



**ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ  
ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**

**Μοντελοποίηση Κινητήρων Αεροσκαφών A320neo**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ**

**ΗΛΕΚΤΡΑ ΤΣΙΚΡΙΚΑ**

**Επίβλεψη:  
Αν. Καθηγητής Ν. Αρετάκης**

**ΑΘΗΝΑ  
ΦΕΒΡΟΥΑΡΙΟΣ 2020**



## ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Από τη θέση αυτή θα ήθελα να ευχαριστήσω τον κ. Αρετάκη Νικόλαο που μου ανέθεσε ένα τόσο ενδιαφέρον και απαιτητικό θέμα και που με τις υποδείξεις του με οδήγησε στην ολοκλήρωση του. Θα ήθελα επίσης, να ευχαριστήσω τον κ. Αλεξίου Αλέξιο για τις πολύτιμες πληροφορίες και συμβουλές τους.

Στο σημείο αυτό θα ήθελα να αποδώσω και ευχαριστίες σε όλους τους συγγενείς και φίλους και ειδικότερα στους δύο υπέροχους γονείς μου και τον αδερφό μου. Η συνεισφορά και η υπομονή τους ήταν σημαντική για την εκπόνηση της εργασίας αυτής.



## ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η ανάπτυξη των μοντέλων δύο σύγχρονων κινητήρων των αεροσκαφών A320 neo, ώστε να καταστεί δυνατή η ποιοτική και ποσοτική πιστοποίησή τους. Αρχικά γίνεται μια εισαγωγή στα κύρια υπολογιστικά εργαλεία που χρησιμοποιήθηκαν κατά την εκπόνηση της παρούσας εργασίας, το υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS και το λογισμικό προσαρμογής γενικού μοντέλου αεροπορικού κινητήρα. Το λογισμικό αυτό είχε αναπτυχθεί στο εργαστήριο τα προηγούμενα έτη και αφορούσε διατάξεις κινητήρων διπλής ατράκτου.

Στη συνέχεια αναφέρονται οι αλλαγές που έγιναν στο υπάρχον λογισμικό προκειμένου να μπορέσει να γίνει μοντελοποίηση κινητήρων με κιβώτιο ταχυτήτων. Οι τροποποιήσεις αφορούν την εισαγωγή κιβωτίου ταχυτήτων, την προσθήκη εμπειρικών σχέσεων από την διεθνή βιβλιογραφία καθώς και την επιλογή διαφορετικού τρόπου επίλυσης του σημείου σχεδίασης. Αποτέλεσμα των αλλαγών αυτών είναι η δυνατότητα μοντελοποίησης κινητήρων με και χωρίς κιβώτιο ταχυτήτων χρησιμοποιώντας κατάλληλα το βελτιωμένο λογισμικό καθώς και την ορθότερη υπόθεση αγνώστων παραμέτρων κατά την μοντελοποίηση των κινητήρων. Επιπρόσθετα η δυνατότητα επιλογής διαφορετικού τρόπου επίλυσης του σημείου σχεδίασης δίνει την ευχέρεια στον χρήστη να επιλέξει σημεία στα οποία δεν είναι γνωστή η τιμή της κατανάλωσης καυσίμου.

Το νέο λογισμικό χρησιμοποιείται για την μοντελοποίηση των κινητήρων διπλού ρεύματος CFM LEAP – 1A26 και PW1127G – JM που στελεχώνουν τα αεροσκάφη πολιτικής αεροπορίας A320neo. Για το σκοπό αυτό πραγματοποιείται εκτενής βιβλιογραφική ανασκόπηση για τη συγκέντρωση πληροφοριών και δεδομένων λειτουργίας που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την μοντελοποίηση των κινητήρων, ενώ ελέγχθηκε και η αξιοπιστία τους. Χρησιμοποιώντας το λογισμικό δημιουργούνται επιτυχώς τα μοντέλα των συγκεκριμένων κινητήρων, με επιμέρους αποκλίσεις μικρότερες του  $\pm 0.2\%$  οι οποίες θεωρούνται ικανοποιητικές ακόμα και για διαγνωστικούς σκοπούς.

Τέλος γίνεται ποιοτική ανάλυση των μοντέλων εξετάζοντας τη συμπεριφορά τους σε εύρος συνθηκών πτήσης αλλά και την αναμενόμενη μείωση στην κατανάλωση καυσίμου σε σχέση με τους συμβατικούς κινητήρες κατά την διάρκεια μιας αποστολής. Πιο συγκεκριμένα με την χρήση του υπολογιστικού πακέτου ανάλυσης αποστολής CAMACM, επιλέγονται πέντε διαφορετικές αποστολές προς μελέτη, εισάγονται κατάλληλα τα μοντέλα των κινητήρων που δημιουργήθηκαν και υπολογίζεται η μείωση της κατανάλωσης καυσίμου σε σύγκριση με τον κινητήρα V2527 – A5. Τα αποτελέσματα της μελέτης αυτής προκύπτουν σύμφωνα με τις αναμενόμενες τιμές που υπάρχουν στην διεθνή βιβλιογραφία. Πιστοποιείται ποσοτικά και ποιοτικά, συνεπώς, η ορθότητα των μοντέλων των κινητήρων που δημιουργήθηκαν.

## ABSTRACT

The current diploma thesis is mainly concerned with the development of two engine models of the A320 neo aircraft engines to enable their qualitative and quantitative certification. Initially, an introduction is made to the main computational tools used, the PROOSIS calculator and general engine model adaptation software. This software had been developed in the laboratory in previous years and was used for modeling 2 spool turbofan engines.

The following is a list of the changes made to the existing software in order to be able to model geared turbofan engines. The modifications concern the introduction of gearboxes, the addition of empirical relationships from international literature, and the choice of a different way of solving the design point. The result of these changes is the ability to model engines with and without gearbox as well as the correct assumption of unknown parameters. In addition, the option to choose a different design point for the design point enables the user to select points where the fuel consumption value is unknown.

Then modified code is used to model CFM LEAP - 1A26 and PW1127G - JM turbofan engines that are used on civil A320neo aircraft. For this purpose, an extensive bibliographic review is carried out to gather information and operating data that can be used in the various engine modeling phases.

Using the modified code, models of the engines were successfully created with deviations of less than  $\pm 0.2\%$  from all the available operational data, which is considered satisfactory even for diagnostic purposes.

The last part of the project is centered on the mission analysis of the developed models using the existing software, CAMACM, and more specifically, on evaluating the expected fuel consumption reduction compared to the V2527 – A5 engine. Thus, five missions were tested using the software in order to evaluate the total fuel consumption and compare the results with the available data. The accuracy of the engine models created is therefore quantitatively and qualitatively certified.





Στην οικογένεια μου  
και τους φίλους μου



## **ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ**

<b>1</b>	<b>Εισαγωγή .....</b>	<b>1.1</b>
1.1	Δομή διπλωματικής .....	1.2
<b>2</b>	<b>Μεθοδολογία Μοντελοποίησης Κινητήρων.....</b>	<b>2.1</b>
2.1	Περιγραφή υπολογιστικού προγράμματος Proosis .....	2.1
2.1.1	Επεξήγηση σχηματικού μοντέλου .....	2.2
2.2	Υπάρχον Λογισμικό Προσαρμογής Μοντέλων Κινητήρων .....	2.8
2.2.1	Ανάλυση στο σημείο σχεδίασης .....	2.10
2.2.2	Ανάλυση σημείων εκτός σχεδίασης.....	2.11
2.2.3	Τροποποίηση του Σημείου Σχεδίασης.....	2.11
2.2.4	Υπολογισμός σημείων λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης με προσαρμογή χαρτών (καθολική και τοπική).....	2.11
2.2.5	Προσομοίωση γραμμής λειτουργίας.....	2.12
2.2.6	Μελέτη Λειτουργίας σε όλο το φάκελο πτήσης.....	2.12
2.3	Τροποποιήσεις Λογισμικού.....	2.13
2.3.1	Εισαγωγή κιβωτίου ταχυτήτων .....	2.13
2.3.2	Εισαγωγή λόγου ταχυτήτων εξόδου $V18_{ideal}/V8_{ideal}$ .....	2.14
2.3.3	Συνδυασμός πολυτροπικών και ισεντροπικών βαθμών απόδοσης	2.14
2.3.4	Χρήση εμπειρικών σχέσεων για τον υπολογισμό άγνωστων παραμέτρων .....	2.15
2.3.5	Αλλαγή Σημείου Σχεδίασης.....	2.16
2.4	Μεθοδολογία.....	2.16
2.4.1	Συλλογή δεδομένων .....	2.17
2.4.2	Χρήση του τροποποιημένου λογισμικού .....	2.19
2.4.3	Ανάλυση αποστολών.....	2.20
<b>3</b>	<b>Αεροσκάφη Airbus A320neo και επιλογή κινητήρων .....</b>	<b>3.1</b>
3.1	Ανάπτυξη των A320neo.....	3.1
3.2	Τεχνικά χαρακτηριστικά A320neo.....	3.3
3.3	Επιλογή κινητήρων.....	3.4
3.4	Στοιχεία αεροσκάφους.....	3.6

<b>4</b>	<b>Κινητήρας CFM LEAP-1A26</b> .....	<b>4.1</b>
4.1	Γενικά χαρακτηριστικά της οικογένειας κινητήρων CFM LEAP...	4.1
4.2	Περιγραφή κινητήρα .....	4.2
4.2.1	Τεχνικά χαρακτηριστικά .....	4.3
4.3	Συλλογή δεδομένων .....	4.4
4.4	Μοντελοποίηση κινητήρα CFM LEAP -1A26 .....	4.7
4.5	Αποτελέσματα.....	4.11
<b>5</b>	<b>Κινητήρας PW1127G-JM</b> .....	<b>5.1</b>
5.1	Γενικά χαρακτηριστικά της οικογένειας PW1100G .....	5.1
5.2	Περιγραφή κινητήρα .....	5.2
5.2.1	Τεχνικά χαρακτηριστικά .....	5.3
5.3	Συλλογή δεδομένων .....	5.4
5.4	Μοντελοποίηση κινητήρα PW1127G – JM .....	5.7
5.5	Αποτελέσματα.....	5.12
<b>6</b>	<b>Ανάλυση Αποστολών</b> .....	<b>6.1</b>
6.1	Διαδικασία .....	6.1
6.1.1	Αποστολές .....	6.2
6.1.2	Αεροσκάφος .....	6.4
6.2	Αποτελέσματα.....	6.6
<b>7</b>	<b>Επίλογος</b> .....	<b>7.1</b>
7.1	Ανακεφαλαίωση .....	7.1
7.2	Συμπεράσματα.....	7.2
<b>8</b>	<b>Βιβλιογραφία</b> .....	<b>8.1</b>

# 1 Εισαγωγή

Οι αεριοστρόβιλοι ως διατάξεις παραγωγής ώσης για την πρόωση αεροσκαφών εξελίσσονται διαρκώς τόσο για την ελάττωση του κόστους λειτουργίας, όσο και για τον περιορισμό των περιβαλλοντικών επιπτώσεων. Τα τελευταία χρόνια οι αεροπορικές εταιρείες σχεδιάζουν τους κινητήρες του μέλλοντος με χαμηλή κατανάλωση καυσίμου και οικολογική συνείδηση. Αυτό οδηγεί τις εταιρείες κατασκευής αεροπορικών κινητήρων να επενδύουν στην έρευνα και ανάπτυξη των κινητήρων. Επίσης ερευνητικά κέντρα και τομείς συντήρησης αεροπορικών εταιρειών πραγματοποιούν έλεγχο συντήρησης και διάγνωσης της κατάστασης λειτουργίας ενός κινητήρα. Για να συμβούν τα παραπάνω είναι απαραίτητη η χρήση μοντέλων προσομοίωσης των κινητήρων. Έτσι η χρήση μοντέλων προσομοίωσης αεροπορικών κινητήρων καθίσταται σημαντική για:

- επίβλεψη της λειτουργίας τους σε πραγματικό χρόνο
- διάγνωση βλαβών για διάφορες καταστάσεις λειτουργίας
- συγκριτική μελέτη επιδόσεων και επιλογή κατάλληλου αεροσκάφους για νέα εγκατάσταση
- πρόβλεψη και βελτιστοποίηση του κόστους λειτουργίας

Το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου (ΕΘΣ / ΕΜΠ) αναπτύσσει μοντέλα αεροπορικών κινητήρων με σκοπό τη μελέτη και την παρακολούθηση λειτουργίας τους. Τα μοντέλα αυτά δημιουργούνται για όλους τους τύπους και διατάξεις στροβιλοκινητήρων, αλλά για κάθε κινητήρα ξεχωριστά με λειτουργίες προσομοίωσης αυτόνομες. Καθώς οι διατάξεις των κινητήρων μεταβάλλονται με την νεότερη γενιά να περιλαμβάνει κινητήρες με κιβώτιο ταχυτήτων αναπτύσσεται, ταυτόχρονα, και η ανάγκη δημιουργίας αντίστοιχων μοντέλων.

Η παρούσα διπλωματική βασίστηκε σε ένα υπάρχον λογισμικό προσαρμογής γενικού μοντέλου αεροπορικών κινητήρων διπλού ρεύματος [10] με σκοπό την αυτοματοποίηση της διαδικασίας της μοντελοποίησης κινητήρων που περιλαμβάνουν και μειωτήρα στροφών. Το υπάρχον λογισμικό τροποποιήθηκε κατάλληλα ώστε να μπορέσει να ανταπεξέλθει στις νέες διατάξεις κινητήρων που εισέρχονται στην πολιτική αεροπορία. Πραγματοποιείται η μοντελοποίηση δύο αεροπορικών κινητήρων με τη χρήση του βελτιωμένου

λογισμικού και τα αποτελέσματα συγκρίνονται με διαθέσιμα δεδομένα λειτουργίας.

Η παρούσα διπλωματική εργασία έχει ως στόχους τους εξής:

1. την τροποποίηση του αυτοματοποιημένου λογισμικού προσαρμογής γενικού μοντέλου αεροπορικού κινητήρα σε δεδομένα λειτουργίας με στόχο την προσθήκη διατάξεων με μειωτήρα στροφών
2. τη συλλογή πληροφοριών και δεδομένων λειτουργίας για τους κινητήρες CFM LEAP – 1A (μοντέλο 1A26) και PW1100G (μοντέλο PW1127G – JM) και την εφαρμογή της μοντελοποίησης τους στο λογισμικό αυτό. Τα αποτελέσματα της μοντελοποίησης αυτής συγκρίνονται με τα διαθέσιμα δεδομένα λειτουργίας από την βιβλιογραφία για τον έλεγχο αξιοπιστίας των μοντέλων.
3. ποιοτική πιστοποίηση των μοντέλων με την ανάλυση αποστολών και την επαλήθευση της αναμενόμενης μείωσης στην κατανάλωση καυσίμου σε σχέση με τους συμβατικούς κινητήρες

## 1.1 Δομή διπλωματικής

Η δομή της εργασίας παρουσιάζεται συνοπτικά παρακάτω.

Το πρώτο κεφάλαιο αποτελεί την εισαγωγή της διπλωματικής εργασίας με το κίνητρο και τον σκοπό της εργασίας αυτής.

Στο δεύτερο κεφάλαιο αρχικά γίνεται μία επισκόπηση του προγράμματος PROOSIS και του υπάρχοντος λογισμικού που χρησιμοποιήθηκε. Έπειτα παρουσιάζονται οι αλλαγές που έγιναν στο λογισμικό καθώς και οι αιτίες για τις αλλαγές αυτές. Στην συνέχεια αναλύεται εκτενώς η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε για την μοντελοποίηση των κινητήρων.

Στο τρίτο κεφάλαιο γίνεται αναφορά στα αεροσκάφη A320neo της Airbus. Παρουσιάζεται η ανάπτυξη των αεροσκαφών καθώς και κάποια τεχνικά χαρακτηριστικά τους. Γίνεται η επιλογή των κινητήρων που πρόκειται να μοντελοποιηθούν, ενώ περιλαμβάνονται και στοιχεία του αεροσκάφους που χρειάζονται κατά την δημιουργία των μοντέλων αυτών.

Το τέταρτο κεφάλαιο περιλαμβάνει βιβλιογραφικά στοιχεία για τον αεροπορικό κινητήρα της CFM International, CFM LEAP – 1A26. Αρχικά δίνεται μία σύντομη περιγραφή για τις συνιστώσες και την διάταξη του κινητήρα, ενώ στην συνέχεια παρουσιάζονται τα στοιχεία επιδόσεων που βρέθηκαν στην ανοιχτή βιβλιογραφία. Περιλαμβάνεται επίσης η μοντελοποίηση του κινητήρα καθώς και τα αποτελέσματα αυτής. Γίνεται ποσοτικός έλεγχος με βάση τα δεδομένα που βρέθηκαν και ποιοτικός μέσω της προσομοίωσης μιας γραμμής λειτουργίας και ανάλυση σε όλο τον φάκελο πτήσης του κινητήρα.

Στο πέμπτο κεφάλαιο αναφέροντα, αντίστοιχα, τα βιβλιογραφικά στοιχεία για τον αεροπορικό κινητήρα της Pratt & Whitney, PW1127G – JM. Περιγράφονται οι συνιστώσες και η διάταξη του κινητήρα, ενώ παρουσιάζονται και τα στοιχεία επιδόσεων που βρέθηκαν στην ανοιχτή βιβλιογραφία. Ομοίως συμπεριλαμβάνεται το αντίστοιχο μοντέλο που παράχθηκε με τα αποτελέσματα του καθώς και ο αντίστοιχος ποσοτικός και ποιοτικός έλεγχος του.

Στο έκτο κεφάλαιο γίνεται περεταίρω ποιοτική πιστοποίηση των μοντέλων που δημιουργήθηκαν με ανάλυσή τους σε διάφορες αποστολές. Έγινε σύγκριση των αποτελεσμάτων με συμβατικούς κινητήρες.

Το έβδομο κεφάλαιο περιλαμβάνει την ανακεφαλαίωση, τα συμπεράσματα που προέκυψαν καθ' όλη την διάρκεια της εκπόνησης της εργασίας.

Στη βιβλιογραφία δίνονται οι πηγές από τις οποίες αντλήθηκαν πληροφορίες για την σύνταξη και εκπόνηση της διπλωματικής εργασίας.





## 2 Μεθοδολογία Μοντελοποίησης Κινητήρων

Το παρόν κεφάλαιο παρουσιάζει το υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS καθώς και το λογισμικό προσαρμογής μοντέλων κινητήρων που αναπτύχθηκε στο Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών τα προηγούμενα έτη, το οποίο χρησιμοποιήθηκε για την εκπόνηση της παρούσας διπλωματικής. Το πρόγραμμα Proosis αποτελεί ένα σύγχρονο λογισμικό που χρησιμοποιείται για την μοντελοποίηση διαφόρων ενεργειακών συστημάτων. Το λογισμικό προσαρμογής μοντέλων βασίστηκε στις ήδη υπάρχουσες δυνατότητες του PROOSIS και αναπτύχθηκε με σκοπό την διευκόλυνση των χρηστών στην δημιουργία μοντέλων κινητήρων. Στην παρούσα διπλωματική το λογισμικό αυτό τροποποιήθηκε κατάλληλα προκειμένου να γίνει μοντελοποίηση κινητήρων με κιβώτιο ταχυτήτων.

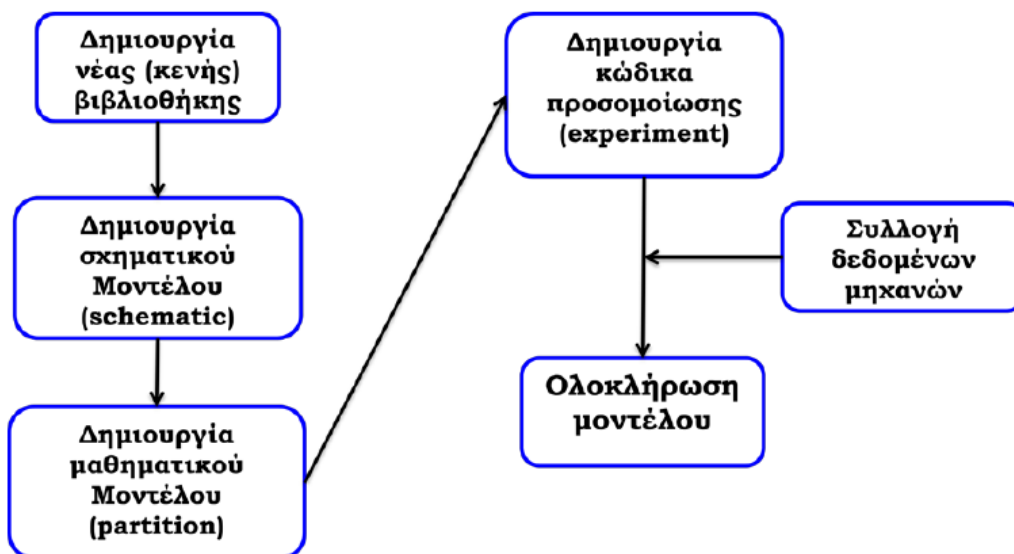
Ακολουθεί μια σύντομη παρουσίαση του περιβάλλοντος του PROOSIS, αναφορά και κάποιες βασικές έννοιες προκειμένου να γίνει εξοικείωση του αναγνώστη με το λογισμικό και παράλληλα να γίνει πιο εύκολα κατανοητή η διαδικασία που ακολουθήθηκε για την μοντελοποίηση των κινητήρων που περιγράφεται αργότερα.

### 2.1 Περιγραφή υπολογιστικού προγράμματος Proosis

Πρόκειται για περιβάλλον μοντελοποίησης και προσομοίωσης το οποίο βασίζεται στην αντικειμενοστραφή γλώσσα προγραμματισμού EcosimPro που αναπτύχθηκε από την Ισπανική εταιρεία Empresarios Agrupados International. Κάθε φυσική διεργασία προκειμένου να μοντελοποιηθεί εκφράζεται από διαφορικές και αλγεβρικές εξισώσεις.

Στην παρούσα διπλωματική το πρόγραμμα χρησιμοποιείται για την μοντελοποίηση του κινητήρα καθώς επίσης και για την προκαταρκτική διαστασιολόγηση της μηχανής στο σημείο σχεδίασης (design point analysis). Δίνεται, επίσης, η δυνατότητα σχεδίασης ενός στροβιλοκινητήρα σε περισσότερα από ένα σημεία και η ανάλυση στο σημείο σχεδίασης και εκτός του σημείου αυτού (off-design analysis) ενώ ακόμη μπορούν να πραγματοποιηθούν παραμετρικές μελέτες, ανάλυση ευαισθησίας και βελτιστοποίηση. Το πρόγραμμα αυτό δημιουργήθηκε στα πλαίσια ευρωπαϊκών προγραμμάτων, υπό τη συνεργασία πανεπιστημίων, ερευνητικών ιδρυμάτων και της βιομηχανίας.

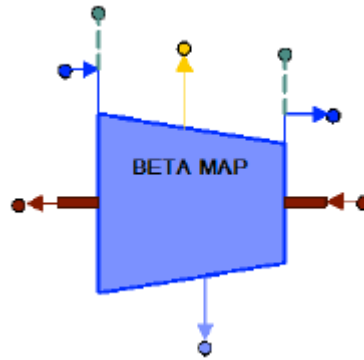
Στο Διάγραμμα 2.1 παρουσιάζονται τα βήματα για την δημιουργία ενός μοντέλου στο PROOSIS.



Διάγραμμα 2.1: Αλληλουχία βημάτων για την μοντελοποίηση κινητήρων στο Proosis

### 2.1.1 Επεξήγηση σχηματικού μοντέλου

Οι συνιστώσες αποτελούν τη θεμελιώδη δομική μονάδα του λογισμικού. Πρόκειται για αρχεία πηγαίου κώδικα (source code files) τα οποία απεικονίζονται στο περιβάλλον με ένα συγκεκριμένο σύμβολο, συνήθως ένα εικονίδιο που αντικατοπτρίζει την φυσική διεργασία που υλοποιούν. Το γεγονός αυτό κάνει όλη την διαδικασία της διαχείρισης τους αρκετά πιο φιλική στο χρήστη καθώς υπάρχει η δυνατότητα κάποιος που δεν έχει γνώσεις προγραμματισμού να τις χρησιμοποιεί με ευχέρεια. Στο PROOSIS συνηθίζεται η μοντελοποίηση των γνωστών συνιστωσών στροβιλοκινητήρων ως μεμονωμένα αντικείμενα και η απεικόνισή τους με τα ευρέως αποδεκτά σύμβολα. Στην Εικόνα 2.1 παρουσιάζεται η συνιστώσα του συμπιεστή.



Εικόνα 2.1: Συνιστώσα συμπίεστή

Οι συνιστώσες δίνουν επίσης την δυνατότητα στο χρήστη μέσω ειδικού παραθύρου να ορίσει τις τιμές διαφόρων παραμέτρων που αφορούν την συνιστώσα.



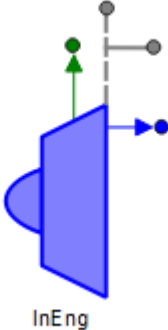
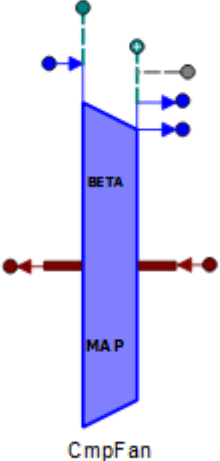
Type: TURBO.Compressor2bldMapBETA

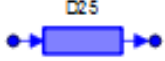
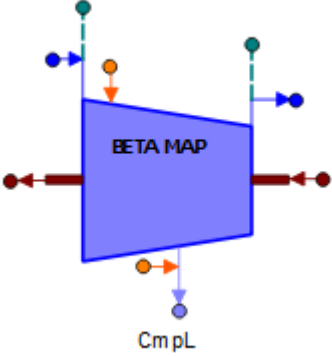
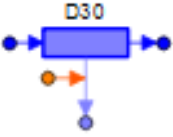
Name: CmpH  Show Label

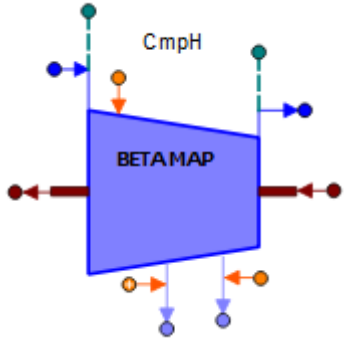
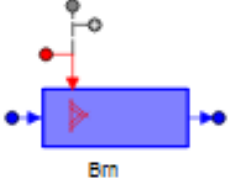
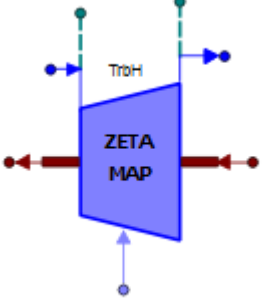
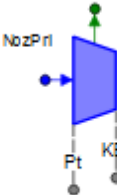
Name	CmpH	Units	Description
Comp_map	"@USER_AKK.../CmpH.xml"		Selec... file
mapTypeCmp	PR_type		Map t...ition
NcDes	10000	rpm	Corr...sign
s_NcRdes_in	1	-	Desi...alar
a_NcRdes_in	0	-	Desi...dder
s_mapWc_in	1	-	Desi...alar
a_mapWc_in	0	-	Desi...dder
s_mapEff_in	1	-	Desi...alar
a_mapEff_in	0	-	Desi...dder
s_mapPR_in	1	-	Desi...alar
s_mapDhqT_in	1	-	Desi...alar
switchs_ReyComp	NO_c		Swit...type
switchs_gamComp	CALC_c		Swit...type


Εικόνα 2.2: Παράθυρο εισαγωγής ιδιοτήτων συμπίεστή

Παρακάτω περιγράφονται οι λειτουργίες που επιτελούν στο PROOSIS κάποιες από τις συνιστώσες που χρησιμοποιήθηκαν.

