



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών
Τομέας Ρευστών
Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών

**Ανάπτυξη Υπολογιστικού Μοντέλου Κινητήρα Safran
M88-3 στο Περιβάλλον PROOSIS**

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΒΑΣΙΛΕΙΟΣ ΧΟΝΔΡΟΣ

Επίβλεψη:
Αν. Καθηγητής Ν. Αρετάκης

ΑΘΗΝΑ
ΟΚΤΩΒΡΙΟΣ 2023



**NATIONAL TECHNICAL UNIVERSITY OF
ATHENS**
School of Mechanical Engineering
Fluid Section
Laboratory of Thermal Turbomachines

**Development of a Safran M88-3 Engine Model in PROOSIS
Environment**

Diploma Thesis
VASILEIOS CHONDROS

Advisor:
Assistant Professor N. Aretakis

ATHENS
OCTOBER 2023

Ανάπτυξη Υπολογιστικού Μοντέλου Κινητήρα Safran M88-3 στο Περιβάλλον PROOSIS

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

ΒΑΣΙΛΕΙΟΣ ΧΟΝΔΡΟΣ

**Επίβλεψη
Αν. Καθηγητής Ν. Αρετάκης**

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στα πλαίσια της εργασίας αυτής έγινε εκτεταμένη βιβλιογραφική έρευνα για τον αεροπορικό κινητήρα M-88, της γαλλικής εταιρίας κατασκευής στροβιλοκινητήρων, Safran. Ο εν λόγω κινητήρας χρησιμοποιείται κυρίως για τα στρατιωτικά αεροσκάφη Rafale, της γαλλικής εταιρίας κατασκευής αεροσκαφών Dassault. Τα στοιχεία που προέκυψαν από τη βιβλιογραφία, χρησιμοποιήθηκαν για την ανάπτυξη ενός μοντέλου προσομοίωσης της λειτουργίας του κινητήρα, M-88.

Το λογισμικό δημιουργήθηκε στο υπολογιστικό περιβάλλον αντικειμενοστραφούς προγραμματισμού Proosis και έγινε χρήση των βιβλιοθηκών του προγράμματος, οι οποίες μεταξύ άλλων έχουν δημιουργηθεί και από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών (Ε.Θ.Σ) του Ε.Μ.Π. Με τη βοήθεια του λογισμικού αρχικά μέσω της δυνατότητας wizard που επιτρέπει τη δημιουργία πολύπλοκων προσομοιώσεων γίνεται η ανάλυση του σημείου σχεδιασμού του κινητήρα. Έπειτα με χρήση τόσο του wizard αλλά και με τη χρήση κατάλληλου κώδικα υπολογίζεται ο βέλτιστος προγραμματισμός του ακροφυσίου τόσο για ξηρή όσο και για υγρή λειτουργία με βάση τη θέση μανέτας (PLA) που αντιστοιχεί σε συγκεκριμένες διορθωμένες στροφές του άξονα χαμηλής. Με αυτόν τον τρόπο υπολογίστηκε επίσης η αντίστοιχη γραμμική λειτουργία του κινητήρα στο επίπεδο της θάλασσας. Από τα αποτελέσματα αυτά προέκυψαν κατάλληλοι πίνακες αρχικοποίησης των αλγεβρικών μεταβλητών του μοντέλου έτσι ώστε να γίνει δυνατή η προσομοίωση σε οποιοδήποτε σημείο λειτουργίας επιθυμεί ο χρήστης (υψόμετρο και Mach πτήσης). Με βάση τα δεδομένα αυτά και με τη χρήση κατάλληλου κώδικα έγινε προσομοίωση του κινητήρα σε όλο τον φάκελο πτήσης του αποδεικνύοντας τις δυνατότητες του μοντέλου. Τέλος, με χρήση κατάλληλου κώδικα έγινε μία ανάλυση ευαισθησίας με σκοπό τον προσδιορισμό των πιο κατάλληλων μετρήσεων για τη διάγνωση βλαβών των επιμέρους συνιστωσών, ενώ παράλληλα

δημιουργήθηκαν και υπογραφές τυπικών βλαβών οι οποίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν για διάγνωση από το προσωπικό της πολεμικής αεροπορίας.

Development of a Safran M88-3 Engine Model in PROOSIS Environment

DIPLOMA THESIS

VASILEIOS CHONDROS

**Advisor:
Assistant Professor N. Aretakis**

Abstract

In the context of this diploma thesis, extensive bibliographic research was done on the M-88 aircraft engine, of the French engine manufacturing company, Safran. The engine is used for the Rafale military aircraft of the French aircraft manufacturer Dassault. Data obtained from the bibliography were used to develop a simulation model of engine operation, M-88, because nowadays its very useful to create software to predict the behavior of an engine, in order to diagnose faults and also design more efficient engines.

The simulation model was created in the Proosis object-oriented programming environment and used the libraries within the program, which, among others, have been developed by the Lab of Thermal Turbomachinery (LTT) of the National Technical University of Athens. Initially by using the wizard tool, that allows the creation of complicated simulations, the design point of the engine is calculated. Then by using the wizard but also with some additional code, the schedule of the nozzle is calculated for dry and wet conditions based on the position of the throttle (PLA). To be more specific there is a function connecting the PLA and the corrected rotational speed of the low-pressure shaft. By using this type of calculations, the operational line on sea level was also calculated. The results of the previous calculations were used as initialization for the simulation of any operating point (with different Mach and altitude). Based on the data from previous calculations and additional code, there was a simulation of the flight envelope of the engine. Finally, using appropriate code, a sensitivity analysis was performed in order to determine the most suitable measurements for the diagnosis of individual component failures, while at the same time signatures of typical failures were created which can be used for diagnosis by the personnel of the air force.

Ευχαριστίες

Αρχικά θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή της διπλωματικής μου κ. Νικόλαο Αρετάκη για την συνεχή καθοδήγηση του και την άμεση ανταπόκριση που είχε, όταν χρειάστηκα την βοήθεια του. Επιπλέον θα ήθελα να τον ευχαριστήσω για το θέμα που μου ανέθεσε και ήταν ιδιαίτερα ενδιαφέρον και επίκαιρο, καθώς η χώρα μας αυτή την περίοδο προμηθεύτηκε για την στρατιωτική της ενίσχυση αεροσκάφη Rafale. Επιπρόσθετα, θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους τους καθηγητές που είχα στη σχολή, γιατί οι γνώσεις που απέκτησα αυτά τα 5 χρόνια στη σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών του Ε.Μ.Π. αποτέλεσαν ισχυρή βάση για την διεκπεραίωση αυτής της εργασίας και είμαι βέβαιος ότι θα είναι ιδιαίτερα ουσιαστικές και στην μετέπειτα επαγγελματική μου πορεία. Στο σημείο αυτό θα ήθελα επίσης να ευχαριστήσω τους γονείς και την αδερφή μου για την στήριξη τους κατά την διάρκεια της εκπόνησης της εργασίας αυτής.

Στην οικογένεια
και τους φίλους μου

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1	ΕΙΣΑΓΩΓΗ	11
1.1	Σκοπός διπλωματικής εργασίας.....	12
1.2	Δομή διπλωματικής εργασίας.....	12
2	Περιγραφή του κινητήρα Safran M88.....	13
2.1	Ιστορικά στοιχεία M88.....	13
2.2	Ιστορικά στοιχεία Rafale.	13
2.3	Περιγραφή Κινητήρα M88.	15
2.3.1	Δεδομένα Επιδόσεων.....	16
2.3.2	Ανεμιστήρας (Module 1&2).....	17
2.3.3	Ενδιάμεσο περίβλημα (Module3- Intermediate casing)	19
2.3.4	Συμπιεστής Υψηλής Πίεσης (Module4)	20
2.3.5	Περίβλημα Διαχύτη (Module 5- Diffuser Housing)	23
2.3.6	Θάλαμος Καύσης (Module 6- Combustion chamber)	23
2.3.7	Στρόβιλος Υψηλής πίεσης (Module 7 & 8)	25
2.3.8	Στρόβιλος Χαμηλής πίεσης (Module 9 & 10)	27
2.3.9	Καπάκι ρεύματος παράκαμψης (Module 11- Fan Duct)	30
2.3.10	Πλαίσιο Στροβίλου (Module 12- Turbine Frame)	30
2.3.11	Μετακαυστήρας (Module 13)	31
2.3.12	Ακροφύσιο (Module 14- Nozzle).....	33
2.3.13	Κιβώτιο ταχυτήτων (Module 15- Accessory gearbox).....	35
2.3.14	Σύστημα λίπανσης (Module 16-Lubrication Unit)	35
2.3.15	Κύρια υδρομηχανική μονάδα (Module 17- Main hydromechanical unit) ..	39
2.3.16	Υδρομηχανική μονάδα μετακαυστήρα (Module 18- AB hydromechanical unit) 40	
2.3.17	Υδρομηχανική μονάδα του ακροφυσίου (Module 19-Exhaust Nozzle hydromechanics unit)	40
2.3.18	Μεταλλάκτης καυσίμου- λαδιού (Module 20- fuel oil exchanger)	41
2.3.19	Υπολογιστές (Module 21- Computers)	42
2.3.20	Απομαστεύσεις	42
2.3.21	Στοιχεία επιδόσεων του κινητήρα.....	46
2.4	Σύνοψη	49

3	Σύγκριση με κινητήρες παρόμοιας τεχνολογίας	50
3.1	Βασικά χαρακτηριστικά κινητήρων.....	50
3.2	Σύγκριση της γεωμετρίας των κινητήρων.....	51
3.3	Σύγκριση κινητήρων	53
4	Ανάπτυξη Μοντέλου Προσομοίωσης Κινητήρα M88	54
4.1	Υπολογιστικό πρόγραμμα Proosis.....	54
4.1.1	Δημιουργία βιβλιοθήκης	55
4.1.2	Δημιουργία σχηματικού μοντέλου του κινητήρα	56
4.1.3	Δημιουργία Μαθηματικού Μοντέλου.....	63
4.1.4	Δημιουργία Wizard Experiment.....	64
5	Αποτελέσματα του Μοντέλου Προσομοίωσης	84
5.1	Ανάλυση στο σημείο σχεδιασμού	84
5.2	Γραμμή Λειτουργίας Κινητήρα	89
5.3	Φάκελος πτήσης.....	100
5.3.1	Απόδοση κινητήρα σε διάφορες συνθήκες πτήσης.....	103
5.4	Διαγνωστική κινητήρα.....	106
6	Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα	119
6.1	Ανακεφαλαίωση.....	119
6.2	Συμπεράσματα	120
7	References.....	121
8	Παράρτημα.....	122
8.1	Αρίθμηση θέσεων.....	122
8.2	Πίνακας Παραμέτρων Σχεδίασης	124

1

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Στις μέρες μας, οι απαιτήσεις για τα στρατιωτικά αεροσκάφη είναι αυξημένες, καθώς συμμετέχουν σε αποστολές πολλαπλού ρόλου, όπως είναι η αναγνώριση στόχων, οι αερομαχίες και η επίθεση σε επίγειους στόχους. Επιπλέον υπάρχει η ανάγκη για προσγείωση και απογείωση σε μικρούς αεροδιαδρόμους, όπως είναι των πλοίων. Για το λόγο αυτό απαιτείται η χρήση ισχυρών κινητήρων που θα τους επιτρέπουν μεγάλη ώση, ταχύτητα, πλεύση σε μεγάλο υψόμετρο και απότομους ελιγμούς.

Ένας στρατιωτικός κινητήρας turbofan φέρει την επιτομή των τεχνολογικών επιτευγμάτων στη σφαίρα της σύγχρονης στρατιωτικής αεροπορίας. Αυτές οι υψηλές επιδόσεις έχουν φέρει επανάσταση στις δυνατότητες των στρατιωτικών αεροσκαφών παρέχοντας μια εξαιρετική ισορροπία ώσης, αποτελεσματικότητας και ευελιξίας. Αξιοποιώντας τις αρχές της θερμοδυναμικής και της αεροδυναμικής, οι στρατιωτικοί κινητήρες turbofan έχουν γίνει η καρδιά των προηγμένων μαχητικών αεροσκαφών, βομβαρδιστικών και αεροσκαφών αναγνώρισης, ωθώντας τα σε νέα ύψη ταχύτητας, ευκινησίας και αντοχής. Η πλειονότητα των σημερινών στρατιωτικών κινητήρων για στρατιωτικά αεροσκάφη πολλαπλού ρόλου είναι διπλού τυμπάνου, διπλού ρεύματος με ανάμιξη και μετάκαυση. Επιπλέον, συνήθως φέρουν ανεμιστήρα με περίπου τρεις βαθμίδες και πολυβάθμιο συμπιεστή, ενώ οι στρόβιλοι έχουν μια το πολύ δύο βαθμίδες. Τέλος έχουν ακροφύσιο μεταβλητής γεωμετρίας για το οποίο χρειάζονται κατάλληλα μοντέλα για την λειτουργία του.

Στην εποχή μας, για την ανάπτυξη των κινητήρων έχει μεγάλη σημασία η δημιουργία μοντέλων που προσομοιάζουν την λειτουργία τους, ώστε να γίνεται η βέλτιστη σχεδίαση και να αποφεύγονται βλάβες. Ειδικότερα, η βιομηχανία έχει αναπτύξει μοντέλα που προβλέπουν σε εξαιρετικό βαθμό την λειτουργία των κινητήρων, χρησιμοποιώντας τόσο μαθηματικές σχέσεις που βασίζονται στην θεωρία όσο και εμπειρικές. Με βάση αυτά τα μοντέλα μπορούν να εντοπιστούν βλάβες, μέσω των μετρήσεων από τα όργανα που έχει ο κινητήρας καθώς επίσης και να υπολογιστούν βασικά στοιχεία επιδόσεων.

Στην παρούσα διπλωματική θα παρουσιαστεί η λειτουργία του κινητήρα M-88 της Safran, ο οποίος αποτελεί έναν σύγχρονο κινητήρα που εξοπλίζει χιλιάδες αεροσκάφη τελευταίας τεχνολογίας. Επιπρόσθετα, θα γίνει μια προσπάθεια μοντελοποίησης του κινητήρα με το λογισμικό PROOSIS, παρότι οι πληροφορίες για τόσο εξελιγμένους στρατιωτικούς κινητήρες είναι περιορισμένες. Τέλος θα γίνει μια προσπάθεια μοντελοποίησης κάποιων συχνών βλαβών που παρουσιάζει ο κινητήρας.

1.1 Σκοπός διπλωματικής εργασίας

Οι προς εκπλήρωση στόχοι της διπλωματικής αυτής εργασίας είναι οι εξής:

- Συγκέντρωση πληροφοριών για τον κινητήρα της Safran M-88, ειδικότερα είναι ιδιαίτερα σημαντική η εύρεση στοιχείων τόσο για τις συνολικές επιδόσεις του κινητήρα όσο και τα επιμέρους θερμοδυναμικά μεγέθη κατά μήκος του κινητήρα.
- Ανάπτυξη μοντέλου προσομοίωσης του κινητήρα M-88. Με τη χρήση του λογισμικού PROOSIS θα δημιουργηθεί ένα μοντέλο για την ανάλυση του κινητήρα σε όλο το φάκελο πτήσης του.
- Τέλος θα γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων του μοντέλου, με τα στοιχεία από την βιβλιογραφία. Με αποτέλεσμα την εκτίμηση της αξιοπιστίας του μοντέλου.

1.2 Δομή διπλωματικής εργασίας

- Στο πρώτο κεφάλαιο παρουσιάζεται η εισαγωγή της διπλωματικής εργασίας, ο σκοπός και η δομή της.
- Στο δεύτερο κεφάλαιο παρουσιάζεται λεπτομερώς ο κινητήρας M-88, τόσο τα τεχνικά χαρακτηριστικά του, όσο και ιστορικά στοιχεία.
- Στο τρίτο κεφάλαιο γίνεται παρουσίαση των γεωμετρικών χαρακτηριστικών και της επίδοσης του κινητήρα που εξετάζεται σε σύγκριση με άλλους αντίστοιχου τύπου και τεχνολογίας.
- Στο τέταρτο κεφάλαιο γίνεται μια περιγραφή της διαδικασίας μοντελοποίησης του κινητήρα στο περιβάλλον PROOSIS.
- Στο πέμπτο κεφάλαιο πραγματοποιείται η προσομοίωση της λειτουργίας του κινητήρα Safran M-88 με χρήση δεδομένων από την ανοιχτή βιβλιογραφία. Επιπλέον γίνεται μοντελοποίηση κάποιων συχνών βλαβών που συναντώνται στην πράξη και παρουσιάζονται τρόποι διάγνωσης αυτών.
- Στο έκτο κεφάλαιο παρουσιάζεται η ανακεφαλαίωση, τα συμπεράσματα και οι προτάσεις της παρούσας διπλωματικής εργασίας.
- Τέλος παρουσιάζεται η βιβλιογραφία της διπλωματικής.

2

Περιγραφή του κινητήρα Safran M88

Στο παρακάτω κεφάλαιο παρουσιάζεται η λεπτομερής περιγραφή των συνιστωσών του κινητήρα M88 της Safran, της ιστορικής του εξέλιξης καθώς και της επιμέρους λειτουργίας τους.

2.1 Ιστορικά στοιχεία M88.

Ο κινητήρας M88 κατασκευάστηκε το 1987 από την Safran και χρησιμοποιείται για μαχητικά αεροσκάφη. Χρησιμοποιείται σε μεγάλο βαθμό από τις πολεμικές αεροπορίες της Ελλάδας, Γαλλίας, Αιγύπτου και του Κατάρ. Τα βασικά πλεονεκτήματα του κινητήρα αυτού είναι οι υψηλές επιδόσεις και η αξιοπιστία.

Η πρώτη έκδοση του κινητήρα ήταν ο M88-2 που χρησιμοποιήθηκε στο μαχητικό αεροσκάφος διπλού κινητήρα Dassault Rafale και παρήγαγε μέγιστη ώση 75 kN. Ο πυρήνας του χρησιμοποιήθηκε και ως βάση για την ανάπτυξη του turbofan CFM-56. Η δεύτερη έκδοση του ήταν ο M88-3, που ξεκίνησε ο σχεδιασμός του το 1996, παρήγαγε ώση 93 kN και είχε ένα νέο συμπιεστή χαμηλής πίεσης. Επιπλέον αναρροφούσε περισσότερο αέρα και παρήγαγε περισσότερη ώση. Πρώτες δοκιμές πτήσης έγιναν το 2003, ενώ παραδόθηκαν οι πρώτοι κινητήρες για λειτουργία το 2006. Η τελευταία και πιο σύγχρονη έκδοση του κινητήρα είναι ο M88-4 που παράγει ώση 105 kN. Η τελευταία εκδοχή του κινητήρα είναι και η πιο οικονομική αναφορικά με τα έξοδα συντήρησης [1], [2].

2.2 Ιστορικά στοιχεία Rafale.

Το Rafale κατασκευάζεται από την γαλλική εταιρεία Dassault. Είναι ένα δικινητήριο μαχητικό αεροσκάφος πολλαπλού ρόλου, με πτέρυγα τύπου Δέλτα. Επιπλέον μπορεί να απογειώνεται και να προσγειώνεται τόσο σε μικρούς διαδρόμους με ελάχιστο μήκος τα 400 μ όσο και σε αεροπλανοφόρα πλοία. Η Γαλλία στα τέλη του 1970 μαζί με άλλες ευρωπαϊκές χώρες προχώρησαν στη δημιουργία ενός προγράμματος για την ανάπτυξη ενός μαχητικού αεροσκάφους που ονομάζεται Eurofighter Typhoon, με στόχο την αντικατάσταση των παλαιών για την εποχή αεροσκαφών F-8 Crusader και SPECAT JAGUAR. Ωστόσο, οι απαιτήσεις της Γαλλίας δεν μπορούσαν να καλυφθούν από το συγκεκριμένο πρόγραμμα, καθώς το Γαλλικό ναυτικό χρειαζόταν ένα αεροσκάφος που έχει τη δυνατότητα να προσγειώνεται και να απογειώνεται σε αεροπλανοφόρα. Με αποτέλεσμα η Γαλλία ανέθεσε την δημιουργία ενός μαχητικού αεροσκάφους στην γαλλική εταιρεία Dassault, την περίοδο που η SNECMA ανακοίνωσε την έναρξη του προγράμματος για την ανάπτυξη του M-88. Πρώτη δοκιμαστική πτήση πραγματοποιήθηκε το 1986, και η γαλλική αεροπορία απέκτησε τα πρώτα αεροσκάφη το 1988. Σήμερα το Rafale χρησιμοποιείται από πολλές χώρες, όπως η Γαλλία, Ινδία, Αίγυπτος, το Κατάρ και η Ελλάδα. Επιπλέον υπάρχουν 3 διαθέσιμες εκδόσεις, η έκδοση Rafale C που είναι μονοθέσια έκδοση για τη Πολεμική Αεροπορία, η έκδοση Rafale B που

είναι διαθέσιμη έκδοση για τη Πολεμική Αεροπορία και η Rafale M που είναι μονοθέσια έκδοση για τη Γαλλική Ναυτική Αεροπορία. Στον Πίνακα 2-1 παρουσιάζονται τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους και οι επιδόσεις του. Τέλος ο οπλισμός που φέρει είναι όπλα: 1× 30 mm (1.2 in) GIAT 30/M791 autocannon with 125 rounds καθώς επίσης και πυραύλους τόσο για επίγειους στόχους όσο και για εναέριους [3].

Πλήρωμα	1 ή 2
Μήκος [m]	15.27
Εκπέτασμα [m]	10.9
Ύψος [m]	5.34
Επιφάνεια πτέρυγας [m]	45.7
Μέγιστο Βάρος [kg]	24500
Μέγιστη ταχύτητα [Mach]	1.8
Αυτονομία [km]	1800
Μέγιστο ύψος [ft]	55000

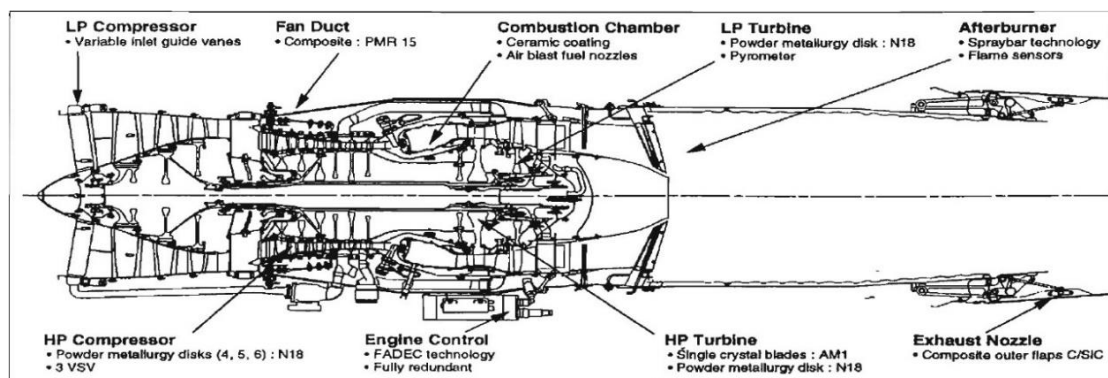
Πίνακας 2-1: Επιδόσεις Rafale



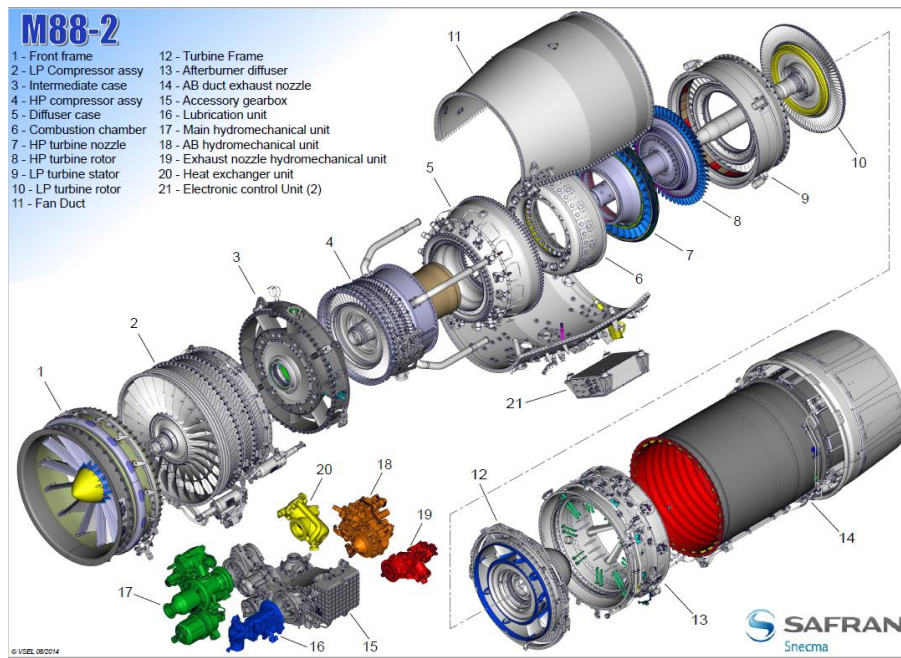
Εικόνα 2-1: Rafale

2.3 Περιγραφή Κινητήρα M88.

Ο κινητήρας της Safran M88, Εικόνα 2-2, είναι ένας κινητήρας κατασκευασμένος για τοποθέτηση σε πολεμικά αεροσκάφη υψηλών αποδόσεων. Είναι αξονικής ροής, διπλού τυμπάνου με χαμηλό λόγο παράκαμψης και μετακαυστήρα. Ο κινητήρας αποτελείται από 21 Modules, δηλαδή 21 βασικά μέρη που παρουσιάζονται στην Εικόνα 2-3 και θα υπάρξει αναλυτική περιγραφή των μερών παρακάτω. Ο λόγος που χρησιμοποιείται αυτή η αρθρωτή (modular) κατανομή είναι η εναλλαξιμότητα και η προσβασιμότητα, δηλαδή είναι πιο γρήγορη και άμεση η συντήρηση και η επισκευή του κινητήρα. Ειδικότερα, υπάρχει η δυνατότητα για επισκευή κατά την λειτουργία των δεκαέξι από τα εικοσιένα Modules. Επίσης, από την Εικόνα 2-3 φαίνεται ότι τα 14 πρώτα modules αφορούν την αεριογόνο, από το 15 έως και 20 τα μηχανικά μέρη και τα περιφερειακά συστήματα και το 21 είναι ο υπολογιστής. Διαθέτει ανεμιστήρα τριών βαθμίδων, η ισχύ του οποίου προέρχεται από έναν μονοβάθμιο στρόβιλο χαμηλής πίεσης. Μετά τον ανεμιστήρα υπάρχει ένας συμπιεστής υψηλής πίεσης έξι βαθμίδων ο οποίος κινείται από μονοβάθμιο στρόβιλο υψηλής πίεσης. Το ρεύμα παράκαμψης και πυρήνα καταλήγουν σε έναν αναμείκτη πριν οδηγηθούν στον μετακαυστήρα. Το ακροφύσιο είναι συγκλίνον-αποκλίνον με μεταβλητή την επιφάνεια του λαιμού καθώς και την επιφάνεια εξόδου.



Εικόνα 2-2: Τομή του κινητήρα M-88



Εικόνα 2-3: Module του κινητήρα M88-2

2.3.1 Δεδομένα Επιδόσεων

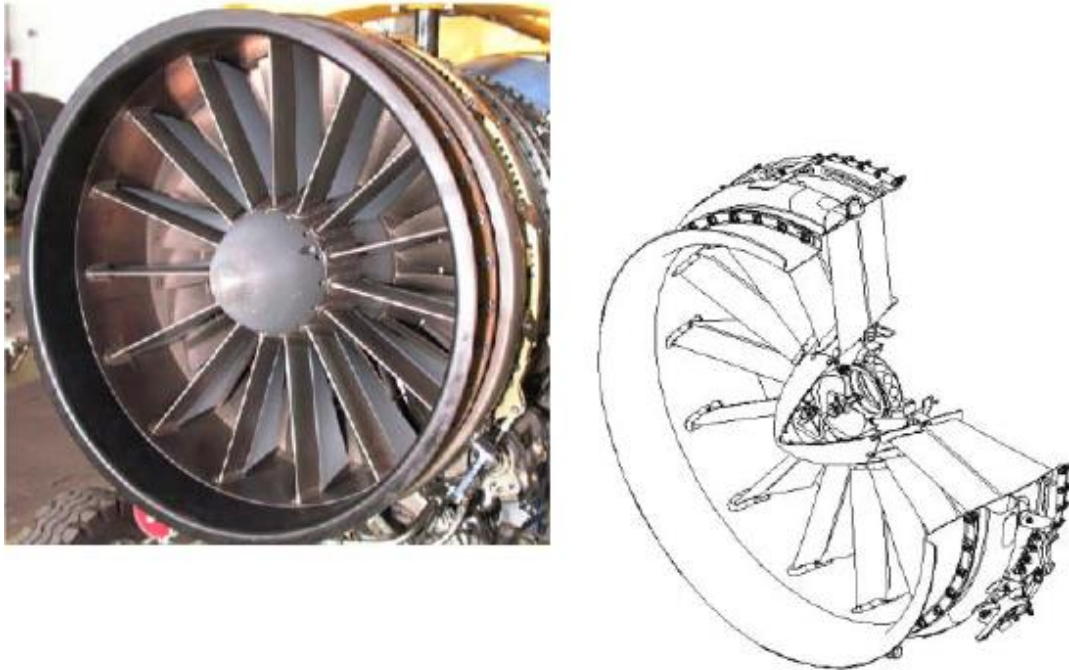
Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται οι επιδόσεις του κινητήρα .

Μέγιστη Ώση στο επίπεδο της θάλασσας	75 KN
Μέγιστη (dry) ώση στο επίπεδο της θάλασσας	50 KN
Ειδική κατανάλωση στην μέγιστη ώση με μετακαυστήρα	$47.11 \frac{mg}{Ns}$
Ειδική κατανάλωση στην μέγιστη ώση χωρίς μετακαυστήρα	$22.14 \frac{mg}{Ns}$
Παροχή Καυσίμου	$3.53 \frac{kg}{s}$
Παροχή αέρα στον ανεμιστήρα	$65 \frac{kg}{s}$
Λόγος πίεσης συμπίεστη	24.5 ολικός λόγος πίεσης 3.8 χαμηλής πίεσης 6.45 υψηλής πίεσης
Στροφές άξονα χαμηλής πίεσης	13,194 rpm
Στροφές άξονα υψηλής πίεσης	17,650 rpm
Λόγος παράκαμψης	0.3
Επιφάνεια ακροφυσίου	1400-3100 cm^2

Πίνακας 2-2 : Επιδόσεις κινητήρα Safran M88-2

2.3.2 Ανεμιστήρας (Module 1&2)

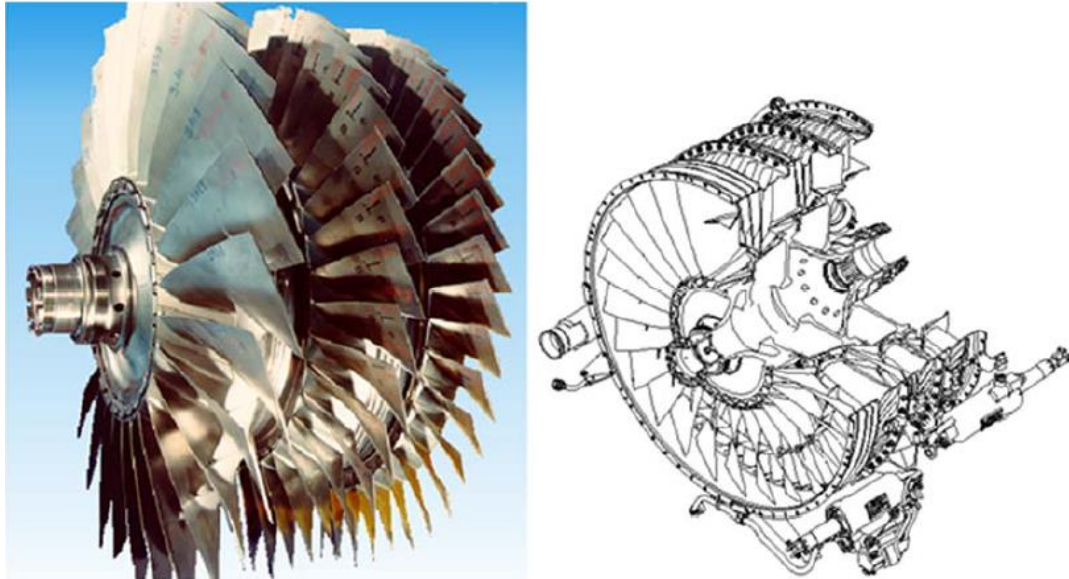
Ο ανεμιστήρας του κινητήρα αποτελείται από τα Module 1 &2, δηλαδή από το πλαίσιο του ανεμιστήρα και τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης. Ειδικότερα, το πλαίσιο του ανεμιστήρα είναι κατασκευασμένο από το υλικό Inconel 718, έχει αντοχή σε σύγκρουση με πτηνά και γενικότερα ξένα αντικείμενα και μεγάλη αντοχή στο πάγο. Επιπλέον, στο πλαίσιο εδράζονται τα μεταβλητά IGVs που είναι κατασκευασμένα ώστε να ανταπεξέρχονται σε μεγάλες γωνίες πρόσπτωσης που προκύπτουν κατά τη διάρκεια ελιγμών του μαχητικού αεροσκάφους. Ως πολεμικός αεροπορικός κινητήρας, ο λόγος παράκαμψης είναι χαμηλός, σε αντίθεση με τον λόγο πίεσης που είναι υψηλός και επιτρέπει την χρήση μετακαυστήρα. Αυτό δίνει την δυνατότητα καλύτερης απόκρισης σε υπερηχητικές ταχύτητες και προσφέρει γρηγορότερη απόκριση σε ξαφνικές απαιτήσεις ισχύος. Σαφώς η χρήση του μετακαυστήρα οδηγεί σε πολύ μεγαλύτερη κατανάλωση καυσίμου και ανάπτυξη υψηλών θερμοκρασιών στο ακροφύσιο. Επιπλέον στο πλαίσιο του ανεμιστήρα βρίσκεται το πρώτο έδρανο ολίσθησης του κινητήρα



Εικόνα 2-4: Πλαίσιο Ανεμιστήρα (Module 1- front frame)

Ο συμπιεστής χαμηλής πίεσης του κινητήρα διαθέτει τρεις βαθμίδες με μεταβλητά πτερύγια εισόδου. Είναι μηχανικά ανεξάρτητος από τον συμπιεστή υψηλής πίεσης αλλά αεροδυναμικά συνδεδεμένος. Ο ανεμιστήρας είναι κατασκευασμένος από το σύνθετο υλικό PMR15, που συμβάλλει στη μείωση του βάρους. Τα πτερύγια εισόδου στον ανεμιστήρα ελέγχουν την παροχή και την απόδοση του ανεμιστήρα. Αυτά εξασφαλίζουν την ευστάθεια της λειτουργίας του ανεμιστήρα σε όλο το φάκελο πτήσης. Τα οδηγά πτερύγια εισόδου είναι προγραμματισμένα συναρτήσει των διορθωμένων στροφών του ανεμιστήρα. Στην πράξη τα οδηγά πτερύγια εισόδου μεταβάλλουν την γωνία πρόσπτωσης της ροής στα πτερύγια του ανεμιστήρα. Με τον τρόπο αυτό αλλάζει η σχετική ταχύτητα της ακμής των πτερυγίων άρα και η παροχή εισόδου. Με την επίδραση των οδηγών

πτερυγίων μεταβάλλεται η γραμμή πάλμωσης καθώς και οι χαρακτηριστικές του βαθμού απόδοσης του ανεμιστήρα. Παράλληλα το σημείο λειτουργίας απομακρύνεται από την γραμμή πάλμωσης προσφέροντας δυνατότητα λειτουργίας σε μεγαλύτερο εύρος συνθηκών.



Εικόνα 2-5: Συμπιεστής χαμηλής πίεσης

Τα χαρακτηριστικά του συμπιεστή χαμηλής πίεσης παρουσιάζονται στον πίνακα παρακάτω.

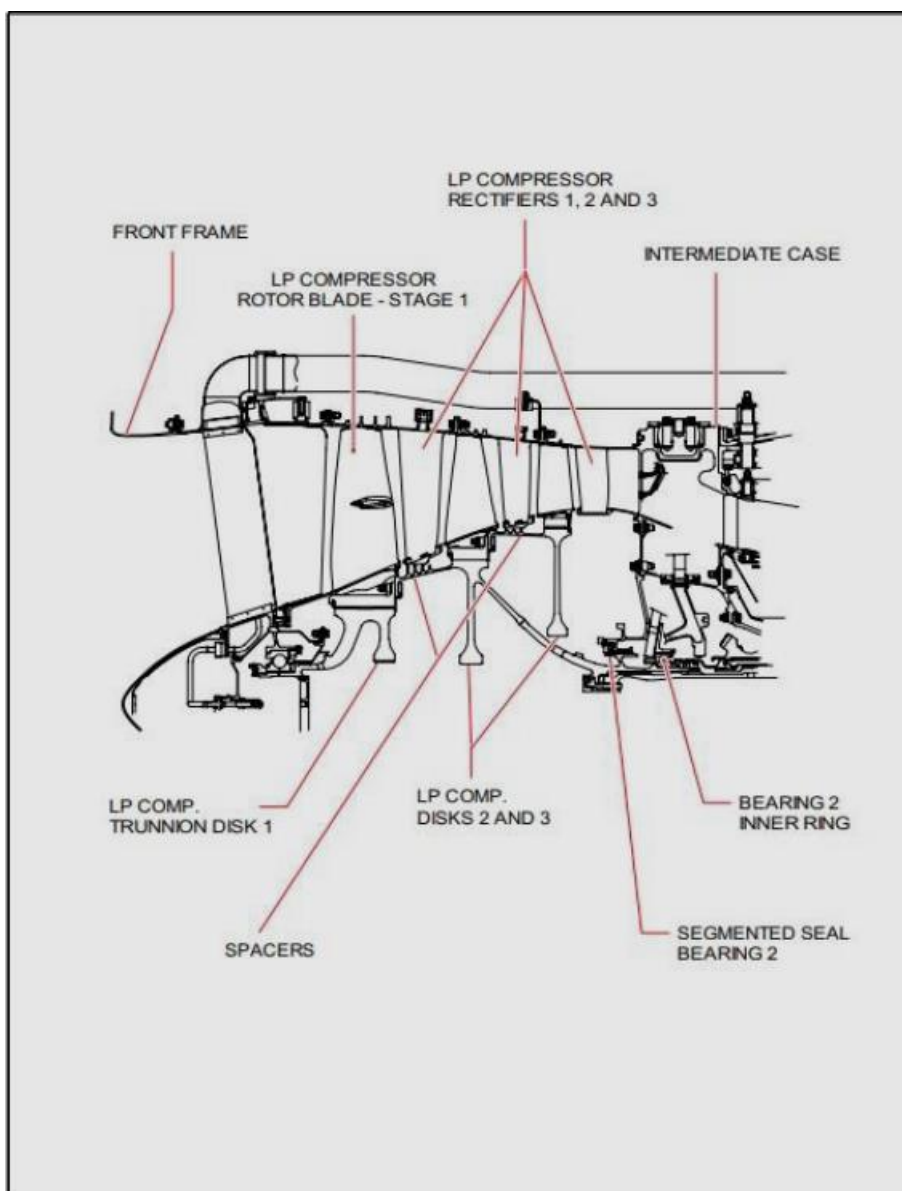
Αριθμός βαθμίδων	3
Παροχή αέρα	65 kg/sec
Λόγος συμπίεσης	3.8
Hub/Tip ratio στην είσοδο	0.41
Hub/Tip ratio στην έξοδο	0.76

Πίνακας 2-3: Συμπιεστής χαμηλής πίεσης

Βαθμίδα	1 ^η	2 ^η	3 ^η
Ρότορες	26 πτερύγια	38 πτερύγια	46 πτερύγια
Στάτορες	54 πτερύγια	82 πτερύγια	102 πτερύγια

Πίνακας 2-4: Αριθμός πτερυγίων συμπιεστή χαμηλής πίεσης

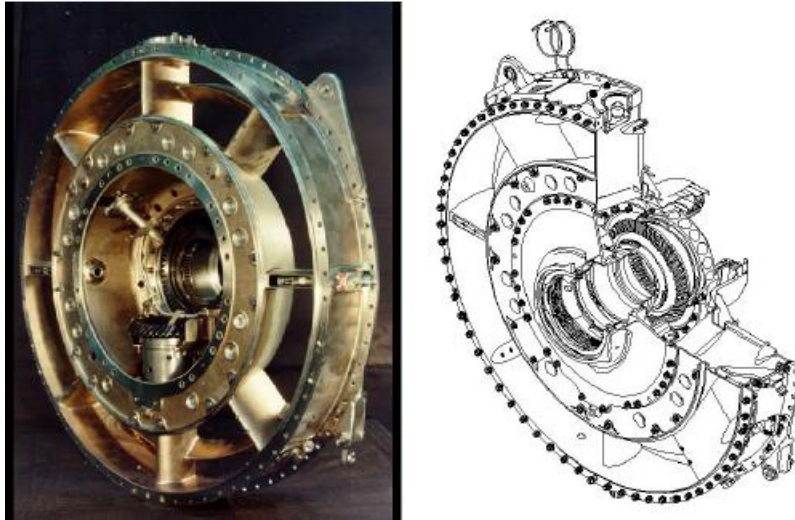
Η θερμοκρασία στην είσοδο του συμπιεστή χαμηλής πίεσης είναι 288K και στην έξοδο 440K. Ενώ η πίεση στην είσοδο είναι 1.013 bar και στην έξοδο 3.8 bar.



Εικόνα 2-6: Οι τρεις βαθμίδες του συμπιεστή χαμηλής πίεσης

2.3.3 Ενδιάμεσο περίβλημα (Module3- Intermediate casing)

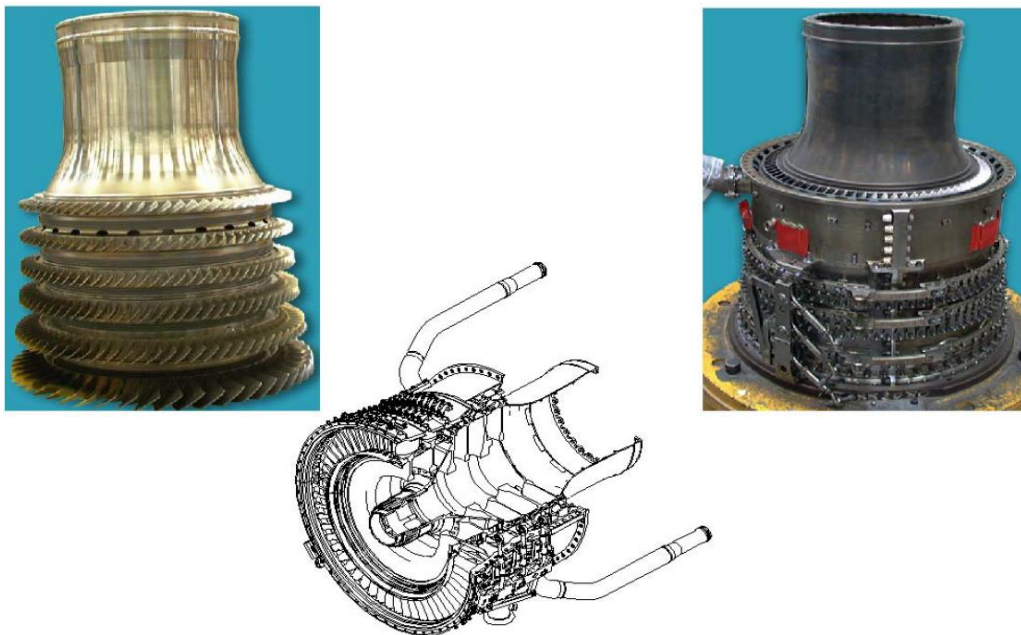
Το ενδιάμεσο περίβλημα είναι η κύρια κατασκευή που στηρίζεται ο άξονας χαμηλής πίεσης στο μπροστά τμήμα της μηχανής. Στο ενδιάμεσο περίβλημα βρίσκεται το 2^ο έδρανο ολίσθησης. Επιπλέον, στο κάτω μέρος φέρνει ελικοειδή γρανάζια τα οποία δίνουν κίνηση στο κιβώτιο ταχυτήτων που εδράζεται ακριβώς από κάτω από το ενδιάμεσο περίβλημα. Επίσης είναι μια χυτή κατασκευή που αποτελείται από οχτώ κούφιους βραχίονες, οι οποίοι περιέχουν σωλήνες στην ακτινική κατεύθυνση για την μεταφορά αέρα και λαδιού.



Εικόνα 2-7: Ενδιάμεσο περίβλημα (Module 3- Intermediate casing)

2.3.4 Συμπιεστής Υψηλής Πίεσης (Module 4)

Πρόκειται για έναν συμπιεστή έξι βαθμίδων που λειτουργεί με τον αέρα πυρήνα. Διαθέτει μεταβλητά οδηγιά πτερύγια εισόδου στην 1^η βαθμίδα καθώς και μέχρι τις τρεις πρώτες βαθμίδες σύστημα μεταβλητών στατόρων που διατηρούν την απόδοση του συμπιεστή για ένα ευρύ φάσμα συνθηκών λειτουργίας. Το σύστημα αυτό μεταβάλλει την γωνία των πτερυγίων για να ταιριάζει αεροδυναμικά τις βαθμίδες υψηλής και χαμηλής πίεσης. Αυτή η μεταβολή αλλάζει την ενεργό γωνία εισόδου της ροής αέρα στα πτερύγια του συμπιεστή καθορίζοντας τα χαρακτηριστικά για οποιαδήποτε βαθμίδα συμπίεσης. Παράλληλα επηρεάζει την παροχή καθώς και τον βαθμό απόδοσης του συμπιεστή και περιορίζει φαινόμενα ανακυκλοφορίας της ροής.



Εικόνα 2-8: Συμπιεστής υψηλής πίεσης (Module 4- High pressure compressor)

Τα χαρακτηριστικά του συμπιεστή υψηλής πίεσης παρουσιάζονται στον πίνακα παρακάτω.

Αριθμός βαθμίδων	6
Παροχή αέρα	50 kg/sec
Λόγος συμπίεσης	6.33
Hub/Tip ratio στην είσοδο	0.75
Hub/Tip ratio στην έξοδο	0.89

Πίνακας 2-5: Χαρακτηριστικά συμπιεστή υψηλής πίεσης

Η θερμοκρασία στην είσοδο του συμπιεστή υψηλής πίεσης είναι 440K και στην έξοδο 794K. Ενώ η πίεση στην είσοδο είναι 3.8 bar και στην έξοδο 22.8 bar.

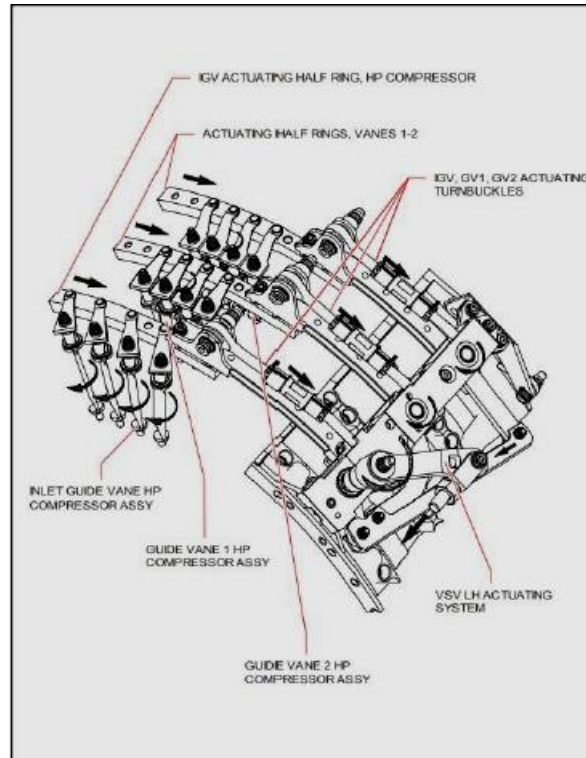
Ως αναφορά τα υλικά κατασκευής των κινούμενων μερών του συμπιεστή υψηλής πίεσης, ο δίσκος της πρώτης και δεύτερης βαθμίδας είναι κατασκευασμένος από titanium alloy, όπως και τα πτερύγια αυτών των βαθμίδων. Ο δίσκος της τρίτης βαθμίδας είναι κατασκευασμένος από titanium alloy, όπως και τα πτερύγια, μόνο που τα πτερύγια στην βάση τους έχουν επίστρωση από γραφίτη. Ο δίσκος της τέταρτης και πέμπτης βαθμίδας είναι κατασκευασμένος από Inconel 718 και ο δίσκος της έκτης είναι κατασκευασμένος από N18. Τέλος, τα πτερύγια των τριών τελευταίων βαθμίδων είναι κατασκευασμένα από alloy, Inconel 718. Περιφερειακά τα κελύφη φέρουν δαχτυλίδια για την κίνηση των μεταβλητών πτερυγίων, που συνδέονται με μηχανικούς επενεργητές τους οποίους κινεί ο υπολογιστής με βάση τις απαιτήσεις.

Οι στάτορες, αποτελούνται από 2 ζευγάρια μισών κελυφών που εδράζονται τα πτερύγια. Το πρώτο ζεύγος κελυφών είναι για τις τρεις πρώτες βαθμίδες, που είναι τα μεταβλητά πτερύγια, τα οποία είναι κατασκευασμένα από titanium alloy. Το δεύτερο ζεύγος κελυφών είναι για τις τρεις τελευταίες βαθμίδες που εδράζονται τα σταθερά πτερύγια, τα οποία είναι κατασκευασμένα από πυρίμαχο superalloy Inco 718.

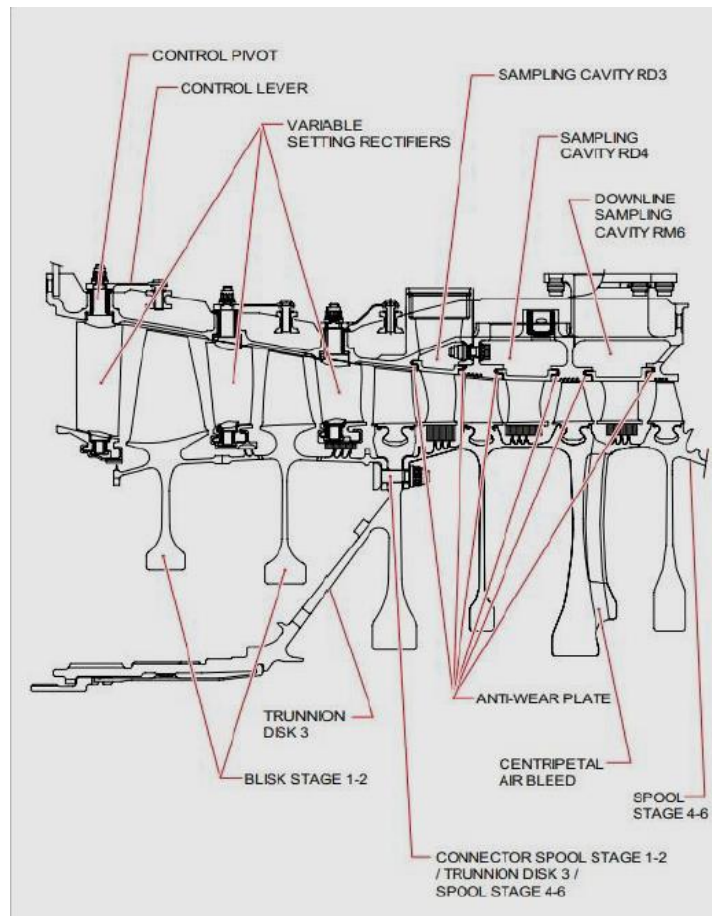
Βαθμίδες	Ρότορες	Στάτορες
IGV		56 πτερύγια
1 ^η	50 πτερύγια	82 πτερύγια
2 ^η	72 πτερύγια	82 πτερύγια
3 ^η	81 πτερύγια	112 πτερύγια
4 ^η	81 πτερύγια	100 πτερύγια
5 ^η	76 πτερύγια	110 πτερύγια
6 ^η	73 πτερύγια	-

Πίνακας 2-6: Αριθμός πτερυγίων συμπιεστή υψηλής πίεσης

Τα σταθερά πτερύγια της έκτης βαθμίδας βρίσκονται πάνω στο περίβλημα του διαχύτη.



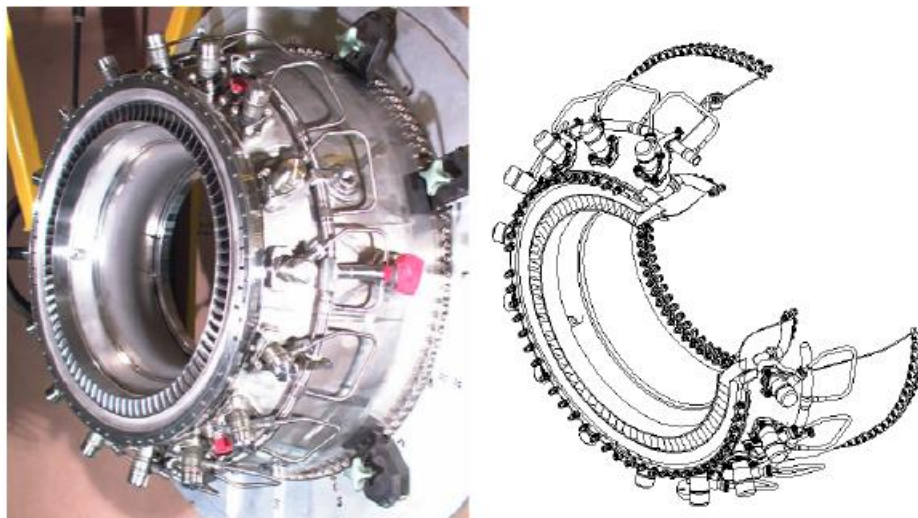
Εικόνα 2-9: Δαχτυλίδια ελέγχου μεταβλητών πτερυγίων



Εικόνα 2-10: Οι έξι βαθμίδες του συμπιεστή υψηλής πίεσης

2.3.5 Περίβλημα Διαχύτη (Module 5- Diffuser Housing)

Στην έξοδο του συμπιεστή υψηλής πίεσης υπάρχει διαχύτης ο οποίος επιβραδύνει το ρεύμα πυρήνα. Ο διαχύτης εδράζει στην είσοδο του την τελευταία βαθμίδα σταθερών πτερυγίων του συμπιεστή υψηλής πίεσης. Επιπλέον μέσα στον διαχύτη βρίσκεται ο θάλαμος καύσης και εξωτερικά του εδράζονται οι εγχυτήρες καυσίμου και οι σωληνώσεις που δίνουν παροχή καυσίμου σε κάθε εγχυτήρα. Τέλος μέσα στο διαχύτη εδράζεται και η σταθερή βαθμίδα του στροβίλου υψηλής πίεσης. Στην παρακάτω Εικόνα 2-11 φαίνονται όλα όσα για τα οποία έγινε λόγος παραπάνω.



