξάνονται.

Για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο αρχικοποίηση μεταβλητών απαιτείται μόνο για την περίπτωση αεριοστροβίλου με ελεύθερο στρόβιλο (twin shaft) ή αεριοστροβίλου πολλαπλών τυμπάνων. Στην περίπτωση που η παράμετρος που καθορίζει το σημείο λειτουργίας (βλέπε Παράρτημα 1) δεν είναι το φορτίο σε MW, τότε για τον υπολογισμό της αρχικής του τιμής χρησιμοποιείται μία γραμμική σχέση

$$Load_{cor}(MW) = a_1 \cdot x + a_0$$

όπου x η διορθωμένη τιμή της παραμέτρου που καθορίζει το σημείο λειτουργίας που έχει επιλεγεί. Ανάλογα με τον τύπο και τη διάταξη της μηχανής, οι μεταβλητές για τις οποίες απαιτείται μία αρχική τιμή είναι οι ακόλουθες :

- Λόγοι πίεσης συμπιεστών
- Λόγοι πίεσης στροβίλων
- Διορθωμένη παροχή αναρροφούμενου αέρα σε kg/s ($\frac{m \cdot \sqrt{\theta}}{\delta}$)
- Διορθωμένη θερμοκρασία εισόδου στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης σε βαθμούς Kelvin (TIT / θ)
- Διορθωμένες στροφές άξονα χαμηλής πίεσης και αξόνων υψηλής πίεσης ($N_1 / \sqrt{\theta}, N_2 / \sqrt{\theta}, N_3 / \sqrt{\theta}$)

Οι αρχικές τιμές, γ , των παραπάνω μεταβλητών, υπολογίζονται συναρτήσει του διορθωμένου φορτίου και πάλι από μία γραμμική σχέση

$$y = a_1 \cdot Load_{cor}(MW) + a_0$$

Αρχικές τιμές για τις μεταβλητές που χρειάζονται αρχικοποίηση προσδιορίζονται με τη βοήθεια του ίδιου του TEACHES. Έστω για παράδειγμα ότι δημιουργούμε το μοντέλο ενός αεροπορικού κινητήρα, ο άξονας χαμηλής πίεσης του οποίου στρέφεται με N στροφές στο σημείο σχεδίασης, για το οποίο έχουμε αρχικές τιμές για τις μεταβλητές που χρειαζόμαστε. Χρησιμοποιούμε αυτές τις αρχικές τιμές για μία τιμή

των στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης , N-ΔN (ή N+ΔN), η οποία βρίσκεται κοντά στην τιμή των στροφών αυτών για το σημείο σχεδίασης . Το πόσο κοντά θα βρίσκονται οι στροφές αυτές με τις ονομαστικές, επιλέγεται με κριτήριο να συγκλίνει ο κώδικας. Για τη νέα αυτή τιμή των στροφών υπολογίζουμε με το TEACHES τις τιμές για τις μεταβλητές που χρειάζονται αρχικοποίηση. Επαναλαμβάνουμε την ίδια διαδικασία για μια νέα μεταβολή των στροφών N-2ΔN και συνεχίζουμε μέχρι να υπολογίσουμε αρχικές τιμές για το επιθυμητό εύρος στροφών. Με βάση τα αποτελέσματα που δίνει το TEACHES από την ίδια διαδικασία , υπολογίζεται κάθε πολυωνυμική συνάρτηση (δηλαδή οι συντελεστές $\alpha_3, \alpha_2, \alpha_1, \alpha_0$) που συνδέει την τιμή των (διορθωμένων) στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης , συναρτήσει των (διορθωμένων) τιμών των υπολοίπων παραμέτρων που καθορίζουν το σημείο λειτουργίας .

Όμοια στρατηγική ακολουθείται και στην περίπτωση του βιομηχανικού αεριοστρόβιλου. Ξεκινώντας από το σημείο σχεδίασης και χρησιμοποιώντας στις γραμμικές σχέσεις που συσχετίζουν τις αρχικές τιμές των άγνωστων μεταβλητών με το φορτίο , μόνο τους συντελεστές α_0 , για μικρή μεταβολή του φορτίου , Load-ΔLoad (ή Load+ΔLoad) , υπολογίζουμε με τη βοήθεια του TEACHES τις νέες τιμές για τις μεταβλητές που χρειάζονται αρχικοποίηση, οι οποίες θα λειτουργήσουν ως αρχικές για να επαναληφθεί η διαδικασία με νέα μεταβολή του φορτίου. Στο τέλος έχουμε καταφέρει να προσδιορίσουμε τις γραμμικές σχέσεις οι οποίες εκφράζουν τις αρχικές τιμές των μεταβλητών που χρειάζονται αρχικοποίηση συναρτήσει του διορθωμένου φορτίου , όπως και τις γραμμικές σχέσεις που εκφράζουν αρχική την τιμή του (διορθωμένου) φορτίου συναρτήσει των (διορθωμένων) τιμών των υπολοίπων παραμέτρων που καθορίζουν το σημείο λειτουργίας.

Στον πίνακα 5.2 δίνονται οι ορισμοί των διορθωμένων τιμών των παραμέτρων που καθορίζουν το σημείο λειτουργίας για βιομηχανικό αεριοστρόβιλο και αεροπορικό κινητήρα .

Πίνακας 5.2

Παράμετρος	Βιομηχανικός αεριοστρόβιλος	Αεροπορικός κινητήρας
1. Διορθωμένη ώση :	-	$Thrust_{cor} = \frac{Thrust}{\delta} \text{ (Nt)}$
2. Διορθωμένο φορτίο :	$Load_{cor} = \frac{Load}{\delta \cdot \sqrt{\theta}} \text{ (MW)}$	$Load_{cor} = \frac{Load}{\delta \cdot \sqrt{\theta}}$ (kW) -turboprop κινητήρας
3. Διορθωμένη θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων:	$EGT_{cor} = \frac{EGT}{\theta} \text{ (K)}$	$EGT_{cor} = \frac{EGT}{\theta} \text{ (}^\circ\text{C)}$
4. Διορθωμένη θερμοκρασία εισόδου στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης:	$TIT_{cor} = \frac{TIT}{\theta} \text{ (}^\circ\text{C)}$	$TIT_{cor} = \frac{TIT}{\theta} \text{ (}^\circ\text{C)}$

Παράμετρος	Βιομηχανικός αεριοστρόβιλος	Αεροπορικός κινητήρας
5. Διορθωμένη παροχή καυσίμου:	$W_{f,cor} = \frac{W_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}} \text{ (kg/s)}$	$W_{f,cor} = \frac{W_f}{\delta \cdot \sqrt{\theta}} \text{ (kg/s)}$
6. Διορθωμένη θερμοκρασία στην έξοδο του συμπιεστή:	$CDT_{cor} = \frac{CDT}{\theta} \text{ (K)}$	-
7. Διορθωμένη στατική πίεση στην έξοδο του διαχύτη μετά τον συμπιεστή:	$CDP_{cor} = \frac{CDP}{\delta} \text{ (bar)}$	$CDP_{cor} = \frac{CDP}{\delta} \text{ (bar)}$
8. Διορθωμένη παροχή καυσαερίων στην έξοδο:	$WEX_{cor} = \frac{WEX \cdot \sqrt{\theta}}{\delta} \text{ (kg/s)}$	-
9. Διορθωμένη θερμοκρασία εξόδου από το στρόβιλο υψηλής πίεσης 1:	$HPTET_{cor} = \frac{HPTET}{\delta} \text{ (K)}$	-
10. Διορθωμένες στροφές άξονα χαμηλής πίεσης :	$N_1 / \sqrt{\theta}$	-
11. Διορθωμένες στροφές άξονα υψηλής πίεσης 1:	$N_2 / \sqrt{\theta}$	-
12. Διορθωμένες στροφές άξονα υψηλής πίεσης 2:	$N_3 / \sqrt{\theta}$	-

Οι παράμετροι 1 έως 9 διορθώνονται στις ατμοσφαιρικές συνθήκες δηλαδή

$$\theta = \frac{T_{t,amb}}{T_{t,ref}}, \delta = \frac{P_{t,amb}}{P_{t,ref}}$$

ενώ οι παράμετροι 10 έως 12 ,κατά τα γνωστά , στις συνθήκες εισόδου του συμπιεστή .

Στο σχήμα 5.20 παρουσιάζεται η οθόνη μέσω της οποίας πραγματοποιείται η αρχικοποίηση των άγνωστων μεταβλητών , όπως αυτή περιγράφηκε παραπάνω.

Εισαγωγή συντελεστών πολυωνυμικής συνάρτησης που εκφράζει την αρχική τιμή των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης συναρτήσει της διορθωμένης τιμής της παραμέτρου που καθορίζει το σημείο λειτουργίας που έχει επιλεγεί (αεροπορικός κινητήρας)

Εισαγωγή συντελεστών γραμμικής σχέσης που εκφράζει την αρχική τιμή του διορθωμένου φορτίου συναρτήσει της διορθωμένης τιμής της παραμέτρου που καθορίζει το σημείο λειτουργίας που έχει επιλεγεί (βιομηχανικός αεριοστρόβιλος)

Aeroengine

	a3	a2	a1	a0
N1cor Vs Thrustcor (Nt)	2.681278E-11	-3.266182E-01	0.164883	4926.502
N1cor Vs EGTcor (C)	4.150148E-05	-8.558159E-01	61.99815	-7495.752
N1cor Vs Wcor(kg/s)	1897.578	-7199.834	9880.937	3442.283
N1cor Vs TITcor(C)	3.019932E-05	-7.888109E-01	70.70036	-13596.21
N1cor Vs CDPcor(bar)	28.3637	-437.2257	2729.179	1628.609

$N1cor = a3 \cdot x + a2 \cdot x^2 + a1 \cdot x + a0$

Initialization Curves based on N1cor

N1cor(rpm)	PRc	TITcor(C)	PRt	Wcor(kg/s)
5577	2.271	519.9	1.903	31.2
5917	2.55	511.4	2.084	35.1
6242	2.841	516.7	2.257	38.8
6566	3.242	542.5	2.47	43.5
6891	3.707	573.6	2.659	48.8
7053	3.946	590	2.727	51.5
7377	4.516	657.8	2.813	56.9
7540	4.837	710	2.807	59.5
7702	5.212	791.7	2.752	61.9
8026	5.859	882.9	2.745	67
8189	6.152	921.4	2.743	69.2
8351	6.439	955.6	2.741	71.5
8513	6.73	991.8	2.74	73.7
8838	7.317	1066.5	2.738	77.9
9000	7.565	1107.4	2.736	79.4

Clear Table

Industrial

	a1	a0
Loadcor (MW) Vs N1cor		
Loadcor (MW) Vs N2cor		
Loadcor (MW) Vs N3cor		
Loadcor (MW) Vs EGTcor (K)		
Loadcor (MW) Vs Wfcor (kg/s)		
Load (MW) Vs CDPcor (bar)		
Loadcor (MW) Vs CDTcor (K)		
Loadcor (MW) Vs HPTETcor (K)		
Load (MW) Vs TITcor (C)		
Loadcor (MW) Vs WEXcor (kg/s)		

Initialization Curves based on Loadcor

N1cor Vs Loadcor (MW)		
N2cor Vs Loadcor (MW)		
N3cor Vs Loadcor (MW)		
PRCcor Vs Loadcor (MW)		
PRTcor Vs Loadcor (MW)		
Wcor (kg/s) Vs Loadcor (MW)		
TITcor (K) Vs Loadcor (MW)		

Back Next Cancel Help

Αντιστοίχιση αρχικών τιμών άγνωστων μεταβλητών σε τιμές των διορθωμένων στροφών του άξονα χαμηλής πίεσης (αεροπορικός κινητήρας)

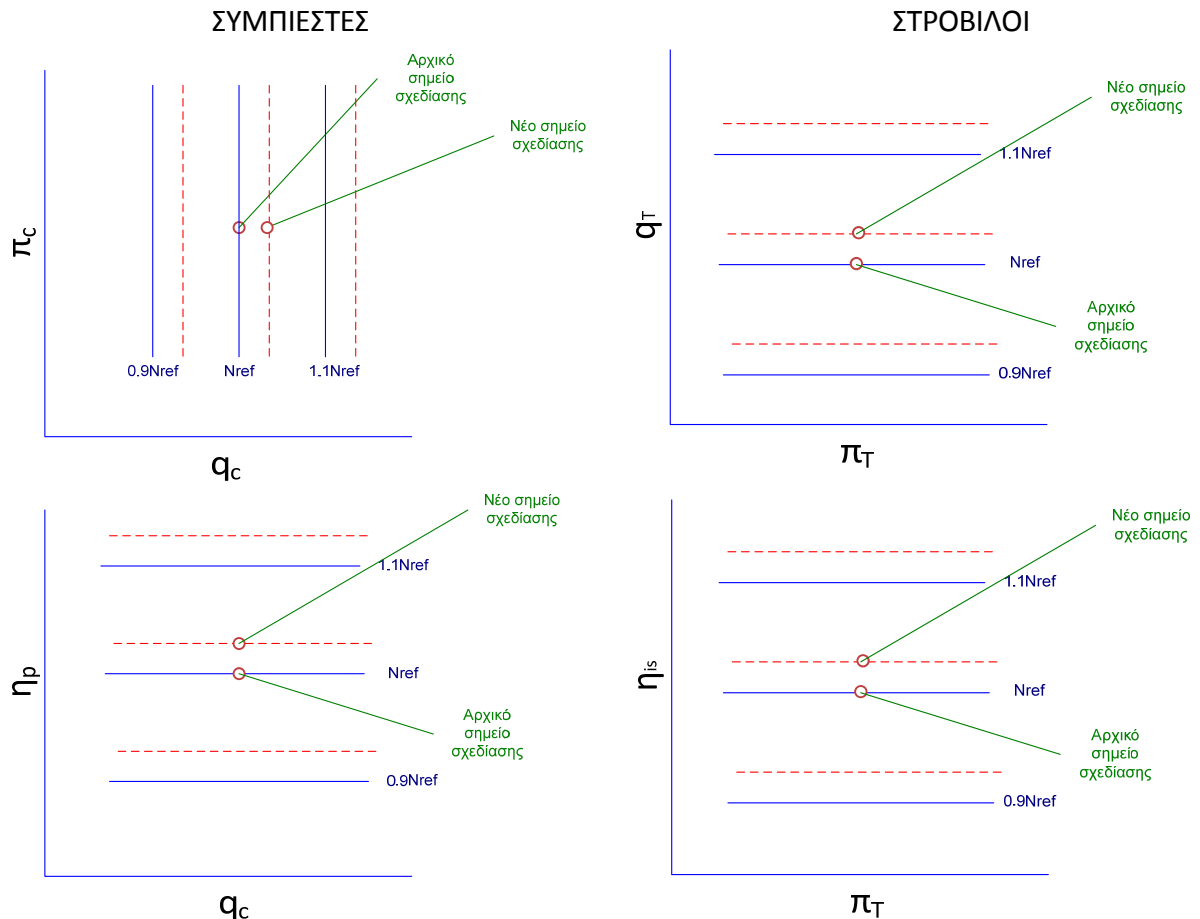
Εισαγωγή συντελεστών γραμμικής σχέσης που εκφράζει την αρχική τιμή των άγνωστων μεταβλητών συναρτήσει του διορθωμένου φορτίου (βιομηχανικός αεριοστρόβιλος)

Σχήμα 5.20: Αρχικοποίηση άγνωστων μεταβλητών

5.10 Προσδιορισμός Άγνωστων Πεδίων Χαρακτηριστικών

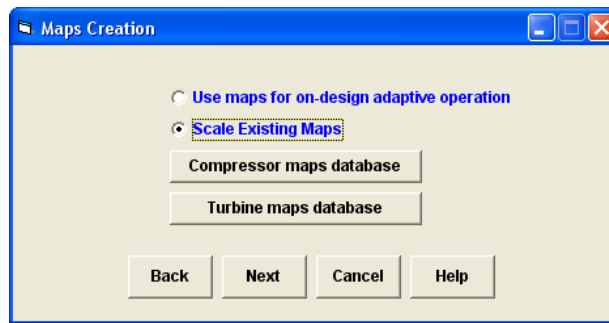
Στην περίπτωση που θέλουμε να υπολογίσουμε μία καλύτερη προσέγγιση του σημείου σχεδίασης του αεριοστρόβιλου που μοντελοποιούμε τρέχουμε το πρόγραμμα TEACHES σε Adaptive λειτουργία, χρησιμοποιώντας χάρτες της μορφής του σχήματος 5.21. Μέσω της διαδικασίας αυτής, με δεδομένα συγκεκριμένων μετρήσεων και επιδόσεων που διαθέτουμε για το σημείο σχεδίασης του αεριοστρόβιλου που μοντελοποιούμε, υπολογίζουμε ισάριθμους παράγοντες τροποποίησης οι οποίοι δείχνουν την απόκλιση των τιμών των βαθμών απόδοσης και των παροχών συμπιεστών και στροβίλων που προκύπτουν με βάση τις εν λόγω μετρήσεις από

αυτές που εκτιμήθηκαν για το σημείο σχεδίασης. Οι χάρτες αυτοί καλύπτουν ένα μεγάλο εύρος λόγων πίεσης, παροχών και βαθμών απόδοσης με τη λογική ότι το σημείο σχεδίασης που προκύπτει για κάθε συμπιεστή και στρόβιλο θα βρίσκεται μέσα σε αυτό.



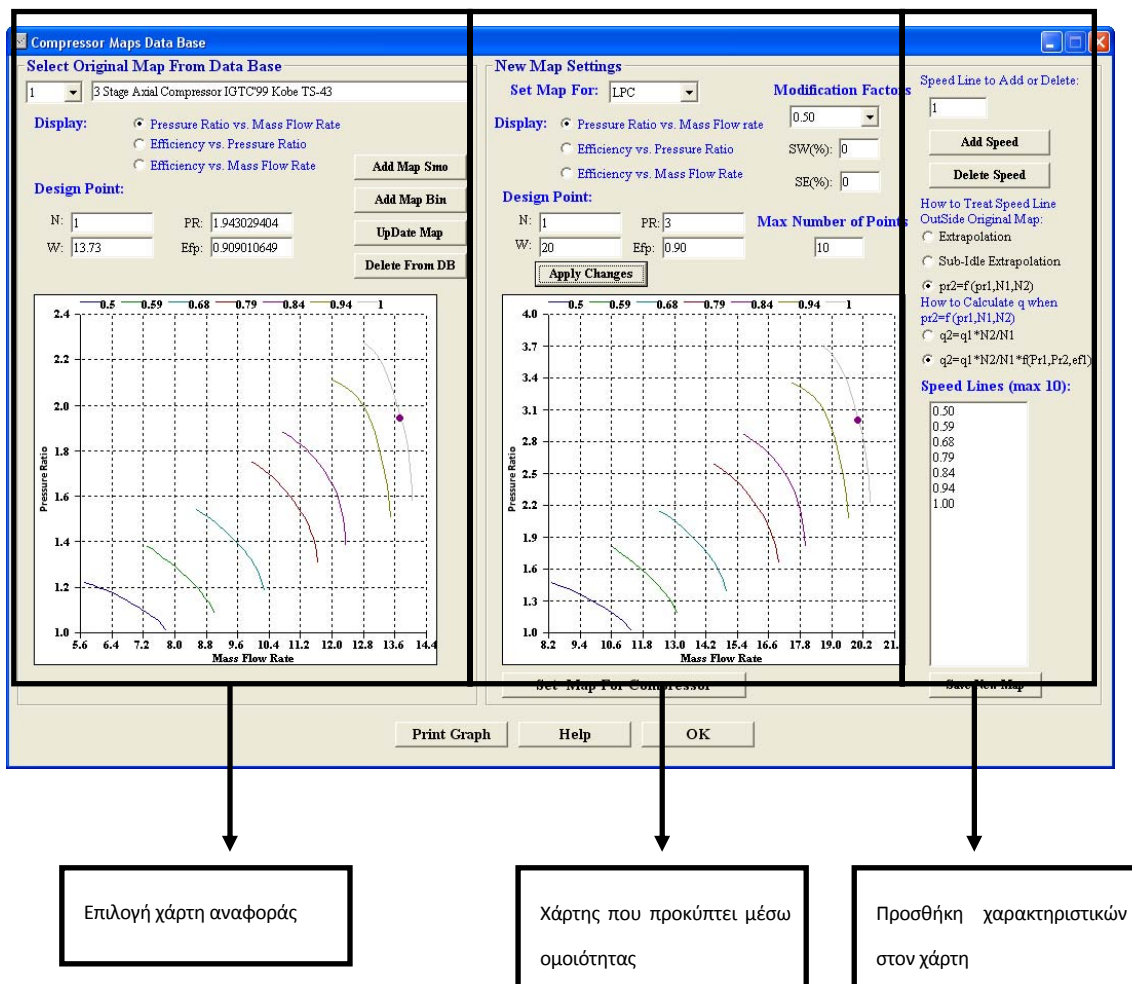
Σχήμα 5.21: Χάρτες για ακριβέστερη προσέγγιση του σημείου λειτουργίας του μοντελοποιούμενου αεριοστρόβιλου μέσω Adaptive λειτουργίας

Αφού ολοκληρωθεί η διαδικασία αυτή, προχωρούμε στη δημιουργία ρεαλιστικών πεδίων χαρακτηριστικών, επιλέγοντας χάρτες συμπιεστών και στρόβιλων από την ανοικτή βιβλιογραφία. Το ποιοι χάρτες θα χρησιμοποιηθούν κατά περίπτωση, καθορίζεται από το χρήστη μέσω της οθόνης του σχήματος 5.22. Η επιλογή **Use maps for on-design adaptive operation** αποθηκεύει στο αρχείο χάρτες της μορφής του σχήματος 5.21. Μέσω της επιλογής **Scale Existing Maps** δίνεται η δυνατότητα να επιλεγούν χάρτες συμπιεστών και στρόβιλων από βάσεις δεδομένων που συνοδεύουν το λογισμικό. Οι χάρτες αυτοί θα λειτουργήσουν ως χάρτες αναφοράς για τον προσδιορισμό των άγνωστων πεδίων χαρακτηριστικών, μέσω της μεθόδου της ομοιότητας (βλέπε ενότητα 3.1.1 και 3.2.1 για συμπιεστή και στρόβιλο αντίστοιχα).