ΕΙΚΟΝΙΔΙΟ ΣΥΝΙΣΤΩΣΑΣ	ΠΕΡΙΓΡΑΦΗ	ΣΧΟΛΙΑ
	<p><u>Atmosphere Component:</u> Υπολογίζει τις ατμοσφαιρικές συνθήκες στην είσοδο της μηχανής.</p>	<p>Περιέχει παραμέτρους για το υψόμετρο, τον αριθμός Mach πτήσης, την απόκλιση από τις συνθήκες τυπικής ημέρας καθώς και την σχετική υγρασία από τις οποίες υπολογίζονται οι συνθήκες εισόδου.</p>
	<p><u>General Component:</u> Καθορίζει το είδος του καυσίμου που περιέχεται στο καυσαέριο που διακινείται, καθώς και την θερμοδυναμική συμπεριφορά του</p>	<p>Στο συγκεκριμένο μοντέλο κινητήρα επιλέχθηκε το καύσιμο Jet A με βάση τα στοιχεία που δίνει ο ICAO. [25]</p>
	<p><u>Inlet Component:</u> Υπολογίζει τις συνθήκες στην έξοδο του αγωγού εισόδου της μηχανής, καθώς και την κινητική ενέργεια του εισερχόμενου ρεύματος</p>	<p>Στο συγκεκριμένο μοντέλο χρησιμοποιείται σταθερός λόγος απωλειών πίεσης για τον αγωγό εισόδου με τιμή που επιλέγεται από το χρήστη.</p>
	<p><u>Fan Component:</u> Υπολογίζει τις συνθήκες των δύο ρευμάτων, κύριου και δευτερεύοντος καθώς και την απαιτούμενη ισχύ στην άτρακτο. Χρησιμοποιεί χάρτη λειτουργίας με γραμμές-β (BETA parameter).</p>	<p>Στο παρόν μοντέλο χρησιμοποιούνται δύο χάρτες, για το κύριο ρεύμα και το ρεύμα παράκαμψης αντίστοιχα. Οι επιδόσεις του κυρίως ρεύματος προκύπτουν από του δευτερεύοντος μέσω κατάλληλης σχέσης για τον λόγο πίεσης.</p>

	<p><u>Duct Component:</u> Υπολογίζει για διάφορα μοντέλα απωλειών πίεσης και μετάδοσης θερμότητας, τις συνθήκες στην έξοδο ενός αγωγού/διαχύτη.</p>	<p>Στο συγκεκριμένο μοντέλο χρησιμοποιείται σε όλους τους αγωγούς της μηχανής. Στην είσοδο και έξοδο του συμπιεστή χαμηλής (D25), μεταξύ στροβίλων (D45), στην έξοδο του στροβίλου χαμηλής πίεσης (D50) καθώς και για την προσομοίωση του αγωγού παράκαμψης (DBP). Οι απώλειες πίεσης στο σημείο σχεδίασης είναι σταθερές και δίνονται από το χρήστη στο αρχείο εισόδου. Σε λειτουργία εκτός σημείου σχεδίασης, οι απώλειες μεταβάλλονται με την παροχή εισόδου</p>
	<p><u>Compressor Component:</u> Υπολογίζει τα μεγέθη στην έξοδο του συμπιεστή και την απαιτούμενη ισχύ στην άτρακτο. Χρησιμοποιεί χάρτη λειτουργίας με γραμμές-β (BETA parameter) και διαθέτει 1 απομάστευση.</p>	<p>Οι απομαστεύσεις εισάγονται ως ποσοστό της ροής εισόδου στον συμπιεστή και προσομοιώνουν το μέρος αέρα που χρησιμοποιείται για ανάγκες καμπίνας και για στεγάνωση του στροβίλου χαμηλής πίεσης.</p>
	<p><u>Duct Component:</u> Υπολογίζει για διάφορα μοντέλα απωλειών πίεσης και μετάδοσης θερμότητας, τις συνθήκες στην έξοδο ενός αγωγού/διαχύτη. Περιλαμβάνει και μία απομάστευση.</p>	<p>Η συγκεκριμένη συνιστώσα τοποθετήθηκε μετά τον συμπιεστή υψηλής και η απομάστευση συνδέεται με τον στρόβιλο υψηλής πίεσης παρέχοντας αέρα για την ψύξη των πτερυγίων.</p>

	<p><b>Compressor Component:</b> Υπολογίζει τα μεγέθη στην έξοδο του συμπιεστή και την απαιτούμενη ισχύ στην άτρακτο. Χρησιμοποιεί χάρτη λειτουργίας με γραμμές-β (BETA parameter) και διαθέτει 2 απομαστεύσεις.</p>	<p>Οι απομαστεύσεις δίνονται ως ποσοστό της ροής εισόδου και προσομοιώνουν το μέρος αέρα που χρησιμοποιείται για ανάγκες καμπίνας και για στεγάνωση του στροβίλου χαμηλής πίεσης.</p>
	<p><b>Burner Component:</b> Υπολογίζει τις συνθήκες στην έξοδο του θαλάμου καύσης με χρήση των θερμοδυναμικών ιδιοτήτων του καυσίμου. Διαθέτει διάφορους τρόπους υπολογισμού του βαθμού απόδοσης καύσης καθώς και των απωλειών πίεσης.</p>	<p>Στο μοντέλο, οι απώλειες πίεσης και ο βαθμός απόδοσης καύσης στο σημείο σχεδίασης εισάγονται από το χρήστη. Στη λειτουργία εκτός σημείου σχεδίασης τα μεγέθη αυτά μεταβάλλονται με βάση την παροχή εισόδου στο θάλαμο καύσης.</p>
	<p><b>Turbine High &amp; Low Pressure Component:</b> Υπολογίζει τα μεγέθη στην έξοδο του στροβίλου και την ισχύ που παράγεται στην άτρακτο. Χρησιμοποιεί χάρτη με γραμμές-β (ZETA parameter).</p>	<p>Στο παρόν μοντέλο η ίδια συνιστώσα χρησιμοποιείται και για τους δύο στροβίλους. Διαθέτει μία είσοδο απομάστευσης που στον υψηλής πίεσης χρησιμοποιείται για ψύξη πτερυγίων ενώ στον χαμηλής πίεσης για στεγάνωση</p>
	<p><b>Nozzle Component:</b> Υπολογίζει την παραγόμενη ώση από τα ρεύματα που εκτονώνονται στην ατμόσφαιρα. Χρησιμοποιείται και για το κυρίως ρεύμα αέρα αλλά και για το δευτερεύον.</p>	<p>Στο παρόν μοντέλο ο συντελεστής ώσης <math>C_x</math> δηλώνεται από τον χρήστη ενώ ο συντελεστής εκβολής <math>C_d</math> επιλέχθηκε να υπολογίζεται από πίνακα που τον συσχετίζει με τον λόγο πίεσης του ακροφυσίου.</p>

	<p>Shaft Component: Υπολογίζει την ροπή της ατράκτου για δεδομένη ταχύτητα περιστροφής συνυπολογίζοντας τυχόν μεταβολές ισχύος από συμπιεστές και στροβίλους</p>	<p>Στο παρόν μοντέλο χρησιμοποιείται για την μοντελοποίηση των δύο ατράκτων, υψηλών και χαμηλών στροφών. Ο μηχανικός βαθμός απόδοσης είναι σταθερός και επιλέγεται από το χρήστη.</p>
---	--	---

Όλες οι συνιστώσες συμπιεστών και στροβίλων χρησιμοποιούν χάρτες λόγου πίεσης-παροχής. Οι χάρτες ανεμιστήρα, συμπιεστή υψηλής πίεσης και στροβίλων αποθηκεύτηκαν στον υποφάκελο 'maps' της βιβλιοθήκης. Ο χρήστης σε περίπτωση αλλαγής των χαρτών μπορεί να προσθέσει στο υποφάκελο αυτό όλους τους διαθέσιμους χάρτες που έχει.

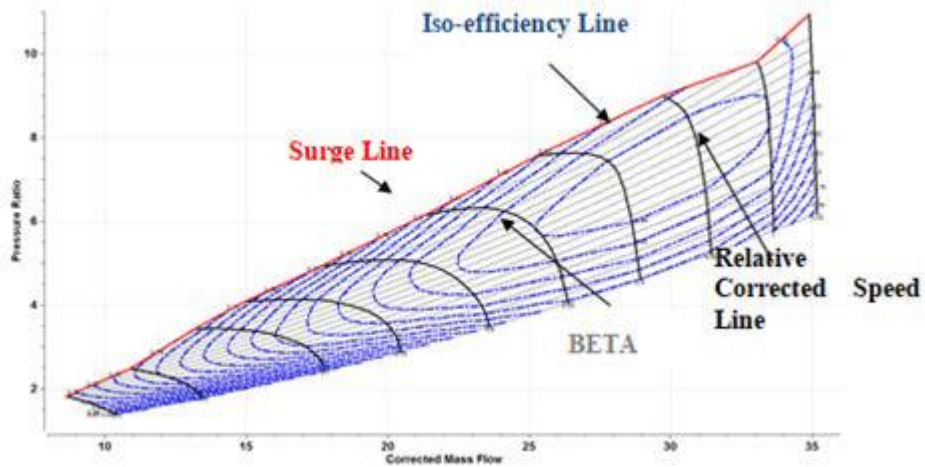
Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως οι συμπιεστές και οι στροβίλοι χρησιμοποιούν αντίστοιχα χάρτες με τις παραμέτρους BETA & ZETA που εκφράζουν ιδεατές γραμμές πάνω στους χάρτες και χρησιμοποιούνται ευρέως στη μοντελοποίηση διότι διευκολύνουν τον προσδιορισμό των σημείων λειτουργίας.

Συγκεκριμένα, στους συμπιεστές οι γραμμές-β έχουν μοναδικό σημείο τομής με κάθε ισотаχή. Επομένως, γνωρίζοντας τη ταχύτητα περιστροφής και την τιμή της γραμμής -β ορίζεται μοναδικό σημείο στη χαρακτηριστική λειτουργίας της συνιστώσας. Η διαμόρφωση αυτή παρουσιάζει σημαντικό πλεονέκτημα κατά την αριθμητική επίλυση του μοντέλου ειδικά σε σημεία λειτουργίας όπου η χαρακτηριστική του συμπιεστή είναι σχεδόν κατακόρυφη. Στους στροβίλους επειδή υπάρχει το φαινόμενο του στραγγαλισμού οι γραμμές-ζ είναι συσχέτιση λόγου πίεσης και ανοιγμένων στροφών.

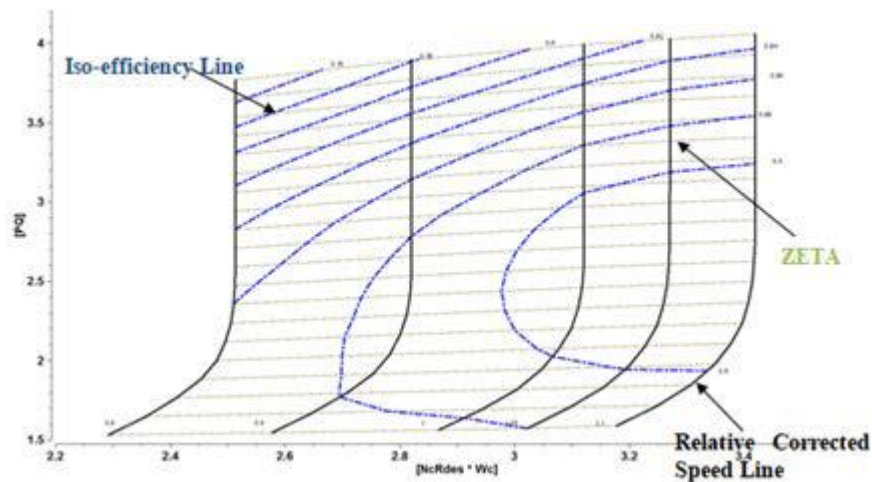
Η παράμετρος BETA πρέπει να τονιστεί πως δεν έχει καμία φυσική σημασία και δεν μπορεί να οριστεί επακριβώς. Η παράμετρος ZETA στους στροβίλους ορίζεται ως εξής:

$$ZETA_{TrbH/TrbL} = \frac{PR_{map} - PR_{map,min.}}{PR_{map,max.} - PR_{map,min.}} \quad 2.1$$

Στο Διάγραμμα 2.2 και στο Διάγραμμα 2.3 φαίνονται οι χάρτες ενός συμπιεστή και στροβίλου με γραμμές-β και ζ αντίστοιχα.



Διάγραμμα 2.2: Χάρτης Συμπιεστή με Γραμμές-β [2]



Διάγραμμα 2.3: Χάρτης Στροβίλου με Γραμμές-ζ [2]

## 2.2 Υπάρχον Λογισμικό Προσαρμογής Μοντέλων Κινητήρων

Στα πλαίσια προηγούμενων διπλωματικών εργασιών [10] αναπτύχθηκε στο εργαστήριο κώδικας προσαρμογής μοντέλων σε δεδομένα λειτουργίας. Χρησιμοποιώντας τις συνιστώσες που αναφέρθηκαν στην παράγραφο 2.1.1 είχε γίνει η δημιουργία του σχηματικού διαγράμματος και μαθηματικού μοντέλου κινητήρων δύο τυμπάνων που φαίνεται στην Εικόνα 2.3.





- Μεταβλητή ελέγχου της λειτουργίας που θα πραγματοποιηθεί
- Ιδιότητες των συνιστωσών (στοιχεία συνιστωσών όπως απώλειες πίεσης, ισεντροπικούς ή πολυτροπικούς βαθμούς απόδοσης, λόγους πίεσης, παροχές απομαστεύσεων, βαθμούς απόδοσης θαλάμου καύσης και αξόνων, αριθμούς β και ζ των χαρτών λειτουργίας)
- Δεδομένα για κάθε διαθέσιμο σημείο λειτουργίας (συνθήκες πτήσης, λόγο παράκαμψης, ολικό λόγο πίεσης, ταχύτητες περιστροφής, παροχή αέρα, ώση, παροχή καυσίμου κτλ)

Ακολουθεί συνοπτική παρουσίαση των επιμέρους λειτουργιών που μπορεί να εκτελέσει ο κώδικας.

### **2.2.1 Ανάλυση στο σημείο σχεδίασης**

Η ανάλυση στο σημείο σχεδίασης απαιτεί τον καθορισμό των παρακάτω παραμέτρων στο αρχείο εισόδου:

- Συνθήκες πτήσης
- Στροφές ατράκτων (χαμηλής και υψηλής πίεσης)
- Ολικό λόγο πίεσης και λόγο παράκαμψης
- Ο λόγος πίεσης του ανεμιστήρα στο ρεύμα πυρήνα και παράκαμψης
- Παροχή καυσίμου
- Ώση κινητήρα
- Οι ισεντροπικοί ή πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης του ανεμιστήρα, των συμπιεστών και των στροβίλων
- Απομάστευση ισχύος από τον στρόβιλο υψηλής πίεσης για ανάγκες του αεροσκάφους
- Τα ποσοστά και οι θέσεις απομάστευσης του συμπιεστή
- Οι απώλειες ολικής πίεσης σε όλους τους αγωγούς
- Η θέση του σημείου σχεδίασης στον χάρτη, δηλαδή οι μεταβλητές NcRdesMap και BETA – ZETA για ανεμιστήρα, συμπιεστή και στροβίλους αντίστοιχα
- Ο μηχανικός βαθμός απόδοσης των αξόνων- ατράκτων
- Ο βαθμός απόδοσης και η απώλεια πίεσης του θαλάμου καύσης

Και στην συνέχεια γίνεται επίλυση του σημείου σχεδίασης και αποθήκευση των αποτελεσμάτων σε προκαθορισμένο αρχείο DPFile με όλα τα δεδομένα του κύκλου για το σημείο σχεδίασης. Στο συγκεκριμένο λογισμικό το επιλεγμένο σημείο σχεδίασης είναι το 100% Take Off SLS (κατά ICAO).

### **2.2.2 Ανάλυση σημείων εκτός σχεδίασης**

Αρχικά εισάγονται στο κώδικα οι παράμετροι του σημείου σχεδίασης που αποθηκεύτηκαν από την προηγούμενη ανάλυση στο σημείο σχεδίασης. Στην συνέχεια από το αρχείο εισόδου διαβάζονται τα απαραίτητα δεδομένα που αφορούν τις επιδόσεις στα σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης. Ο χρήστης για κάθε σημείο που θέλει να αναλύσει θα πρέπει να εισάγει τουλάχιστον τις συνθήκες πτήσης και την ώση, ενώ περαιτέρω πληροφορίες για τα σημεία αυτά όπως η παροχή καυσίμου, η παροχή αέρα, οι στροφές των ατράκτων και οι λόγοι πίεσης μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τον υπολογισμό των αποκλίσεων και την αξιολόγηση του μοντέλου. Τελικά γίνεται επίλυση των σημείων εκτός σχεδίασης και υπολογίζονται οι αποκλίσεις σε σχέση με τις δοσμένες τιμές καυσίμου κάθε σημείου.

### **2.2.3 Τροποποίηση του Σημείου Σχεδίασης**

Οι αποκλίσεις μεταξύ των υπολογισμένων τιμών του μοντέλου και των διαθέσιμων δεδομένων λειτουργίας μπορούν να μειωθούν με την τροποποίηση του σημείου σχεδίασης. Με αυτή την διαδικασία επιλέγεται να διαφοροποιηθούν κάποιες από τις παραμέτρους και επιδόσεις του σημείου σχεδίασης (απώλειες πίεσης, βαθμοί απόδοσης, παράμετροι θέσης του σημείου σχεδίασης) μέχρι να μειωθούν οι υπολογιζόμενες αποκλίσεις από τα διαθέσιμα δεδομένα λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης. Οι παράμετροι που μεταβάλλονται κατά την διαδικασία αυτή επιλέγονται μέσω του αρχείου εισόδου.

### **2.2.4 Υπολογισμός σημείων λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης με προσαρμογή χαρτών (καθολική και τοπική)**

Η διαδικασία αυτή δίνει την δυνατότητα στο χρήστη να εξετάσει πόσο πρέπει να μεταβληθούν οι χάρτες λειτουργίας έτσι ώστε να επαληθεύονται οι επιδόσεις στα επιθυμητά σημεία λειτουργίας. Γίνεται κατάλληλη επιλογή των επιθυμητών συντελεστών προσαρμογής των χαρτών, οι οποίοι καθορίζονται μέσω του αρχείου εισόδου από τον χρήστη. Οι συντελεστές αυτοί παρουσιάζονται στον Πίνακα 2.1.

<i>Μεταβλητή</i>	<i>Περιγραφή</i>	<i>Συνιστώσα</i>
Fan_s_adaptWc_pri_in	Παροχής	Ανεμιστήρα Ρεύμα Πυρήνα
Fan_s_adaptEff_pri_in	Ισεντροπικού β.α.	
Fan_s_adaptWc_sec_in	Παροχής	Ανεμιστήρα Ρεύμα Παράκαμψης
Fan_s_adaptEff_sec_in	Ισεντροπικού β.α.	
CmpH.s_adaptWc_in	Παροχής	Συμπιεστή Υψηλής Πίεσης
CmpH.s_adaptEff_in	Ισεντροπικού β.α.	
CmpL.s_adaptWc_in	Παροχής	Συμπιεστή Χαμηλής Πίεσης
CmpL.s_adaptEff_in	Ισεντροπικού β.α.	
TrbH.s_adaptWc_in	Παροχής	Στροβίλου Υψηλής Πίεσης
TrbH.s_adaptEff_in	Ισεντροπικού β.α.	
TrbL.s_adaptWc_in	Παροχής	Στροβίλου Χαμηλής Πίεσης
TrbL.s_adaptEff_in	Ισεντροπικού β.α.	

**Πίνακας 2.1: Συντελεστές προσαρμογής**

Στην περίπτωση της καθολικής προσαρμογής γίνεται χρήση όλων των διαθέσιμων σημείων λειτουργίας, ενώ περίπτωση της τοπικής γίνεται για κάθε ένα ξεχωριστά. Συνεπώς με την χρήση της καθολικής προσαρμογής γίνεται μία συνολική μετακίνηση των χαρτών λειτουργίας, σε αντίθεση με τη χρήση της τοπικής προσαρμογής όπου κάθε χαρακτηριστική των χαρτών μετακινείται ξεχωριστά, προσέχοντας πάντα να μην προκύψει ένας μη φυσικός χάρτης. Η τοπική προσαρμογή των χαρτών γίνεται εξωτερικά από το PROOSIS χρησιμοποιώντας κατάλληλο αρχείο excel στο οποίο περνώντας τα αποτελέσματα της τοπικής προσαρμογής παράγονται οι νέοι τροποποιημένοι χάρτες.

### **2.2.5 Προσομοίωση γραμμής λειτουργίας**

Στην προσομοίωση της γραμμής λειτουργίας ακολουθείται ίδια μεθοδολογία με αυτήν της ανάλυσης εκτός του σημείου σχεδίασης με την διαφορά ότι τα υπολογιζόμενα σημεία αναφέρονται σε συνθήκες πτήσης του σημείου 100% Take Off (κατά ICAO) και ώση από το 100% μέχρι και το 7%.

### **2.2.6 Μελέτη Λειτουργίας σε όλο το φάκελο πτήσης**

Η ανάλυση πραγματοποιείται για όλο τον φάκελο πτήσης του κινητήρα ο οποίος δημιουργείται από σημεία σε:

- Διαφορετικά υψόμετρα
- Διαφορετικούς αριθμούς Mach
- Διαφορετικές θέσεις μανέτας (διαφορετική ώση FN)

## 2.3 Τροποποιήσεις Λογισμικού

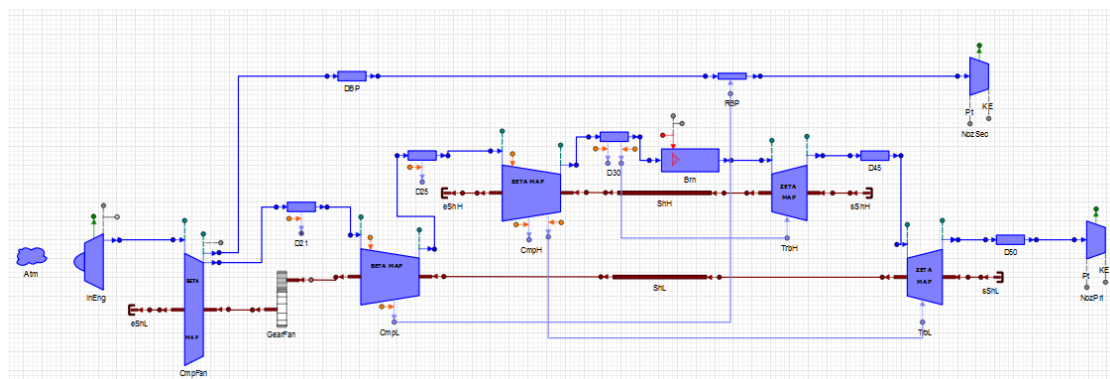
Καθώς η διάταξη των νέων κινητήρων αλλάζει περιλαμβάνοντας πλέον με κάποιους από αυτούς να περιλαμβάνουν κιβώτιο ταχυτήτων δημιουργείται η ανάγκη τροποποίησης του υπάρχοντος λογισμικού. Χρησιμοποιώντας τον κώδικα που αναπτύχθηκε τα προηγούμενα έτη γίνονται οι εξής τροποποιήσεις ώστε να χρησιμοποιηθεί μετέπειτα για την δημιουργία των επιθυμητών μοντέλων:

1. Εισαγωγή κιβωτίου ταχυτήτων
2. Εισαγωγή λόγου ταχυτήτων εξόδου  $V18_{ideal}/V8_{ideal}$  για την επίλυση σημείων όπου δεν είναι γνωστή η παροχή καυσίμου (Top Of Climb)
3. Συνδυασμός πολυτροπικών και ισεντροπικών βαθμών απόδοσης.
4. Χρήση εμπειρικών σχέσεων για τον υπολογισμό άγνωστων παραμέτρων.

Επιπροσθέτως έγινε αλλαγή του σημείου σχεδίασης από το 100% Take Off SLS στο σημείο Top Of Climb κάτι που δεν περιλαμβάνει τροποποίηση στο λογισμικό καθώς η προσθήκη του λόγου  $V18_{ideal}/V8_{ideal}$  επιτρέπει την επίλυση του σημείου αυτού.

### 2.3.1 Εισαγωγή κιβωτίου ταχυτήτων

Στο υπάρχον σχηματικό του κινητήρα εισήχθη κιβώτιο ταχυτήτων μεταξύ του συμπιεστή χαμηλής πίεσης και του ανεμιστήρα (fan) και το νέο σχηματικό διάγραμμα του κινητήρα δίδεται παρακάτω:



Εικόνα 2.4: Νέα σχηματική διάταξη κινητήρα

Η εισαγωγή του κιβωτίου ταχυτήτων δεν επηρέασε τον τρόπο επίλυσης του μοντέλου, έγινε ωστόσο εισαγωγή στο αρχείο εισόδου του λόγου μετάδοσης και του βαθμού απόδοσης του κιβωτίου. Σε περίπτωση που ο κινητήρας δεν περιλαμβάνει κιβώτιο ταχυτήτων ορίζεται ο βαθμός απόδοσης και ο λόγος μετάδοσης του ίσος με μονάδα. Το νέο σχηματικό έχει την δυνατότητα να επιλύσει κινητήρες με και χωρίς κιβώτιο ταχυτήτων, συνεπώς αποκτά ακόμη πιο γενικευμένο χαρακτήρα δίνοντας την δυνατότητα μοντελοποίησης περισσότερων διατάξεων.

### **2.3.2 Εισαγωγή λόγου ταχυτήτων εξόδου $V18_{ideal}/V8_{ideal}$**

Μετάπειτα ακολούθησε η εισαγωγή της εξίσωσης του λόγου ταχυτήτων εξόδου  $V18_{ideal}/V8_{ideal}$ . Η εξίσωση αυτή προστέθηκε ώστε να γίνει διαφορετική επίλυση του σημείου σχεδίασης σε σχέση με την υπάρχουσα μεθοδολογία καθώς στην παρούσα διπλωματική επιλέγεται το σημείο Top Of Climb όπως θα αναφερθεί αργότερα. Η τιμή του λόγου ορίζεται στο αρχείο εισόδου για διευκόλυνση των χρηστών και σε περίπτωση που ο χρήστης δεν επιθυμεί τον ορισμό του η τιμή του τίθεται ίση με μηδέν.

Η προηγούμενη επίλυση του σημείου σχεδίασης βασιζόταν σε επαναληπτική μέθοδο όπου έχοντας ορίσει το καύσιμο υπολογίζεται ο λόγος αέρα – καυσίμου τέτοιος ώστε να επαληθεύεται η τιμή της ώσης. Με την χρήση του λόγου ταχυτήτων εξόδου  $V18_{ideal}/V8_{ideal}$  η διαδικασία αυτή αλλάζει και πλέον επιλύεται επαναληπτικά το σημείο σχεδίασης υπολογίζοντας κατάλληλο λόγο αέρα καυσίμου ώστε να επαληθεύεται ο λόγος αυτός. Στην συνέχεια από την δοσμένη τιμή της ώσης υπολογίζεται η κατανάλωση καυσίμου στο σημείο αυτό.

Αποτέλεσμα της προσθήκης αυτής είναι να επιτρέπεται στον χρήστη η δημιουργία μοντέλων χωρίς την γνώση της κατανάλωσης καυσίμου με κατάλληλη υπόθεση του λόγου  $V18_{ideal}/V8_{ideal}$ . Στη διεθνή βιβλιογραφία, για παράδειγμα, για το σημείο Top Of Climb δίνεται μια ιδανική τιμή του λόγου αυτού ίση με 0,8.

### **2.3.3 Συνδυασμός πολυτροπικών και ισεντροπικών βαθμών απόδοσης**

Η δημιουργία μοντέλων κινητήρων προϋποθέτει την γνώση των βαθμών απόδοσης των συνιστωσών. Στην βιβλιογραφία για τους συμπίεστρες δίνονται οι πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης ώστε να μπορεί να συγκριθεί το επίπεδο της τεχνολογίας τους. Αντίθετα, στους στροβίλους όπου δεν υπάρχει περιορισμός του λόγου πίεσης λόγω αεροδυναμικών φαινομένων δίνονται, αρκετά συχνά, οι

ισεντροπικοί βαθμοί απόδοσης. Το λογισμικό είχε την δυνατότητα υπολογισμού των συνιστωσών είτε χρησιμοποιώντας πολυτροπικούς βαθμούς απόδοσης είτε ισεντροπικούς, με την εισαγωγή του συνδυασμού τους όμως δίνεται ευχέρεια στον χρήστη να χρησιμοποιήσει πολυτροπικούς βαθμούς απόδοσης στους συμπίεστες και ταυτόχρονα ισεντροπικούς στους στροβίλους.

### **2.3.4 Χρήση εμπειρικών σχέσεων για τον υπολογισμό άγνωστων παραμέτρων**

Κατά την μοντελοποίηση των κινητήρων όπως αναφέρθηκε στην υποπαράγραφο 2.2.1 απαιτείται η γνώση ή η υπόθεση κάποιων παραμέτρων. Οι τιμές των παραμέτρων που ορίζονται από τον χρήστη μπορεί να είναι γνωστές από τυχόν μετρήσεις που ελήφθησαν κατά την διάρκεια λειτουργίας του κινητήρα, είτε υποθέσεις οι οποίες ανταποκρίνονται στο επίπεδο τεχνολογίας του κινητήρα. Στη διεθνή βιβλιογραφία υπάρχουν εμπειρικές σχέσεις που επιτρέπουν τον υπολογισμό των άγνωστων παραμέτρων και συνεπώς την σωστή εκτίμησή τους.

Δίνονται παρακάτω οι σχέσεις που εισήχθησαν στο λογισμικό:

- Λόγος πίεσης Fan (πυρήνα)

$$(\Pi_{cBypass} - 1) * 0,8 + 1 \quad (2.2)$$

- Λόγος πίεσης Συμπίεστη χαμηλή πίεσης

$$\left( \frac{OPR}{\Pi_{cFANcore} * D21_{dPqP\_in} * D24_{dPqP\_in}} \right)^{\frac{\text{Αριθμός βαθμίδων CmpL}}{\text{Συνολικός αριθμός βαθμίδων CmpL \& CmpH}}} \quad (2.3)$$

- Πτώση πίεσης αγωγού παράκαμψης

$$\frac{0,05}{(BPR + 1)^{0,4}} \quad (2.4)$$

Ο χρήστης για να χρησιμοποιήσει τις σχέσεις αυτές αρκεί να ορίσει στην αντίστοιχη μεταβλητή μία αρνητική τιμή.

### 2.3.5 Αλλαγή Σημείου Σχεδίασης

Στην παράγραφο 2.2.1 αναφέρονται οι παράμετροι που πρέπει να καθοριστούν ώστε να γίνει η επίλυση του σημείου λειτουργίας. Στην παρούσα διπλωματική επιλέχθηκε σαν σημείο σχεδίασης το σημείο Top Of Climb.

Μεταβλητές	100% Take Off	Top Of Climb
Λόγος πίεσης Fan (Bypass)	✗	✓ (1,45≤) <sup>[32]</sup>
OPR	✓	✗
BPR	✓	✗
6 NcRdes	✗	✓ (=1)
5 NcRdesMap	✗	✓ (=1)
$V18_{ideal} / V8_{ideal}$	✗	✓ (=0,8) <sup>[5]</sup>
Καύσιμο	✓	✗

Πίνακας 2.2: Σύγκριση 100% Take Off (ICAO) και Top Of Climb

Στον Πίνακα 2.2 παρατίθενται οι άγνωστες παράμετροι που μπορούν να συγκριθούν μεταξύ των δύο σημείων. Με ✓ ορίζονται τα δεδομένα για τα οποία υπάρχουν πληροφορίες στην διεθνή βιβλιογραφία και με ✗ τα δεδομένα για τα οποία δεν έχουμε κάποια πληροφορία. Από την θεωρία είναι γνωστό πως στο σημείο Top Of Climb εντοπίζεται η μέγιστη διορθωμένη παροχή και συνεπώς είναι εύλογο να τοποθετηθεί κατάλληλα στον χάρτη, έτσι επιλέγονται οι παράμετροι NcRdes και NcRdesMap να είναι ίσες με την μονάδα. Ακόμη από την βιβλιογραφία προκύπτει ότι ο λόγος πίεσης του Fan στο τμήμα της παράκαμψης δεν πρέπει να είναι χαμηλότερος από 1,45, καθώς χαμηλότερη τιμή απαιτεί την εισαγωγή συστήματος μεταβλητής γεωμετρίας στο τμήμα αυτό. Τέλος, στο σημείο Top Of Climb ο λόγος  $V18_{ideal} / V8_{ideal}$  σύμφωνα με τον Kurzke [5] έχει βέλτιστη τιμή ίση με 0,8. Συνολικά στο σημείο Top Of Climb υπάρχουν εκτιμήσεις για 13 μεταβλητές σε αντίθεση με το σημείο Take Off SLS (ICAO) για το οποίο από την βιβλιογραφία υπάρχουν γνωστές τιμές για 3 μεταβλητές. Εξηγείται λοιπόν η επιλογή του σημείου Top Of Climb.

## 2.4 Μεθοδολογία

Στην παρούσα διπλωματική η μεθοδολογία που ακολουθήθηκε συνοπτικά είναι η εξής:

1. Συλλογή δεδομένων.
2. Χρήση του τροποποιημένου λογισμικού.



3. Ποσοτική και ποιοτική πιστοποίηση των μοντέλων.
4. Ανάλυση αποστολών.