Εικόνα 2-11: Διαχύτης (Module 5- Diffuser housing)

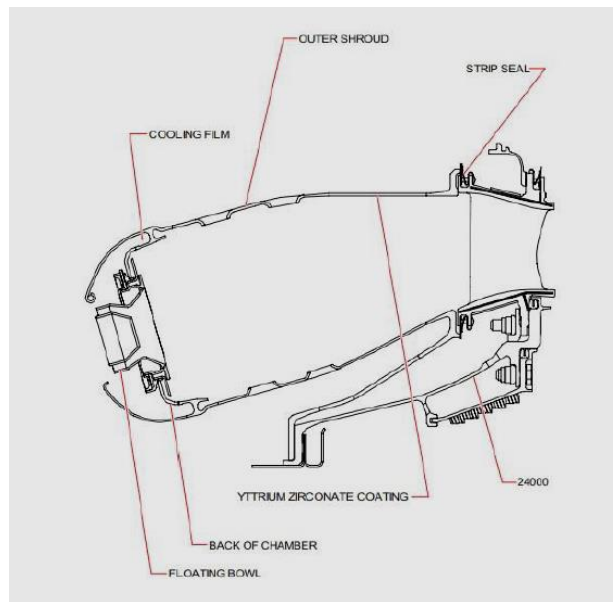
2.3.6 Θάλαμος Καύσης (Module 6- Combustion chamber)

Η ροή οδηγείται μέσω πτερυγίων εισόδου στον θάλαμο καύσης ο οποίος είναι δακτυλιοειδής και διαιρείται σε κύρια και δευτερεύουσα ροή. Η κύρια ροή χρησιμοποιείται για σταθεροποίηση της διαδικασίας καύσης και η δευτερεύουσα για ανάμειξη με τα καυσαέρια που διέρχονται από την κύρια ζώνη προκειμένου να υπάρχει ομοιόμορφη κατανομή θερμοκρασίας στην είσοδο του στροβίλου για να αποφευχθεί η ανάπτυξη θερμικών τάσεων στα πτερύγια του. Ο θάλαμος καύσης έχει μικρό μήκος ($L/H=1.8$) και υψηλή απόδοση. Το σύστημα ψεκασμού αποτελείται από 16 εγχυτήρες που διασφαλίζουν την ομοιόμορφη μίξη αέρα καυσίμου, με αποτέλεσμα τη μείωση των καυσαερίων και μειωμένες θερμοκρασίες στην είσοδο του στροβίλου.

Η ψύξη του θαλάμου καύσης επιτυγχάνεται χάρη στις πολλές μικρές τρύπες που εισάγουν κρύο αέρα από τον συμπιεστή, η καλή ψύξη εξασφαλίζει και μεγάλη διάρκεια ζωής για την συνιστώσα αυτή. Επιπλέον, ο θάλαμος καύσης φέρει κεραμική επίστρωση για την αύξηση της ανθεκτικότητας στις υψηλές θερμοκρασίες που αναπτύσσονται μέσα σε αυτόν. Επίσης, τα εσωτερικά τοιχώματα είναι επικαλυμμένα με μια θερμική επίστρωση ζirkονικού υτρίου.



Εικόνα 2-12: Θάλαμος καύσης (Module 6- Combustion chamber)

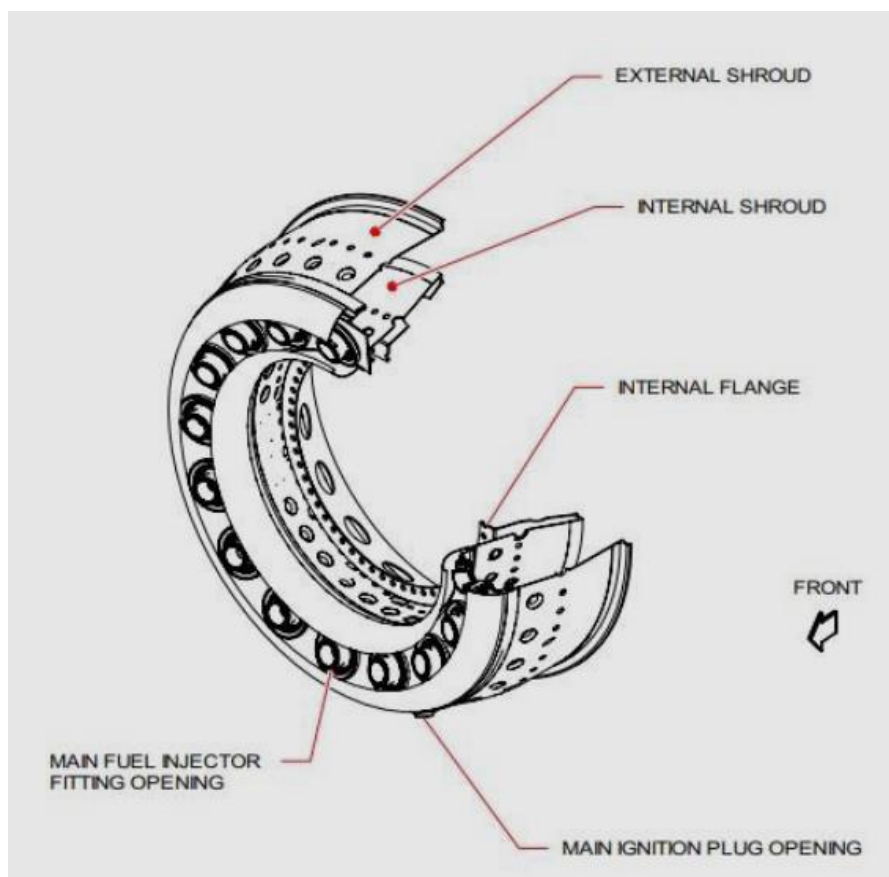


Εικόνα 2-13: Σχηματική απεικόνιση του εσωτερικού του θαλάμου καύσης

Τέλος κάποια στοιχεία για τον θάλαμο καύσης παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα.

Διάρκεια Ζωής	2000 ώρες
Όγκος θαλάμου καύσης	25.6 liters
Θερμοκρασία φλόγας	2500K
Θερμοκρασία εισόδου	800K
Θερμοκρασία τοιχωμάτων	1120K
Θερμοκρασία εξόδου	1761 K
Πτώση πίεσης	0.8 bar (από τα 22.8 bar στα 22 bar)

Πίνακας 2-7 : Στοιχεία για τον θάλαμο καύσης



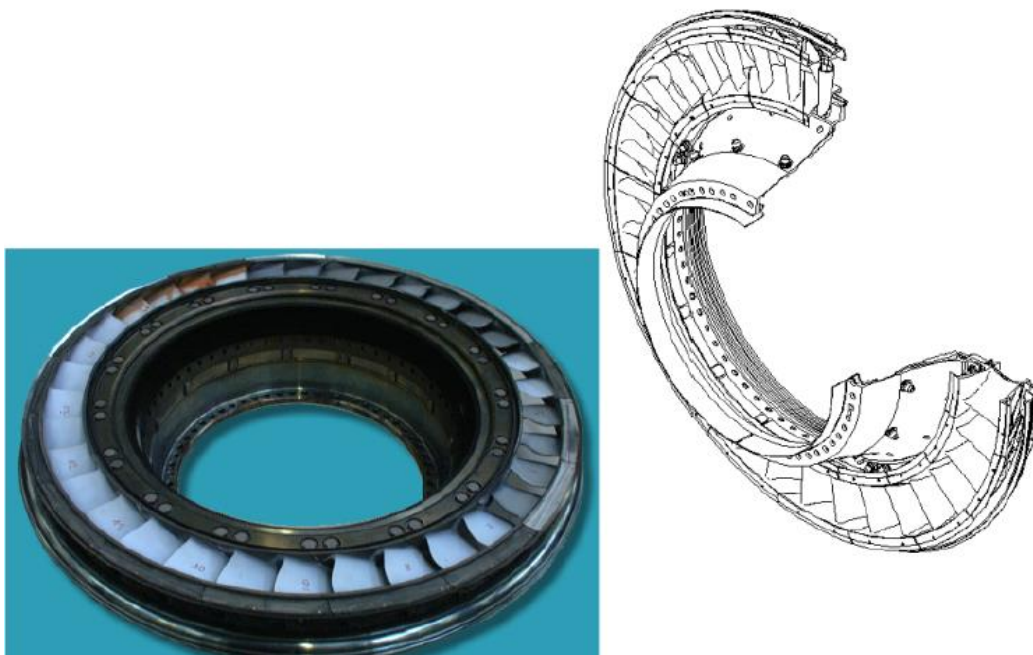
Εικόνα 2-14: Θάλαμος καύσης

Στην Εικόνα 2-14 επισημαίνονται τα επιμέρους χαρακτηριστικά του θαλάμου καύσης. Παρουσιάζεται το εσωτερικό και εξωτερικό τοίχωμα του θαλάμου καύσης (internal & external shroud) και οι τρύπες περιφερειακά του θαλάμου που χρησιμεύουν στην ψύξη. Επιπλέον φαίνονται οι θέσεις των εγχυτήρων (main fuel injector).

2.3.7 Στροβίλος Υψηλής Πίεσης (Module 7 & 8)

Αποτελείται από μία μόνο βαθμίδα που δίνει ισχύ στον συμπιεστή υψηλής πίεσης. Κάθε πτερύγιο του διαθέτει μία κοιλότητα από την οποία διέρχεται ο αέρας ψύξης πριν εγχυθεί μέσω οπών πάνω στα πτερύγια στο κύριο ρεύμα. Ο δίσκος του συμπιεστή υψηλής πίεσης είναι κατασκευασμένος από σκόνη μετάλλου N18, όπως και οι τελευταίες βαθμίδες του συμπιεστή υψηλής πίεσης. Επίσης τα πτερύγια είναι κατασκευασμένα από μονοκρυσταλλό AMI, το οποίο ανταποκρίνεται σε συνθήκες ερπυσμού.

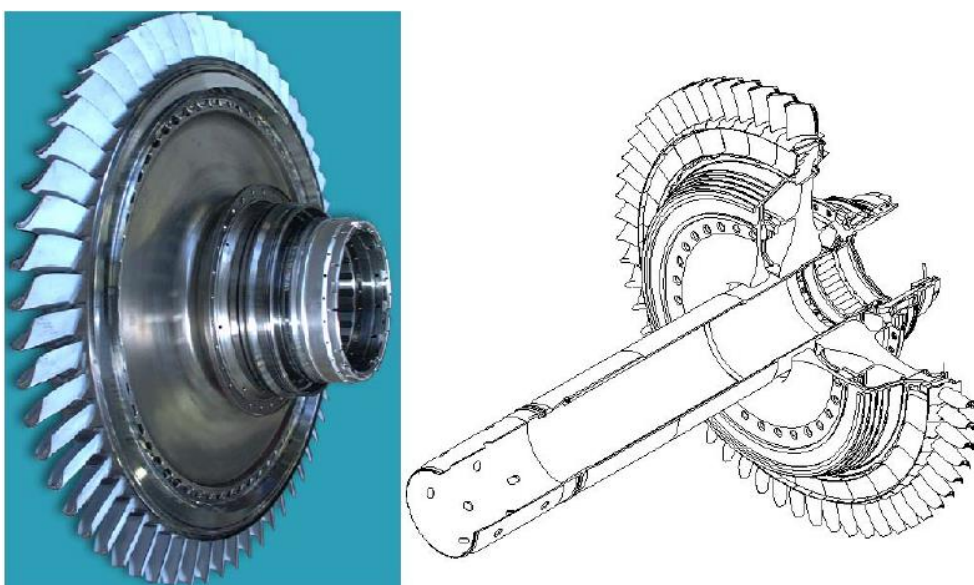
Το Module 7 αποτελεί την σταθερή βαθμίδα πτερυγίων του στροβίλου υψηλής πίεσης, η οποία εδράζεται στον διαχύτη. Έχει ως σκοπό την εκτόνωση των καυσαερίων από τον θάλαμο καύσης και ταυτόχρονα να προσανατολίσει τη ροή για να περάσει από τα κινητά πτερύγια. Επιπλέον αποτελείται από 34 πτερύγια, που φέρουν μικρές τρύπες που δημιουργούν ένα φιλμ αέρα που συμβάλει στην ψύξη των πτερυγίων.



Εικόνα 2-15: Σταθερά πτερύγια στροβίλου υψηλής πίεσης

Η στεγανοποίηση στον στρόβιλο υψηλής πίεσης επιτυγχάνεται με ποικίλους τρόπους. Αρχικά, όπως φαίνεται στην Εικόνα 2-15, υπάρχουν περιφερειακά στεγανοποιητικά καλύμματα. Αντίστοιχα καλύμματα τοποθετούνται και στις 2 μικρότερες λωρίδες στις άκρες της συνιστώσας. Τέλος, πραγματοποιείται μηχανική κατεργασία του κατάντι εξωτερικού στηρίγματος με σκοπό την αντιστάθμιση των παραμορφώσεων κατά την λειτουργία.

Το Module 8 αποτελεί την κινητή βαθμίδα πτερυγίων που είναι σφηνωμένη πάνω στον άξονα υψηλής ισχύος, ο οποίος θα συνδεθεί με τον αντίστοιχο άξονα του συμπιεστή υψηλής πίεσης.

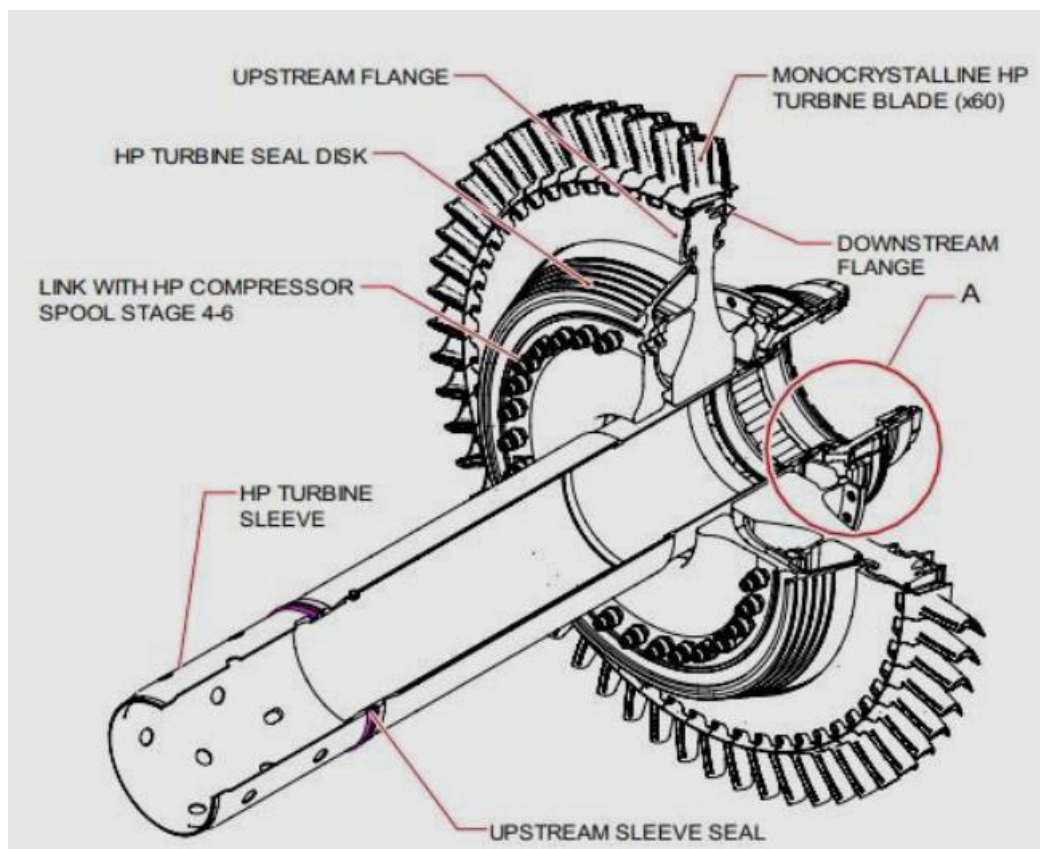


Εικόνα 2-16: Κινητή βαθμίδα συμπιεστή υψηλής πίεσης (Module 8)

Επιπλέον αποτελείται από 60 πτερύγια που είναι κατασκευασμένα από alloy DS 200, που φέρουν πάλι τρύπες για ψύξη. Αυτές οι τρύπες βρίσκονται στην:

- Ακμή προσβολής
- Ακμή εκφυγής
- Πλευρά πίεσης
- Πλευρά υποπίεσης
- Βάση του πτερυγίου

Επίσης τα πτερύγια στην κορυφή έχουν καπάκια, που παρέχουν στεγανοποίηση στις άκρες του δακτυλίου του στροβίλου υψηλής πίεσης. Επιπλέον τα καπάκια των άκρων έχουν οπές για την απομάκρυνση άμμου ή άλλων σωματιδίων που θα μπορούσαν να μεταφερθούν από τον αέρα ψύξης. Τέλος η μέση ακτίνα του στροβίλου υψηλής πίεσης είναι 270 mm, ενώ το μέσο ύψος του πτερυγίου είναι 48 mm.



Εικόνα 2-17: Σχηματικό στροβίλου υψηλής πίεσης

2.3.8 Στρόβιλος Χαμηλής πίεσης (Module 9 & 10)

Αποτελείται από μια βαθμίδα που δίνει ισχύ στον ανεμιστήρα. Τα πτερύγια είναι ψυχόμενα με κατάλληλους λαβυρίνθους μεταξύ των βαθμίδων για τον έλεγχο διαρροής. Επιπρόσθετα, τα πτερύγια είναι κατασκευασμένα από το υλικό DS200, ένα υπερκράμα βασισμένο στο νικέλιο, με εξαιρετική αντοχή στον ερπυσμό. Τέλος οι δίσκοι είναι κατασκευασμένοι από το υλικό Inco 718.

Το Module 9 είναι η σταθερή πτερόγωση του στροβίλου χαμηλής πίεσης και πάνω σε αυτόν βρίσκεται το περίβλημα του κινούμενου μέρους του στροβίλου υψηλής και χαμηλής πίεσης. Είναι κατασκευασμένο από πυρίμαχο Alloy και συνδέεται με τον module 6 που είναι ο διαχύτης και με το Turbine frame. Επιπλέον αποτελείται από 48 πτερύγια που είναι κατασκευασμένα από πυρίμαχο alloy και φέρουν μεταλλική επίστρωση για προστασία. Τέλος περιέχει το περίβλημα-δαχτυλίδι του κινούμενου μέρους του στροβίλου υψηλής πίεσης και του κινούμενου μέρους του στροβίλου χαμηλής πίεσης (HP & LP turbine ring).

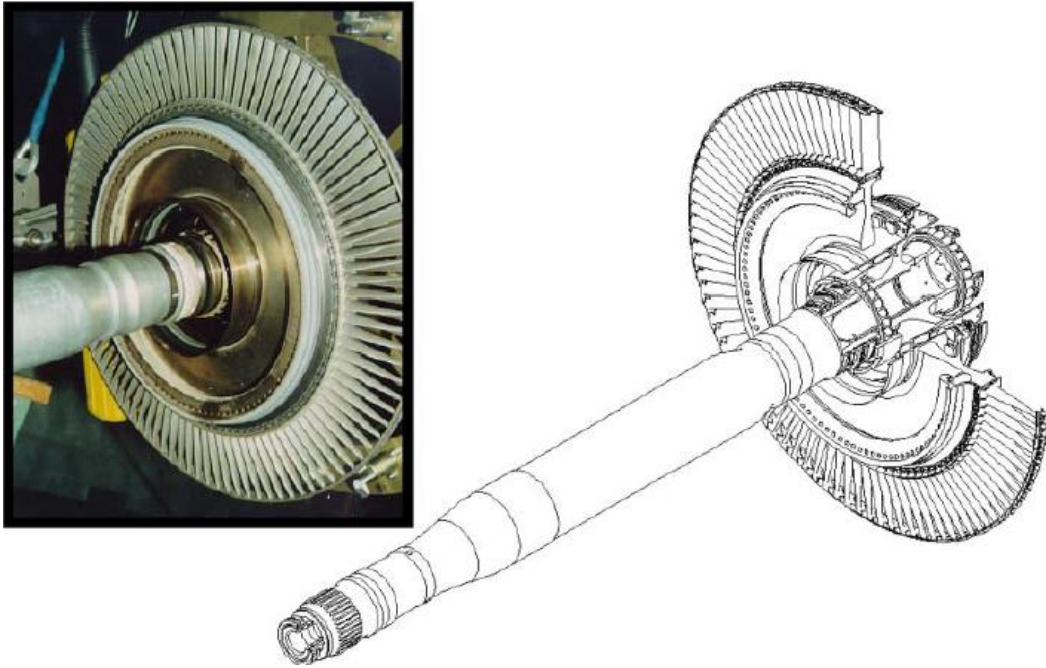
- Το περίβλημα του HP turbine αποτελείται από 32 τμήματα που είναι κατασκευασμένα από πυρίμαχο alloy και είναι τοποθετημένα κάθετα στα πτερύγια του στροβίλου υψηλής πίεσης, κάτι που διασφαλίζει την στεγανότητα.
- Το περίβλημα του LP turbine αποτελείται από 12 τμήματα που είναι κατασκευασμένα από πυρίμαχο alloy και είναι τοποθετημένα κάθετα στα πτερύγια του στροβίλου χαμηλής πίεσης, κάτι που διασφαλίζει την στεγανότητα. Επιπλέον στα εσωτερικά τμήματα είναι τοποθετημένο honeycomb κατασκευασμένο από πυρίμαχο alloy.



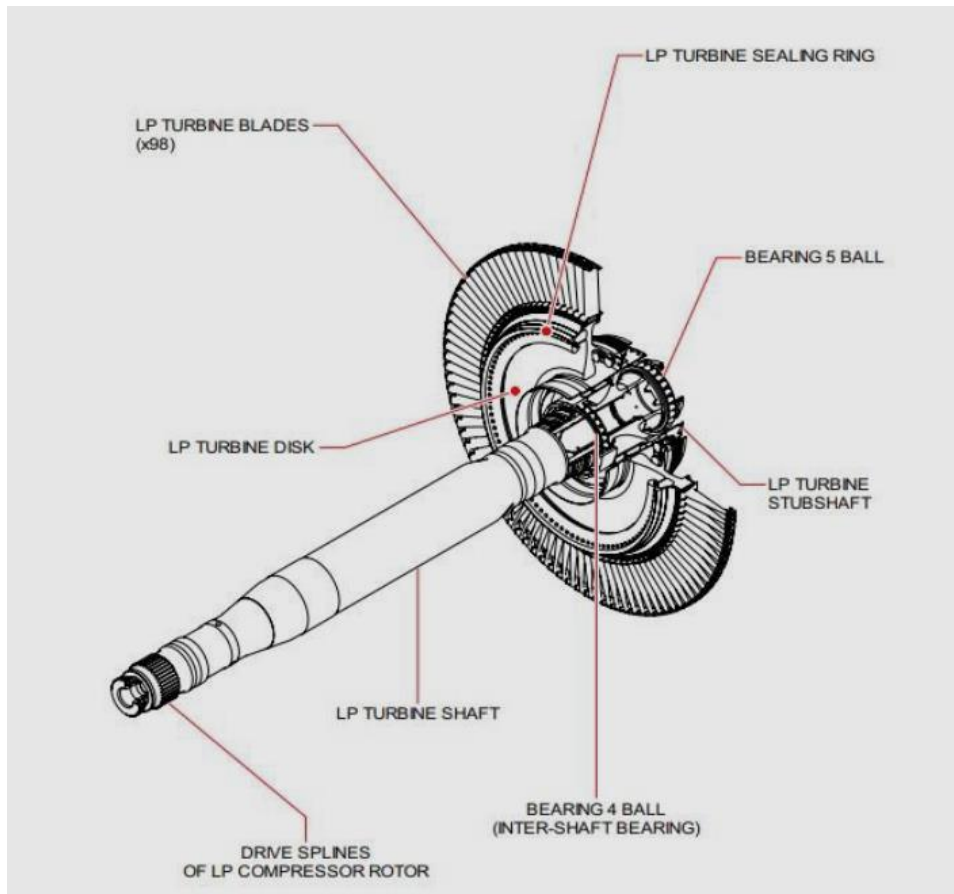
Εικόνα 2-18: Σταθερά πτερύγια στροβίλου χαμηλής πίεσης (Module 9)

Το Module 10 είναι τα κινητά πτερύγια και ο άξονας χαμηλής πίεσης. Μέρος της κινητικής ενέργειας των καυσαερίων δίνουν κίνηση στον άξονα χαμηλής πίεσης, ο οποίος κινεί τον ανεμιστήρα. Τα πτερύγια είναι 98, κατασκευασμένα από πυρίμαχο alloy DS2000 και ψύχονται από το σύστημα της εσωτερικής κυκλοφορίας. Κάποια χρήσιμα στοιχεία για την γεωμετρία των πτερυγίων είναι :

- Μέση ακτίνα 272 mm
- Μέσο ύψος πτερυγίου 93 mm
- Μέγιστη εξωτερική διάμετρος 638 mm



Εικόνα 2-19: Κινούμενο μέρος στροβίλου χαμηλής πίεσης

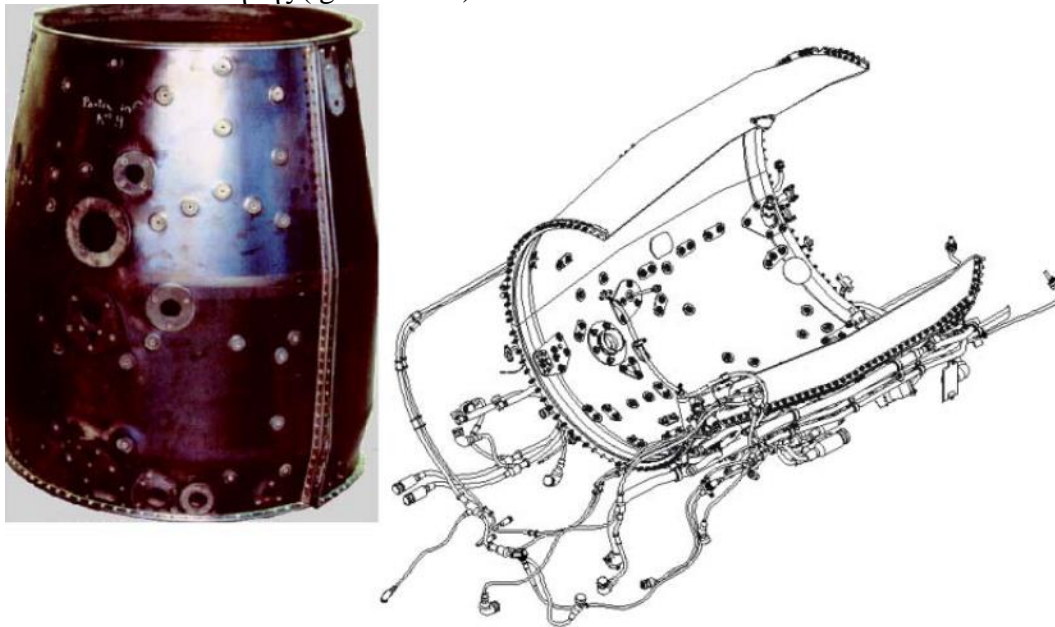


Εικόνα 2-20: Σχηματική απεικόνιση του κινούμενου μέρους του στροβίλου χαμηλής πίεσης

Στην Εικόνα 2-20 φαίνεται το έδρανο ολίσθησης στην άκρη του άξονα χαμηλής πίεσης, καθώς επίσης και στην άλλη άκρη η διαμόρφωση η οποία θα συνδεθεί με τον ανεμιστήρα.

2.3.9 Καπάκι ρεύματος παράκαμψης (Module 11- Fan Duct)

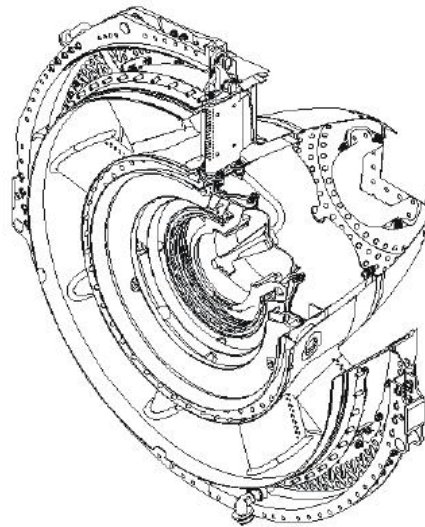
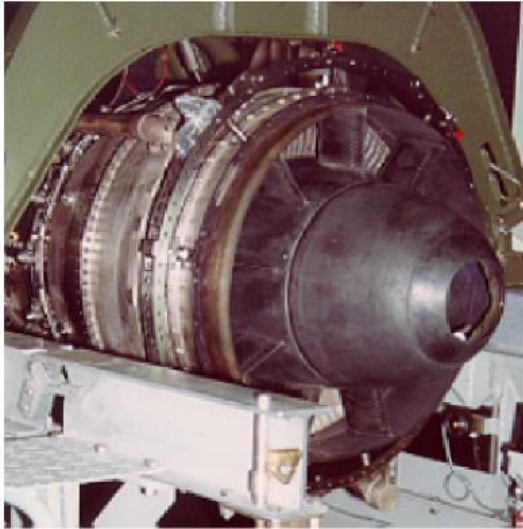
Το Module 11 είναι το καπάκι που συνδέεται με τον ανεμιστήρα και ανάμεσα σε αυτό και τον συμπιεστή υψηλής πίεσης, τον διαχύτη και το module 9 (στροβίλος σταθερών πτερυγίων χαμηλής, εκεί μέσα εδράζονται και τα κινητά μέρη του στροβίλου υψηλής και χαμηλής πίεσης) διέρχεται το ρεύμα παράκαμψης. Επιπλέον σε αυτό το χώρο υπάρχουν σωλήνες που είναι για την ψύξη και τις απομαστεύσεις, καθώς επίσης ψύχονται εξωτερικά οι συνιστώσες του κινητήρα. Αποτελείται από δύο μισά κελύφη, τα οποία συνδέονται με μια φλάντζα με βίδες. Τέλος πάνω στο καπάκι εδράζονται οι υπολογιστές του κινητήρα και το κουτί εκκίνησης (ignition box).



Εικόνα 2-21: Module 11- Fan Duct

2.3.10 Πλαίσιο Στροβίλου (Module 12- Turbine Frame)

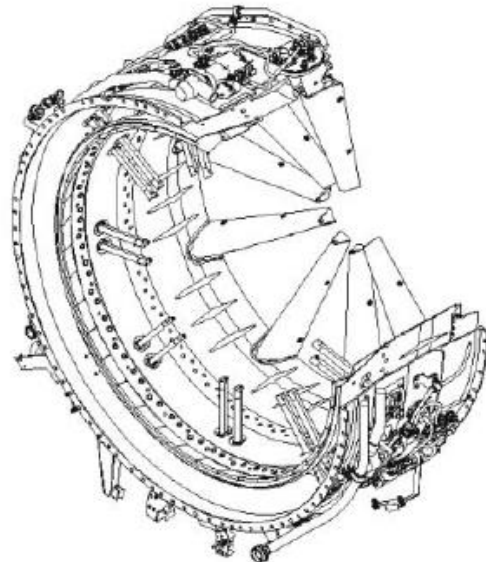
Το πλαίσιο του στροβίλου συνδέεται από τη μια πλευρά με το στρόβιλο χαμηλής πίεσης και από την άλλη πλευρά με τον μετακαυστήρα. Είναι η τρίτη κύρια κατασκευή του κινητήρα και αποτελείται από 9 κούφιους βραχίονες που συνδέουν το κεντρικό μέρος με το εξωτερικό δαχτυλίδι. Οι βραχίονες είναι κούφιοι με σκοπό την παροχή αέρα και λαδιού στην τρίτη κυστίδα. Τέλος, από την κεντρική τρύπα έρχεται αέρας και λάδι που οδηγείται μαζί με το κύριο ρεύμα στον μετακαυστήρα.



Εικόνα 2-22: Turbine frame (Module 12)

2.3.11 Μετακαυστήρας (Module 13)

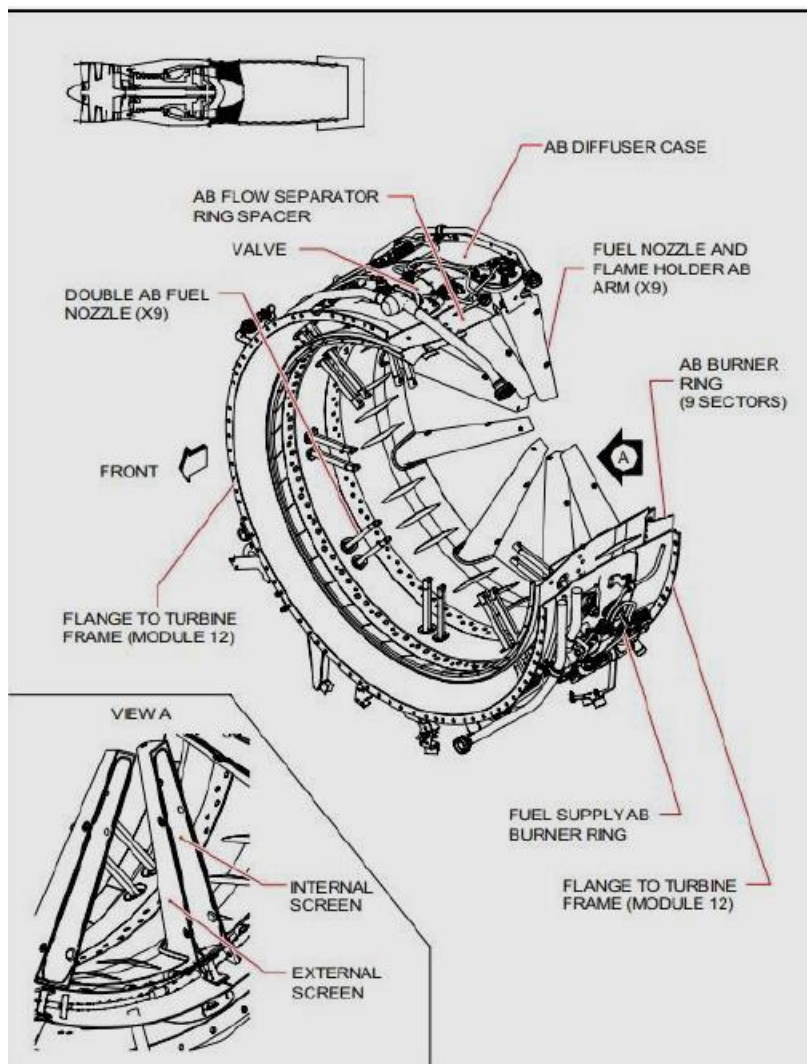
Μετά το πλαίσιο του στροβίλου, η ροή οδηγείται στον διαχύτη και τον μετακαυστήρα. Εκεί αναμιγνύονται τα καυσαέρια του ρεύματος πυρήνα με το ρεύμα παράκαμψης το οποίο έχει μικρότερη θερμοκρασία και πραγματοποιείται καύση για άμεση αύξηση της ώσης. Η ψύξη του μετακαυστήρα επιτυγχάνεται με τη χρήση αέρα από τον ανεμιστήρα.



Εικόνα 2-23: Μετακαυστήρας (Module 13)

Ειδικότερα ο διαχύτης και μετακαυστήρας έχουν τα παρακάτω στοιχεία:

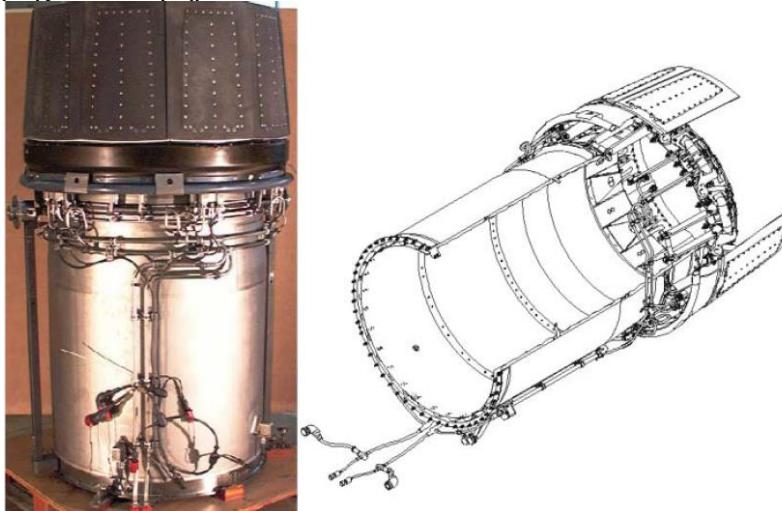
- Το περίβλημα του διαχύτη είναι κυλινδρικό και είναι κατασκευασμένο από κράμα τιτανίου TA6V. Στερεώνεται από την μπροστινή φλάντζα στη φλάντζα του πλαισίου του τροβίλου.
- Ο διαχωριστής της ροής του μετακαυστήρα είναι κατασκευασμένος από δύο είδη πυρίμαχων κραμάτων C263 και Inco 718. Επίσης διαθέτει 9 διπλά ακτινικά ακροφύσια καυσίμου κατασκευασμένα από πυρίμαχο C263.
- Τα 9 διπλά ακροφύσια έχουν διπλή λειτουργία. Αρχικά, ο ένας κάθετος αγωγός έχει πολλές οπές κατά μήκος του που εγχύουν καύσιμο στην κυρίως ροή. Έπειτα, ο άλλος αγωγός που φέρει πάλι πολλές οπές κατά μήκος εγχύει κρύο αέρα από την δευτερεύουσα ροή.
- Τέλος υπάρχουν 9 βραχίονες μετάκαυσης που είναι κατασκευασμένοι από το υλικό Rene 77. Οι βραχίονες αυτοί αποτελούνται από έναν αγωγό με οπές κατά μήκος, για την έγχυση καυσίμου προς την κατεύθυνση της ροής και από έναν αγωγό αέρα, για ψύξη. Τέλος υπάρχει ένας ακτινικός συγκρατητής φλόγας που περιέχει τους αγωγούς καυσίμου και αέρα.



Εικόνα 2-24: Σχηματικό μετακαυστήρα

2.3.12 Ακροφύσιο (Module 14- Nozzle)

Τα καυσαέρια μετά τον μετακαυστήρα οδηγούνται στον αγωγό του ακροφυσίου και εν τέλει στο ακροφύσιο. Το ακροφύσιο είναι πλήρως ελεγχόμενο με μεταβαλλόμενο εμβαδό λαιμού και εξόδου με σκοπό την επίτευξη του βέλτιστου λόγου τους σε όλο τον φάκελο πτήσης του κινητήρα.

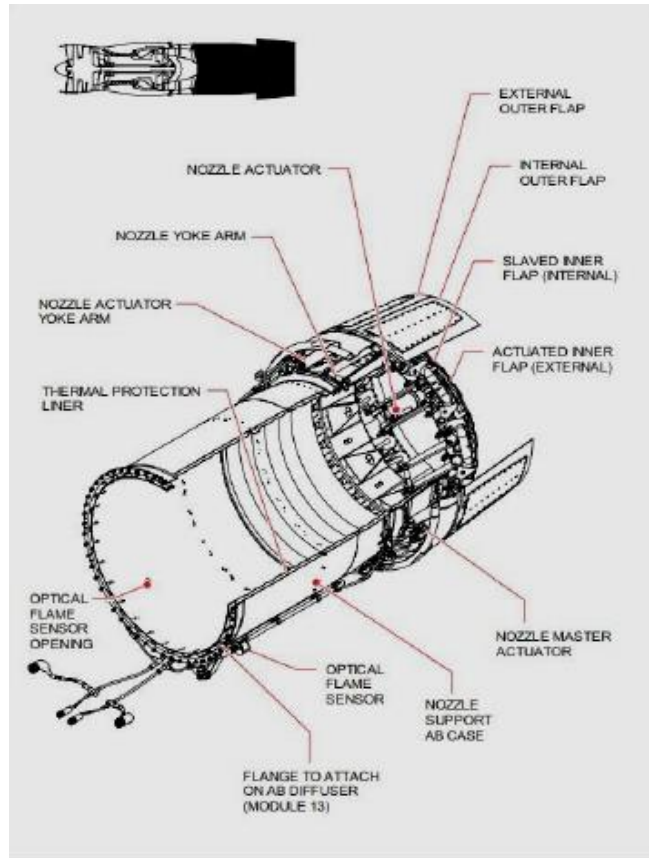


Εικόνα 2-25: Ακροφύσιο (Module 14)

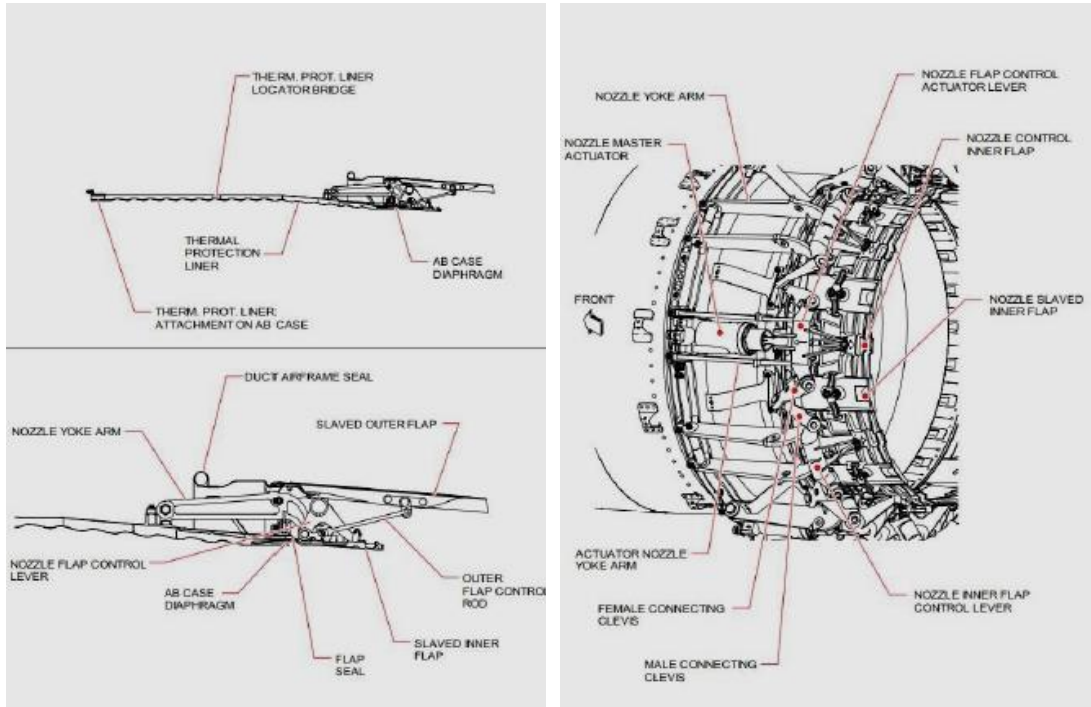
Ο αγωγός του ακροφυσίου συνδέεται με την φλάντζα του μετακαυστήρα. Επιπλέον, είναι κατασκευασμένος από κράμα τιτανίου που αποτελείται από ένα κυλινδρικό περίβλημα στο οποίο είναι τοποθετημένοι 5 ενεργοποιητές ακροφυσίου και δύο οπτικοί αισθητήρες φλόγας. Οι αισθητήρες φλόγας ενημερώνουν το σύστημα ελέγχου ότι όταν δίνεται σήμα για μετάκαυση, πράγματι υπάρχει φλόγα, διότι σε περίπτωση που δεν υπάρχει φλόγα θα εγχέεται καύσιμο χωρίς λόγο και με κίνδυνο φωτιάς. Οπότε σε περίπτωση που δεν υπάρχει φλόγα διακόπτεται άμεσα η έγχυση καυσίμου. Τέλος ο αγωγός έχει θερμοπροστατευτική επένδυση κατασκευασμένη από πυρίμαχο κράμα κυματοειδούς πολυδιατρητού τύπου.

Το ακροφύσιο είναι συγκλίνον- αποκλίνον και αποτελείται:

- Από 10 ενεργοποιημένα εσωτερικά πτερύγια που είναι κατασκευασμένα από πυρίμαχο κράμα KC24NWT και λειτουργούν με βραχίονα. Ο άξονας περιστροφής του βραχίονα υποστηρίζεται από δύο συνδετικούς συνδέσμους.
- Από 10 εξαρτώμενα εσωτερικά πτερύγια που είναι κατασκευασμένα από πυρίμαχο κράμα KC24NWT και η κίνηση τους ελέγχεται από τα ενεργοποιημένα εσωτερικά πτερύγια.
- Από τα 10 εξωτερικά πτερύγια που είναι κατασκευασμένα από σύνθετο υλικό.
- Από τα στεγανοποιητικά πτερύγια που προστατεύουν τον αγωγό από την διαρροή θερμών καυσαερίων.



Εικόνα 2-26: Σχηματικό ακροφυσίου



Εικόνα 2-27: Πτερύγια ακροφυσίου

Εικόνα 2-28: Μηχανισμός ακροφυσίου

Γενικότερα ο ρόλος του ακροφυσίου είναι:

- Να επιταχύνει την ροή στην μέγιστη ταχύτητα, αλλά με ελάχιστες απώλειες
- Να είναι ίση η στατική πίεση εξόδου με την ατμοσφαιρική
- Να μην επηρεάζεται ο κινητήρας όταν χρησιμοποιείται ο μετακαυστήρας.

2.3.13 Κιβώτιο ταχυτήτων (Module 15- Accessory gearbox)

Το βοηθητικό κιβώτιο ταχυτήτων παίρνει κίνηση μέσω ενός άξονα, που στην κορυφή του έχει ελικοειδή γρανάζι που συνδέεται με ένα άλλο γρανάζι, που είναι πάνω στον άξονα χαμηλής πίεσης και βρίσκεται στο Fan Frame (Module3). Με αποτέλεσμα το κιβώτιο ταχυτήτων να βρίσκεται κάθετα κάτω από το Fan Frame. Το κιβώτιο ταχυτήτων κινεί όλα τα περιφερειακά συστήματα, δηλαδή τις αντλίες.

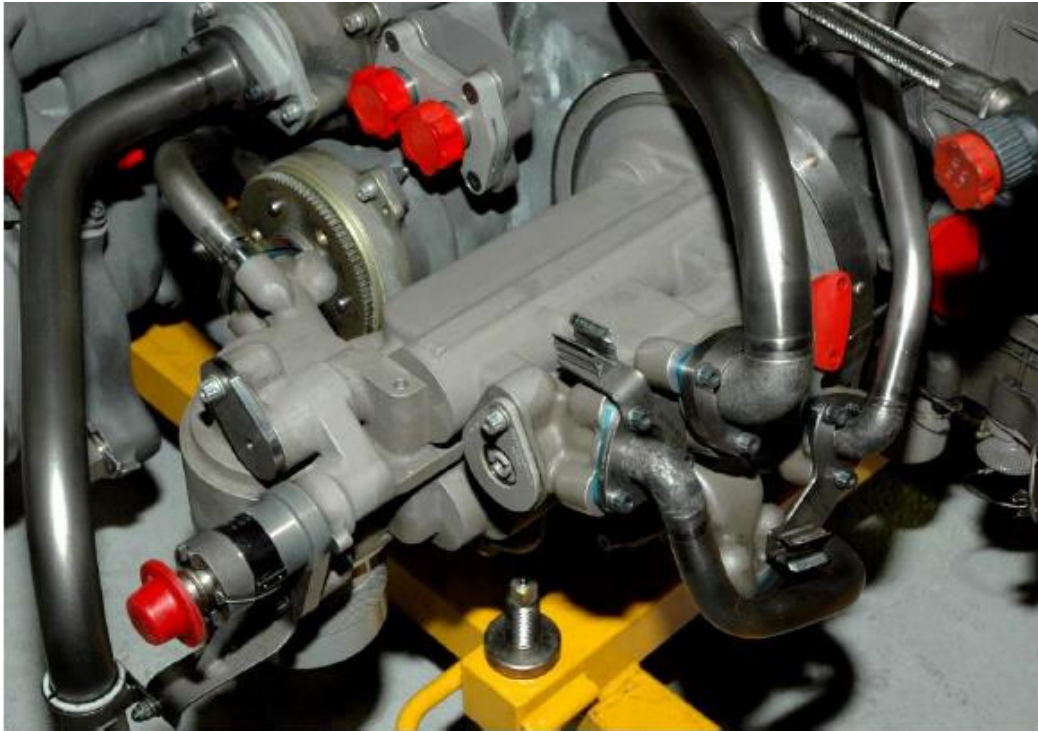


Εικόνα 2-29: Κιβώτιο ταχυτήτων (Module 15)

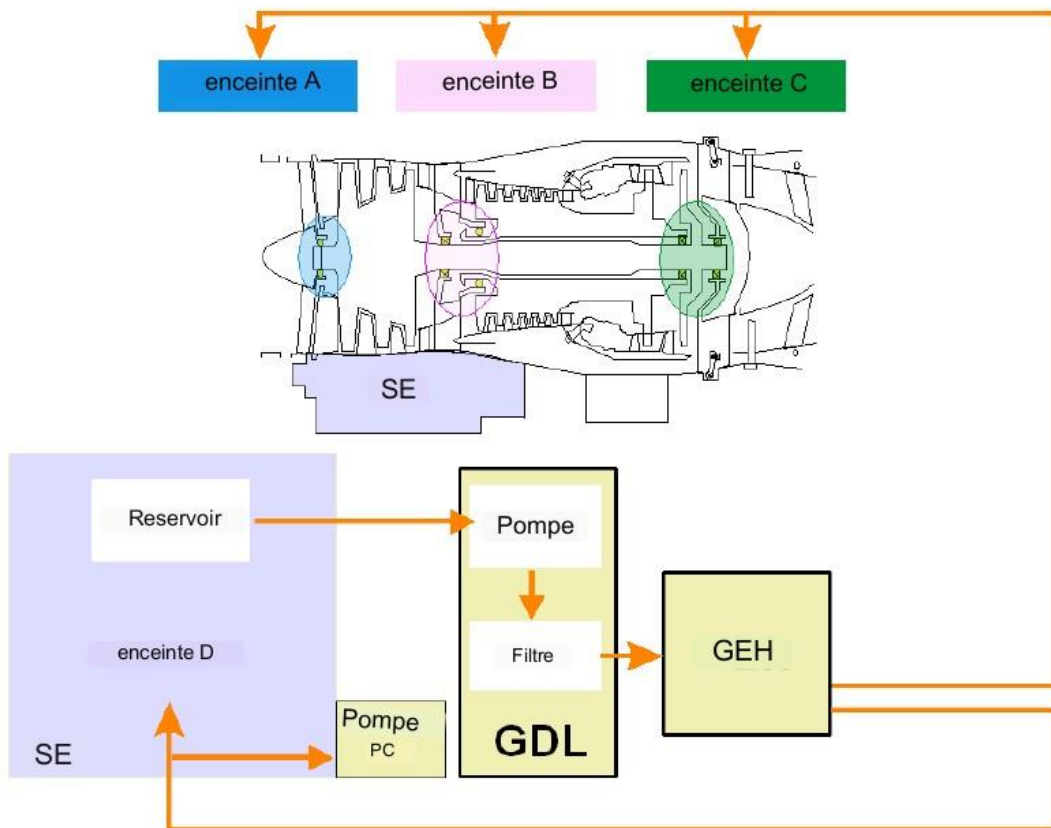
Επιπλέον πάνω στο κιβώτιο ταχυτήτων είναι συνδεδεμένη η δεξαμενή λαδιού. Είναι σημαντικό να τονιστεί ότι και πολλά από τα επόμενα Module είναι συνδεδεμένα στο κιβώτιο ταχυτήτων, καθώς από αυτό παίρνουν κίνηση.

2.3.14 Σύστημα λίπανσης (Module 16-Lubrication Unit)

Το σύστημα λίπανσης παρέχει και φιλτράρει το λάδι από και προς τις δεξαμενές λαδιού του κινητήρα. Ο κινητήρας έχει 4 δεξαμενές που θα παρουσιαστούν παρακάτω.



Εικόνα 2-30: Σύστημα λίπανσης

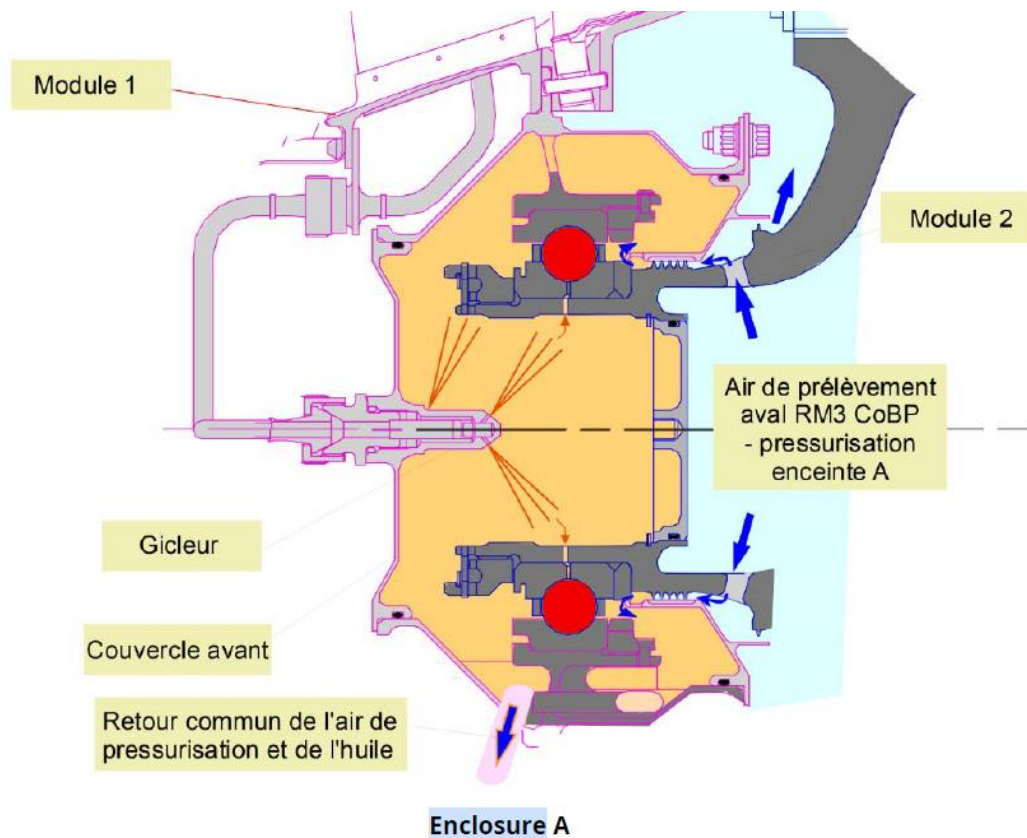


Εικόνα 2-31: Σχηματικό λίπανσης

GDL: Αντλία λαδιού

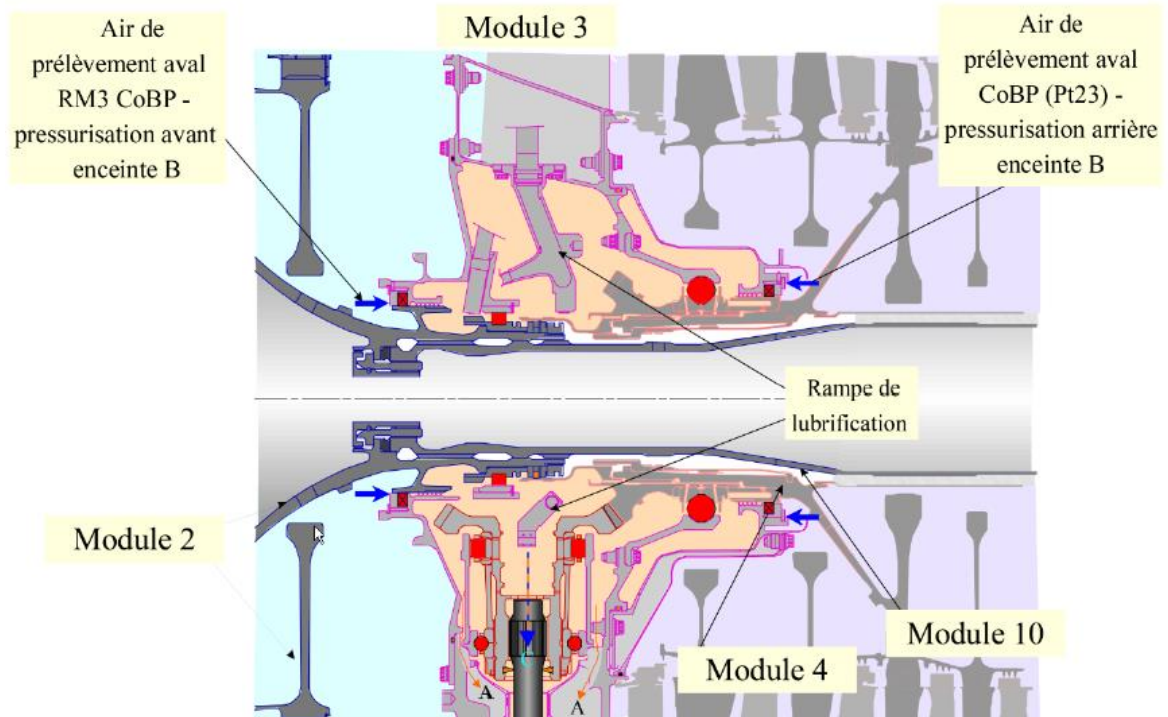
GEH: Μεταλλάκτης λαδιού- καυσίμου

Στην παραπάνω Εικόνα 2-31 παρουσιάζεται το γενικό πλάνο λειτουργίας του συστήματος λίπανσης. Ειδικότερα, με μωβ χρώμα παρουσιάζεται η κύρια δεξαμενή λαδιού D που συνδέεται με την αντλία λαδιού, που φιλτράρει και παρέχει λάδι στις τρεις κυστίδες λαδιού. Η κύρια δεξαμενή έχει όγκο 10.8 liters και αυτή η ποσότητα επαρκεί για 10 ώρες πτήσης. Επιπλέον, η δεξαμενή λαδιού είναι υπό πίεση προκειμένου να διατηρείται επαρκής πίεση στην είσοδο της αντλίας τροφοδοσίας, η οποία αποτρέπει τη σπηλαιώση της αντλίας τροφοδοσίας σε μεγάλο υψόμετρο και επιτρέπει την εκκένωση του αέρα εξαγωγής στην κύρια δεξαμενή με αντλίες ανάκτησης. Η πρώτη κυστίδα λαδιού A, βρίσκεται στον ανεμιστήρα. Η δεύτερη κυστίδα λαδιού B, βρίσκεται στο Fan Frame (Module 3). Τέλος η τρίτη κυστίδα λαδιού C, βρίσκεται στο Turbine Frame. Σε κάθε κυστίδα βρίσκεται έδρανο ολίσθησης, οπότε συνεχής και επαρκής παροχή λαδιού είναι απαραίτητη για την εύρυθμη λειτουργία του κινητήρα.

