



**ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ**

**ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΑΕΡΟΠΟΡΙΚΩΝ ΚΙΝΗΤΗΡΩΝ
ΠΟΛΙΤΙΚΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΚΑΝΑΚΗ ΗΛΕΚΤΡΑ**

**ΕΠΙΒΛΕΨΗ:
ΚΩΝΣΤΑΝΤΙΝΟΣ ΜΑΘΙΟΥΔΑΚΗΣ
ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ ΕΜΠ
ΝΙΚΟΛΑΟΣ ΑΡΕΤΑΚΗΣ
ΛΕΚΤΟΡΑΣ ΕΜΠ**

**ΑΘΗΝΑ
ΣΕΠΤΕΜΒΡΙΟΣ 2010**

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Από τη θέση αυτή θα ήθελα να ευχαριστήσω τους επιβλέποντες καθηγητές της παρούσας διπλωματικής εργασίας, τον κ. Μαθιουδάκη, καθηγητή Ε.Μ.Π. για την ανάθεση της διπλωματικής εργασίας και τον κ. Αρετάκη, λέκτορα Ε.Μ.Π., για την επίβλεψη της, που με την βοήθεια τους, τις ιδέες τους, τις πολύτιμες γνώσεις τους και την καθοδήγηση τους συνέβαλαν στην ολοκλήρωση της παρούσας διπλωματικής.

Επίσης, θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά όλους τους συνεργάτες του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών που ήταν πάντα διαθέσιμοι να βοηθήσουν σε κάθε λεπτομέρεια της διπλωματικής.

Αθήνα, Σεπτέμβριος 2010

Κανάκη Ηλέκτρα

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1	Εισαγωγή.....	1.1
1.1	Υπολογιστική μοντελοποίηση κινητήρων.....	1.1
1.2	Προγράμματα μοντελοποίησης.....	1.2
1.2.1	GasTurb	1.2
1.2.2	GSP	1.3
1.2.3	NPSS.....	1.4
1.2.4	TEACHES	1.4
1.2.5	PROOSIS	1.4
1.3	Η Παρούσα διπλωματική.....	1.5
1.3.1	Σκοπός της διπλωματικής.....	1.5
1.3.2	Δομή της διπλωματικής.....	1.6
2	Κινητήρες Πολιτικών Αεροσκαφών	2.1
2.1	Η εξέλιξη των κινητήρων στην πολιτική αεροπορία	2.1
2.2	Κινητήρες πολιτικών αεροσκαφών στην Ελλάδα.....	2.5
2.3	Επιλογή κινητήρων και πηγές στην παρούσα διπλωματική.....	2.7
3	Πρόγραμμα TEACHES.....	3.1
3.1	Τρόπος λειτουργίας.....	3.1
3.2	Συστήματα εξισώσεων	3.4
3.3	Αλλαγές και προσθήκες στον κώδικα.....	3.5
4	Μοντέλο CFM56.....	4.1
4.1	Γενικά χαρακτηριστικά του κινητήρα	4.1
4.1.1	Διάταξη του κινητήρα.....	4.2
4.1.2	Χαρακτηριστικά των εκδόσεων του κινητήρα.....	4.3

4.2	Συλλογή Δεδομένων για το Μοντέλο	4.5
4.2.1	Στοιχεία από την βιβλιογραφία	4.5
4.2.2	Στοιχεία από το πρόγραμμα PROOSIS.....	4.8
4.3	Τελική διαμόρφωση μοντέλου	4.12
4.3.1	Προσδιορισμός αγνώστων πεδίων χαρακτηριστικών	4.12
4.3.2	Αρχικό τρέξιμο του μοντέλου στο σημείο σχεδίασης	4.13
4.3.3	Προσαρμογή των χαρτών	4.14
4.3.4	Ολοκλήρωση του μοντέλου	4.20
4.4	Έλεγχος των αποτελεσμάτων	4.21
4.4.1	Με τα στοιχεία της βιβλιογραφίας	4.21
4.4.2	Με τα στοιχεία του PROOSIS.....	4.22
5	Μοντέλο Trent.....	5.1
5.1	Γενικά Χαρακτηριστικά.....	5.1
5.1.1	Διάταξη του κινητήρα.....	5.2
5.1.2	Χαρακτηριστικά των εκδόσεων του κινητήρα.....	5.3
5.2	Συλλογή δεδομένων για το μοντέλο.	5.6
5.2.1	Στοιχεία από την βιβλιογραφία.	5.6
5.2.2	Στοιχεία από το πρόγραμμα PROOSIS.....	5.8
5.3	Τελική διαμόρφωση του μοντέλου	5.11
5.3.1	Προσδιορισμός αγνώστων πεδίων χαρακτηριστικών	5.11
5.3.2	Αρχικό τρέξιμο του μοντέλου στο σημείο σχεδίασης	5.11
5.3.3	Προσαρμογή των χαρτών	5.12
5.3.4	Ολοκλήρωση του μοντέλου.	5.18
5.4	Έλεγχος των αποτελεσμάτων	5.20
5.4.1	Με τα στοιχεία της βιβλιογραφίας	5.20
5.4.2	Με τα στοιχεία του PROOSIS.....	5.21
6	Ανακεφαλαίωση Συμπεράσματα Προτάσεις Βελτίωσης	6.1
7	Βιβλιογραφία	7.1

1

Εισαγωγή

1.1 Υπολογιστική μοντελοποίηση κινητήρων

Η πειραματική μελέτη της λειτουργίας αεριοστρόβιλων είναι ιδιαίτερα δαπανηρή και σε μερικές περιπτώσεις ανέφικτη, όπως για παράδειγμα όταν απαιτούνται μετρήσεις μεγεθών με χρήση επιπλέον οργάνων, πέραν των τυποποιημένων που συνοδεύουν έναν κινητήρα. Αυτό το γεγονός οδηγεί αναπόφευκτα στην ανάγκη για υπολογιστική μοντελοποίηση της λειτουργίας τους.

Το υπολογιστικό μοντέλο μιας μηχανής έχει πολλαπλές εφαρμογές. Αρχικά, κατά τη σχεδίαση, μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την επιλογή ενός βέλτιστου συνδυασμού συνιστωσών. Η μετατροπή μιας μηχανής μπορεί να μελετηθεί σε πρώτη φάση, με χρήση του υπολογιστικού μοντέλου. Επιπλέον, μετά την ολοκλήρωση της σχεδίασης και με την εκκίνηση του κύκλου ζωής της μηχανής, είναι σημαντικό ο χρήστης να είναι σε θέση να παρακολουθήσει και να υπολογίσει μεταβολές μεγεθών και παραμέτρων ζωτικών για τη λειτουργία της μηχανής. Σε αυτά περιλαμβάνονται τα διάφορα θερμοδυναμικά μεγέθη, η ευαισθησία που επιδεικνύουν ορισμένες παράμετροι σε μεταβολές μετρούμενων ποσοτήτων, ενώ μπορούν να προσομοιωθούν οι επιδράσεις συγκεκριμένων τύπων βλαβών.

Η ανάπτυξη ενός υπολογιστικού προγράμματος-μοντέλου για κάποια μηχανή απαιτεί την γνώση αφενός λεπτομερών γεωμετρικών στοιχείων και αφετέρου χαρακτηριστικών λειτουργίας των συνιστωσών, για παράδειγμα του συμπιεστή ή του στροβίλου. Στις περισσότερες – αν όχι όλες – τις περιπτώσεις, τέτοιου τύπου στοιχεία δεν παρέχονται από τον κατασκευαστή ούτε δημοσιεύονται στην ανοιχτή βιβλιογραφία, κυρίως για λόγους ανταγωνισμού. Στο μελετητή παρέχονται μονάχα δεδομένα σχετικά με τις συνολικές επιδόσεις της εκάστοτε μηχανής, όπως είναι η ειδική κατανάλωση καυσίμου ή η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων. Έτσι και επειδή τα στοιχεία που υπάρχουν διαθέσιμα από τη πλευρά του κατασκευαστή είναι σε μεγάλο βαθμό περιορισμένα, η συγκρότηση του υπολογιστικού μοντέλου θα πρέπει να βασίζεται σε αυτά.

Για την υλοποίηση των παραπάνω, ο εξεταζόμενος στροβιλοκινητήρας χωρίζεται σε επιμέρους τμήματα, τα οποία συναντώνται και με την ονομασία «συνιστώσες» του στροβιλοκινητήρα. Κάθε συνιστώσα χαρακτηρίζεται από ένα είδος θερμοδυναμικής μεταβολής ενώ οι τιμές των θερμοδυναμικών παραμέτρων του εργαζόμενου μέσου στην

έξοδο της μπορούν να εκφραστούν με μαθηματικές σχέσεις οι οποίες θα αντιστοιχούν στην αντίστοιχη θερμοδυναμική μεταβολή.

1.2 Προγράμματα μοντελοποίησης

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 αναφέρονται επιγραμματικά και μόνο στην ενότητα αυτή. Για αυτό το λόγο, θεωρήθηκε σκόπιμο να δοθεί μεγαλύτερη έμφαση στα προγράμματα που χρησιμοποιήθηκαν στην παρούσα διπλωματική.

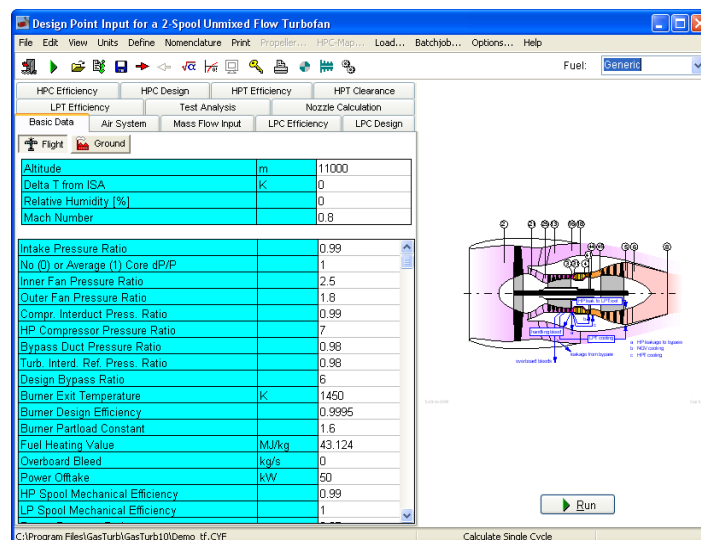
Πιο συγκεκριμένα:

- Το πρόγραμμα PROOSIS, που χρησιμοποιήθηκε ως βοηθητικό εργαλείο στην συλλογή των απαραίτητων δεδομένων για το εκάστοτε μοντέλο και
- Το πρόγραμμα TEACHES το οποίο στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας εμπλουτίστηκε και βελτιώθηκε ενώ αποτέλεσε και το βασικότερο εργαλείο για την τελική συγκρότηση των μοντέλων.

1.2.1 GasTurb

Το πακέτο GasTurb αποτελεί ένα διαδεδομένο εμπορικό πρόγραμμα ανάλυσης λειτουργίας αεριοστροβίλων μηδενικής διάστασης. Κατά την παρουσίαση και εισαγωγή του στην αγορά, έγινε εμφανές ένα από τα πιο σημαντικά του πλεονεκτήματα: η ύπαρξη ενός γραφικού περιβάλλοντος διασύνδεσης με τον χρήστη ώστε να μην απαιτείται υψηλά εξειδικευμένο προσωπικό για τη χρήση του. Αυτό το γραφικό περιβάλλον διασύνδεσης αποδείχθηκε στη συνέχεια βασικό χαρακτηριστικό γνώρισμα άλλων εμπορικών προγραμμάτων ανάλυσης κύκλου αεριοστροβίλων. Είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι το εν λόγω υπολογιστικό πακέτο επιτρέπει την ανάλυση λειτουργίας μόνο προκαθορισμένων διατάξεων αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων, ενώ ο χρήστης έχει τη δυνατότητα να εισάγει χαρακτηριστικές λειτουργίες της επιλογής του.

Στο Σχήμα 1.1 φαίνεται ενδεικτικά το περιβάλλον εργασίας του προγράμματος GasTurb.

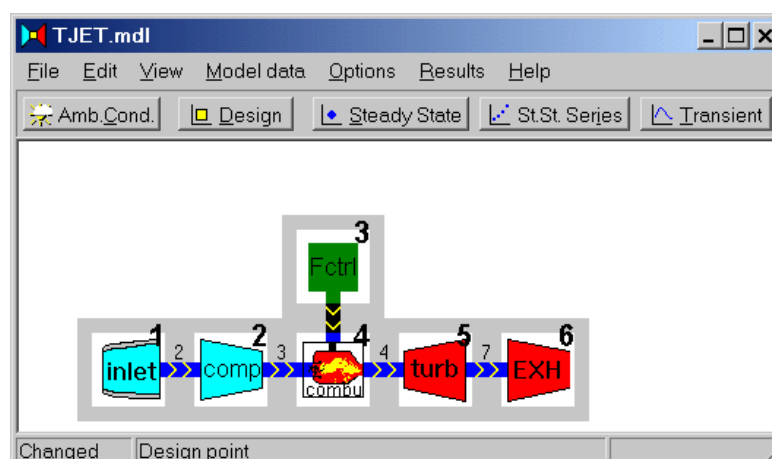


Σχήμα 1.1: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος GasTurb.

1.2.2 GSP

Το εμπορικό πρόγραμμα GSP περιέχει μία βασική καινοτομία, η οποία συνοψίζεται στην ικανότητα καθορισμού από το χρήστη των ιδιοτήτων κάθε επιμέρους συνιστώσας και στη συνέχεια, την κατάλληλη διασύνδεση τους σε μια ολοκληρωμένη διάταξη (object oriented). Με τον τρόπο αυτό είναι δυνατή η μελέτη διάφορων διατάξεων κύκλου αεροστροβίλου χωρίς να είναι απαραίτητο αυτές να υπάρχουν στην αρχική βιβλιοθήκη του προγράμματος. Επιπρόσθετα, ο χρήστης δύναται τόσο να συνδυάσει συνιστώσες της αρεσκείας του αλλά και να τροποποιήσει τις ήδη υπάρχουσες με αποτέλεσμα τη δημιουργία νέων.

Στο Σχήμα 1.2 παρουσιάζεται η μορφή ενός στροβιλοαντιδραστήρα απλού ρεύματος απλού τυμπάνου, όπως αυτή παρέχεται από το παραπάνω πρόγραμμα:



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

1.2.3 NPSS

Το πρόγραμμα NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) αποτελεί τον καρπό μια συνδυασμένης προσπάθειας του εργαστηρίου Glenn της NASA, εταιρειών της αεροδιαστημικής βιομηχανίας όπως η General Electric και πανεπιστημίων της Ηνωμένων Πολιτειών. Η βάση του είναι η 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 που παρουσίαζε το πρόγραμμα συνίσταται στο ότι επιτρέπει την μοντελοποίηση των επιμέρους συνιστωσών με μοντέλα μεγαλύτερων διαστάσεων από τη μηδενική, χωρίς δε να είναι απαραίτητο όλες οι συνιστώσες να μοντελοποιούνται με μοντέλα ίδιων διαστάσεων.

1.2.4 TEACHES

Το πρόγραμμα TEACHES (Turbine Engine Advance Calculation and Health Assessment Software) αναπτύχθηκε από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Τμήματος Μηχανολόγων Μηχανικών 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 μιας πραγματικής μηχανής κατά τη διάρκεια λήψης μετρήσεων, την αναγνώριση πιθανών βλαβών καθώς και την ακριβή αναπαραγωγή της λειτουργίας της για την οποία υπάρχουν διαθέσιμα δεδομένα. Παράλληλα, είναι δυνατή η αναπαραγωγή λειτουργίας αεροστρόβιλου προκαθορισμένων διατάξεων με πιθανή εισαγωγή χαρακτηριστικών λειτουργίας των επιμέρους συνιστωσών από την πλευρά του χρήστη ενώ επιτρέπει την μελέτη της μηχανής σε λειτουργία ισορροπίας αλλά και σε μεταβατική κατάσταση.

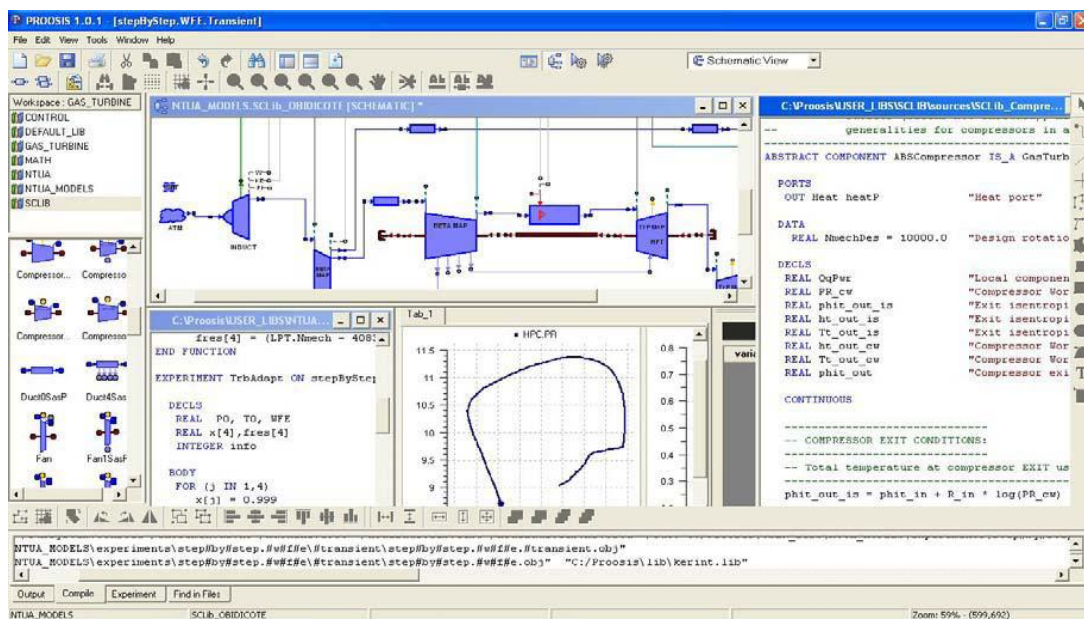
Πιο αναλυτικά, το TEACHES θα περιγραφεί στα παρακάτω κεφάλαια, εστιάζοντας κυρίως στον τρόπο λειτουργίας και τα δεδομένα που απαιτούνται για την εκκίνηση και εκτέλεση του.

1.2.5 PROOSIS

Το πρόγραμμα PROOSIS (PRopulsion Object Oriented SImulation Software) δημιουργήθηκε μέσω μιας συνδυασμένης προσπάθειας 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 στόχευε σε ένα πρόγραμμα προσομοίωσης που θα συνεισέφερε στην μείωση του χρόνου σχεδίασης αλλά και κατασκευής ενός αεροστρόβιλου. Οι ιδιότητες κάθε συνιστώσας μπορούν να καθοριστούν από το χρήστη,

ενώ οι τελευταίες μπορούν να συνδεθούν σε μία τελική διάταξη (object oriented), έχοντας βασιστεί στη φιλοσοφία του εμπορικού προγράμματος EcosimPro. Όπως και στην περίπτωση του NPSS, επιτρέπεται η μοντελοποίηση των διαφόρων συνιστωσών του αεροστροβίλου με κώδικες CFD αλλά και τη μελέτη της μηχανής τόσο σε λειτουργία ισορροπίας όσο και σε μεταβατική κατάσταση. [1]

Στο Σχήμα 1.3 παρουσιάζεται το γραφικό περιβάλλον του PROOSIS.



Σχήμα 1.3: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος PROOSIS.

1.3 Η Παρούσα διπλωματική

1.3.1 Σκοπός της διπλωματικής

Η παρούσα διπλωματική εργασία στοχεύει στην βελτίωση του υπολογιστικού προγράμματος μοντελοποίησης TEACHES ώστε να παρέχει τη δυνατότητα μοντελοποίησης κινητήρων πολιτικών αεροσκαφών, που κατά κύριο λόγο είναι διπλού ρεύματος με μεγάλο λόγο παράκαμψης και χωρίς ανάμιξη ρευμάτων. Προκειμένου να μοντελοποιηθούν οι κινητήρες αυτοί, έγιναν οι απαραίτητες προσθήκες στον υπολογιστικό κώδικα του προγράμματος, ενώ στη συνέχεια μοντελοποιήθηκαν δύο αντιπροσωπευτικοί κινητήρες της κατηγορίας αυτής, συνδυάζοντας δεδομένα από την βιβλιογραφία καθώς και από άλλα προγράμματα μοντελοποίησης.

Οι υπάρχουσες δυνατότητες του πακέτου αυτού περιορίζονται στην μοντελοποίηση βιομηχανικών αεροστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων διαφόρων διατάξεων, ενώ για την περίπτωση κινητήρων διπλού ρεύματος είναι απαραίτητη η ανάμιξη ρευμάτων.

Επίσης ενώ υπάρχει δυνατότητα μοντελοποίησης αεροπορικών κινητήρων τριπλού τυμπάνου δεν έχει ελεγχτεί η σταθερότητα του συστήματος επίλυσης των εξισώσεων του μαθηματικού μοντέλου στην περίπτωση αυτή.

Πλέον, στις δυνατότητες του προγράμματος εντάχθηκαν και κινητήρες πολιτικών αεροσκαφών μέχρι τριπλού τυμπάνου χωρίς ανάμιξη ρευμάτων. Παράλληλα έγιναν και προσθήκες στον τρόπο μοντελοποίησης των συνιστωσών έτσι ώστε τα αποτελέσματα να είναι συγκρίσιμα με άλλα υπολογιστικά προγράμματα όπως το πρόγραμμα PROOSIS.

Προκειμένου να αξιολογηθούν οι νέες δυνατότητες του προγράμματος, μοντελοποιήθηκαν δύο αντιπροσωπευτικοί κινητήρες πολιτικών αεροσκαφών τα μοντέλα των οποίων υπήρχαν ήδη σε περιβάλλον του προγράμματος PROOSIS. Τα αποτελέσματα των μοντέλων αυτών αποτέλεσαν μέτρο σύγκρισης. Οι κινητήρες που επιλέχθηκαν είναι ο κινητήρας διπλού τυμπάνου CFM56-7B27 και ο κινητήρας τριπλού τυμπάνου RR TRENT 772B.

1.3.2 Δομή της διπλωματικής

Η δομή της παρούσας διπλωματικής έχει ως εξής.

Στο πρώτο εισαγωγικό κεφάλαιο, έγινε αναφορά στην μοντελοποίηση κινητήρων, στους λόγους που αυτή χρησιμοποιείται καθώς και στα βασικά εμπορικά υπολογιστικά πακέτα μοντελοποίησης κινητήρων. Μεταξύ αυτών, το πρόγραμμα TEACHES το οποίο εμπλουτίστηκε στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής.

Στο δεύτερο κεφάλαιο παρουσιάζεται μια σύντομη ιστορική εξέλιξη των κινητήρων πολιτικών αεροσκαφών, η οποία συνοδεύεται από παρουσίαση των αεροσκαφών που χρησιμοποιούνται στην Ελλάδα, και στους κινητήρες που αυτά φέρουν.

Στο τρίτο κεφάλαιο γίνεται μια σύντομη περιγραφή του προγράμματος TEACHES ενώ παρουσιάζονται αναλυτικά οι προσθήκες και αλλαγές που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας.

Στα κεφάλαια 4 και 5 παρουσιάζεται αναλυτικά η διαδικασία συγκρότησης των μοντέλων των δύο επιλεγμένων κινητήρων, ενώ στο τέλος του κάθε κεφαλαίου πραγματοποιείται έλεγχος των αποτελεσμάτων με σύγκριση τους με δεδομένα από τη βιβλιογραφία καθώς και με αντίστοιχα αποτελέσματα του προγράμματος PROOSIS.

Στο έκτο και τελευταίο κεφάλαιο γίνεται μια ανακεφαλαίωση της εργασίας και των διαδικασιών που τη συγκρότησαν ενώ προτείνονται προτάσεις για εκτενέστερη μελέτη του αντικειμένου.

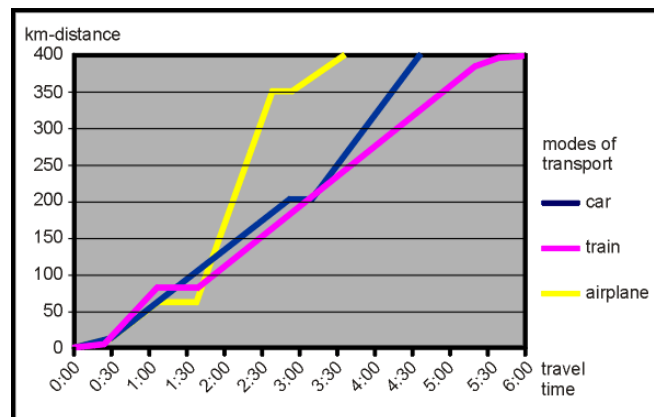
2

Κινητήρες Πολιτικών Αεροσκαφών

Στο συγκεκριμένο κεφάλαιο, αρχικά παρουσιάζεται μια ιστορική αναδρομή για την πολιτική αεροπορία, και τους κινητήρες που χρησιμοποιήθηκαν στα αεροσκάφη με την πάροδο του χρόνου. Στην συνέχεια γίνεται αναφορά στα αεροσκάφη που χρησιμοποιούνται στην Ελλάδα από τις αεροπορικές εταιρείες και στους αντίστοιχους κινητήρες. Τέλος, γίνεται αναφορά στους κινητήρες που μοντελοποιήθηκαν στην παρούσα διπλωματική, καθώς και στις πηγές που χρησιμοποιήθηκαν για την άντληση των απαραίτητων πληροφοριών για την μοντελοποίηση τους.

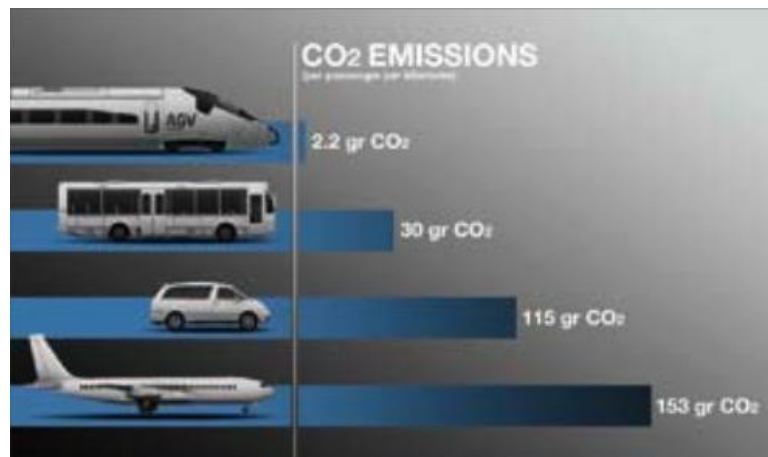
2.1 Η εξέλιξη των κινητήρων στην πολιτική αεροπορία

Στις ημέρες μας τα αεροσκάφη έχουν γίνει ένα από τα κυρίαρχα μέσα μεταφοράς, που χρησιμοποιούνται όλο και πιο μαζικά και καθολικά, γεγονός που θέτει την πολιτική αεροπορία σε βασικό τομέα της οικονομίας αλλά και της έρευνας για την βελτίωση των συνθηκών πτήσης και των αεροσκαφών που χρησιμοποιούνται συνολικά σε κάθε τομέα. Αυτή η συνεχώς αυξανόμενη χρήση των πολιτικών αεροσκαφών στις μεταφορές, συνυφασμένη με την ανάγκη να φτάνουν τα αεροσκάφη σύντομα και με ασφάλεια στο προορισμό τους, έφερε την σημερινή εξέλιξη στα αεροσκάφη και στους κινητήρες που χρησιμοποιούν. Η βασική απαίτηση είναι να φτάνουν οι επιβάτες γρήγορα διανύοντας μεγάλες αποστάσεις, και με ασφάλεια στον προορισμό τους, σε συνδυασμό με το χαμηλό λειτουργικό κόστος για τις αεροπορικές εταιρίες. Στο Σχήμα 2.1 παρουσιάζεται συγκριτικά ο απαιτούμενος χρόνος ταξιδιού για τρία μέσα μεταφοράς.

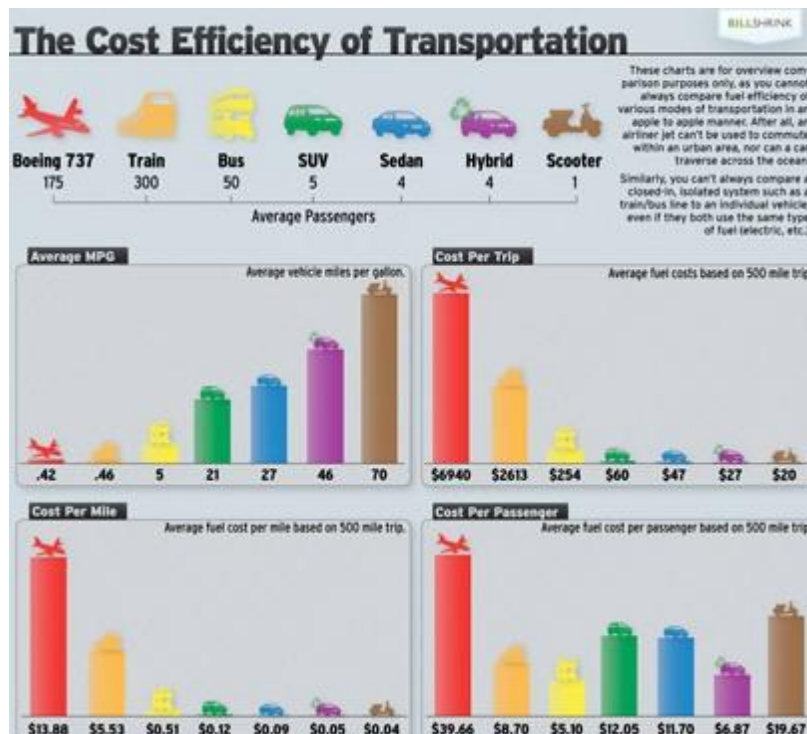


Σχήμα 2.1: Διάγραμμα σύγκρισης του απαιτούμενου χρόνου ταξιδιού συναρτήσει των διανυόμενων χιλιομέτρων για τρία μέσα μεταφοράς.

Τέλος σε μια εποχή όπου η προστασία του περιβάλλοντος θεωρείται από τα φλέγοντα θέματα, και η αεροπλοΐα είναι ένας από τους βασικούς παράγοντες εκπομπής ρύπων και ήχου, υπάρχουν διεθνείς οργανισμοί για τον έλεγχο και τις κυρώσεις σε περιπτώσεις παραβάσεων, ενώ γίνονται συνεχείς προσπάθειες για την μείωση αυτών. Στο Σχήμα 2.2 παρουσιάζονται συγκριτικά οι εκπομπές διοξειδίου του άνθρακα για τέσσερα μέσα μεταφοράς. Ενώ στο Σχήμα 2.3 γίνεται σύγκριση διαφόρων μεταφορικών μέσων από πλευράς κόστους και αποδοτικότητας.



Σχήμα 2.2: Διάγραμμα σύγκρισης του εκπεμπόμενου διοξειδίου του άνθρακα από τέσσερα μέσα μεταφοράς.

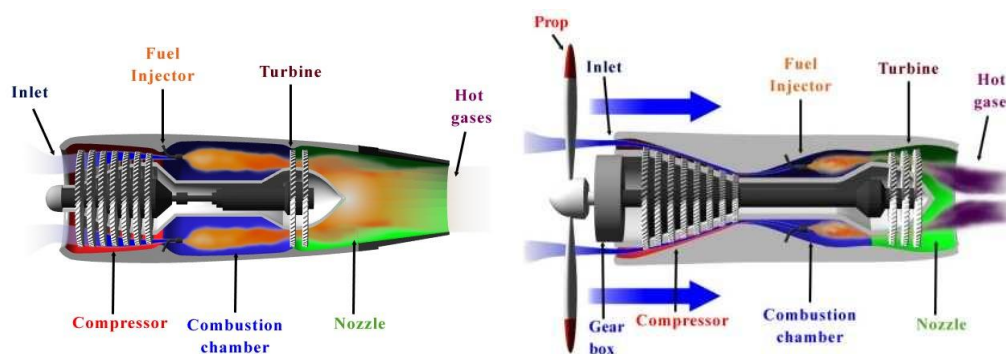


Σχήμα 2.3: Διάγραμμα σύγκρισης πολλών μέσων μεταφοράς για διάφορες περιπτώσεις.

Στην αρχική της εμφάνιση η πολιτική αεροπορία δεν ήταν καθόλου δημοφιλής, σε συνδυασμό με το γεγονός ότι αυτός ο τρόπος μεταφοράς ήταν ακριβός, την έκανε απρόσιτη στο ευρύ κοινό. Ωστόσο με την εξέλιξη της τεχνολογίας και των αεροσκαφών αλλά και την βελτίωση των συνθηκών πτήσης, η κατάσταση αυτή άλλαξε οδηγώντας το αεροσκάφος να γίνει ένα από τα πιο διαδεδομένα μέσα μεταφοράς. Παράλληλα οι απαιτήσεις για πτήσεις μεγαλύτερης εμβέλειας σε συντομότερο χρόνο και με χαμηλό κόστος αυξήθηκαν σημαντικά. Οι απαιτήσεις αυτές έχουν κυρίως να κάνουν με την εξέλιξη των αεροπορικών κινητήρων και την διαμόρφωση των αεροσκαφών ανάλογα με τις ανάγκες.

Η αύξηση στη χρήση των αεροπλάνων στις μεταφορές οδήγησε σε μεγάλα αεροσκάφη με πολλές θέσεις και πτήσεις μεγάλης εμβέλειας. Συνεπώς αυτό που απαιτούνταν από την τεχνολογία ήταν κατάλληλα αεροσκάφη καθώς και κινητήρες, που να έχουν ταυτόχρονα με τους στόχους της πτήσης, αξιοπιστία, οικονομία στα καύσιμα, μεγάλη αντοχή στα υλικά και όσο το δυνατόν λιγότερα έξοδα στην συντήρηση.

Δύο είδη κινητήρων χρησιμοποιήθηκαν αρχικά στα αεροσκάφη της πολιτικής αεροπορίας. Ο απλός στροβιλοαντιδραστήρας turbojet και ο ελικοφόρος στροβιλοκινητήρας turboprop (βλέπε Σχήμα 2.4). Ο πρώτος για μεγαλύτερες αποστάσεις, ύψη και ταχύτητες πτήσης, ενώ ο δεύτερος για μικρές πτήσεις, συνήθως εσωτερικές πτήσεις σε χώρες, όπου δεν απαιτείται το αεροσκάφος να φτάσει σε μεγάλο ύψος.



Σχήμα 2.4: Κινητήρας turbojet και turboprop.

Στο Σχήμα 2.5 παρουσιάζεται το πρώτο υπερηχητικό πολιτικό αεροσκάφος το Concorde για το οποίο επιλέχθηκαν κινητήρες turbojet λόγω της υψηλής απόδοσης τους σε υπερηχητικές πτήσεις. Στο Σχήμα 2.6 παρουσιάζεται το αεροσκάφος Bombardier Q400 που φέρει κινητήρες turboprop. Ο κινητήρας turbojet δεν έχει καλή συμπεριφορά σε χαμηλές ταχύτητες, ενώ παρουσιάζει και σημαντικό ηχητικό αποτύπωμα λόγω της υψηλής ταχύτητας δέσμης. Από την άλλη μεριά ο κινητήρας turboprop έχει υψηλή απόδοση σε χαμηλές ταχύτητες ενώ το ηχητικό του αποτύπωμα είναι σημαντικά μικρότερο και έχει να κάνει κυρίως με την έλικα.