### **2.4.1 Συλλογή δεδομένων**

Οι τιμές των παραμέτρων που εισάγονται στην μοντελοποίηση παίζουν κυρίαρχο ρόλο στην ποιότητα του τελικού μοντέλου. Η αξιοπιστία των πηγών και οι σωστές υποθέσεις των αγνώστων παραμέτρων οδηγούν στην δημιουργία μοντέλων που αντικατοπτρίζουν σωστά την πραγματική λειτουργία του κινητήρα με αποτέλεσμα την δημιουργία αξιόπιστων μοντέλων που μπορούν μετέπειτα να χρησιμοποιηθούν για την παρακολούθηση της λειτουργίας των κινητήρων η ακόμη και για διαγνωστικούς σκοπούς. Οι πηγές από τις οποίες ελήφθησαν τα δεδομένα για τους υπό μελέτη κινητήρες είναι οι εξής:

1. ICAO (International Civil Aviation Organization): Ο εν λόγω οργανισμός έχει δημιουργήσει μια βάση δεδομένων (Emission Databank) η οποία περιλαμβάνει μετρήσεις καυσίμου και εκπομπών καυσαερίων για 4 διακριτές τιμές ώσης 100% Take Off, 85% Climb Out, 30% Approach και 7% Idle. Παράλληλα δίνονται και οι συνθήκες περιβάλλοντος κατά τις οποίες ελήφθησαν οι μετρήσεις ενώ επίσης για το σημείο 100% Take Off δίνεται και ο συνολικός λόγος πίεσης και παράκαμψης του κινητήρα. Τονίζεται επίσης πως τα σημεία αυτά αφορούν κινητήρα μη εγκατεστημένο σε στατικές συνθήκες στο επίπεδο της θάλασσας.
2. EASA (European Union Aviation Safety Agency): Η Ευρωπαϊκή Υπηρεσία Ασφάλειας Πτήσεων εκδίδει για κάθε κινητήρα ένα πιστοποιητικό (Type Certificate) το οποίο περιλαμβάνει πληροφορίες για την διάταξη του κινητήρα, τις στροφές των ατράκτων καθώς και ενδεικτικές θερμοκρασίες τις οποίες δεν μπορεί να ξεπεράσει ο κινητήρας κατά την λειτουργία του.

Οι λοιπές παράμετροι που απαιτούνται για την μοντελοποίηση των κινητήρων λαμβάνονται από την διεθνή βιβλιογραφία όπως για παράδειγμα:

- Ο λόγος πίεσης των συμπιεστών
- Οι ισεντροπικοί ή πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης του ανεμιστήρα, των συμπιεστών και των στροβίλων
- Απομάστευση ισχύος από τον στρόβιλο υψηλής πίεσης για ανάγκες του αεροσκάφους
- Τα ποσοστά και οι θέσεις απομάστευσης του συμπιεστή
- Οι απώλειες ολικής πίεσης σε όλους τους αγωγούς

- Ο μηχανικός βαθμός απόδοσης των αξόνων- ατράκτων
- Ο βαθμός απόδοσης και η απώλεια πίεσης του θαλάμου καύσης
- Ώση στα σημεία Top Of Climb, Cruise και Rolling Take Off.

### Υπολογισμός ώσης των σημείων Top Of Climb, Cruise και Rolling Take Off

Εκτίμηση της ώσης σε συνθήκες Top of Climb, Cruise και Rolling Take Off μπορεί να πραγματοποιηθεί μέσω των σχέσεων που δίνονται στην βιβλιογραφία [3],[7]. Μια εκτιμώμενη τιμή της ώσης του κινητήρα στη αρχή της κρουαζιέρας μπορεί να υπολογιστεί ως εξής:

$$FN_{cruise} = \frac{MTOW}{L/D \cdot (No\ of\ engines)} \quad (2.5)$$

Αντίστοιχα η εκτιμώμενη ώση στο Top of Climb υπολογίζεται από τον τύπο:

$$FN_{Top\ of\ Climb} = \frac{MTOW}{L/D \cdot (No\ of\ engines)} \cdot \left(1 + \frac{L}{D} \sin(0.6^\circ)\right) \quad (2.6)$$

Και τέλος το σημείο Rolling Take off υπολογίζεται ως εξής:

$$FN_{RTO} = \frac{ICAO\ Take\ off\ Thrust}{1.2553} \quad (2.7)$$

Στην παρούσα διπλωματική έχει χρησιμοποιηθεί σαν σημείο σχεδίασης το Top Of Climb συνεπώς κρίνεται αναγκαίο η υπολογιζόμενη ώση να αποτελεί μια έγκυρη εκτίμηση της πραγματικής. Στο σημείο αυτό γίνεται υπολογισμός της ώσης Cruise ώστε να ελεγχθεί η ορθότητά των διαθέσιμων σχέσεων. Σύμφωνα με την βιβλιογραφία για τον κινητήρα V2527 – A5 που στελεχώνει τα αεροσκάφη A320ceo η ώση στο σημείο λειτουργίας Cruise είναι ίση με 25,6 kN. [8]. Για τον υπολογισμό της ώσης χρειαζόμαστε το μέγιστο βάρος του αεροσκάφους, τον λόγο άνωσης – αντίστασης και τον αριθμό των μηχανών που φέρει το αεροσκάφος. Από την βιβλιογραφία αυτά προκύπτουν:

- Αριθμός μηχανών = 2
- MTOW: Μέγιστο βάρος απογείωσης = 78 τόνοι
- L/D : Λόγος άνωσης προς αντίσταση = 16,3

Οπότε από την σχέση (2.5) προκύπτει:

$$FN_{cruise} = \frac{78 * 9,81}{16,3 * 2} = 23.47kN$$

Παρατηρείται ότι, σε σχέση με την δοσμένη τιμή υπάρχει 8,32% απόκλιση, η τάξη μεγέθους, ωστόσο, είναι σωστή και συνεπώς κρίνεται σωστό να χρησιμοποιηθούν στην μελέτη των κινητήρων που ακολουθεί.

### Υπολογισμός απομαστεύσεων

Οι τιμές των απομαστεύσεων ισχύος και αέρα για τα σημεία Top Of Climb, Cruise και Rolling Take Off υπολογίζονται από τις ακόλουθες σχέσεις σύμφωνα με την πηγή [12]:

Απομάστευση αέρα:

$$custbleed = \frac{coef \cdot Alt(m)}{10668} \left( \frac{kg}{s} \right) \quad (2.8)$$

Απομάστευση ισχύος:

$$power = coef2 + \frac{Alt(m)}{10668} (coef1 - coef2) (W) \quad (2.9)$$

Οι τιμές των παραμέτρων δίνονται στον Πίνακα 2.3

Coef	0.4445205
Coef1	67113
Coef2	119312

Πίνακας 2.3: Πίνακας συντελεστών για τον υπολογισμό των απομαστεύσεων

### 2.4.2 Χρήση του τροποποιημένου λογισμικού

Στην παρούσα διπλωματική επιλέγεται να γίνει μοντελοποίηση δύο κινητήρων ίδιου επιπέδου τεχνολογίας με διαφορετική διάταξη. Ο πρώτος δεν περιλαμβάνει κιβώτιο ταχυτήτων σε αντίθεση με τον δεύτερο. Η σχηματική διάταξη και στις δύο περιπτώσεις είναι η ίδια μόνο που στην περίπτωση του κινητήρα χωρίς κιβώτιο ο λόγος μετάδοσης και ο βαθμός απόδοσης εισάγονται ίσοι με την μονάδα. Η διαδικασία είναι όμοια και για τους δύο κινητήρες. Αρχικά εισάγονται στο αρχείο εισόδου όλα τα δεδομένα τα οποία χρειάζονται για το σημείο σχεδίασης και τα σημεία εκτός σχεδίασης. Γίνεται υπολογισμός του

σημείου σχεδίασης και των επιλεγμένων σημείων εκτός σχεδίασης. Ακολουθεί τροποποίηση των παραμέτρων στο σημείο σχεδίασης, ώστε να μειωθούν οι αποκλίσεις των υπολογιζόμενων τιμών στα επιλεγμένα σημεία εκτός σχεδίασης από τις γνωστές τιμές. Ακολουθεί τοπική προσαρμογή των χαρτών στα σημεία τα οποία δεν επιλέχθηκαν στο προηγούμενο βήμα. Ιδιαίτερη προσοχή απαιτείται κατά την τοπική προσαρμογή των χαρτών καθώς μεγάλη αλλαγή στις χαρακτηριστικές των χαρτών οδηγεί αλλοίωση της φυσικής τους. Πιο συγκεκριμένα κυρίως στους χάρτες των στροβίλων και τους συντελεστές που αφορούν την ανηγμένη παροχή περιορίζουμε το εύρος σε μεταβολές  $\pm 1\%$  ενώ στους υπόλοιπους συντελεστές έως και  $\pm 3\%$ . Μετά και την τοπική προσαρμογή, γίνεται η προσομοίωση γραμμής λειτουργίας ICAO και Cruise. Αφού διαπιστωθεί η ορθή συμπεριφορά του μοντέλου μελετάται σε ένα εύρος ταχυτήτων και υψομέτρων πλεύσης ώστε να πιστοποιηθεί ποιοτικά το μοντέλο και να παραχθεί το προσεγγιστικό μοντέλο που θα χρειαστεί στην ανάλυση αποστολής.

### **2.4.3 Ανάλυση αποστολών**

Το λογισμικό που χρησιμοποιήσαμε για την ανάλυση αποστολής των μοντέλων είναι το CAMACM (Commercial Aircraft Mission Analysis Computational Model). Το υπολογιστικό αυτό εργαλείο έχει αναπτυχθεί στο Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών τα προηγούμενα έτη. Το αεροσκάφος προσομοιώνεται σαν σημειακή μάζα στην οποία επιδρούν όλες οι δυνάμεις όπως: η άνοση, η αντίσταση, η ώση και το βάρος. Οι περιβαλλοντικές συνθήκες βασίζονται στις Διεθνείς Συνθήκες Τυπικής Ατμόσφαιρας, ενώ ταυτόχρονα γίνεται η παραδοχή ακίνητου, ομογενούς ιδανικού αερίου χωρίς την παρουσία υγρασίας.

Υπάρχει η δυνατότητα επιλογής του αεροσκάφους και της αποστολής που θα μελετηθεί διαλέγοντας τα κατάλληλα αρχεία εισόδου. Τα δεδομένα των αεροσκαφών αφορούν αεροδυναμικά στοιχεία τα οποία χρειάζονται κατά την μελέτη αποστολής και έχουν ληφθεί από την BADA. Όσον αφορά τις αποστολές τα στοιχεία τους περιλαμβάνονται σε αρχεία τα οποία εμπεριέχουν την ταχύτητα και το υψόμετρο σε κάθε φάση της πτήσης. Συμπληρωματικά στην μελέτη μπορούν να ληφθούν υπόψιν παράμετροι όπως το εφεδρικό καύσιμο, το φορτίο του αεροσκάφους (επιβάτες και αποσκευές) καθώς και αλλαγή του μοντέλου του κινητήρα που ωθεί το αεροσκάφος. Η αλλαγή του κινητήρα λαμβάνεται υπόψιν με την εισαγωγή του κατάλληλου προσεγγιστικού μοντέλου, που έχει προκύψει από την μελέτη σε εύρος ταχυτήτων και υψομέτρων πλεύσης, καθώς και με την εισαγωγή του νέου βάρους του και την διαφοροποίηση στην παρασιτική αντίσταση που επιφέρει η πιθανή αλλαγή της διαμέτρου του.

---

Στην παρούσα διπλωματική επιλέγεται να γίνει σύγκριση του κινητήρα CFM LEAP – 1A26 και του κινητήρα PW 1127G – JM με τον προκάτοχό τους V2500 που προωθεί τα A320ceo. Στην συγκεκριμένη μελέτη επιλέγεται να χρησιμοποιηθεί το αεροσκάφος A320ceo και τα χαρακτηριστικά του έτσι ώστε να μελετηθεί η επίδραση της αλλαγής των κινητήρων στην μείωση της κατανάλωσης καυσίμου. Συνεπώς για κάθε έναν κινητήρα γίνεται ο υπολογισμός της επιπλέον παρασιτικής αντίστασης που επιφέρει, η εισαγωγή του βάρους του και του αντίστοιχου προσεγγιστικού μοντέλου.



### **3 Αεροσκάφη Airbus A320neo και επιλογή κινητήρων**

Στο παρόν κεφάλαιο, θα γίνει αναφορά στην οικογένεια αεροσκαφών A320neo της εταιρίας Airbus. Έπειτα θα παρατεθούν στοιχεία τα οποία συλλέχθηκαν και είναι απαραίτητα για την μετέπειτα μοντελοποίηση των κινητήρων.

#### **3.1 Ανάπτυξη των A320neo**

Η οικογένεια Airbus A320 neo ( new engine option) αποτελεί απόγονο της οικογένειας αεροσκαφών Airbus A320 στενής ατράκτου, η οποία έχει πλέον μετονομαστεί σε A320 ceo (current engine option). Η παρουσίαση έγινε 1 Δεκεμβρίου 2010, η πρώτη δοκιμαστική πτήση έγινε 25 Σεπτεμβρίου 2014 και εισήχθη στις πολιτικές αερογραμμές για πρώτη φορά από την Lufthansa στις 25 Ιανουαρίου 2016. Οι δύο νέες επιλογές κινητήρων περιλαμβάνουν τους κινητήρες CFM LEAP -1A και τους PW1100G. Στα νέα αεροσκάφη εισήχθησαν μεταξύ άλλων μεγάλα sharklets και μαζί με την χρήση νέων κινητήρων προκύπτει ~15% εξοικονόμηση καυσίμου σε σχέση με τα αεροσκάφη της οικογένειας A320 ceo. Ο βασικός σχεδιασμός των A320 neo έχει βασιστεί στα αεροσκάφη A320 με την ταυτόχρονη εισαγωγή μικρών βελτιώσεων.

Τα νέα αεροσκάφη είναι αποτέλεσμα του προγράμματος A320 Enhanced που ξεκίνησε η Airbus το 2006 και είχε ως στόχο την μείωση κατανάλωσης καυσίμου κατά 3-4%. Χρησιμοποιώντας μεγάλα sharklets, οι μικρές βελτιώσεις στον αεροδυναμικό σχεδιασμό του αεροσκάφους καθώς και η νέα καμπίνα του αεροσκάφους συμβάλουν ώστε να επιτευχθεί η συνολική βελτίωση 3,5% στην κατανάλωση, μόνο από τον ανασχεδιασμό του αεροσκάφους. Στην Εικόνα 3.1 παρουσιάζονται κάποιες από τις τροποποιήσεις που προγραμματίστηκαν να γίνουν στα A320 για να προκύψουν τα A320neo.



Εικόνα 3.1: A320neo Program - Σημαντικές τροποποιήσεις

Οι νέοι κινητήρες αναμένεται να παρέχουν έως και 20% μείωση στα έξοδα συντήρησής τους σε σχέση με τους ήδη υπάρχοντες κινητήρες στα A320. Η μείωση στο καιόμενο ανέρχεται σε 14-16% όμως μετά την εγκατάσταση το ποσοστό αυτό αναμένεται να είναι 1 – 2% χαμηλότερο. Με την εισαγωγή νέων κινητήρων η μείωση στην κατανάλωση φτάνει το 15% συνολικά καθώς επίσης αυξάνεται το εύρος πτήσης κατά 930km ή 2 τόνους περισσότερο ωφέλιμο φορτίο [15]. Τέλος η κατανάλωση καυσίμου ανά επιβάτη είναι 20% μικρότερη στα A320 neo [16]. Παρακάτω φαίνονται οι δύο κινητήρες εγκατεστημένοι σε A320neo.



Εικόνα 3.2: CFM LEAP nacelle



Εικόνα 3.3: PW1100 nacelle



### 3.2 Τεχνικά χαρακτηριστικά A320neo

Στον Πίνακα 3.1 παρουσιάζονται τα διάφορα μοντέλα τα οποία ανήκουν στην οικογένεια A320 neo.

<i>Οικογένεια A320 neo</i>			
<b>Μοντέλο</b>	<b>A319neo</b>	<b>A320neo</b>	<b>A321neo</b>
<b>Χωρητικότητα φορτίου</b>	27 m <sup>3</sup>	37 m <sup>3</sup>	51 m <sup>3</sup>
<b>Μήκος</b>	33.84 m	37.57 m	44.51 m
<b>Άνοιγμα φτερών</b>	35.80 m		
<b>Ύψος</b>	11.76 m		
<b>Μέγιστο βάρος απογείωσης</b>	75.5 t	79 t	97 t
<b>Μέγιστο ωφέλιμο φορτίο</b>	17.7 t	20 t	25.5 t
<b>Άδεια λειτουργία</b>	42.6 t	44.3 t	50.1 t
<b>Ελάχιστο βάρος</b>	-	40.3 - 40.6 t	46.3–46.6 t
<b>Χωρητικότητα καυσίμου</b>	26,730 l		32,940 l
<b>Κινητήρες (×2)</b>	CFM LEAP – 1A ή PW1100G		

<b>Διάμετρος Fan</b>	PW1100G: 81 in (206 cm), LEAP-1A: 78 in (198 cm)		
<b>Μέγιστη ώση</b>	107 kN	120.6 kN	147.3 kN
<b>Ταχύτητα</b>	Cruise: Mach 0.78 (833 km/h) Max.: Mach 0.82 (876 km/h)		
<b>Μέγιστο ύψος πτήσης</b>	39,100–39,800 ft (11,900–12,100 m)		
<b>Τυπικό εύρος πτήσης</b>	6,950 km / 3,750 nmi	6,500 km / 3,500 nmi	7,400 km / 4,000 nmi
<b>Takeoff</b>	-	1,951 m (6,400 ft)	1,988 m (6,522 ft)
<b>Τύπος ICAO</b>	A19N	A20N	A21N

Πίνακας 3.1: Γενικά χαρακτηριστικά οικογένειας A320neo [17]

### 3.3 Επιλογή κινητήρων

Στον Πίνακα 3.2 παρουσιάζονται τα διάφορα μοντέλα της οικογένειας A320 σε αντιστοιχία με τον κινητήρα που στελεχώνει το κάθε ένα από αυτά. Από τον πίνακα φαίνεται πως υπάρχει διαφοροποίηση στα μοντέλα το οποίο πρέπει να ληφθεί υπόψη στην μοντελοποίηση του κινητήρα και των σημείων Top of Climb και Cruise καθώς ενδέχεται να υπάρχουν μικρές διαφορές στα βάρη των αεροσκαφών.

<i>A319neo</i>	
<b>Αεροσκάφος</b>	<b>Κινητήρας</b>
A319-151N	CFM LEAP-1A24
A319-153N	CFM LEAP-1A26
A319-171N	PW1124G-JM

<i>A320neo</i>	
Αεροσκάφος	Κινητήρας
A320-251N	CFM LEAP-1A26
A320-252N	CFM LEAP-1A24
A320-253N	CFM LEAP-1A29
A320-271N	PW1127G-JM
A320-272N	PW1124G1-JM
A320-273N	PW1129G-JM
<i>A321neo</i>	
Αεροσκάφος	Κινητήρας
A321-251N / NX	CFM LEAP-1A32
A321-252N / NX	CFM LEAP-1A30
A321-253N / NX	CFM LEAP-1A33
A321-271N / NX	PW1133G-JM
A321-272N / NX	PW1130G-JM

Πίνακας 3.2: Μοντέλο αεροσκάφους και αντίστοιχου κινητήρα [29]

Στην παρούσα διπλωματική γίνεται μελέτη και σύγκριση των κινητήρων που αφορούν τα αεροσκάφη A320neo. Πιο συγκεκριμένα επιλέγονται δύο κινητήρες με ώση παρόμοια με αυτή του κινητήρα V2527 – A5 (118.32 kN) της οικογένειας κινητήρων V2500 που στελεχώνει τα αεροσκάφη A320ceo. Ο Πίνακας 3.3 αναφέρει τον κινητήρα καθώς και την παραγόμενη ώση προκειμένου να γίνει αντιστοιχία των κινητήρων της οικογένειας CFM LEAP με τους αντίστοιχους της οικογένειας PW1100G. Σημειώνονται επίσης οι κινητήρες που μοντελοποιήθηκαν στην παρούσα διπλωματική.

<i>CFM LEAP</i>	
Κινητήρας	Ώση
CFM LEAP-1A26	120.60 kN
CFM LEAP-1A24	106.80 kN
CFM LEAP-1A29	130.29 kN
<i>PW1100</i>	
Κινητήρας	Ώση
PW1127G-JM	120.43 kN
PW1124G1-JM	107.82 kN
PW1129G-JM	130.00 kN

Πίνακας 3.3: Σύγκριση κινητήρων A320neo

### 3.4 Στοιχεία αεροσκάφους

Η οικογένεια αεροσκαφών A320neo περιλαμβάνει νέο αεροδυναμικό σχεδιασμό ο οποίος επιφέρει διαφοροποιήσεις σε κάποιες παραμέτρους σε σχέση με τα αεροσκάφη A320ceo. Όπως αναφέρθηκε και στην παράγραφο 2.4.1 για τον υπολογισμό των ώσεων με χρήση των εξισώσεων (2.5)(2.6) απαιτείται η γνώση των παραμέτρων :

- Αριθμός μηχανών
- MTOW: Μέγιστο βάρος απογείωσης
- L/D : Λόγος άνωσης προς αντίσταση ( Lift to drag ratio)

Από την Εικόνα 3.1 του αεροσκάφους εύκολα συμπεραίνουμε ότι περιλαμβάνει 2 κινητήρες. Στην συνέχεια βρίσκουμε το μέγιστο βάρος απογείωσης από τα δεδομένα που δίνονται στην EASA [29] το οποίο δίνεται 79 τόνους (variant 055). Τονίζεται το γεγονός πως υπάρχουν πολλές διαφορετικές εκδόσεις του ίδιου αεροσκάφους με τον ίδιο κινητήρα και επιλέγεται για την εύρεση της ώσης η βαρύτερη κοινή έκδοση η οποία είναι η 055.

Επιπροσθέτως απαιτείται η εύρεση του λόγου άνωσης – αντίστασης για το συγκεκριμένο αεροσκάφος. Όπως αναφέρθηκε στην παράγραφο 2.4.1 ο λόγος αυτός για τα αεροσκάφη A320ceo είναι 16,3 καθώς λοιπόν τα νέα αεροσκάφη έχουν αλλαγές στον αεροδυναμικό σχεδιασμό τους αναμένεται ο λόγος αυτός να είναι μεγαλύτερος. Σύμφωνα με τον N. Cumpsty [3] τα νέα αεροσκάφη αναμένεται να έχουν  $L/D = 18$ , ακόμη από την πηγή [18] υπολογίζεται  $\sim 18,4$  και με την μελέτη των A. Gnadt και συν. [6] είναι προκύπτει 18,2, συνεπώς, ο λόγος  $L/D$  επιλέγεται ίσος με 18,2. Τα αποτελέσματα των εξισώσεων για τα δεδομένα αυτά δίνονται παρακάτω.

Η εκτιμώμενη ώση για ένα κινητήρα στην αρχή της κρουαζιέρας είναι περίπου:

$$FN_{cruise} = \frac{79000 \cdot 9.81}{18.2 \cdot 2} = 21290.9341 \text{ N} \quad (3.1)$$

Αντίστοιχα η εκτιμώμενη ώση στο Top of Climb υπολογίζεται σύμφωνα με τις παραπάνω υποθέσεις:

$$FN_{Top\ of\ Climb} = \frac{79000 \cdot 9.81}{18.2 \cdot 2} \cdot (1 + 18.2 \cdot \sin(0.6^\circ)) = 25348.6981 \text{ N} \quad (3.2)$$

Οι ώσεις, στα σημεία αυτά, είναι κοινές και για τους δύο κινητήρες καθώς ο υπολογισμός τους εξαρτάται μόνο από το αεροσκάφος και τα χαρακτηριστικά του.



## 4 Κινητήρας CFM LEAP-1A26

Στο παρόν κεφάλαιο, θα γίνει αναφορά στην οικογένεια κινητήρων CFM LEAP της εταιρίας CFM International. Έπειτα, θα αναλυθεί ο κινητήρας CFM LEAP – 1A26, θα παρατεθούν τα γνωστά στοιχεία τα οποία απαιτούνται για την μοντελοποίησή του, καθώς και το μοντέλο του κινητήρα στο προγραμματιστικό περιβάλλον PROOSIS.

### 4.1 Γενικά χαρακτηριστικά της οικογένειας κινητήρων CFM LEAP.

Η οικογένεια κινητήρων CFM LEAP περιλαμβάνει κινητήρες διπλού ρεύματος και διπλής ατράκτου. Αναπτύχθηκε από την CFM International, μια κοινοπραξία της αμερικάνικης GE Aviation με την γαλλική Safran Aircraft Engines. Όντας απόγονος του επιτυχημένου κινητήρα CFM 56, ο LEAP αναμένεται να είναι κύριος ανταγωνιστής του PW1100G στην στελέχωση αεροσκαφών στενής ατράκτου.

Παρατίθενται στον Πίνακα 4.1 τα αεροσκάφη που χρησιμοποιούν τους κινητήρες CFM LEAP.

<i>Type</i>	<i>Application</i>	<i>Thrust range</i>	<i>Introduction</i>
<i>1A</i>	Airbus A320neo family	109–156 kN	2 Aug 2016 [19]
<i>1B</i>	Boeing 737 MAX	100–120 kN	22 May 2017 [20]
<i>1C</i>	COMAC C919	124.5–133.4 kN	2021 [21]

Πίνακας 4.1: Αεροσκάφη που προωθεί η οικογένεια CFM LEAP

Οι εξελιγμένοι αυτοί κινητήρες υπόσχονται μείωση στην κατανάλωση καυσίμου, μείωση εκπομπών NO<sub>x</sub> σε σχέση με τους κινητήρες CFM56 ( 50% της τιμής που δίνεται στους κανονισμούς CAEP/6) καθώς και μείωση στο κόστος συντήρησης σε σχέση με τις σημερινές μηχανές. Ακόμη αξιοσημείωτο είναι το γεγονός πως αποτελεί τον πρώτο κινητήρα με 3D printed εξαρτήματα τα οποία

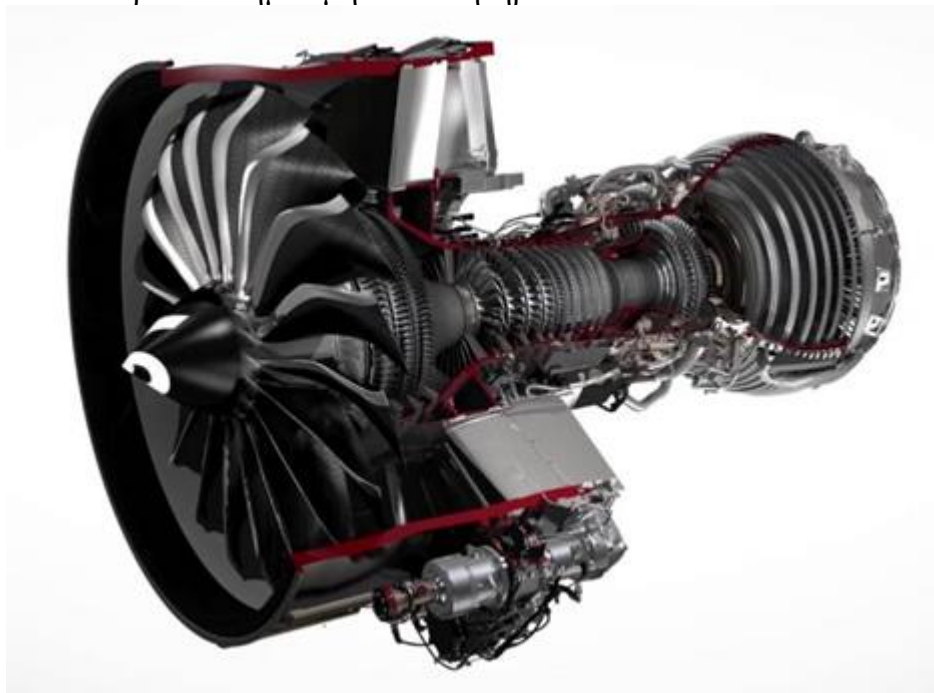
πέρασαν όλες τις απαιτούμενες δοκιμασίες που πιστοποιούν την αξιοπιστία τους. [22]

## 4.2 Περιγραφή κινητήρα

Πρόκειται για turbofan κινητήρες, διπλού τυμπάνου αξονικής ροής και υψηλού λόγου παράκαμψης. Η οικογένεια CFM LEAP έχει τις εξής συνιστώσες όπως αναφέρεται στο Type – Certificate της EASA [23]:

- Αγωγός εισόδου
- Ανεμιστήρας (fan), ο οποίος είναι μονοβάθμιος.
- Συμπιεστής χαμηλής πίεσης (booster), ο οποίος είναι τριβάθμιος.
- Συμπιεστής υψηλής πίεσης, ο οποίος διαθέτει δέκα βαθμίδες
- Θάλαμος καύσης, δεύτερης γενιάς διπλός – δακτυλιοειδής (Twin-Annular), Pre-Mixing Swirler Combustor (TAPS II)
- Στρόβιλος υψηλής πίεσης, είναι διβάθμιος και χρησιμοποιείται για να οδηγήσει τον συμπιεστή υψηλής πίεσης
- Στρόβιλος χαμηλής πίεσης, είναι επταβάθμιος εκτός από τα μοντέλα – 1B όπου είναι πενταβάθμιος και οδηγεί τον fan και τον booster.
- Ακροφύσιο κύριου ρεύματος, συγκλίνον σταθερής γεωμετρίας
- Ακροφύσιο ρεύματος παράκαμψης, συγκλίνον σταθερής γεωμετρίας

Παρατίθεται παρακάτω ημιτομή του κινητήρα.