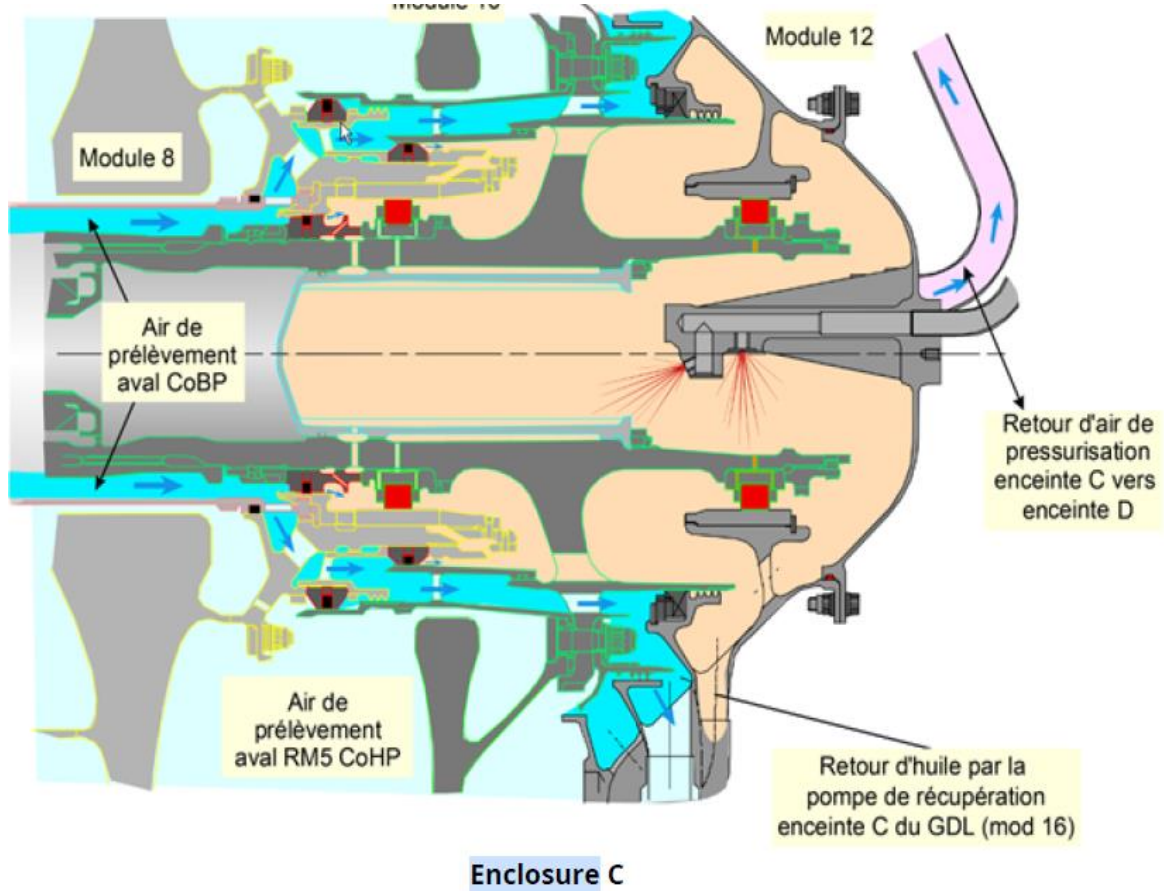


Εικόνα 2-32: Σύστημα λίπανσης πρώτης κυστίδας

Αρχικά στην παραπάνω Εικόνα 2-32 φαίνεται με μωβ χρώμα το σωληνάκι έγχυσης λαδιού στο έδρανο. Επιπλέον παρατηρούμε με μπλε βελόκια, τον αέρα που εισέρχεται στην κυστίδα με στόχο την δημιουργία υποπίεσης στην αντλία. Ειδικότερα, ο αέρας πίεσης από την "A" αναρροφάται με το λάδι από την αντλία ανάκτησης, η οποία εξασφαλίζει την συμπίεση της δεξαμενής λαδιού.



Εικόνα 2-33: Σύστημα λίπανσης κυστίδας B



Enclosure C

Εικόνα 2-34: Σύστημα λίπανσης κυστίδας C

Οι λειτουργίες είναι παρόμοιες με την πρώτη κυστίδα.

2.3.15 Κύρια υδρομηχανική μονάδα (Module 17- Main hydromechanical unit)

Η κύρια υδρομηχανική μονάδα έχει τη λειτουργία παραγωγής, φιλτραρίσματος και μέτρησης της ροής του καυσίμου που είναι απαραίτητο για την τροφοδοσία του θαλάμου καύσης. Καθιστά επίσης δυνατή την τροφοδοσία του υδρομηχανικού ακροφυσίου, για την παραγωγή της υδραυλικής ισχύος που απαιτείται για τους σερβομηχανισμούς.



Εικόνα 2-35: Main hydromechanical unit

Ειδικότερα αποτελείται από :

- μια φυγοκεντρικού τύπου αντλία χαμηλής πίεσης (LP) με επαγωγή που παρέχει πίεση στον ενισχυτή σε περίπτωση βλάβης των ενισχυτικών αντλιών του αεροσκάφους.
- μια αντλία υψηλής πίεσης (HP) που παρέχει την ισχύ που απαιτείται για την κύρια έγχυση, τον έλεγχο των μεταβλητών γεωμετριών και το σύστημα αντιμετώπισης πάγου στον ανεμιστήρα.

- ένα κύριο φίλτρο καυσίμου που φιλτράρει όλη τη ροή καυσίμου που χρησιμοποιείται από τον κινητήρα. Αυτός είναι εξοπλισμένος με ηλεκτρικό ανιχνευτή απόφραξης.
- μια διάταξη μέτρησης (σερβοβαλβίδα και συσκευή μέτρησης), που τροφοδοτείται από την αντλία HP, η οποία καθιστά δυνατή την μέτρηση της ροής του καυσίμου που θα εγχυθεί από τα 16 κύρια μπεκ,
- ένα συγκρότημα αναστολής που επιτρέπει ή απαγορεύει την έγχυση καυσίμου στο θάλαμο καύσης (λειτουργία ή διακοπή λειτουργίας κινητήρα).

2.3.16 Υδρομηχανική μονάδα μετακαυστήρα (Module 18- AB hydromechanical unit)

Η λειτουργία υδρομηχανικής μονάδας μετακαυστήρα είναι για να δημιουργεί και να μετράει τις πρωτεύουσες και δευτερεύουσες ροές ψεκασμού καυσίμου στον μετακαυστήρα. Ελέγχεται απευθείας από τον υπολογιστή χρησιμοποιώντας δύο σερβοβαλβίδες.



Εικόνα 2-36: Υδρομηχανικό σύστημα μετακαυστήρα (Module 18)

2.3.17 Υδρομηχανική μονάδα του ακροφυσίου (Module 19-Exhaust Nozzle hydromechanics unit)

Η λειτουργία της υδρομηχανικής μονάδας του ακροφυσίου είναι να παράγει και να ρυθμίζει την υδραυλική ισχύ που απαιτείται για τον έλεγχο των ενεργοποιητών του ακροφυσίου. Μια σερβοβαλβίδα που ελέγχεται ηλεκτρικά από τον υπολογιστή ελέγχει υδραυλικά τους κυλίνδρους των ακροφυσίων.



Εικόνα 2-37: Υδρομηχανική μονάδα ακροφυσίου (Module 19)

2.3.18 Μεταλλάκτης καυσίμου- λαδιού (Module 20- fuel oil exchanger)

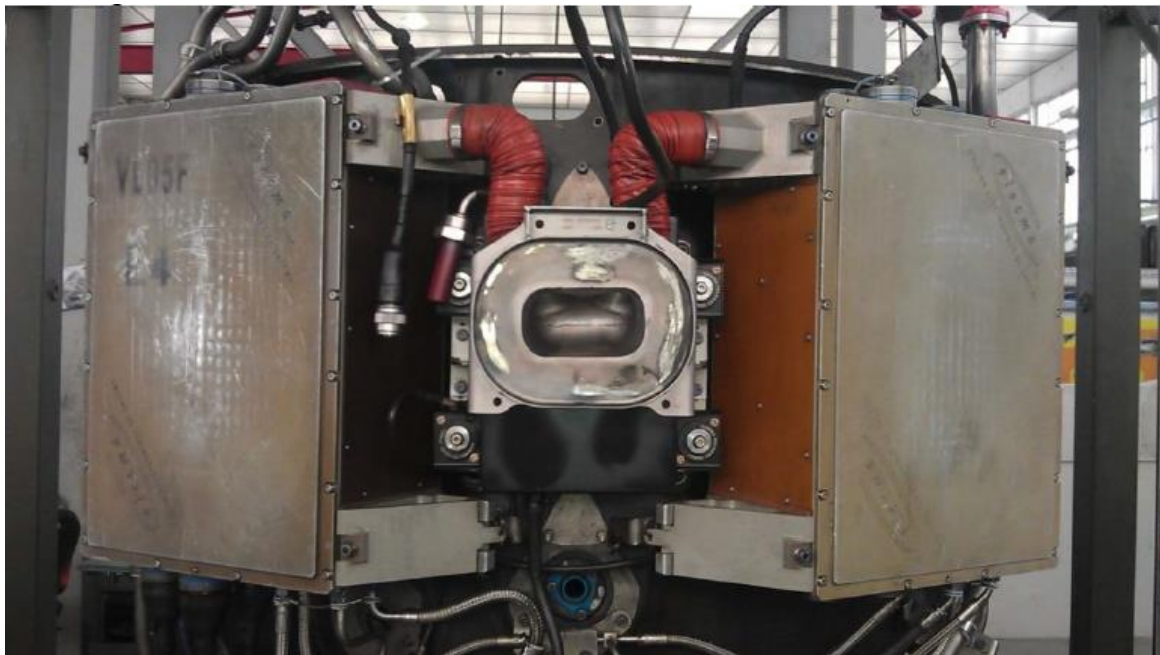
Η μονάδα μεταλλάκτη λαδιού/καυσίμου ψύχει το λάδι κινητήρα με το καύσιμο. Αποτελείται από ένα περίβλημα που περιέχει σωλήνες στους οποίους κυκλοφορεί το καύσιμο. Το λάδι κυκλοφορεί έξω από αυτή τη δέσμη των σωλήνων, πραγματοποιώντας έτσι την ανταλλαγή θερμότητας μεταξύ των δύο ρευστών.



Εικόνα 2-38: Μεταλλάκτης καυσίμου λαδιού (Module20)

2.3.19 Υπολογιστές (Module 21- Computers)

Υπάρχουν δύο υπολογιστές για λόγους εφεδρείας. Οι υπολογιστές εξασφαλίζουν, μεταξύ άλλων, σε όλο το φάκελο πτήσης, την εκκίνηση του κινητήρα, έλεγχο του φορτίου κινητήρα (στεγνό ή με μετάκαυση) ανάλογα με τη θέση της μανέτας και το σβήσιμο του κινητήρα. Οι υπολογιστές λαμβάνουν και επεξεργάζονται όλα τα σήματα που προέρχονται από το αεροσκάφος και τον κινητήρα και τα επεξεργάζονται με βάση τους κανονισμούς.



Εικόνα 2-39: Υπολογιστές (Module 21)

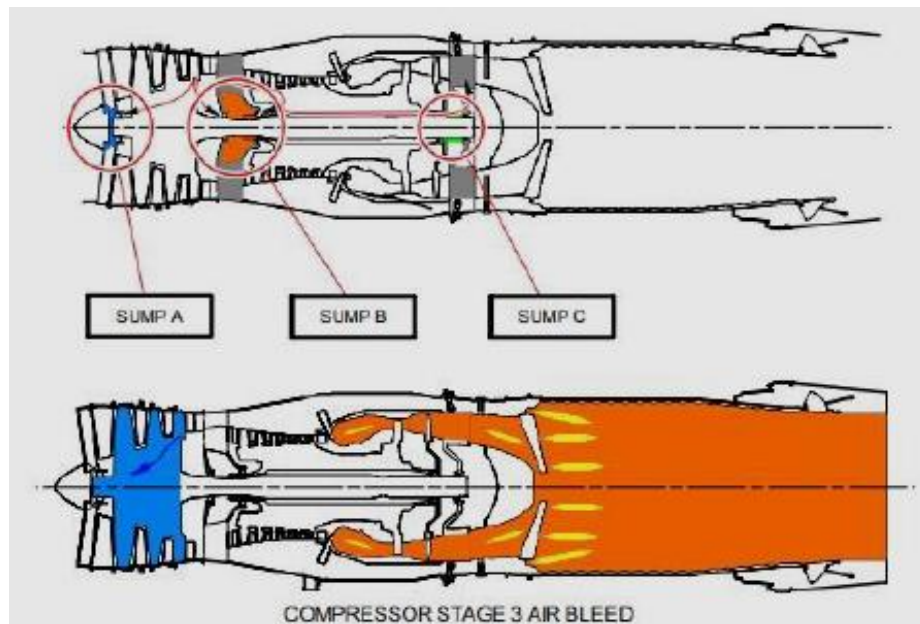
2.3.20 Απομαστεύσεις

Με σκοπό την ψύξη πολλών τμημάτων του κινητήρα, γίνεται απομάστευση αέρα από ψυχρότερα σημεία και η διοχέτευση τους σε θερμότερα. Με τον τρόπο αυτό προστατεύονται τα θερμά μέρη του κινητήρα και αυξάνεται η διάρκεια ζωής του αλλά και η απόδοση του. Στον κινητήρα M88 υπάρχουν απομαστεύσεις και από τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης και από τον συμπιεστή υψηλής πίεσης.

Συμπιεστής χαμηλής πίεσης

Από το συμπιεστή χαμηλής πίεσης απομαστεύεται αέρας:

- για την ρύθμιση της πίεσης στις κυστίδες A, B,C απομαστεύεται αέρας από την τρίτη βαθμίδα.
- για τον εξαερισμό των δίσκων των βαθμίδων 1-4 του συμπιεστή υψηλής πίεσης από την ροή του συμπιεστή χαμηλής πίεσης.
- για τον εξαερισμό του άξονα του στροβίλου χαμηλής πίεσης απομαστεύεται αέρας από την τρίτη βαθμίδα.



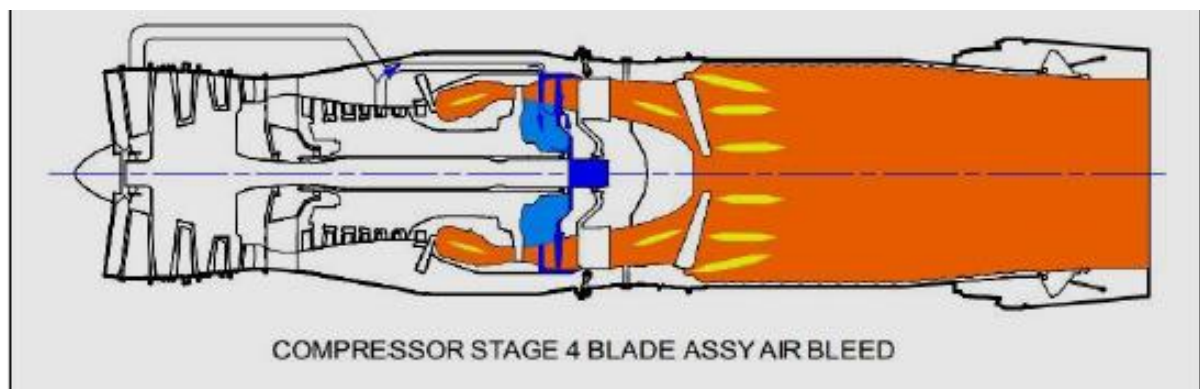
Εικόνα 2-40: Απομαστεύσεις από τον συμπιεστή χαμηλής πίεσης

Συμπιεστής υψηλής πίεσης

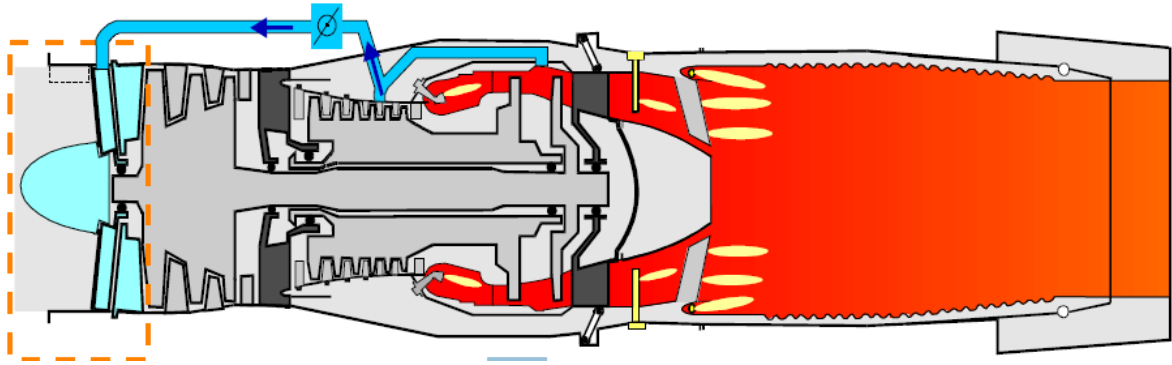
Από το συμπιεστή υψηλής πίεσης απομαστεύεται αέρας :

Από την τέταρτη βαθμίδα με σκοπό :

- Την τροφοδοσία του αντιψυκτικού συστήματος του ανεμιστήρα. Ειδικότερα λόγω υψομέτρου, ενδέχεται ο ανεμιστήρας να παγώσει και για να αποφευχθεί αυτό διοχετεύεται θερμός αέρας.
- Την ψύξη του στροβίλου χαμηλής πίεσης, των κινητών περυγίων και του δαχτυλιδιού με τα σταθερά περύγια.
- Την ψύξη των δίσκων των δύο στροβίλων αλλά και της μεταξύ του κοιλότητας.
- Την ψύξη των οπτικών πυρομέτρων
- Την ψύξη της κοιλότητας κατόντη του στροβίλου χαμηλής πίεσης



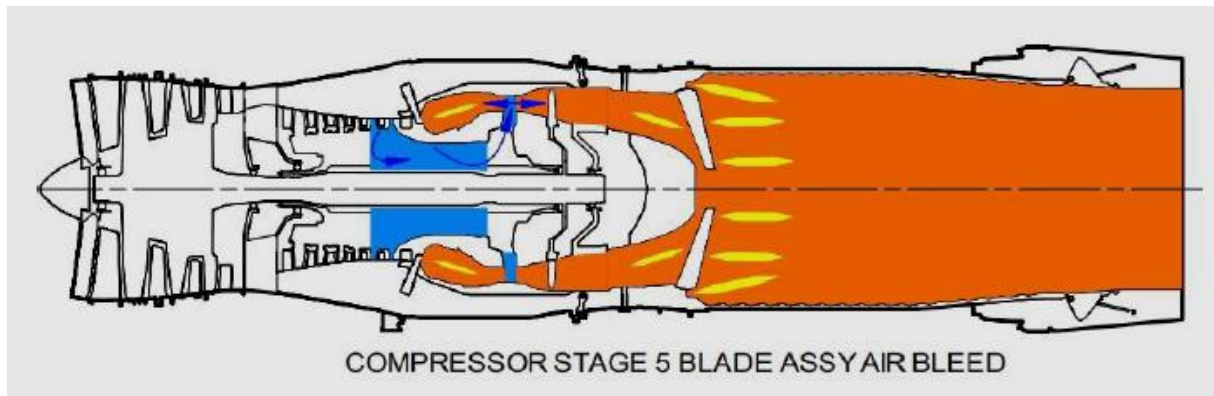
Εικόνα 2-41: Απομάστευση από την 4η βαθμίδα



Εικόνα 2-42: Αντιψυκτικό σύστημα

Από την πέμπτη βαθμίδα με σκοπό:

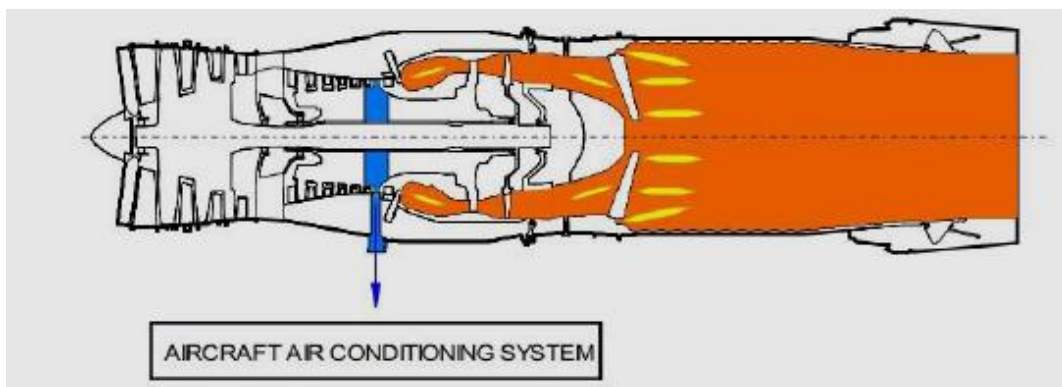
- την ψύξη των πτερυγίων του στροβίλου υψηλής πίεσης.
- την ρύθμιση πίεσης των δεξαμενών και για την παροχή αέρα στην καμπίνα.
- την ψύξη του θαλάμου καύσης, ειδικότερα ο αέρα ψύχει εσωτερικά και εξωτερικά τον θάλαμο καύσης αλλά τροφοδοτεί και τον θόλο του θαλάμου καύσης.



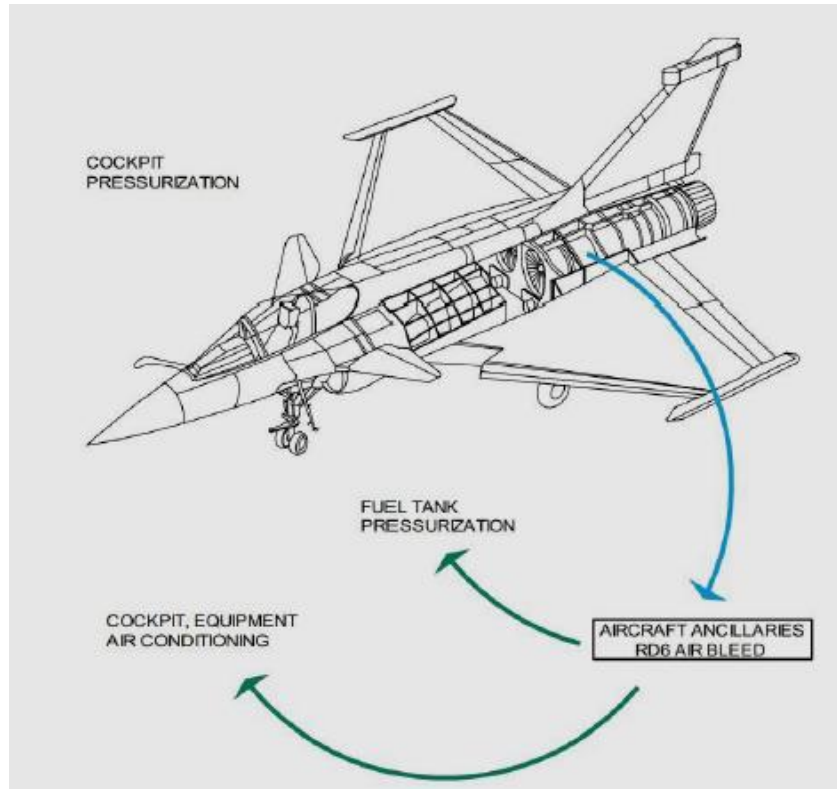
Εικόνα 2-43: Απομαστεύσεις από την πέμπτη βαθμίδα

Από την έκτη βαθμίδα με σκοπό:

- την τροφοδοσία με αέρα της καμπίνας του αεροσκάφους
- την ρύθμιση της πίεσης στις δεξαμενές καυσίμου



Εικόνα 2-44: Απομάστευση για καμπίνα



Εικόνα 2-45: Απομάστευση για το αεροσκάφος

Τέλος ο Πίνακας 2-8 παρουσιάζει τις βασικές απομαστεύσεις αέρα σε συνδυασμό με την πίεση, την θερμοκρασία αλλά και το ποσοστό.

Απομάστευση αέρα	Πίεση (bar)	Θερμοκρασία (K)	Ποσοστό της ροής
3 ^η βαθμίδα συμπιεστή χαμηλής πίεσης	2.65	430	0.2
Έξοδος συμπιεστή χαμηλής πίεσης	3.85	450	0.9
4 ^η βαθμίδα συμπιεστή υψηλής πίεσης	14	690	8.1
5 ^η βαθμίδα συμπιεστή υψηλής πίεσης	16	735	4.3
6 ^η βαθμίδα συμπιεστή υψηλής πίεσης	21.5	770	0 to 3.5
Θάλαμος καύσης	21.5	770	17.5
Αντιψυκτική ροή	3.8	465	1.6

Πίνακας 2-8: Απομαστεύσεις

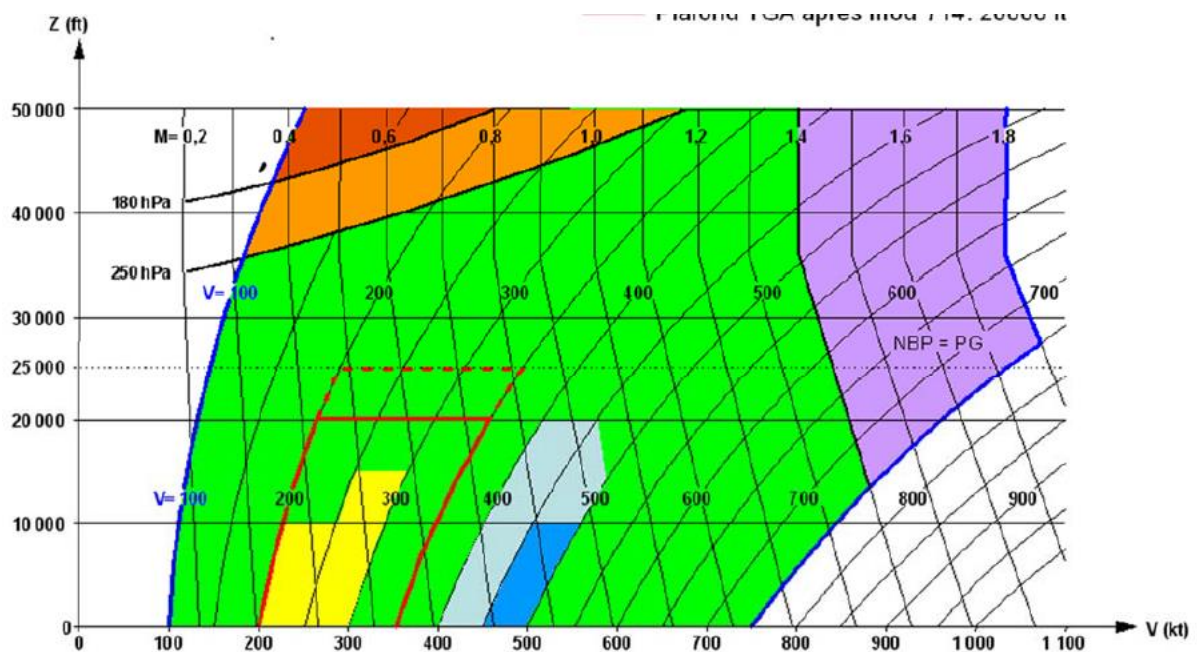
2.3.21 Στοιχεία επιδόσεων του κινητήρα

Αρχικά θα παρουσιαστεί ο Πίνακας 2-9 με το εύρος των μηχανικών στροφών των αξόνων, ανάλογα με τη λειτουργία τους. Μια σημαντική παρατήρηση είναι ότι το ποσοστό του άξονα χαμηλής πίεσης με το αντίστοιχο του υψηλής πίεσης στην ίδια λειτουργία διαφέρει.

mode	LP (percentage)	HP (percentage)
relanti ground	41%,5410	69%,12180
relanti flight	50%,6600	72%,12700
real full throttle	97%,12810	94%,16590
full throttle	100%,13194	100%,17650
amber overspeed	101%,13600	101%,18180
red overspeed	103%,13990	103%,18710

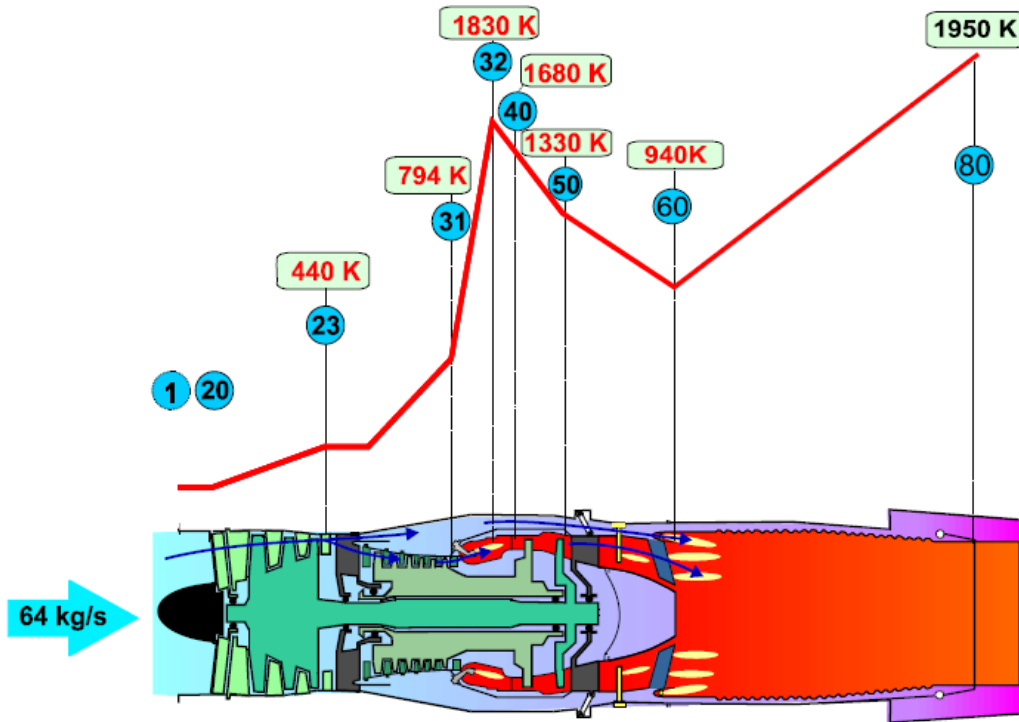
Πίνακας 2-9: Μηχανικές στροφές

Στην συνέχεια θα παρουσιαστεί ο φάκελος πτήσης για τον κινητήρα, ο οποίος θα χρησιμοποιηθεί και στα πλαίσια ανάπτυξης του μοντέλου.

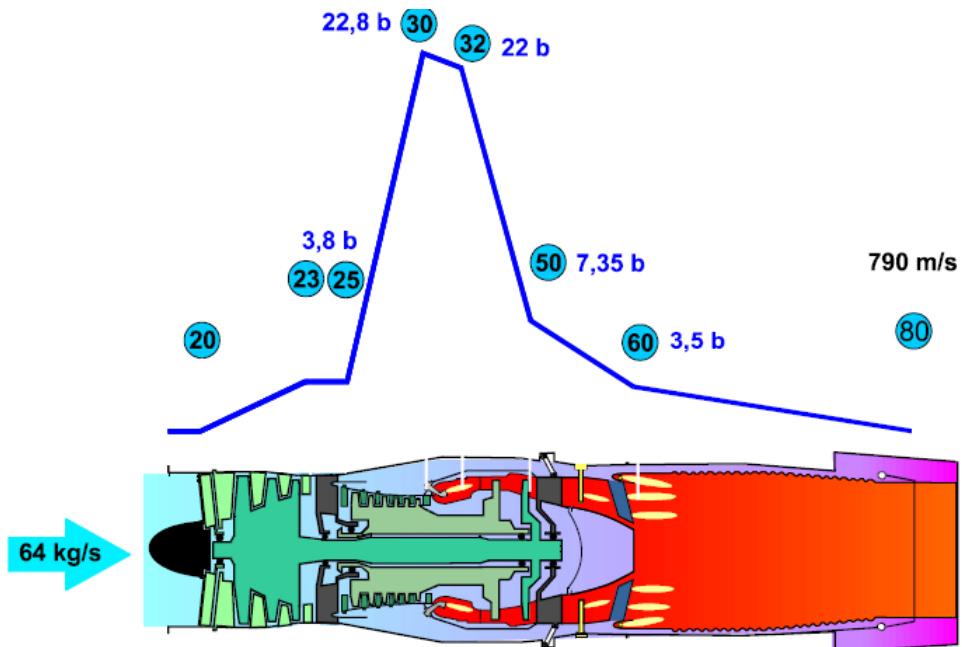


Εικόνα 2-46: Φάκελος πτήσης

Η Εικόνα 2-47 και η Εικόνα 2-48 παρουσιάζει την κατανομή θερμοκρασίας και πίεσης κατά μήκος του κινητήρα στην μέγιστη ώση στο επίπεδο της θάλασσας.



Εικόνα 2-47: Θερμοκρασιακή κατανομή



Εικόνα 2-48: Κατανομή πίεσης στον κινητήρα

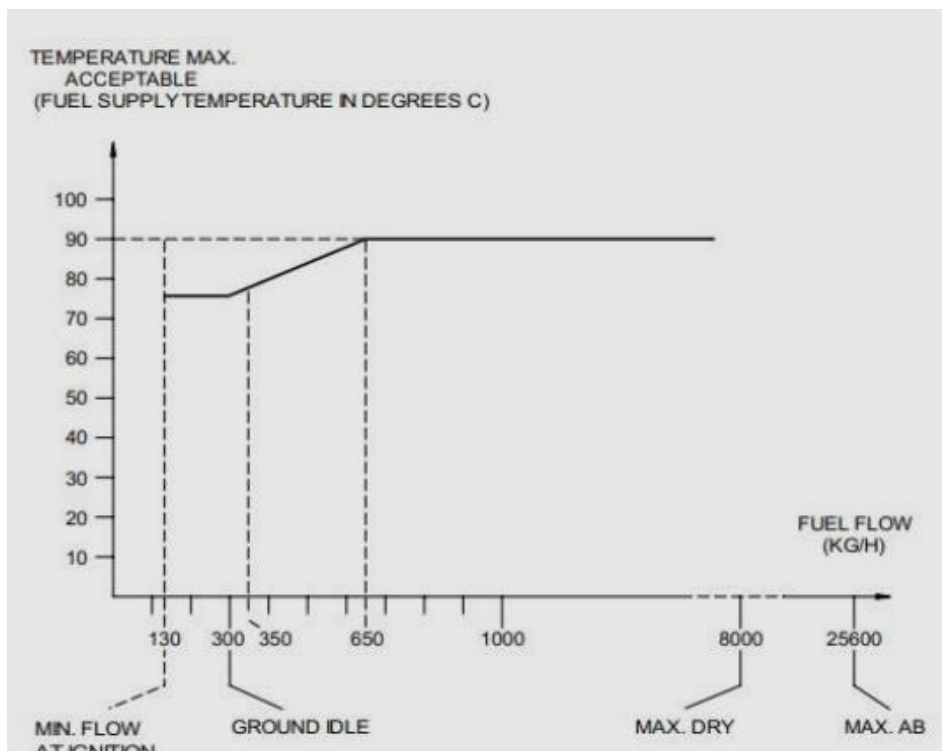
Τέλος ο Πίνακας 2-10 και ο Πίνακας 2-11 παρουσιάζει στοιχεία σχετικά με την κατανάλωση καυσίμου συναρτήσει των στροφών υψηλής για διάφορα σημεία λειτουργίας

HP rpm	l/h	kg/h
12125	460	368
16510	5500	4400
16590	7700	6160
16610	15000	12000

Πίνακας 2-10: Κατανάλωση καυσίμου σε συνάρτηση με τις στροφές

kg/h	On ground	At 5000 ft	At 36000 ft
Full Dry, M=0.9	7880		
max AB takeoff	14880		
max AB, M=0.9	18240	16800	
max AB, M=1.1	19920		
max AB, M=1.6			10080

Πίνακας 2-11: Κατανάλωση καυσίμου για διάφορα σημεία λειτουργίας



Εικόνα 2-49: Αποδεκτή θερμοκρασία καυσίμου σε συνάρτηση με την κατανάλωση

2.4 Σύνοψη

Σε αυτό το σημείο ολοκληρώθηκε η παρουσίαση του κινητήρα M-88. Παρουσιάστηκε η ιστορική εξέλιξη του κινητήρα, καθώς επίσης έγινε εκτεταμένη ανάλυση της λειτουργίας των επί μέρους συνιστωσών του. Τέλος παρουσιάστηκαν στοιχεία επιδόσεων του κινητήρα.

3

Σύγκριση με κινητήρες παρόμοιας τεχνολογίας

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται η σύγκριση κινητήρων παρόμοιων με τον M-88. Οι κινητήρες οι οποίοι θα εξεταστούν είναι ο PW F-100, ο Eurojet EJ-200 και ο GE F-404, ο οποίος μέχρι να ολοκληρωθεί ο M-88 εξόπλιζε τα Rafale. Ειδικότερα, θα παρουσιαστούν τα κύρια γεωμετρικά χαρακτηριστικά και οι επιδόσεις των κινητήρων και θα συγκριθούν μεταξύ τους.

3.1 Βασικά χαρακτηριστικά κινητήρων

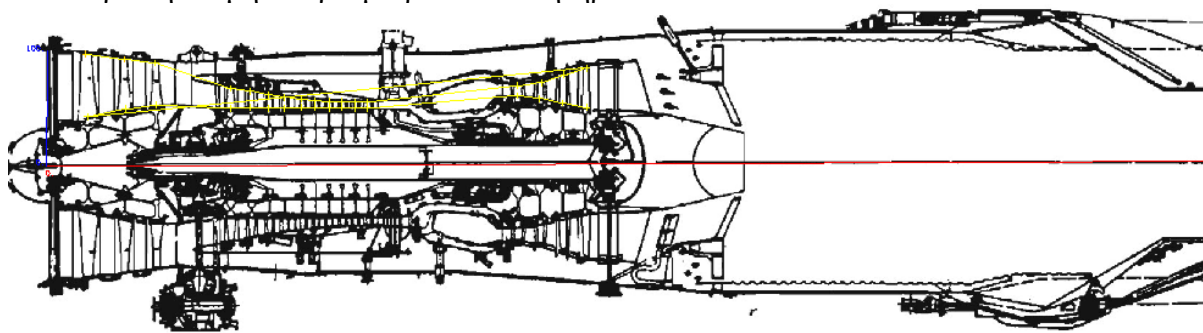
	M-88	EJ-200	F-404	F-100
Ώση[N]	75000	90000	78700	129450
Ώση χωρίς μετάκαυση [N]	50000	60000	48900	79700
Ειδική κατανάλωση [g/kNs]	47.11	48	49	54.96
Ειδική κατανάλωση χωρίς μετάκαυση [g/kNs]	22.14	22	23	21.53
Παροχή αέρα [kg/sec]	65	76	66	112.5
TET [K]	1850	1800		1755
Ολικός λόγος πίεσης	24.5	26	26	32.4
Λόγος παράκαμψης	0.3	0.4	0.34	0.36
Συμπιεστής	3-Stage LP 6-Stage HP	3-Stage LP 5-Stage HP	3-Stage LP 7-Stage HP	3-Stage LP 10-Stage HP
Θάλαμος καύσης	Annular	Annular	Annular	Annular
Στρόβιλος	1-Stage LP 1-Stage HP	1-Stage LP 1-Stage HP	1-Stage LP 1-Stage HP	2-Stage LP 2-Stage HP
Μήκος [m]	3.538	3.988	3.91	4.900
Διάμετρος ανεμιστήρα [m]	0.669	0.737	0.71	0.880
Βάρος [kg]	897	989	1035	1737
Λόγος πίεσης ανεμιστήρα	3.8	4	3.9	3.81
Στροφές άξονα υψηλής πίεσης [RPM]	17650	16859	13688	13450
Στροφές άξονα χαμηλής πίεσης [RPM]	13194	13588	16464	10400

Πίνακας 3-1: Κύρια χαρακτηριστικά των κινητήρων M-88 [1],EJ-200,F-404 [4]και F-100 [5]

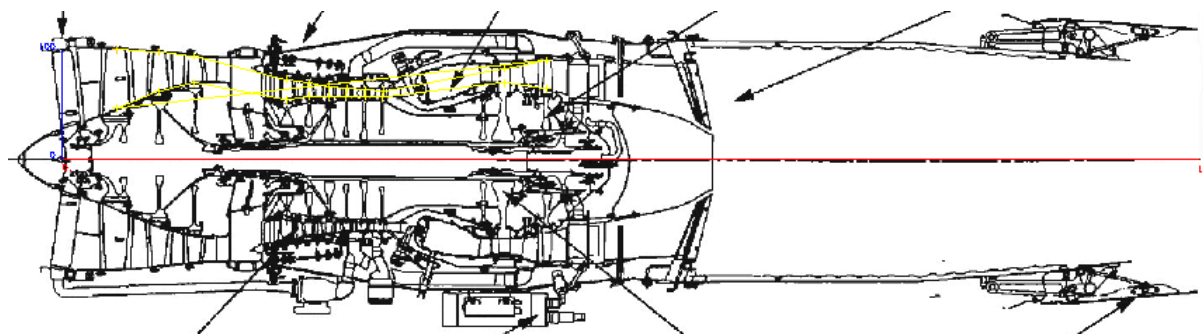
Στον Πίνακα 3-1 παρατηρείται ότι όλοι οι κινητήρες που θα συγκριθούν έχουν μικρό λόγο παράκαμψης, από 0.3 έως 0.4, επίσης χρησιμοποιούνται για τον ίδιο σκοπό, δηλαδή εξοπλίζουν μαχητικά αεροσκάφη. Ωστόσο έχουν και αρκετές διαφορές σε επίπεδο γεωμετρίας και αριθμού βαθμίδων. Αρχικά ο μεγαλύτερος είναι ο F-100 που έχει μήκος 4.9 m και διάμετρο ανεμιστήρα 0.88 m, ενώ ο μικρότερος είναι ο M-88 με μήκος 3.5 m και διάμετρο ανεμιστήρα 0.669 m. Οι άλλοι δύο κινητήρες έχουν παρόμοιο μήκος, στα 3.9 m και διάμετρο ανεμιστήρα 0.72 m. Αναφορικά με τον αριθμό των βαθμίδων, όλοι έχουν ανεμιστήρα τριών βαθμίδων, ενώ υπάρχει διαφοροποίηση στον συμπιεστή υψηλής πίεσης, ειδικότερα ο M-88 έχει 6 βαθμίδες, ο EJ-200 5 βαθμίδες, ο F-404 7 βαθμίδες και ο F-100 10 βαθμίδες. Τέλος ο στρόβιλος χαμηλής και υψηλής πίεσης αποτελείται από 1 βαθμίδα για τους κινητήρες M-88, EJ-200, F-404, ενώ ο F-100 έχει δύο βαθμίδες. Με βάση τα στοιχεία που αναλύθηκαν και με δεδομένο ότι όλοι οι κινητήρες είναι παρόμοιας τεχνολογίας είναι λογικό που ο F-100 έχει τη μεγαλύτερη ώση και τον μεγαλύτερο λόγο πίεσης. Ειδικότερα ο F-100 έχει ώση 130 KN (χωρίς μετακαυστήρα 80 KN) ενώ οι άλλοι 3 έχουν ώση της τάξης των 75 KN (χωρίς μετακαυστήρα 50 KN), επιπλέον ο F-100 έχει ολικό λόγο πίεσης 32.4, σε αντίθεση με τους άλλους τρεις που έχουν γύρω στο 26. Επιπλέον ο αέρας που διακινεί ο F-100 είναι 112.5 kg/sec ενώ οι άλλοι τρεις γύρω στα 70 kg/sec. Τέλος όλοι οι κινητήρες έχουν θερμοκρασία εισόδου στον στρόβιλο γύρω στα 1800 K.

3.2 Σύγκριση της γεωμετρίας των κινητήρων

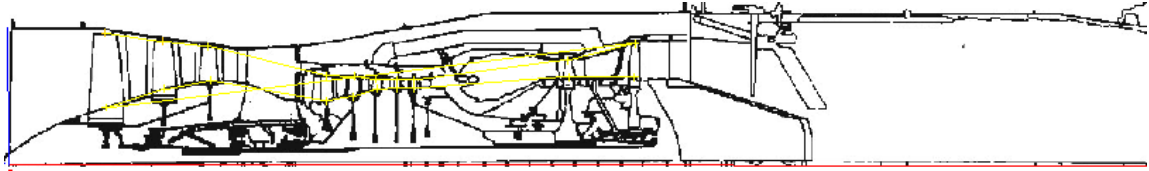
Αρχικά θα παρουσιαστούν οι τομές των κινητήρων, που παρέχουν μια σαφή εικόνα για την δομή και γεωμετρία των κινητήρων.



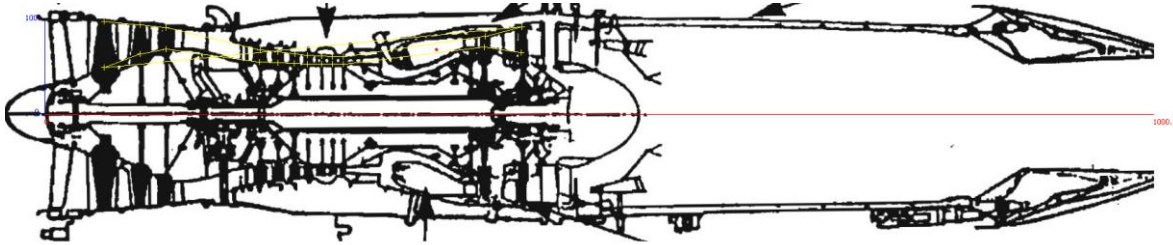
Εικόνα 3-1: Τομή κινητήρα F-100 [5]



Εικόνα 3-2: Τομή κινητήρα Safran M-88 [1]

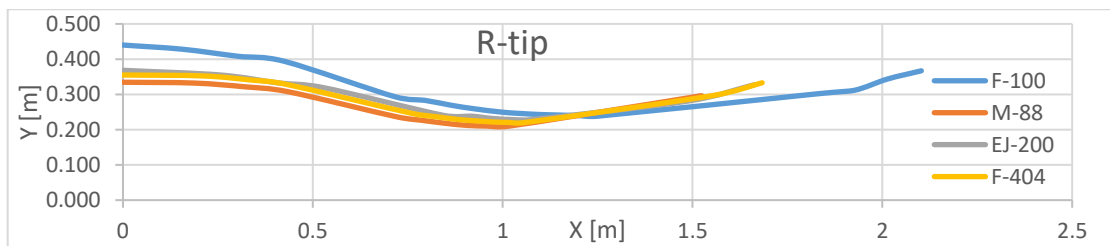


Εικόνα 3-3: Τομή κινητήρα EJ-200

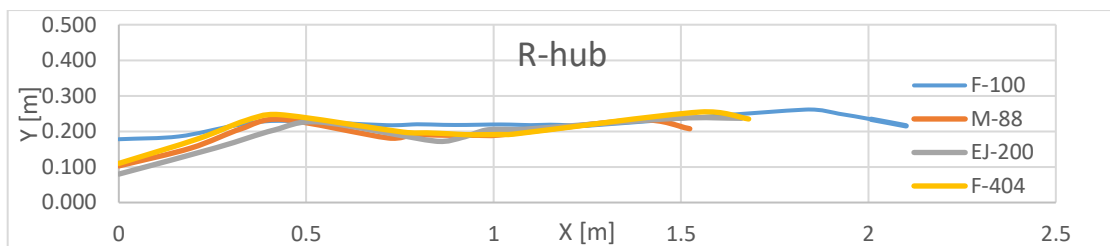


Εικόνα 3-4: Τομή κινητήρα GE F-404 [4]

Με βάση υπάρχουσες τομές της βιβλιογραφίας, ψηφιοποιήθηκε ο κάθε κινητήρας και υπολογίστηκε το R-tip και R-hub της κάθε βαθμίδας. Ειδικότερα παρατηρούμε στο Διάγραμμα 1 και Διάγραμμα 2 το μονοπάτι της ροής του αέρα από την είσοδο του συμπιεστή έως και την έξοδο του στροβίλου.



Διάγραμμα 1: Ακτίνα κεφαλής συναρτήσει του μήκους



Διάγραμμα 2: Ακτίνα ποδός συναρτήσει του μήκους του κινητήρα

Ο κινητήρας F-100 όπως είναι λογικό έχει τη μεγαλύτερο μήκος και τη μεγαλύτερη ακτίνα κεφαλής. Επίσης παρατηρούμε την ομοιότητα της γεωμετρίας μεταξύ των τριών κινητήρων (M-88, EJ-200 & F-404) που αν συμπεριλάβουμε και την μεγάλη ομοιότητα στα στοιχεία επίδοσης, καταλήγουμε ότι έχουν παρόμοια επίδοση σε όλους τους τομείς και ίδιο επίπεδο τεχνολογίας.

3.3 Σύγκριση κινητήρων

Με βάση τη βιβλιογραφία είναι γνωστές οι στροφές των αξόνων των κινητήρων, οι οποίες παρουσιάζονται στον Πίνακα 3-2.

RPM	F-100	M-88	EJ-200	F-404
LP	10400	13194	12889	13688
HP	13450	17650	16401	16464

Πίνακας 3-2: Στροφές κινητήρων

Με βάση τις στροφές αλλά και τις ακτίνες θα εξεταστεί το κριτήριο τάσεων $A \cdot N^2$, όπου A η διατομή εξόδου στον στρόβιλο υψηλής ή χαμηλής πίεσης και N οι αντίστοιχες στροφές των αξόνων.

Ο Πίνακας 3-3 παρουσιάζει τα αποτελέσματα.

$A \cdot N^2$ (10^6)	F-100	M-88	EJ-200	F-404
LP	30.0	24.5	26.6	32.8
HP	19.7	20.4	19.3	19.7

Πίνακας 3-3: Τιμή του κριτηρίου $A \cdot N^2$

Οι τιμές για το $A \cdot N^2$ είναι παρόμοιες και για τους τρεις κινητήρες, κάτι που είναι αναμενόμενο καθώς και οι τρεις κινητήρες είναι παρόμοιας τεχνολογίας με κατασκευασμένα με παρόμοια υλικά. Μόνο για τον άξονα χαμηλής πίεσης υπάρχουν μεγαλύτερες διαφορές κάτι που πιθανόν οφείλεται στο γεγονός ότι ο κινητήρας F-100 έχει δύο βαθμίδες στο στρόβιλο χαμηλής και ο κινητήρας F-404 είναι λίγο παλαιότερος από τους άλλους.

4

Ανάπτυξη Μοντέλου Προσομοίωσης Κινητήρα M88

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζονται αναλυτικά τα βήματα που έγιναν για τη δημιουργία του μοντέλου προσομοίωσης στο περιβάλλον του λογισμικού PROOSIS. Ειδικότερα, παρουσιάζεται η διαδικασία δημιουργίας του σχηματικού, η εύρεση του σημείου σχεδιασμού καθώς και άλλα σημεία λειτουργίας.

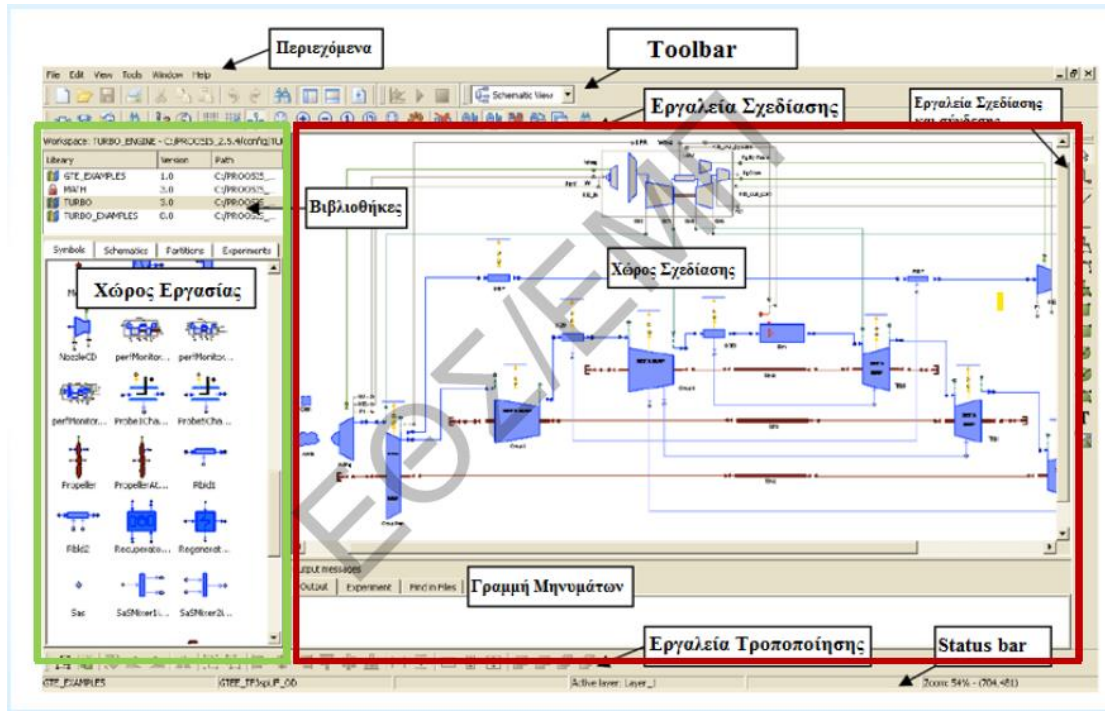
4.1 Υπολογιστικό πρόγραμμα Proosis

Το υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS αποτελεί ένα αυτόνομο, αντικειμενοστραφές περιβάλλον προσομοίωσης βιομηχανικών αεριοστρόβιλων και αεροπορικών κινητήρων. Χρησιμοποιείται για τη δημιουργία, εκτέλεση, διαχείριση και κοινή χρήση μοντέλων διαφορετικών κινητήρων, με χρήση τυπικών ή προσαρμοσμένων βιβλιοθηκών των εξαρτημάτων του εκάστοτε κινητήρα. Οι υπολογισμοί που εκτελεί μπορεί να είναι σε σταθερή ή μεταβατική κατάσταση, μπορούν επίσης να γίνουν υπολογισμοί διαφορετικών τύπων, γίνεται δηλαδή ανάλυση σε σημεία εντός και εκτός σχεδιασμού (on and off design – point analysis), όπως επίσης υλοποιούνται παραμετρικές μελέτες και αναλύσεις ευαισθησίας και βελτιστοποίησης. Μπορεί επίσης να εκτελέσει υπολογισμούς σε πραγματικό χρόνο.