Σχήμα 5.22: Δημιουργία Πεδίων Χαρακτηριστικών

Πατώντας **Compressor maps database** στην οθόνη του σχήματος 5.22 εμφανίζεται η οθόνη του σχήματος 5.23.

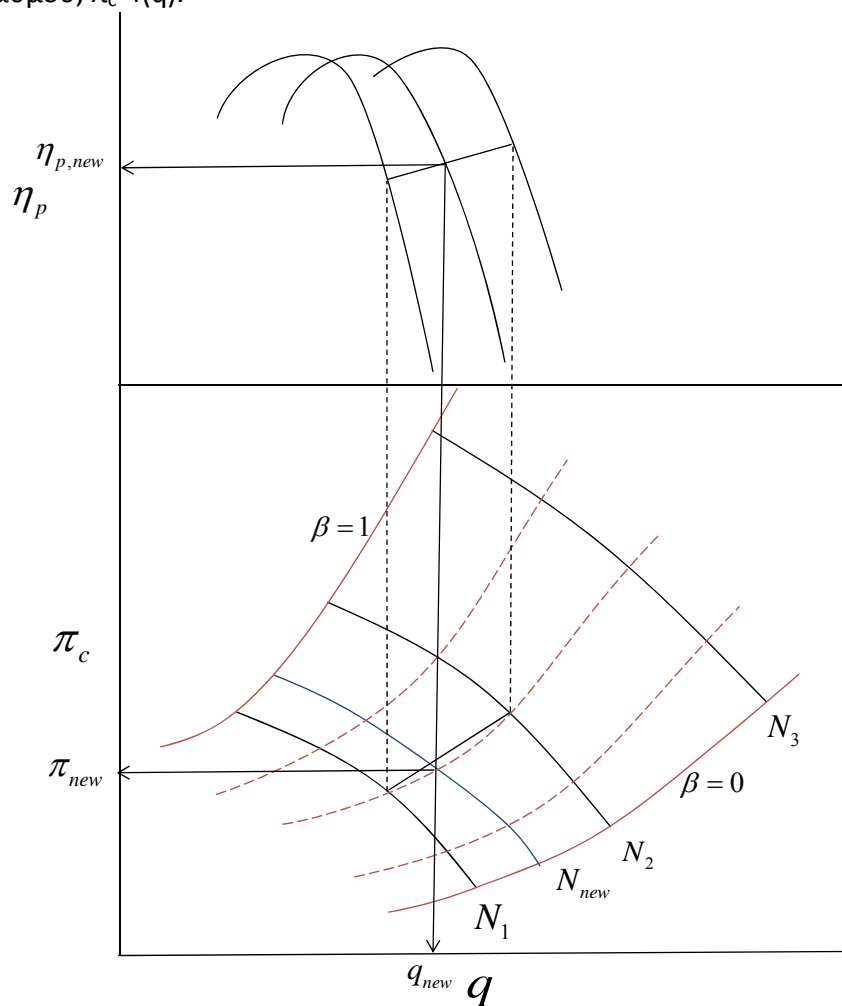


Σχήμα 5.23: Δημιουργία χάρτη συμπιεστή με τη μέθοδο της ομοιότητας

Μέσω της οθόνης αυτής επιλέγεται ο χάρτης αναφοράς (**Select Original Map From Database**) για κάθε συμπιεστή από μία βάση δεδομένων με 48 χάρτες συμπιεστών (αξονικούς και ακτινικούς) οι οποίοι προέρχονται από το εμπορικό πρόγραμμα προσομοίωσης λειτουργίας αεροστροβίλων GasTurb. Εκτός από αυτούς, μπορούμε να

εισάγουμε το χάρτη ενός συμπιεστή από κάποιο αρχείο όμοιο με αυτό που φτιάχνει το λογισμικό μας (Add Map Bin), όπως και χάρτες συμπιεστών από την εφαρμογή Smooth C του GasTurb (Add Map Smo).

Στο δεξιό πάνελ ,αφού οριστεί το νέο σημείο σχεδίασης , εμφανίζεται το γράφημα του χάρτη του συμπιεστή που προκύπτει μέσω ομοιότητας. Η προσθήκη χαρακτηριστικών γίνεται με παρεμβολή μεταξύ των δύο πιο κοντινών χαρακτηριστικών όπως παρουσιάζεται στο σχήμα 5.24. Για τον υπολογισμό των διορθωμένων παροχών και των πολυτροπικών βαθμών απόδοσης της νέας χαρακτηριστικής χρησιμοποιείται γραμμική παρεμβολή ανάμεσα στα σημεία τομής των γραμμών $-\beta$ με δύο διαδοχικές χαρακτηριστικές. Οι λόγοι πίεσης για τα σημεία της νέας χαρακτηριστικής υπολογίζονται με τη βοήθεια των γραμμών β , οι οποίες προσεγγίζονται με πολυώνυμα, δευτέρου βαθμού, $\pi_c=f(q)$.



Σχήμα 5.24: Προσθήκη χαρακτηριστικής στο χάρτη με παρεμβολή

Η επέκταση των χαρτών σε χαμηλότερες ή υψηλότερες στροφές γίνεται με κάποιον από τους ακόλουθους τρόπους:

Extrapolation: Εδώ ακολουθείται η ίδια με την παραπάνω διαδικασία επιλέγοντας πάλι τις δύο πιο κοντινές χαρακτηριστικές.

[pr2=f\(pr1,N1,N2\)](#): Για την προσθήκη της νέας χαρακτηριστικής χρησιμοποιείται η λογική και οι εξισώσεις που παρουσιάστηκαν στην ενότητα 3.3. Δηλαδή, για τον υπολογισμό των τιμών του λόγου πίεσης pr_2 για τη νέα ισοταχή που αντιστοιχεί σε διορθωμένες στροφές N_2 χρησιμοποιείται η παρακάτω σχέση

$$pr_2 = [(pr_1^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \cdot (\frac{N_2}{N_1})^2 + 1]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

όπου pr_1 ο λόγος πίεσης για τα σημεία της πλησιέστερης σε τιμή διορθωμένων στροφών χαρακτηριστικής, N_1 . Ο πολυτροπικός βαθμός απόδοσης για όλα τα σημεία της N_2 παραμένει ίδιος με αυτόν για τα σημεία της N_1 ($ef_{p2}=ef_{p1}$), ενώ για τη διορθωμένη παροχή χρησιμοποιούνται οι δύο ακόλουθοι τύποι για αξονικό και ακτινικό συμπιεστή

$$q_2 = q_1 \cdot \frac{N_2}{N_1} \quad (\text{αξονικός συμπιεστής})$$

$$q_2 = q_1 \cdot \frac{N_2}{N_1} \cdot \frac{1 + \frac{pr_1^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{ef_1}}{1 + \frac{pr_2^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{ef_1}} \quad (\text{ακτινικός συμπιεστής})$$

[Sub-Idle Extrapolation](#): Για τον υπολογισμό των νέων χαρακτηριστικών χρησιμοποιούνται οι εξισώσεις για την επέκταση των χαρτών σε χαμηλές στροφές όπως αυτές περιγράφηκαν στην ενότητα 3.4. Η εξίσωση (28) της ενότητας 3.4 έχει τροποποιηθεί, ώστε ο βαθμός απόδοσης που υπολογίζεται να είναι ο πολυτροπικός.

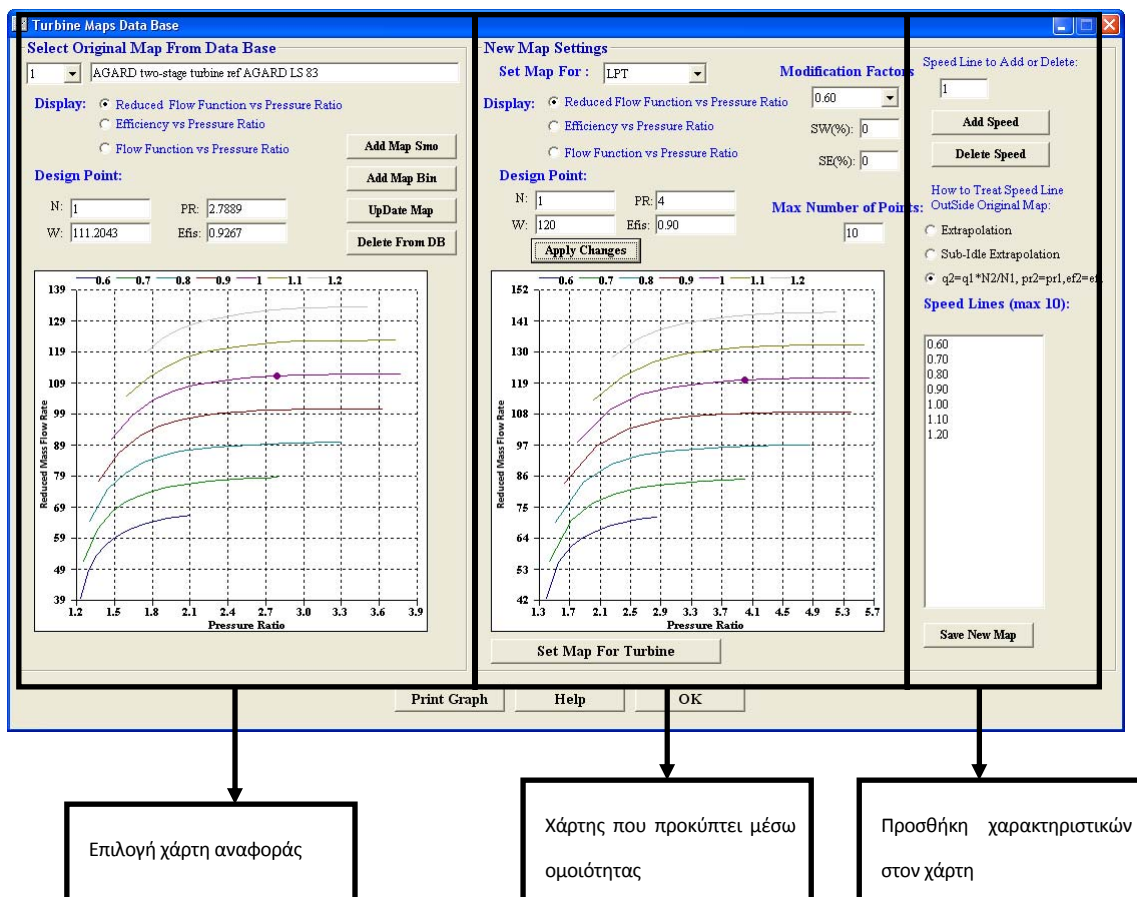
Οι τιμές για την διορθωμένη παροχή και τον βαθμό απόδοσης για τα σημεία κάθε χαρακτηριστικής του νέου χάρτη μπορούν να μεταβληθούν ποσοστιαία, χρησιμοποιώντας τους παράγοντες τροποποίησης ([Modification Factors](#)) για την διορθωμένη παροχή και τον πολυτροπικό βαθμό απόδοσης, SW(%) και SE (%) αντίστοιχα, σύμφωνα με τους παρακάτω τύπους

$$q_{c,new} = q_c \cdot (1 + SW / 100)$$

$$\eta_{p,new} = \eta_p \cdot (1 + SE / 100)$$

Οι διορθωμένες στροφές αποθηκεύονται στο αρχείο στη μορφή $N / \sqrt{\theta}$. Επίσης δίνεται η δυνατότητα στο χρήστη να επιλέξει τον αριθμό των σημείων με τον οποίο θα εμφανίζεται στο γράφημα κάθε χαρακτηριστική ([Max Number of Points](#)).

Πατώντας [Turbine maps database](#) στην οθόνη του σχήματος 5.22 εμφανίζεται η οθόνη του σχήματος 5.25



Σχήμα 5.25: Δημιουργία χάρτη στροβίλου με τη μέθοδο της ομοιότητας

Μέσω της οθόνης αυτής επιλέγεται ο χάρτης αναφοράς για κάθε στρόβιλο, από μία βάση δεδομένων με 17 χάρτες στροβίλων, η πλειοψηφία των οποίων και εδώ προέρχεται από το GasTurb, ενώ οι υπόλοιποι έχουν προκύψει από μοντελοποίηση υπάρχοντων αεριοστροβίλων. Και εδώ υπάρχει δυνατότητα εισαγωγής χάρτη στροβίλου από αρχεία που δημιουργεί το E.MO.DA.C., όπως και από την εφαρμογή Smooth T του GasTurb (αρχεία .smo)

Στο δεξιό πάνελ, αφού οριστεί το νέο σημείο σχεδίασης, εμφανίζεται το γράφημα του χάρτη του στροβίλου που προκύπτει μέσω ομοιότητας. Σε ό,τι αφορά την προσθήκη χαρακτηριστικών στο χάρτη ισχύει παρόμοια διαδικασία όπως και στο συμπιεστή. Η προσθήκη χαρακτηριστικών γίνεται με παρεμβολή μεταξύ των δύο πιο κοντινών χαρακτηριστικών χρησιμοποιώντας τις γραμμές $-\beta$, ενώ η προσθήκη εκτός του εύρους του αρχικού χάρτη γίνεται ως εξής:

Extrapolation: Όμοια με την περίπτωση του συμπιεστή

$q_2=q_1*N_2/N_1,ef_2=ef_1,pr_2=pr_1$: Εδώ οι τιμές του λόγου πίεσης και του ισεντροπικού βαθμού απόδοσης της νέας χαρακτηριστικής που αντιστοιχεί σε διορθωμένες στροφές N_2 , παραμένουν ίδιες με αυτές των σημείων της πλησιέστερης σε τιμή διορθωμένων στροφών χαρακτηριστικής N_1 , δηλαδή

$$pr_2 = pr_1$$

$$ef_{is,2} = ef_{is,1}$$

ενώ για τις διορθωμένες παροχές ακολουθείται η σχέση

$$q_2 = q_1 \cdot \frac{N_2}{N_1}$$

Sub-Idle Extrapolation: Για τον υπολογισμό των νέων χαρακτηριστικών χρησιμοποιούνται οι εξισώσεις της για την επέκταση των χαρτών σε χαμηλές στροφές όπως αυτές περιγράφηκαν στην ενότητα 3.4.

Όμοια με την περίπτωση του συμπιεστή, οι τιμές για την διορθωμένη παροχή και τον βαθμό απόδοσης για τα σημεία κάθε χαρακτηριστικής του νέου χάρτη μπορούν να μεταβληθούν ποσοστιαία, χρησιμοποιώντας τους παράγοντες τροποποίησης για την διορθωμένη παροχή και τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης SW(%) και SE (%), σύμφωνα με τους παρακάτω τύπους

$$q_{T,new} = q_T \cdot (1 + SW / 100)$$

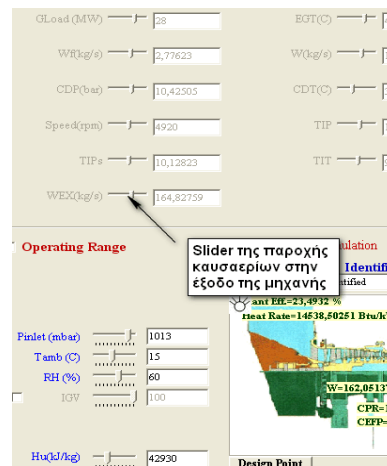
$$\eta_{is,new} = \eta_{is} \cdot (1 + SE / 100)$$

Οι διορθωμένες στροφές για την περίπτωση του στροβίλου αποθηκεύονται στο αρχείο στη μορφή $N / \sqrt{TIT} / (N / \sqrt{TIT})_d$, ενώ οι διορθωμένες παροχές πολλαπλασιασμένες με τις διορθωμένες στροφές

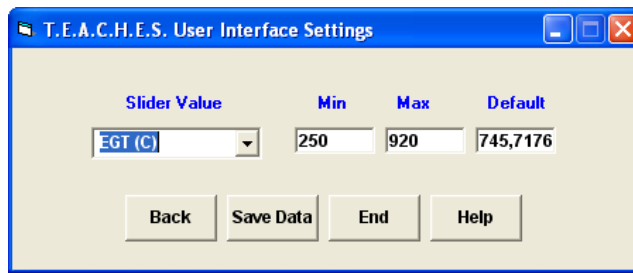
$$q = \frac{m \cdot \sqrt{TIT}}{PIT} \cdot \frac{N / \sqrt{TIT}}{(N / \sqrt{TIT})_d}$$

5.11 Τελικές Ρυθμίσεις

Πριν σωθεί το αρχείο θα πρέπει να εισαχθούν οι ελάχιστες, οι μέγιστες και οι αρχικές τιμές των sliders (βλέπε Σχήματα 5.26-5.27) του γραφικού περιβάλλοντος του TEACHES για τα μεγέθη που ζητούνται, ώστε να καλύπτουν το πιθανό εύρος λειτουργίας της μοντελοποιούμενης μηχανής.



Σχήμα 5.26: Μέρος της οθόνης του προγράμματος TEACHES



Σχήμα 5.27: Οθόνη αποθήκευσης αρχείου και εξόδου από το πρόγραμμα.

6

Εφαρμογή στον Βιομηχανικό Αεριοστρόβιλο Siemens SGT-300

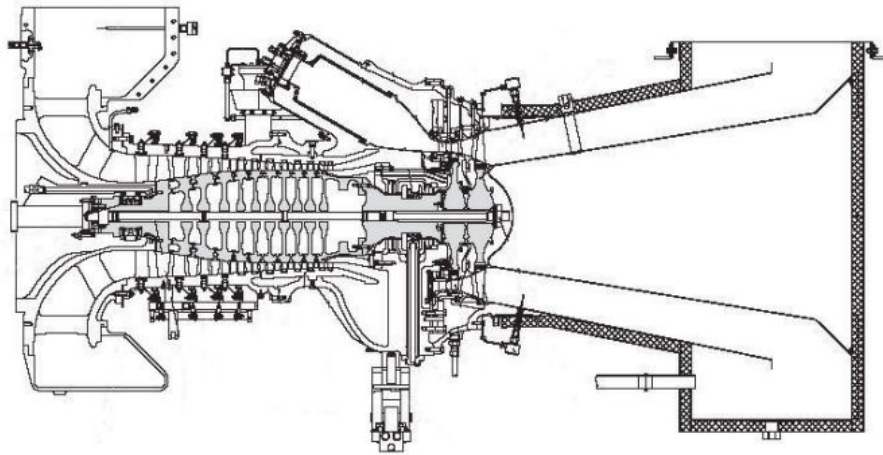
Το πρόγραμμα E.MO.DA.C εφαρμόστηκε στην περίπτωση μοντελοποίησης ενός αεριοστροβίλου απλής ατράκτου. Ο αεριοστρόβιλος που επιλέχτηκε ήταν ο Siemens SGT-300 με αποδιδόμενο φορτίο σε συνθήκες τυπικής ημέρας (ISO), 7.9 MW. Για να δημιουργήσουμε το μοντέλο του αεριοστροβίλου, χρησιμοποιήσαμε δεδομένα από τον κατασκευαστή και μετρήσεις που έχουν ληφθεί από τον αεριοστρόβιλο.

Στον πίνακα 6.1 είναι συγκεντρωμένες οι επιδόσεις του αεριοστροβίλου που παρέχει η Siemens για ISO συνθήκες .

Πίνακας 6.1: Επιδόσεις SGT-300 για συνθήκες τυπικής ημέρας-ISO (αναφέρονται σε καύσιμο φυσικό αέριο)

Αποδιδόμενο φορτίο	7.9 MW
Παροχή καυσαερίων (WEX)	30 kg/s
Λόγος πίεσης	14
Στατική πίεση στην έξοδο του διαχύτη μετά τον συμπιεστή (CDP)	13.5 bar
Ολική θερμοκρασία στην έξοδο του διαχύτη μετά τον συμπιεστή (CDT)	405 °C
Θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων (EGT)	550 °C
Ρυθμός παροχής θερμότητας	11256 btu/kWh
Θερμικός βαθμός απόδοσης	30.3 %
Στροφές ατράκτου	14010 RPM

Ο αεριοστρόβιλος διαθέτει δεκαβάθμιο αξονικό συμπιεστή και αξονικό στρόβιλο δύο βαθμίδων. Το σχέδιο του αεριοστροβίλου σε τομή παρουσιάζεται στο σχήμα 6.1.