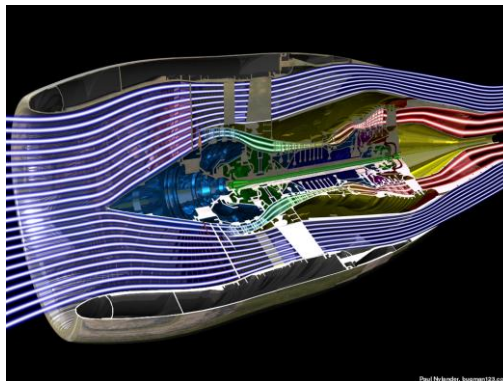
Η αρχική ιδέα για μια νέα διάταξη κινητήρων προήλθε από τον συνδυασμό αυτών των δύο διατάξεων αποσκοπώντας στον συνδυασμό των πλεονεκτημάτων τους. Έτσι προέκυψε ο κινητήρας διπλού ρεύματος turbofan με και χωρίς ανάμιξη ρευμάτων ο οποίος συγκεντρώνει τα πλέον ελκυστικά χαρακτηριστικά για χρήση στην πολιτική αεροπορία (βλέπε Σχήμα 2.7)



Σχήμα 2.5: Αεροσκάφος Concorde με κινητήρες turbojet.



Σχήμα 2.6: Αεροσκάφος με κινητήρες turboprop Bombardier Q400.



Σχήμα 2.7: Τα δύο ρεύματα αέρα σε turbofan κινητήρα χωρίς ανάμιξη.

Αυτά είναι χαμηλή ειδική κατανάλωση καυσίμου, μεγάλες ώσεις απογείωσης και πολύ χαμηλό επίπεδο θορύβου λόγω της χαμηλότερης ταχύτητας δέσμης. Οι συγκεκριμένοι κινητήρες μπορούν να λειτουργήσουν με μικρούς λόγους παράκαμψης και σε υπερηχητικές ταχύτητες, στα πολεμικά αεροσκάφη, αλλά στην πολιτική αεροπορία είναι υποηχητικοί και έχουν συνήθως μεγάλο λόγο παράκαμψης σε διάταξη διπλού ή τριπλού τυμπάνου. Οι κινητήρες turbofan έχουν πλέον εδραιωθεί στα πολιτικά αεροσκάφη και γίνονται συνεχώς προσπάθειες για ακόμη μεγαλύτερη βελτίωση τους. [8]

2.2 Κινητήρες πολιτικών αεροσκαφών στην Ελλάδα

Στην παρούσα διπλωματική σκοπός ήταν να μοντελοποιηθούν κινητήρες που χρησιμοποιούνται πολύ συχνά σε σύγχρονα αεροσκάφη δίνοντας έμφαση στα αεροσκάφη των ελληνικών αερογραμμών.

Οι δύο μεγαλύτερες ελληνικές αερογραμμές είναι η Aegean Airlines [18] και η Olympic Air [17]. Οι συγκεκριμένες εταιρείες έχουν καινούριους στόλους και σύγχρονα αεροσκάφη, καθώς έχουν ανανεωθεί μέσα στα τελευταία χρόνια. Χρησιμοποιούν μια γκάμα αεροσκαφών ανάλογα με την εμβέλεια της πτήσης, και τις ανάγκες σε σχέση με τον προορισμό.

Και οι δύο αεροπορικές εταιρείες έχουν προτιμήσει να ανδρώσουν τους στόλους τους με αεροσκάφη της Airbus και συγκεκριμένα της οικογένειας A320 στις εκδόσεις A319 και A320 για την Olympic Air και A320 και A321 για την Aegean Airlines (βλέπε Σχήμα 2.8-Σχήμα 2.10)

Ο Πίνακας 2.1 παρουσιάζει συγκεντρωτικά τα αεροσκάφη που χρησιμοποιούνται από τις δύο εταιρείες και τους κινητήρες που φέρουν.



Σχήμα 2.8: Airbus A320-232 της Olympic Air.



Σχήμα 2.9: Airbus A320-214 της Aegean Airlines.



Σχήμα 2.10: Airbus A321 της Aegean Airlines.

Εταιρείες	Αεροσκάφος	Κινητήρας
Olympic Air	Airbus A319 - 112	CFM56 - 5B6/3
	Airbus A319 - 132	V2524-A5
	Airbus A320 - 232	V2527-A5
	Airbus A320 - 214	CFM56-5B
Aegean Airlines	Airbus A321	V2533
	Airbus A320	V2527

Πίνακας 2.1: Συγκεντρωτικός πίνακας αεροσκαφών των ελληνικών αερογραμμών.

Οι δύο εταιρείες διαθέτουν επίσης περιορισμένο στόλο αεροσκαφών μικρής εμβέλειας πτήσης με κινητήρες turboprop, όπως το ATR-42. Η Olympic διαθέτει επίσης και αεροσκάφη Q400 Bombardier, και Dash 100 Bombardier. Η Aegean διαθέτει τα turboprop AVRO RJ-100 και ATR-72-500.

2.3 Επιλογή κινητήρων και πηγές στην παρούσα διπλωματική

Αυτό που μπορεί να παρατηρηθεί από τα αεροσκάφη των ελληνικών αερογραμμών είναι ότι δύο κυρίως κινητήρες χρησιμοποιούνται, ο κινητήρας διπλού τυμπάνου CFM56 στην έκδοση 5B, και ο κινητήρας διπλού τυμπάνου V2500 σε διάφορες εκδόσεις ανάλογα με την ώση που παράγει.

Ως αντιπροσωπευτικός κινητήρας διπλού τυμπάνου επιλέχθηκε ο κινητήρας CFM56 στην έκδοση 7B27 που ήταν ήδη μοντελοποιημένη στο πρόγραμμα PROOSIS και αναφέρεται στη διεθνή βιβλιογραφία σαν κινητήρας αναφοράς για πτήσεις μικρής εμβέλειας. Η έκδοση αυτή παρουσιάζει μικρές διαφορές σε σχέση με την χρησιμοποιούμενη έκδοση των αεροσκαφών των ελληνικών αερογραμμών, και χρησιμοποιείται στο Boeing 737-800 και 900 (βλέπε Σχήμα 2.11). Επίσης καθώς έχει παρόμοια διάταξη με τον κινητήρα V2500, μπορεί εύκολα να μοντελοποιηθεί και ο συγκεκριμένος κινητήρας ξεκινώντας από το μοντέλο του CFM56.



Σχήμα 2.11: Οικογένεια Boeing 737 νέας γενιάς.

Από την άλλη, κινητήρες τριπλού τυμπάνου έχουν αναπτυχθεί μόνο από την εταιρεία Rolls Royce οπότε για την περίπτωση αυτή επιλέχθηκε ο κινητήρας RR Trent σαν πιο σύγχρονος. Ο συγκεκριμένος κινητήρας αποτελεί την συνέχεια του κινητήρα RB211, κινητήρα με πολλές εφαρμογές σε αεροσκάφη μεγάλης εμβέλειας, όπως για παράδειγμα το Boeing 747 (βλέπε Σχήμα 2.12). Επίσης ο κινητήρας Trent χρησιμοποιείται σε όλο και νεότερες εκδόσεις αεροσκαφών, σε αεροσκάφη μεσαίας και μεγάλης εμβέλειας, όπως τα Airbus της οικογένειας A330/340/380 (βλέπε Σχήμα 2.13) αλλά και στα Boeing 777/787. Πιο συγκεκριμένα επιλέχθηκε η έκδοση 772B που ήταν ήδη μοντελοποιημένη στο πρόγραμμα PROOSIS και η οποία χρησιμοποιείται στο A330 (βλέπε Σχήμα 2.14).



Σχήμα 2.12: Boeing 747-400 που «φοράει» RB211-524.



Σχήμα 2.13: Airbus A340-500 «φοράει» κινητήρα Trent 500.



Σχήμα 2.14: Airbus A330 που «φοράει» Trent 772B.

Προκειμένου να αντληθούν οι απαραίτητες πληροφορίες για την μοντελοποίηση των κινητήρων αυτών χρησιμοποιήθηκαν διάφορες πηγές κυρίως από το διαδίκτυο. Αρχικά χρησιμοποιήθηκαν οι ιστοσελίδες των ίδιων των κατασκευαστριών εταιρειών των κινητήρων [21,22], όπως επίσης και στοιχεία από διεθνείς οργανισμούς ελέγχου πολιτικής αεροπορίας. Τέτοιου είδους οργανισμοί είναι η ICAO (International Civil

Aviation Organisation) [23], η EASA [24] (European Aviation Safety Agency) και η FAA [16] (Federal Aviation Administration) όπου με τα engine data sheets παρέχουν σημαντικές πληροφορίες για τη λειτουργία των κινητήρων.

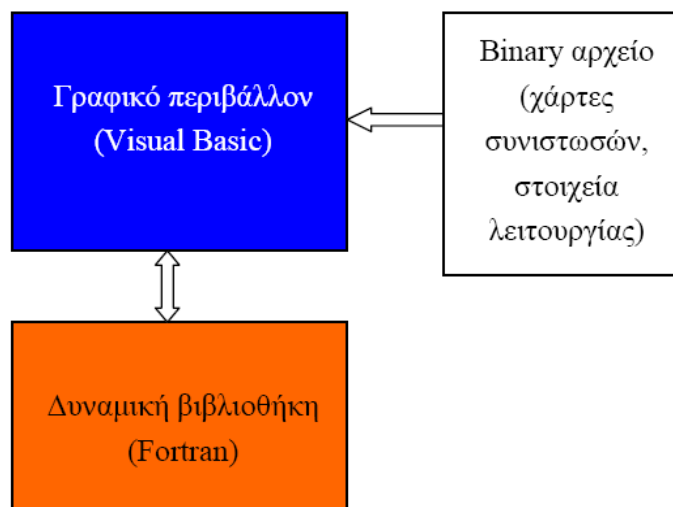
3

Πρόγραμμα TEACHES

Στο συγκεκριμένο κεφάλαιο θα γίνει μια σύντομη περιγραφή του τρόπου λειτουργίας του προγράμματος TEACHES και στη συνέχεια θα παρουσιαστούν αναλυτικά οι προσθήκες και οι βελτιώσεις που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας. Αρχικά θα αναφερθούν οι αλλαγές που έγιναν στο σύστημα εξισώσεων επίλυσης του μαθηματικού μοντέλου λόγω της προσθήκης των κινητήρων διπλού ρεύματος χωρίς ανάμιξη. Στη συνέχεια θα παρατεθούν οι διάφορες προσθήκες και αλλαγές που έγιναν στον τρόπο μοντελοποίησης των διαφόρων συνιστωσών έτσι ώστε να είναι εφικτή η σύγκριση με το υπολογιστικό πακέτο PROOSIS.

3.1 Τρόπος λειτουργίας

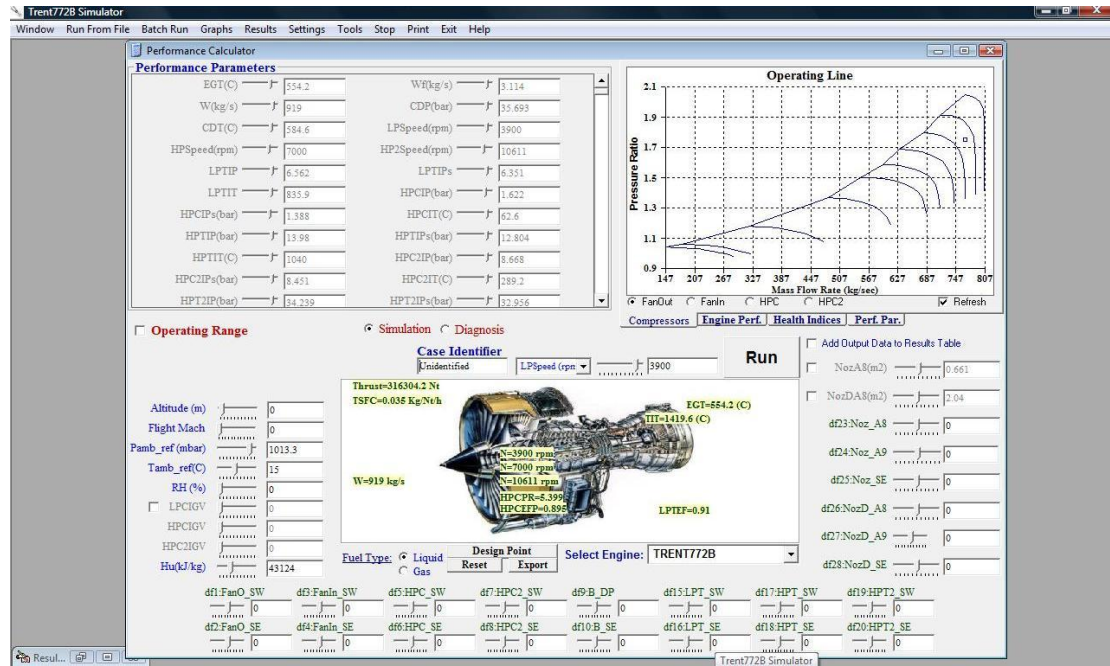
Το πρόγραμμα προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων TEACHES αποτελείται από ένα γραφικό περιβάλλον και μια δυναμική βιβλιοθήκη (dll) η οποία περιλαμβάνει ένα γενικευμένο υπολογιστικό μοντέλο αεριοστροβίλων. Για τη λειτουργία του προγράμματος είναι απαραίτητη η ύπαρξη ενός binary αρχείου ανά κινητήρα το οποίο περιλαμβάνει όλα τα στοιχεία λειτουργίας του κινητήρα καθώς και τις χαρακτηριστικές καμπύλες λειτουργίας των συνιστωσών του. Η γενική δομή του προγράμματος παρουσιάζεται στο Σχήμα 3.1.



Σχήμα 3.1: Δομή του προγράμματος TEACHES.

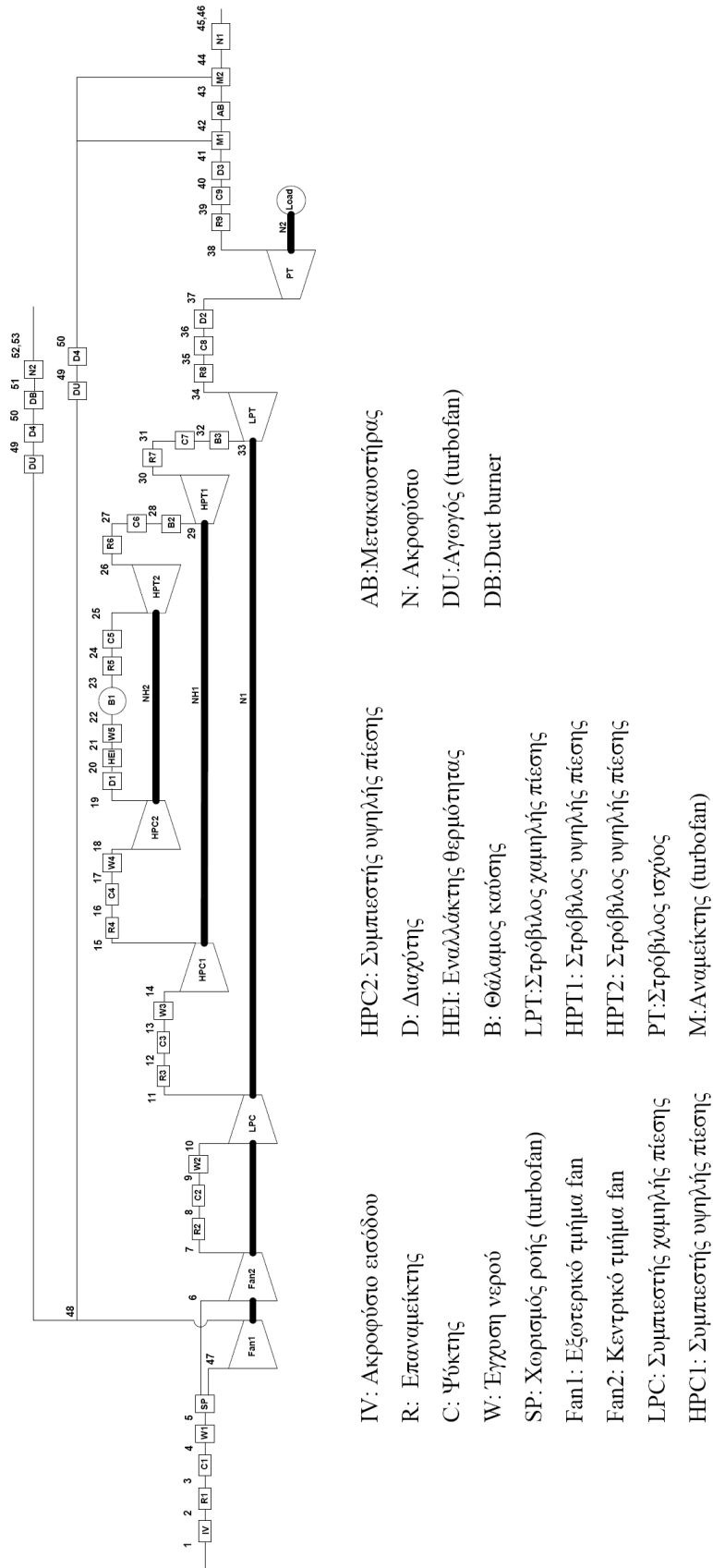
Το γραφικό περιβάλλον είναι δομημένο σε γλώσσα προγραμματισμού Microsoft Visual Basic 6.0 ενώ η δυναμική βιβλιοθήκη σε γλώσσα FORTRAN.. Το γραφικό περιβάλλον ανανεώνεται δυναμικά ανάλογα με τη διάταξη του κινητήρα μετά την εισαγωγή του εκάστοτε binary αρχείου. [5]

Στο Σχήμα 3.2 παρουσιάζεται η οθόνη του TEACHES για τον κινητήρα Trent772B.



Σχήμα 3.2: Βασική οθόνη ανάλυσης προγράμματος TEACHES.

Στο Σχήμα 3.3 δίνεται η γενική δομή ενός αεροπορικού κινητήρα που χρησιμοποιείται από τον υπολογιστικό κώδικα. Ο καθορισμός της σύνθεσης μιας συγκεκριμένης μηχανής γίνεται μέσω κατάλληλων παραμέτρων που δίνονται στο αρχείου εισόδου του κινητήρα.



Σχήμα 3.3: Σχηματική δομή αεροπορικού κινητήρα στο TEACHES.

3.2 Συστήματα εξισώσεων

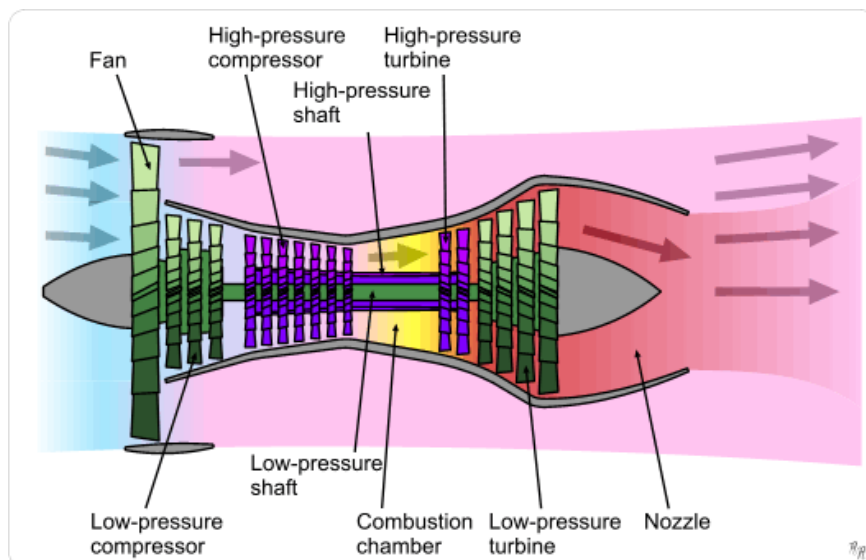
Για να συγκροτηθεί το μοντέλο της μηχανής πρέπει να διαμορφωθεί ένα σύνολο μαθηματικών σχέσεων που να επιτρέπει τον προσδιορισμό όλων των μεγεθών του κύκλου και των παραμέτρων των συνιστωσών, με δεδομένα τις συνθήκες περιβάλλοντος και τα στοιχεία που καθορίζουν το σημείο λειτουργίας ολόκληρης της μηχανής. 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. Οι συνθήκες που πρέπει να ικανοποιούνται είναι οι εξής:

- 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.
- Συνθήκες που επιβάλλονται από τη διάταξη των συνιστωσών. 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.
- Συνθήκες συμβιβαστότητας λειτουργίας των συνιστωσών. 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. [1]

Προκειμένου να μοντελοποιήσουμε τη διάταξη κινητήρων διπλού ρεύματος χωρίς ανάμιξη (βλέπε Σχήμα 3.4) είναι απαραίτητο να αλλάξουμε το σύστημα των εξισώσεων προς επίλυση. Επίσης στην περίπτωση αυτή απαιτείται ο υπολογισμός του ακροφυσίου να γίνει τόσο για το πρωτεύον όσο και για το δευτερεύον ρεύμα. Ενώ η συνολική ώση υπολογίζεται από τη συνεισφορά και των δύο ακροφύσιων.

Παρακάτω παρουσιάζονται αναλυτικά οι αλλαγές αυτές καθώς και οι προσθήκες που σχετίζονται με την μοντελοποίηση των διαφόρων συνιστωσών.



Σχήμα 3.4: Λειτουργία κινητήρα διπλής ατράκτου χωρίς ανάμιξη.

3.3 Αλλαγές και προσθήκες στον κώδικα

Η βασική προσθήκη στην δυναμική βιβλιοθήκη του υπολογιστικού προγράμματος αφορούσε την δυνατότητα αυτής να μοντελοποιεί κινητήρες πολιτικών αεροσκαφών διπλού ρεύματος χωρίς ανάμιξη. Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω έγιναν αλλαγές στις εξισώσεις επίλυσης του μοντέλου, με σκοπό να υπάρχει αυτή η δυνατότητα.

Βασική απαίτηση ήταν να μην αναμιγνύονται τα δύο ρεύματα, δηλαδή το ρεύμα παράκαμψης και το κύριο ρεύμα. Για να επιτευχθεί αυτό άλλαξε η συνθήκη συμβιβαστότητας ανάμιξης των δύο ρευμάτων που εκφράζεται μέσω της ισότητας των στατικών πιέσεων τους, όπως φαίνεται στην παρακάτω εξίσωση (η αριθμηση αντιστοιχεί στο Σχήμα 3.3).

$$p_s(50) = p_s(41) \quad (3.1)$$

Αντί της εξίσωσης αυτής, για να μπορέσει να κλείσει το σύστημα, χρησιμοποιήθηκε η εξίσωση της παροχής που περνάει από το ρεύμα παράκαμψης με την παροχή που περνάει από το δευτερεύον ακροφύσιο, όπως φαίνεται στην παρακάτω εξίσωση.

$$w(51) = w_{bypass\ nozzle} \quad (3.2)$$

Επίσης προστέθηκε ο υπολογισμός του δευτερεύοντος ακροφυσίου και της ώσης που αυτό παράγει. Η ώση αυτή μαζί με την ώση από το πρωτεύον ακροφύσιο δίνουν τη συνολική ώση του κινητήρα.

Εκτός από τις παραπάνω τροποποιήσεις πραγματοποιήθηκαν και κάποιες προσθήκες και αλλαγές στην μοντελοποίηση των συνιστωσών με σκοπό αφενός την αύξηση των δυνατοτήτων του προγράμματος και αφετέρου τη δυνατότητα σύγκρισης των αποτελεσμάτων του με το πρόγραμμα PROOSIS.

Το πρόγραμμα αυτό έχει διαφορετικό τρόπο ορισμού του βαθμού απόδοσης στις χαρακτηριστικές καμπύλες των συμπιεστών. Ενώ ορίζει διαφορετικά και τις απώλειες πίεσης στις διάφορες συνιστώσες. Επίσης υπάρχει πρόβλεψη απωλειών πίεσης στην είσοδο κάθε συμπιεστή, ενώ λαμβάνει τις μηχανικές απώλειες στις ατράκτους με τη χρήση μηχανικού βαθμού απόδοσης. Μια άλλη διαφορά είναι ότι στους διαχύτες υπάρχει απώλεια ολικής πίεσης σε αντίθεση με το TEACHES που έχουμε μόνο ανάκτηση στατικής πίεσης. Επίσης οι απομαστεύσεις στο TEACHES ορίζονται σαν ποσοστά της παροχής εισόδου στη μηχανή και όχι σαν ποσοστά της παροχής στην εκάστοτε συνιστώσα. Ενώ επίσης δεν υπάρχει απομάστευση αέρα για την καμπίνα του αεροσκάφους ούτε βοηθητική ισχύ για τα υποσυστήματα του.

Οι παραπάνω αλλαγές ήταν απαραίτητες για να μπορέσουμε να έχουμε συγκρίσιμα αποτελέσματα με τα δύο προγράμματα. Αντίστοιχα με τις αλλαγές του κώδικα προστέθηκαν και δεδομένα εισόδου στο binary αρχείο του κινητήρα.

Παρακάτω παρουσιάζονται αναλυτικά οι προσθήκες και οι αλλαγές που πραγματοποιήθηκαν:

- Αλλαγή του βαθμού απόδοσης που χρησιμοποιείται στις χαρακτηριστικές καμπύλες των συμπιεστών.

Το TEACHES χρησιμοποιούσε τον πολυτροπικό βαθμό απόδοσης στους χάρτες των συμπιεστών σε αντίθεση με το PROOSIS που χρησιμοποιεί τον ισεντροπικό βαθμό. Προκειμένου να χρησιμοποιήσουμε τους ίδιους χάρτες, τροποποιήθηκε κατάλληλα ο κώδικας του συμπιεστή για χρήση ισεντροπικού βαθμού απόδοσης. Μια βασική αλλαγή του κώδικα είναι ότι ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης δεν διορθώνεται με την υγρασία όπως ο πολυτροπικός, αλλά παραμένει σταθερός τόσο για ξερή όσο και για υγρή λειτουργία.

- Προσθήκη πτώσης ολικής πίεσης στην είσοδο των συμπιεστών.

Για το σκοπό αυτό προστέθηκε κατάλληλη υπορουτίνα που υπολογίζει την πτώση ολικής πίεσης συναρτήσει της ανηγμένης παροχής στην είσοδο του συμπιεστή, βάση της παρακάτω σχέσης.

$$\Delta p = \frac{\% \text{ pressure loss}}{100} \cdot \left(\frac{q}{q_{des}} \right)^2 \quad (3.3)$$

Όπου q , q_{des} είναι η ανηγμένη παροχή και η αντίστοιχη στο σημείο σχεδίασης. Οπότε δίνοντας το ποσοστό απωλειών που αντιστοιχεί στο σημείο σχεδίασης υπολογίζεται η πτώση πίεσης σε όλα τα σημεία λειτουργίας της μηχανής. Η ανηγμένη παροχή δίνεται κατά τα γνωστά από την παρακάτω σχέση.

$$q = m \cdot \frac{\sqrt{\frac{T_{tin}}{288.15}}}{\frac{P_{tin}}{1.01325}} \quad (3.4)$$

Όπου m (kg/s), T_{tin} (K), P_{tin} (bar) η παροχή μάζας, η ολική θερμοκρασία και πίεση στην είσοδο του εκάστοτε συμπιεστή.

Τελικά η νέα ολική πίεση δίνεται από την παρακάτω σχέση.

$$p_t' = p_t - \Delta p \quad (3.5)$$

- Μηχανικές απώλειες των ατράκτων μέσω του μηχανικού βαθμού.

Μέχρι τώρα το TEACHES λάμβανε υπόψη μια σειρά απωλειών όπως ανεμισμού, μεταφοράς θερμότητας και ακτινοβολίας, κιβωτίου ταχυτήτων και βοηθητικών συστημάτων σαν συνάρτηση των στροφών της εκάστοτε ατράκτου. Αυτές οι απώλειες διατηρήθηκαν και προστέθηκαν οι μηχανικοί βαθμοί απόδοσης των τριών ατράκτων οι οποίοι πολλαπλασιάζονται στην αντίστοιχη ισχύ που παράγει κάθε στρόβιλος, δίνοντας την καθαρή ισχύ, που χρησιμοποιείται στον ισολογισμό ισχύος.

- Αλλαγή υπολογισμού της απώλειας ολικής πίεσης στον ρεύμα παράκαμψης και στο θάλαμο καύσης.

Στις συγκεκριμένες συνιστώσες η πτώση πίεσης υπολογίζονταν σαν συνάρτηση του τοπικού αριθμού Mach εισόδου στην συνιστώσα σύμφωνα με την παρακάτω σχέση.

$$\Delta p = \frac{\% \text{ pressure loss}}{100} \cdot M^2 \quad (3.6)$$

Διατηρήθηκε αυτή η δυνατότητα ενώ προστέθηκε η δυνατότητα υπολογισμού της πτώσης πίεσης βάση της ανηγμένης παροχής όπως παρουσιάστηκε παραπάνω σύμφωνα με τη σχέση (3.3). Η επιλογή του τρόπου υπολογισμού γίνεται μέσω των δεδομένων εισόδου.

- Προσθήκη υπολογισμού απώλειας ολικής πίεσης στους διαχύτες.

Μέχρι τώρα στους διαχύτες υπήρχε μόνο η δυνατότητα ανάκτησης στατικής πίεσης. Η νέα στατική πίεση δίνεται από την παρακάτω σχέση βάση της δυναμικής πίεσης εισόδου στην συνιστώσα.

$$p_s' = p_s + rfd \cdot (p_t - p_s) \quad (3.7)$$

Όπου rfd είναι ο συντελεστής ανάκτησης πίεσης. Μετά τον υπολογισμό της νέας στατικής πίεσης υπολογίζεται η ολική πίεση με δεδομένα την στατική πίεση, την ολική θερμοκρασία και την παροχή εισόδου. Η δυνατότητα αυτή διατηρήθηκε και προστέθηκε η δυνατότητα υπολογισμού απώλειας ολικής πίεσης συναρτήσει της ανηγμένης παροχής σύμφωνα με τη σχέση (3.3). Η επιλογή του τρόπου υπολογισμού γίνεται μέσω των δεδομένων εισόδου.

- Αλλαγή τρόπου υπολογισμού των απομαστεύσεων αέρα από τους συμπιεστές και το διαχύτη.

Μέχρι τώρα οι απομαστεύσεις δίνονταν σαν ποσοστά της παροχής εισόδου στην μηχανή ανεξάρτητα από το πού γίνεται η απομάστευση. Αυτό άλλαξε και πλέον δίνονται σαν ποσοστά της παροχής εισόδου στην εκάστοτε συνιστώσα όπως είναι και πιο φυσιολογικό.

- Προσθήκη απομάστευσης αέρα από την έξοδο των συμπιεστών για τις ανάγκες της καμπίνας.

Στην έξοδο κάθε συμπιεστή προστέθηκε η δυνατότητα απομάστευσης αέρα για τις ανάγκες της καμπίνας, εφόσον ο κινητήρας είναι εγκατεστημένος στο αεροσκάφος, σύμφωνα με την παρακάτω σχέση.

$$custbleed = \frac{coef \cdot Alt(m)}{10668} \left(\frac{kg}{s} \right) \quad (3.8)$$

Όπου coef είναι σταθερός συντελεστής ανάλογα τον κινητήρα και τη θέση απομάστευσης και Alt είναι το υψόμετρο πτήσης.

- Προσθήκη υπολογισμού απωλειών ισχύος λόγω βοηθητικών συστημάτων αεροσκάφους.

Σε κάθε στρόβιλο προστέθηκε απώλεια ισχύος για τα βοηθητικά συστήματα του αεροσκάφους, συναρτήσει του υψομέτρου και εφόσον ο κινητήρας είναι εγκατεστημένος στο αεροσκάφος, σύμφωνα με την παρακάτω σχέση.

$$power = coef2 + \frac{Alt(m)}{10668} \cdot (coef1 - coef2) \quad (kW) \quad (3.9)$$

Όπου coef1,2 είναι σταθεροί συντελεστές ανάλογα τον κινητήρα και το στρόβιλο από τον οποίο γίνεται η απομάστευση ισχύος.

Οι παραπάνω αλλαγές και προσθήκες διαμόρφωσαν τον βελτιωμένο υπολογιστικό κώδικα, που θα χρησιμοποιηθεί για την μοντελοποίηση των κινητήρων του 4^{ου} και 5^{ου} κεφαλαίου.

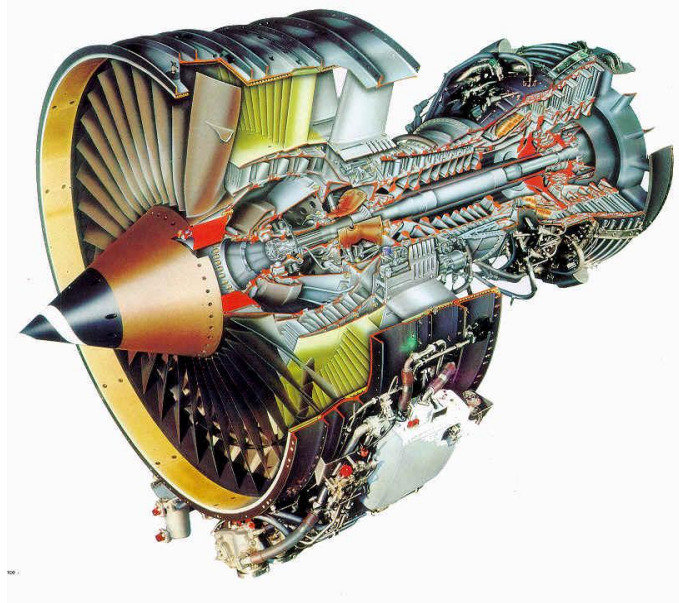
4

Μοντέλο CFM56

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζεται ο κινητήρας CFM56 που είναι ένας από τους δυο κινητήρες που μοντελοποιήθηκαν στην παρούσα διπλωματική. Αρχικά θα περιγραφούν γενικά στοιχεία που προέκυψαν από την βιβλιογραφία για όλες τις εκδόσεις του κινητήρα. Έπειτα για την συγκεκριμένη έκδοση κινητήρα που μοντελοποιήθηκε, θα περιγραφεί η διαδικασία της μοντελοποίησης. Θα περιγραφούν σύντομα τα στοιχεία που απαιτούνται για την διαδικασία, είτε βιβλιογραφικά στοιχεία, είτε υπολογισμοί που έγιναν για την συγκέντρωση των στοιχείων. Στην συνέχεια θα δοθεί η διαδικασία που ακολουθήθηκε για την τελική διαμόρφωση του μοντέλου και στο τέλος θα γίνουν διάφορες συγκρίσεις για τον έλεγχο της αρτιότητας του μοντέλου.