Σημαντικός παράγοντας της υλοποίησης των ανωτέρω διαφόρων λειτουργιών και υπολογισμών καθίσταται η δυνατότητα σύνδεσης του PROOSIS με εξωτερικά εργαλεία (πχ. CFD, FEA). Έτσι, το PROOSIS αποτελεί ένα χρήσιμο εργαλείο για όλες τις φάσεις του κύκλου ζωής του κινητήρα, από την προκαταρκτική και λεπτομερή σχεδίαση έως την εκ των υστέρων πιστοποίησή του. Στη σύγχρονη βιομηχανία αποτελεί σημαντικό εργαλείο, καθώς μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως κοινό πλαίσιο σε έργα κινητήρων πολλών συνεργατών, παρέχοντας κοινά πρότυπα και μεθοδολογίες.

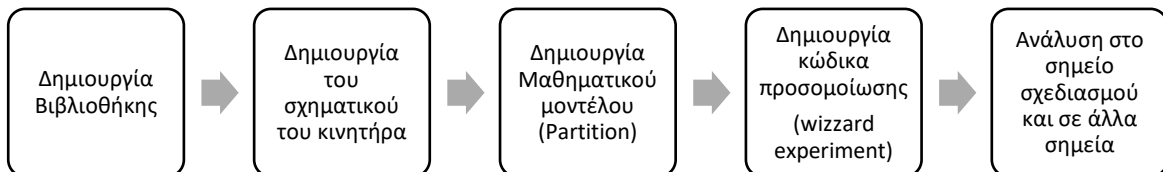
Πρόκειται για περιβάλλον μοντελοποίησης και προσομοίωσης, το οποίο αναπτύχθηκε αρχικά στο πλαίσιο του ευρωπαϊκού έργου VIVACE, από μία κοινοπραξία ευρωπαϊκών πανεπιστημίων, ερευνητικών ιδρυμάτων και εταιρειών. Βασίζεται στο EcosimPro, εργαλείο προσομοίωσης, που αναπτύχθηκε από την Ισπανική εταιρεία Empresarios Agrupados Internacional S. A., για τη μοντελοποίηση κάθε φυσικής διεργασίας που εκφράζεται με όρους διαφορικών αλγεβρικών εξισώσεων (DAE) ή συνήθων διαφορικών εξισώσεων (ODE) και διακριτών γεγονότων.

Στην Εικόνα 4-1 παρουσιάζεται το περιβάλλον με το οποίο ο χρήστης καλείται να δημιουργήσει το μοντέλο του. Ειδικότερα, ο χρήστης δημιουργεί την βιβλιοθήκη, καθώς επίσης χρησιμοποιεί και ήδη έτοιμες βιβλιοθήκες για την ανάπτυξη του μοντέλου του.



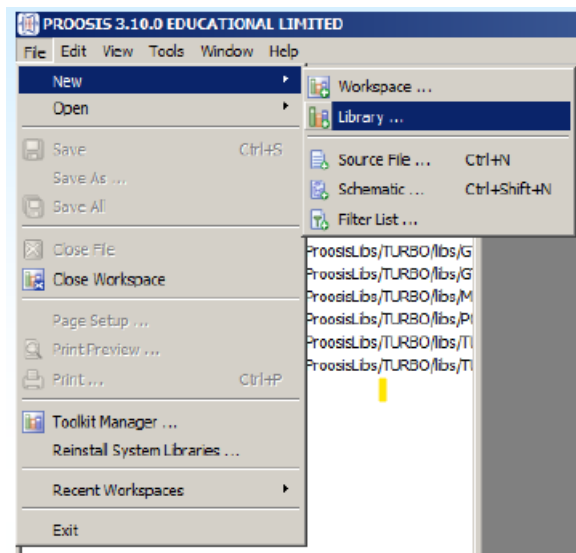
Εικόνα 4-1 Περιβάλλον Proosis

Για την δημιουργία ενός μοντέλου στροβιλοκινητήρα στο περιβάλλον του Proosis, Εικόνα 4-1, ακολουθείται η διαδικασία που παρουσιάζεται παρακάτω:



4.1.1 Δημιουργία βιβλιοθήκης

Πρώτο βήμα για την ανάπτυξη του μοντέλου προσομοίωσης είναι η δημιουργία της βιβλιοθήκης του μοντέλου. Παρακάτω φαίνεται η διαδικασία δημιουργίας μιας βιβλιοθήκης:

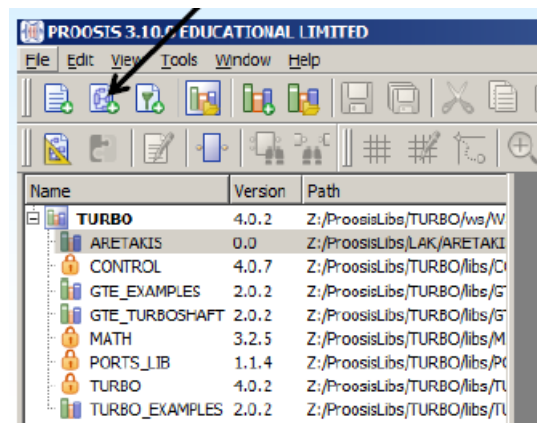


Εικόνα 4-2: Δημιουργία βιβλιοθήκης

Με τον τρόπο αυτό δημιουργήθηκε η βιβλιοθήκη για τον κινητήρα M88. Επιπρόσθετα για την λειτουργία του μοντέλου θα χρησιμοποιηθούν συνιστώσες και εξισώσεις από τη βιβλιοθήκη TURBO, μια βιβλιοθήκη που έχει αναπτύξει μεταξύ άλλων και το ΕΘΣ/ΕΜΠ.

4.1.2 Δημιουργία σχηματικού μοντέλου του κινητήρα

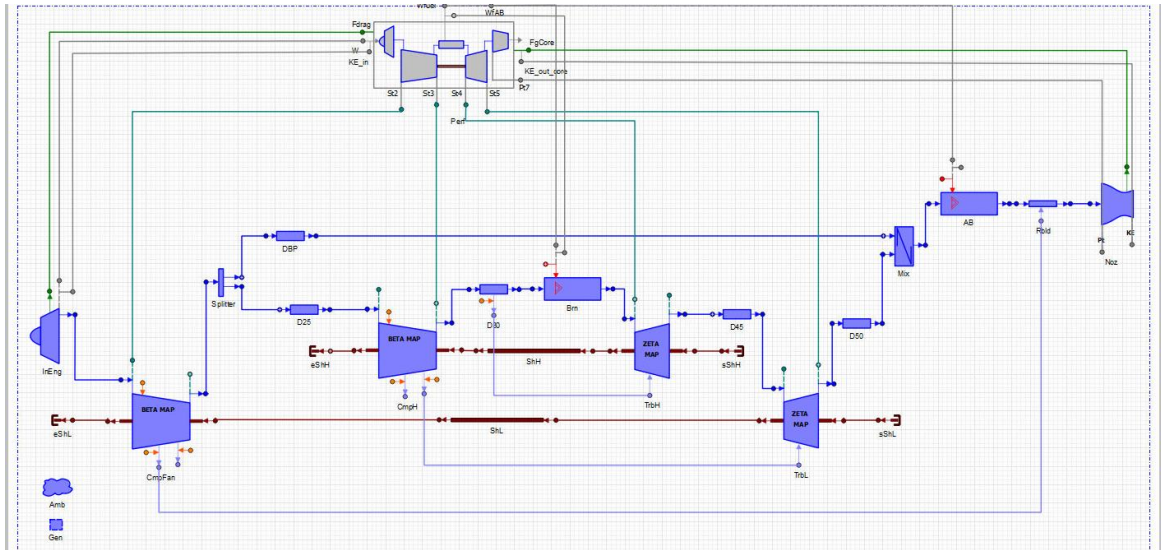
Επόμενο βήμα είναι η δημιουργία του σχηματικού. Ο τρόπος δημιουργίας ενός σχηματικού παρουσιάζεται στην παρακάτω φωτογραφία:



Εικόνα 4-3: Δημιουργία σχηματικού

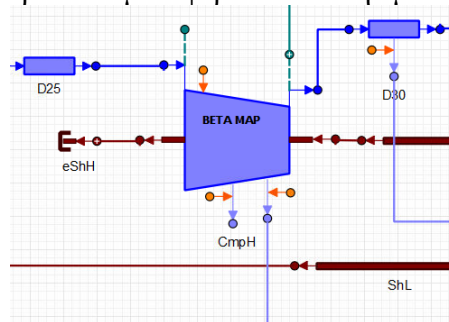
Έχοντας δημιουργήσει το σχηματικό επιλέγονται από την βιβλιοθήκη TURBO οι επί μέρους συνιστώσες του κινητήρα, που θα ενωθούν μέσω των θυρών (ports) και θα δημιουργηθεί το σχηματικό. Μέσω των θυρών μεταφέρονται πληροφορίες για την έξοδο και είσοδο κάθε συνιστώσας, έτσι δημιουργείται το μοντέλο του κινητήρα. Οι θύρες είναι διαφορετικών ειδών και μεταφέρουν διαφορετικά στοιχεία. Παρακάτω παρουσιάζεται το σχηματικό του κινητήρα M88, ενός κινητήρα διπλού τυμπάνου με ανάμιξη και

μετάκαυση. Στην συνέχεια θα αναλυθούν οι επιμέρους συνιστώσες που χρησιμοποιήθηκαν καθώς και η συνδεσμολογία αυτών.















Εικόνα 4-4: Σχηματικό κινητήρα M88

Όπως παρατηρούμε στην Εικόνα 4-4 υπάρχουν διάφορα είδη θυρών που έχουν να κάνουν με την πληροφορία που μεταφέρεται από την μια συνιστώσα στην άλλη.





Εικόνα 4-5: Παράδειγμα θυρών και συνιστωσών

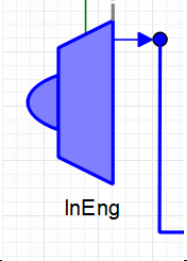
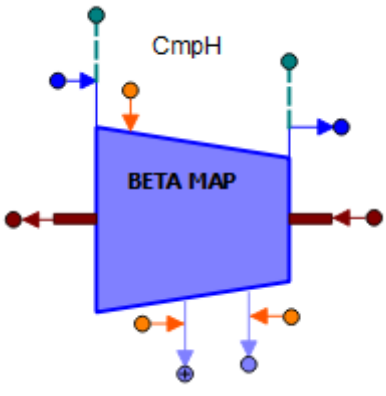
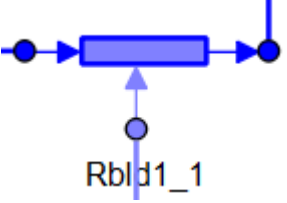
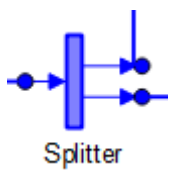
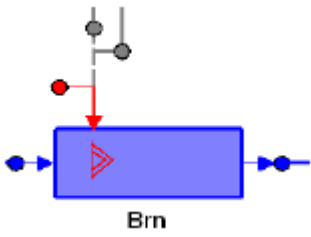
Στον παρακάτω πίνακα παρουσιάζονται τα είδη των θυρών.

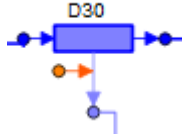
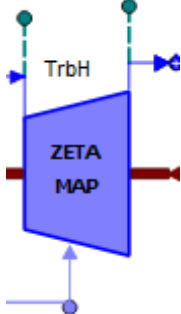
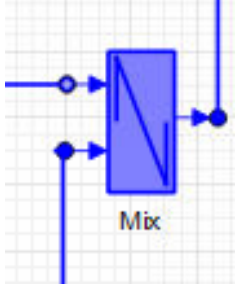
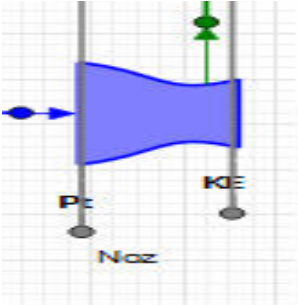

No	Port Type	Symbol	Allowed Connections	Description
1	Fluid		Single	Main flow variables (e.g. flow rate, pressure, temperature)
2	FluidInfo		Single	Fluid information variables (e.g. flow rate, pressure, temperature)
3	Fuel		Single	Fuel variables (e.g. fuel flow rate)
4	Heat		Single	Heat flow variables
5	Info		Single	Information variables
6	Liquid		Single	Cooling media variables (e.g. liquid type, flow rate, temperature)
7	Mech		Single In	Mechanical variables (e.g. rotational speed, torque)
8	Sas		Single	Secondary air system variables (e.g. flow rate, pressure, temperature)
9	Sensor		Single	Sensor variables
10	Thrust		Single Out	Thrust variables
11	TwoPh1F		Single	Two phase of single fluid flow variables
12	TwoPh2F		Single	Two phase of two fluids flow variables

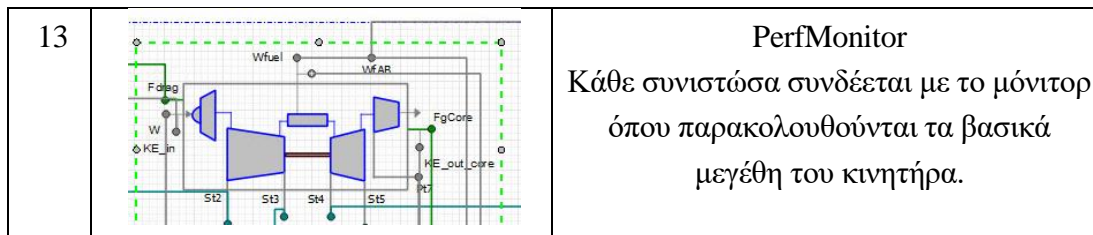
Εικόνα 4-6: Είδη θυρών

Οι συνιστώσες που αποτελούν τον κινητήρα και χρησιμοποιήθηκαν στο σχηματικό είναι από την βιβλιοθήκη TURBO και θα παρουσιαστούν λεπτομερώς στον παρακάτω πίνακα.

A/A	Εικόνα	Περιγραφή
1		General Component Παρέχει στοιχεία του εργαζόμενου μέσου σε όλες τις άλλες συνιστώσες. Εδώ ορίστηκε ο τύπος του καυσίμου ως Jet-A.
2		Atmosphere Component Μέσω της ατμόσφαιρας καθορίζονται οι συνθήκες πτήσης του κινητήρα

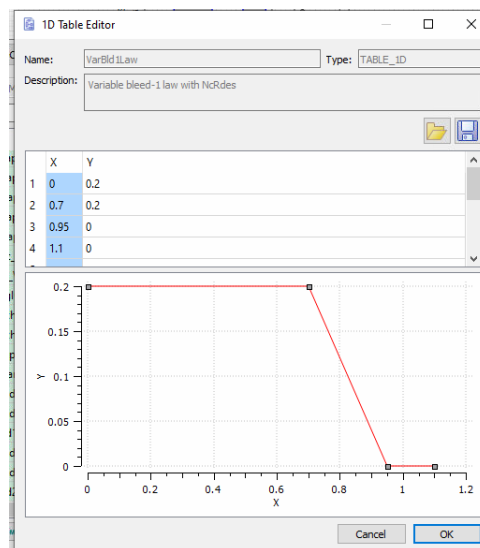
3		<p>Inlet component</p> <p>Έχει να κάνει με τον αγωγό εισόδου και τις απώλειες πίεσης σε αυτόν. Έχουμε ορίσει χάρτη για τις απώλειες συναρτήσει των συνθηκών πτήσης</p>
4		<p>Compressor Component</p> <p>Η συνιστώσα αυτή χρησιμοποιείται και ως ανεμιστήρας αλλά και ως συμπιεστής υψηλής πίεσης. Διαθέτει 2 απομαστεύσεις.</p> <p>Υπολογίζει τα μεγέθη εξόδου του συμπιεστή και την απαιτούμενη ισχύ στην άτρακτο.</p>
5		<p>Returning Bleed</p> <p>Η συνιστώσα αυτή έχει να κάνει με την απομάστευση από τον ανεμιστήρα που καταλήγει στην έξοδο του μετακαυστήρα</p>
6		<p>Splitter Component</p> <p>Διαχωρίζει την ροή, στο ρεύμα πυρήνα και το ρεύμα παράκαμψης με βάση το λόγο παράκαμψης</p>
7		<p>Burner Component</p> <p>Η συνιστώσα του θαλάμου καύσης, σε αυτήν ορίζεται ο βαθμός απόδοσης και οι απώλειες πίεσης του θαλάμου καύσης.</p>

8		<p>Duct Component</p> <p>Υπάρχουν διάφορα είδη αγωγών, ανάλογα με τον αριθμό των απομαστεύσεων. Ενδέχεται να υπάρχει πτώση στη πίεση εξόδου, λόγω απωλειών.</p>
9		<p>Turbine Component</p> <p>Η συγκεκριμένη συνιστώσα αντιστοιχεί στον στρόβιλο χαμηλής και υψηλής πίεσης.</p>
10		<p>Mixer</p> <p>Αποτελεί τον αναμείκτη του μοντέλου. Πραγματοποιεί την ανάμειξη του ρεύματος παράκαμψης και του ρεύματος πυρήνα.</p>
11		<p>C/D Nozzle Component</p> <p>Είναι η συνιστώσα που προσομοιώνει την λειτουργία του συγκλίνοντος αποκλίνοντος ακροφυσίου..</p>
12		<p>Shaft component</p> <p>Είναι ο άξονας που προσομοιώνει την σύνδεση των στρόβιλων με τους συμπιεστές και με βάση τις στροφές υπολογίζει την ισχύ για την κίνηση των συμπιεστών.</p>



Πίνακας 4-1: Συνιστώσες σχηματικού

Είναι σημαντικό να αναφερθεί ότι στη συνιστώσα του ανεμιστήρα, αντί για την προκαθορισμένη επιλογή του σταθερού ποσοστού απομάστευσης ορίστηκε και μια ακόμα επιλογή για μεταβλητό ποσοστό ανάλογα με τις ανηγμένες στροφές του ανεμιστήρα, όπως φαίνεται στην Εικόνα 4-7.



Εικόνα 4-7: Διάγραμμα μεταβολής ποσοστού απομάστευσης στον ανεμιστήρα συναρτήσει των ανηγμένων στροφών του.

Επιπλέον για τους σκοπούς της εργασίας έγινε μια αλλαγή στον κώδικα της συνιστώσας Splitter, έτσι ώστε να ορίζεται σωστά ο λόγος παράκαμψης, δηλαδή σαν λόγος των δύο παροχών και όχι σαν λόγος της μιας παροχής ως προς τη συνολική που ίσχυε στην συνιστώσα που υπήρχε. Ο κώδικας της νέας τροποποιημένης συνιστώσας, παρουσιάζεται στην Εικόνα 4-8.

```

USE TURBO
USE MATH

COMPONENT SplitterBPR IS A setFluidModel

PORTS
IN Fluid F_in "Inlet main flow port"
OUT Fluid F_outBP "ByPass flow Port"
OUT Fluid F_outCO "Core Flow Port"

DECLS

ALG REAL BPR UNITS no_units "BPR"

CONTINUOUS

F_outBP.W = BPR * F_in.W / (BPR+1)
F_outBP.FARB = F_in.FARB
F_outBP.FARU = F_in.FARU
F_outBP.WAR = F_in.WAR
F_outBP.Tt = F_in.Tt
F_outBP.Ang = F_in.Ang
F_outBP.Pt = F_in.Pt

F_outCO.W = F_outBP.W / BPR
F_outCO.FARB = F_in.FARB
F_outCO.FARU = F_in.FARU
F_outCO.WAR = F_in.WAR
F_outCO.Tt = F_in.Tt
F_outCO.Ang = F_in.Ang
F_outCO.Pt = F_in.Pt

END COMPONENT

```

Εικόνα 4-8: Κώδικας για την συνιστώσα Splitter

Επίσης η βιβλιοθήκη TURBO από την οποία πάρθηκαν τα σχηματικά για της συνιστώσες, δεν έχει μόνιτορ που στην συνολική κατανάλωση να προσμετρά την κατανάλωση καυσίμου από την μετάκαυση. Με αποτέλεσμα να αλλαχθεί λίγο ο κώδικας ώστε να συμπεριλαμβάνεται η κατανάλωση του μετακαυστήρα. Στην Εικόνα 4-9 παρουσιάζεται η προσθήκη στον κώδικα με κίτρινη επισήμανση.

```

COMPONENT perfMonitorThrustLFAB IS A absMONITOR
"Performance monitor for thrust power engines - turbojet"

PORTS
IN Info WABfuel "Fuel flow rate"
IN Info KE_in "Inlet flow kinetic energy"
IN Info KE_out_core "Core jet kinetic energy"
IN Thrust Fg_core "Core gross thrust"
IN Thrust Fd "Inlet momentum drag"

DECLS
REAL TSFC UNITS u_g_kNs RANGE 0.0,Inf "Thrust specific fuel consumption"
REAL effProp UNITS no_units RANGE 0.0,1.0 "Propulsive efficiency"
REAL effOvr UNITS no_units RANGE 0.0,1.0 "Overall efficiency"
REAL effTh UNITS no_units RANGE 0.0,1.0 "Thermal efficiency"
REAL Fn_core UNITS u_N RANGE 0.0,Inf "Core net thrust"
REAL Fn UNITS u_N "Total net thrust"
REAL sFn UNITS u_m_s "Specific net thrust"
REAL V1 UNITS u_m_s RANGE 0.0,Inf "Flight speed"

CONTINUOUS
-- Thermal efficiency
<thEqn> effTh = (KE_out_core.Channel - KE_in.Channel) / ((Wfuel.Channel + WABfuel.Channel) * LHV.Channel)

-- Propulsive efficiency
<propEqn> effProp = Fn * V1 / (KE_out_core.Channel - KE_in.Channel)

-- Overall efficiency
effOvr = effTh * effProp

-- Specific fuel consumption
TSFC = 1e6 * (Wfuel.Channel + WABfuel.Channel) / Fn

-- Thrust (NOTE: Fd.F is -ve!)
<FnEqn> Fn_core = Fg_core.F + Fd.F
<FnEqn> Fn = Fn_core
sFn = Fn / W1.Channel

-- Flight speed (NOTE: Fd.F is -ve!)
V1 = -Fd.F / W1.Channel

END COMPONENT

```

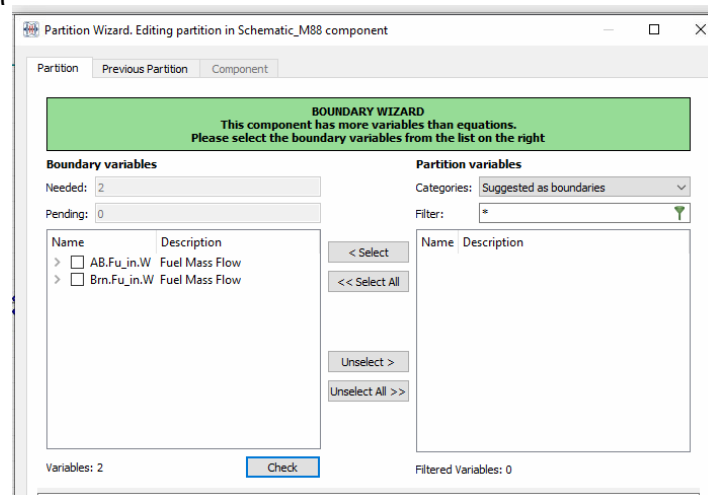
Εικόνα 4-9: Αλλαγή στον κώδικα του σχηματικού του μόνιτορ

Τέλος μόλις δημιουργηθεί το σχηματικό είναι απαραίτητο να το κάνουμε compile, ώστε μετέπειτα να δημιουργηθεί το μαθηματικό μοντέλο.

4.1.3 Δημιουργία Μαθηματικού Μοντέλου

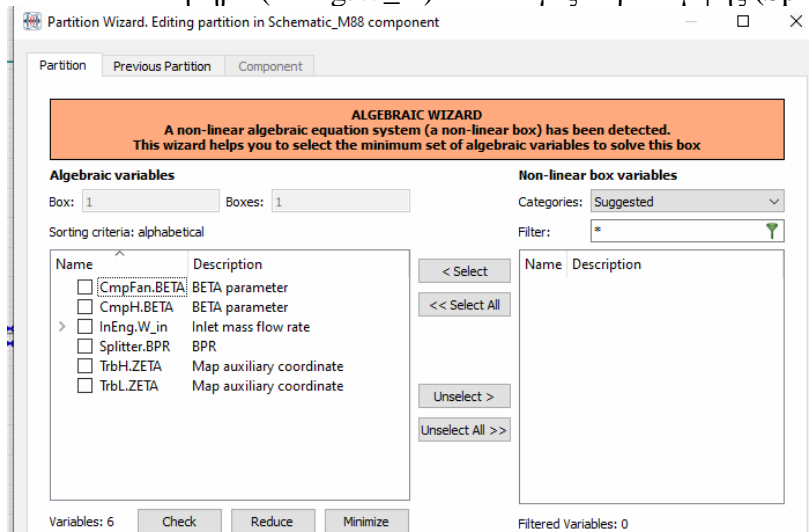
Επόμενο βήμα μετά τη δημιουργία του σχηματικού, είναι η δημιουργία του μαθηματικού μοντέλου (partition) που περιγράφει το πρόβλημα και πρέπει να το καθορίσει ο χρήστης. Για το πρόβλημα μας χρειάζονται 2 οριακές μεταβλητές (boundary variables) και 6 αλγεβρικές (algebraic) για την επίλυση του προβλήματος.

Στην Εικόνα 4-10 φαίνονται οι οριακές μεταβλητές, ειδικότερα ως οριακές μεταβλητές στο πρόβλημα έχουμε την παροχή καυσίμου στον θάλαμο καύσης και τον μετακαυστήρα. Οι τιμές είτε προκύπτουν από τη λύση κάποιων εξισώσεων είτε δίνονται από τον χρήστη.



Εικόνα 4-10: Οριακές μεταβλητές (Boundary variables)

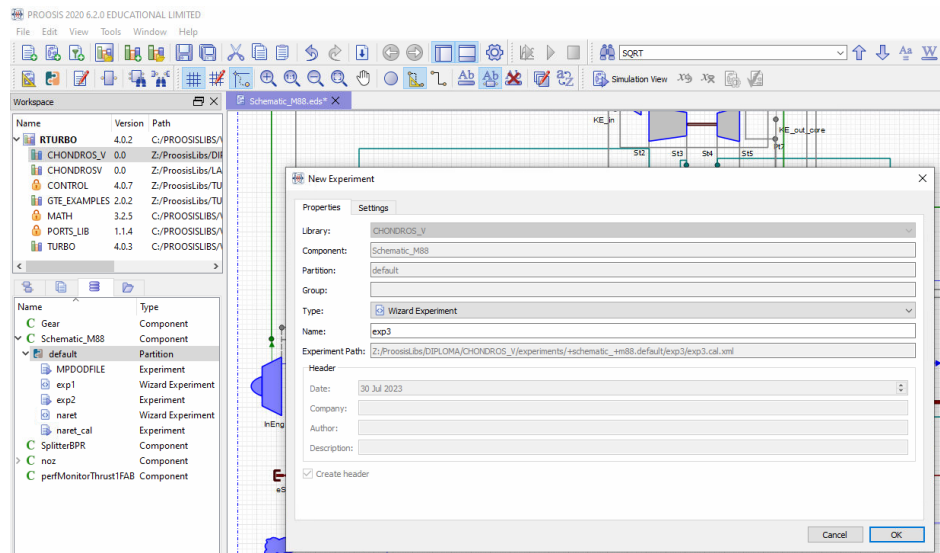
Στην Εικόνα 4-11 παρουσιάζονται οι αλγεβρικές μεταβλητές, ειδικότερα για αυτές τις μεταβλητές πρέπει ο χρήστης να δώσει κάποιες αρχικές τιμές. Για το πρόβλημα μας ως αλγεβρικές μεταβλητές επιλέγονται οι αριθμοί β των χαρακτηριστικών γραμμών του ανεμιστήρα και συμπιεστή (CmpFan.BETA, CmpH.BETA), οι αριθμοί ζ των χαρακτηριστικών γραμμών των δύο στροβίλων (TrbH.ZETA, TrbL.ZETA), η παροχή αέρα στην είσοδο του κινητήρα (InEng.W_in) και ο λόγος παράκαμψης (Splitter.BPR).



Εικόνα 4-11: Αλγεβρικές μεταβλητές (Algebraic variables)

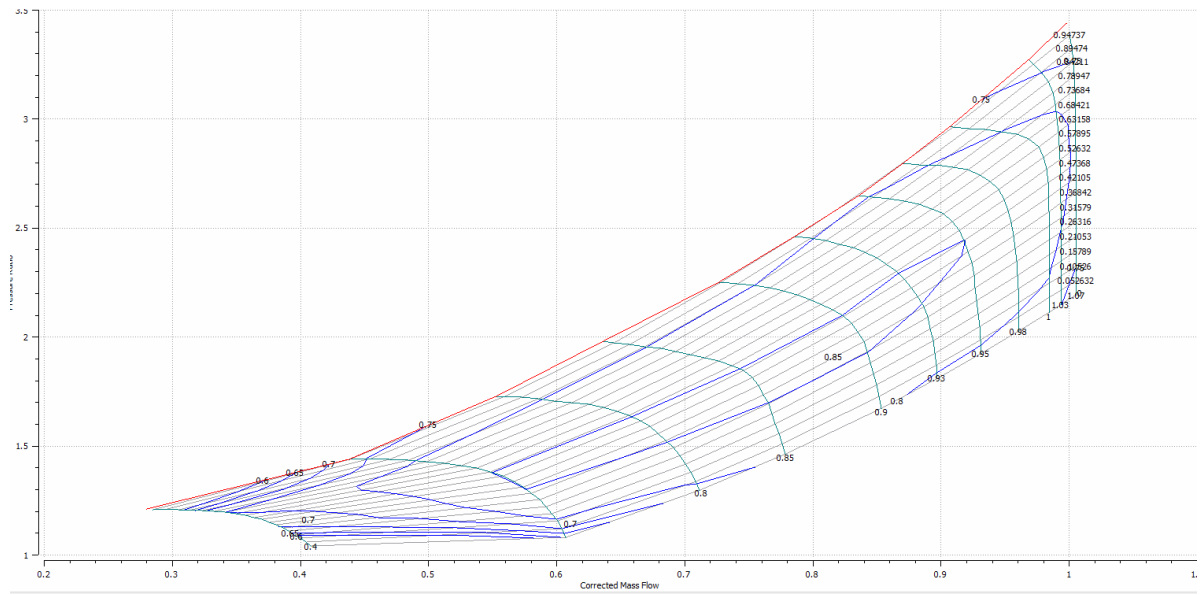
4.1.4 Δημιουργία Wizard Experiment

Αφού δημιουργήθηκε το μαθηματικό μοντέλο πρέπει να δημιουργηθεί και το wizard experiment, εκεί θα ορίσουμε αρχικές τιμές, μεταβλητές και εξισώσεις για επίλυση στο σημείο σχεδιασμού αλλά και σε σημεία εκτός σχεδιασμού. Ο τρόπος δημιουργίας του Wizard Experiment παρουσιάζεται στην Εικόνα 4-12.

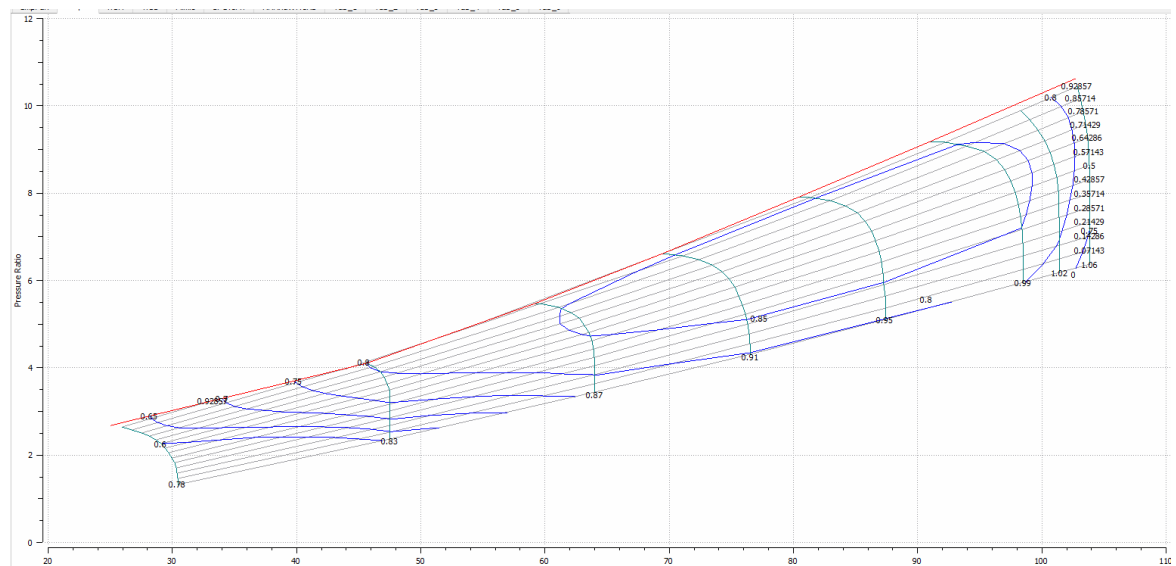


Εικόνα 4-12: Wizard Experiment

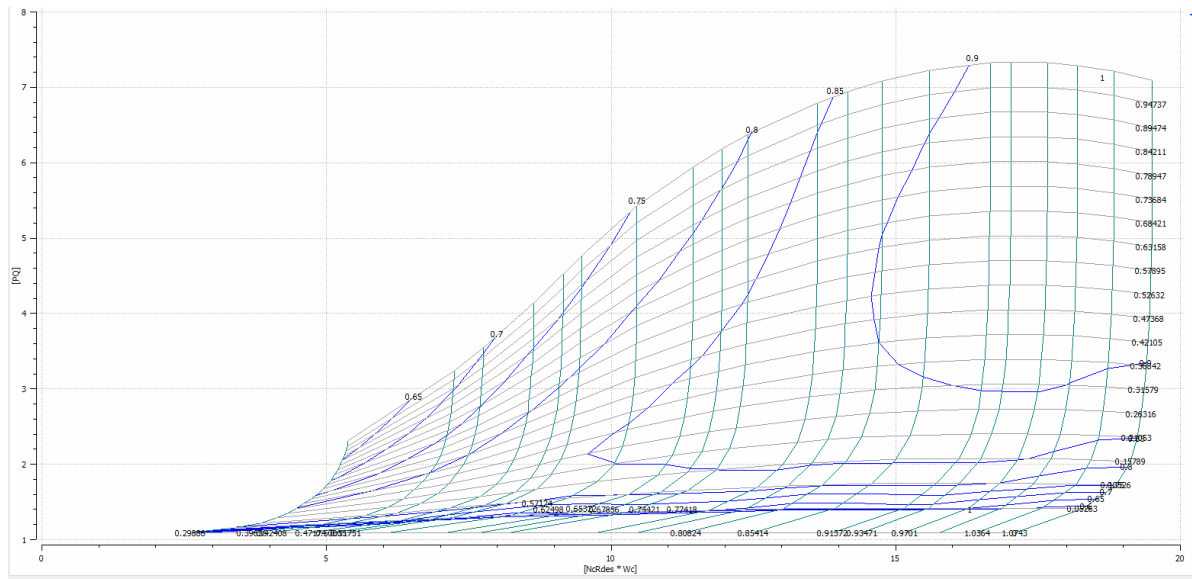
Πριν την δημιουργία του πρώτου υπολογιστικού μοντέλου για το σημείο σχεδιασμού, ορίσαμε στις συνιστώσες του μοντέλου χάρτες λειτουργίας, ειδικότερα ορίσαμε χάρτη για τον ανεμιστήρα, τον συμπιεστή και τους δύο στροβίλους. Οι χάρτες είναι απαραίτητη για την off-design λειτουργία των συνιστωσών. Για τους συμπιεστές έγινε χρήση των χαρτών του κινητήρα F-100, που είναι διαθέσιμοι στην ανοικτή βιβλιογραφία, που είναι ένας κινητήρας μαχητικών αεροσκαφών παρόμοιος με τον κινητήρα M-88. Για τους στροβίλους επιλέχθηκε ο ίδιο χάρτης, ο οποίος είναι τυπικός χάρτης στροβίλου για κινητήρες σαν αυτόν που εξετάζεται στα πλαίσια της παρούσας εργασίας. Στις παρακάτω εικόνες παρουσιάζονται οι χάρτες που επιλέχθηκαν.



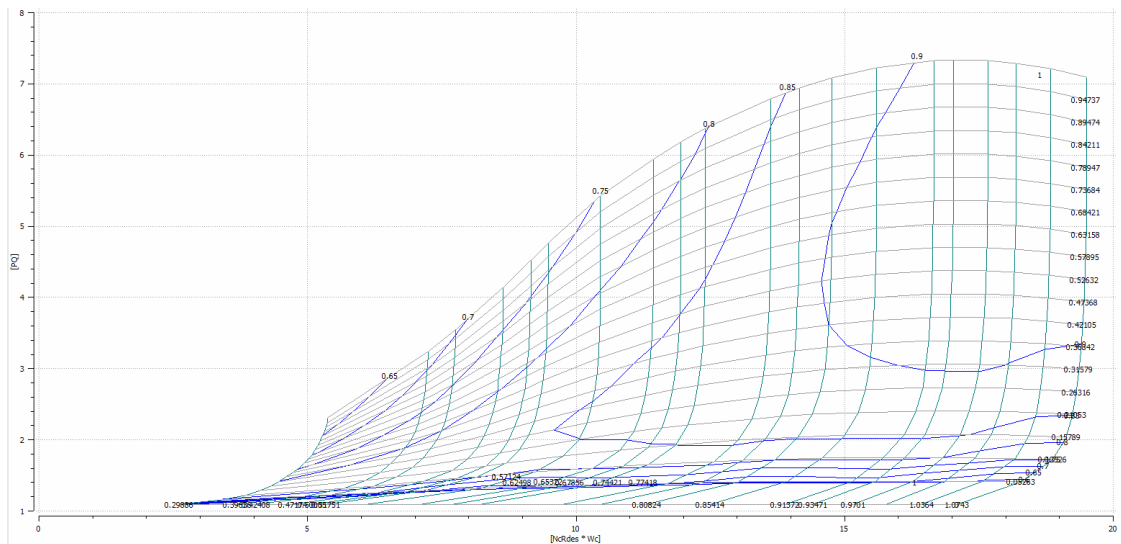
Εικόνα 4-13: Χάρτης ανεμιστήρα



Εικόνα 4-14: Χάρτης συμπιεστή υψηλής πίεσης

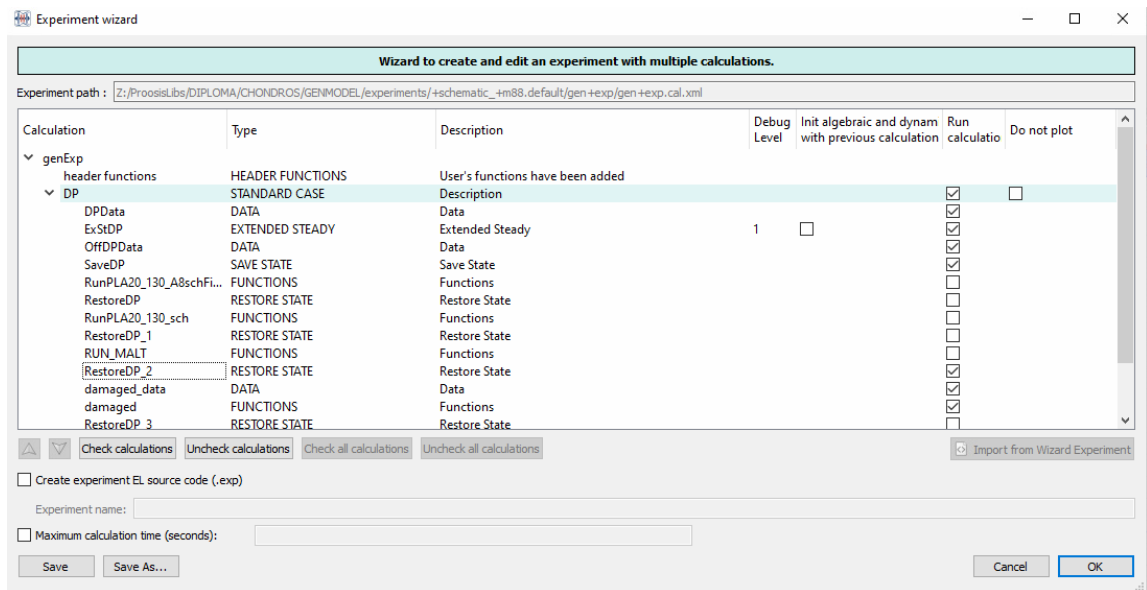


Εικόνα 4-15: Χάρτης στροβίλου υψηλής πίεσης



Εικόνα 4-16: Χάρτης στροβίλου χαμηλής πίεσης

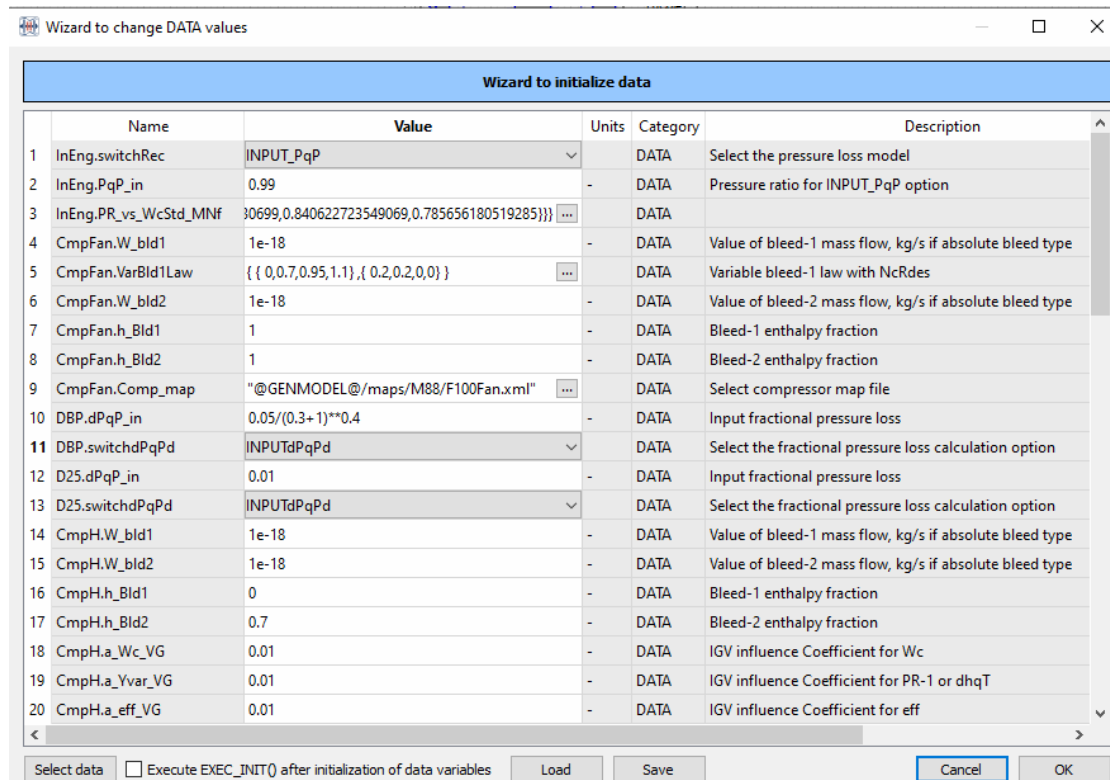
Στην Εικόνα 4-17 παρουσιάζεται η τελική μορφή του Wizard Experiment, το οποίο περιλαμβάνει μια σειρά υπολογισμών που θα αναλυθούν παρακάτω:



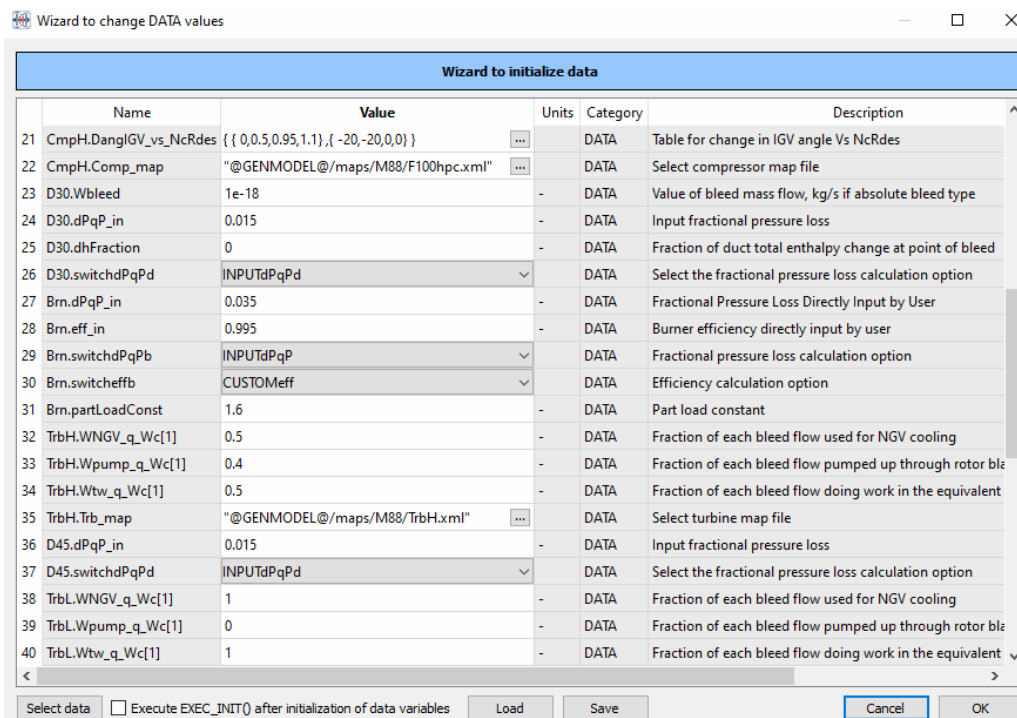
Εικόνα 4-17: Wizard Experiment

DPDATA

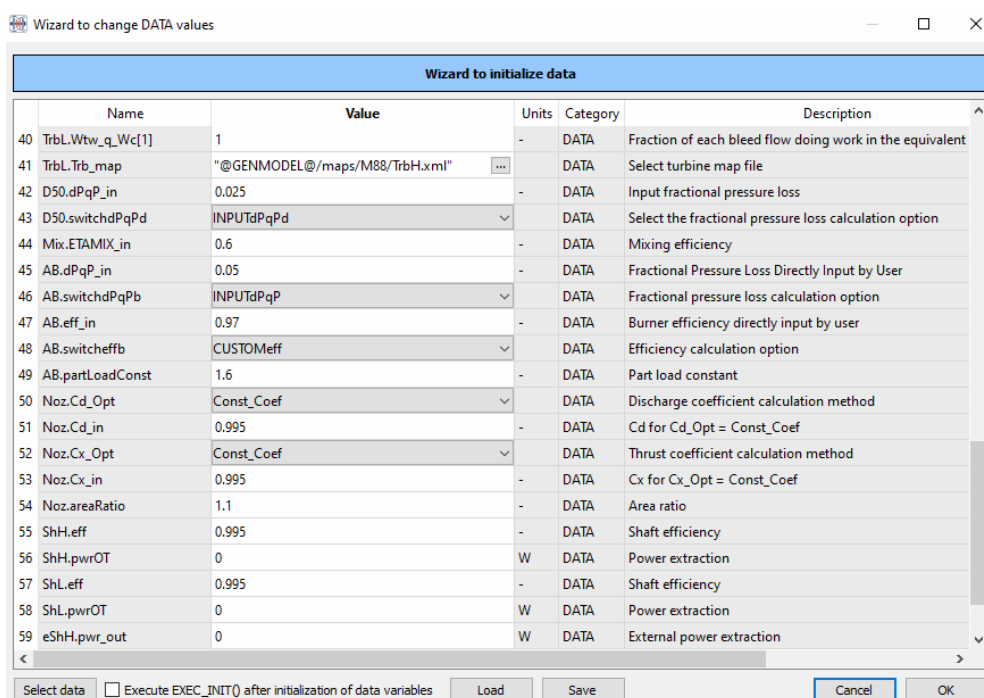
Αρχικά ο πρώτος υπολογισμός (calculation) που θα δημιουργηθεί είναι τύπου DATA και μέσα εκεί ορίζονται τα δεδομένα από κάθε συνιστώσα που θα χρησιμοποιηθούν στο μοντέλο. Πιο συγκεκριμένα στην Εικόνα 4-18 παρουσιάζονται τα δεδομένα που επιλέχθηκαν αλλά και οι τιμές με τις οποίες αρχικοποιήθηκαν τα δεδομένα:



Εικόνα 4-18: DPDATA 1



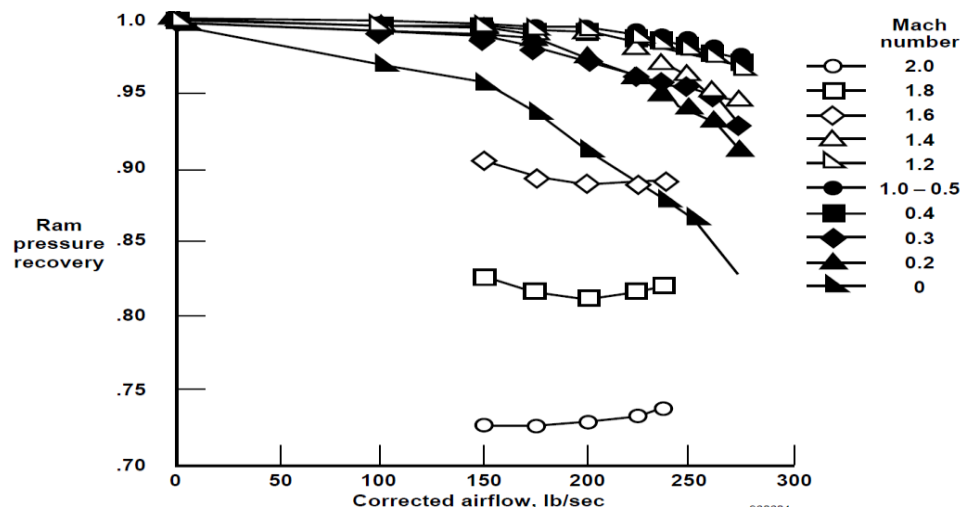
Εικόνα 4-19: DPDATA (Συνέχεια)



Εικόνα 4-20: DPDATA (Συνέχεια)

Οι τιμές των παραπάνω μεταβλητών αρχικοποιήθηκαν με βάση την βιβλιογραφία. Πιο αναλυτικά στον θάλαμο καύσης και τον μετακαυστήρα ο βαθμός απόδοσης επιλέχθηκε 99.5% και η απώλεια πίεσης 3.5%. Στις παροχές των απομαστεύσεων παρέμειναν οι default τιμές. Οι απώλειες πίεσης στον αγωγό παράκαμψης υπολογίστηκαν με βάση την σχέση που φαίνεται στην Εικόνα 4-18, όπου 0.3 είναι ο λόγος παράκαμψης. Επιπλέον, οι απώλειες πίεσης στον αγωγό στον ρεύμα πυρήνα επιλέχθηκαν 1%, οι

απώλειες πίεσης στον αγωγό πριν τον θάλαμο καύσης και πριν τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης 1.5% και οι απώλειες πίεσης στον αγωγό μετά τον στρόβιλο χαμηλής πίεσης 2.5%. Επίσης ο βαθμός απόδοσης των αξόνων χαμηλής και υψηλής πίεσης επιλέχθηκε 99.5%. Ακόμα ορίστηκε για κάθε συνιστώσα ο αντίστοιχος χάρτης. Τέλος, εισήχθηκε ένα διάγραμμα που περιέχει τις απώλειες του αγωγού εισόδου συναρτήσει της παροχής και του Mach που υπάρχει στη βιβλιογραφία και το οποίο αντιστοιχεί στον αγωγό εισόδου του αεροσκάφους F-16 το οποίο αφού ψηφιοποιήθηκε προσαρμόστηκε στον συγκεκριμένο κινητήρα αλλάζοντας μόνο την παροχή πολλαπλασιάζοντάς την με τον λόγο της παροχής του κινητήρα M-88 προς την παροχή του κινητήρα F-100 (Εικόνα 4-21).

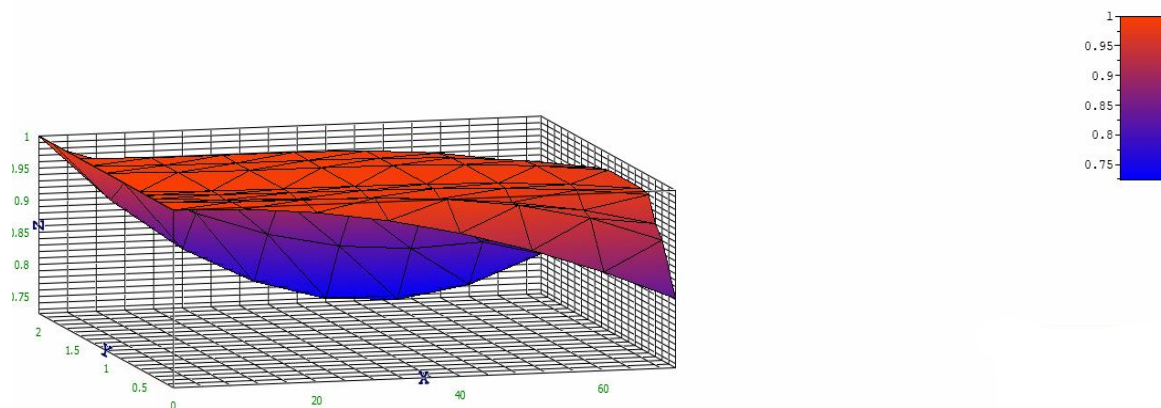


Εικόνα 4-21: Διάγραμμα βιβλιογραφίας για απώλειες στον αγωγό εισόδου σε συνδυασμό με την παροχή αέρα εισόδου και τον Mach (αεροσκάφος F-16)

Στην Εικόνα 4-22 παρουσιάζονται οι τιμές που προέκυψαν και στην Εικόνα 4-23 το διάγραμμα που προέκυψε και χρησιμοποιεί το μοντέλο.