Σχήμα 6.1: Σχέδιο του Siemens SGT-300 σε τομή

6.1 Βήμα 1ο : Πρώτη Εκτίμηση Για Το Σημείο Σχεδίασης

Ξεκινάμε την μοντελοποίηση με υπολογισμούς για το σημείο σχεδίασης. Από το θερμικό βαθμό απόδοσης του πίνακα 6.1 και τη θερμογόνο ικανότητα του φυσικού αερίου (49.79MJ/kg) , μπορούμε να εκτιμήσουμε την παροχή καυσίμου για το σημείο σχεδίασης

$$\eta_{thermal} = \frac{W}{m_f \cdot Hu} \rightarrow m_f = \frac{W}{\eta_{thermal} \cdot Hu} = \frac{7.9MW}{0.303 \cdot 49.79MJ / kg} = 0.523kg / s$$

Η παροχή του συμπιεστή για το σημείο σχεδίασης θα είναι ίση στην περίπτωση αυτή με $W=WEX \cdot 0.523 = 29.47 \text{ kg/s}$, θεωρώντας ότι όλος ο απομαστευόμενος αέρας έχει επιστρέψει στην είσοδο του στροβίλου (βλ. Βήμα 2^ο).

Θεωρώντας απώλειες πίεσης στο θάλαμο καύσης ίσες με το 5% της ολικής πίεσης εισόδου σε αυτόν (περίπου 14 bar) , η ολική πίεση στην είσοδο του στροβίλου θα είναι περίπου ίση με 13.3bar. Άρα ο λόγος πίεσης του στροβίλου για το σημείο σχεδίασης εκτιμάται ότι είναι στην περίπτωση αυτή ίσος με $\pi_T = \frac{13.3}{1.013} = 13.1$ (εκτόνωση σε

ατμοσφαιρική πίεση για ISO συνθήκες). Την θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο δεν τη γνωρίζουμε. Από την ολική θερμοκρασία στην έξοδο του διαχύτη μετά το συμπιεστή του πίνακα 6.1 (T_{t3}) μπορεί να εκτιμηθεί ο πολυτροπικός βαθμός απόδοσης του συμπιεστή από τη σχέση

$$\eta_{pc} = \frac{\ln \pi_C^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\ln \left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}} \right)} = \frac{\ln 14^{\frac{1.4-1}{1.4}}}{\ln \left(\frac{678}{288} \right)} = 0.88$$

Από την T_{t3} , τη θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων (T_{t5}) και τις παροχές εισόδου και εξόδου, κάνοντας χρήση ενεργειακού ισοζυγίου στην άτρακτο με θερμοχωρητικότητες

$C_{pa}=1005 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ και $C_{pg}=1150 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$, προκύπτει θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο (T_{t4}) ίση με

$$(WEX) \cdot C_{pg} \cdot (T_{t4} - T_{t5}) - W \cdot C_{pa} \cdot (T_{t3} - T_{t2}) = 7.9 \text{ MW} \rightarrow T_{t4} = 1113^\circ \text{C}$$

Άρα, η διορθωμένη παροχή του στρόβιλου για το σημείο σχεδίασης προκύπτει ίση με

$$q_T = \frac{m \cdot \sqrt{TIT}}{PIT} = \frac{30 \cdot \sqrt{1386}}{13.1} = 85.2 \frac{\text{kg}}{\text{s}} \cdot \frac{\sqrt{\text{K}}}{\text{bar}}$$

Ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης για το στρόβιλο τίθεται κατ'αρχήν ίσος με 0.88. Για τον αγωγό εισόδου θα θεωρήσουμε μηδενικές απώλειες πίεσης.

6.2 Βήμα 2ο : Κύκλωμα Απομαστεύσεων Αέρα

Στη βιβλιογραφία δεν υπάρχουν δεδομένα για το δευτερεύον κύκλωμα αέρα του αεριοστρόβιλου , επομένως θα χρησιμοποιήσουμε τη φόρμα του σχήματος 5.6 για να εκτιμήσουμε την παροχή ψύξης και μόνο, θεωρώντας ότι όλος ο αέρας απομαστεύεται από την έξοδο του διαχύτη μετά τον συμπιεστή . Για τη θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο που εκτιμήθηκε παραπάνω, εκτιμάται συνολική παροχή αέρα ψύξης ίση με το 4.3% της εισερχόμενης παροχής αέρα στον αεριοστρόβιλο , για υψηλό τεχνολογικό επίπεδο (ο αεριοστρόβιλος εισήχθη στην αγορά τη δεκαετία του 1990). Ο απομαστευόμενος αέρας αποφασίζουμε να μην ψύχεται και να επιστρέφει στο σύνολό του στην είσοδο του στρόβιλου (επαναμείκτης 6). Οι συντελεστές ανάκτησης πίεσης στους διαχύτες στην έξοδο του συμπιεστή και στον αγωγό εξόδου τίθενται αυθαίρετα ίσοι και οι δύο με 0.6 , τιμή λογική προκειμένου ο αριθμός Mach στις θέσεις αυτές να είναι σε χαμηλά επίπεδα. Για το διαχύτη στην έξοδο του στρόβιλου ο συντελεστής ανάκτησης πίεσης τίθεται ίσος με μηδέν. Αξίζει εδώ να σημειωθεί ότι αν γνωρίζαμε τη θερμοκρασία στην έξοδο του θαλάμου καύσης και την παροχή καυσίμου , θα μπορούσαμε να είχαμε ακολουθήσει την εξής στρατηγική για την εκτίμηση της παροχής του αέρα ψύξης. Έστω 3 η θέση στο διαχύτη στην έξοδο του συμπιεστή , 4 η θέση στην έξοδο του θαλάμου καύσης και 41 η θέση όπου έχουμε την επιστροφή όλης της απομάστευσης στο ρεύμα του εργαζόμενου μέσου. Τότε προκύπτει η παρακάτω εξίσωση (διατήρηση μάζας – ενέργειας):

$$(m_{a2} - m_{bleed} + m_f) \cdot h_{t4} + m_{bleed} \cdot h_{t3} = \underbrace{(m_{a2} + m_f)}_{m_{exhaust}} \cdot h_{t41}$$

η οποία λύνεται αριθμητικά (στη θέση 4 αντιστοιχεί άλλος λόγος καυσίμου αέρα από τη θέση 41) και προκύπτει η παροχή του αέρα απομάστευσης m_{bleed} .

6.3 Βήμα 3ο : Εκτίμηση Γεωμετρικών Δεδομένων

Για τον υπολογισμό των ενεργών διατομών στις διάφορες θέσεις του αεριοστροβίλου, όπως χαρακτηρίζονται στο σχέδιο Π.1.2 του Παραρτήματος 1 , χρησιμοποιήθηκε το σχέδιο του σχήματος 6.1. Γνωρίζοντας το συνολικό μήκος του κινητήρα υπολογίσαμε την κλίμακα του σχεδίου η οποία είναι περίπου 1:20. Για τον υπολογισμό των εσωτερικών και εξωτερικών διαμέτρων σε κάθε διατομή χρησιμοποιήθηκε η φόρμα του σχήματος 5.12. Για την εκτίμηση του αριθμού Mach ,

$$m - Ap_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT_t}} \cos a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} M = 0,$$

σύμφωνα με τις συνθήκες στο θεωρούμενο σημείο σχεδίασης , θεωρώντας αξονική ροή σε κάθε θέση ($\cos a = 1$) , και βρίσκοντας για κάθε διατομή τον ισεντροπικό εκθέτη γ που προκύπτει με βάση την ολική θερμοκρασία σε αυτή.

Στον πίνακα 6.2 δίνονται οι τιμές των εμβαδών που προέκυψαν με βάση το σχέδιο και στον πίνακα 6.3 οι εκτιμήσεις για τον αριθμό Mach.

Πίνακας 6.2: Τιμές εμβαδού ενεργών διατομών

Θέση στο σχέδιο Π.1.2 του Παραρτήματος 1	Εσωτερική διάμετρος στο σχέδιο (mm)	Εξωτερική διάμετρος στο σχέδιο (mm)	$D_{in} \times 20(m)$	$D_{out} \times 20(m)$	$A(m^2)$
1 έως 4 (Είσοδος αεριοστροβίλου)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	0.72
5 (Είσοδος συμπίεστή)	12.7	24.35	0.254	0.487	0.136
6 έως 14 (Έξοδος συμπίεστή)	18	19.6	0.360	0.392	0.019
15 έως 17 (Είσοδος θαλάμου καύσης)	21.15	25.95	0.423	0.519	0.071
18 έως 27 (Έξοδος θαλάμου καύσης)	24.35	29.1	0.487	0.582	0.08

Θέση στο σχέδιο Π.1.2 του Παραρτήματος 1	Εσωτερική διάμετρος στο σχέδιο (mm)	Εξωτερική διάμετρος στο σχέδιο (mm)	$D_{in} \times 20(m)$	$D_{out} \times 20(m)$	$A(m^2)$
28 (Είσοδος στροβίλου)	24.35	29.1	0.487	0.582	0.08
29 έως 33 (Έξοδος στροβίλου)	18	33.85	0.36	0.677	0.258
34 έως 37 (Αγωγός εξόδου)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	(διατομή παράλληλη με τον άξονα συμμετρίας)	1.28

Πίνακας 6.3: Εκτιμήσεις για τον αριθμό Mach

Θέση	Αγωγός εισόδου (θέση 1)	Είσοδος συμπιεστή (θέση 5)	Έξοδος συμπιεστή (θέση 6)	Είσοδος Θ.Κ. (θέση 15)	Είσοδος στροβίλου (θέση 28)	Έξοδος στροβίλου (θέση 29)	Αγωγός εξόδου (θέση 34)
m (kg/s)	29.47	29.47	29.47	29.47	30	30	30
γ	1.4	1.4	1.36	1.36	1.31	1.35	1.35
T_t (°C)	15	15	405	405	1113	550	550
p_t (bar)	1.013	1.013	14	14	13.3	1.013	1.013
A (m ²)	0.72	0.136	0.019	0.071	0.08	0.258	1.28
Mach	0.1	0.67	0.478	0.105	0.153	0.595	0.1

(* Ο αριθμός Mach στην έξοδο του θαλάμου καύσης θεωρείται ίσος με αυτόν στην είσοδο του στροβίλου)

6.4 Βήμα 4ο : Θάλαμος Καύσης-Σύσταση Καυσίμου

Για το θάλαμο καύσης θεωρούμε αυθαίρετα έναν βαθμό απόδοσης καύσης 0.98 , ενώ ο συντελεστής απωλειών πίεσης γι' αυτόν, με βάση την εκτίμηση του αριθμού Mach στην είσοδό του (0.105-Πίνακας 6.3) και την υπόθεση για την πίεση στην έξοδό του που έγινε στο Βήμα 1 , προκύπτει περίπου ίσος με 4.5 (βλ ενότητα 5.5). Η στοιχειακή ανάλυση (κατ'όγκο) και η κατώτερη θερμογόνοος ικανότητα του φυσικού αερίου βρέθηκαν στη βιβλιογραφία.

6.5 Βήμα 5ο : Σύστημα Οδηγών Πτερυγίων

Για τα οδηγία πτερύγια στην είσοδο του συμπιεστή θα θεωρήσουμε ότι παραμένουν σε σταθερή γωνία, μιας και δεν μπορεί να γίνει καμία άλλη υπόθεση. Επομένως ο χάρτης του συμπιεστή που θα προσδιοριστεί σε επόμενο βήμα, θα πρέπει να καλύπτει με ενιαίο τρόπο τη λειτουργία του συμπιεστή για τις διάφορες τιμές της γωνίας των IGVs.

6.6 Βήμα 6ο : Απώλειες Ισχύος

Για τη γεννήτρια βρέθηκε στην ιστοσελίδα της Siemens βαθμός απόδοσης ίσος με $97\% = \text{const}$ (δηλαδή $m=0$, $n=1$, $C_{11}=97$, $C_{12}=0$ στην εξίσωση της ενότητας 5.8), ενώ οι απώλειες του κιβωτίου ταχυτήτων δεν δίνονται στη μορφή που θέλει ο κώδικας, αλλά με έναν βαθμό απόδοσης 99%, επομένως θα θεωρήσουμε ότι είναι χοντρικά ίσες με το 1% του αποδιδόμενου φορτίου, δηλαδή $0.01 \times 7900 \text{ kW} \approx 80 \text{ kW} = \text{const}$.

6.7 Βήμα 7ο : Adaptive Λειτουργία Για ISO Συνθήκες

Στο βήμα αυτό θα προσδιοριστεί ένα νέο σημείο σχεδίασης, ώστε οι επιδόσεις του αεριοστροβίλου για συνθήκες τυπικής ημέρας να έρχονται σε συμφωνία με αυτές του πίνακα 6.1. Για το σκοπό αυτό τρέχουμε το TEACHES σε adaptive λειτουργία (βλέπε σχήμα 6.2) χρησιμοποιώντας χάρτες της μορφής του σχήματος 5.21. Ως παράμετρος που καθορίζει το σημείο λειτουργίας, επιλέγεται το αποδιδόμενο φορτίο για ISO συνθήκες (7.9 MW). Οι συνθήκες λειτουργίας θα αντιστοιχούν στις συνθήκες τυπικής ημέρας, δηλαδή:

$$T_{t, \text{amb}} = 15^\circ \text{C}$$

$$p_{t, \text{inlet}} = 1.013 \text{ bar}$$

$$\text{RH} = 60\%$$

ενώ η πίεση στην έξοδο του στροβίλου θα είναι $p_{t, \text{exhaust}} = 1.013 \text{ bar}$

Οι παράγοντες τροποποίησης που επιλέγονται, αφού πρόκειται για μια single shaft μηχανή, είναι:

df1: Διορθωμένη παροχή συμπιεστή

df2: Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης συμπιεστή

df5: Διορθωμένη παροχή στροβίλου

df6: Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης στροβίλου

Ως μετρήσεις χρησιμοποιούνται οι παρακάτω:

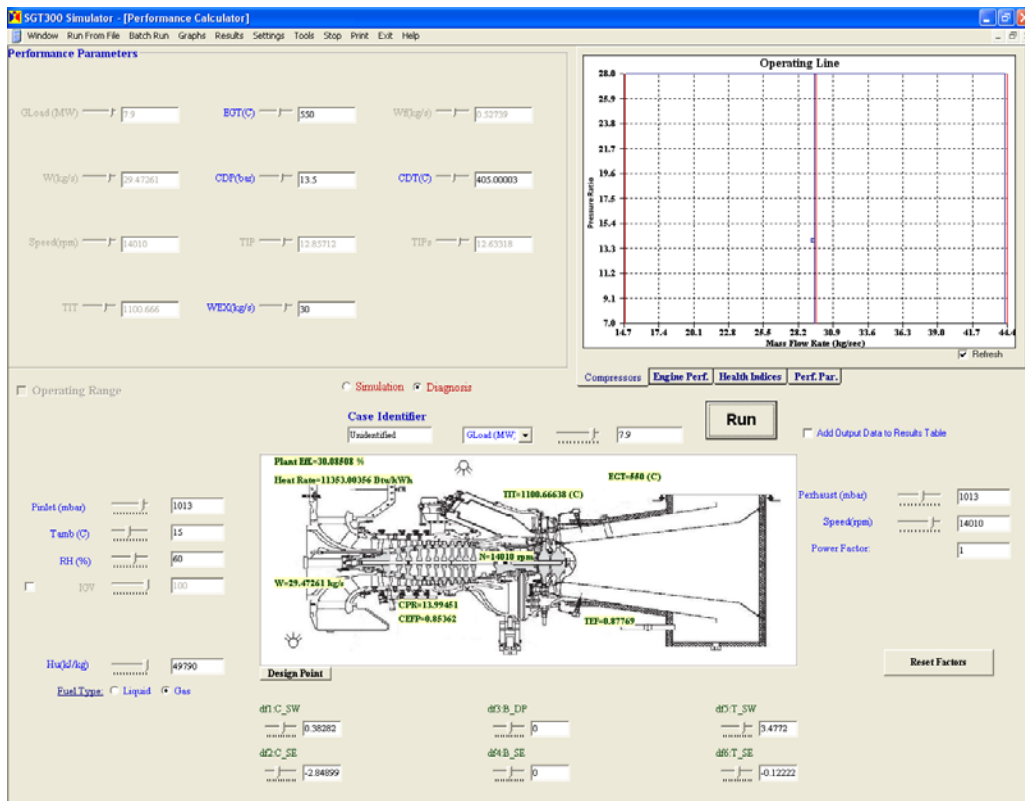
$$\text{CDT} = 405^\circ \text{C}$$

$$\text{CDP} = 13.5 \text{ bar}$$

$$\text{EGT} = 550^\circ \text{C}$$

$$\text{WEX} = 30 \text{ kg/s}$$

Τα αποτελέσματα που προκύπτουν δίνονται στον πίνακα 6.4.



Σχήμα 6.2:Αποτελέσματα Adaptive λειτουργίας για ISO συνθήκες

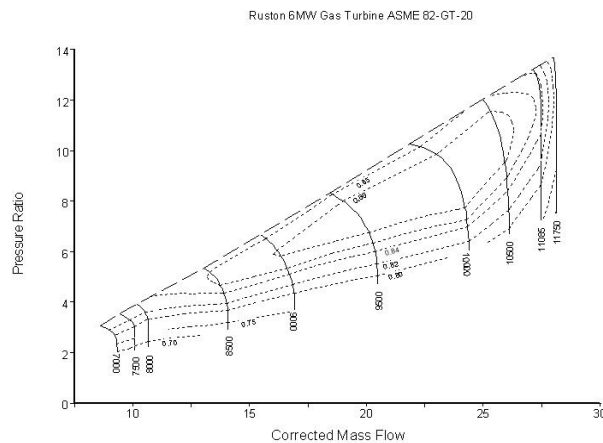
Πίνακας 6.4: Αποτελέσματα Adaptive λειτουργίας για ISO συνθήκες

	Αποτελέσματα Adaptive Λειτουργίας	Δεδομένα για ISO συνθήκες	Δ(%)
Load (MW)	7.9	7.9	0
Heat Rate (btu/kWh)	11353	11256	+0.9
Thermal Efficiency (%)	30.08	30.3	-0.8
Compressor Mass Flow (kg/s)	29.47	-	-
Compressor Pressure Ratio	14	14	0
Compressor Delivery Temperature (°C)	405	405	0
CDP (bar)	13.5	13.5	0
Compressor Polytropic Efficiency	0.85	-	-
Turbine Inlet Temperature-TIT (°C)	1100	-	-
Turbine Corrected Mass Flow (kg/s*sqrt(K)/bar)	87.5	-	-
Turbine Pressure Ratio	13.4	-	-
Turbine Isentropic Efficiency	0.88	-	-
Fuel Flow (kg/s)	0.527	0.523	+0.75
Exhaust Gas Temperature (°C)	550	550	0
Exhaust Mass Flow (kg/s)	30	30	0

Δημιουργούμε , λοιπόν , ένα νέο αρχείο χρησιμοποιώντας τις τιμές του πίνακα 6.4 που αφορούν στο σημείο σχεδίασης αφήνοντας τις υπόλοιπες παραμέτρους λειτουργίας ως έχουν, και προχωρούμε στη δημιουργία πεδίων χαρακτηριστικών για το συμπιεστή και το στρόβιλο με τη μέθοδο της ομοιότητας. Να σημειωθεί ότι οι εκτιμήσεις για τον αριθμό Mach που προκύπτουν με βάση τις νέες τιμές των ολικών πιέσεων και θερμοκρασιών στις διάφορες θέσεις του αεροστροβίλου, δεν διαφέρουν σημαντικά με αυτές που είχαν υπολογιστεί στο βήμα 3 , οπότε δεν έγινε καμία αλλαγή σχετικά με αυτές στο νέο αρχείο.

6.8 Βήμα 8ο : Προσδιορισμός Πεδίων Χαρακτηριστικών με Ομοιότητα

Πρώτο βήμα είναι η επιλογή κατάλληλων χαρτών οι οποίοι θα λειτουργήσουν ως χάρτες αναφοράς .Για το συμπιεστή ως χάρτης αναφοράς επιλέγεται από τη βάση δεδομένων αυτός του σχήματος 6.3.



Σχήμα 6.3: Χάρτης αναφοράς για τον συμπιεστή

Πρόκειται για τον χάρτη του αξονικού συμπιεστή του αεροστροβίλου Ruston Tornado (με αποδιδόμενο φορτίο για ISO συνθήκες 6 MW) , με σημείο σχεδίασης το παρακάτω :

Διορθωμένη παροχή: 28 kg/s

Λόγος πίεσης: 12

Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης :0.85

Κριτήριο για την επιλογή του χάρτη αυτού υπήρξε ο ονομαστικός λόγος πίεσής του, ο οποίος βρίσκεται κοντά με τον ονομαστικό λόγο πίεσης του συμπιεστή του SGT-300. Από ομοιότητα προκύπτει ο χάρτης του σχήματος 6.4.