Εικόνα 4.1 Ημιτομή κινητήρα CFM LEAP -1A



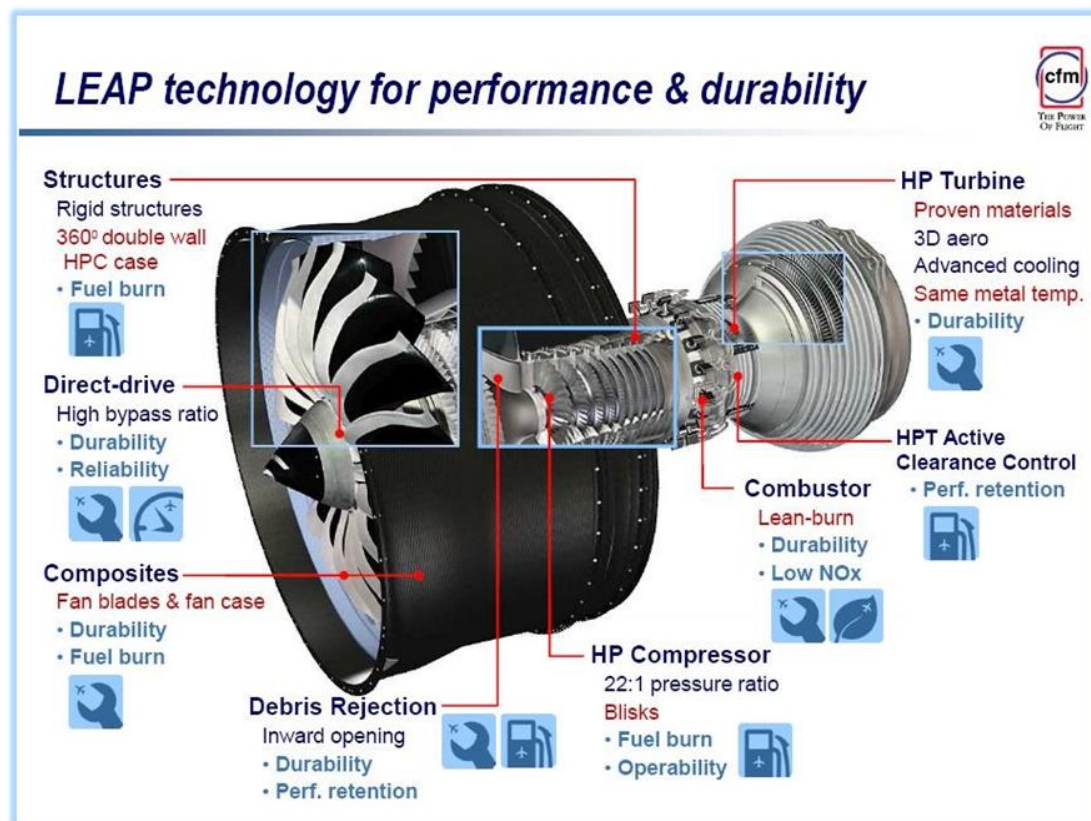
### 4.2.1 Τεχνικά χαρακτηριστικά

Στον Πίνακα 4.2 παρουσιάζονται συγκεντρωτικά τα τεχνικά χαρακτηριστικά για όλα τα μοντέλα της οικογένειας CFM LEAP. Ειδικότερα, αναφέρεται η έκδοση κάθε κινητήρα και αναγράφεται η ώση για την απογείωση, ο λόγος παράκαμψης αλλά και ο ολικός λόγος πίεσης. Τα στοιχεία αυτά προέκυψαν από στοιχεία που δίνει η EASA [23] ,η General Electric [24] και ο ICAO [25] .

<i>Έκδοση</i>	<i>Ωση take off (kN)</i>	<i>Max Continuous (kN)</i>	<i>Λόγος Παράκαμψης</i>	<i>Ολικός λόγος πίεσης</i>
<b>-1A23</b>	106.80	104.58	11.3	30.3
<b>-1A24</b>	106.80	106.76	11.3	30.3
<b>-1A26</b>	120.60	118.68	11.1	33.3
<b>-1A29</b>	130.29	118.68	10.7	35.5
<b>-1A30, 32, 33, 35A</b>	143.05	140.96	10.5	38.5
<b>-1B21</b>	111.3	-	8.5	36.8
<b>-1B23</b>	115.2	-	8.5	37.9
<b>-1B25</b>	119.15	115.47	8.4	40.1
<b>-1B27</b>	124.71	121.31	8.3	40.5
<b>-1B28</b>	130.41	127.93	8.3	42.0
<b>-1C28</b>	129.98	127.93	-	-
<b>-1C30</b>	137.14	133.22	-	-

Πίνακας 4.2: Τεχνικά Χαρακτηριστικά εκδόσεων οικογένειας CFM LEAP

Στην Εικόνα 4.2 αναφέρονται κάποια από τα καινοτόμα χαρακτηριστικά που διαθέτει ο κινητήρας CFM LEAP.



Εικόνα 4.2 Χαρακτηριστικά της οικογένειας CFM LEAP

Παρατηρείται η χρήση CMC (Ceramic Matrix Composite material) shroud στα πτερύγια του στροβίλου υψηλής πίεσης, η οποία ενισχύει την ανθεκτικότητα των πτερυγίων σε υψηλές θερμοκρασίες. Σύμφωνα με την GE Aviation [26] τα νέα αυτά υλικά έχουν περίπου το 1/3 του βάρους των αντίστοιχων μεταλλικών κραμάτων και αντέχουν θερμοκρασίες έως 1315 °C και σε συνδυασμό με την προηγμένη τεχνολογία ψύξης αυξάνεται η αντοχή σε μεγάλες θερμοκρασίες των πτερυγίων.

### 4.3 Συλλογή δεδομένων

Στη συγκεκριμένη ενότητα δίνονται διάφορα δεδομένα επιδόσεων του κινητήρα CFM LEAP – 1A26 που υπάρχουν στην ανοικτή βιβλιογραφία και χρησιμοποιήθηκαν στην διαδικασία μοντελοποίησης. Στην παρούσα εργασία το μοντέλο επιλέχθηκε να ακολουθεί πιστά τις επιδόσεις που δίνει η ICAO (International Civil Aviation Organization) για τα διάφορα στάδια πτήσης.

Παρατηρείται, συχνά, οι επιδόσεις σε διαφορετικές πηγές να έχουν αρκετά μεγάλες αποκλίσεις. Η επιλογή της πηγής από την οποία θα γίνει άντληση των δεδομένων καθορίζει το σημείο σχεδίασης και κατά συνέπεια όλο το μοντέλο, συνεπώς μπορεί να οδηγήσει σε λανθασμένες αναλύσεις.

Ο Πίνακας 4.3 δείχνει τα στοιχεία που δίνει ο ICAO.

<i>Παράμετρος</i>	<i>Τιμή</i>
Συνολικός λόγος πίεσης	33,3
Λόγος παράκαμψης	11,1
Ώση απογείωσης (kN)	120.6

Πίνακας 4.3: Δεδομένα κινητήρα CFM LEAP - 1A 26 (πηγή ICAO [25])

Η κατανάλωση καυσίμου του κινητήρα καθώς και οι συνθήκες στις οποίες έγιναν οι μετρήσεις δίνονται από τον ICAO και παρουσιάζονται στον Πίνακα 4.4 και στον Πίνακα 4.5 αντίστοιχα.

<i>Παραγόμενη ώση (%Foo)</i>	<i>Παροχή καυσίμου (kg/sec)</i>
100%	0.861
85%	0.71
30%	0.244
7%	0.091

Πίνακας 4.4: Κατανάλωση καυσίμου (πηγή ICAO [25])

<i>Παράμετρος</i>	<i>Τιμή</i>
Πίεση (kPa)	97.8-98.8
Θερμοκρασία (K)	274.6-279.8
Υγρασία (kg/kg)	0.0020-0.0032

Πίνακας 4.5: Συνθήκες περιβάλλοντος κατά την διάρκεια των μετρήσεων (πηγή ICAO [25])

Επίσης υπάρχουν στοιχεία που δίνει η EASA (European Aviation Safety Agency) για τις στροφές περιστροφής των ατράκτων, τα οποία παρουσιάζει ο Πίνακας 4.6.

<i>Παράμετρος</i>	<i>Τιμή</i>
Στροφές Χαμηλού Τυμπάνου (N1)	3856
Στροφές Υψηλού Τυμπάνου(N2)	16645

Πίνακας 4.6: Στροφές ατράκτων (πηγή EASA [23])

<i>Παράμετρος</i>	<i>Τιμή</i>
Λόγος πίεσης συμπιεστή	22
Ολικός λόγος πίεσης	~ 40

Πίνακας 4.7: Δεδομένα για τον συμπιεστή (πηγή GE [24])

Από τις παραπάνω πηγές επιλέγεται ο ICAO ως κύρια αναφορά για τις επιδόσεις της μηχανής καθώς τα δεδομένα αυτά προέρχονται από πραγματικές μετρήσεις ενώ επίσης συσχετίζει την ώση με την κατανάλωση καυσίμου. Αξίζει να σημειωθεί ότι οι μετρήσεις γίνονται σε κάθε κινητήρα που εγκρίνεται για μαζική παραγωγή και πραγματοποιούνται στο επίπεδο της θάλασσας με συνθήκες περιβάλλοντος αυτές που φαίνονται στον Πίνακα 4.5 και την μηχανή ακίνητη.

Στον Πίνακα 4.8 και στον Πίνακα 4.9. δίνονται τα δεδομένα των σημείων τα οποία χρησιμοποιήθηκαν στην μοντελοποίηση των κινητήρων. Στην παράγραφο 3.4 για το αεροσκάφος A320neo υπολογίζονται οι ώσεις για τα σημεία Top Of Climb και Cruise και το σημείο Rolling Take off υπολογίζεται ως εξής σύμφωνα με την σχέση (2.7):

$$FN_{RTO} = \frac{120600}{1.2553} = 96072.6520 \text{ N} \quad (4.1)$$

	Alt [m]	Mach	DTISA [K]	war	Fn [N]	Pwr45 [W]	CmpH.W_bld1 [kg/s]
<b>Top of Climb</b>	10668	0.78	10	0	25348.698	67113	0.4445205
<b>Take off 100%</b>	0	0	0	0.0026	120600	0	0
<b>Climb Out 85%</b>	0	0	0	0.0026	102510	0	0
<b>Approach 30%</b>	0	0	0	0.0026	36180	0	0
<b>Idle 7%</b>	0	0	0	0.0026	8442	0	0
<b>Rolling Take off</b>	0	0.25	15	0	96072.652	119312	0
<b>Cruise</b>	10668	0.78	0	0	21290.934	67113	0.4445205

Πίνακας 4.8: Δεδομένα σημείων λειτουργίας

:

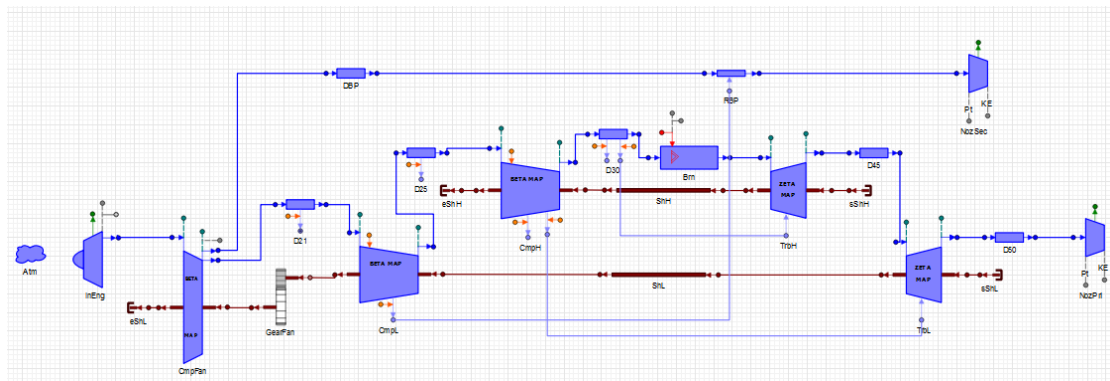
	<i>WF</i>	<i>OPR</i>	<i>BPR</i>	<i>NL</i>	<i>NH</i>
Top of Climb	-	~40	-	-	-
Take off 100%	0,861	33,3	11,1	-	-
Climb Out 85%	0,71	-	-	-	-
Approach 30%	0,244	-	-	-	-
Idle 7%	0,091	-	-	-	-
Rolling Take off	-	-	-	3856	16645
Cruise	-	-	-	-	-

Πίνακας 4.9: Δεδομένα σημείων λειτουργίας

Εισάγουμε τα δεδομένα στο αρχείο εισόδου και επιλέγουμε σαν σημείο σχεδίασης το Top Of Climb.

#### 4.4 Μοντελοποίηση κινητήρα CFM LEAP -1A26

Σε αυτή την ενότητα παρουσιάζεται το σχηματικό διάγραμμα του μοντέλου που χρησιμοποιήθηκε στο προγραμματιστικό περιβάλλον PROOSIS για την προσομοίωση της λειτουργίας του κινητήρα.



Εικόνα 4.3: Σχηματικό λογισμικού

Το σχηματικό όπως φαίνεται στην Εικόνα 4.3: Σχηματικό λογισμικού περιλαμβάνει κιβώτιο ταχυτήτων, ενώ η διάταξη του κινητήρα όπως αναφέρθηκε προηγουμένως δεν περιλαμβάνει συνεπώς κατά την μοντελοποίηση ο βαθμός απόδοσης και ο λόγος μετάδοσης του κιβωτίου τίθενται ίσοι με μονάδα.

Με βάση την μεθοδολογία που αναλύθηκε στην παράγραφο 2.4 γίνεται ανάλυση του σημείου σχεδίασης και προκύπτουν όλα τα απαραίτητα μεγέθη για την προσομοίωση της μηχανής εκτός σημείου σχεδίασης, όπως τα εμβαδά των ακροφυσίων. Στην συνέχεια πραγματοποιείται ανάλυση των σημείων εκτός

σχεδίασης όπως αυτά αναφέρονται παραπάνω καθώς και εύρεση των αποκλίσεων σε σχέση με τις δοσμένες τιμές.

Για τον υπολογισμό του σημείου σχεδίασης είναι απαραίτητη η αρχική εκτίμηση των παραμέτρων:

- Λόγοι πίεσης συμπιεστών:

Γνωρίζοντας από την βιβλιογραφία πως ο λόγος πίεσης του συμπιεστή υψηλής πίεσης είναι 22 και ο συνολικός λόγος πίεσης είναι ~ 40 στο Top Of Climb. Επιπροσθέτως είναι γνωστό με βάση την πηγή [32] πως ο λόγος πίεσης του Fan στο τμήμα παράκαμψης δεν πρέπει να είναι μικρότερος της τιμής 1,45. Επιλέγονται συνεπώς οι παρακάτω τιμές:

<i>Μεταβλητή</i>	<i>Τιμή</i>
Λόγος Πίεσης Fan (παράκαμψης)	1.45
Λόγος Πίεσης Fan (πυρήνα)	$(\Pi_{cBypass} - 1) * 0,8 + 1 = 1,36$
Λόγος πίεσης Συμπιεστή Υψηλής	22
Συνολικός λόγος πίεσης	40

**Πίνακας 4.10: Λόγοι Πίεσης Συνιστωσών CFM LEAP**

Ο λόγος πίεσης του συμπιεστή χαμηλής πίεσης προκύπτει κατά την διάρκεια των υπολογισμών.

- Βαθμοί απόδοσης συνιστωσών

Με βάση την μελέτη των Jones S. M. και συν. [7] για τους κινητήρες γενιάς N+3 προκύπτουν οι πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης για τους κινητήρες γενιάς N+2 στην οποία ανήκει και ο κινητήρας CFM LEAP – 1A26. Οι πολυτροπικοί βαθμοί που επιλέχθηκαν δίνονται στον Πίνακα 4.11.

<i>Πολυτροπικός Βαθμός</i>	<i>Τιμή</i>
Fan (παράκαμψης)	92,5%
Fan (πυρήνα)	88%
Συμπιεστή Χαμηλής Πίεσης	88%
Συμπιεστή Υψηλής Πίεσης	90%
Στροβίλου Υψηλής Πίεσης	89%
Στροβίλου Χαμηλής Πίεσης	92%

**Πίνακας 4.11: Βαθμοί απόδοσης συνιστωσών CFM LEAP**

- Πτώσεις Πίεσης στους αγωγούς

Οι απώλειες πίεσης στους αγωγούς επιλέχθηκε να συμφωνούν με την πηγή [1]. Δίνονται διάφορες διατάξεις αγωγών καθώς και εύρη στα οποία κυμαίνονται οι πτώσεις πίεσης, σκόπιμα επιλέγονται τα κατώτατα όρια καθώς πρόκειται για κινητήρα νέας τεχνολογίας. Έτσι εισάγονται στο μοντέλο:

<i>Πτώσεις Πίεσης</i>	<i>Τιμή</i>
Αγωγού εισόδου	0%
Αγωγού παράκαμψης	1.84% (σχέση (2.4))
D21	0.1%
D25	1%
D30	1%
Θαλάμου καύσης	4.3%
D45	1%
D50	1.5%

**Πίνακας 4.12: Πτώσεις Πίεσης Αγωγών CFM LEAP**

- Απομαστεύσεις Αέρα

Οι απομαστεύσεις αέρα για την ψύξη και στεγανοποίηση των στροβίλων προέκυψαν σύμφωνα με τις τιμές που δίνονται από την διεθνή βιβλιογραφία. Πιο συγκεκριμένα σύμφωνα με την μελέτη του Jones S. και συν. [7] καθώς και την πηγή [1] οι τιμές των απομαστεύσεων προκύπτουν:

<i>Απομάστευση Αέρα</i>	<i>Τιμή</i>
Συμπιεστή Υψηλής Πίεσης	3,5%
D30	17%

**Πίνακας 4.13: Απομαστεύσεις Αέρα**

Η απομάστευση αέρα από τον συμπιεστή υψηλής χρησιμοποιείται για την στεγανοποίηση των διακένων στον στρόβιλο χαμηλής πίεσης και σύμφωνα με τον Walsh P.P [1] είναι ανάλογος των βαθμίδων του στροβίλου χαμηλής πίεσης. Η απομάστευση από τον αγωγό D30 οδηγείται στον στρόβιλο υψηλής πίεσης για την ψύξη και στεγανοποίηση των πτερύγων. Σύμφωνα με την μελέτη του Jones S. και συν. [7] και τις τιμές που δίνονται από την πηγή [1] γίνεται μια εκτίμηση της τιμής του, αντίστοιχη με το επίπεδο τεχνολογίας του κινητήρα.

Μετά την εισαγωγή των δεδομένων πραγματοποιείται τροποποίηση των παραμέτρων στο σημείο σχεδίασης ώστε να επιτευχθεί η μείωση των αποκλίσεων

των υπολογιζόμενων τιμών σε σχέση με τα γνωστά στοιχεία. Επιλέγεται να μεταβληθούν οι παράμετροι:

<i>Μεταβλητές Top Of Climb</i>			
OPR	40	38	41
BPR	11.1	10	12
CmpFan_BETA_sec	0.63	0.5	0.65
CmpH_BETA	0.5	0.45	0.55
TrbH_ZETA	0.6	0.55	0.65
TrbL_ZETA	0.7	0.6	0.8
	Αρχική υπόθεση	Εύρος λύσεων	

**Πίνακας 4.14: Μεταβλητές προς τροποποίηση Σημείου Σχεδίασης**

Οι παράμετροι στο σημείο σχεδίασης τροποποιήθηκαν ώστε να μειωθούν οι αποκλίσεις με τα αντίστοιχα δεδομένα στα σημεία που δίνονται στον Πίνακα 4.15.

<i>Στόχοι</i>	
100% Take Off	OPR, BPR, Καύσιμο
85% Cruise	Καύσιμο
30% Approach	Καύσιμο

**Πίνακας 4.15: Στόχοι τροποποίησης**

Στην συνέχεια έγινε τοπική προσαρμογή του χάρτη συμπιεστή υψηλής πίεσης καθώς μετά την τροποποίηση ήταν ο μόνος στον οποίο το σημείο 7% της ώσης βρισκόταν εκτός του χάρτη. Συνεπώς επιλέχθηκε να μεταβληθεί ο συντελεστής προσαρμογής που αφορούσε τον βαθμό απόδοσης του. Ο συγκεκριμένος συντελεστής επιλέγεται να μεταβληθεί στο εύρος 0,95 έως 1,05

Ο Πίνακας 4.16 παρουσιάζει τις τιμές που προέκυψαν για το σημείο Idle 7% από την τοπική προσαρμογή των χαρτών.

<i>Συντελεστής Προσαρμογής</i>	<i>Idle 7%</i>
CmpFan.NcRdesMap (-)	0,268268782
CmpFan.s_adaptWc_pri_in (-)	1
CmpFan.s_adaptEff_pri_in (-)	1
CmpFan.s_adaptWc_sec_in (-)	1
CmpFan.s_adaptEff_sec_in (-)	1



CmpL.NcRdesMap (-)	0,280826895
CmpL.s_adaptWc_in (-)	1
CmpL.s_adaptEff_in (-)	1
CmpH.NcRdesMap (-)	0,586639656
CmpH.s_adaptWc_in (-)	1
CmpH.s_adaptEff_in (-)	0,970186401
TrbH.NcRdesMap (-)	0,69842038
TrbH.s_adaptWc_in (-)	1
TrbH.s_adaptEff_in (-)	1
TrbL.NcRdesMap (-)	0,341298871
TrbL.s_adaptWc_in (-)	1
TrbL.s_adaptEff_in (-)	1

**Πίνακας 4.16: Υπολογιζόμενοι συντελεστές προσαρμογής και αντίστοιχες χαρακτηριστικές για το σημείο 7% Idle**

Από τα παραπάνω αποτελέσματα μπορούμε μέσω γραμμικής παρεμβολής να υπολογίσουμε πόσο πρέπει να τροποποιηθεί κάθε μια από τις χαρακτηριστικές των χαρτών. Η προσαρμογή γίνεται εξωτερικά από το PROOSIS με χρήση του EXCEL ενώ παράλληλα πρέπει να γίνει έλεγχος κατά πόσο οι προκύπτοντες χάρτες έχουν διατηρήσει τη φυσική ορθότητά τους.

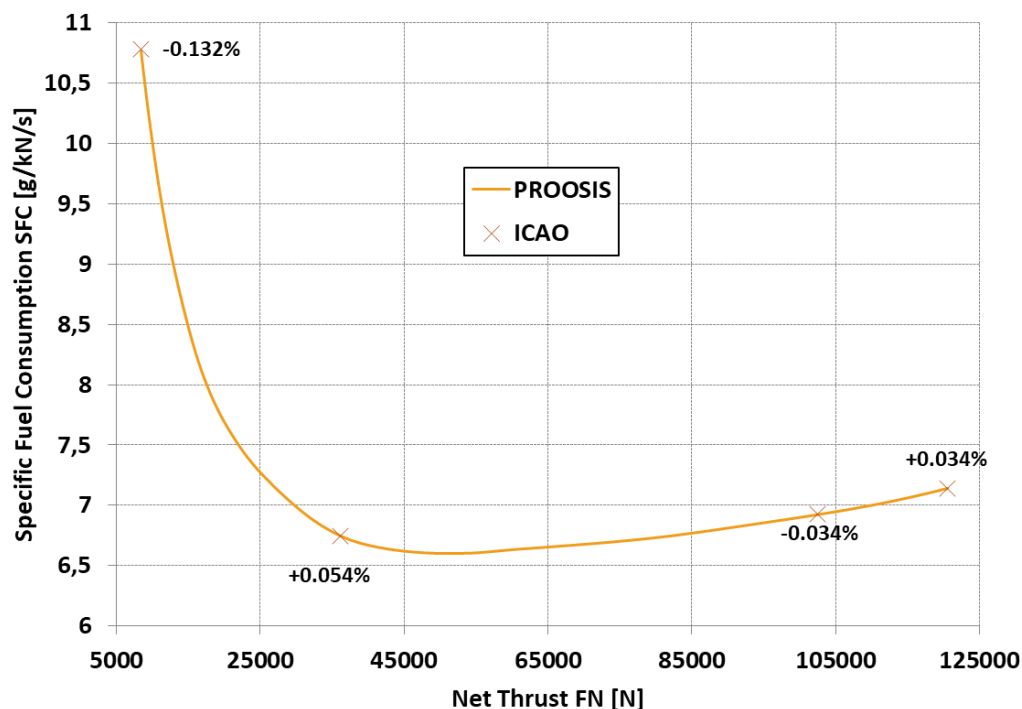
## 4.5 Αποτελέσματα

Μετά την τοπική προσαρμογή των χαρτών, σειρά έχει η ανάλυση όλων των διαθέσιμων σημείων λειτουργίας με τους τοπικά προσαρμοσμένους χάρτες, με σκοπό να δούμε αν οι αποκλίσεις από τα δεδομένα λειτουργίας είναι πλέον εντός αποδεκτών ορίων. Δίνονται στον Πίνακα 4.17 οι τιμές ενδεικτικών μεγεθών επιδόσεων για τα σημεία που αναλύθηκαν όπως συνολικός λόγος πίεσης, λόγος παράκαμψης, ειδική κατανάλωση κτλ. Σημειώνονται τα στοιχεία τα οποία υπήρχαν στην βιβλιογραφία με γκριζο χρώμα.

	OPR	BPR	SFC [mg/Ns]	P13Q2	W2 [kg/s]	NL [rpm]	NH [rpm]	Tt4 [K]	WF [kg/s]
TopOfClimb	39,39	11,61	14,94	1,45	244,04	3856,00	16645,00	1641,14	0,379
TakeOff_100%	33,30	11,10	7,14	1,36	533,18	3577,34	16735,12	1632,56	0,861
ClimbOut_85%	29,38	11,24	6,92	1,30	492,16	3377,52	15855,37	1532,17	0,710
Approach_30%	13,42	12,77	6,75	1,11	293,01	2122,44	12677,56	1156,09	0,244
Idle_7%	5,03	15,37	10,77	1,02	140,98	1075,40	9173,38	1005,28	0,091
Cruise	35,51	12,07	14,63	1,39	240,56	3600,71	15496,41	1486,97	0,312
RTO	33,81	11,49	10,51	1,37	571,94	3808,27	17461,90	1793,60	1,009

**Πίνακας 4.17: Αποτελέσματα μοντελοποίησης στα γνωστά σημεία λειτουργίας**

Στο Διάγραμμα 4.1 δίνεται η γραμμή λειτουργίας ICAO έτσι όπως υπολογίζεται από το PROOSIS για μεταβολή της ώσης κατά 1% σε κάθε υπολογισμό, τα 4 διακριτά σημεία 100%, 85%, 30% και 7% μαζί με τις αποκλίσεις από τις υπολογιζόμενες τιμές σε κάθε σημείο.



**Διάγραμμα 4.1: Ώσης - Ειδικής Κατανάλωσης ICAO γραμμής λειτουργίας κινητήρα CFM LEAP – 1A26**

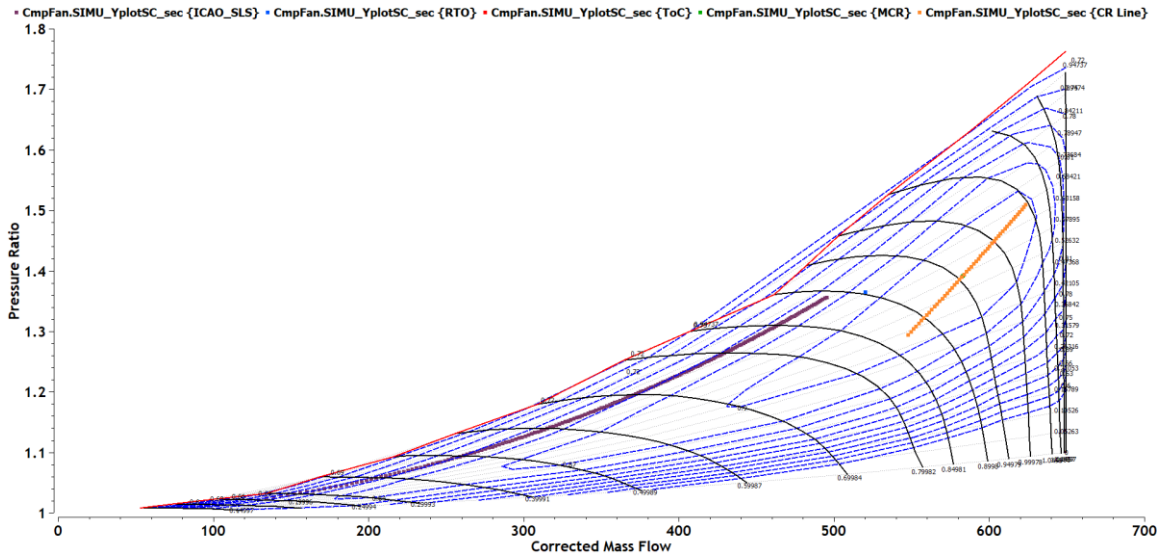
Η μέγιστη απόκλιση που παρατηρείται είναι περίπου 0,14% και συνεπώς το μοντέλο του κινητήρα CFM LEAP – 1A26 πιστοποιείται ποσοτικά σύμφωνα με τις τιμές που παρέχονται από τον ICAO.

### **Γραμμή ICAO & γραμμή Cruise**

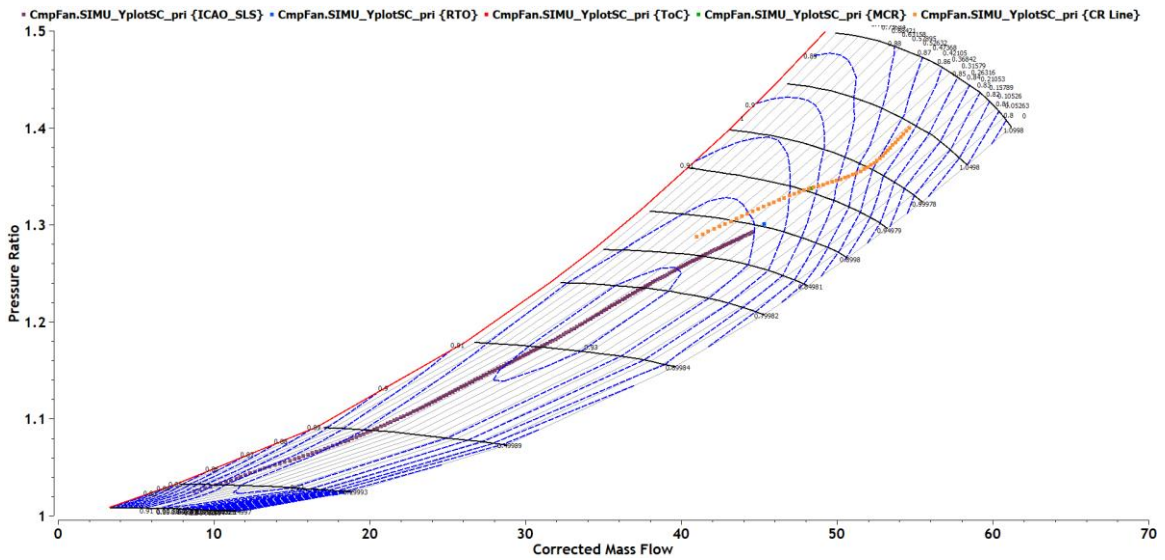
Προκειμένου να έχουμε μια ποιοτική εικόνα της συμπεριφοράς του μοντέλου πραγματοποιείται προσομοίωση μιας γραμμής λειτουργίας για στατικές συνθήκες στο επίπεδο της θάλασσας από το σημείο Take Off 100% του ICAO μέχρι το σημείο Idle 7% καθώς και μία γραμμή Cruise σε συνθήκες πλεύσης όπως αυτές αναφέρθηκαν παραπάνω.

