



**ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**  
Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών  
Τομέας Ρευστών  
ΕΡΓΑΣΤΗΡΙΟ ΘΕΡΜΙΚΩΝ ΣΤΡΟΒΙΛΟΜΗΧΑΝΩΝ

**ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΚΑΙ ΔΙΑΓΝΩΣΗ ΒΛΑΒΩΝ  
ΤΟΥ ΣΤΡΟΒΙΛΟΚΙΝΗΤΗΡΑ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ  
ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΙΣΧΥΟΣ RTM322**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ  
ΠΑΝΑΓΙΩΤΗΣ ΚΟΥΡΜΠΕΤΗΣ**

**Επίβλεψη:  
Λέκτορας Ν. Αρετάκης**

**ΑΘΗΝΑ  
ΜΑΡΤΙΟΣ 2015**





## **ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**

Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών

Τομέας Ρευστών

Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών

### **ΜΟΝΤΕΛΟΠΟΙΗΣΗ ΚΑΙ ΔΙΑΓΝΩΣΗ ΒΛΑΒΩΝ ΤΟΥ ΣΤΡΟΒΙΛΟΚΙΝΗΤΗΡΑ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ ΜΗΧΑΝΙΚΗΣ ΙΣΧΥΟΣ RTM322**

**ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ**

**ΚΟΥΡΜΠΕΤΗΣ ΠΑΝΑΓΙΩΤΗΣ**

**Επίβλεψη:  
Λέκτορας Ν. Αρετάκης**

#### **ΠΕΡΙΛΗΨΗ**

Η παρούσα διπλωματική εργασία σκοπό έχει τη δημιουργία ενός υπολογιστικού μοντέλου για το στροβιλοκινητήρα παραγωγής μηχανικής ισχύος RTM322, και τη χρήση του μοντέλου αυτού για τη διάγνωση βλαβών. Η εκπόνηση της διπλωματικής εργασίας γίνεται ύστερα από πρόταση της Διεύθυνσης Τεχνικού Σώματος του Γενικού Επιτελείου Στρατού. (ΓΕΣ/ΔΤΧ).

Το υπολογιστικό μοντέλο που προσομοιώνει τη λειτουργία του στροβιλοκινητήρα, πραγματοποιείται με τη χρήση του υπολογιστικού προγράμματος PROOSIS. Η υλοποίηση του μοντέλου επιτυγχάνεται με τη χρήση δεδομένων από την ανοιχτή βιβλιογραφία και από δεδομένα πτήσης, που προέκυψαν από δοκιμαστικές πτήσεις των ελικοπτέρων NH90 του Ελληνικού Στρατού, αλλά και από δεδομένα πτήσης ελικοπτέρου MRH90 του Αυστραλιανού Στρατού.

Η μοντελοποίηση ξεκινάει με τη συλλογή δεδομένων από την ανοιχτή βιβλιογραφία και τη δημιουργία του σχηματικού διαγράμματος της μηχανής. Γίνεται αλλαγή των παραμέτρων των συνιστωσών και επιλέγεται ένα σημείο λειτουργίας ως σημείο σχεδίασης. Από την διαδικασία αυτή προκύπτουν οι συντελεστές κλίμακας για τους χάρτες λειτουργίας και όλα τα απαραίτητα μεγέθη για την προσομοίωση του μοντέλου εκτός του σημείου σχεδίασης.

Στη συνέχεια, το υπολογιστικό μοντέλο προσομοιώνεται στις συνθήκες των μετρήσεων από τις πτήσεις και γίνεται μία σύγκριση των αποτελεσμάτων των μεγεθών

που υπολογίζονται από το υπολογιστικό πρόγραμμα του PROOSIS με αυτές. Οι αποκλίσεις που παρατηρούνται είναι εξαιρετικά ικανοποιητικές, επομένως η διαδικασία μοντελοποίησης που ακολουθήθηκε θεωρείται αξιόπιστη και επιτυχής.

Τέλος, χρησιμοποιείται το γενικό υπολογιστικό μοντέλο για τη δημιουργία υπογραφών βλαβών, με σκοπό τη διερεύνηση της δυνατότητας εξαγωγής διαγνωστικής πληροφορίας από τις διαθέσιμες μετρήσεις του κινητήρα και την μελέτη της συνολικής χειροτέρευσης του κινητήρα.



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

**MODELING AND FAULT DIAGNOSIS OF TURBOSHAFT  
ENGINE RTM322**

**DIPLOMA THESIS**

**KOURMPETIS PANAGIOTIS**

**Advisor:  
Lecturer N. Aretakis**

**ABSTRACT**

The aim of this diploma thesis is to create a performance model of the RTM322 turboshaft engine and then use it for diagnostic purposes. The study is carried out following a proposition by the Quartermaster Corps administration of the Hellenic Army General Staff. The numerical model that simulates the operation of the turboshaft engine is developed in the PROOSIS platform. The model is based on information available in the public domain and flight data from Hellenic and Australian Army helicopters.

Initially a design point analysis is carried out to determine appropriate map scaling factors for off-design model simulations. The model is then used to simulate the available flight data and is further adapted to minimize the differences between measured and predicted values of gas generator speed and inter-turbine temperature.

Finally, it is used to generate fault signatures and examine the effects of engine deterioration on engine performance parameters.



## ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Αρχικά, από τη θέση αυτή θα ήθελα να ευχαριστήσω τη Διεύθυνση Τεχνικού Σώματος του Γενικού Επιτελείου Στρατού (ΓΕΣ/ΔΤΧ), για την εκπαιδευτική άδεια που μου χορήγησε για τις σπουδές μου στη Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών στο Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο και για την ενδιαφέρουσα διπλωματική εργασία που αποδέχτηκε ως θέμα για την περάτωση των σπουδών μου.

Στη συνέχεια, θα ήθελα να ευχαριστήσω το Λέκτορα κ. Αρετάκη Νικόλαο για την καθοριστική συμβολή του καθ' όλη τη διάρκεια της εκπόνησης της παρούσης διπλωματικής εργασίας ως επιβλέπων καθηγητής αυτής, χωρίς την οποία δε θα είχε επιτευχθεί.

Επιπλέον, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον εξωτερικό συνεργάτη του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών, κ. Αλεξίου Αλέξιο, Δρ Μηχανολόγο Μηχανικό για τις συμβουλές του σε όλη την πορεία της εξέλιξης της εργασίας, καθώς και τον υποψήφιο Δρ Μηχανολόγο Μηχανικό κ. Καλαθάκη Χρήστο, για τον πολύτιμο χρόνο που αφιέρωσε.

Ακολουθώς, θα ήθελα να ευχαριστήσω τους συμφοιτητές μου Κώστα Δίελα και Αναστασία Παπαστελιανού για όλη την αμέριστη συμπαράσταση, συνεργασία και κατανόηση κατά τη διάρκεια των δύο τελευταίων ετών, κατά την ειδίκευση μας στη Σχολή, στον τομέα των Επίγειων και Εναέριων Μεταφορικών Μέσων.

Τέλος, θα ήθελα να εκφράσω τα ευχαριστήρια μου στον Αντισυνταγματάρχη (ΤΧ) Καλαϊτζίδη Στυλιανό, που μου χορήγησε ολοκληρωμένη την τεχνική βιβλιογραφία του ελικοπτέρου NH90 σε ηλεκτρονική μορφή (Integrated Electronic Technical Publications- IETP).





Αφιερώνω τη διπλωματική εργασία

Στη σύζυγο μου,  
στο γιό μου και  
στους γονείς μου!



**ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ**

<b>1</b>	<b>ΕΙΣΑΓΩΓΗ .....</b>	<b>1.1</b>
1.1	Σκοπός της παρούσης διπλωματικής εργασίας.....	1.1
1.2	Δομή της διπλωματικής.....	1.1
<b>2</b>	<b>Μοντελοποίηση στροβιλοκινητήρων .....</b>	<b>2.1</b>
2.1	Γενικά.....	2.1
2.2	Κατηγοριοποίηση μοντέλων στροβιλοκινητήρων .....	2.2
2.3	Προγράμματα προσομοίωσης στροβιλοκινητήρων .....	2.2
2.3.1	GasTurb.....	2.3
2.3.2	GSP .....	2.4
2.3.3	NPSS.....	2.4
2.3.4	TEACHES.....	2.5
2.3.5	PROOSIS .....	2.6
<b>3</b>	<b>Υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS .....</b>	<b>3.1</b>
3.1	Μοντελοποίηση και προσομοίωση των συνιστωσών .....	3.1
3.2	Θύρες.....	3.2
3.3	Δημιουργία Σχηματικού Διαγράμματος (Schematic) .....	3.3
3.4	Θεμελίωση του Μαθηματικού Μοντέλου (Δημιουργία Partition).....	3.4
3.5	Προσομοίωση Λειτουργίας (Experiment).....	3.6
<b>4</b>	<b>Περιγραφή κινητήρα RTM322 .....</b>	<b>4.1</b>
4.1	Γενικά.....	4.1
4.2	Οι συνιστώσες του στροβιλοκινητήρα .....	4.4
4.3	Βοηθητικά Συστήματα.....	4.15
4.4	Συστήματα μετρήσεων-ενδείξεων και αισθητήρες.....	4.21
4.5	Δεδομένα κινητήρων της οικογένειας RTM322 .....	4.31

<b>5</b>	<b>Μοντελοποίηση του κινητήρα RTM322 .....</b>	<b>5.1</b>
5.1	Δημιουργία σχηματικού διαγράμματος (schematic).....	5.1
5.2	Ανάλυση λειτουργίας στο Σημείο Σχεδίασης .....	5.10
<b>6</b>	<b>Ανάλυση του κινητήρα RTM322 εκτός σημείου σχεδίασης.....</b>	<b>6.1</b>
6.1	Λειτουργία του μοντέλου σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης .....	6.1
6.2	Γραμμή λειτουργίας (operating line).....	6.5
6.3	Ανάλυση των δεδομένων πτήσης .....	6.8
6.4	Δημιουργία ειδικού μοντέλου του κινητήρα RTM322 .....	6.20
<b>7</b>	<b>Διαγνωστική για τον κινητήρα RTM322.....</b>	<b>7.1</b>
7.1	Γενικά περί συντήρησης .....	7.1
7.2	Τα επίπεδα συντήρησης στον κινητήρα RTM322 .....	7.2
7.3	Γενικά περί διαγνωστικής.....	7.4
7.3	Δημιουργία υπογραφών βλαβών του κινητήρα RTM322 .....	7.5
7.4	Γενική χειροτέρευση λειτουργίας του κινητήρα (deterioration).....	7.18
7.5	Διαδικασία διάγνωσης βάσει δεικτών απόδοσης.....	7.22
<b>8</b>	<b>Ανακεφαλαίωση- Συμπεράσματα - Προτάσεις .....</b>	<b>8.1</b>
8.1	Ανακεφαλαίωση .....	8.1
8.2	Συμπεράσματα .....	8.1
8.3	Προτάσεις .....	8.2
<b>9</b>	<b>Βιβλιογραφία.....</b>	<b>9.1</b>

# 1

## ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Στο κεφάλαιο αυτό, γίνεται παρουσίαση του σκοπού και της δομής της παρούσης διπλωματικής εργασίας.

### 1.1 Σκοπός της παρούσης διπλωματικής εργασίας

Σκοπός αυτής της διπλωματικής εργασίας όπως άλλωστε και ο τίτλος της ορίζει, είναι η δημιουργία ενός υπολογιστικού μοντέλου του κινητήρα παραγωγής μηχανικής ισχύος RTM 322<sup>[1]</sup> που χρησιμοποιείται για την κίνηση του ελικοπτέρου NH90<sup>[2]</sup> και η διάγνωση βλαβών του εν λόγω κινητήρα με τη χρήση “υπογραφών” βλαβών<sup>[3]</sup>.

Για το σκοπό αυτό θα χρησιμοποιηθεί το υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS<sup>[4]</sup> καθώς και δεδομένα από πτήσεις ελικοπτέρων NH90 της Αεροπορίας Στρατού του Ελληνικού Στρατού, καθώς και ενός ελικοπτέρου MRH90 του Στρατού της Αυστραλίας<sup>[5]</sup>.

Με την δημιουργία ενός υπολογιστικού μοντέλου είναι δυνατόν να πραγματοποιούνται εικονικές δοκιμές σε διαφορετικές συνθήκες λειτουργίας καθώς και διάγνωση βλαβών του κινητήρα χρησιμοποιώντας τις πραγματικές μετρήσεις του κινητήρα. Σημαντικό πλεονέκτημα ενός υπολογιστικού μοντέλου έναντι ενός πραγματικού κινητήρα είναι ο υπολογισμός όλων των θερμοδυναμικών μεγεθών σε όλες τις διακριτές θέσεις του κινητήρα, κάτι που στον πραγματικό κινητήρα είτε τοποθετημένο πάνω στο ελικόπτερο, είτε στο δοκιμαστήριο, δεν είναι εφικτό λόγω φυσικών περιορισμών στην τοποθέτηση αισθητήρων σε κάθε θέση.

Με τον τρόπο αυτό γίνεται εξοικονόμηση χρημάτων για τον Ελληνικό Στρατό, λόγω της μη υλοποίησης δοκιμαστικών πτήσεων για την αξιολόγηση της απόδοσης του πραγματικού κινητήρα, που οδηγεί στη μείωση των απαιτούμενων ωρών πτήσης, άρα και στη μικρότερη κόπωση των κινητήρων των ελικοπτέρων, αλλά και του προσωπικού. Επιπλέον βοηθά τους μηχανικούς στη συντήρηση του κινητήρα, δίνοντας μία πιο ακριβή εικόνα στο πρόβλημα που μπορεί να έχει ένας κινητήρας.

### 1.2 Δομή της διπλωματικής.

Στο πρώτο κεφάλαιο της παρούσης διπλωματικής εργασίας παρουσιάζεται ο σκοπός και η δομή της ανά κεφάλαιο.

Στο δεύτερο κεφάλαιο γίνεται μια σύντομη αναφορά στην μοντελοποίηση των στροβιλοκινητήρων.

Στο τρίτο κεφάλαιο περιγράφεται το υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS, το πρόγραμμα που αποτελεί τη βάση πάνω στην οποία θα δομήσουμε το μοντέλο του κινητήρα.

Στο τέταρτο κεφάλαιο γίνεται περιγραφή του κινητήρα που αποτελεί το αντικείμενο της παρούσης μελέτης, των συνιστωσών από τις οποίες αποτελείται, των βοηθητικών συστημάτων κι άλλων συστημάτων που τον απαρτίζουν.

Στο πέμπτο κεφάλαιο, ακολουθεί η ανάπτυξη του μοντέλου στο σημείο σχεδίασης, με βάση τα δεδομένα τα οποία έχουμε επιλέξει από τη βιβλιογραφία (design point analysis).

Στο έκτο κεφάλαιο συνεχίζουμε με την περιγραφή της λειτουργίας του κινητήρα σε σημεία εκτός σημείου σχεδίασης (off-design point analysis) και γίνεται ανάλυση των δεδομένων από τις δοκιμαστικές πτήσεις των ελικοπτέρων.

Στο έβδομο κεφάλαιο γίνεται μια σύντομη αναφορά στη σημασία της συντήρησης και των διαδικασιών που ακολουθούνται στην περίπτωση του συγκεκριμένου κινητήρα. Στη συνέχεια περιγράφεται η διαδικασία δημιουργίας υπογραφών βλαβών για τη διάγνωση βλαβών καθώς και μελέτη της συνολικής χειροτέρευσης του κινητήρα.

Στο όγδοο κεφάλαιο ολοκληρώνουμε την εκπόνηση της διπλωματικής αυτής εργασίας με την εξαγωγή συμπερασμάτων και διαφόρων προτάσεων για τη βελτίωση της παρούσης εργασίας

Στο ένατο κεφάλαιο γίνεται αναφορά στη βιβλιογραφία η οποία χρησιμοποιήθηκε για την εκπόνηση της διπλωματικής αυτής εργασίας.

# 2

## Μοντελοποίηση στροβιλοκινητήρων

### 2.1 Γενικά

Η σχεδίαση, η πειραματική μελέτη, η παραγωγή, η ανάπτυξη και η εξέλιξη ενός στροβιλοκινητήρα εκτός από χρονοβόρα διαδικασία αποτελεί και μία κοστοβόρα διαδικασία, αλλά πολλές φορές η πειραματική μελέτη είναι μη εφικτή. Οι κατασκευάστριες εταιρείες στροβιλοκινητήρων εκτός από το χρόνο και το χρήμα το οποίο πρέπει να διαθέσουν στα τμήματα σχεδιασμού κι ανάπτυξης, πρέπει να προλάβουν και τον ανταγωνισμό των υπόλοιπων εταιρειών. Λόγω των πολλαπλών εφαρμογών των στροβιλοκινητήρων, είτε ως προωστικές μηχανές στα αεροσκάφη, είτε ως κινητήριες μηχανές στα πλοία, είτε για την παραγωγή ενέργειας, τόσο σε απλό, όσο και σε συνδυασμένο κύκλο, αναγκαία κρίθηκε η χρήση της προσομοίωσης στο σχεδιασμό, στον κύκλο ζωής της μηχανής, στην πρόβλεψη των επιδόσεων και στη διαγνωστική.

Η έρευνα γύρω από αυτούς είναι αρκετά σύνθετη καθώς τα φαινόμενα που συμβαίνουν μέσα σε ένα στροβιλοκινητήρα είναι αρκετά πολύπλοκα και τις περισσότερες φορές μεταβατικά. Η πειραματική μελέτη των κινητήρων σίγουρα μπορεί να θεωρηθεί ικανοποιητική από πλευράς αποτελεσμάτων, είναι όμως υπερβολικά δαπανηρή. Το γεγονός αυτό οδηγεί στην ανάγκη της υπολογιστικής μοντελοποίησης τους με την χρήση κατάλληλων λογισμικών.

Η δημιουργία ενός υπολογιστικού προγράμματος μοντέλου θεωρητικά απαιτεί λεπτομερή γνώση όλων των γεωμετρικών χαρακτηριστικών μίας μηχανής, των πραγματικών επιδόσεων της, καθώς και την κατοχή των χαρτών των συγκεκριμένων συνιστωσών από τις οποίες αποτελείται. Ενώ οι κατασκευάστριες εταιρείες έχουν στη διάθεση τους όλα τα δεδομένα και μπορούν να δημιουργήσουν ένα πιστό μοντέλο του κινητήρα τους, δεν είναι το ίδιο εύκολο για έναν ερευνητή. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι τα στοιχεία που βρίσκονται στην ανοιχτή βιβλιογραφία είναι ελάχιστα και πολλές φορές όχι τόσο αξιόπιστα, γιατί δεν παρέχονται από τους κατασκευαστές λόγω του ανταγωνισμού. Συνήθως παρέχονται δεδομένα για τις συνολικές επιδόσεις, όπως η ειδική κατανάλωση καυσίμου και τιμές βασικών παραμέτρων για την επίτευξη της λειτουργίας, όπως η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων. Επομένως η αναπαραγωγή ενός αξιόπιστου μοντέλου που προσομοιώνει ικανοποιητικά μία πραγματική μηχανή, βασίζεται σε αυτά τα στοιχεία κι εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από τις διάφορες παραδοχές που γίνονται καθώς και από την εμπειρία του ερευνητή στον συγκεκριμένο τομέα.

Η δημιουργία ενός μοντέλου βοηθά από τα αρχικά στάδια του σχεδιασμού, με τον εντοπισμό σχεδιαστικών λαθών και τη διόρθωση τους πριν την παραγωγή κι ανάπτυξη του. Με την προσομοίωση της λειτουργίας του μοντέλου σε διάφορες συνθήκες μπορούν

να προβλεφθούν σφάλματα και να διορθωθούν, από την αρχή. Επιπλέον η υπολογιστική μοντελοποίηση δίνει τη δυνατότητα της εξέλιξης από την εταιρεία με πολύ μικρό κόστος, χωρίς τη χρήση εργαστηριακών μετρήσεων, οι οποίες απαιτούν ακριβά μετρητικά συστήματα αλλά και μεγάλο κόστος για την κατασκευή, τη συντήρηση και την πιστοποίηση τους.

Εξαιτίας όλων αυτών των λόγων που προαναφέρθηκαν όλοι ο τομείς που ασχολούνται με τη μελέτη των στροβιλοκινητήρων, είτε οι κατασκευάστριες εταιρείες, είτε οι κατασκευαστές αεροσκαφών, είτε η ακαδημαϊκή κοινότητα ανά την υφήλιο, αναπτύσσουν τα δικά τους υπολογιστικά μοντέλα με βάση τις δικές τους ανάγκες.

## 2.2 Κατηγοριοποίηση μοντέλων στροβιλοκινητήρων

Τα υπολογιστικά μοντέλα στροβιλοκινητήρων μπορούν να κατηγοριοποιηθούν ανάλογα με το επίπεδο στο οποίο έχει γίνει η διακριτοποίηση στο χώρο. Έτσι παρατηρούμε τα ακόλουθα μοντέλα:

Τα μηδενικής διάστασης (0-D), στα οποία οι επιδόσεις των επιμέρους συνιστωσών των στροβιλοκινητήρων εκτιμώνται με δεδομένους χάρτες.

Τα μίας διάστασης μοντέλα (1-D), τα οποία αποτελούν επέκταση των 0-D μοντέλων, αναπαριστώντας μία επιπλέον διάσταση στη φυσική μοντελοποίηση. Χρησιμοποιούνται στις δυναμικές προσομοιώσεις όπου απαιτείται προσθήκη μίας ακόμα διάστασης (π.χ του μήκους), για τον πιο ακριβή υπολογισμό ενός μοντέλου. Αν επιθυμούμε την επίτευξη μεγαλύτερης ακρίβεια σε μία κατεύθυνση κατά τη μοντελοποίηση ενός κινητήρα (π.χ στην αξονική, στην περιφερειακή, ή στην ακτινική).

Τα δύο (2-D), δυόμιση (2.5-D) και τριών διαστάσεων (3-D) μοντέλα, τα οποία επιτυγχάνουν καλύτερη μοντελοποίηση με μεγαλύτερη ακρίβεια. Το όφελος από τη χρήση αυτών των μοντέλων είναι η παροχή λεπτομερών πληροφοριών από τη λειτουργία των τμημάτων του κινητήρα, τις οποίες δε μπορούν να μας δώσουν το 0-D και 1-D μοντέλα. <sup>[6]</sup>

## 2.3 Προγράμματα προσομοίωσης στροβιλοκινητήρων

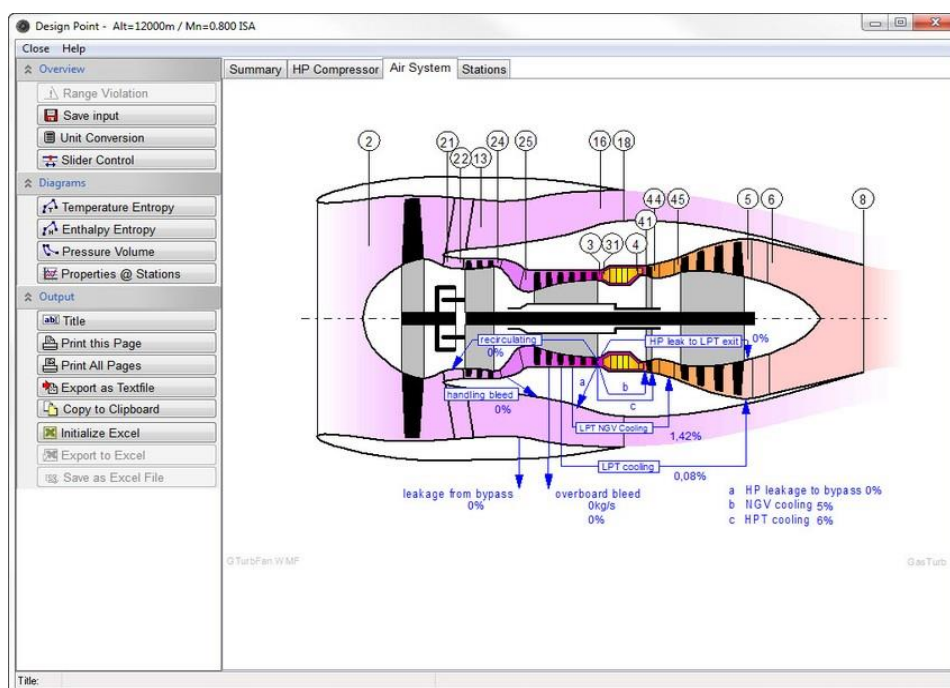
Τα προγράμματα προσομοίωσης των στροβιλοκινητήρων είναι μοντέλα μηδενικής διάστασης τα οποία όπως προαναφέραμε χρησιμοποιούν για τη μοντελοποίηση των συνιστωσών τους με τις χαρακτηριστικές λειτουργίας τους (με δεδομένους χάρτες). Στη συνέχεια θα γίνει παράθεση μερικών από τα πιο διαδεδομένα υπολογιστικά μοντέλα.



### 2.3.1 GasTurb

Το πρόγραμμα GasTurb ξεκίνησε το 1991 από τον Joachim Kurzke, ερευνητή με πολυετή εμπειρία στο χώρο της μοντελοποίησης αεριοστροβίλων. Η καινοτομία την οποία εισήγαγε είναι η ύπαρξη γραφικού περιβάλλοντος διασύνδεσης με το χρήστη ώστε να μην απαιτείται εξειδικευμένο προσωπικό για τη χρήση του, κάτι το οποίο αποτελεί πλέον βασικό χαρακτηριστικό όλων των εμπορικών προγραμμάτων ανάλυσης κύκλου αεριοστροβίλου. Αναπτύχθηκε χρησιμοποιώντας ως γλώσσα προγραμματισμού τη Borland Delphi, η οποία όμως επειδή δεν είναι αντικειμενοστραφής (object oriented), δε χρησιμοποιεί τις ικανότητες καθορισμού των ιδιοτήτων του αντικειμένου.

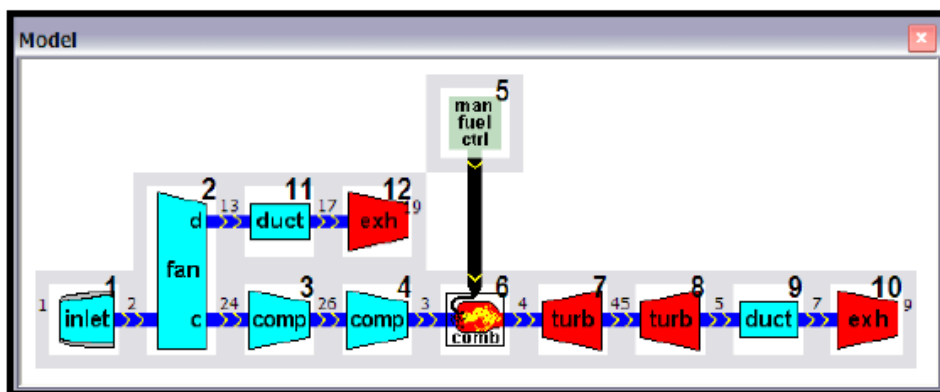
Επιπλέον επιτρέπει την ανάλυση λειτουργίας μόνο προκαθορισμένων διατάξεων αεριοστροβίλων και αεροπορικών κινητήρων, δηλαδή πρέπει να υπάρχουν στη αρχική βιβλιοθήκη του προγράμματος, και κάνει χρήση χαρτών με βοηθητικές β-γραμμές (beta lines).<sup>[7,8,9,10,11]</sup>



Σχήμα 2.1: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος GasTurb<sup>[9]</sup>

### 2.3.2 GSP

Το πρόγραμμα αυτό αναπτύχθηκε από το TUD (Delft University of Technology), Τεχνολογικό Πανεπιστήμιο του Delft της Ολλανδίας, το 1986. Η γλώσσα προγραμματισμού και σε αυτό το πρόγραμμα είναι η Borland Delphi, με την ουσιαστική διαφορά ότι ο χρήστης έχει την ικανότητα να καθορίζει τις ιδιότητες της κάθε συνιστώσας (object oriented), είναι δηλαδή αντικειμενοστραφής, που είναι και η καινοτομία την οποία εισήγαγε το πρόγραμμα αυτό, και στη συνέχεια την διασύνδεση των επιμέρους συνιστωσών σε μία διάταξη. Ο χρήστης του προγράμματος μπορεί εκτός από τη διασύνδεση των συνιστωσών που επιθυμεί, μπορεί να τροποποιήσει και τις υπάρχουσες ώστε να δημιουργήσει νέες συνιστώσες.<sup>[7,8,12]</sup>

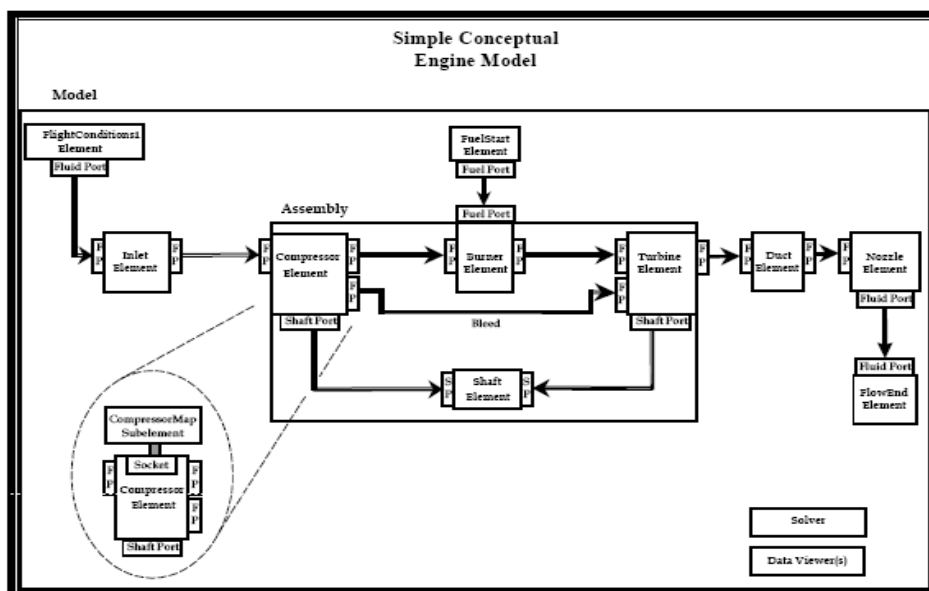


Σχήμα 2.2: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος GSP<sup>[12]</sup>

### 2.3.3 NPSS

Το υπολογιστικό πρόγραμμα NPSS (Numerical Propulsion System Simulation), αναπτύχθηκε από το εργαστήριο Glenn της NASA, σε συνεργασία με εταιρείες της αεροδιαστημικής τεχνολογίας και πανεπιστημίων των Ηνωμένων Πολιτειών της Αμερικής. Η καινοτομία την οποία εισήγαγε το πρόγραμμα αυτό είναι ότι επιτρέπει τη μοντελοποίηση των επιμέρους συνιστωσών με μοντέλα μεγαλύτερης διάστασης από τη μηδενική, χωρίς να είναι απαραίτητο όλες οι συνιστώσες ενός στροβιλοκινητήρα να μοντελοποιούνται με μοντέλα των ίδιων διαστάσεων. Με τον τρόπο αυτό ο χρήστης του προγράμματος μπορεί να μοντελοποιήσει ορισμένες συνιστώσες με μεγαλύτερη ακρίβεια, με σκοπό να προσεγγίσει καλύτερα τη φυσική τους. Κι αυτό το πρόγραμμα βασίζεται στη συγκρότηση μοντέλου μηχανής με τη σύνδεση συνιστωσών των οποίων οι

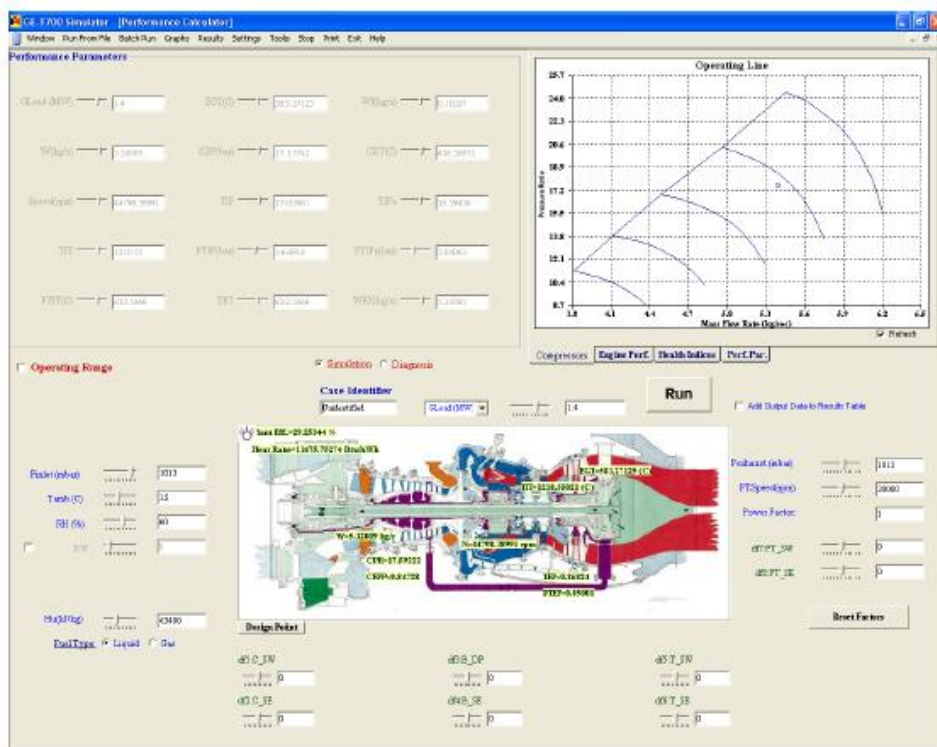
ιδιότητες και ο τρόπος μοντελοποίησης τους έχουν οριστεί από το χρήστη (object oriented).<sup>[7,8,13]</sup>



Σχήμα 2.3: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος NPSS<sup>[13]</sup>

### 2.3.4 TEACHES

Το πρόγραμμα TEACHES (Turbine Engine Advance Calculation and Health Assessment Software), έχει δομηθεί σε γλώσσα προγραμματισμού Fortran και στη συνέχεια συνδέεται σε γραφικό περιβάλλον δομημένο σε γλώσσα προγραμματισμού Microsoft Visual Basic, για να γίνεται η διασύνδεση με το χρήστη σε γραφικό περιβάλλον. Το πρόγραμμα αυτό έχει αναπτυχθεί από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου (ΕΘΣ-ΕΜΠ). Αποτελεί το μοναδικό πρόγραμμα προσαρμοστικής μοντελοποίησης, η οποία επιτρέπει την παρακολούθηση της πραγματικής μηχανής και την ακριβή αναπαραγωγή λειτουργίας του αεριοστροβίλου, όταν λαμβάνονται μετρήσεις. Επιπλέον με το πρόγραμμα αυτό επιτυγχάνεται αναγνώριση και μελέτη βλαβών των κινητήρων, εισαγωγή των χαρακτηριστικών λειτουργίας για τις επιμέρους συνιστώσες και ανάλυση της λειτουργίας τους σε μόνιμη και σε μεταβατική κατάσταση.<sup>[7,8,14]</sup>



Σχήμα 2.4: Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος TEACHES<sup>[14]</sup>

### 2.3.5 PROOSIS

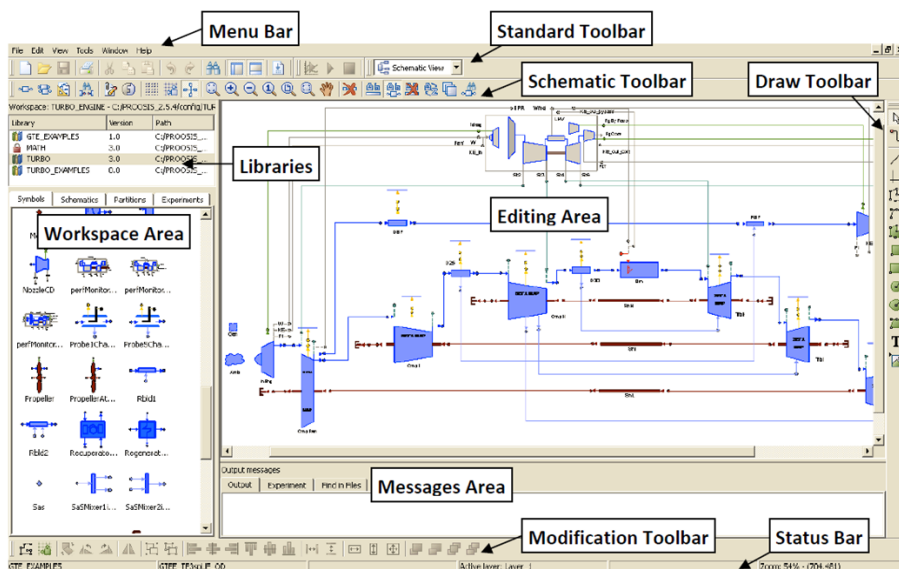
Το υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS (PRopulsion Oriented Object Simulation Software)<sup>[4]</sup> του οποίου το όνομα προέρχεται από την ελληνική λέξη ΠΡΟΩΣΗ. Αναπτύχθηκε στα πλαίσια του ολοκληρωμένου ευρωπαϊκού ερευνητικού προγράμματος VIVACE (Value Improvement through a Virtual Aeronautical Collaborative Enterprise), με τη συνεργασία ευρωπαϊκών πανεπιστημίων, ερευνητικών κέντρων αλλά και της βιομηχανίας για την προσομοίωση συστημάτων πρόωσης, δηλαδή στροβιλοκινητήρων.

Βασίζεται πάνω στο υπολογιστικό πρόγραμμα EcosimPro<sup>[15]</sup> το οποίο έχει αναπτυχθεί από την ισπανική εταιρεία Empresarios Agrupados Internacional S.A, κι είναι γραμμένο σε γλώσσα προγραμματισμού EL (EcosimPro Language)<sup>[15,17]</sup>. Πρόκειται για μία αντικειμενοστραφή γλώσσα προγραμματισμού για τη μοντελοποίηση κάθε φυσικής διεργασίας που μπορεί να εκφραστεί από αλγεβρικές και διαφορικές εξισώσεις.

Ο ερευνητής μπορεί να χρησιμοποιεί το εξελιγμένο γραφικό περιβάλλον του λογισμικού για να διασυνδέσει τις επιμέρους συνιστώσες σε μία διάταξη που αντιπροσωπεύει τη στροβιλομηχανή την οποία θέλει να μελετήσει. Ακόμα το λογισμικό προσομοιώνει πολλά υποσυστήματα ενός κινητήρα (π.χ θερμικά, υδραυλικά, μηχανικά,

συστήματα ελέγχου), γεγονός που επιτρέπει στον ερευνητή μεγαλύτερη ακρίβεια στην προσομοίωση του προς μελέτη κινητήρα. Λόγω της πληθώρας των δυνατοτήτων του λογισμικού, μπορεί να επιτευχθεί αρχική διαστασιολόγηση της μηχανής και των συνιστωσών που την απαρτίζουν, αλλά και την προσομοίωση της λειτουργίας της μηχανής τόσο στο σημείο σχεδίασης (design point analysis), όσο και σε εκτός σημείου σχεδίασης (off design point analysis). Επιπλέον μπορεί να προσομοιώσει τη λειτουργία σε μόνιμη κατάσταση (steady), σε μεταβατική κατάσταση (transient), παραμετρική ανάλυση (parametric analysis), ανάλυση ευαισθησίας (sensitivity analysis), βελτιστοποίηση (optimization) κ.α.

Λόγω της δυνατότητας σύνδεσης του λογισμικού με άλλα προγράμματα υπολογιστικής ρευστομηχανικής (CFD) και πεπερασμένων στοιχείων (FEA), γεγονός που το καθιστά πολύ χρήσιμο εργαλείο για όλη τη διάρκεια του κύκλου της ζωής του στροβιλοκινητήρα, από την προκαταρκτική σχεδίαση, την τεχνική υποστήριξη και τη συντήρησή του.



Σχήμα 2.5:Γραφικό περιβάλλον του προγράμματος PROOSIS<sup>[4]</sup>



# 3

## Υπολογιστικό PROOSIS

## πρόγραμμα

Στο κεφάλαιο αυτό γίνεται περιγραφή του προγράμματος PROOSIS που χρησιμοποιήθηκε στα πλαίσια της παρούσης εργασίας. Το συγκεκριμένο λογισμικό χρησιμοποιείται από πολλές ευρωπαϊκές βιομηχανίες που ασχολούνται με την αεροναυτική και την αεροδιαστημική, όπως η Airbus, Alenia Aeronautica, Avio, Turbomeca S.A. , Snecma, Volvo Aero Corporation, NLR, Iberespacio, MTU, Xerox Italia S.p.A., ESOCENET. Ακόμα χρησιμοποιείται κι από ακαδημαϊκά ιδρύματα όπως το Εθνικό Μετσόβιο Πολυτεχνείο, το Πολυτεχνείο Μιλάνου, το Πολυτεχνείο Τορίνο και το Πανεπιστήμιο Στουτγάρδης.

Το PROOSIS αποτελεί ένα περιβάλλον αντικειμενοστραφούς προγραμματισμού (object oriented), αφού φέρει αντικείμενα (objects), τα οποία εκτελούν μία φυσική διεργασία, παρέχοντας τη δυνατότητα στον ερευνητή την τροποποίηση των χαρακτηριστικών τους, αποτελώντας έτσι τη βάση για τη δημιουργία νέων αντικειμένων. Στους στροβιλοκινητήρες ως αντικείμενα θεωρούμε τις συνιστώσες του, τον αγωγό εισόδου, το συμπιεστή, το θάλαμο καύσης, το στρόβιλο, το ακροφύσιο κ.α.

Προκειμένου να γίνει εξοικείωση των αναγνωστών της παρούσας διπλωματικής εργασίας, γίνεται περιγραφή του περιβάλλοντος του προγράμματος και των βασικών εννοιών.

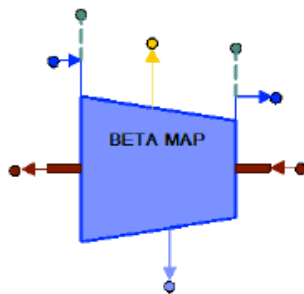
### 3.1 Μοντελοποίηση και προσομοίωση των συνιστωσών

Η συνιστώσα (component) αποτελεί τη δομική μονάδα του λογισμικού του προγράμματος, την οποία μπορεί ένας ερευνητής να χρησιμοποιήσει έτοιμη από τις ήδη υπάρχουσες βιβλιοθήκες του PROOSIS (π.χ TURBO LIBRARY)<sup>[16]</sup>, είτε να μοντελοποιήσει μία νέα συνιστώσα, που είναι ένα πλεονέκτημα του αντικειμενοστραφούς προγραμματισμού, χρησιμοποιώντας όπως έχει προαναφερθεί η γλώσσα προγραμματισμού EL (EcosimPro Language)<sup>[15]</sup>. Το γραφικό περιβάλλον του προγράμματος είναι πολύ φιλικό προς το χρήστη, γιατί χρησιμοποιεί σύμβολα για τις διάφορες συνιστώσες που είναι κατανοητά κι ευρέως αποδεκτά, ακόμα κι από άτομα που δεν έχουν γνώσεις προγραμματισμού.

Οποιαδήποτε προσομοίωση που θα πραγματοποιηθεί στο PROOSIS ακολουθεί μία συγκεκριμένη διαδικασία, όπως αναφέρεται στη συνέχεια:

1. Δημιουργία του σχηματικού διαγράμματος (Schematic)

2. Καθορισμός του μαθηματικού μοντέλου επίλυσης και την επιλογή οριακών συνθηκών (δημιουργία Partition) και
3. Εκτέλεση του πειράματος (Experiment), που αποτελεί και την προσομοίωση λειτουργίας



Σχήμα 3.1: Σχηματική απεικόνιση συνιστώσας συμπιεστή στο PROOSIS<sup>[4]</sup>

### 3.2 Θύρες

Ο τρόπος με τον οποίο οι συνιστώσες επικοινωνούν με το περιβάλλον τους, δηλαδή με τις λοιπές συνιστώσες είναι οι θύρες. Υπάρχουν πολλών ειδών θύρες, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.1, που απεικονίζεται η συνιστώσα ενός συμπιεστή, διακρίνουμε πέντε διαφορετικούς τύπους θυρών, μέσω των οποίων μπορεί η εν λόγω συνιστώσα να επικοινωνήσει με τις υπόλοιπες συνιστώσες. Χαρακτηριστικό είναι ότι ο χρήστης μπορεί να συνδέσει μόνο θύρες του ίδιου τύπου. Ο κάθε τύπος μίας θύρας μεταφέρει μία πληροφορία από τη συνιστώσα που προηγείται, στη συνιστώσα που ακολουθεί. Έτσι γίνεται κατανοητό ότι υπάρχουν θύρες του ίδιου τύπου από τις οποίες άλλες εισάγουν (IN PORTS), κι άλλες εξάγουν την πληροφορία από μία συνιστώσα (OUT PORTS). Στο Σχήμα 3.2 απεικονίζονται οι διάφοροι τύποι θυρών που μπορεί να συναντήσει ο χρήστης του PROOSIS.

Είναι εμφανές ότι ακόμα κι από το διαφορετικό χρώμα που αντιστοιχεί σε κάθε τύπο, πόσο φιλικό είναι το περιβάλλον στο χρήστη. Επιπλέον από τις θύρες διαπιστώνουμε τα διαφορετικού τύπου συστήματα ενός κινητήρα τα οποία μπορεί ο ερευνητής να συνδέσει και προγραμματίσει προκειμένου να δημιουργήσει ένα μοντέλο του κινητήρα που ερευνά, που θα είναι όσο το δυνατόν πιο κοντά στο πραγματικό μοντέλο. Άρα, όσα περισσότερα γνωρίζει ένας ερευνητής για τον κινητήρα τον οποίο μελετά, τόσο πιο πιστό το μοντέλο του θα είναι στο πραγματικό. Όμως εκτός από τη δυνατότητα που δίνεται για τη μελέτη ενός υπάρχοντος κινητήρα, δίνεται η μελέτη για τη σχεδίαση ενός νέου, με τα χαρακτηριστικά τα οποία ο ερευνητής θα επιλέξει για το μοντέλο του, αλλά και τη βελτίωση-ανάπτυξη των επιμέρους συστημάτων του κινητήρα.



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

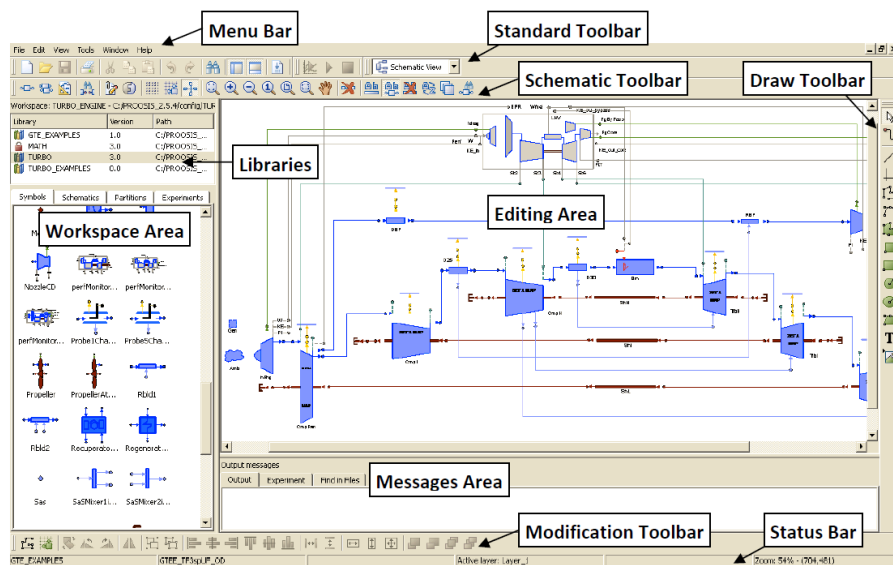
Σχήμα 3.2: Τύποι Θυρών (Ports)<sup>[4]</sup>

### 3.3 Δημιουργία Σχηματικού Διαγράμματος (Schematic)

Κατά τη δημιουργία σχηματικού διαγράμματος ο χρήστης-ερευνητής μπορεί να χρησιμοποιήσει όλα τα αντικείμενα-συνιστώσες που έχει στην διάθεση του για να υλοποιήσει τον κινητήρα, που αυτός επιθυμεί. Για να δημιουργήσει ένα στροβιλοκινητήρα θα χρειαστεί τη συνιστώσα του αγωγού εισόδου, του συμπιεστή, του θαλάμου καύσης, του στροβίλου και του ακροφυσίου.