Για το στρόβιλο ως χάρτη αναφοράς χρησιμοποιείται και πάλι ο χάρτης του στροβίλου του Ruston Tornado (ο οποίος ανήκει στους ήδη μοντελοποιημένους αεροστροβίλους που συνοδεύουν το λογισμικό) με σημείο σχεδίασης το παρακάτω:

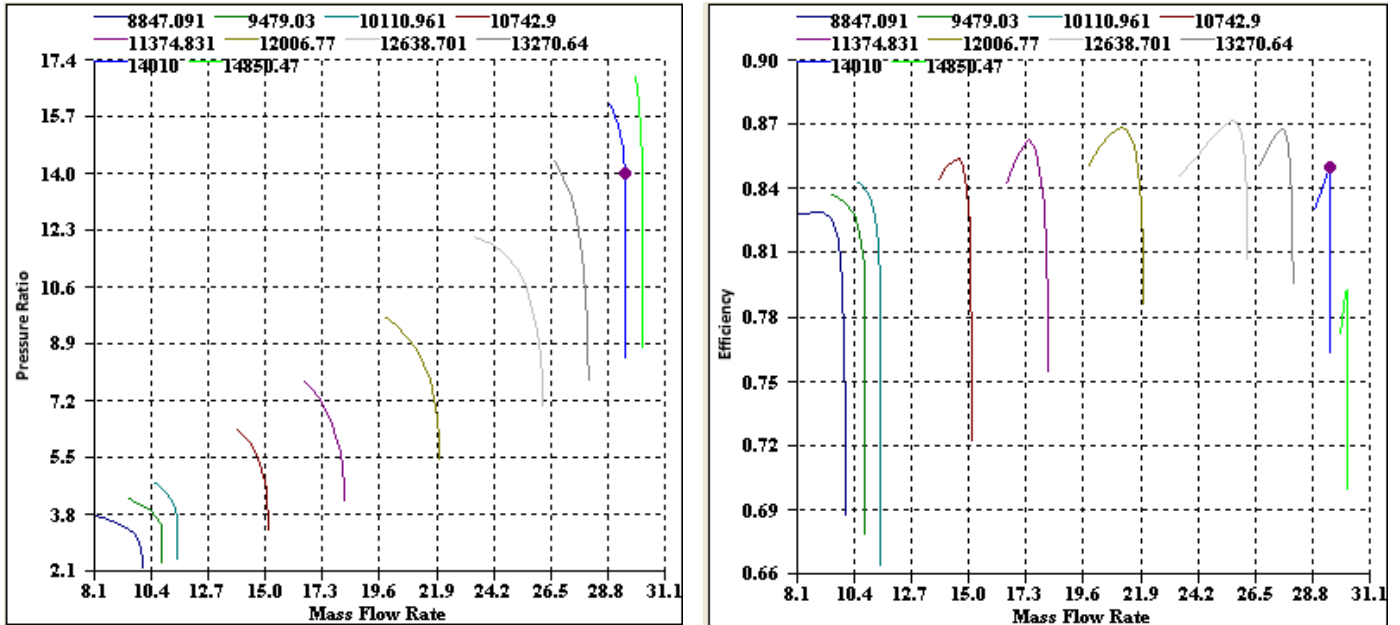
Διορθωμένη παροχή: $81.2 \frac{kg}{s} \cdot \sqrt{K}$
 bar

Λόγος πίεσης : 12

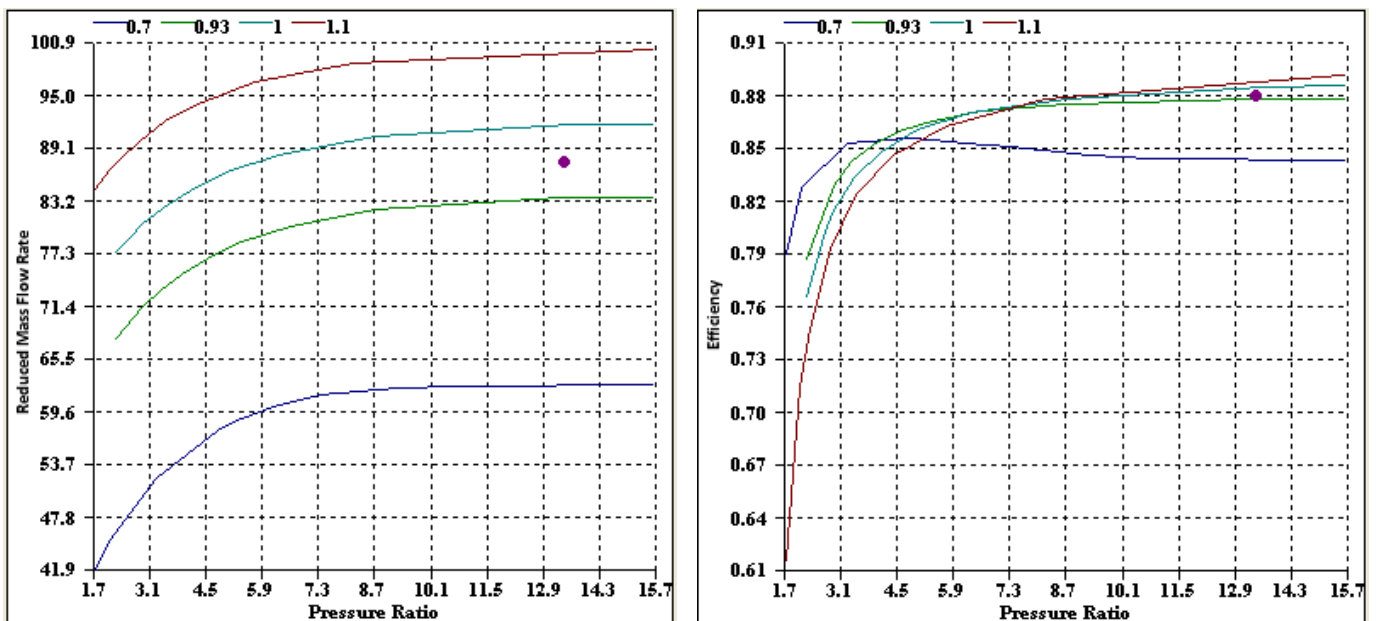
Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης: 0.89

Και πάλι δηλαδή επιλέχθηκε χάρτης στροβίλου με επιδόσεις παρόμοιες με αυτές του στροβίλου του SGT-300. Από ομοιότητα προκύπτει ο χάρτης του σχήματος 6.5.

Στα πεδία χαρακτηριστικών που προέκυψαν από ομοιότητα δεν προστέθηκαν χαρακτηριστικές.



Σχήμα 6.4: Χάρτης συμπίεστή



Σχήμα 6.5: Χάρτης στροβίλου

6.9 Βήμα 9ο : Προσαρμογή σε Μετρήσεις (Adaptation)

Στον πίνακα 6.5 παρουσιάζονται μετρήσεις για την παροχή καυσίμου (W_f), την ολική θερμοκρασία και τη στατική πίεση στην έξοδο του διαχύτη μετά τον συμπιεστή (CDT και CDP αντίστοιχα), και τη θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων (EGT) που έχουν ληφθεί από τον αεριοστρόβιλο (οι οποίες είναι οι κλασσικές μετρήσεις που λαμβάνονται από μία μηχανή απλής ατράκτου) για το 25, 50, 75 και 100 % του ονομαστικού φορτίου, για διάφορες ατμοσφαιρικές συνθήκες στην είσοδο (πίεση, θερμοκρασία και σχετική υγρασία). Οι μετρήσεις αφορούν σε λειτουργία με σταθερές μηχανικές στροφές, αφού πρόκειται για αεριοστρόβιλο που χρησιμοποιείται για ηλεκτροπαραγωγή, και λειτουργία με καύσιμο φυσικό αέριο. Θα χρησιμοποιήσουμε τις μετρήσεις αυτές για να υπολογίσουμε μέσω Adaptive λειτουργίας, με παράμετρο που καθορίζει το σημείο λειτουργίας το φορτίο, τις τιμές των παραγόντων τροποποίησης για την παροχή του συμπιεστή (df1), τον πολυτροπικό βαθμό απόδοσης του συμπιεστή (df2), την παροχή του στροβίλου (df5) και τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης του στροβίλου (df6).

Πίνακας 6.5: Μετρήσεις που λήφθηκαν από τον αεριοστρόβιλο SGT-300 (εκτόνωση στην ατμοσφαιρική πίεση – μηδενικές απώλειες πίεσης του αγωγού εξόδου)

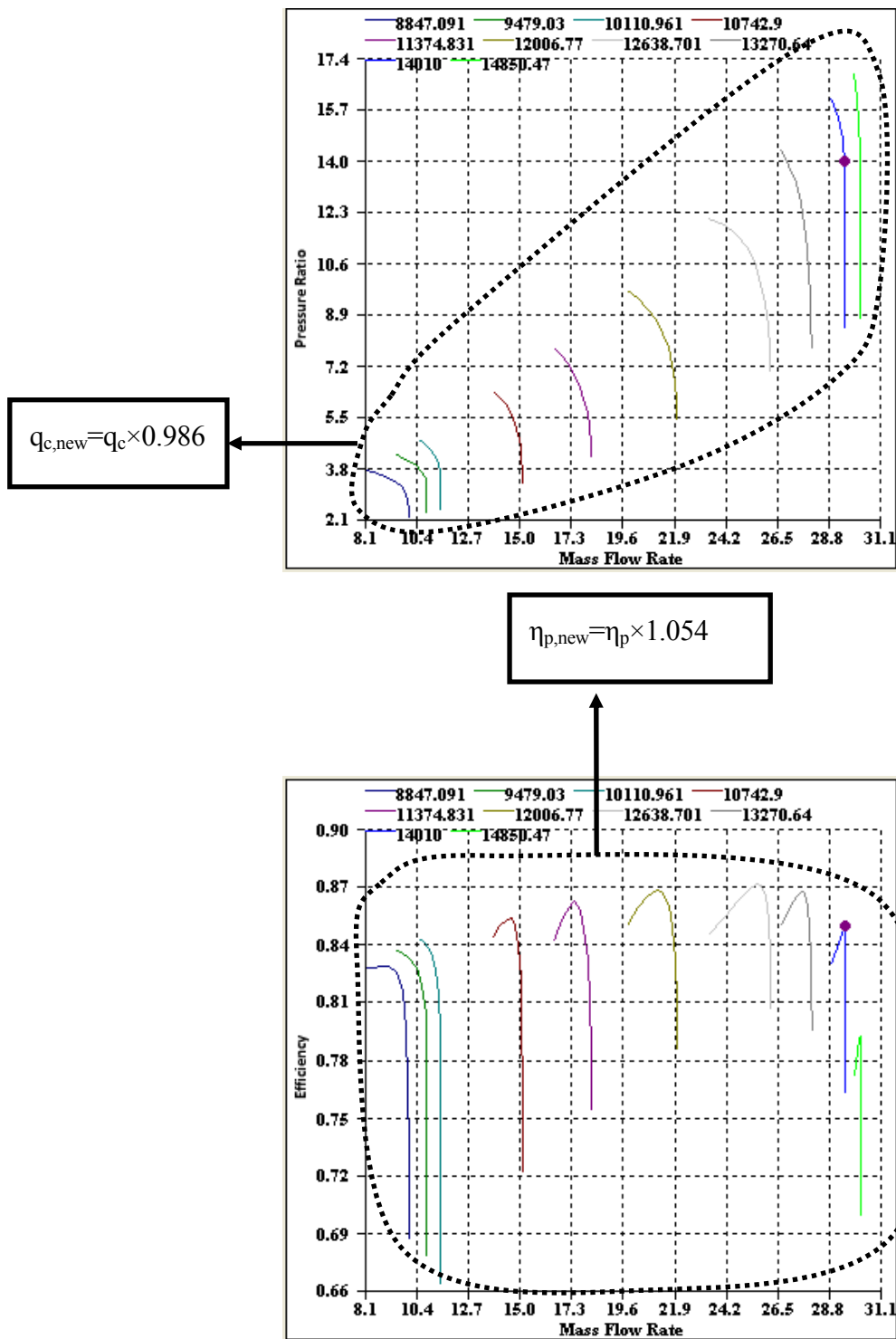
Case	Pinlet(mbar)	Tamb(C)	RH(%)	GLoad(MW)	W_f (kg/s)	CDP(bar)	CDT(C)	EGT(C)
Case 1	997.4	21.5	43	7.9	0.527	13.51	389.47	583.22
Case 2	1010.1	17	58	7.9	0.523	13.79	382.72	558.68
Case 3	1014.4	24.5	43	7.9	0.525	13.54	392.56	581.36
Case 4	993.1	14	55	7.9	0.525	13.75	379.62	560.36
Case 5	1003.8	23	60	7.9	0.527	13.49	390.33	584.05
Case 6	1003.8	23	48	5.92	0.423	12.81	384.60	495.03
Case 7	988.9	27.5	63	5.92	0.425	12.49	389.47	517.50
Case 8	999.5	14	53	5.92	0.422	13.11	373.45	472.06
Case 9	995.3	15.5	58	5.92	0.423	13.01	375.32	478.66
Case 10	1005.9	23	43	5.92	0.422	12.83	384.76	493.74
Case 11	995.3	21.5	53	3.95	0.321	12.02	376.33	405.92
Case 12	1010.1	20	63	3.95	0.320	12.20	373.92	395.40
Case 13	988.9	9.5	45	3.95	0.323	12.38	362.11	382.96
Case 14	1001.6	27.5	35	3.95	0.321	11.88	384.07	416.93
Case 15	991	16.5	65	3.95	0.322	12.16	370.15	396.27
Case 16	1008	18	73	1.975	0.224	11.44	365.50	309.66
Case 17	1012.3	28.5	65	1.975	0.222	11.10	377.06	326.55
Case 18	991	32	53	1.975	0.223	10.82	381.84	341.44
Case 19	1001.6	27	73	1.975	0.223	11.06	375.24	327.89
Case 20	993.1	21.5	65	1.975	0.224	11.19	369.93	321.22

Οι τιμές των παραγόντων τροποποίησης που προέκυψαν για κάθε σετ μετρήσεων (case 1 έως case 20) παρουσιάζονται στον πίνακα 6.6.

Πίνακας 6.6: Τιμές παραγόντων τροποποίησης

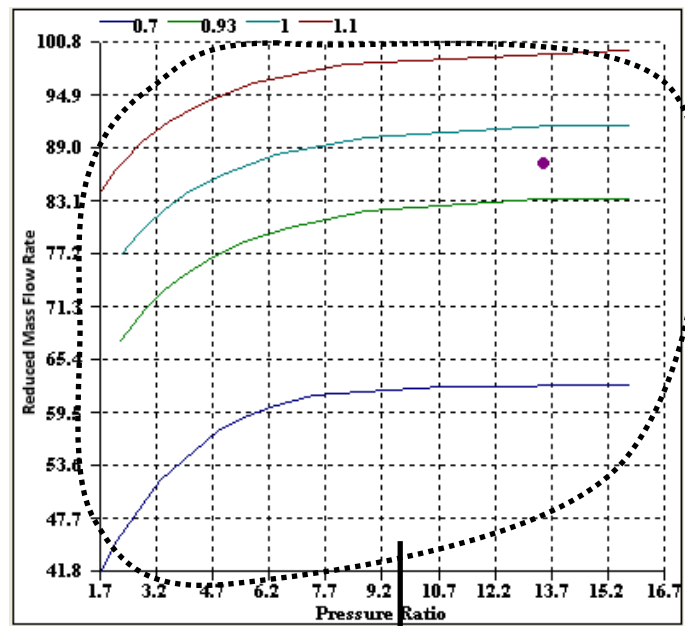
Case	Διορθωμένες Στροφές Συμπιεστή	Διορθωμένες Στροφές Στροβίλου	df1:C_SW(%)	df2:C_SE(%)	df5:T_SW(%)	df6:T_SE(%)
Case 1	13854.53	0.9851	-1.60494	6.19789	-9.18463	-3.79859
Case 2	13961.61	0.9962	-1.43713	6.2472	-9.46875	-3.83692
Case 3	13784.5	0.98562	-1.72604	6.05138	-9.1855	-3.80106
Case 4	14034.39	0.99577	-1.3098	6.41974	-9.47685	-3.83495
Case 5	13819.38	0.98416	-1.68225	6.11909	-9.15632	-3.79323
Case 6	13819.38	1.03797	-1.58118	5.42961	-8.64755	-3.2999
Case 7	13715.52	1.02567	-1.82614	5.34893	-8.7746	-3.30168
Case 8	14034.39	1.05074	-1.14563	5.70609	-8.54742	-3.31218
Case 9	13997.85	1.04704	-1.2373	5.64774	-8.58275	-3.30581
Case 10	13819.38	1.03876	-1.57219	5.42848	-8.63671	-3.30067
Case 11	13854.53	1.1	-1.29183	4.99184	-7.32853	-2.46979
Case 12	13889.95	1.1	-1.2164	4.98837	-7.32027	-2.4745
Case 13	14145.72	1.1	-0.36946	5.87411	-7.36255	-2.50325
Case 14	13715.52	1.09547	-1.58962	4.8122	-7.34865	-2.47069
Case 15	13973.66	1.1	-1.03348	5.15142	-7.34141	-2.46419
Case 16	13937.6	1.1	-0.82036	4.80686	-6.35861	-1.94209
Case 17	13692.75	1.1	-1.47533	4.37463	-6.34489	-1.88106
Case 18	13613.96	1.1	-1.67587	4.27757	-6.39885	-1.90246
Case 19	13726.94	1.1	-1.39188	4.43461	-6.36361	-1.88997
Case 20	13854.53	1.1	-1.03554	4.67586	-6.37409	-1.89609

Οι τιμές των παραγόντων τροποποίησης df1,df2,df5 και df6 που υπολογίζονται για τις διάφορες συνθήκες λειτουργίας , δεν παρουσιάζουν μεγάλη απόκλιση μεταξύ τους . Για το λόγο αυτό για να τροποποιήσουμε τους χάρτες του συμπιεστή και του στροβίλου θα χρησιμοποιήσουμε τον μέσο όρο των τιμών των παραγόντων τροποποίησης που υπολογίστηκαν για τα cases 1 έως 20 . Πιο συγκεκριμένα στον χάρτη του συμπιεστή που προέκυψε από ομοιότητα εφαρμόζουμε ποσοστιαία μείωση στη διορθωμένη παροχή των σημείων κάθε χαρακτηριστικής ίση με 1.4% και ποσοστιαία αύξηση στον πολυτροπικό βαθμό απόδοσης ίση με 5.4%.