4.1 Γενικά χαρακτηριστικά του κινητήρα

Ο κινητήρας CFM56 είναι turbofan κινητήρας διπλής ατράκτου, διπλού ρεύματος, μεγάλου λόγου παράκαμψης χωρίς ανάμιξη. Είναι αποτέλεσμα της σύμπραξης των εταιρειών SNECMA και General Electric στην εταιρεία CFM International. Είναι ένας κινητήρας που χρησιμοποιείται σε κάποια από τα πιο δημοφιλή πολιτικά αεροσκάφη όπως τα Airbus A320/A340 και τα Boeing 737, έχοντας πάρα πολλές εφαρμογές σε ακόμη περισσότερα αεροσκάφη αλλά και πολλές ώρες πτήσης. Η πρώτη του σχεδίαση έγινε το 1972, αλλά χρησιμοποιήθηκε ευρέως μετά το 1980. Ο κινητήρας από την αρχική σχεδίαση του μέχρι και σήμερα έχει 6 εκδόσεις, με πολλές διαφοροποιήσεις σε κάθε έκδοση. Η αρχική έκδοση ήταν ο CFM56-2 αλλά οι πιο δημοφιλείς εκδόσεις είναι ο CFM56-3/-5/-7, ενώ η έκδοση CFM56-7, όπου είναι και η τελευταία έκδοση, θα μοντελοποιηθεί στην παρούσα διπλωματική. Σε κάθε έκδοση υπάρχουν διαφορές σε χαρακτηριστικά κυρίως επιδόσεων, αλλά δεν αλλάζει κάτι στις συνιστώσες και στην διάταξη του κινητήρα. Ο κινητήρας του οποίου η διάταξη και τα δεδομένα θα παρουσιαστούν παρακάτω είναι ο CFM56-7 και συγκεκριμένα ο 7B27 (Σχήμα 4.1). [22]



Σχήμα 4.1: Ο κινητήρας CFM56-7B.

4.1.1 Διάταξη του κινητήρα

Ο κινητήρας αποτελείται από τις παρακάτω συνιστώσες: Τον αγωγό εισόδου, τον ανεμιστήρα (fan), τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης (booster), τον συμπιεστή υψηλής πίεσης, τον θάλαμο καύσης, τον στρόβιλο υψηλής πίεσης, τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης και το ακροφύσιο κύριου ρεύματος και ρεύματος παράκαμψης.

Ο ανεμιστήρας είναι μονοβάθμιος και υπάρχουν διαφοροποιήσεις στον αριθμό των πτερυγίων ανά την έκδοση. Στην έκδοση -7 έχει 22 πτερύγια και διάμετρο 61 in. Ο ανεμιστήρας διακινεί τον αέρα στο κυρίως ρεύμα και στο ρεύμα παράκαμψης. Μέσω της εσωτερικής ατράκτου χαμηλής ταχύτητας ενώνεται με τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης και τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης.

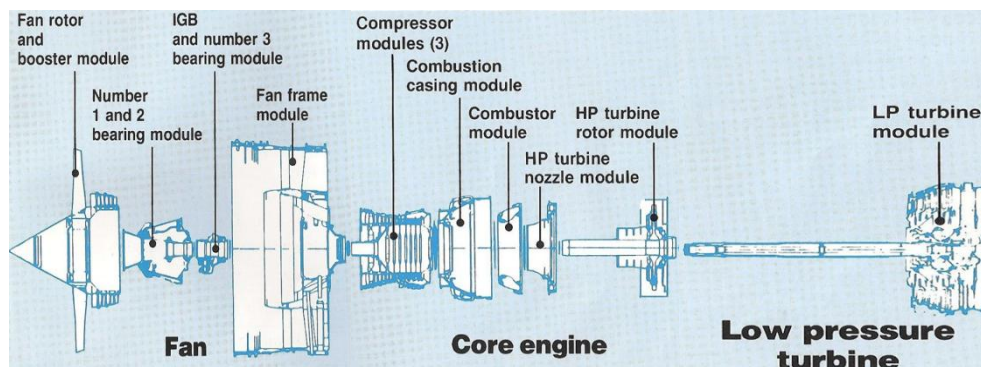
Ο συμπιεστής χαμηλής πίεσης είναι τριβάθμιος με τρεις κινητές και τέσσερις σταθερές πτερυγώσεις. Στον booster γίνεται η πρώτη απομάστευση αέρα η οποία διοχετεύεται στον συμπιεστή υψηλής πίεσης για την εξωτερική ψύξη των κινητών πτερυγώσεων.

Ο συμπιεστής υψηλής πίεσης έχει εννέα βαθμίδες ενώ διαθέτει 3 σταθερές πτερυγώσεις μεταβλητής γεωμετρίας, 5 πτερυγώσεις σταθερής γεωμετρίας και 9 κινητές πτερυγώσεις. Από τον συμπιεστή υψηλής πίεσης γίνεται απομάστευση στην 5^η και στην 9^η βαθμίδα και διοχετεύεται στον στρόβιλο υψηλής πίεσης.

Ο θάλαμος καύσης είναι διπλός δακτυλιοειδής στην συγκεκριμένη έκδοση και έτσι μειώνεται κατά πολύ το μέγεθος του.

Ο στρόβιλος υψηλής πίεσης είναι μονοβάθμιος και χρησιμοποιείται για να οδηγεί τον συμπιεστή υψηλής πίεσης. Ο στρόβιλος αυτός, επιτυγχάνει μεγάλη πτώση πίεσης του καυσαερίου σε μία βαθμίδα, εξασφαλίζοντας μικρότερες θερμικές τάσεις για τα επόμενα υλικά, ενώ παράλληλα απαιτεί λιγότερο ψυκτικό αέρα από ότι αν ήταν διβάθμιος.

Ο στρόβιλος χαμηλής πίεσης είναι τετραβάθμιος και οδηγεί τον fan και τον booster. Τα ακροφύσια εξόδου είναι συγκλίνοντα σταθερής γεωμετρίας. Στο Σχήμα 4.2 παρουσιάζεται η δομή του κινητήρα CFM56.



Σχήμα 4.2: Δομή του κινητήρα CFM56.

4.1.2 Χαρακτηριστικά των εκδόσεων του κινητήρα

Τα δεδομένα για τον κινητήρα CFM56 που βρέθηκαν από την βιβλιογραφία ακολουθούν στον επόμενο πίνακα. Είναι συγκεντρωτικά στοιχεία για όλα τα μοντέλα και τις εκδόσεις τους, όπου αναφέρονται οι εφαρμογές τους στα αεροσκάφη, η ώση για την απογείωση και κατά την πλεύση, ο λόγος παράκαμψης και πίεσης, η διάμετρος του fan και η παροχή αέρα. Κύρια βιβλιογραφική πηγή είναι ο ιστότοπος της CFM International [22] όπου παρέχει στοιχεία για την απογείωση (take-off) και την πτήση σε σταθερό ύψος (cruise). Σημαντικά στοιχεία μας δίνει το Janes Aeroengines [13], που παρέχει στοιχεία για πολλούς κινητήρες καθώς και λεπτομερή χαρακτηριστικά τους.

ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΚΙΝΗΤΗΡΩΝ ΠΟΛΙΤΙΚΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ

Έκδοση	Εφαρμογή	Ώση take-off (kN)	Ώση maximum continuous cruise (kN)	Λόγος παράκαμψης	Μέγιστος Ολικός Λόγος Πίεσης	Διάμετρος ανεμιστήρα (Inches)	Παροχή αέρα (kg/sec)
2C1	DC-8-70	97,86	22,15	6	31,3	68,3	357,43
2A (-2,-3)	E-3/KE-3/E-6	106,75	22,11	5,9	31,8	68,3	370,59
3B1	737- 300/500	88,96	20,68	6	27,5	60	294,84
3B2	737- 300/400	97,86	22,42	5,9	28,8	60	309,80
3C1	737-300/400/500	104,53	23,89	6	30,6	60	308,44
5A1	A320	111,2	22,24	6	31,3	68,3	386,46
5A3	A320	117,87	22,24	6	31,3	68,3	397,35
5A4	A319	97,86	22,24	6,2	31,3	68,3	370,13
5A5	A319	104,53	24,99	6,2	31,3	68,3	381,92
5B1	A321	133,44	25,98	5,5	35,4	68,3	427,74
5B2	A321	137,89	25,98	5,5	35,4	68,3	433,63
5B3	A321	146,78	25,98	5,4	35,5	68,3	439,08
5B4	A320	120,1	22,33	5,7	32,6	68,3	406,87
5B5	A319	97,86	22,33	6	32,6	68,3	371,04
5B6	A319	104,53	22,33	5,9	32,6	68,3	382,83
5B7	A319,A319CJ	120,1	25,97	5,7	35,5	68,3	406,87
5B8	A318	96,08	22,33	6	32,6	68,3	367,86
5B9	A318	103,64	22,33	5,9	32,6	68,3	381,47
5C2	A340-200/300	138,78	30,74	6,6	37,4	72,3	465,84
5C3	A340-200/301	144,56	30,74	6,5	37,4	72,3	474
5C4	A340-200/302	151,23	31,58	6,4	38,3	72,3	483,08
7B18	737-600	86,74	24,11	5,5	32,8	61	307,08
7B20	737-600/700	91,63	24,24	5,5	32,8	61	315,7
7B22	737-600/700	100,97	24,24	5,3	32,8	61	330,22
7B24	737-700/800/900	107,64	24,38	5,3	32,8	61	340,65
7B26	737-700/800/900	116,98	24,38	5,1	32,8	61	353,35
7B27	737-800/900	121,43	24,38	5,1	32,8	61	359,25

Πίνακας 4.1: Συγκεντρωτικός πίνακας στοιχείων των εκδόσεων του κινητήρα CFM56.

Αξίζει να παρατηρηθεί ότι τα περισσότερα στοιχεία που δίνονται από την ανοιχτή βιβλιογραφία είναι για συνθήκες απογείωσης, όπως επίσης ότι για τον συγκεκριμένο κινητήρα δίνονται αρκετά στοιχεία για το μέγεθος και τη γεωμετρία του.

4.2 Συλλογή Δεδομένων για το Μοντέλο

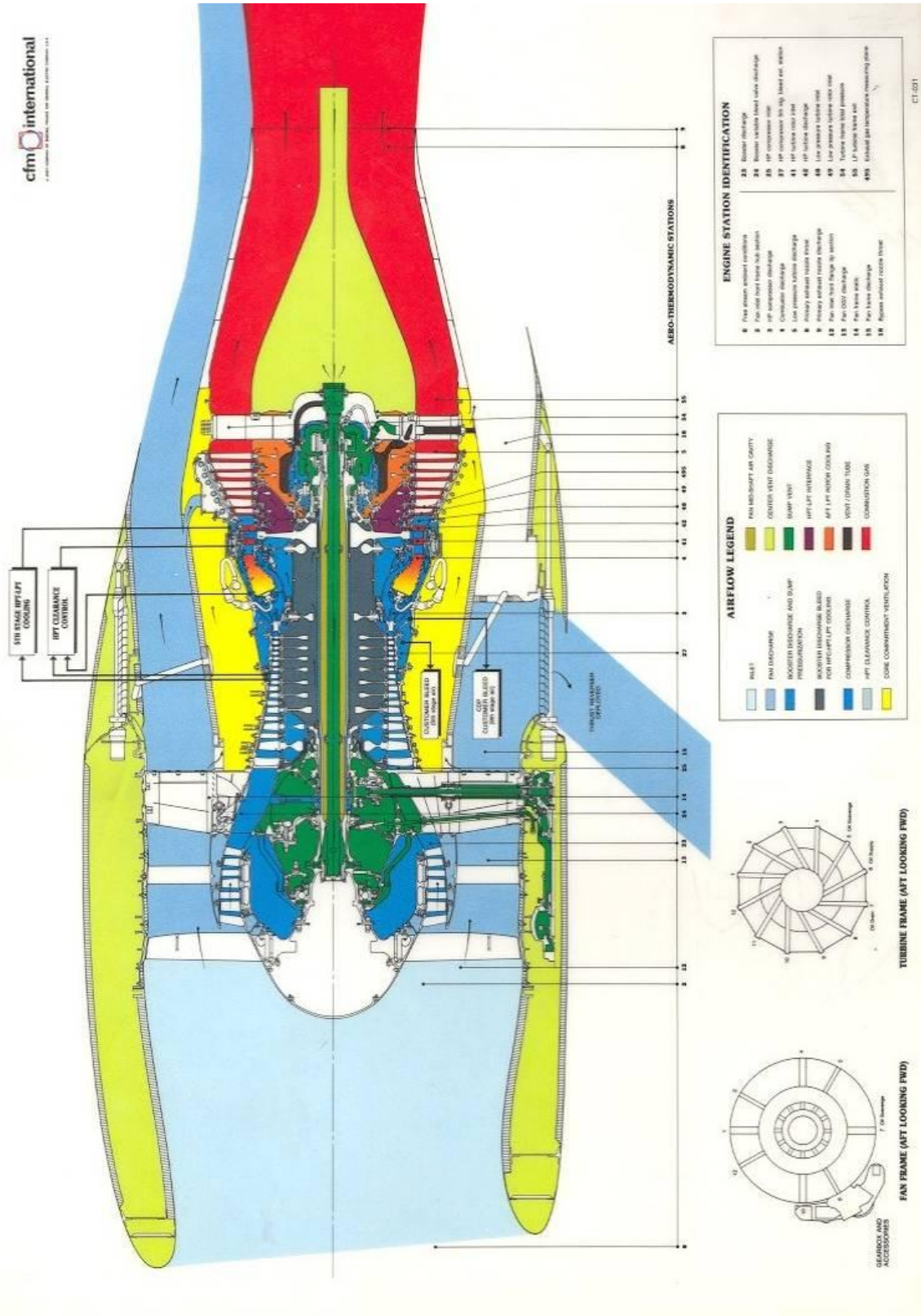
4.2.1 Στοιχεία από την βιβλιογραφία

Για την μοντελοποίηση ενός κινητήρα απαιτούνται επιπλέον δεδομένα κυρίως για την απογείωση το οποίο θα αποτελέσει και το σημείο σχεδίασης. Χαρακτηριστικά για το σημείο αυτό μας δίνει η ICAO [23] (International Civil Aviation Organisation), η EASA [24] (European Aviation Safety Agency) και η FAA [16] (Federal Aviation Administration), μέσω των engine data sheets και για τον συγκεκριμένο κινητήρα υπάρχουν αρκετά στοιχεία.

Τα βασικά θερμοδυναμικά στοιχεία που χρειάζονται για την μοντελοποίηση του συγκεκριμένου κινητήρα και παρέχονται από τη βιβλιογραφία, είναι ο λόγος παράκαμψης, ο ολικός λόγος πίεσης του συμπιεστή, η παροχή αέρα και η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων (EGT). Ωστόσο δεν δίνονται αναλυτικά τα θερμοδυναμικά στοιχεία κάθε συνιστώσας του κινητήρα που απαιτούνται για την επίλυση του σημείου σχεδίασης, γι' αυτό θα χρησιμοποιήσουμε τα αντίστοιχα από το πρόγραμμα PROOSIS.

Τα γεωμετρικά στοιχεία που απαιτούνται για την μοντελοποίηση του κινητήρα προέκυψαν από σχέδιο του κινητήρα σε τομή υπό κλίμακα με δεδομένη την διάμετρο του fan (βλέπε Σχήμα 4.3).

Ο Πίνακας 4.2 περιλαμβάνει τα βασικά στοιχεία του κύκλου στο σημείο σχεδίασης ενώ ο Πίνακας 4.3 περιλαμβάνει τα απαιτούμενα εμβαδά των επιφανειών στην είσοδο και έξοδο των συνιστωσών.



Σχήμα 4.3: Ο κινητήρας σε τομή.

CFM56-7B27						
Ωση take-off (kN)	Λόγος πίεσης	Λόγος παράκαμψης	Παροχή αέρα (kg/sec)	SFC (*10 ⁵ kg/Nsec)	Διάμετρος Fan (inches)	Λόγος πίεσης Fan
121,4304	28,84	5,1	359,25	1,706	61	1,72

Πίνακας 4.2: Συγκεντρωτικά στοιχεία για την απογείωση από την βιβλιογραφία.

Γεωμετρικά Στοιχεία – Εμβαδά Επιφανειών Συνιστωσών (m ²)		
Fan	Είσοδος	1,700607
	Έξοδος	0,275542
Συμπιεστής Χαμηλής Πίεσης	Είσοδος	0,251327
	Έξοδος	0,155828
Συμπιεστής Υψηλής Πίεσης	Είσοδος	0,19263
	Έξοδος	0,034456
Θάλαμος Καύσης	Είσοδος	0,047747
	Έξοδος	0,130847
Στρόβιλος Υψηλής Πίεσης	Είσοδος	0,110731
	Έξοδος	0,110731
Στρόβιλος Χαμηλής Πίεσης	Είσοδος	0,21073
	Έξοδος	0,408634
Ακροφύσιο Κύριου Ρεύματος	Είσοδος	0,454897
	Έξοδος	0,331341
Διατομή Fan Ρεύματος Παράκαμψης	Είσοδος	1,700607
	Έξοδος	1,324305
Διαχύτης Ρεύματος Παράκαμψης	Είσοδος	1,080863
	Έξοδος	0,656693
Ακροφύσιο Ρεύματος Παράκαμψης	Είσοδος	1,039764
	Έξοδος	0,866247

Πίνακας 4.3: Εμβαδά επιφανειών εισόδου και εξόδου των συνιστωσών.

4.2.2 Στοιχεία από το πρόγραμμα PROOSIS

Για την δημιουργία των μοντέλων απαιτείται το σημείο σχεδίασης για όλες τις συνιστώσες καθώς και οι χάρτες για τους συμπιεστές και στροβίλους. Όπως αναφέρθηκε και παραπάνω από την ανοιχτή βιβλιογραφία δεν δίνονται όλα τα απαιτούμενα στοιχεία. Συνεπώς χρησιμοποιήθηκε το πρόγραμμα PROOSIS για τον καθορισμό των ιδιοτήτων της κάθε συνιστώσας. Συγκεκριμένα χρησιμοποιήθηκαν οι βαθμοί απόδοσης κάθε συνιστώσας καθώς και η παροχή αέρα και οι συνθήκες εισόδου και εξόδου από κάθε συνιστώσα. Με βάση τις τιμές αυτές υπολογίστηκαν τα αντίστοιχα ανηγμένα μεγέθη ως εξής:

Η ανηγμένη παροχή για τους συμπιεστές

$$q_{corr} = m \cdot \frac{\sqrt{\frac{T_{t in}}{288.15}}}{\frac{P_{t in}}{1.01325}} \quad (4.1)$$

Η ανηγμένη παροχή για τους στροβίλους

$$q_{corr} = m \cdot \frac{\sqrt{T_{t in}}}{P_{t in}} \quad (4.2)$$

Οι ανηγμένες στροφές για τους συμπιεστές

$$N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{\frac{T_{t in}}{288.15}}} \quad (4.3)$$

Και οι ανηγμένες στροφές για τους στροβίλους

$$N_{corr} = \frac{\frac{N}{\sqrt{T_{t in}}}}{\left(\frac{N}{\sqrt{T_{t in}}} \right)_{des}} \quad (4.4)$$

Όπου m , N , T_{in} , P_{in} η παροχή μάζας, οι στροφές και η ολική θερμοκρασία και πίεση στην είσοδο κάθε συνιστώσας αντίστοιχα. Ενώ με des δηλώνονται τα αντίστοιχα μεγέθη για το σημείο σχεδίασης.

Επίσης χρησιμοποιήθηκαν οι απώλειες πίεσης, οι μηχανικοί βαθμοί απόδοσης, οι απομαστεύσεις αέρα τόσο για ψύξη των στροβίλων όσο και για τις ανάγκες της καμπίνας, καθώς και οι απώλειες ισχύος για τα βοηθητικά συστήματα του αεροσκάφους.

Συγκεκριμένα έχουμε τις εξής απώλειες πίεσης. α) 1% στην είσοδο του HPC β) 2% στον αγωγό παράκαμψης γ) 1% στο διαχύτη στην έξοδο του HPC δ) 5% στο θάλαμο καύσης και ε) 1.5% στο διαχύτη στην έξοδο του LPT. Οι απώλειες αυτές είναι συνάρτηση της ανηγμένης παροχής εισόδου σε κάθε μια από αυτές τις συνιστώσες. Οι μηχανικοί βαθμοί απόδοσης είναι 0.99 και για τους δύο άξονες. Έχουμε μια απομάστευση αέρα από το διαχύτη στην έξοδο του συμπιεστή, 20% της παροχής εισόδου στο διαχύτη, το οποίο επιστρέφει κατά 60% στον επαναμείκτη στην είσοδο του HPT και το υπόλοιπο 40% στην είσοδο του LPT. Επίσης υπάρχει απομάστευση αέρα για τις ανάγκες τις καμπίνας από την έξοδο του HPC η οποία δίνεται από τη σχέση (3.8) με συντελεστή $coef=0.4445205$. Επίσης υπάρχει απώλεια ισχύος για τα βοηθητικά συστήματα του αεροσκάφους από τον άξονα υψηλής πίεσης η οποία δίνεται από τη σχέση (3.9) με συντελεστές $coef1=67.113$ και $coef2=119.312$.

Ο Πίνακας 4.4 περιλαμβάνει όλα τα στοιχεία τα οποία είναι απαραίτητα για το σημείο σχεδίασης του κινητήρα.

ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΚΙΝΗΤΗΡΩΝ ΠΟΛΙΤΙΚΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ

Στροφές Ατράκτων (rpm)					
Low Speed Spool			High Speed Spool		
5000			15000		
Στοιχεία συμπιεστών					
Συνιστώσα	Διορθωμένη Παροχή (kg/s)	Λόγος πίεσης	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης	Απώλειες πίεσης (%)	
Fanouter	300	1,68	0,87	0	
Faninner	60	1,72	0,9	0	
LPC	37,99379	1,38	0,855	0	
HPC	29,33185	12,27544	0,9	1	
Απομαστεύσεις					
20% από το διαχύτη στην έξοδο του HPC επιστροφή 60%, 40% στην είσοδο του HPT και LPT αντίστοιχα			Για τις ανάγκες τις καμπίνας από την έξοδο του HPC σχέση (3.8) coef= 0.4445205.		
Θάλαμος καύσης					
	Διορθωμένη Παροχή (kg/s)		Βαθμός Απόδοσης	Απώλειες πίεσης (%)	
	2.799824722		1	5%	
Στοιχεία Στροβίλων					
Συνιστώσα	Διορθωμένη Παροχή (kg \sqrt{K} /s bar)	Λόγος Πίεσης	Ισεντροπικός Βαθμός απόδοσης	Θερμοκρασία Εισόδου Στροβίλου(°C)	Μηχανικός Βαθμός Απόδοσης
LPT	295,8474	3,9945	0,9	893,6907	0,99
HPT	84,72697	3,8619	0,9	1404,932	0,99
Απώλειες ισχύος για τα βοηθητικά συστήματα του αεροσκάφους από τον HPT σχέση (3.9) coef1= 67.113 και coef2=119.312					
Διαχύτες					
	Διορθωμένη Παροχή (kg/s)			Απώλειες πίεσης (%)	
Έξοδος HPC	3.464783071			1%	
Έξοδος LPT	60.62138127			1.5%	
Ρεύμα παράκαμψης					
	Διορθωμένη Παροχή (kg/s)			Απώλειες πίεσης (%)	
	194.1355814			2%	
Συνολικά στοιχεία					
Παροχή Μάζας Αέρα (kg/s)	Λόγος Παράκαμψης	Ώση (N)	Θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων (°C)	Παροχή καυσίμου (kg/s)	
360	5	121440	592,9855	1,265	

Πίνακας 4.4: Συνολικά απαιτούμενα στοιχεία για το σημείο σχεδίασης.

Εκτός από τα παραπάνω στοιχεία είναι απαραίτητη και μια αρχική εκτίμηση του αριθμού Mach σε κάθε θέση προκειμένου να μπορεί να πραγματοποιηθεί ο υπολογισμός των στατικών μεγεθών με δεδομένα τα αντίστοιχα ολικά μεγέθη, το εμβαδόν και την παροχή σε κάθε θέση. Η εκτίμηση αυτή έγινε με βάση την εξίσωση (4.5) με δεδομένα τα θερμοδυναμικά στοιχεία από το πρόγραμμα PROOSIS. Ο Πίνακας 4.5 παρουσιάζει τα αντίστοιχα αποτελέσματα. Η αρίθμηση των θέσεων αντιστοιχεί στο Σχήμα 3.3.

$$m - Ap_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT_t}} \cos \alpha \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} M = 0 \tag{4.5}$$

Κύριο Ρεύμα		
Θέση	Εμβαδόν	Εκτίμηση αριθμού Mach
1	1,89	0,544
5	1,89	0,544
6	0,26	0,356
7	0,26	0,356
10	0,26	0,398
11	0,21	0,525
19	0,21	0,25
20	0,21	0,2
22	0,05	0,146
23	0,13	0,082
30	0,11	0,434
33	0,13	0,21
34	0,48	0,398
38	0,48	0,398
39	0,48	0,398
41	0,48	0,398
42	0,48	0,398
43	0,48	0,398
44	0,48	0,357
45	0,259028	0,93
46	0,259028	0,93
Ρεύμα Παράκαμψης		
47	1,41	0,485
48	0,92	0,485
49	0,92	0,485
50	0,92	0,485
51	0,8762	0,543
52	0,833484	0,543

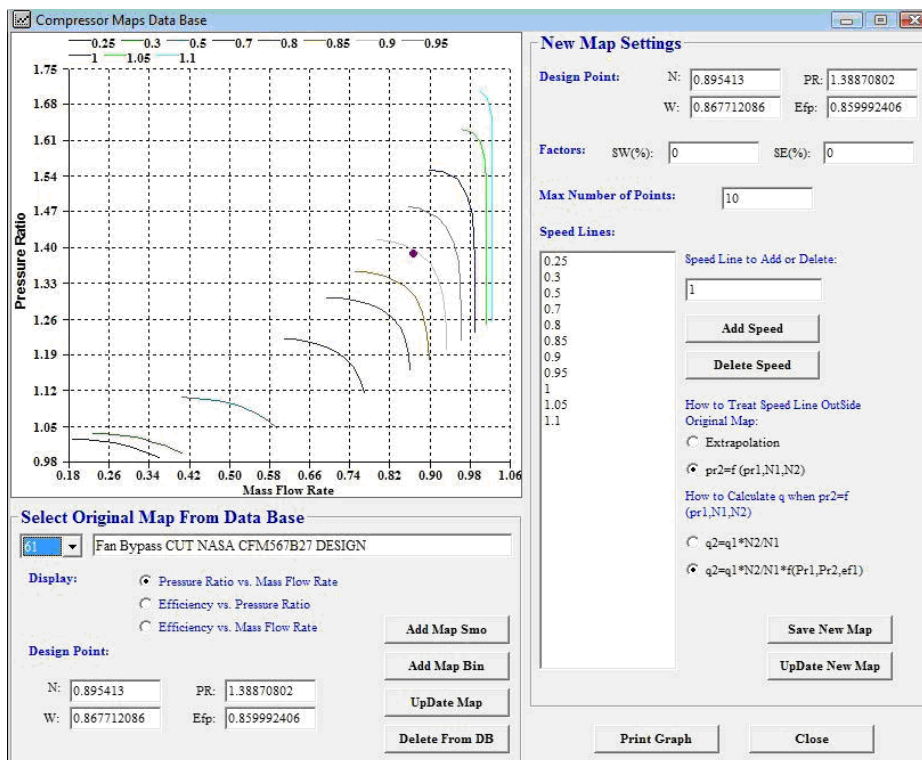
Πίνακας 4.5: Στοιχεία για τον αριθμό Mach σε κάθε θέση

4.3 Τελική διαμόρφωση μοντέλου

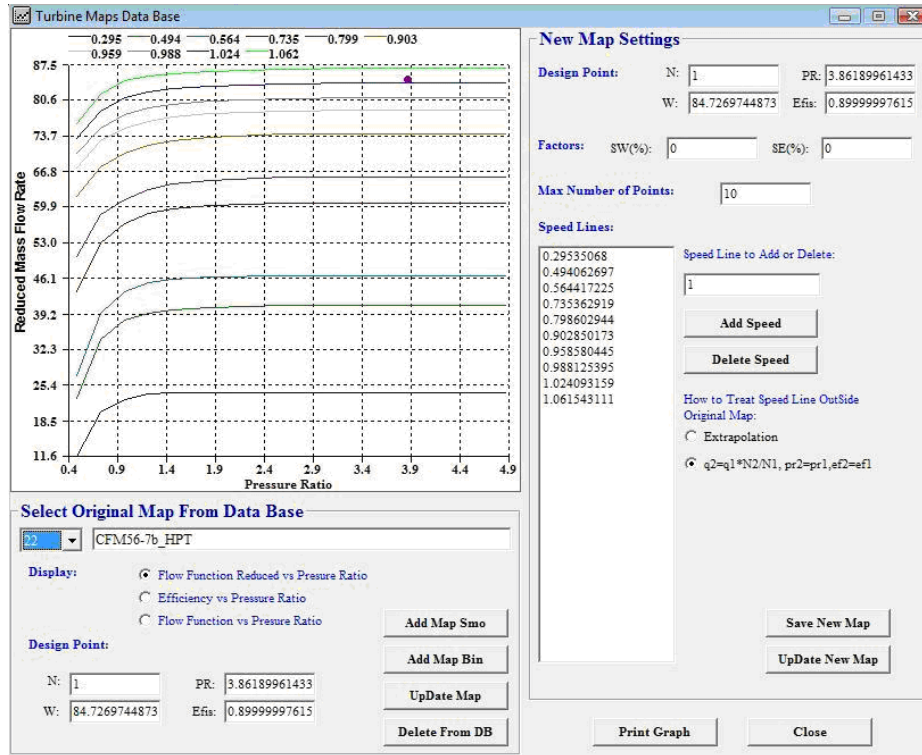
Μετά τη συλλογή των απαραίτητων δεδομένων στο σημείο σχεδίασης του κινητήρα, το επόμενο βήμα είναι η διαμόρφωση των πεδίων χαρακτηριστικών των συμπιεστών και στροβίλων.

4.3.1 Προσδιορισμός αγνώστων πεδίων χαρακτηριστικών

Από τη στιγμή που δεν υπάρχουν διαθέσιμα στοιχεία για τους χάρτες των συνιστωσών του συγκεκριμένου κινητήρα χρησιμοποιήσαμε τυπικούς χάρτες από τη βιβλιογραφία, οι οποίοι έχουν χρησιμοποιηθεί και από το πρόγραμμα PROOSIS για την μοντελοποίηση του ίδιου κινητήρα, έτσι ώστε τα αποτελέσματά μας να είναι συγκρίσιμα. Οι χάρτες αυτοί υπάρχουν στη βάση δεδομένων χαρτών του TEACHES, ενώ υπάρχει διαθέσιμο εργαλείο μέσω του οποίου μπορούμε να κάνουμε scaling των χαρτών με βάση τις σχέσεις ομοιότητας καθορίζοντας τα σημεία σχεδίασης του χάρτη αναφοράς και του νέου χάρτη που θέλουμε να δημιουργήσουμε [5]. Στο Σχήμα 4.4 παρουσιάζεται το εργαλείο για τη δημιουργία των χαρτών συμπιεστή ενώ στο Σχήμα 4.5 το αντίστοιχο εργαλείο για την δημιουργία των χαρτών του στροβίλου. Μέσω των εργαλείων αυτών μπορούμε να επιλέξουμε τον χάρτη αναφοράς της αρεσκείας μας και επίσης να παράγουμε χαρακτηριστικές σε στροφές διαφορετικές από αυτές του αρχικού χάρτη με κατάλληλες μεθόδους παρεμβολής.



Σχήμα 4.4: Εργαλείο δημιουργίας χαρτών συμπιεστή.



Σχήμα 4.5: Εργαλείο δημιουργίας χαρτών στροβίλου.

4.3.2 Αρχικό τρέξιμο του μοντέλου στο σημείο σχεδίασης

Μετά τη δημιουργία των χαρτών έγινε ένα αρχικό τρέξιμο στο σημείο σχεδίασης για να δούμε πόσο μακριά είμαστε από τις πραγματικές επιδόσεις του κινητήρα. Το τρέξιμο αυτό έγινε με παράμετρο ελέγχου τις στροφές χαμηλής N1=5000 rpm, ενώ ο Πίνακας 4.6 παρουσιάζει τις συνολικές επιδόσεις του κινητήρα οι οποίες είναι πολύ κοντά σ’ αυτές της βιβλιογραφίας και του προγράμματος PROOSIS.

Δεδομένα	Τιμή από την πρώτη λειτουργία του μοντέλου
Στροφές ατράκτου χαμηλής πίεσης(rpm)	5000
Ωση (N)	121320,65
Παροχή αέρα (kg/s)	359,72
Στροφές ατράκτου υψηλής πίεσης(rpm)	14994,25
Παροχή καυσίμου (kg/s)	1,267

Πίνακας 4.6: Δεδομένα της λειτουργίας για την απογείωση με τους scaled χάρτες.

Προκειμένου να πλησιάσουμε ακόμα περισσότερο τις επιδόσεις του PROOSIS προχωρήσαμε στην προσαρμογή των χαρτών με χρήση της προσαρμοστικής μοντελοποίησης.

4.3.3 Προσαρμογή των χαρτών

Για να μπορέσουμε να προσαρμόσουμε τους χάρτες έτσι ώστε το μοντέλο να έχει συγκεκριμένες επιδόσεις θα χρησιμοποιήσουμε την δυνατότητα που δίνει το TEACHES για λειτουργία προσαρμοστικής μοντελοποίησης (adaptive). Για κάθε συνιστώσα χρειάζεται να εκτιμήσουμε δύο παραμέτρους την ανηγμένη παροχή και τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης. Επίσης για τα ακροφύσια το εμβαδόν εξόδου. Δεδομένου ότι έχουμε 4 χάρτες συμπιεστών, 2 χάρτες στροβίλων και δυο ακροφύσια, πρέπει να εκτιμήσουμε 14 παράμετρους τροποποίησης. Για να γίνει αυτό χρειάζεται να έχουμε στη διάθεσή μας αντίστοιχα 14 θερμοδυναμικά μεγέθη και επιδόσεις του κινητήρα. Οι μετρήσεις αυτές πρέπει να είναι ανεξάρτητες μεταξύ τους έτσι ώστε το σύστημα που δημιουργείται να είναι σταθερό και να μπορεί να επιλυθεί.

Προκειμένου να επιλέξουμε ποιες μετρήσεις είναι οι πιο κατάλληλες ακολουθήσαμε την διαδικασία που περιγράφεται από τον Καμπούκο [6] και έχει ως εξής:

1. Τρέξαμε το μοντέλο στο σημείο σχεδίασης.
2. Τρέξαμε το μοντέλο 14 φορές στο ίδιο σημείο αυξάνοντας κάθε φορά κατά 1% έναν παράγοντα τροποποίησης που θέλουμε να εκτιμήσουμε.
3. Υπολογίσαμε τις ποσοστιαίες μεταβολές όλων των υποψήφιων θερμοδυναμικών μεγεθών και επιδόσεων (48 μεγέθη) σε σχέση με τα αντίστοιχα μεγέθη από το πρώτο τρέξιμο.
4. Υπολογίσαμε τις ιακωβιανές των συστημάτων για όλους τους δυνατούς συνδυασμούς των 48 μετρήσεων ανά 14.
5. Ο βέλτιστος συνδυασμός είναι αυτός που δίνει ιακωβιανή με τον μικρότερο condition number.

Ο Πίνακας 4.7 παρουσιάζει τα αποτελέσματα της παραπάνω διαδικασίας. Συγκεκριμένα παρουσιάζονται τα μεγέθη τα οποία είναι πιο κατάλληλα για την εκτίμηση των παραγόντων τροποποίησης και οι αντίστοιχες τιμές τους για το σημείο σχεδίασης βάση του προγράμματος PROOSIS.