Οι συνιστώσες μεταφέρονται επάνω στην επιφάνεια εργασίας από τη βιβλιοθήκη TURBO<sup>[16]</sup>, (με τη διαδικασία drag and drop) και στην συνέχεια γίνεται η σύνδεση των θυρών τους με κατάλληλο τρόπο. Στη συνέχεια ο χρήστης μπορεί να αλλάξει τις ιδιότητες των συνιστωσών( πχ το εμβαδόν του ακροφυσίου) , να μετονομάσει κάποιες από τις μεταβλητές που επιθυμεί, συνήθως για προσωπική διευκόλυνση, και στην συνέχεια με τον μεταγλωττιστή (compiler) να ολοκληρώσει το βήμα αυτό.

Το βήμα αυτό είναι αρκετά βασικό γιατί μετά τη δημιουργία του σχηματικού διαγράμματος ακολουθεί η υλοποίηση του μαθηματικού μοντέλου που βασίζεται στον τρόπο με τον οποίο είναι συνδεδεμένες οι συνιστώσες μεταξύ τους. Το σχηματικό διάγραμμα εκτός από την οπτική απεικόνιση ενός στροβιλοκινητήρα επιτυγχάνει την ενιαία σύνδεση όλων των αντικειμένων-συνιστωσών σε ένα ενιαίο κι αδιαίρετο σύνολο. Όλες οι συνιστώσες που συνδέθηκαν για να απεικονίσουν μία ολόκληρη μηχανή αντιμετωπίζονται από το PROOSIS ως ένα νέο και ενιαίο αντικείμενο.



Σχήμα 3.3: Η απεικόνιση ενός σχηματικού διαγράμματος στο PROOSIS<sup>[4]</sup>

### 3.4 Θεμελίωση του Μαθηματικού Μοντέλου (Δημιουργία Partition)

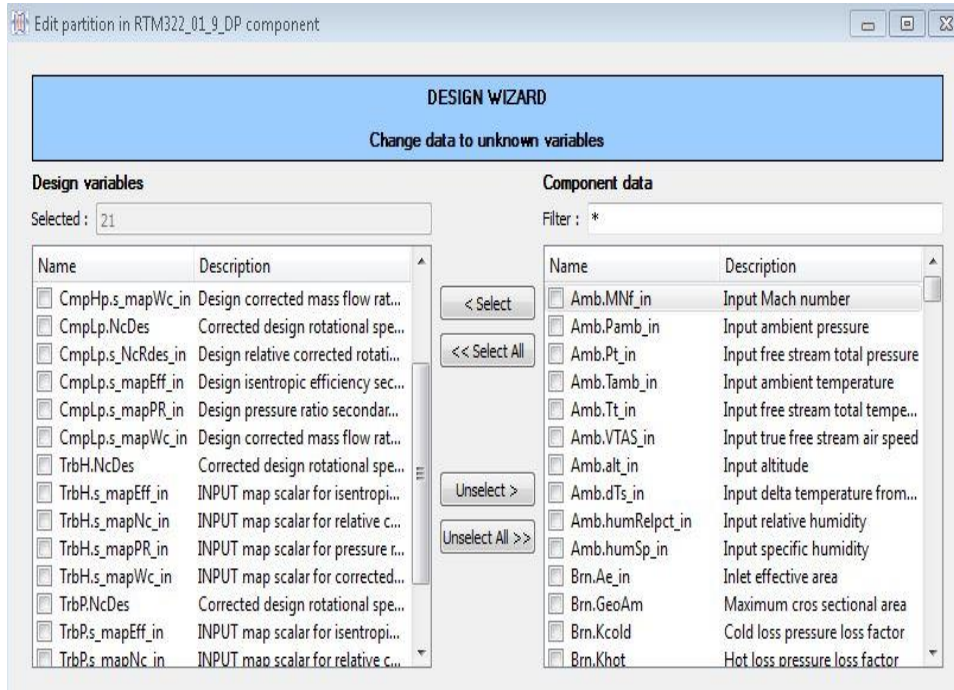
Εφόσον ο χρήστης έχει ολοκληρώσει τη δημιουργία του σχηματικού διαγράμματος πρέπει να γίνει η διαμόρφωση του τρόπου που θα λυθεί το πρόβλημα. Σε αυτό το στάδιο για να επιλυθεί το μοντέλο που έχει δημιουργηθεί χρειάζεται κάποιες τιμές σε συγκεκριμένες μεταβλητές ή πιθανά μία αρχικοποίηση σε κάποιες άλλες. Στην δημιουργία του partition, δηλαδή στο μαθηματικό μοντέλο επίλυσης, γίνεται επιλογή αυτών των μεταβλητών. Υπάρχουν τρεις διαφορετικές επιλογές για τα partition και όλες οι εντολές που πρέπει ο μελετητής να δώσει, δίνονται με τη βοήθεια αναδυόμενων παραθύρων (wizards):

**New partition:** Με την επιλογή αυτή ο χρήστης επιλέγει τις μεταβλητές που θα δώσει στο πρόγραμμα ως οριακές συνθήκες (boundary variables), και από μία αρχική τιμή στις αλγεβρικές μεταβλητές (algebraic variables) εάν και εφόσον αυτό απαιτείται.

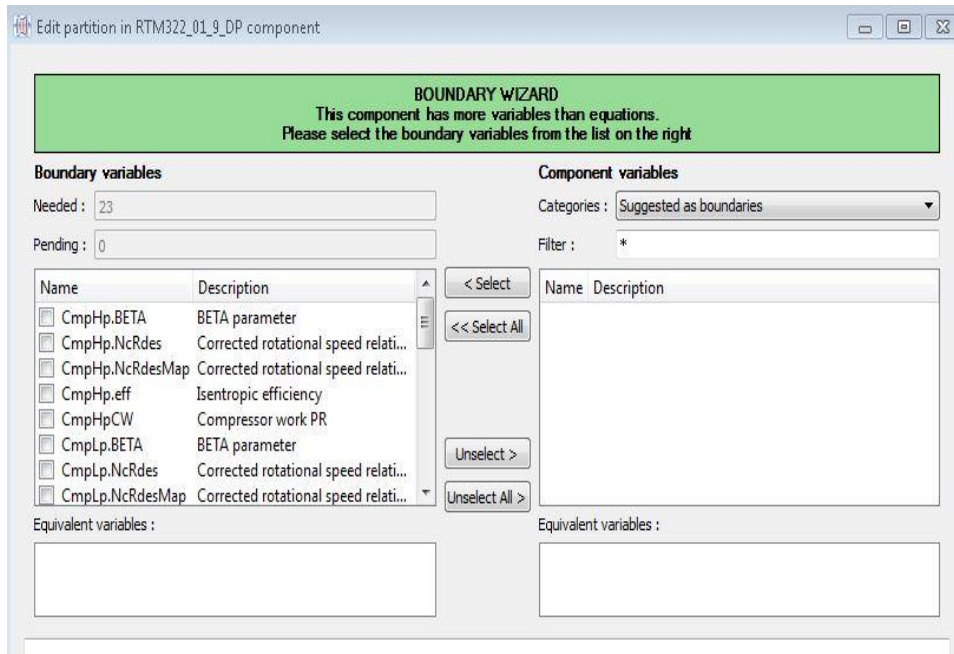
**Default partition:** Με αυτή την επιλογή το partition δημιουργείται αυτόματα και το λογισμικό επιλέγει αυτόματα τις μεταβλητές που θεωρεί ότι απαιτούνται για την επίλυση του.

**Design partition:** Με την επιλογή αυτή δηλώνεται πως εκτός από τις οριακές συνθήκες και τις αλγεβρικές μεταβλητές ο χρήστης επιθυμεί να γίνει σχεδίαση (design) και σε μία άλλη παράμετρο που για το πρόβλημα θεωρείται γνωστή (data) με την προϋπόθεση ότι έχει καταχωρηθεί έτσι κατά την δημιουργία των συνιστωσών/components (πχ το εμβαδόν ενός ακροφυσίου).

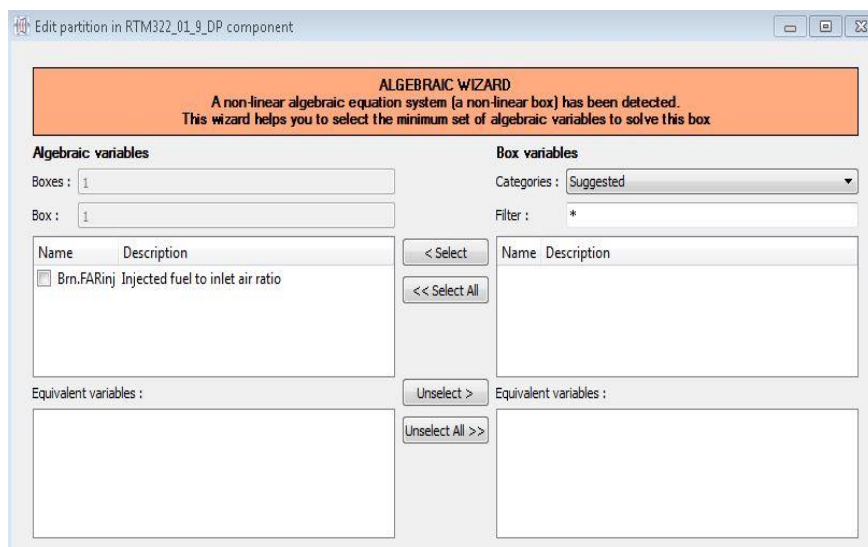
Στα παρακάτω τρία σχήματα παρουσιάζονται παραδείγματα από τα παράθυρα που εμφανίζονται κατά τη δημιουργία ενός design partition.



Σχήμα 3.4: Αναδυόμενο παράθυρο επιλογής μεταβλητών σχεδίασης<sup>[4]</sup>



Σχήμα 3.5: Αναδυόμενο παράθυρο επιλογής οριακών συνθηκών<sup>[4]</sup>



Σχήμα 3.6: Αναδυόμενο παράθυρο επιλογής αλγεβρικών μεταβλητών<sup>[4]</sup>

### 3.5 Προσομοίωση Λειτουργίας (Experiment)

Στο τελευταίο στάδιο ο χρήστης πρέπει να δώσει τις απαραίτητες τιμές για τις μεταβλητές που επέλεξε προηγουμένως. Αυτό μπορεί να γίνει είτε μέσω wizards είτε μέσω της γλώσσας προγραμματισμού EL<sup>[15]</sup>. Με τη χρήση προγραμματισμού υπάρχουν αρκετά περισσότερες δυνατότητες όπως η δημιουργία κώδικα για κάποια βελτιστοποίηση παραμέτρων. Η προσομοίωση γίνεται σε περιβάλλον του PROOSIS που δίνει την δυνατότητα δημιουργίας διαγραμμάτων, γραφικών σχημάτων, χαρτών κλπ. Υπάρχουν διαφορετικά experiments που μπορούν να χρησιμοποιηθούν όπως :

**Steady:** Το μοντέλο προσομοιώνεται σε ένα συγκεκριμένο σημείο λειτουργίας που έχει οριστεί.

**Design:** Ο χρήστης μπορεί να επιλέξει να σχεδιάσει κάποια παράμετρο δίνοντας επιπλέον μία εξίσωση στο λογισμικό για να λύσει το πρόβλημα.

**Parametric:** Σε αυτού του είδους την προσομοίωση ο χρήστης μπορεί να επιλέξει την μεταβολή παραμέτρων ανάμεσα σε δύο οριακές τιμές και να μελετήσει την συμπεριφορά άλλων παραμέτρων ως προς την μεταβολή τους (παραμετρική ανάλυση).

**Sensitivity:** Ο χρήστης έχει δυνατότητα να αλλάξει κατά ένα ποσοστό μία παράμετρο βλέποντας πώς αυτή η αλλαγή επηρεάζει κάποια άλλη (π.χ. πώς το υψόμετρο πτήσης επηρεάζει την ώση για σταθερή παροχή καυσίμου), δηλαδή κάνουμε ανάλυση ευαισθησίας.

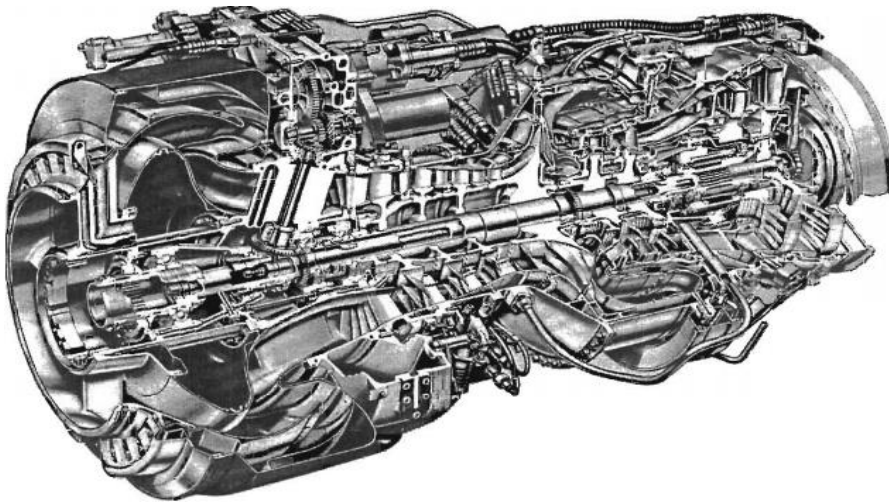
**Transient:** Χρησιμοποιείται για να προσομοιώσει μεταβατικά χρονικά φαινόμενα, για παράδειγμα την απότομη επιτάχυνση ή επιβράδυνση της ατράκτου ενός αεροπορικού κινητήρα.

# 4

## Περιγραφή κινητήρα RTM322

### 4.1 Γενικά

Ο κινητήρας RTM322 είναι ένας κινητήρας ισχύος ατράκτου (turboshaft engine) ο οποίος παράγει μηχανική ισχύ σε άτρακτο, που μεταφέρεται μέσω μειωτήρα για την κίνηση κάποιου φορτίου. Τυπική περίπτωση εφαρμογής τέτοιου κινητήρα είναι η πρόωση ελικοπτέρων. Στην περίπτωση αυτή, η πρόωση πραγματοποιείται αποκλειστικά μέσω της έλικας και δεν υπάρχει καμία μορφή ώσης αντίδρασης.<sup>[1]</sup>



Σχήμα 4.1: Τομή του κινητήρα RTM322<sup>[18]</sup>

Ο συγκεκριμένος κινητήρας αναπτύσσεται από μία κοινοπραξία δύο εταιρειών, της Rolls-Royce και της Turbomeca, οι οποίες αποφάσισαν το 1980 να συνδυάσουν τις γνώσεις τους και την εμπειρία τους στην κατασκευή αεροστροβίλων υψηλής ισχύος, που προορίζονταν για τα ελικόπτερα. Στην πραγματικότητα μιλάμε για μια οικογένεια κινητήρων, οι οποίοι χρησιμοποιούνται τόσο σε πολιτικά όσο και σε στρατιωτικά ελικόπτερα, με βάρος που κυμαίνεται από τους πέντε έως τους δεκαπέντε τόνους.<sup>[18]</sup>

Ο κινητήρας RTM322-01/9 ο οποίος είναι και ο κινητήρας που θα μελετήσουμε είναι ο πιο ισχυρός κινητήρας από όλες τις εκδόσεις της οικογένειας RTM322. Επιλέχτηκε λόγω του ότι κινεί τα ελικόπτερα NH90 Tactical Transport Helo (TTH) της NH Industries, και NATO Frigate Helo(NFH)<sup>[2]</sup>. Στο σχήμα που ακολουθεί διαπιστώνουμε ότι ο κινητήρας αυτός δεν είναι μόνο ο ισχυρότερος της οικογένειας RTM322, αλλά είναι κι ο ισχυρότερος κινητήρας της εταιρείας TURBOMECA<sup>[1]</sup>.

**THE WIDEST RANGE OF ENGINES FOR EVERY CLASS OF HELICOPTERS**

www.turbomeca.com

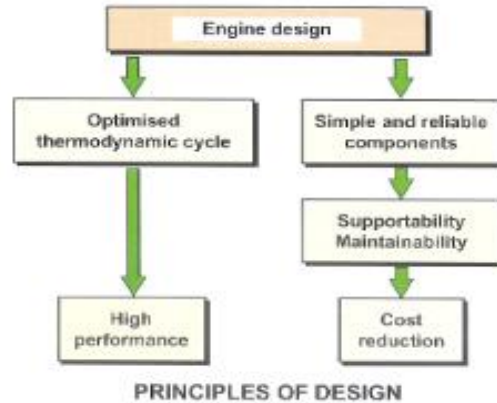
The infographic displays the following engine models and their associated helicopter types:

- Arrius:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.
- Arriel:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.
- TM 333:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.
- Arrano:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.
- MTR390:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.
- Ardiden:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.
- Makita:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.
- RTM 322:** AS 350 / AS 350 HP / Scimitar / AS 355, AS 350 Power, AS 350T, AS 350 B, AS 350 C, AS 350 D, AS 350 E, AS 350 F, AS 350 G, AS 350 H, AS 350 I, AS 350 J, AS 350 K, AS 350 L, AS 350 M, AS 350 N, AS 350 O, AS 350 P, AS 350 Q, AS 350 R, AS 350 S, AS 350 T, AS 350 U, AS 350 V, AS 350 W, AS 350 X, AS 350 Y, AS 350 Z.

SAFRAN Turbomeca

Σχήμα 4.2:Απεικόνιση των κινητήρων της εταιρείας TURBOMECA<sup>[1]</sup>

Στις ακόλουθες εικόνες παρατηρούμε τις αρχές κατά το σχεδιασμό του κινητήρα και τα βήματα της εξέλιξης του κινητήρα.



Σχήμα 4.3: Αρχές κατά το σχεδιασμό του κινητήρα RTM322<sup>[19]</sup>



Σχήμα 4.4: Απεικόνιση της ανάπτυξης του κινητήρα RTM322<sup>[19]</sup>

Οι κινητήρες RTM322 κινούν τα ακόλουθα ελικόπτερα: Merlin (όλες τις εκδόσεις), EH101, Sikorsky S-92, Black Hawk, Seahawk, Agusta Westland AH-64A και AH-64D Apache, καθώς και το ελικόπτερο NH Industries NH90<sup>[18]</sup>.



Σχήμα 4.5: Φωτογραφία του ελικοπτήρου NH90<sup>[20]</sup>

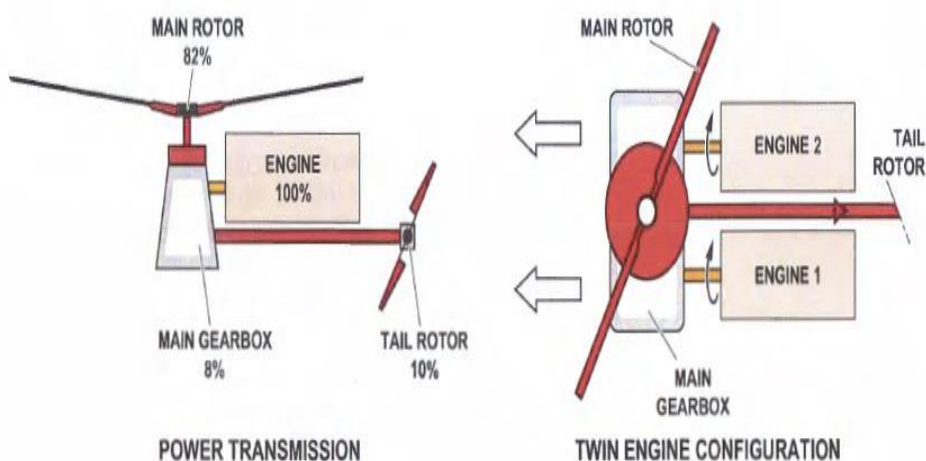


Σχήμα 4.6: Φωτογραφία του ελικοπτήρου AH-64D Apache<sup>[20]</sup>

#### 4.2 Οι συνιστώσες του στροβιλοκινητήρα

Ένας στροβιλοαντιδραστήρας αποτελείται από πολλά επί μέρους τμήματα, τα οποία είναι απαραίτητα για την πραγματοποίηση του θερμοδυναμικού κύκλου και την εξασφάλιση απρόσκοπτης και αποδοτικής λειτουργίας. Το σύνολο των επιμέρους τμημάτων που πραγματοποιούν το θερμοδυναμικό κύκλο αποτελούν το τμήμα ισχύος του κινητήρα. Όμως εκτός από τα μέρη αυτά, τα οποία διαρρέονται από το αέριο εργαζόμενο μέσο, υπάρχουν και πολλά βοηθητικά τμήματα που σκοπό έχουν την εξασφάλιση της καλής λειτουργίας του τμήματος ισχύος.

Τα ελικόπτερα NH90 κινούνται από δύο στροβιλοκινητήρες RTM322-01/9 παραγωγής μηχανικής ισχύος, οι οποίοι είναι τοποθετημένοι πίσω από το Main Gear Box (MGB). Λέγοντας κινούνται, για τα ελικόπτερα εννοούμε την κίνηση την οποία πραγματοποιούν οι έλικες του. Στο σχήμα που ακολουθεί απεικονίζεται σε ποσοστό η κατανομή της παραγόμενης από τους δύο κινητήρες ισχύος.



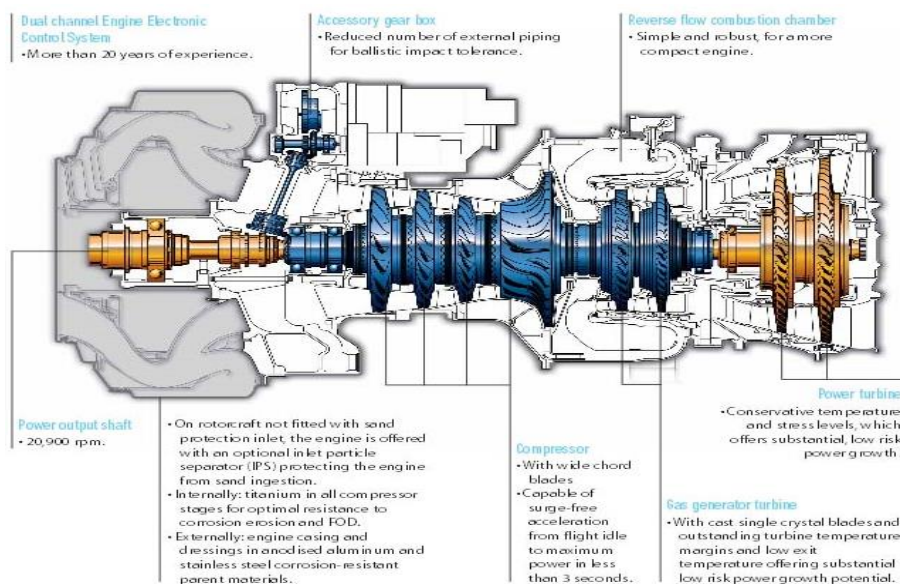
Σχήμα 4.7: Απεικόνιση της κατανομής της παραγόμενης ισχύος<sup>[19]</sup>



Ο κινητήρας RTM322-01/9 αποτελείται από τις παρακάτω συνιστώσες:

- έναν τριών βαθμίδων αξονικό συμπιεστή
- ένα μονοβάθμιο ακτινικό συμπιεστή
- έναν ανάστροφης ροής θάλαμο καύσης
- ένα δύο βαθμίδων στρόβιλο της αεριογόνου
- ένα διβάθμιο στρόβιλο ισχύος, που είναι συνδεδεμένος στο εμπρόσθιο μέρος του με έναν δίσκο εξόδου, μέσω ενός άξονα μετάδοσης, που μεταφέρει τη ροπή στο Main Gear Box (MGB)
- ένα κιβώτιο παρελκομένων που κινείται από τον άξονα της αεριογόνου,
- και μία δεξαμενή ελαίου.

Η ακόλουθη εικόνα δείχνει χαρακτηριστικά όλες τις συνιστώσες του κινητήρα.



Σχήμα 4.8: Απεικόνιση των συνιστωσών του κινητήρα<sup>[1]</sup>

Κάθε ένας από τους δύο κινητήρες του ελικοπτερου ελέγχεται από μία μονάδα ηλεκτρονικού ελέγχου, Engine Electronic Control Unit (EECU), παρέχοντας τις πληροφορίες στο FADEC (Full Authority Digital Engine Control) που είναι το ψηφιακό σύστημα ελέγχου που χρησιμοποιούν όλοι οι σύγχρονοι αεροστρόβιλοι αεροπορικής αλλά και βιομηχανικής χρήσεως. Η ηλεκτρονική μονάδα του συστήματος (EECU) συλλέγει τιμές διαφόρων παραμέτρων (συνήθως πιέσεις - θερμοκρασίες κατά μήκος της μηχανής, στροφές ατράκτου -ατράκτων, κραδασμούς κτλ), στη συνέχεια τις αξιολογεί και σε περίπτωση που χρειαστεί παρεμβαίνει σε παραμέτρους όπως η παροχή καυσίμου ή οι απομαστεύσεις αέρα ή ακόμα και η κλίση των οδηγών πτερυγίων εισόδου (IGVs), έτσι ώστε ο κινητήρας να λειτουργεί εντός των επιθυμητών ορίων<sup>[19]</sup>.

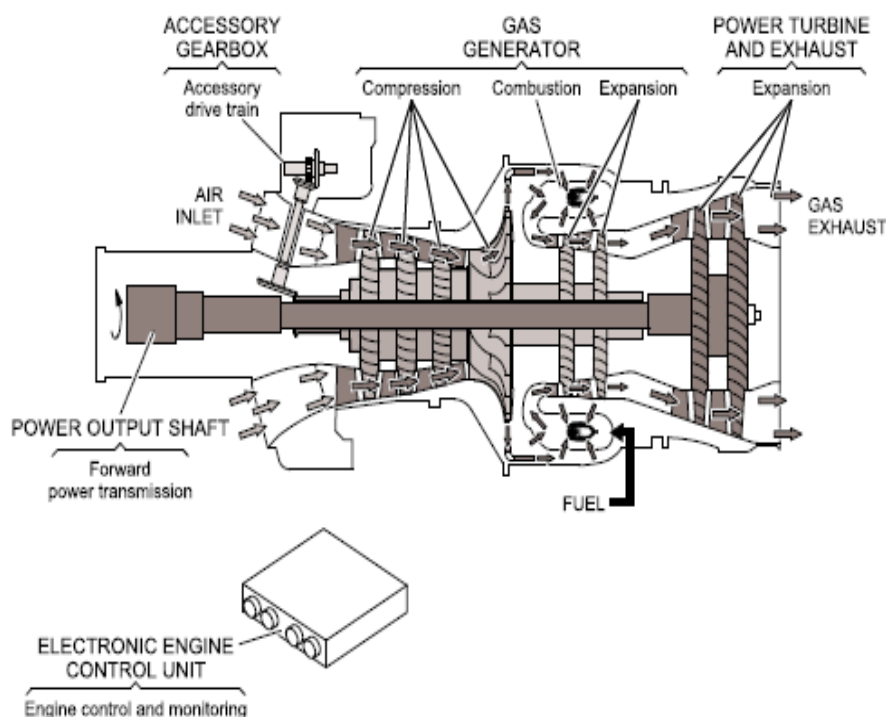
Κάθε μονάδα ελέγχου έχει διπλή αρχιτεκτονική κατασκευής, να λειτουργεί ταυτόχρονα και παθητικά, ώστε να δέχεται τις πληροφορίες από τον κινητήρα, αλλά και ενεργητικά, ώστε να δίνει τις επιθυμητές κάθε φορά εντολές, με σκοπό να προστατεύσει τον κινητήρα που υποστηρίζει, και κατ' επέκταση και το Main Gear Box.

Το FADEC αποτελείται απ' τις εξής συνιστώσες:

-Την ηλεκτρονική μονάδα ελέγχου (EECU) που είναι το βασικότερο τμήμα του συστήματος απ' το οποίο φεύγουν αλλά και στο οποίο καταλήγουν όλες οι πληροφορίες. Στο ελικόπτερο NH90 υπάρχουν δύο EECU, μία μονάδα για κάθε κινητήρα.

-Την μονάδα υδρομηχανικής υποστήριξης (HMU) που ελέγχει την παροχή καυσίμου, ενώ παράλληλα κάνει κάποιες μετρήσεις, τα αποτελέσματα των οποίων επιστρέφουν στην EECU.

-Τις καλωδιώσεις που συνδέουν τα παραπάνω τμήματα με τον κινητήρα.

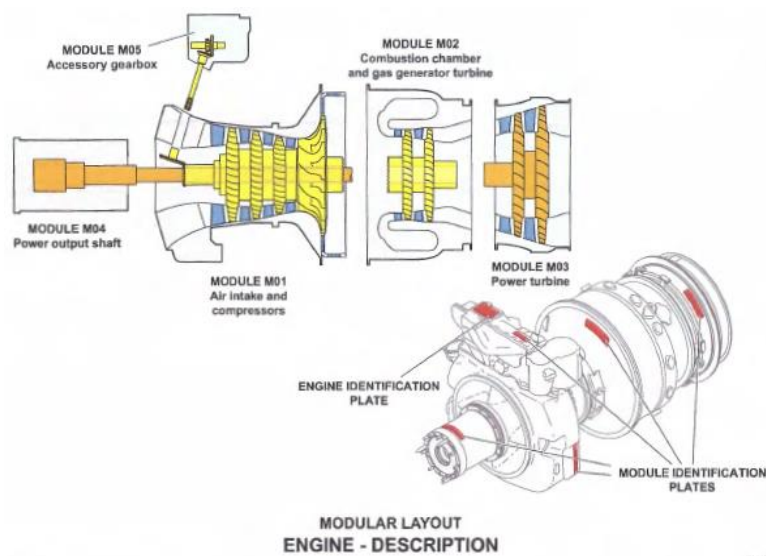
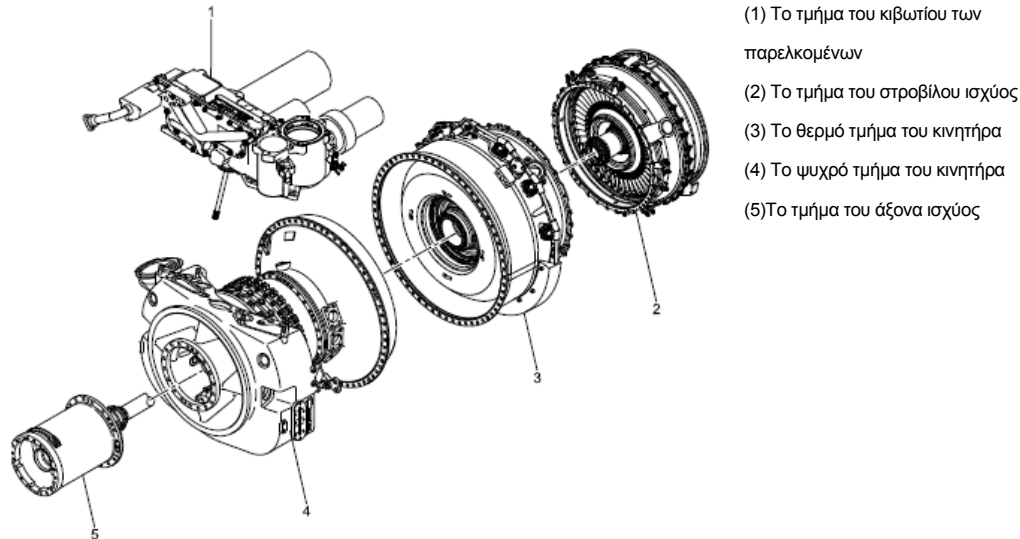


Σχήμα 4.9: Απεικόνιση του κινητήρα RTM322 με τις συνιστώσες του και της μονάδας του ηλεκτρονικού ελέγχου (EECU)<sup>[19]</sup>

Ο κινητήρας που μελετάμε έχει πέντε βασικές μονάδες-τμήματα:

- Το ψυχρό τμήμα (οι δύο συμπιεστές και ο αγωγός εισόδου)
- Το θερμό τμήμα (ο θάλαμος καύσης και ο στρόβιλος της αεριογόνου)
- Το τμήμα του στρόβιλου ισχύος

- Το τμήμα του άξονα της ισχύος με το μετρητή της ροπής και
- Το τμήμα του κιβωτίου των παρελκομένων.



Σχήμα 4.10: Απεικόνιση των πέντε βασικών μονάδων (modules) του κινητήρα<sup>[19,21]</sup>

Το ψυχρό τμήμα περιλαμβάνει τον αγωγό εισόδου και τους συμπιεστές. Στο εμπρόσθιο πλαίσιο ενσωματώνεται ο άξονας ισχύος και το κιβώτιο των παρελκομένων. Ο αξονικός συμπιεστής έχει τρεις βαθμίδες και ο ακτινικός είναι μονοβάθμιος. Ακόμα το ψυχρό τμήμα περιλαμβάνει και τη δεξαμενή ελαίου.

Το θερμό τμήμα περιλαμβάνει το θάλαμο καύσης, το ρότορα και τα ακροφύσια των δύο βαθμίδων του στροβίλου της αεριογόνου, με τις ακόλουθες λειτουργίες:

- Καύση του μείγματος καυσίμου-αέρα στον ανάστροφης ροής θάλαμο καύσης και την εκτόνωση των παραγόμενων από την καύση καυσαερίων στις δύο βαθμίδες του στροβίλου της αεριογόνου που κινούν τους συμπιεστές και το κιβώτιο των παρελκομένων.

Το τμήμα του στροβίλου ισχύος που περιλαμβάνει έναν διβάθμιο στρόβιλο, το στρόβιλο ισχύος ή ελεύθερο στρόβιλο, ένα εξωτερικό περίβλημα και τα ακροφύσια PT2 για την εκτόνωση των καυσαερίων.

Το τμήμα του άξονα ισχύος, που περιλαμβάνει τη ζεύξη εξόδου, η οποία συνδέεται με το MGB, και τους ένσφαιρους τριβείς (ρουλεμάν), τα οποία είναι τοποθετημένα στο κέντρο του αγωγού εισόδου. Επιπλέον περιλαμβάνει το μετρητή της ροπής, το μετρητή της ταχύτητας περιστροφής του άξονα ισχύος (μέσω ενός οδοντωτού τροχού, κάνοντας μετατροπή των οδόντων που μετράει στη μονάδα του χρόνου σε ταχύτητα περιστροφής).

Το τμήμα του κιβωτίου των παρελκομένων, το οποίο κινείται μέσω ενός οδοντωτού τροχού από τον άξονα της αεριογόνου, και στη συνέχεια κινεί μέσω οδοντωτών τροχών (κωνικών ή μη) τις αντλίες λαδιού και καυσίμου και τον εκκινητή.

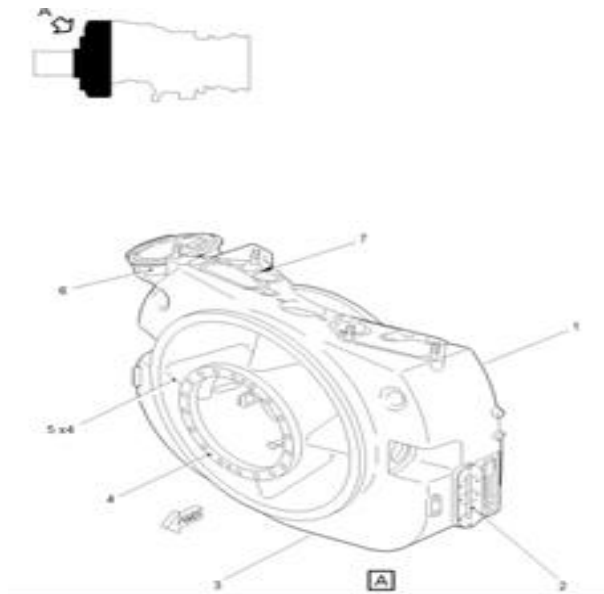
#### **Διαχωριστής σωματιδίων**

Επειδή τα ελικόπτερα λειτουργούν σε πολύ διαφορετικές συνθήκες περιβάλλοντος, σε σχέση με τα λοιπά αεροπορικά μέσα, αφού δεν απαιτείται η χρήση διαδρόμου είτε για την απογείωση, είτε για την προσγείωση, αρκεί η κλίση του εδάφους να είναι σχεδόν μηδενική. Αυτό σημαίνει παρουσία ξένων σωματιδίων στον αέρα (χιόνι, χαλάζι, άμμος, πουλιά, αλλά κυρίως σωματιδίων που σηκώνονται από το ρεύμα αέρα της έλικας κατά την προσέγγιση ή την απομάκρυνση από το έδαφος), για τους λόγους αυτούς είναι απαραίτητη η ύπαρξη ενός διαχωριστή σωματιδίων.

Στην περίπτωση του κινητήρα που μελετάμε, έχει χρησιμοποιηθεί ένας αξονο-συμμετρικός υψηλής απόδοσης διαχωριστής σωματιδίων για προστασία του κινητήρα ενάντια στα ξένα σωματίδια, από βλάβη και καταστροφή. Είναι φτιαγμένος από κράμα αλουμινίου και ανοξειδωτο χάλυβα<sup>[22]</sup>.

#### **Αγωγός εισόδου (inlet)**

Ο σκοπός της ύπαρξης του αγωγού εισόδου (inlet) είναι η καθοδήγηση του αέρα πριν από την είσοδο του συμπιεστή, και σχεδιάζεται με τρόπο ώστε να εξασφαλίζει το δυνατόν ομοιόμορφες συνθήκες εισόδου της ροής στο συμπιεστή. Οι αγωγοί εισόδου σχεδιάζονται με τρόπο ώστε να γίνεται αποχωρισμός των σωματιδίων από τον αέρα που αναρροφά η μηχανή. Όμως και η ίδια η μηχανή έχει σχεδιαστεί για να αντέχει στην αναρρόφηση ξένων σωμάτων. Στον κινητήρα RTM322-01/9 ο αγωγός εισόδου είναι δακτυλοειδής, και κατασκευασμένος από κράμα ανοδιωμένου αλουμινίου<sup>[18,22]</sup>.



(1) Air intake case (2) Sight glass (3) Oil tank (4) Central hub  
(5) Spokes (6) Oil tank filler (7) Flange

**Σχήμα 4.10:** Απεικόνιση του αγωγού εισόδου και της θέσης του κατά μήκος του κινητήρα<sup>[21]</sup>

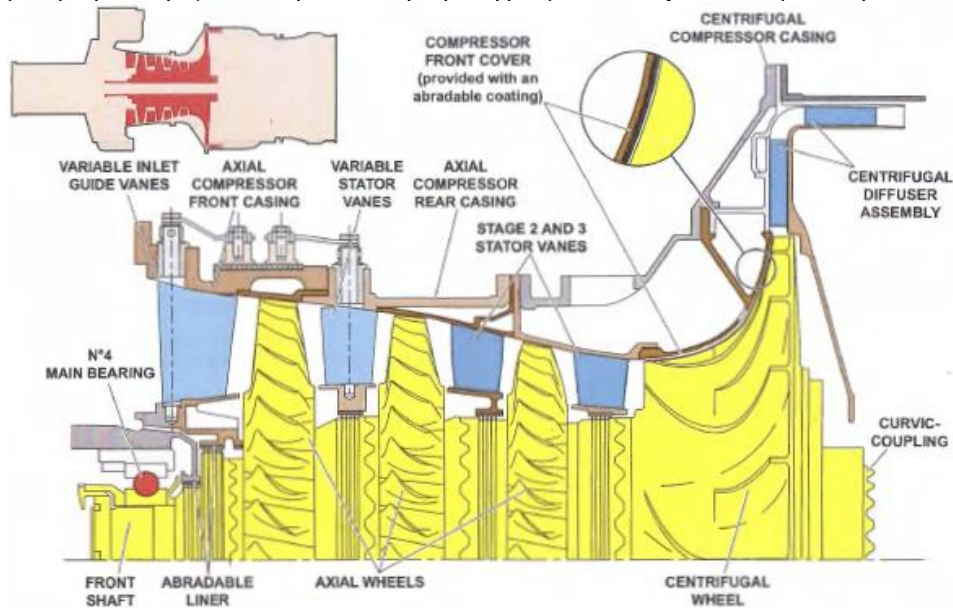
### **Οδηγία πτερύγια εισόδου (inlet guide vanes)**

Τα οδηγία πτερύγια εισόδου, σκοπό έχουν την όσο το δυνατόν καλύτερη διαμόρφωση της ροής στην είσοδο του συμπιεστή. Στο Σχήμα 4.11 που ακολουθεί παρατηρούμε τόσο τη θέση των οδηγών πτερυγίων εισόδου, όσο και τη διάταξη των συμπιεστών που θα περιγράψουμε αναλυτικότερα παρακάτω.

### **Συμπιεστές (compressors)**

Είναι σύνηθες οι αεροπορικοί κινητήρες να έχουν πολυβάθμιους αξονικούς συμπιεστές προκειμένου να επιτευχθεί ο επιθυμητός λόγος συμπίεσης. Η κάθε βαθμίδα μπορεί να φτάσει λόγο πίεσης μέχρι 2, με τυπικές τιμές που κυμαίνονται μεταξύ 1.2-1.4. Όμως στους κινητήρες που προορίζονται για τα ελικόπτερα, λόγω του περιορισμού του μεγέθους, του βάρους και του όγκου που υπάρχει στη διάθεση των κατασκευαστών, γίνεται χρήση και ακτινικού συμπιεστή, συνήθως μίας βαθμίδας, η οποία μπορεί να επιτύχει λόγο πίεσης μέχρι 9, με τυπικές τιμές που κυμαίνονται μεταξύ 2-4<sup>[23]</sup>. Ο κινητήρας

μας έχει έναν τριβάθμιο αξονικό συμπιεστή ο οποίος είναι συνδεδεμένος με έναν μονοβάθμιο ακτινικό ή φυγοκεντρικό συμπιεστή, που έχουν διαμορφωθεί από ένα κομμάτι τιτανίου με κατάλληλη σφυρηλάτηση. Η παροχή του αέρα διαμέσου των συμπιεστών είναι 6,173 kg/sec και ο ολικός λόγος συμπίεσης (overall pressure ratio) που επιτυγχάνεται είναι της τάξης του 14,2. Ο κινητήρας μας εκτός από τα IGVs που προαναφέραμε, τα οποία είναι μεταβλητά, έχει και VSVs (variable stator vanes), μεταβλητά πτερύγια στάτορα και στην πρώτη βαθμίδα του αξονικού συμπιεστή<sup>[21]</sup>.

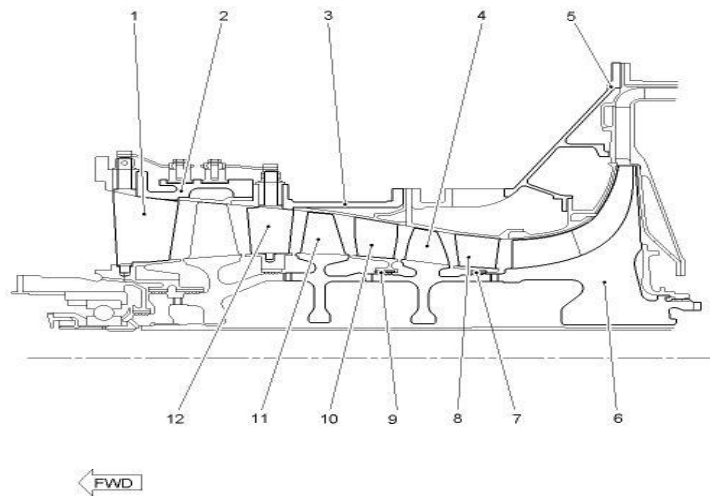


Σχήμα 4.11: Απεικόνιση των IGVs και των συμπιεστών του κινητήρα RRTM 322<sup>[19]</sup>

Περιστρέφοντας τα σταθερά πτερύγια είναι δυνατόν να μεταβάλλεται η γωνία εισόδου στα κινητά πτερύγια. Με την ύπαρξη των μεταβλητών αυτών πτερυγίων εξασφαλίζεται ανεκτό περιθώριο πάλμωσης σε όλο το εύρος της λειτουργίας του κινητήρα μας, οπότε μπορούν να αποφευχθούν οι περιπτώσεις λειτουργίας με τις πρώτες βαθμίδες με πλήρως αποκολλημένη ροή και τις τελευταίες να δουλεύουν με μεγάλες αρνητικές γωνίες πρόσπτωσης<sup>[23]</sup>.

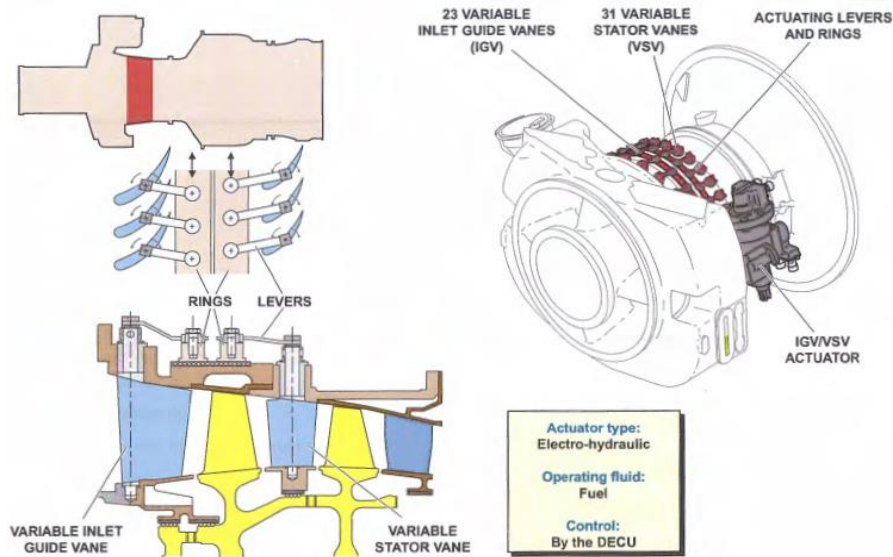
### Θάλαμος καύσης (burner)

Ο θάλαμος καύσης του εν λόγω κινητήρα είναι δακτυλιοειδής ανάστροφης ροής. Αποτελείται από το εξωτερικό περίβλημα, το φλογοσωλήνα, τις πολλαπλές του καυσίμου και τους εγχυτήρες τους καυσίμου. Το περίβλημα του είναι κι αυτό κατασκευασμένο από κράμα (inconel), ανθεκτικό στη θερμική διάβρωση και κόπωση<sup>[18]</sup>.