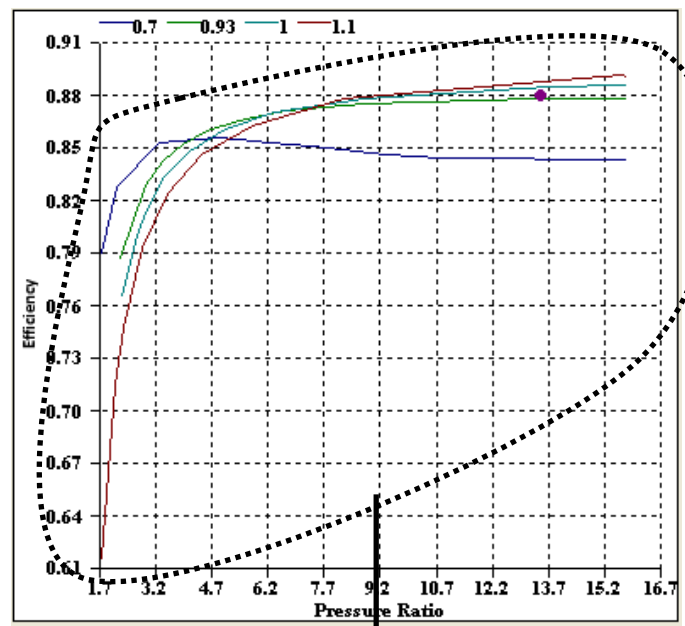


Σχήμα 6.6: Τροποποίηση του χάρτη του συμπιεστή

Στον χάρτη του στροβίλου που προέκυψε από ομοιότητα εφαρμόζουμε ποσοστιαία μείωση στη διορθωμένη παροχή των σημείων κάθε χαρακτηριστικής ίση με 8 % και ποσοστιαία μείωση στον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης ίση με 2.9% .



$$q_{T,new} = q_T \times 0.92$$

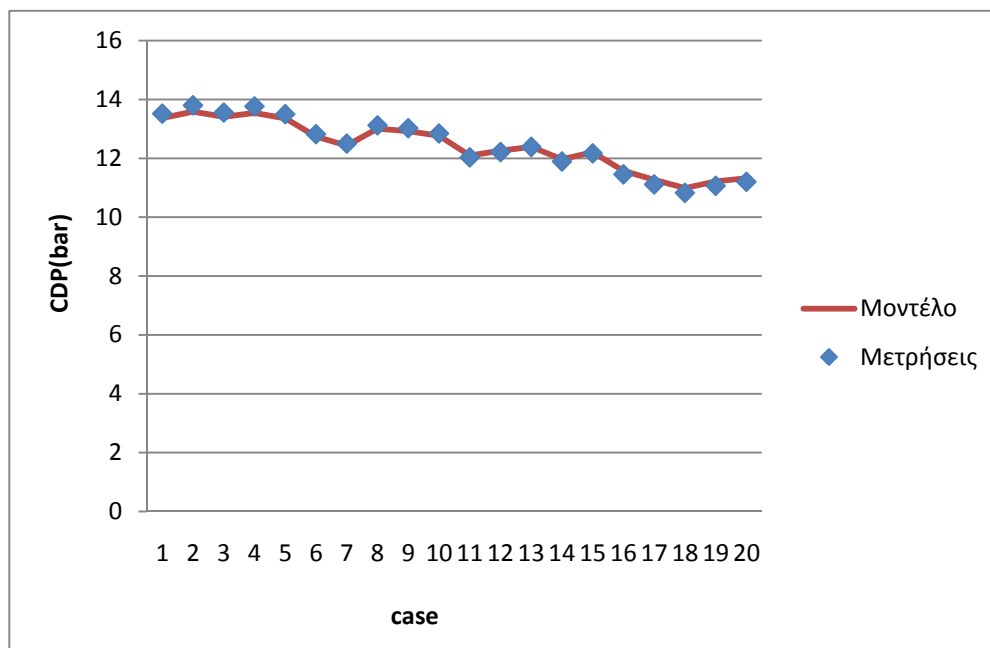


$$\eta_{is,new} = \eta_{is} \times 0.971$$

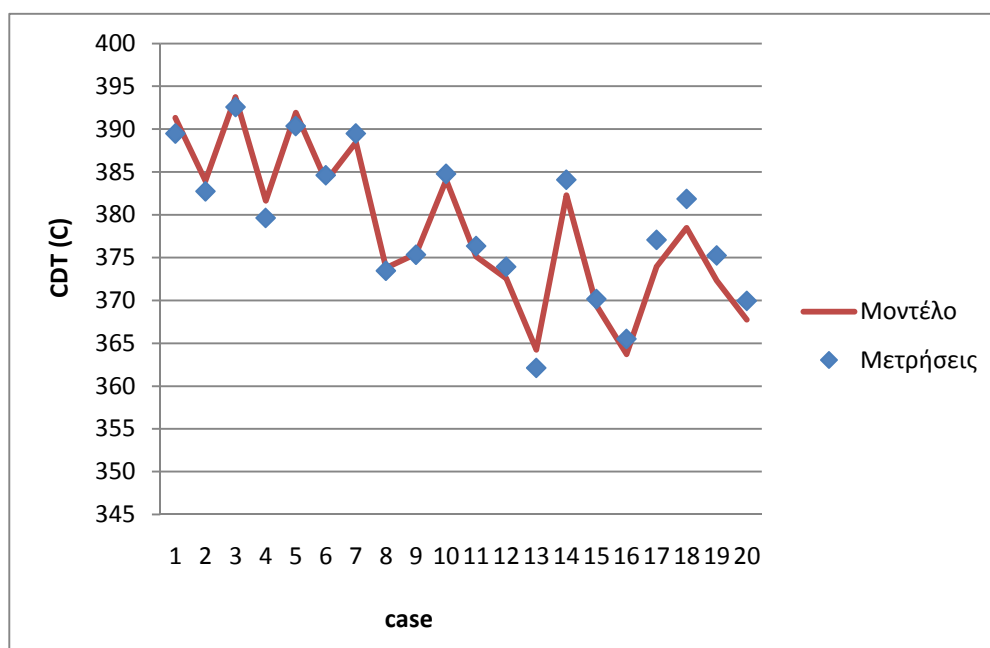
Σχήμα 6.7: Τροποποίηση του χάρτη του στροβίλου

Οι μετρήσεις που διαθέτουμε αντιστοιχούν σε σημεία λειτουργίας τα οποία καλύπτουν ένα εύρος διορθωμένων στροφών συμπιεστή από 13613 έως 14145 RPM . Εντούτοις όλες οι χαρακτηριστικές του χάρτη του συμπιεστή τροποποιήθηκαν με τον ίδιο τρόπο. Το αντίστοιχο έγινε και για το στρόβιλο .

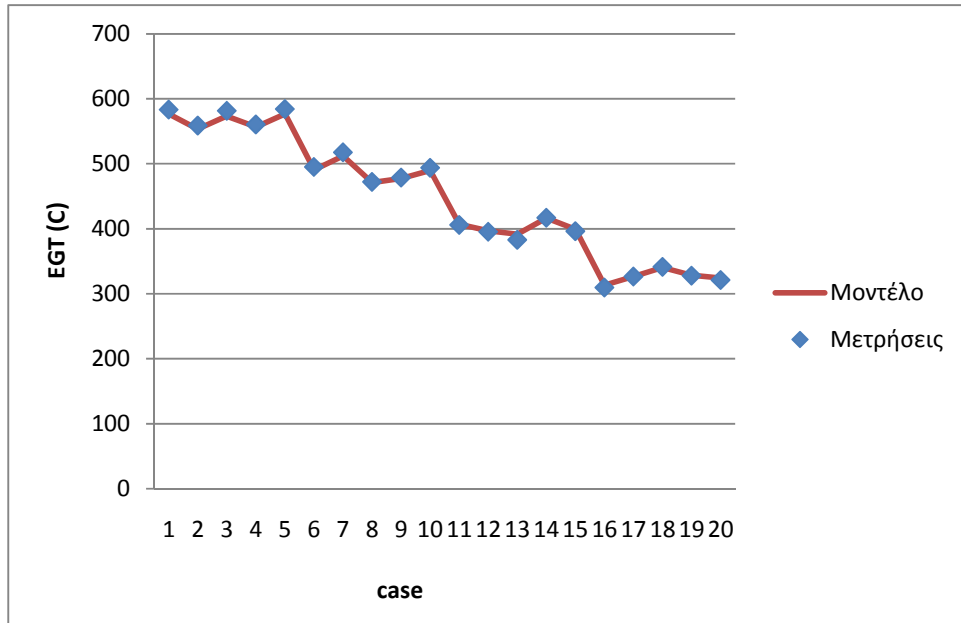
Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης με το TEACHES που προκύπτουν με τους τροποποιημένους χάρτες δίνονται στα παρακάτω διαγράμματα, όπου συγκρίνονται με τις μετρήσεις που έχουν ληφθεί από τον αεριοστρόβιλο .



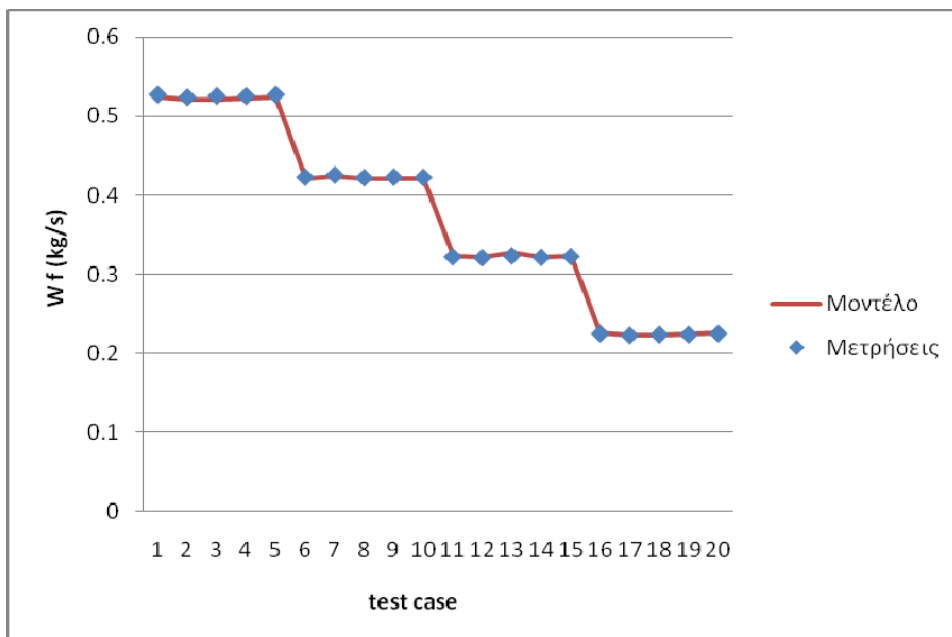
Σχήμα 6.8: Σύγκριση μοντέλου-μετρήσεων (CDP)



Σχήμα 6.9: Σύγκριση μοντέλου-μετρήσεων (CDT)



Σχήμα 6.10: Σύγκριση μοντέλου-μετρήσεων (EGT)



Σχήμα 6.11: Σύγκριση μοντέλου-μετρήσεων (W_f)

7

Ανακεφαλαίωση

Η παρούσα διπλωματική εργασία ασχολήθηκε με τη δημιουργία ενός λογισμικού , με το οποίο αφενός θα γίνεται μία ρεαλιστική εκτίμηση όλων εκείνων των παραμέτρων που απαιτούνται για τη δημιουργία του μοντέλου λειτουργίας ενός αεριοστροβίλου, αφετέρου θα καθίσταται εύκολη η δημιουργία αρχείων με τα δεδομένα εισόδου του υπολογιστικού κώδικα προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων TEACHES του ΕΘΣ/ΕΜΠ. Το λογισμικό προγραμματίστηκε σε γλώσσα Visual Basic 6.0.

Το λογισμικό που αναπτύχθηκε, συνοδεύεται από βάση δεδομένων με βιομηχανικούς αεριοστροβίλους και αεροπορικούς κινητήρες που βρέθηκαν στη βιβλιογραφία και το διαδίκτυο στην οποία είναι αποθηκευμένα βασικά στοιχεία επιδόσεων για το σημείο σχεδίασης τους. Τα στοιχεία αυτά μπορούν να χρησιμοποιηθούν από την πλευρά του χρήστη προκειμένου να αναπτύξει το μοντέλο λειτουργίας των συγκεκριμένων κινητήρων.

Το λογισμικό έχει τη δυνατότητα εκτίμησης των πεδίων χαρακτηριστικών συμπίεστών και στροβίλων βασισμένο σε σύγχρονες μέθόδους που χρησιμοποιούνται στη διεθνή βιβλιογραφία, ενώ έχει ενσωματωμένη βάση δεδομένων με δημοσιευμένους χάρτες συμπίεστών και στροβίλων που μπορούν να χρησιμοποιηθούν ως χάρτες αναφοράς.

Επίσης, το λογισμικό διαθέτει πρόσθετα «εργαλεία» με τα οποία μπορούν να γίνουν εκτιμήσεις για τις παροχές ψύξης των στροβίλων και για τα γεωμετρικά δεδομένα του αεριοστροβίλου

Τέλος, το λογισμικό εφαρμόστηκε στην περίπτωση βιομηχανικού αεριοστροβίλου απλής ατράκτου προκειμένου να γίνει η μοντελοποίησή του και αποδείχτηκε η χρησιμότητα του συγκεκριμένου λογισμικού μειώνοντας σημαντικά το χρόνο που απαιτείται για την μοντελοποίηση ενός κινητήρα.

8

Βιβλιογραφία

Ελληνική Βιβλιογραφία

- [1] Κ.Μαθιουδάκη, “ Λειτουργία Αεριοστροβίλων και Ατμοστροβίλων”, Αθήνα 2007.
- [2] Κ.Μαθιουδάκη, “Λειτουργικά Αεροπορικών Κινητήρων”, Αθήνα 2007.
- [3] Κ.Δ.Παπαηλιού ,Κ.Μαθιουδάκη, Κ.Χ.Γιαννάκογλου “Εισαγωγή στις Θερμικές Στροβιλομηχανές”, Αθήνα 2000.
- [4] Φ.Καμπούκου, “Το δευτερογενές σύστημα αέρα και η επίδρασή του στις επιδόσεις των στροβιλοκινητήρων”,Διπλωματική εργασία Αθήνα 1999.
- [5] Turbofan Engine Simulator Manual , Ν.Αρετάκης

Ξενόγλωσση Βιβλιογραφία

- [6] Joachim Kurzke, 2005. “ How To Create A Performance Model For A Gas Turbine From A Limited Amount Of Information ”, ASME Paper GT2005-68536.
- [7] Joachim Kurzke, 2000. “ A New Compressor Map Scaling Procedure For Preliminary Conceptual Design Of Gas Turbines ”, ASME Paper 2000-GT-0006.
- [8] Shaun R.Gaudet,J.E. Donald Gauthier, 2007. “ A Simple Sub-Idle Component Map Extrapolation Method”, ASME Paper GT-27193.
- [9] I.Roumeliotis,N.Aretakis,K.Mathioudakis, 2003. “ Performance Analysis Of Twin Spool Water Injected Gas Turbines Using Adaptive Modeling”, ASME Paper GT2003-38516.
- [10] P.Walsh,P.Fletcher “Gas Turbine Performance , Second Edition”
- [11] Geoff Jones,Pericles Pilidis,Barry Curnock.“Extrapolation of Compressor Characteristics to the Low-Speed Region For Sub-Idle Performance Modelling” , ASME Paper GT-2002-30649
- [12] Giampaolo, “ Gas Turbine Handbook Principles And Practices”
- [13] <http://www.energy.siemens.com>

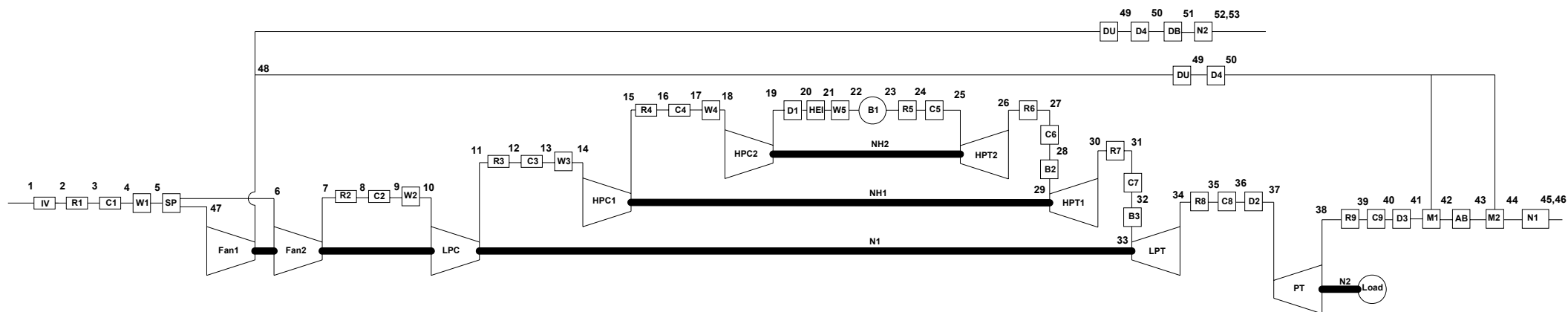
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑΤΑ

Π1

Κώδικας Μοντελοποίησης Λειτουργίας Βιομηχανικών Αεριοστροβίλων και Αεροπορικών Κινητήρων TEACHES

Π1.1 Μοντελοποίηση αεριοστροβίλων

Στο σχήμα Π.1.1 δίνεται η γενική δομή ενός αεροπορικού κινητήρα όπως μοντελοποιείται από το TEACHES , ενώ στο σχήμα Π.1.2 δίνεται η αντίστοιχη δομή ενός βιομηχανικού αεριοστροβίλου. Στα σχήματα παρατηρείται ότι υπάρχει δυνατότητα μοντελοποίησης αεριοστροβίλων μέχρι τριών τυμπάνων ,με ή χωρίς ελεύθερο στρόβιλο. Παράλληλα, μπορούν να εξεταστούν σενάρια εφαρμογής ψύξης του εργαζόμενου μέσου και έγχυσης νερού σε διάφορες θέσεις του αεριοστροβίλου. Κάτω από κάθε σχήμα δίνεται η επεξήγηση των συμβόλων που χρησιμοποιούνται σε αυτά.



IV: Ακροφύσιο εισόδου

R: Επαναμεικτής

C: Ψύκτης

W: Έγχυση νερού

SP: Χωρισμός ροής (turbofan)

Fan1: Εξωτερικό τμήμα fan

Fan2: Κεντρικό τμήμα fan

LPC: Συμπιεστής χαμηλής πίεσης

HPC1: Συμπιεστής υψηλής πίεσης

HPC2: Συμπιεστής υψηλής πίεσης

D: Διαχύτης

HEI: Εναλλάκτης θερμότητας

B: Θάλαμος καύσης

LPT: Στρόβιλος χαμηλής πίεσης

HPT1: Στρόβιλος υψηλής πίεσης

HPT2: Στρόβιλος υψηλής πίεσης

PT: Στρόβιλος ισχύος

M: Αναμεικτής (turbofan)

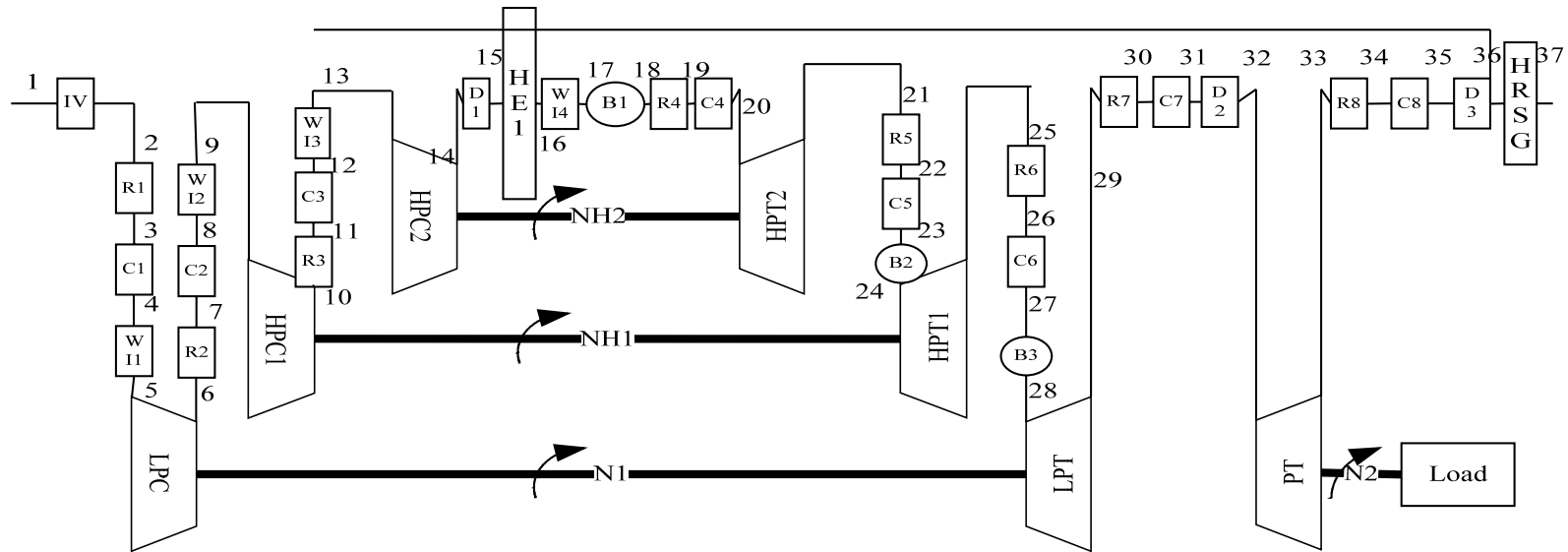
AB: Μετακαυστήρας

N: Ακροφύσιο

DU: Αγωγός (turbofan)

DB: Duct burner

Σχήμα Π.1.1. Σχηματική δομή αεροπορικού κινητήρα.



- | | |
|--------------------------------|-------------------------------------|
| IV: Αγωγός εισόδου | HEI: Εναλλάκτης θερμότητας |
| R: Επαναμείκτης | B: Θάλαμος καύσης |
| C: Ψύκτης | LPT: Στρόβιλος χαμηλής πίεσης |
| W: Έγχυση νερού | HPT1: Στρόβιλος υψηλής πίεσης |
| LPC: Συμπιεστής χαμηλής πίεσης | HPT2: Στρόβιλος υψηλής πίεσης |
| HPC1: Συμπιεστής υψηλής πίεσης | PT: Στρόβιλος ισχύος |
| HPC2: Συμπιεστής υψηλής πίεσης | HRSG: Heat Recovery Steam Generator |
| D: Διαχύτης | |

Σχήμα Π.1.2. Σχηματική δομή βιομηχανικού αεριοστροβίλου.

Π1.2 Καθορισμός σημείου λειτουργίας

Ο κώδικας δίνει τη δυνατότητα στο χρήστη να καθορίσει το σημείο λειτουργίας του υπό μελέτη αεριοστροβίλου καθορίζοντας τη τιμή μίας από τις ακόλουθες παραμέτρους:

Modelnp	Βιομηχανικός αεριοστρόβιλος	Αεροπορικός κινητήρας
1	Το φορτίο [MW]	Ταχύτητα περιστροφής άξονα χαμηλής πίεσης N_1 [rpm]
2	Θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων EGT [C] θέση	Ώση [Nt] ή φορτίο [kW] για turboprop κινητήρα
3	Παροχή καυσίμου [kg/s]	Θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων από την αεριογόνο [C]
4	Θερμοκρασία εισόδου καυσαερίων στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης TIT [C]	Παροχή καυσίμου [kg/s]
5	Στατική πίεση στην έξοδο του διαχύτη μετά τον /τους συμπιεστές CDP [bar]	Θερμοκρασία εισόδου καυσαερίων στον πρώτο στρόβιλο μετά το θάλαμο καύσης TIT [C]
6	Θερμοκρασία στην έξοδο του διαχύτη μετά τον συμπιεστή CDT [C]	Στατική πίεση στην έξοδο του διαχύτη μετά τον/τους συμπιεστές CDP [bar]
7	Παροχή καυσαερίων στην έξοδο WEX [kg/s]	
8	Θερμοκρασία εξόδου από το στρόβιλο υψηλής ,πριν τυχόν αναμείξεις HPTET [C]	
9	Ταχύτητα περιστροφής άξονα χαμηλής πίεσης [rpm]	
10	Ταχύτητα περιστροφής άξονα υψηλής πίεσης 1 [rpm]	
11	Ταχύτητα περιστροφής άξονα υψηλής πίεσης 2 [rpm]	

Ο τρόπος λειτουργίας καθορίζεται από τη τιμή της μεταβλητής modelnp (στο binary αρχείο), ενώ η τιμή του αντίστοιχου μεγέθους δίνεται από τη μεταβλητή inrmeas1.