Y →	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	
X ↓	0	0.2	0.3	0.4	0.5	1	1.2	1.4	1.6	1.8	2	
1	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	
2	10	0.997220278036...	0.996779440636...	0.994410180089...	0.996570305520...	0.996655653582...	0.996655653582...	0.996163040705...	0.996384872674...	0.964270762262...	0.934018039730...	0.895343098080
3	20	0.987354773474...	0.995878629359...	0.991162773133...	0.995118928541...	0.995497279699...	0.995497279699...	0.995147172839...	0.996142405248...	0.935437647386...	0.882440672101...	0.815364981587
4	30	0.970403486313...	0.99400404314611	0.98799413484171	0.994292802703...	0.995137125929...	0.995137125929...	0.995066485509...	0.996319242337...	0.913500655372...	0.845267897111...	0.760065650520
5	40	0.946366416553...	0.987862158970...	0.982640620922...	0.992738861646...	0.994187439851...	0.994187439851...	0.994035067821...	0.99396202855524	0.898459786219...	0.82249971476131	0.729445104880
6	50	0.915243564194...	0.974159453807...	0.972838587084...	0.989104039011...	0.991260469045...	0.991260469045...	0.990167008883...	0.986117408518...	0.890315039928...	0.81413612505087	0.723503344666
7	60	0.877034929237...	0.949602404632...	0.956324389035...	0.982035268439...	0.984968461090...	0.984968461090...	0.981576397802...	0.969832026840...	0.889066416498...	0.820177127980...	0.742240369879
8	70	0.831740511680...	0.910897488419...	0.930834382484...	0.970179483570...	0.973923663565...	0.973923663565...	0.966377323683...	0.942152528137...	0.894713915930...	0.840622723549...	0.785656180519

Εικόνα 4-22: Τιμές απώλειας πίεσης για διαφορετικά Mach και παροχές αέρα εισόδου



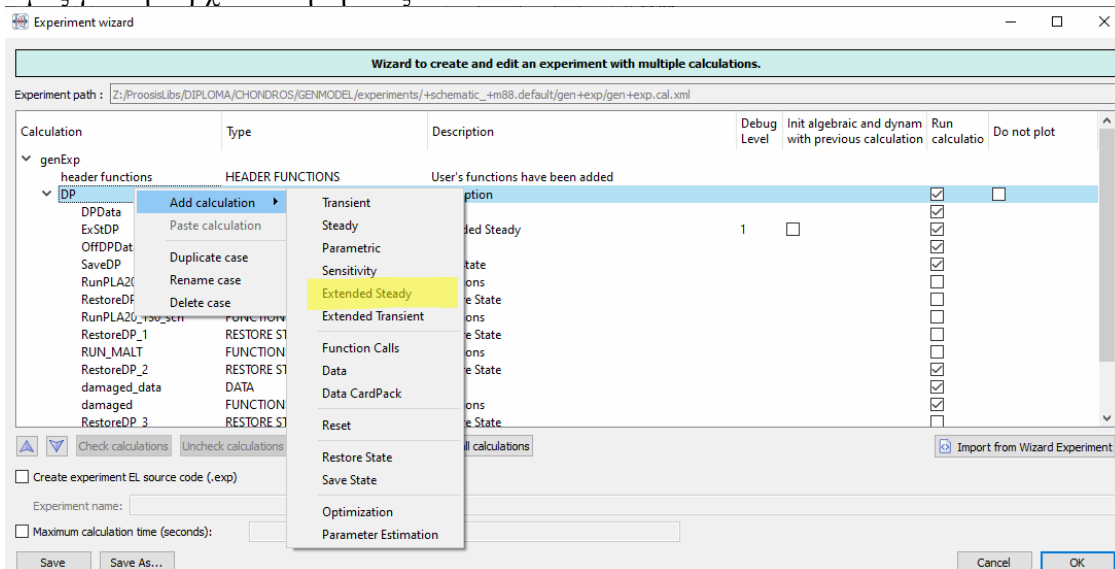
Εικόνα 4-23: Τιμές απώλειας πίεσης για διαφορετικά Mach και παροχές αέρα εισόδου

Οι συγκεκριμένες απώλειες πρέπει να χρησιμοποιηθούν μόνο όταν ο κινητήρας βρίσκεται πάνω στο αεροσκάφος, σε όλες τις άλλες περιπτώσεις θεωρούμε ότι οι απώλειες του αγωγού είναι σταθερές σε όλες τις συνθήκες και ίσες με 1%.

ExStDP: Σημείο Σχεδιασμού

Επόμενο βήμα είναι η δημιουργία υπολογισμού τύπου Extended Steady για το σημείο σχεδιασμού του κινητήρα.

Στην Εικόνα 4-24 φαίνεται ο τρόπος δημιουργίας ενός υπολογισμού Extended Steady, γίνεται προσθήκη (Add calculation) ενός νέου υπολογισμού τύπου Extended steady. Στην συνέχεια στην καρτέλα Select Data and Boundaries και στην περιοχή Data to be designed επιλέγονται οι μεταβλητές των συνιστωσών που θα υπολογιστούν και δίνονται τιμές για την αρχικοποίησή τους.



Εικόνα 4-24: Δημιουργία Extended Steady για το σημείο σχεδιασμού

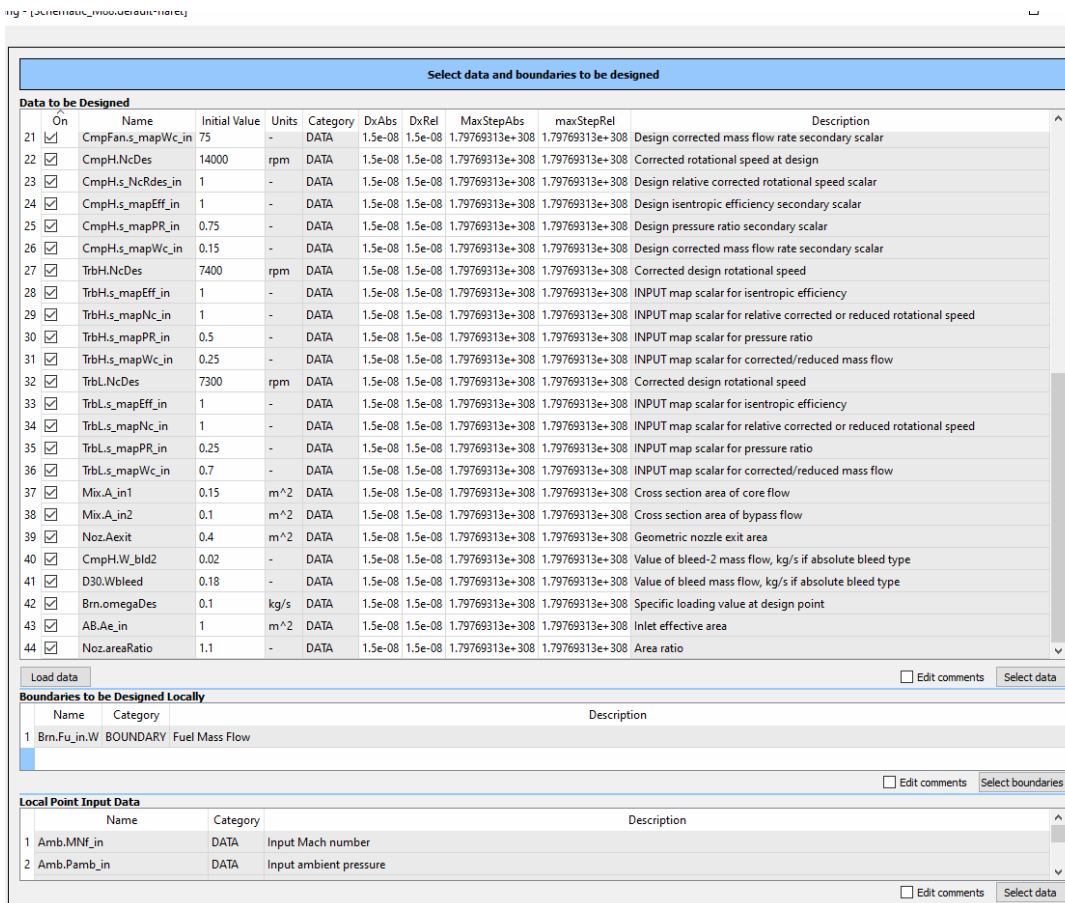
Στην Εικόνα 4-25 και στην Εικόνα 4-26 παρουσιάζονται οι μεταβλητές που αρχικοποιήθηκαν στο Data to be designed, οι περισσότερες τιμές δεν χρειάζονται κάποια ιδιαίτερη αρχικοποίηση, ιδιαίτερη σημασία έχουν οι τιμές για τους χάρτες και το

ακροφύσιο. Ειδικότερα το εμβαδόν διατομής εξόδου του ακροφυσίου αρχικοποιήθηκε στην τιμή 0.4. Οι τιμές για τους χάρτες φαίνονται στις εικόνες παρακάτω.

General Information		Select data and boundaries to be designed									
Select Data and Boundaries		Data to be Designed									
On	Name	Initial Value	Units	Category	DxAbs	DxRel	MaxStepAbs	maxStepRel	Description		
<input checked="" type="checkbox"/>	AB.omegaDes	1	kg/s	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Specific loading value at design point		
<input checked="" type="checkbox"/>	D30.Ae_out	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct outlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	D30.Ae_in	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct inlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	D25.Ae_out	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct outlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	D25.Ae_in	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct inlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	DBP.Ae_out	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct outlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	DBP.Ae_in	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct inlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	D45.Ae_in	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct inlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	D45.Ae_out	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct outlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	Bm.Ae_in	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Inlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	TbHLA_eqSoc	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Equivalent rotor inlet cross-sectional area		
<input checked="" type="checkbox"/>	TbHLA_out	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Turbine exit cross-sectional area		
<input checked="" type="checkbox"/>	TbLA_eqSoc	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Equivalent rotor inlet cross-sectional area		
<input checked="" type="checkbox"/>	TbLA_out	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Turbine exit cross-sectional area		
<input checked="" type="checkbox"/>	D50.Ae_in	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct inlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	D50.Ae_out	1	m^2	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Duct outlet effective area		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.NcDes	15600	rpm	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Corrected rotational speed at design		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.s_NcRdes_in	1	-	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Design relative corrected rotational speed scalar		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.s_mapEff_in	1	-	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Design isentropic efficiency secondary scalar		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.s_mapPR_in	2	-	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Design pressure ratio secondary scalar		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.s_mapWc_in	75	-	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Design corrected mass flow rate secondary scalar		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.s_NcDes	14000	rpm	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Corrected rotational speed at design		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.s_NcRdes_in	1	-	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Design relative corrected rotational speed scalar		
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.s_mapEff_in	1	-	DATA	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Design isentropic efficiency secondary scalar		

Εικόνα 4-25: Data to be designed

Επίσης στην Εικόνα 4-26 παρουσιάζεται η μεταβλητή που ορίστηκε ως Boundary to be designed locally που είναι η παροχή καυσίμου. Τέλος παρουσιάζονται και οι τιμές που ορίστηκαν ως Local Point Input Data, εδώ ορίζονται οι τιμές που έχουν να κάνουν με τις συνθήκες πτήσης, ειδικότερα επιλέγονται το Mach (Amb.MNf_in), η μέση πίεση από τα δεδομένα πιστοποίησης (Amb.Pamb_in), η μέση θερμοκρασία από τα δεδομένα πιστοποίησης (Amb.Tamb_in), το υψόμετρο (Amb.alt_in), το (Amb.dTs_in), η μέση απόλυτη υγρασία πιστοποίησης (Amb.humSp_in), ο τύπος υγρασίας (Amb.switchHum) και ο τύπος υπολογισμού των συνθηκών περιβάλλοντος (Amb.switchMode).



Εικόνα 4-26: Data to be designed & Boundaries to be designed locally & Local input data

Έπειτα στην καρτέλα Initialize and closure equations εισάγονται οι τιμές για τις συνθήκες περιβάλλοντος, οι αρχικοποιήσεις για τις αλγεβρικές μεταβλητές και οι εξισώσεις που χρειάζονται για να λυθεί το σύστημα.

Αρχικά στην καρτέλα Initialize and closure equations, όπως φαίνεται στην Εικόνα 4-27 έχουν επιλεγεί συνθήκες τυπικής ημέρας με μηδενικό Mach και υψόμετρο. Ακόμα έχει οριστεί υγρασία τύπου SPECIFIC και οι συνθήκες περιβάλλοντος υπολογίζονται με βάση το Mach και το υψόμετρο (έχει επιλεγεί ALDTMN).

Name	Value	Units	Category	Description
1 Amb.MNF_in	0	-	DATA	Input Mach number
2 Amb.Pamb_in	101325	Pa	DATA	Input ambient pressure
3 Amb.Tamb_in	288.15	K	DATA	Input ambient temperature
4 Amb.alt_in	0	m	DATA	Input altitude
5 Amb.dTs_in	0	K	DATA	Input delta temperature from selected atmosphere
6 Amb.humSp_in	0	-	DATA	Input specific humidity
7 Amb.switchHum	SPECIFIC		DATA	Select humidity type
8 Amb.switchMode	ALDTMN		DATA	Select ambient conditions calculation mode
9 AB.Fu_in.W	0	kg/s	BOUNDARY	Fuel Mass Flow

Εικόνα 4-27: Συνθήκες περιβάλλοντος

Στην συνέχεια ορίστηκαν οι τιμές αρχικοποίησης για τις αλγεβρικές μεταβλητές, είναι απαραίτητο οι τιμές των BETA,ZETA,BPR και Nmech να είναι ίδιες με αυτές που θα οριστούν παρακάτω στις εξισώσεις. Στο μοντέλο που έχει δημιουργηθεί έχουμε 9

μεταβλητές, την παροχή καυσίμου (Brn.Fu_in), τις μηχανικές στροφές των αξόνων (ShL.Me_in.Nmech, ShH.Me_in.Nmech), τα BETA του ανεμιστήρα και του συμπιεστή (CmpFan.BETA, CmpH.BETA), τα ZETA των στροβίλων (TrbH.ZETA, TrbL.ZETA), η παροχή αέρα στην είσοδο του κινητήρα (InEng.W_in) και ο λόγος παράκαμψης (Splitter.BPR). Για όλες τις παραπάνω μεταβλητές δόθηκαν τιμές με βάση την βιβλιογραφία του κινητήρα M88, ειδικότερα η παροχή καυσίμου ανέρχεται στα 1.107 kg/sec, η παροχή αέρα 65 kg/sec, ο λόγος παράκαμψης είναι ίσος με 0.3 και οι στροφές χαμηλής και υψηλής πίεσης είναι 13194 rpm και 17650 rpm αντίστοιχα. Στην Εικόνα 4-28 φαίνονται οι μεταβλητές και οι τιμές που δόθηκαν.

	Name	Initial Value	Units	Category	DxAbs	DxRel	MaxStepAbs	maxStepRel	Description
1	Brn.Fu_in.W	1.107	kg/s	BOUNDARY	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Fuel Mass Flow
2	ShL.Me_in.Nmech	13194	rpm	DYNAMIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Rotational Speed
3	ShH.Me_in.Nmech	17650	rpm	DYNAMIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Rotational Speed
4	CmpFan.BETA	0.45	-	ALGEBRAIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	BETA parameter
5	CmpH.BETA	0.65	-	ALGEBRAIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	BETA parameter
6	InEng.W_in	65	kg/s	ALGEBRAIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Inlet mass flow rate
7	Splitter.BPR	0.3	-	ALGEBRAIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	BPR
8	TrbH.ZETA	0.6	-	ALGEBRAIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Map auxiliary coordinate
9	TrbL.ZETA	0.6	-	ALGEBRAIC	1.5e-08	1.5e-08	1.79769313e+308	1.79769313e+308	Map auxiliary coordinate

Εικόνα 4-28: Αρχικοποίηση αλγεβρικών μεταβλητών

Τέλος ορίστηκαν οι εξισώσεις που θα χρησιμοποιηθούν από το λογισμικό για την επίλυση του προβλήματος και την εύρεση των μεγεθών που χρειάζονται. Ο αριθμός των εξισώσεων που απαιτούνται για την λύση του προβλήματος είναι 45 και παρουσιάζονται στην Εικόνα 4-29, Εικόνα 4-30 και Εικόνα 4-31.

Οι πρώτες 8 εξισώσεις έχουν να κάνουν με την επίλυση του μοντέλου και δεν μπορούν να αλλάξουν από τον χρήστη. Οι υπόλοιπες εξισώσεις αφορούν τη θέση του σημείου σχεδίασης πάνω στους χάρτες, τις μηχανικές στροφές των δύο αξόνων, τους λόγους πίεσης των συμπιεστών, τους βαθμούς απόδοσης των συμπιεστών και των στροβίλων, τις συνολικές επιδόσεις της μηχανής (ώση, παροχή αέρα, παροχή καυσίμου), τον λόγο παράκαμψης, το mach εξόδου από τον αναμείκτη, την φόρτιση των θαλάμων καύσης, τις απομαστεύσεις για ψύξη των δύο στροβίλων, τα εμβαδά των αγωγών και την ταχύτητα εξόδου από το ακροφύσιο. Ο λόγος πίεσης του ανεμιστήρα και ο ολικός λόγος πίεσης είναι 3.8 και 24.5 αντίστοιχα. Οι πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης των συνιστωσών είναι τυπικοί για το επίπεδο τεχνολογίας του κινητήρα (Πίνακας 4-2) και είναι για τον ανεμιστήρα 0.9, για τον συμπιεστή υψηλής πίεσης 0.88 και για τους στροβίλους 0.9.

Επίσης από τις παραπάνω εικόνες παρατηρούμε ότι κάποιες εξισώσεις δεν είναι μαρκαρισμένες, με αποτέλεσμα να μην χρησιμοποιούνται κατά την επίλυση, αλλά δίνονται σαν δυνατότητα στον χρήστη ενός εναλλακτικού τρόπου ορισμού μιας εξίσωσης ανάλογα τα διαθέσιμα δεδομένα. Ειδικότερα μπορεί ο χρήστης να επιλέξει την εξίσωση 11 αντί για την 10, δηλαδή να ορίσει την θερμοκρασία εξόδου από τον συμπιεστή υψηλής αντί για τον βαθμό απόδοσης του συμπιεστή. Αντίστοιχα μπορεί να επιλέξει την 13 αντί για την 12, την 19 αντί για 18, την 24 αντί για την 2, την 26 αντί για την 25 και την 30 αντί

για την 29. Δηλαδή αντί για τον βαθμό απόδοσης ή τον λόγο συμπίεσης να δώσει στον κώδικα την αντίστοιχη θερμοκρασία ή πίεση εξόδου από την συνιστώσα.

On	Left-hand Side	Operator	Right-hand Side
<input checked="" type="checkbox"/>	sShL.trq_in	=	sShL.inertia_Sh * 3.1415926535897931 / 30 * ShL.Me_in.Nmech' + TrbL.Me_in.trq
<input checked="" type="checkbox"/>	sShH.trq_in	=	sShH.inertia_Sh * 3.1415926535897931 / 30 * ShH.Me_in.Nmech' + TrbH.Me_in.trq
<input checked="" type="checkbox"/>	IMPLQ) CmpFan.Wc	=	(CmpFan.WcMap * CmpFas_s_IgV_Wc * CmpFas_s_mapWc_in * CmpFas_s_adaptWc_in + CmpFan.a_mapWc_in + CmpFan.a_adaptWc_in) * CmpFas_s_R
<input checked="" type="checkbox"/>	IMPLQ) TrbL.Wc	=	(TrbL.WcMap * TrbL_s_Wc_VGV * TrbL_s_mapWc_in * TrbL_s_adaptWc_in + TrbL_a_mapWc_in + TrbL_a_adaptWc_in) * TrbL_s_gamWc * TrbL_s_ReWc
<input checked="" type="checkbox"/>	IMPLQ) TrbH.Wc	=	(TrbH.WcMap * TrbH_s_Wc_VGV * TrbH_s_mapWc_in * TrbH_s_adaptWc_in + TrbH_a_mapWc_in + TrbH_a_adaptWc_in) * TrbH_s_gamWc * TrbH_s_ReWc
<input checked="" type="checkbox"/>	IMPLQ) CmpH.Wc	=	(CmpH.WcMap * CmpH_s_IgV_Wc * CmpH_s_mapWc_in * CmpH_s_adaptWc_in + CmpH_a_mapWc_in + CmpH_a_adaptWc_in) * CmpH_s_ReWc * CmpH
<input checked="" type="checkbox"/>	DBP.F_in.W	=	Mix.Ps_in2 / (TURBO.R_FARB(Mix.fluid, TURBO.TStd, CmpH.sas_bleed[1].FARB, CmpH.sas_bleed[1].WAR) * Mix.Ts_in2) * Mix.A_in2 * Mix.V_in2
<input checked="" type="checkbox"/>	IMPLQ) Noz.F_in.W	=	TURBO.NozzleCDOper(Noz.fluid, Noz.F_in.Tt, Noz.F_in.Pt, Noz.F_in.FARB, Noz.F_in.WAR, TURBO.Pamb, Noz.Aexit, Noz.Ath, Noz.Ath_eff, Noz.NPR, Noz.P
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.BETA	=	0.45
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.effPoly	=	0.9
<input type="checkbox"/>	CmpFan.F_out.Tt	=	440
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.PR_cw	=	3.8
<input type="checkbox"/>	CmpFan.F_out.Pt	=	3.8e5
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.NcRdes	=	0.98
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.NcRdesMap	=	CmpFan.NcRdes
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpFan.Nmech	=	13194
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.BETA	=	0.65
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.effPoly	=	0.88
<input type="checkbox"/>	CmpH.F_out.Tt	=	794
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.NcRdes	=	0.99
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.NcRdesMap	=	CmpH.NcRdes
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.Nmech	=	17650
<input checked="" type="checkbox"/>	Perf.OPR	=	24.5
<input type="checkbox"/>	D30.F_out.Pt	=	22.8e5
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbL.ZETA	=	0.7
<input type="checkbox"/>	TrbL.eff	=	0.9

Εικόνα 4-29: Εξισώσεις για την επίλυση του συστήματος

On	Left-hand Side	Operator	Right-hand Side
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbL.NcRdes	=	1
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbL.NcRdesMap	=	0.98
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbH.ZETA	=	0.7
<input type="checkbox"/>	TrbH.eff	=	0.9
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbH.eff	=	TrbL.eff
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbH.NcRdes	=	1
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbH.NcRdesMap	=	0.98
<input checked="" type="checkbox"/>	Perf.Fn/50000	=	1
<input checked="" type="checkbox"/>	Mix.MN_out	=	0.5
<input type="checkbox"/>	Mix.F_out.Tt	=	940
<input checked="" type="checkbox"/>	Noz.V_idexp	=	Noz.V_out
<input checked="" type="checkbox"/>	InEng.W_in	=	65
<input type="checkbox"/>	TrbH.F_in.Tt	=	1680
<input type="checkbox"/>	TrbH.Tt_eqSoc	=	1680
<input checked="" type="checkbox"/>	Brn.omegaDes	=	Brn.omega*2.3
<input checked="" type="checkbox"/>	AB.omegaDes	=	AB.omega*2.3
<input checked="" type="checkbox"/>	CmpH.W_bld2	=	(1+MATH.max(0,(1987-1985)/(2005-1985))*-0.0015152*TrbL.Tt_eqSoc+0.018182*TrbL.Tt_eqSoc-20)+MATH.max(0,(1987-1985)/(2005-1985))*-3.42857+0.0342
<input checked="" type="checkbox"/>	D30.Wbleed	=	(1+MATH.max(0,(1987-1985)/(2005-1985))*-0.0015152*TrbH.Tt_eqSoc+0.018182*TrbH.Tt_eqSoc-20)+MATH.max(0,(1987-1985)/(2005-1985))*-3.42857+0.0342
<input checked="" type="checkbox"/>	DBP.Ae_in	=	DBP.F_in.W/DBP.F_in.Pt*(287*DBP.F_in.Tt/(1.4)**0.5/0.45*(1+(1.4-1)/(2*0.45**2))*((1.4+1)/2)/(1.4-1))
<input checked="" type="checkbox"/>	DBP.Ae_out	=	DBP.Ae_in
<input checked="" type="checkbox"/>	D25.Ae_in	=	D25.F_in.W/D25.F_in.Pt*(287*D25.F_in.Tt/(1.4)**0.5/0.45*(1+(1.4-1)/(2*0.45**2))*((1.4+1)/2)/(1.4-1))
<input checked="" type="checkbox"/>	D25.Ae_out	=	D25.Ae_in
<input checked="" type="checkbox"/>	D30.Ae_in	=	D30.F_in.W/D30.F_in.Pt*(287*D30.F_in.Tt/(1.4)**0.5/0.26*(1+(1.4-1)/(2*0.26**2))*((1.4+1)/2)/(1.4-1))
<input checked="" type="checkbox"/>	D30.Ae_out	=	D30.Ae_in
<input checked="" type="checkbox"/>	Brn.Ae_in	=	D30.Ae_out
<input checked="" type="checkbox"/>	TrbH.A_eqSoc	=	TrbH.W_eqSoc/TrbH.Pt_eqSoc*(287*TrbH.Tt_eqSoc/(1.33)**0.5/0.3*(1+(1.33-1)/(2*0.3**2))*((1.33+1)/2)/(1.33-1))

Εικόνα 4-30: Εξισώσεις για την επίλυση του συστήματος (συνέχεια)

53	<input checked="" type="checkbox"/>	TrbH.A_out	=	$\text{TrbH.F_out.W}/\text{TrbH.F_out.Pt}*(287*\text{TrbH.F_out.Tt}/1.33)**0.5/0.3*(1+(1.33-1)/2*0.3**2)**((1.33+1)/2/(1.33-1))$
54	<input checked="" type="checkbox"/>	D45.Ae_in	=	$\text{TrbH.F_out.W}/\text{TrbH.F_out.Pt}*(287*\text{TrbH.F_out.Tt}/1.33)**0.5/0.3*(1+(1.33-1)/2*0.3**2)**((1.33+1)/2/(1.33-1))$
55	<input checked="" type="checkbox"/>	D45.Ae_out	=	$\text{D45.F_out.W}/\text{D45.F_out.Pt}*(287*\text{D45.F_out.Tt}/1.33)**0.5/0.37*(1+(1.33-1)/2*0.37**2)**((1.33+1)/2/(1.33-1))$
56	<input checked="" type="checkbox"/>	TrbL.A_eqSoc	=	$\text{TrbL.W_eqSoc}/\text{TrbL.Pt_eqSoc}*(287*\text{TrbL.Tt_eqSoc}/1.33)**0.5/0.4*(1+(1.33-1)/2*0.4**2)**((1.33+1)/2/(1.33-1))$
57	<input checked="" type="checkbox"/>	TrbL.A_out	=	$\text{TrbL.F_out.W}/\text{TrbL.F_out.Pt}*(287*\text{TrbL.F_out.Tt}/1.33)**0.5/0.4*(1+(1.33-1)/2*0.4**2)**((1.33+1)/2/(1.33-1))$
58	<input checked="" type="checkbox"/>	D50.Ae_in	=	TrbL.A_out
59	<input checked="" type="checkbox"/>	D50.Ae_out	=	$\text{D50.F_out.W}/\text{D50.F_out.Pt}*(287*\text{D50.F_out.Tt}/1.33)**0.5/0.32*(1+(1.33-1)/2*0.32**2)**((1.33+1)/2/(1.33-1))$
60	<input checked="" type="checkbox"/>	AB.Ae_in	=	Mix.A_out
61	<input checked="" type="checkbox"/>	Splitter.BPR	=	0.3
62	<input checked="" type="checkbox"/>	Brn.Fu_in.W	=	1.10471

Εικόνα 4-31: Εξισώσεις για την επίλυση του συστήματος (συνέχεια)

Table 4.4 Component polytropic efficiencies and total pressure losses

Component	Figure of merit	Type	Level of technology			
			1	2	3	4
Diffuser	$\pi_{d\max}$	A ^a	0.90	0.95	0.98	0.995
		B ^b	0.88	0.93	0.96	0.97
		C ^c	0.85	0.90	0.94	0.96
Compressor	e_c	—	0.80	0.84	0.88	0.90
Fan	e_f	—	0.78	0.82	0.86	0.89
Burner	π_b	—	0.90	0.92	0.94	0.96
Turbine	η_b	Uncooled	0.88	0.94	0.99	0.995
		Cooled	0.80	0.85	0.89	0.91
Afterburner	π_{AB}	—	0.90	0.92	0.94	0.95
		η_{AB}	0.85	0.91	0.96	0.97
Nozzle	π_n	D ^d	0.95	0.97	0.98	0.995
		E ^e	0.93	0.96	0.97	0.985
		F ^f	0.90	0.93	0.95	0.98
Maximum T_{i4}		(K)	1110	1390	1780	2000
Maximum T_{i7}		(°R)	2000	2500	3200	3600
		(K)	1390	1670	2000	2220
		(°R)	2500	3000	3600	4000

^aA = subsonic aircraft with engines in nacelles.

^bB = subsonic aircraft with engine(s) in airframe.

^cC = supersonic aircraft with engine(s) in airframe.

^dD = fixed-area convergent nozzle.

^eE = variable-area convergent nozzle.

^fF = variable-area convergent-divergent nozzle.

^gStealth may reduce $\pi_{d\max}$, π_{AB} , and π_n .

Note: The levels of technology can be thought of as representing the technical capability for 20-year increments in time beginning in 1945. Thus level 3 technology presents typical component design values for the time period 1985–2005.

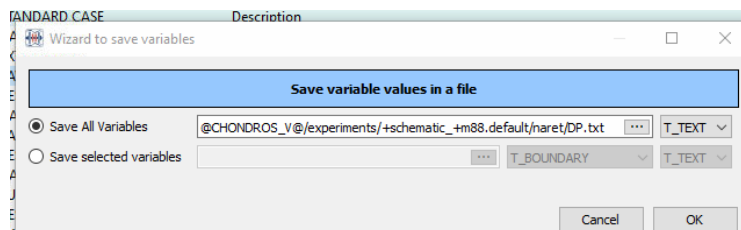
Πίνακας 4-2: Πολυτροπικοί βαθμοί απόδοσης συνιστωσών ανάλογα το επίπεδο τεχνολογίας [6]

Σε αυτό το σημείο ολοκληρώθηκε η δημιουργία του υπολογισμού Extended Steady με βάση τον οποίο θα υπολογιστεί το σημείο σχεδιασμού (design point). Για την αποθήκευση των τιμών που θα βρεθούν, είναι απαραίτητο να προστεθεί ένας ακόμα υπολογισμός.

SAVEDP

Σε αυτό το σημείο πρέπει να προστεθεί ένας υπολογισμός (add calculation) τύπου SAVE STATE, ώστε να γίνει αποθήκευση των τιμών που θα βρεθούν από το τρέξιμο του Extended Steady. Στην Εικόνα 4-32 φαίνεται ο τρόπος δημιουργίας αυτού του

υπολογισμού, επιλέγεται να σωθούν όλες οι μεταβλητές και το όνομα του αρχείου που θα αποθηκευτούν.



Εικόνα 4-32: SAVE STATE

Header Functions

Σε αυτό το σημείο ο κώδικας για το σημείο σχεδιασμού (design point) είναι έτοιμος και το επόμενο βήμα είναι να δημιουργηθεί κατάλληλος κώδικας για το τρέξιμο μιας γραμμής λειτουργίας, με και χωρίς μετάκαυση αλλά και ενός φάκελου πτήσης. Για το λόγο αυτό γράφτηκε κατάλληλος κώδικας στην καρτέλα του Wizard experiment με τίτλο HEADER FUNCTIONS.

Παρακάτω θα παρουσιαστούν τα δεδομένα που πρέπει να εισάγει ο χρήστης αλλά και ο τρόπος λειτουργίας και δημιουργίας του κώδικα. Αρχικά θα παρουσιαστεί ο τρόπος χρήσης του κώδικα. Ακολουθούνται τα παρακάτω βήματα:

1. Υπολογισμός του σημείου σχεδιασμού μέσω του ExStDP που επεξηγήθηκε παραπάνω.
2. Υπολογισμός μιας γραμμής λειτουργίας στο επίπεδο της θάλασσας με παράλληλο υπολογισμό του βέλτιστου προγραμματισμού του ακροφυσίου, αφού οριστεί πρώτα μια σχέση ανηγμένων στροφών ανεμιστήρα και θέση μανέτας (PLA). Ειδικότερα, ορίζεται ότι η military ώση αντιστοιχεί σε PLA 85, και μέγιστη ώση με μετάκαυση σε PLA 130, ενώ το ελάχιστο PLA είναι 20 και αντιστοιχεί στο 40% των ανηγμένων στροφών. Από PLA 20 έως 85 η μεταβολή είναι γραμμική ενώ από 85 έως 130 οι ανηγμένες στροφές είναι ίσες με 100%. Για τον υπολογισμό του λόγου εμβαδών (area ratio $A9/A8$) του ακροφυσίου εισάγεται μια εξίσωση για την ταχύτητα εξόδου έτσι ώστε να είναι ίση με αυτήν που αντιστοιχεί σε ιδανική εκτόνωση. Για την περίπτωση χωρίς μετάκαυση (PLA 20 έως 85) το εμβαδόν του λαιμού A8 δίνεται από το χρήστη. Συγκεκριμένα θεωρούμε ότι για PLA 20 το εμβαδόν είναι το διπλάσιο από αυτό που έχει στο σημείο σχεδιασμού (τυπική σχέση για κινητήρες της κατηγορίας αυτής), από PLA 30 έως 85 το εμβαδόν λαιμού είναι σταθερό και ίσο με αυτό του σχεδιασμού. Για μετάκαυση (PLA 85-130) το εμβαδόν λαιμού υπολογίζεται εισάγοντας μια εξίσωση για την θέση του σημείου πάνω στον χάρτη του ανεμιστήρα έτσι ώστε να παραμείνει η ίδια για όλο το εύρος PLA από 85 έως 130. Αυτό επιτυγχάνεται με τον ορισμό της μεταβλητής BETA που παίρνει την ίδια τιμή με αυτήν για military. Όσον αφορά το καύσιμο του μετακαυστήρα ορίστηκε 0 στην military ώση (PLA85) και διπλάσιο σε maxAB (PLA 130), (τυπική σχέση για κινητήρες της κατηγορίας αυτής). Έτσι από αυτόν τον υπολογισμό παράγεται ένας βέλτιστος προγραμματισμός (schedule) για

το ακροφύσιο, το οποίο ανάλογα τα αποτελέσματα μπορεί να διαφοροποιηθεί λίγο έτσι ώστε να γίνει πιο ομαλό, ανάλογα την κρίση του χρήστη.

3. Ο τελικός προγραμματισμός του ακροφυσίου εισάγεται ως δεδομένο στον κώδικα. Με αυτόν τον προγραμματισμό επαναυπολογίζεται μια γραμμή λειτουργίας στο επίπεδο της θάλασσας. Με τα αποτελέσματα αυτά δημιουργούνται πίνακες και εισάγονται στον κώδικα για την αρχικοποίηση των αλγεβρικών μεταβλητών του μοντέλου, έτσι ώστε το μοντέλο να μπορεί να τρέξει σε οποιοδήποτε συνθήκες υψομέτρου και mach.
4. Έχοντας πλέον γνωστά, το schedule ακροφυσίου, και τα δεδομένα για την αρχικοποίηση των αλγεβρικών μεταβλητών, είναι πλέον δυνατή η προσομοίωση του κινήτηρα σε όλο τον φάκελο πτήσης.

Στην Εικόνα 4-33 παρουσιάζονται οι πίνακες (TABLE_1D) που προέκυψαν για τη γεωμετρία του ακροφυσίου και τις αρχικοποιήσεις των αλγεβρικών μεταβλητών μετά την εκτέλεση των βημάτων 1 έως 3 και οι οποίοι έχουν εισαχθεί στο πάνω μέρος του αρχείου κώδικα.

```

functions.el - Notepad
File Edit Format View Help
REAL Noz_Ath,Noz_Ath_sch, FN
REAL Noz_Ratio,Noz_Ratio_sch
INTEGER Noz_mode
REAL CmpFan_BETA
REAL NLgiven
REAL PLA=85

CONST REAL MaxPLANoAB=85
CONST REAL MaxPLA=130
CONST REAL MinPLA=20
TABLE_1D CmpFanNcRdesVsPLA = { { 20,30,40,50,60,70,80,85,130 } , { 0.40,0.60,0.73,0.84,0.92,0.97,0.99,1.00,1.00 } }
TABLE_1D A8VsPLA= { { 20,30,85,130 } , { 0.31,0.148463,0.148463,0.224431 } }
TABLE_1D A9ABVsPLA= { { 20,30,85,130 } , { 1.3,1.05,1.166,1.1874 } }
TABLE_1D WFABVsPLA = { { 20,85,130 } , { 0,0,2.2 } }
TABLE_1D CmpHNcRdesVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{1.22,1.11,1.02,0.98,0.95,0.94,0.92}}
TABLE_1D WinVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{58.07,44.16,37.00,33.01,30.03,27.15,24.99}}
TABLE_1D CmpFanBetaVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{0.45,0.60,0.59,0.53,0.46,0.36,0.30}}
TABLE_1D CmpHBetaVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{0.65,0.58,0.52,0.48,0.44,0.41,0.40}}
TABLE_1D TrbHZetaVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{0.70,0.70,0.71,0.71,0.72,0.72,0.72}}
TABLE_1D TrbLZetaVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{0.70,0.60,0.50,0.43,0.41,0.40,0.38}}
TABLE_1D BPRVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{0.30,0.36,0.40,0.43,0.47,0.48,0.46}}
TABLE_1D WfVsCmpFanNcRdes= {{1.00,0.85,0.75,0.65,0.55,0.45,0.40},{0.98,0.47,0.27,0.19,0.15,0.13,0.11}}

```

Εικόνα 4-33: Πίνακες προγραμματισμού ακροφυσίου και αρχικοποίησης μεταβλητών

Στην Εικόνα 4-34 παρουσιάζεται η συνάρτηση υπολογισμού μιας γραμμής λειτουργίας με βάση το PLA (run_PLA). Η συνάρτηση δέχεται ως ορίσματα το Mach, το υψόμετρο, το dTs (διαφορά θερμοκρασίας από την τυπική ατμόσφαιρα), το ελάχιστο και μέγιστο PLA (σε αυτό το εύρος θα τρέξει ο κώδικας), τον αριθμό των σημείων στο εύρος που ορίστηκε, τον τύπο που θα προσδιορίσει την γεωμετρία του ακροφυσίου ή τον τρόπο εύρεσης αυτής (Nozmode), το εμβαδόν λαιμού του ακροφυσίου, το area ratio του ακροφυσίου, το β του χάρτη του ανεμιστήρα και το initFlag (θέτει 1 αν θέλει να κάνει αρχικοποίηση των αλγεβρικών μεταβλητών με βάση του πίνακες αρχικοποίησης).

Αρχικά ανάλογα το υψόμετρο και το mach γίνεται ο υπολογισμός των αδιάστατων παραμέτρων θερμοκρασίας και πίεσης θ και δ και με χρήση των πινάκων αρχικοποίησης γίνεται η αρχικοποίηση των αλγεβρικών μεταβλητών. Το σύστημα που δημιουργείται είναι ένα σύστημα 11 εξισώσεων που λύνεται με χρήση της μεθόδου Newton Raphson

(συνάρτηση nlsolver) που είναι ενσωματωμένη στο PROOSIS. Η συνάρτηση υπολογισμού των errors (fcn_PLA) δίνεται στην Εικόνα 4-35

```

FUNCTION NO_TYPE run_PLA(REAL M, REAL ALT, REAL dTs,
                        REAL PLamin, REAL PLAmx, INTEGER Np,
                        INTEGER Nozmode, REAL NozAth, REAL NozRatio, REAL CmpFanBETA, INTEGER initFlag)
DECLS
  REAL array_x[11]
  REAL array_fres[11]
  INTEGER info
  REAL d,do,th,tho,NcRdes
BODY
  Noz_mode=Nozmode
  Noz_Ath=NozAth
  Noz_Ratio=NozRatio
  CmpFan_BETA=CmpFanBETA

  TIME= 0
  SMETHOD = NR
  TOLTYPE = RELTOL
  TOLERANCE = 1e-06
  MAXITER = 10000
  MAXFEVAL = 40000
  MAXJACEVAL = 60
  MAXBROYDEN = 60

  Amb.MNf_in=M
  Amb.alt_in=ALT
  Amb.dTs_in=dTs

  d = (1 - 0.022557696 * Amb.alt_in / 1000) ** 5.2558798
  do = d *(1 + 0.2 * Amb.MNf_in ** 2) ** (1.4 / 0.4)
  th = (1 - 0.022557696 * Amb.alt_in / 1000)
  tho = th * (1 + 0.2 * Amb.MNf_in ** 2)

  FOR (i IN 1,Np)

    PLA = PLAmx-(i-1)*(PLAmx-PLamin)/(Np-1)

    NcRdes= linearInterp1D(CmpFanNcRdesVsPLA , PLA)
    NLgiven=NcRdes*CmpFan.NcDes*sqrt(tho)

    ShL.Me_in.Nmech=NLgiven
    IF initFlag==1 THEN
      ShH.Me_in.Nmech=linearInterp1D(CmpHNcRdesVsCmpFanNcRdes , NcRdes)*CmpH.NcDes*sqrt(tho)
      CmpFan.BETA=linearInterp1D(CmpFanBetaVsCmpFanNcRdes , NcRdes)
      CmpH.BETA=linearInterp1D(CmpHBetaVsCmpFanNcRdes , NcRdes)
      InEng.W_in=linearInterp1D(WinVsCmpFanNcRdes , NcRdes)*do/sqrt(tho)
      Splitter.BPR=linearInterp1D(BPRVsCmpFanNcRdes , NcRdes)
      TrbH.ZETA=linearInterp1D(TrbHZetaVsCmpFanNcRdes , NcRdes)
      TrbL.ZETA=linearInterp1D(TrbLZetaVsCmpFanNcRdes , NcRdes)
    END IF
    Brn.Fu_in.W=linearInterp1D(WFVsCmpFanNcRdes , NcRdes)*sqrt(tho)*do
    Noz_Ath_sch= linearInterp1D(ABVsPLA, PLA)
    Noz_Ratio_sch=linearInterp1D(A9ABVsPLA, PLA)
    AB.Fu_in.W = linearInterp1D(WFABVsPLA, PLA)*sqrt(tho)*do

    array_x[1] = ShL.Me_in.Nmech
    array_x[2] = ShH.Me_in.Nmech
    array_x[3] = CmpFan.BETA
    array_x[4] = CmpH.BETA
    array_x[5] = InEng.W_in
    array_x[6] = Splitter.BPR
    array_x[7] = TrbH.ZETA
    array_x[8] = TrbL.ZETA
    array_x[9] = Brn.Fu_in.W
    IF Nozmode<=2 THEN
      array_x[10] = Noz_Ath_sch*Noz_Ratio_sch
      array_x[11] = Noz_Ratio_sch
    ELSE
      array_x[10] = Noz_Ath*Noz_Ratio
      array_x[11] = Noz_Ratio
    END IF
    nlsolver(fcn_PLA,11,array_x, array_fres, info)

  END FOR
END FUNCTION

```

Εικόνα 4-34: Κώδικας για υπολογισμό σημείων λειτουργίας για εύρος PLA

```

FUNCTION NO_TYPE fcn_PLA(
  OUT INTEGER n,
  OUT REAL array_x[],
  OUT REAL array_fres[],
  OUT INTEGER iflag)

  DECLS
  BODY

  ShL.Me_in.Nmech = array_x[1]
  ShH.Me_in.Nmech = array_x[2]
  CmpFan.BETA = array_x[3]
  CmpH.BETA = array_x[4]
  InEng.W_in = array_x[5]
  Splitter.BPR = array_x[6]
  TrbH.ZETA = array_x[7]
  TrbL.ZETA = array_x[8]
  Brn.Fu_in.W = array_x[9]
  Noz.Aexit = array_x[10]
  Noz.areaRatio = array_x[11]

  FRES()

  array_fres[1]= getResidueValue(1)
  array_fres[2]= getResidueValue(2)
  array_fres[3]= getResidueValue(3)
  array_fres[4]= getResidueValue(4)
  array_fres[5]= getResidueValue(5)
  array_fres[6]= getResidueValue(6)
  array_fres[7]= getResidueValue(7)
  array_fres[8]= getResidueValue(8)
  array_fres[9]= evalNormResidue(9,ShL.Me_in.Nmech,NLgiven,1)

  IF Noz_mode==0 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10,Noz.Ath,Noz_Ath_sch,1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11,Noz.areaRatio,Noz_Ratio_sch,1.0)
  ELSEIF Noz_mode==1 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10,Noz.V_idexp,Noz.V_out,1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11,Noz.Ath,Noz_Ath_sch,1.0)
  ELSEIF Noz_mode==2 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10,Noz.V_idexp,Noz.V_out,1.0)
    IF AB.Fu_in.W==0 THEN
      array_fres[11]= evalNormResidue(11,Noz.Ath,Noz_Ath_sch,1.0)
    ELSE
      array_fres[11]= evalNormResidue(11,CmpFan.BETA,CmpFan_BETA,1.0)
    END IF
  ELSEIF Noz_mode==3 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10,Noz.Ath,Noz_Ath,1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11,Noz.areaRatio,Noz_Ratio,1.0)
  ELSEIF Noz_mode==4 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10,Noz.V_idexp,Noz.V_out,1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11,Noz.Ath,Noz_Ath,1.0)
  ELSEIF Noz_mode==5 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10,Noz.V_idexp,Noz.V_out,1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11,CmpFan.BETA,CmpFan_BETA,1.0)
  END IF

END FUNCTION

```

Εικόνα 4-35: Κώδικας για υπολογισμό σημείων λειτουργίας για εύρος PLA (συνέχεια)

Όπως φαίνεται από την Εικόνα 4-35 οι 11 άγνωστοι είναι οι 2 στροφές των αξόνων, τα 2 BETA των συμπιεστών, τα 2 ZETA των στροβίλων, η παροχή εισόδου, ο λόγος παράκαμψης, η παροχή καυσίμου, το εμβαδόν εξόδου και ο λόγος των εμβαδών του ακροφυσίου. Οι 8 πρώτες εξισώσεις έχουν να κάνουν με το μοντέλο, η 9^η εξίσωση είναι οι στροφές χαμηλής του σημείου λειτουργίας για το δεδομένο PLA, ενώ οι 2 τελευταίες έχουν να κάνουν με το ακροφύσιο. Ο κώδικας έχει 6 διαφορετικά mode για τον υπολογισμό του ακροφυσίου (από 0-5):

- mode 0: το εμβαδόν λαιμού και το area ratio με βάση το schedule που δίνεται από τον χρήστη
- mode 1: το εμβαδόν λαιμού με βάση το schedule που δίνεται από τον χρήστη, ενώ το area ratio υπολογίζεται με βάση τη εξίσωση της ισότητας μεταξύ της ταχύτητας εξόδου και της ταχύτητας εξόδου για ideal expansion.
- mode 2: ίδιο με το mode 1 μόνο για την περίπτωση χωρίς μετάκαυση, διαφορετικά ο λαιμός υπολογίζεται έτσι ώστε το σημείο λειτουργίας να τοποθετείται σε συγκεκριμένο β που δίνει ο χρήστης.

- mode 3: το εμβαδόν λαιμού και το area ratio δίνεται από τον χρήστη
- mode 4: το εμβαδόν λαιμού δίνεται από τον χρήστη, ενώ το area ratio υπολογίζεται με βάση τη εξίσωση της ισότητας μεταξύ της ταχύτητας εξόδου και της ταχύτητας εξόδου για ideal expansion.
- mode 5: η γεωμετρία του ακροφυσίου υπολογίζεται με βάση τη εξίσωση της ισότητας μεταξύ της ταχύτητας εξόδου και της ταχύτητας εξόδου για ideal expansion και της τοποθέτησης του σημείου λειτουργίας σε συγκεκριμένο β που δίνει ο χρήστης.

Για το βήμα 2 χρησιμοποιήθηκε το mode 2 και για το βήμα 3 το mode 0.

Στην Εικόνα 4-36 παρουσιάζεται η συνάρτηση υπολογισμού σημείων λειτουργίας σε όλο τον φάκελο πτήσης (run_MALT). Τα δεδομένα για εισαγωγή είναι τα ίδια με την συνάρτηση run_PLA. Επιπλέον εσωτερικά της συνάρτησης εισάγονται πίνακες με τα υψόμετρα και τα Mach που επιθυμεί ο χρήστης να τρέξει την προσομοίωση. Ο κώδικας για κάθε τιμή Mach τρέχει έναν αριθμό σημείων σε ένα εύρος υψομέτρων και ένα εύρος PLA που εισάγει ο χρήστης. Τέλος για κάθε σημείο καλείται η συνάρτηση run_PLA.

```

FUNCTION NO_TYPE run_MALT(REAL PLAMin, REAL PLAMax, INTEGER Np,
                          INTEGER Nozmode, REAL NozAth, REAL NozRatio, REAL CmpFanBETA, INTEGER initFlag)
DECLS
  REAL AltitudesL[12] = {0,0,0,800,900,1000,2000,3000,5000,8000,9000,12000}
  REAL AltitudesH[12] = {3000,3000,3000,4000,6000,7000,10000,11000,11000,13716,15240}
  REAL Machs[12] = {0,0.1,0.2,0.3,0.4,0.5,0.6,0.7,0.8,0.9,1,1.2}
  REAL M
  REAL ALT
BODY
FOR (i IN 1,12)
  FOR (j IN 1,12)
    M=Machs[i]
    ALT= AltitudesH[i]-(j-1)*(AltitudesH[i]-AltitudesL[i])/11
    run_PLA(M, ALT, 0, PLAMin, PLAMax, Np, Nozmode, NozAth, NozRatio, CmpFanBETA, initFlag)
  END FOR
END FOR
END FUNCTION

```

Εικόνα 4-36: Κώδικας για υπολογισμό πολλαπλών σημείων λειτουργίας σε όλο τον φάκελο πτήσης

Εκτός από τη συνάρτηση για υπολογισμό σημείων λειτουργίας για δεδομένο εύρος PLA φτιάχτηκε και αντίστοιχη συνάρτηση για υπολογισμό ενός σημείου λειτουργίας για δεδομένη ώση και παρουσιάζεται στην Εικόνα 4-37.


```

|
FUNCTION NO_TYPE run_FN(REAL M, REAL ALT, REAL dTs,
                      REAL FN,
                      INTEGER Nozmode, REAL NozAth, REAL NozRatio, REAL CmpFanBETA, INTEGER initFlag)
DECLS
  REAL array_x[11]
  REAL array_fres[11]
  INTEGER info
  REAL d,do,th,tho,NcRdes
BODY
  Noz_mode=Nozmode
  Noz_Ath=NozAth
  Noz_Ratio=NozRatio
  CmpFan_BETA=CmpFanBETA
  FNgiven=FN

  TIME= 0
  SMETHOD = NR
  TOLTYPE = RELTOL
  TOLERANCE = 1e-06
  MAXITER = 10000
  MAXFEVAL = 40000
  MAXJACEVAL = 60
  MAXBROYDEN = 60

  Amb.MNf_in=M
  Amb.alt_in=ALT
  Amb.dTs_in=dTs

  d = (1 - 0.022557696 * Amb.alt_in / 1000) ** 5.2558798
  do = d *(1 + 0.2 * Amb.MNf_in ** 2) ** (1.4 / 0.4)
  th = (1 - 0.022557696 * Amb.alt_in / 1000)
  tho = th * (1 + 0.2 * Amb.MNf_in ** 2)

  array_x[1] = ShL.Me_in.Nmech
  array_x[2] = ShH.Me_in.Nmech
  array_x[3] = CmpFan.BETA
  array_x[4] = CmpH.BETA
  array_x[5] = InEng.W_in
  array_x[6] = Splitter.BPR
  array_x[7] = TrbH.ZETA
  array_x[8] = TrbL.ZETA
  array_x[9] = Brn.Fu_in.W
  IF Nozmode<=2 THEN
    array_x[10] = Noz_Ath_sch*Noz_Ratio_sch
    array_x[11] = Noz_Ratio_sch
  ELSE
    array_x[10] = Noz_Ath*Noz_Ratio
    array_x[11] = Noz_Ratio
  END IF
  nlsolver(fcn_FN,11,array_x, array_fres, info)

END FUNCTION

```

Εικόνα 4-37: Κώδικας για υπολογισμό σημείου λειτουργίας για δεδομένη ώση

Η συνάρτηση υπολογισμού των errors (fcn_FN) παρουσιάζεται στην Εικόνα 4-38. Η κύρια αλλαγή σε σχέση με την (fcn_PLA) είναι στην 9^η εξίσωση όπου αντί για τις στροφές του σημείου λειτουργίας ορίζεται η ώση.

```

FUNCTION NO_TYPE fcn_FN(
  OUT INTEGER n,
  OUT REAL array_x[],
  OUT REAL array_fres[],
  OUT INTEGER iflag)

  DECLS
  BODY

  ShL.Me_in.Nmech = array_x[1]
  ShH.Me_in.Nmech = array_x[2]
  CmpFan.BETA = array_x[3]
  CmpH.BETA = array_x[4]
  InEng.W_in = array_x[5]
  Splitter.BPR = array_x[6]
  TrbH.ZETA = array_x[7]
  TrbL.ZETA = array_x[8]
  Brn.Fu_in.W = array_x[9]
  Noz.Aexit = array_x[10]
  Noz.areaRatio = array_x[11]

  FRES()

  array_fres[1]= getResidueValue(1)
  array_fres[2]= getResidueValue(2)
  array_fres[3]= getResidueValue(3)
  array_fres[4]= getResidueValue(4)
  array_fres[5]= getResidueValue(5)
  array_fres[6]= getResidueValue(6)
  array_fres[7]= getResidueValue(7)
  array_fres[8]= getResidueValue(8)
  array_fres[9]= evalNormResidue(9, Perf.Fn, FNgiven, 1)

  IF Noz_mode==0 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10, Noz.Ath, Noz_Ath_sch, 1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11, Noz.areaRatio, Noz_Ratio_sch, 1.0)
  ELSEIF Noz_mode==1 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10, Noz.V_idexp, Noz.V_out, 1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11, Noz.Ath, Noz_Ath_sch, 1.0)
  ELSEIF Noz_mode==2 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10, Noz.V_idexp, Noz.V_out, 1.0)
    IF AB.Fu_in.W==0 THEN
      array_fres[11]= evalNormResidue(11, Noz.Ath, Noz_Ath_sch, 1.0)
    ELSE
      array_fres[11]= evalNormResidue(11, CmpFan.BETA, CmpFan_BETA, 1.0)
    END IF
  ELSEIF Noz_mode==3 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10, Noz.Ath, Noz_Ath, 1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11, Noz.areaRatio, Noz_Ratio, 1.0)
  ELSEIF Noz_mode==4 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10, Noz.V_idexp, Noz.V_out, 1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11, Noz.Ath, Noz_Ath, 1.0)
  ELSEIF Noz_mode==5 THEN
    array_fres[10]= evalNormResidue(10, Noz.V_idexp, Noz.V_out, 1.0)
    array_fres[11]= evalNormResidue(11, CmpFan.BETA, CmpFan_BETA, 1.0)
  END IF

END FUNCTION

```

Εικόνα 4-38: Κώδικας για υπολογισμό σημείου λειτουργίας για δεδομένη ώση (συνέχεια)

Μετά τον υπολογισμό του σημείου σχεδιασμού μέσω του ExStDP (βήμα 1), πραγματοποιείται το βήμα 2 μέσω του παρακάτω κώδικα (RunPLA20_130_A8schFixed) που καλεί την συνάρτηση run_PLA.

```

//run_PLA(REAL M, REAL ALT, REAL dTs,
//REAL PLamin, REAL PLamax, INTEGER Np,
//INTEGER Nozmode, REAL NozAth, REAL NozRatio, REAL CmpFanBETA, INTEGER initFlag)
//Noz_mode==0: Schedule
//      1:A8 sch, Find Ratio
//      2: if Wfab=0 (A8 sch find Ratio) if Wfab>0 find A8 and Ratio for given Beta
//      3:A8, ratio given from input arguments
//      4:A8 given find Ratio
//      5:Find A8 and Ratio for given Beta
run_PLA(0, 0, 0, 20, 130, 50, 2, Noz.Ath, Noz.areaRatio, CmpFan.BETA, 1)

```

Εικόνα 4-39: Κώδικας για το 2ο βήμα

Ουσιαστικά ορίζεται το Mach, το υψόμετρο και dTs μηδενικά. Επιλέγεται το PLA από 20 έως 130, 50 σημεία σε αυτό το διάστημα και το mode 2 για το ακροφύσιο. Με βάση αυτό το βήμα γίνεται η εκτίμηση του προγράμματος του ακροφυσίου.

Στη συνέχεια πραγματοποιείται το βήμα 3 μέσω του παρακάτω κώδικα (RunPLA20_130_sch) που καλεί επίσης την συνάρτηση run_PLA.

```
//run_PLA(REAL M, REAL ALT, REAL dTs,
//REAL PLamin, REAL PLamax, INTEGER Np,
//INTEGER Nozmode, REAL NozAth, REAL NozRatio, REAL CmpFanBETA, INTEGER initFlag)
//Noz_mode==0: Schedule
//      1:A8 sch, Find Ratio
//      2: if Wfab=0 (A8 sch find Ratio) if Wfab>0 find A8 and Ratio for given Beta
//      3:A8, ratio given from input arguments
//      4:A8 given find Ratio
//      5:Find A8 and Ratio for given Beta
run_PLA(0, 0, 0, 20, 130, 50,0,Noz.Ath,Noz.areaRatio,CmpFan.BETA,1)
```

Εικόνα 4-40 Κώδικας για το 3ο βήμα

Τα δεδομένα είναι ίδια εκτός από το mode του ακροφυσίου που σε αυτήν την περίπτωση είναι 0. Επιπλέον από αυτό το βήμα δημιουργούνται οι πίνακες για τις αρχικοποιήσεις των αλγεβρικών μεταβλητών που εισάγονται στην αρχή του κώδικα (Εικόνα 4-33).