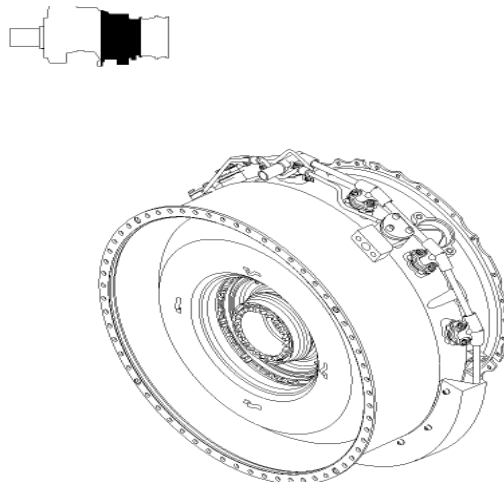


- (1) Inlet guide vane assembly
- (2) Casing of the inlet guide vane assembly
- (3) Casing of the stage 1 variable stator vane assembly
- (4) Axial stage 3 wheel
- (5) Compressor impeller case and nozzle assembly
- (6) Centrifugal impeller
- (7) Abradable seal
- (8) Stator vane assembly (stage 3)
- (9) Abradable seal
- (10) Stator vane assembly (stage 2)
- (11) Axial stage 2 wheel
- (12) Stage 1 variable stator vane assembly

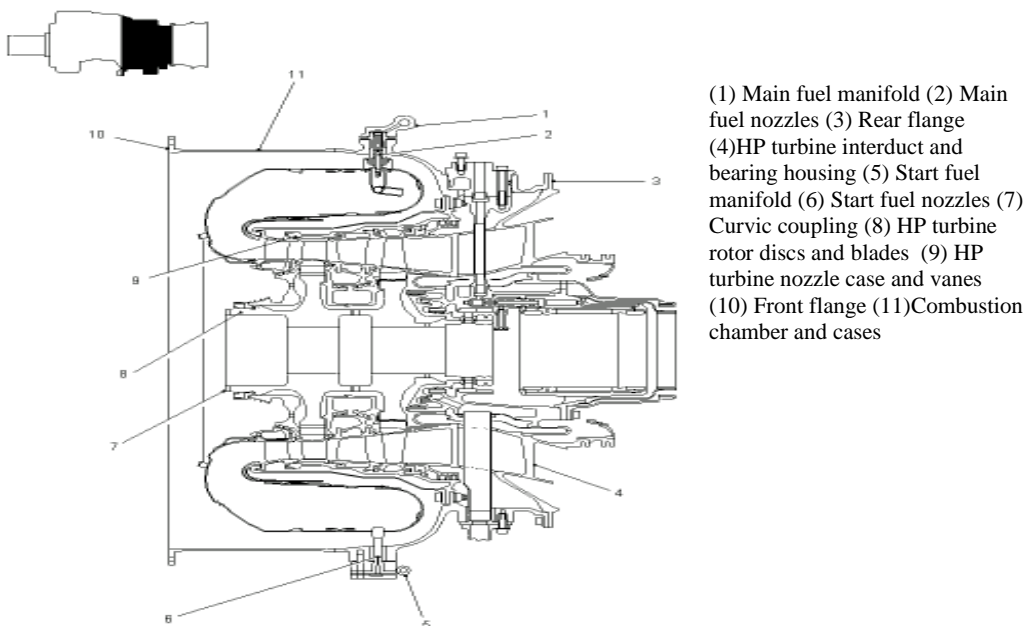
Σχήμα 4.12: Απεικόνιση του αξονικού και του ακτινικού συμπιεστή<sup>[21]</sup>



Σχήμα 4.13: Απεικόνιση των IGVs και των VSVs<sup>[19]</sup>



Σχήμα 4.14: Απεικόνιση του τμήματος (module M02), που περιλαμβάνει το θάλαμο καύσης και τον στρόβιλο της αεριογόνου (θερμό τμήμα)<sup>[21]</sup>



Σχήμα 4.15: Τομή του θερμού τμήματος του κινητήρα, και απεικόνιση της θέσης του κατά μήκος του κινητήρα<sup>[21]</sup>

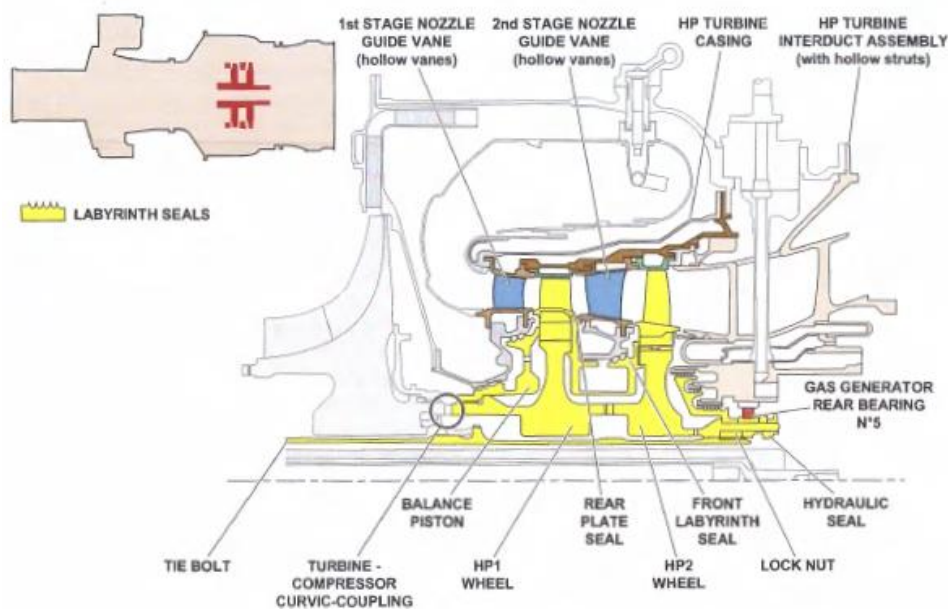
### Στρόβιλος αεριογόνου (gas turbine)

Πρόκειται για έναν διβάθμιο αξονικό στρόβιλο, ο οποίος χρησιμοποιεί επαρκές ποσοστό από την ενέργεια που περιέχουν τα καυσαέρια του θαλάμου καύσης, ώστε να θέσουν σε κίνηση τους συμπιεστές (αξονικό και φυγοκεντρικό) και τα βοηθητικά



συστήματα που θα αναλύσουμε παρακάτω. Είναι φτιαγμένοι από μονοκρυσταλλικά κράματα νικελίου, χρωμίου, τιτανίου και ατσαλιού-γάλυβα (inconel), το οποίο έχει την ιδιότητα να αντέχει τη διάβρωση από τις υψηλές θερμοκρασίες, δηλαδή τη θερμική διάβρωση. Η διαμόρφωση στις λεπίδες έχει γίνει μέσω κατάλληλων σφυρηλατήσεων.

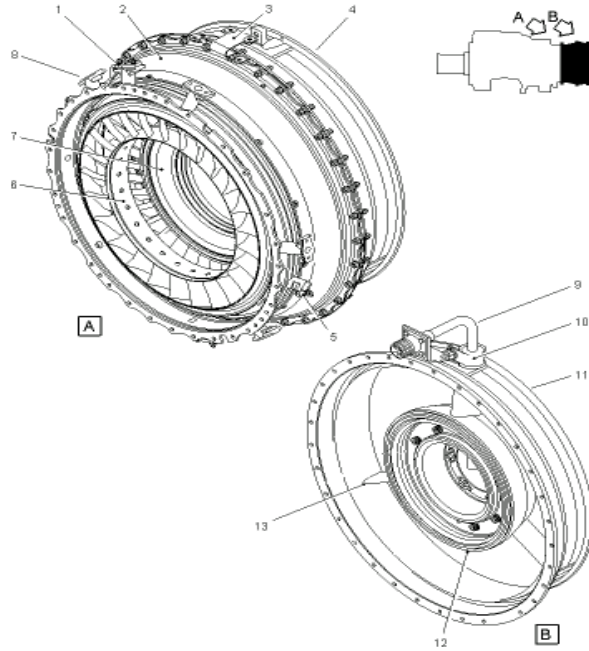
Προκειμένου να ανταπεξέλθει στις υψηλές θερμοκρασίες των καυσαερίων, που είναι της τάξης των 1200 C, τα οδηγία ακροφύσια της πρώτης και της δεύτερης βαθμίδας (δηλαδή οι στάτορες), ψύχονται, ενώ μόνο τα πτερύγια της πρώτης βαθμίδας είναι αερόψυκτα<sup>[18]</sup>.



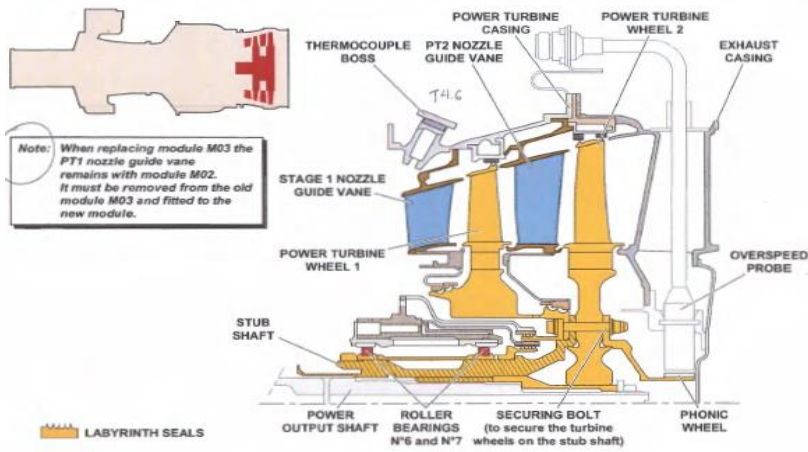
Σχήμα 4.16: Απεικόνιση του στροβίλου της αεριογόνου<sup>[19]</sup>

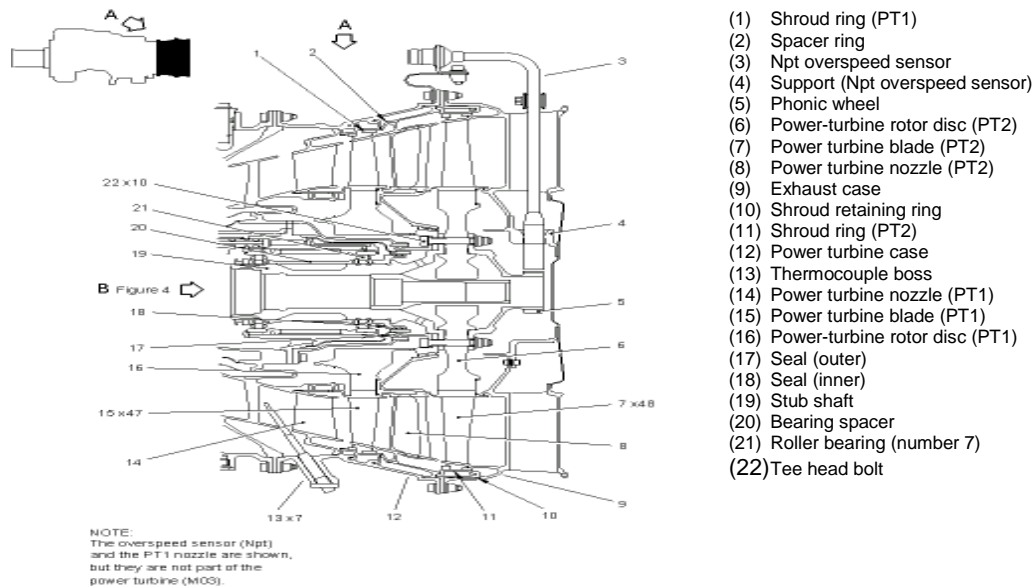
### Στρόβιλος ισχύος (power turbine)

Ο στρόβιλος αυτός μετατρέπει την ενέργεια που παράγεται από την αεριογόνο σε μηχανική ισχύ στον άξονα. Ο στρόβιλος ισχύος είναι κι αυτός διβάθμιος και φτιαγμένος από σφυρήλατα μονοκρυσταλλικά κράματα νικελίου, χρωμίου, τιτανίου. Τα πτερύγια και τα οδηγία ακροφύσια τόσο της πρώτης, όσο και της δεύτερης βαθμίδας του στροβίλου, δεν ψύχονται<sup>[18]</sup>.



- (1) Boroscope boss
- (2) Power turbine case
- (3) Sensor attachment bracket
- (4) Exhaust case
- (5) Retaining pin
- (6) Power turbine nozzle (PT1)
- (7) Power turbine nozzle (PT2)
- (8) Thermocouple boss
- (9) Npt overspeed sensor
- (10) Bolt/P-clip
- (11) Exhaust case
- (12) Inner hub
- (13) Hollow strut





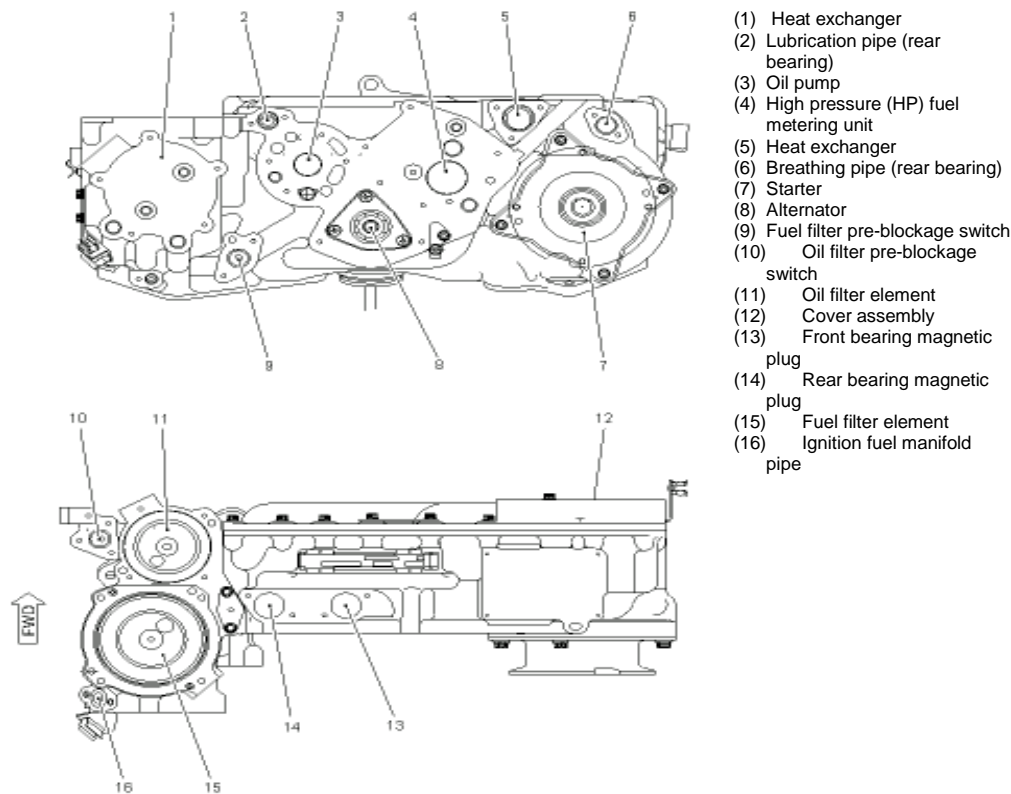
Σχήμα 4.17: Απεικόνιση του module M03 που περιλαμβάνει τον στρόβιλο ισχύος και το ακροφύσιο<sup>[19,21]</sup>

### 4.3 Βοηθητικά Συστήματα

Σε έναν στροβιλοαντιδραστήρα, το τμήμα ισχύος λειτουργεί μέσω των διαφόρων βοηθητικών τμημάτων του κινητήρα.

#### Κίνηση Παρελκομένων

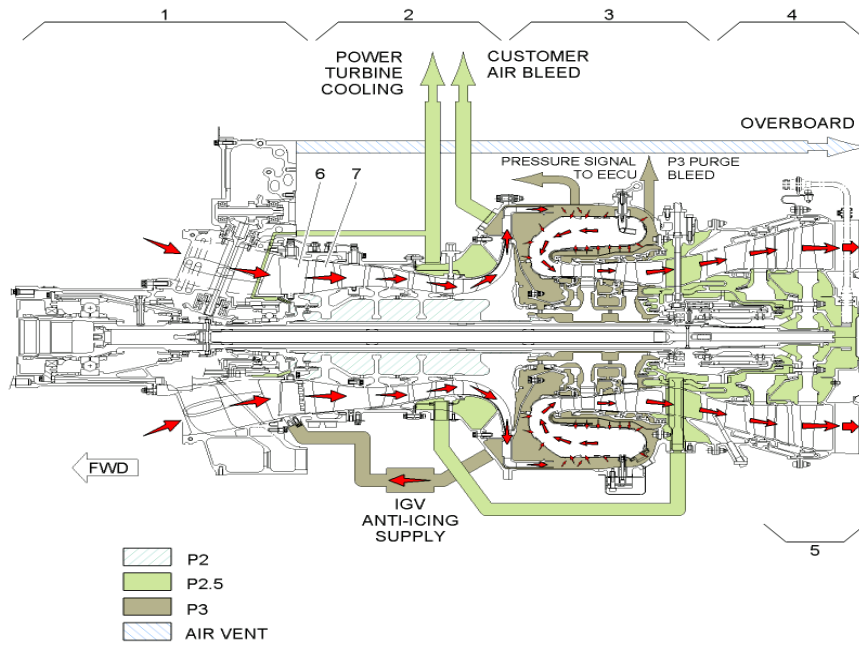
Όπως άλλωστε φαίνεται και στην παρακάτω εικόνα, ένα μέρος της παραγόμενης ισχύος από το στρόβιλο, απορροφάται από την κύρια άτρακτο μέσω κατάλληλης διάταξης κωνικών οδοντωτών τροχών. Στη συνέχεια μέσω του κιβωτίου των παρελκομένων χρησιμοποιείται για τη λειτουργία του συστήματος τροφοδοσίας καυσίμου, του συστήματος λίπανσης, τα υδραυλικά και ηλεκτρικά συστήματα του κινητήρα, τα ηλεκτρικά και πνευματικά συστήματα του αεροσκάφους<sup>[21,22]</sup>.



Σχήμα 4.18: Απεικόνιση του κιβωτίου των παρελκομένων (module M05)<sup>[21]</sup>

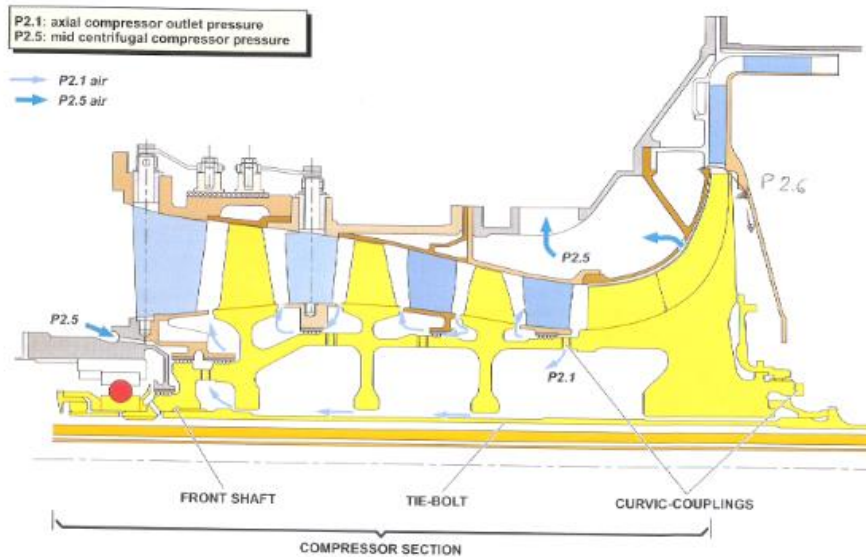
### Σύστημα Εσωτερικής κυκλοφορίας αέρα

Το σύστημα εσωτερικής κυκλοφορίας αέρα είναι το σύνολο των εσωτερικών διαμορφώσεων της μηχανής και των επιμέρους αγωγών της, που χρησιμοποιούνται για την εξασφάλιση εσωτερικών ρευμάτων αέρα για διάφορους σκοπούς. Ο αέρας εσωτερικής κυκλοφορίας λαμβάνεται από κατάλληλες θέσεις απομάστευσης από τους συμπιεστές. Ο αέρας αυτός χρησιμοποιείται για την ψύξη των πτερυγίων του στροβίλου της αεριογόνου και του στροβίλου ισχύος, τον έλεγχο των διακένων των πτερυγίων, το αντιπαγωγικό σύστημα του κινητήρα, τη στεγανοποίηση των λιπαινόμενων περιοχών, καθώς και για τον έλεγχο των αξονικών φορτίων των ατράκτων. Επιπλέον απομάστευση αέρα γίνεται με σκοπό να τροφοδοτηθεί το σκάφος, ώστε να εξυπηρετηθούν οι ανάγκες του σε πεπιεσμένο αέρα<sup>[22]</sup>.

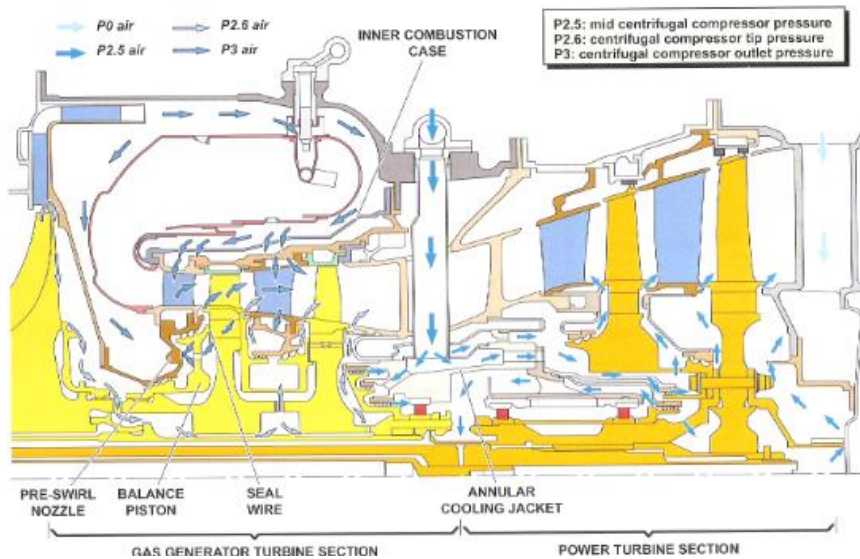


Σχήμα 4.19: Απεικόνιση των θέσεων απομάστευσης<sup>[19,21]</sup>

Στις ακόλουθες εικόνες απεικονίζεται σχηματικά το σύστημα της εσωτερικής κυκλοφορίας του αέρα κατά μήκος του κινητήρα.



Σχήμα 4.20: Το σύστημα εσωτερικής κυκλοφορίας του αέρα<sup>[19]</sup>



Σχήμα 4.21: Το σύστημα εσωτερικής κυκλοφορίας του αέρα<sup>[19]</sup>

Στα δύο παραπάνω σχήματα φαίνονται ξεκάθαρα, οι θέσεις απομάστευσης του αέρα, καθώς και η διαδρομή που ακολουθεί το κάθε ρεύμα μέσα στον κινητήρα. Αναλύοντας τα παραπάνω σχήματα διαπιστώνουμε τα ακόλουθα:

α. Το ρεύμα P0, αντιστοιχεί στον ατμοσφαιρικό αέρα, ο οποίος χρησιμοποιείται για την ψύξη του περιβλήματος της εξόδου του κινητήρα, και τελικά την ανάμιξη του με το ρεύμα των εξερχόμενων καυσαερίων.

β. Το ρεύμα P2.1, αντιστοιχεί στον πεπιεσμένο αέρα στην έξοδο του αξονικού συμπιεστή, ο οποίος χρησιμοποιείται για τη στεγανοποίηση των διατάξεων των λαβυρίνθων στο εμπρόσθιο μέρος του άξονα της αεριογόνου.

γ. Το ρεύμα P2.5, το οποίο απομαστεύεται από μία ενδιάμεση θέση του ακτινικού συμπιεστή, με σκοπό να ψύξει τους ρότορες της πρώτης και της δεύτερης βαθμίδας του στροβίλου ισχύος, αλλά χρησιμοποιείται και στα στεγανωτικά χείλους των ίδιων βαθμίδων. Ο σκοπός της χρήσης των στεγανωτικών χείλους είναι η αποφυγή εισρόφησης θερμών καυσαερίων στην περιοχή των δίσκων. Όμως εκτός από την περιοχή του στροβίλου ισχύος, αυτό το ρεύμα αέρα χρησιμοποιείται και για τον έλεγχο των αξονικών δυνάμεων στους ένσφαιρους τριβείς στο εμπρόσθιο άκρο της απράκτου ισχύος. Επιπροσθέτως χρησιμοποιείται για τη στεγανοποίηση των θαλάμων των ρουλεμάν τόσο στο εμπρόσθιο, όσο και στον οπίσθιο μέρος.

δ. Το ρεύμα P2.6, μέσω κατάλληλης διάταξης, διοχετεύεται από την κορυφή των πτερυγίων του φυγοκεντρικού συμπιεστή, στα στεγανωτικά χείλους της δεύτερης βαθμίδας του στροβίλου της αεριογόνου (στροβίλος υψηλής πίεσης).

ε. Το ρεύμα P3, από την έξοδο του ακροφυσίου του ακτινικού συμπιεστή, ρέει στο εμπρόσθιο τμήμα του φλογοσωλήνα και στη συνέχεια διαιρείται σε δύο επιμέρους. Το

ένα μέρος του ρεύματος ψύχει το εσωτερικό τοίχωμα των οδηγών πτερυγίων του στροβίλου της αεριογόνου, αλλά ψύχει και τα ίδια τα οδηγία πτερύγια, ενώ το άλλο μέρος ψύχει το δίσκο της πρώτης βαθμίδας του στροβίλου υψηλής αλλά και τα πτερύγια της. Επιπλέον ελέγχουμε τις εμπρόσθιες αξονικές δυνάμεις στους ένσφαιρους τριβείς του άξονα της αεριογόνου, ενεργώντας όπως βλέπουμε πάνω στο έμβολο ισορροπίας. Μέσω του ρεύματος αυτού επιτυγχάνουμε την ψύξη των σταθερών πτερυγίων, τη διατήρηση της αντοχής των υλικών του κελύφους και τον έλεγχο της θερμικής διαστολής του κελύφους μέσω του οποίου ελέγχουμε το ακτινικό διάκενο. Ακόμα, μόνο όταν απαιτείται, μέρος του απομαστευμένου P3 ρεύματος αέρα, χρησιμοποιείται στο αντιπαγωγικό σύστημα του κινητήρα<sup>[19,21]</sup>.

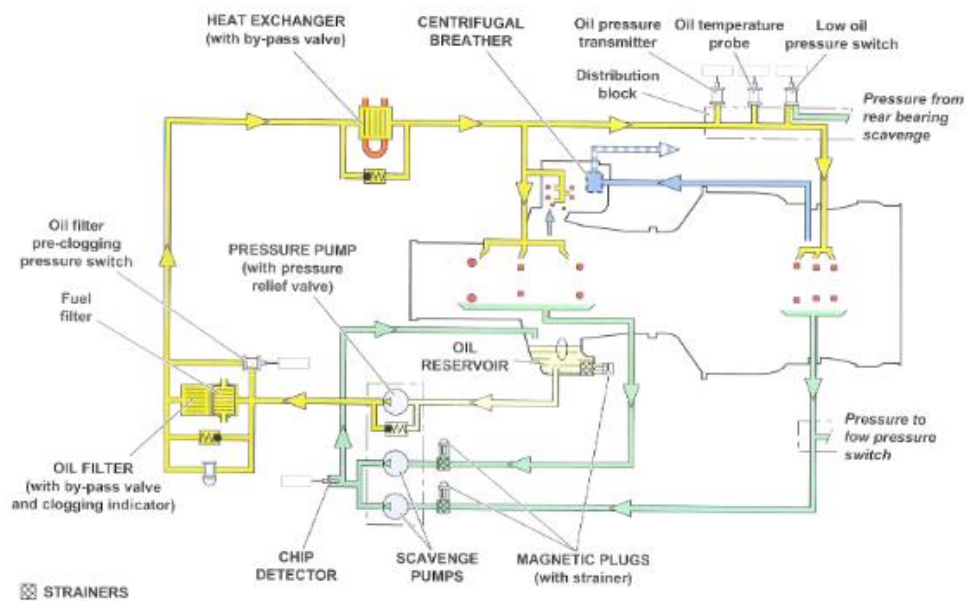
Τέλος άξιο αναφοράς για το σύστημα εσωτερικής κυκλοφορίας αέρα είναι η μεγάλη σημασία ύπαρξη των λαβυρίθων. Ο σκοπός της ύπαρξης τους είναι η ρύθμιση των παροχών προς τις διάφορες χρήσεις, καθώς και η απομόνωση των περιοχών που βρίσκονται σε διαφορετική πίεση και διαχωρίζονται από τοιχώματα μέσα από τα οποία διέρχονται στρεφόμενα μέρη. Η αρχή της λειτουργίας τους βασίζεται στη δημιουργία μιας δέσμης υψηλής ταχύτητας, που εκβάλλει σε ένα χώρο ηρεμίας και χάνεται με τον τρόπο αυτό όλη η κινητική ενέργεια του ρευστού. Έτσι με διαδοχικές τέτοιες διαμορφώσεις επιτυγχάνεται μία μεγάλη πτώση πίεσης. Έχοντας μία δεδομένη διαφορά πίεσης, όσο μεγαλύτερος είναι ο αριθμός των λαβυρίθων που θα χρησιμοποιηθεί, τόσο μικρότερη θα είναι η παροχή, που μας δημιουργεί αυτή την πτώση πίεσης<sup>[22]</sup>.

### **Σύστημα λίπανσης**

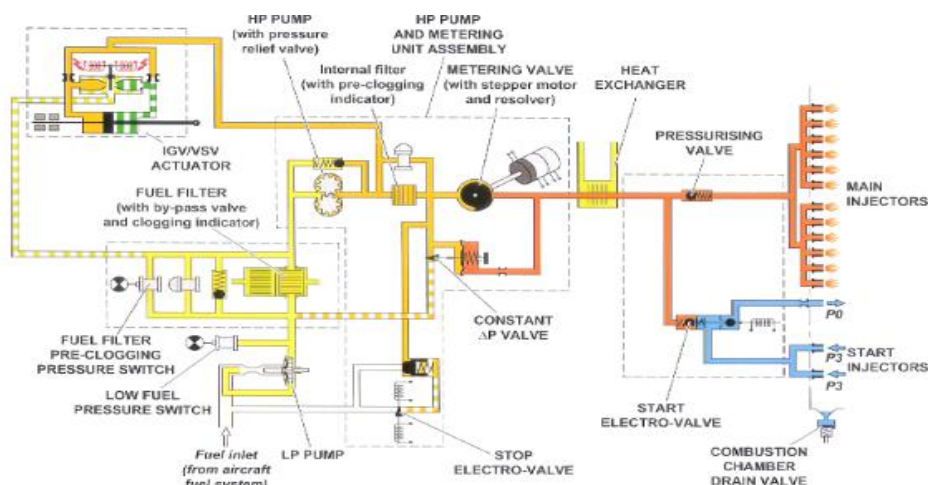
Τα σημεία του κινητήρα που λιπαίνονται και παράλληλα ψύχονται από το λιπαντικό μέσο, συνήθως λάδι, περιλαμβάνουν τα κύρια έδρανα και τους οδοντωτούς τροχούς μετάδοσης, είτε για την κίνηση των παρελκομένων, είτε για την έλικα και του κιβωτίου της. Το σύστημα λίπανσης περιλαμβάνει δεξαμενή του λιπαντικού μέσου, αντλία τροφοδοσίας του ελαίου λίπανσης και ψύκτη ελαίου<sup>[22]</sup>.

### **Σύστημα τροφοδοσίας καυσίμου**

Εξασφαλίζει την κατάλληλη τροφοδοσία με καύσιμο με σκοπό να καθοριστεί το σημείο λειτουργίας του κινητήρα, αλλά και η έναυση και η σταθερή του λειτουργία. Αυτό επιτυγχάνεται με τη μονάδα ελέγχου του καυσίμου, η οποία ρυθμίζει την ισχύ της αντλίας καυσίμου και κατ' επέκταση την παροχή καυσίμου<sup>[21,22]</sup>.



Σχήμα 4.22: Διάγραμμα του συστήματος λίπανσης του κινητήρα<sup>[19]</sup>



Σχήμα 4.23: Σύστημα τροφοδοσίας καυσίμου<sup>[19]</sup>

Όπως παρατηρούμε και στο παραπάνω διάγραμμα, το σύστημα έχει δύο πολλαπλές καυσίμου, την πρωτεύουσα με δώδεκα εγχυτήρες καυσίμου, και τη δευτερεύουσα με δύο εγχυτήρες καυσίμου για την έναυση.

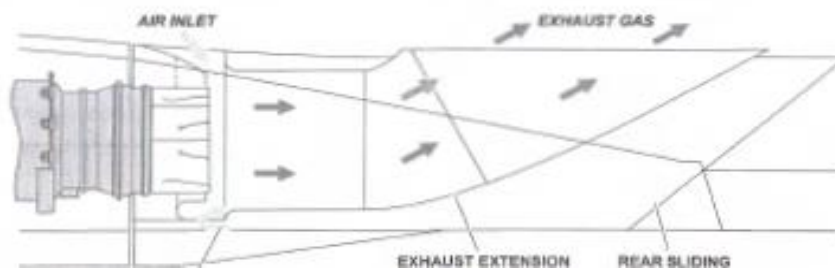


### Σύστημα εκκίνησης και έναυσης

Το σύστημα εκκίνησης σκοπό έχει να δώσει μία αρχική ταχύτητα περιστροφής στην άτρακτο της μηχανής, η οποία είναι η ελάχιστη απαιτούμενη για την αυτόνομη λειτουργία του κινητήρα. Όταν η ταχύτητα περιστροφής φτάσει την τιμή που απαιτείται, ενεργοποιείται το σύστημα έναυσης. Το σύστημα έναυσης λειτουργεί για μικρό χρονικό διάστημα κατά την εκκίνηση<sup>[22]</sup>.

### Σύστημα εξάτμισης

Χρησιμοποιείται στον κινητήρα RTM322-01/9 στο σύστημα εξάτμισης, αγωγός σχήματος αστέρα (star-shaped exhaust pipe). Ο λόγος για τον οποίο γίνεται η χρήση του είναι η μείωση των ηχητικών εκπομπών της δέσμης, εξαιτίας του είδους των αποστολών που πρέπει να φέρουν εις πέρας τα ελικόπτερα NH-90 TTH και NFH, τα οποία είναι εφοδιασμένα με αυτόν το στροβιλοκινητήρα<sup>[21,22]</sup>.



Σχήμα 4.24: Σύστημα εξάτμισης του κινητήρα RTM322-01/9<sup>[21]</sup>

## 4.4 Συστήματα μετρήσεων-ενδείξεων και αισθητήρες

Ο κινητήρας τον οποίο μελετάμε έχει αρκετά μετρητικά συστήματα, ο λόγος ύπαρξης των οποίων είναι η συλλογή πληροφοριών, η αποστολή τους στην EECU και τελικά στη FADEC. Ενδεικτικά κάποιες από τις πληροφορίες που συλλέγονται είναι η ταχύτητα περιστροφής των ατράκτων και το θερμοκρασιακό προφίλ, όπως προκύπτει από τα θερμοστοιχεία που είναι τοποθετημένα ανάμεσα στους δύο στροβίλους, για τη μέτρηση της ITT (Tt46).

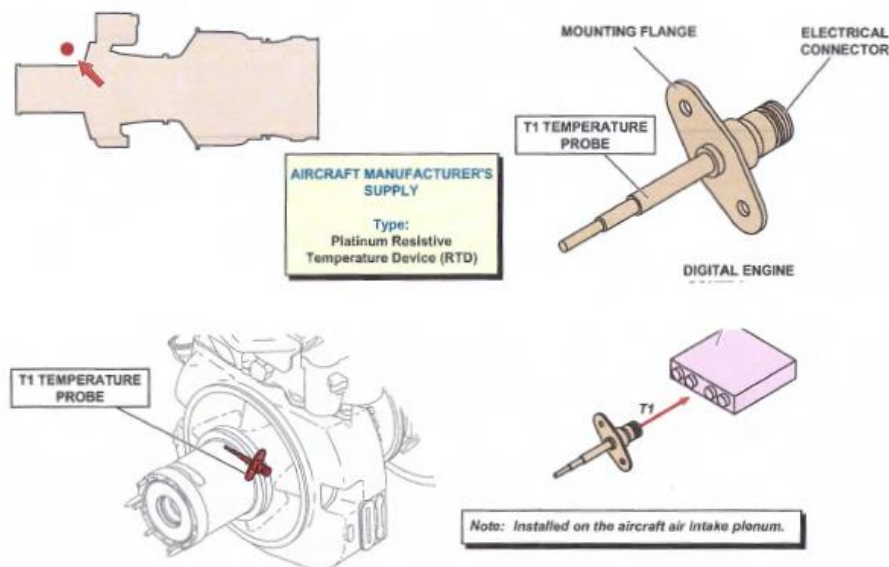
Τα συστήματα μετρήσεων και ενδείξεων παρέχουν τις εξής λειτουργίες:

- Επιτρέπουν τον έλεγχο της λειτουργίας του κινητήρα εντός των προκαθορισμένων ορίων

- Σηματοδοτούν βλάβες ή μη ομαλές αλλαγές των παραμέτρων, και επιτρέπουν τον έλεγχο ορισμένων φάσεων λειτουργίας.

### Αισθητήρας μέτρησης της θερμοκρασίας του αέρα

Ο αισθητήρας μέτρησης της θερμοκρασίας του αέρα ( T1 Temperature), μετράει τη θερμοκρασία του αέρα στην είσοδο του κινητήρα, στέλνοντας ταυτόχρονα ηλεκτρικά σήματα στη DECU, μέσω ενός ηλεκτρικού συνδέσμου και του ηλεκτρικού κυκλώματος με το οποίο συνδέονται. Είναι εγκατεστημένο πάνω στην πλύμη του αγωγού εισαγωγής του αέρα. Η λειτουργία του στηρίζεται στην ακόλουθη διαδικασία: ο αισθητήρας τροφοδοτείται πάντοτε με μία σταθερή τάση. Αλλαγές στη θερμοκρασία του αισθητήρα προκαλούν αλλαγές στην αντίσταση, οι οποίες προκαλούν αναλογικά αλλαγή στην τάση εξόδου, η οποία εξέρχεται προς τη DECU.



Σχήμα 4.25: Απεικόνιση του αισθητήρα T1<sup>[19]</sup>

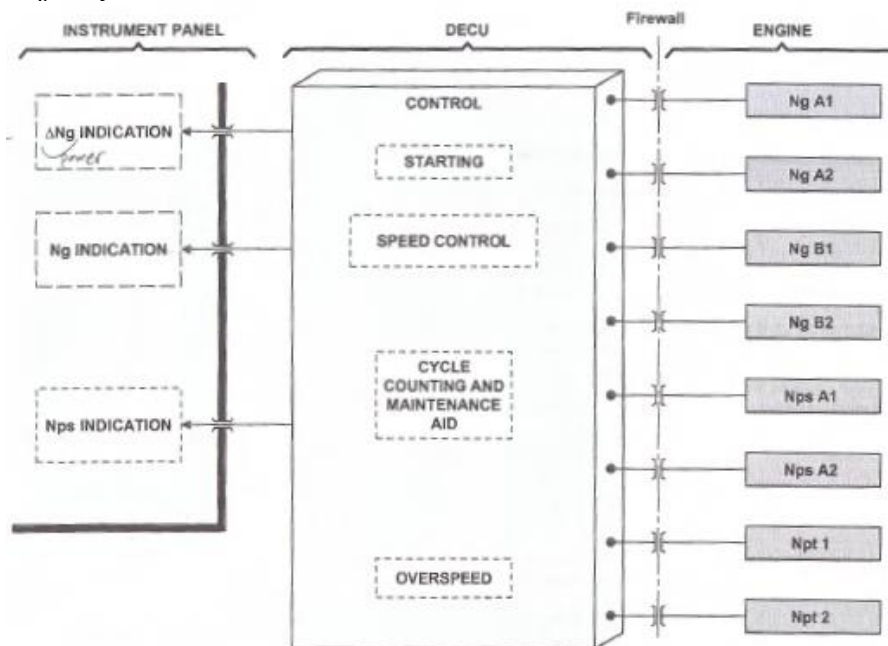
### Σύστημα μέτρησης ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου

Το σύστημα αυτό μετράει την ταχύτητα περιστροφής της αεριογόνου ( $N_g$ ), του στροβίλου ισχύος ( $N_{pt}$ ), και του άξονα ισχύος ( $N_{ps}$ ). Το σύστημα αποτελείται από phonic wheels και ηλεκτρομαγνητικούς αισθητήρες. Τα σήματα που φεύγουν από τους αισθητήρες έχουν συχνότητες ανάλογες της ταχύτητας περιστροφής.

Τα κύρια μέρη αυτού του συστήματος είναι τα κάτωθι:

- ένας αισθητήρας για την ταχύτητα περιστροφής της αεριογόνου (Ng)
- δύο αισθητήρες για τον άξονα ισχύος (Nps)
- ένας αισθητήρας για την ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου ισχύος, (Npt), και
- τις ηλεκτρικές καλωδιώσεις που απαιτούνται για τη σύνδεση των αισθητήρων με τη μονάδα ελέγχου (DECU) και τα όργανα του πιλοτηρίου, στα οποία απεικονίζεται έκαστη ένδειξη.

Στο σχήμα που ακολουθεί φαίνεται το διάγραμμα λειτουργίας αυτού του συστήματος.



Σχήμα 4.26: Διάγραμμα λειτουργίας συστήματος μέτρησης ταχύτητας περιστροφής<sup>[19]</sup>

Η λειτουργία του συστήματος μέτρησης ταχύτητας περιστροφής στηρίζεται στα ακόλουθα:

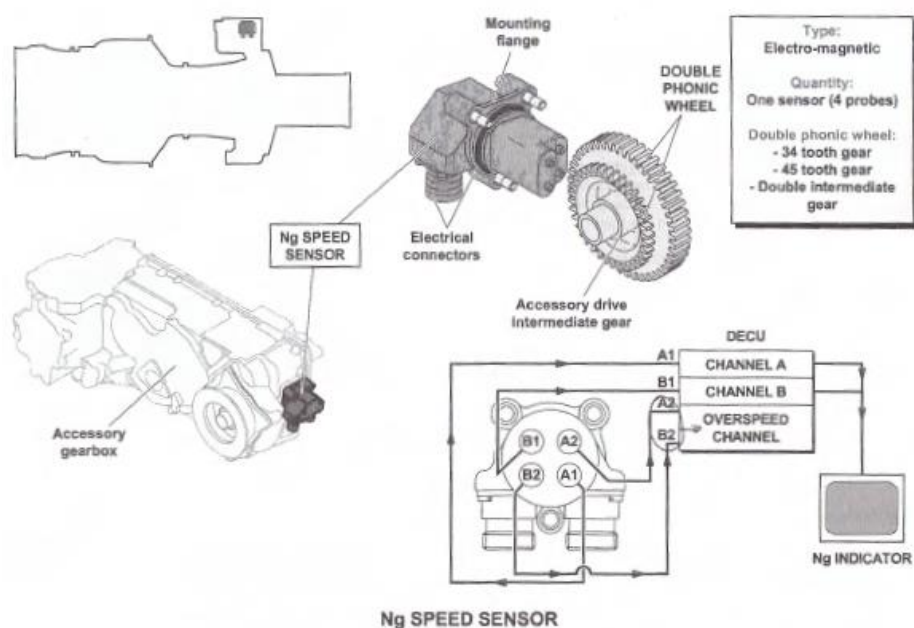
Η Ng, είναι μία παράμετρος η οποία αντανακλά την ισχύ του κινητήρα. Τα σήματα από τον αισθητήρα Ng, οδηγούνται στη μονάδα ελέγχου, τα οποία στη συνέχεια χρησιμοποιούνται για τον έλεγχο του κινητήρα [κύκλωμα ελέγχου της ταχύτητας περιστροφής, σύστημα ελέγχου υπερτάχυνσης (overspeed), για τη μέτρηση των κύκλων λειτουργίας (cycle counting), και για τη χρήση τους για τη συντήρηση].

Ομοίως, και για τον αισθητήρα Nps.

Τα σήματα από τον αισθητήρα Npt, πηγαίνουν στη μονάδα ελέγχου και χρησιμοποιούνται από το σύστημα υπερτάχυνσης.

Η ένδειξη  $\Delta Ng$ , στα όργανα του πιλοτηρίου, παρέχεται από τη μονάδα ελέγχου.

Στο σχήμα που ακολουθεί παρακάτω φαίνεται η θέση του αισθητήρα μέτρησης ταχύτητας της αεριογόνου.



Σχήμα 4.27: Ο αισθητήρας  $Ng$ <sup>[19]</sup>

Όπως φαίνεται και στο παραπάνω σχήμα, η θέση του αισθητήρα  $Ng$  είναι πάνω στο κιβώτιο των παρελκομένων. Η λειτουργία του στηρίζεται στην παραγωγή μίας ψευδοημιτονοειδούς εναλλασσόμενης τάσης στον αισθητήρα από την περιστροφή ενός διπλού phonic wheel. Η συχνότητα της εναλλασσόμενης τάσης είναι ανάλογη της ταχύτητας περιστροφής και του αριθμού οδόντων του phonic wheel. Τα σήματα χρησιμοποιούνται από τη μονάδα ελέγχου για τις ενδείξεις στα όργανα του πιλοτηρίου, για τον έλεγχο της ροής του καυσίμου και για προστασία από υπερτάχυνση.

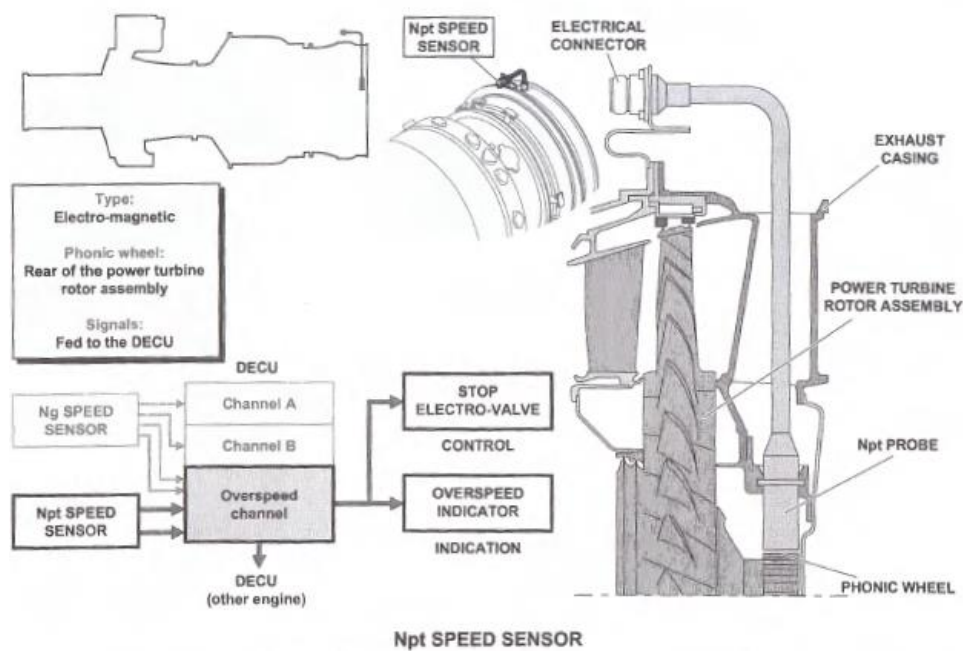
Συγκεκριμένα τα σήματα είναι, όπως φαίνονται στο παραπάνω σχήμα και περιγράφονται στη συνέχεια:

**Ng A1:** Κανάλι ελέγχου A και ένδειξη στο πιλοτήριο

**Ng B1:** Κανάλι ελέγχου B και ένδειξη στο πιλοτήριο

**Ng A2/B2:** Κανάλι υπερτάχυνσης.

Στο σχήμα που ακολουθεί φαίνεται η θέση του αισθητήρα  $N_{pt}$ .



Σχήμα 4.28: Αισθητήρας ταχύτητας περιστροφής Npt<sup>[19]</sup>

Ο αισθητήρας περιστροφής Npt μετράει την ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου ισχύος, μέσω ενός αισθητήρα κι ενός phonic wheel, που βρίσκεται στο πίσω τμήμα του άξονα περιστροφής του στροβίλου ισχύος. Η θέση του αισθητήρα πάνω στον κινητήρα είναι στο τμήμα M03, σαν κατακόρυφος ορθοστάτης τοποθετημένος στο περίβλημα της εξάτμισης, όπως άλλωστε φαίνεται και στο παραπάνω σχήμα.