Π1.3 Παράγοντες τροποποίησης

Για την προσαρμογή των πεδίων χαρακτηριστικών των επιμέρους συνιστωσών σε διαθέσιμα δεδομένα επιδόσεων χρησιμοποιούνται οι ακόλουθοι παράγοντες τροποποίησης:

Συνιστώσα	Μέγεθος	Παράγοντας Τροποποίησης	
		Aeroengine	Industrial
Fan1	Παροχή Μάζας	Fc(1)	-
	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(2)	-
Fan2	Παροχή Μάζας	Fc(3)	-
	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(4)	-
LPC	Παροχή Μάζας	Fc(5)	fc(1)
	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(6)	fc(2)
HPC1	Παροχή Μάζας	Fc(7)	fc(3)
	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(8)	fc(4)
HPC2	Παροχή Μάζας	Fc(9)	fc(5)
	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(10)	fc(6)
Bur1	Απώλειες Πίεσης	Fc(11)	fc(7)
	Βαθμός απόδοσης	Fc(12)	fc(8)
Bur2	Απώλειες Πίεσης	Fc(13)	fc(9)
	Βαθμός απόδοσης	Fc(14)	fc(10)
Bur3	Απώλειες Πίεσης	Fc(15)	fc(11)
	Βαθμός απόδοσης	Fc(16)	fc(12)
LPT	Παροχή Μάζας	Fc(17)	fc(13)
	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(18)	fc(14)
HPT1	Παροχή Μάζας	Fc(19)	fc(15)
	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(20)	fc(16)
HPT2	Παροχή Μάζας	Fc(21)	fc(17)
	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(22)	fc(18)
PT	Παροχή Μάζας	Fc(23)	fc(19)
	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης	Fc(24)	fc(20)
AB	Απώλειες Πίεσης	Fc(25)	-
	Βαθμός απόδοσης	Fc(26)	-
DB	Απώλειες Πίεσης	Fc(27)	-
	Βαθμός απόδοσης	Fc(28)	-
N1	Επιφάνειες A8,A9	Fc(29), fc(30)	-
	Βαθμός απόδοσης	Fc(31)	-
N2	Επιφάνειες A8,A9	Fc(32), fc(33)	-
	Βαθμός απόδοσης	Fc(34)	-

Ο κώδικας επιτρέπει επίσης στο χρήστη να μεταβάλλει τόσο το μέγεθος των απομαστεύσεων από τους συμπιεστές και τον διαχύτη, όσο και το ποσοστό τους που επιστρέφει σε κάθε έναν από τους 9 (8 για τον Industrial) επαναμείκτες, μεταβάλλοντας τη τιμή αντίστοιχων παραγόντων τροποποίησης. Ειδικότερα, για κάθε ένα από τους συμπιεστές χρησιμοποιούνται τέσσερις παράγοντες τροποποίησης, όπου κάθε ένας από αυτούς αντιστοιχεί σε μία απομάστευση (για τον διαχύτη

χρησιμοποιείται ένας παράγοντας τροποποίησης). Η αντιστοιχία δίνεται στον πίνακα που ακολουθεί

Συνιστώσα	Παράγοντες Τροποποίησης Απομαστεύσεων	
	Aeroengine	Industrial
Fan1	fc(35),fc(36),fc(37),fc(38)	-
Fan2	fc(39),fc(40),fc(41),fc(42)	-
LPC	fc(43),fc(44),fc(45),fc(46)	fc(21),fc(22),fc(23),fc(24)
HPC1	fc(47),fc(48),fc(49),fc(50)	fc(25),fc(26),fc(27),fc(28)
HPC2	fc(51),fc(52),fc(53),fc(54)	fc(29),fc(30),fc(31),fc(32)
D1	fc(55)	Fc(129)

Για κάθε μία από τις τέσσερις απομαστεύσεις που είναι πιθανό να γίνονται από κάθε συμπιεστή, χρησιμοποιούνται συνολικά 9 (8 για τον Industrial) παράγοντες τροποποίησης που καθορίζουν το ποσοστό που επιστρέφει στους ισάριθμους επαναμείκτες. Έτσι, συνολικά για κάθε συμπιεστή χρησιμοποιούνται $4 \times 9 = 36$ ($4 \times 8 = 32$ για τον Industrial) παράγοντες, και 9 (8 για τον Industrial) για τον διαχύτη, από τους οποίους οι 9 (8 για τον Industrial) πρώτοι αφορούν την πρώτη απομάστευση, οι επόμενοι τη δεύτερη, κ.λπ. Η αντιστοιχία δίνεται στον πίνακα που ακολουθεί

Συνιστώσα	Παράγοντες Τροποποίησης Επιστροφής Απομαστεύσεων	
	Aeroengine	Industrial
Fan1	fc(56)-fc(91)	-
Fan2	fc(92)-fc(127)	-
LPC	fc(128)-fc(163)	Fc(33)-fc(64)
HPC1	fc(164)-fc(199)	Fc(65)-fc(96)
HPC2	fc(200)-fc(235)	Fc(97)-fc(128)
D1	fc(236)-fc(244)	fc(130)-fc(137)

Π1.4 Περιγραφή Δεδομένων Εισόδου και Εξόδου Μοντέλου

αρμε: περιλαμβάνει όλα τα στοιχεία του κύκλου (output)

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
rpm(4)	rpm(4)	Στροφές [rpm] για τους τρεις άξονες και τον power turbine
p(60), ps(60), t(60), ts(60), w(60), far(60), ama(60)	p(40), ps(40), t(40), ts(40), w(40), far(40), ama(40)	Ολική πίεση [bar], στατική πίεση [bar], ολική θερμοκρασία [C], στατική θερμοκρασία [C], παροχή αέρα [kg/s], λόγος καυσίμου-αέρα, αριθμός mach στη θέση-i
cnr(5), prc(5), ws(5)	cnr(3), prc(3), ws(3)	Διορθωμένες στροφές [N/√θ rpm], λόγος πίεσης, διορθωμένη παροχή [m√θ /δ kg/s], πολυτροπικός

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
efrc(5), efc(5)	efrc(3), efc(3)	βαθμός απόδοσης, ισεντροπικός βαθμός απόδοσης για τον i-συμπίεστή
Wf(5)	Wf(3)	Παροχή καυσίμου για το i-θάλαμο καύσης [kg/s]
cnct(4), prct(4) efc(4), qct(4)	cnct(4), prct(4) efc(4), qct(4)	Διορθωμένες στροφές $[CNT=[N/\sqrt{TIT}]/[N/\sqrt{TIT}]_{ref}]$, λόγος πίεσης, διορθωμένη παροχή $[m\sqrt{TIT}\cdot CNT/PIT$ $[kg/s]\sqrt{K/bar}]$, ισεντροπικός βαθμός απόδοσης για τον i-στρόβιλο
Factors(250)	Factors(150)	Παράγοντες τροποποίησης συνιστωσών [%]
Wext, gload, heatrate, thefic, thrust, tsfc, propfic, eshp, esfc, epr	Wext, gload, heatrate, thefic, geff	Wext = παραγόμενη ισχύς [kW, MW για τον industrial], gload = αποδιδόμενη ισχύς κινητήρα [kW, MW για τον industrial], heatrate = παροχή θερμότητας [btu/kwh], thefic = θερμικός βαθμός απόδοσης [%], όχι % για τον Industrial], thrust= ώση κινητήρα [Nt], tsfc =ειδική κατανάλωση καυσίμου [kg/Nt/h], propfic =προωθητικός βαθμός απόδοσης [%], eshp =ισοδύναμη ισχύς [kW], esfc =ισοδύναμη ειδική κατανάλωση καυσίμου [kg/kWh], epr = λόγος πίεσης κινητήρα, geff =βαθμός απόδοσης γεννήτριας
velex(2), pmpz(2), crmpz(2), efnz(2), a8(2), a9(2), a8ef(2), a9ef(2)	-	Velex =ταχύτητα καυσαερίων εξόδου [m/s], pmpz = λόγος πίεσης ακροφυσίου, crmpz =κρίσιμος λόγος πίεσης ακροφυσίου, efnz =βαθμός απόδοσης ακροφυσίου, a8 και a9 =εμβαδόν λαιμού και εξόδου ακροφυσίου [m2], a8ef και a9ef = ενεργό εμβαδόν λαιμού και εξόδου ακροφυσίου [m2] [i=1 core nozzle, 2=fan nozzle]
t0, p0, ts0, ps0, vel0, bprat	-	t0 =ολική θερμοκρασία [C], p0 =ολική πίεση [bar], ts0 = στατική θερμοκρασία [C], ps0 = στατική πίεση [bar] για τη θέση 0 [αδιατάρακτη ροή στο ύψος πτήσης], vel0 =ταχύτητα πτήσης [m/s], bprat = λόγος παράκαμψης
tmuc(5), tmub(5), tmut(4)	tmuc(5), tmub(5), tmut(4)	Χρονικές παράγωγοι της μέσης θερμοκρασίας του i-συμπίεστή, θαλάμου καύσης και στροβίλου αντίστοιχα [χρησιμοποιούνται σε μεταβατική λειτουργία]

amar: περιλαμβάνει τους χάρτες των συνιστωσών του μοντέλου (input)

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
ncn(5)	ncn(3)	Αριθμός στροφών για τον i-συμπίεστή
ncnt(4)	ncnt(4)	Αριθμός στροφών για τον i-στρόβιλο
npt(5,10)	npt(3,10)	Αριθμός σημείων για τον i-συμπίεστή και την j-στροφή
nptt(4,10)	nptt(4,10)	Αριθμός σημείων για τον i-στρόβιλο και την j-στροφή
cnx(5,10)	cnx(3,10)	Διορθωμένες στροφές $[N/\sqrt{\theta}]$ για τον i-συμπίεστή και την j-στροφή
qcx(5,10,10)	qcx(3,10,10)	Διορθωμένη παροχή $[m\sqrt{\theta}/\delta]$ για τον i-συμπίεστή την j-στροφή και το k-σημείο [τα δεδομένα δίνονται με την παροχή να μειώνεται]
prx(5,10,10)	prx(3,10,10)	Λόγος πίεσης για τον i-συμπίεστή την j-στροφή και το k-σημείο
efcx(5,10,10)	efcx(3,10,10)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης για τον i-συμπίεστή την j-στροφή και το k-σημείο
cnxt(4,10)	cnxt(4,10)	Διορθωμένες στροφές $[CNT=[N/\sqrt{TIT}]/[N/\sqrt{TIT}]_{ref}]$ για τον i-στρόβιλο και την j-στροφή
qcx(4,10,10)	qcx(4,10,10)	Διορθωμένη παροχή $[m\sqrt{TIT}\cdot CNT/PIT]$ για τον i-στρόβιλο την j-στροφή και το k-σημείο [τα δεδομένα δίνονται με την παροχή να αυξάνεται]
prxt(4,10,10)	prxt(4,10,10)	Λόγος πίεσης για τον i-στρόβιλο την j-στροφή και το k-σημείο
efcxt(4,10,10)	efcxt(4,10,10)	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης για τον i-στρόβιλο την j-στροφή και το k-σημείο

Arpm: περιλαμβάνει τα στοιχεία που καθορίζουν το σημείο λειτουργίας που θέλεις να τρέξεις (input)

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
inrmeas1	inrmeas1	Τιμή παραμέτρου ελέγχου για καθορισμό του σημείου λειτουργίας βλέπε παράγραφο 2.1
Rh	rh	Σχετική Υγρασία [%]
meas(200)	meas(120)	Μετρήσεις βλέπε παράγραφο 2.3
rpm(4)	rpm(4)	Στροφές (rpm) για τους τρεις άξονες και τον power turbine
Shp	-	Ισχύς για την περίπτωση turboprop [kW]
Cosfi	cosfi	Συντελεστής ισχύος για τον υπολογισμό του βαθμού απόδοσης της γεννήτριας
imodewater(5)	imodewater(4)	Μέθοδος ψύξης για την i-έγχυση νερού 1-Chilling, 2-Fogging, 3:Refrigerant Cooling, 4-Temperature Decrease (P,T χρειάζονται για imodewater=1 και 2, W χρειάζεται για imodewater=2, Q χρειάζεται για imodewater=3 βλέπε arpe.Qcooling(i), DT χρειάζεται για imodewater=4 βλέπε arpe.cdt(i)) Για την τελευταία έγχυση νερού που είναι στο θάλαμο καύσης ισχύουν μόνο οι δύο πρώτες μέθοδοι.
Wwater(5), Pwater(5), Twater(5)	Wwater(4), Pwater(4), Twater(4)	Παροχή [kg/s], πίεση [bar], θερμοκρασία [C] νερού για i-έγχυση νερού
nza8flag(2)	-	Δείκτης εφαρμογής προγραμματισμού θέσης i-ακροφυσίου 1: η τιμή της διατομής δίνεται από το χρήστη 0: εφαρμόζεται ο προκαθορισμένος προγραμματισμός
VGVflag	IGVFlag	Δείκτης εφαρμογής προγραμματισμού θέσης IGVs 1: η τιμή των IGVs δίνεται από το χρήστη 2: εφαρμόζεται ο προκαθορισμένος προγραμματισμός
VGVPos(5)	PosIGV(3)	Τιμές των IGVs για τον i-συμπίεστή (για την περίπτωση που το Flag=1)
itrans, rpmold(4), tmc(5), tmb(5), tmt(4), dttrans	itrans, rpmold(4), tmc(5), tmb(5), tmt(4), dttrans	Μεταβλητές που καθορίζουν την μεταβατική λειτουργία. (itrans=0-Steady 1-Transient, rpmold(i): οι στροφές στο προηγούμενο σημείο, tmc,tmb,tmt: μέσες θερμοκρασίες i-συμπίεστή, θαλάμου καύσης και στρόβιλου αντίστοιχα, dttrans: χρονικό βήμα σε sec.

arpe: περιλαμβάνει στοιχεία για την μηχανή (input)

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
		Engine Configuration
ifan		0: Turbojet 1: mixed TF 2: unmixed TF
iab		0: no AB no DB 1: AB 2: AB, DB
iprop		0: Turbojet 1: Turboprop+nozzle 2: Turboprop
nshaft	nshaft	1: single shaft 2:twin shaft
nspool	nspool	Αριθμός τυμπάνων
		Design Point
rpm(4)	rpm(4)	Αριθμός στροφών για τον i-άξονα [rpm]
titd(4)	titd(4)	Θερμοκρασία εισόδου στον i-στρόβιλο [C]
prcd(5)	prcd(3)	Λόγος πίεσης i-συμπίεστή
prtd(4)	prtd(4)	Λόγος πίεσης i-στρόβιλου

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
qcd(5)	qcd(3)	Διορθωμένη παροχή i-συμπίεστη [kg/s]
qtd(4)	qtd(4)	Διορθωμένη παροχή i-στροβίλου [kg/s\K/bar]
efpcd(5)	efpcd(3)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης i-συμπίεστη
eftd(4)	eftd(4)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης i-στροβίλου
thrustd		Ωση [Nt]
egtd		Θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων EGT [C]
wfd		Παροχή καυσίμου [kg/s]
bpratd		Λόγος παράκαμψης
w1d		Παροχή αέρα [kg/s]
	wcoef0, wcoef1	Συντελεστές της σχέσης $W=wcoef1*W_{meas}+wcoef0$
	cnol	Συντελεστής απωλειών πίεσης αγωγού εισόδου [rou=pin-cnol*(pin-psin)]
ductplcoef(2)		Συντελεστές απωλειών πίεσης αγωγού παράκαμψης $dpl=ductplcoef(2)*N1cor+ductplcoef(2)$ $rou=pin*(1-dpl*Machin^2)$ [N1cor=N1/√θ]
efinnoz		Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης αγωγού εισόδου [houtis=hsin+C*(hin-hsin)] (χρησιμοποιείται μόνο όταν είναι διάφορος του -1)
prinnoz		Λόγος πίεσης αγωγού εισόδου [rou=C*pin] (χρησιμοποιείται μόνο όταν είναι διάφορος του -1)
cpriinnoz		Απώλειες πίεσης αγωγού εισόδου [rou=pin-C*(pin-psin)] (χρησιμοποιείται μόνο όταν είναι διάφορος του -1)
cprecinnoz		Συντελεστής ανάκτησης πίεσης αγωγού εισόδου [rou=pin+C*(pin-psin)] (χρησιμοποιείται μόνο όταν είναι διάφορος του -1)
		Geometry
A(60)	A(40)	Διατομή στη i-θέση (m2)
ama(60)	ama(40)	Αριθμός Mach στην i-θέση (εκτίμηση)
		Bleeds
	bldflag	Τύπος απομάστευσης διαχύτη 0: general case, 1:Siemens V64.3
nblc(5)	nblc(3)	Αριθμός εσωτερικών απομαστεύσεων συμπίεστή-i (maximum 4 ανά συμπίεστη)
ncst(5)	ncst(3)	Αριθμός βαθμίδων συμπίεστή-i
blcst(5,4)	blcst(3,4)	Η βαθμίδα στο συμπίεστή-i όπου γίνεται η απομαστεύση-j
blccoef(5,4,2)	blccoef(3,4,2)	Συντελεστές απομάστευσης % της παροχής στο συμπίεστή-i (i: συμπίεστής, j: απομάστευση ,k: συντελεστής) [bld=coef(2)*Load+coef(1)] [%]
bldcoef(10)	bldcoef(10)	Συντελεστές απομάστευσης % της παροχής στον διαχύτη [bld=coef(2)*Load+coef(1)] [%] (για bldflag=0)
blcrem(9,5,4)	blcrem(8,3,4)	Ποσοστό απομάστευσης συμπίεστη που επιστρέφει στον αναμεικτη (i=αναμεικτης, j: συμπίεστής, k:απομάστευση) (τιμές από 0-1)
cdtdb	cdtdb	Διαφορά θερμοκρασίας λόγω ψύξης της απομάστευσης από το διαχύτη

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
bldr(9)	bldr(8)	Ποσοστό απομάστευσης από το διαχύτη που επιστρέφει στον αναμεικτή- <i>i</i> (<i>i</i> =αναμεικτής) (τιμές από 0-1)
cdtsb(5,4)	cdtsb(3,4)	Διαφορά θερμοκρασίας λόγω ψύξης της απομάστευσης- <i>j</i> από το συμπιεστή- <i>i</i>
rfd(4)	rfd(3)	Συντελεστής ανάκτησης πίεσης διαχυτη- <i>i</i> $[p_{sout}=p_{sin}+rfd*(p_{in}-p_{sin})]$
		Fuels-Burners
igasfuel	igasfuel	Τύπος καυσίμου 0:υγρό 1:αέριο
isflag	isflag	Για αέριο καύσιμο η σύνθεση δίνεται 0:κατά όγκο 1:κατά μάζα
cfr	cfr	Για υγρό καύσιμο περιεκτικότητα σε C
hfr	hfr	Για υγρό καύσιμο περιεκτικότητα σε H
ofr	ofr	Για υγρό καύσιμο περιεκτικότητα σε O
nfr	nfr	Για υγρό καύσιμο περιεκτικότητα σε N
sfr	sfr	Για υγρό καύσιμο περιεκτικότητα σε S
Xgas(16)	Xgas(16)	Περιεκτικότητα αέριου καυσίμου σε διάφορα συστατικά.
	HU	Θερμογόνος ικανότητα καυσίμου [kJ/kg]
gashu		Θερμογόνος ικανότητα αέριου καυσίμου [kJ/kg]
liquidhu		Θερμογόνος ικανότητα υγρού καυσίμου [kJ/kg]
efbr(5)	efbr(3)	Βαθμός απόδοσης για τον <i>i</i> -θάλαμο καύσης
bplr(5)	bplr(3)	Συντελεστής απωλειών πίεσης για τον <i>i</i> -θάλαμο καύσης $[p_{out}=p_{in}*(1-bplr*Machin**2)]$
		Variable Guide Vane System
	IGVSetFlag	Μεταβλητή ελέγχου για ρύθμιση των IGVs (0:Load 1:Speed)
	NReglGVSet	Αριθμός περιοχών μεταβλητής ελέγχου IGVs
	ReglGVSetMin(6)	Ελάχιστη τιμή μεταβλητής ελέγχου IGVs για την <i>i</i> -περιοχή
	ReglGVSetMax(6)	Μέγιστη τιμή μεταβλητής ελέγχου IGVs για την <i>i</i> -περιοχή
	ReglGVSetCoef(3,6,3)	Συντελεστές για τον υπολογισμό της θέσης των IGVs $IGV(i)=coef(3)*x^2+coef(2)*x+coef(1)$ ($x=Loadcor=Load/(\delta*\sqrt{\theta})$ MW or $Speedcor=N/\sqrt{\theta}$) <i>i</i> -συμπιεστής, <i>j</i> -περιοχή, <i>k</i> -συντελεστής
	NReglGV(3)	Αριθμός περιοχών IGVs για τον <i>i</i> -συμπιεστή
	ReglGVMin(3,6)	Ελάχιστη τιμή IGVs για τον <i>i</i> -συμπιεστή και την <i>j</i> -περιοχή
	ReglGVMax(3,6)	Μέγιστη τιμή IGVs για τον <i>i</i> -συμπιεστή και την <i>j</i> -περιοχή
	ReglGVDF12PCoef(3,6,3,3,3)	Συντελεστές για τροποποίηση του χάρτη του συμπιεστή συναρτήσει της θέσης των IGVs $DF=coef(3)*IGVs^2+coef(2)*IGVs+coef(1)$ [%] <i>i</i> : συμπιεστής, <i>j</i> :περιοχή, <i>k</i> :καύσιμο(FOD,NG,FODI), <i>l</i> :(Df1,Df2,DPr), <i>m</i> :συντελεστές
NrSpeedRegVGVSet(5)		Αριθμός περιοχών των στροφών για ρύθμιση των IGVs για τον <i>i</i> -συμπιεστή
VGVSpRegMin(20,5)		Ελάχιστη τιμή μεταβλητής ελέγχου IGVs για τον <i>j</i> -συμπιεστή και για την <i>i</i> -περιοχή
VGVSpRegMax(20,5)		Μέγιστη τιμή μεταβλητής ελέγχου IGVs για τον <i>j</i> -συμπιεστή και για την <i>i</i> -περιοχή
CIT(5)		Εκθέτης για τη δίορθωση των στροφών για το <i>i</i> -συμπιεστή (default=-0.5)