Στη συνέχεια τρέξαμε το πρόγραμμα σε λειτουργία προσαρμοστικής μοντελοποίησης οπότε και πρόέκυψαν οι παράγοντες τροποποίησης, μέσω των οποίων θα γίνει οι προσαρμογή των αντίστοιχων χαρτών. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στον Πίνακα 4.8.

Επιλογή Δεδομένων	Τιμή του PROOSIS	Επεξήγηση δεδομένου
N1 (rpm)	5000	Στροφές ατράκτου χαμηλής πίεσης
THRUST (N)	121440	Ωση
FUEL (kg/s)	1.26638	Παροχή Καυσίμου
N2 (rpm)	15000.3	Στροφές ατράκτου υψηλής πίεσης
LPTTtout (°C)	592.914	Θερμοκρασία εξόδου συμπιεστή χαμηλής πίεσης
BPR	4.9998	Λόγος παράκαμψης
Win (kg/s)	360.004	Παροχή αέρα
FanOutPt (bar)	1.70227	Πίεση εξόδου ανεμιστήρα ρεύματος παράκαμψης
FanInTt (°C)	68.654	Θερμοκρασία εξόδου ανεμιστήρα κύριου ρεύματος
LPCPtin (bar)	1.74278	Πίεση εισόδου στον συμπιεστή χαμηλής πίεσης
LPCPtout (bar)	2.405	Πίεση εξόδου από συμπιεστή χαμηλής πίεσης
HPCTtin (°C)	107.033	Θερμοκρασία εισόδου στον συμπιεστή υψηλής πίεσης
HPCPtout (bar)	29.2234	Πίεση εξόδου από συμπιεστή υψηλής πίεσης
HPCTtout (°C)	526.071	Θερμοκρασία εξόδου από συμπιεστή υψηλής πίεσης
HPTPtout (bar)	7.11661	Θερμοκρασία εξόδου από στρόβιλο υψηλής πίεσης

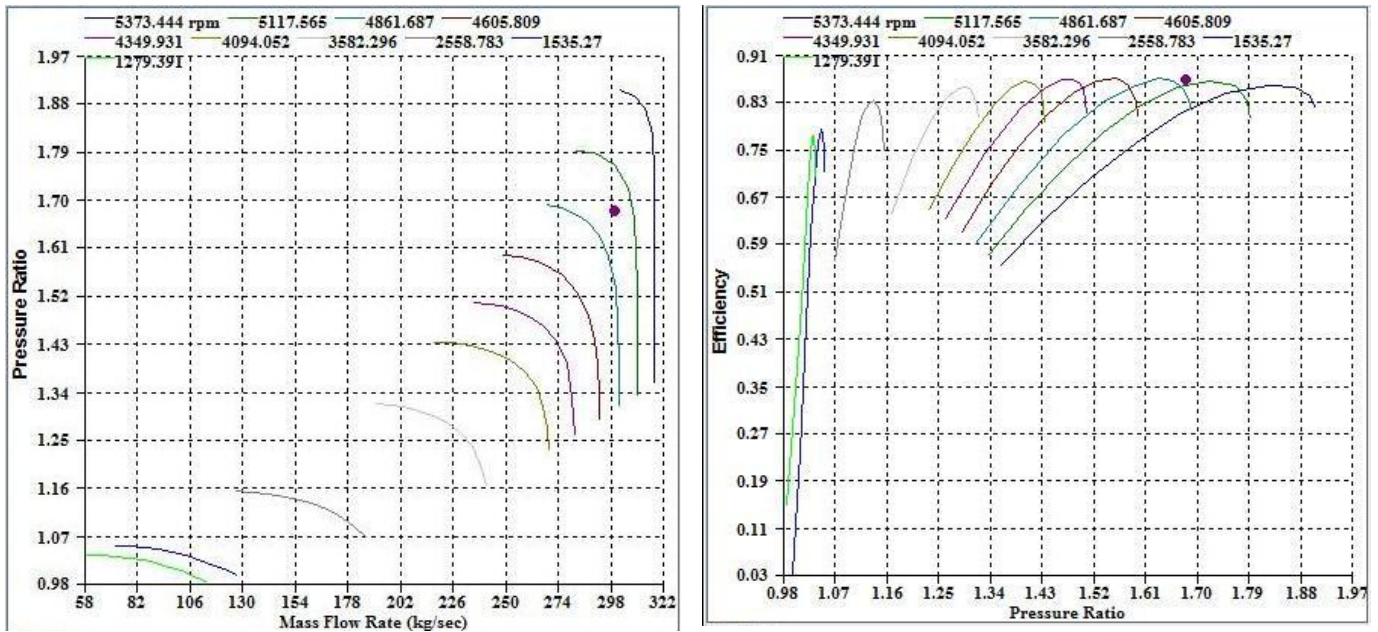
Πίνακας 4.7: Πίνακας με τα δεδομένα για το adaptation.

Modification Factors				
Αριθμός Factor	Initial	Final	Deviation(%)	Περιγραφή
1	1	1.001365590909	0.136559090932	Παροχή Μάζας Fan outer
2	1	1.002997228162	0.299722816175	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης Fan outer
3	1	0.997802228351	-0.219777164900	Παροχή Μάζας Fan inner
4	1	1.000688697718	0.06886977178	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης Fan inner
5	1	1.000787015510	0.078701550951	Παροχή Μάζας LPC
6	1	1.000568199328	0.056819932778	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης LPC
7	1	1.000286472523	0.028647252298	Παροχή Μάζας HPC
8	1	1.002351242397	0.235124239712	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης HPC
17	1	0.999881595935	-0.011840406475	Παροχή Μάζας LPT
18	1	1.003084818529	0.308481852884	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης LPT
19	1	0.954308393578	-4.569160642167	Παροχή Μάζας HPT
20	1	1.000129080000	0.012908000009	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης HPT
29	1	0.996380530930	-0.361946906997	Επιφάνεια A8 N1
32	1	1.001245780326	0.124578032623	Επιφάνεια A8 N2

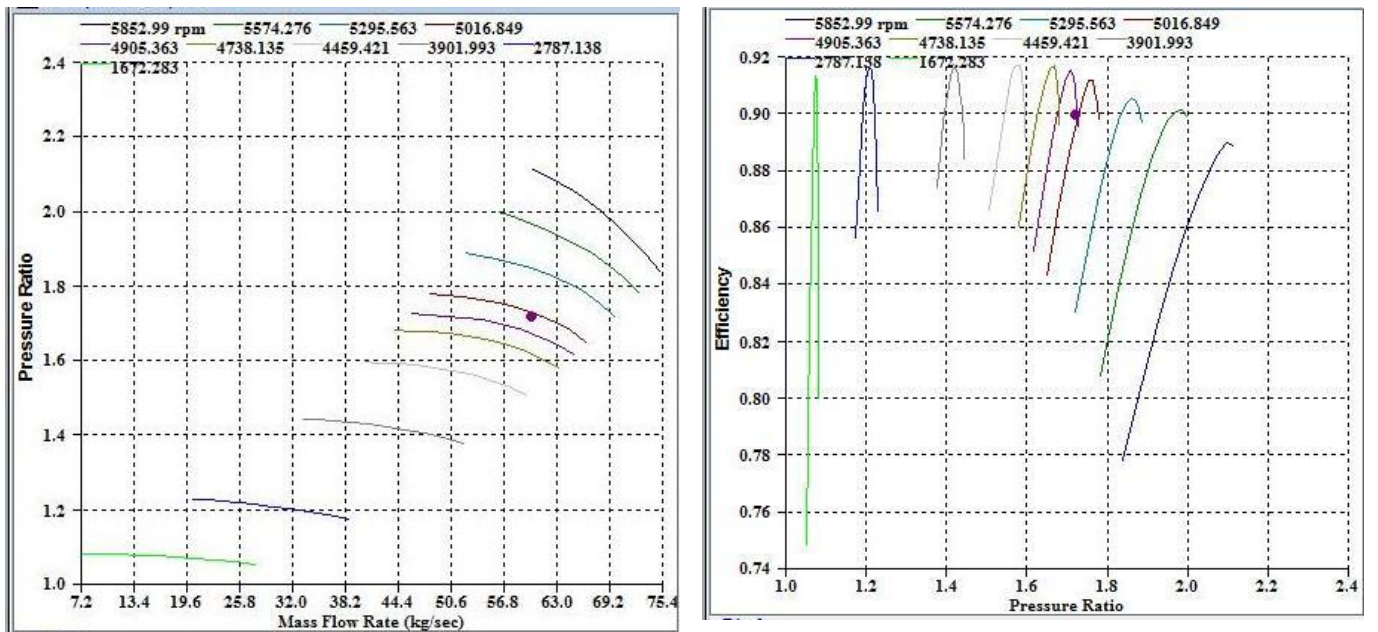
Πίνακας 4.8: Πίνακας με τις αλλαγές των Modification Factors.

Παρατηρούμε ότι οι μεταβολές είναι πολύ μικρές εκτός από την παροχή μάζας του HPT που είναι στο -4.5%. Οι μεταβολές αυτές χρησιμοποιούνται για την αλλαγή των χαρτών των αντίστοιχων συνιστωσών. Για παράδειγμα η παροχή μάζας και ο ισεντροπικός βαθμός απόδοσης του HPT πολλαπλασιάζεται επί τον αντίστοιχο συντελεστή τροποποίησης (0.9543 και 1.000129) και έτσι προκύπτει ο καινούργιος χάρτης του HPT.

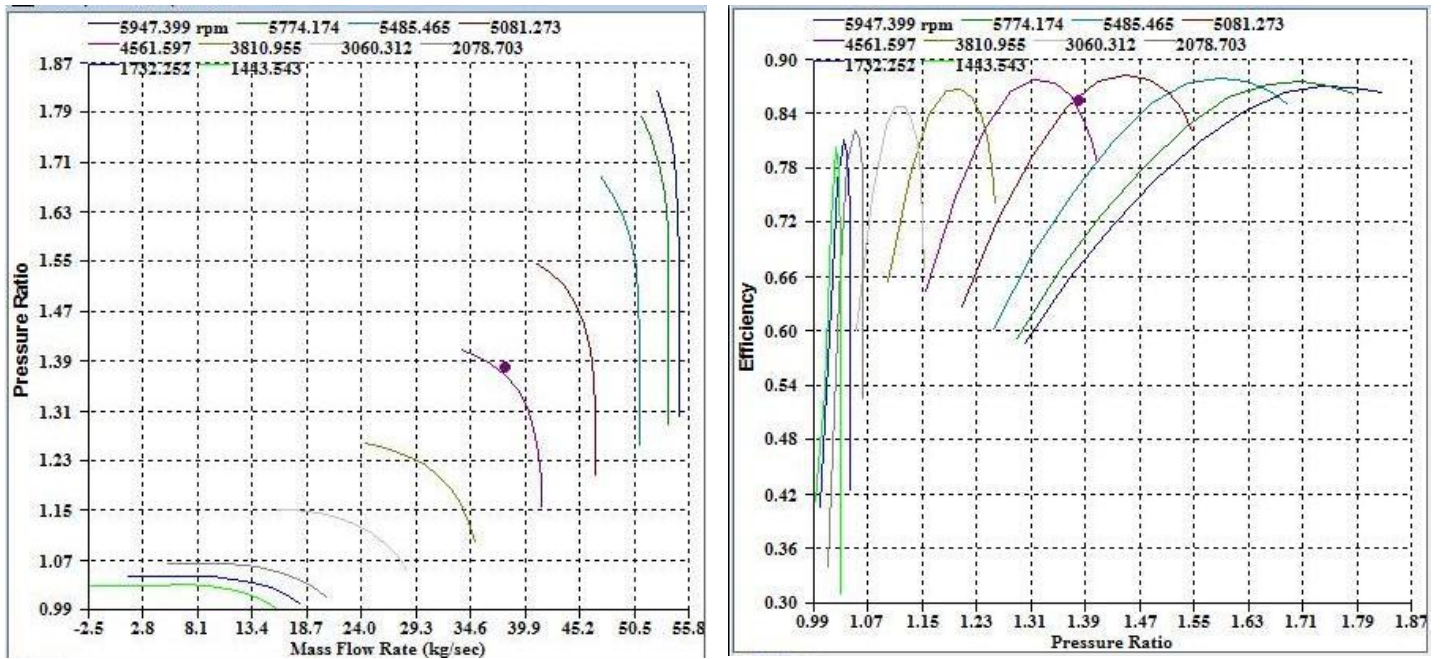
Στο Σχήμα 4.6-Σχήμα 4.11 παρουσιάζονται οι τελικοί χάρτες των συνιστωσών όπως εμφανίζονται στο πρόγραμμα TEACHES.



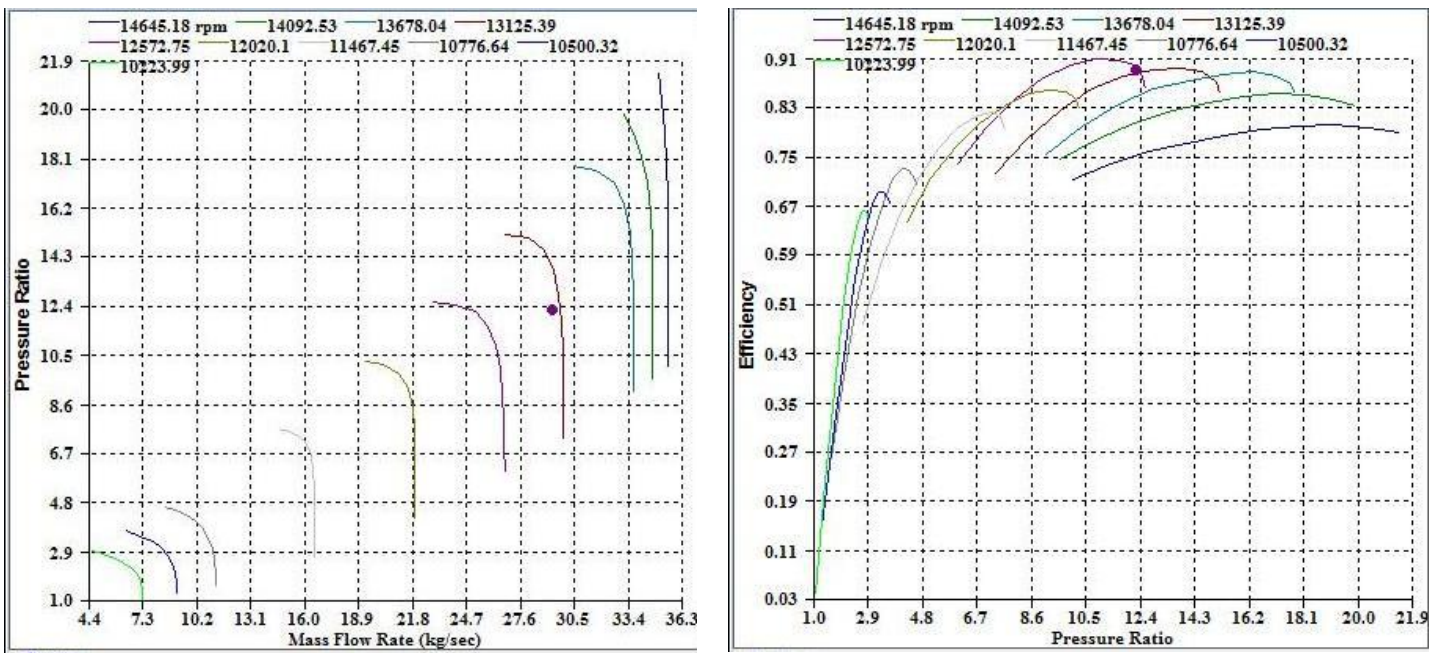
Σχήμα 4.6: Χάρτες ανεμιστήρα ρεύματος παράκαμψης.



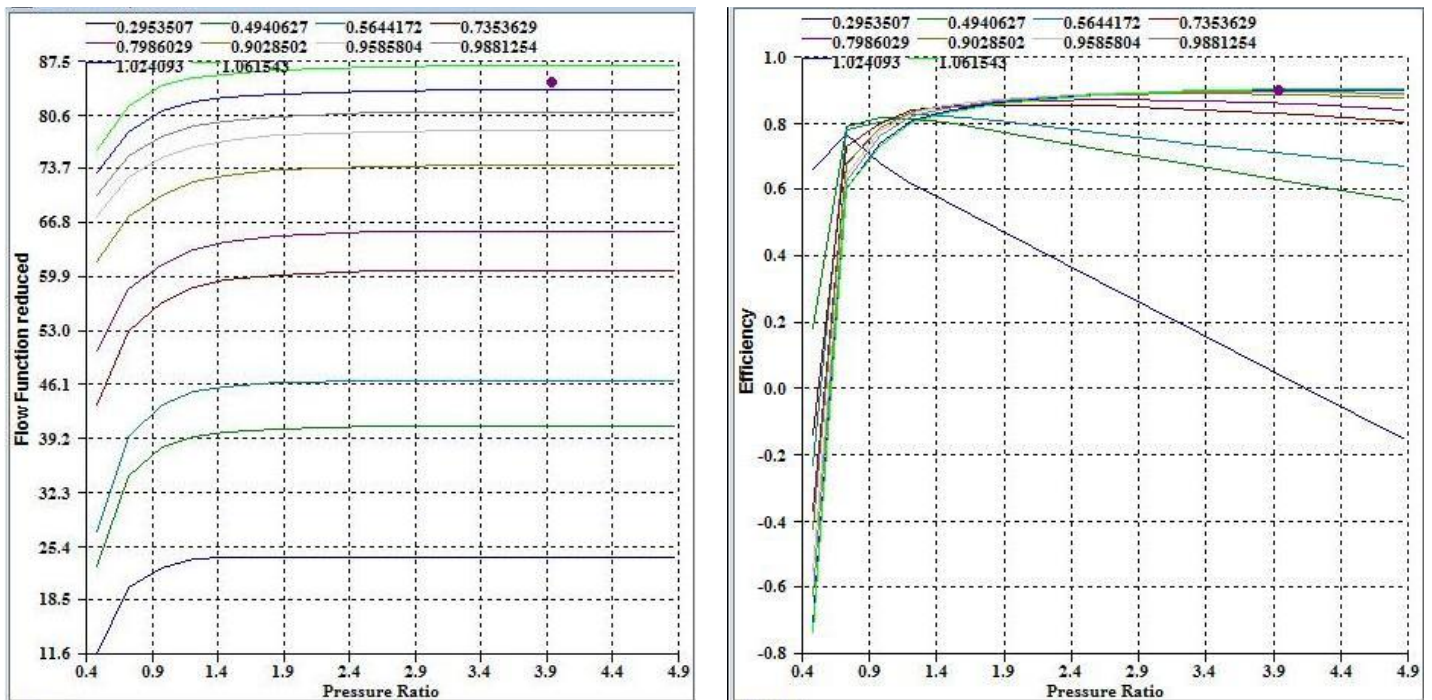
Σχήμα 4.7: Χάρτες ανεμιστήρα κυρίου ρεύματος.



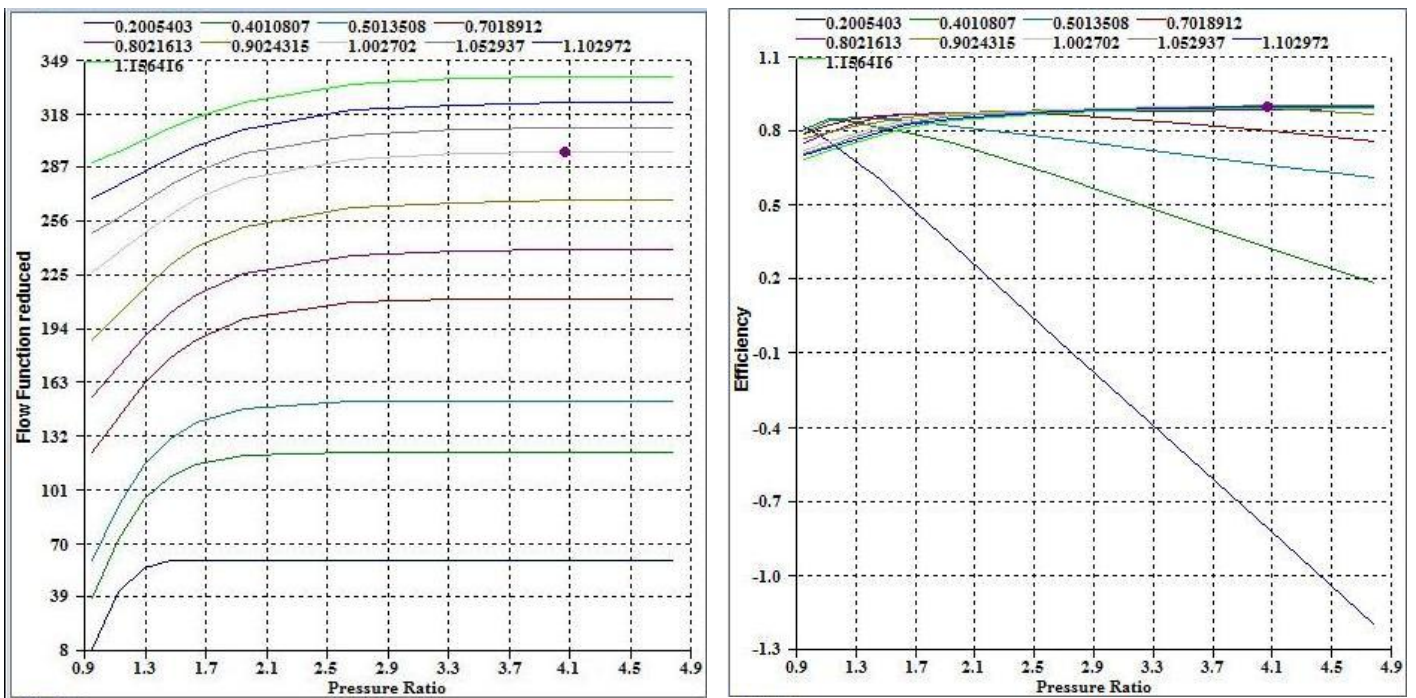
Σχήμα 4.8: Χάρτης συμπίεση χαμηλής πίεσης.



Σχήμα 4.9: Χάρτης συμπίεση υψηλής πίεσης.



Σχήμα 4.10: Χάρτης στροβίλου υψηλής πίεσης.



Σχήμα 4.11: Χάρτης στροβίλου χαμηλής πίεσης.

4.3.4 Ολοκλήρωση του μοντέλου

Το μοντέλο μέχρι αυτό το στάδιο μπορεί να τρέξει μόνο σε κοντινές στο σημείο σχεδίασης στροφές, ενώ θα πρέπει να τρέχει σε όλο το εύρος λειτουργίας του κινητήρα. Επίσης θα πρέπει να τρέχει και με διαφορετική παράμετρο ελέγχου. Συγκεκριμένα το πρόγραμμα μπορεί να τρέχει με την ταχύτητα ατράκτου χαμηλής πίεσης, την ώση, τη θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων EGT, την κατανάλωση καυσίμου w_f , τη θερμοκρασία εισόδου στον στρόβιλο υψηλής πίεσης TIT και τη στατική πίεση εξόδου από τον συμπιεστή υψηλής CDP.

Για να μπορέσει το πρόγραμμα να τρέχει σε διαφορετικές στροφές από αυτές του σημείου σχεδίασης πρέπει να περαστούν στο αρχείο του κινητήρα δεδομένα αρχικών εκτιμήσεων για τους αγνώστους του συστήματος των εξισώσεων του μοντέλου. Τα μεγέθη αυτά είναι οι στροφές υψηλής, ο λόγος παράκαμψης, οι λόγοι πίεσης των συμπιεστών, οι λόγοι πίεσης των στροβίλων, η παροχή εισόδου στον κινητήρα και η θερμοκρασία εξόδου από τον θάλαμο καύσης. Για τα μεγέθη αυτά πρέπει να δώσουμε αρχικές τιμές για μια σειρά τιμών της ταχύτητας περιστροφής χαμηλής πίεσης.

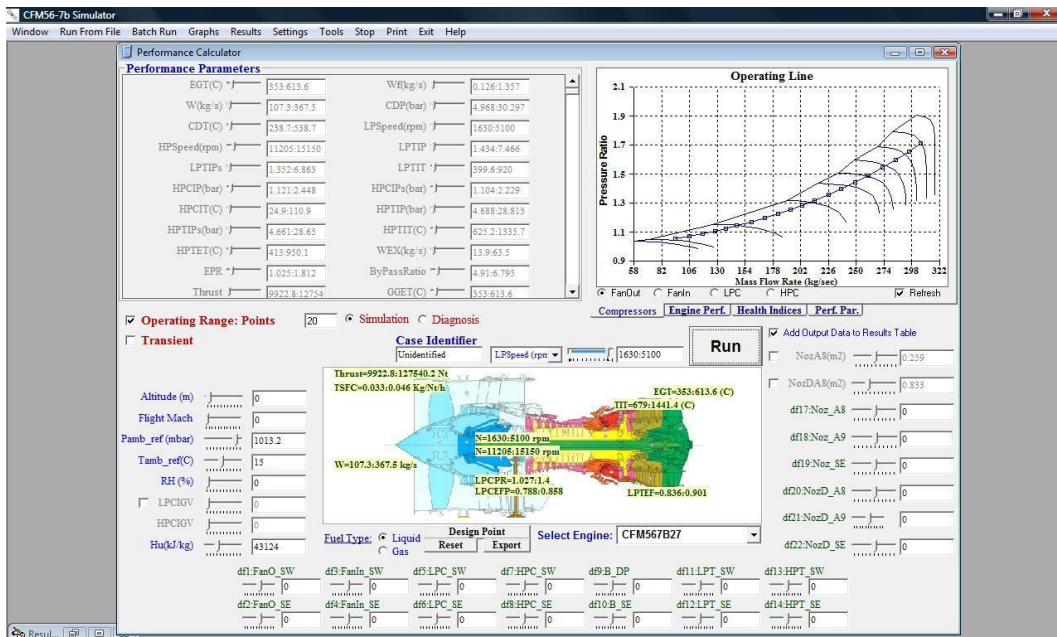
Για να το πετύχουμε αυτό τρέχουμε το πρόγραμμα αρχικά γύρω από το σημείο σχεδίασης ± 100 rpm και παράγουμε τα δεδομένα που χρειάζεται για την αρχικοποίηση των παραμέτρων. Με αρχικές τιμές αυτές κατεβαίνουμε σιγά-σιγά προς τα κάτω αλλάζοντας κάθε φορά την αρχικοποίηση των παραμέτρων μέχρι να φτάσουμε κοντά στο Idle.

Στο Σχήμα 4.12 φαίνεται μια γραμμή λειτουργίας του κινητήρα πάνω στο χάρτη του fan outer αφού έχουν περαστεί τα δεδομένα της αρχικοποίησης των παραμέτρων που προέκυψαν από την παραπάνω διαδικασία.

Από τη τελική μορφή του μοντέλου παράγουμε πολυωνυμικές εκφράσεις που συνδέουν τα μεγέθη που μπορούν να χρησιμοποιηθούν εναλλακτικά σαν παράμετροι ελέγχου, σε σχέση με τις στροφές χαμηλής πίεσης. Οι σχέσεις αυτές εισάγονται στο αρχείο του κινητήρα και μας επιτρέπουν να τρέχουμε το μοντέλο με διαφορετική παράμετρο ελέγχου από αυτή των στροφών.

Ωση (Nt)	$1.66 \cdot 10^{-12} x^3 - 5.21 \cdot 10^{-7} x^2 + 7.15 \cdot 10^{-2} x + 1004$
EGT (°C)	$1.4 \cdot 10^{-4} x^3 + 2523755 x^2 + 154.49 x - 27724.8$
W_f (kg/s)	$2313.7 x^3 - 7352.07 x^2 + 8989.754 x + 691.46$
TIT (°C)	$-1.91 \cdot 10^{-6} x^3 + 3.25 \cdot 10^{-3} x^2 + 4.03 x - 2148.61$
CDP (bar)	$0.13 x^3 - 11.05 x^2 + 379.54 x - 18.52$

Πίνακας 4.9: Πολυωνυμικές εκφράσεις.



Σχήμα 4.12: Τελική εικόνα μοντέλου.

4.4 Έλεγχος των αποτελεσμάτων

Για να εξακριβωθεί η ακρίβεια του μοντέλου του κινητήρα, θα γίνουν συγκρίσεις των αποτελεσμάτων του προγράμματος TEACHES, τόσο με τη διεθνή βιβλιογραφία όσο και με τα αντίστοιχα αποτελέσματα του προγράμματος PROOSIS.

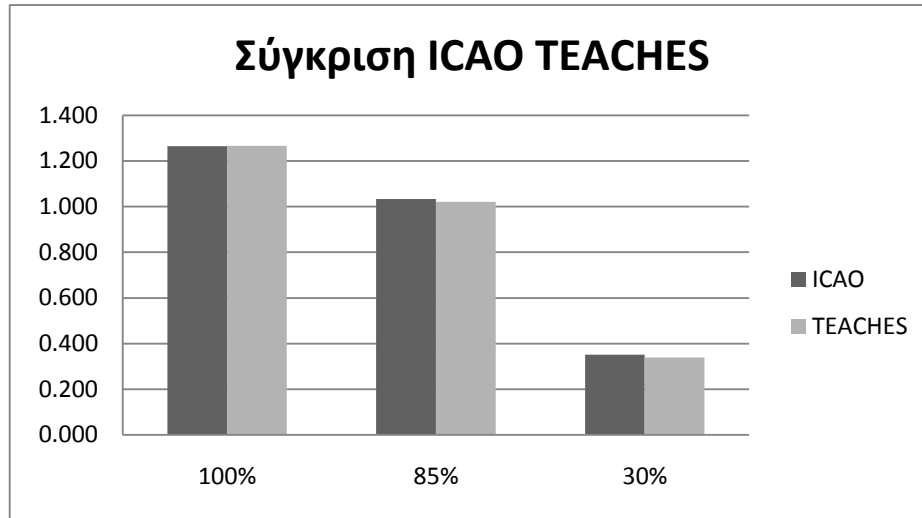
4.4.1 Με τα στοιχεία της βιβλιογραφίας

Για σύγκριση του μοντέλου με την βιβλιογραφία θα χρησιμοποιήσουμε τα δεδομένα που διατίθεται από τον διεθνή οργανισμό ICAO και τα οποία παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα. Συγκεκριμένα έχουμε την κατανάλωση καυσίμου για τέσσερα σημεία λειτουργίας του κινητήρα σε επίπεδα ώσης 100, 85, 30 και 7%.

Κατάσταση	Ωση%	Κατανάλωση Καυσίμου
Take-off	100	1,265
Climb out	85	1,033
Approach	30	0,351
Idle	7	0,115

Πίνακας 4.10: Πίνακας με δεδομένα του ICAO.

Στο Σχήμα 4.13 παρουσιάζεται η σύγκριση της παροχής καυσίμου μεταξύ του ICAO και του TEACHES. Η τιμή στο idle δεν παρουσιάζεται καθώς το μοντέλο του TEACHES δεν φτάνει μέχρι αυτή την τιμή της ώσης.



Σχήμα 4.13: Σύγκριση ICAO TEACHES.

Η διαφορά μεταξύ των τιμών του ICAO και του TEACHES ξεκινάει από το 0,07% για το μέγιστο της ώσης και φτάνει το 3,4% για την τιμή της ώσης προσέγγισης. Οι οποίες είναι πολύ μικρές αν αναλογιστεί κανείς ότι η προσαρμογή του μοντέλου στο TEACHES έχει γίνει μόνο για το μέγιστο της ώσης.

4.4.2 Με τα στοιχεία του PROOSIS

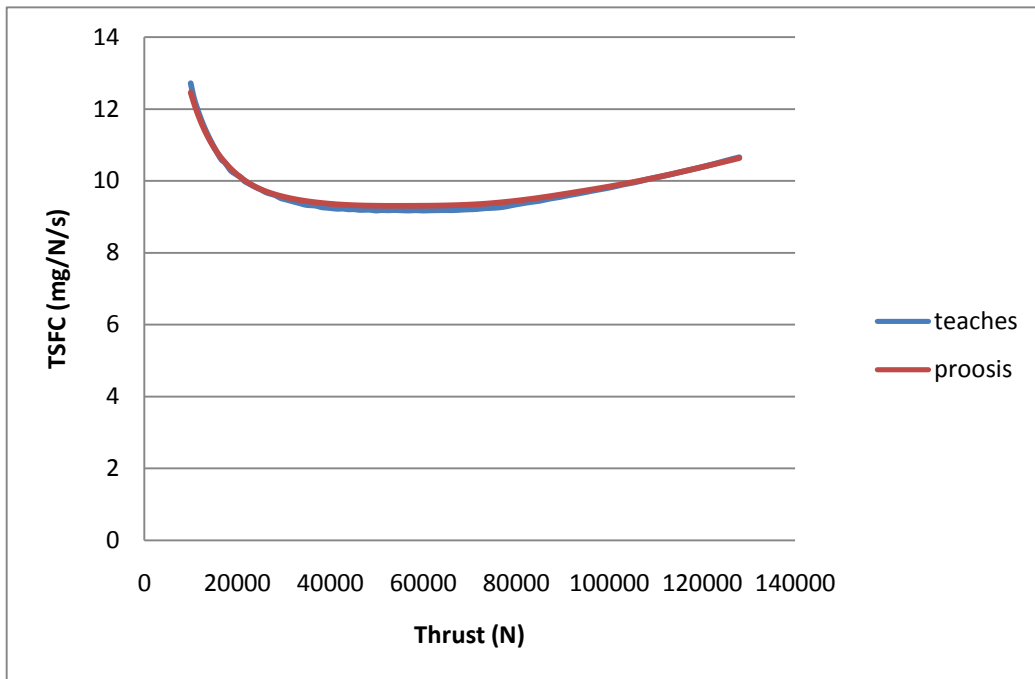
Για να γίνει σύγκριση με τα αποτελέσματα του PROOSIS θα τρέξουμε και τα δύο προγράμματα για ένα εύρος τιμών της ώσης και για το συγκεκριμένο εύρος θα γίνουν συγκριτικά διαγράμματα για χαρακτηριστικά θερμοδυναμικά μεγέθη και τις επιδόσεις του κινητήρα. Επίσης για συγκεκριμένα σημεία λειτουργίας θα συγκρίνουμε την μεταβολή των θερμοδυναμικών μεγεθών του κύκλου κατά μήκος του κινητήρα για τα δύο μοντέλα.