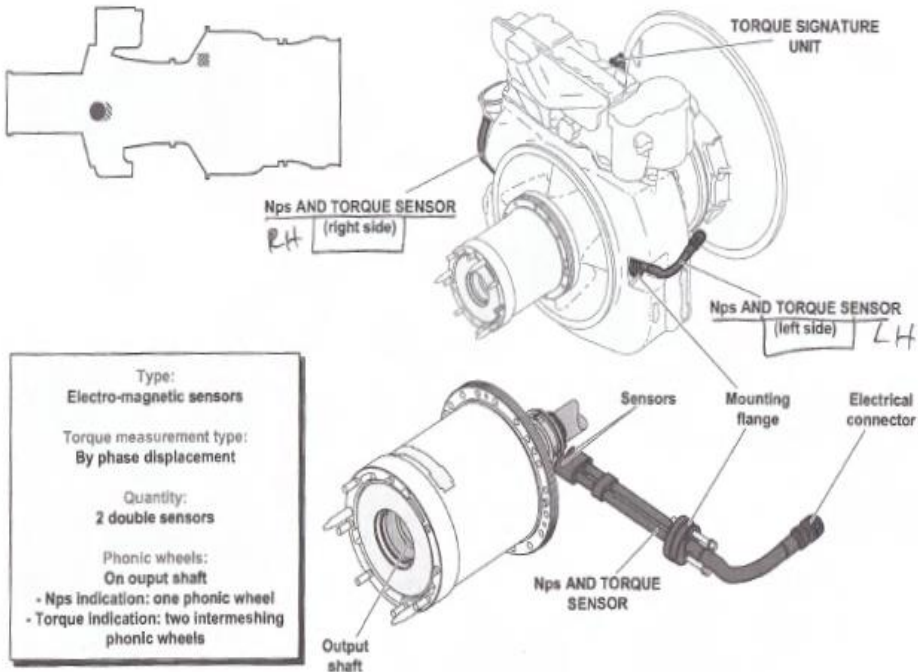
Τα σήματα που παράγονται χρησιμοποιούνται από το κανάλι της μονάδας ελέγχου για την υπερέχυνση. Συγκεκριμένα όταν ο άξονας του στροβίλου ισχύος περιστρέφεται, περιστρέφεται και ο phonic wheel, και μία εναλλασσόμενη τάση παράγεται στα δύο πηνία του αισθητήρα. Η συχνότητα της τάσης είναι ανάλογη της ταχύτητας περιστροφής του άξονα.

Τα σήματα τώρα κι από τους δύο αισθητήρες Ng και Npt, παρέχονται στη μονάδα ελέγχου, στο κανάλι της υπερέχυνσης. Στην περίπτωση μίας υπερέχυνσης του Npt, η μονάδα ελέγχου θα σταματήσει τον κινητήρα, δίνοντας και την κατάλληλη ένδειξη στα όργανα του πιλοτηρίου.

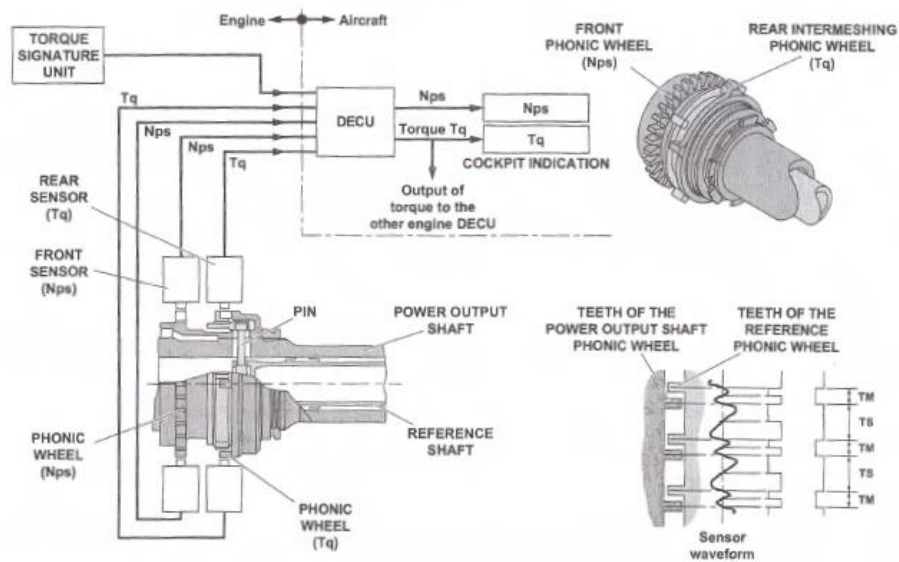
#### Αισθητήρας μέτρησης ταχύτητας περιστροφής του άξονα ισχύος και της ροπής

Στη συνέχεια ακολουθεί η περιγραφή του αισθητήρα Nps και του αισθητήρα μέτρησης της ροπής, που στον κινητήρα που μελετάμε υπάρχουν δύο διπλοί αισθητήρες, για αυτές τις μετρήσεις. Στα σχήματα που ακολουθούν φαίνονται τόσο η θέση των

αισθητήρων πάνω στον κινητήρα, όσο και το διάγραμμα σύνδεσης τους με τη μονάδα ελέγχου.



Σχήμα 4.29: Αισθητήρες Nps και ροπής<sup>[19]</sup>



Σχήμα 4.30: Διάγραμμα συνδεσμολογίας αισθητήρων Nps και ροπής με τη μονάδα ελέγχου<sup>[19]</sup>

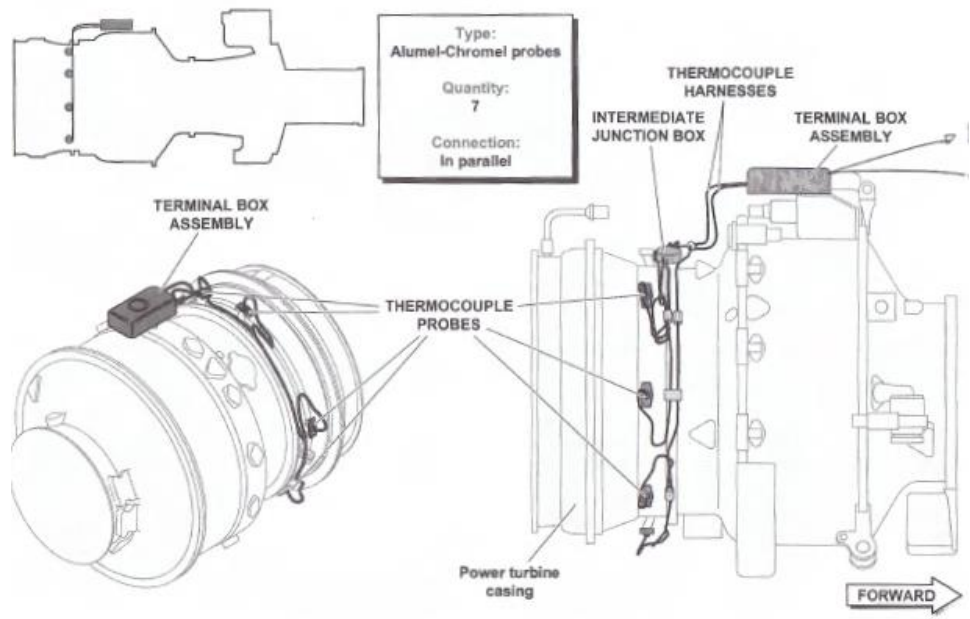
Το σύστημα μέτρησης αποτελείται από δύο αισθητήρες, οι οποίοι είναι τοποθετημένοι, ένας σε κάθε πλευρά της εισαγωγής του αέρα, μπροστά από δύο phonic wheels, που βρίσκονται πάνω στην έξοδο του άξονα ισχύος. Κάθε ακροδέκτης περιλαμβάνει δύο αισθητήρες, τον ένα δίπλα στον άλλο. Κάθε αισθητήρας αποτελείται από ένα μόνιμο μαγνήτη, περιτυλιγμένο με ένα πηνίο. Ο εμπρόσθιος phonic wheel στην έξοδο του άξονα, είναι ένας οδοντωτός τροχός (γρανάζι), ο οποίος είναι ευθυγραμμισμένος με τον εμπρόσθιο αισθητήρα κάθε ακροδέκτη. Ο οπίσθιος phonic wheel, αποτελείται από τέσσερις οδόντες που είναι τοποθετημένοι πάνω στον άξονα, κι από τέσσερις ακόμα οδόντες οι οποίοι είναι τοποθετημένοι σε ακίδες, πάνω σε έναν άξονα αναφοράς που βρίσκεται στο εσωτερικό της εξόδου του άξονα ισχύος.

Η περιστροφή του άξονα ισχύος παράγει μία εναλλασσόμενη τάση στους αισθητήρες. Για τους εμπρόσθιους αισθητήρες η τάση είναι ανάλογη της συχνότητας περιστροφής του άξονα. Τα σήματα αυτά παρέχονται στη μονάδα ελέγχου για τον έλεγχο της παροχής καυσίμου στον κινητήρα, καθώς και για την ένδειξη της ταχύτητας περιστροφής του άξονα ισχύος στο πιλοτήριο. Για τους οπίσθιους αισθητήρες, η μονάδα ελέγχου μετράει την απόσταση από τις ηλεκτρικές φάσεις που παράγονται από τους οδόντες του phonic wheel. Η ροπή που εφαρμόζεται στον άξονα εξόδου, υπολογίζεται μεταβάλλοντας την απόσταση μεταξύ των οδόντων του άξονα εξόδου και των οδόντων του άξονα αναφοράς. Έτσι η ηλεκτρική φάση, αντικαθίσταται αναλογικά από τη ροπή, η οποία χρησιμοποιείται από τη μονάδα ελέγχου για τους υπολογισμούς της. Επίσης ένα σήμα αποστέλλεται στα όργανα του πιλοτηρίου για ένδειξη της ροπής στους χειριστές.

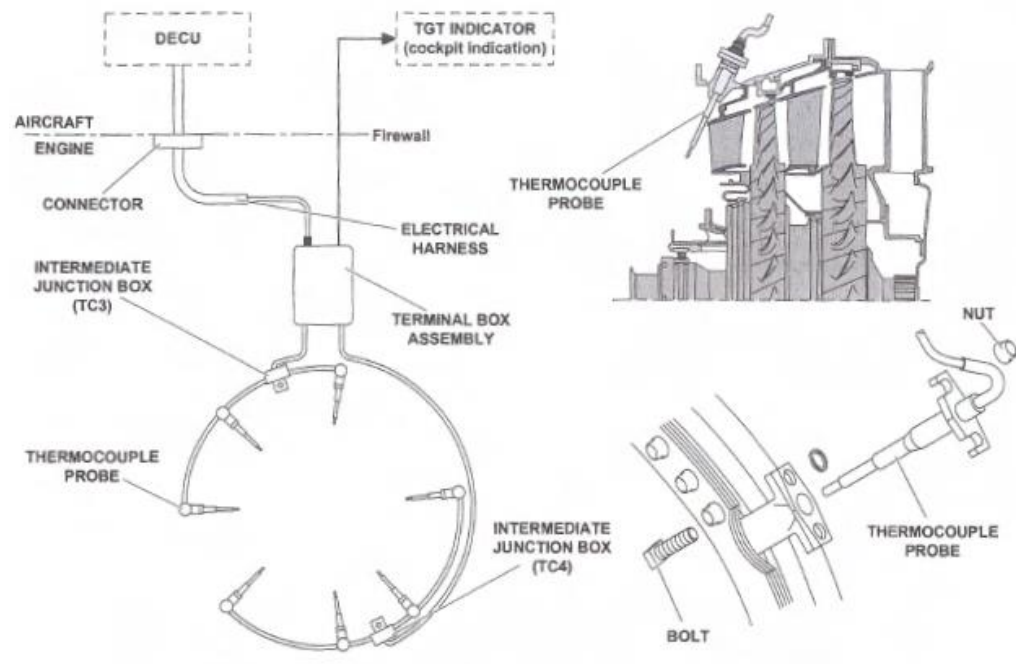
### **Σύστημα θερμοστοιχείων**

Η χρήση ενός συστήματος θερμοστοιχείων είναι η παροχή της πληροφορίας της θερμοκρασίας των καυσαερίων στην ενδιάμεση θέση, μεταξύ του στροβίλου της αεριογόνου και του στροβίλου ισχύος, τόσο στη μονάδα ελέγχου του κινητήρα, όσο και ως ένδειξη στο πιλοτήριο. Στη διεθνή βιβλιογραφία είναι γνωστή ως ITT (Intermediate Turbine Temperature). Ο κατασκευαστής την αποκαλεί T4.6.

Το σύστημα αποτελείται από επτά θερμοστοιχεία τα οποία είναι τοποθετημένα πάνω στο περίβλημα του στροβίλου ισχύος και είναι συνδεδεμένα εν παραλλήλω σε δύο ηλεκτρικά κυκλώματα, των τριών και τεσσάρων θερμοστοιχείων, αντίστοιχα.



Σχήμα 4.31: Απεικόνιση της θέσης των θερμοστοιχείων<sup>[19]</sup>



Σχήμα 4.32: Σύστημα θερμοστοιχείων και συνδεσμολογία του συστήματος<sup>[19]</sup>



Όπως προαναφέραμε τα θερμοστοιχεία είναι συνδεδεμένα σε δύο ηλεκτρικά κυκλώματα, από τα οποία, το ένα είναι κατασκευασμένο από νικέλιο και αλουμίνιο (Ni-Al), και το άλλο από νικέλιο και χρώμιο (Ni-Cr). Για να αντικατασταθεί ένα θερμοστοιχείο, αντικαθίστανται όλα τα θερμοστοιχεία του ενός κυκλώματος μαζί, ως ομάδα. Τα θερμοστοιχεία, καθώς και τα δύο ηλεκτρικά κυκλώματα συνδέονται με τη μονάδα ελέγχου μέσω ενός φίλτρου, όπως φαίνεται και στο παραπάνω σχήμα.

Το σύστημα των θερμοστοιχείων λειτουργεί ως εξής:

Σε ένα κλειστό κύκλωμα δύο ανόμοιων μετάλλων, όπως περιγράψαμε ανωτέρω, στην περίπτωση που το ένα από τα δύο είναι θερμότερο από το άλλο, τότε παράγεται μία τάση.

Η τάση που παράγεται είναι ανάλογη της διαφοράς θερμοκρασίας μεταξύ του θερμότερου μετάλλου (μετρούμενη) από το ψυχρότερο μέταλλο (ως αναφορά).

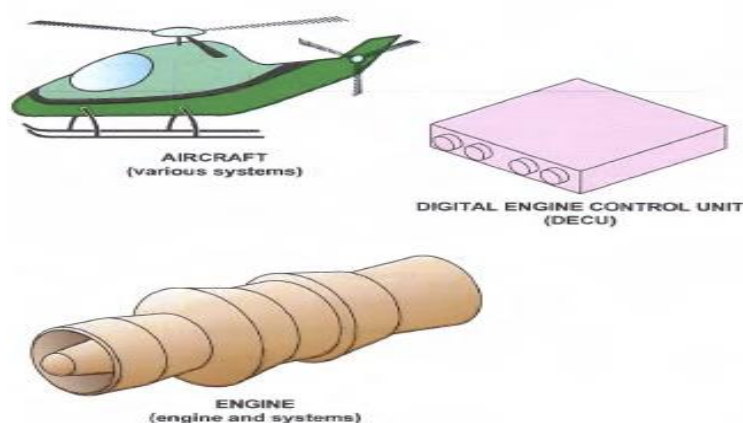
Το σύστημα παρέχει ένα σήμα για την TGT, στη μονάδα ελέγχου, το οποίο στη συνέχεια χρησιμοποιεί για τον έλεγχο της παροχής καυσίμου. Η ένδειξη της θερμοκρασίας στο πιλοτήριο, παρέχεται από το τερματικό.

### Σύστημα Ελέγχου (DECU)

Το σύστημα ελέγχου είναι σχεδιασμένο έτσι ώστε να προσαρμόζει τον κινητήρα, στις απαιτήσεις ισχύος του ελικοπτερου, οι οποίες παραμένουν πάντοτε εντός προκαθορισμένων ορίων.

Τα κύρια μέρη από τα οποία αποτελείται το σύστημα ελέγχου είναι:

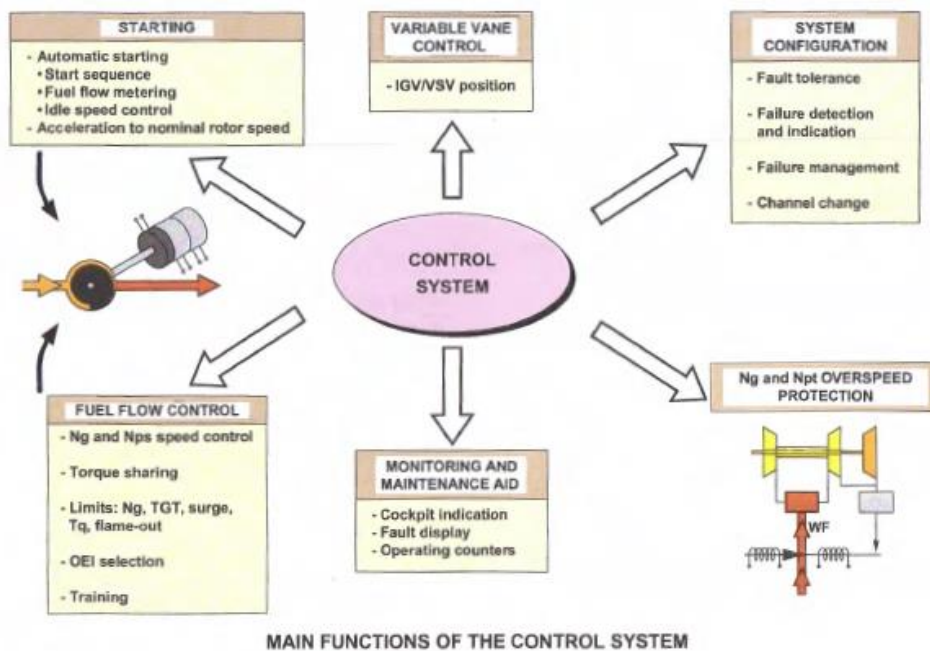
- Η ψηφιακή μονάδα ηλεκτρονικού ελέγχου (Digital Electronic Control Unit-DECU)
- Τα συστήματα του κινητήρα, και
- διάφορα συστήματα του ελικοπτερου (έλεγχος, ενδείξεις).



Σχήμα 4.33: Τα κύρια μέρη του συστήματος ελέγχου<sup>[19]</sup>

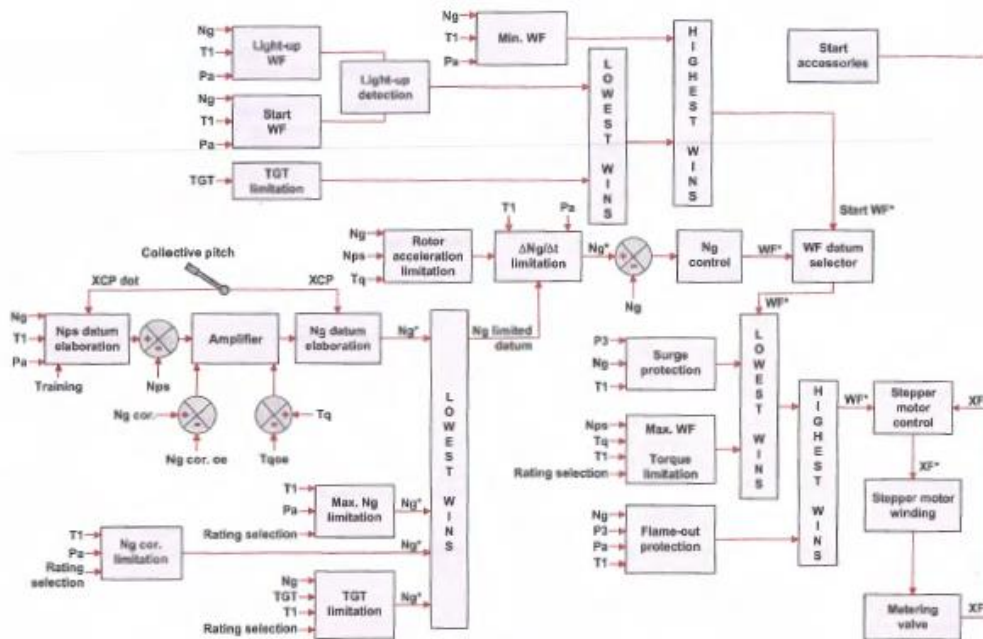
Οι κύριες λειτουργίες του συστήματος είναι:

- Η εκκίνηση (starting)
- Ο έλεγχος της ταχύτητας περιστροφής (speed control)
- Διάφορα όρια του κινητήρα (various limits)
- Προστασία από υπερτάχυνση (overspeed protection)
- Το σύστημα των ενδείξεων και η διαχείριση των σφαλμάτων (system monitoring and fault management)



Σχήμα 4.34: Οι κύριες λειτουργίες του συστήματος ελέγχου<sup>[19]</sup>

Το διάγραμμα που ακολουθεί μας δείχνει ακριβώς τον τρόπο με τον οποίο το σύστημα ελέγχου λειτουργεί, με σκοπό πάντοτε τη λειτουργία του κινητήρα εντός των προκαθορισμένων ορίων για τις εκάστοτε απαιτήσεις του ελικοπτέρου.



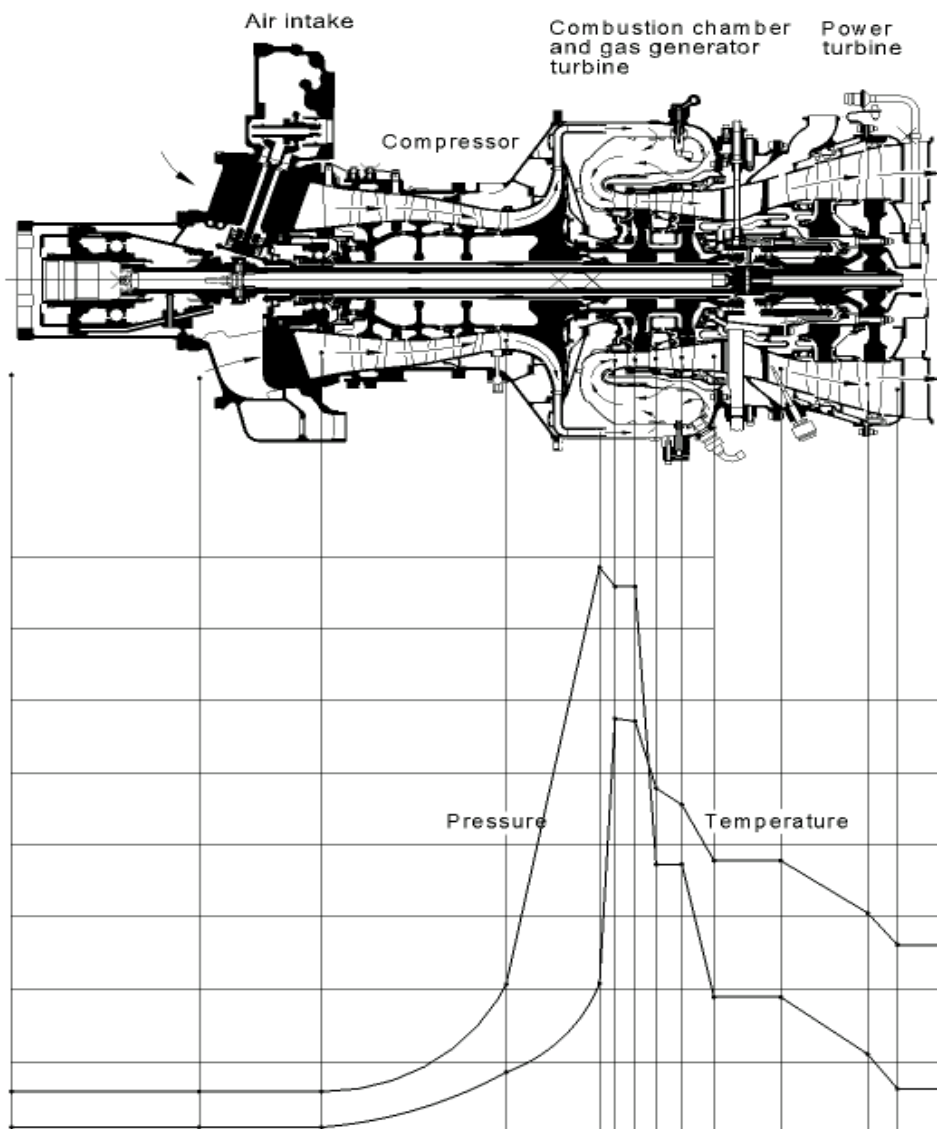
Σχήμα 4.35: Λειτουργικό διάγραμμα του συστήματος ελέγχου<sup>[19]</sup>

Όπως προαναφέραμε, στα συστήματα μετρήσεων και ενδείξεων, κάποιες από τις τιμές των παραμέτρων του κινητήρα, μέσω της μονάδας ελέγχου απεικονίζονται σε όργανα του πιλοτηρίου. Οι τιμές αυτές είναι οι ακόλουθες, η  $N_g$ , δηλαδή η ταχύτητα περιστροφής της αεριογόνου, η  $N_{ps}$ , δηλαδή η ταχύτητα περιστροφής του άξονα ισχύος, η  $T_q$ , δηλαδή η ροπή και η  $TGT$ , δηλαδή η ενδιάμεση θερμοκρασία των στροβίλων. Από τις τιμές αυτές η μονάδα ελέγχου αποθηκεύει πάντοτε τις μέγιστες τιμές της  $N_g$ , της  $T_q$  και της  $TGT$ .

Επιπλέον, η μονάδα ελέγχου παρέχει τις τιμές  $N_g$  και  $N_{ps}$ , σε έναν υπολογιστή στο αεροσκάφος για τη μέτρηση των κύκλων λειτουργίας του κινητήρα. Ακόμα, η μονάδα είναι δυνατόν να πραγματοποιήσει έλεγχο στον κινητήρα για την καλή λειτουργία του, χρησιμοποιώντας τις παραμέτρους του, και επαληθεύοντας τη σταθερότητα τους, μεταφέροντας στη συνέχεια την πληροφορία στον υπολογιστή του ελικοπτερίου, που κάνει τον υπολογισμό για τον έλεγχο της ισχύος.

#### 4.5 Δεδομένα κινητήρων της οικογένειας RTM322

Η παρακάτω εικόνα απεικονίζει μία τομή του κινητήρα, καθώς και τα διαγράμματα των πιέσεων και των θερμοκρασιών κατά μήκος του κινητήρα, υπό κλίμακα.



Σχήμα 4.36: Τομή του κινητήρα RTM322 και διαγράμματα πιέσεων και θερμοκρασιών κατά μήκος του κινητήρα<sup>[21]</sup>

Με βάση το διάγραμμα αυτό πραγματοποιήθηκε ψηφιοποίηση θεωρώντας λόγο πίεσης συμπεσθή 14,2 και θερμοκρασία ΙΤΤ 1013.85 Κ. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα.

A/A	ΘΕΣΗ ΣΤΗΝ ΟΠΟΙΑ ΕΓΙΝΕ Η ΜΕΤΡΗΣΗ	ΠΙΕΣΗ (bar)	ΘΕΡΜΟΚΡΑΣΙΑ (Κ)
1	ΑΤΜΟΣΦΑΙΡΑ	1,01325	288,15
2	ΕΙΣΟΔΟΣ ΚΙΝΗΤΗΡΑ	1,01325	288,15
3	ΕΙΣΟΔΟΣ IGV	1,01325	288,15
4	ΕΙΣΟΔΟΣ 1ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	1,1160	306,26
5	ΕΙΣΟΔΟΣ 2ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	1,5008	335,24
6	ΕΙΣΟΔΟΣ 3ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	2,0780	365,17
7	ΕΙΣΟΔΟΣ ΑΚΤΙΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	2,990	395,87
8	ΕΙΣΟΔΟΣ ΘΑΛΑΜΟΥ ΚΑΥΣΗΣ	14,2380	653,15
9	ΕΞΟΔΟΣ ΘΑΛΑΜΟΥ ΚΑΥΣΗΣ	13,7380	1395,018
10	ΕΙΣΟΔΟΣ 1ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΕΡΙΟΓΟΝΟΥ	13,7380	1387,018
11	ΕΞΟΔΟΣ 1ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΕΡΙΟΓΟΝΟΥ	6,7729	1213,577
12	ΕΙΣΟΔΟΣ 2ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΕΡΙΟΓΟΝΟΥ	6,7729	1167,577
13	ΕΞΟΔΟΣ 2ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΕΡΙΟΓΟΝΟΥ	3,4249	1013,835
14	ΕΙΣΟΔΟΣ 1ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΙΣΧΥΟΣ	3,4249	1013,835
15	ΕΙΣΟΔΟΣ 2ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΙΣΧΥΟΣ	2,0011	872,3565
16	ΕΞΟΔΟΣ 2ης ΒΑΘΜΙΔΑΣ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΙΣΧΥΟΣ	1,1545	789,1322
17	ΕΞΟΔΟΣ ΑΚΡΟΦΥΣΙΟΥ	1,01325	789,1322

**Πίνακας 4.1:** Απεικόνιση των πιέσεων και των θερμοκρασιών, όπως προέκυψαν από την ψηφιοποίηση της εικόνας στο Σχήμα 4.36

Στα παρακάτω σχήματα παρουσιάζονται τα διαγράμματα των πιέσεων και των θερμοκρασιών κατά μήκος του κινητήρα, όπως προέκυψε από τη διαδικασία ψηφιοποίησης της εικόνας.

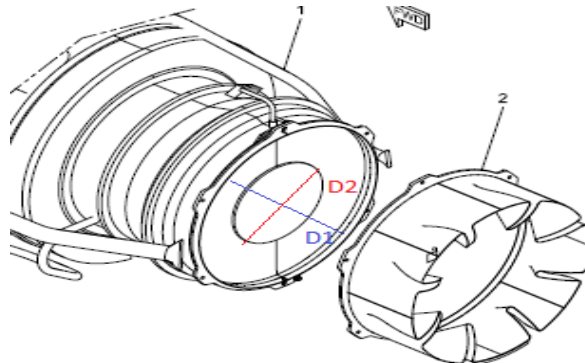


**Σχήμα 4.37:** Διάγραμμα πιέσεων κατά μήκος του κινητήρα, όπως προέκυψε από την ψηφιοποίηση εικόνας στο Σχήμα 4.36



**Σχήμα 4.38:** Διάγραμμα θερμοκρασιών κατά μήκος του κινητήρα, όπως προέκυψε από την ψηφιοποίηση εικόνας στο Σχήμα 4.36

Από το Σχήμα 4.36 κάναμε μια εκτίμηση και των εμβαδών στις χαρακτηριστικές θέσεις του κινητήρα. Προκειμένου να γίνει βαθμονόμηση πραγματοποιήθηκε αρχικά μέτρηση των διαστάσεων του ακροφύσιου του κινητήρα. Οι μετρήσεις που πραγματοποιήθηκαν φαίνονται στο επόμενο σχήμα.



**Σχήμα 4.39:** Απεικόνιση των μετρούμενων διαστάσεων στο ακροφύσιο<sup>[21]</sup>

Οι δύο μετρήσεις που ελήφθησαν είναι οι δύο διαμέτροι που φαίνονται στο παραπάνω σχήμα, η διάμετρος  $D1 = 0,315\text{m}$  και η διάμετρος  $D2 = 0,215\text{m}$ .

Τα αποτελέσματα της εκτίμησης των εμβαδών του κινητήρα παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα.

ΕΜΒΑΔΑ ΔΙΑΤΟΜΩΝ (m <sup>2</sup> )		
IGVs	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,036695325
	ΕΞΟΔΟΣ	0,030023448
1η ΒΑΘΜΙΔΑ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,025966225
	ΕΞΟΔΟΣ	0,02335157
2η ΒΑΘΜΙΔΑ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,019474669
	ΕΞΟΔΟΣ	0,012261828
3η ΒΑΘΜΙΔΑ ΑΞΟΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,015327286
	ΕΞΟΔΟΣ	0,01081926
ΒΑΘΜΙΔΑ ΑΚΤΙΝΙΚΟΥ ΣΥΜΠΙΕΣΤΗ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,01081926
ΘΑΛΑΜΟΣ ΚΑΥΣΗΣ	ΕΞΟΔΟΣ	0,014425681
1η ΒΑΘΜΙΔΑ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΕΡΙΟΓΟΝΟΥ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,014425681
	ΕΞΟΔΟΣ	0,014425681
2η ΒΑΘΜΙΔΑ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΑΕΡΙΟΓΟΝΟΥ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,016026029
	ΕΞΟΔΟΣ	0,017581298
1η ΒΑΘΜΙΔΑ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΙΣΧΥΟΣ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,027837055
	ΕΞΟΔΟΣ	0,041383671
2η ΒΑΘΜΙΔΑ ΣΤΡΟΒΙΛΟΥ ΙΣΧΥΟΣ	ΕΙΣΟΔΟΣ	0,046883462
	ΕΞΟΔΟΣ	0,06446476
ΑΚΡΟΦΥΣΙΟ	ΕΞΟΔΟΣ	0,074141587

Πίνακας 4.2: Εμβαδά διατομών κατά μήκος του κινητήρα

Η επιλογή των δεδομένων από το μελετητή ενός στροβιλοκινητήρα είναι πολύ σημαντική γιατί στην ανοιχτή βιβλιογραφία μπορεί να βρει κάποιος πολλές πηγές για το αντικείμενο της μελέτης του, οι οποίες όμως να έχουν αποκλίσεις μεταξύ τους, αρκετές φορές και σε μεγάλο βαθμό. Η τελική επιλογή των δεδομένων, καθορίζοντας ποιες πηγές είναι αξιόπιστες και ποιές όχι, οδηγούν είτε στο σωστό σχεδιασμό του μοντέλου, είτε στην λάθος επιλογή και στην κατάληξη σε λανθασμένα αποτελέσματα και συμπεράσματα. Ο Πίνακας 4.3 παρουσιάζει κάποια από τα δεδομένα τα οποία συλλέξαμε κατά την αναζήτηση πληροφοριών για τον κινητήρα RTM322.

Manufacturer	Model Number	HELICOPTER	POWER [Shp]	POWER [KW]	$\eta_{th}$	Pressure Ratio	Mass Flow [lb/s]	Mass Flow [kg/s]	SFC [lb/h/ship]	SFC [ $\mu$ g/J]	SFC [kg/KWh]	RPM GG	RPM max	Length [in]	Length [cm]	Diameter [in]	Diameter [cm]	Basic Weight [lb]	Basic Weight [kg]	Source
ROLLS ROYCE, TURBOMECA	RTM322-01	S-70C SH-60B				14,7	5,75	5,75						46,0	117,1	23,8	60,4	546,7	248	jae.janes.com
	RTM322-01/8	EH101 Merlin HM.1				14,7	5,75	0,441	74,40					46,0	117,1	23,8	60,4	546,7	248	jae.janes.com
		Agusta Westland Merlin HC HM Mk1	2101					0,454						46,1		23,8		560		Engine Manufacturers' Specification Guide
	RTM322-02/8	Merlin HC.3				14,7	5,75	0,442	74,59					46,0	117,1	23,8	60,4	546,7	248	jae.janes.com
		HC Mk3	2283					0,453						46,1		23,8		566		Engine Manufacturers' Specification Guide
	RTM322 Mk250	EH101 Agusta Westland WAH-64 Apache	2270	1694		14,7	12,690	0,442	74,59					46,0	117,1	25,5	64,8	539,0	244,5	<a href="http://esult.nuaa.r/mol/ul/view.php?id=234">http://esult.nuaa.r/mol/ul/view.php?id=234</a>
		HC Mk3	2270					0,453						46,1		23,8		563,0		Engine Manufacturers' Specification Guide
	RTM322-01/12	WAH-64 Apache Longbow				14,7	5,75	0,434	73,20					46,0	117,1	23,8	60,4	549,0	249,0	jae.janes.com
	RTM322-04/8	EH101	2615					0,424						46,1		23,8		552,0		Engine Manufacturers' Specification Guide
	RTM322-01/9	NH80	2537	1893		16,1		0,420	70,87					46,0	117,1	25,5	64,8	503,0	228,2	<a href="http://esult.nuaa.r/mol/ul/view.php?id=234">http://esult.nuaa.r/mol/ul/view.php?id=234</a>
ROLLS ROYCE, TURBOMECA		NH80 MARITIME, NH80 TTH		1799	32,280	14,7	5,789				0,258									<a href="http://www.replestudomany.hu/kulonszamok/2013_cikkai/2013-2-52_Varga_Bela.pdf">http://www.replestudomany.hu/kulonszamok/2013_cikkai/2013-2-52_Varga_Bela.pdf</a>
		NH80 TTH, NH80 NFH				14,7	5,760	0,420	70,87					46,0	117,1	23,8	60,4	500,4	227,0	jae.janes.com
		NH80 TTH, NH80 NFH				14,2	6,173					36300	20841		112,984		60,9			ITP-INH
		NH80 TTH, NH80 NFH	2011	1500		15,3	6,300	0,475			0,280	36300	20841							training notes ROLLS ROYCE-TURBOMECA
		NH80 TTH, NH80 NFH	2397	1788								20900		44,0	112,9	23,8	60,4			<a href="http://www.eseel.com/haico/ptec-Turboshaft-Engine/RTM322-018_#01706001.aspx">http://www.eseel.com/haico/ptec-Turboshaft-Engine/RTM322-018_#01706001.aspx</a>
		NH80	2412					0,424						44,0		23,7		501,0		Engine Manufacturers' Specification Guide
	RTM322-01/9A	NH80	2580	1925		16,1		0,420	70,87					46,0	117,1	25,5	64,8	503,0	228,2	<a href="http://esult.nuaa.r/mol/ul/view.php?id=234">http://esult.nuaa.r/mol/ul/view.php?id=234</a>

Πίνακας 4.3: Δεδομένα κινητήρων της οικογένειας RTM322<sup>[1,2,18,24]</sup>



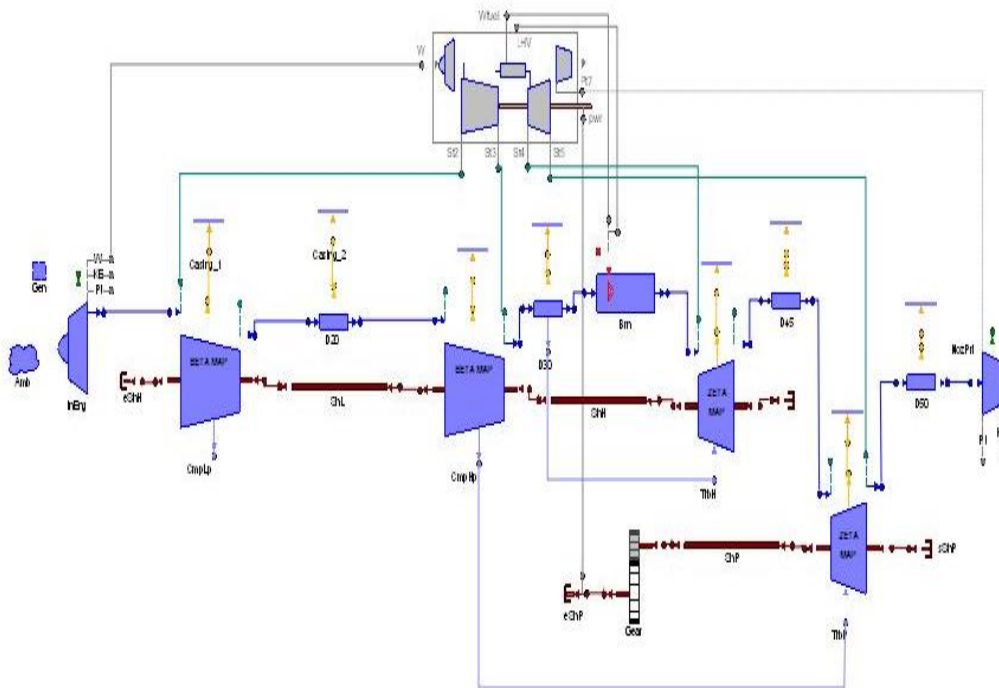
# 5

## Μοντελοποίηση του κινητήρα RTM322

Στα δύο προηγούμενα κεφάλαια ασχοληθήκαμε με την περιγραφή του στροβιλοκινητήρα παραγωγής μηχανικής ισχύος RTM322 και στη μοντελοποίηση των στροβιλοκινητήρων σύμφωνα με το πρόγραμμα προσομοίωσης PROOSIS. Σύμφωνα με τα κεφάλαια αυτά προχωράμε στη μοντελοποίηση του στροβιλοκινητήρα RTM322 στο πρόγραμμα PROOSIS.

### 5.1 Δημιουργία σχηματικού διαγράμματος (schematic)

Στο σχήμα που ακολουθεί παρακάτω φαίνεται το σχηματικό διάγραμμα που έχει προκύψει χρησιμοποιώντας το υπολογιστικό πρόγραμμα PROOSIS, για το στροβιλοκινητήρα RTM322.



Σχήμα 5.1: Σχηματικό διάγραμμα του κινητήρα<sup>[4]</sup>



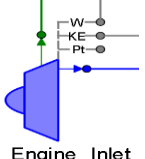
Πριν προχωρήσουμε στην ανάλυση κάθε μίας συνιστώσας του μοντέλου μας, θα πρέπει να τονιστεί η επιλογή χρήσης δύο συμπιεστών στο μοντέλο μας. Οι λόγοι που μας οδήγησαν στην επιλογή αυτή είναι οι κάτωθι:

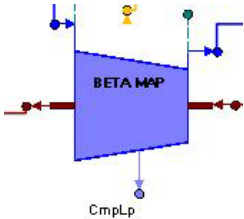
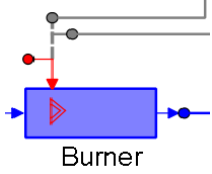
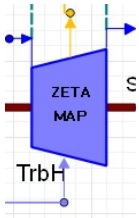
α. Ο πραγματικός κινητήρας RTM322<sup>[1]</sup> αποτελείται από δύο συμπιεστές, ένα τριβάθμιο αξονικό συμπιεστή κι ένα μονοβάθμιο ακτινικό. Οπότε η καλύτερη προσέγγιση του πραγματικού κινητήρα μέσω του μοντέλου μας είναι με τη χρήση δύο συμπιεστών.

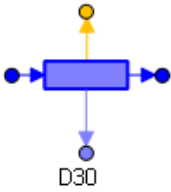
β. Η χρήση μόνο ενός συμπιεστή δε μπορεί να καλύψει τα χαρακτηριστικά δύο ταυτόχρονα διαφορετικών συμπιεστών (αξονικού κι ακτινικού), αφού ο καθένας από αυτούς έχει τη δική του συμπεριφορά, καθώς και το δικό του χάρτη λειτουργίας.

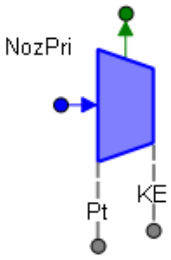


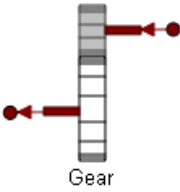
γ. Τέλος, σύμφωνα με άλλη διπλωματική εργασία<sup>[25]</sup>, έγινε μοντελοποίηση παρόμοιου τύπου κινητήρα και με τις δύο εκδοχές, δηλαδή μοντελοποίηση των δύο συμπιεστών του πραγματικού κινητήρα, με ένα συμπιεστή στο μοντέλο, αλλά και με δύο συμπιεστές. Τα αποτελέσματα έδειξαν την καλύτερη συμπεριφορά του μοντέλου, με τη χρήση των δύο συμπιεστών, που ήταν πιο αντιπροσωπευτικά στον πραγματικό κινητήρα.

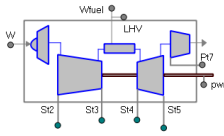
Στη συνέχεια, στους πίνακες που ακολουθούν, φαίνονται αναλυτικά οι συνιστώσες του μοντέλου μας και τα χαρακτηριστικά τους.

Εικονίδιο Συνιστώσας	Περιγραφή	Σχόλια
 Gen	<b>General Component:</b> Εισάγεται το είδος του καυσίμου που χρησιμοποιεί ο κινητήρας μας, καθώς και η θερμοδυναμική συμπεριφορά του.	Το καύσιμο που επιλέχθηκε για το συγκεκριμένο μοντέλο εφόσον πρόκειται για αεροπορικό κινητήρα, είναι το Jet A.
 Atm	<b>Atmosphere Component:</b> Υπολογίζει τις ατμοσφαιρικές συνθήκες στην είσοδο του κινητήρα.	Περιέχει παραμέτρους για το υψόμετρο, τον αριθμό Mach πτήσης, την απόκλιση από τις συνθήκες τυπικής ημέρας καθώς και την σχετική υγρασία.
 Engine_Inlet	<b>Engine Inlet Component:</b> Υπολογίζει τις συνθήκες στην έξοδο του αγωγού εισόδου της μηχανής, αφαιρώντας τις απώλειες του αγωγού εισόδου, δηλαδή υπολογίζει τις συνθήκες στην είσοδο του συμπιεστή.	Χρησιμοποιείται σταθερός λόγος απωλειών πίεσης για τον αγωγό εισόδου και η τιμή του επιλέγεται από το χρήστη.