Στο Σχήμα 4.1 έως το Σχήμα 4.6 παρουσιάζονται οι χάρτες λειτουργίας με σχεδιασμένη τη γραμμή λειτουργίας της μηχανής και την γραμμή Cruise. Παρατηρούμε ότι οι χάρτες δεν παρουσιάζουν κάποια μη φυσική συμπεριφορά, δεδομένου ότι υπήρχε τέτοιος κίνδυνος λόγω τοπικής προσαρμογής, άλλα και οι

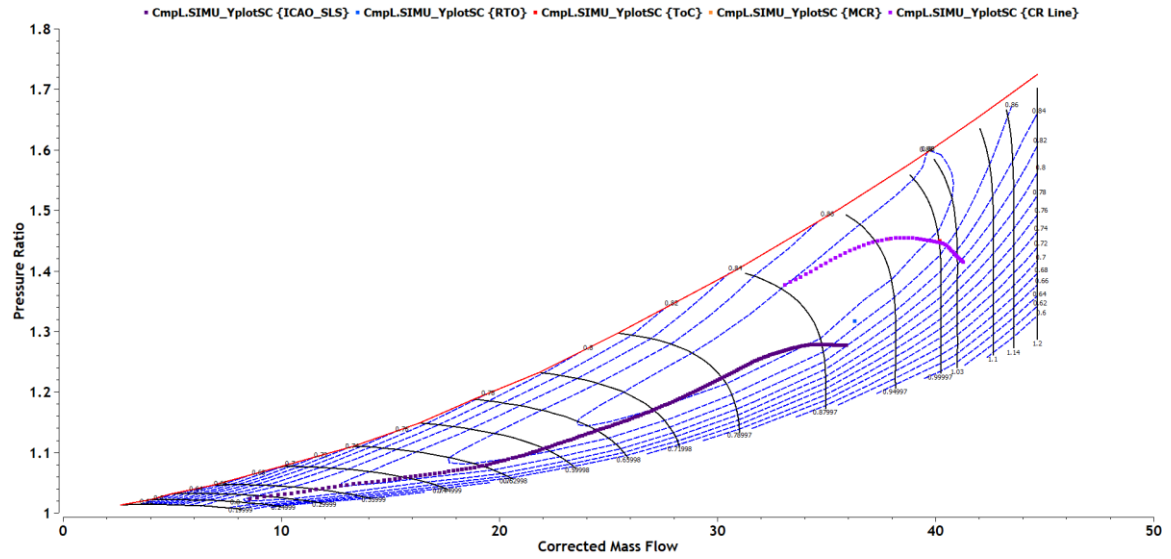
θέσεις των σημείων πάνω στους χάρτες είναι αυτή που αναμένεται για τις αντίστοιχες συνθήκες λειτουργίας.



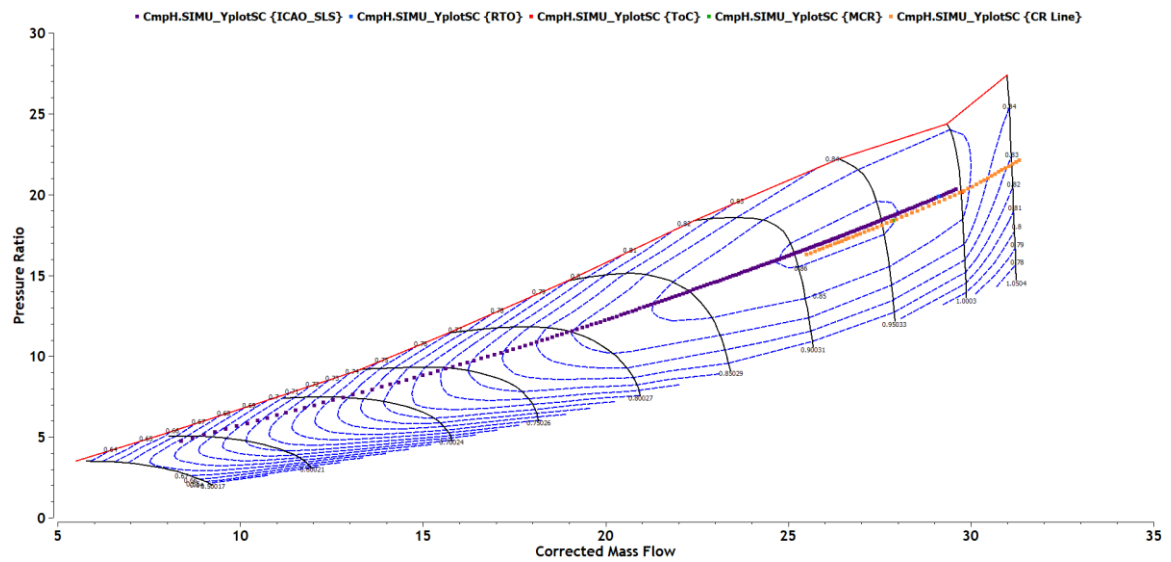
Σχήμα 4.1: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος παράκαμψης



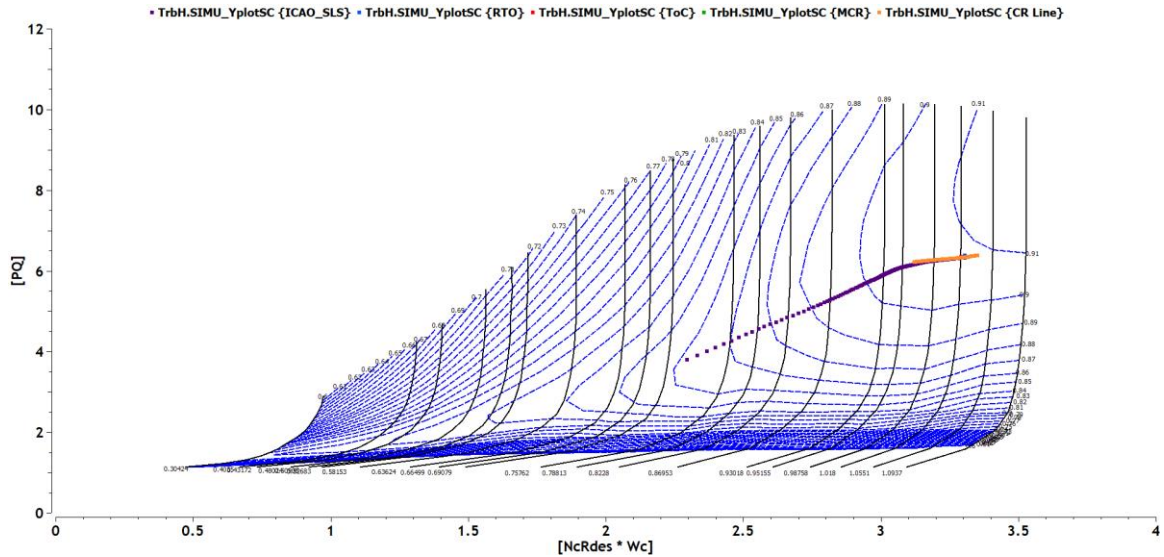
Σχήμα 4.2: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος πυρήνα



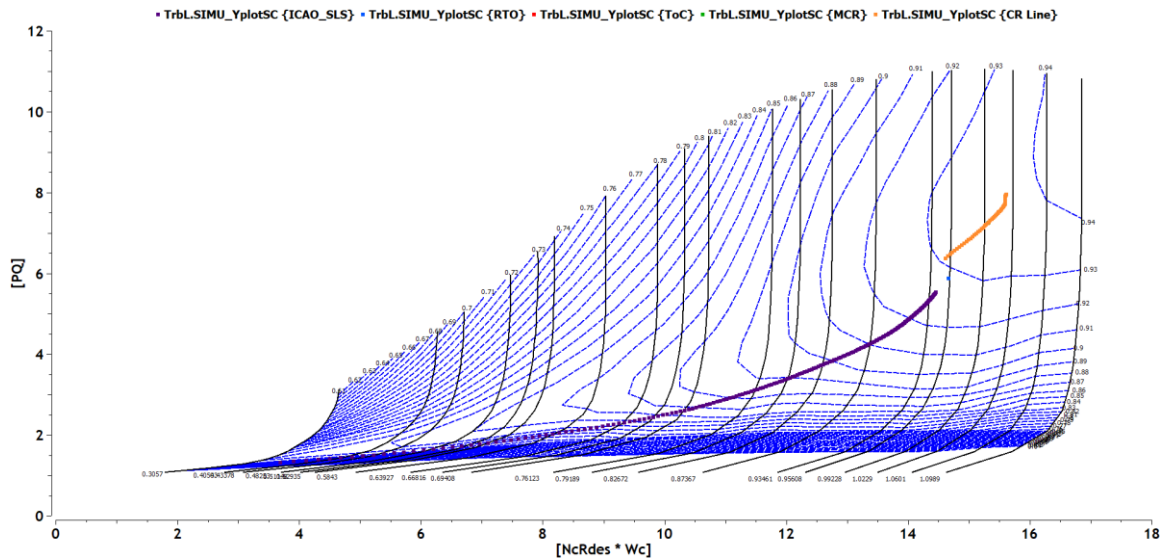
Σχήμα 4.3: Χάρτης Συμπιεστή χαμηλής πίεσης



Σχήμα 4.4: Χάρτης Συμπιεστή υψηλής πίεσης



Σχήμα 4.5: Χάρτης Στροβίλου υψηλής πίεσης



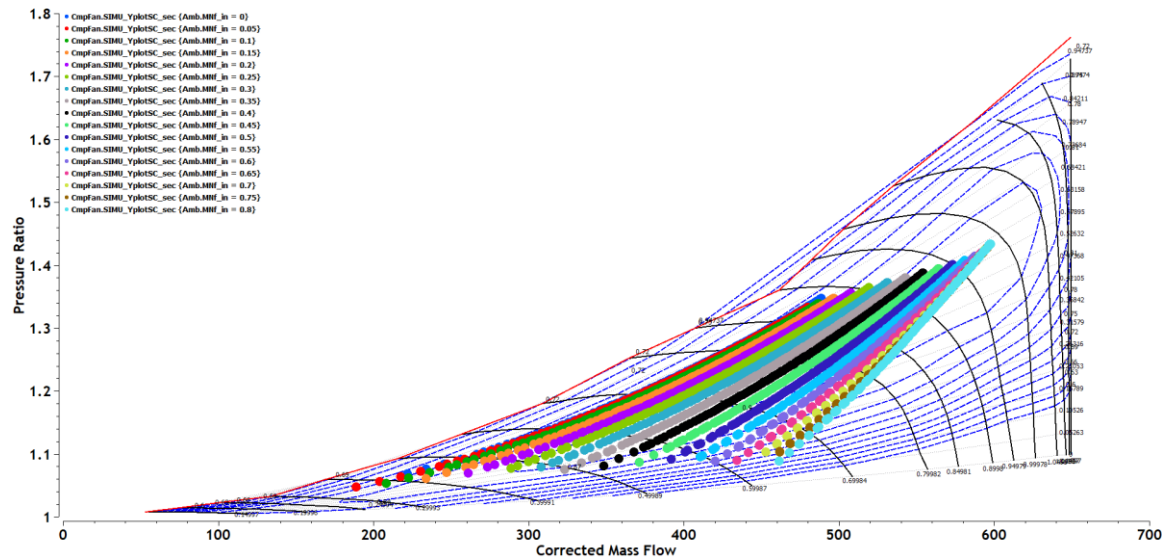
Σχήμα 4.6: Χάρτης Στροβίλου χαμηλής πίεσης

**Μελέτη κινητήρα σε εύρος υψομέτρων και ταχυτήτων πλεύσης**

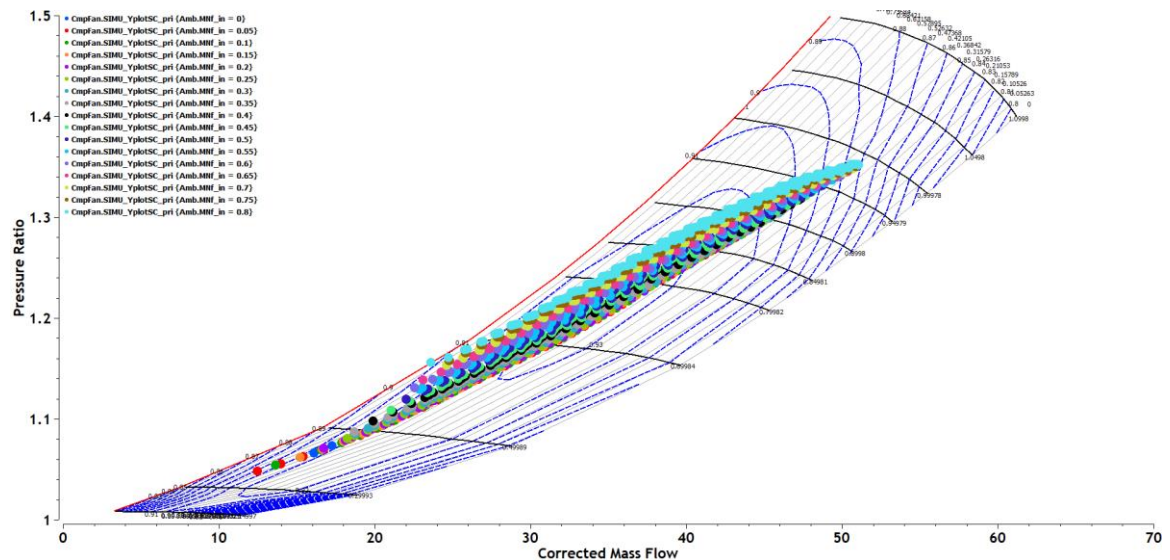
Το επόμενο βήμα της ανάλυσης μας είναι η προσομοίωση λειτουργίας σε όλο το φάκελο πτήσης του κινητήρα. Η συγκεκριμένη διαδικασία αποσκοπεί τόσο στην περαιτέρω ποιοτική διερεύνηση του μοντέλου όσο και στην δημιουργία αρχείου το οποίο θα χρησιμοποιηθεί στην συνέχεια για την ανάλυση αποστολών. Με αυτό το σκοπό πραγματοποιούνται διαδοχικές προσομοιώσεις για διαφορετικά υψόμετρα, αριθμούς mach και ώσεις. Οι τιμές των αλγεβρικών μεταβλητών για κάθε υπολογιζόμενο σημείο, συσχετίζονται με τη διορθωμένη ώση και τον αριθμό mach και καταγράφονται σε κατάλληλο αρχείο

αρχικοποίησης το οποίο συνοδεύει το τελικό μοντέλο. Επιλέγεται ένα εύρος υψομέτρων 0 – 10668 m (τυπικό υψόμετρο πλεύσης) καθώς και mach από 0 έως 0,8 (τυπική ταχύτητα πλεύσης).

Από τα σχήματα αυτά παρατηρούμε ότι όλα τα σημεία βρίσκονται εντός των χαρτών, ενώ οι γραμμές λειτουργίας που δημιουργούνται έχουν την αναμενόμενη συμπεριφορά. Ακόμη επαληθεύεται ότι δεν εντοπίζεται κάποιο πρόβλημα κατά την υπολογισμό των σημείων.

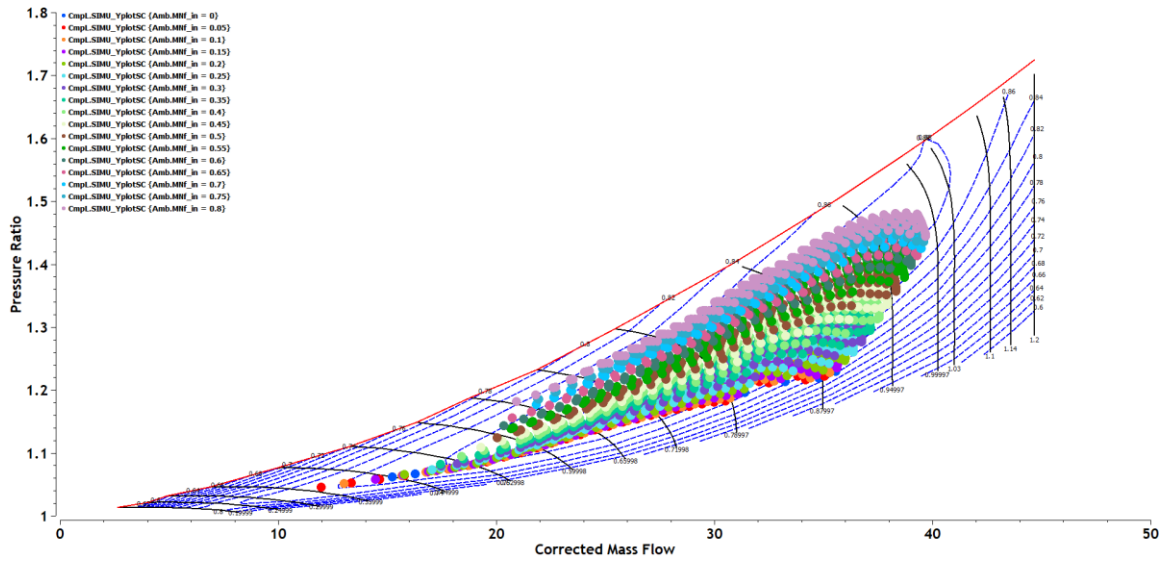


Σχήμα 4.7: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος παράκαμψης

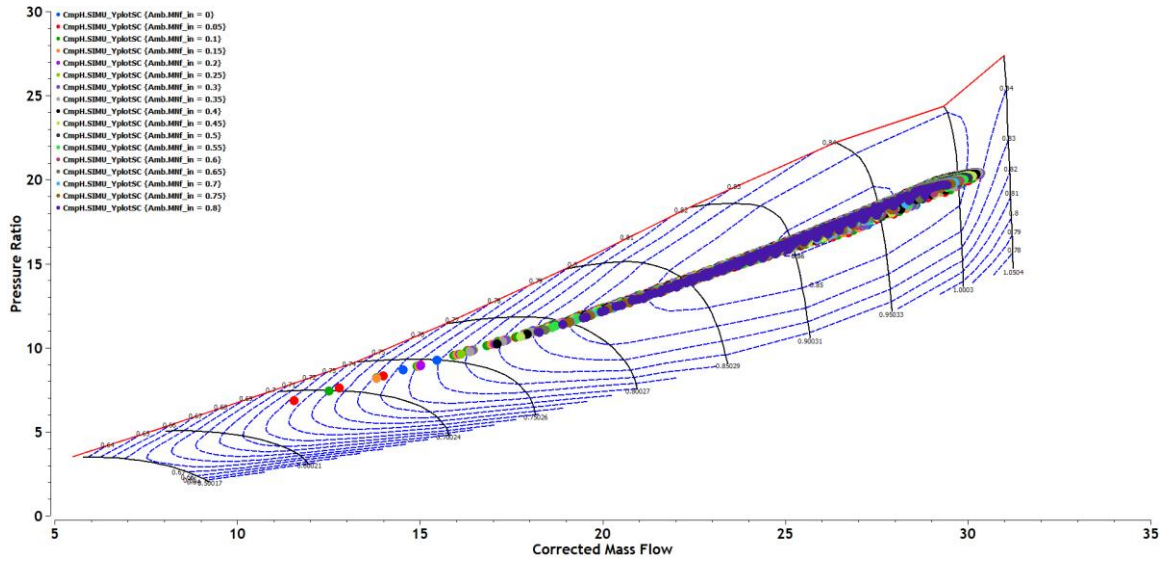


Σχήμα 4.8: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος πυρήνα

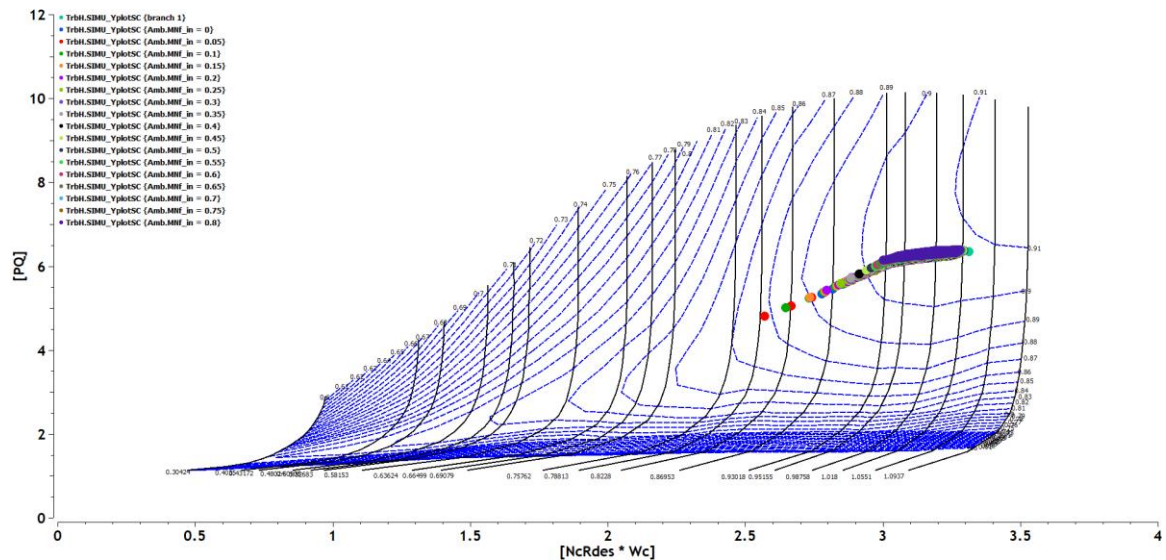




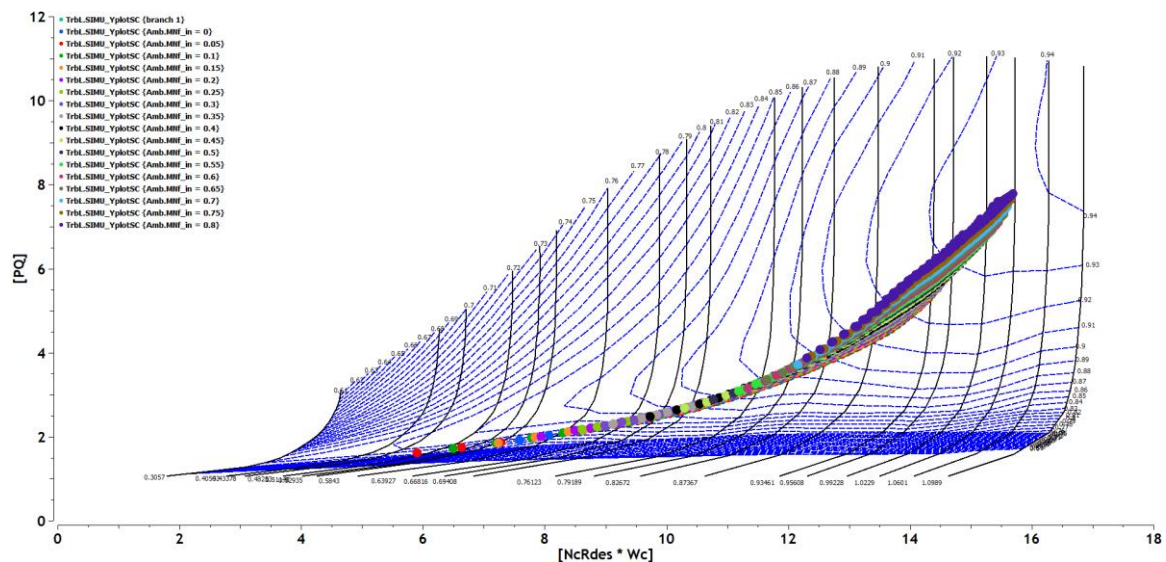
Σχήμα 4.9: Χάρτης Συμπιεστή χαμηλής πίεσης



Σχήμα 4.10: Χάρτης Συμπιεστή υψηλής πίεσης



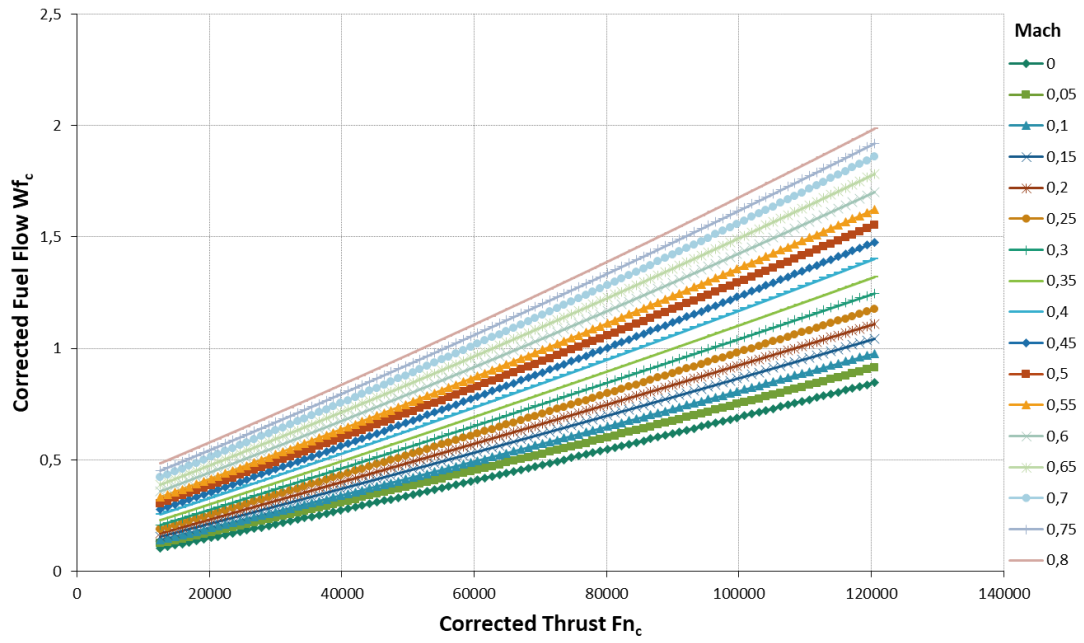
Σχήμα 4.11: Χάρτης Στροβίλου υψηλής πίεσης



Σχήμα 4.12: Χάρτης Στροβίλου χαμηλής πίεσης

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω επιπλέον της ποιοτικής πιστοποίησης από την μελέτη αυτή προκύπτει και το προσεγγιστικό μοντέλο του κινητήρα το οποίο χρησιμοποιείται για την μετέπειτα μελέτη αποστολών. Το Σχήμα 4.13 παρουσιάζει την συσχέτιση της διορθωμένης ώσης με την διορθωμένη παροχή για διάφορες ταχύτητες πλεύσης, το οποίο λαμβάνουμε από το προσεγγιστικό μοντέλο και χρησιμοποιούμε στην ανάλυση αργότερα. Η συσχέτιση αυτή επιτρέπει, γνωρίζοντας την ταχύτητα πλεύσης και την απαιτούμενη ώση, τον υπολογισμό του καταναλισκόμενου καυσίμου.





Σχήμα 4.13: Διορθωμένη ώση - Διορθωμένη Παροχή καυσίμου



## 5 Κινητήρας PW1127G-JM

Στο κεφάλαιο αυτό, θα γίνει αναφορά στην οικογένεια κινητήρων PW1100G της εταιρίας Pratt & Whitney. Έπειτα, θα αναλυθεί ο κινητήρας PW1127G-JM, θα παρατεθούν τα γνωστά στοιχεία τα οποία απαιτούνται για την μοντελοποίηση του, καθώς και το μοντέλο του κινητήρα στο προγραμματιστικό περιβάλλον PROOSIS.

### 5.1 Γενικά χαρακτηριστικά της οικογένειας PW1100G

Οι κινητήρες της οικογένειας PW1100G είναι κινητήρες διπλού ρεύματος, μεγάλου λόγου παράκαμψης με κιβώτιο ταχυτήτων. Οι κινητήρες αυτοί αναπτύχθηκαν από την Pratt & Whitney και την MTU Aero Engines ώστε να στελεχώσουν τα αεροσκάφη νέας γενιάς, προσφέροντας μειωμένη κατανάλωση καυσίμου και μείωση στον παραγόμενο θόρυβο. Μέλος της οικογένειας PW1100G εισήχθη πρώτη φορά στις πολιτικές αερογραμμές από την Lufthansa τον Ιανουάριο του 2016 στελεχώνοντας ένα Airbus A320neo.

Στον Πίνακα 5.1 παρατίθενται τα αεροσκάφη που χρησιμοποιούν τους κινητήρες PW1000G.

<i>Type</i>	<i>Application</i>	<i>Thrust range</i>	<i>Introduction</i>
<b>PW1100G</b>	Airbus A320neo family	24,000–35,000 lbf 110–160 kN	25 January 2016
<b>PW1200G</b>	Mitsubishi Regional Jet	15,000 lbf 67 kN	2020
<b>PW1400G</b>	Irkut MC-21	28,000–31,000 lbf 120–140 kN	2019
<b>PW1500G</b>	Airbus A220:	19,000–23,300 lbf 85–104 kN	15 July 2016

<b>PW1700G &amp; PW1900G</b>	Embraer E-Jet E2 family	15,000–17,000 lbf 67–76 kN	2021
		&	&
		17,000–23,000 lbf 76–102 kN	2018

**Πίνακας 5.1: Αεροσκάφη που προωθεί η οικογένεια κινητήρων PW1000G**

Τα αεροσκάφη A220, Mitsubishi SpaceJet και Embraer's second generation E-Jets έχουν επιλέξει τους κινητήρες PW1000G σαν τους μοναδικούς διαθέσιμους για την στελέχωση των αεροσκαφών τους ενώ στα αεροσκάφη Irkut MC-21 και Airbus A320neo έχουν επιλεγεί σαν μια από τις διαθέσιμες επιλογές.

Οι κινητήρες PW1000G αναμένεται να προσφέρουν μείωση στην κατανάλωση καυσίμου σε σχέση με τους κινητήρες V2500 καθώς και 75% μείωση θορύβου με αποτέλεσμα οι εταιρίες που θα επιλέξουν αυτόν τον κινητήρα να πληρώνουν μειωμένα τέλη θορύβου στα αεροδρόμια και επιπρόσθετα να έχουν την δυνατότητα να περάσουν πάνω από περιοχές που τα έως τώρα αεροσκάφη δεν επιτρεπόταν να πετάξουν [31]. Ακόμη οι κινητήρες αυτοί εισάγουν νέους μειωτήρες στροφών με απόδοση 99,5% , το οποίο επιτρέπει στην ανεμιστήρα να λειτουργεί σε λιγότερες και πιο αποδοτικές στροφές.