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
VGVSPEEDCOEF(20,3,5)		Συντελεστές για τον υπολογισμό της θέσης των IGVs $IGV(k)=coef(3)*x^2+coef(2)*x+coef(1)$ ($x=Speedcor=N*\theta^{CIT}(k)$) i-περιοχή j:συντελεστής k:συμπίεστής
NrVGvReg(5)		Αριθμός περιοχών IGVs για τον i-συμπίεστή
VGvRegMin(20,5)		Ελάχιστη τιμή IGVs για τον j-συμπίεστή και την i-περιοχή
VGvRegMax(20,5)		Μέγιστη τιμή IGVs για τον j-συμπίεστή και την i-περιοχή
VGVDfCoef(20,3,3,5)		Συντελεστές για τροποποίηση του χάρτη του συμπίεστή συναρτήσει τη θέση των IGVs $Df=coef(3)*IGVs^2+coef(2)*IGVs+coef(1)$ [%] i:περιοχή j:(Df1,Df2,DPr),k:συντελεστές,l:συμπίεστής
		Nozzles
anpNozScSp(2)		Αριθμός σημείων για το προγραμματισμό της θέσης του i-ακροφυσίου συναρτήσει των διορθωμένων στροφών $[N/\sqrt{\theta}]$ (μέγιστο=20)
aNozScSp(20,3,2)		Δεδομένα για τον προγραμματισμό της θέσης του k-ακροφυσίου συναρτήσει των διορθωμένων στροφών $[N/\sqrt{\theta}]$ i=σημείο, j=(1=διορθωμένες στροφές, 2=A8,3=A9/A8), k=ακροφύσιο
anpNozScWfAB(2)		Αριθμός σημείων για το προγραμματισμό της θέσης του i-ακροφυσίου συναρτήσει της διορθωμένης παροχής καυσίμου του μετακαυστήρα $[Wfab/(\delta\sqrt{\theta})]$ (μέγιστο=20)
aNozScWfAB(20,3,2)		Δεδομένα για τον προγραμματισμό της θέσης του k-ακροφυσίου συναρτήσει της διορθωμένης παροχής καυσίμου του μετακαυστήρα $[Wfab/(\delta\sqrt{\theta})]$ i=σημείο, j=(1=διορθωμένη παροχή, 2=A8,3=A9/A8), k=ακροφύσιο
anpexnoz1(2)		Αριθμός σημείων για τη διόρθωση της ενεργούς διατομής λαιμού του i-ακροφυσίου συναρτήσει των διορθωμένων στροφών $[N/\sqrt{\theta}]$ (μέγιστο=20)
rpmctban(20,2)		Διορθωμένες στροφές που αντιστοιχούν στο ποσοστό μεταβολής της ενεργούς διατομής λαιμού του j-ακροφυσίου (i=σημείο, j=ακροφύσιο)
df7tban(20,2)		Ποσοστό μεταβολής της ενεργούς διατομής λαιμού του j-ακροφυσίου i=σημείο, j=ακροφύσιο
anpexnoz2(2)		Αριθμός σημείων για τη διόρθωση της ενεργούς διατομής εξόδου του i-ακροφυσίου συναρτήσει του λόγου πίεσης του ακροφυσίου (μέγιστο=20)
pmztban(20,2)		Λόγος πίεσης ακροφυσίου που αντιστοιχεί στο ποσοστό μεταβολής της ενεργούς διατομής εξόδου του j-ακροφυσίου (i=σημείο, j=ακροφύσιο)
df11tban(20,2)		Ποσοστό μεταβολής της ενεργούς διατομής εξόδου του j-ακροφυσίου i=σημείο, j=ακροφύσιο
anpcfcp(2)		Αριθμός σημείων του συντελεστή διόρθωσης της διορθωμένης ώσης του i-ακροφυσίου συναρτήσει του λόγου πίεσης του ακροφυσίου (μέγιστο=20)
pmz2tban(20,2)		Λόγος πίεσης ακροφυσίου που αντιστοιχεί στο συντελεστή διόρθωσης της διορθωμένης ώσης του j-ακροφυσίου (i=σημείο, j=ακροφύσιο)
xcfgtban(20,2)		Συντελεστή διόρθωσης της διορθωμένης ώσης του j-ακροφυσίου i=σημείο, j=ακροφύσιο
exnoztyp(2)		Τύπος του i-ακροφυσίου (1:convergent,2:Convergent-divergent,3:2+ps9=ps0)

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
efrexnoz(2)		Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης του i-ακροφυσίου
xNozL89an(2)		Μήκος του i-ακροφυσίου από τη θέση 8 έως τη θέση 9 (m)
		Initialization Curves
	CoefN1Load(2)	Loadcor=coef(2)*N1cor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [N1cor=N1/√θ]
	CoefN2Load(2)	Loadcor=coef(2)*N2cor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [N2cor=N2/√θ]
	CoefN3Load(2)	Loadcor=coef(2)*N3cor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [N3cor=N3/√θ]
	CoefLoadN1(2)	N1cor=coef(2)*Loadcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [N1cor=N1/√θ]
	CoefLoadN2(2)	N2cor=coef(2)*Loadcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [N2cor=N2/√θ]
	CoefLoadN3(2)	N3cor=coef(2)*Loadcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [N3cor=N3/√θ]
	CoefEGTLoad(2)	Loadcor=coef(2)*EGTcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [EGTcor=EGT/θ K]
	CoefWfLoad(2)	Loadcor=coef(2)*Wfcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [Wfcor=Wf/(δ√θ) kg/s]
	CoefLoadTIT(2)	TITcor=coef(2)*Loadcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [TITcor=TIT/θ K]
	CoefCDPLoad(2)	Loadcor=coef(2)*CDPcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [CDPcor=CDP/δ bar]
	CoefCDTLoad(2)	Loadcor=coef(2)*CDTcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [CDTcor=CDT/θ K]
	CoefHPTETLoad(2)	Loadcor=coef(2)*HPTETcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [HPTETcor=HPTET/δ K]
	CoefLoadPRC(3,2)	PRC(i)=coef(2)*Loadcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW]
	CoefTITLoad(2)	Loadcor=coef(2)*TITcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [TITcor=TIT/θ C]
	CoefWEXLoad(2)	Loadcor=coef(2)*WEXcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [WEXcor=WEX√θ/δ kg/s]
	CoefLoadPRT(4,2)	PRT(i)=coef(2)*Loadcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW]
	CoefWLoad(2)	Loadcor=coef(2)*Wcor+coef(1) (για twinshaft) [Loadcor=Load/(δ√θ) MW] [Wcor=W√θ/δ kg/s]
CoefN1Thrust(4)		N1cor=coef(4)*Thrustcor^3+coef(3)*Thrustcor^2+coef(2)*Thrustcor+coef(1) [Thrustcor=Thrust/δ Nt] [N1cor=N1/√θ]

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
		για $\text{iprop}=2$ αντί για Thrustcor χρησιμοποιούμε το $[\text{Loadcor}=\text{Load}/(\delta\sqrt{\theta}) \text{ kW}]$
CoefN1EGT(4)		$N1\text{cor}=\text{coef}(4)*\text{EGTcor}^3+\text{coef}(3)*\text{EGTcor}^2+\text{coef}(2)*\text{EGTcor}+\text{coef}(1)$ [EGTcor=EGT/θ C]
CoefN1Wf(4)		$N1\text{cor}=\text{coef}(4)*\text{Wfcor}^3+\text{coef}(3)*\text{Wfcor}^2+\text{coef}(2)*\text{Wfcor}+\text{coef}(1)$ [Wfcor=Wf/(δ√θ) kg/s]
CoefN1TIT(4)		$N1\text{cor}=\text{coef}(4)*\text{TITcor}^3+\text{coef}(3)*\text{TITcor}^2+\text{coef}(2)*\text{TITcor}+\text{coef}(1)$ [TITcor=TIT/θ C]
CoefN1CDP(4)		$N1\text{cor}=\text{coef}(4)*\text{CDPcor}^3+\text{coef}(3)*\text{CDPcor}^2+\text{coef}(2)*\text{CDPcor}+\text{coef}(1)$ [CDPcor=CDP/δ bar]
tpnumber		Αριθμός σημείων για αρχικοποίηση παραμέτρων (μέγιστος=20)
speed1tb(20)		Διορθωμένες στροφές 1 [N1/√θ] για αρχικοποίηση
speed2tb(20)		Διορθωμένες στροφές 2 [N2/√θ] για αρχικοποίηση
speed3tb(20)		Διορθωμένες στροφές 3 [N3/√θ] για αρχικοποίηση
bypastb(20)		Λόγος παράκαμψης για αρχικοποίηση
prc1tb(20)		Λόγος πίεσης συμπίεστή 1 για αρχικοποίηση
prc2tb(20)		Λόγος πίεσης συμπίεστή 2 για αρχικοποίηση
prc3tb(20)		Λόγος πίεσης συμπίεστή 3 για αρχικοποίηση
prc4tb(20)		Λόγος πίεσης συμπίεστή 4 για αρχικοποίηση
prc5tb(20)		Λόγος πίεσης συμπίεστή 5 για αρχικοποίηση
tittb(20)		Διορθωμένη θερμοκρασία εισόδου στροβίλου [T/θ] για αρχικοποίηση [C]
prt1tb(20)		Λόγος Στροβίλου 1 για αρχικοποίηση
prt2tb(20)		Λόγος Στροβίλου 2 για αρχικοποίηση
prt3tb(20)		Λόγος Στροβίλου 3 για αρχικοποίηση
prt4tb(20)		Λόγος Στροβίλου 4 για αρχικοποίηση
w1tb(20)		Διορθωμένη παροχή εισόδου $[m\sqrt{\theta}/\delta]$ για αρχικοποίηση [kg/s]
		Turbine Power Losses
Ctauxpls(4,3)	Ctauxpls(4,3)	Turbine-i Auxiliary Power Loss= $F(\text{rpm}/\text{rpm}_d)$ $[y=\text{coef}(3)*x^2+\text{coef}(2)*x+\text{coef}(1)]$ σε kW
Ctgbpls(4,3)	Ctgbpls(4,3)	Turbine-i Gear Box Power Loss= $F(\text{rpm}/\text{rpm}_d)$
Ctdwpls(4,3)	Ctdwpls(4,3)	Turbine-i Disk Windage Power Loss= $F(\text{rpm}/\text{rpm}_d)$
Ctchpls(4,3)	Ctchpls(4,3)	Turbine-i Heat Transfer-Radiation Power Loss= $F(\text{rpm}/\text{rpm}_d)$
		Generator Efficiency
NGenEffPf	NGenEffPf	Βαθμός πολυωνύμου βαθμού απόδοσης γεννήτριας ως προς συντελεστή ισχύος (cosf) =m
NGenEffLoad	NGenEffLoad	Βαθμός πολυωνύμου βαθμού απόδοσης γεννήτριας ως προς την Ισχύ (Load) =n
GenEffCoef(7,7)	GenEffCoef(7,7)	Συντελεστές πολυωνύμου βαθμού απόδοσης γεννήτριας $\eta_g=\text{Sum}(i=1 \text{ to } m+1) \text{ Sum}(j=1 \text{ to } n+1) C_{ij}*\text{cosf}^{(i-1)}*\text{Load}^{(j-1)}$ [%] [Load σε MW για Industrial, σε kW για Aeroengine]

armp: περιλαμβάνει στοιχεία ελέγχου του μοντέλου (input)

Aeroengine	Industrial	Περιγραφή
ITextFile	ITextFile	Επιλογή αρχείου εξόδου του μοντέλου (0:Χωρίς αρχείο εξόδου, 1:Αρχείο που περιλαμβάνει μόνο το τελευταίο σημείο, 2: Αρχείο που περιλαμβάνει όλα τα σημεία Append mode)
IFAUL	IFAUL	Επιλογή τρόπου τρεξίματος 0: Simulation 1: Adaptive
Modelnp	Modelnp	Επιλογή παραμέτρου ελέγχου για καθορισμό σημείου λειτουργίας Βλέπε παράγραφο 2.1
ModelnpAB		Επιλογή παραμέτρου ελέγχου για υπολογισμό του AB 0: Afterburner DT, 1: Afterburner fuel flow [kg/s]
IDRTH	IDRTH	ΔΕΝ ΧΡΗΣΙΜΟΠΟΙΕΙΤΑΙ
NF	NF	Αριθμός παραμέτρων υγείας για Adaptive βλέπε παράγραφο 2.2
NM	NM	Αριθμός μετρήσεων για Adaptive βλέπε παράγραφο 2.3
IFA(40)	IFA(20)	Παράμετροι υγείας για Adaptive βλέπε παράγραφο 2.2
IM(40)	IM(20)	Μετρήσεις για Adaptive βλέπε παράγραφο 2.3
ITRYS	ITRYS	Μέγιστος αριθμός επαναλήψεων για σύγκλιση του μοντέλου
LBAS	LBAS	ΔΕΝ ΧΡΗΣΙΜΟΠΟΙΕΙΤΑΙ
FCR(250)	FCR(150)	Αρχικές τιμές παραμέτρων υγείας (1 for healthy)
TOLALL	TOLALL	Μέγιστο σφάλμα σύγκλισης του μοντέλου
Stp	stp	Βήμα μεθόδου σύγκλισης
thmodeln		Μοντέλο θερμοδυναμικών ιδιοτήτων 1: Walsh and Fletcher thermodynamic polynomials, 2: VDI thermodynamic polynomials
thmodeltmax		Μέγιστη θερμοκρασία για την οποία λειτουργεί σωστά το μοντέλο των ιδιοτήτων [C]

Π2

Βάση Δεδομένων Με Στοιχεία Επιδόσεων Βιομηχανικών Αεριοστροβίλων και Αεροπορικών Κινητήρων

Π2.1 Βιομηχανικοί αεριοστροβίλοι

Πίνακας Π.2.1

(*PT=Power Turbine)