	<p><b>Compressor Component:</b> Υπολογίζει τα θερμοδυναμικά μεγέθη στην έξοδο του συμπιεστή χαμηλής πίεσης, που είναι τα δεδομένα εισόδου του συμπιεστή υψηλής πίεσης. Ο χάρτης λειτουργίας που χρησιμοποιεί η συνιστώσα αυτή είναι με γραμμές-β (BETA lines map) και διαθέτει 1 απομάστευση. Η ίδια συνιστώσα χρησιμοποιείται και για το συμπιεστή υψηλής πίεσης.</p>	<p>Η απομάστευση αποτελεί προσομοίωση του ποσοστού του αέρα που χρησιμοποιείται για τις ανάγκες της καμπίνας και για την ψύξη (cooling)<sup>[26]</sup> και στεγανοποίηση (sealing) των στροβίλων υψηλής και χαμηλής πίεσης. Το handling bleed schedule της συνιστώσας ρυθμίστηκε εμπειρικά από το χρήστη με σκοπό τη λειτουργία του κινητήρα, ακόμα και σε χαμηλά φορτία, μακριά από τη γραμμή πάλμωσης.</p>
	<p><b>Burner Component:</b> Υπολογίζει τα θερμοδυναμικά μεγέθη στην έξοδο του θαλάμου καύσης, δηλαδή στην είσοδο του στροβίλου υψηλής πίεσης, χρησιμοποιώντας τις θερμοδυναμικές ιδιότητες του καυσίμου που έχουμε επιλέξει.</p>	<p>Ο υπολογισμός του βαθμού απόδοσης της καύσης και των απωλειών πίεσης, μπορεί να επιτευχθεί με διάφορες μεθόδους. Στο συγκεκριμένο μοντέλο, οι απώλειες πίεσης και ο βαθμός απόδοσης καύσης στο σημείο σχεδίασης δίνονται από το χρήστη χειροκίνητα. Στη λειτουργία του μοντέλου εκτός σημείου σχεδίασης τα μεγέθη αυτά μεταβάλλονται με βάση την παροχή εισόδου στο θάλαμο καύσης.</p>
	<p><b>Turbine Component:</b> Υπολογίζει τα θερμοδυναμικά μεγέθη στην έξοδο του στροβίλου υψηλής πίεσης, που είναι τα δεδομένα για την είσοδο του στροβίλου ισχύος. Ο χάρτης λειτουργίας που χρησιμοποιεί η συνιστώσα αυτή είναι με γραμμές ZETA (ZETA lines map). Η ίδια</p>	



	<p>συνιστώσα χρησιμοποιείται και για το στρόβιλο υψηλής πίεσης. Διαθέτει μία είσοδο απομάστευσης που στον υψηλής πίεσης χρησιμοποιείται για ψύξη πτερυγίων (cooling) ενώ στον χαμηλής πίεσης για στεγάνωση (sealing).</p>	
	<p><b>Duct component:</b> Υπολογίζει ανάλογα με τη μέθοδο υπολογισμού που επιλέχθηκε από το χρήστη τις απώλειες πίεσης μέσω ενός αγωγού. Το εικονίδιο μας δείχνει ότι μπορούμε από έναν αγωγό να έχουμε απομάστευση αέρα.</p>	<p>Στο συγκεκριμένο μοντέλο το εικονίδιο αυτό χρησιμοποιείται χωρίς απομάστευση στους αγωγούς D20, μεταξύ των συμπιεστών υψηλής και χαμηλής πίεσης, στον αγωγό D45, στην έξοδο από το στρόβιλο της αεριογόνου-στρόβιλος υψηλής πίεσης και στον αγωγό D50, στην έξοδο του στροβίλου ισχύος. Το εικονίδιο που χρησιμοποιήσαμε, απεικονίζει τον αγωγό D30, ο οποίος έχει μία απομάστευση και χρησιμοποιείται στην είσοδο του θαλάμου καύσης. Η απομάστευση του αγωγού αυτού χρησιμοποιείται στο στρόβιλο της αεριογόνου για την ψύξη των πτερυγίων και στις δύο βαθμίδες. Σε όλους τους αγωγούς έχει γίνει χειροκίνητα από το χρήστη η εισαγωγή των απωλειών πίεσης.</p>

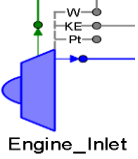
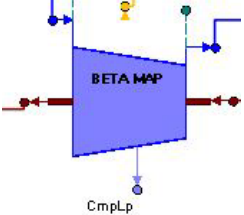
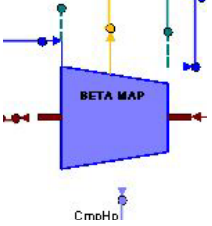
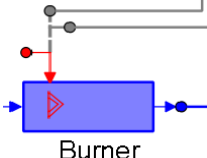
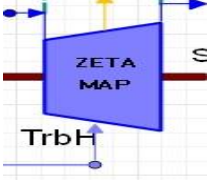
	<p><b>Nozzle component:</b> Υπολογίζει την ώση από την εναπομένουσα κινητική ενέργεια των καυσαερίων μετά τον στρόβιλο ισχύος καθώς στους turboshaft κινητήρες το μεγαλύτερο τμήμα της ώσης παράγεται μέσω της έλικας.</p>	<p>Στο παρόν μοντέλο ο χρήστης εισάγει χειροκίνητα το εμβαδόν της διατομής εξόδου του ακροφυσίου.</p>
	<p><b>Casing Component:</b> Μοντελοποιεί τη συναλλαγή θερμότητας ανάμεσα στα διάφορα μηχανικά μέρη του κινητήρα και το εξωτερικό περίβλημα του κινητήρα- κέλυφος της μηχανής.</p>	<p>Στο παρόν μοντέλο του κινητήρα μελετήθηκε η λειτουργία του σε σταθερή κατάσταση λειτουργίας (steady state). Συνεπώς στο παρόν μοντέλο δεν έχουν μοντελοποιηθεί τέτοια φαινόμενα τα οποία αποτελούν φαινόμενα της μεταβατικής λειτουργίας του κινητήρα.</p>
	<p><b>Shaft component:</b> Συνδέει τις περιστρεφόμενες συνιστώσες του κινητήρα. Υπολογίζει τη ροπή της ατράκτου για δεδομένη ταχύτητα περιστροφής και συνυπολογίζει στη μεταφορά ισχύος απώλειες από τους συμπιεστές και τους στρόβιλους</p>	<p>Για τη μοντελοποίηση του κινητήρα μας χρησιμοποιούνται άξονες υψηλών στροφών στο τμήμα της αεριογόνου και χαμηλών στροφών στο τμήμα ισχύος. Οι βαθμοί απόδοσης των ατράκτων είναι σταθεροί και η επιλογή τους έχει γίνει χειροκίνητα από το χρήστη.</p>
	<p><b>Gearbox Component:</b> Μειώνει τις στροφές του άξονα ισχύος που περιστρέφεται με τις στροφές του ελεύθερου στρόβιλου-στρόβιλος ισχύος ώστε η έλικα να έχει το βέλτιστο βαθμό απόδοσης.</p>	<p>Στο παρόν μοντέλο δεν έγινε μοντελοποίηση της έλικας του ελικοπτέρου. Μετά το μειωτήρα στροφών έγινε χρήση πέρατος ατράκτου, εξαιτίας της σύνδεσης και των δύο κινητήρων του ελικοπτέρου στο Main Gear Box (MGB).</p>

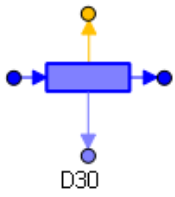
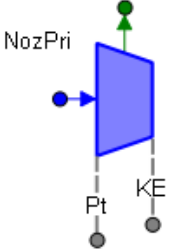

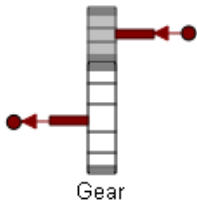
	<p><b>Performance Component:</b></p> <p>Η συγκεκριμένη συνιστώσα δεν αποτελεί μέρος του πραγματικού κινητήρα. Σκοπός της χρήσης της συνιστώσας αυτής είναι η σύνδεση της με τις υπόλοιπες συνιστώσες για τη συλλογή των απαραίτητων πληροφοριών από αυτές μέσω των θυρών (info ports), για τον υπολογισμό των συνολικών επιδόσεων της μηχανής.</p>	<p>Ορισμένα από τα μεγέθη τα οποία υπολογίζει είναι ο συνολικός λόγος πίεσης (OPR), η ειδική κατανάλωση καυσίμου (SFC), και η καθαρή παραγόμενη ισχύς της μηχανής (PWSD).</p>
---	--	---

**Πίνακας 5.1: Περιγραφή των συνιστωσών του προγράμματος PROOSIS, που χρησιμοποιήθηκαν για τη μοντελοποίηση του κινητήρα<sup>[4]</sup>**

Στη συνέχεια παρατίθενται στον πίνακα που ακολουθεί, οι αρχικές τιμές που δόθηκαν ως δεδομένα (data) σε κάθε μία από τις συνιστώσες που χρησιμοποιήσαμε στη μοντελοποίηση του στροβιλοκινητήρα μας.

Εικονίδιο Συνιστώσας	Περιγραφή	Σχόλια
 <b>Gen</b>	<p><b>General Component:</b></p> <p>Εισάγεται το είδος του καυσίμου που χρησιμοποιεί ο κινητήρας μας, καθώς και η θερμοδυναμική συμπεριφορά του.</p>	<p>Το καύσιμο που επιλέχθηκε για το συγκεκριμένο μοντέλο εφόσον πρόκειται για αεροπορικό κινητήρα, είναι το Jet A, το καύσιμο μας έχει θερμογόνο ικανότητα ίση με 43124 kJ/kg.</p>
 <b>Atm</b>	<p>Pamb_in=101325Pa  Tamb_in=288K  Mach=0  Τύπος ημέρας: Standard Day (STD)  humRelpct_in=0%  (σχετική υγρασία)</p>	<p>Οι τιμές που εισήχθησαν είναι οι τιμές που δίνονται από τον κατασκευαστή κατά τη δοκιμή του, οι οποίες είναι οι τιμές για Standard Day.</p>

 <p>Engine_Inlet</p>	<p>Απώλειες πίεσης αγωγού εισόδου=2%</p>	<p>Η τιμή του επιλέγεται από το χρήστη και είναι τυπική.</p>
 <p>BETA MAP</p> <p>CmpLp</p>	<p>Τύπος απομάστευσης handling bleed: μεταβλητός (VarFrcB)</p>	<p>Ο χάρτης που χρησιμοποιείται για τον αζονικό συμπιεστή είναι μέσα από τη βιβλιοθήκη του PROOSIS.</p>
 <p>BETA MAP</p> <p>CmoHoI</p>	<p>Απομάστευση προς στο στρόβιλο ισχύος</p>	<p>Ο χάρτης που χρησιμοποιείται βρίσκεται επίσης στην βιβλιοθήκη του PROOSIS.</p>
 <p>Burner</p>	<p>Βαθμός απόδοσης καύσης=99.5% Απώλειες πίεσης=4%</p>	<p>Τυπική τιμή για βαθμό απόδοσης του καυστήρα . Η τιμή των απωλειών είναι από τη βιβλιογραφία.</p>
 <p>ZETA MAP</p> <p>TrbH</p>		<p>Ο χάρτης που χρησιμοποιείται βρίσκεται στην βιβλιοθήκη του PROOSIS.</p>

	<p>Απώλειες πίεσης αγωγού=1.5%.</p>	<p>Τυπική τιμή απωλειών πίεσης αγωγού</p>
	<p>Διατομή εξόδου ακροφυσίου=0.0741m<sup>2</sup></p>	<p>Το εμβαδόν της διατομής εξόδου του ακροφυσίου προέκυψε από μέτρηση.</p>
	<p>Μηχανικός βαθμός απόδοσης άξονα που συνδέει τον στρόβιλο ισχύος με τον μειωτήρα στροφών =99%</p>	<p>Μία τυπική τιμή για μηχανικό βαθμό απόδοσης άξονα.</p>
	<p>Ο λόγος μείωσης που έχουμε επιλέξει είναι ίσος με τη μονάδα. Η επιλογή αυτή έγινε εξαιτίας της μη μοντελοποίησης της έλικας και του γεγονότος ότι το MGB, παίρνει ροπή από δύο κινητήρες κι όχι από ένα.</p>	<p>Ο λόγος μείωσης προκύπτει από τις τελικές στροφές προπέλας (256) και τις στροφές άξονα του στρόβιλου ισχύος (NP=20841), στην περίπτωση που έπαιρνε ροπή μόνο από τον ένα κινητήρα<sup>[1,21]</sup>.</p>

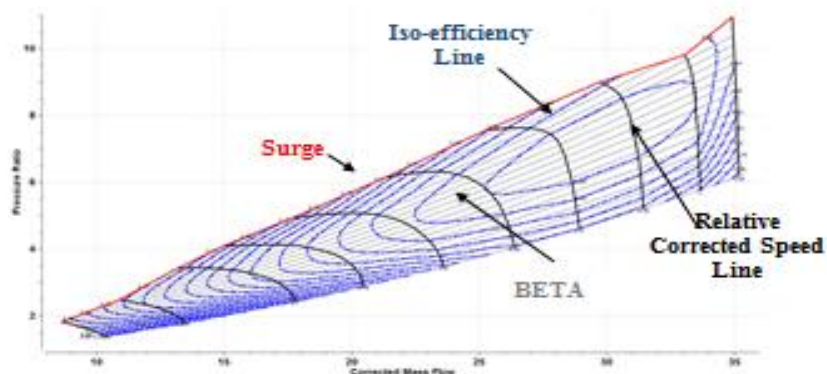
**Πίνακας 5.2: Αναφορά τιμών που χρησιμοποιήθηκαν για τη μοντελοποίηση του κινητήρα**

Όπως αναφέρθηκε και στον παραπάνω πίνακα, οι συμπιεστές και οι στρόβιλοι χρησιμοποιούν αντίστοιχα χάρτες με τις παραμέτρους BETA & ZETA που εκφράζουν σημεία επάνω στις γραμμές-β. Αυτές, αποτελούν ιδεατές γραμμές πάνω στους χάρτες που χρησιμοποιούνται ευρέως στη μοντελοποίηση διότι διευκολύνουν τον προσδιορισμό των σημείων λειτουργίας.

Συγκεκριμένα, στους συμπιεστές οι γραμμές-β έχουν μοναδικό σημείο τομής με κάθε ισοταχή (iso-N). Επομένως, γνωρίζοντας τη ταχύτητα περιστροφής και την τιμή της

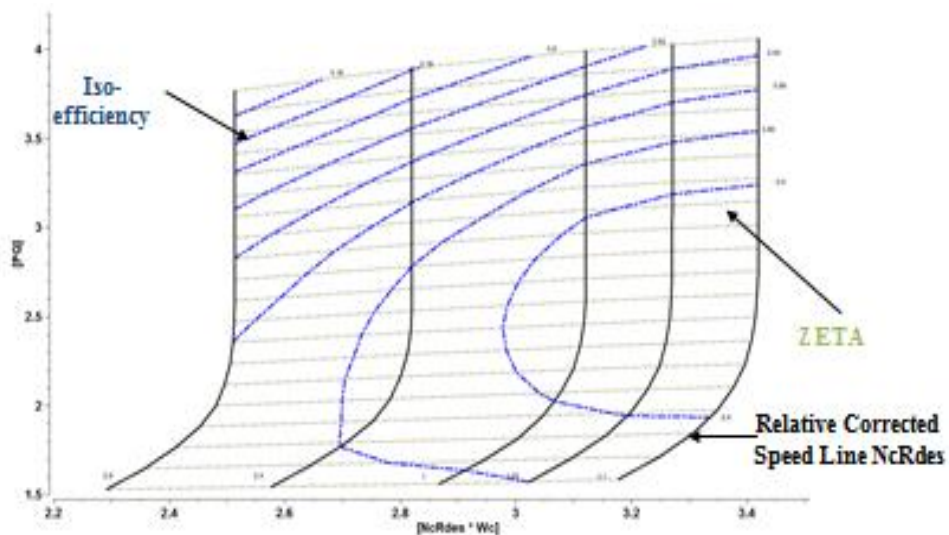


γραμμής –  $\beta$  ορίζεται ένα σημείο, το οποίο είναι μοναδικό στη χαρακτηριστική λειτουργίας της συνιστώσας. Η διαμόρφωση αυτή παρουσιάζει σημαντικό πλεονέκτημα κατά την αριθμητική επίλυση του μοντέλου, κυρίως σε σημεία λειτουργίας όπου η χαρακτηριστική του συμπιεστή είναι σχεδόν κατακόρυφη. Η παράμετρος BETA πρέπει να τονιστεί πως δεν έχει καμία φυσική σημασία και δεν μπορεί να οριστεί επακριβώς.



Σχήμα 5.2: Απεικόνιση του χάρτη συμπιεστή με γραμμές- $\beta$ <sup>[4]</sup>

Στους στροβίλους επειδή υπάρχει το φαινόμενο του στραγγαλισμού οι γραμμές- $\beta$  είναι συσχετίση λόγου πίεσης και ανηγμένων στροφών.



Σχήμα 5.3: Απεικόνιση χάρτη στροβίλου με γραμμές- $\beta$ <sup>[4]</sup>

Η παράμετρος ZETA στους στροβίλους ορίζεται ως εξής:

$$ZETA_{TrbH/TrbP} = \frac{dhqT_{map} - dhqT_{map,min}}{dhqT_{map,max} - dhqT_{map,min}}$$

## 5.2 Ανάλυση λειτουργίας στο Σημείο Σχεδίασης

Στην παρούσα ενότητα παρουσιάζεται αναλυτικά η διαδικασία επιλογής των απαραίτητων παραμέτρων και η θεμελίωση του μαθηματικού μοντέλου επίλυσης για την ανάλυση της μηχανής στο σημείο σχεδίασης. Από την ανάλυση αυτή προκύπτουν όλα τα απαραίτητα μεγέθη για την προσομοίωση της μηχανής εκτός σημείου σχεδίασης, και οι συντελεστές κλίμακας στους χάρτες λειτουργίας. Επίσης φαίνεται το σημείο σχεδίασης στους χάρτες των συνιστωσών καθώς και τα αποτελέσματα για τα μεγέθη του κύκλου σε διάφορες θέσεις της μηχανής. Η ανάγκη χρήσης των χαρτών υπό κλίμακα οφείλεται στο γεγονός πως οι χάρτες αντιστοιχούν σε μία γενική μηχανή και επομένως για να προσαρμόσουν την λειτουργία μίας συγκεκριμένης μηχανής πρέπει να υποστούν αλλαγές στην έκφραση του βαθμού απόδοσης, των στροφών, της παροχής και του λόγου πίεσης ή του λόγου αποτόνωσης. Αυτή η διαδικασία λαμβάνει χώρα κατά την επιλογή του σημείου σχεδίασης από όπου προκύπτουν οι αντίστοιχοι συντελεστές κλίμακας για τον κάθε χάρτη.

Κατά τη διαδικασία επιλογής του σημείου σχεδίασης ο χρήστης επιλέγει τους ισηντροπικούς βαθμούς απόδοσης των συνιστωσών από τη βιβλιογραφία για το επίπεδο τεχνολογίας του κινητήρα και έτσι προκύπτουν οι συντελεστές κλίμακας για τους βαθμούς απόδοσης ( $s_{mapEff}$ ).

Επίσης, επιλέγει τις τιμές των διορθωμένων στροφών στο σημείο σχεδίασης ( $NcRdes$ ) και σε ποιο σημείο θα βρίσκονται αυτές επάνω στο χάρτη χωρίς κλίμακα ( $NcRdesmap$ ). Σε αυτή την περίπτωση ο χρήστης θα αξιοποιήσει τις δύο μεταβλητές που αναφέρθηκαν, δηλαδή τις  $NcRdes$  και  $NcRdesmap$ , κι έτσι θα προκύψουν οι συντελεστές κλίμακας για τις στροφές ( $s_{map\_NcRdes}$  και  $s_{mapNc}$ ).

Αρχικά, επιλέγονται κατάλληλα οι παράμετροι για την ανάλυση της λειτουργίας του κινητήρα στο σημείο σχεδίασης. Η διαδικασία της επιλογής των παραμέτρων είναι κρίσιμη γιατί με το σημείο σχεδίασης της μηχανής, καθορίζεται το σημείο των χαρτών των συνιστωσών του κινητήρα (συμπιεστών και στροβίλων) στο οποίο θα παρουσιάζονται οι μέγιστες επιδόσεις του κινητήρα. Η επιλογή αυτή είναι σημαντική και για την ανάλυση λειτουργίας του κινητήρα εκτός σημείου σχεδίασης που θα αναλυθεί στο επόμενο κεφάλαιο.

Για την επιλογή του σημείου σχεδίασης χρησιμοποιούνται δεδομένα από τη βιβλιογραφία, τα οποία αντιστοιχούν στο 100% της ροπής, με την οποία τροφοδοτείται το Main Gear Box (MGB), το οποίο με τη σειρά του μεταφέρει τη ροπή στην έλικα.

Από τα δεδομένα μας σε αυτό το σημείο λειτουργίας του κινητήρα έχουμε τα ακόλουθα:

Ισχύς στον άξονα εξόδου PWSD=1367500Watt  
Ταχύτητα περιστροφής στροβίλου ισχύος NP=20841rpm (100%)  
Ροπή TRQSD=626.6 Nm  
Ταχύτητα περιστροφής στροβίλου αεριογόνου NG=36300rpm (100%)

Το σημείο που επιλέξαμε ως σημείο σχεδίασης είναι το κατώτατο όριο της λειτουργίας του κινητήρα μας, σύμφωνα με τη βιβλιογραφία, σε συνεχή (continuous) κατάσταση λειτουργίας.

Έχοντας κάνει τη μεταγλώττιση (compile) στο σχηματικό του κινητήρα χωρίς να έχει παρουσιάσει ένδειξη σφάλματος, δημιουργείται ένα design partition στο οποίο επιλέγονται οι παρακάτω 20 παράμετροι προς σχεδίαση:

- 16 συντελεστές κλίμακας των χαρτών, 4 συντελεστές για κάθε συνιστώσα (CmpLp, CmpHp, TrbH, TrbP).
- 4 τιμές διορθωμένων στροφών σημείου σχεδίασης (Ncdes), 1 για κάθε συνιστώσα.

Στη συνέχεια, για να επιλυθεί το πρόβλημα είναι απαραίτητες 22 μεταβλητές οριακών συνθηκών:

Δύο τιμές BETA για τους δύο συμπιεστές, δύο τιμές ZETA για τους δύο στροβίλους και 4 τιμές NcRdes και NcRdesmap (ένα ζευγάρι για κάθε συνιστώσα). Αυτά τα δεδομένα των οριακών συνθηκών ορίζουν σε ποιά θέση του χάρτη κάθε συνιστώσας θα οριστεί το σημείο σχεδίασης.

- Η παροχή αέρα στην είσοδο της μηχανής (W1)
- Οι 4 ισεντροπικοί βαθμοί απόδοσης των συνιστωσών
- Οι δύο λόγοι πίεσης των συμπιεστών (CW) γνωρίζοντας ότι ο συνολικός λόγος πίεσης είναι 14,2
- Η ταχύτητα περιστροφής της αεριογόνου και οι στροφές του στροβίλου ισχύος (NG και NP)
- Η ισχύς στο σημείο σχεδίασης (PWSD)
- Ακόμα, εισάγεται ως απαιτούμενη αλγεβρική μεταβλητή ο λόγος καυσίμου προς τον εισερχόμενο αέρα (Bm.FARinj).

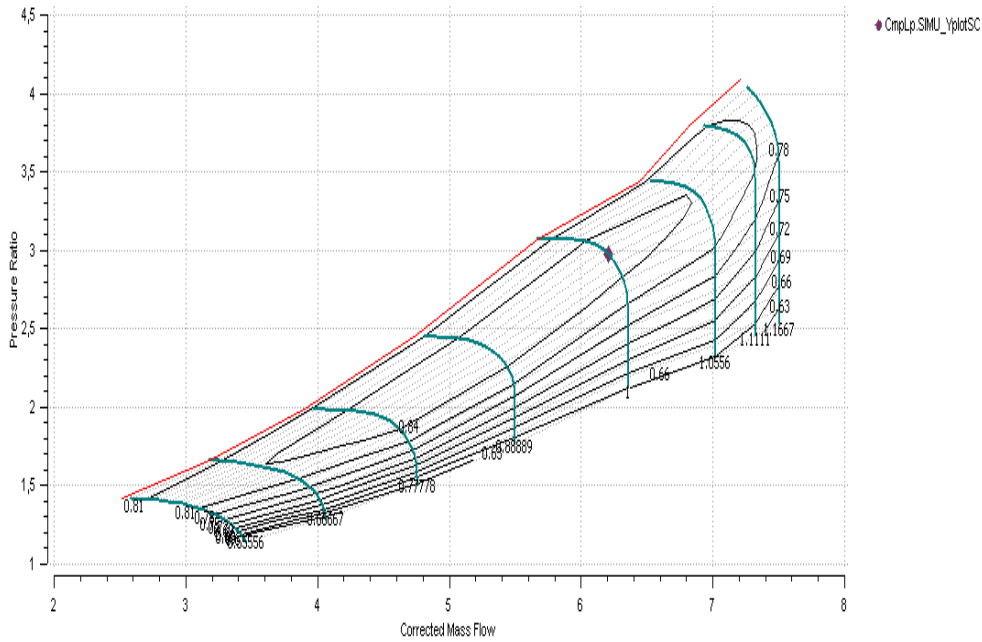
Σε αυτό το σημείο το μαθηματικό μοντέλο είναι έτοιμο, όμως πριν γίνει η προσομοίωση είναι απαραίτητος ο προσδιορισμός των παρακάτω παραμέτρων (data) μέσα στις συνιστώσες:

- χάρτες λειτουργίας
- συνθήκες πτήσης
- απώλειες πίεσης στους αγωγούς και στο θάλαμο καύσης
- βαθμός απόδοσης καύσης
- ποσότητα απομαστεύσεων
- μηχανικοί βαθμοί απόδοσης

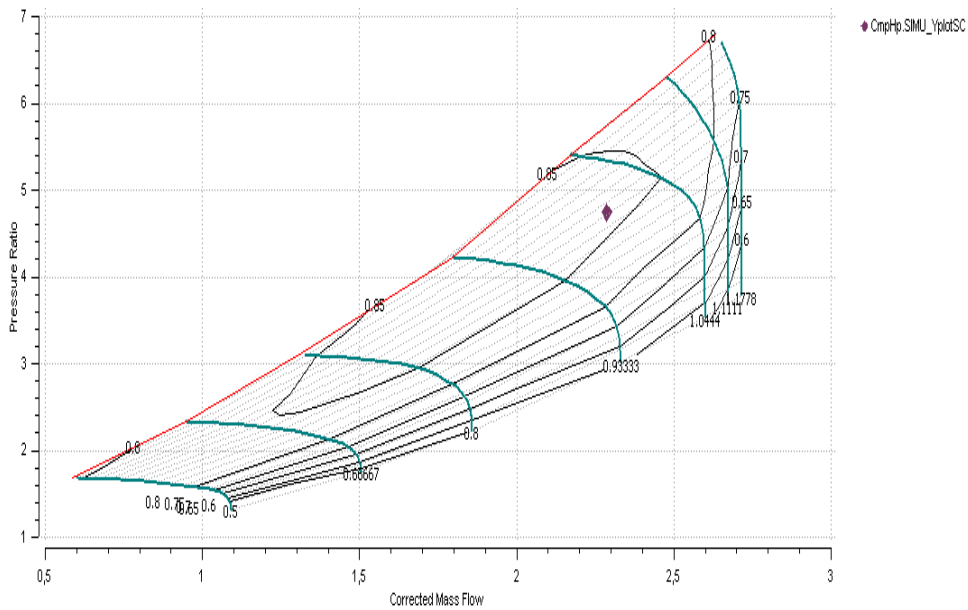
Οπότε, το experiment για τον καθορισμό του design point είναι έτοιμο και απομένει να δοθούν τιμές για τις 22 μεταβλητές των οριακών συνθηκών που προαναφέρθηκαν:

- CmpHp.BETA =0.65
- CmpHp.NcRdes = 1
- CmpHp.NcRdesMap =0.9
- CmpHpCW =4.79
- CmpHp.eff = 0.86
- CmpLp.BETA = 0.65
- CmpLp.NcRdes = 1
- CmpLp.NcRdesMap = 0.9
- CmpLpCW = 2.96 (CmpLpCW \* CmpHpCW=14.2)
- CmpLp.eff =0.85
- TrbH.NcRdes = 1
- TrbH.NcRdesMap = 1
- TrbH.ZETA = 0.5
- TrbH.eff = 0.87
- TrbP.NcRdes = 1
- TrbP.NcRdesMap = 1.1
- TrbP.ZETA = 0.65
- TrbP.eff =0.8998
- NG =36300 (100%)
- NP = 20841 (100%)
- W1 = 6.173
- PWSD =1367500

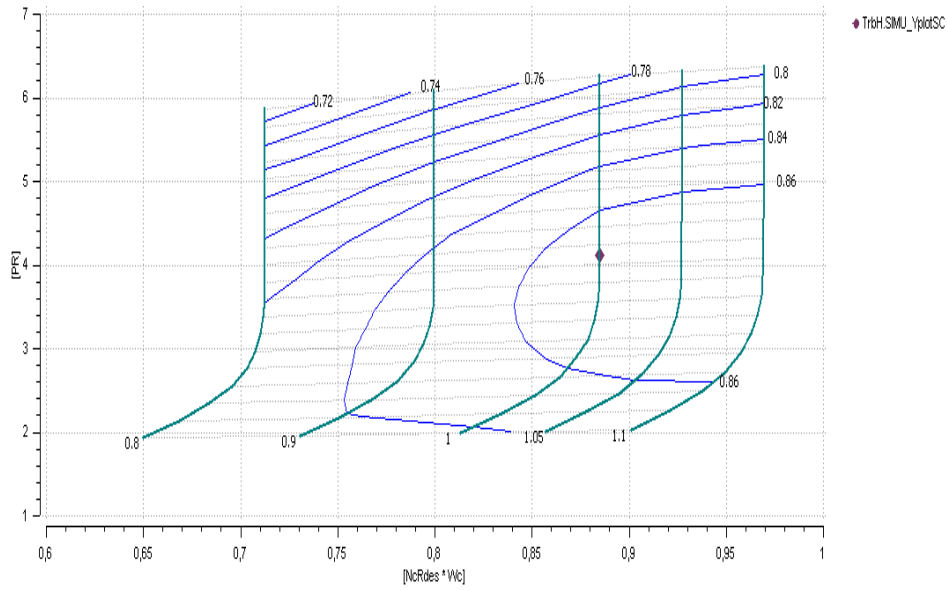
Αφού δοθούν οι παραπάνω τιμές ως είσοδοι του design experiment εκτελείται η προσομοίωση του σημείου σχεδίασης και πέρα από επιδόσεις και τιμές θερμοδυναμικών μεγεθών κατά μήκος του κινητήρα γίνεται εμφανής η θέση του σημείου αυτού πάνω στους χάρτες των επιμέρους συνιστωσών. Επιπλέον, οι τιμές των θερμοδυναμικών μεγεθών κατά μήκος του κινητήρα θα παρουσιαστούν με την μορφή πινάκων ανά συνιστώσα πάνω στο σχηματικό του κινητήρα.



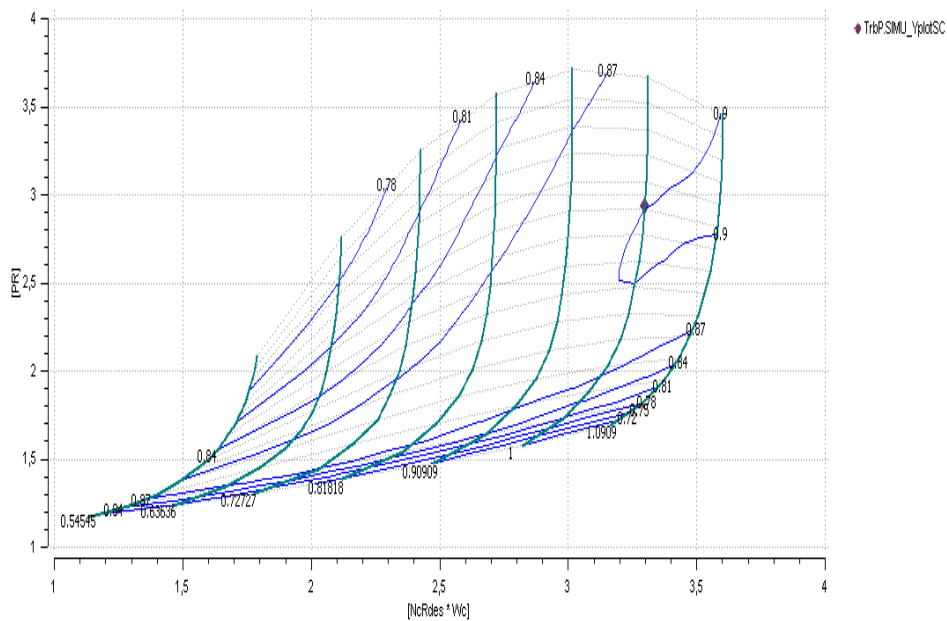
Σχήμα 5.4: Σημείο σχεδίασης πάνω στο χάρτη του συμπιεστή χαμηλής πίεσης



Σχήμα 5.5: Σημείο σχεδίασης πάνω στο χάρτη του συμπιεστή υψηλής πίεσης

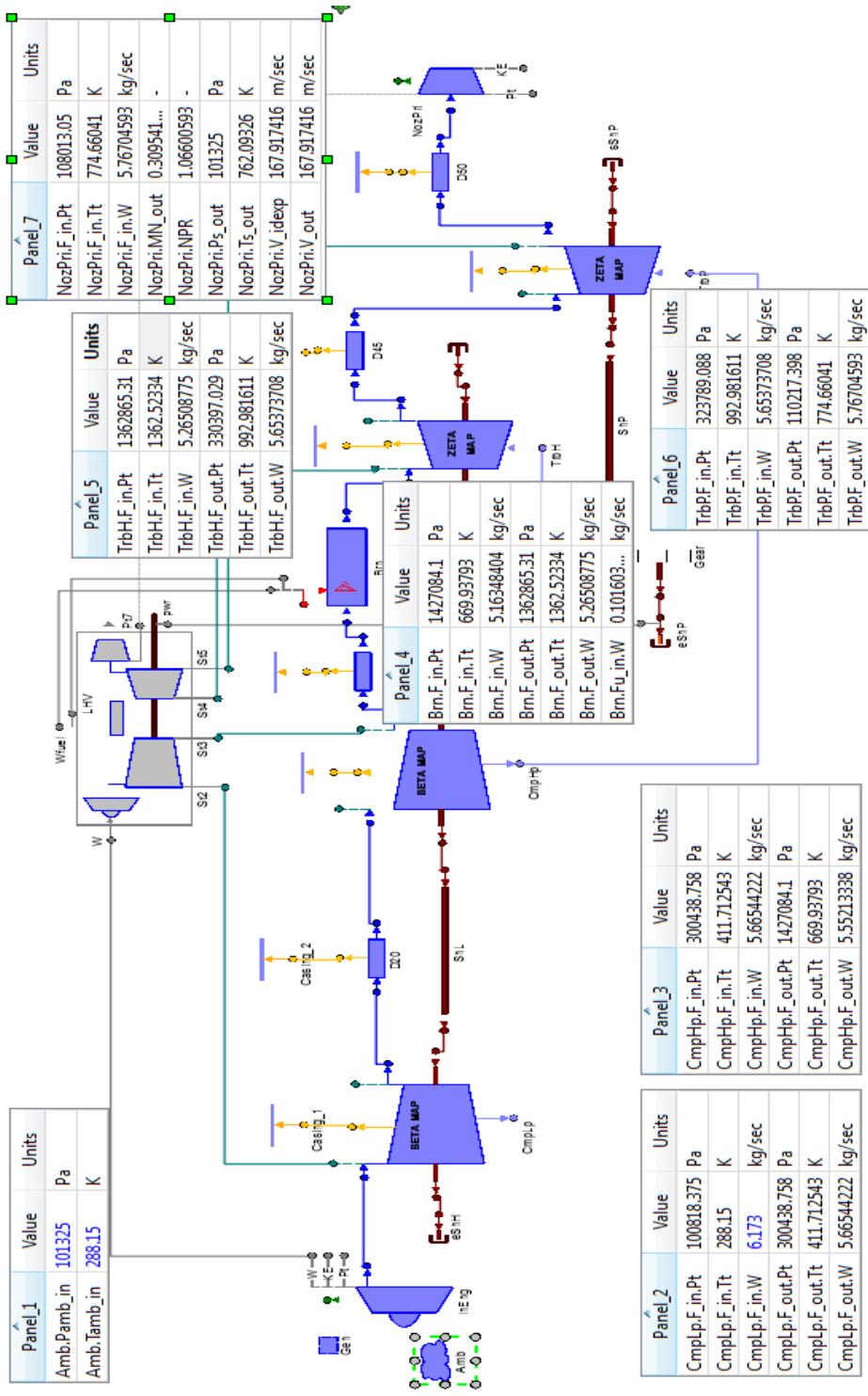


Σχήμα 5.6: Σημείο σχεδίασης πάνω στο χάρτη του στροβίλου της αεριογόνου



Σχήμα 5.7: Σημείο σχεδίασης πάνω στο χάρτη του στροβίλου ισχύος

Στο Σχήμα 5.8 απεικονίζονται τα αποτελέσματα της προσομοίωσης κατά την εκτέλεση του design experiment.



Σχήμα 5.8: Αποτελέσματα κατά την εκτέλεση του design experiment

Ο Πίνακας 5.3 παρουσιάζει τους συντελεστές κλίμακας και τις διορθωμένες ταχύτητες περιστροφής του κινητήρα στο σημείο σχεδίασης.

CmpHp.NcDes (rpm)	30368,19
CmpHp.s_NcRdes_in (-)	1,111111
CmpHp.s_mapEff_in (-)	1,021978
CmpHp.s_mapPR_in (-)	1,500917
CmpHp.s_mapWc_in (-)	2,620438
CmpLp.NcDes (rpm)	36300
CmpLp.s_NcRdes_in (-)	1,111111
CmpLp.s_mapEff_in (-)	1,0186
CmpLp.s_mapPR_in (-)	1,224241
CmpLp.s_mapWc_in (-)	1,435786
TrbH.NcDes (rpm)	16889,06
TrbH.s_mapEff_in (-)	0,956575
TrbH.s_mapNc_in (-)	1
TrbH.s_mapPR_in (-)	1,757322
TrbH.s_mapWc_in (-)	0,283515
TrbP.NcDes (rpm)	11244,93
TrbP.s_mapEff_in (-)	0,958866
TrbP.s_mapNc_in (-)	0,909091
TrbP.s_mapPR_in (-)	0,975327
TrbP.s_mapWc_in (-)	0,029652

**Πίνακας 5.3: Συντελεστές κλίμακας και Διορθωμένης ταχύτητας Περιστροφής για τις Συνιστώσες στο Σημείο Σχεδίασης**

Σε αυτό το σημείο έχουμε ολοκληρώσει την ανάλυση λειτουργίας στο σημείο σχεδίασης και θα προχωρήσουμε στην ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης, η οποία περιγράφεται στο επόμενο κεφάλαιο.



# 6

## Ανάλυση του κινητήρα RTM322 εκτός σημείου σχεδίασης

Στο κεφάλαιο αυτό θα αναλύσουμε τη λειτουργία του κινητήρα εκτός του σημείου σχεδίασης. Τα σημεία που θα χρησιμοποιήσουμε, για την ανάλυση αυτή, προέρχονται από τη ανοιχτή βιβλιογραφία. Στο σύνολο θα χρησιμοποιήσουμε τρία σημεία, ένα εκ των οποίων είναι το σημείο σχεδίασης, που αναλύσαμε στο προηγούμενο κεφάλαιο.

Στην ανάλυση που θα πραγματοποιήσουμε, θα υπολογίσουμε αρχικά τα θερμοδυναμικά χαρακτηριστικά της μηχανής για κάθε σημείο λειτουργίας. Με τον τρόπο αυτό θέλουμε να φτιάξουμε ένα γενικό μοντέλο για τον κινητήρα. Στη συνέχεια αφού έχουμε υλοποιήσει το γενικό μοντέλο θα χρησιμοποιήσουμε τα δεδομένα που έχουμε για τους κινητήρες από τις πτήσεις των ελικοπτέρων με σκοπό να υλοποιήσουμε ένα ειδικό μοντέλο. Το ειδικό αυτό μοντέλο θα είναι προσαρμοσμένο (adapted) στα δεδομένα των πτήσεων.

### 6.1 Λειτουργία του μοντέλου σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης

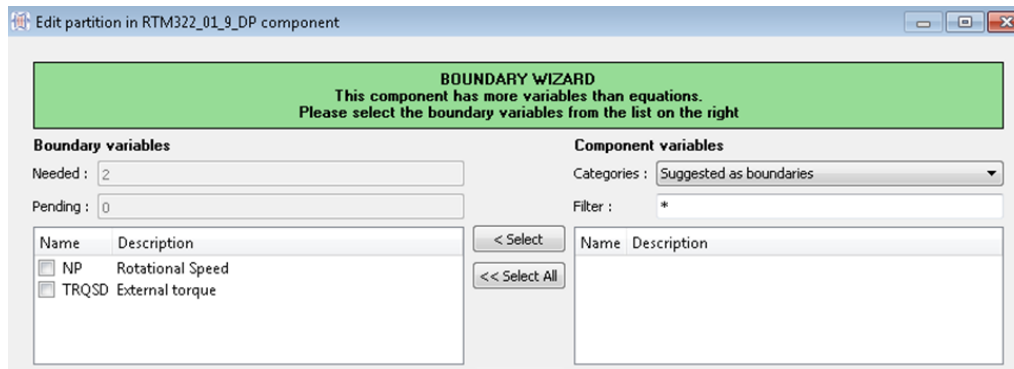
Ο πίνακας που ακολουθεί παρουσιάζει τα τρία σημεία που θα αναλύσουμε στη λειτουργία του στροβιλοκινητήρα RTM322 εκτός του σημείου σχεδίασης.

	PWSD (Watt)	TRQSD (%)	NP(%)
Design Point	1367500	100%	100%
Max continuous	1664000	121%	100%
Take off	1781000	130%	100%

**Πίνακας 6.1: Πίνακας επιδόσεων των σημείων λειτουργίας εκτός σημείου σχεδίασης<sup>[1,21]</sup>**

Σκοπός της ανάλυσης μας είναι τα υπολογιζόμενα μεγέθη, ταχύτητα περιστροφής του άξονα της αεριογόνου και ενδιάμεση θερμοκρασία στροβίλων (ITT), να είναι εντός των ανώτατων ορίων σύμφωνα με τη βιβλιογραφία.

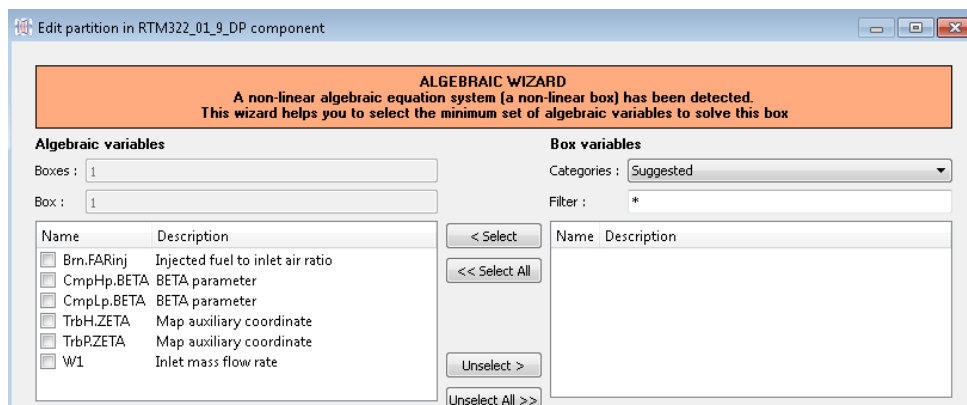
Για τη λειτουργία του μοντέλου μας σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης, δημιουργούμε ένα default partition και οι τιμές για τα boundary variables του σημείου σχεδίασης, παραμένουν ως έχουν από το design partition. Στο default partition επιλέγουμε ως boundary variables, όπως φαίνεται και στο σχήμα παρακάτω, την ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου ισχύος (NP), καθώς και τη ροπή (TRQSD).



Σχήμα 6.1: Οριακές μεταβλητές - default partition<sup>[4]</sup>

Η επιλογή των δύο αυτών οριακών μεταβλητών είναι λογική επειδή ο στροβιλοκινητήρας που μελετάμε παράγει ισχύ την οποία διοχετεύει μέσω του άξονα ισχύος στο MGB, και στη συνέχεια με τη σειρά του δίνει κίνηση στην έλικα του ελικοπτέρου, η οποία περιστρέφεται με σταθερές στροφές. Για το λόγο αυτό η απαίτησή μας είναι πάντα οι σταθερές στροφές του στροβίλου ισχύος (100%).

Στη συνέχεια ορίζουμε τις αλγεβρικές μεταβλητές, που στην περίπτωση που μελετάμε είναι οι ακόλουθες έξι, οι παράμετροι BETA των δύο συμπιεστών, οι παράμετροι ZETA των δύο στροβίλων, η παροχή αέρα του κινητήρα (W1), και ο λόγος καυσίμου-αέρα. Οι έξι αλγεβρικές μεταβλητές μεταβάλλονται, κατά τη αλλαγή των παραμέτρων ελέγχου, που είναι οι οριακές μεταβλητές. Εκτός αυτών των μεταβλητών, μεταβάλλονται ακόμα οι λόγοι πίεσης, οι βαθμοί απόδοσης των συνιστωσών, όπως κι η θέση των σημείων πάνω στους χάρτες.

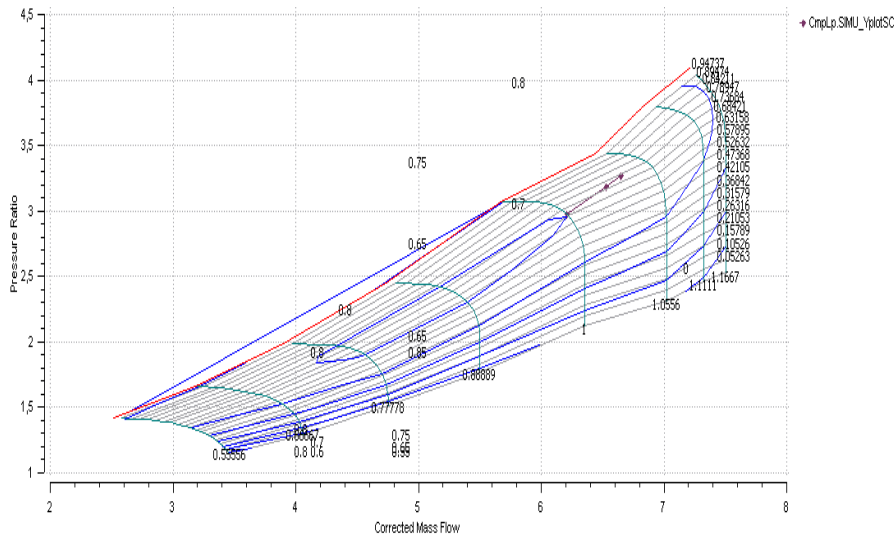


Σχήμα 6.2: Αλγεβρικές μεταβλητές - default partition<sup>[4]</sup>

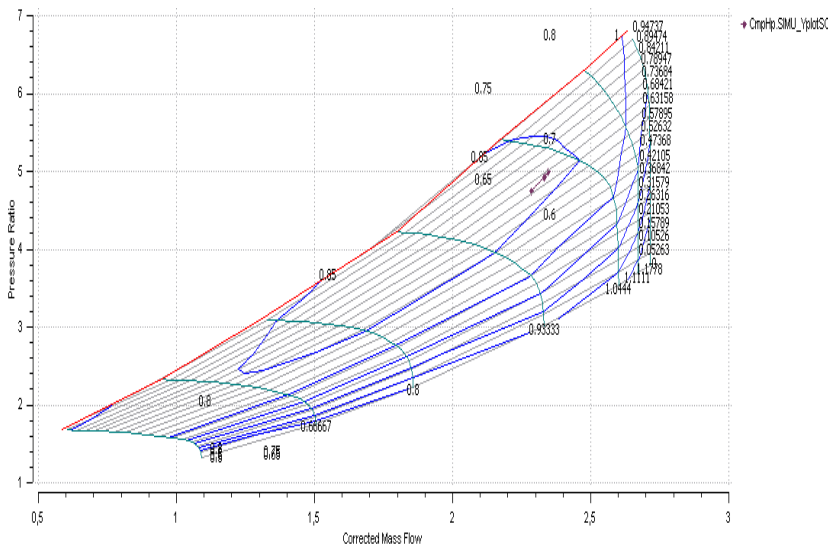
Έχοντας ολοκληρώσει τη σύνταξη του default partition, σειρά έχει η εκτέλεση νέου πειράματος σε γλώσσα προγραμματισμού EL, στο οποίο ορίζονται τα σημεία εκτός

σχεδίασης στα οποία θα λειτουργήσει το μοντέλο του κινητήρα μας. Προκειμένου να οριστούν τα σημεία λειτουργίας εκτός σχεδίασης, ορίζουμε τις τιμές των οριακών μεταβλητών κάθε φορά.