Στη συνέχεια πραγματοποιείται το βήμα 4 μέσω του παρακάτω κώδικα που καλεί την συνάρτηση run_MALT.

```
run_MALT(20, 130, 50, 0, Noz.Ath, Noz.areaRatio, CmpFan.BETA, 1)
```

Εικόνα 4-41 Κώδικας για το 4ο βήμα

5

Αποτελέσματα του Μοντέλου Προσομοίωσης

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζονται τα αποτελέσματα από το μοντέλο προσομοίωσης που δημιουργήθηκε για τον κινητήρα Safran M-88 στο κεφάλαιο 4.

5.1 Ανάλυση στο σημείο σχεδιασμού

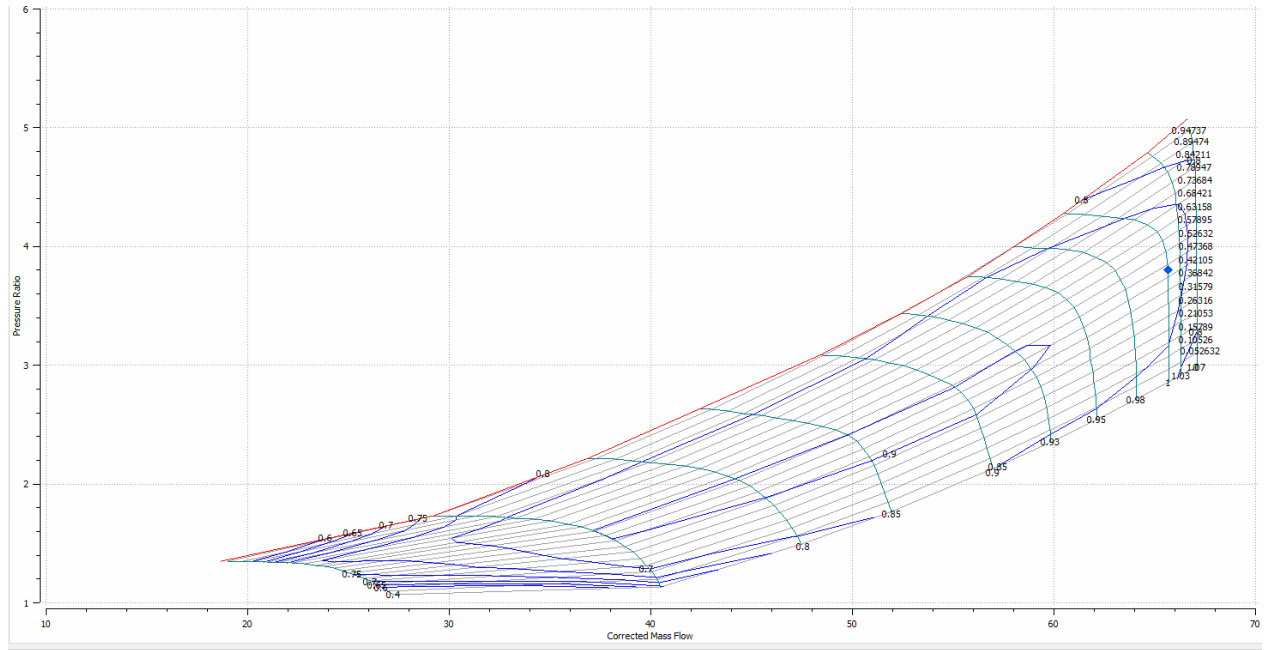
Αρχικά όπως παρουσιάστηκε και στο κεφάλαιο 4 η ανάλυση θα ξεκινήσει από το σημείο σχεδιασμού. Στο σημείο σχεδιασμού υπάρχουν τα περισσότερα στοιχεία για τις επιδόσεις του κινητήρα και είναι κομβικό σημείο για την λειτουργία του μοντέλου. Σε πρώτο στάδιο θα παρουσιαστούν κάποιες τιμές που εισήχθησαν στο μοντέλο και στη συνέχεια θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα. Ειδικότερα, το σημείο σχεδιασμού αντιστοιχεί στην μέγιστη dry (χωρίς μετάκαυση) ώση.

Για τον υπολογισμό του σημείου σχεδιασμού το μοντέλο χρησιμοποιεί γνωστά δεδομένα για τον καθορισμό των υπόλοιπων άγνωστων δεδομένων στο σημείο αυτό αλλά και για τον υπολογισμό των απαραίτητων παραμέτρων για τον υπολογισμό σε off-design συνθήκες όπως τα scaling factors των χαρτών και τα εμβαδά στον αναμείκτη. Ο Πίνακας 5-1 παρουσιάζει κάποιες από τις τιμές που ορίστηκαν στο μοντέλο για να πραγματοποιηθεί η ανάλυση, ο τρόπος με τον οποίο επιλέχθηκαν αυτές οι τιμές έχει παρουσιαστεί αναλυτικά στο προηγούμενο κεφάλαιο.

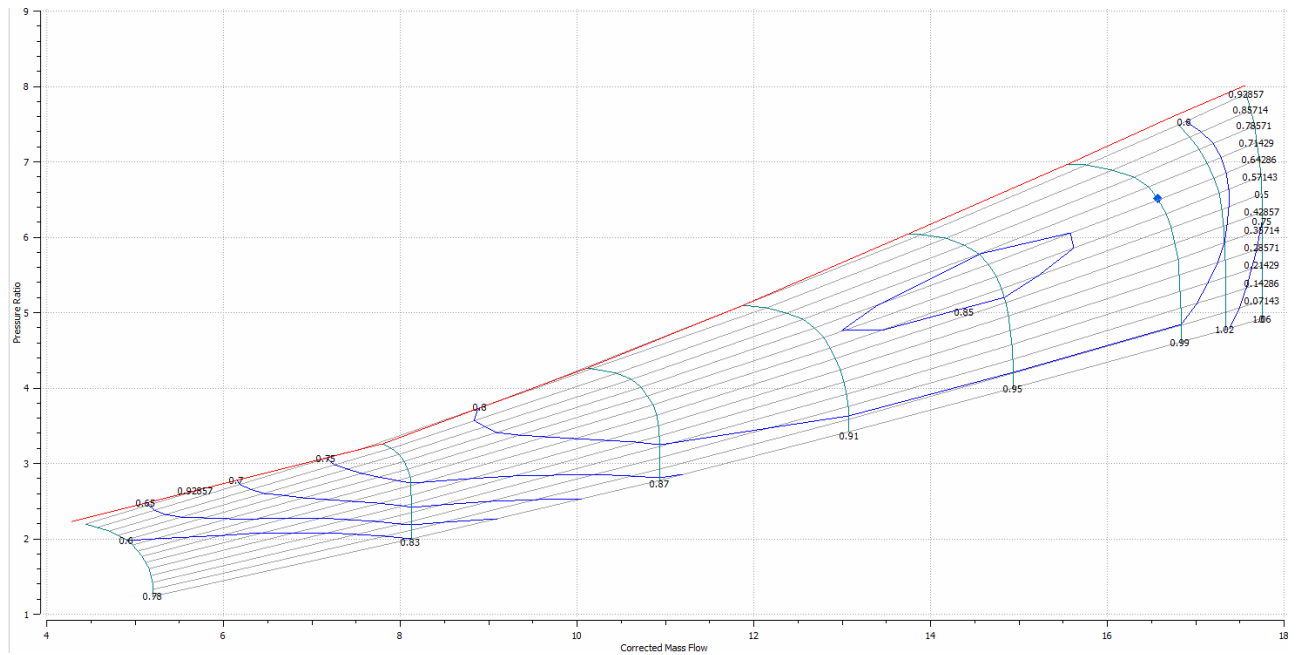
Μεταβλητή	Τιμή	Μεταβλητή	Τιμή
Altitude	0	CmpFan. BETA	0.45
Mach	0	CmpFan.NcRdesMap	1
DTisa	0	CmpH. BETA	0.65
NL	13194 RPM	CmpH.NcRdesMap	1
NH	17650 RPM	TrbL. ZETA	0.6
Splitter.BPR	0.3	TrbL.NcRdesMap	1
WF	1.107 Kg/s	TrbH. ZETA	0.6
WFAB	0	TrbH.NcRdesMap	1
ETAMIX	0.5	Brn.eff_in	0.995
A8	0.14	Brn.dPqP_in	0.035
A9A8	1.1	InEng.dPqP_in	0.99
M6	0.5	ShH.eff	0.99
EP5	0.895	ShL.eff	0.99

Πίνακας 5-1 : Δεδομένα σημείου σχεδίασης κινητήρα Safran M88

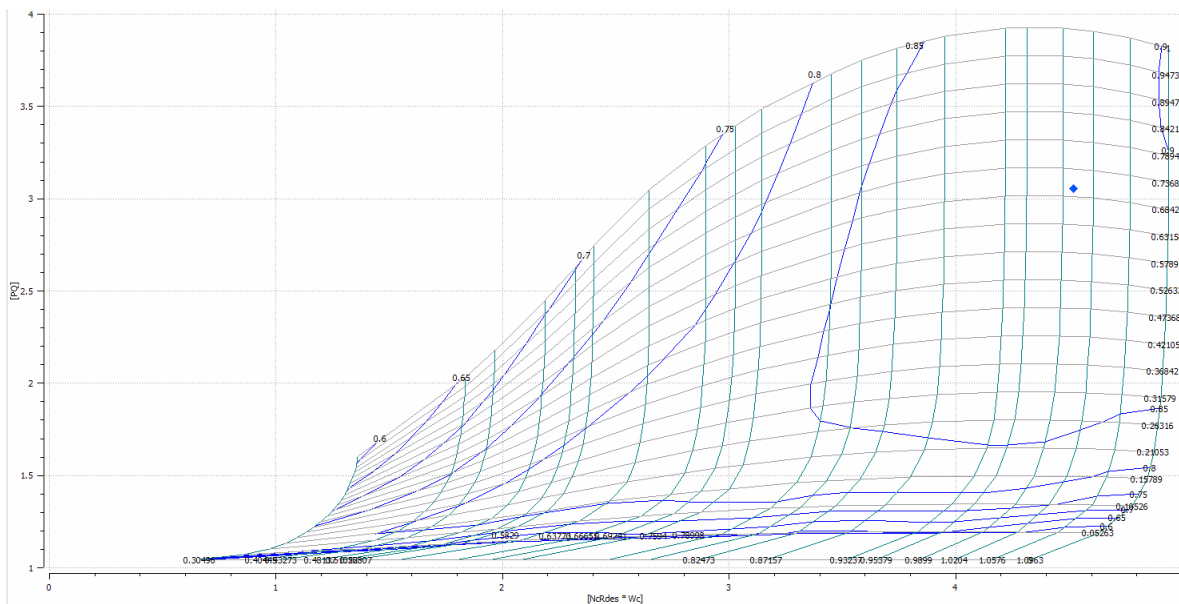
Με την χρήση των δεδομένων αυτών προκύπτει το design point πάνω στους χάρτες όπως φαίνεται στην Εικόνα 5-1 έως Εικόνα 5-4.



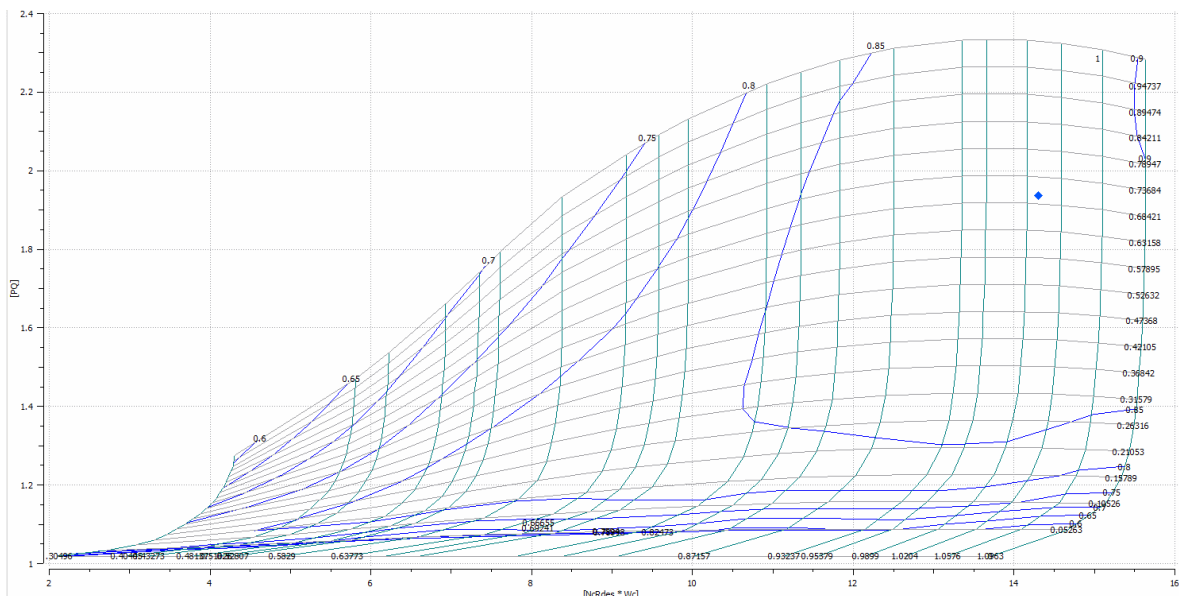
Εικόνα 5-1: Σημείο σχεδιασμού στο χάρτη του ανεμιστήρα



Εικόνα 5-2: Σημείο σχεδιασμού στο χάρτη του συμπιεστή υψηλής πίεσης



Εικόνα 5-3: Σημείο σχεδιασμού στο χάρτη του στροβίλου υψηλής πίεσης



Εικόνα 5-4: Σημείο σχεδιασμού στο χάρτη του στροβίλου χαμηλής πίεσης

Στην συνέχεια θα παρουσιαστούν δύο πίνακες με τιμές που αφορούν τα αποτελέσματα στο σημείου σχεδιασμού. Ειδικότερα, ο Πίνακας 5-2 παρουσιάζει τους συντελεστές κλίμακας των χαρτών, ενώ ο Πίνακας 5-3 παρουσιάζει κάποια πρώτα αποτελέσματα για το σημείο σχεδιασμού.

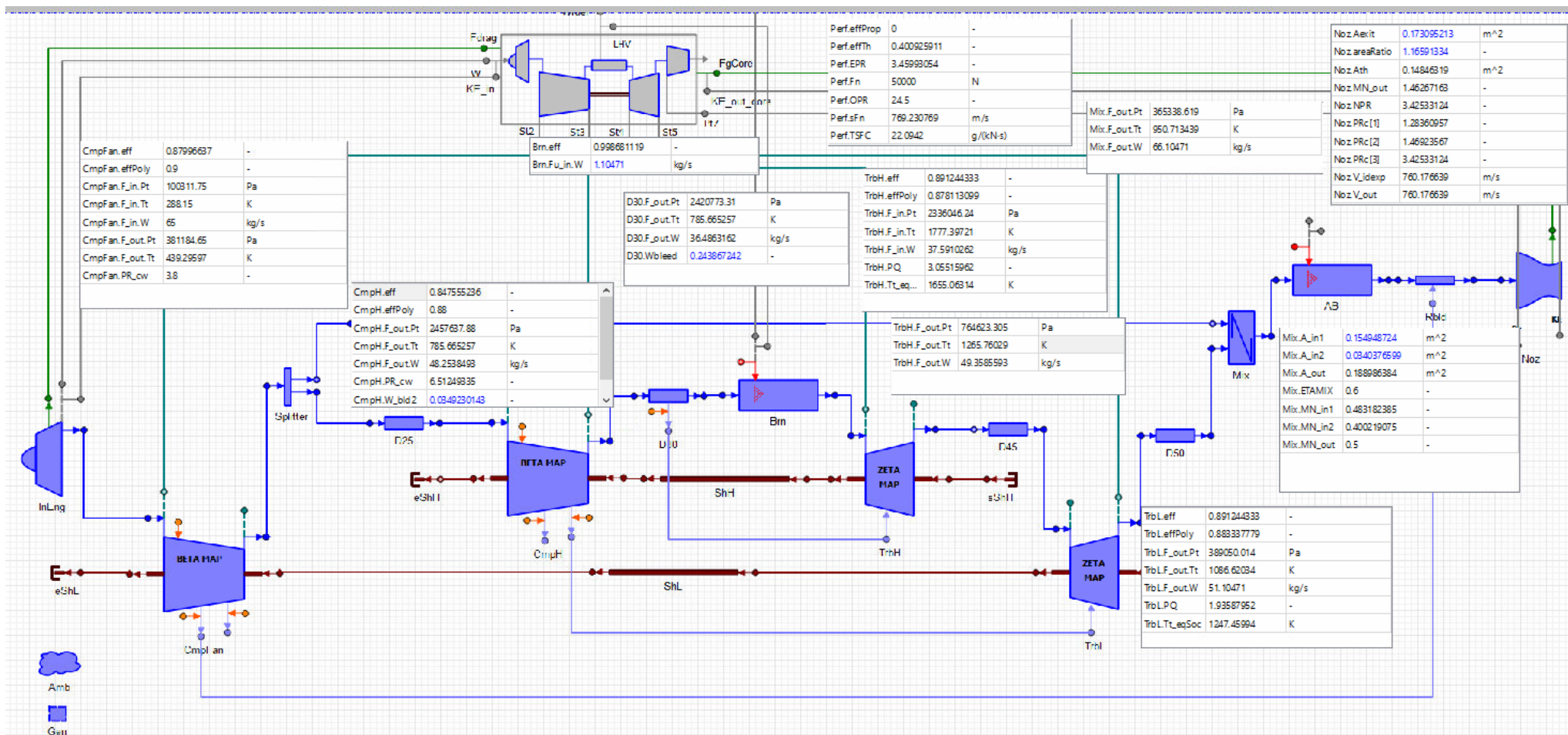
	mapEff_in	mapPR_in	mapWc_in
Ανεμιστήρας	1.057	1.669	66.725
Συμπιεστής	0.976	0.729	0.171
Στρόβιλος Υ.Π	0.964	0.462	0.248
Στρόβιλος Χ.Π	0.963	0.210	0.796

Πίνακας 5-2 : Συντελεστές κλίμακας χαρτών

Ωση (N)	50000
Παροχή ($\frac{kg}{s}$)	65
A6 (m^2)	0.155
A16 (m^2)	0.034
A8 (m^2)	0.148
A9/A8	1.166
Tt4 (K)	1777
TSFC ($\frac{mg}{N*s}$)	22.1

Πίνακας 5-3 : Αποτελέσματα στο σημείο σχεδίασης

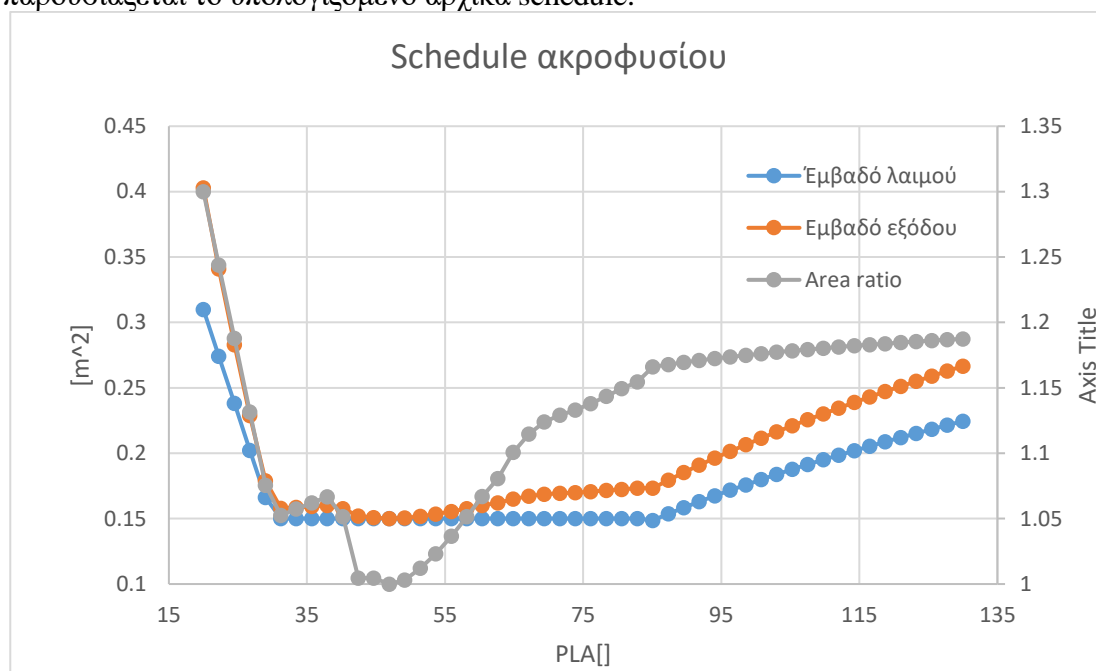
Τέλος στην Εικόνα 5-5 παρουσιάζονται διάφορα μεγέθη κατά μήκος της μηχανής καθώς και συνολικές επιδόσεις στο σημείο σχεδιασμού.



Εικόνα 5-5: Τιμές διαφορών μεγεθών στο σημείο σχεδιασμού

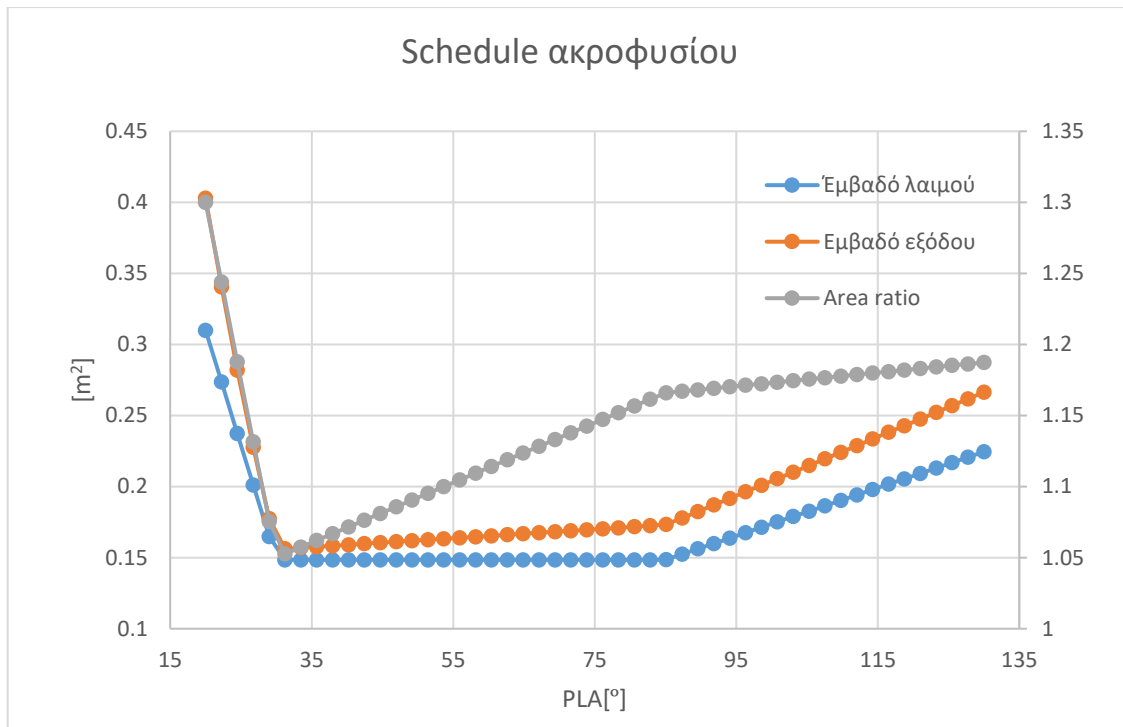
5.2 Γραμμή Λειτουργίας Κινητήρα

Στο κεφάλαιο 4 έγινε αναφορά στην διαδικασία εύρεσης της γραμμής λειτουργίας, η οποία ακολουθήθηκε. Αρχικά θα παρουσιαστεί πως βρέθηκε το schedule του ακροφυσίου και στην συνέχεια θα παρουσιαστεί η γραμμή λειτουργίας και στοιχεία επιδόσεων του κινητήρα. Υπενθυμίζεται ότι στην dry περιοχή δίνεται ως είσοδος το εμβαδόν λαιμού και προκύπτει το area ratio, ενώ στην λειτουργία με μετάκαυση δίνεται το BETA του ανεμιστήρα και προκύπτουν τα μεγέθη για το ακροφύσιο. Στην Εικόνα 5-6 παρουσιάζεται το υπολογιζόμενο αρχικά schedule.



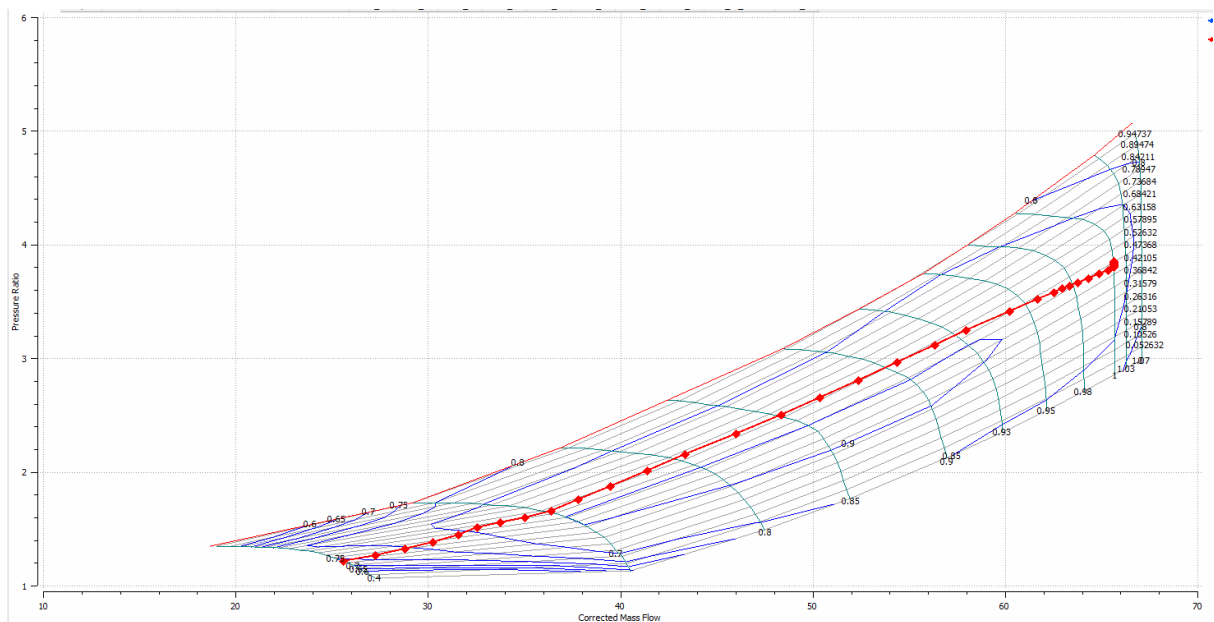
Εικόνα 5-6: Schedule ακροφυσίου που προκύπτει αρχικά

Παρατηρείται ότι στην περιοχή της μετάκαυσης το area ratio αλλά και το εμβαδό λαιμού μεταβάλλονται γραμμικά, οπότε έτσι θα οριστούν και στον κώδικα, γραμμική μεταβολή από το σημείο σχεδιασμού έως την τιμή που φτάνουν στο παραπάνω διάγραμμα ($A_8=0.2244 m^2$ και $A_9/A_8=1.187$). Στην περιοχή από PLA 30° έως 85° παρατηρείται ότι το area ratio πρέπει να μειωθεί, και χρησιμοποιώντας την κρίση του μηχανικού θα μειωθεί γραμμικά από το σημείο σχεδιασμού έως 1.05. Επιλέγεται αυτή η προσέγγιση καθώς παρατηρείται αρχικά μια τάση μείωσης, η οποία όμως είναι πολύ μεγάλη και οδηγεί στην απόκλιση κάποιων σημείων, οπότε με μια γραμμική μείωση έως μια λογική τιμή, η σύγκλιση του κώδικα θα επιτευχθεί. Στο τελευταίο διάστημα παρατηρείται γραμμική αύξηση του area ratio έως και 1.3 και έτσι θα οριστεί. Παρακάτω στην Εικόνα 5-7 παρουσιάζεται το τελικό schedule του ακροφυσίου που θα οριστεί και με την επιλογή mode 0 θα βρεθεί η γραμμή λειτουργίας στο επίπεδο της θάλασσας.

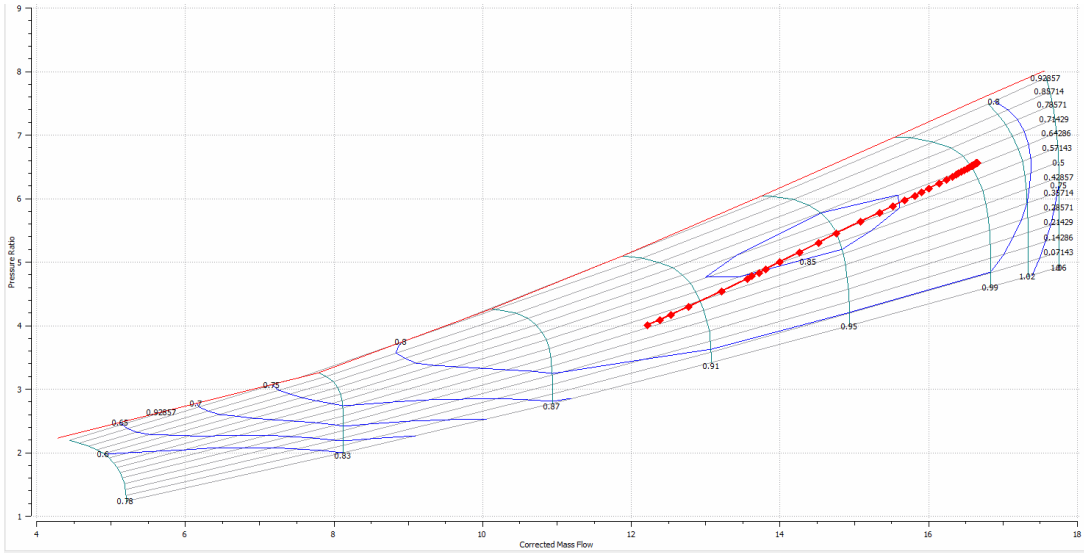


Εικόνα 5-7: Τελικό schedule ακροφυσίου

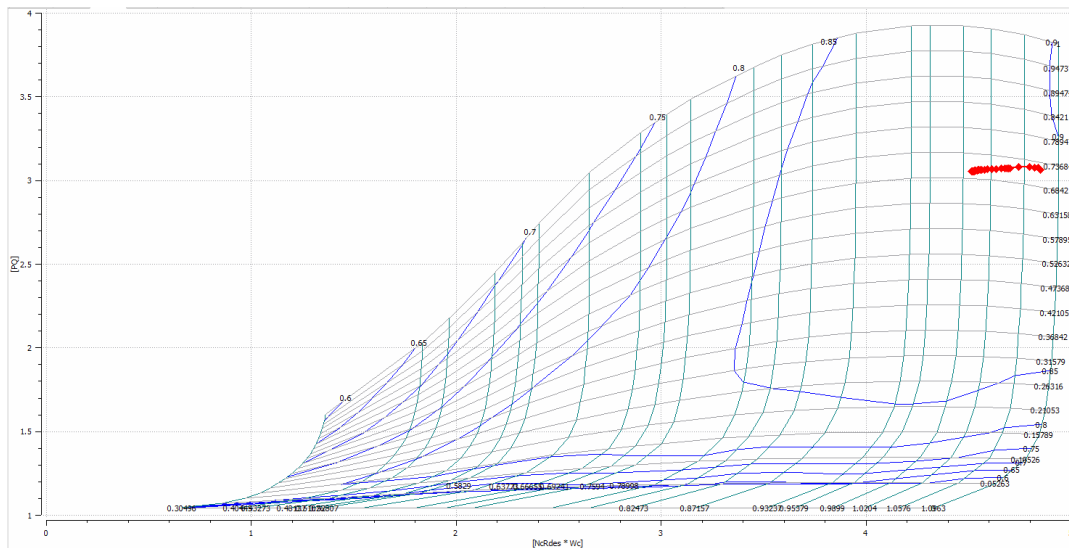
Με χρήση του συγκεκριμένου προγράμματος του ακροφυσίου προέκυψαν οι γραμμές λειτουργίας που φαίνονται στην Εικόνα 5-8 έως Εικόνα 5-11.



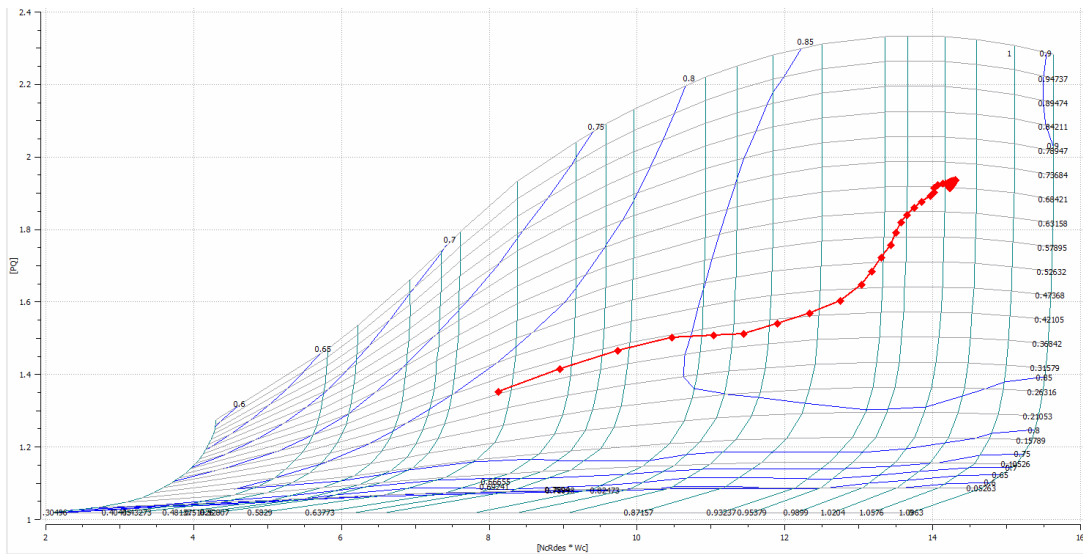
Εικόνα 5-8: Γραμμή λειτουργίας ανεμιστήρα



Εικόνα 5-9: Γραμμή λειτουργίας συμπιεστή υψηλής πίεσης



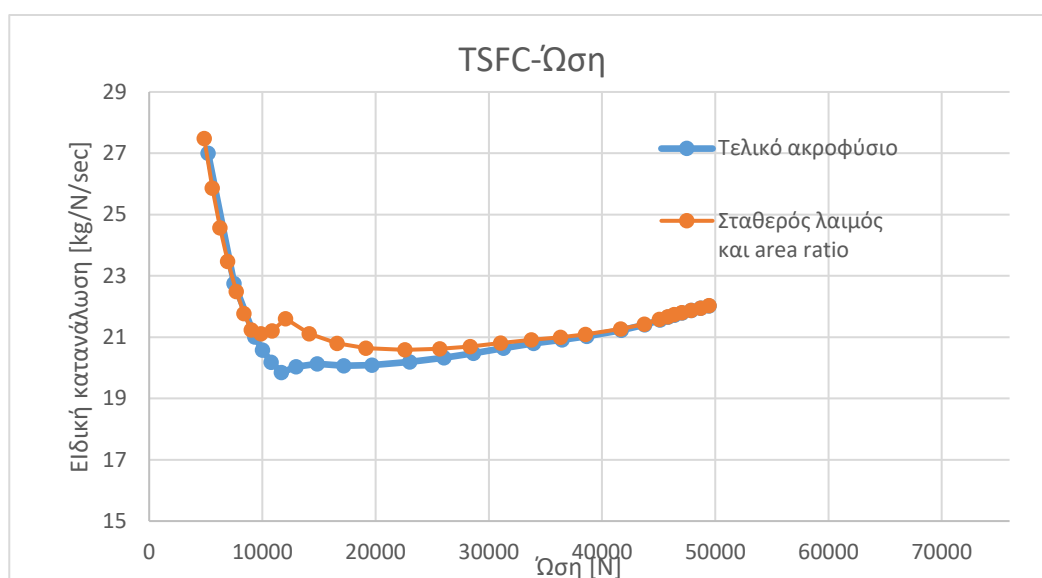
Εικόνα 5-10: Γραμμή λειτουργίας στροβίλου υψηλής πίεσης



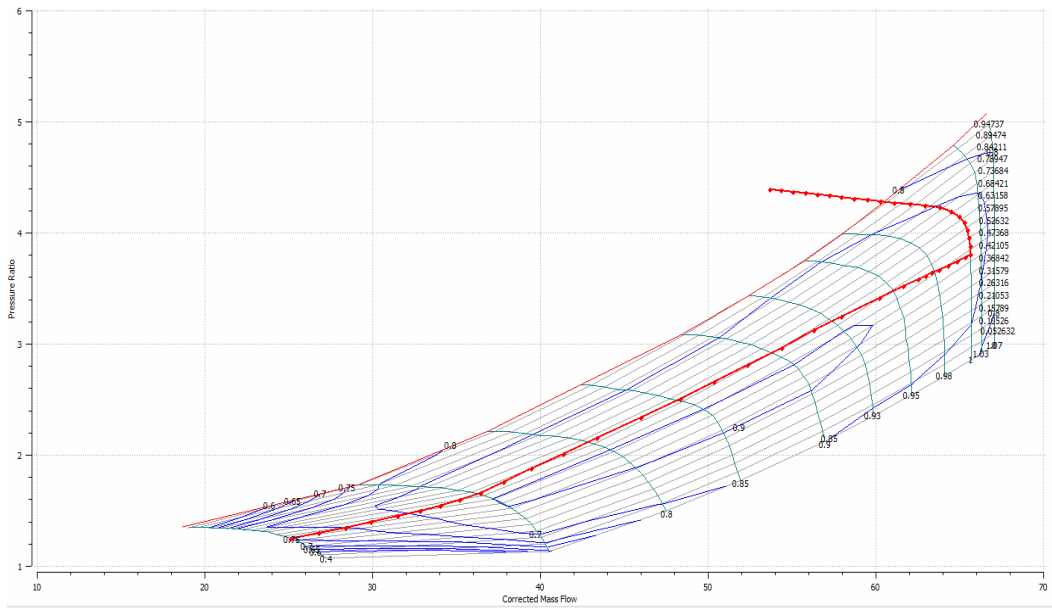
Εικόνα 5-11: Γραμμή λειτουργίας στροβίλου χαμηλής πίεσης

Οι γραμμές λειτουργίας παρουσιάζουν την αναμενόμενη μορφή, ενώ ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζει η περιοχή της μετάκαυσης. Στην μετάκαυση πρέπει το σημείο λειτουργίας να μην απομακρυνθεί από το σημείο σχεδιασμού, για να μην υπάρχει ο κίνδυνος εμφάνισης αστάθειας. Κάτι τέτοιο στην περίπτωση μας δεν παρατηρείται, καθώς τα σημεία για τη μετάκαυση είναι κοντά στο σημείο σχεδιασμού, κάτι που επιβάλλαμε κατά τη διάρκεια υπολογισμού του schedule του ακροφυσίου.

Κατά την διαδικασία σχεδιασμού του ακροφυσίου, εξετάστηκε και η περίπτωση να μείνει σταθερό το ακροφύσιο, δηλαδή το εμβαδό του λαιμού και το area ratio να είναι ίσα με αυτά στο σημείο σχεδιασμού. Όπως παρατηρούμε από την Εικόνα 5-12 της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου στην λειτουργία χωρίς μετάκαυση, κάτι τέτοιο δεν είναι αποδοτικό, αφού η ειδική κατανάλωση αυξάνεται. Επιπλέον στην περίπτωση που λειτουργεί ο μετακαυστήρας, τα σημεία βγαίνουν από το χάρτη όπως φαίνεται στην Εικόνα 5-13, κάτι που το καθιστά αδύνατο καθώς ο συμπιεστής θα οδηγηθεί σε αστάθεια.

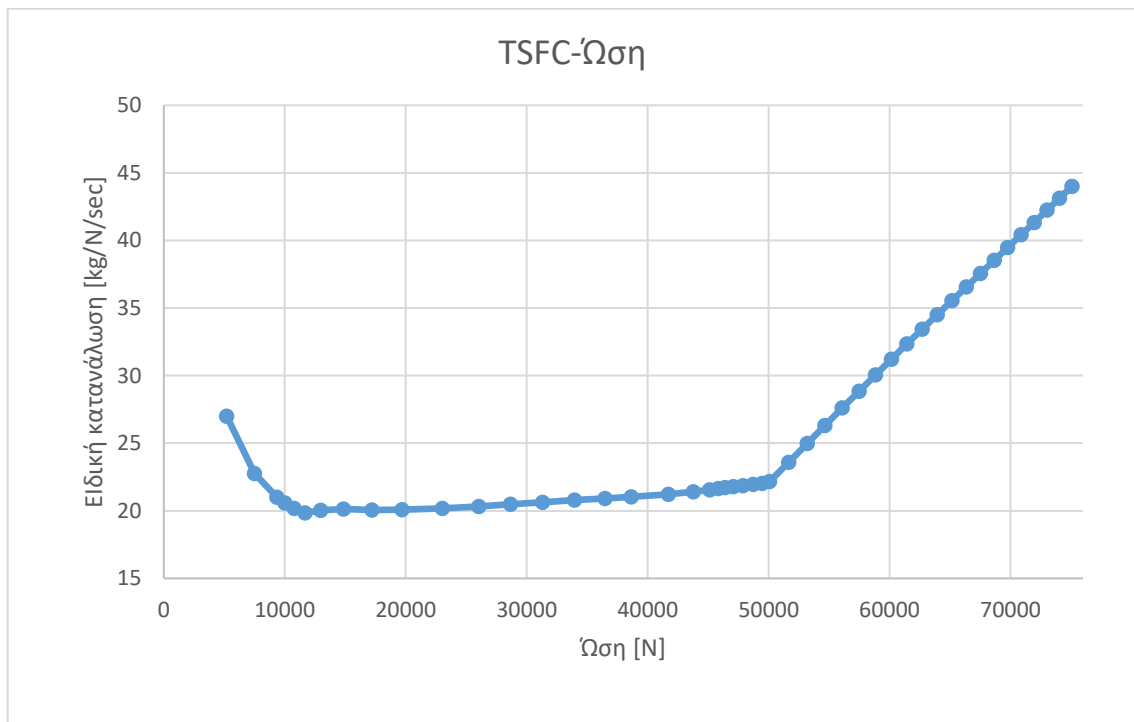


Εικόνα 5-12: Σύγκριση ακροφυσίων



Εικόνα 5-13: Γραμμή λειτουργίας για σταθερό ακροφύσιο

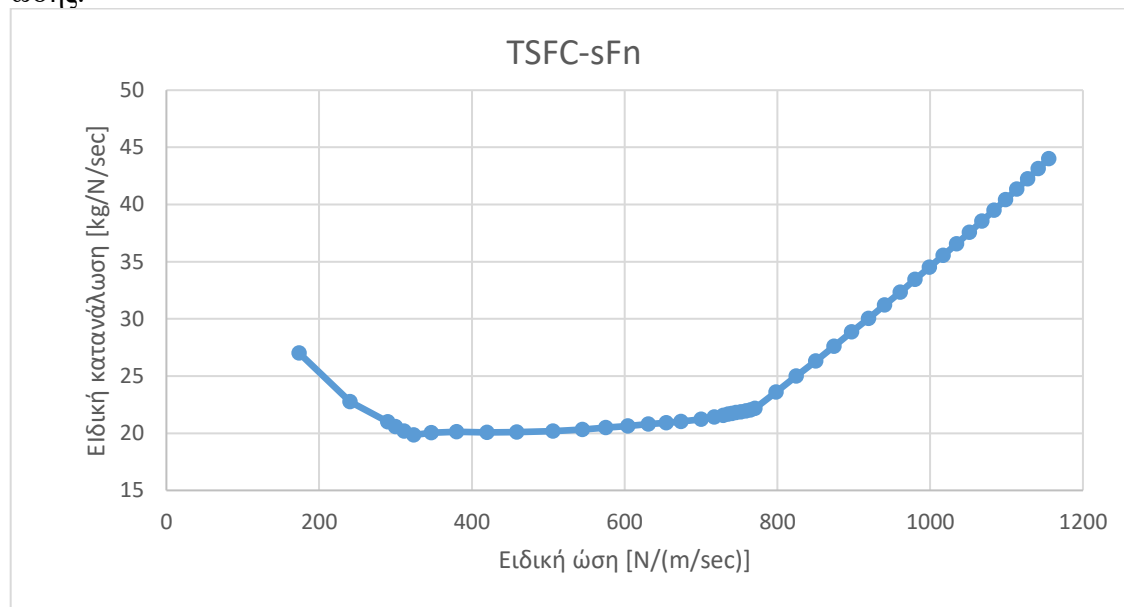
Στην συνέχεια θα παρουσιαστούν καμπύλες που σχετίζονται με τις επιδόσεις του κινητήρα. Στην Εικόνα 5-14 παρουσιάζεται η ειδική κατανάλωση συναρτήσει της ώσης.



Εικόνα 5-14: Διάγραμμα TSFC-Ώση

Παρατηρείται αύξηση της ειδικής κατανάλωσης, όταν γίνεται χρήση του μετακαυστήρα αλλά και στις χαμηλές στροφές, κάτι που είναι αναμενόμενο.

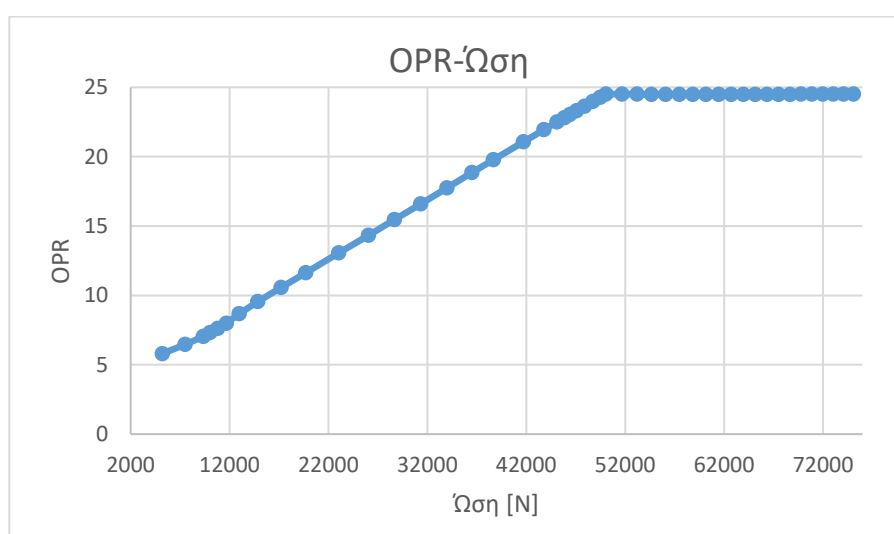
Στην Εικόνα 5-15 παρουσιάζεται η ειδική κατανάλωση συναρτήσει της ειδικής ώσης.



Εικόνα 5-15: Διάγραμμα TSFC- Ειδική ώση

Στα μαχητικά αεροσκάφη έχει μεγάλη σημασία η ειδική ώση, καθώς υψηλή ειδική ώθηση δίνει στον πιλότο την δυνατότητα για να πραγματοποιήσει ελιγμούς καθώς επίσης να επιταχύνει ταχύτερα. Στο παραπάνω διάγραμμα παρατηρείται ότι με την μετάκαυση διπλασιάζεται η ειδική ώση, κάτι που καταδεικνύει και το λόγο που τα μαχητικά αεροσκάφη χρησιμοποιούν μετακαυστήρα.

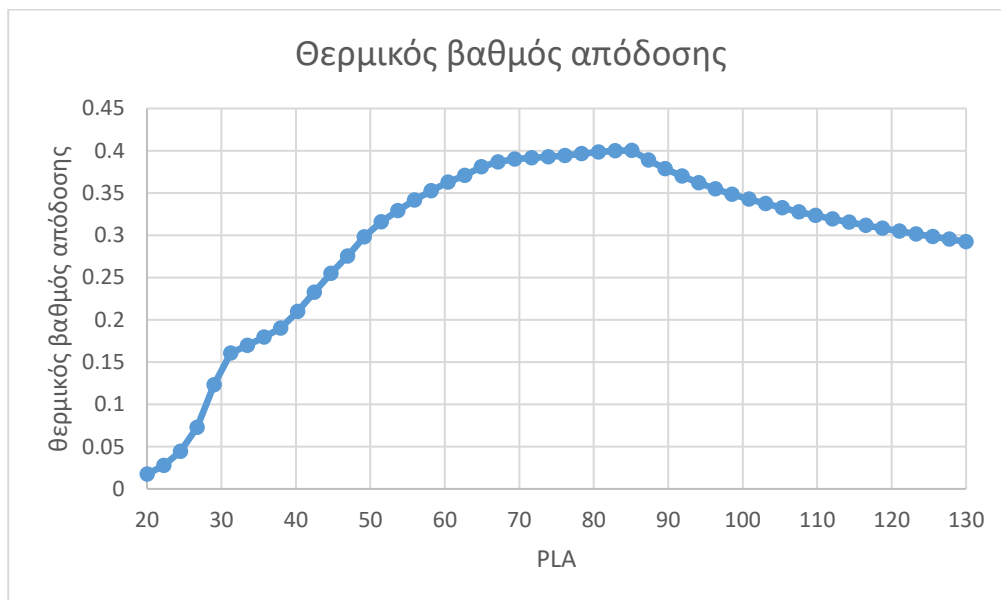
Στην Εικόνα 5-16 παρουσιάζεται ο συνολικός λόγος πίεσης συναρτήσει της ώσης.



Εικόνα 5-16: Διάγραμμα OPR-Ωσης

Από το σημείο σχεδιασμού έως την ελάχιστη ώση, ο ολικός λόγος πίεσης μειώνεται, κάτι που είναι λογικό καθώς μειώνονται οι απαιτήσεις σε ώση. Στον μετακαυστήρα διατηρείται η μέγιστη τιμή του ολικού λόγου πίεσης, καθώς απαιτείται η μέγιστη ώση.

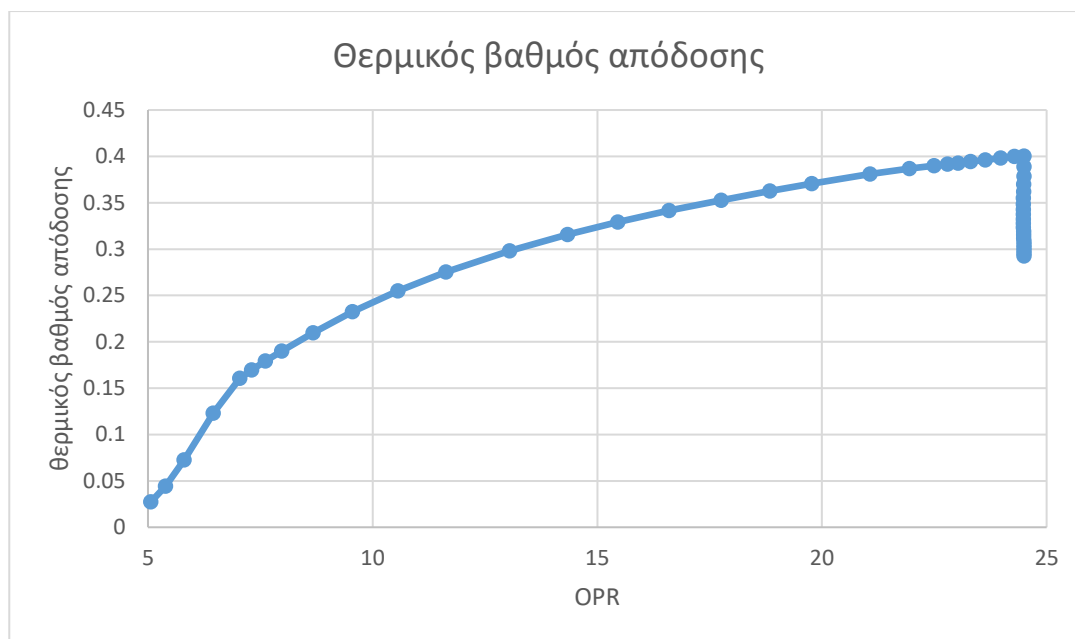
Στην Εικόνα 5-17 παρουσιάζεται ο θερμικός βαθμός απόδοσης συναρτήσει του PLA.



Εικόνα 5-17: Διάγραμμα θερμικού β.α.

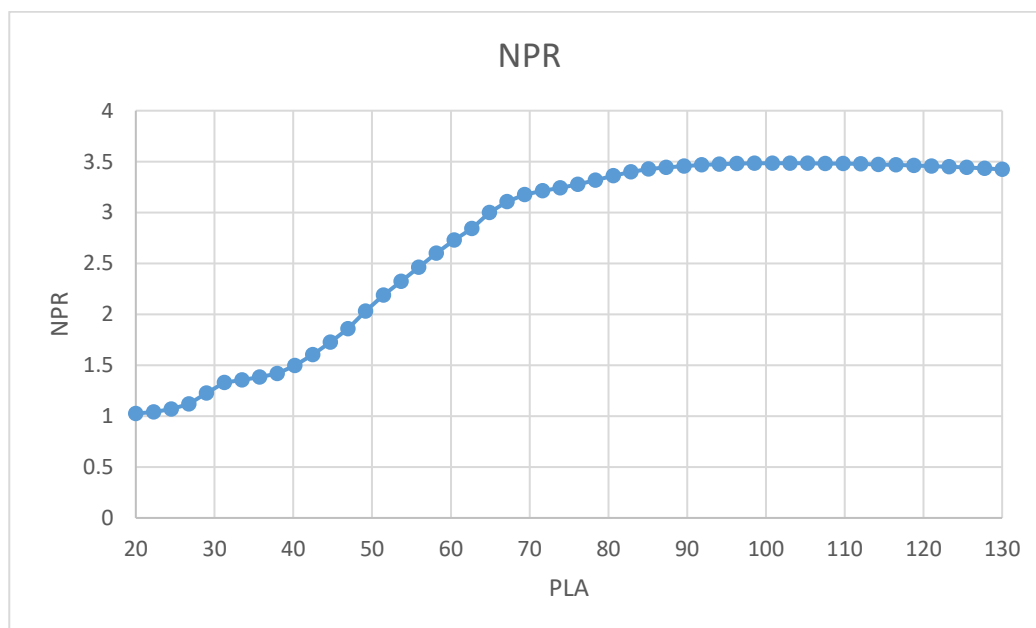
Το διάγραμμα του θερμικού βαθμού απόδοσης παρουσιάζει μια λογική μορφή. Ειδικότερα στην περιοχή του μετακαυστήρα, υπάρχει πτώση του θερμικού βαθμού απόδοσης, καθώς υπάρχει μεγάλη κατανάλωση καυσίμου. Επιπλέον, ο θερμικός βαθμός απόδοσης παρουσιάζει μείωση όσο απομακρυνόμαστε από το σημείο σχεδιασμού στην dry λειτουργία.

Στην Εικόνα 5-18 παρουσιάζεται ο θερμικός βαθμός απόδοσης συναρτήσει του συνολικού λόγου πίεσης. Στη dry λειτουργία είναι η αναμενόμενη συμπεριφορά, δηλαδή ο θερμικός βαθμός απόδοσης αυξάνεται με το OPR. Όταν γίνεται χρήση του μετακαυστήρα, το OPR παραμένει σταθερό, ενώ μειώνεται ο θερμικός β.α.