Εύρος Λειτουργίας

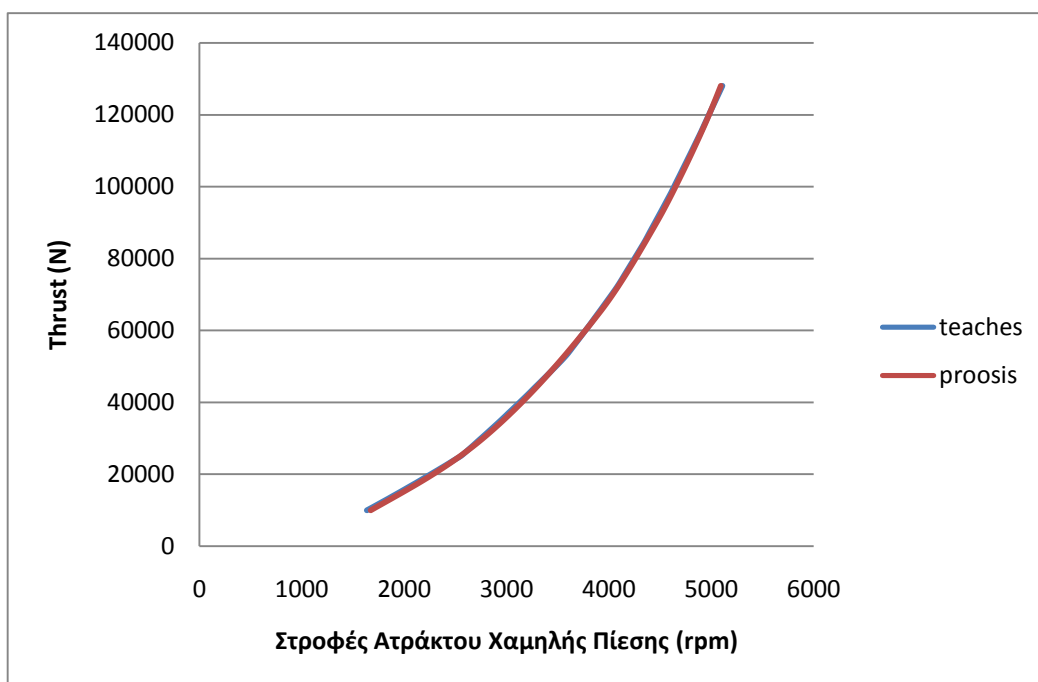
Τρέξαμε και τα δύο μοντέλα σε 85 σημεία από 10 kN ως 128 kN για μηδενικό υψόμετρο και mach πτήσης, με ατμοσφαιρικές συνθήκες τυπικής ημέρας και σχετική υγρασία 0%. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Σχήμα 4.14 έως Σχήμα 4.22.

Συγκεκριμένα στο Σχήμα 4.14 παρουσιάζεται το χαρακτηριστικό διάγραμμα ώσης ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (TSFC) το οποίο έχει την αναμενόμενη μορφή. Παρατηρούμε ότι τα δυο μοντέλα είναι πάρα πολύ κοντά.

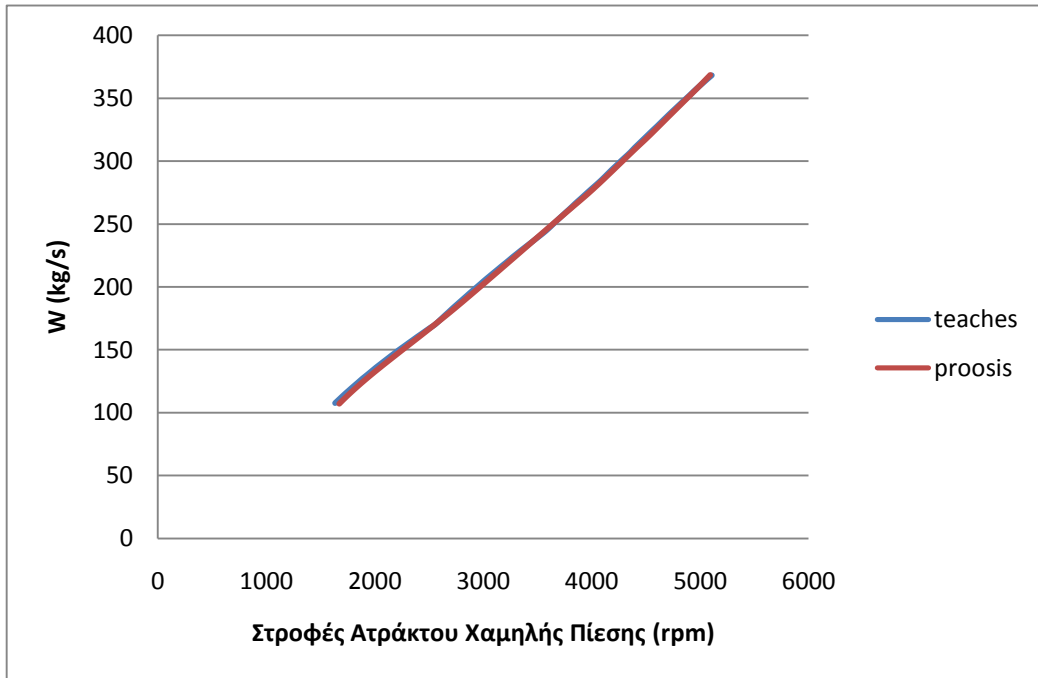
Στα επόμενα διαγράμματα παρουσιάζονται διάφορα μεγέθη συναρτήσει των στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης. Τα μεγέθη αυτά είναι η ώση, η παροχή αέρα (W), η παροχή καυσίμου (W_f), η στατική πίεση και θερμοκρασία εξόδου από τον διαχύτη μετά το συμπιεστή (CDP και CDT αντίστοιχα), η θερμοκρασία εισόδου στον στρόβιλο (TIT), η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων (EGT) και ο λόγος παράκαμψης (BPR).



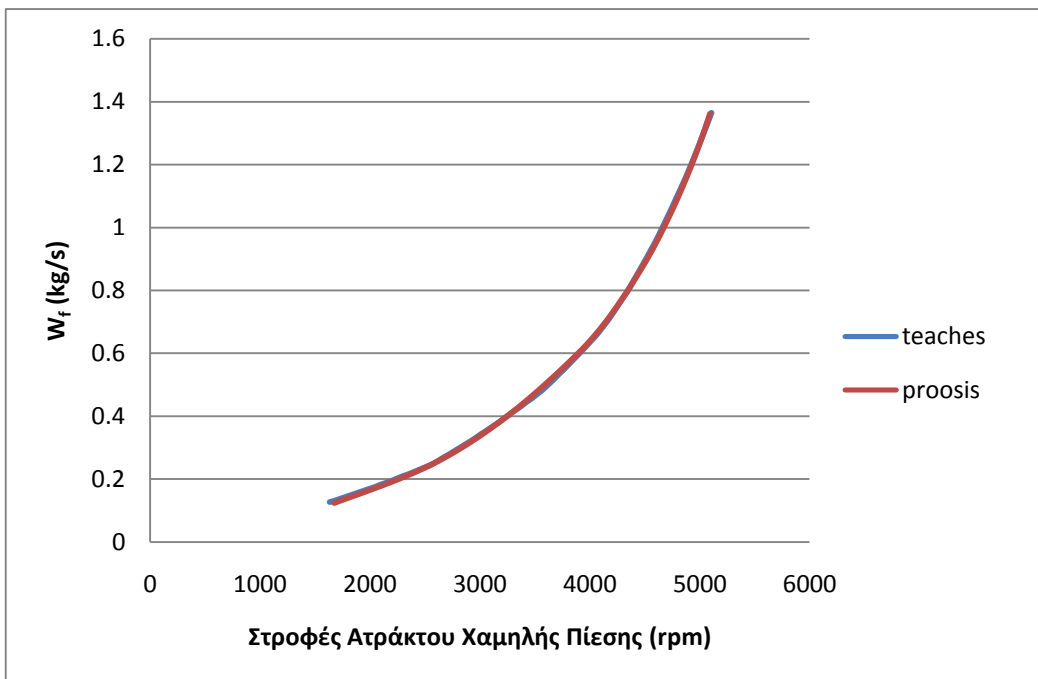
Σχήμα 4.14: Διάγραμμα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου ώσης.



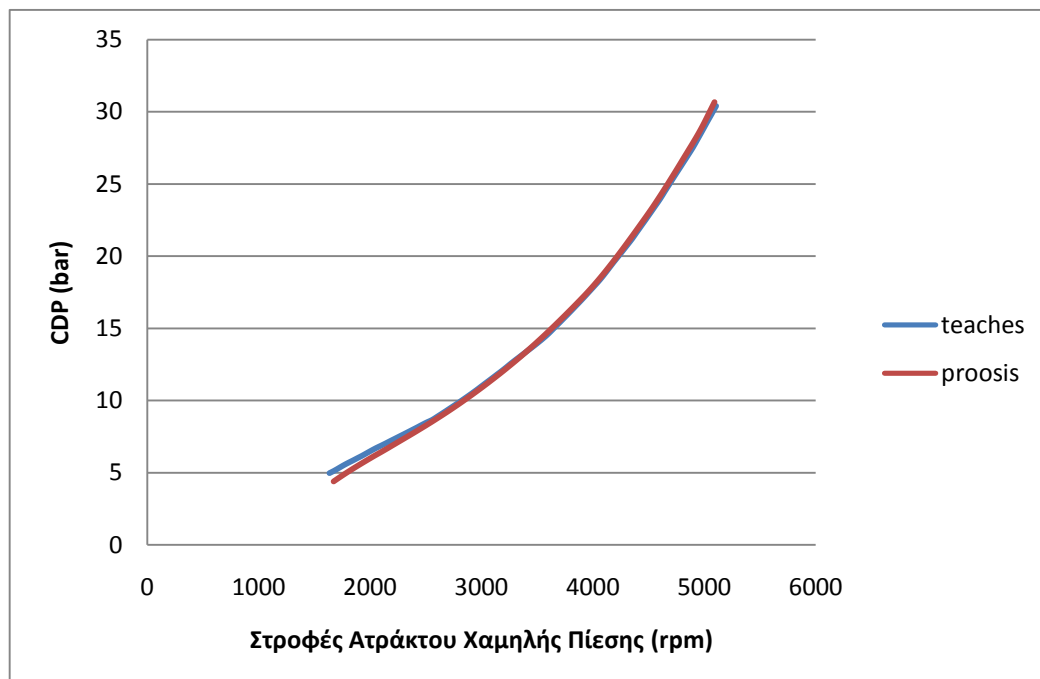
Σχήμα 4.15: Διάγραμμα ώσης στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



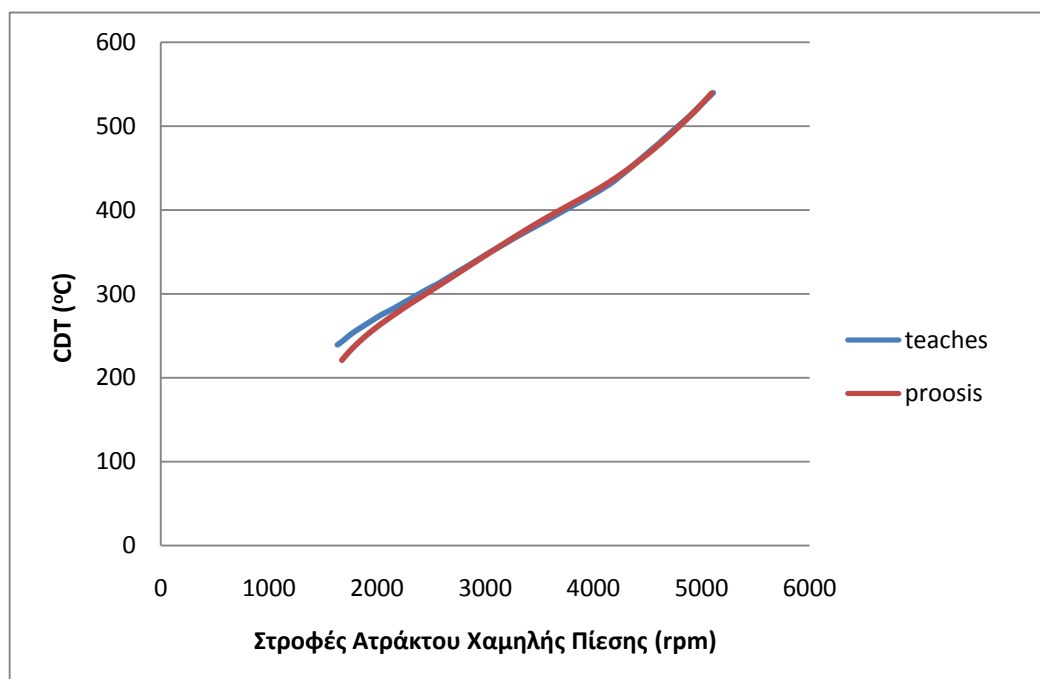
Σχήμα 4.16: Διάγραμμα παροχής μάζας αέρα στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



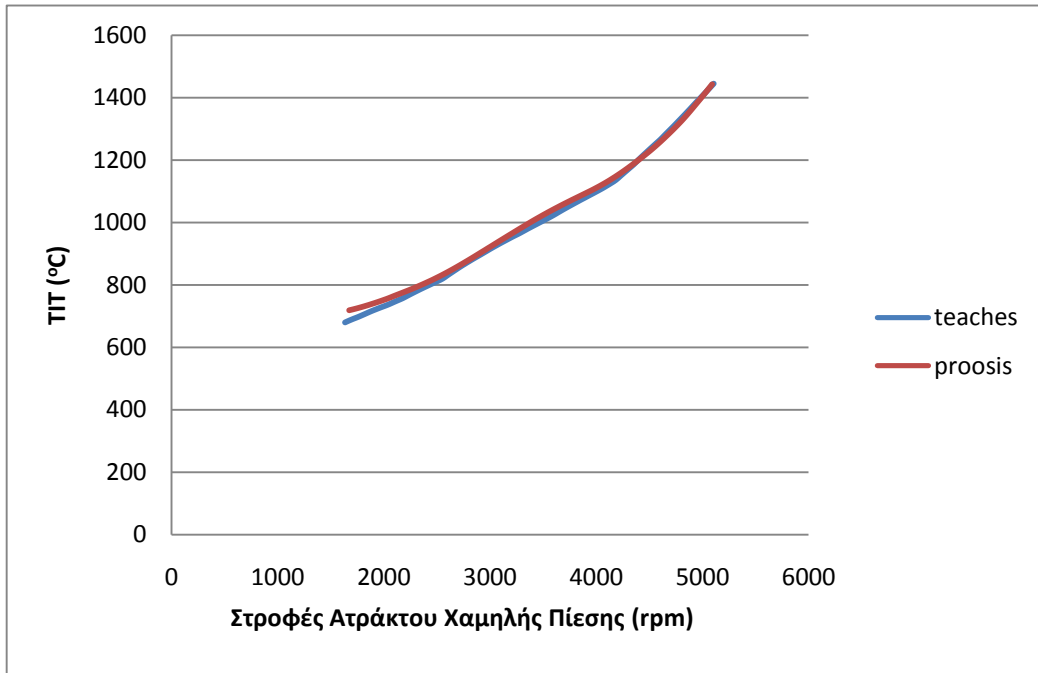
Σχήμα 4.17: Διάγραμμα παροχής μάζας καυσίμου στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



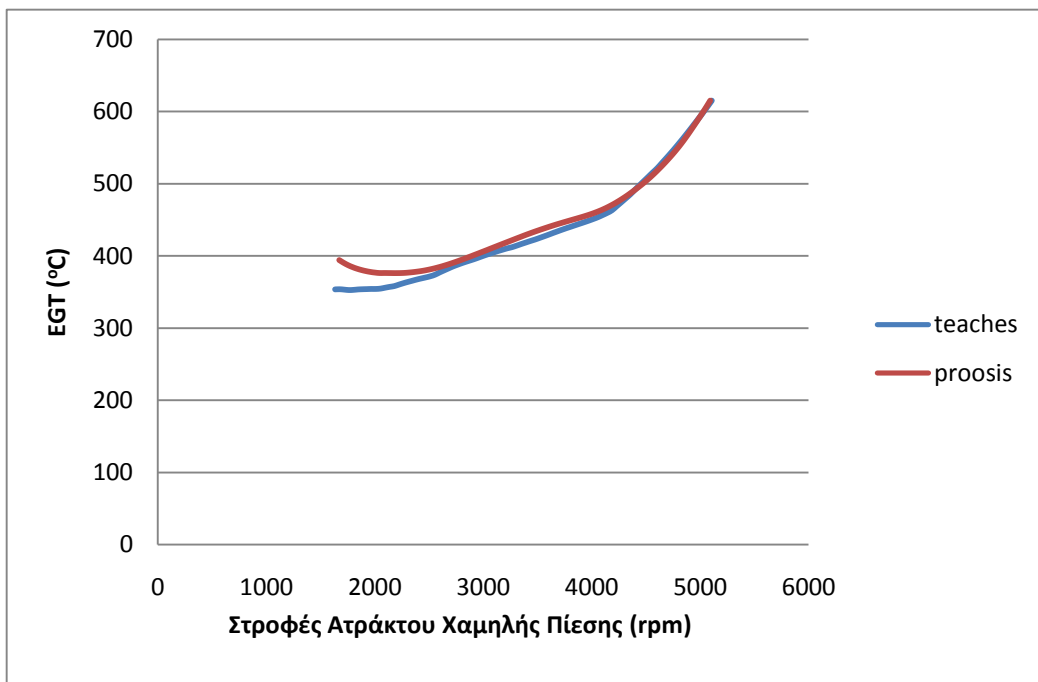
Σχήμα 4.18: Διάγραμμα στατικής πίεσης εξόδου μετά τον διαχύτη στον συμπιεστή στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



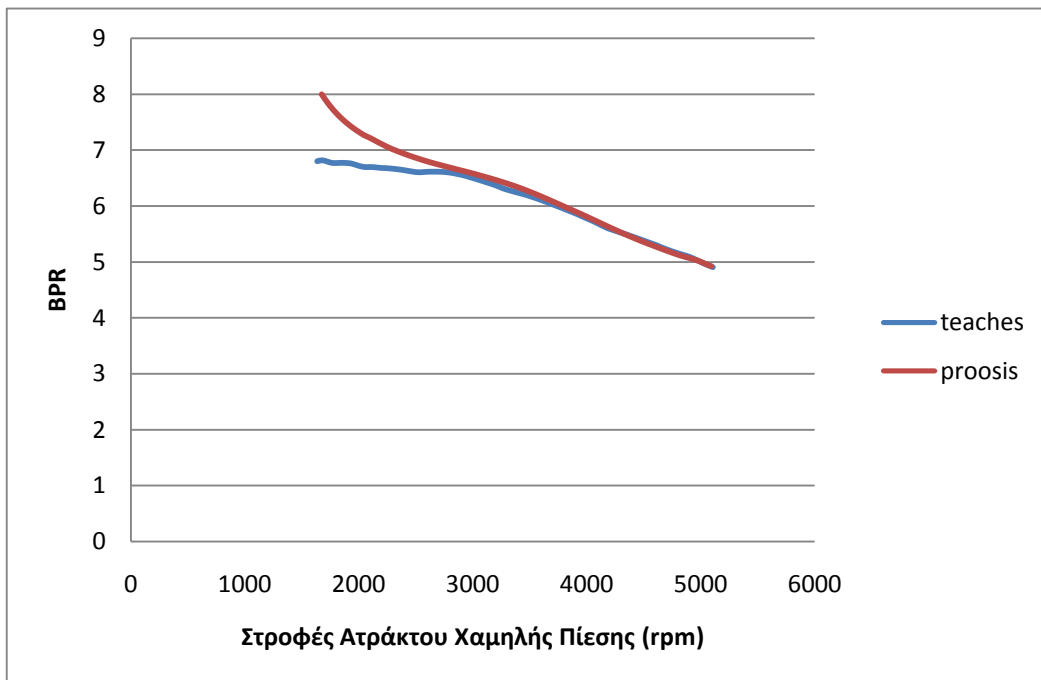
Σχήμα 4.19: Διάγραμμα στατικής θερμοκρασίας εξόδου μετά τον διαχύτη στον συμπιεστή στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



Σχήμα 4.20: Διάγραμμα θερμοκρασίας εισόδου στον στρόβιλο στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



Σχήμα 4.21: Διάγραμμα θερμοκρασίας εξόδου καυσαερίων στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



Σχήμα 4.22: Διάγραμμα λόγου παράκαμψης στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.

Παρατηρούμε ότι για κάποια μεγέθη υπάρχουν αποκλίσεις και διαφοροποιήσεις, ενώ σε άλλα οι αποκλίσεις είναι μικρές. Σε γενικές γραμμές μπορούμε να πούμε ότι όσο πιο κοντά στο σημείο σχεδίασης είμαστε τόσο πιο μικρές είναι οι αποκλίσεις μεταξύ των δυο μοντέλων. Δεδομένου ότι είναι αυτό το σημείο στο οποίο έχει γίνει η προσαρμογή του μοντέλου. Αντίθετα σε σημεία λειτουργίας κοντά στο idle, υπάρχουν μεγάλες αποκλίσεις ιδιαίτερα στον λόγο παράκαμψης και στο EGT.

Οι αποκλίσεις αυτές μπορεί να οφείλονται εν μέρει στη μορφή των χαρτών στις χαμηλές στροφές οι οποίες είναι σχεδόν κάθετες στον άξονα του λόγου πίεσης και στον τρόπο παρεμβολής που χρησιμοποιούν τα δύο προγράμματα. Το PROOSIS χρησιμοποιεί χάρτες στην μορφή γραμμών β όπου η διαδικασία παρεμβολής είναι πιο σταθερή και πιθανά πιο ακριβής. Επίσης χρησιμοποιεί μεγαλύτερο αριθμό χαρακτηριστικών και αριθμών σημείων ανά χαρακτηριστική. Μια άλλη πιθανή πηγή διαφοροποίησης μεταξύ των δύο μοντέλων είναι και το μοντέλο των θερμοδυναμικών ιδιοτήτων του εργαζόμενου μέσου που χρησιμοποιούν τα δύο προγράμματα.

Για τα σημεία take off, cruise και top of climb.

Στο δεύτερο κομμάτι συγκρίσεων με το πρόγραμμα PROOSIS, επιλέχθηκε να γίνουν συγκρίσεις σε μεμονωμένα σημεία λειτουργίας, με σκοπό να ελεγχθεί η μεταβολή των θερμοδυναμικών μεγεθών κατά μήκος του κινητήρα.

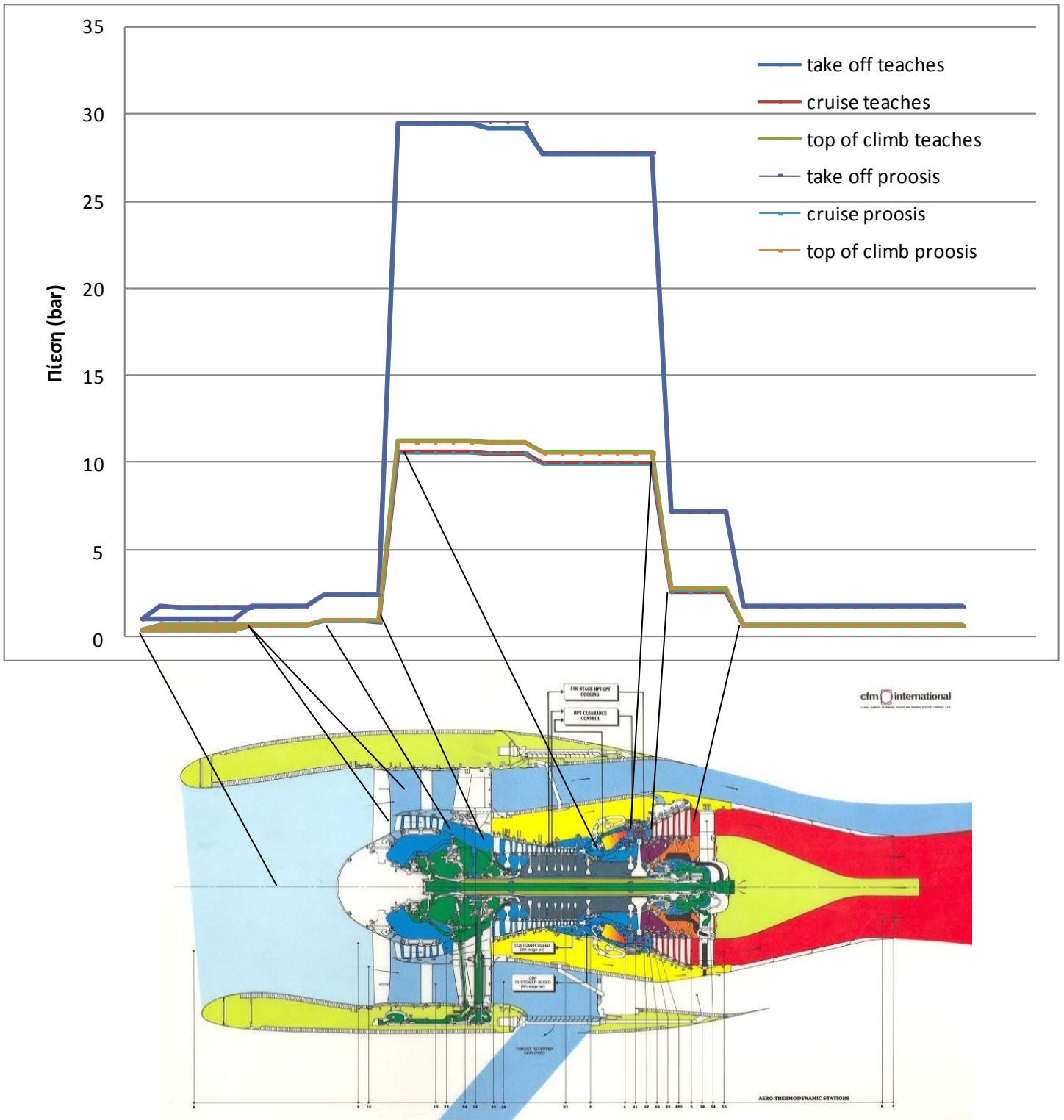
Τα σημεία αυτά είναι το take off, το Cruise και το Top of Climb. Ο Πίνακας 4.11 περιλαμβάνει τα χαρακτηριστικά στοιχεία για κάθε σημείο λειτουργίας.

Δεδομένα	Take off	Cruise	Top off climb
Altitude (m)	0	10668	10668
Mach Number	0,25	0,78	0,78
ΔT_{amb}	15	0	10
Ωση (N)	96060	24380	26510

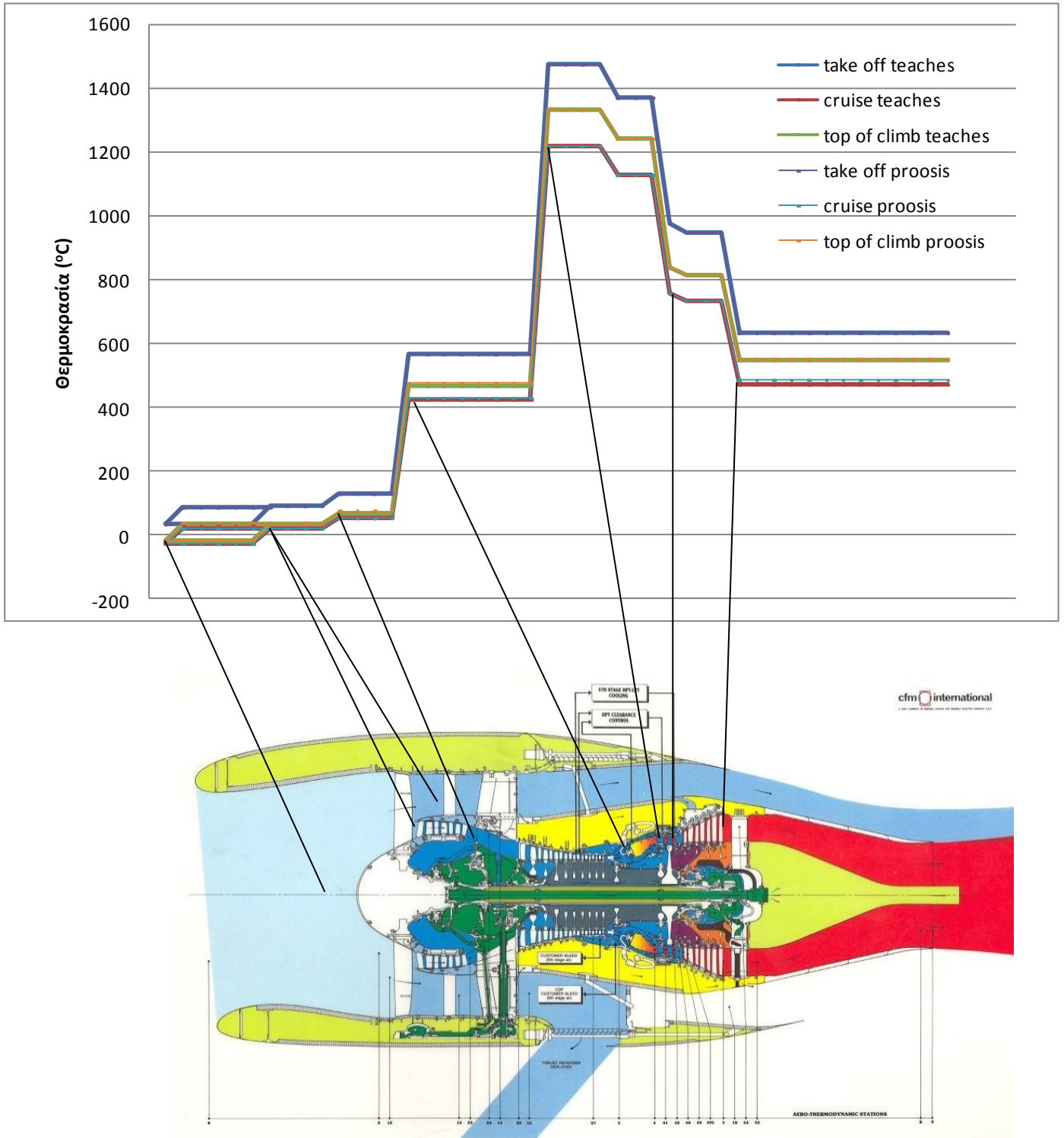
Πίνακας 4.11: Δεδομένα για τα σημεία λειτουργίας.

Όπου ΔT_{amb} είναι η διαφορά θερμοκρασίας σε σχέση με την θερμοκρασία ISA, η οποία είναι 15°C.

Το Σχήμα 4.23 παρουσιάζει τη μεταβολή της ολικής πίεσης για τα τρία σημεία λειτουργίας και για τα δύο μοντέλα. Ενώ το Σχήμα 4.24 παρουσιάζει τα αντίστοιχα αποτελέσματα για τη ολική θερμοκρασία.



Σχήμα 4.23: Διάγραμμα πίεσης κατά μήκος της μηχανής για τρία σημεία λειτουργίας για τα δύο προγράμματα.



Σχήμα 4.24: Διάγραμμα θερμοκρασίας κατά μήκος της μηχανής για τρία σημεία λειτουργίας για τα δύο προγράμματα.

Από τα παραπάνω διαγράμματα παρατηρούμε ότι οι αποκλίσεις μεταξύ των δύο μοντέλων για τα σημεία λειτουργίας που εξετάσαμε είναι πολύ μικρές γεγονός που επιβεβαιώνει την ποιότητα του μοντέλου που δημιουργήθηκε στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας.

5

Μοντέλο Trent

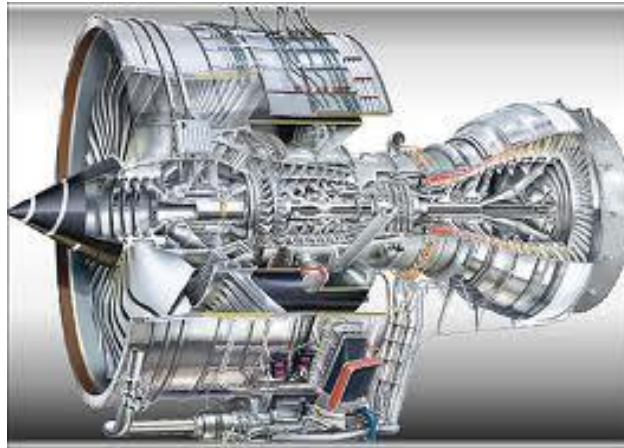
Στο συγκεκριμένο κεφάλαιο θα παρουσιαστεί το μοντέλο του κινητήρα TRENT, του δεύτερου κινητήρα που μοντελοποιήθηκε στην παρούσα διπλωματική. Αρχικά περιγράφονται τα γενικά χαρακτηριστικά του κινητήρα και η δομή του. Γίνεται μια σύντομη παρουσίαση των βιβλιογραφικών δεδομένων για τις εκδόσεις, και συγκεκριμένα για την έκδοση που έχει μοντελοποιηθεί. Στην συνέχεια περιγράφεται αναλυτικά η διαδικασία συγκρότησης του μοντέλου. Τελικά έπειτα από την συγκρότηση του μοντέλου γίνονται οι απαιτούμενοι έλεγχοι για την ορθότητα του, με στοιχεία της βιβλιογραφίας, και συγκρίσεις με το πρόγραμμα PROOSIS.

5.1 Γενικά Χαρακτηριστικά

Ο κινητήρας Trent είναι κατασκευής της εταιρείας Rolls-Royce, είναι κινητήρας turbofan, διπλού ρεύματος, τριπλής ατράκτου, μεγάλου λόγου παράκαμψης. Ακολουθεί την τεχνολογία των κινητήρων τριπλής ατράκτου της Rolls-Royce και αποτελεί συνέχεια του κινητήρα RB 211 για τα πολιτικά αεροσκάφη. Χρησιμοποιείται στα αεροσκάφη A330/340/350/380 και στα Boeing 777/787. Ο κινητήρας άρχισε να χρησιμοποιείται μετά το 1990 και είναι από τους πιο δημοφιλείς και σήμερα. Η αρχική πρόταση για το A330 ήταν η έκδοση Trent 600 που τελικά δεν χρησιμοποιήθηκε σε κανένα αεροσκάφος. Χρησιμοποιήθηκε τελικά ο Trent 700 στο συγκεκριμένο αεροσκάφος. Με τον συγκεκριμένο κινητήρα η Rolls Royce κατάφερε να αλλάξει το μερίδιο αγοράς στους κινητήρες για τα πολιτικά αεροσκάφη.

Ο κινητήρας έχει έξι εκδόσεις, ενώ σε κάθε έκδοση υπάρχουν διαφορές σε χαρακτηριστικά κυρίως επιδόσεων, αλλά δεν αλλάζει κάτι στις συνιστώσες και στην διάταξη του κινητήρα. Ο κινητήρας του οποίου η διάταξη και τα δεδομένα θα παρουσιαστούν παρακάτω είναι ο TRENT 700 και συγκεκριμένα ο 772B (Σχήμα 5.1).

[21]



Σχήμα 5.1: Ο κινητήρας Trent 772B.

5.1.1 Διάταξη του κινητήρα

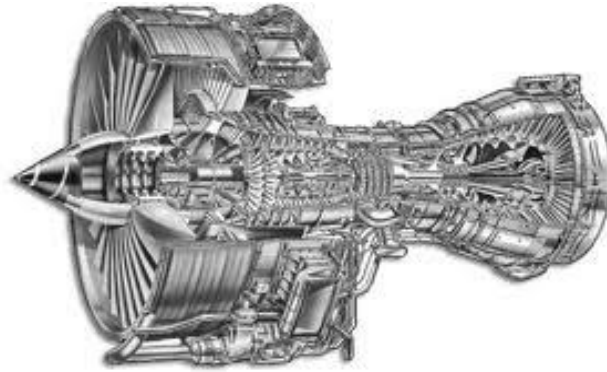
Ο κινητήρας αποτελείται από τις παρακάτω συνιστώσες.

Έχει τον αγωγό εισόδου, τον ανεμιστήρα (fan), όπου αντικαθιστά τον ρόλο του συμπιεστή χαμηλής πίεσης, τον συμπιεστή ενδιάμεσης πίεσης (IPC), τον συμπιεστή υψηλής πίεσης (HPC), τον θάλαμο καύσης, τον στρόβιλο υψηλής πίεσης (HPT), τον ενδιάμεσο στρόβιλο (IPT), τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης (LPT) και το ακροφύσιο κύριου ρεύματος και ρεύματος παράκαμψης. Η πρώτη άτρακτος συνδέει τον fan και τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης, η δεύτερη τον ενδιάμεσο συμπιεστή και στρόβιλο και η τρίτη τον συμπιεστή και στρόβιλο υψηλής πίεσης.