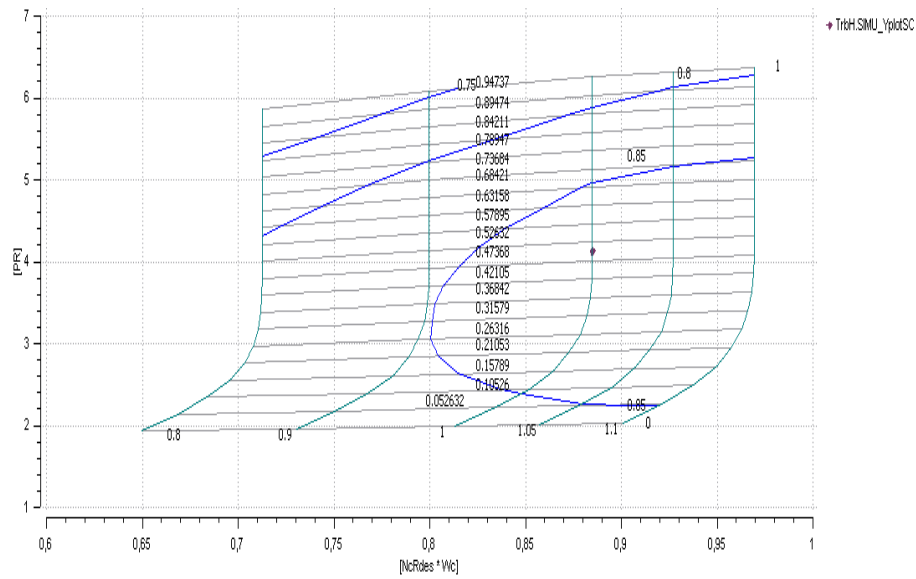
Τρέχοντας το experiment του default partition προκύπτουν οι ακόλουθες γραμμές λειτουργίας στους χάρτες των συνιστωσών.



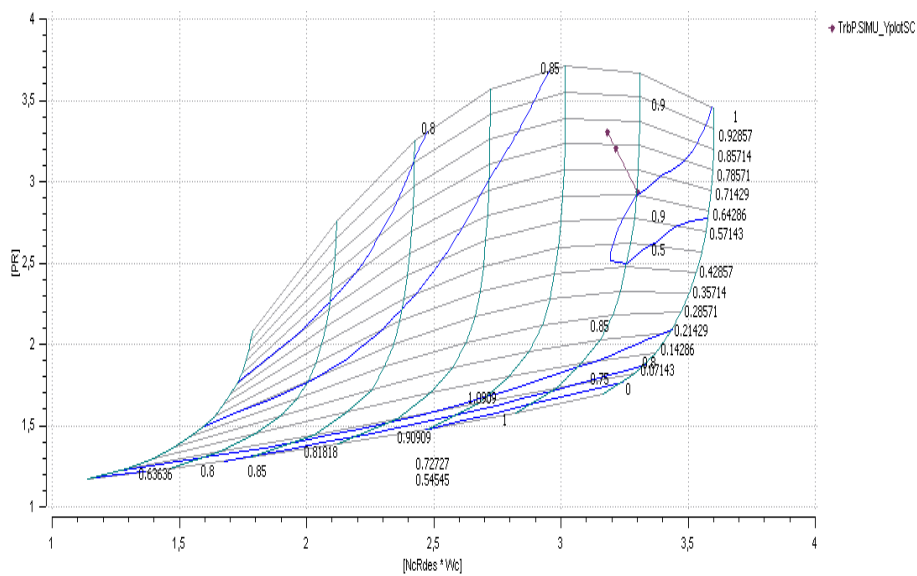
**Σχήμα 6.3: Σημεία λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης στο χάρτη του αξονικού συμπιεστή**



**Σχήμα 6.4: Σημεία λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης στο χάρτη του ακτινικού συμπιεστή**



Σχήμα 6.5: Σημεία λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης στο χάρτη του στροβίλου της αεριογόνου



Σχήμα 6.6: Σημεία λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης στο χάρτη του στροβίλου ισχύος

Στον πίνακα που ακολουθεί φαίνονται οι επιδόσεις των σημείων λειτουργίας εκτός του σημείου σχεδίασης, για την ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου της αεριογόνου και για την ενδιάμεση θερμοκρασία στροβίλου.

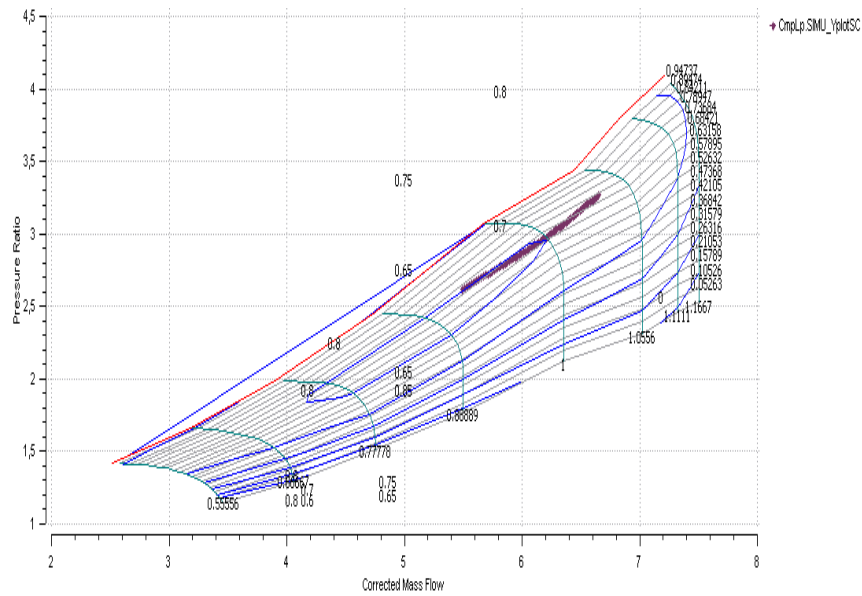
	PWSD (W)	NG (rpm)	<Max limit NG	ITT (K)-Tt44	< Max limit ITT
Design Point	1367500	36300	TRUE	992,981613	TRUE
Max continuous	1664000	37343,75	TRUE	1053,4414	TRUE
Take off	1781000	37722,18	TRUE	1076,96189	TRUE

**Πίνακας 6.2: Πίνακας επιδόσεων των σημείων λειτουργίας εκτός σημείου σχεδίασης**

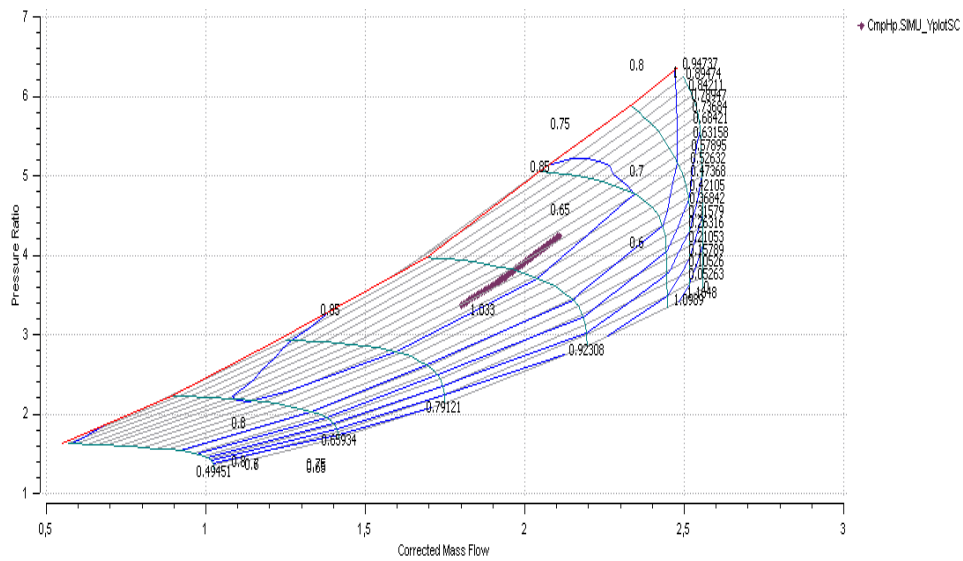
Παρατηρώντας τον παραπάνω πίνακα διαπιστώνουμε ότι έχουμε επιτύχει τον αρχικό μας σκοπό, αφού τόσο η ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου της αεριογόνου, όσο και η ενδιάμεση θερμοκρασία στροβίλου είναι και για τα τρία σημεία που μελετήσαμε εντός των ανώτατων ορίων που ο κατασκευαστής ορίζει για τη λειτουργία του κινητήρα σε κάθε ένα από αυτά.

## 6.2 Γραμμή λειτουργίας (operating line)

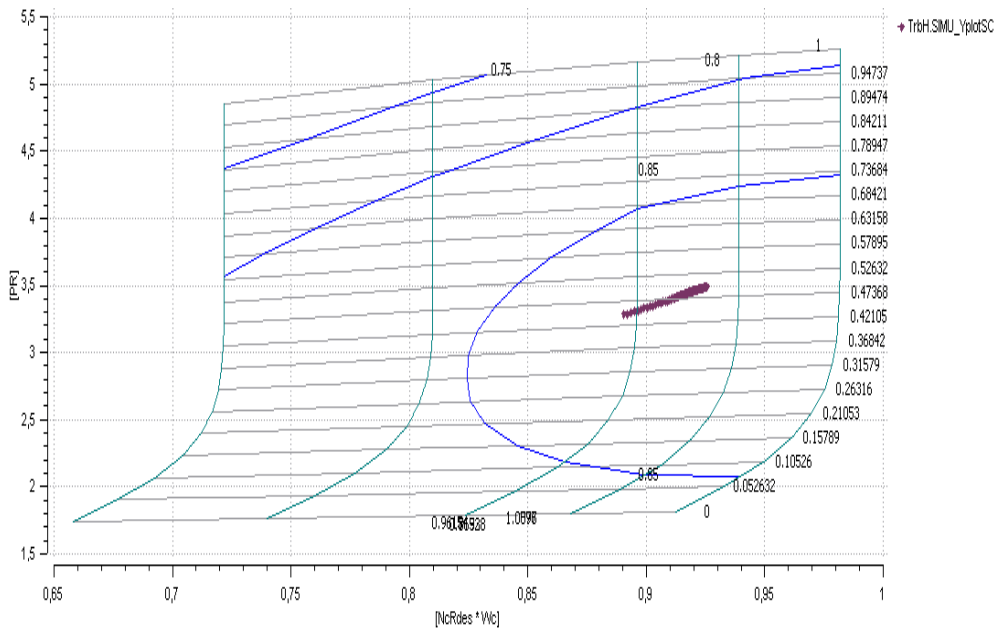
Η λειτουργία του κινητήρα σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης, προσομοιώνεται με το πείραμα της προηγούμενης παραγράφου, εισάγοντας τις τιμές των αντίστοιχων boundary variables, που στην περίπτωση που μελετάμε είναι η ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου ισχύος (NP) και η ροπή (TRQSD) για διάφορα σημεία λειτουργίας του κινητήρα. Για να υπολογίσουμε μια γραμμή λειτουργίας του κινητήρα διατηρούμε σταθερές στροφές στροβίλου ισχύος 20841rpm (100%), ενώ η ροπή (TRQSD) μεταβάλλεται από το 60% μέχρι το 130% της τιμής του σημείου σχεδίασης. Ο λόγος για τον οποίο επιλέχθηκε ως ανώτατη τιμή το 130% της ροπής είναι γιατί αντιστοιχεί στο ποσοστό της ροπής που απαιτείται από κάθε κινητήρα του ελικοπτέρου, κατά τη φάση της απογείωσης, σε σχέση με την τιμή που απαιτείται στο σημείο σχεδίασης. Έτσι προκύπτουν οι παρακάτω χάρτες με τη γραμμή λειτουργίας για κάθε μια από τις συνιστώσες του κινητήρα μας.



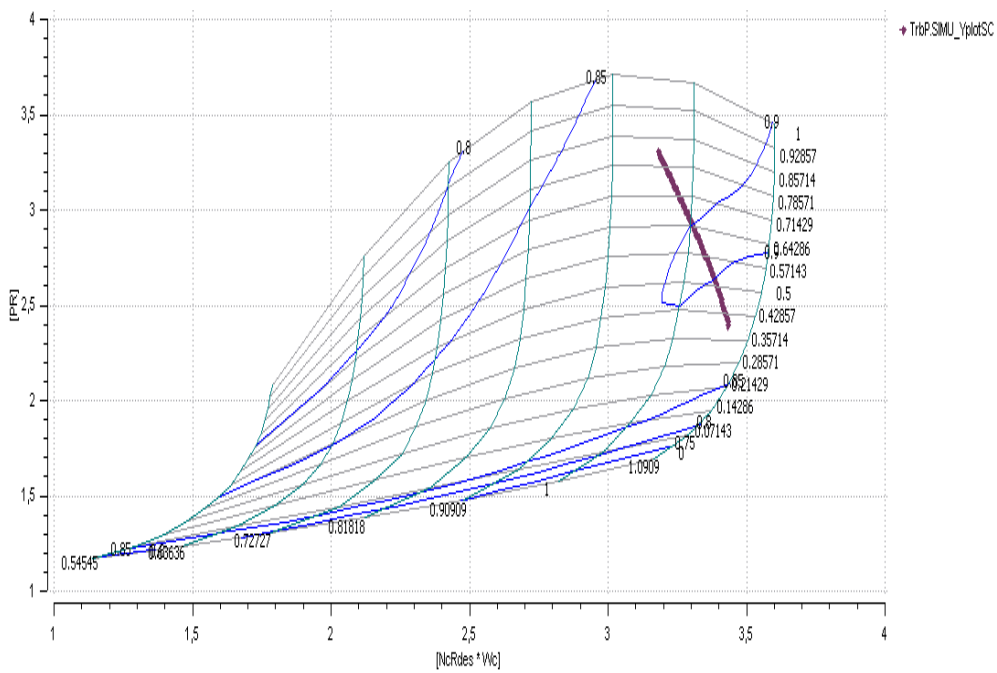
Σχήμα 6.7: Γραμμή λειτουργίας στο χάρτη του αξονικού συμπιεστή



Σχήμα 6.8: Γραμμή λειτουργίας στο χάρτη του ακτινικού συμπιεστή



Σχήμα 6.9: Γραμμή λειτουργίας στο χάρτη του στροβίλου της αεριογόνου



Σχήμα 6.10: Γραμμή λειτουργίας στο χάρτη του στροβίλου της αεριογόνου

### 6.3 Ανάλυση των δεδομένων πτήσης

Έχοντας δει πως συμπεριφέρεται το μοντέλο σε σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης στο σημείο αυτό θα δούμε πώς συγκρίνεται με πραγματικά δεδομένα από πτήσεις. Τα δεδομένα που έχουμε στη διάθεσή μας για σύγκριση προέρχονται από δοκιμαστικές πτήσεις των ελικοπτέρων με σκοπό τον έλεγχο απόδοσης των κινητήρων τους. Συγκεκριμένα τα δεδομένα μας προέρχονται από έναν κινητήρα RTM322 ενός ελικοπτέρου MRH90 του Στρατού της Αυστραλίας τα οποία διατίθενται ελεύθερα στο διαδίκτυο, και από οκτώ κινητήρες RTM322 τεσσάρων ελικοπτέρων NH90, του Ελληνικού Στρατού, τα οποία μας παραχωρήθηκαν ύστερα από αίτημα μου για τη μελέτη του εν λόγω κινητήρα.

Στο Σχήμα 6.11 παρουσιάζονται τα δεδομένα από τον κινητήρα RTM322 του Αυστραλιανού ελικοπτέρου MRH90, όπως είναι αναρτημένα στο Διαδίκτυο.

Από το σχήμα αυτό διαπιστώνουμε ότι πρόκειται για ένα λογιστικό φύλλο στο οποίο παρακολουθείται και αναλύεται η διασφάλιση της απόδοσης ισχύος του κινητήρα. Λογιστικά φύλλα αυτής της μορφής χρησιμοποιούνται από όλους τους Οργανισμούς Συντήρησης αεροπορικών κινητήρων. Για να είμαστε όμως πιο σαφείς ας αναλύσουμε την όλη διαδικασία από την αρχή.

Τα ελικόπτερα NH90 είναι εφοδιασμένα με το σύστημα **MDS- Monitoring and Diagnostic System**, δηλαδή με ένα σύστημα παρακολούθησης και διάγνωσης, το οποίο παρακολουθεί τα κύρια συστήματα του ελικοπτέρου (π.χ κινητήρες), καταγράφει τις ώρες πτήσης και τις συνθήκες των εξαρτημάτων με σκοπό να παρέχει τις απαραίτητες πληροφορίες στο προσωπικό συντήρησης. Οι πληροφορίες αυτές αποθηκεύονται σε μία κάρτα μνήμης και οι οποίες στη συνέχεια μεταφέρονται στο **GLIMS - Ground Logistic Management Information System**, δηλαδή έναν σταθμό εδάφους ο οποίος διαχειρίζεται τις πληροφορίες που καταγράφονται από το σύστημα MDS.

Κατά τις δοκιμαστικές πτήσεις που γίνονται από τους ιπταμένους σε συνεργασία με τους ιπτάμενους μηχανικούς προκειμένου να ελέγξουν την απόδοση ισχύος του κινητήρα ακολουθείται μία διαδικασία η οποία στηρίζεται στην εξής αρχή: **Minimum Aged Engine Model**, στο μοντέλο κινητήρα ελάχιστης γήρανσης, η οποία απεικονίζεται στο Σχήμα 6.12. Επιπλέον στο Σχήμα 6.13 απεικονίζεται η αρχή του ελέγχου ισχύος του κινητήρα.



Engine and Configuration		Engine										Reference ETP Trend Monitoring JJA-A71-10-10-00B-10A-A									
Engine		SIC: 3131		Pos: LH		ASL: Yes		IRS: Yes		LOD: Yes		PPI T4		Validity		M314		M314		M1	
Flight Details		Barometric				Power Parameters				Trend											
HIC	Type	Date	Maintenance	AFHR	OAT [°C]	T1 [°C]	PA [H/P]	Pto [mb]	IAS [Kts]	TAS [Kts]	TQ [lbm]	σ [°]	Ilg [%]	T4 [°C]	IP [%]	Em [%]	PPI MG [%]	Validity [%]	M314	M314	M1
440-015		15/04/2010		30	15.0°C	16.0°C	3000h	907mb	130 Kts	136 Kts	58.0%	95.2%	687°C	+100.0%	76.0%	104.12%	102.29%	-0.17%			
440-015		02/10/2010		56	23.5°C	23.0°C	3000h	908mb	140 Kts	140 Kts	71.9%	97.7%	734°C	+100.0%	84.0%	104.63%	107.35%	-0.29%			
440-015		27/10/2010		76	24.5°C	25.0°C	1500h	980mb	138 Kts	142 Kts	65.2%	98.8%	701°C	+100.0%	80.0%	105.97%	109.18%	-0.20%	04.91%		18.27%
440-015		10/11/2010		96	23.5°C	24.0°C	1500h	980mb	140 Kts	143 Kts	68.1%	98.8%	703°C	+100.0%	81.0%	105.90%	108.27%	-0.15%	02.91%		18.27%
440-015		23/03/2011		110	27.0°C	27.0°C	1500h	900mb	125 Kts	125 Kts	60.0%	96.6%	692°C	+100.0%	79.0%	105.54%	107.90%	-0.13%	07.81%		18.63%
440-015		11/05/2011		125	22.5°C	22.0°C	1500h	959mb	130 Kts	136 Kts	64.0%	96.3%	696°C	+100.0%	78.0%	105.59%	107.74%	-0.17%	05.81%		10.27%
440-015		21/07/2011		145	18.0°C	18.0°C	1500h	959mb	130 Kts	138 Kts	58.5%	95.2%	666°C	+100.0%	75.0%	105.68%	107.30%	-0.12%	06.91%		10.27%
440-015		21/11/2011		158	24.0°C	24.0°C	1500h	980mb	133 Kts	140 Kts	38.3Nm	96.0%	682°C	+100.0%	79.0%	109.82%	103.75%	-0.46%	07.12%		08.92%
440-015		17/05/2012		175	20.0°C	20.0°C	1500h	980mb	130 Kts	132 Kts	58.0%	95.5%	662°C	+100.0%	75.0%	105.07%	109.45%	-0.44%	07.12%		08.92%
440-015		04/05/2012		188	24.0°C	24.0°C	1500h	959mb	160 Kts	162 Kts	85.6%	98.3%	755°C	+100.0%	87.0%	105.47%	108.43%	-0.15%	06.33%		10.81%
440-015		05/05/2012		193	20.5°C	20.0°C	1500h	950mb	160 Kts	147 Kts	80.0%	97.5%	751°C	+100.0%	86.0%	105.10%	103.67%	-0.13%	05.78%		10.04%
440-015	N	05/08/2012		208	18.0°C	18.0°C	1500h	958mb	144 Kts	138 Kts	65.7%	96.0%	680°C	+100.0%	79.0%	104.80%	107.66%	-0.13%	05.31%		18.59%
440-015	N	11/08/2012		208	21.0°C	15.00h	959mb	140 Kts	145 Kts	427Nm	98.8%	96.8%	708°C	+100.0%	81.0%	104.58%	107.78%	-0.21%	09.25%		18.59%
440-015	N	24/09/2012	Other	223	19.0°C	5000h	844mb	120 Kts	134 Kts	372Nm	98.4%	98.4%	702°C	+100.0%	79.0%	105.60%	108.29%	-0.19%	07.01%		07.81%
440-015	A	22/10/2012	Other	240	22.5°C	25.7°C	3000h	908mb	150 Kts	163 Kts	89.6%	99.4%	790°C	+100.0%	91.0%	104.50%	111.27%	-0.10%	06.91%		10.15%
440-015	N	26/11/2012	Other	258	23.0°C	30.00h	908mb	138 Kts	145 Kts	428Nm	97.4%	99.4%	723°C	+100.0%	83.0%	104.38%	107.13%	-0.13%	06.48%		18.82%
440-015	N	10/12/2012	Other	276	21.0°C	30.00h	913mb	131 Kts	138 Kts	403Nm	96.7%	96.7%	702°C	+100.0%	81.0%	105.80%	107.80%	-0.20%	06.53%		18.82%
440-015	N	25/01/2013	Other	296	18.0°C	5000h	840mb	125 Kts	140 Kts	372Nm	98.0%	98.0%	698°C	+100.0%	79.0%	105.89%	108.97%	-0.18%	04.72%		07.81%
440-015	A	04/03/2013	Air intake Change	297	10.0°C	10000h	097mb	134 Kts	159 Kts	505Nm	99.2%	99.2%	819°C	+100.0%	95.0%	104.32%	108.49%	-0.24%	04.91%		07.12%
440-015	A	14/03/2013	Other	312	16.0°C	5000h	841mb	150 Kts	162 Kts	530Nm	98.0%	98.0%	780°C	+100.0%	90.0%	105.54%	107.71%	-0.23%	04.25%		07.81%
440-015	A	25/03/2013	Other	329	21.0°C	30.00h	909mb	157 Kts	160 Kts	557Nm	99.3%	99.3%	784°C	+100.0%	91.0%	103.35%	107.25%	-0.21%	04.41%		10.27%
440-015	A	12/04/2013	Other	340	16.0°C	30.00h	909mb	162 Kts	160 Kts	557Nm	98.2%	98.2%	768°C	+100.0%	88.0%	104.28%	107.11%	-0.13%	03.23%		10.27%
440-015	A	24/04/2013	Other	364	16.0°C	5000h	847mb	147 Kts	160 Kts	511Nm	98.2%	98.2%	768°C	+100.0%	88.0%	104.92%	107.92%	-0.23%	04.45%		07.81%
440-015	A	07/05/2013	Other	382	15.0°C	30.00h	904mb	155 Kts	164 Kts	561Nm	98.5%	98.5%	769°C	+100.0%	89.0%	102.70%	108.01%	-0.14%	03.97%		07.12%

Σχήμα 6.11: Απεικόνιση δεδομένων από δοκιμαστικές πτήσεις κινητήρα RTM322 που είναι τοποθετημένος σε ελικόπτερο MRH90 της Αυστραλίας<sup>[5]</sup>

## ENGINE PERFORMANCE MODEL

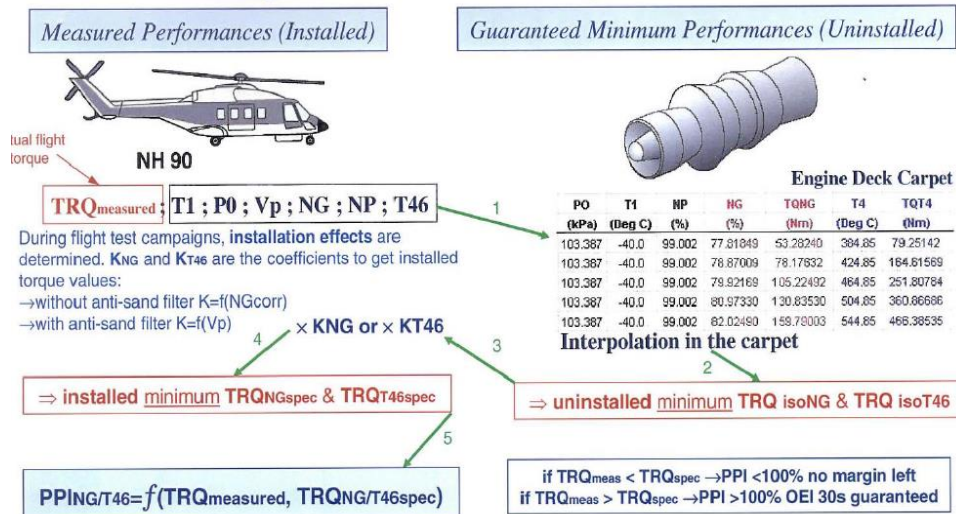
### ▶ The Minimum Aged Engine Model

- The Minimum Aged model gives the performance data of a minimum engine at the end of its TBO, i.e. when it has used up all of its ageing margin
- The Minimum Aged model has an AIRWORTHINESS and CONTRACTUAL character
  - AIRWORTHINESS with respect to the certification authorities : it is the certification model
  - CONTRACTUAL with respect to the customer: it guarantees the points of the specification and is used to establish the performance data of the helicopter
- The Minimum Aged model gives the minimum guaranteed power of the specification at the NG and T46 limitations for each rating.
- The Minimum Aged model is derived from the Minimum New model by applying factors or delta values on the power, the T401, the T46 and the fuel flow.
- The Engine Power Assurance tables are generated from this model.



Σχήμα 6.12: Απεικόνιση της αρχής του μοντέλου ελάχιστης γήρανσης<sup>[5]</sup>

### ▶ RTM322-01/9 Engine Power Check Principle



Σχήμα 6.13: Απεικόνιση της αρχής του ελέγχου ισχύος του κινητήρα<sup>[5]</sup>

Παρατηρώντας τα παραπάνω σχήματα διαπιστώνουμε ότι το μοντέλο ελάχιστης γήρανσης δίνει την ελάχιστη εγγυημένη ισχύ του κινητήρα σύμφωνα με τις προδιαγραφές για τα όρια της ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου (NG) και της ITT (T46). Δηλαδή κατά τη διάρκεια της δοκιμαστικής πτήσης γίνεται έλεγχος της ισχύος

μέσω της μετρούμενης ροπής σε σύγκριση με έναν ηλικιωμένο κινητήρα με τη μέγιστη υποβάθμιση ισχύος, που αποτελεί την ελάχιστη προδιαγραφή. Ο στόχος του ελέγχου είναι ο υπολογισμός των Δεικτών Απόδοσης Ισχύος (PPI Power Performance Index), οι οποίοι είναι αντιπροσωπευτικοί της απόδοσης ισχύος του κινητήρα. Αρχική προϋπόθεση για τη σωστή λήψη των δεδομένων, είναι η ικανότητα του πιλότου να επιτύχει και να διατηρήσει την απαιτούμενη ισχύ σε συνθήκες πτήσης. Επιπλέον οι δείκτες απόδοσης της ισχύος PPI, υπολογίζονται δύο φορές, μία με τα όρια που δίνει η ταχύτητα περιστροφής της αεριογόνου  $PPI_{NG}$ , και μία με τα όρια της ενδιάμεσης θερμοκρασίας στροβίλου  $PPI_{T46}$ . Στο Σχήμα 6.14 παρουσιάζεται το διάγραμμα ροής του ελέγχου της ισχύος.

Σύμφωνα με το διάγραμμα αυτό, τρεις είναι οι τύποι των ελέγχων της ισχύος που μπορούν να επιτευχθούν:

**Nominal Power Check** (ονομαστικός έλεγχος ισχύος), που είναι ο πρώτος έλεγχος που υλοποιείται, με απαραίτητη προϋπόθεση να γίνει ο έλεγχος σε συνθήκες All Engines Operative (AEO) και ελάχιστη ταχύτητα πτήσης τους εκατό κόμβους (100 knots).

**Accurate Power Check** (ακριβής έλεγχος ισχύος), που πραγματοποιείται σε συνθήκες AEO Max Continuous Power (MCP), δηλαδή σε συνθήκες ισχύος κινητήρα υψηλότερες από τον προηγούμενο έλεγχο, προκειμένου να μας δώσει πιο ακριβείς PPIs, και

**Technical Power Check** (τεχνικός έλεγχος ισχύος), που εκτελείται σε επίπεδα One Engine Inoperative 30 sec – Training Power (OEI 30sec TRNG PWR), δηλαδή στα υψηλότερα ασφαλή επίπεδα ισχύος του κινητήρα, όχι όμως της εκτάκτου ανάγκης, που μας παρέχει τελικά πιο ακριβείς PPIs. Η προϋπόθεση, και σε αυτήν την περίπτωση, για τις μετρήσεις μας είναι η ταχύτητα πτήσης να είναι μεγαλύτερη ή ίση με τους εκατό κόμβους.

Στη συνέχεια θα αναφέρουμε κάποιους ακόμα περιορισμούς οι οποίοι πρέπει να τηρούνται έτσι ώστε να είναι επιτυχής κάθε μέτρηση την οποία πραγματοποιούν οι πιλότοι μαζί με το τεχνικό προσωπικό.

Η ισχύς πρέπει να παραμένει κατώτερη από τα όρια OEI MCP:

MGB OEI MCP με τον περιορισμό του 102 %

ENG OEI MCP με τον περιορισμό του EM 100,5 % ( και T4 866 C ).

Στα μεγάλα υψόμετρα και τις υψηλές θερμοκρασίες του αέρα (Out Air Temperature – OAT), τα επίπεδα της ισχύος του κινητήρα πρέπει να είναι κάτω από το ανώτατο όριο ώστε να μην βγουν λανθασμένα τα αποτελέσματα της δοκιμής, εξαιτίας της πτώσης της ταχύτητας περιστροφής του ρότορα.

Αν είναι ενεργοποιημένο το Anti- ice system, τα αποτελέσματα δεν είναι έγκυρα. Η δοκιμαστική πτήση πρέπει να πραγματοποιείται σε καθαρό ουρανό αν η θερμοκρασία είναι μικρότερη από τους πέντε βαθμούς κελσίου.

Για μία αρχικά εγκατεστημένη μηχανή τα περιθώρια ισχύος είναι πολύ μεγάλα, και μόνο οι ονομαστικοί έλεγχοι για την απόδοση της ισχύος είναι αρκετοί, ενώ σε έναν



Στο επόμενο σχήμα απεικονίζεται το φύλλο ελέγχου ισχύος, το οποίο έχουν μαζί τους οι μηχανικοί κατά τη δοκιμαστική πτήση, και το οποίο συμπληρώνουν με τα στοιχεία που απαιτούνται για να πραγματοποιήσουν στη συνέχεια την ανάλυση των δεδομένων.

ENG-4 ENGINE POWER CHECK									
H/C Reg-No:		H/C S/N:		Flight-/Run No:		Date:			
<b>1. SETUP</b>									
ECS OFF <input type="checkbox"/> Engine Anti-icing OFF <input type="checkbox"/> ASF OFF (if installed) <input type="checkbox"/> Co-Pilot FND BARO 1013 hPA <input type="checkbox"/>									
<b>2. ENGINE POWER CHECK (Flight)</b>									
<b>NOTE</b>									
Do not perform Nominal Power Check when anti-FOD grids are installed									
		Power				PA (Manual PC only)			
Type		TQ [%]		EM [%]					
Nominal (N)		> 56		> 70					
Accurate (A)		≤ AEO MCP							
Technical (T)		≤ OEI TRNG 30s, ≤ 102%				≤ 100,5%		1500 ft. or 3000 ft. or 5000 ft. or 10000 ft	
Stabilise flight condition and power setting for 3 to 5 minutes On DKU MTN/Power Check page, start data acquisition procedure Note Values from: <b>MFD:</b> PA, CAS, TAS, EM <b>IEBD:</b> OAT, N <sub>G</sub> , TQ <b>DKU:</b> TQ, T <sub>4</sub> , PPI									
Type	PA	CAS	T <sub>1.1</sub>	TQ <sub>1</sub>	EM <sub>1</sub>	N <sub>G1</sub>	T <sub>4.1</sub>	PPI <sub>T4.1</sub>	PPI <sub>NG1</sub>
OAT	P <sub>0</sub>	IAS	T <sub>1.2</sub>	TQ <sub>2</sub>	EM <sub>2</sub>	N <sub>G2</sub>	T <sub>4.2</sub>	PPI <sub>T4.2</sub>	PPI <sub>NG2</sub>
<b>3. TORQUE METER CHECK (Ground)</b>									
Select one engine to FLIGHT, other to IDLE				TQ1 [%]		TQ2 [%]			
Note torque (IEBD) of IDLE engine									
Repeat for other engine				≤ 4.0 % <input type="checkbox"/>		≤ 4.0 % <input type="checkbox"/>			

Σχήμα 6.15: Φύλλο Ελέγχου κατά τη δοκιμαστική πτήση για τον έλεγχο της απόδοσης ισχύος του κινητήρα<sup>[21]</sup>

Παρατηρούμε ότι για κάθε έλεγχο της ισχύος, απαιτούνται κάποιες προϋποθέσεις όπως άλλωστε έχουμε προαναφέρει παραπάνω, οι οποίες είναι απαραίτητες για την εγκυρότητα του ελέγχου. Επιπλέον, στο φύλλο αυτό γίνεται αναφορά των σημείων λήψης των απαιτούμενων δεδομένων. Τα δεδομένα που λαμβάνονται:

από Multi Function Display (MFD) (Σχήμα 6.16) είναι:

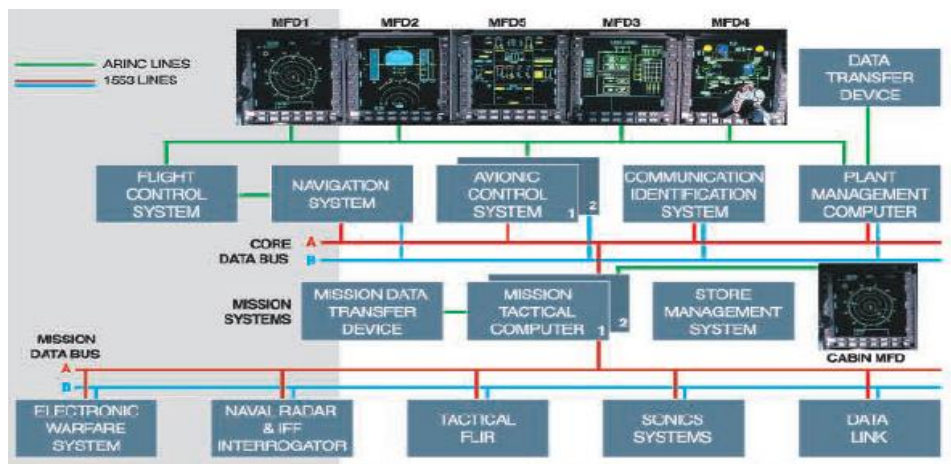
PA- Pressure

CAS-Calibrated Airspeed or Computed Airspeed

TAS-True Airspeed

EM-E meter

Άξιο αναφοράς είναι η ερμηνεία του E meter, που παρουσιάζει το όριο της ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου (NG) ως μία σταθερή τιμή, ενώ στην πραγματικότητα το όριο αυτό ποικίλει σε συνάρτηση με το υψόμετρο και τη θερμοκρασία. Δε γνωρίζουμε τον τρόπο υπολογισμού του, παρά μόνο ότι για εμάς είναι ένα ποσοστό (%), το οποίο απεικονίζεται στην οθόνη.



Σχήμα 6.16: Απεικόνιση του συστήματος MFD-Multiple Function Display του ελικοπτέρου NH90<sup>[2]</sup>

από Integrated Engine Backup Display (IEBD) :

OAT- Outside Air Temperature

TQ –Torque

NG- Gas Generator Speed

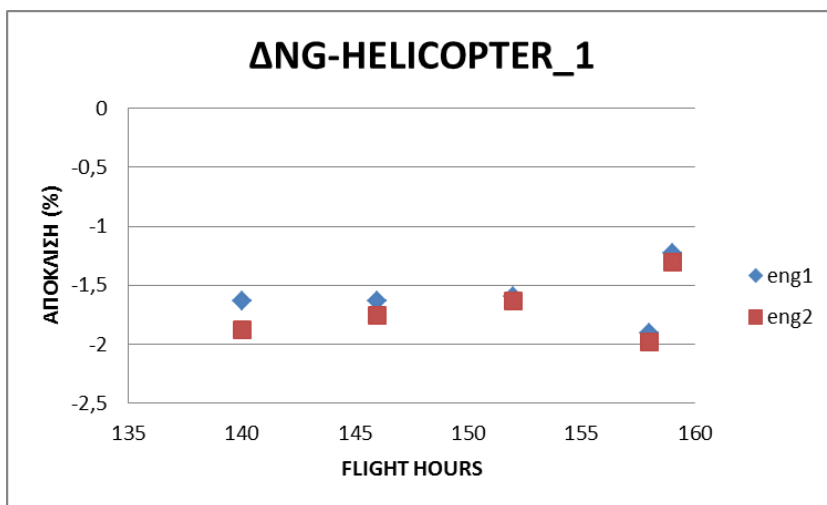
από Digital Keyboard Unit (DKU) :

TQ –Torque

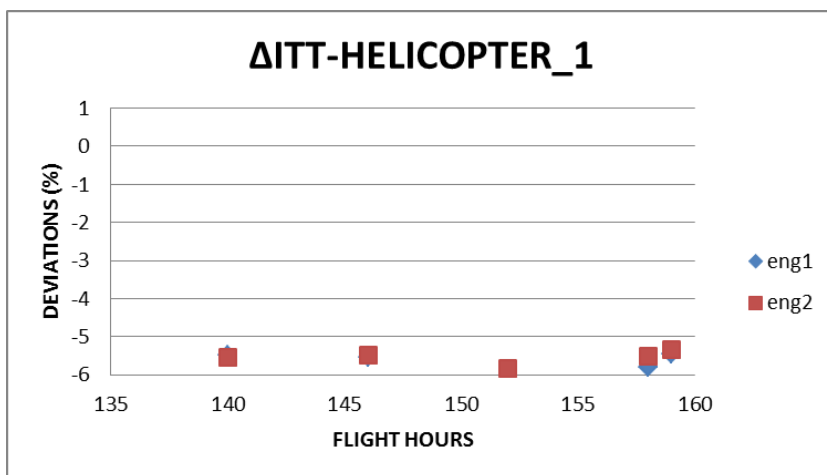
T4- Intermediate Turbine Temperature (ITT)

PPI- Power Performance Index

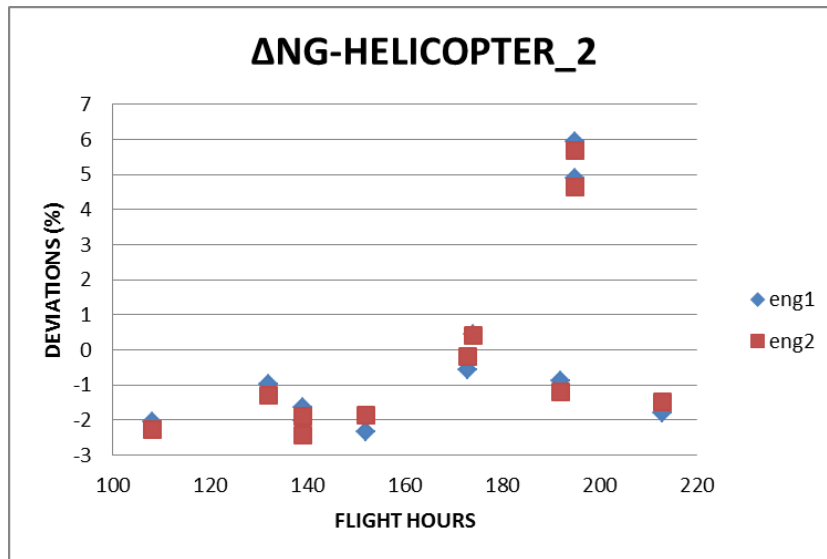
Αφού είδαμε πως προέκυψαν τα διαθέσιμα δεδομένα πτήσης, παρακάτω θα δούμε πως συγκρίνονται τα δεδομένα αυτά σε σχέση με το μοντέλο που δημιουργήθηκε στο υπολογιστικό πρόγραμμα του PROOSIS. Τα μεγέθη τα οποία θα συγκρίνουμε είναι η ταχύτητα περιστροφής της αεριογόνου (NG) και η ενδιάμεση θερμοκρασία στροβίλου (ITT). Η σύγκριση γίνεται ξεχωριστά για κάθε ένα ζεύγος κινητήρων, ανά ελικόπτερο. Συνολικά οκτώ κινητήρες RTM322 για τέσσερα ελικόπτερα NH90 του Ελληνικού Στρατού. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται ως ποσοστιαίες αποκλίσεις στο Σχήμα 6.17 έως Σχήμα 6.24.



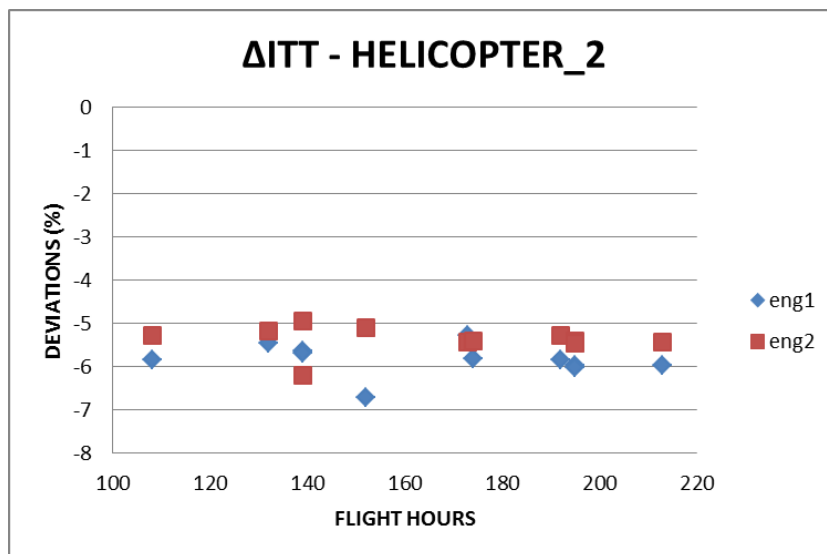
Σχήμα 6.17: Αποκλίσεις της ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου (NG) των δύο κινητήρων του ελικοπτέρου 1 σε σχέση με το μοντέλο.



Σχήμα 6.18: Αποκλίσεις της ενδιάμεσης θερμοκρασίας στροβίλου (ITT) των δύο κινητήρων του ελικοπτέρου 1 σε σχέση με το μοντέλο.

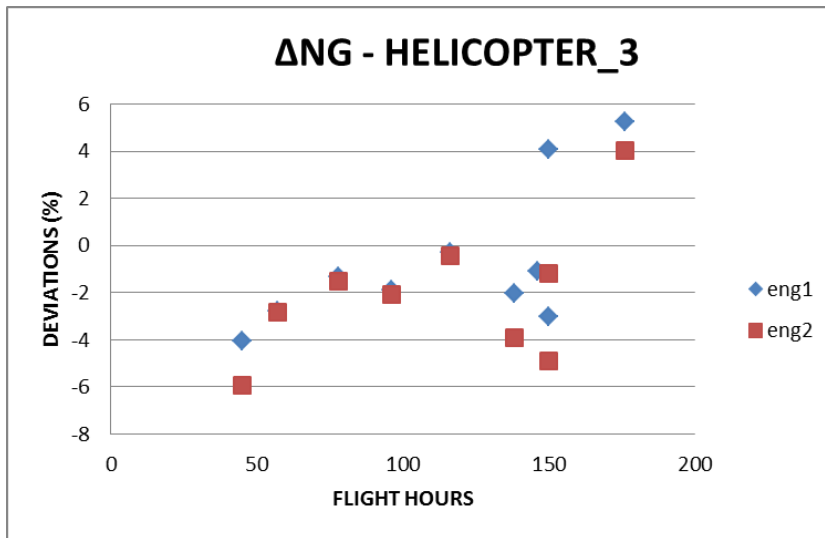


Σχήμα 6.19: Αποκλίσεις της ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου (NG) των δύο κινητήρων του ελικοπτήρου 2 σε σχέση με το μοντέλο.

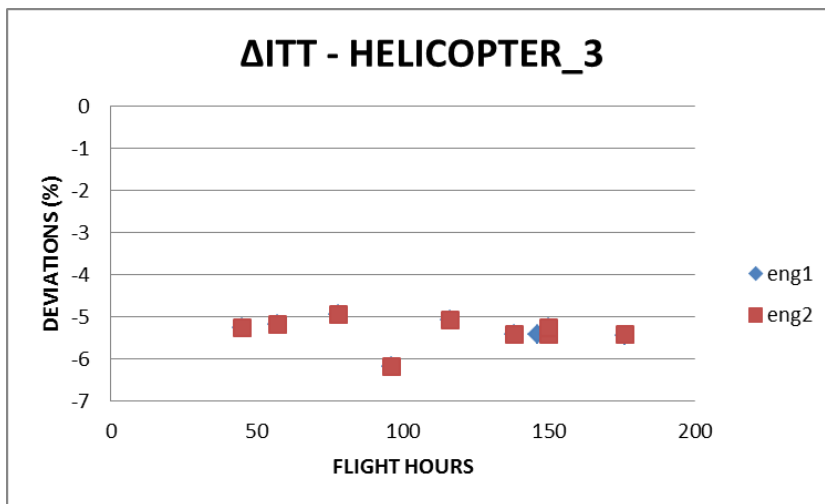


Σχήμα 6.20: Αποκλίσεις της ενδιάμεσης θερμοκρασίας στροβίλου (ITT) των δύο κινητήρων του ελικοπτήρου 2 σε σχέση με το μοντέλο.

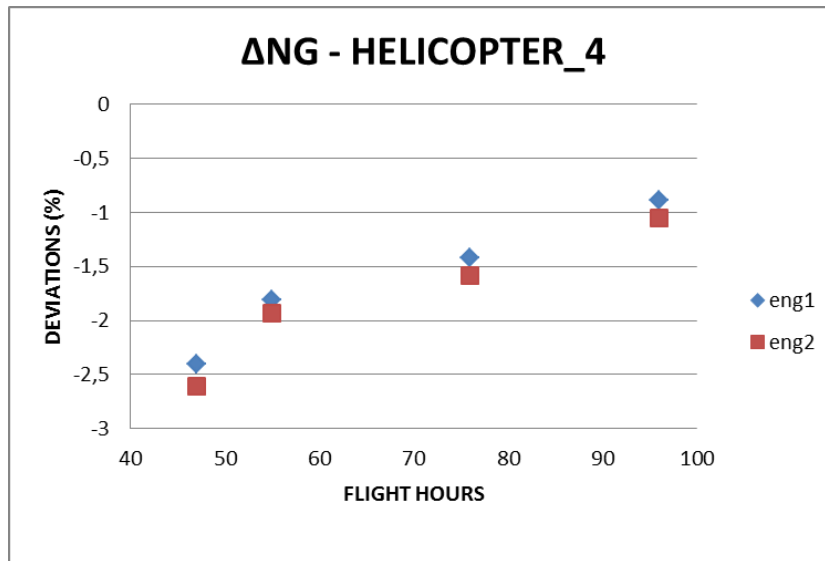




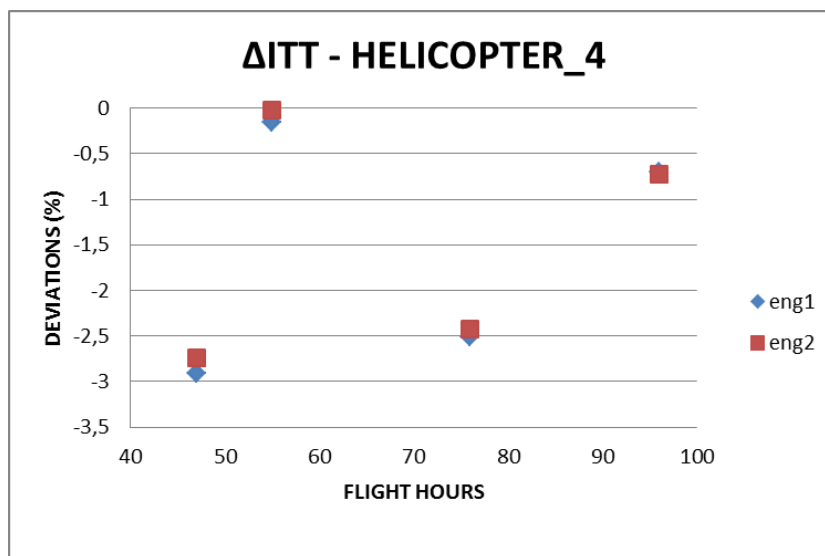
Σχήμα 6.21: Αποκλίσεις της ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου (NG) των δύο κινητήρων του ελικοπτήρου 3 σε σχέση με το μοντέλο.