Εικόνα 5-18: Διάγραμμα θερμικού βαθμού απόδοσης-OPR

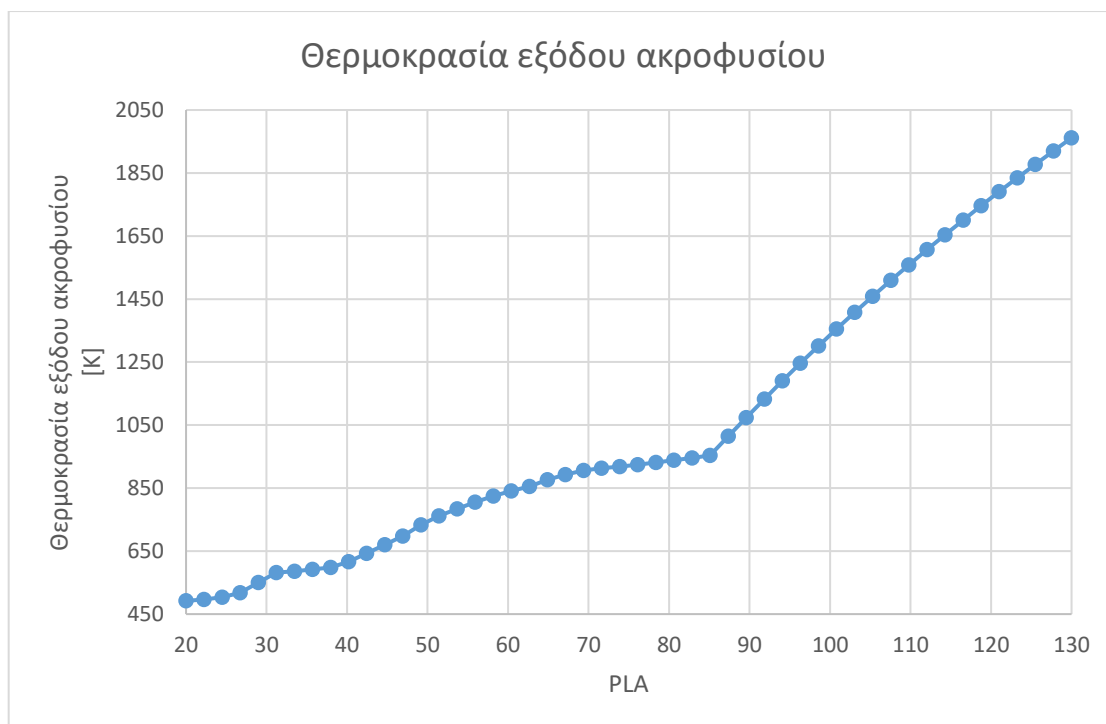
Στην Εικόνα 5-19 παρουσιάζεται ο λόγος πίεσης του ακροφυσίου (NPR) συναρτήσει του PLA.



Εικόνα 5-19: Διάγραμμα Nozzle Pressure Ratio

Στην περιοχή του μετακαυστήρα και στις υψηλές στροφές το NPR είναι μέγιστο. Ενώ κατά την dry λειτουργία, όσο μειώνονται οι απαιτήσεις ισχύος από τον πιλότο (PLA), το NPR μειώνεται.

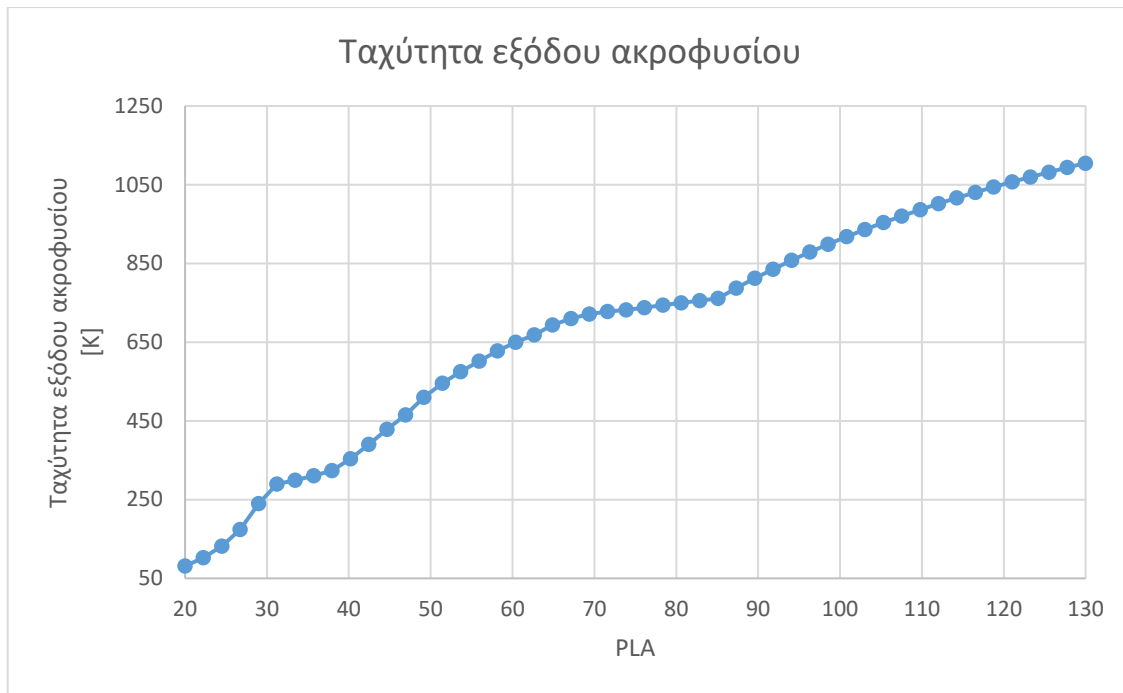
Στην Εικόνα 5-20 παρουσιάζεται η θερμοκρασία εξόδου από το ακροφύσιο συναρτήσει του PLA.

**Εικόνα 5-20: Θερμοκρασία εξόδου ακροφυσίου**

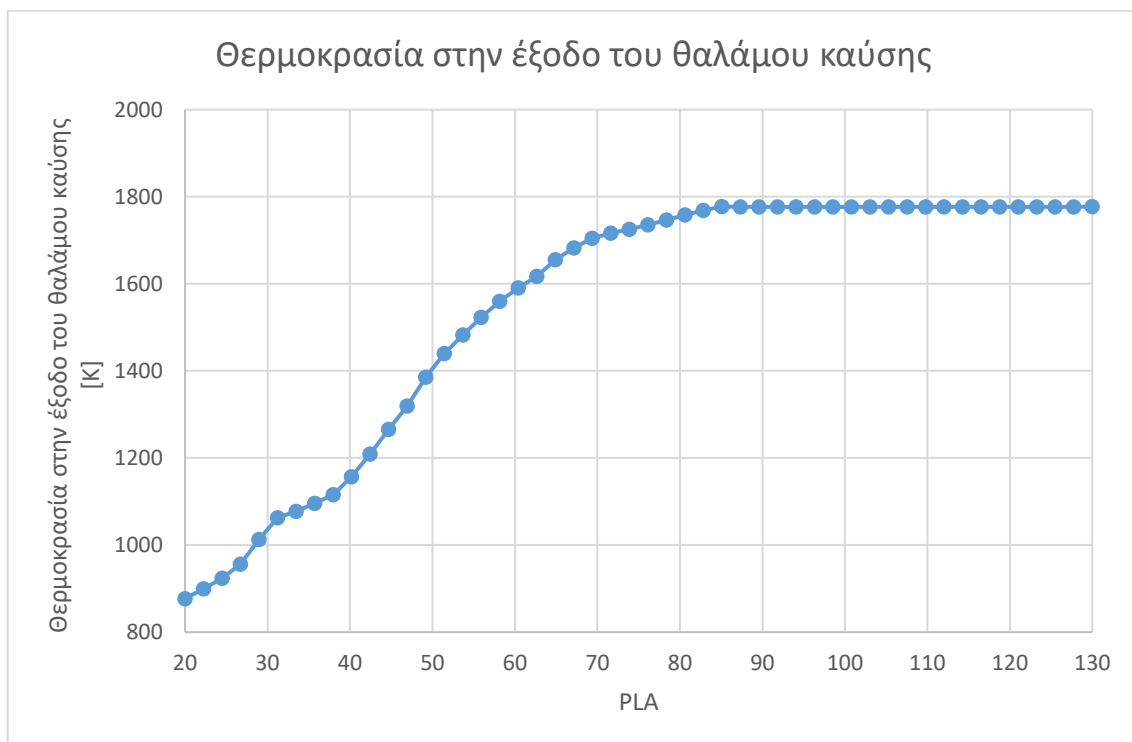
Η θερμοκρασία εξόδου του ακροφυσίου παρουσιάζει αύξηση, με την αύξηση της ισχύος, κάτι που είναι λογικό. Ειδικότερα, με αύξηση της ώσης στην dry λειτουργία αυξάνονται και όλα τα θερμοδυναμικά μεγέθη, άρα και η θερμοκρασία. Ενώ στην περίπτωση της μετάκαυσης ο λόγος αύξησης της θερμοκρασίας είναι η επιπλέον καύση που πραγματοποιείται στον μετακαυστήρα. Πιο συγκεκριμένα, παρατηρείται πολύ μεγάλη αύξηση της θερμοκρασίας που φτάνει τους 1960K.

Στην Εικόνα 5-21 παρουσιάζεται η ταχύτητα εξόδου από το ακροφύσιο σε συνάρτηση με το PLA. Όπως είναι λογικό υπάρχει αύξηση της ταχύτητας εξόδου με το PLA, καθώς η ώση αυξάνεται και άρα και η ταχύτητα των καυσαερίων. Η ανομοιομορφία που παρουσιάζεται στο χαμηλό PLA, έχει να κάνει με την αλλαγή του εμβαδού στο ακροφύσιο, ειδικότερα αλλάζει η κλίση της καμπύλης, καθώς αλλάζει ο τρόπος που αλλάζει το εμβαδό του ακροφυσίου.

Στην Εικόνα 5-22 παρουσιάζεται η θερμοκρασία εξόδου από τον θάλαμο καύσης σε συνάρτηση με το PLA. Στην dry λειτουργία, η θερμοκρασία στον θάλαμο καύσης αυξάνεται, καθώς ο λόγος πίεσης αλλάζει όπως παρουσιάστηκε παραπάνω, και άρα αυξάνεται και η θερμοκρασία. Στην περίπτωση του μετακαυστήρα δεν υπάρχει κάποια μεταβολή από την μέγιστη θερμοκρασία που παρατηρείται στην military ώση, καθώς η θερμοκρασία θα αυξηθεί στην έξοδο του μετακαυστήρα, όπου θα γίνει επιπλέον καύση.



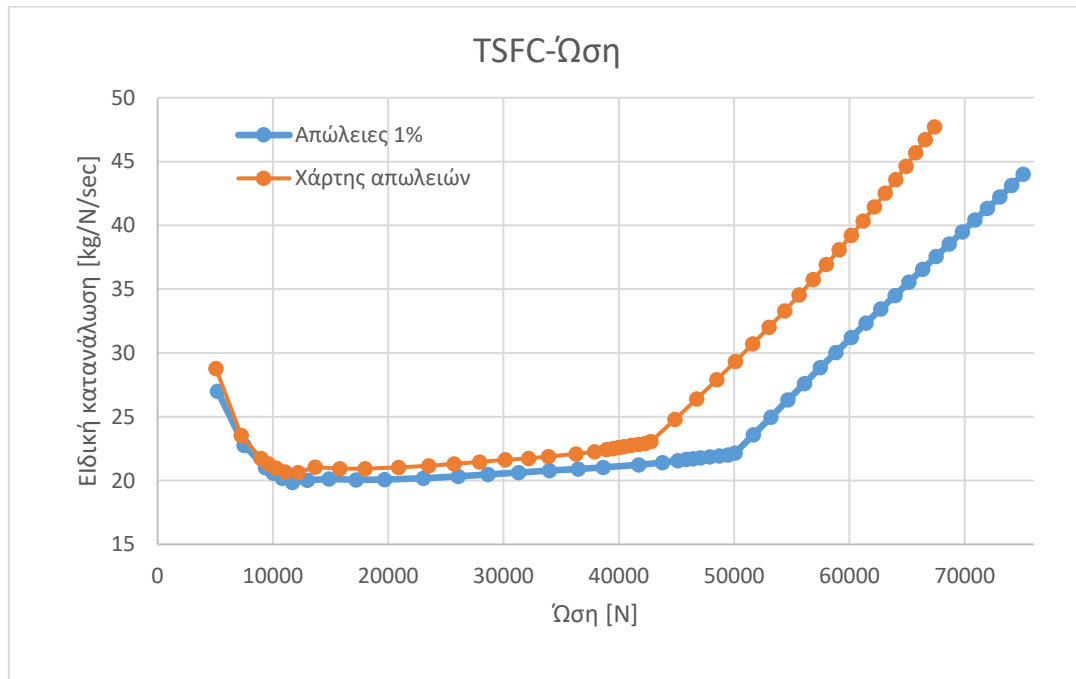
Εικόνα 5-21: Ταχύτητα εξόδου ακροφυσίου



Εικόνα 5-22: Θερμοκρασία στην έξοδο του θαλάμου καύσης

Στην πραγματικότητα οι κινητήρες των μαχητικών αεροσκαφών παρουσιάζουν επιπλέον απώλειες όταν τοποθετούνται στο αεροσκάφος λόγω της διαμόρφωσης του αγωγού εισόδου. Μέχρι στιγμής η ανάλυση έγινε με σταθερό βαθμό απόδοσης στον αγωγό εισόδου (1%), ωστόσο στο κεφάλαιο 4 παρουσιάστηκε και ένας χάρτης των απωλειών του αγωγού εισόδου σε συνάρτηση με την παροχή και το Mach, το οποίο ο χρήστης μπορεί να

εισάγει αν το επιθυμεί. Η Εικόνα 5-23 παρουσιάζει ένα διάγραμμα που συγκρίνει την ειδική κατανάλωση καυσίμου σε συνάρτηση με την ώση για σταθερές απώλειες (1%) και μεταβλητές απώλειες σύμφωνα με τον χάρτη. Παρατηρούμε τη σημαντική αύξηση της ειδικής κατανάλωσης λόγω της αύξησης των απωλειών.

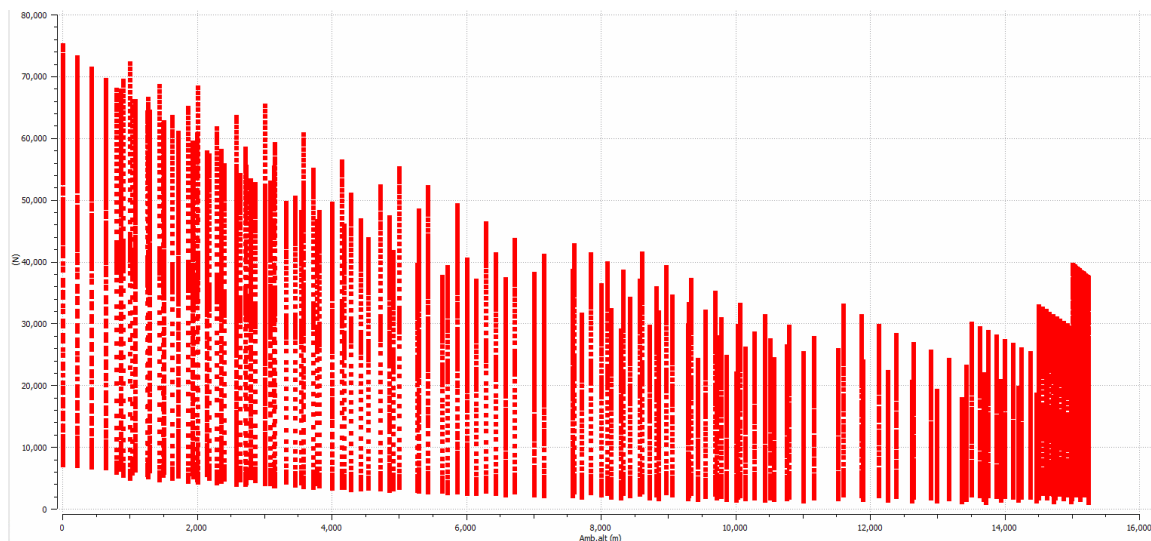


Εικόνα 5-23: Ειδική κατανάλωση καυσίμου για απώλειες στον αγωγό εισόδου

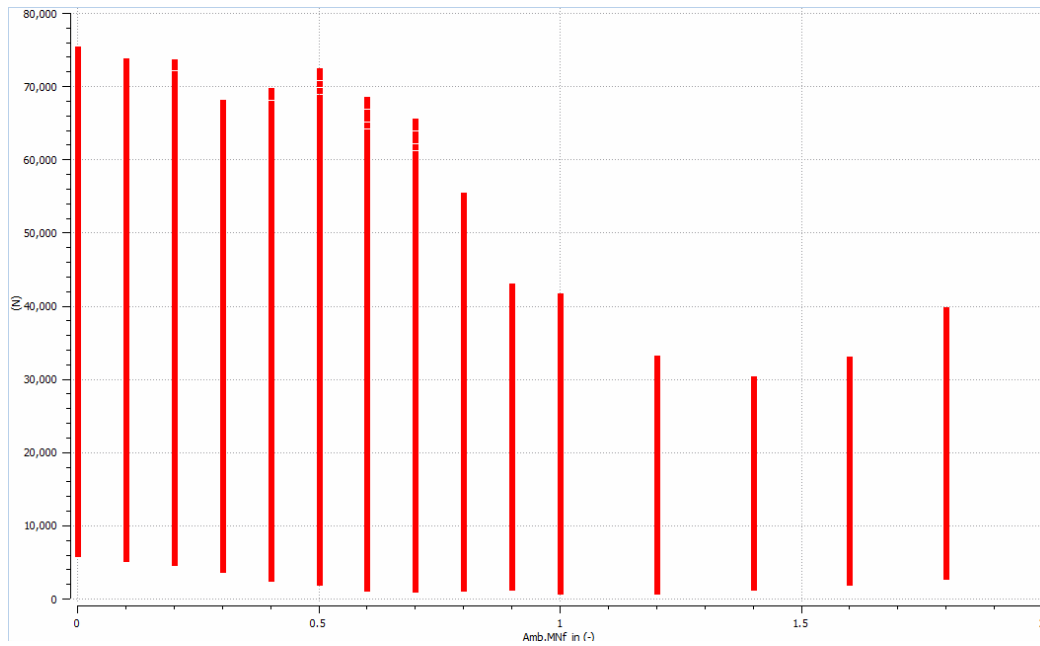
5.3 Φάκελος πτήσης

Μέχρι στιγμής έχει υπολογιστεί το σημείο λειτουργίας και μια γραμμή λειτουργίας. Σε αυτό το κεφάλαιο θα υπολογιστεί ένας φάκελος πτήσης και θα γίνει ανάλυση των επιδόσεων του κινητήρα συναρτήσει του υψομέτρου και του Mach. Ο φάκελος πτήσης παρέχει μια εικόνα για την λειτουργία του κινητήρα σε συνθήκες πτήσης, όπου αλλάζει το υψόμετρο και το Mach. Ως αποτέλεσμα, είναι ιδιαίτερα επιτακτική η ανάγκη για ακριβή υπολογισμό των επιδόσεων του κινητήρα.

Όπως παρουσιάστηκε και στο κεφάλαιο 4 χρησιμοποιώντας τα στοιχεία από τη γραμμή λειτουργίας, δημιουργούνται καμπύλες για αρχικοποίηση των παραμέτρων, έτσι ώστε να μην χρειάζεται ο υπολογισμός κοντινών σημείων. Επιπλέον, με τον κώδικα για το φάκελο πτήσης ορίζεται άμεσα το εύρος του υψομέτρου και του Mach. Παρακάτω παρουσιάζεται το υψόμετρο και Mach που έτρεξε ο κώδικας σε συνάρτηση με την ώση.

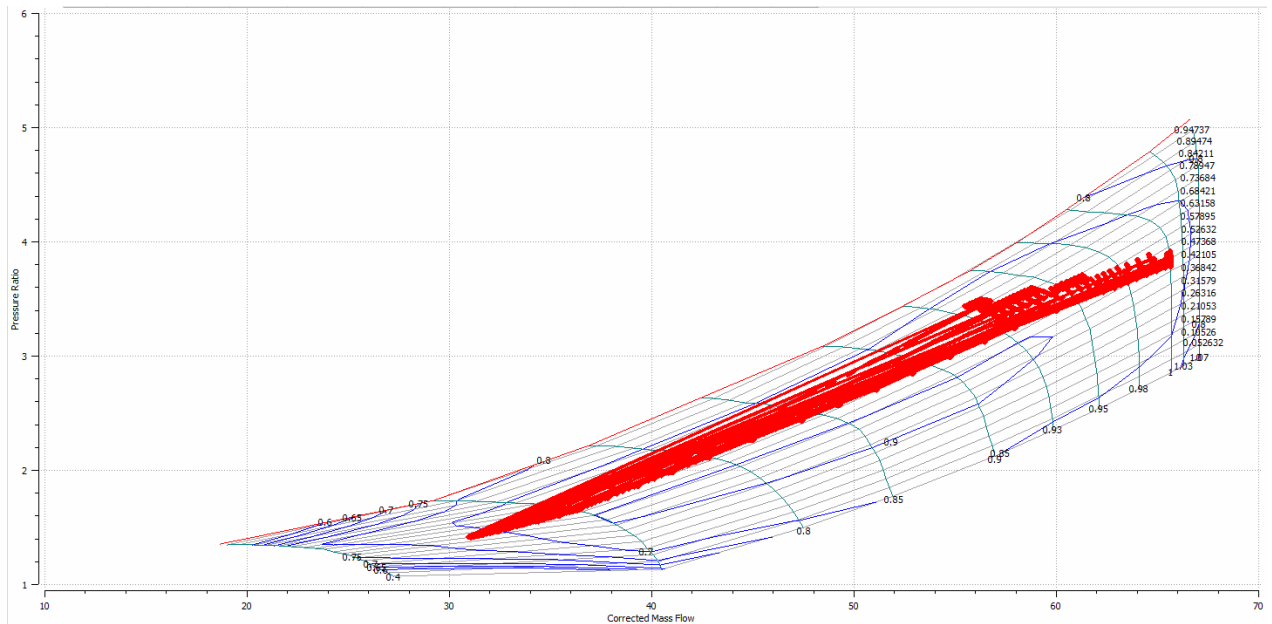


Εικόνα 5-24: Υψόμετρο φάκελου πτήσης

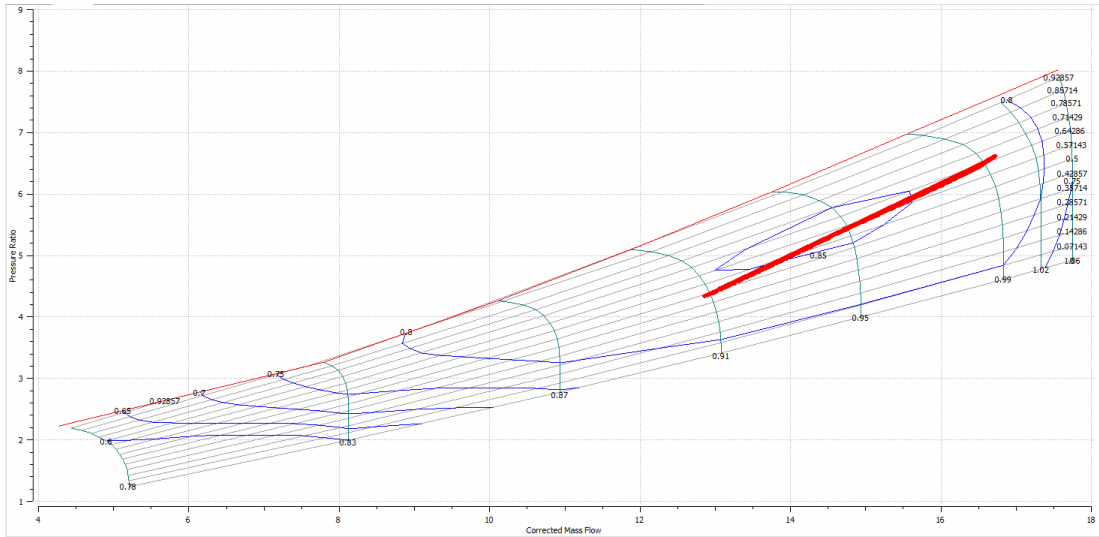


Εικόνα 5-25: Mach φάκελου πτήσης

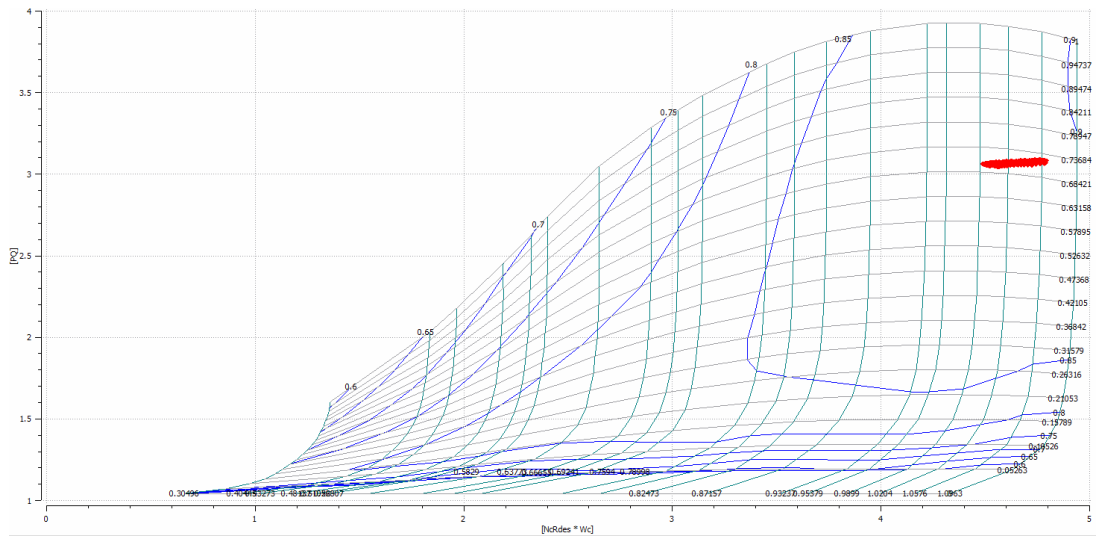
Στην συνέχεια θα παρουσιαστούν οι χάρτες των συνιστωσών σε όλο το φάκελο πτήσης. Όλα τα σημεία και οι γραμμές λειτουργίας βρίσκονται εντός των χαρτών, κάτι που πιστοποιεί την ορθή λειτουργία του μοντέλου.



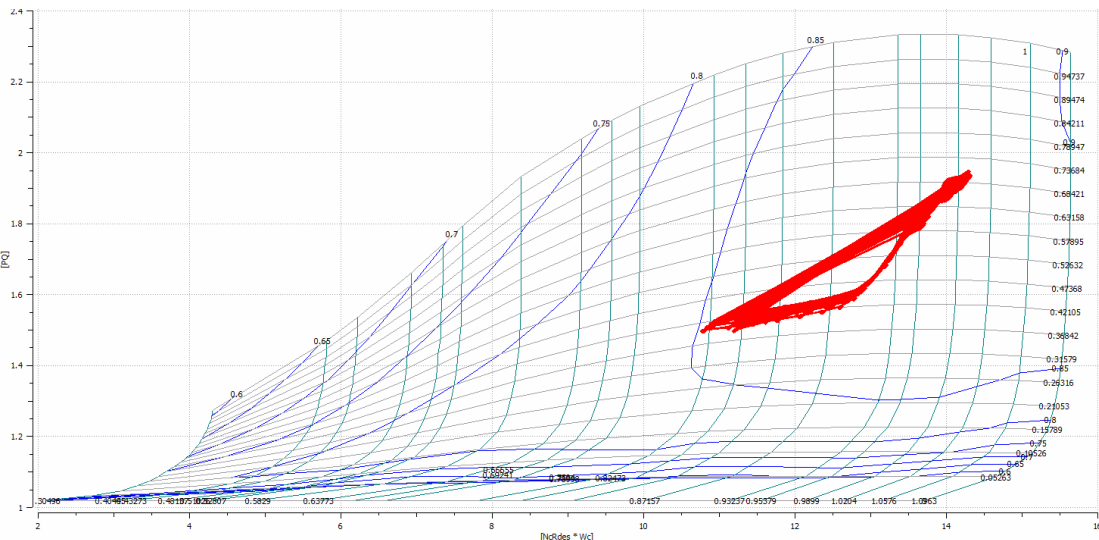
Εικόνα 5-26: Χάρτης ανεμιστήρα για τον φάκελο πτήσης



Εικόνα 5-27: Χάρτης συμπιεστή υψηλής πίεσης για τον φάκελο πτήσης



Εικόνα 5-28: Χάρτης στροβίλου υψηλής πίεσης για τον φάκελο πτήσης



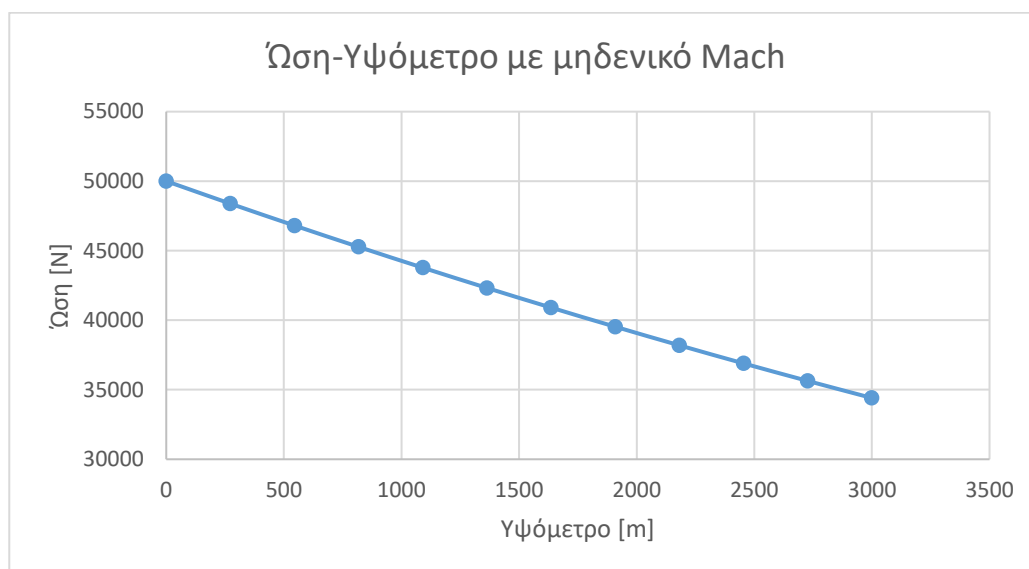
Εικόνα 5-29: Χάρτης στροβίλου χαμηλής πίεσης για τον φάκελο πτήσης

5.3.1 Απόδοση κινητήρα σε διάφορες συνθήκες πτήσης

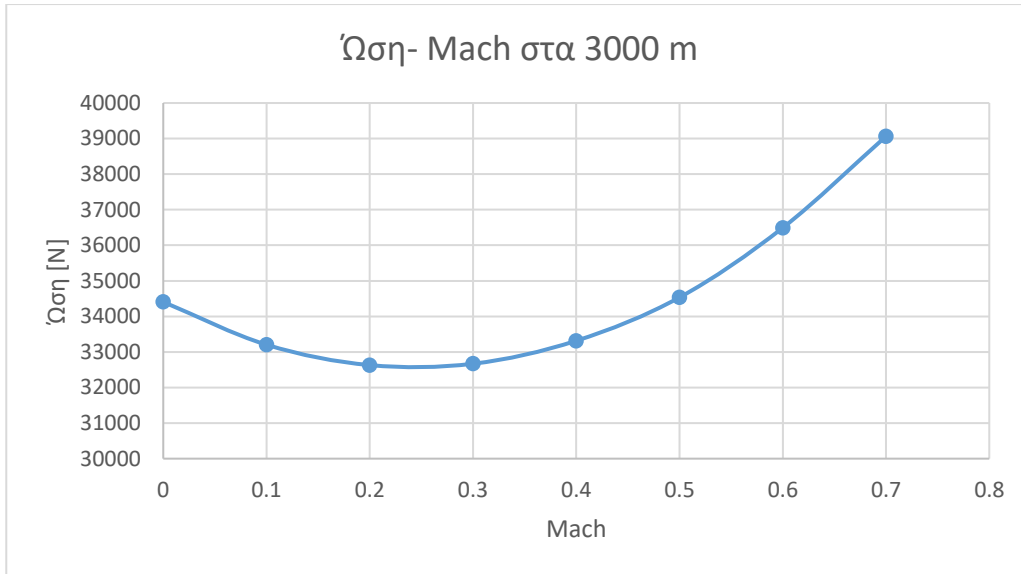
Στην συνέχεια θα παρουσιαστούν στοιχεία των επιδόσεων του κινητήρα σε διάφορες συνθήκες πτήσης. Ειδικότερα, θα παρουσιαστούν διαγράμματα με το υψόμετρο και το Mach.

Αρχικά όλα τα νούμερα αφορούν την μέγιστη dry ώση (military), δηλαδή η μανέτα είναι στην θέση 85 και τα μεγέθη που αλλάζουν είναι το υψόμετρο και το Mach.

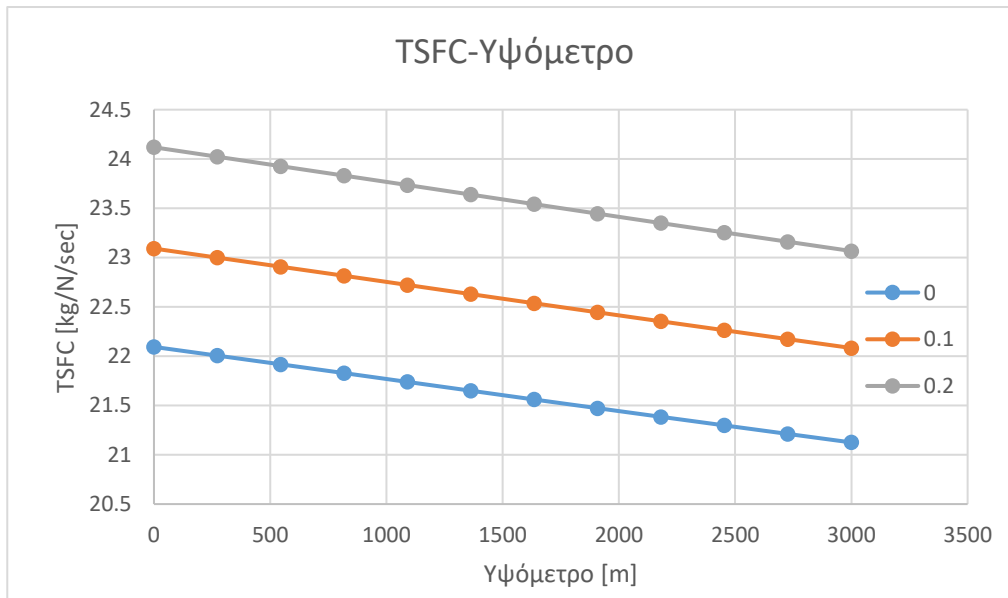
Στην Εικόνα 5-30 παρουσιάζεται η καμπύλη μεταβολής της ώσης σε συνάρτηση με το υψόμετρο σε μηδενικό Mach. Στην Εικόνα 5-31 παρουσιάζεται η μεταβολή της ώσης σε συνάρτηση με το Mach στο υψόμετρο των 3000 m. Στην Εικόνα 5-32 παρουσιάζονται 3 καμπύλες, για 3 διαφορετικούς αριθμούς Mach, που συνδέουν την ειδική κατανάλωση καυσίμου με το υψόμετρο. Στην Εικόνα 5-33 παρουσιάζεται η ειδική κατανάλωση καυσίμου σε συνάρτηση με το Mach σε υψόμετρο 3000 m. Στην Εικόνα 5-34 παρουσιάζεται ο θερμικός βαθμός απόδοσης σε συνάρτηση με το Mach για υψόμετρο 3000 μέτρα. Από τα διαγράμματα βλέπουμε ότι το μοντέλο παρουσιάζει μια αναμενόμενη συμπεριφορά.



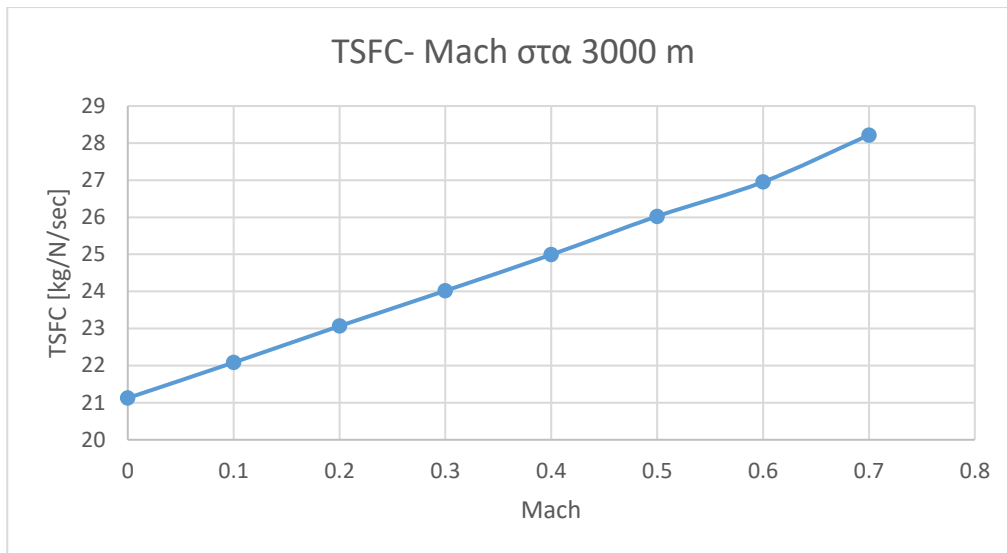
Εικόνα 5-30: Διάγραμμα ώσης με υψόμετρο για μηδενικό Mach



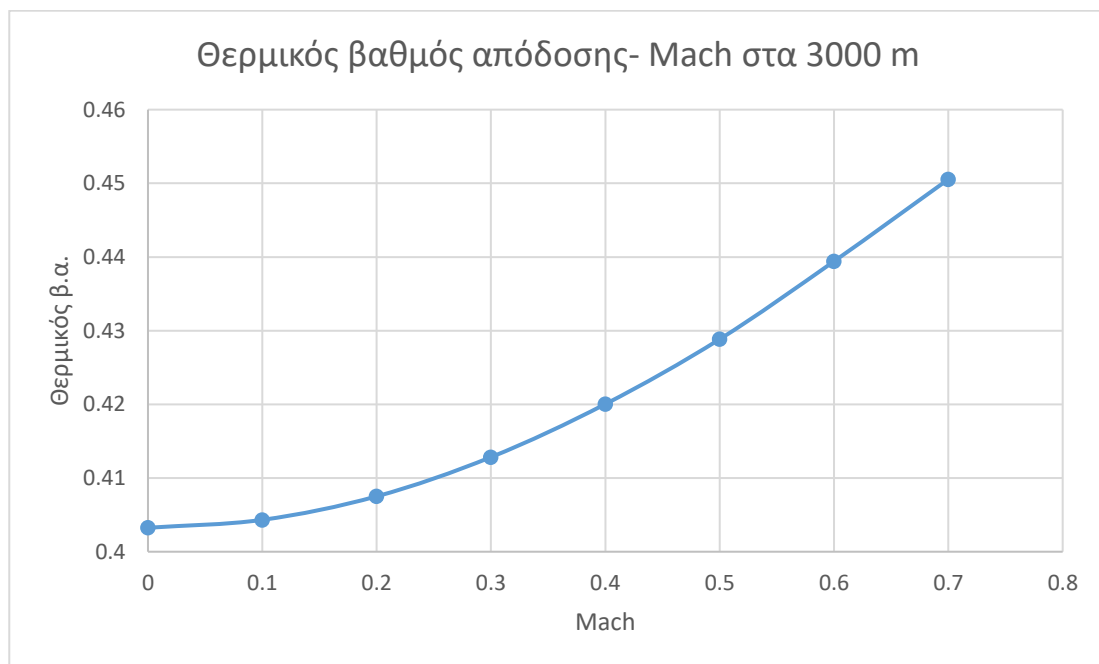
Εικόνα 5-31: Διάγραμμα ώσης με Mach για υψόμετρο 3000 m



Εικόνα 5-32: Διάγραμμα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου σε συνάρτηση με το υψόμετρο για διαφορετικά Mach



Εικόνα 5-33: Διάγραμμα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου σε συνάρτηση με το Mach σε υψόμετρο 3000 m




Εικόνα 5-34: Διάγραμμα θερμικού β.α. σε συνάρτηση με το Mach για υψόμετρο 3000 m

5.4 Διαγνωστική κινητήρα

Στην παράγραφο αυτή θα παρουσιαστούν 8 τυπικές βλάβες που εμφανίζονται στους αεροπορικούς κινητήρες και τι επιπτώσεις έχουν στην απόδοση του κινητήρα. Ειδικότερα, θα παρουσιαστούν οι μεταβολές των μεγεθών που μετριοούνται από αισθητήρες. Πιο αναλυτικά για σταθερή ώση ή στροφές χαμηλής θα παρουσιαστούν οι ποσοστιαίες μεταβολές αυτών των μετρούμενων μεγεθών. Ο κινητήρας M-88 έχει τέσσερις βασικές συνιστώσες (ανεμιστήρα, συμπιεστή και δύο στροβίλους), έτσι έχει και 8 παραμέτρους υγείας έναν για την παροχή και έναν για τον βαθμό απόδοσης της κάθε συνιστώσας. Αυτές είναι οι παράμετροι που ανάλογα με την εκάστοτε βλάβη θα τροποποιούνται με στόχο την μοντελοποίηση της εκάστοτε βλάβης.

Οι βλάβες κατηγοριοποιούνται σε αυτές που βρίσκονται στον συμπιεστή και σε αυτές που βρίσκονται στον στροβίλο. Θα εξεταστούν ξεχωριστά για κάθε συνιστώσα, δηλαδή θα εισαχθεί μια βλάβη στον ανεμιστήρα και θα παρουσιαστούν τα αποτελέσματα, στην συνέχεια θα εισαχθεί η ίδια βλάβη στον συμπιεστή υψηλής κτλ. Ο Πίνακας 5-4 παρουσιάζει τις βλάβες που θα εξεταστούν, όπως επίσης παρουσιάζει την συσχέτιση της μεταβολής των δύο παραμέτρων υγείας της κάθε συνιστώσας, της ανηγμένης παροχής SW και του βαθμού απόδοσης SE. Οι μεταβολές αυτές αντιστοιχούν σε αρκετά σοβαρή βλάβη (συνολική μεταβολή 5%).

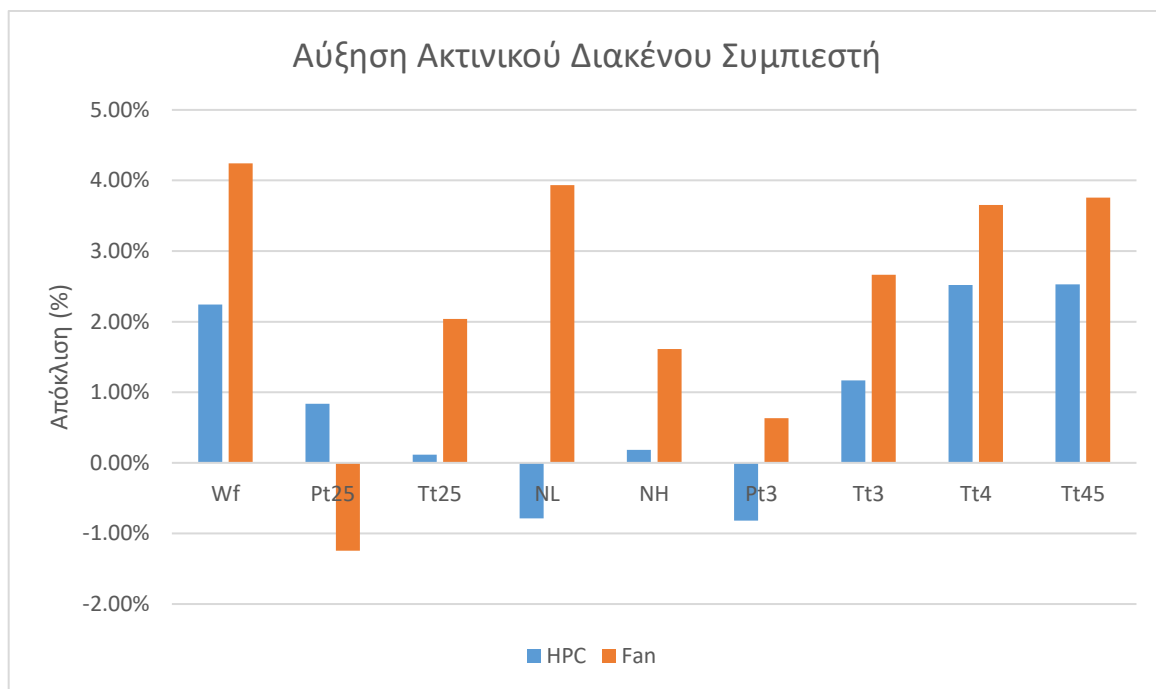
	SW/SE		SW(%)	SE(%)
Αύξηση Ακτινικού Διακένου Συμπιεστή	-1/-1	$\sqrt{SW^2 + SE^2} = 5$ 	-3.54	-3.54
Μεταβολή Παροχής Συμπιεστή	-1/0		-5.00	0.00
Αύξηση Διακένων Πτερυγίων Στροβίλου	1/-1		3.54	-3.54
Διάβρωση Πτερυγίων Στροβίλου	3/-1		4.74	-1.58
Διάβρωση Πτερυγίων Συμπιεστή	-8/-1		-4.96	-0.62
Εξανθρακώματα Στροβίλου	-3/-1		-4.74	-1.58
Επικαθίσεις Συμπιεστή	-3/-1		-4.74	-1.58
Κάμψη Σταθερών Πτερυγίων Στροβίλου	-1/0		-5.00	0.00

Πίνακας 5-4: Βλάβες

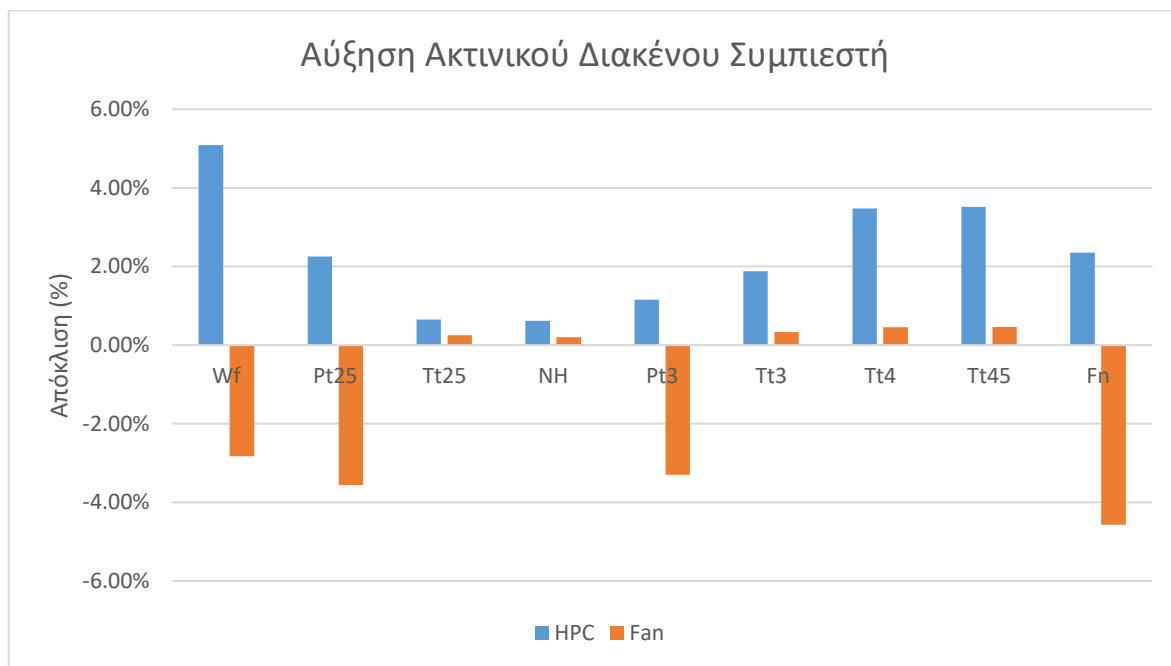
Στην συνέχεια παρουσιάζονται τα διαγράμματα με τις αποκλίσεις μεταξύ της υγιούς κατάστασης και της κατάστασης με βλάβη. Πρώτα θα παρουσιαστούν τα διαγράμματα για σταθερή ώση ίση με 50000 N, είναι η military ώση και στην συνέχεια θα παρουσιαστούν τα διαγράμματα για σταθερές ανηγμένες στροφές, δηλαδή θέση μανέτας (PLA) 85, που αντιστοιχεί στο σημείο σχεδιασμού. Στα διαγράμματα υπάρχουν κάποιοι αριθμοί που αναφέρονται στις θέσεις του κινητήρα, οι θέσεις αυτές επεξηγούνται στον Πίνακα 8-1.

Στα παρακάτω διαγράμματα παρουσιάζεται η ποσοστιαία μεταβολή που παρουσιάζουν τα μετρούμενα μεγέθη του κινητήρα, είτε για σταθερή ώση είτε για σταθερές στροφές. Αυτά τα μεγέθη χρησιμοποιούνται για διαγνωστικούς σκοπούς, δηλαδή μπορεί κανείς να διαγνώσει αν υπάρχει κάποια από τις 8 βλάβες σε έναν κινητήρα,

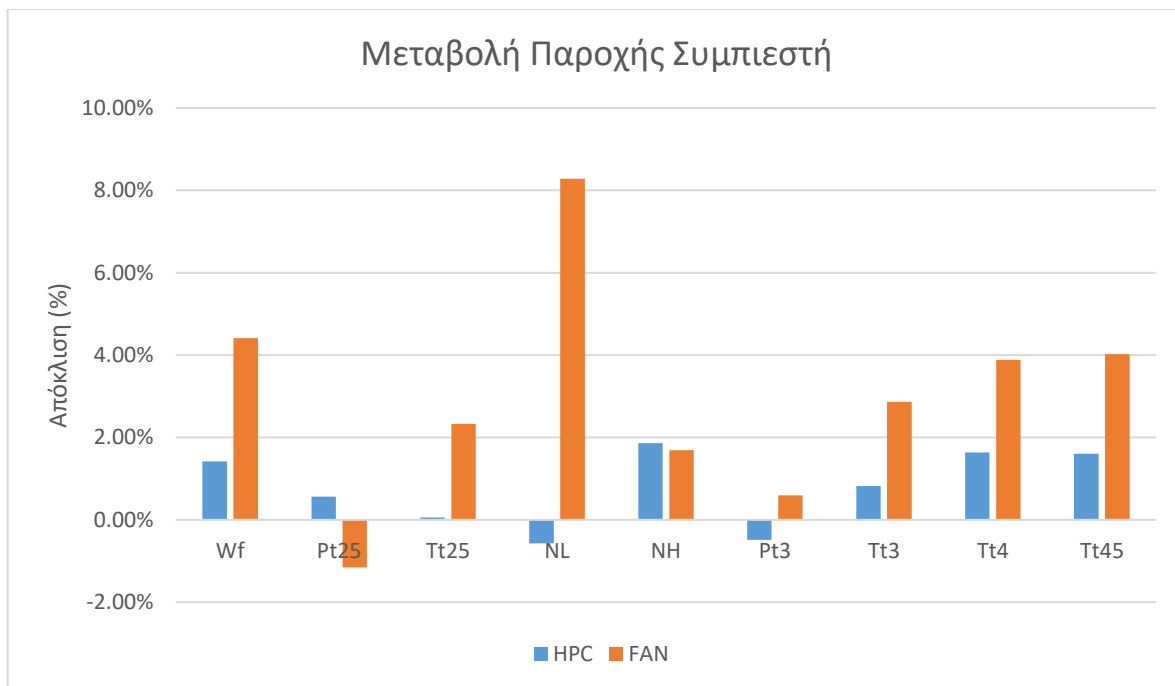
με βάση τις αποκλίσεις που εμφανίζει ο κινητήρας στο δοκιμαστήριο. Αυτό είναι ιδιαίτερα χρήσιμο καθώς το λύσιμο του κινητήρα είναι ιδιαίτερα χρονοβόρα και ακριβή διαδικασία.