Ο ανεμιστήρας αποτελείται από 26 πτερύγια και η έκδοση που θα μοντελοποιηθεί έχει διάμετρο 97,4 inches. Ο ενδιάμεσος (Intermediate) συμπιεστής έχει οκτώ βαθμίδες, ενώ η συμπιεστής υψηλής πίεσης έχει έξι βαθμίδες. Στον συμπιεστή υψηλή πίεσης πραγματοποιούνται δυο απομαστεύσεις στην τρίτη και πέμπτη βαθμίδα. Η πρώτη καταλήγει στον στρόβιλο χαμηλής πίεσης και η δεύτερη στο ενδιάμεσο στρόβιλο. Διαθέτει δακτυλιοειδή θάλαμο καύσης με ειδική σχεδίαση για μειωμένες εκπομπές NO_x. Ο στρόβιλος υψηλής πίεσης είναι μονοβάθμιος και σε συνδυασμό με τον μονοβάθμιο ενδιάμεσο στρόβιλο καταφέρνει να μειώσει κατά πολύ την πίεση και τη θερμοκρασία του κύριου ρεύματος πριν φτάσει στον στρόβιλο χαμηλής πίεσης που διαθέτει τέσσερις βαθμίδες. Τα ακροφύσια εξόδου είναι σταθερής γεωμετρίας. Ανάμεσα στις διάφορες εκδόσεις έχουμε διαφοροποιήσεις στον αριθμό των βαθμίδων των συμπιεστών IPC και HPC αλλά και του στροβίλου HPT.

Το πλεονέκτημα των κινητήρων τριών αξόνων το οποίο έχει υιοθετήσει η Rolls-Royce, έγκειται στο γεγονός ότι ο ενδιάμεσος άξονας επιτρέπει στον ενδιάμεσο συμπιεστή να στρέφεται γρηγορότερα από τον ανεμιστήρα. Με αυτό τον τρόπο αυξάνεται η ταχύτητα του ρεύματος έτσι δεν απαιτείται μεγαλύτερος αριθμός βαθμίδων για τον συγκεκριμένο

συμπιεστή για την απαιτούμενη αύξηση πίεσης του ρεύματος. Τελικά προκύπτει ένας ελαφρύτερος κινητήρας, που έχει ωστόσο το μειονέκτημα να είναι δύσκολος στην κατασκευή του και πιο ακριβός στην συντήρηση. Στο σχήμα Σχήμα 5.2 παρουσιάζεται η τομή του κινητήρα TRENT.

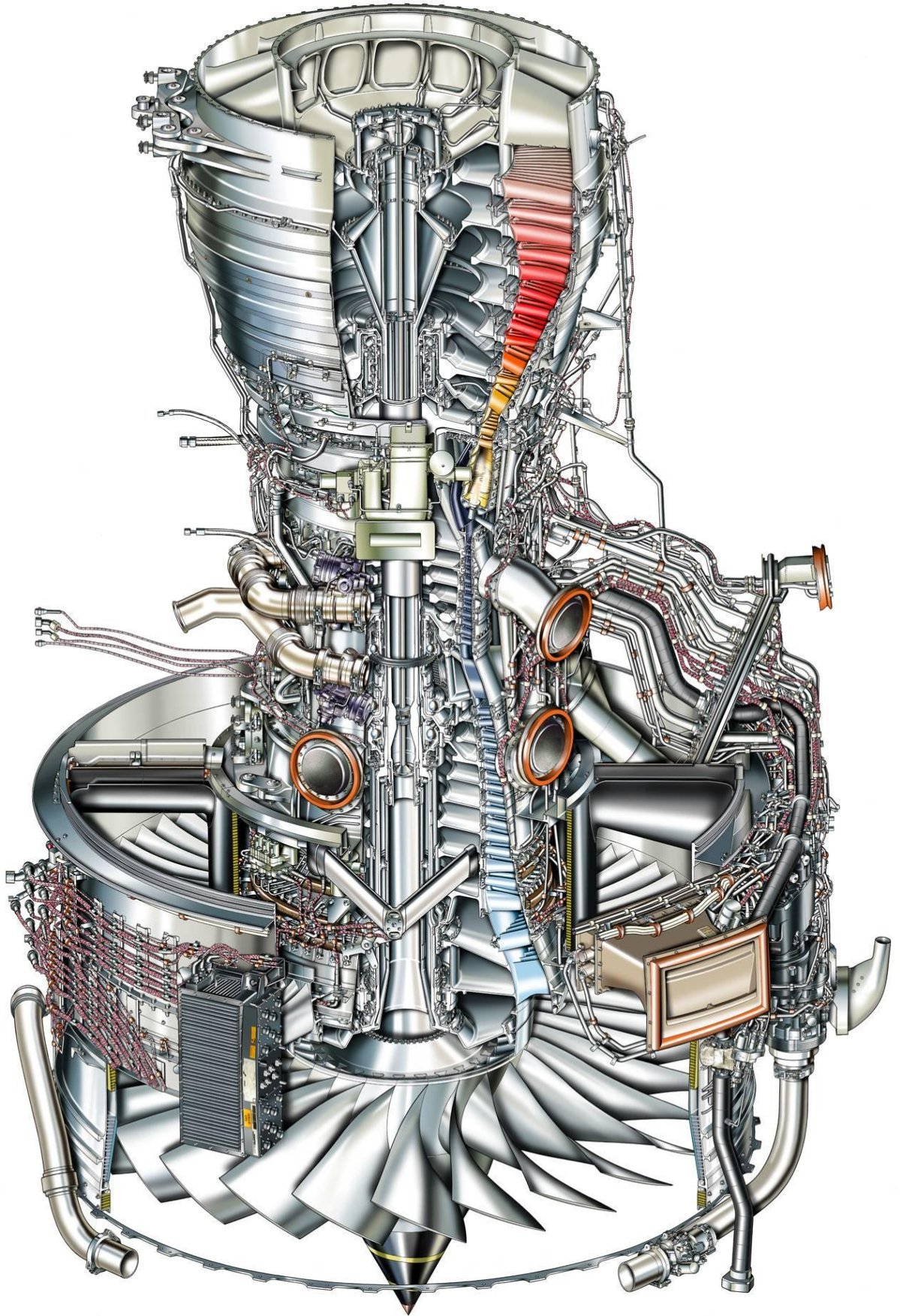


Σχήμα 5.2: Η τομή του κινητήρα TRENT.

5.1.2 Χαρακτηριστικά των εκδόσεων του κινητήρα

Τα δεδομένα για τον κινητήρα Trent που βρέθηκαν από την βιβλιογραφία ακολουθούν στον παρακάτω πίνακα (Πίνακας 5.1). Είναι συγκεντρωτικά στοιχεία για όλα τα μοντέλα και τις εκδόσεις τους, όπου αναφέρονται οι εφαρμογές τους στα αεροσκάφη, η ώση για την απογείωση και κατά την πλεύση, ο λόγος παράκαμψης και πίεσης, η διάμετρος του fan και η παροχή αέρα. Βασική βιβλιογραφική πηγή είναι ο ιστότοπος της Rolls – Royce [21] όπου παρέχει μεμονωμένα στοιχεία σε σχέση με άλλους αντίστοιχους ιστότοπους για την απογείωση (take-off) και την πτήση σε σταθερό ύψος (cruise). Σημαντικά στοιχεία μας δίνει το Janes aeroengines [13], βιβλιογραφική πηγή που παρέχει στοιχεία για πολλούς κινητήρες, λεπτομερή χαρακτηριστικά ανά την έκδοσή τους, όπου στον συγκεκριμένο κινητήρα είναι η κύρια πηγή μας. Επίσης πληροφορίες αντλούνται από τα engine data sheets τις EASA. [13]

Στο Σχήμα 5.3 παρουσιάζεται η τομή του κινητήρα TRENT 772B.



Σχήμα 5.3: Ο κινητήρας Trent σε τομή.

Έκδοση	Εφαρμογή	Ώση take-off (kN)	Ώση maximum continuous cruise (kN)	Λόγος παράκαμψης	Μέγιστος Ολικός Λόγος Πίεσης	Διάμετρος ανεμιστήρα (Inches)	Παροχή αέρα (kg/sec)
768-60	A330	300,3	268,7	5,1	33,5	2,47	898
772-60	A330	316,3	282,7	5	35,3	2,47	919
772B-60	A330	316,3	282,7	5,03	35,79	2,47	919
875	777	331,9	276,48768	6,2	33,9	2,8	1119
877	777	343,4	312,29408	6,02	34,7	2,8	1134
884	777	377,9	312,29408	5,8	37,5	2,8	1175
892	777	407,5	343,25216	5,8	39,6	2,8	1200
895	777	422,6	343,25216	5,8	40,7	2,8	1208
553-61	A340-500	248,1	319,5888	7,5	34,8	2,47	860,5
556-61	A340-500/600	260	319,5888	7,5	36,3	2,47	879,5
556B-61	A340-500/600	260	319,5888	7,5	36,3	2,47	879,5
560-61	A340-500/600	275,3	319,5888	7,5	36,3	2,47	879,5
553A2-61	A340-500/600	248,1	319,5888	7,5	34,8	2,47	860,5
556A2-61	A340-500/600	260	319,5888	7,5	36,3	2,47	879,5
556B2-61	A340-500/600	260	319,5888	7,5	36,3	2,47	879,5
560A2-61	A340-500/600	275,3	319,5888	7,5	36,3	2,47	879,5
970-84	A380	334,29	319,6	8,5	38,5	2,95	1181
970B-84	A380	348,31	319,6	8,5	38,5	2,95	1181
977-84	A380	359,33	340	8,7	41,4	2,95	1204,28
980-84	A380	374,09	340	8,7	41,4	2,95	1245,1
977B-84	A380	372,92	340	8,7	41,4	2,95	1204,28
972-84	A380	341,6	340	8,7	41,4	2,95	1245,1
972B-84	A380	356,81	340	8,7	41,4	2,95	1245,1

Πίνακας 5.1: Συγκεντρωτικός πίνακας των στοιχείων των εκδόσεων του κινητήρα Trent.

Να σημειωθεί ότι υπάρχουν οι καινούργιες εκδόσεις του Trent η 1000 και η XWB. Ο Trent 1000 έχει περάσει το στάδιο της πιστοποίησης και των ελέγχων και έπειτα από την βελτίωση του έχει χρονοδιάγραμμα να πετάξει από το 2013 και μετά. Πραγματοποίησε την πρώτη του πτήση τον Δεκέμβριο του 2009 με το Dreamliner 787 και έχει ως βασικά χαρακτηριστικά διάμετρο ανεμιστήρα 2.85 μέτρα, και ώση κατά την απογείωση 275-350 kN. Στο στάδιο της σχεδίασης είναι ο κινητήρας Trent XWB που θα χρησιμοποιηθεί στο Airbus A350.

5.2 Συλλογή δεδομένων για το μοντέλο.

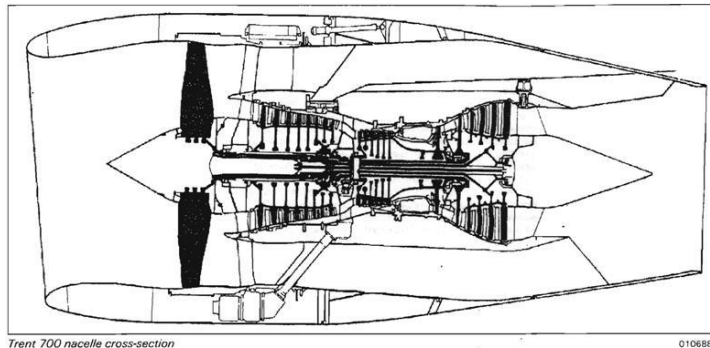
5.2.1 Στοιχεία από την βιβλιογραφία.

Για την συγκρότηση ενός μοντέλου κινητήρα απαιτούνται επιπλέον δεδομένα κυρίως για την απογείωση το οποίο θα αποτελέσει και το σημείο σχεδίασης. Για τα επιπλέον θερμοδυναμικά στοιχεία που δεν προέκυψαν από τις βιβλιογραφικές πηγές χρησιμοποιήθηκε το πρόγραμμα PROOSIS.

Στο αρχικό μοντέλο που συγκροτήθηκε χρησιμοποιήσαμε ως design point την απογείωση του αεροσκάφους, όπως και στον προηγούμενο κινητήρα. Αρχικά υπήρχαν τα βασικά θερμοδυναμικά στοιχεία που δίνονται από την ανοιχτή βιβλιογραφία δηλαδή η ώση, ο λόγος πίεσης, ο λόγος παράκαμψης, η παροχή αέρα, η διάμετρος του ανεμιστήρα και ο λόγος πίεσης του.

Τα γεωμετρικά στοιχεία που απαιτούνται για την μοντελοποίηση του κινητήρα προέκυψαν από σχέδιο του κινητήρα σε τομή υπό κλίμακα με δεδομένη την διάμετρο του fan (βλέπε Σχήμα 5.4).

Ο Πίνακας 5.2 περιλαμβάνει τα βασικά στοιχεία του κύκλου στο σημείο σχεδίασης ενώ ο Πίνακας 5.3 περιλαμβάνει τα απαιτούμενα εμβαδά των επιφανειών στην είσοδο και έξοδο των συνιστωσών.



Σχήμα 5.4: Ο κινητήρας σε τομή.

Trent 772B						
Ώση take-off (kN)	Λόγος πίεσης	Λόγος παράκαμψης	Παροχή αέρα (kg/sec)	SFC (*10 ⁵ kg/Nsec)	Διάμετρος Fan (μέτρα)	Λόγος πίεσης Fan
316,3	35,93	5	919	1,586	2,47	3,2

Πίνακας 5.2: Συγκεντρωτικά στοιχεία για την απογείωση από την βιβλιογραφία.

Γεωμετρικά Στοιχεία – Εμβαδά Επιφανειών Συνιστωσών (m ²)		
Fan	Είσοδος	4,015
	Έξοδος	0,707
Συμπίεστης Ενδιάμεσης Πίεσης	Είσοδος	0,591
	Έξοδος	0,32
Συμπίεστης Υψηλής Πίεσης	Είσοδος	0,145
	Έξοδος	0,123
Θάλαμος Καύσης	Είσοδος	0,065
	Έξοδος	0,065
Στρόβιλος Υψηλής Πίεσης	Είσοδος	0,106
	Έξοδος	0,17
Στρόβιλος Ενδιάμεσης Πίεσης	Είσοδος	0,11
	Έξοδος	0,37
Στρόβιλος Χαμηλής Πίεσης	Είσοδος	0,536
	Έξοδος	1,276
Ακροφύσιο Κύριου Ρεύματος	Είσοδος	1,276
	Έξοδος	0,66
Διατομή Fan Ρεύματος Παράκαμψης	Είσοδος	3,58
	Έξοδος	2,972
Διαχύτης Ρεύματος Παράκαμψης	Είσοδος	2,972
	Έξοδος	2,872
Ακροφύσιο Ρεύματος Παράκαμψης	Είσοδος	2,872
	Έξοδος	2,04

Πίνακας 5.3: Γεωμετρικά στοιχεία.

5.2.2 Στοιχεία από το πρόγραμμα PROOSIS.

Για την συγκρότηση του μοντέλου ακολουθήθηκε η διαδικασία όπως και στον πρώτο κινητήρα. Για την τελική συγκρότηση του μοντέλου απαιτούνται αρκετά δεδομένα που δεν δίνονται στην ανοιχτή βιβλιογραφία. Από το πρόγραμμα PROOSIS βρέθηκαν τα θερμοδυναμικά στοιχεία σε κάθε συνιστώσα όπως επίσης και οι παροχές αέρα.

Αρχικά για το σημείο σχεδίασης χρειαζόμαστε τις διορθωμένες παροχές στις συνιστώσες, τους λόγους πίεσης, τους ισεντροπικούς βαθμούς απόδοσης της κάθε συνιστώσας. Επίσης τις στροφές των αξόνων και τις απώλειες πίεσης. Από το πρόγραμμα PROOSIS βρέθηκαν τα θερμοδυναμικά στοιχεία σε κάθε συνιστώσα όπως επίσης και τις παροχές αέρα. Οι τιμές της παροχής και των στροφών διορθώθηκαν βάσει των τύπων του 4^{ου} κεφαλαίου (4.1), (4.2) για τις παροχές και (4.3), (4.4) για τις στροφές.

Επίσης χρησιμοποιήθηκαν οι απώλειες πίεσης, οι μηχανικοί βαθμοί απόδοσης, οι απομαστεύσεις αέρα τόσο για ψύξη των στροβίλων όσο και για τις ανάγκες της καμπίνας, καθώς και οι απώλειες ισχύος για τα βοηθητικά συστήματα του αεροσκάφους.

Συγκεκριμένα έχουμε τις εξής απώλειες πίεσης. α) 1% στην είσοδο του HPC, β) 2% στον αγωγό παράκαμψης, γ) 1% στο διαχύτη στην έξοδο του HPC, δ) 5% στο θάλαμο καύσης και ε) 1% στο διαχύτη στην έξοδο του LPT. Οι απώλειες αυτές είναι συνάρτηση της ανηγμένης παροχής εισόδου σε κάθε μια από αυτές τις συνιστώσες. Οι μηχανικοί βαθμοί απόδοσης είναι 0.995 και για τους τρεις άξονες. Έχουμε τις εξής απομάστευσεις αέρα α) 12% της παροχής εισόδου στο διαχύτη, από το διαχύτη στην έξοδο του συμπιεστή, το οποίο επιστρέφει στον όλο στον επαναμείκτη στην είσοδο του HPT, 5% στην 3^η βαθμίδα του HPC, που επιστρέφει στον επαναμείκτη στην είσοδο του IPT, 3% στην 5^η βαθμίδα του HPC, που επιστρέφει στον επαναμείκτη στην είσοδο του LPT. Επίσης υπάρχει απομάστευση αέρα για τις ανάγκες της καμπίνας από την έξοδο του HPC η οποία δίνεται από τη σχέση (3.8) με συντελεστή coef= 0.8193. Επίσης υπάρχει απώλεια ισχύος για τα βοηθητικά συστήματα του αεροσκάφους από τον άξονα υψηλής πίεσης η οποία δίνεται από τη σχέση (3.9) με συντελεστές coef1= 123.0405 και coef2=156.597.

Ο Πίνακας 5.4 περιλαμβάνει όλα τα στοιχεία τα οποία είναι απαραίτητα για το σημείο σχεδίασης του κινητήρα.

Στροφές Ατράκτων (rpm)					
Low Speed Spool		Intermediate Speed Spool		High Speed Spool	
3900		7000		10611	
Στοιχεία συμπίεστών					
Συνιστώσα	Διορθωμένη Παροχή (kg/s)	Λόγος πίεσης	Ισεντροπικός βαθμός απόδοσης	Απώλειες πίεσης (%)	
Fanouter	766,4	1,75	0,87	0	
Faninner	152,36	1,6	0,87	0	
IPC	102,81	5,4	0,9	0	
HPC	24,88	4,2	0,89	1	
Απομαστεύσεις					
12% από το διαχύτη στην έξοδο του HPC επιστροφή στην είσοδο του HPT		5% στην 3 ^η βαθμίδα του HPC επιστροφή στην είσοδο του IPT		3% στην 5 ^η βαθμίδα του HPC επιστροφή στην είσοδο του LPT	
Για τις ανάγκες τις καμπίνας από την έξοδο του HPC σχέση (3.8) coef= 0.4445205.					
Θάλαμος καύσης					
Διορθωμένη Παροχή (kg/s)		Βαθμός Απόδοσης		Απώλειες πίεσης (%)	
5.984761459		1		5%	
Στοιχεία Στροβίλων					
Συνιστώσα	Διορθωμένη Παροχή (kg \sqrt{K} /s bar)	Λόγος Πίεσης	Ισεντροπικός Βαθμός απόδοσης	Θερμοκρασία Εισόδου Στροβίλου(°C)	Μηχανικός Βαθμός Απόδοσης
HPT	788,98	3,7945	0,91	835,2913	0,995
IPT	391,1	2,1303	0,9	1038,933	0,995
LPT	167,47	2,4491	0,89	1327,501	0,995
Απώλειες ισχύος για τα βοηθητικά συστήματα του αεροσκάφους από τον HPT σχέση (3.9) coef1= 123.0405 και coef2=156.597					
Διαχύτες					
Διορθωμένη Παροχή (kg/s)		Απώλειες πίεσης (%)			
Έξοδος HPC		6.732856681		1%	
Έξοδος LPT		154.3674357		1%	
Ρεύμα παράκαμψης					
Διορθωμένη Παροχή (kg/s)		Απώλειες πίεσης (%)			
479.2673028		2%			
Συνολικά στοιχεία					
Παροχή Μάζας Αέρα (kg/s)	Λόγος Παράκαμψης	Ωση (N)	Θερμοκρασία εξόδου καυσαερίων (°C)	Παροχή καυσίμου (kg/s)	
919	5	316222	553,9056	3,199	

Πίνακας 5.4: Συνολικά απαιτούμενα στοιχεία για το σημείο σχεδίασης.

Όπως και για τον προηγούμενο κινητήρα είναι απαραίτητη μια αρχική εκτίμηση του αριθμού Mach σε κάθε θέση προκειμένου να μπορεί να πραγματοποιηθεί ο υπολογισμός των στατικών μεγεθών με δεδομένα. Η εκτίμηση αυτή έγινε με βάση την εξίσωση (4.5) με δεδομένα τα θερμοδυναμικά στοιχεία από το πρόγραμμα PROOSIS. Ο Πίνακας 5.5 παρουσιάζει τα αντίστοιχα αποτελέσματα. Η αρίθμηση των θέσεων αντιστοιχεί στο Σχήμα 3.3.

Κύριο Ρεύμα		
Θέση	Εμβαδόν	Εκτίμηση αριθμού Mach
1	4,015	0,766
5	4,015	0,766
6	0,707	0,379
7	0,707	0,379
14	0,591	0,477
15	0,32	0,188
19	0,145	0,112
20	0,123	0,117
22	0,065032	0,139
23	0,065032	0,101
25	0,106	0,214
26	0,17	0,346
30	0,375	0,31
33	0,536948	0,195
34	1,276218	0,374
38	1,276218	0,374
39	1,276218	0,374
41	1,276218	0,374
42	1,276218	0,374
43	1,276218	0,374
44	1,276218	0,374
45	0,660525	0,724
46	0,660525	0,724
Ρεύμα Παράκαμψης		
47	3,581691	0,66
48	2,972	0,442
49	2,972	0,442
50	2,972	0,442
51	2,872	0,542
52	2,040028	0,773

Πίνακας 5.5: Στοιχεία για τον αριθμό Mach σε κάθε θέση

5.3 Τελική διαμόρφωση του μοντέλου

Προκειμένου να ολοκληρώσουμε την συλλογή των απαραίτητων δεδομένων του αρχείου απαιτούνται οι χάρτες χαρακτηριστικών των συνιστωσών, όπου μαζί με τα παραπάνω δεδομένα αρκούν για την συγκρότηση του αρχικού μοντέλου στο σημείο σχεδίασης που έχουμε, την απογείωση.

5.3.1 Προσδιορισμός αγνώστων πεδίων χαρακτηριστικών

Όμοια με παραπάνω, από τι στιγμή που δεν υπάρχουν διαθέσιμα στοιχεία για τους χάρτες των συνιστωσών του κινητήρα χρησιμοποιήσαμε τυπικούς χάρτες από τη βιβλιογραφία, οι οποίοι έχουν χρησιμοποιηθεί και από το πρόγραμμα PROOSIS για την μοντελοποίηση του ίδιου κινητήρα, έτσι ώστε τα αποτελέσματά μας να είναι συγκρίσιμα. Οι χάρτες αυτοί υπάρχουν στη βάση δεδομένων χαρτών του TEACHES, ενώ υπάρχει το εργαλείο που παρουσιάστηκε παραπάνω, μέσω του οποίου μπορούμε να κάνουμε scaling των χαρτών, με βάση τις σχέσεις ομοιότητας καθορίζοντας τα σημεία σχεδίασης του χάρτη αναφοράς και του νέου χάρτη που θέλουμε να δημιουργήσουμε [5].

Για την ακρίβεια, χρησιμοποιήθηκαν οι ίδιοι χάρτες με αυτούς του CFM56, σύμφωνα με την παρακάτω αντιστοιχία, και βάσει των στοιχείων του PROOSIS.

Fanouter, Faninner CFM56	→ Fanouter, Faninner TRENT
HPC CFM56	→IPC, HPC TRENT
LPT CFM56	→LPT TRENT
HPT CFM56	→IPT, HPT TRENT

5.3.2 Αρχικό τρέξιμο του μοντέλου στο σημείο σχεδίασης

Μετά τη δημιουργία των χαρτών έγινε ένα αρχικό τρέξιμο στο σημείο σχεδίασης για να δούμε πόσο μακριά είμαστε από τις πραγματικές επιδόσεις του κινητήρα. Το τρέξιμο αυτό έγινε με παράμετρο ελέγχου τις στροφές χαμηλής $N1=3900$ rpm, ενώ ο Πίνακας 5.6 παρουσιάζει τις συνολικές επιδόσεις του κινητήρα οι οποίες είναι πολύ κοντά σ' αυτές της βιβλιογραφίας και του προγράμματος PROOSIS.

Δεδομένα	Τιμή από την πρώτη λειτουργία του μοντέλου
Στροφές ατράκτου χαμηλής πίεσης	3900
Ωση (N)	315906,215
Παροχή αέρα (kg/s)	914,57
Στροφές ατράκτου ενδιάμεσης πίεσης(rpm)	6383,62
Στροφές ατράκτου υψηλής πίεσης(rpm)	9686,72
Παροχή καυσίμου (kg/s)	3,183

Πίνακας 5.6: Δεδομένα της λειτουργίας για την απογείωση με τους scaled χάρτες.

Προκειμένου να πλησιάσουμε ακόμα περισσότερο τις επιδόσεις του PROOSIS προχωρήσαμε στην προσαρμογή των χαρτών με χρήση της προσαρμοστικής μοντελοποίησης.

5.3.3 Προσαρμογή των χαρτών

Θα επαναλάβουμε την διαδικασία που ακολουθήθηκε και παραπάνω, δηλαδή για την προσαρμογή των χαρτών έτσι ώστε το μοντέλο να έχει συγκεκριμένες επιδόσεις θα χρησιμοποιήσουμε την δυνατότητα που δίνει το TEACHES για λειτουργία προσαρμοστικής μοντελοποίησης (adaptive). Για κάθε συνιστώσα χρειάζεται να εκτιμήσουμε δύο παραμέτρους την ανηγμένη παροχή και τον ισεντροπικό βαθμό απόδοσης. Επίσης για τα ακροφύσια το εμβαδόν εξόδου. Δεδομένου ότι έχουμε 4 χάρτες συμπίεστών, 3 χάρτες στροβίλων και δυο ακροφύσια, πρέπει να εκτιμήσουμε 16 παράμετρους τροποποίησης. Για να γίνει αυτό χρειάζεται να έχουμε στη διάθεσή μας αντίστοιχα 16 θερμοδυναμικά μεγέθη και επιδόσεις του κινητήρα. Οι μετρήσεις αυτές πρέπει να είναι ανεξάρτητες μεταξύ τους έτσι ώστε το σύστημα που δημιουργείται να είναι σταθερό και να μπορεί να επιλυθεί.

Προκειμένου να επιλέξουμε τις κατάλληλες μετρήσεις, ακολουθήσαμε την διαδικασία που περιγράφηκε παραπάνω, με τον υπολογισμό των ποσοστιαίων μεταβολών των θερμοδυναμικών μεγεθών και επιδόσεων συνολικά 48 μεγεθών. Προέκυψαν οι ιακωβιανές των συστημάτων με πιθανούς συνδυασμούς 48 μετρήσεων και 14 παραγόντων τροποποίησης.

Ο Πίνακας 5.7 παρουσιάζει τα αποτελέσματα της παραπάνω διαδικασίας. Συγκεκριμένα παρουσιάζονται τα μεγέθη τα οποία είναι πιο κατάλληλα για την εκτίμηση των παραγόντων τροποποίησης και οι αντίστοιχες τιμές τους για το σημείο σχεδίασης βάση του προγράμματος PROOSIS.

Στη συνέχεια τρέξαμε το πρόγραμμα σε λειτουργία προσαρμοστικής μοντελοποίησης οπότε και πρόεκυψαν οι παράγοντες τροποποίησης, μέσω των οποίων θα γίνει οι προσαρμογή των αντίστοιχων χαρτών. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.8.

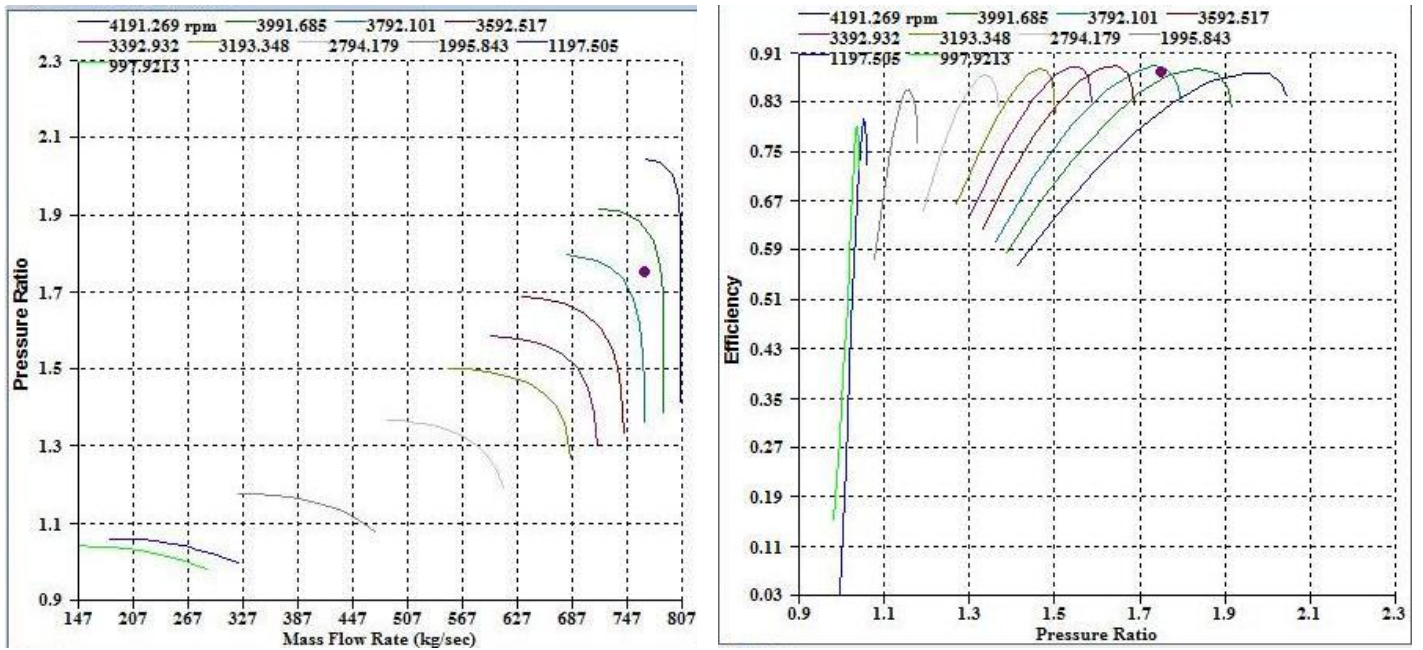
Επιλογή Δεδομένων	Τιμή του PROOSIS	Επεξήγηση δεδομένου
N1 (rpm)	3900	Στροφές ατράκτου χαμηλής πίεσης
THRUST (N)	316300	Ωση
FUEL (kg/s)	3.11419	Παροχή Καυσίμου
N2 (rpm)	7000	Στροφές ατράκτου ενδιάμεσης πίεσης
N3 (rpm)	10611	Στροφές ατράκτου υψηλής πίεσης
BPR	5.03	Λόγος παράκαμψης
Win (kg/s)	919	Παροχή αέρα
FanOutTtout (°C)	71.7603	Θερμοκρασία εξόδου ανεμιστήρα ρεύματος παράκαμψης
FanInTt (°C)	62.6208	Θερμοκρασία εξόδου ανεμιστήρα κύριου ρεύματος
IPCPTin (bar)	1.62142	Πίεση εισόδου στον συμπιεστή ενδιάμεσης πίεσης
IPCTtout (°C)	289.244	Θερμοκρασία εξόδου από συμπιεστή ενδιάμεσης πίεσης
HPCPTin (°C)	8.66811	Πίεση εισόδου στον συμπιεστή υψηλής πίεσης
HPCTtin (°C)	584.575	Θερμοκρασία εξόδου στον συμπιεστή υψηλής πίεσης
FanOutPtout (bar)	34.2399	Πίεση εξόδου ανεμιστήρα ρεύματος παράκαμψης
HPTPtout (bar)	13.9803	Πίεση εξόδου από στρόβιλο υψηλής πίεσης
IPTPtout (bar)	6.56255	Πίεση εξόδου από στρόβιλο ενδιάμεσης πίεσης
LPTPtout (bar)	1.72945	Πίεση εξόδου από στρόβιλο χαμηλής πίεσης

Πίνακας 5.7: Πίνακας με τα δεδομένα για το adaptation.

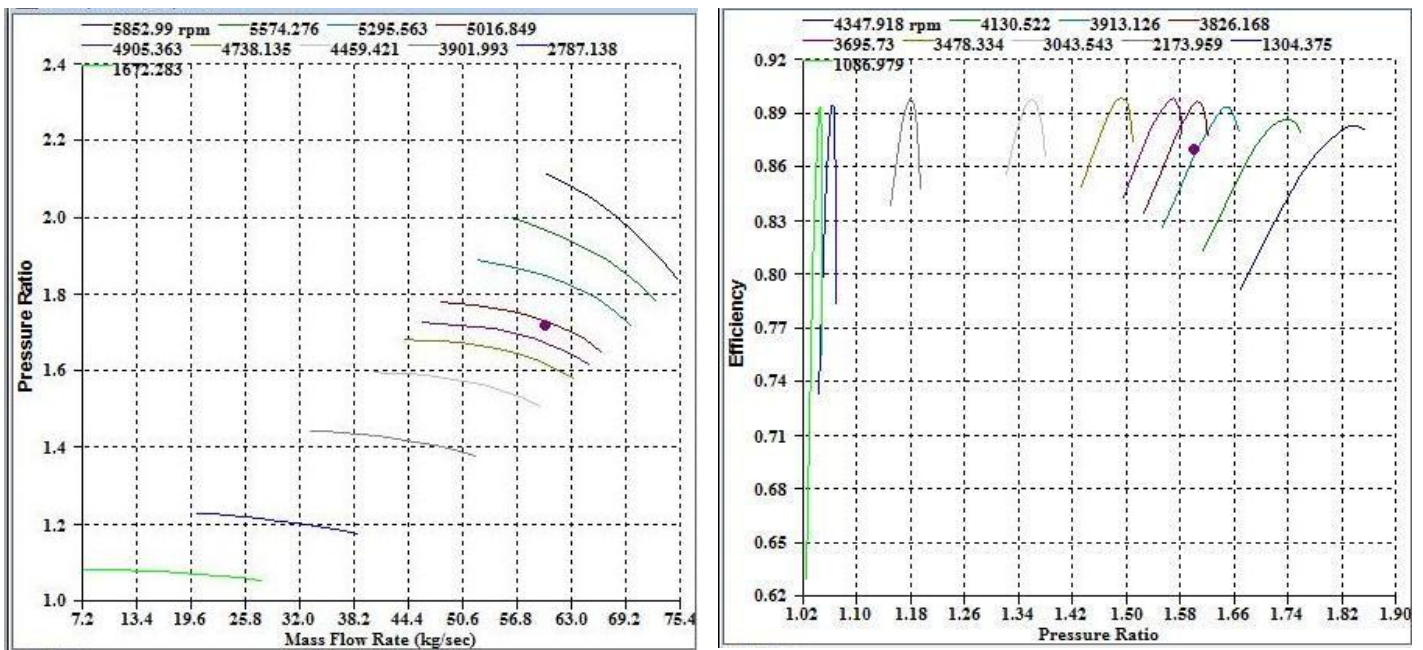
Modification Factors				
Αριθμός Factor	Initial	Final	Deviation(%)	Είδος
1	1	0.993559	-0.64415	Παροχή Μάζας Fan 1
2	1	0.972727	-2.72734	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης Fan 1
3	1	0.969813	-3.01869	Παροχή Μάζας Fan 2
4	1	0.990413	-0.95866	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης Fan 2
7	1	0.999952	-0.00485	Παροχή Μάζας IPC
8	1	1.000723	0.072328	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης IPC
9	1	0.999805	-0.01949	Παροχή Μάζας HPC
10	1	1.00157	0.15697	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης HPC
17	1	1.002495	0.249468	Παροχή Μάζας LPT
18	1	0.999666	-0.03336	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης LPT
19	1	1.033675	3.367454	Παροχή Μάζας IPT
20	1	1.003919	0.391949	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης IPT
21	1	1.033675	3.367454	Παροχή Μάζας HPT
22	1	1.003919	0.391949	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης HPT
29	1	0.999372	-0.06278	Επιφάνεια A8 N1
32	1	1.000426	0.042639	Επιφάνεια A8 N2

Πίνακας 5.8: Modification factors μετά το adaptation.