Σχήμα 6.22: Αποκλίσεις της ενδιάμεσης θερμοκρασίας στροβίλου (ITT) των δύο κινητήρων του ελικοπτήρου 3 σε σχέση με το μοντέλο.

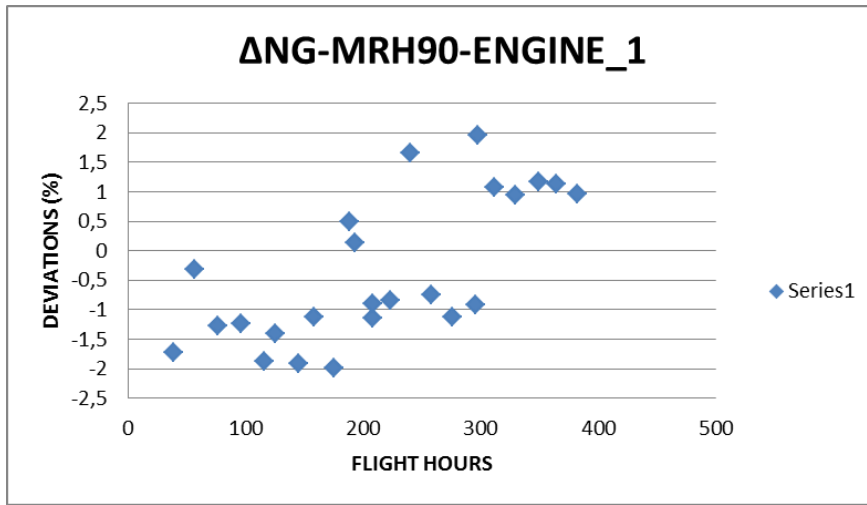


Σχήμα 6.23: Αποκλίσεις της ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου (NG) των δύο κινητήρων του ελικοπτερου 4 σε σχέση με το μοντέλο.

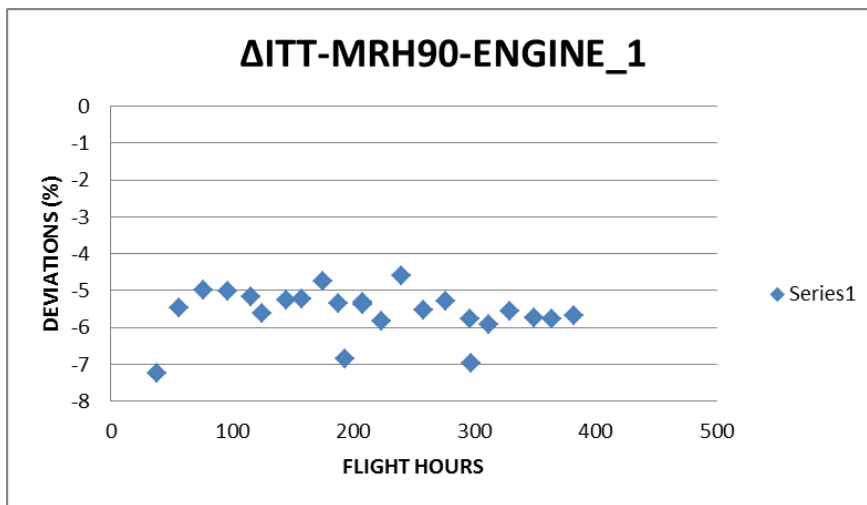


Σχήμα 6.24: Αποκλίσεις της ενδιάμεσης θερμοκρασίας στροβίλου (ITT) των δύο κινητήρων του ελικοπτερου 4 σε σχέση με το μοντέλο.

Οι αντίστοιχες αποκλίσεις των δύο αυτών μεγεθών για τον ένα μόνο κινητήρα του ελικοπτερου MRH90 της Αυστραλιανής Αεροπορίας<sup>[5]</sup>, για τον οποίο έχουμε τα δεδομένα παρουσιάζονται στο Σχήμα 6.25 και Σχήμα 6.26.



Σχήμα 6.25: Αποκλίσεις της ταχύτητας περιστροφής της αεριογόνου (NG) των δύο κινητήρων του ελικοπτήρου MRH90 σε σχέση με το μοντέλο.



Σχήμα 6.26: Αποκλίσεις της ενδιάμεσης θερμοκρασίας στροβίλου (ITT) των δύο κινητήρων του ελικοπτήρου MRH90 σε σχέση με το μοντέλο.

Παρατηρώντας τα παραπάνω σχήματα διαπιστώνουμε ότι έχουμε ένα offset στις υπολογιζόμενες τιμές από το μοντέλο σε σχέση με τις πραγματικές μετρήσεις. Τη μεγαλύτερη απόκλιση την παρατηρείται στο ITT, που είναι της τάξης του 4÷6%, εκτός από τους κινητήρες του τέταρτου ελικοπτήρου NH90.

#### 6.4 Δημιουργία ειδικού μοντέλου του κινητήρα RTM322

Όπως είδαμε τόσο από την ανάλυση των δεδομένων των ελικοπτέρων του Ελληνικού στρατού όπως και του ελικοπτέρου του στρατού της Αυστραλίας το μοντέλο παρουσιάζει παρόμοιες αποκλίσεις στα μετρούμενα μεγέθη. Προκειμένου να μειώσουμε τις αποκλίσεις αυτές κάνουμε μία ανάλυση ευαισθησίας (sensitivity analysis) σε σχέση με τις παραμέτρους υγείας. Συγκεκριμένα θα μεταβάλλουμε κατά (1%) τους συντελεστές υγείας για να δούμε την τάση μεταβολής των μετρούμενων μεγεθών (NG και ITT). Στο σχήμα που ακολουθεί βλέπουμε τα αποτελέσματα της ανάλυσης ευαισθησίας που υπολογίστηκαν από το μοντέλο.

```
Sensitivity Matrix (%): (DPerformance/Performance)/(DParameter/Parameter)

Parameters :
1 : SE_CmpHp
2 : SE_CmpLp
3 : SE_TrbH
4 : SE_TrbP
5 : SW_CmpHp
6 : SW_CmpLp
7 : SW_TrbH
8 : SW_TrbP

Performances :
1 : NG
2 : Tt44

          Performances
          1          2
(%) Parameters 1 [  0.1584067 -0.6596117]
                2 [  0.0646857 -0.4957337]
                3 [  0.3240417 -1.2697938]
                4 [ -0.1539413 -0.2807260]
                5 [ -0.0404737 -0.0365464]
                6 [ -0.1856189  0.0668751]
                7 [ -0.1830127  0.2633054]
                8 [  0.2812031 -0.4631497]
```

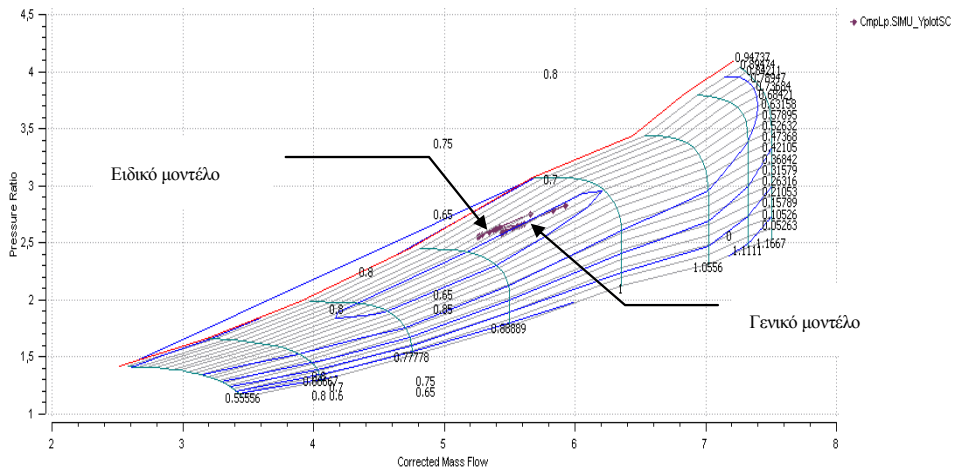
**Σχήμα 6.27: Απεικόνιση των αποτελεσμάτων της ανάλυσης ευαισθησίας όπως υπολογίστηκαν από το μοντέλο<sup>[4]</sup>.**

Από τα αποτελέσματα παρατηρούμε ότι, η μεγαλύτερη μεταβολή παρουσιάζεται στην ITT για το συντελεστή υγείας που σχετίζεται με το βαθμό απόδοσης της συνιστώσας του στροβίλου της αεριογόνου (SE\_TrbH) όπως αναμένεται. Οπότε για να μειωθεί η απόκλιση του ITT, μπορούμε να μεταβάλλουμε τον συγκεκριμένο συντελεστή υγείας.

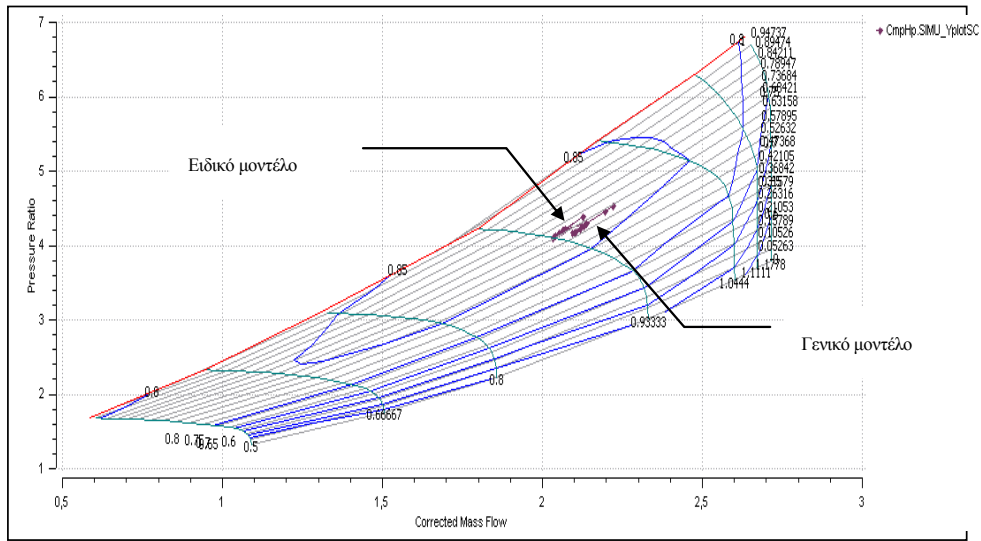
Στο σημείο αυτό χρησιμοποιώντας τις μετρήσεις από τα δεδομένα της πτήσης του ελικοπτέρου του Στρατού της Αυστραλίας θα εκτελέσουμε ένα πείραμα σε default partition και καλώντας τη συνάρτηση Simplex θα υπολογίσουμε τους βέλτιστους

συντελεστές υγείας για μείωση των αποκλίσεων των μετρήσεων. Συγκεκριμένα θα χρησιμοποιήσουμε τις δέκα πρώτες μετρήσεις που αντιστοιχούν σε υψόμετρο 1500ft (457,2 m) (Σχήμα 6.11) και θα υπολογίσουμε τον συντελεστή υγείας του βαθμού απόδοσης του στροβίλου της αεριογόνου (SE\_TrbH) ο οποίος δίνει την μεγαλύτερη μεταβολή στην ΙΤΤ. Και τα δέκα σημεία δίνουν παραπλήσιες τιμές του συντελεστή υγείας οπότε θα χρησιμοποιήσουμε τελικά τον μέσο όρο των δέκα υπολογιζόμενων τιμών και ο οποίος είναι 0.9649646. Χρησιμοποιώντας την συγκεκριμένη τιμή του συντελεστή υγείας SE\_TrbH στο γενικό μοντέλο δημιουργείται ένα νέο ειδικό μοντέλο προσαρμοσμένο στο συγκεκριμένο κινητήρα του ελικοπτέρου MRH90.

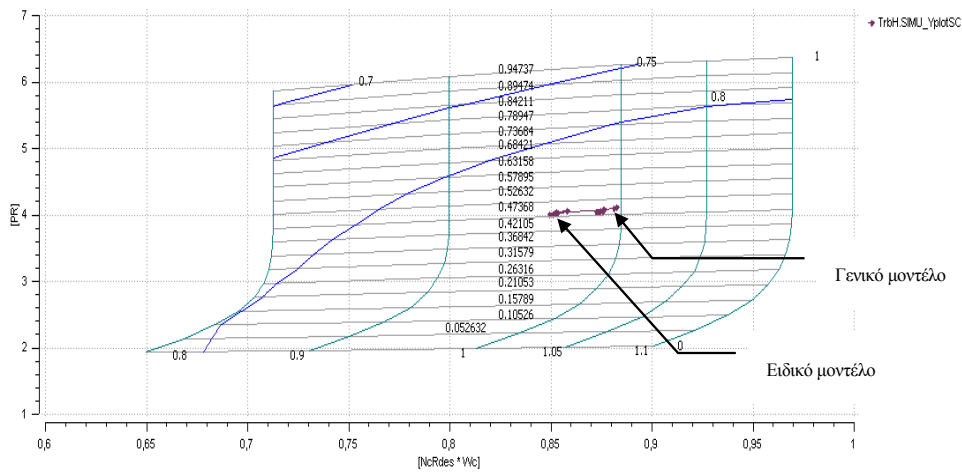
Με το συγκεκριμένο μοντέλο τρέξαμε όλα τα διαθέσιμα δεδομένα από όλους τους κινητήρες και τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στα παρακάτω σχήματα. Συγκεκριμένα στο Σχήμα 6.28 έως Σχήμα 6.31 παρουσιάζεται η θέση των δέκα σημείων για τον κινητήρα του MRH90 χρησιμοποιώντας τόσο το γενικό όσο και το ειδικό μοντέλο.



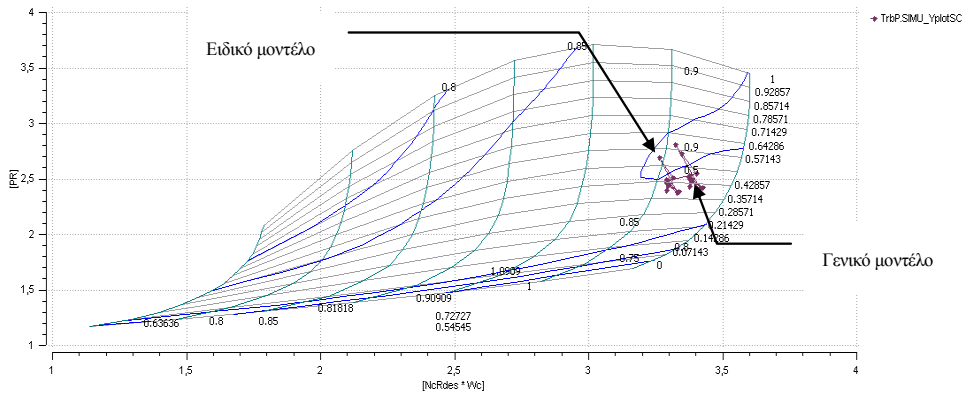
Σχήμα 6.28: Η θέση των δέκα σημείων στο χάρτη του αξονικού συμπίεστή με τη χρήση των δύο μοντέλων



Σχήμα 6.29: Η θέση των δέκα σημείων στο χάρτη του ακτινικού συμπιεστή με τη χρήση των δύο μοντέλων

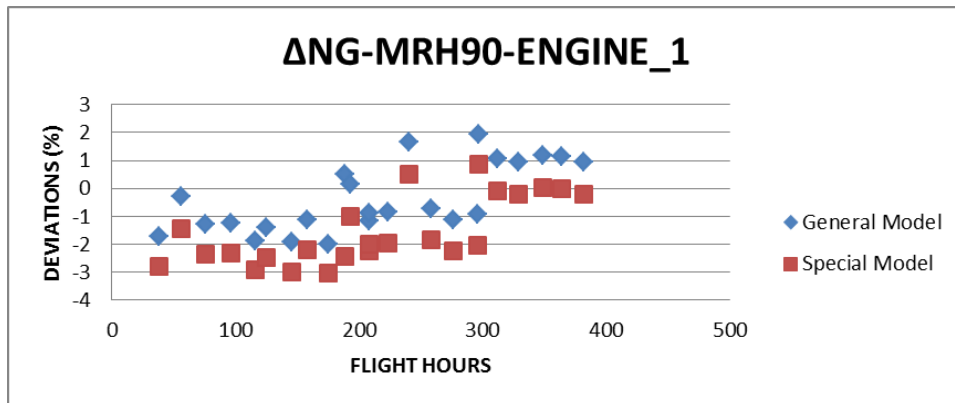


Σχήμα 6.30: Η θέση των δέκα σημείων στο χάρτη του στροβίλου της αεριογόνου με τη χρήση των δύο μοντέλων

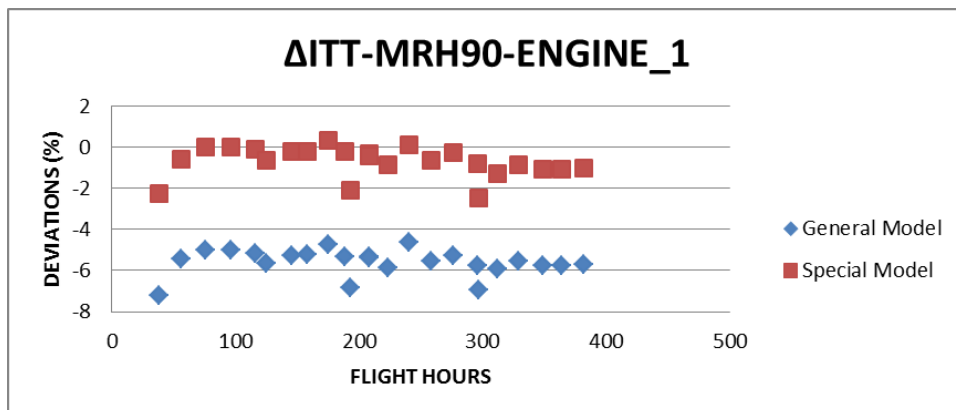


Σχήμα 6.31: Η θέση των δέκα σημείων στο χάρτη του στροβίλου ισχύος με τη χρήση των δύο μοντέλων

Στο Σχήμα 6.32 και Σχήμα 6.33 παρουσιάζονται οι αποκλίσεις των μετρούμενων μεγεθών ΔNG (%) και ΔITT (%) αντίστοιχα για το ελικόπτερο MRH90, με τη χρήση και των δύο μοντέλων.

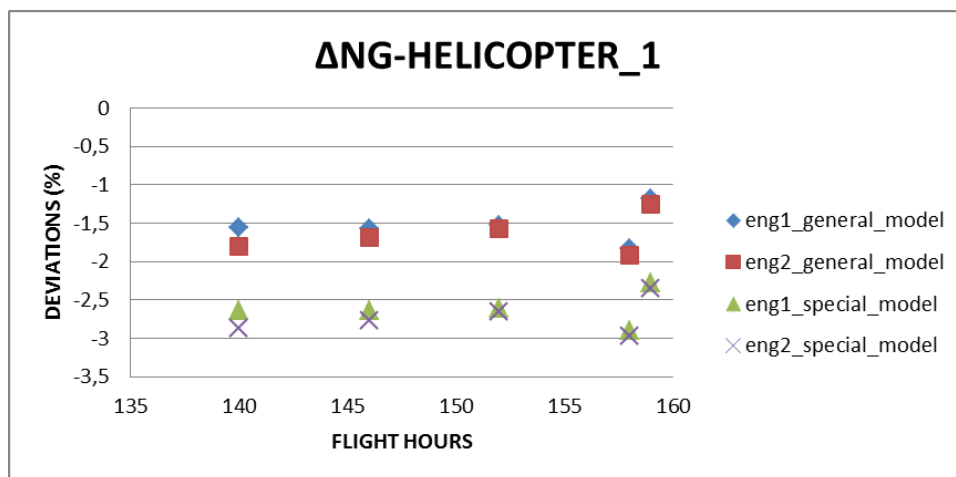


Σχήμα 6.32 : Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων NG (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για τον κινητήρα του ελικοπτήρου MRH90



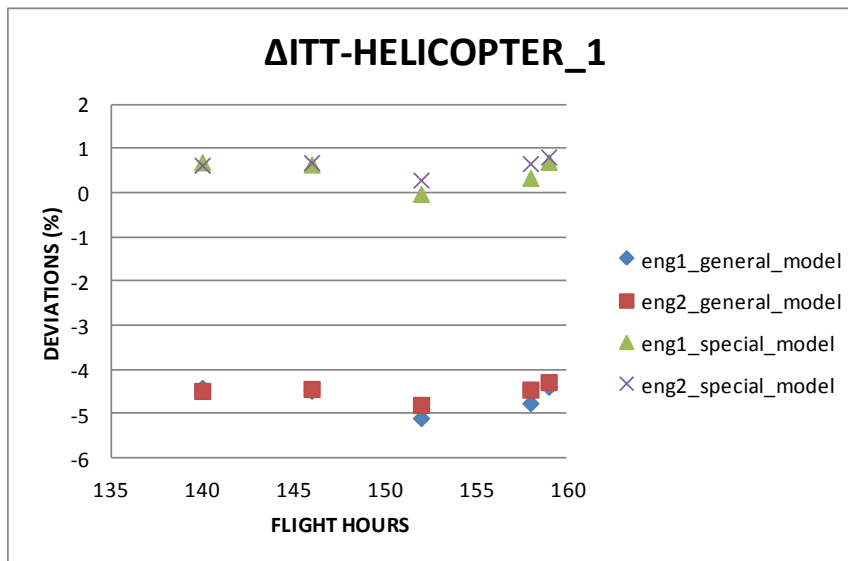
**Σχήμα 6.33 :** Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων ΙΤΤ (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για τον κινητήρα του ελικοπτήρου MRH90

Από τα παραπάνω διαγράμματα παρατηρούμε τη σημαντική μείωση της απόκλισης ΔITT (%) ενώ η απόκλιση του ΔNG(%) δεν επηρεάστηκε σημαντικά, που σημαίνει ότι το ειδικό μοντέλο έχει πολύ καλύτερη ταύτιση με τις μετρήσεις από το γενικό μοντέλο. Παρόμοια διαδικασία θα πρέπει να ακολουθήσουμε για οποιοδήποτε άλλον κινητήρα από αυτούς των ελληνικών ελικοπτήρων, οπότε θα έχουμε ένα ειδικό μοντέλο προσαρμοσμένο σε κάθε κινητήρα. Για να δούμε πόσο κοντά είναι το μοντέλο του αυστραλιανού ελικοπτήρου στα αντίστοιχα ελληνικά τρέξαμε με το ειδικό μοντέλο όλα τα διαθέσιμα δεδομένα των ελληνικών ελικοπτήρων. Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο Σχήμα 6.34 έως Σχήμα 6.41.

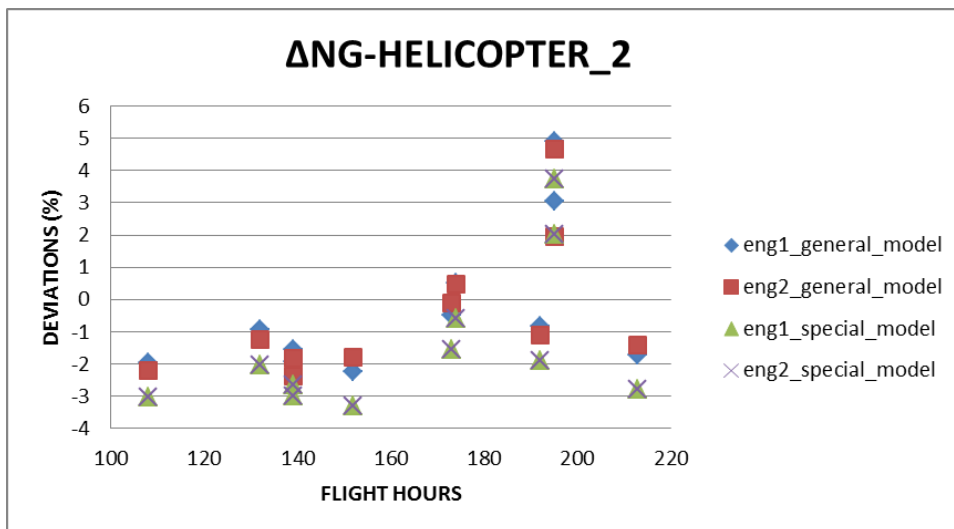


**Σχήμα 6.34 :** Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων NG (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του πρώτου ελικοπτήρου NH90

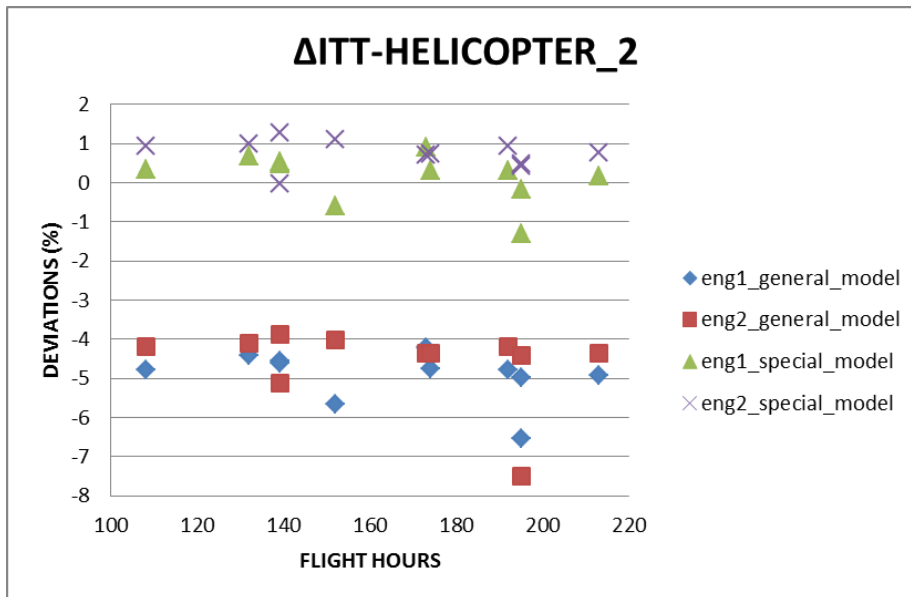




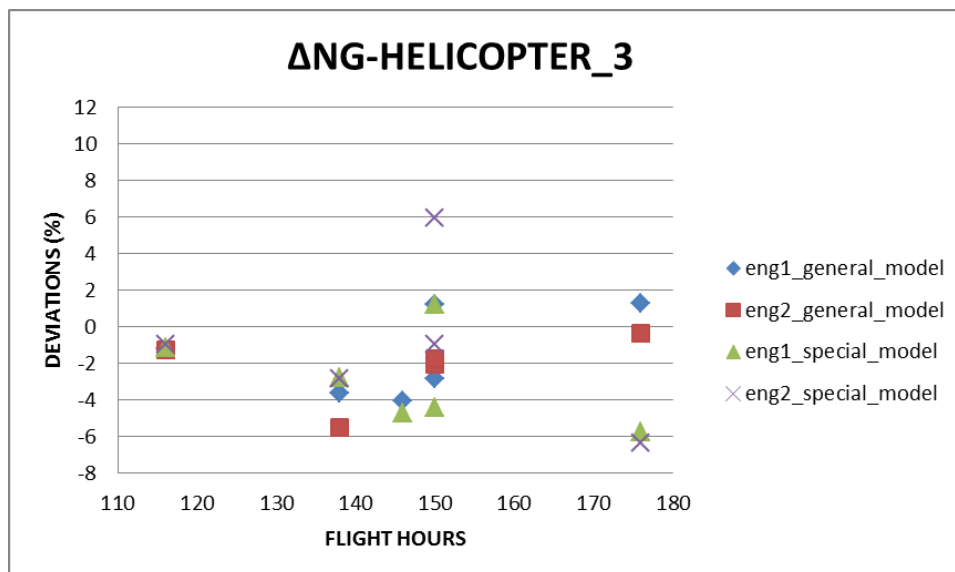
Σχήμα 6.35 : Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων ΙΤΤ (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του πρώτου ελικοπτήρου NH90



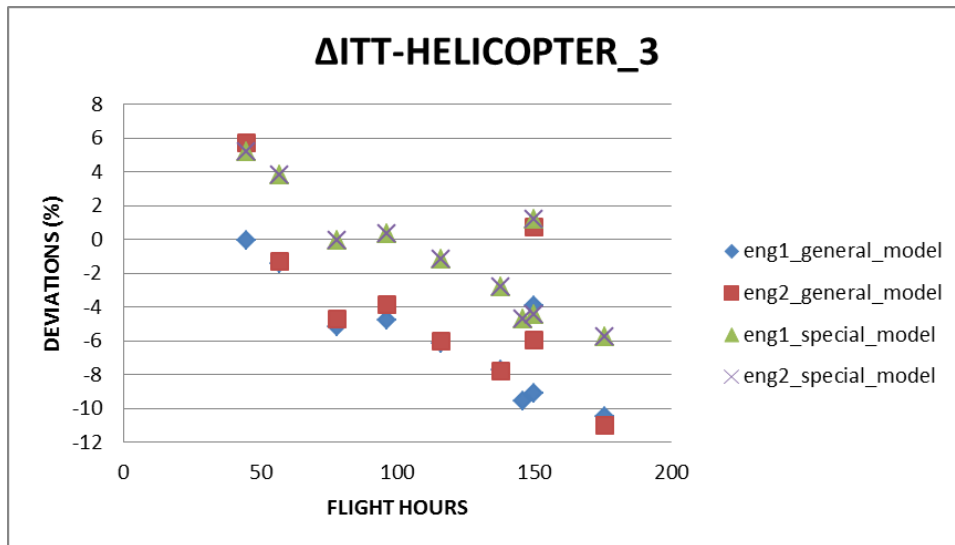
Σχήμα 6.36 : Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων ΝΓ (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του δεύτερου ελικοπτήρου NH90



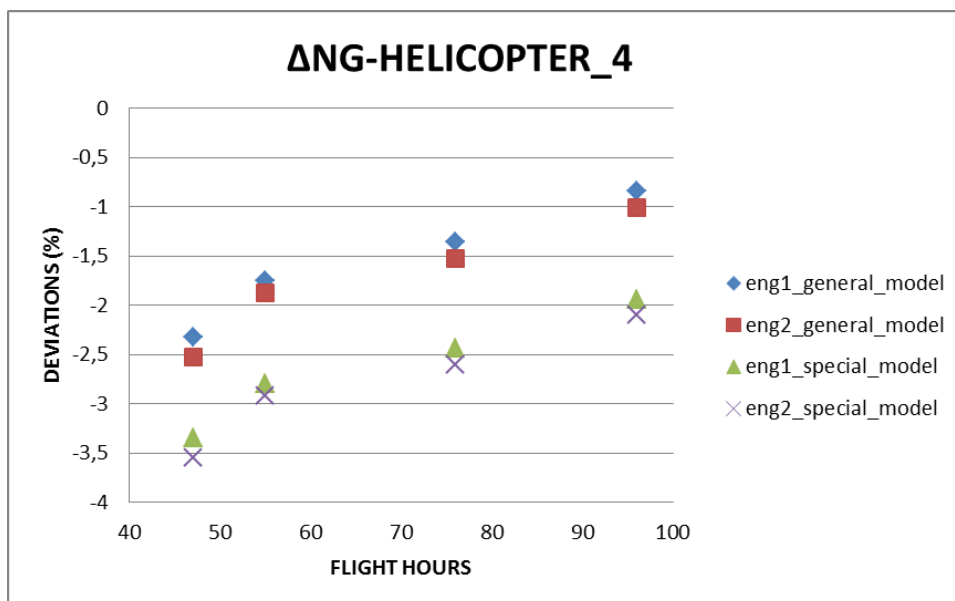
Σχήμα 6.37 :Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων ITT (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του δεύτερου ελικοπτήρου NH90



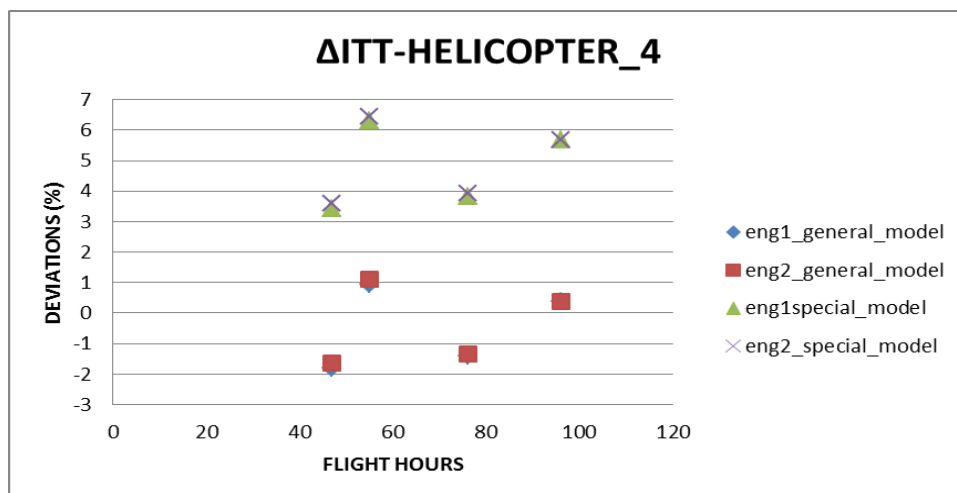
Σχήμα 6.38 :Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων NG (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του τρίτου ελικοπτήρου NH90



Σχήμα 6.39 :Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων ΙΤΤ (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του τρίτου ελικοπτήρου NH90



Σχήμα 6.40 :Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων ΝG (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του τέταρτου ελικοπτήρου NH90



Σχήμα 6.41 : Συγκριτικό διάγραμμα των αποκλίσεων ΙΤΤ (%) χρησιμοποιώντας τα δύο μοντέλα για το ζεύγος των κινητήρων του τέταρτου ελικοπτήρου NH90

Τα αποτελέσματα παρουσιάζονται συγκεντρωτικά στον παρακάτω πίνακα σαν μέσες αποκλίσεις για όλα τα δεδομένα ανά ελικόπτερο και κινητήρα.

	AVERAGE ΔNG_general_model	AVERAGE ΔNG_special_model	AVERAGE ΔΙΤΤ_general_model	AVERAGE ΔΙΤΤ_special_model
NH90 HELICOPTER_1				
ENGINE_1	-1,534293005	<b>-2,61174847</b>	-4,631903033	<b>0,467565165</b>
ENGINE_2	-1,644505075	<b>-2,719715499</b>	-4,495073612	<b>0,612024234</b>
NH90 HELICOPTER_2				
ENGINE_1	-0,293931598	<b>-1,374887879</b>	-4,933691927	<b>0,14845789</b>
ENGINE_2	-0,279304428	<b>-0,998654549</b>	-4,639936483	<b>0,731124018</b>
NH90 HELICOPTER_3				
ENGINE_1	-1,612670183	<b>-2,688293632</b>	-5,84584206	<b>-0,834707778</b>
ENGINE_2	-1,750297558	<b>-2,830970798</b>	-3,802145097	<b>1,287255351</b>
NH90 HELICOPTER_4				
ENGINE_1	<b>-1,565962651</b>	-2,632224042	<b>-0,470900038</b>	4,810514495
ENGINE_2	<b>-1,731356627</b>	-2,795155186	<b>-0,377339098</b>	4,909082124
MRH90 HELICOPTER				
ENGINE_1	-0,361823645	<b>-1,539830804</b>	-5,368542498	<b>-0,471536201</b>

Πίνακας 6.3: Συγκεντρωτικός πίνακας με τη μέση τιμή των αποκλίσεων ΔNG(%) και ΔΙΤΤ(%), όλων των μετρήσεων των ελικοπτήρων NH90 και MRH90, χρησιμοποιώντας το γενικό και το ειδικό μοντέλο του κινητήρα.

Από τον παραπάνω πίνακα διαπιστώνουμε ότι με τη χρήση του γενικού μοντέλου κάναμε μία πρώτη προσέγγιση των μετρήσεων από τις δοκιμαστικές πτήσεις και στη συνέχεια με τη δημιουργία του ειδικού μοντέλου του κινητήρα του ελικοπτέρου MRH90, πετύχαμε σημαντική μείωση των αποκλίσεων από τις πραγματικές μετρήσεις.

Στην περίπτωση των κινητήρων του τέταρτου ελικοπτέρου NH90, μπορούμε να διατηρήσουμε την αρχική προσέγγιση με το γενικό μοντέλο, όπου οι αποκλίσεις είναι μικρότερες σε σχέση με τη χρήση του ειδικού μοντέλου, πιθανόν λόγω πολύ μικρότερης υποβάθμισης του συγκεκριμένου κινητήρα σε σχέση με τους υπόλοιπους.



# 7

## Διαγνωστική για τον κινητήρα RTM322

### 7.1 Γενικά περί συντηρήσεως

Ως συντήρηση θα μπορούσαμε να ονομάσουμε το σύνολο των ενεργειών που πρέπει να πραγματοποιηθούν σε μία μηχανή, με σκοπό να επαναφέρουμε τις μηχανικές ανοχές σε προκαθορισμένα από τον κατασκευαστή όρια, καθώς και την ανανέωση τμημάτων που έχουν υποστεί γήρανση πέραν κάποιων ορίων, αλλά και η αντικατάσταση ελαττωματικών τμημάτων.

Λόγω της ιδιαιτερότητας του αεροπορικού υλικού η συντήρηση από τους μηχανικούς είναι αρκετά σχολαστική, κάτι το οποίο γίνεται αντιληπτό κι από τα εγχειρίδια συντηρήσεως του κατασκευαστή ο οποίος ανά τακτά χρονικά διαστήματα έχει τοποθετήσει στο πρόγραμμα συντήρησης του κινητήρα αρκετές και ενδεδειγμένες επιθεωρήσεις. Οι επιθεωρήσεις πραγματοποιούνται με σκοπό να αυξηθεί η αξιοπιστία της μηχανής και να αποτραπούν καταστρεπτικές βλάβες με επακόλουθο το σταμάτημα της μηχανής, κάτι το οποίο μπορεί να αποβεί μοιραίο για το πλήρωμα του ελικοπτέρου.

Οι επιθεωρήσεις οι οποίες πραγματοποιούνται σε έναν κινητήρα είναι διαφορετικές και για διαφορετικά χρονικά διαστήματα κάθε φορά. Ξεκινώντας μία απλή αναφορά αυτών θα αρχίζαμε από την καθημερινή οπτική επιθεώρηση του κινητήρα, για έλεγχο διαρροών γύρω από τη μηχανή, το επίπεδο του λιπαντικού μέσου, έλεγχος των μετρητικών συστημάτων του κινητήρα κ.α. Στη συνέχεια ακολουθεί η εβδομαδιαία συντήρηση, η μηνιαία συντήρηση, η εξαμηνιαία, η ετήσια συντήρηση, και σε κάθε μία από αυτές προβλέπονται διαφορετικού τύπου έλεγχοι-επιθεωρήσεις. Όμως επειδή αναφερόμαστε σε αεροπορικούς κινητήρες οι επιθεωρήσεις ποικίλουν, άλλοτε γίνονται με χρονικό προγραμματισμό, βάσει του ημερολογίου, κι άλλοτε αναφερόμαστε σε ώρες λειτουργίας του κινητήρα, ή ακόμα και στις ώρες πτήσης του ελικοπτέρου.

Εκτός όμως από τις επιθεωρήσεις, στη συντήρηση σημασία έχουν κι οι αντικαταστάσεις μικρών ή μεγάλων συγκροτημάτων του κινητήρα. Γι' αυτό το λόγο ανάλογα με τα συγκροτήματα που πρέπει να αντικατασταθούν υπάρχουν και διαφορετικά κλιμάκια συντήρησης, καθένα από τα οποία είναι υπεύθυνο για άλλο επίπεδο συντήρησης. Αρκετές εταιρείες προκειμένου να εξασφαλίζουν την ορθότητα των διαδικασιών συντήρησης σε μεγάλα κλιμάκια, διατηρούν την αποκλειστικότητα των ενεργειών συντήρησης, και δεν παραχωρούν την τεχνογνωσία τους.

Επειδή η συντήρηση ενός αεροπορικού κινητήρα γίνεται με προσχεδιασμένο τρόπο, σύμφωνα με τις οδηγίες του κατασκευαστή όπως προαναφέραμε, μιλάμε για

προγραμματισμένη συντήρηση. Το μειονέκτημα της όμως είναι η ανανέωση πολλές φορές από τους μηχανικούς συγκροτημάτων ή τμημάτων που είναι σε καλή κατάσταση, που ενδεχομένως να είχαν αρκετές ώρες πτήσης-λειτουργίας ακόμα, ανεβάζοντας έτσι το κόστος συντήρησης. Για να προχωρήσουμε σε ενός άλλου είδους συντήρηση στην «υπό συνθήκη» συντήρηση απαιτείται συνεχή παρακολούθηση του κινητήρα για να είναι δυνατή η γνώση της κατάστασης των εξαρτημάτων του. Προς αυτήν την κατεύθυνση, οι αεροπορικοί κινητήρες είναι εξοπλισμένοι με αρκετά μετρητικά συστήματα, τα οποία μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την έγκαιρη διάγνωση κι τον εντοπισμό βλαβών<sup>[27]</sup>.

## 7.2 Τα επίπεδα συντήρησης στον κινητήρα RTM322

Κατά την κατασκευάστρια εταιρεία του στροβιλοκινητήρα υπάρχουν τέσσερα επίπεδα συντήρησης<sup>[19]</sup>, τα οποία είναι τα εξής:

- 1η γραμμή διαδικασίας συντήρησης (Ο επίπεδο)
- 2η γραμμή διαδικασίας συντήρησης (Ι επίπεδο)
- 3η γραμμή διαδικασίας συντήρησης (Η επίπεδο)
- 4η γραμμή διαδικασίας συντήρησης (D επίπεδο)

Στο Ο επίπεδο, η συντήρηση μπορεί να διεξαχθεί με τον κινητήρα να βρίσκεται στη θέση του, πάνω στην άτρακτο του ελικοπτέρου και περιλαμβάνει:

- Διαδικασία προληπτικής συντήρησης
- Διαδικασία επιδιόρθωσης ή απρογραμματίστες επιθεωρήσεις

Μερικές από τις εργασίες-επιθεωρήσεις τις οποίες περιλαμβάνει το Ο επίπεδο συντήρησης είναι οι ακόλουθες:

Στον κινητήρα:

- Ενδοσκοπική επιθεώρηση του θαλάμου καύσης
- Ενδοσκοπική επιθεώρηση των πτερυγίων του στροβίλου της αεριογόνου
- Επιθεώρηση των πτερυγίων του αξονικού συμπιεστή (επικαθίσεις, μετρήσεις διάβρωσης κτλ)
- Καθαρισμός και πλύσιμο του συμπιεστή (είτε σε λειτουργία σε κανονικές συνθήκες περιβάλλοντος είτε σε λειτουργία εξαιρετικά διαβρωτικού περιβάλλοντος, όπως είναι το αλάτι της θάλασσας).

- Στο σύστημα λίπανσης:
  - Αλλαγή ελαίου λίπανσης
  - Δειγματοληψία ελαίου λίπανσης για ανάλυση



-Έλεγχος αραίωσης του ελαίου λίπανσης  
-Αντικατάσταση του φίλτρου ελαίου  
-Έλεγχος του εναλλάκτη θερμότητας  
-Έλεγχος του chip detector, έλεγχος του μαγνητικού και του ηλεκτρικού συστήματος  
-Έλεγχος του διακόπτη χαμηλής πίεσης ελαίου

- Στο σύστημα αέρα:
  - Έλεγχος του αισθητήρα πίεσης P3
- Στο σύστημα καυσίμου:
  - Αντικατάσταση του φίλτρου καυσίμου
  - Έλεγχος της βαλβίδας έναρξης και πίεσης
- Στα συστήματα μέτρησης και ενδείξεων:
  - Έλεγχος του αισθητήρα ταχύτητας της αεριογόνου Ng
  - Έλεγχος του αισθητήρα ταχύτητας του στροβίλου ισχύος Nps
  - Έλεγχος και επιθεώρηση των θερμοστοιχείων
  - Βαθμονόμηση του αισθητήρα της ροπής
- Στο σύστημα έναυσης:
  - Έλεγχος στις μονάδες έναυσης υψηλής ενέργειας
  - Βαθμονόμηση των σπινθηριστών

Το I επίπεδο συντήρησης περιλαμβάνει διαδικασίες συντήρησης είτε προγραμματισμένες, είτε μη προγραμματισμένες και προϋποθέτει την αφαίρεση του κινητήρα από την άτρακτο. Στη συνέχεια ακολουθεί η αποσυναρμολόγηση των διαφόρων μονάδων στις οποίες είναι χωρισμένος ο κινητήρας και αφού πραγματοποιηθεί η αναγκαία αντικατάσταση ελαττωματικών εξαρτημάτων, συναρμολογείται ξανά.<sup>[19]</sup>

Η τρίτη γραμμή στη διαδικασία συντήρησης ή το H επίπεδο συντήρησης ή βαθιά συντήρηση πραγματοποιείται σε μεγάλα τμήματα τα οποία έχουν αφαιρεθεί από τον κινητήρα από το προηγούμενο επίπεδο συντήρησης, δηλαδή αποτελούνται από την αντικατάσταση ή την επιδιόρθωση των υποσυγκροτημάτων χωρίς επισκευή ή ρύθμιση (π.χ στρόβιλος που έχει αντικατασταθεί). Μπορεί να πραγματοποιηθεί από κατάλληλα εκπαιδευμένο προσωπικό το οποίο έχει στη διάθεση του την επιθυμητή για τις εργασίες που απαιτούνται βιβλιογραφία συντήρησης, την οποία η κατασκευάστρια εταιρεία ανανεώνει ανά τακτά χρονικά διαστήματα (ανανεώνεται περιοδικά).<sup>[19]</sup>

Η τέταρτη γραμμή στη διαδικασία συντήρησης ή το D επίπεδο συντήρησης πραγματοποιείται σε ένα ειδικό συνεργείο επισκευών όταν ο κινητήρας έχει φτάσει στο τέλος του χρόνου μεταξύ δύο γενικών επισκευών (Time Between Overhaul-TBO) ή

κύκλου ζωής. Στη συνέχεια, μετά το επίπεδο D συντήρησης, ο κινητήρας τοποθετείται ξανά σε ένα ελικόπτερο, με μηδέν ώρες λειτουργίας.