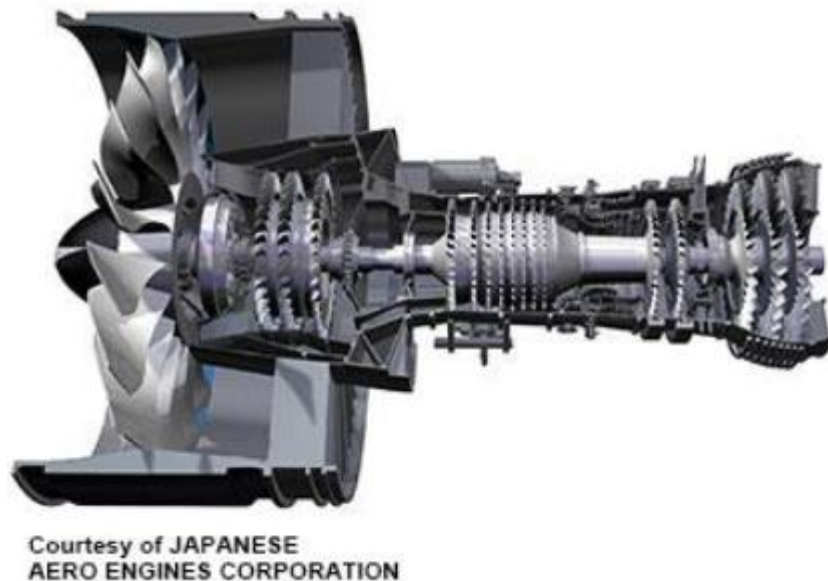
## 5.2 Περιγραφή κινητήρα

Πρόκειται για turbofan κινητήρες, διπλού τυμπάνου αξονικής ροής και υψηλού λόγου παράκαμψης με κιβώτιο ταχυτήτων. Η οικογένεια PW1100G που προωθεί τα Airbus A320neo έχει τις εξής συνιστώσες όπως αναφέρεται στο Type – Certificate της EASA [30]:

- Αγωγός εισόδου
- Ανεμιστήρας (fan), ο οποίος είναι μονοβάθμιος.
- Μειωτήρα στροφών ( Συνδέει τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης με τον ανεμιστήρα) με λόγο μετάδοσης  $N_{Fan} / N_1 = 1:3.0625$
- Συμπιεστής χαμηλής πίεσης (booster), ο οποίος είναι τριβάθμιος.
- Συμπιεστής υψηλής πίεσης, ο οποίος διαθέτει οκτώ βαθμίδες
- Θάλαμος καύσης, TALON X

- Στρόβιλος υψηλής πίεσης, είναι διβάθμιος και ψυχόμενος και χρησιμοποιείται για να οδηγήσει τον συμπιεστή υψηλής πίεσης
- Στρόβιλος χαμηλής πίεσης, είναι τριβάθμιος
- Ακροφύσιο κύριου ρεύματος, συγκλίνον σταθερής γεωμετρίας
- Ακροφύσιο ρεύματος παράκαμψης, συγκλίνον σταθερής γεωμετρίας

Παρατίθεται παρακάτω ημιτομή του κινητήρα.



Εικόνα 5.1: Ημιτομή κινητήρα PW1100G

### **5.2.1 Τεχνικά χαρακτηριστικά**

Στον παρυσιάζονται συγκεντρωτικά τεχνικά χαρακτηριστικά για όλα τα μοντέλα της οικογένειας PW1100G. Για λόγους συντομίας επιλέγεται να παρουσιαστούν μόνο τα μοντέλα τα οποία δύναται να στελεχώσουν τα Airbus A320neo. Πιο συγκεκριμένα, αναφέρεται η έκδοση κάθε κινητήρα και αναγράφεται η ώση για την απογείωση. Όπως επίσης, και ο λόγος παράκαμψης αλλά και ο ολικός λόγος πίεσης. Τα στοιχεία αυτά προέκυψαν από στοιχεία που δίνει η EASA [30] και ο ICAO [25].

<i>Έκδοση</i>	<i>Ωση take off (kN)</i>	<i>Max Continuous (kN)</i>	<i>Λόγος Παράκαμψης</i>	<i>Ολικός λόγος πίεσης</i>
PW1133G-JM PW1133GA-JM PW1130G-JM	147.28	145.81	11,58	38,07
PW1127G-JM PW1127GA-JM PW1127G1-JM	120.43	117.18	12,28	31,66
PW1124G-JM PW1124G1-JM PW1122G-JM	107.82	106.91	12,72	28,78
PW1431G-JM	140.39	138.19	8.3	42.0
PW1129G-JM	130.08	117.19	12	34,02
PW1431GA-JM PW1431GH-JM	140.44	138.20	-	-
PW1428G-JM PW1428GA-JM PW1428GH-JM	132.38	126.55	12,28	31,66

Πίνακας 5.2: Τεχνικά Χαρακτηριστικά εκδόσεων οικογένειας PW1100

### 5.3 Συλλογή δεδομένων

Στη συγκεκριμένη ενότητα δίνονται διάφορα δεδομένα επιδόσεων του κινητήρα PW1127G – JM που υπάρχουν στην ανοικτή βιβλιογραφία και χρησιμοποιήθηκαν στην διαδικασία μοντελοποίησης.

Ο Πίνακας 5.3 δείχνει τα στοιχεία που δίνει ο ICAO.

<b>Παράμετρος</b>	<b>Τιμή</b>
Συνολικός λόγος πίεσης	31.66
Λόγος παράκαμψης	12.28
Ωση απογείωσης (kN)	120.43

Πίνακας 5.3: Δεδομένα κινητήρα PW1127G-JM (πηγή ICAO [25])

Η κατανάλωση καυσίμου του κινητήρα καθώς και οι συνθήκες στις οποίες έγιναν οι μετρήσεις δίνονται από τον ICAO και παρουσιάζονται στον Πίνακα 5.4 και στον Πίνακα 5.5 αντίστοιχα.

<i>Παραγόμενη ώση (%Foo)</i>	<i>Παροχή καυσίμου(kg/sec)</i>
100%	0.8
85%	0.67
30%	0.2322
7%	0.08

Πίνακας 5.4: Κατανάλωση καυσίμου (πηγή ICAO [25])

<i>Παράμετρος</i>	<i>Τιμή</i>
Πίεση (kPa)	99.56-101.71
Θερμοκρασία (K)	265.6-278.15
Υγρασία (kg/kg)	0.00071-0.00203

Πίνακας 5.5: Συνθήκες περιβάλλοντος κατά την διάρκεια των μετρήσεων (πηγή ICAO [25])

Επίσης υπάρχουν στοιχεία που δίνει η EASA (European Aviation Safety Agency) για τις στροφές περιστροφής των ατράκτων, τα οποία παρουσιάζει ο Πίνακας 5.6

<i>Παράμετρος</i>	<i>Τιμή</i>
Μέγιστες Στροφές Χαμηλού Τυμπάνου (N1)	10047
Ελάχιστες Στροφές Χαμηλού Τυμπάνου (N1) Σε Ground Idle	1750
Ελάχιστες Στροφές Χαμηλού Τυμπάνου (N1) Σε Flight Idle	1801
Μέγιστες Στροφές Υψηλού Τυμπάνου(N2)	22300
Ελάχιστες Στροφές Υψηλού Τυμπάνου (N2) Σε Ground Idle	12400
Ελάχιστες Στροφές Υψηλού Τυμπάνου (N1) Σε Flight Idle	12400
Λόγος μετάδοσης NFan / N1	1 / 3.0625

Πίνακας 5.6: Στροφές ατράκτων (πηγή EASA [30])

Παράμετρος	Τιμή ώσης	Πίεση (kPa)	Θερμοκρασία
Μέγιστη ώση απογείωσης	120.43 kN	1.01 bar (14.696 psia)	47°C
Μέγιστη συνεχόμενη ώση	117.18 kN		25°C

Πίνακας 5.7: Δεδομένα ώσης κατά EASA [30]

Όπως και προηγουμένως επιλέγεται ο ICAO ως κύρια αναφορά για τις επιδόσεις της μηχανής καθώς τα δεδομένα αυτά προέρχονται από πραγματικές μετρήσεις ενώ επίσης συσχετίζει την ώση με την κατανάλωση καυσίμου.

Όπως και προηγουμένως στην παράγραφο 3.4 για το αεροσκάφος A320neo υπολογίζονται οι ώσεις για τα σημεία Top Of Climb και Cruise τα οποία παρουσιάζονται συνοπτικά στον παρακάτω πίνακα.

Διαφοροποίηση σε σχέση με τον κινητήρα CFM LEAP – 1A26 υπάρχει στο σημείο Rolling Take-off στο οποίο προκύπτει:

$$FN_{RTO} = \frac{ICAO \text{ Take off Thrust}}{1.2553} = 95937,2262 \text{ N} \quad (5.1)$$

Στους πίνακες Πίνακας 5.8 και Πίνακας 5.9 παρουσιάζονται τα δεδομένα που υπάρχουν διαθέσιμα και χρησιμοποιήθηκαν κατά την μοντελοποίηση του κινητήρα PW 1127G – JM.

	Alt [m]	Mach	DTISA [K]	war	Fn [N]	Pwr45 [W]	CmpH.W_bld1 [kg/s]
Top of Climb	10668	0.78	10	0	25348.698	67113	0.4445205
Take off 100%	0	0	0	0.0026	120600	0	0
Climb Out 85%	0	0	0	0.0026	102510	0	0
Approach 30%	0	0	0	0.0026	36180	0	0
Idle 7%	0	0	0	0.0026	8442	0	0
Rolling Take off	0	0.25	15	0	96072.652	119312	0
Cruise	10668	0.78	0	0	21290.934	67113	0.4445205

Πίνακας 5.8: Δεδομένα σημείων λειτουργίας





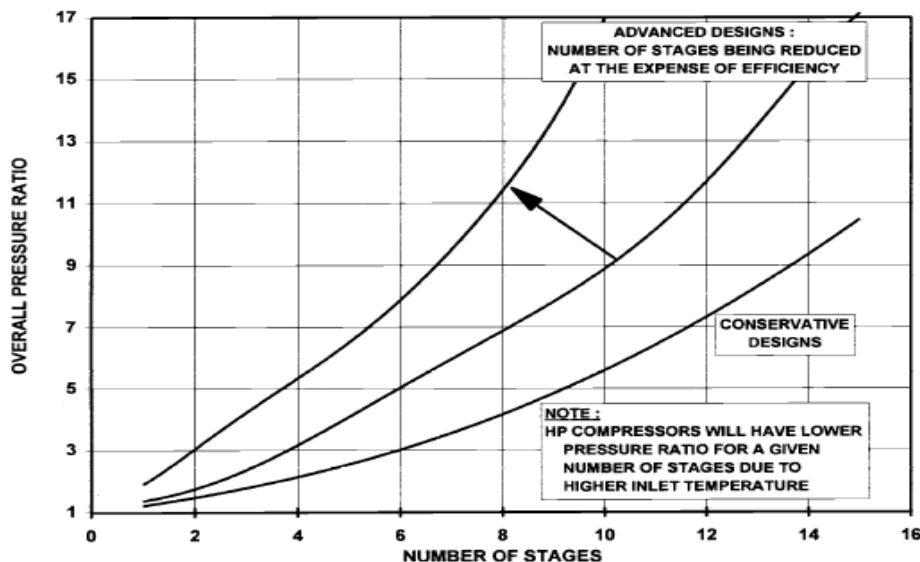
αναφέρονται παραπάνω καθώς και εύρεση των αποκλίσεων σε σχέση με τις δοσμένες τιμές.

Για τον υπολογισμό του σημείου σχεδίασης είναι απαραίτητη η αρχική εκτίμηση των παραμέτρων:

- Λόγοι πίεσης συμπιεστών:

Γνωρίζοντας από την βιβλιογραφία πως ο συνολικός λόγος πίεσης είναι ~ 40 στο Top Of Climb, καθώς πρόκειται για κινητήρα παρόμοιας τεχνολογίας με τον CFM LEAP, και πως ο λόγος πίεσης του Fan στο τμήμα παράκαμψης δεν πρέπει να είναι μικρότερος της τιμής 1,45. Επίσης για advanced σχεδιασμό και 8 βαθμίδες συμπιεστή υψηλής πίεσης δίνεται από το Διάγραμμα 5.1 ότι ο επιτεύξιμος λόγος πίεσης του συμπιεστή υψηλής είναι περίπου 12.

Chart 5.2 Axial compressors: pressure ratio versus number of stages.



Διάγραμμα 5.1: Διάγραμμα αριθμού βαθμίδων και συνολικού λόγου πίεσης

Επιλέγονται συνεπώς οι παρακάτω τιμές:

Μεταβλητή	Τιμή
Λόγος Πίεσης Fan (παράκαμψης)	1,45
Λόγος Πίεσης Fan (πυρήνα)	$(\Pi_{cBypass} - 1) * 0,8 + 1 = 1,36$
Λόγος πίεσης Συμπιεστή Χαμηλής	2,45
Λόγος πίεσης Συμπιεστή Υψηλής	12
Συνολικός λόγος πίεσης	40

Πίνακας 5.10: Λόγοι Πίεσης Συνιστωσών PW1127G – JM

Ο λόγος πίεσης του συμπιεστή χαμηλής πίεσης προκύπτει μετά από υπολογισμό ίσος με 2,45.

- Βαθμοί απόδοσης συνιστωσών

Με βάση την μελέτη των Jones S. M. και συν. [7] για τους κινητήρες γενιάς N+3 προκύπτουν οι πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης για τους κινητήρες γενιάς N+2. Οι πολυτροπικοί βαθμοί που επιλέχθηκαν να είναι ίδιοι με του CFM LEAP καθώς πρόκειται για κινητήρες ίδιου επιπέδου τεχνολογίας.

<i>Πολυτροπικός Βαθμός</i>	<i>Τιμή</i>
Fan (παράκαμψης)	92,5%
Fan (πυρήνα)	88%
Συμπιεστή Χαμηλής Πίεσης	88%
Συμπιεστή Υψηλής Πίεσης	90%
Στροβίλου Υψηλής Πίεσης	89%
Στροβίλου Χαμηλής Πίεσης	92%

**Πίνακας 5.11: Βαθμοί απόδοσης συνιστωσών CFM LEAP**

- Πτώσεις Πίεσης στους αγωγούς

Οι απώλειες πίεσης στους αγωγούς επιλέχθηκε να συμφωνούν με την πηγή [1]. Όπως και για τον κινητήρα CFM LEAP εισάγονται στο μοντέλο οι επιλεγμένες τιμές:

<i>Πτώσεις Πίεσης</i>	<i>Τιμή</i>
Αγωγού εισόδου	0%
Αγωγού παράκαμψης	1.78% (σχέση (2.4))
D21	0.1%
D25	1%
D30	1%
Θαλάμου καύσης	4%
D45	1%
D50	1.5%

**Πίνακας 5.12: Πτώσεις Πίεσης Αγωγών CFM LEAP**

- Απομαστεύσεις Αέρα

Οι απομαστεύσεις αέρα για την ψύξη και στεγανοποίηση των στροβίλων προέκυψαν σύμφωνα με τις τιμές που δίνονται από την διεθνή βιβλιογραφία.

<i>Απομάστευση Αέρα</i>	<i>Τιμή</i>
Συμπιεστή Υψηλής Πίεσης	1,5%
D30	18%

Πίνακας 5.13: Απομαστεύσεις Αέρα

Η απομάστευση αέρα από τον συμπιεστή υψηλής, σύμφωνα με τον Walsh P.P [1], είναι ανάλογος των βαθμίδων του στροβίλου χαμηλής πίεσης για αυτό το λόγο στον κινητήρα PW1127G – JM η τιμή προκύπτει μικρότερη σε σχέση με τον CFM LEAP. Ακόμη επιλέγεται υψηλότερη απομάστευση αέρα για την ψύξη του στροβίλου υψηλής πίεσης, καθώς τα υλικά που χρησιμοποιούνται στον στρόβιλο υψηλής πίεσης του κινητήρα PW1127G – JM έχουν μικρότερη θερμική ανθεκτικότητα σε σχέση με τον κινητήρα CFM LEAP.

Μετά την εισαγωγή των δεδομένων πραγματοποιείται τροποποίηση των παραμέτρων στο σημείο σχεδίασης ώστε να επιτευχθεί η μείωση των αποκλίσεων των υπολογιζόμενων τιμών σε σχέση με τα γνωστά στοιχεία. Επιλέγεται να μεταβληθούν οι παράμετροι που παρατίθενται στον Πίνακας 5.14.

<i>Μεταβλητές Top Of Climb</i>			
P13Q2 (Fan Bypass PR)	1.45	1.4	1.6
P21Q13 (CmpL PR)	2.5	1.8	3.0
OPR	40	38	41
BPR	12	11.00	13.00
	Αρχική υπόθεση	Εύρος λύσεων	

Πίνακας 5.14: Μεταβλητές προς τροποποίηση Σημείου Σχεδίασης

Ωστε να μειωθούν οι αποκλίσεις με τα αντίστοιχα δεδομένα στα σημεία:

<i>Στόχοι</i>	
100% Take Off	OPR, BPR, Καύσιμο

Πίνακας 5.15: Στόχοι τροποποίησης

Έγινε αρχικά επίλυση χρησιμοποιώντας και τα σημεία 85% και 30% όπως και προηγουμένως, όμως οι αποκλίσεις δεν προέκυψαν εντός των επιτρεπτών ορίων. Επιλέχθηκε, συνεπώς, να επιτευχθεί η μικρότερη απόκλιση στο σημείο 100% Take Off και στην συνέχεια να γίνει τοπική προσαρμογή των χαρτών στα σημεία 85% , 30% και 7% αντίστοιχα. Στον Πίνακας 5.16 δίνονται οι συντελεστές προσαρμογής που αφορούν το κάθε σημείο όπως αυτοί προέκυψαν από την τοπική προσαρμογή των χαρτών. Τονίζεται ξανά πως οι συντελεστές κυρίως της ανοιγμένης παροχής των στροβίλων δεν επιτρέπεται να μεταβληθούν

πάνω από  $\pm 1\%$  καθώς μεγαλύτερη αλλαγή επηρεάζει τη φυσική ορθότητα των χαρτών. Οι υπόλοιποι συντελεστές μεταβάλλονται έως και  $\pm 3\%$ .

Ο Πίνακας 5.16 παρουσιάζει τις τιμές των συντελεστών που προέκυψαν για τα σημεία 85% Climb Out, 30% Approach και 7% Idle από την τοπική προσαρμογή των χαρτών είναι:

<i>Συντελεστής Προσαρμογής</i>	<i>Idle 7%</i>	<i>Approach 30%</i>	<i>Climb Out 85%</i>
CmpFan.NcRdesMap (-)	0,252631824	0,501415977	0,801713215
CmpFan.s_adaptWc_pri_in (-)	1,02662346	1,00360094	1,00366139
CmpFan.s_adaptEff_pri_in (-)	0,983607304	0,999763055	0,997231338
CmpFan.s_adaptWc_sec_in (-)	1,04485717	1,01084469	1,00633034
CmpFan.s_adaptEff_sec_in (-)	0,976296	0,983608577	0,994886278
CmpL.NcRdesMap (-)	0,264710493	0,520210453	0,815947467
CmpL.s_adaptWc_in (-)	1,01639932	0,985651218	1,00021667
CmpL.s_adaptEff_in (-)	0,996739515	1,00006031	1,000643
CmpH.NcRdesMap (-)	0,626158928	0,838860193	0,994992116
CmpH.s_adaptWc_in (-)	1,0235675	1,01378508	1,00309573
CmpH.s_adaptEff_in (-)	0,964928022	0,980196718	0,997301704
TrbH.NcRdesMap (-)	0,689267059	0,887518924	0,999982499
TrbH.s_adaptWc_in (-)	1,00926469	1,00988829	1,000025
TrbH.s_adaptEff_in (-)	0,951343382	0,980154931	0,997074157
TrbL.NcRdesMap (-)	0,318541314	0,607837449	0,863404195
TrbL.s_adaptWc_in (-)	1,00224997	0,995284108	1,00529779
TrbL.s_adaptEff_in (-)	1,00577544	0,980158969	0,993640215

**Πίνακας 5.16: Υπολογιζόμενοι συντελεστές προσαρμογής και αντίστοιχες χαρακτηριστικές των σημείων 85%, 30% και 7% της ώσης**

Από τα παραπάνω αποτελέσματα μπορούμε μέσω γραμμικής παρεμβολής να υπολογίσουμε πόσο πρέπει να τροποποιηθεί κάθε μια από τις χαρακτηριστικές των χαρτών. Η διαδικασία προσαρμογής των χαρτών ακολουθεί την ίδια διαδικασία που αναφέρθηκε παραπάνω.

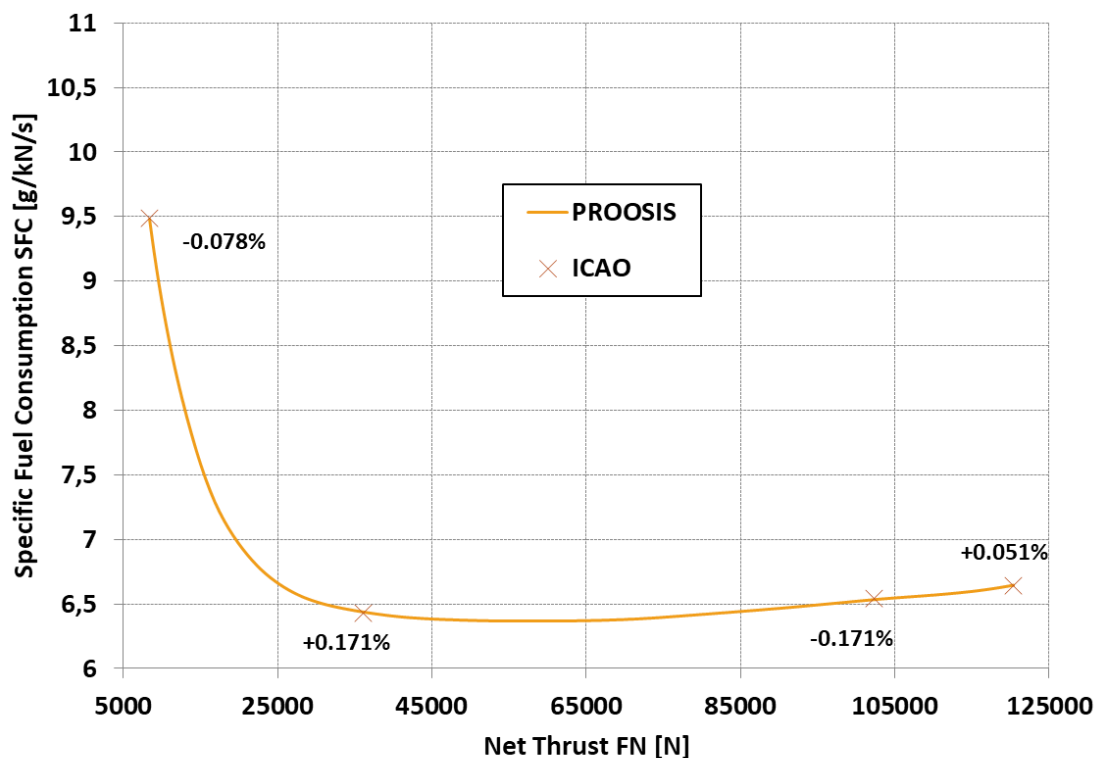
## 5.5 Αποτελέσματα

Ακολουθεί η ανάλυση όλων των διαθέσιμων σημείων λειτουργίας με τους τοπικά προσαρμοσμένους χάρτες, με σκοπό να δούμε αν οι αποκλίσεις από τα δεδομένα λειτουργίας είναι πλέον εντός αποδεκτών ορίων. Δίνονται στον Πίνακα 5.17 ενδεικτικές τιμές των επιδόσεων στα σημεία που αναλύθηκαν. Σημειώνονται τα στοιχεία τα οποία υπήρχαν στην βιβλιογραφία με γκρίζο χρώμα.

	OPR	BPR	SFC [mg/Ns]	P13Q2	W2 [kg/s]	NL [rpm]	NH [rpm]	Tt4 [K]	WF [kg/s]
TopOfClimb	39,96	12,26	14,78	1,46	243,00	9878,86	21078,82	1682,77	0,378
TakeOff_100%	31,66	12,28	6,65	1,36	543,86	8848,25	20649,40	1603,71	0,800
ClimbOut_85%	27,66	12,63	6,53	1,30	501,20	8281,45	19959,71	1526,49	0,669
Approach_30%	11,62	15,66	6,44	1,11	297,02	5176,90	15765,52	1186,16	0,233
Idle_7%	3,95	20,61	9,48	1,02	142,70	2607,82	11309,12	1012,81	0,080
Cruise	35,98	12,69	14,51	1,40	239,32	9235,23	19455,32	1522,41	0,312
RTO	33,10	12,54	10,09	1,37	569,87	9641,26	21937,73	1816,16	0,968

**Πίνακας 5.17: Αποτελέσματα μοντελοποίησης στα γνωστά σημεία λειτουργίας**

Στο Διάγραμμα 5.2 δίνεται η γραμμή λειτουργίας ICAO έτσι όπως υπολογίζεται από το PROOSIS για μεταβολή της ώσης κατά 1% σε κάθε υπολογισμό, τα 4 διακριτά σημεία 100%, 85%, 30% και 7% μαζί με τις αποκλίσεις από τις υπολογιζόμενες τιμές σε κάθε σημείο.



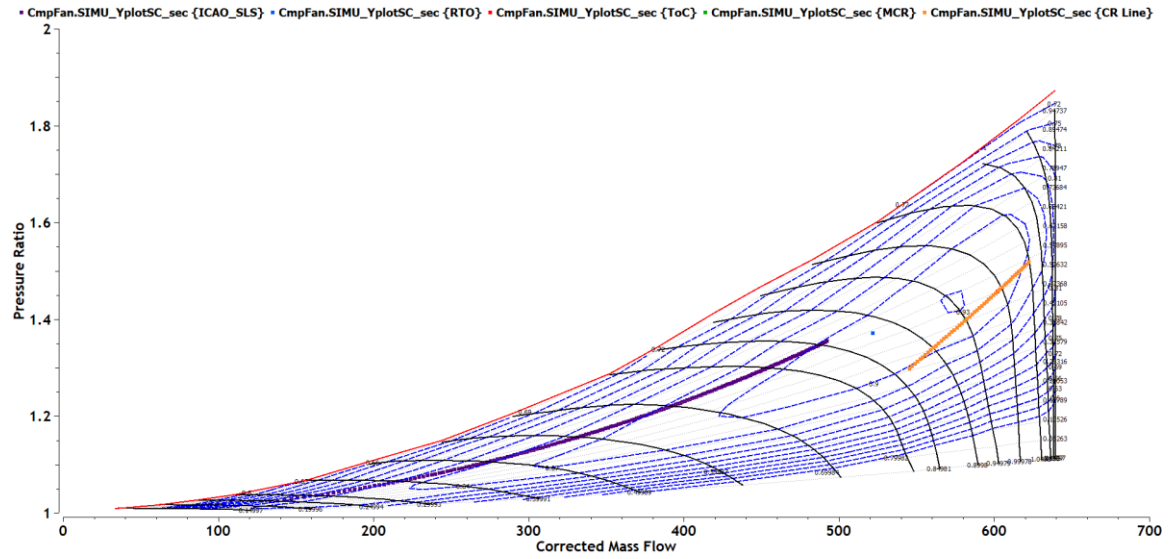
**Διάγραμμα 5.2: Ώσης - Ειδικής Κατανάλωσης ICAO γραμμής λειτουργίας κινητήρα PW1127G – JM**

Η μέγιστη απόκλιση που παρατηρείται είναι περίπου 0,17% και συνεπώς το μοντέλο του κινητήρα PW1127G – JM πιστοποιείται ποσοτικά σύμφωνα με τις τιμές που παρέχονται από τον ICAO.

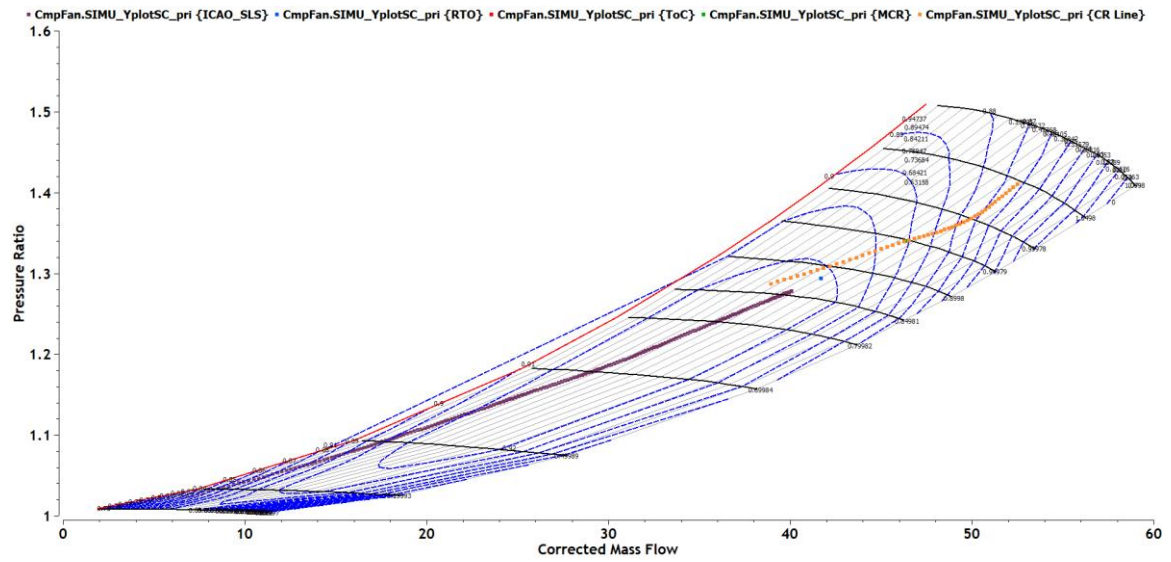
### Γραμμή ICAO & γραμμή Cruise

Στη συνέχεια γίνεται προσομοίωση μιας γραμμής λειτουργίας για στατικές συνθήκες στο επίπεδο της θάλασσας από το σημείο Take Off 100% του ICAO μέχρι το σημείο Idle 7% καθώς και μία γραμμή Cruise σε συνθήκες πλεύσης όπως προηγουμένως.

Στο Σχήμα 5.1 έως το Σχήμα 5.6 παρουσιάζονται οι χάρτες λειτουργίας τη γραμμή λειτουργίας της μηχανής και την γραμμή Cruise. Παρατηρούμε ότι οι χάρτες δεν παρουσιάζουν κάποια μη φυσική συμπεριφορά, καθώς και ότι οι θέσεις των σημείων πάνω στους χάρτες είναι αυτή που αναμένεται για τις αντίστοιχες συνθήκες λειτουργίας.