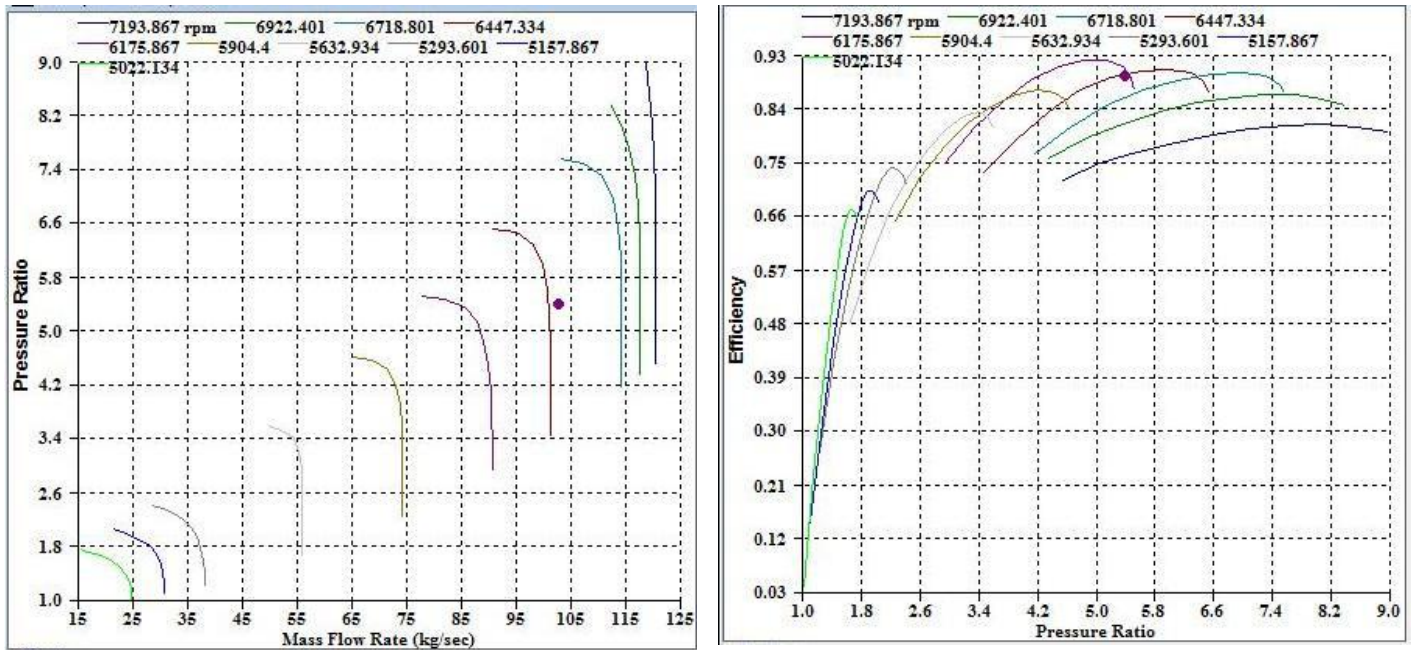
Παρατηρούμε ότι οι μεταβολές είναι πολύ μικρές εκτός τις παροχές μάζας των Fanouter, που είναι στο -3% και των IPT, HPT που είναι 3%. Οι μεταβολές αυτές χρησιμοποιούνται για την αλλαγή των χαρτών των αντίστοιχων συνιστωσών, όπως και στο κεφάλαιο 4, και έτσι προκύπτουν οι καινούργιοι χάρτες (Σχήμα 5.5-Σχήμα 5.11).



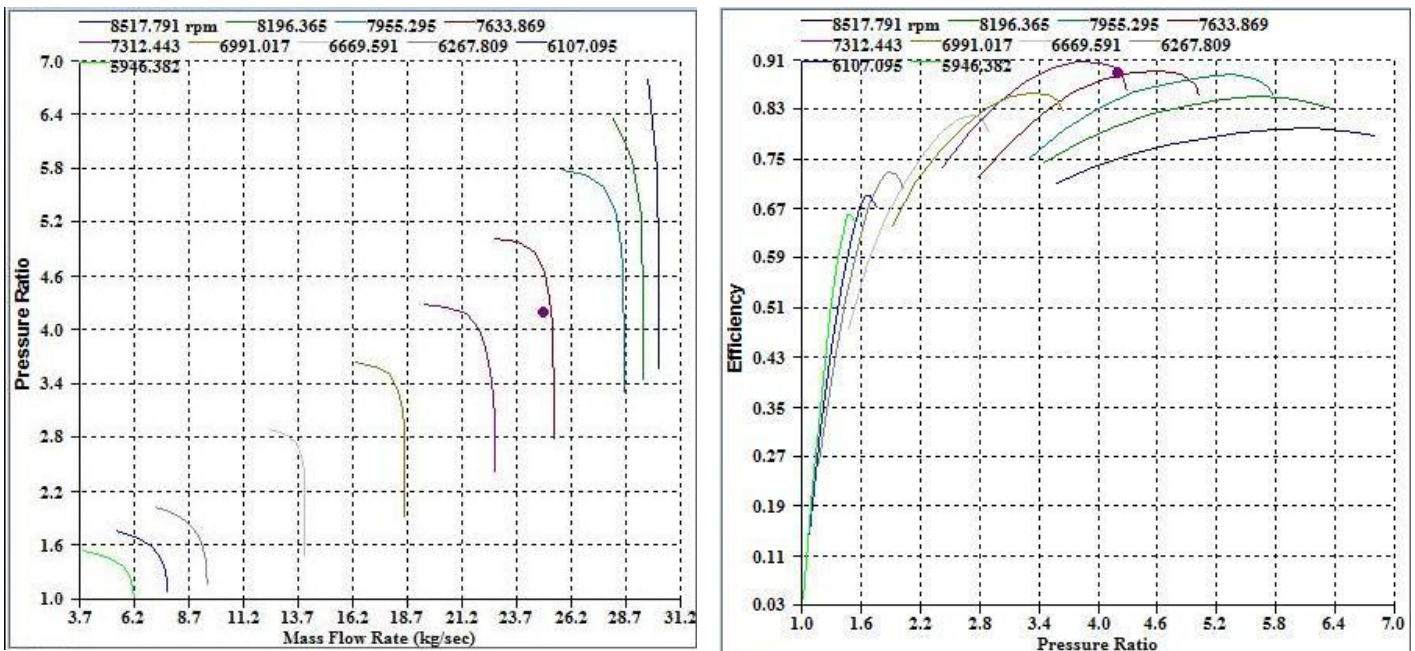
Σχήμα 5.5: Χάρτες ανεμιστήρα ρεύματος παράκαμψης.



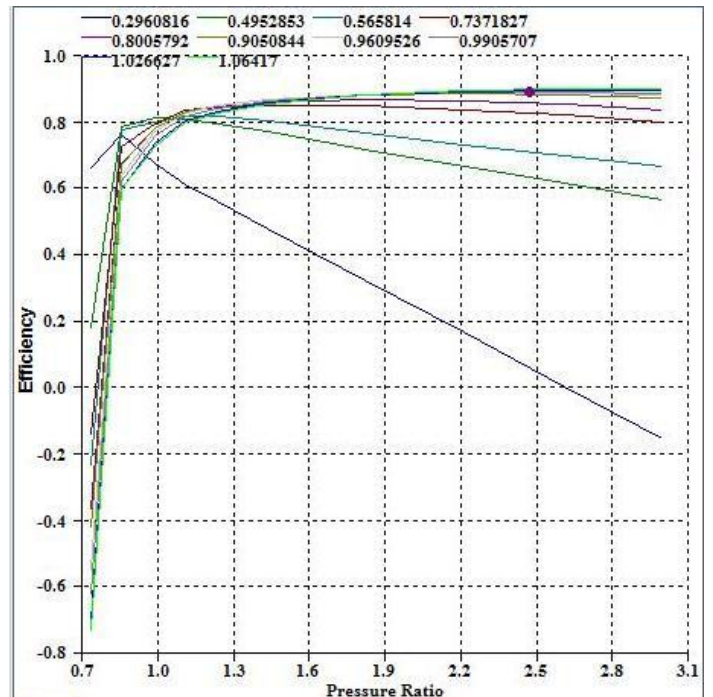
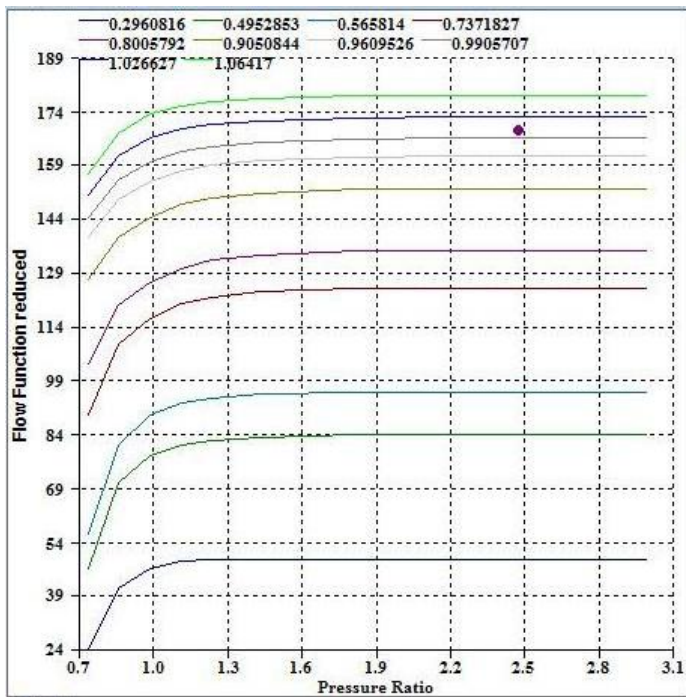
Σχήμα 5.6: Χάρτες ανεμιστήρα κυρίου ρεύματος.



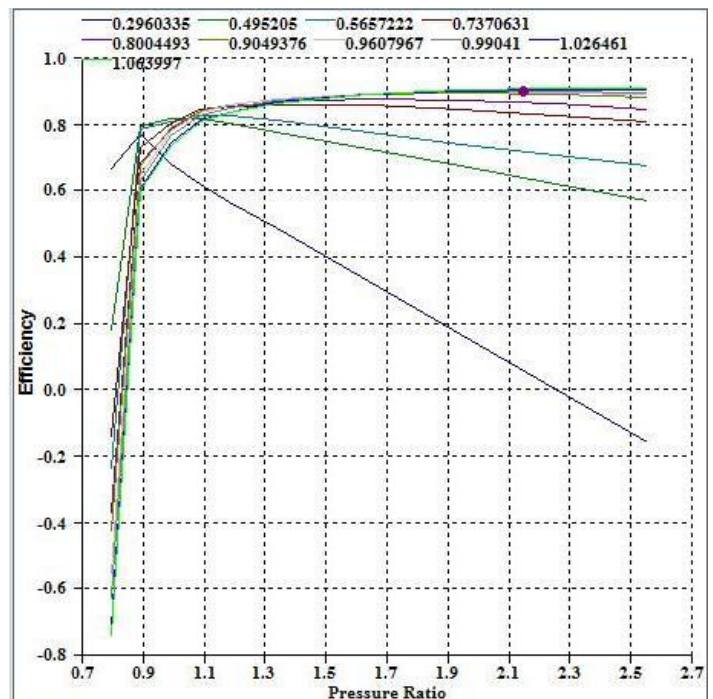
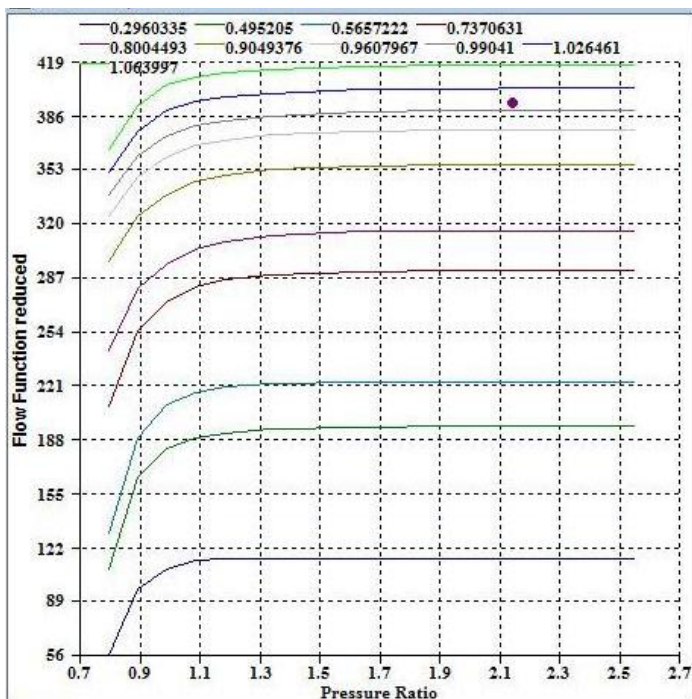
Σχήμα 5.7: Χάρτης συμπίεση ενδιάμεσης πίεσης.



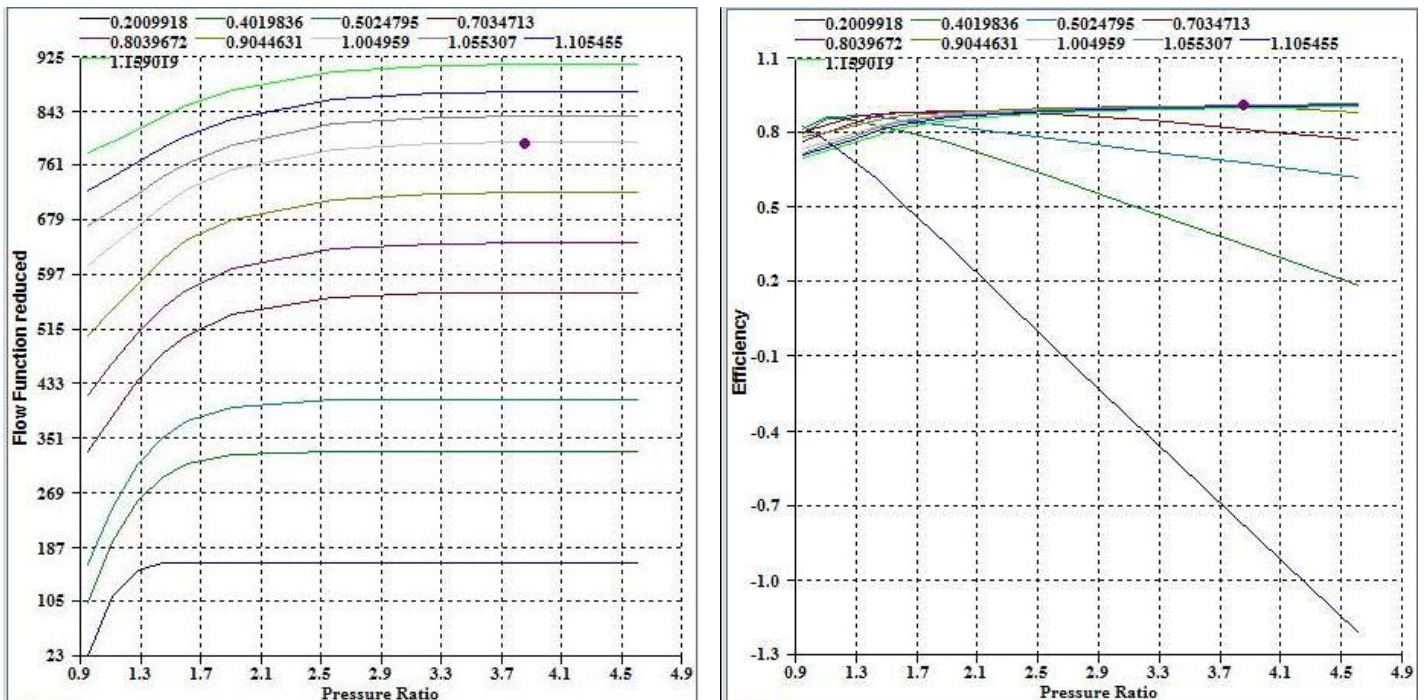
Σχήμα 5.8: Χάρτης συμπίεση υψηλής πίεσης.



Σχήμα 5.9: Χάρτης στροβίλου υψηλής πίεσης.



Σχήμα 5.10: Χάρτης στροβίλου ενδιάμεσης πίεσης.



Σχήμα 5.11: Χάρτες στρόβιλου χαμηλής πίεσης.

5.3.4 Ολοκλήρωση του μοντέλου.

Το μοντέλο μέχρι αυτό το στάδιο μπορεί να τρέξει μόνο σε κοντινές στο σημείο σχεδίασης στροφές, ενώ θα πρέπει να τρέχει σε όλο το εύρος λειτουργίας του κινητήρα. Επίσης θα πρέπει να τρέχει και με διαφορετική παράμετρο ελέγχου. Συγκεκριμένα το πρόγραμμα μπορεί να τρέχει με την ταχύτητα ατράκτου χαμηλής πίεσης, την ώση, τη θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων EGT, την κατανάλωση καυσίμου w_f , τη θερμοκρασία εισόδου στον στρόβιλο υψηλής πίεσης TIT και τη στατική πίεση εξόδου από τον συμπιεστή υψηλής CDP.

Για να μπορέσει το πρόγραμμα να τρέχει σε διαφορετικές στροφές από αυτές του σημείου σχεδίασης πρέπει να περαστούν στο αρχείο του κινητήρα δεδομένα αρχικών εκτιμήσεων για τους αγνώστους του συστήματος των εξισώσεων του μοντέλου. Τα μεγέθη αυτά είναι οι στροφές υψηλής, ο λόγος παράκαμψης, οι λόγοι πίεσης των συμπιεστών, οι λόγοι πίεσης των στρόβιλων, η παροχή εισόδου στον κινητήρα και η θερμοκρασία εξόδου από τον θάλαμο καύσης. Για τα μεγέθη αυτά πρέπει να δώσουμε αρχικές τιμές για μια σειρά τιμών της ταχύτητας περιστροφής χαμηλής πίεσης.

Για να το πετύχουμε αυτό τρέχουμε το πρόγραμμα αρχικά γύρω από το σημείο σχεδίασης ± 100 rpm και παράγουμε τα δεδομένα που χρειάζεται για την αρχικοποίηση των παραμέτρων. Με αρχικές τιμές αυτές κατεβαίνουμε σιγά-σιγά προς τα κάτω

αλλάζοντας κάθε φορά την αρχικοποίηση των παραμέτρων μέχρι να φτάσουμε κοντά στο Idle.

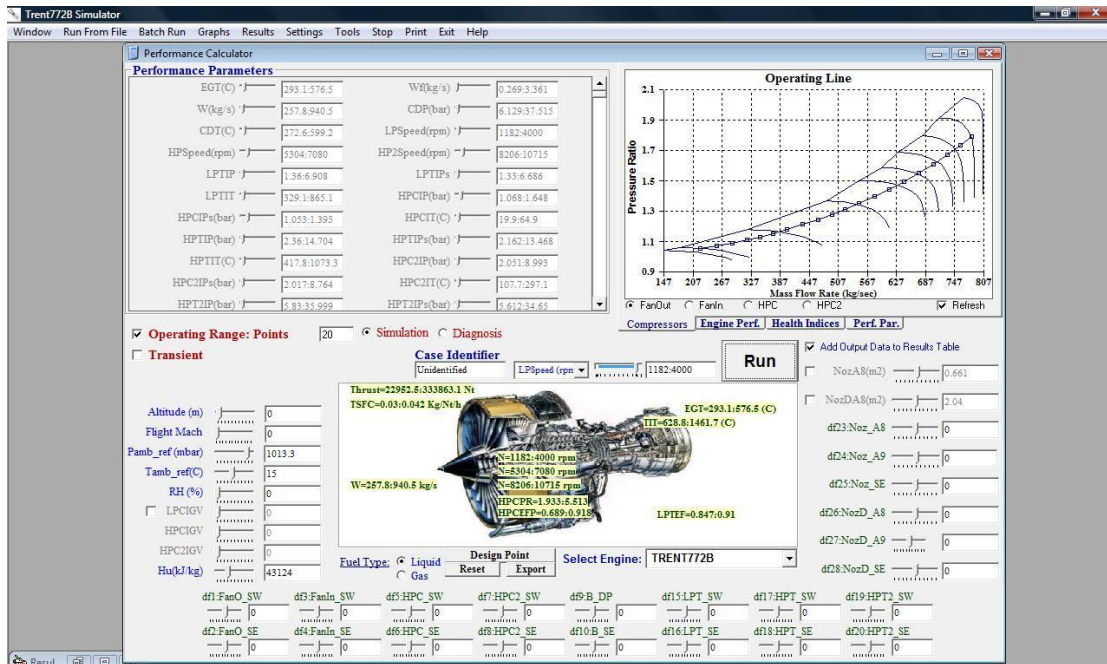
Στο Σχήμα 5.12 φαίνεται μια γραμμή λειτουργίας του κινητήρα πάνω στο χάρτη του fan outer αφού έχουν περαστεί τα δεδομένα της αρχικοποίησης των παραμέτρων που προέκυψαν από την παραπάνω διαδικασία.

Από τη τελική μορφή του μοντέλου παράγουμε πολυωνμικές εκφράσεις που συνδέουν τα μεγέθη που μπορούν να χρησιμοποιηθούν εναλλακτικά σαν παράμετροι ελέγχου, σε σχέση με τις στροφές χαμηλής πίεσης. Οι σχέσεις αυτές εισάγονται στο αρχείο του κινητήρα και μας επιτρέπουν να τρέχουμε το μοντέλο με διαφορετική παράμετρο ελέγχου από αυτή των στροφών.

Ο Πίνακας 5.9 περιλαμβάνει τις πολυωνμικές εκφράσεις για την κάθε παράμετρο ελέγχου.

Ωση (Nt)	$7.47 \cdot 10^{-14} N_1^3 - 5.89 \cdot 10^{-8} N_1^2 + 2.11 \cdot 10^{-2} N_1 + 764$
EGT (°C)	$8.74 \cdot 10^{-5} N_1^3 - 0.144 N_1^2 + 84.23 \cdot 10^{-2} N_1 - 1.32$
W _f (kg/s)	$1.24 \cdot 10^2 N_1^3 - 9.47 \cdot 10^2 N_1^2 + 2.81 \cdot 10^3 N_1 + 540.6$
TIT (°C)	$-9.71 \cdot 10^{-7} N_1^3 + 1.43 \cdot 10^{-3} N_1^2 + 3.72 N_1 - 1.49 \cdot 10^3$
CDP (bar)	$4.45 \cdot 10^{-2} N_1^3 - 4.71 N_1^2 + 2.21 \cdot 10^2 N_1 - 37.2$

Πίνακας 5.9: Πολυωνμικές εκφράσεις.



Σχήμα 5.12: Τελική εικόνα μοντέλου.

5.4 Έλεγχος των αποτελεσμάτων

Ομοίως με το 4^ο κεφάλαιο, για να εξακριβωθεί η ακρίβεια του μοντέλου του κινητήρα, θα γίνουν συγκρίσεις των αποτελεσμάτων του προγράμματος TEACHES, τόσο με τη διεθνή βιβλιογραφία όσο και με τα αντίστοιχα αποτελέσματα του προγράμματος PROOSIS.

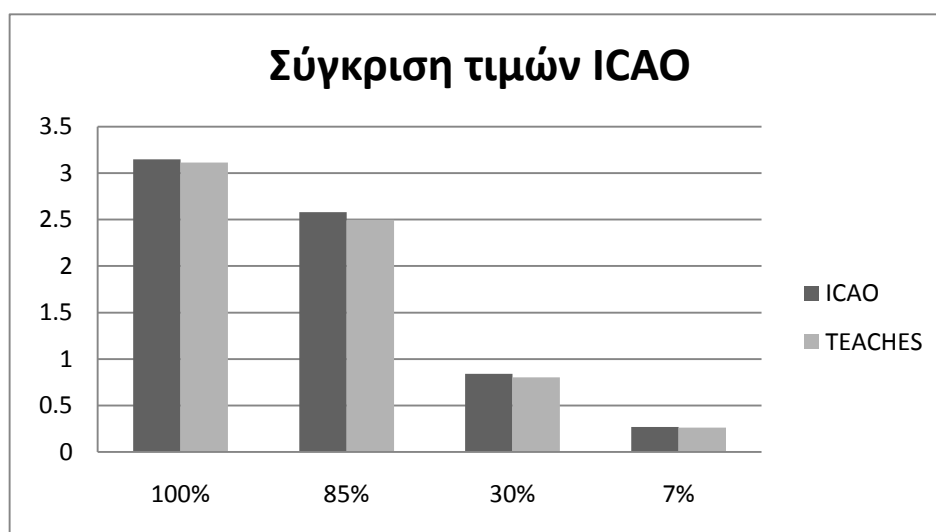
5.4.1 Με τα στοιχεία της βιβλιογραφίας

Για σύγκριση του μοντέλου με την βιβλιογραφία θα χρησιμοποιήσουμε τα δεδομένα που διατίθεται από τον διεθνή οργανισμό ICAO και τα οποία παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα. Συγκεκριμένα έχουμε την κατανάλωση καυσίμου για τέσσερα σημεία λειτουργίας του κινητήρα σε επίπεδα ώσης 100, 85, 30 και 7%.

Κατάσταση	Ώση %	Κατανάλωση Καυσίμου
Take-off	100	3,15
Climb out	85	2,58
Approach	30	0,84
Idle	7	0,27

Πίνακας 5.10: Πίνακας δεδομένων του ICAO.

Στο Σχήμα 5.13 παρουσιάζεται η σύγκριση της παροχής καυσίμου μεταξύ του ICAO και του TEACHES.



Σχήμα 5.13: Σύγκριση τιμών ICAO-TEACHES.

Η διαφορά μεταξύ των τιμών του ICAO και του TEACHES είναι τις τάξεως του 1,1-4,4%. Παρατηρείται μεγαλύτερη διαφορά από αυτή που υπήρχε στον προηγούμενο κινητήρα, γεγονός που έχει να κάνει με την αρχική τιμή της κατανάλωσης καυσίμου που είχε διαφορά στο PROOSIS από αυτή της ICAO. Σε γενικές γραμμές οι αποκλίσεις είναι πολύ μικρές αν αναλογιστεί κανείς ότι η προσαρμογή του μοντέλου στο TEACHES έχει γίνει και εδώ μόνο για το μέγιστο της ώσης.

5.4.2 Με τα στοιχεία του PROOSIS.

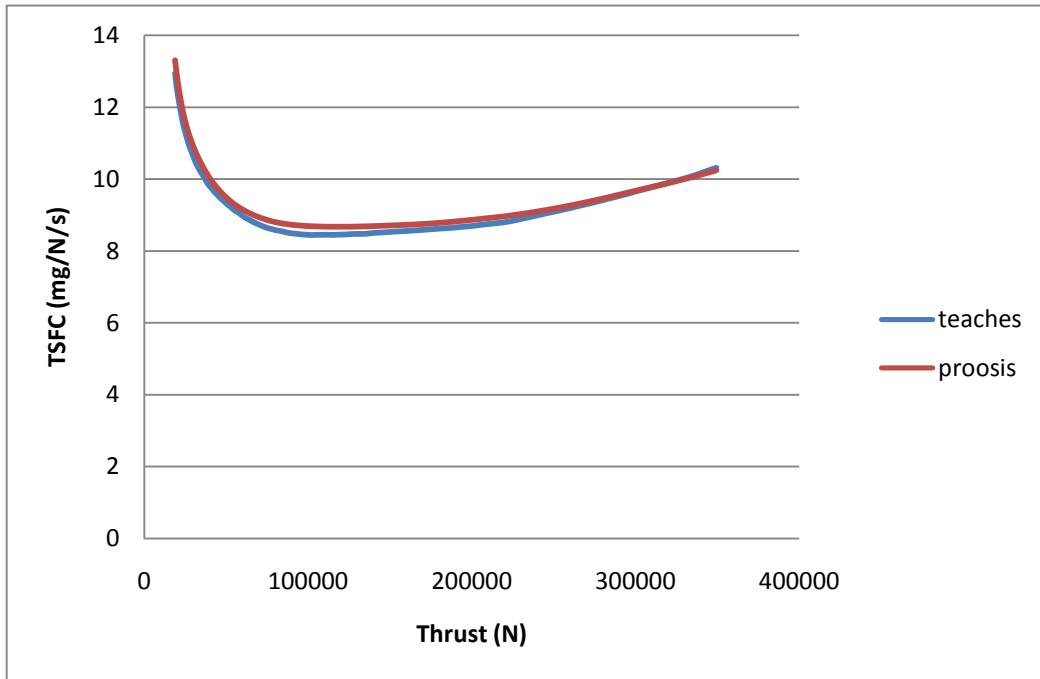
Για να γίνει σύγκριση με τα αποτελέσματα του PROOSIS θα τρέξουμε και τα δύο προγράμματα για ένα εύρος τιμών της ώσης και για το συγκεκριμένο εύρος θα γίνουν συγκριτικά διαγράμματα για χαρακτηριστικά θερμοδυναμικά μεγέθη και τις επιδόσεις του κινητήρα. Επίσης για συγκεκριμένα σημεία λειτουργίας θα συγκρίνουμε την μεταβολή των θερμοδυναμικών μεγεθών του κύκλου κατά μήκος του κινητήρα για τα δύο μοντέλα.

Εύρος Λειτουργίας

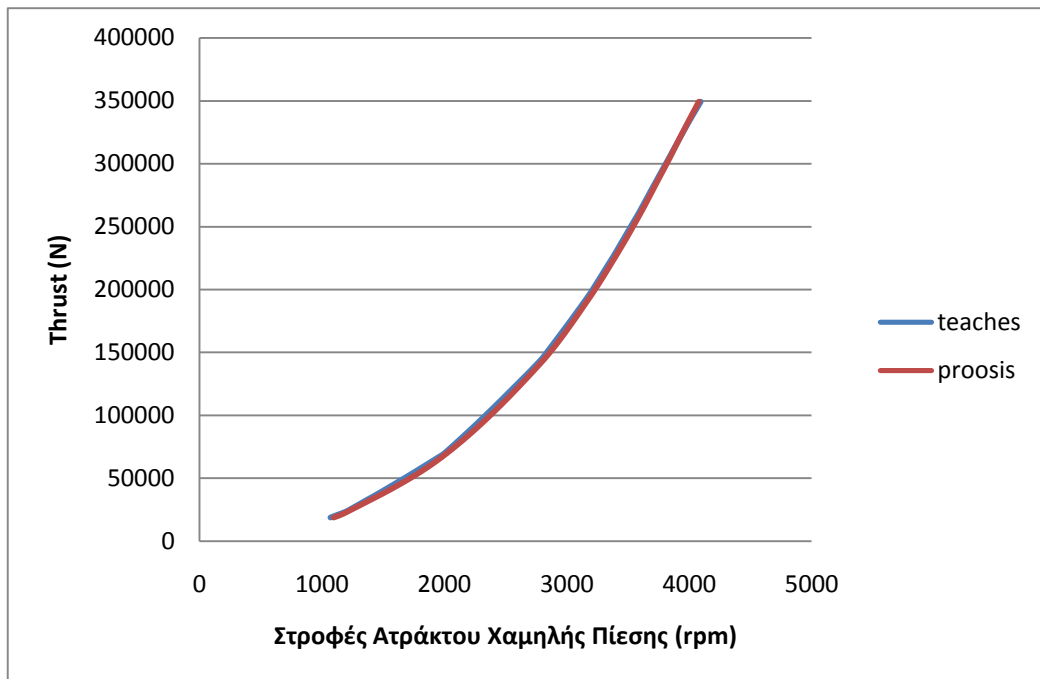
Τρέξαμε και τα δύο μοντέλα σε 90 σημεία από 19 kN ως 350 kN για μηδενικό υψόμετρο και mach πτήσης, με ατμοσφαιρικές συνθήκες τυπικής ημέρας και σχετική υγρασία 0%. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.14 έως Σχήμα 5.22.

Συγκεκριμένα στο Σχήμα 5.14 παρουσιάζεται το χαρακτηριστικό διάγραμμα ώσης ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (TSFC) το οποίο έχει την αναμενόμενη μορφή. Παρατηρούμε ότι τα δυο μοντέλα είναι πάρα πολύ κοντά.