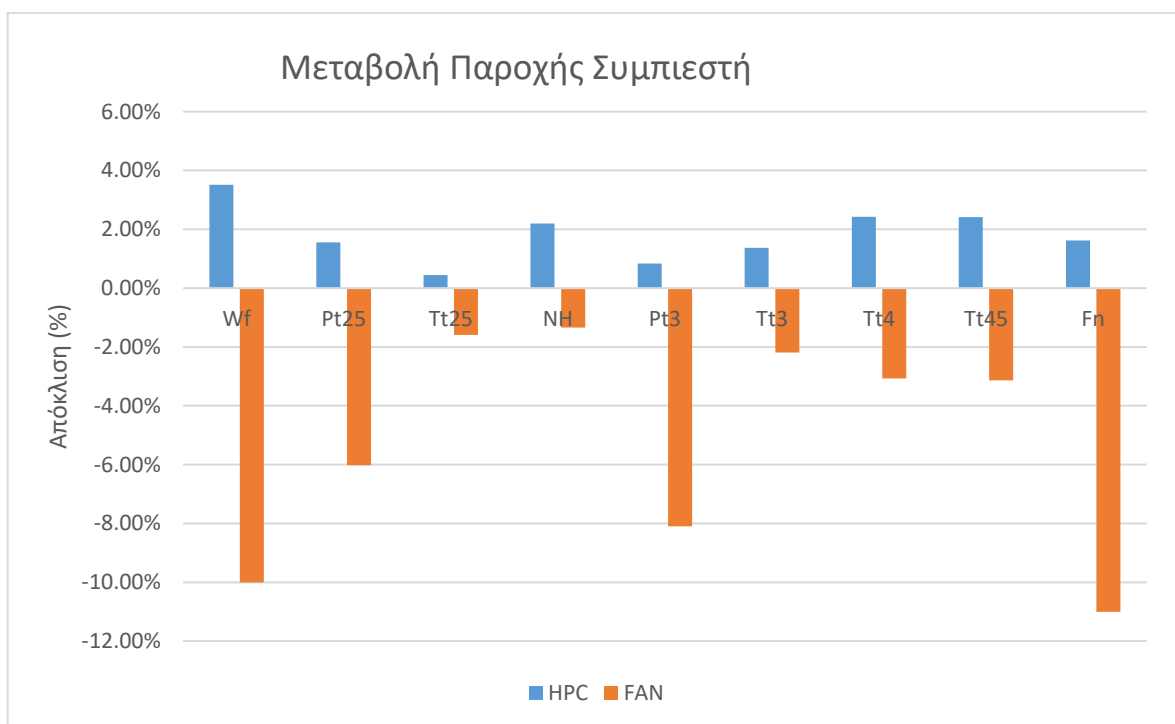
Εικόνα 5-35: Αύξηση Ακτινικού Διακένου Συμπιεστή για σταθερή ώση



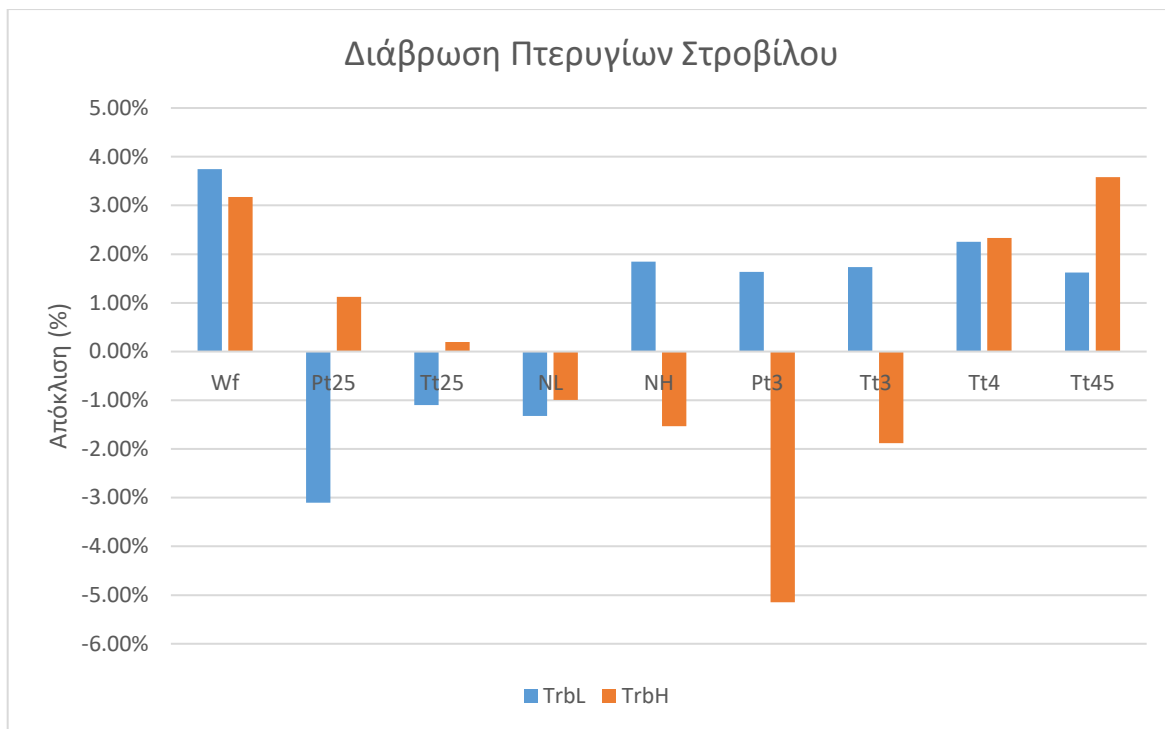
Εικόνα 5-36: Αύξηση Ακτινικού Διακένου Συμπιεστή για σταθερές στροφές



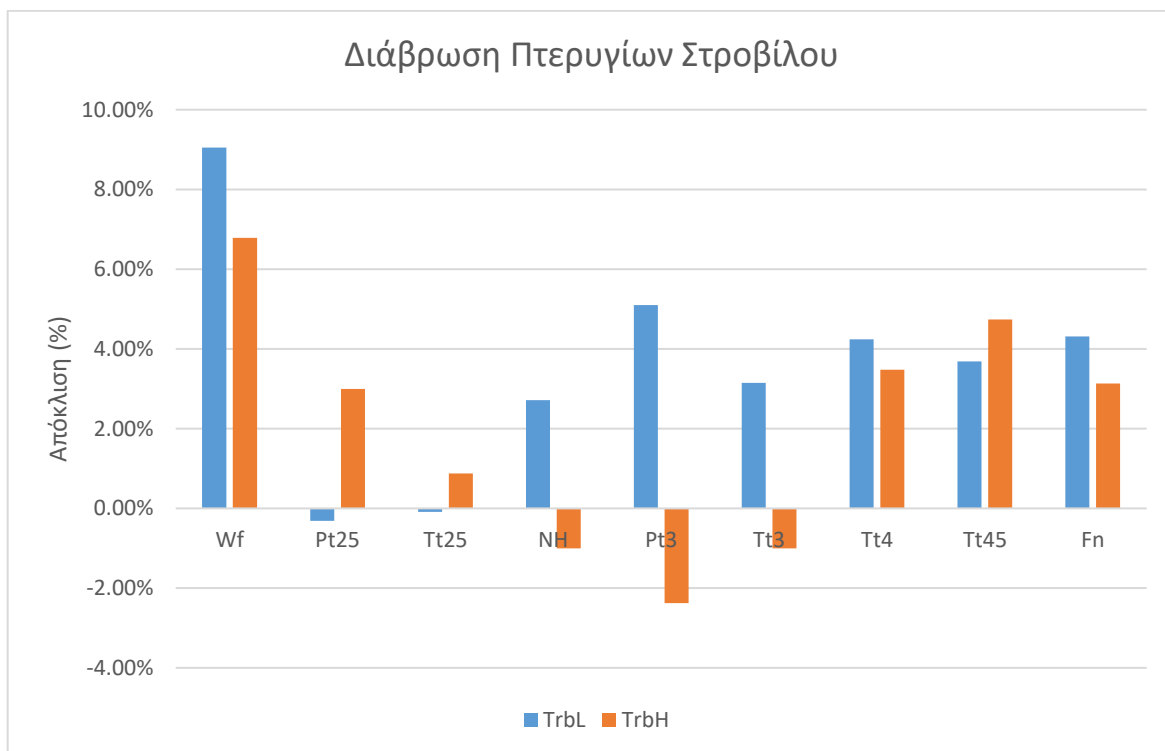
Εικόνα 5-37: Μεταβολή Παροχής Συμπιεστή για σταθερή ώση



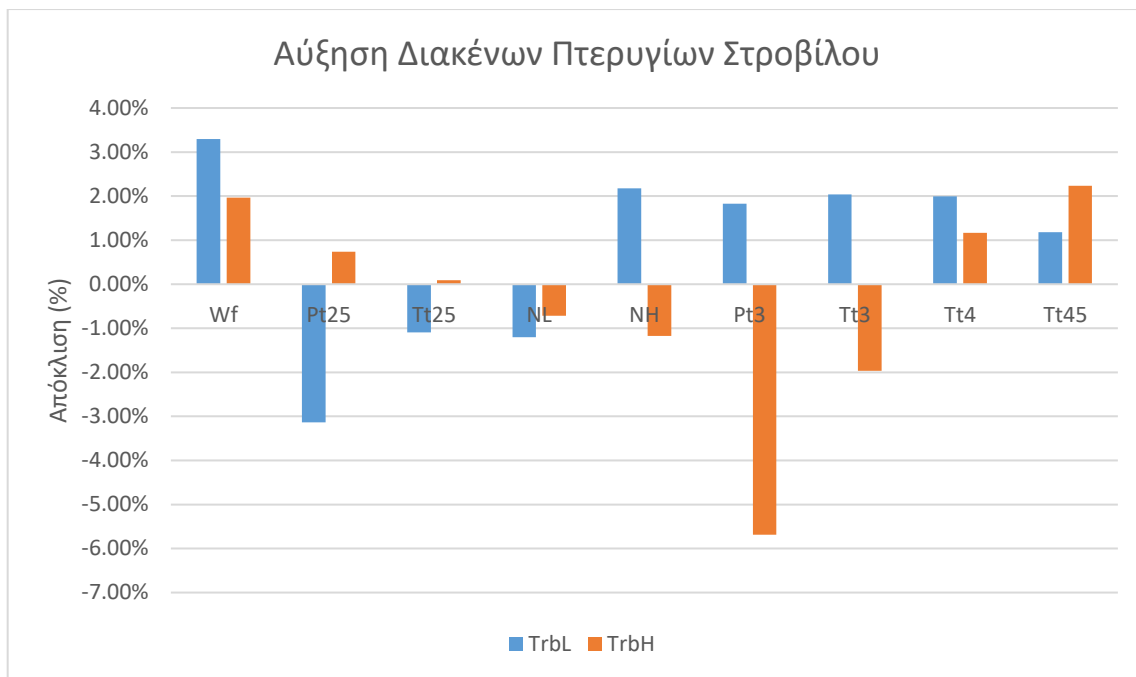
Εικόνα 5-38: Μεταβολή Παροχής Συμπιεστή για σταθερές στροφές



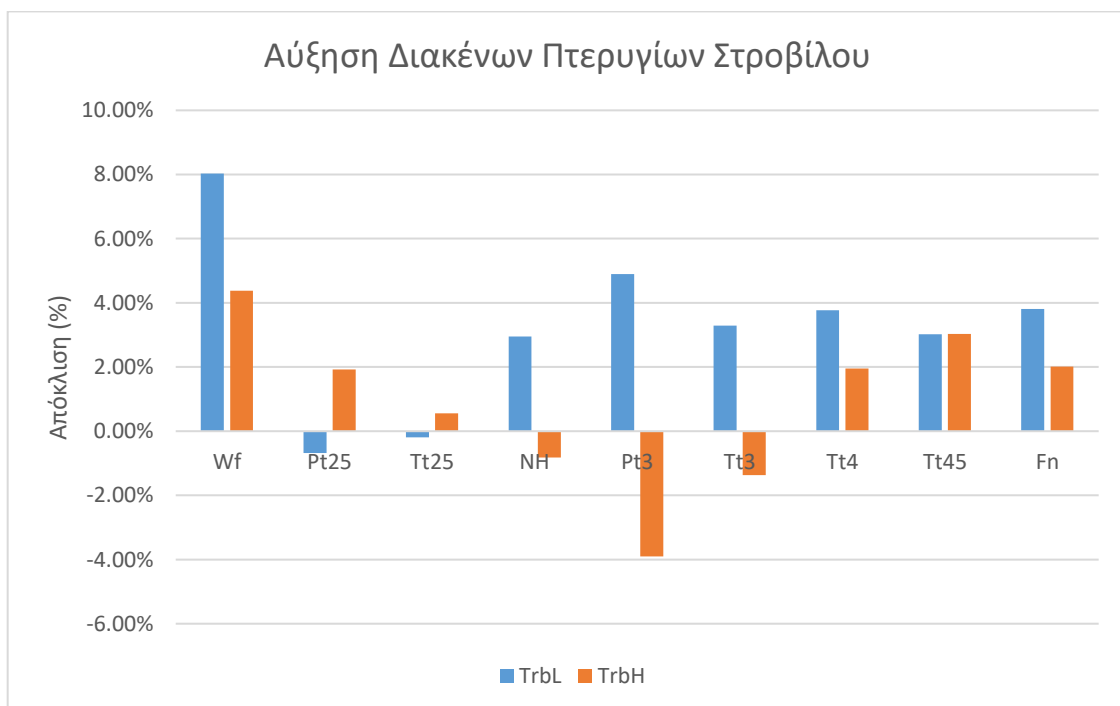
Εικόνα 5-39: Διάβρωση Πτερυγίων Στροβίλου για σταθερή ώση



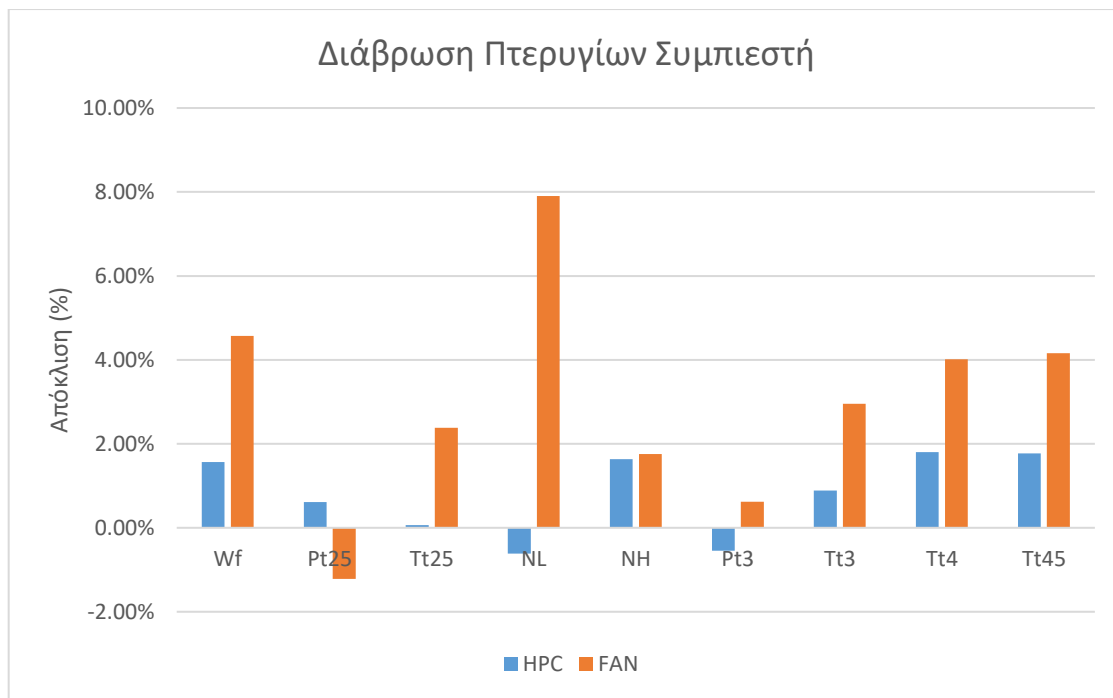
Εικόνα 5-40: Διάβρωση Πτερυγίων Στροβίλου για σταθερές στροφές



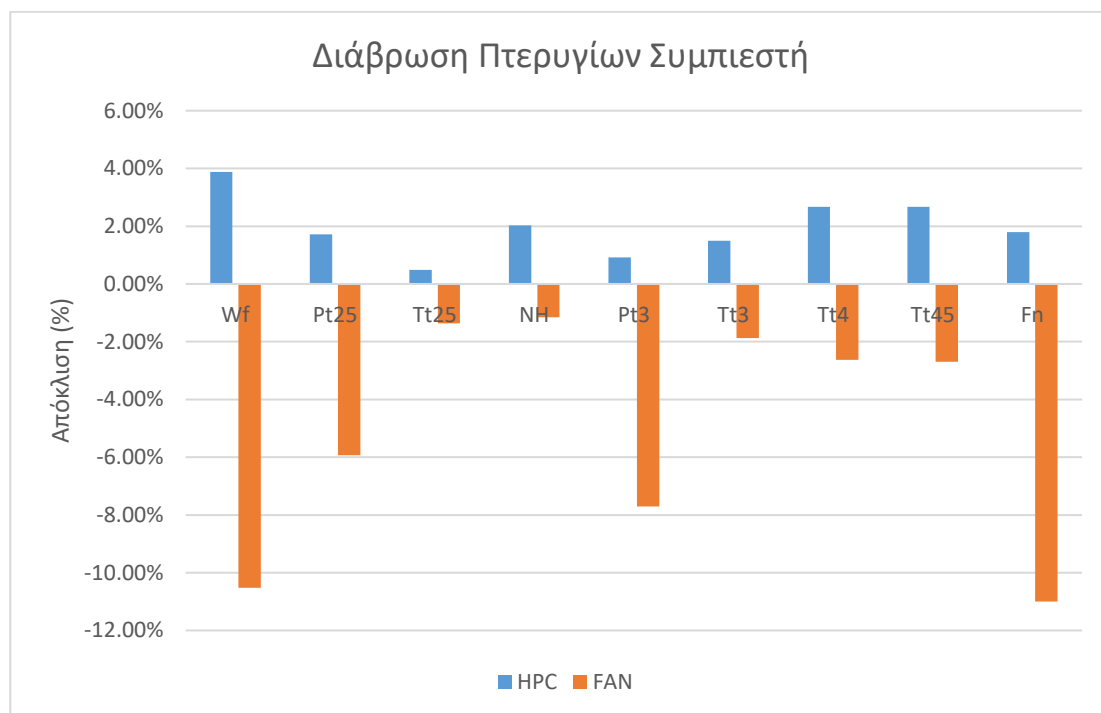
Εικόνα 5-41: Αύξηση Διακένων Πτερυγίων Στροβίλου για σταθερή ώση



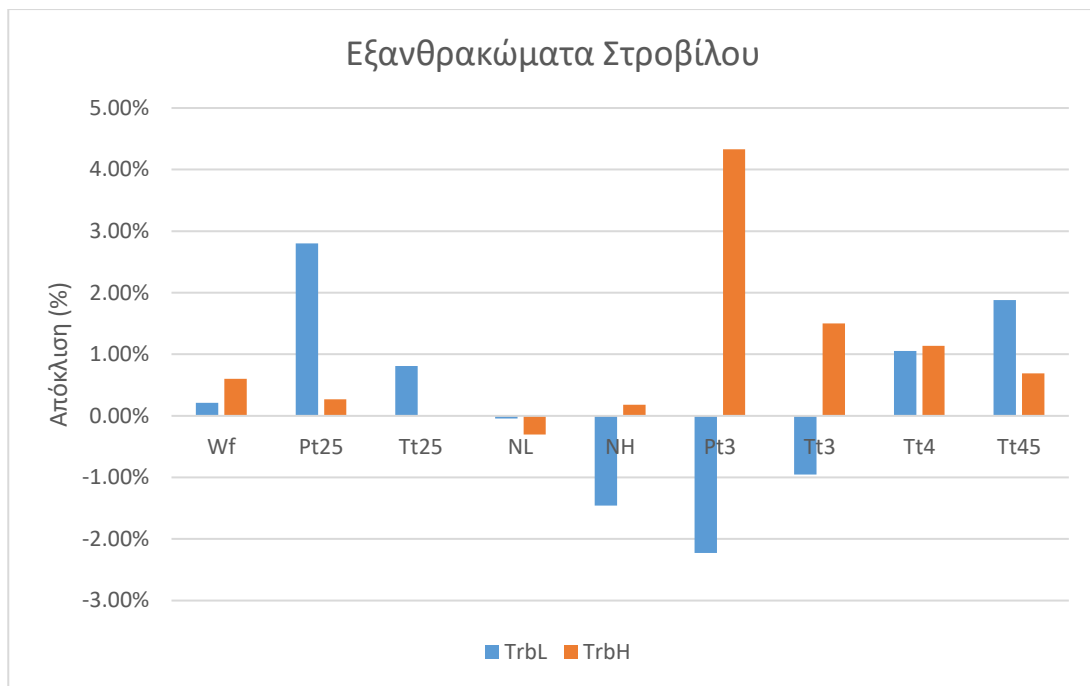
Εικόνα 5-42: Αύξηση Διακένων Πτερυγίων Στροβίλου για σταθερές στροφές



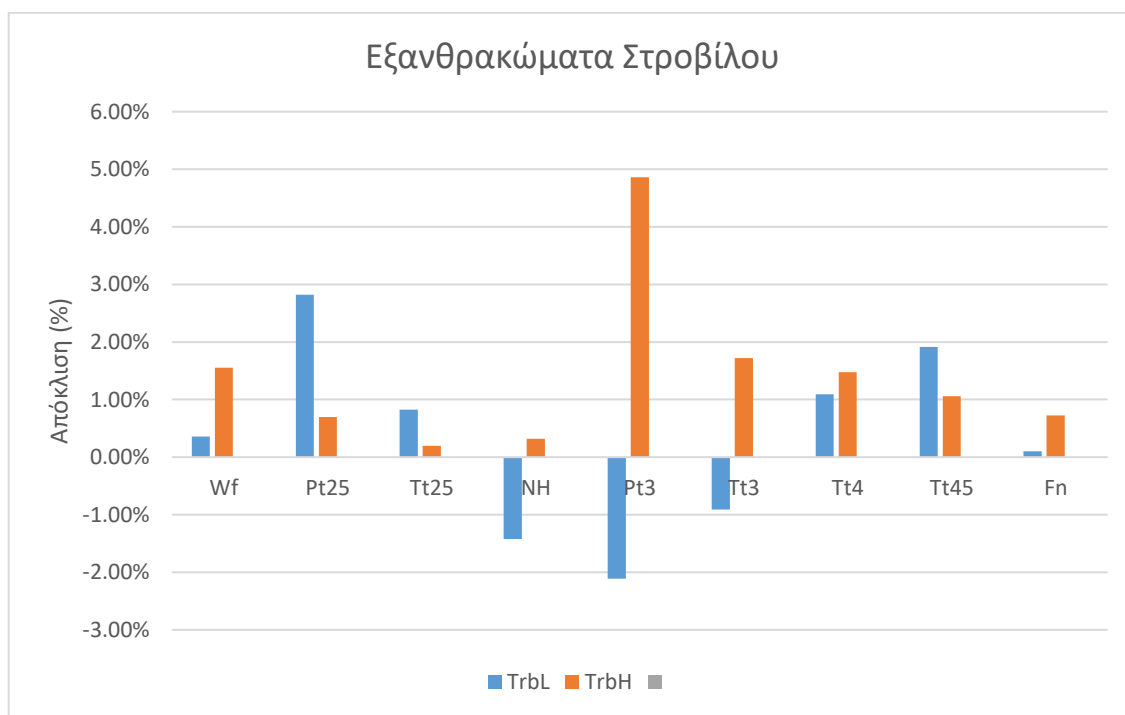
Εικόνα 5-43: Διάβρωση Πτερυγίων Συμπιεστή για σταθερή ώση



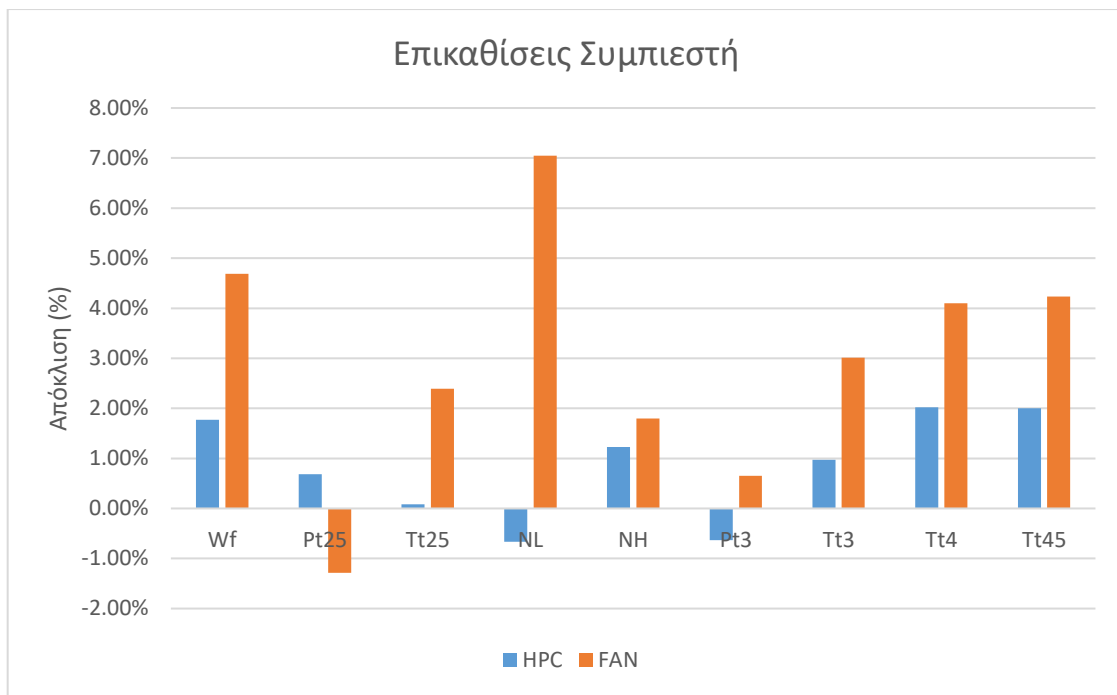
Εικόνα 5-44: Διάβρωση Πτερυγίων Συμπιεστή για σταθερές στροφές



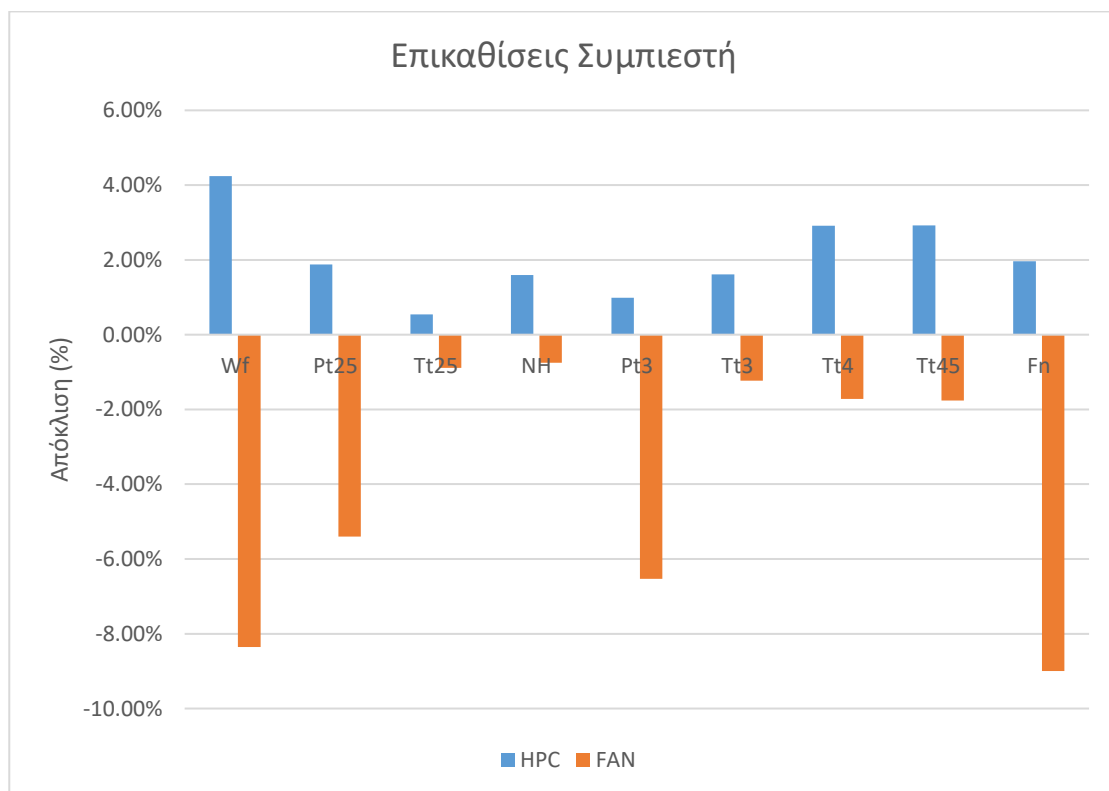
Εικόνα 5-45: Εξανθρακώματα Στροβίλου για σταθερή ώση



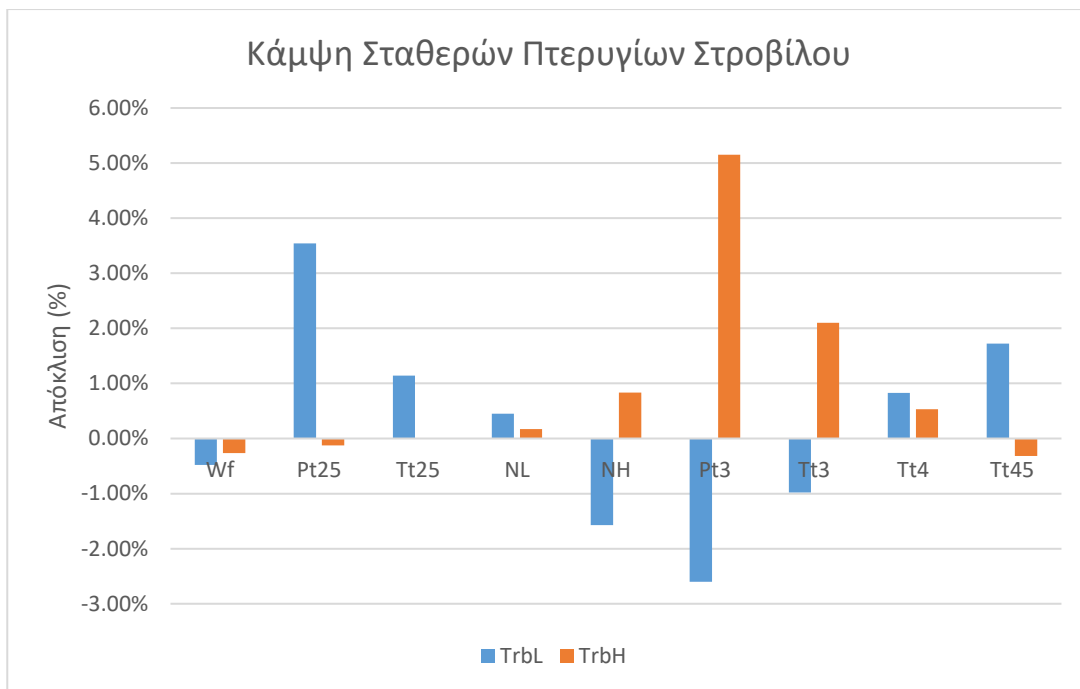
Εικόνα 5-46: Εξανθρακώματα Στροβίλου για σταθερές στροφές



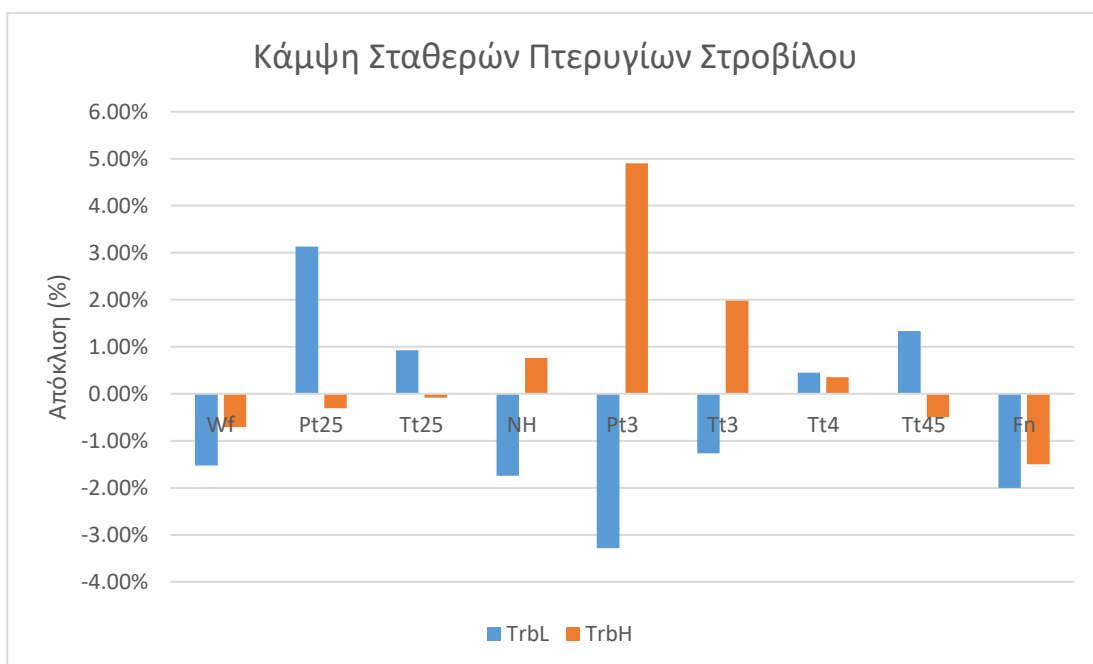
Εικόνα 5-47: Επικαθίσεις Συμπιεστή για σταθερή ώση



Εικόνα 5-48: Επικαθίσεις Συμπιεστή για σταθερές στροφές



Εικόνα 5-49: Κάμψη Σταθερών Πτερυγίων Στροβίλου για σταθερή ώση



Εικόνα 5-50: Κάμψη Σταθερών Πτερυγίων Στροβίλου για σταθερές στροφές

Στην συνέχεια θα παρουσιαστεί ο ιακωβιανός πίνακας των παραμέτρων υγείας με τις μετρήσεις από τον κινητήρα για σταθερό καύσιμο:

	SE_FAN	SW_FAN	SE_HPC	SW_HPC	SE_TRBH	SW_TRBH	SE_TRBL	SW_TRBL
P25	0.347461	0.147366	-0.05959	-0.00319	-0.07734	0.002547	0.487587	-0.76519
T25	-0.09328	-0.07376	0.107797	0.009256	0.131019	-0.02809	0.268787	-0.26904
P3	0.202529	0.108471	0.448911	0.034664	0.65307	-1.13955	0.14916	0.246839
T3	-0.14225	-0.08329	-0.06619	-0.02385	0.4789	-0.41256	0.123305	0.212479
T45	-0.20201	-0.11623	-0.30959	-0.03121	-0.36927	0.108346	-0.0149	-0.2252
NL	0.60563	-0.61599	0.495007	0.042291	0.602235	-0.12523	0.540328	-0.25383
NH	-0.09106	-0.04693	0.385711	-0.30673	0.47894	-0.18038	0.034928	0.328489

Πίνακας 5-5: Ιακωβιανός πίνακας για σταθερό καύσιμο

Οι μετρήσεις που χρησιμοποιήθηκαν είναι τυπικές για αυτόν τον τύπο κινητήρα και είναι οι P25, T25, P3, T3, T45, NL και NH. Ο Πίνακας 5-6 παρουσιάζει τις πιο κατάλληλες παραμέτρους υγείας (με αύξοντα συντελεστή κατάστασης, άρα φθίνουσα καταλληλότητα) που μπορούν να διαγνωστούν με τις συγκεκριμένες μετρήσεις. Από τον πίνακα βλέπουμε ότι μπορούν να διαγνωστούν όλες οι παράμετροι υγείας εκτός από μια η οποία αντιστοιχεί σε έναν από τους 2 στροβίλους.

ORDER	ID	CONDITION							
1	2	10.57611	SEFAN	SWFAN	SEHPC	SWHPC	SETRBH	SWTRBH	SWTRBL
2	1	10.93427	SEFAN	SWFAN	SEHPC	SWHPC	SETRBH	SWTRBH	SETRBL
3	3	11.04014	SEFAN	SWFAN	SEHPC	SWHPC	SWTRBH	SETRBL	SWTRBL
4	6	66.54548	SEFAN	SEHPC	SWHPC	SETRBH	SWTRBH	SETRBL	SWTRBL

Πίνακας 5-6: Καταλληλότητα συνδυασμών παραμέτρων υγείας για δεδομένες μετρήσεις

Ο Πίνακας 5-7 παρουσιάζει τις πιο κατάλληλες μετρήσεις που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για διάγνωση βλάβης του ανεμιστήρα.

ORDER	ID	CONDITION		
1	6	2.53587	P25	NL
2	26	3.84917	T45	NL
3	17	3.94175	P3	NL
4	21	5.41696	T3	NL
5	12	7.30831	T25	NL
6	28	8.84089	NL	NH
7	13	10.43749	T25	NH
8	1	13.10213	P25	T25
9	8	13.812	T25	P3
10	9	15.1069	T25	T3
11	11	16.80858	T25	T45
12	5	18.48274	P25	T45
13	3	21.21491	P25	T3
14	2	24.85063	P25	P3
15	22	41.42908	T3	NH

16	7	52.9543	P25	NH
17	14	55.55229	P3	T3
18	27	58.73169	T45	NH
19	16	65.81362	P3	T45

Πίνακας 5-7: Καταλληλότητα συνδυασμών μετρήσεων για βλάβη στον ανεμιστήρα

Ο Πίνακας 5-8 παρουσιάζει τις πιο κατάλληλες μετρήσεις που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για διάγνωση βλάβης στον συμπιεστή υψηλής.

ORDER	ID	CONDITION		
1	27	2.51455	NL	NH
2	17	2.55879	P3	NH
3	26	2.81993	T45	NH
4	12	6.80168	T25	NH
5	3	6.88617	P25	T3
6	21	8.27906	T3	NH
7	9	8.38481	T25	T3
8	7	12.55287	P25	NH
9	19	19.08349	T3	T45
10	13	24.64436	P3	T3
11	20	27.91501	T3	NL
12	1	73.3792	P25	T25
13	15	91.30635	P3	T45

Πίνακας 5-8: Καταλληλότητα συνδυασμών μετρήσεων για βλάβη στον συμπιεστή υψηλής πίεσης

Ο Πίνακας 5-9 παρουσιάζει τις πιο κατάλληλες μετρήσεις που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για διάγνωση βλάβης στον στρόβιλο υψηλής πίεσης.

ORDER	ID	CONDITION		
1	17	3.1636	P3	NL
3	21	3.86879	T3	NL
4	18	4.41637	P3	NH
5	16	5.1573	P3	T45
6	20	5.26138	T3	T45
7	22	5.77505	T3	NH
8	14	7.55717	P3	T3
9	9	10.18541	T25	T3
10	1	12.94275	P25	T25
11	28	13.08365	NL	NH
12	3	13.13959	P25	T3
13	8	13.23452	T25	P3

14	2	19.97026	P25	P3
15	5	20.66662	P25	T45
16	7	20.99737	P25	NH
17	13	27.45993	T25	NH
18	26	27.66623	T45	NL
19	27	27.81982	T45	NH
20	11	43.43221	T25	T45
21	6	47.13277	P25	NL

Πίνακας 5-9: Καταλληλόλητα συνδυασμών μετρήσεων για βλάβη στον στρόβιλο υψηλής πίεσης

Ο Πίνακας 5-10 παρουσιάζει τις πιο κατάλληλες μετρήσεις που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για διάγνωση βλάβης στον στρόβιλο χαμηλής πίεσης.

ORDER	ID	CONDITION		
1	8	1.4497	T25	P3
2	9	1.67243	T25	T3
3	28	1.99723	NL	NH
4	17	2.0881	P3	NL
5	13	2.1275	T25	NH
6	21	2.44291	T3	NL
7	11	2.65337	T25	T45
8	26	2.90197	T45	NL
9	2	3.58673	P25	P3
10	6	3.80956	P25	NL
11	3	4.22714	P25	T3
12	16	4.24808	P3	T45
13	20	4.29034	T3	T45
14	18	4.54271	P3	NH
15	7	4.77962	P25	NH
16	22	4.91951	T3	NH
17	12	6.33652	T25	NL
18	5	7.07127	P25	T45
19	1	12.91586	P25	T25
20	27	53.83897	T45	NH

Πίνακας 5-10: Καταλληλόλητα συνδυασμών μετρήσεων για βλάβη στον στρόβιλο χαμηλής πίεσης

Ο Πίνακας 5-11 παρουσιάζει τις πιο κατάλληλες μετρήσεις που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για διάγνωση βλάβης στους συμπιεστές.

FAN & HPC FAULT						
ORDER	ID	CONDITION				
1	23	5.0652	P25	P3	NL	NH
2	33	5.92093	P25	T45	NL	NH

3	42	8.93913	T25	P3	NL	NH
4	51	9.1946	T25	T45	NL	NH
5	47	12.41723	T25	T3	NL	NH
6	29	13.99765	P25	T3	NL	NH
7	56	14.44187	P3	T3	NL	NH
8	9	16.36159	P25	T25	T3	NH
9	12	16.47161	P25	T25	T45	NH
10	5	19.6865	P25	T25	P3	NH
11	64	20.42757	T3	T45	NL	NH
12	13	24.53213	P25	T25	NL	NH
13	60	29.70331	P3	T45	NL	NH
14	1	34.26041	P25	T25	P3	T3
15	7	35.28042	P25	T25	T3	T45
16	17	42.49494	P25	P3	T3	NH
17	28	50.65261	P25	T3	T45	NH
18	16	61.56848	P25	P3	T3	NL
19	27	68.28567	P25	T3	T45	NL
20	36	70.13687	T25	P3	T3	NL
21	22	70.20485	P25	P3	T45	NH
22	45	77.3436	T25	T3	T45	NL
23	46	97.05562	T25	T3	T45	NH

Πίνακας 5-11: Καταλληλόλητα συνδυασμών μετρήσεων για βλάβη στον ανεμιστήρα και στον συμπιεστή υψηλής πίεσης

6

Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα

6.1 Ανακεφαλαίωση

Στην σύγχρονη εποχή, τα μοντέλα προσομοίωσης έχουν καθοριστικό ρόλο στην διαγνωστική αλλά και την έρευνα για ανάπτυξη των κινητήρων. Με αποτέλεσμα να υπάρχει η ανάγκη για αξιόπιστα μοντέλα. Στα πλαίσια της εργασίας αυτής έγινε έρευνα για τον κινητήρα Safran M88 και τα αποτελέσματα αυτής της βιβλιογραφικής μελέτης χρησιμοποιήθηκαν για την ανάπτυξη μοντέλου που προσομοιώνει την λειτουργία του κινητήρα.

Αρχικά πραγματοποιείται μια λεπτομερής περιγραφή του κινητήρα Safran M88 και των επί μέρους συνιστωσών του. Ειδικότερα, παρουσιάστηκε η δομή του κινητήρα, οι συμπιεστές, οι στρόβιλοι, ο θάλαμος καύσης, ο μετακαυστήρας, το ακροφύσιο και τα βοηθητικά συστήματα. Αυτή η λεπτομερής περιγραφή δίνει μια ακριβή εικόνα για την λειτουργία του κινητήρα και τον τρόπο με τον οποίο μπορεί να δημιουργηθεί ένα μοντέλο προσομοίωσης.

Στην συνέχεια πραγματοποιείται αναλυτική περιγραφή του PROOSIS και του τρόπου που δημιουργήθηκε το μοντέλο προσομοίωσης του κινητήρα Safran M88. Τα στοιχεία της βιβλιογραφίας είναι ιδιαίτερα σημαντικά, καθώς με βάση αυτά τα στοιχεία ορίζουμε βασικές παραμέτρους του μοντέλου. Αρχικά με χρήση της δυνατότητας wizard του λογισμικού πραγματοποιείται ο υπολογισμός στο σημείο σχεδιασμού του κινητήρα. Στην συνέχεια με χρήση τόσο του wizard αλλά και κατάλληλου κώδικα γίνεται ο υπολογισμός του βέλτιστου προγράμματος του ακροφυσίου τόσο για ξηρή όσο και για υγρή λειτουργία (με μετάκαυση). Έπειτα υπολογίστηκε η γραμμή λειτουργίας στο επίπεδο της θάλασσας, και τα αποτελέσματα χρησιμοποιήθηκαν για την δημιουργία πινάκων για την αρχικοποίηση των αλγεβρικών μεταβλητών του μοντέλου, ώστε να πραγματοποιηθεί προσομοίωση σε διαφορετικές συνθήκες πτήσης (υψόμετρο και Mach). Τελικά πραγματοποιήθηκε προσομοίωση σε όλο τον φάκελο πτήσης του κινητήρα. Τέλος έγινε ανάλυση ευαισθησίας με σκοπό τον προσδιορισμό των καταλληλότερων μετρήσεων για την διάγνωση βλαβών. Παράλληλα δημιουργήθηκαν οι υπογραφές τυπικών βλαβών μέσω των οποίων μπορεί να γίνει εύκολα η διάγνωσή τους.

Τέλος, παρουσιάστηκαν τα αποτελέσματα του μοντέλου και αξιολογήθηκαν. Σε αυτό το σημείο να τονιστεί ότι η βιβλιογραφία για στρατιωτικούς κινητήρες είναι ιδιαίτερα περιορισμένη, κάτι που καθιστά ιδιαίτερα δύσκολη την εύρεση αξιόπιστων πηγών. Με αποτέλεσμα αυτή η διπλωματική να αποτελεί μια πρόταση στον τρόπο δημιουργίας ενός μοντέλου, με γνώση μόνο περιορισμένων στοιχείων.

6.2 Συμπεράσματα

- Η δομή του μοντέλου μπορεί να αξιοποιηθεί και από άλλους κινητήρες μαχητικών αεροσκαφών αντίστοιχης τεχνολογίας.
- Με γνώση περιορισμένων στοιχείων μπορεί κάποιος με αυτή την μεθοδολογία να δημιουργήσει ένα μοντέλο ενός κινητήρα αντίστοιχης τεχνολογίας.
- Ο χρήστης μπορεί να χρησιμοποιήσει το μοντέλο, χωρίς ιδιαίτερη δυσκολία, καθώς καλείται να εισάγει απλώς δεδομένα μέσω του interface.
- Η χρήση αξιόπιστων χαρτών λειτουργίας είναι απαραίτητη για την ορθή λειτουργία του μοντέλου.
- Η μοντελοποίηση κάποιων βλαβών μπορεί να βοηθήσει στην γρήγορη και οικονομική διάγνωσή κάποιας βλάβης.

7

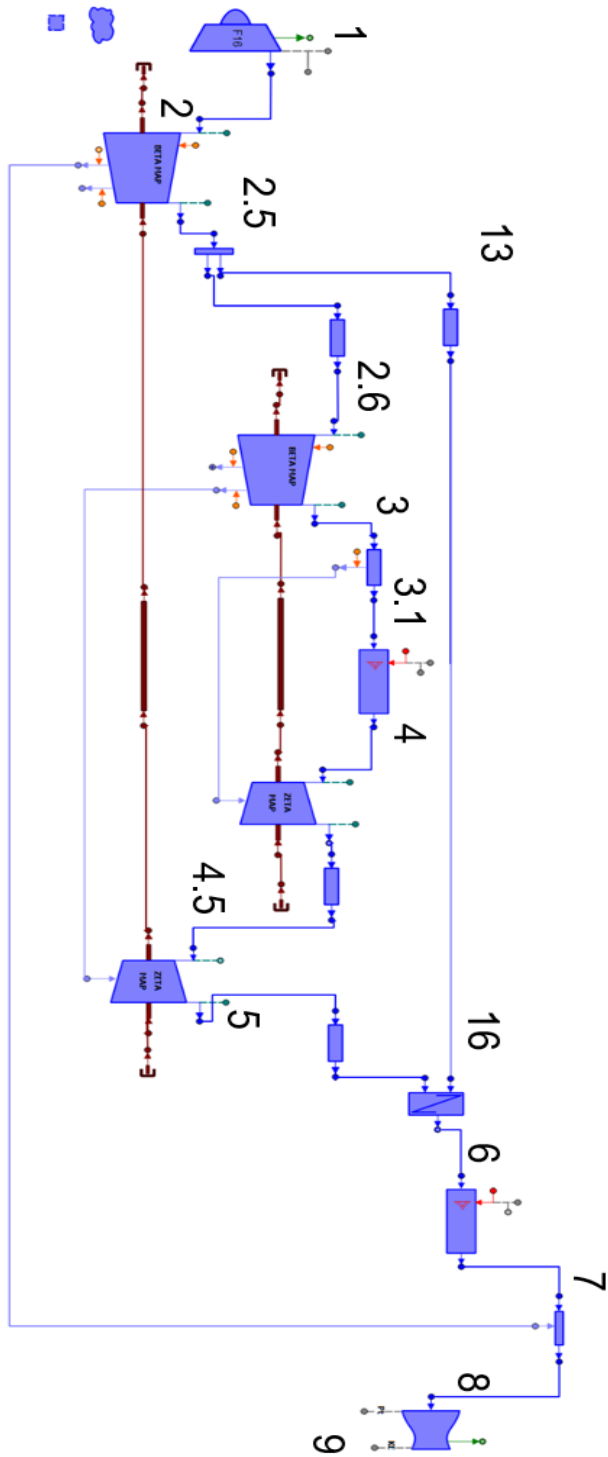
References

- [1] J.Janes, «SNECMA M88,» 2004.
- [2] «Wikipedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Snecma_M88.
- [3] «Wikipedia,» [Ηλεκτρονικό]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Dassault_Rafale.
- [4] J.Janes, «General Electric F404,» 2004.
- [5] J.Janes, «Pratt & Whitney F-100,» 2004.
- [6] Κ.Μαθιουδάκης, Εισγωγή στους Αεροπορικούς Κινητήρες, Αθήνα, 2016.
- [7] A. J. Yugas και R. J. Ray, «Effects of Bleed Air Extraction on Thrust Levels of the F404-GE-400 Turbofan Engine,» NASA , Dryden Flight Research Facility,, 1992.
- [8] J. T. Walton και F. W. J. Burcham, «Augmentor Performance of an F100 Engine Model Derivative Engine in an F-15 Airplane,» NASA, 1986.
- [9] J. D. Mattingly και W. H. P. , D. T. Heiser, AIRCRAFT ENGINE DESIGN, Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002.
- [10] «Safran,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.safran-group.com/products-services/m88-proven-performance-and-reliability>.
- [11] Κ.Μαθιουδάκης, Λειτουργία Αεροπορικών Κινητήρων, Αθήνα, 2007.
- [12] J. C. Corde, «Snecma M88 Engine development status,» 1991.
- [13] P. RAMETTE, «Aircraft Engine Integration for the M-88 Raffale Couple,» Paris, 1992.
- [14] A. Garassino, «An advanced control system for turbofan engine: multivariable control and fuzzy logic,» France, 1995.
- [15] C. Devaux, «Snecma's M-88 Engine Rises to the challenge,» 1999.
- [16] M. D. a. C. Devaux, «The Snecma M88 engine Family,» France, 2000.
- [17] Κ.Μαθιουδάκης, ΔΙΑΓΝΩΣΤΙΚΗ ΣΤΡΟΒΙΛΟΚΙΝΗΤΗΡΩΝ, ΑΘΗΝΑ, 2016.

8

Παράρτημα

8.1 Αρίθμηση θέσεων



Θέση	Περιγραφή
1	Είσοδος αγωγού κινητήρα
2	Είσοδος ανεμιστήρα
13	Ρεύμα παράκαμψης
25	Έξοδος ανεμιστήρα
26	Είσοδος συμπιεστή
3	Έξοδος συμπιεστή
3.1	Είσοδος θαλάμου καύσης
4	Έξοδος θαλάμου καύσης-Είσοδος στροβίλου υψηλής
45	Έξοδος στροβίλου υψηλής
5	Έξοδος στροβίλου χαμηλής
16	Έξοδος δευτερεύοντος ρεύματος στον αναμείκτη
6	Έξοδος αναμείκτη
7	Είσοδος συγκλίνοντος-αποκλίνοντος ακροφυσίου
8	Λαιμός ακροφυσίου
9	Έξοδος ακροφυσίου

Πίνακας 8-1: Αρίθμηση θέσεων κινητήρα

8.2 Πίνακας Παραμέτρων Σχεδίασης

Στήλη	Μεταβλητή	Περιγραφή
1	P13Q2	Λόγος πίεσης ρεύματος παράκαμψης (δεν χρησιμοποιείται από το λογισμικό)
2	P12Q2	Λόγος πίεσης ανεμιστήρα
3	P3Q25	Λόγος πίεσης συμπιεστή
4	OPR	Ολικός λόγος πίεσης
5	E13	Βαθμός απόδοσης ρεύματος παράκαμψης
6	E21	Βαθμός απόδοσης ανεμιστήρα
7	E3	Βαθμός απόδοσης συμπιεστή
8	E43	Βαθμός απόδοσης στροβίλου υψηλής
9	E5	Βαθμός απόδοσης στροβίλου χαμηλής
10	CmpFan.NcRdes	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές
11	CmpFan.NcRdesMap	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές πάνω στον χάρτη
12	CmpFan.NcRdesMap_sec	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές πάνω στον χάρτη του ρεύματος παράκαμψης (δεν χρησιμοποιείται)
13	CmpFan.BETA	Αριθμός β χάρτη ανεμιστήρα-booster
14	CmpFan.BETA_sec	Αριθμός β χάρτη ρεύματος παράκαμψης (δεν χρησιμοποιείται)
15	CmpH.NcRdes	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές συμπιεστή υψηλής πίεσης
16	CmpH.NcRdesMap	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές συμπιεστή υψηλής πίεσης πάνω στον χάρτη
17	CmpH.BETA	Αριθμός β χάρτη συμπιεστή
18	TrbH.NcRdes	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές στροβίλου υψηλής πίεσης
19	TrbH.NcRdesMap	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές στροβίλου υψηλής πίεσης πάνω στον χάρτη
20	TrbH.ZETA	Αριθμός ζ χάρτη στροβίλου υψηλής πίεσης
21	TrbL.NcRdes	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές στροβίλου χαμηλής πίεσης
22	TrbL.NcRdesMap	Διορθωμένες ανηγμένες στροφές στροβίλου χαμηλής πίεσης πάνω στον χάρτη
23	TrbL.ZETA	Αριθμός ζ χάρτη στροβίλου χαμηλής πίεσης
24	InEng.PqP_in	Απώλειες πίεσης αγωγού εισόδου
25	DBP.dPqP_in	Απώλειες πίεσης ρεύματος παράκαμψης

26	D25.dPqP_in	Απώλειες πίεσης αγωγού μεταξύ ανεμιστήρα και συμπιεστή
27	D30.dPqP_in	Απώλειες πίεσης αγωγού μεταξύ συμπιεστή και θαλάμου καύσης
28	D30.Wbleed	Απομάστευση εξόδου από τον συμπιεστή
29	D45.dPqP_in	Απώλειες πίεσης αγωγού των στροβίλων
30	D50.dPqP_in	Απώλειες πίεσης αγωγού εξόδου από τον στρόβιλο υψηλής
31	CmpH.W_bld1	Ποσοστό απομάστευσης 1 από συμπιεστή
32	CmpH.h_Bld1	Θέση απομάστευσης 1
33	CmpH.W_bld2	Ποσοστό απομάστευσης 2 από συμπιεστή
34	CmpH.h_Bld2	Θέση απομάστευσης 2
35	Brn.eff_in	Βαθμός απόδοσης θαλάμου καύσης
36	Brn.dPqP_in	Απώλειες πίεσης θαλάμου καύσης
37	AB.eff_in	Βαθμός απόδοσης μετακαυστήρα
38	AB.dPqP_in	Απώλειες πίεσης μετακαυστήρα
39	TrbH.WNGV_q_Wc	Ποσοστό του αέρα για ψύξη των NGVs
40	TrbH.Wpump_q_WC	Ποσοστό του αέρα που εγχύεται μέσω των πτερυγίων του ρότορα
41	TrbH.Wtw_q_Wc	Ποσοστό εγχόμενου αέρα που παράγει έργο στον στρόβιλο υψηλής
42	TrbL.WNGV_q_Wc	Ποσοστό του αέρα για ψύξη των NGVs
43	TrbL.Wpump_q_Wc	Ποσοστό του αέρα που εγχύεται μέσω των πτερυγίων του ρότορα
44	TrbL.Wtw_q_Wc	Ποσοστό εγχόμενου αέρα που παράγει έργο στον στρόβιλο χαμηλής
45	ETAMIX	Βαθμός απόδοσης της ανάμειξης
46	M6	Αριθμός Mach εξόδου ρεύματος πυρήνα
47	M16	Αριθμός Mach εξόδου ρεύματος παράκαμψης
48	ShH_eff	Μηχανικός βαθμός απόδοσης άξονα υψηλής
49	ShL_eff	Μηχανικός βαθμός απόδοσης άξονα χαμηλής
50	CmpH.a_Wc_VG	Επιρροή των μεταβλητών πτερυγίων του συμπιεστή στην διορθωμένη παροχή
51	CmpH.a_Yvar_VG	Επιρροή των μεταβλητών πτερυγίων του συμπιεστή στον λόγο πίεσης
52	CmpH.a_eff_WG	Επιρροή των μεταβλητών πτερυγίων του συμπιεστή στον βαθμό απόδοσης

53	CmpFan.a_Wc_VG	Επιρροή των μεταβλητών πτερυγίων του ανεμιστήρα στην διορθωμένη παροχή
54	CmpFan.a_Yvar_VG	Επιρροή των μεταβλητών πτερυγίων του ανεμιστήρα στον λόγο πίεσης
55	CmpFan.a_eff_WG	Επιρροή των μεταβλητών πτερυγίων του ανεμιστήρα στον βαθμό απόδοσης
56	Fan.s_adaptWC_sec_in	Συντελεστής προσαρμογής παροχής ανεμιστήρα παράκαμψης
57	Fan.s_adaptEff_pri_in	Συντελεστής προσαρμογής βαθμού απόδοσης ανεμιστήρα πυρήνα
58	Fan.s_adaptEff_sec_in	Συντελεστής προσαρμογής βαθμού απόδοσης ανεμιστήρα παράκαμψης
59	CmpH.s_adaptWc_in	Συντελεστής προσαρμογής παροχής συμπιεστή υψηλής
60	CmpH.s_adaptEff_in	Συντελεστής προσαρμογής βαθμού απόδοσης συμπιεστή υψηλής
61	TrbH.s_adaptWc_in	Συντελεστής προσαρμογής παροχής στροβίλου υψηλής
62	TrbH.s_adaptEff_in	Συντελεστής προσαρμογής βαθμού απόδοσης στροβίλου υψηλής
63	TrbL.s_adaptWc_in	Συντελεστής προσαρμογής παροχής στροβίλου χαμηλής
64	TrbL.s_adaptEff_in	Συντελεστής προσαρμογής βαθμού απόδοσης στροβίλου χαμηλής

Πίνακας 8-2 : Παράμετροι σημείου σχεδίασης