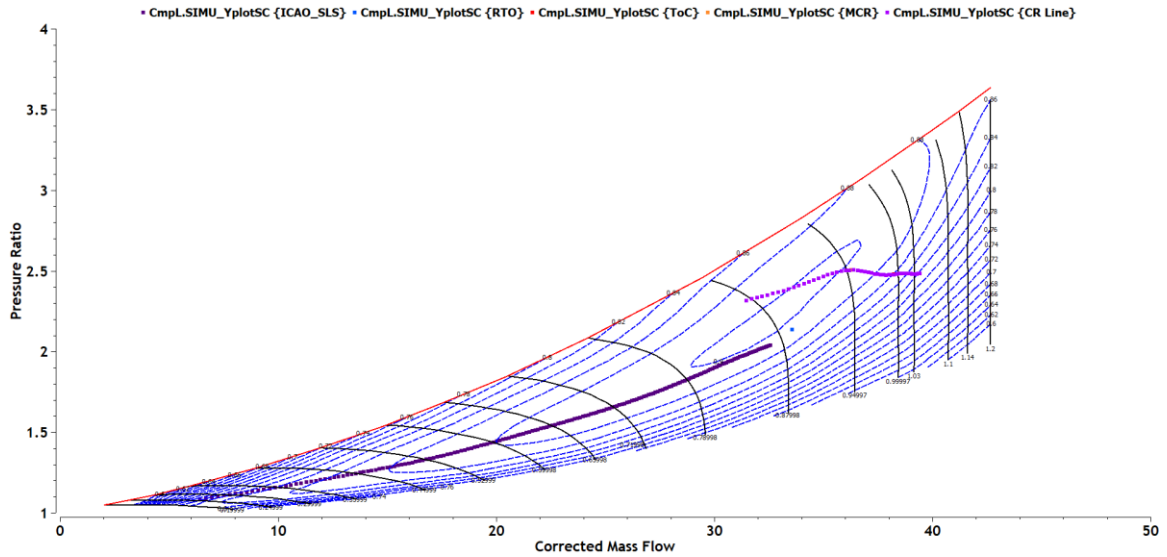


Σχήμα 5.1: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος παράκαμψης

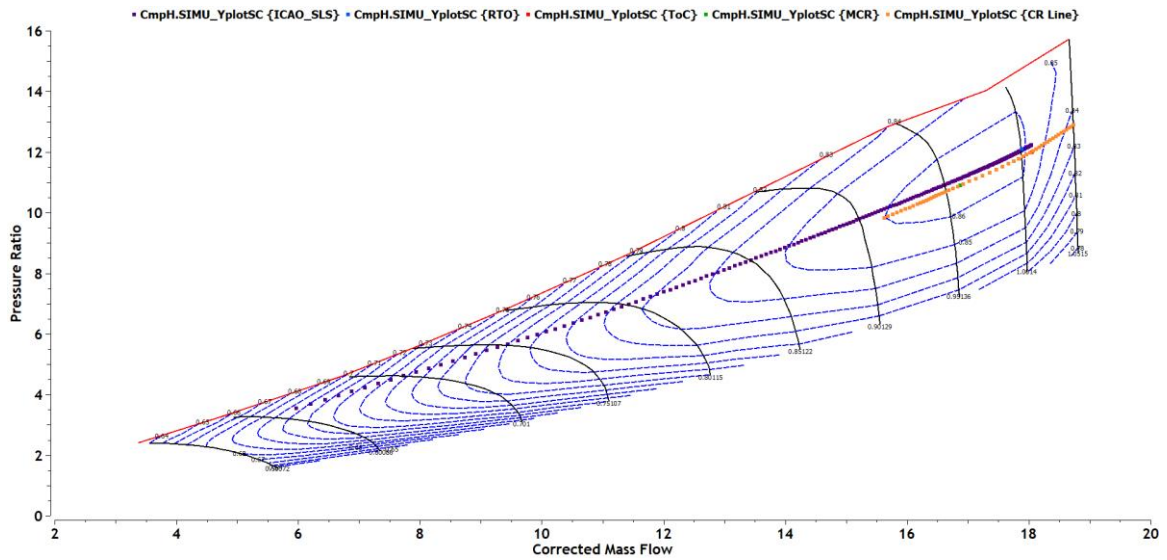


Σχήμα 5.2: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος πυρήνα

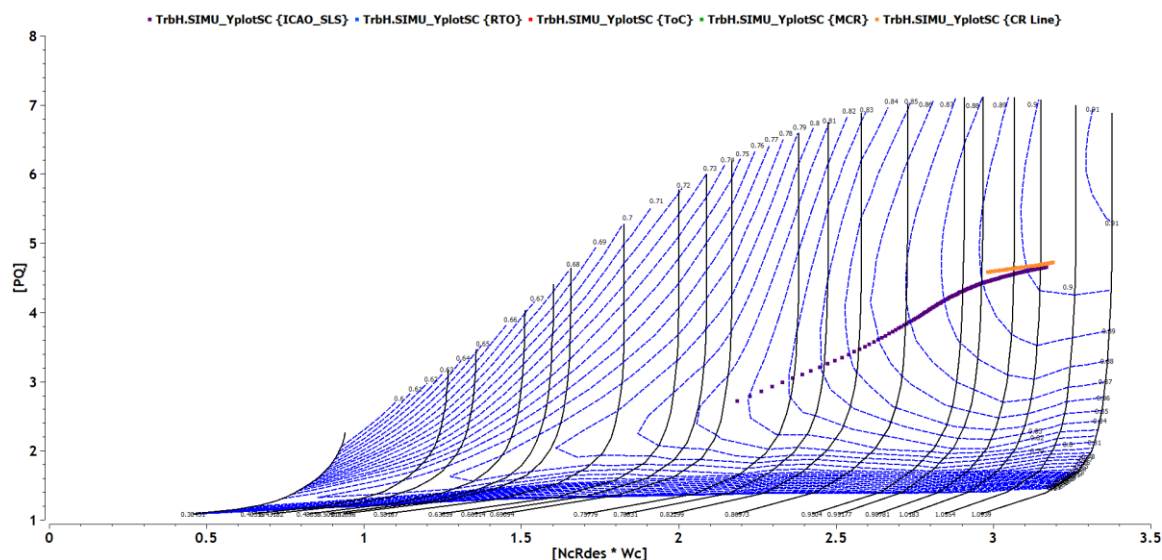




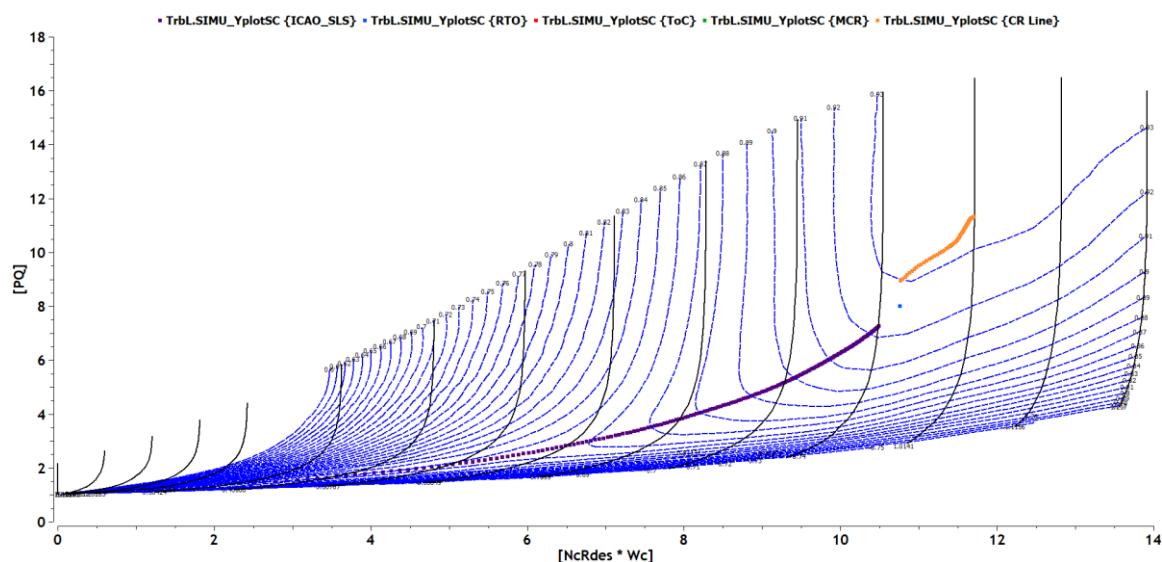
Σχήμα 5.3: Χάρτης Συμπιεστή χαμηλής πίεσης



Σχήμα 5.4: Χάρτης Συμπιεστή υψηλής πίεσης



Σχήμα 5.5: Χάρτης Στροβίλου υψηλής πίεσης

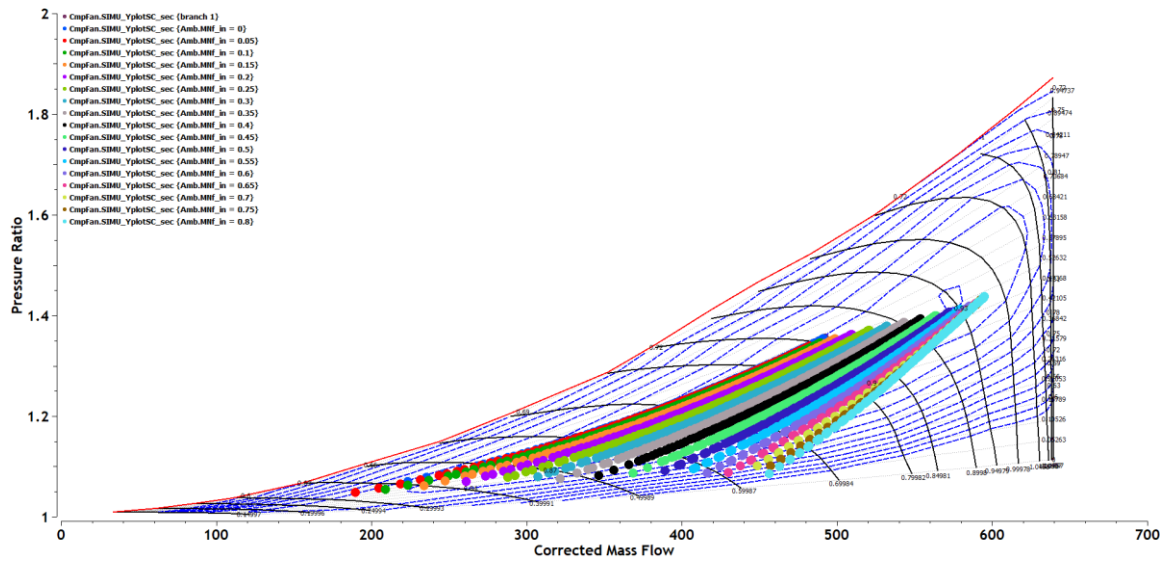


Σχήμα 5.6: Χάρτης Στροβίλου χαμηλής πίεσης

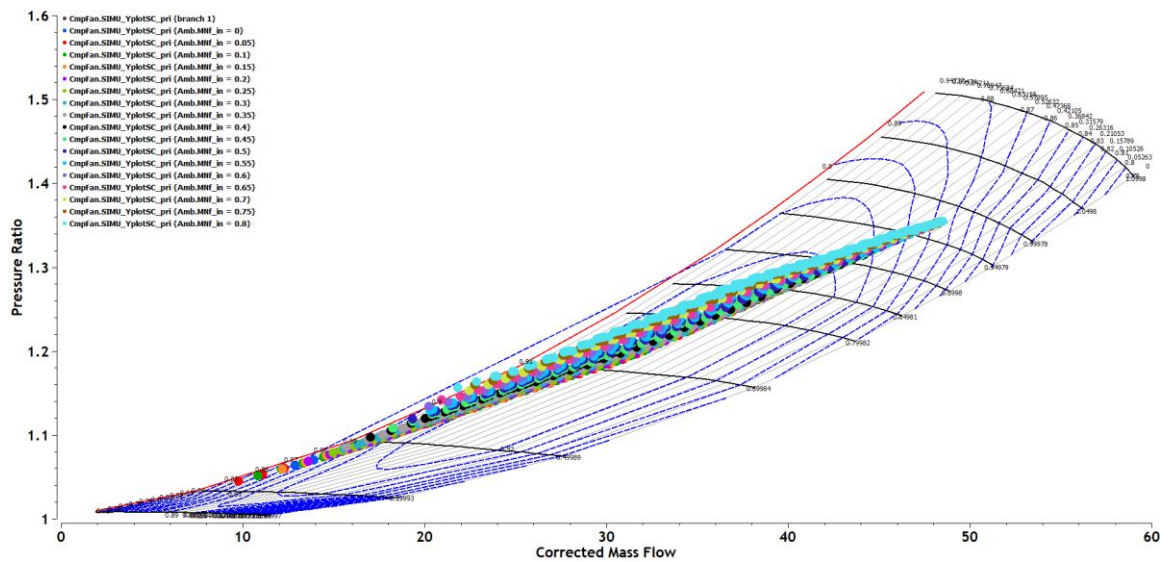
### Μελέτη κινητήρα σε εύρος υψομέτρων και ταχυτήτων πλεύσης

Ακολουθώντας την ίδια μεθοδολογία γίνεται η προσομοίωση λειτουργίας σε όλο το φάκελο πτήσης του κινητήρα. Επιλέγεται ένα εύρος υψομέτρων 0 – 10668 m (τυπικό υψόμετρο πλεύσης) καθώς και mach από 0 έως 0,8 (τυπική ταχύτητα πλεύσης), αντίστοιχα με τον κινητήρα CFM LEAP – 1A26.

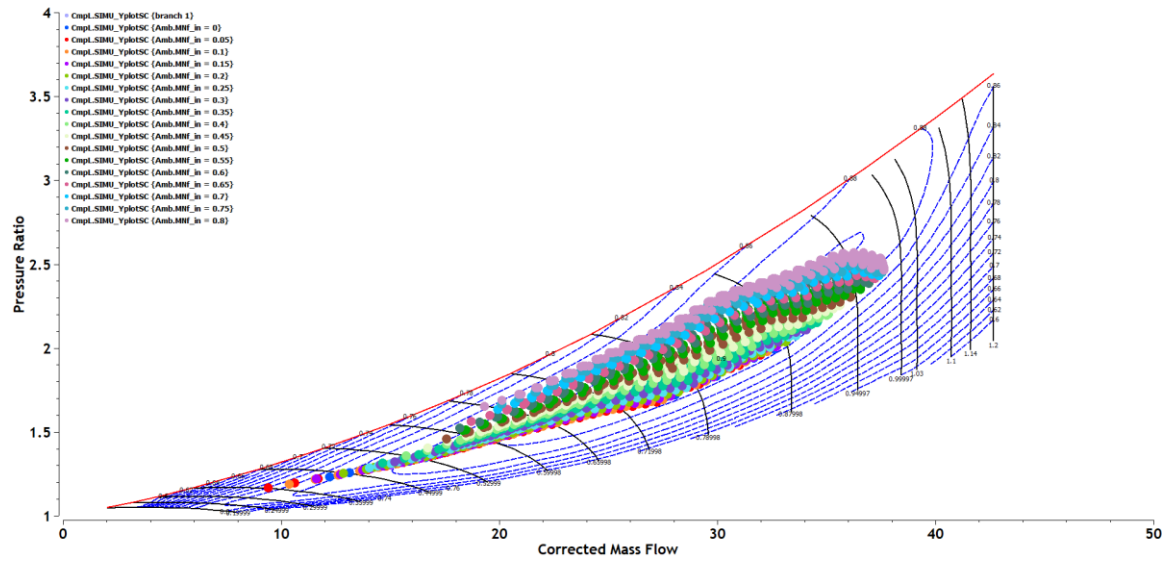
Από τα σχήματα αυτά παρατηρούμε ότι όλα τα σημεία βρίσκονται εντός των χαρτών, ενώ οι γραμμές λειτουργίας που δημιουργούνται έχουν την αναμενόμενη συμπεριφορά. Ακόμη επαληθεύεται ότι δεν εντοπίζεται κάποιο πρόβλημα κατά την υπολογισμό των σημείων.



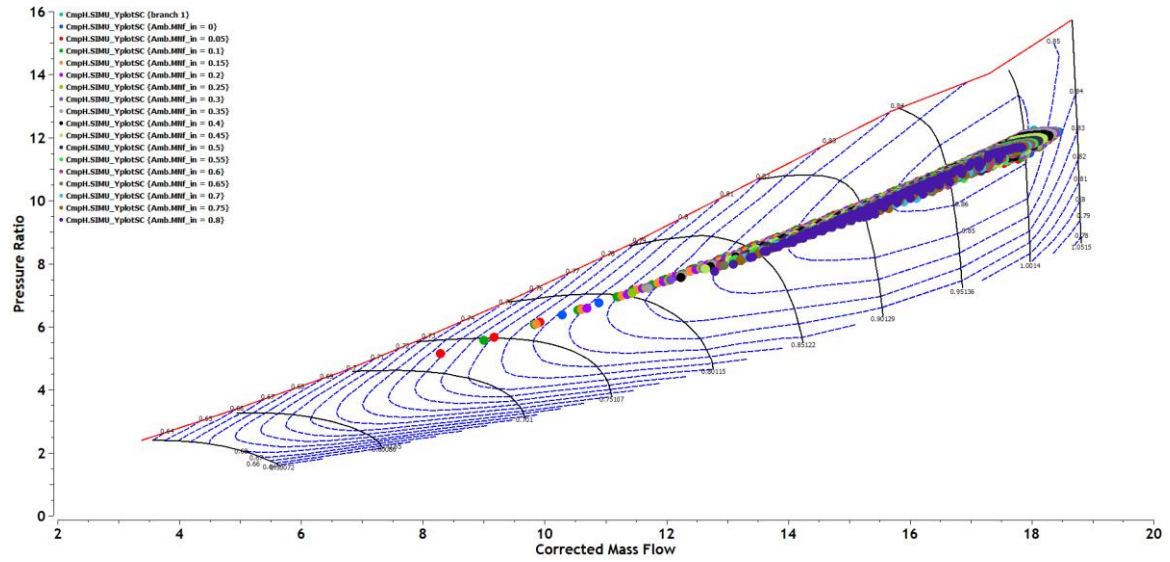
Σχήμα 5.7: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος παράκαμψης



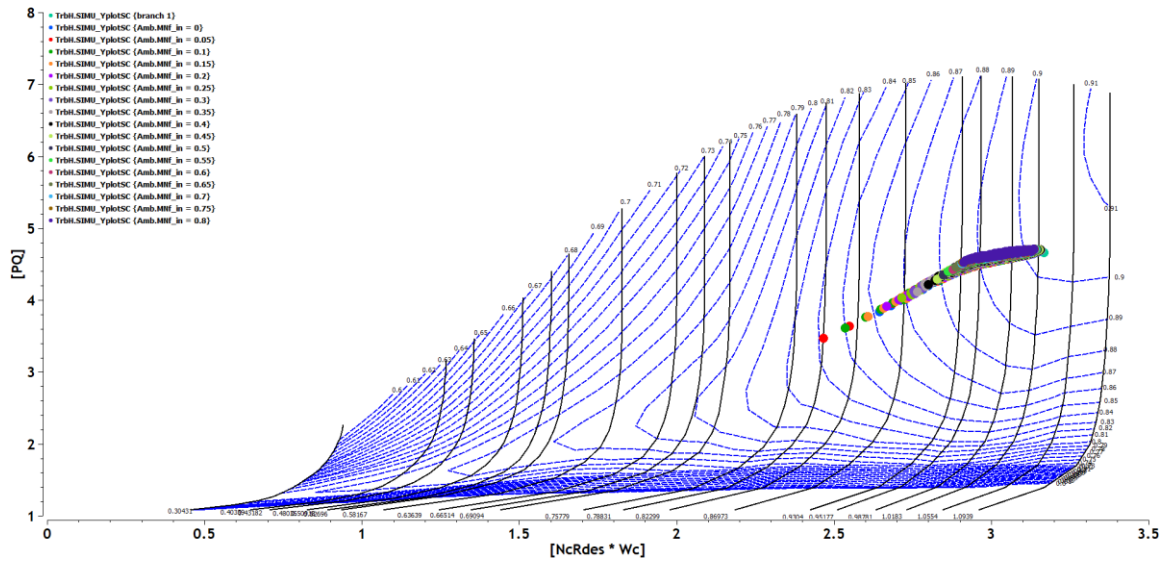
Σχήμα 5.8: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος πυρήνα



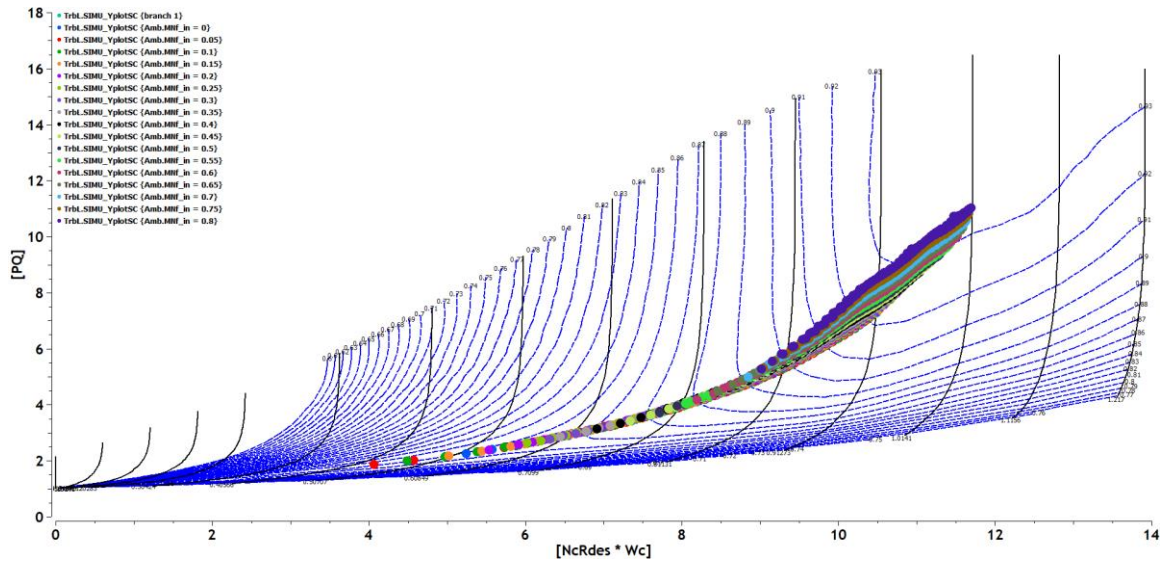
Σχήμα 5.9: Χάρτης Συμπιεστή χαμηλής πίεσης



Σχήμα 5.10: Χάρτης Συμπιεστή υψηλής πίεσης



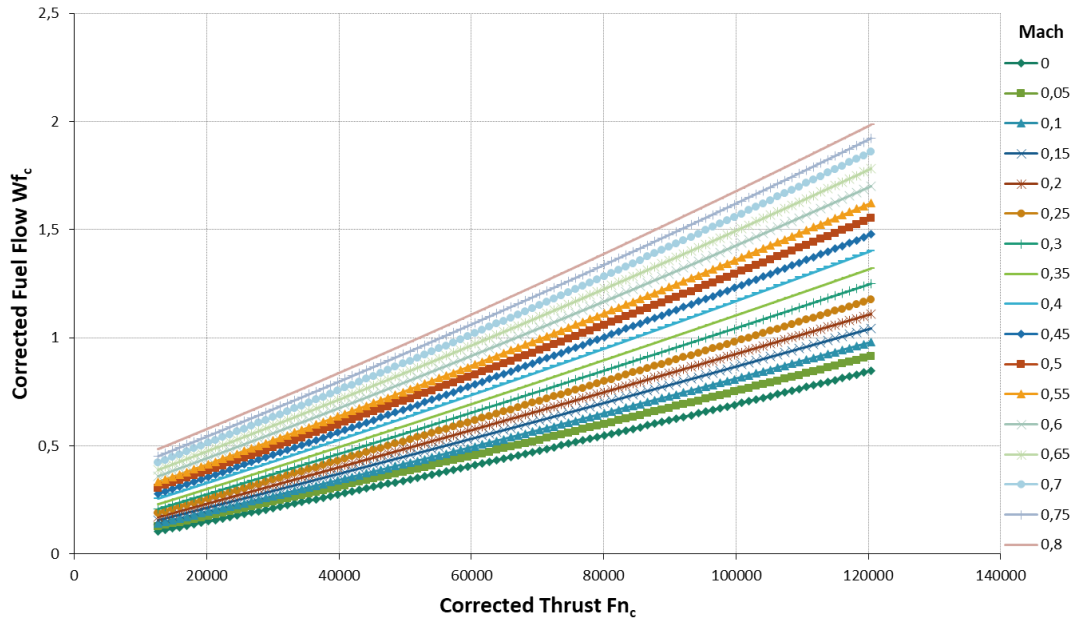
Σχήμα 5.11: Χάρτης Στροβίλου υψηλής πίεσης



Σχήμα 5.12: Χάρτης Στροβίλου χαμηλής πίεσης

Στη συνέχεια δημιουργείται το προσεγγιστικό μοντέλο του κινητήρα το οποίο χρησιμοποιείται για την μετέπειτα μελέτη αποστολών. Το Σχήμα 5.13 παρουσιάζει την συσχέτιση της διορθωμένης ώσης με την διορθωμένη παροχή για διάφορες ταχύτητες πλεύσης, για τον κινητήρα PW1127G – JM.





Σχήμα 5.13: Διορθωμένη ώση - Διορθωμένη Παροχή καυσίμου

## 6 Ανάλυση Αποστολών

Στο παρόν κεφάλαιο, θα γίνει αναφορά στις αποστολές οι οποίες θα μελετηθούν. Έπειτα θα εισαχθούν τα μοντέλα κατάλληλα στο υπολογιστικό εργαλείο CAMACM. Τέλος θα γίνει σύγκριση της συνολικής κατανάλωσης καυσίμου σε σχέση με τους κινητήρες που χρησιμοποιούνται στα A320ceo.

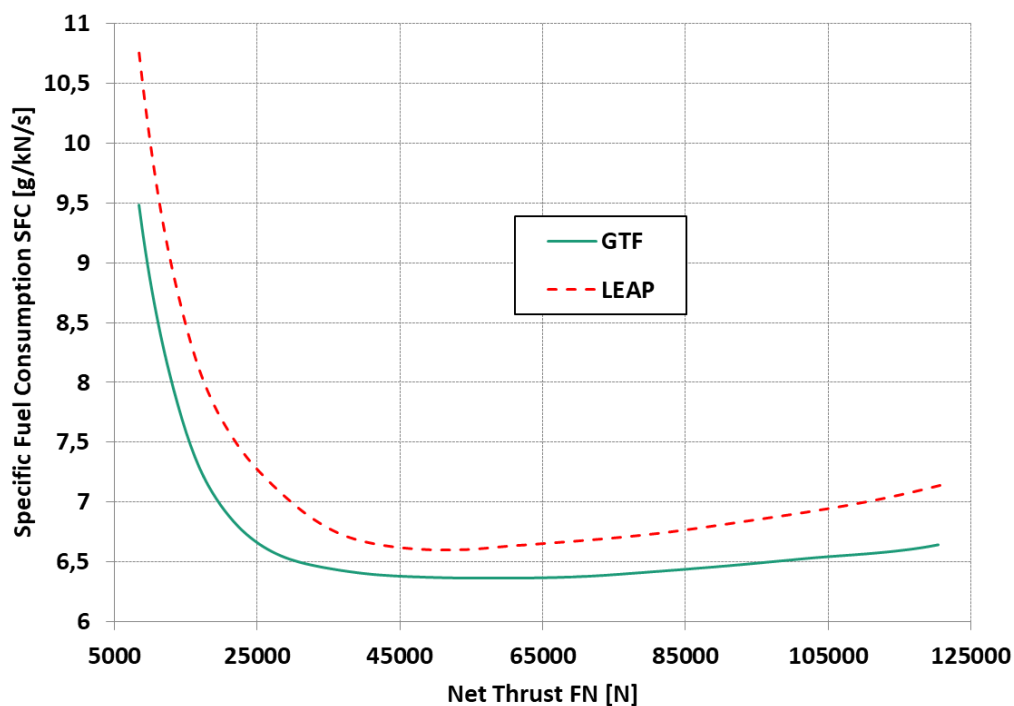
### 6.1 Διαδικασία

Η μελέτη των αποστολών αποσκοπεί στην περεταίρω ποιοτική πιστοποίηση των μοντέλων που αναπτύχθηκαν στην παρούσα διπλωματική. Οι νέοι κινητήρες αναμένεται να έχουν μειωμένη κατανάλωση καυσίμου και επομένως κρίνεται σκόπιμο να εξεταστεί εάν τα μοντέλα που δημιουργήθηκαν παρουσιάζουν την ίδια συμπεριφορά.

Η διαδικασία της μελέτης των αποστολών όπως αναφέρθηκε στο δεύτερο κεφάλαιο περιλαμβάνει τον ορισμό του κινητήρα, της αποστολής προς μελέτη και του αεροσκάφους. Από την μοντελοποίηση των κινητήρων και την μελέτη τους σε ένα εύρος υψών και ταχυτήτων πλεύσεις προκύπτει το προσεγγιστικό μοντέλο του κινητήρα το οποίο εισάγεται στο CAMACM. Στην συνέχεια γίνεται αναφορά στις αποστολές και το αεροσκάφος που επιλέχθηκε για την ανάλυση. Οι αποστολές αυτές αρχικά προσομοιώθηκαν με το μοντέλο κινητήρα V2527 – A5 που στελεχώνει τα A320ceo έτσι ώστε να υπάρξει μια κοινή βάση για την εύρεση της μείωσης στην κατανάλωση καυσίμου. Το μοντέλο του κινητήρα αυτού είχε δημιουργηθεί στο εργαστήριο τα προηγούμενα έτη και συνεπώς δεν απαιτήθηκε η δημιουργία του αντίστοιχου μοντέλου στην παρούσα διπλωματική. Ακόμη στην συγκεκριμένη μελέτη λήφθηκε υπόψιν ότι το αεροσκάφος μεταφέρει 150 επιβάτες και έχει 15% περίσσεια καυσίμου για λόγους ασφαλείας.

Τέλος γίνεται η παρουσίαση των αποτελεσμάτων και η σύγκριση με την αναμενόμενη μείωση καυσίμου που αναφέρεται στην διεθνή βιβλιογραφία.