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
ABB	GT11NM	87900	10043	12,5	315	1146	3600	502	1 spool/No PT
ABB	GT11N2	115400	10150	15,5	399	1146	3600	531	1 spool/ No PT
ABB	GT24	187700	9251	32,1	445		3600	612	1 spool/No PT
ABB	GT26	281000	9400	32,1	632		3000	615	1 spool/No PT
ANSALDO ENER.	V64.3A	67400	10324	15,6	193		3600	591	1 spool/No PT
ANSALDO ENER.	V94.2	159400	10303	11,3	514		3000	541	1 spool/No PT
ANSALDO ENER.	V94.3A	271300	9266	17,2	671		3000	582	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-4	441	18110	8	3		1800	570	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-4W	883	18110	8	7		1800	570	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-6	662	17890	8	5		1800	610	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-10	1103	19190	8	9		1800	520	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-10A	1324	17890	8	9		1800	560	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-14	1546	17890	8	11		1800	580	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-10W	2206	19190	8	18		1800	520	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-20	2206	17890	8	11		1800	570	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-10AW	2648	17890	8	18		1800	560	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-14MW	3089	17890	8	22		1800	580	1 spool/No PT
DAIHATSU DIESEL	DT-20W	4412	17890	8	33		1800	570	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR60G	13775	10289	20,1	47		7900	491	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR60G	14249	9932	20,1	47		7900	491	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR61	23103	9600	18,8	68		5500	530	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR61	22302	9945	18,8	68		5500	530	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
DRESSER-RAND	DR61G	22484	9926	18,8	69		3600	524	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR61G	23292	9582	18,8	69		3600	524	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR61GP	31369	9114	22,5	87		3600	515	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR61GP	30280	9442	22,5	87		3600	515	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR63G	42984	8699	29,6	128		3600	440	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	DR63G	44261	8406	29,6	128		3600	440	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	KG2-3C	1499	22367	3,9	13		1800	570	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	KG2-3E	1895	21543	4,5	15		1800	549	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	VECTRA-40G	30281	9199	21,9	84		6200	513	1 spool/No PT
DRESSER-RAND	VECTRA-40G	31369	8880	21,9	84		6200	513	1 spool/No PT
EBARA CORP.	PW6M	640		7		946	1500	600	1 spool/No PT
EBARA CORP.	PW7M	780		8,5		946	1500	577	1 spool/No PT
EBARA CORP.	PW12M	1280		7		946	1500	600	1 spool/No PT
EBARA CORP.	PW14M	1560		8,5		946	1500	577	1 spool/No PT
EBARA CORP.	FT8	26130		20,3			3600	443	1 spool/No PT
EBARA CORP.	FT8	25730		20,3			5000	443	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG6111(FA)	75900	10300	15,6	203		5231	605	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG6581(B)	42100	11227	12,2	141		5163	548	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG7121(EA)	85100	11002	13	294		3600	536	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG7241((FA)	171700	9873	16	445		3600	601	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG9171(E)	126100	10653	12,6	417		3000	543	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG9231(EC)	169100	10311	14	508	1204	3000	556	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG9351(FA)	255600	9757	17	641		3000	602	1 spool/No PT
GE ENERGY	PG6591C	42300	9930	19	117		7100	574	1 spool/No PT
GE ENERGY	GE5	5600	11429	14,6	20		12500	556	1 spool/No PT
GE ENERGY	GE10	11615	11121	15,5	47		7900	484	1 spool/With PT
GE ENERGY	PGT16	14240	9930	20,2	47		7900	491	2 spools/ No PT
GE ENERGY	PGT25	23261	9560	17,9	69		6500	525	1 spool/With PT
GE ENERGY	PGT25+	31364	8754	21,5	84		6100	500	1 spool/With PT
GE ENERGY	MS5002C	28340	12740	8,8	123		4670	517	1 spool/With PT
GE ENERGY	MS5002D	32580	12239	10,8	141		4670	509	1 spool/With PT
GE ENERGY	MS5002E	32000	10000	17	102		5714	511	1 spool/With PT
GE ENERGY	MS6001B	43530	10825	12	140		5111	544	1 spool/No PT
GE ENERGY	MS7001EA	86225	10920	11,9	300		3600	537	1 spool/No PT
GE ENERGY	LM500	4474	11520	14,4	16	779	7000	565	1 spool/No PT
GE ENERGY	LM1600	14920	9800	21,4	47	757	7000	504	1 spool/No PT
GE ENERGY	MC6000PC	42750	8570	28,5	124	839	3600	456	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
GE ENERGY	PGT 2	2000	14628	12,7	11	1038	18000	525	1 spool/No PT
GE ENERGY	PGT 5	5223	13396	9,1	25	1038	11140	523	1 spool/No PT
GE ENERGY	PGT 5B	5500	11726	15	19	1231	16630	571	1 spool/No PT
GE ENERGY	PGT 10B	11700	11252	15,6	47	1232	7900	482	1 spool/With PT
GE ENERGY	5731 PA	26555	12449	10	123	963	5100	485	1 spool/No PT
GE ENERGY	6101 FA	70905	10481	14,8	204	1288	5100	590	1 spool/No PT
GE ENERGY	7251 FB	186600	9669	18,5	445	1371	3600	626	1 spool/No PT
GE ENERGY	9391G	282000	9115	23,2	685	1427	3000	566	1 spool/No PT
GE ENERGY	9001H	331000	9115	23,2	685	1427	3000	621	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	M1T-13D	3060	14472	9,5	16		1800	530	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	M1T-23	4263	13936	11,4	20		1800	569	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	M7A-01	5675	11803	12,7	22		1800	545	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	M7A-01D	5539	11955	12,7	22		1800	542	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	M7A-01ST	6681	10583	12,7	22		1800	527	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	M7A-02	7110	11488	15,9	27		1800	522	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	M7A-02D	6920	11548	15,9	27		1800	513	1 spool/No PT
KAWASAKI INDUSTRIES	S2A-01	682	17250	8,5	5		1800	474	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1203A	6000	15380	7,8	35	940	7800	515	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1203A	5760	16020	7,8	35	940	7550	515	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-9	9000	12500	9,6	45	960	8600	492	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-9	8640	13020	9,6	45	960	8600	492	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-10	9700	12330	10	45	975	8600	500	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-10	9320	12840	10	45	975	8600	500	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-11	11200	11610	10,8	50	995	8600	505	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-11	10760	12090	10,8	50	995	8600	505	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-11	11200	11610	10,8	50	995	8600	505	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-12	12000	11320	11	50		8600	505	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	THM 1304-12	11520	11780	11	50		8600	505	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	FT8	25869	9360	19,5	85		5500	458	1 spool/With PT
MAN TURBO AG	FT8	24862	9377	18,8	84		3600	461	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	FT8	25490	9390	19,3	85		3600	457	1 spool/No PT
MAN TURBO AG	FT8	51350	9380	19,3	85		3600	457	1 spool/No PT
MITSUI	MSC100	10690	11085	17,1	42		1800	488	1 spool/No PT
MITSUI	MSC40	3520	12915	9,7	19		1800	437	1 spool/No PT
MITSUI	MSC50	4350	12315	10,3	19		1800	501	1 spool/No PT
MITSUI	MSC60	5000	11870	11,7	21		1800	481	1 spool/No PT
MITSUI	MSC70	6840	11155	15	26		1800	479	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
mitsui	MSC90	9290	11360	16,2	39		1800	464	1 spool/No PT
mitsui	SB120	23000	11810	11,7	102		1800	475	1 spool/No PT
mitsui	SB15	2720	14060	10	15		1800	491	1 spool/No PT
mitsui	SB30C	5410	13860	6,9	27		1800	508	1 spool/No PT
mitsui	SB30E	7330	12870	12,5	33		1800	502	1 spool/No PT
mitsui	SB5	1080	14130	10	5		1800	492	1 spool/No PT
mitsui	SB60*1	12490	12160	12,1	55		1800	456	1 spool/No PT
mitsui	SB60*2	13570	12120	13,2	59		1800	492	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	D-336 -1/2	6300	10785	15,5		1009	8610	431	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	D-336-2T	6300	10785	15,3		1009	8610	431	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	AI-336-1/2-8	8000	10174	17,5		1092	8610	452	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	TV3-137	1070	14467	9,6		750	15300	392	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	AI-336-1/2-10	10000	10438	21,3		1098	6825	437	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	AI-20DMNCH	2500	14976	7,4		827	1205	520	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	AI-20DMECH	2500	14976	7,4		827	1205	520	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	AI-20DMN	2500	14976	7,4		827	1006	520	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	AI-20DME	2500	14976	7,4		827	1006	520	1 spool/No PT
MOTOR SICH JSC	GTE-MC-2.5	2500	14976	7,4		827	1006	520	1 spool/No PT
MTU	LM2500-PE	22500	9600	17,9	69			524	1 spool/No PT
MTU	LM2500-PH STIG	27000	8470	19,3	76			500	1 spool/No PT
MTU	LM2500+PK	28900	9114	22,2	87			515	1 spool/No PT
MTU	TF40	2983	12833	8,4	12			610	1 spool/No PT
MTU	TF40	3431	12833	8,4	13			603	1 spool/No PT
MTU	TF50	3805	11737	10,4	14		1800	618	1 spool/No PT
MTU	TF50	4177	11737	10,4	14		1800	633	1 spool/No PT
MTU	LM2500	25060	9700	19,3	70		1800	566	1 spool/No PT
MTU	LM2500+	30110	9350	21,5	86		1800	516	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-250ER	200	28186	4,2	2		1800	537	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-300ER	240	26335	4,2	2		1800	586	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-375ER	300	24484	4,2	2		1800	650	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-500ER	400	25944	4,2	4		1800	579	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-625ER	500	24086	4,2	4		1800	650	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-750ER	600	21566	8,6	5		1800	570	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-1000ER	800	18470	8,6	6		1800	530	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-1250E	1000	19004	7,2	8		1800	485	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-1500E	1200	17402	7,2	8		1800	520	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
NIIGATA SYSTEMS	CNT-2000E	1600	17242	9,5	9		1800	640	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-2500E	2000	17484	7,2	15		1800	570	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-3000E	2400	17349	7,2	17		1800	520	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-3500E	2800	17250	9,5	19		1800	600	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-4000E	3200	16348	9,5	19		1800	640	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-4500E	3310	12847	9,9	19		1800	467	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-5000EN	4000	17484	7,2	30		1800	570	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-5000E	3972	12376	10,5	19		1800	512	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-6000E	4413	12018	12	22		1800	488	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-9000E	5296	11209	16,6	27		1800	478	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-10000E	7945	11428	16,2	39		1800	475	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-12000E	8826	12196	17,1	41		1800	506	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNTM-3CR	290	11465	4,1	2		1800	250	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-10C	1200	14890	6,6	6		1800	493	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-30C	3573	13100	9,8	19		1800	435	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-40C	4790	12663	10,9	20		1800	506	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-50C	5350	12148	12,2	22		1800	484	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-60C	7265	11883	16	26		1800	482	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-90C	9630	11741	16,9	40		1800	462	1 spool/No PT
NIIGATA SYSTEMS	CNT-100C	10735	11510	18,2	44		1800	485	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	ST6L-794	604	14876	7	3		33000	561	2 spools/No PT
PRATT & WHITNEY	ST6L-795	678	14575	7,4	3		33000	589	2 spools/ No PT
PRATT & WHITNEY	ST6L-812	734	14343	8	4		33000	542	2 spools/No PT
PRATT & WHITNEY	ST6L-813	848	13846	8,5	4		33000	566	2 spools/ No PT
PRATT & WHITNEY	ST18A	1961	11920	14	8		18900	532	2 spools/ No PT
PRATT & WHITNEY	Swiftpac 4	3880	11325	16,9	14		14875	544	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	ST40	4039	10878	16,9	14		14875	544	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8	24862	9384	18,8	83		5500	462	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8-3	27481	9381	19,7	86		3600	482	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8	25865	9356	19,5	85		5500	458	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8-3	28313	9214	20,2	88		5500	482	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	Swiftpac 25	25455	9455	19,5	85		3600	458	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8 Powerpac	25495	9440	19,3	85		3600	457	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8 Powerpac(DLN)	25495	9470	19,5	85		3600	460	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8-3 Powerpac	27970	9390	20,2	87		3600	478	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
PRATT & WHITNEY	FT8 Swiftpac	50300	9395	19,5	168	1160	3600	460	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8 Twinpac	51325	9380	19,3	170		3600	457	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8 Twinpac (DLN)	51325	9410	19,5	84		3600	460	1 spool/No PT
PRATT & WHITNEY	FT8-3 Twinpac	56340	9326	20,2	175		3600	478	1 spool/No PT
ROLLS ROYCE	501-KB5S	3897	12393	10	15		14200	560	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	501-KB7S	5245	11445	13,9	21		14600	498	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	501-KH5	6447	8971	12,5	18		14600	530	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	RB2116562DLE	27520	9933	20,8	92		4800	500	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	RB2116762DLE	29500	9554	21,5	96		4800	493	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	RB2116761DLE	32120	9158	21,5	94		4850	503	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	TRENT 60	51504	8550	33	152	1288	3000	444	3 spools/No PT
ROLLS ROYCE	TRENT 60	51685	8586	34	155	1288	3600	440	3 spools/No PT
ROLLS ROYCE	TRENT 60	58000	8805	36	166		3000	423	3 spools/No PT
ROLLS ROYCE	TRENT 60	58000	8795	35	163		3600	429	3 spools/No PT
ROLLS ROYCE	501-KC5	4102	12017	9,4	16		13600	571	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	501-KC7	5520	11178	13,5	21		13600	520	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	AVON2648	15186	12251	8,8	77		5500	442	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	AVON2656	15663	11890	8,8	77		4950	437	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	RB2116556	26031	10044	20,1	92		4950	488	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	RB2116562	29537	9485	20,8	94		4800	491	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	RB2116762	30395	9287	21,5	96		4800	492	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	RB2116761	33192	8898	21,5	94		4850	503	1 spool/With PT
ROLLS ROYCE	AG9140	3950	12252	11,3	34		14340	570	1 spool/No PT
ROLLS ROYCE	RR 4500	4500		14,3	21		14600	515	1 spool/No PT
ROLLS ROYCE	SPEY	19500	9604	21,9	147		5500	458	2 spools/With PT
ROLLS ROYCE	WR- 21	25242	8516	16,2	161		3600	356	2 spools/With PT
ROLLS ROYCE	MT30	36000	8863	24	249		3600	474	2 spools/With PT
SIEMENS AG	SGT6-3000E	120500	10380	14,2	385		3600	530	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT6-5000F	198300	9480	17,4	500		3600	577	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT6-6000G	266300	9160	20,1	602		3600	598	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-1000F	67400	10305	15,8	192		5400	583	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-900	49500	11030	15,3	175		5425	514	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT5-4000F	278000	9207	17,2	671		3000	582	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT5-3000E	188200	9877	13,4	519		3000	581	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT5-2000E	163300	10450	11,8	527	1149	3000	542	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
SIEMENS AG	SGT-500	17000	11180	12	92		3000	375	2 spools/With PT
SIEMENS AG	SGT-600	24770	10535	14	80		3600	543	1 spools/With PT
SIEMENS AG	SGT-700	29060	10000	19	91		7700	518	1 spool/With PT
SIEMENS AG	SGT-800	45000	9720	20	125	1288	6500	546	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-100	4343	11995	13,1	18		6600	527	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-100	4691	11930	14,2	19		16500	524	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-100	5045	11915	14,4	20		17384	546	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-100	5249	11819	14,9	21		17384	530	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-100	4939	11252	13	18		17384	545	1 spool/With PT
SIEMENS AG	SGT-200	6748	11419	12,3	29		13000	466	1 spool/No PT
SIEMENS AG	SGT-200	7670	10746	12,6	29		11053	489	1 spool/With PT
SIEMENS AG	SGT-400	12876	10356	16,5	39		14010	555	1 spool/With PT
SIEMENS AG	SGT-400	13408	9945	16,5	39		9500	555	1 spool/With PT
SOLAR TURBINES	Centaur 40	3520	12915	9,8	19		1800	440	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Centaur 40	3500	12910	10,3	19		15500	445	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Centaur 50	4600	12265	10,6	19		1800	510	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Centaur 50	4570	12030	10,3	19	1054	16500	515	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Centaur 50L	4680	11640	10,5	17		14300	510	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Mars 100	10690	11090	16	41	1104	1800	487	1 spool/With PT
SOLAR TURBINES	Mars 100	11190	10600	17,4	42	1104	9500	485	1 spool/With PT
SOLAR TURBINES	Mars 90	9860	10880	16	40	1066	9500	465	1 spool/With PT
SOLAR TURBINES	Mars 90	9450	11300	16	40	1066	1800	465	1 spool/With PT
SOLAR TURBINES	Saturn 20	1200	14795	6,7	6		1800	505	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Saturn 20	1185	14670	6,2	6		22300	520	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Taurus 60	5670	11425	12,5	22	1093	1800	510	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Taurus 60	5740	11265	12,2	22	1093	14300	510	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Taurus 70	7520	10650	16	27	1121	1800	485	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Taurus 70	7690	10340	16	27	1121	12000	495	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Titan 130	15000	10230	17	50	1121	1800	495	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Titan 130	15290	9940	16	50	1121	8850	500	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Titan 130 MPU	15000	10230	17	50		1800	495	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Mercury 50	4600	9350		18		1800	374	1 spool/No PT
SOLAR TURBINES	Taurus 65	6000	10940		20		1800	547	1 spool/No PT
TURBOMECA	MAKILA TI	1130		9	6		7000	500	1 spool/With PT
VERICOR SYSTEMS	ASE 40	3286	12375	8,8	13		15400	598	1 spool/No PT
VERICOR SYSTEMS	ASE 50	3776	11764	10,2	14		15400	562	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
VERICOR SYSTEMS	ASE 8	525	16644	10,5	4		1800	487	1 spool/No PT
VERICOR SYSTEMS	TF 100	8135	11968	10,4	28		16000	622	1 spool/No PT
VERICOR SYSTEMS	TF 40	3430	12928	8,9	13		15400	619	1 spool/No PT
VERICOR SYSTEMS	TF 50	4176	11655	10,4	14		16000	622	1 spool/No PT
VERICOR SYSTEMS	TF 80	6682	12597	8,9	25		16000	619	1 spool/No PT
VOLVO AERO	VT44C0/DR990	4400	11940	12,4	21			490	1 spool/No PT
YANMAR CO.	AT600S	449		2,87			1800		1 spool/No PT
YANMAR CO.	AT900S	699		4,3			1800		1 spool/No PT
YANMAR CO.	AT1200S	883		5,73			1800		1 spool/No PT
YANMAR CO.	AT1800S	1397		8,6			1800		1 spool/No PT
YANMAR CO.	AT2700S	1986		13,29			1800		1 spool/No PT
YANMAR CO.	AT2900	2133		13,2			1800		1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT2500	2850	12631	12	16	951	3600	460	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT3000	3360		13,5	16	1020		420	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT6000	6700	11730	16,6	31	1015	9700	428	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT6000+	8300	10907	16,6	33	1100	7900	442	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT10000	10500	10000	19,5	37	1200	6500	490	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT16000	16300	11613	12,8	98	865	5300	354	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT15000	17500	10284	19,6	72	1075	5300	414	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT15000+	20000	10000	19,6	71	1160	5300	454	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT25000	26700	9725	21,6	89	1245	5000	484	1 spool/No PT
ZORYA-MASHPROEKT	UGT110000	114500	9862	14,7	365	1210		520	1 spool/No PT
HITACHI	H15	13860	11588	14,3	49	1271	7280	556	1 spool/No PT
HITACHI	H25	27010	10888	14,6	88	1271	7280	556	1 spool/No PT
mitsubishi	501F	185400	9738	16	453	1343	3600	607	1 spool/No PT
mitsubishi	501G	254000	9295	20	567	1427	3600	596	1 spool/No PT
mitsubishi	701F	270300	9421	17	651	1343	3000	586	1 spool/No PT
mitsubishi	701G	334000	9105	21	737	1427	3000	587	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	V84.3	153600	9918	16	425	1288	3600	551	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	V84.3A	182000	9209	16,9	440	1343	3600	577	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	501F	186500	9532	15	450	1349	3600	590	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	V94.2A	189000	9933	14	510	1260	3000	585	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	501G	253000	9152	19,2	550	1427	3600	594	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	V94.3A	265540	9295	17	642	1316	3000	584	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	251 B11/12	49500	10946	15,3	172	1149	5400	514	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	501 D5	109370	10508	14,2	362	1141	3600	526	1 spool/No PT

Manufacturer	Model	Output(kW)	Heat Rate (kj/kWh)	Pressure Ratio	Exhaust Mass Flow (kg/s)	TIT (C)	Max Output Shaft Speed (RPM)	EGT(C)	Configuration
SIEMENS/WESTINGHOUSE	V84.2	108719	10604	11	254	1149	3600	544	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	501D5A	120500	10270	14,2	278	1177	3600	525	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	701D	132220	10529	14,2	448	1116	3000	511	1 spool/No PT
SIEMENS/WESTINGHOUSE	V94.2	157010	10360	11,1	500	1149	3000	537	1 spool/No PT

Π2.2 Αεροπορικοί κινητήρες

Πίνακας Π.2.2: Turbojet

Model	Thrust (Nt)	TSFC(kg/Nt/h)	Airflow (kg/s)	Pressure Ratio	TIT (C)	Configuration
J57-P-23	71171	0,21	74,7	11,5	871	Single spool
J57-P-43WB	49819	0,0775	81,54	12	871	Single spool
J58-P	144567		203,8	6		Single spool
J60-P-3	13344	0,096	22,6	7	871	Single spool
J69-T-25	4559	0,114	9,2	3,9	830	Single spool
J75-P-17	108981	0,215	114,1	12	876	Single spool
J79-GE-17	79267	0,1965	77	13,5	654	Single spool
J85-GE-5H	17125	0,22	19,9	7	893	Single spool
J85-GE-17	12677	0,099	19,9	7	893	Single spool
J85-GE-21	22241	0,213	23,5	8	976	Single spool

Πίνακας Π.2.3:Turbofan

Model	Thrust (Nt)	TSFC(kg/Nt/h)	Airflow (kg/s)	Overall Pressure Ratio	TIT (C)	Bypass Ratio	Fan Pressure Ratio	Configuration
F100-PW-229	128998	0,205	112,3	23	1482	0,4	3,8	1 spool Mixed Flow
F101-GE-102	136916	0,246	161,26	26,8	1398	1,91	2,31	2 spool Mixed Flow
F103-GE-101	230021	0,0399	668,62	30,2	1365	4,31		2 spool Mixed Flow
F107-WR-101	2824	0,0685	6,16	13,8		1	2,1	2 spool Mixed Flow
F108-CF-100	96232	0,0363	355,6	23,7	1220	6	1,5	2 spool Mixed Flow
F110-GE-100	127308	0,208	115	30,4		0,8	2,98	2 spool Mixed Flow
F117-PW-100	185490	0,033		31,8		5,8		2 spool Mixed Flow
F118-GE-100	84516							2 spool Mixed Flow
F404-GE-FID	44482			25				2 spool Mixed Flow

Model	Thrust (Nt)	TSFC(kg/Nt/h)	Airflow (kg/s)	Overall Pressure Ratio	TIT (C)	Bypass Ratio	Fan Pressure Ratio	Configuration
F404-GE-400	71171		64,32	25		0,34		2 spool Mixed Flow
JT3D-3B	80067	0,0535	207,47	13,6	871	1,37	1,74	1 spool Mixed Flow
JT8D-7B	64500	0,0585	144	16,9	580	1,03		2 spool Mixed Flow
TF30-P-111	111650	0,245	117,8	21,8	1123	0,73	2,43	1 spool Mixed Flow
TF33-P-3	75620	0,052	203,85	13	871	1,55	1,7	1 spool Mixed Flow
TF33-P-7	93412	0,056	225,6	16	954	1,21	1,9	1 spool Mixed Flow
TF34-GE-100	40323	0,037	150,85	20	1223	6,42	1,5	2 spool Mixed Flow
TF39-GE-1	181510	0,0315	701,7	26	1287	8	1,56	2 spool Mixed Flow
TF41-A-1B	64500	0,0647	117,8	20	1185	0,76	2,45	2 spool Mixed Flow
TFE731-2	15568	0,0504	51,18	17,7		2,67	1,54	2 spool Mixed Flow

Πίνακας Π.2.4:Turbohaft

Model	SHP (kW)	SFC (kg/kWh)	Airflow (kg/s)	Pressure Ratio	TIT (C)	Configuration
T400-CP-400	1342,2	0,0606	2,95	7	1048	1spool/With PT
T406-AD-400	4586	0,0424			772	1spool/No PT
T53-L-13	1044	0,058	5,52	7	937	1spool/With PT
T55-L-11	2796	0,052		8		1spool/With PT
T58-GE-100	1118	0,0606	6,34	8,4	744	1spool/With PT
T64-GE-100	3228	0,0487	13,27	14	826	1spool/With PT
T700-GE-700	1209,5	0,046		15	850	1spool/With PT
T76-G-10	533,1	0,06	2,79	8,6	992	1spool/No PT

Πίνακας Π.2.5:Turboprop

Model	ESHP (kW)	ESFC(kg/kW)	Airflow (kg/s)	Pressure Ratio	TIT (C)	Configuration
PT6A-42	633,8	0,0601	2,26	8		1spool/With PT
PT6A-45R	892,6	0,0553	3,89	8,7		1spool/With PT
T56-A-7	2815	0,0528	14,7	9,45	971	1spool/No PT
T56-A-15	3423	0,054	14,7	9,55	1076	1spool/No PT

Π3

Διευθύνσεις Εταιρειών Κατασκευής Αεριοστροβίλων Στο Διαδίκτυο

<u>Κατασκευάστρια εταιρεία</u>	<u>Διεύθυνση</u>
ABB	http://www.abb.com
Alstom	http://www.alstom.com
Ansaldo Energia	http://www.ansaldoenergia.com
Centrax Gas Turbines	http://www.centrax.co.uk
Daihatsu Diesel MFG.CO.LTD	http://www.dhtd.co.jp
Dresser Rand	http://www.dresser-rand.com
General Electric	http://www.gepower.com http://www.geae.com
Hitachi Ltd	http://www.power-hitachi.com
Kawasaki Heavy Industries Ltd	http://www.khi.co.jp
Man Turbo AG	http://www.manturbo.com
Mitsubishi Heavy Industries Ltd	http://www.mhi.co.jp/en
Mitsui Engineering & Shipbuilding Ltd	http://www.mes.co.jp/english
Motor Sich JSC	http://www.motorsich.com/eng
MTU	http://www.mtu-online.com
Niigata Power Systems Ltd	http://www.niigata-power.com
Pratt & Whitney	http://www.pratt-whitney.com
Rolls Royce	http://www.rolls-royce.com
Siemens AG	http://www.energy.siemens.com
Solar Turbines	http://mysolar.cat.com
Tuma Turbomach	http://turbomach.cat.com
Turbomeca	http://www.turbomeca.fr
Vericor Power Systems	http://www.vericor.com
Yanmar	http://www.yanmar.com
SRDP GC Zorya Mashproekt	http://www.gtt.ru