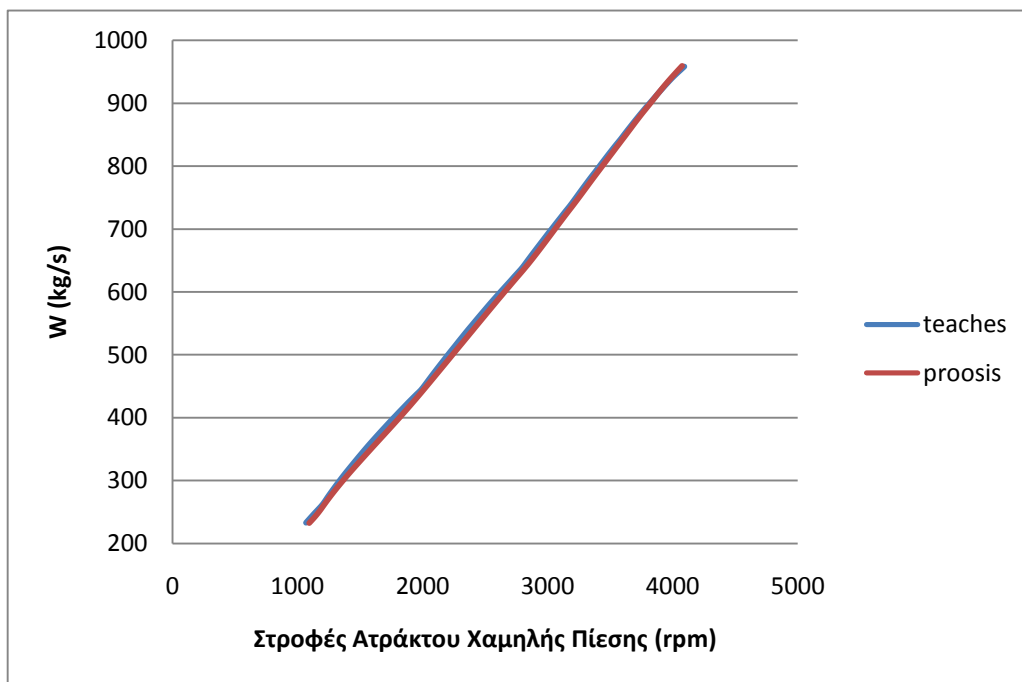
Στα επόμενα διαγράμματα παρουσιάζονται διάφορα μεγέθη συναρτήσεων των στροφών χαμηλής πίεσης. Τα μεγέθη αυτά είναι ίδια με του κεφαλαίου 4, δηλαδή η ώση, η παροχή αέρα (W), η παροχή καυσίμου (W_f), η στατικής πίεση και θερμοκρασία εξόδου από τον διαχύτη μετά το συμπιεστή (CDP και CDT αντίστοιχα), η θερμοκρασία εισόδου στον στρόβιλο (TIT), η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων (EGT) και ο λόγος παράκαμψης (BPR).



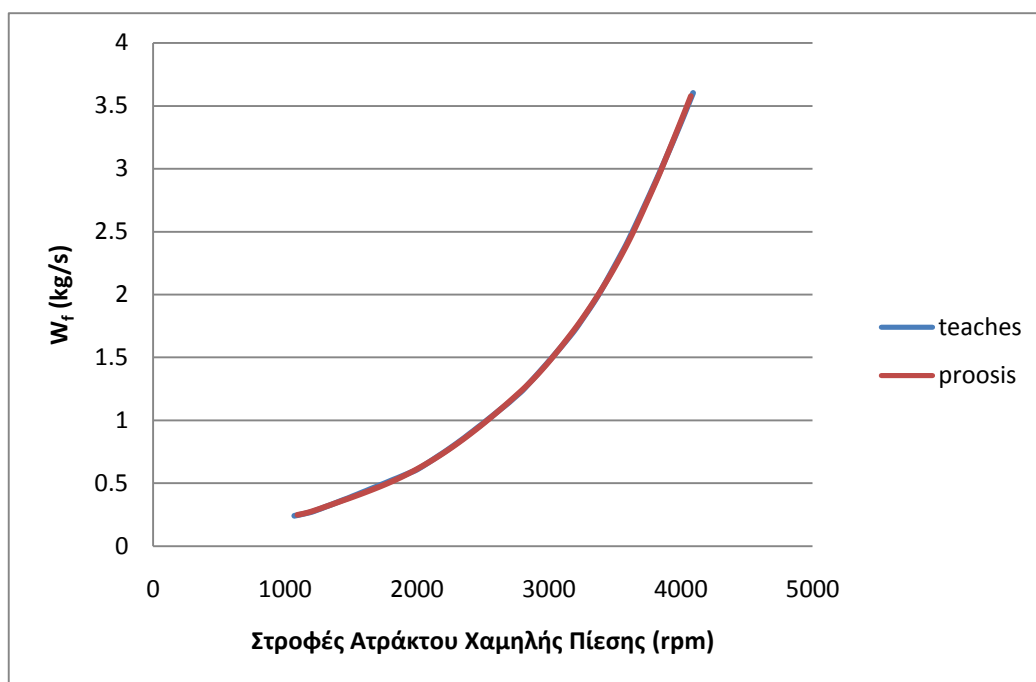
Σχήμα 5.14: Διάγραμμα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου ώσης.



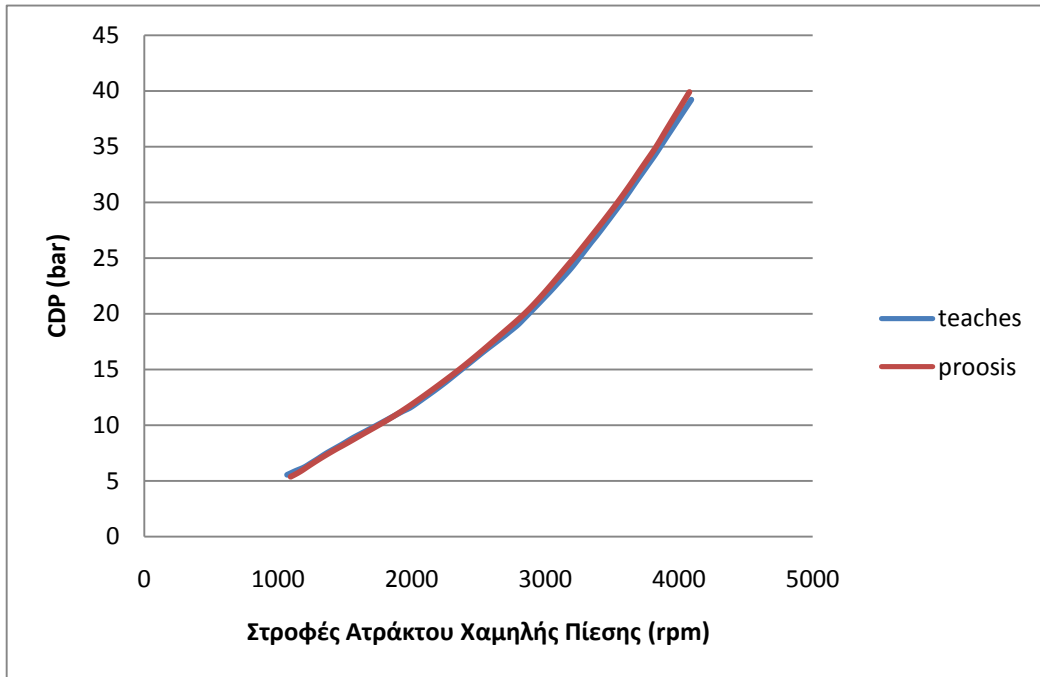
Σχήμα 5.15: Διάγραμμα στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης ώσης.



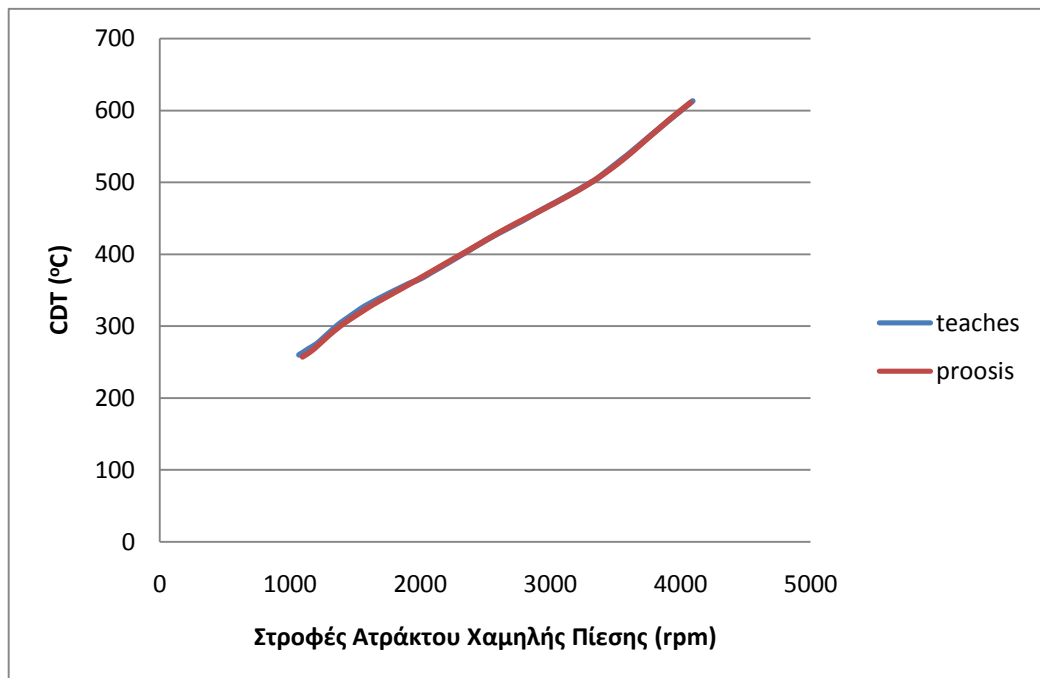
Σχήμα 5.16: Διάγραμμα παροχής μάζας αέρα στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



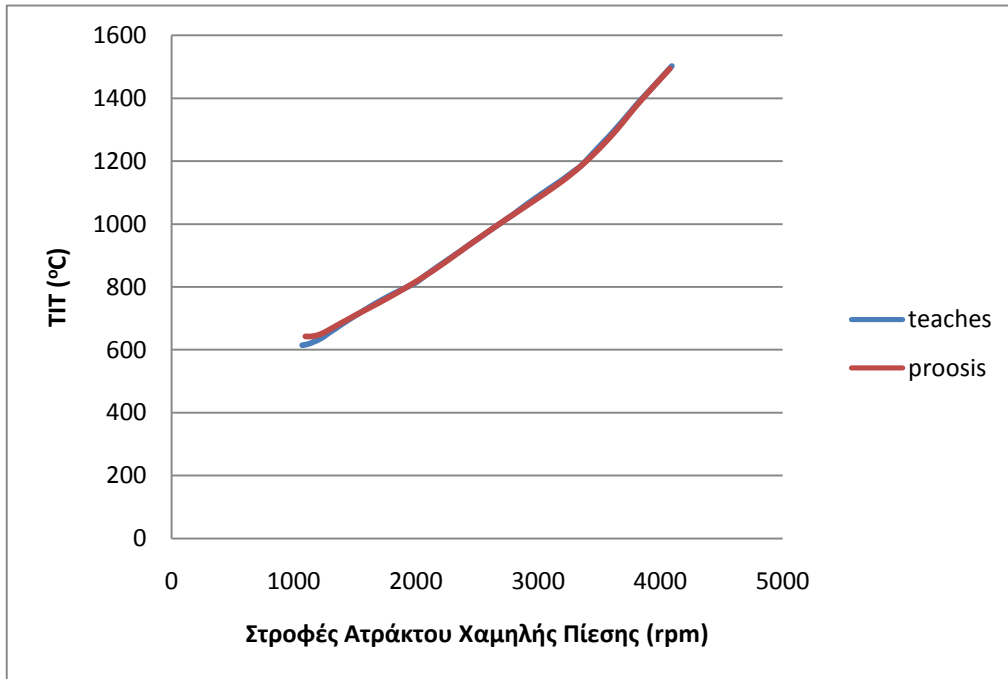
Σχήμα 5.17: Διάγραμμα παροχής μάζας καυσίμου στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



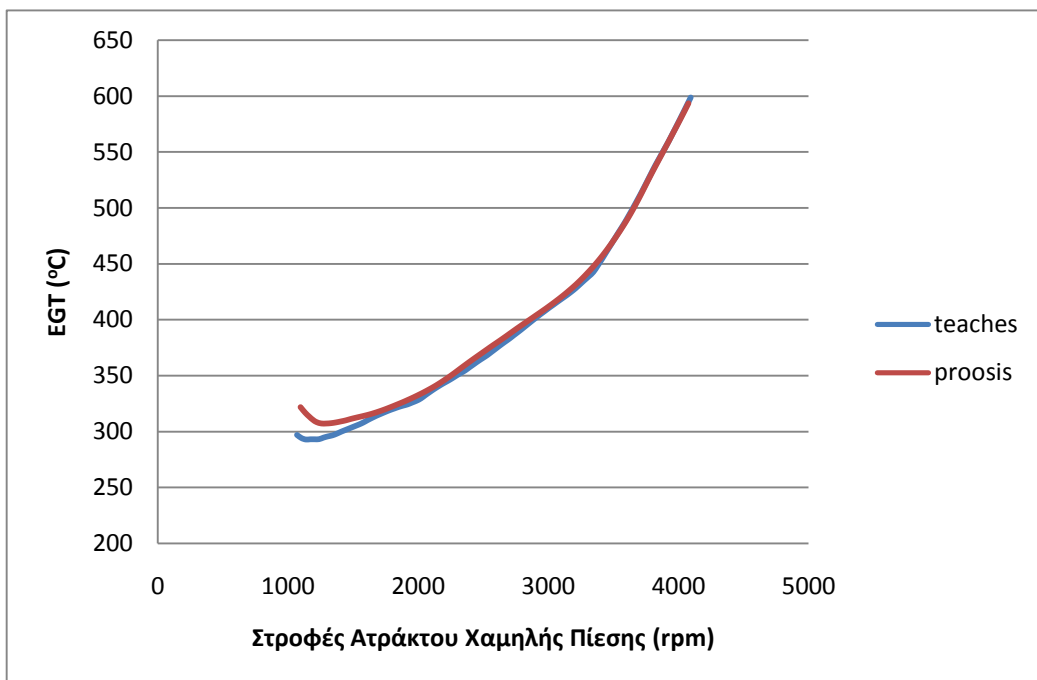
Σχήμα 5.18: Διάγραμμα στατικής πίεσης εξόδου από τον διαχύτη μετά το συμπιεστή στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



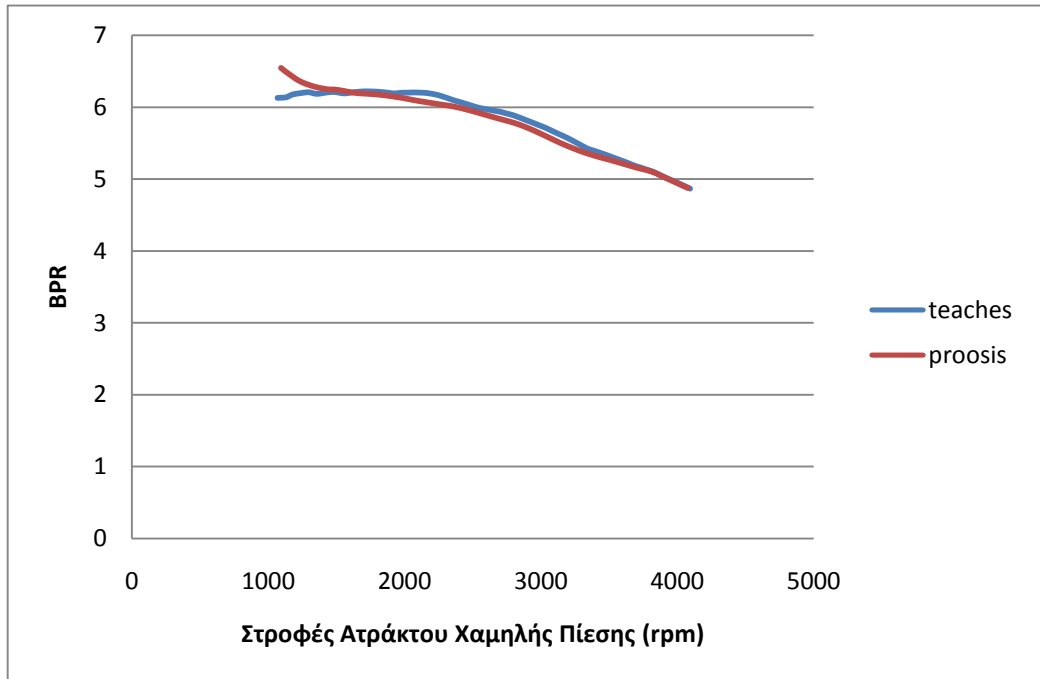
Σχήμα 5.19: Διάγραμμα στατικής πίεσης εξόδου από τον διαχύτη μετά το συμπιεστή στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



Σχήμα 5.20: Διάγραμμα θερμοκρασίας εισόδου στο στρόβιλο στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



Σχήμα 5.21: Διάγραμμα θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.



Σχήμα 5.22: Διάγραμμα λόγου παράκαμψης στροφών ατράκτου χαμηλής πίεσης.

Συνολικά μπορεί να παρατηρηθεί ότι υπάρχει καλύτερη ταύτιση των τιμών του Trent σε σχέση με του CFM. Αυτό γενικά συμβαίνει γιατί οι χάρτες που πάλι χρησιμοποιήθηκαν από το πρόγραμμα PROOSIS προσαρμόστηκαν καλύτερα στο δεύτερο μοντέλο, αφού έφτασε και σε τιμές idle, ενώ στο πρώτο μοντέλο δεν επιτεύχθηκε κάτι τέτοιο.

Σε γενικές γραμμές προκύπτει το ίδιο συμπέρασμα με παραπάνω, ότι δηλαδή τα μοντέλα παρουσιάζουν λιγότερες αποκλίσεις κοντά στο σημείο σχεδίασης. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι και σε αυτό το σημείο έγινε προσαρμογή, και λογικό είναι να υπάρχει ταύτιση. Αντίθετα σε σημεία κοντά στο idle, υπάρχουν εμφανείς αποκλίσεις και κυρίως στο διάγραμμα λόγου παράκαμψης και EGT.

Οι αποκλίσεις αυτές μπορεί να οφείλονται και σε αυτή την περίπτωση, εν μέρει στη μορφή των χαρτών στις χαμηλές στροφές οι οποίες είναι σχεδόν κάθετες στον άξονα του λόγου πίεσης και στον τρόπο παρεμβολής που χρησιμοποιούν τα δύο προγράμματα. Σε κάθε περίπτωση ισχύουν τα παραπάνω για τους χάρτες των χαρακτηριστικών, καθώς η μείωση του αριθμού των χαρακτηριστικών, από το ένα πρόγραμμα στο άλλο επέφερε τις ίδιες επιπτώσεις στις χαμηλές ώσεις και στα σημεία όπου οι χαρακτηριστικές είναι σχεδόν κατακόρυφες. Επίσης όπως επισημάνθηκε και παραπάνω στο PROOSIS χρησιμοποιούνται οι γραμμές βήτα, όπου η διαδικασία παρεμβολής είναι πιο σταθερή και πιθανά πιο ακριβής. Τα δύο μοντέλα πιθανώς να διαφοροποιούνταν λόγω του μοντέλου θερμοδυναμικών ιδιοτήτων του εργαζόμενου μέσου που χρησιμοποιούν τα δύο προγράμματα.

Για τα σημεία take off, cruise και top of climb.

Στο δεύτερο κομμάτι συγκρίσεων με το πρόγραμμα PROOSIS, επιλέχθηκε να γίνουν συγκρίσεις σε μεμονωμένα σημεία λειτουργίας, με σκοπό να ελεγχθεί η μεταβολή των θερμοδυναμικών μεγεθών κατά μήκος του κινητήρα.

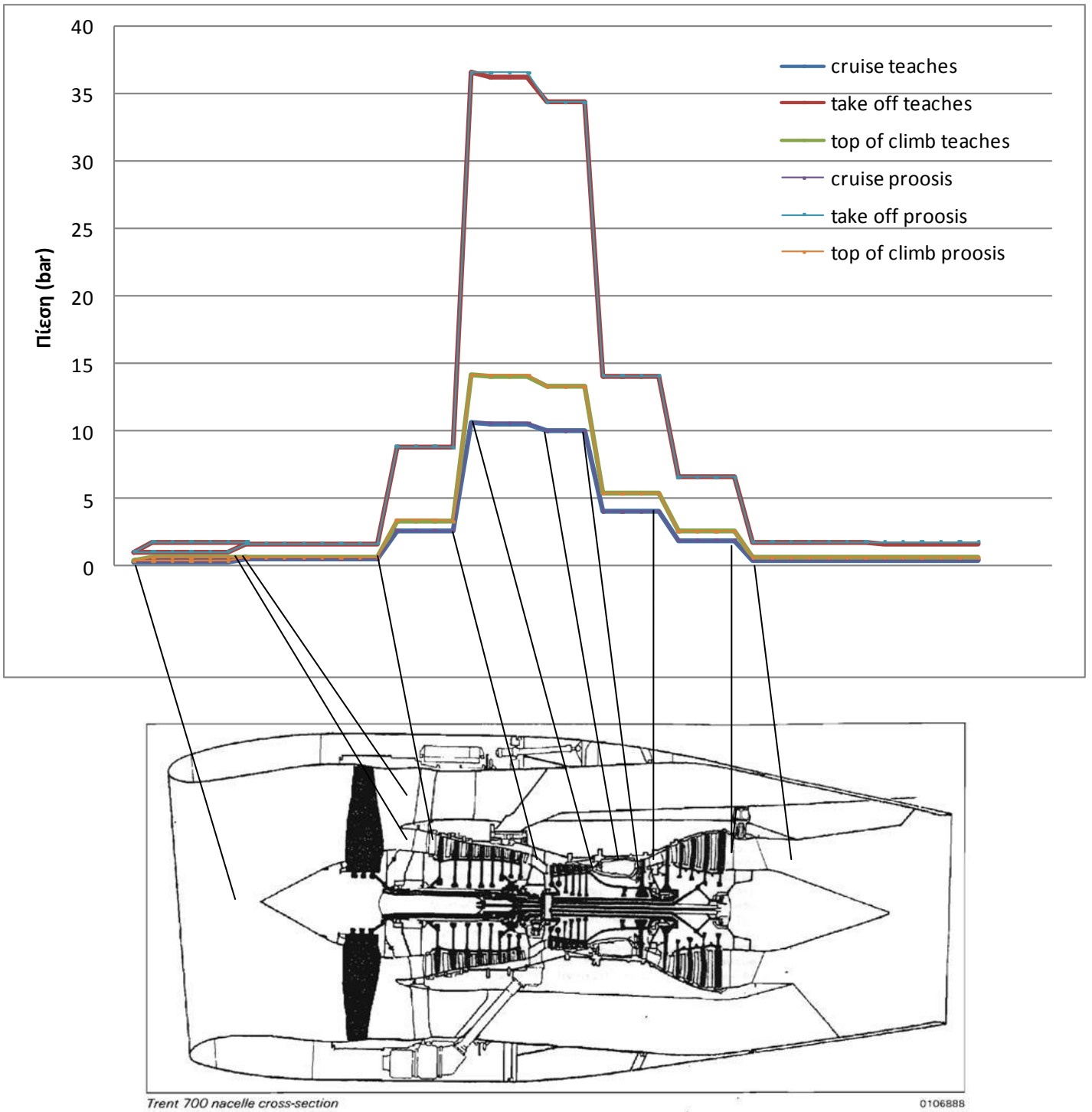
Τα σημεία αυτά είναι το take off, το Cruise και το Top of Climb. Ο Πίνακας 5.11 περιλαμβάνει τα χαρακτηριστικά στοιχεία για κάθε σημείο λειτουργίας.

Δεδομένα	Take off	Cruise	Top off climb
Altitude (m)	0	11500	10668
Mach Number	0,25	0,82	0,82
ΔT_{amb}	15	0	10
Ωση (N)	250000	47430	68000

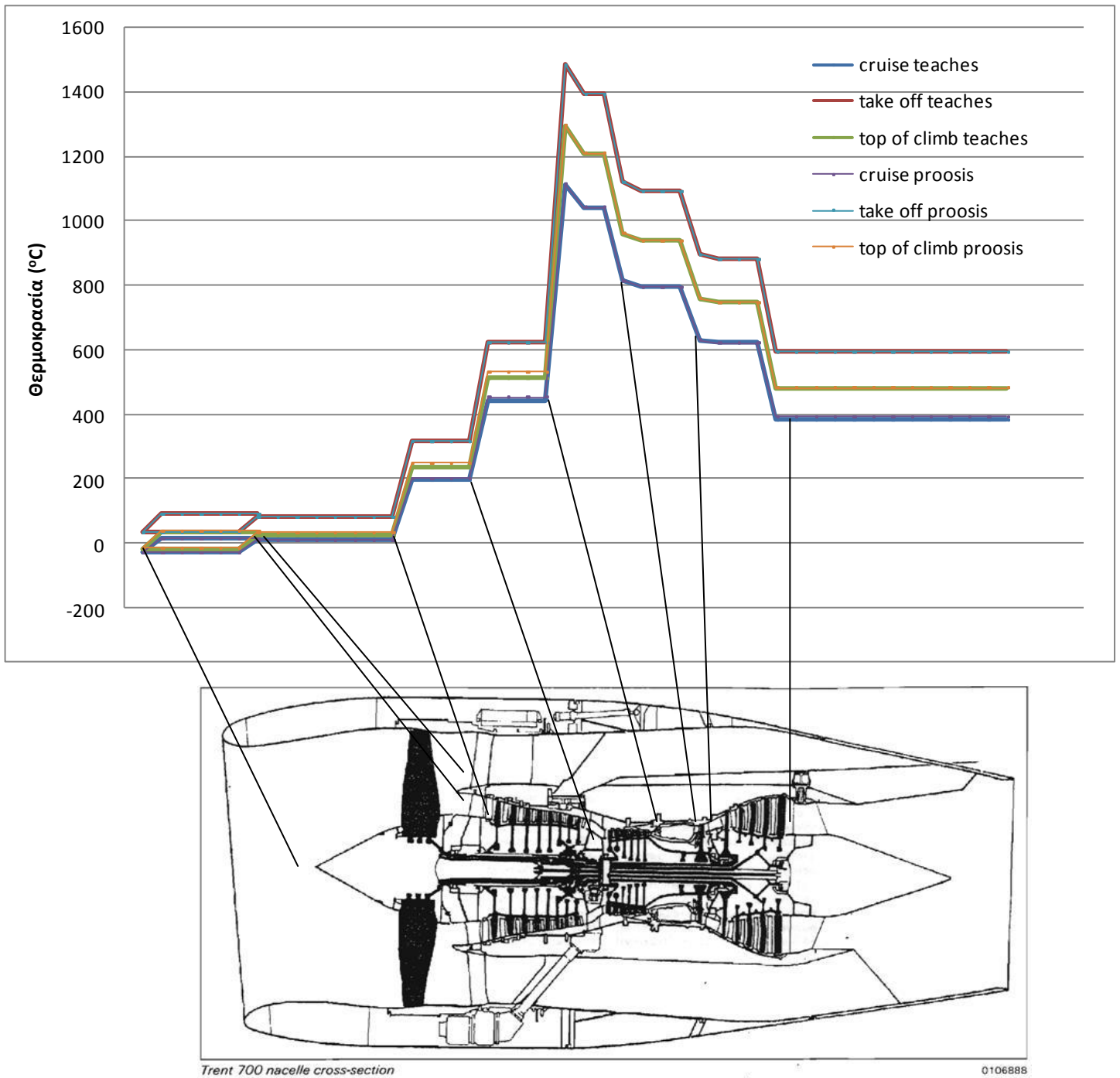
Πίνακας 5.11: Δεδομένα για τα σημεία λειτουργίας.

Όπου ΔT_{amb} είναι η διαφορά θερμοκρασίας σε σχέση με την θερμοκρασία ISA, η οποία είναι 15°C.

Το Σχήμα 5.23 παρουσιάζει τη μεταβολή της ολικής πίεσης για τα τρία σημεία λειτουργίας και για τα δύο μοντέλα. Ενώ το Σχήμα 5.24 παρουσιάζει τα αντίστοιχα αποτελέσματα για τη ολική θερμοκρασία.



Σχήμα 5.23: Διάγραμμα πίεσης κατά μήκος της μηχανής για τρία σημεία λειτουργίας για τα δύο προγράμματα.



Σχήμα 5.24: Διάγραμμα θερμοκρασίας κατά μήκος της μηχανής για τρία σημεία λειτουργίας για τα δύο προγράμματα.

Από τα διαγράμματα πιέσεων και θερμοκρασίας κατά μήκος της μηχανής παρατηρούμε ότι οι αποκλίσεις μεταξύ των δύο μοντέλων για τα σημεία λειτουργίας που εξετάσαμε είναι ελάχιστες γεγονός που επιβεβαιώνει την ποιότητα και του συγκεκριμένου μοντέλου που δημιουργήθηκε στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας.

6

Ανακεφαλαίωση Συμπεράσματα Προτάσεις Βελτίωσης

Ο σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας ήταν ο εμπλουτισμός και η βελτίωση του υπολογιστικού πακέτου προσομοίωσης λειτουργίας αεριοστροβίλων TEACHES. Αυτό το λογισμικό αποτελεί ένα εκπαιδευτικό εργαλείο, το οποίο είναι αξιόπιστο στον τομέα της προσομοίωσης λειτουργίας βιομηχανικών αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων. Το συγκεκριμένο λογισμικό δεν είχε τη δυνατότητα μοντελοποίησης αεροπορικών κινητήρων διπλού ρεύματος χωρίς ανάμιξη οι οποίοι χρησιμοποιούνται κατά κύριο λόγο στην πολιτική αεροπορία.

Στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας πραγματοποιήθηκαν όλες οι απαραίτητες προσθήκες και αλλαγές στο υπολογιστικό κώδικα του πακέτου έτσι ώστε να γίνει δυνατή η μοντελοποίηση αυτής της κατηγορίας των κινητήρων. Παράλληλα έγιναν και προσθήκες στον τρόπο μοντελοποίησης των συνιστωσών έτσι ώστε τα αποτελέσματα να είναι συγκρίσιμα με άλλα υπολογιστικά προγράμματα και συγκεκριμένα με το πρόγραμμα PROOSIS. Προκειμένου να αξιολογηθούν οι νέες δυνατότητες του προγράμματος, μοντελοποιήθηκαν δύο αντιπροσωπευτικοί κινητήρες πολιτικών αεροσκαφών τα μοντέλα των οποίων υπήρχαν ήδη σε περιβάλλον του προγράμματος PROOSIS. Τα αποτελέσματα των μοντέλων αυτών αποτέλεσαν μέτρο σύγκρισης. Οι κινητήρες που μοντελοποιήθηκαν είναι ο κινητήρας διπλού τυμπάνου CFM56-7B27 και ο κινητήρας τριπλού τυμπάνου RR TRENT 772B.

Από τις συγκρίσεις που έγιναν στα πλαίσια της διπλωματικής εργασίας για τον έλεγχο των μοντέλων, σε σχέση με τα μοντέλα του προγράμματος PROOSIS, διαπιστώθηκε ότι τα μοντέλα είναι συγκρίσιμα και μπορούν να ανταπεξέλθουν σε όλες τις απαιτήσεις του χρήστη. Στις συγκρίσεις που έγιναν σε όλο το εύρος λειτουργίας παρατηρήθηκαν μικρές αποκλίσεις και διαφοροποιήσεις. Σε γενικές γραμμές μπορούμε να πούμε ότι όσο πιο κοντά στο σημείο σχεδίασης είμαστε, τόσο πιο μικρές είναι οι αποκλίσεις μεταξύ των δυο μοντέλων. Δεδομένου ότι είναι αυτό το μοναδικό σημείο στο οποίο έχει γίνει η προσαρμογή του μοντέλου. Αντίθετα σε σημεία λειτουργίας κοντά στο idle, υπάρχουν μεγαλύτερες αποκλίσεις.

Για την περαιτέρω διερεύνηση της ορθότητας των μοντέλων πραγματοποιήθηκαν και

συγκρίσεις με δεδομένα της βιβλιογραφίας και συγκεκριμένα με τα δεδομένα του διεθνή οργανισμού ICAO για την παροχή καυσίμου. Στα αποτελέσματα που προέκυψαν υπήρχαν επίσης μικρές αποκλίσεις.

Καταλήγουμε συνεπώς από τα παραπάνω ότι το πρόγραμμα TEACHES μετά τις αλλαγές και προσθήκες που πραγματοποιήθηκαν στα πλαίσια της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι σε θέση να δημιουργήσει αξιόπιστα μοντέλα κινητήρων πολιτικών αεροσκαφών σε οποιαδήποτε διάταξη.

Σε κάθε περίπτωση υπάρχουν περιθώρια βελτίωσης του υπολογιστικού πακέτου, για την λειτουργία του ως εκπαιδευτικό εργαλείο του εργαστηρίου. Παρακάτω παρουσιάζονται κάποιες προτάσεις για την περαιτέρω βελτίωση του:

- Προσθήκη περισσότερων μοντέλων κινητήρων πολιτικών αεροσκαφών για τον εμπλουτισμό του υπολογιστικού πακέτου.
- Περαιτέρω διερεύνηση των αποκλίσεων που παρατηρούνται μεταξύ των δύο προγραμμάτων.
- Επίσης, θα μπορούσαν να γίνουν βελτιώσεις στο θέμα των χαρτών των συνιστωσών με την προσθήκη περισσότερων χαρακτηριστικών λειτουργίας, περισσότερων σημείων ανά χαρακτηριστική και τη χρήση γραμμών β.

7

Βιβλιογραφία

Ελληνική Βιβλιογραφία:

- [1] Κ. Μαθιουδάκη, Καθηγητής Ε.Μ.Π, “Λειτουργικά Αεροπορικών Κινητήρων”, Αθήνα 2007
- [2] Κ. Μαθιουδάκη, Καθηγητής Ε.Μ.Π, “Αρχές Αεροπορικών Κινητήρων”, Αθήνα 2007
- [3] Κ. Μαθιουδάκη, Καθηγητής Ε.Μ.Π, “Διαγνωστική Αεριοστροβίλων”, Αθήνα 2007
- [4] Κ. Δ. Παπαηλιού, Κ. Μαθιουδάκη, Κ. Χ. Γιαννάκογλου “Εισαγωγή στις Θερμικές Στροβιλομηχανές”, Αθήνα 2000.
- [5] Δημήτρης Χρονόπουλος, “Ανάπτυξη λογισμικού εκτίμησης απαραίτητης πληροφορίας για δημιουργία μοντέλων αεριοστροβίλων”, Διπλωματική Εργασία, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Ε.Μ.Π, 2009
- [6] Φ.Καμπούκου, “Συμβολή στην ανάπτυξη μεθόδων παρακολούθησης λειτουργίας και διάγνωσης βλαβών”, Διδακτορική Διατριβή, Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών Ε.Μ.Π, 2006

Ξενόγλωσση Βιβλιογραφία:

- [7] P. Walsh, P. Fletcher “Gas Turbine Performance, Second Edition”
- [8] H.Cohen, G.F.C. Rogers, H.I.H. Saravanamutto, “Gas Turbine Theory 4th edition”
- [9] Kyritsis V., Pilidis P., “Principles of thermodynamic preliminary design of civil turbofan engines”, ASME Paper GT-2009-59815
- [10] Kurzke J., “How to create a performance model of a gas turbine from a limited amount of information”, ASME Paper GT-2005-68536
- [11] Kurzke J., “About simplifications in gas turbine performance calculations”, ASME Paper GT2007-27620
- [12] Stamatias A., Mathioudakis K., Papailiou K. D., “Adaptive simulation of gas turbine performance”, ASME Paper 90-GT-112
- [13] Daly M., B. Gunston Obe, “Jane’s Aeroengines”

Πηγές από το Διαδίκτυο:

[14] <http://easa.europa.eu/certification/type-certificates/engines.php>

[15] <http://www.caa.co.uk/default.aspx?catid=702>

[16] <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>

[17] <http://www.faa.gov>

[18] www.olympiair.com

[19] <http://el.aegeanair.com/>

[20] <http://www.airbus.com/en/>

[21] <http://www.boeing.com/>

[22] <http://www.rolls-royce.com/>

[23] <http://www.cfm56.com/>

[24] <http://www.icao.int/>

[25] <http://www.easa.eu.int/>

[26] <http://www.aviogroup.com/it/>

[27] http://en.wikipedia.org/wiki/List_of_aircraft_engines

[28] <http://www.aircraftenginedesign.com/custom.html1.html>