Σημειώνεται επίσης πως καθώς τα μοντέλα των κινητήρων έχουν πιστοποιηθεί ποσοτικά και ποιοτικά παραπάνω συγκρίνοντας την γραμμή ICAO φαίνεται το μοντέλο του κινητήρα και κατά συνέπεια ο κινητήρας PW1127G – JM φαίνεται να έχει μικρότερη κατανάλωση καυσίμου σε σχέση με τον CFM LEAP – 1A26, όπως φαίνεται στο Διάγραμμα 6.1.



Διάγραμμα 6.1: Σύγκριση γραμμών ICAO

Ένας επιπλέον λόγος, λοιπόν, για τον οποίο έγινε η ανάλυση αποστολών και στους δύο κινητήρες είναι για να ερμηνευτούν καλύτερα τα παραπάνω αποτελέσματα να βρεθεί η πραγματική βελτίωση στην κατανάλωση καυσίμου σε επίπεδο αποστολής

### 6.1.1 Αποστολές

Για την μελέτη αποστολής των μοντέλων επιλέχθηκε ένα εύρος απόστασης πλεύσης ώστε να εξεταστούν τα μοντέλα σε μικρές και μεγάλες πτήσεις. Συνοπτικά οι αποστολές είναι οι εξής:

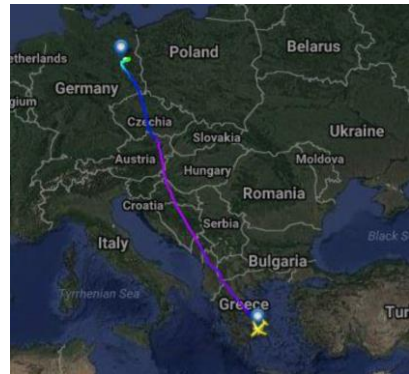
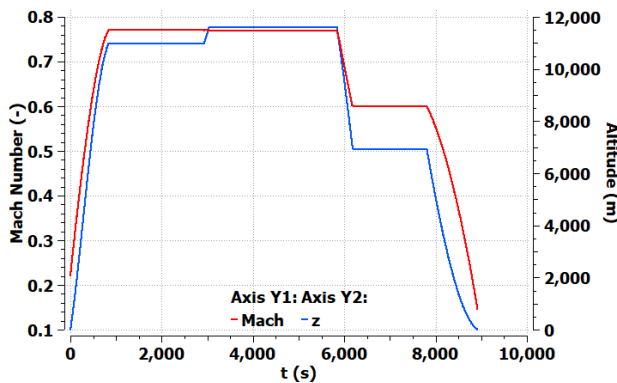
<i>Αποστολή</i>	<i>Από</i>	<i>Έως</i>	<i>Απόσταση (km)</i>
1	Αθήνα	Βερολίνο	1804
2	Παρίσι	Τουλούζη	605
3	Λονδίνο	Βαρκελώνη	1109
4	Νέα Υόρκη	Λος Άντζελες	3983
5	Φρανκφούρτη	Ατλάντα (Η.Π.Α)	7426

Πίνακας 6.1: Αποστολές προς μελέτη

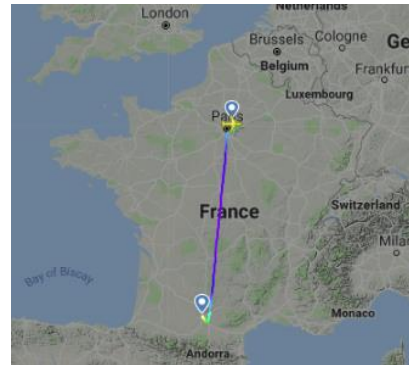
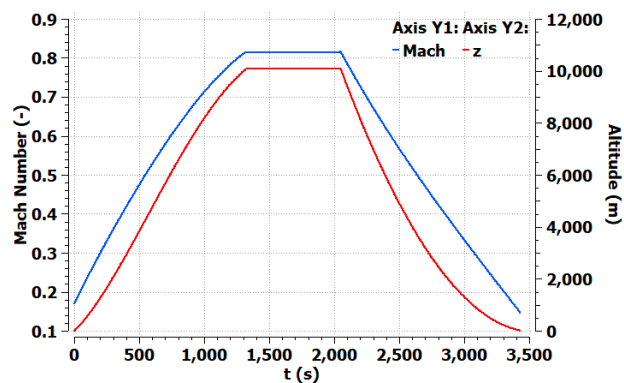


Τα αρχεία των αποστολών αυτών υπάρχουν στο εργαστήριο και συνεπώς χρησιμοποιήθηκαν χωρίς περαιτέρω αλλαγές. Η πρώτη αποστολή αποτελεί validation case καθώς τα δεδομένα της έχουν ληφθεί από πραγματικά στοιχεία. Η αποστολή Λονδίνο – Βαρκελώνη αποτελεί την μέση αποστολή μικρής απόστασης (Average Short Range) και παρουσιάζει εξαιρετικό ενδιαφέρον καθώς τα αεροσκάφη αυτού του τύπου αναμένεται να καλύπτουν κατά κύριο λόγο αποστολές αυτής της εμβέλειας. Τέλος, για λόγους πληρότητας, επιλέγονται αποστολές μικρότερης και μεγαλύτερης εμβέλειας. Τονίζεται το γεγονός πως αποστολές όπως η πέμπτη δεν αναμένεται να πραγματοποιείται από τα αεροσκάφη αυτού του τύπου. Στα παρακάτω διαγράμματα φαίνονται ενδεικτικά οι φάσεις της πτήσης.

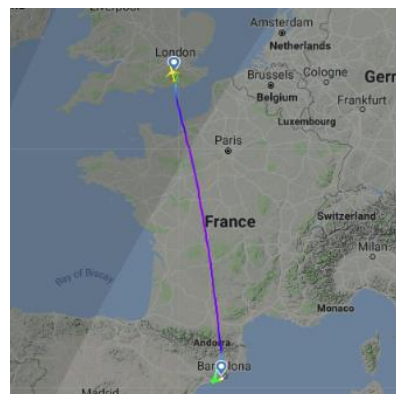
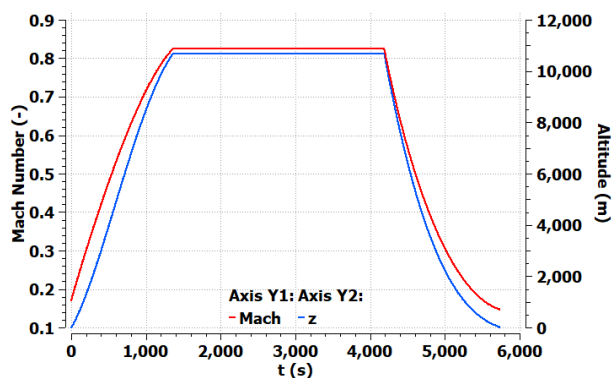
• Πρώτη Αποστολή: Αθήνα – Βερολίνο



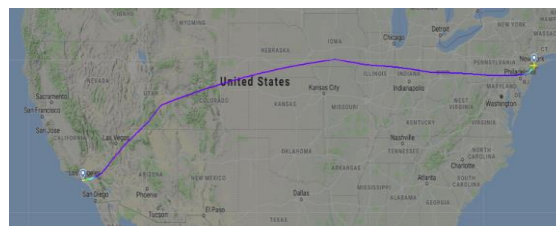
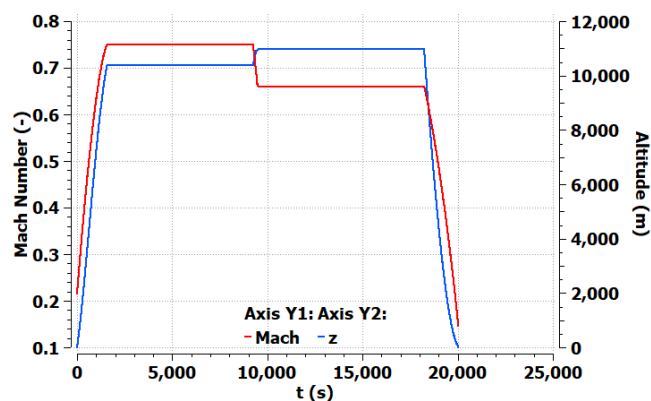
• Δεύτερη Αποστολή: Παρίσι – Τουλούζη



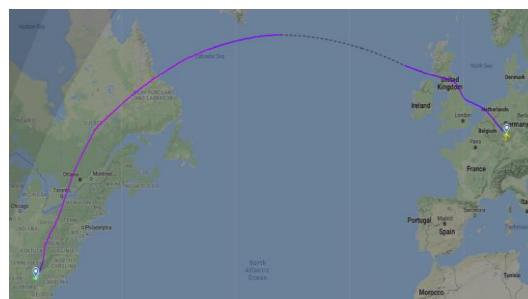
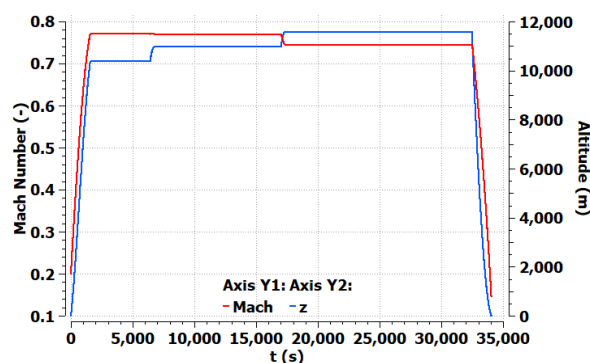
• Τρίτη Αποστολή: Λονδίνο – Βαρκελώνη



- Τέταρτη Αποστολή: Νέα Υόρκη – Λος Άντζελες



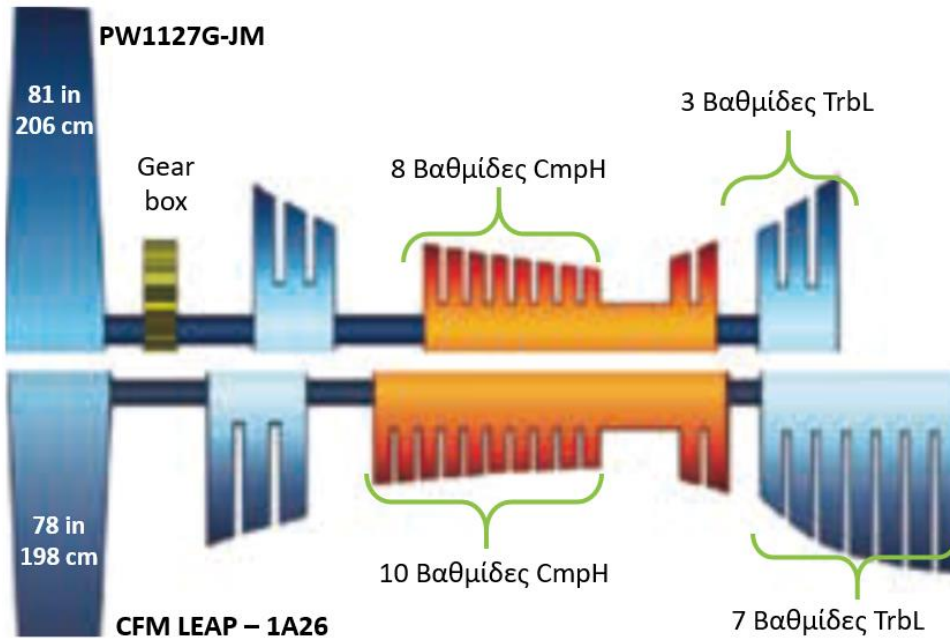
- Πέμπτη Αποστολή: Φρανκφούρτη – Ατλάντα (Η.Π.Α)



### 6.1.2 Αεροσκάφος

Το αεροσκάφος που χρησιμοποιήθηκε για την ανάλυση των αποστολών είναι το A320ceo. Τα δεδομένα για το συγκεκριμένο αεροσκάφος υπήρχαν στο εργαστήριο. Ο λόγος που επιλέχθηκε το συγκεκριμένο αεροσκάφος είναι για να βρεθεί η μείωση στην κατανάλωση καυσίμου που οφείλεται μόνο στην αλλαγή των κινητήρων και όχι στην αεροδυναμική βελτίωση τους αεροσκάφους.

Για να ληφθεί υπόψιν η εισαγωγή των νέων κινητήρων σωστά, θα εισαχθεί το βάρος κάθε κινητήρα, καθώς και η διαφοροποίηση στην παρασιτική οπισθέλκουσα που προκαλείται λόγω των διαφορετικών διαμέτρων. Στην Εικόνα 6.1 παρουσιάζονται οι διαφορετικές διάμετροι των νέων κινητήρων, καθώς επίσης, παρατηρείται και η διαφοροποίηση στις διατάξεις. Η εισαγωγή κιβωτίου ταχυτήτων οδηγεί στην μείωση των βαθμίδων του συμπιεστή υψηλής πίεσης και του στροβίλου χαμηλής πίεσης. Όσον αφορά το βάρος, η εισαγωγή του κιβωτίου ταχυτήτων αντισταθμίζει εν γένει την μείωση του λόγω της μείωσης των βαθμίδων που επιτυγχάνεται.



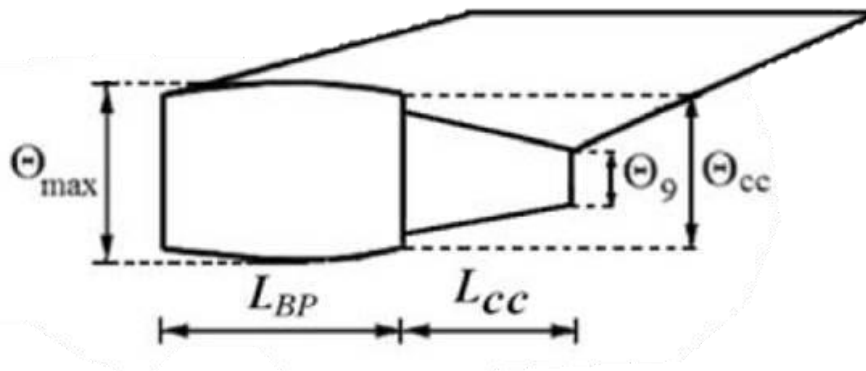
Εικόνα 6.1: Διαφορές κινητήρων

Τα βάρη των κινητήρων δίνονται στον Πίνακα 6.2 όπως αυτά δίνονται από την EASA.

<i>Κινητήρας</i>	<i>Βάρος (kg)</i>
CFM LEAP – 1A26	3153
PW1127G – JM	2857,6

Πίνακας 6.2: Βάρος κινητήρων

Στη συνέχεια έγινε υπολογισμός της διαφοροποίησης στην παρασιτική αντίσταση που επιφέρουν οι κινητήρες με την αύξηση των διαμέτρων τους. Για αυτό το σκοπό έγινε εκτίμηση για κάθε κινητήρα των μεγεθών που παρατίθενται στην εικόνα:



Εικόνα 6.2: Βασικές διαστάσεις nacelle

Η νέα βρεχόμενη επιφάνεια αλλάζει σε κάθε κινητήρα και μέσω της σχέσης (6.1) υπολογίζεται η νέα. Τα δεδομένα που απαιτούνται για τον υπολογισμό δίνονται στον Πίνακα 6.3

$$S_{wet,cowl} = 0,5\pi(\Theta_{max} + \Theta_{fan}) * L_{BP} + 0,5\pi(\Theta_9 + \Theta_{cc}) * L_{cc} \quad (6.1)$$

Μέγεθος	CFM LEAP – 1A26	PW1127G - JM
Μέγιστη διάμετρος Nacelle $\Theta_{max}$	2288,2076	2862,1756
Διάμετρος εξόδου ρεύματος παράκαμψης $\Theta_{cc}$	1709,151	2279,77
Διάμετρος εξόδου ρεύματος πυρήνα $\Theta_9$	933,96228	852,96814
Μήκος Nacelle $L_{BP}$	3770	3732,3136
Απόσταση μεταξύ εξόδων των δύο ρευμάτων $L_{cc}$	436,8	892,7627

Πίνακας 6.3: Δεδομένα Nacelle

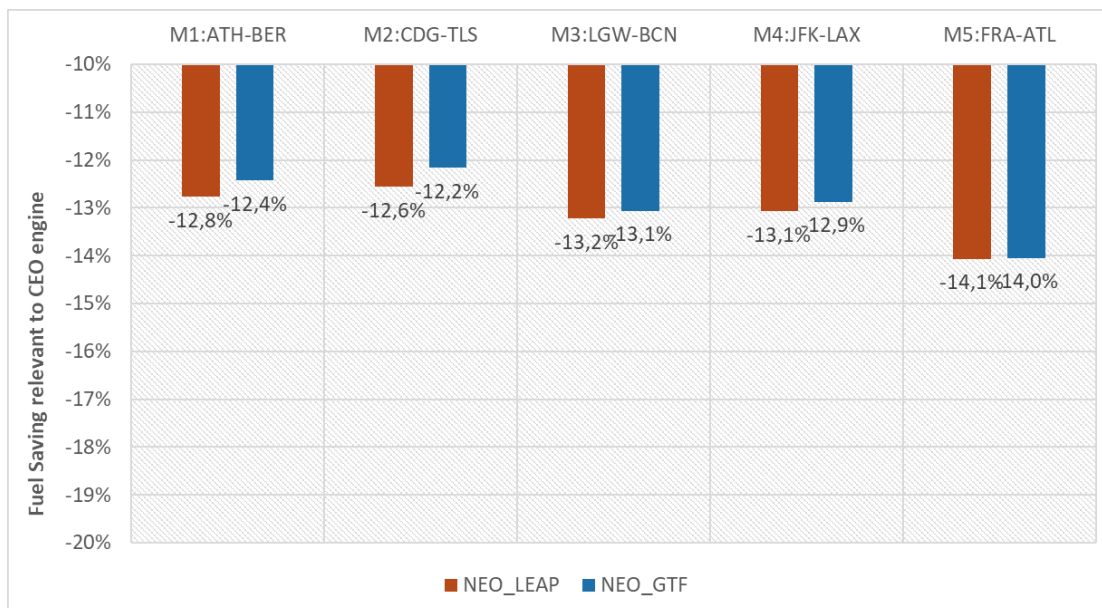
Η διαφοροποίηση στην παρασιτική αντίσταση μετά τους υπολογισμούς για κάθε κινητήρα προκύπτει:

	PW1127G – JM	CFM LEAP – 1A26
<b>DCDo</b>	$7,2584 * 10^{-3}$	$3,0627 * 10^{-3}$

Πίνακας 6.4: Διαφοροποίηση παρασιτικής αντίστασης που επιφέρει η αλλαγή κινητήρων

## 6.2 Αποτελέσματα

Μετά την εισαγωγή των παραμέτρων που αναφέρθηκαν παραπάνω γίνεται η ανάλυση των αποστολών και η εύρεση της μείωσης στην κατανάλωση καυσίμου σε σχέση με τον κινητήρα V2527 – A5.



**Διάγραμμα 6.2: Υπολογιζόμενη μείωση στην κατανάλωση καυσίμου**

Το παραπάνω διάγραμμα δείχνει την μείωση στην κατανάλωση καυσίμου σε σχέση με τον κινητήρα V2527 – A5 για τον κινητήρα CFM LEAP – 1A26 και PW1127G – JM αντίστοιχα.

Τα αποτελέσματα φαίνεται να συμφωνούν με τις τιμές που αναφέρονται στην διεθνή βιβλιογραφία [9]. Πιο συγκεκριμένα αναμένεται βελτίωση ~ 15% στην κατανάλωση καυσίμου με την χρήση των A320neo η βελτίωση αυτή οφείλεται κατά:

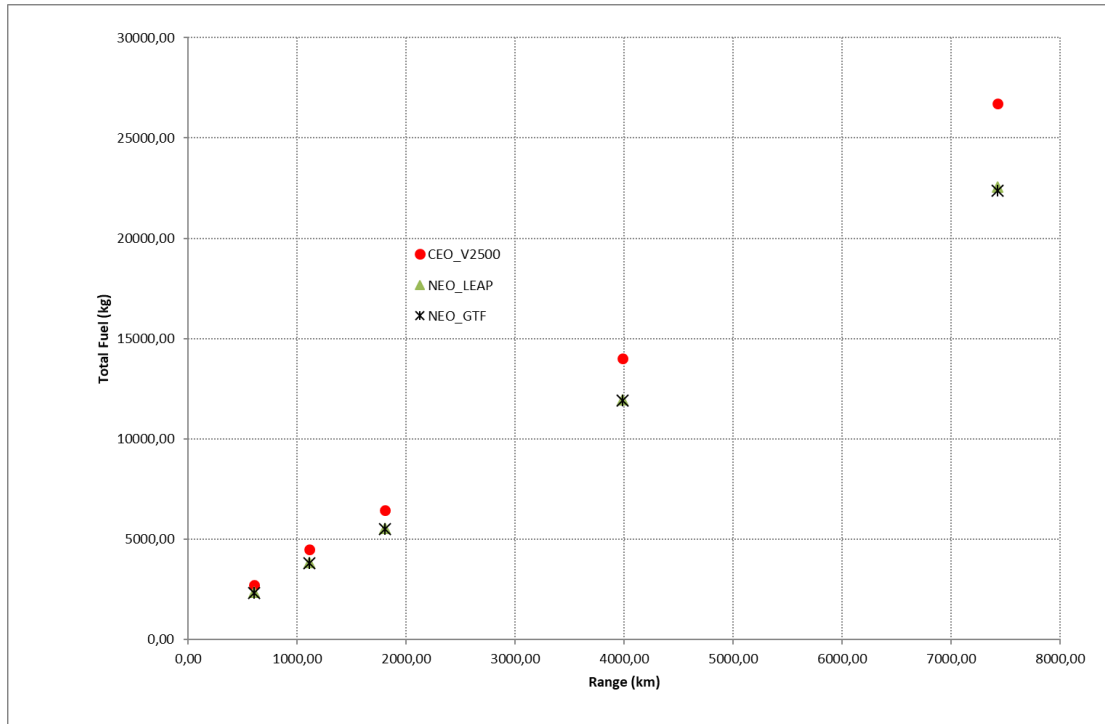
- ~ 3,5% στην αεροδυναμική βελτίωση του αεροσκάφους
- ~12% στην βελτιωμένη κατανάλωση καυσίμου των κινητήρων

Στο διάγραμμα έχοντας χρησιμοποιήσει για τις αποστολές το αεροσκάφος A320ceo παραλείπεται η αεροδυναμική βελτίωση του αεροσκάφους και λαμβάνεται υπόψιν μόνο η οφειλόμενη στους κινητήρες βελτίωση στην κατανάλωση η οποία συμφωνεί με ό τι αναφέρεται στην διεθνή βιβλιογραφία.

Τελικά η χρήση και του αεροσκάφους A320neo, πρόκειται να επιφέρει την αναμενόμενη βελτίωση στην κατανάλωση καυσίμου της τάξης του 15%.

Ακόμη προκύπτει πως σε επίπεδο αποστολής οι δύο κινητήρες παρέχουν την ίδια μείωση στην κατανάλωση καυσίμου, συνεπώς με την ερμηνεία μόνο του Διάγραμμα 6.1 κάποιος θα εξήγαγε λάθος συμπεράσματα για την κατανάλωση καυσίμου σε επίπεδο αποστολής.

Ενδεικτικά στο Διάγραμμα 6.3 παρατίθεται το συνολικό καταναλισκόμενο καύσιμο για κάθε αποστολή των τριών κινητήρων ανάλογα με την εμβέλεια της αποστολής.



**Διάγραμμα 6.3: Κατανάλωση καυσίμου κινητήρων σε σχέση με την απόσταση αποστολής**

## 7 Επίλογος

### 7.1 Ανακεφαλαίωση

Στα πλαίσια της εργασίας αυτής τροποποιήθηκε υπάρχον λογισμικό προσαρμογής γενικού μοντέλου αεροπορικού κινητήρα διπλού ρεύματος σε δεδομένα λειτουργίας με χρήση του λογισμικού PROOSIS, ώστε να περιλαμβάνει κινητήρες με κιβώτιο ταχυτήτων.

Αρχικά γίνεται μία επισκόπηση του προγράμματος PROOSIS, ενώ περιγράφεται συνοπτικά το υπάρχον λογισμικό. Στη συνέχεια παρουσιάζονται αναλυτικά οι τροποποιήσεις που έγιναν καθώς και η νέα μεθοδολογία που ακολουθήθηκε.

Έπειτα παρουσιάζονται πληροφορίες και δεδομένα λειτουργίας, τα οποία αντλήθηκαν από την ανοιχτή βιβλιογραφία, για τους αεροπορικούς κινητήρες CFM LEAP – 1A26 και PW1127G – JM. Γίνεται εφαρμογή του τροποποιημένου λογισμικού και η δημιουργία των αντίστοιχων μοντέλων με διαδοχική χρήση των λειτουργιών του λογισμικού με σκοπό την μείωση των παρατηρούμενων αποκλίσεων του μοντέλου από τα δεδομένα λειτουργίας.

Συγκεκριμένα πραγματοποιήθηκαν, με την σειρά, οι παρακάτω λειτουργίες α) ανάλυση στο σημείο σχεδίασης β) ανάλυση σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης και υπολογισμός αποκλίσεων από τα διαθέσιμα δεδομένα λειτουργίας γ) τροποποίηση της θέσης του σημείου σχεδίασης με βάση τις επιδόσεις εκτός σημείου σχεδίασης δ) τοπική προσαρμογή των χαρτών λειτουργίας των συνιστωσών και ε) ανάλυση σε όλο το φάκελο πτήσης του κινητήρα.

Το αποτέλεσμα της χρήσης του παραπάνω λογισμικού, ήταν η επιτυχής δημιουργία των μοντέλων των κινητήρων που επιλέχθηκαν, με αποκλίσεις μικρότερες του  $\pm 0.2\%$ , οι οποίες θεωρούνται ικανοποιητικές ακόμα και για διαγνωστικούς σκοπούς. Η ανάλυση σε όλο το φάκελο πτήσης των μοντέλων πιστοποίησε ποιοτικά την συμπεριφορά των μοντέλων καθώς επίσης δημιουργήθηκαν και τα αντίστοιχα προσεγγιστικά μοντέλα τα οποία μετέπειτα χρησιμοποιήθηκαν στην ανάλυση αποστολής.

Τέλος έγινε ανάλυση των μοντέλων σε πέντε διαφορετικές αποστολές ώστε να ελεγχθεί εάν τα μοντέλα παρουσιάζουν την αναμενόμενη μείωση καυσίμου όπως αυτή αναφέρεται την διεθνή βιβλιογραφία.

## 7.2 Συμπεράσματα

Τα συμπεράσματα που εξήχθησαν από την παρούσα διπλωματική εργασία συνοψίζονται στα εξής:

- Το νέο βελτιωμένο λογισμικό επιτρέπει την μοντελοποίηση κινητήρων με κιβώτιο ταχυτήτων, την επίλυση του σημείου σχεδίασης με διαφορετικό τρόπο καθώς και τον υπολογισμό αγνώστων παραμέτρων μέσω της χρήσης εμπειρικών σχέσεων.
- Τα μοντέλα των κινητήρων παρουσιάζουν τις πολύ μικρές αποκλίσεις από τις τιμές της βιβλιογραφίας, την αναμενόμενη συμπεριφορά σε όλο το εύρος λειτουργίας τους και συνεπώς μπορούν να αξιοποιηθούν περαιτέρω για διάφορους ερευνητικούς σκοπούς.
- Τα μοντέλα των κινητήρων έχουν παρόμοια κατανάλωση καυσίμου στις αντίστοιχες αποστολές και συνεπώς οι δύο κινητήρες σε επίπεδο αποστολής φαίνεται να είναι ισάξιοι.



## 8 Βιβλιογραφία

### Ξενόγλωσση Βιβλιογραφία

1. Walsh P.P., Fletcher P., 2004, “*Gas Turbine Performance*”- 2<sup>nd</sup> ed., Blackwell Publishing, Oxford, p.p. 219 – 220, 282, 226, 293
2. Alexiou A., Tsalavoutas, T., 2011, “*Introduction to Gas Turbine Modelling with PROOSIS*, Empresarios Agrupados Internacional, 1<sup>st</sup> Edition.
3. Cumpsty N., 2009, “*Preparing for the future: Reducing gas turbine environmental impact*”, ASME Paper GT2009-60367
4. Kumar V., Panda P., Mongia H., Naik S., 2012, “*Innovative Approaches for Reducing CO<sub>2</sub> Emmisions of Aviation Engines Part 2: NPSS calibration with existing gaw turbine engines*”, AIAA Paper 2012-4228
5. Kurzke J., Halliwel I., 2018, “*Propulsion and Power: An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling*”, Springer International Publishing AG
6. Gnadt A., Speth R., Sabnis J., Barrett S., 2018, “*Technical and environmental assessment of all – electric 180 – passenger commercial aircraft*”, Massachusetts Institute of Technology, USA
7. Jones S.M., Haller W.J., Tong M.T., 2017, “*An N+3 Technology Level Reference Propulsion System*”, NASA/TM – 2017 – 219501
8. Jane's Aero Engines, V2500 ENGINE, JAEng-ISSUE 15 , March 2004
9. Hensey R., Magdalena A., 2018, “*A320 NEO vs. CEO comparison study*”, FPG Amentum Ltd.

### Ελληνική Βιβλιογραφία

10. Ακκογιούνογλου Β., 2018, “*Ανάπτυξη και Εφαρμογή Λογισμικού Προσαρμογής Γενικού Μοντέλου Αεροπορικού Κινητήρα Διπλού Ρεύματος σε Δεδομένα Λειτουργίας*” ΕΜΠ
11. Roulmeliotis J., “*Fundamentals of Turbomachinery*”
12. Κανάκη Η., 2010 “*Μοντελοποίηση Αεροπορικών Κινητήρων Πολιτικών Αεροσκαφών*” ΕΜΠ

**Ιστότοποι**

13. <https://www.mhi.com/products/>
14. <https://www.flightglobal.com/>
15. <https://www.flightglobal.com/news/>
16. <https://aviationweek.com/commercial-aviation/>
17. [https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_A320neo\\_family](https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320neo_family)
18. <https://leehamnews.com/>
19. <https://www.flightglobal.com/>
20. <https://www.flightglobal.com/>
21. <https://www.reuters.com/>
22. <https://www.cfmaeroengines.com/engines/leap/>
23. <https://www.easa.europa.eu/> ( CFM LEAP Type Certificate)
24. <https://www.icas.org/>
25. <https://www.easa.europa.eu/> (ICAO Databank)
26. <https://www.ge.com/reports>
27. <https://www.airbus.com/aircraft>
28. <https://web.archive.org/>
29. [https://www.easa.europa.eu/\(ICAO A320neo Type certificate\)](https://www.easa.europa.eu/(ICAO_A320neo_Type_certificate))
30. [https://www.easa.europa.eu/\(PW1100G Type Certificate\)](https://www.easa.europa.eu/(PW1100G_Type_Certificate))
31. <https://www.bloomberg.com/>
32. <https://academieairespace.com/>