Τα κύρια βήματα που περιλαμβάνει το 4 επίπεδο συντήρησης είναι:

- Η υποδοχή του κινητήρα στο ειδικό συνεργείο επισκευών
- Η αποσυναρμολόγηση του κινητήρα
- Ο καθαρισμός του κινητήρα
- Η επιθεώρηση του κινητήρα
- Η έρευνα του κινητήρα
- Η επισκευή
- Η συναρμολόγηση των εξαρτημάτων και του κινητήρα σε σύνολο
- Οι δοκιμές-έλεγχοι του κινητήρα
- Η παράδοση στον πελάτη<sup>[19]</sup>

### 7.3 Γενικά περί διαγνωστικής

Το αντικείμενο της διαγνωστικής είναι η μελέτη των μεθόδων που επιτρέπουν τον προσδιορισμό της κατάστασης ενός συστήματος από τα δεδομένα των μετρήσεων. Η οποία μπορεί να επεκταθεί και σε πρόγνωση της βλάβης, δηλαδή μία τεχνική για την πρόβλεψη του χρονικού διαστήματος μέχρι την εμφάνιση της.

Κάποια από τα πλεονεκτήματα της χρήσης της διαγνωστικής είναι:

- Η μείωση του κόστους λειτουργίας
- Η αποδοτική σχεδίαση παραγωγής
- Η υψηλής απόδοσης και χαμηλού κόστους συντήρηση.

Τα πλεονεκτήματα αυτά προκύπτουν από το γεγονός ότι ο χρήστης του κινητήρα, έχει συνεχή γνώση της κατάστασης λειτουργίας του, έχει γνώση του ποσοστού φθοράς που έχουν υποστεί τα εξαρτήματα του κινητήρα, έχοντας τη δυνατότητα να διαγνώσει βλάβες και να προβλέψει την αστοχία τους. Επιπλέον γνωρίζοντας την ακριβή θέση και το είδος της βλάβης, επεμβαίνει άμεσα στο σημείο αυτό, χωρίς να χρειαστεί να ασχοληθεί με τον υπόλοιπο κινητήρα, επιτυγχάνοντας σημαντική μείωση του κόστους συντήρησης.

Για τους παραπάνω λόγους η χρήση των διαγνωστικών συστημάτων έχει καθιερωθεί από όλους σχεδόν τους κατασκευαστές των αεροπορικών κινητήρων, προσπαθώντας να επιτύχουν την μέγιστη ασφάλεια των προϊόντων τους με το ελάχιστο δυνατό κόστος, αφού το κόστος συντήρησης αποτελεί τη σημαντικότερη συνιστώσα του συνολικού κόστους των αεροπορικών μέσων.<sup>[3,27]</sup>

#### **Κατηγοριοποίηση των τεχνικών διάγνωσης**

Ανάλογα με το είδος των μετρήσεων των λειτουργικών παραμέτρων ενός κινητήρα και του τρόπου επεξεργασίας τους οι τεχνικές διάγνωσης κατηγοριοποιούνται ως εξής:

Στην **αεροθερμοδυναμική διαγνωστική**, για διάγνωση βλαβών των τμημάτων του κινητήρα που συμμετέχουν στην πραγματοποίηση του θερμοδυναμικού κύκλου.

Στη **διαγνωστική με μετρήσεις ταχείας απόκρισης**, όπου διακρίνουμε μεθόδους που βασίζονται στην ανάλυση κραδασμών και σε μεθόδους που βασίζονται στην ανάλυση μη μόνιμης πίεσης και ήχου.

Στην **ανάλυση του λιπαντικού μέσου** για την ύπαρξη σωματιδίων που μαρτυρούν μηχανική φθορά λόγω τριβής.

Στην **ενδοσκοπηση**, χρησιμοποιώντας ενδοσκόπια σε διάφορες θέσεις κατά μήκος του κινητήρα μπορούμε να διαπιστώσουμε με οπτική επιθεώρηση, ενδεχόμενες φθορές σε διάφορα τμήματα του κινητήρα.

**Μη καταστρεπτικές μέθοδοι ελέγχου**, με τη χρήση είτε υπερήχων, είτε ακτίνων X, για τη διαπίστωση ατελειών ή ρωγμών εντός του υλικού, που δεν είναι ορατές.<sup>[3]</sup>

### 7.3 Δημιουργία υπογραφών βλαβών του κινητήρα RTM322

Χρησιμοποιώντας το υπολογιστικό μοντέλο του κινητήρα, μπορούμε να συγκροτήσουμε ένα μοντέλο βλαβών που θα στηρίζεται στην αεροθερμοδυναμική διαγνωστική. Η κατάσταση κάθε μίας συνιστώσας του κινητήρα, περιγράφεται από κάποιες χαρακτηριστικές παραμέτρους. Προκειμένου να διαπιστωθεί η κατάσταση του κινητήρα, χρησιμοποιούμε δεδομένα μετρήσεων και υπολογίζουμε την απόκλιση των τιμών αυτών από τις τιμές που αντιστοιχούν στην υγιή λειτουργία του κινητήρα.

Κάθε συνιστώσα του κινητήρα (συμπιεστής ή στρόβιλος) χαρακτηρίζεται από δύο συντελεστές υγείας, τον SW που αποτελεί την παράμετρο παροχής μάζας και τον SE που αποτελεί την παράμετρο του βαθμού απόδοσης της συνιστώσας. Στην υγιή κατάσταση του κινητήρα και οι δύο συντελεστές υγείας έχουν την τιμή 1. Έχει αποδειχτεί ότι κάθε βλάβη δημιουργεί αποκλίσεις στις παραμέτρους αυτές διατηρώντας ένα σχετικά σταθερό λόγο μεταξύ τους, ανεξάρτητα από το μέγεθος της βλάβης. Ο πίνακας που ακολουθεί παρουσιάζει τους λόγους των συντελεστών υγείας για τις πιο συνηθισμένες βλάβες συμπιεστών και στροβίλων.

Μεταβολή ΔSW/ΔSE για κάθε βλάβη (%/%)	Είδος βλάβης
-1/-1	Αύξηση Ακτινικού Διακένου Συμπιεστή
-1/0	Απορύθμιση IGVs
+1/-1	Αύξηση Διακένων Πτερυγίων Στροβίλου
+3/-1	Διάβρωση Πτερυγίων Στροβίλου
-1/-8	Διάβρωση Πτερυγίων Συμπιεστή
-3/-1	Εξανθρακώματα Στροβίλου
-3/-1	Επικαθίσεις Συμπιεστή
-1/0	Κάμψη Σταθερών Πτερυγίων Στροβίλου

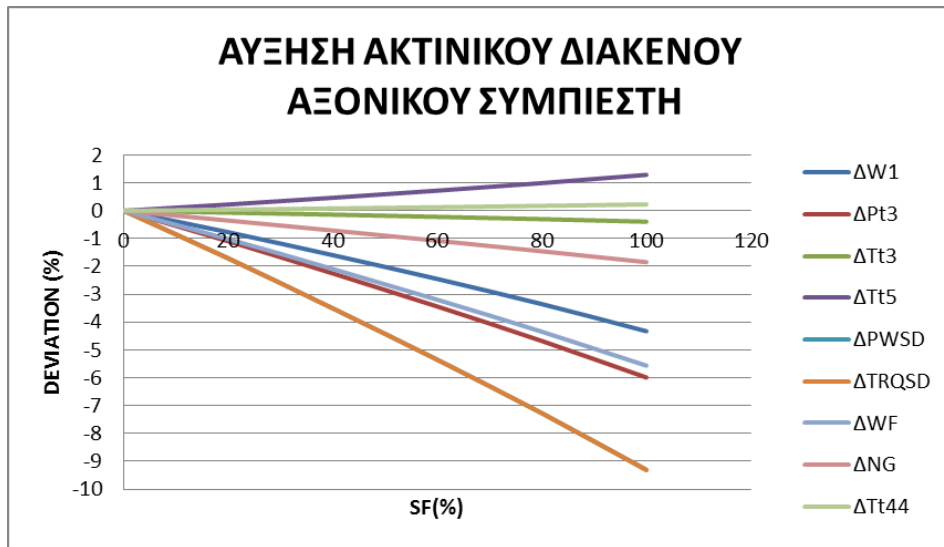
Πίνακας 7.1: Λόγοι αποκλίσεων παραμέτρων υγείας για διάφορες βλάβες συμπιεστών και στροβίλων<sup>[27]</sup>.

Με βάση τον παραπάνω πίνακα μπορούμε να δημιουργήσουμε υπογραφές βλαβών των συνιστωσών του κινητήρα, δηλαδή το πώς μεταβάλλονται τα μετρούμενα μεγέθη του κινητήρα υπό την παρουσία κάποιας βλάβης. Η δημιουργία των υπογραφών θα γίνει για σταθερή θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο της αεριογόνου δεδομένου ότι ανεξάρτητα τη βλάβη, το σύστημα ελέγχου της μηχανής δεν επιτρέπει την αύξηση της θερμοκρασίας αυτής πέρα από μια μέγιστη τιμή. Αυτό απαιτεί την δημιουργία ενός νέου default partition με παραμέτρους ελέγχου την ταχύτητα περιστροφής του άξονα ισχύος, και τη θερμοκρασία στην είσοδο του στροβίλου. Μετά τη δημιουργία του νέου default partition γίνεται εκτέλεση του πειράματος για τις διάφορες βλάβες και για διάφορα επίπεδα βλάβης. Προκειμένου να έχουμε μια κοινή αναφορά όσον αφορά τη σοβαρότητα της βλάβης ορίζουμε το συντελεστή σοβαρότητας βλάβης (severity factor SF %)<sup>[27]</sup> από την παρακάτω σχέση:

$$SF = \frac{\sqrt{SW^2 + SE^2}}{5} \times 100\%$$

Τα μεγέθη που ζητήθηκαν από το πείραμα μετά από κάθε επιβολή βλάβης είναι η ολική πίεση εξόδου του ακτινικού συμπιεστή (Pt3), η ολική θερμοκρασία εξόδου του ακτινικού συμπιεστή (Tt3), η ταχύτητα περιστροφής της αεριογόνου (NG), η θερμοκρασία καυσαερίων ανάμεσα στους δύο στροβίλους (ITT ή Tt44), η παροχή αέρα στην είσοδο του κινητήρα (W1), η παροχή καυσίμου (WF), η ροπή (TRQSD) και η ισχύς (PWSD).

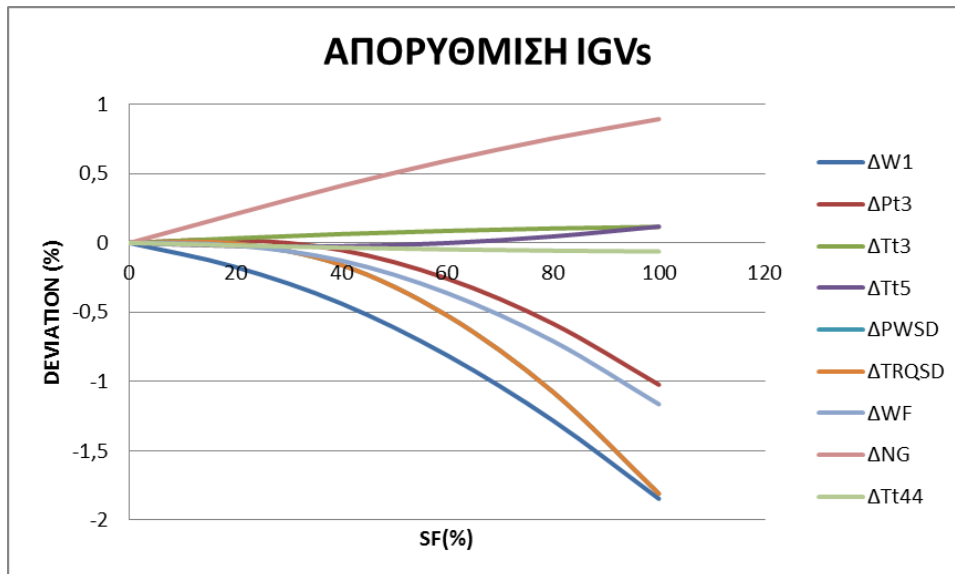
Οι μεταβολές των μετρούμενων μεγεθών υπό την παρουσία των βλαβών στις διάφορες συνιστώσες και για διάφορα επίπεδα σοβαρότητας βλάβης παρουσιάζονται στο Σχήμα 7.1 έως Σχήμα 7.14. Επίσης στο Σχήμα 7.15 έως Σχήμα 7.22 παρουσιάζονται οι υπογραφές βλαβών για σοβαρότητα βλάβης 100%. Προκειμένου να γίνει καλύτερα η σύγκριση των υπογραφών, τοποθετήσαμε στο ίδιο διάγραμμα τις υπογραφές για την ίδια βλάβη αλλά σε διαφορετική συνιστώσα (τους 2 συμπιεστές ή τους 2 στροβίλους). Στην περίπτωση της βλάβης των εξανθρακωμάτων του στροβίλου εξετάσαμε τη βλάβη μόνο για το στρόβιλο της αεριογόνου δεδομένου ότι αυτός είναι κυρίως που επηρεάζεται από την συγκεκριμένη βλάβη.



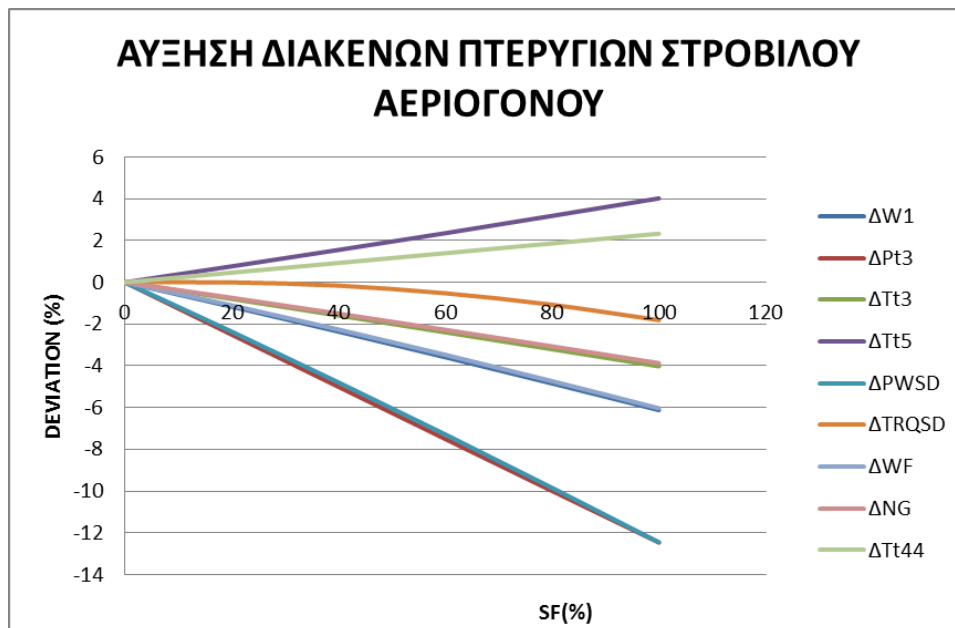
Σχήμα 7.1: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για αύξηση του ακτινικού διακένου του αξονικού συμπιεστή



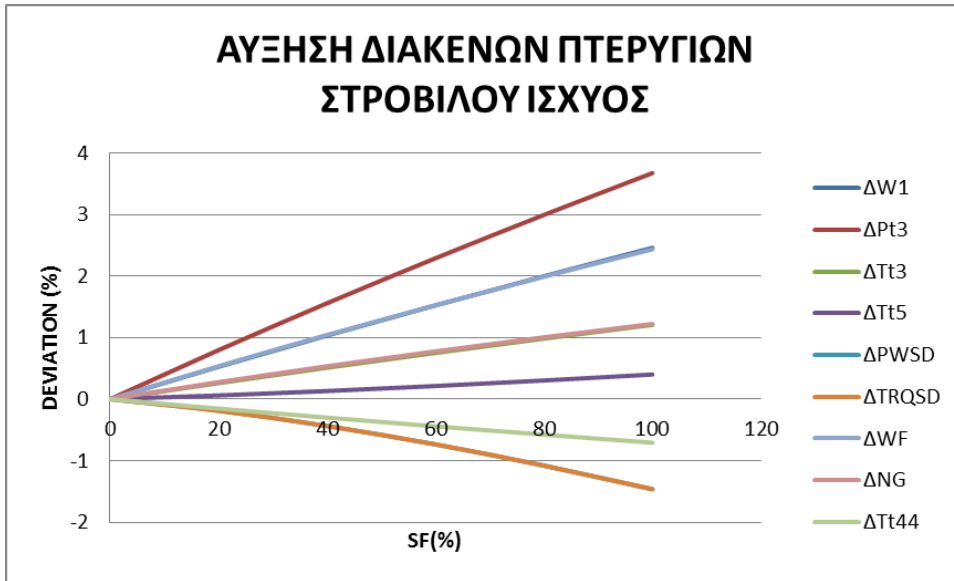
Σχήμα 7.2: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για αύξηση του ακτινικού διακένου του ακτινικού συμπιεστή



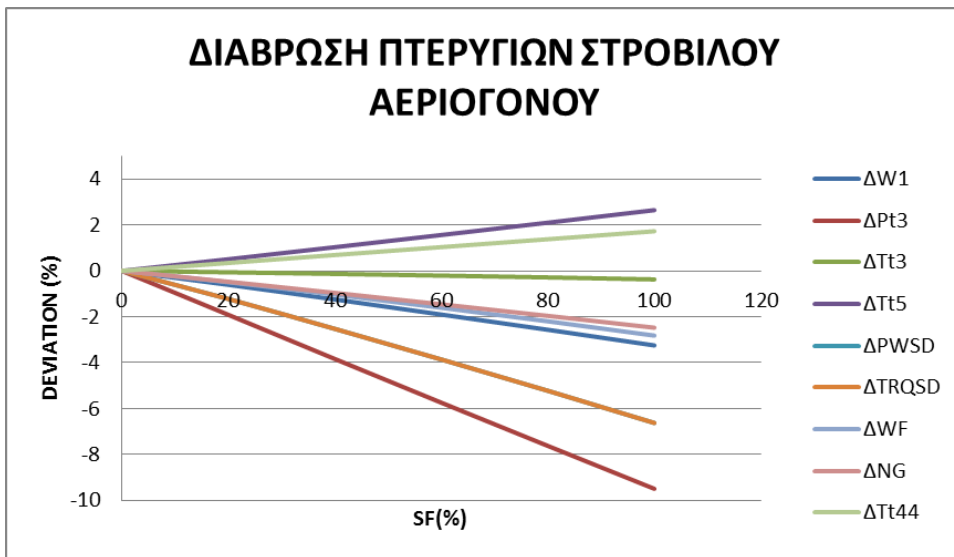
Σχήμα 7.3: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για απορύθμιση των Inlet Guide Vanes (IGVs)



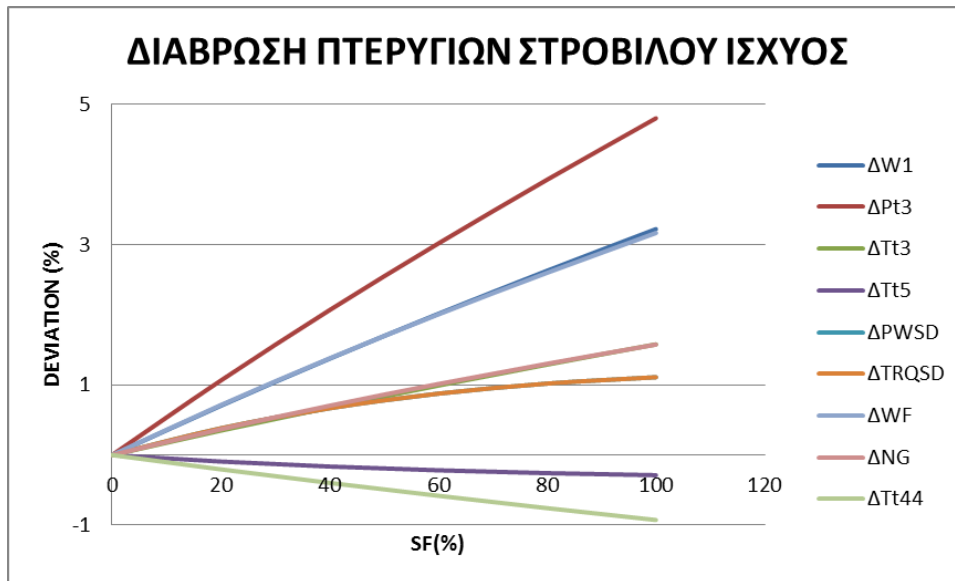
Σχήμα 7.4: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για αύξηση των διακένων των πτερυγίων του στροβίλου της αεριογόνου



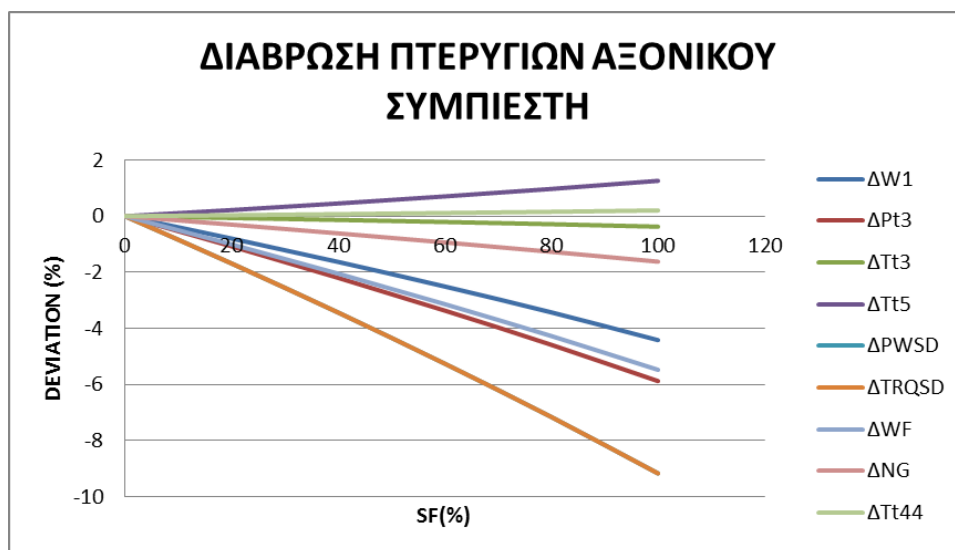
Σχήμα 7.5: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για αύξηση των διακένων των πτερυγίων του στροβίλου ισχύος



Σχήμα 7.6: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για διάβρωση των πτερυγίων του στροβίλου της αεριογόνου

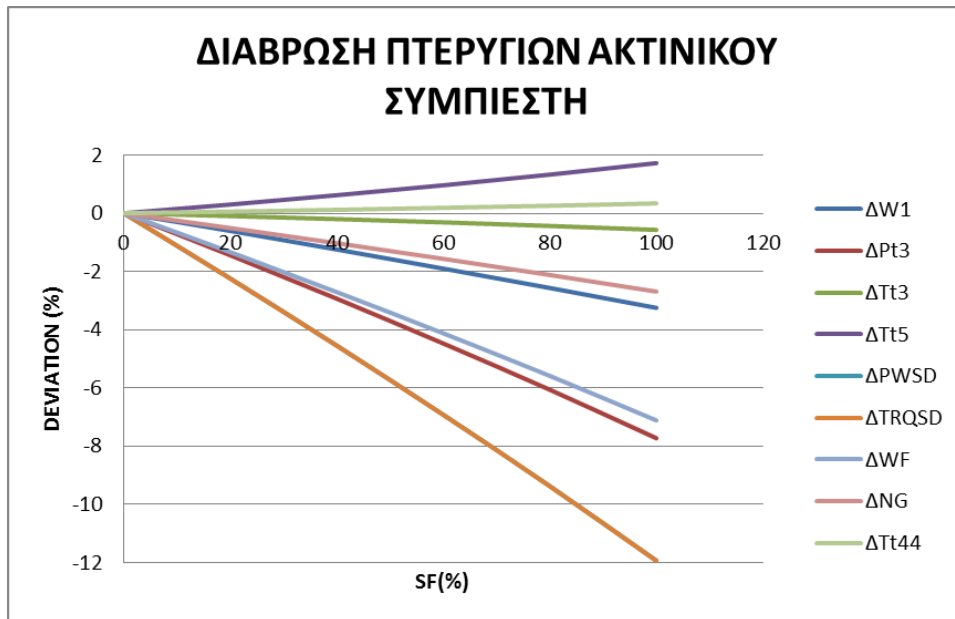


Σχήμα 7.7: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για διάβρωση των πτερυγίων του στροβίλου ισχύος

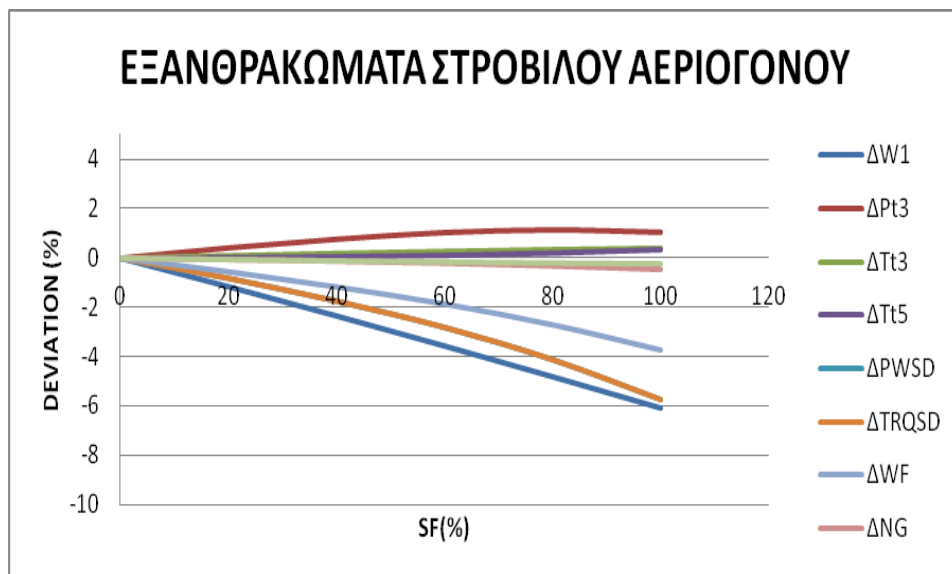


Σχήμα 7.8: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για διάβρωση των πτερυγίων του αξονικού συμπιεστή

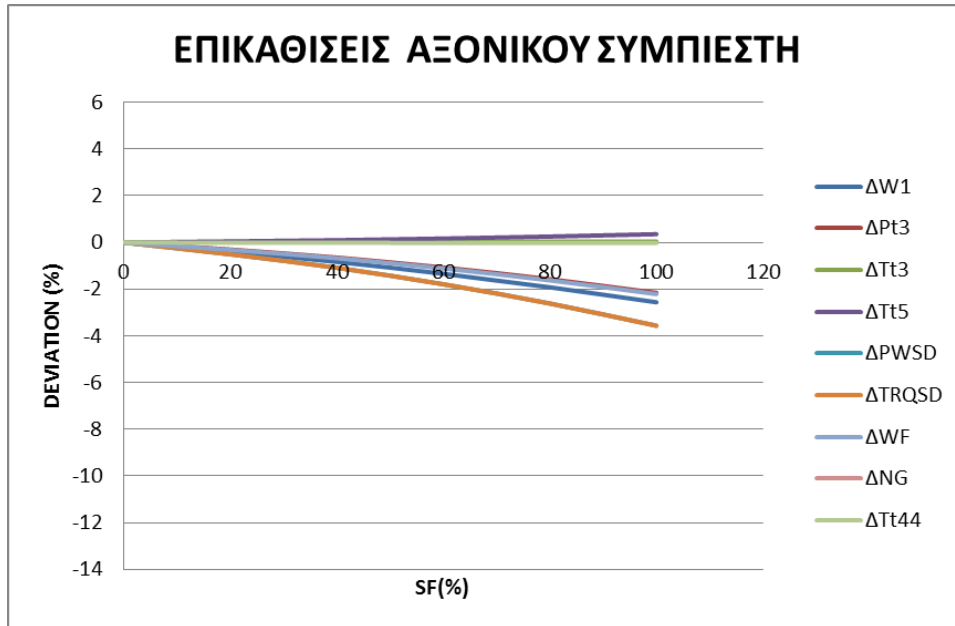




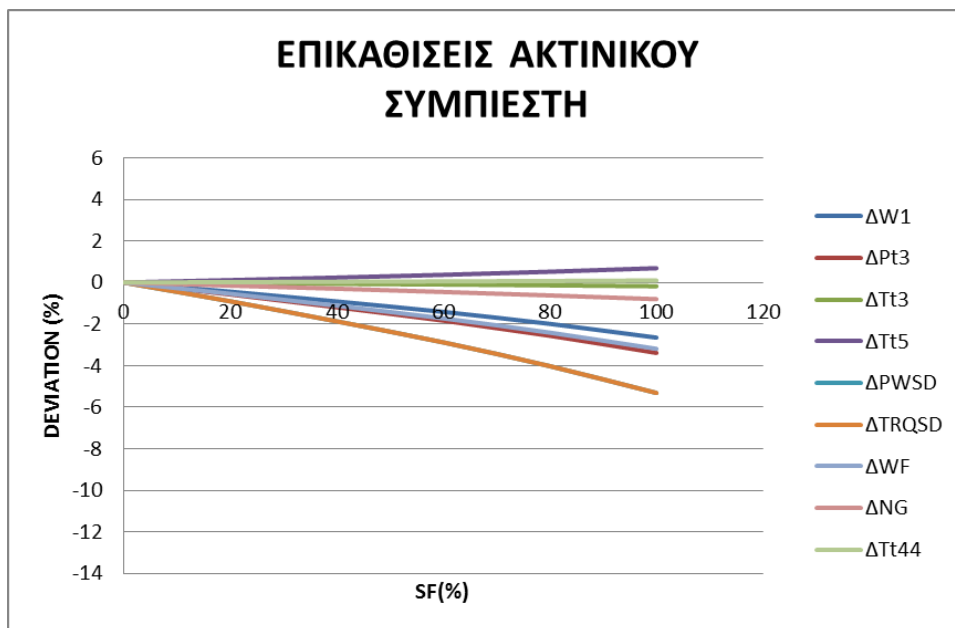
Σχήμα 7.9: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για διάβρωση των πτερυγίων του ακτινικού συμπιεστή



Σχήμα 7.10: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για εξανθρακώματα στο στρόβιλο της αεριογόνου



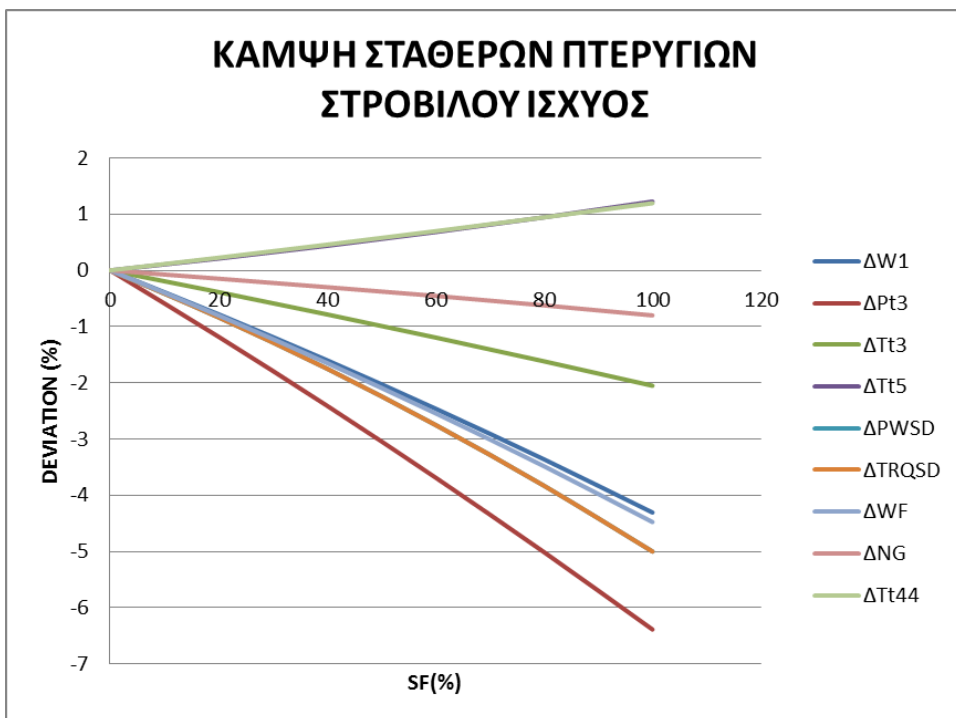
Σχήμα 7.11: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για επικαθίσεις στον αξονικό συμπίεστη



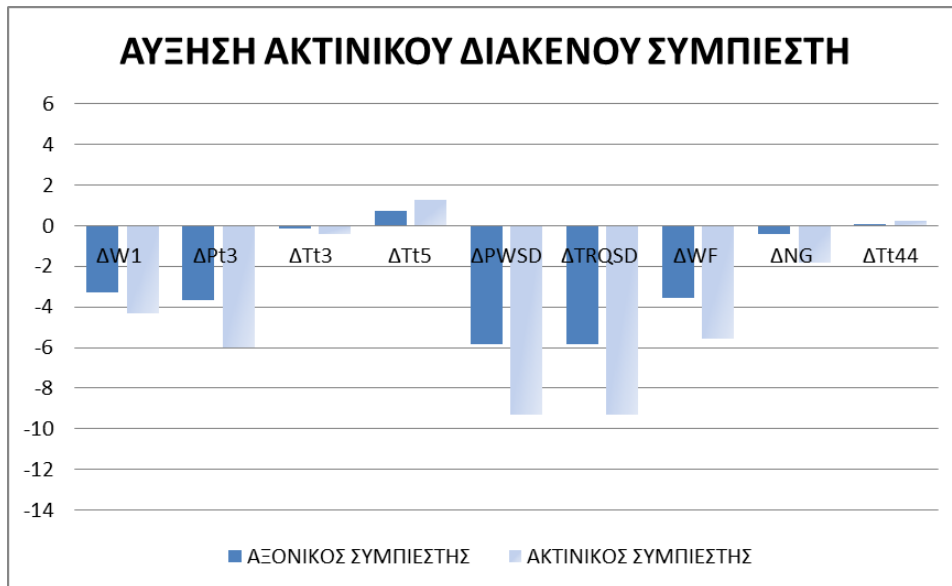
Σχήμα 7.12: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για επικαθίσεις στον ακτινικό συμπίεστη



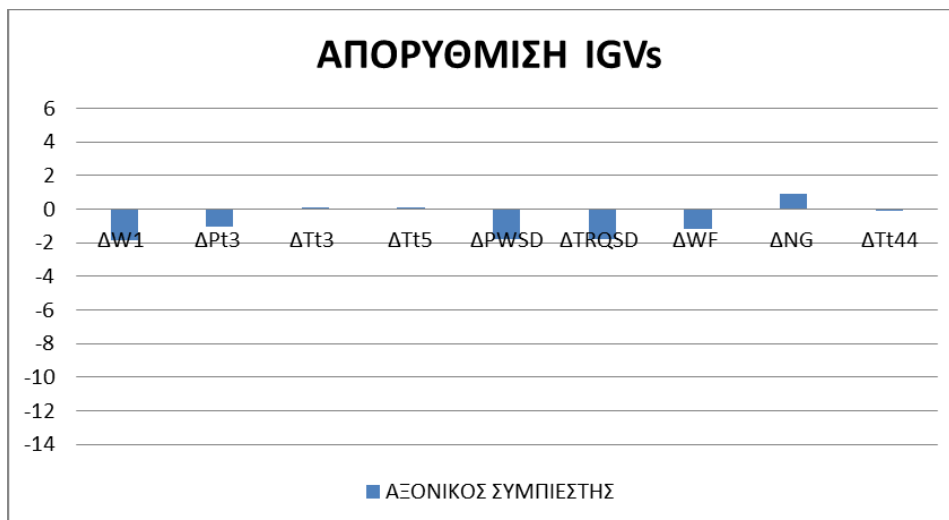
Σχήμα 7.13: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για κάμψη των σταθερών πτερυγίων του στροβίλου της αεριογόνου



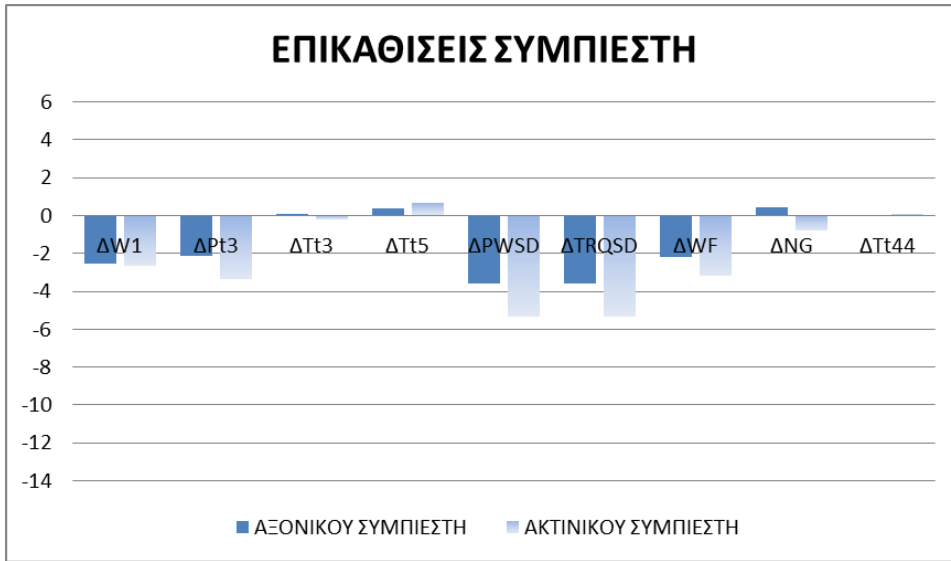
Σχήμα 7.14: Αποκλίσεις των μεγεθών συναρτήσει του SF (%) για κάμψη των σταθερών πτερυγίων του στροβίλου ισχύος



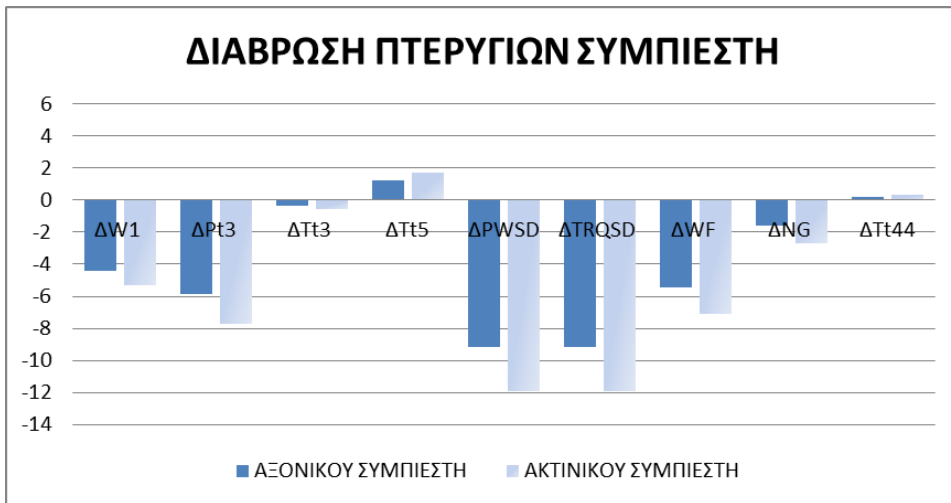
Σχήμα 7.15: Υπογραφή βλάβης αύξησης του ακτινικού διακένου του συμπιεστή (SF=100%)



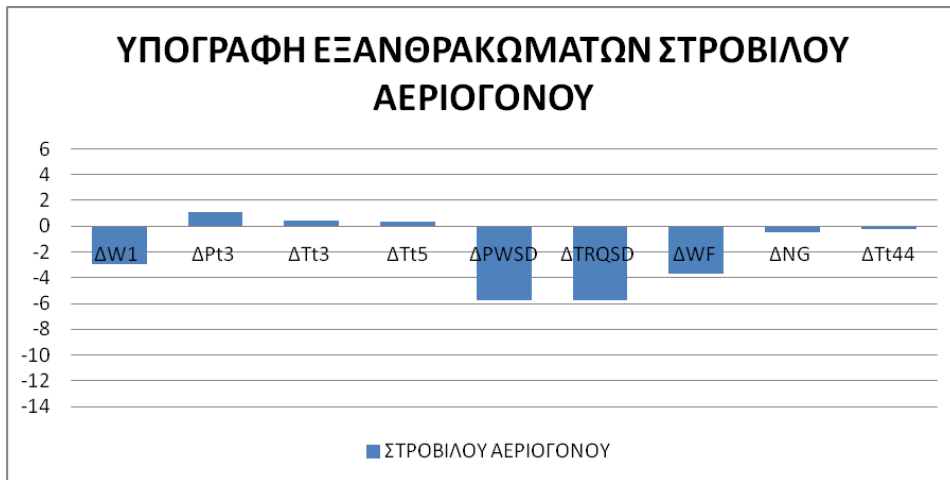
Σχήμα 7.16: Υπογραφή βλάβης απορύθμισης των IGVs (SF=100%)



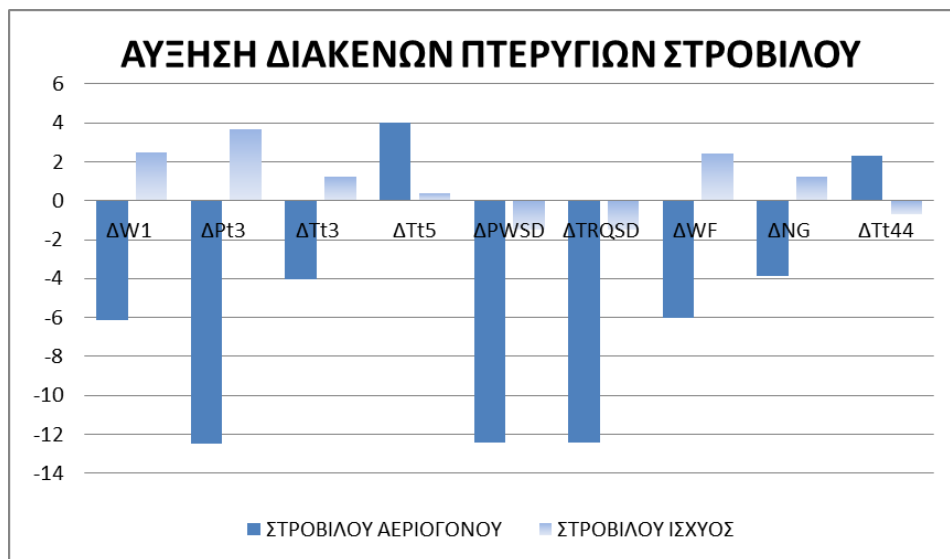
Σχήμα 7.17: Υπογραφή βλάβης επικαθίσεων στο συμπιεστή (SF=100%)



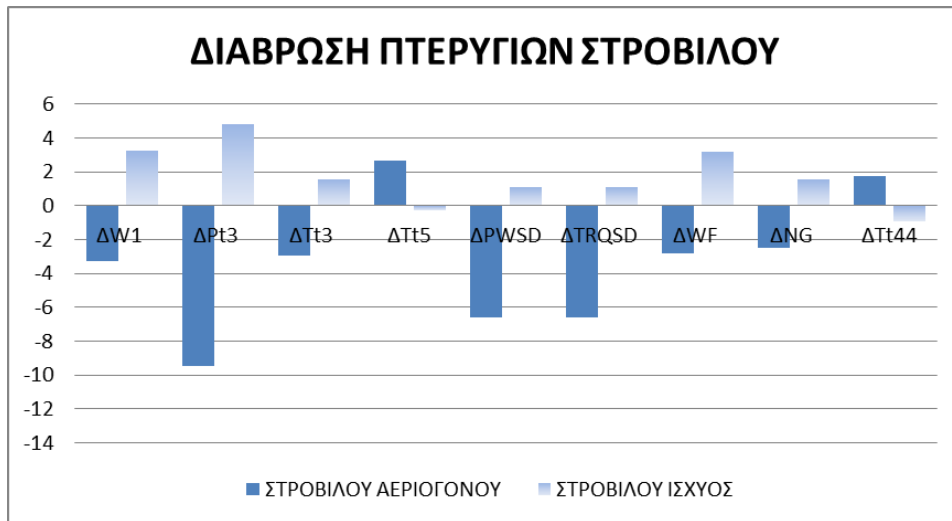
Σχήμα 7.18: Υπογραφή βλάβης διάβρωσης των πτερυγίων του συμπιεστή (SF=100%)



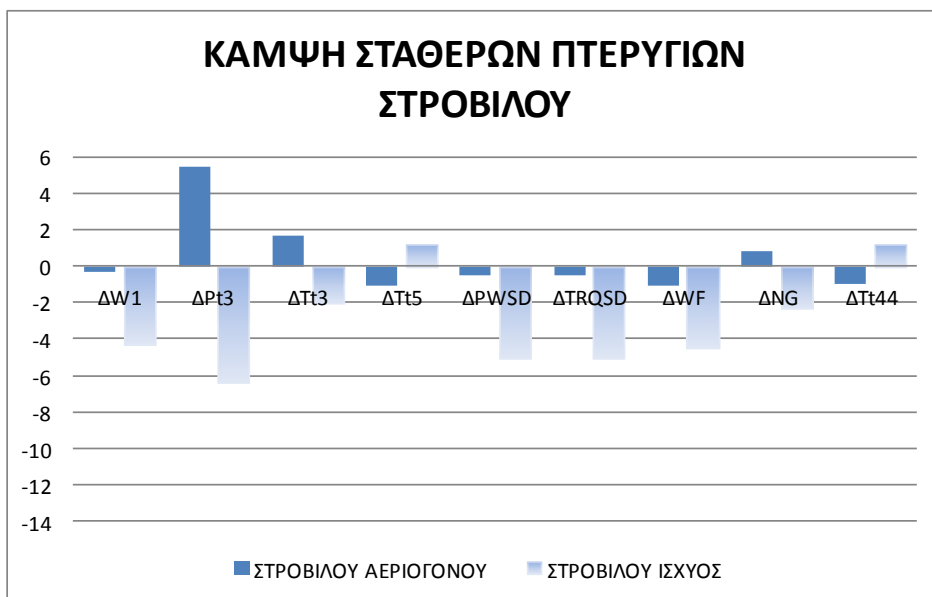
Σχήμα 7.19: Υπογραφή βλάβης εξανθρακωμάτων στο στρόβιλο της αεριογόνου (SF=100%)



Σχήμα 7.20: Υπογραφή βλάβης αύξησης των διακένων των πτερυγίων στο στρόβιλο (SF=100%)



Σχήμα 7.21: Υπογραφή βλάβης διάβρωσης των πτερυγίων στο στρόβιλο (SF=100%)



Σχήμα 7.22: Υπογραφή βλάβης κάμψης των σταθερών πτερυγίων στο στρόβιλο (SF=100%)

Από τη μελέτη των παραπάνω υπογραφών βλαβών παρατηρούμε τα εξής:

Όλες οι βλάβες των συμπεστών δημιουργούν μείωση όλων των μεγεθών εκτός από το Tt5 και το NG σε ορισμένες περιπτώσεις. Οι υπογραφές των βλαβών του συμπεστή είναι παρόμοιες για τις διαφορετικές βλάβες αλλά έχουν διαφορετικό μέγεθος ανάλογα την βλάβη. Η μικρότερη μεταβολή παρατηρείται για την βλάβη απορύθμισης

των IGVs και η μεγαλύτερη για την διάβρωση των πτερυγίων του συμπιεστή. Επίσης μεγαλύτερη επίδραση παρατηρείται σε βλάβες στον ακτινικό συμπιεστή σε σχέση με τον αξονικό λόγω του ότι ο ακτινικός συμβάλλει περισσότερο στην συμπίεση της μηχανής. Επίσης παρατηρούμε ότι οι βλάβες του συμπιεστή δεν επηρεάζουν καθόλου την ΙΤΤ όπως αναμενόταν, άρα με χρήση μόνο της συγκεκριμένης μέτρησης δεν μπορούν να ανιχνευτούν. Μικρή επίδραση παρατηρείται στη NG με κατά κύριο λόγο μείωσή της εκτός από την περίπτωση της απορύθμισης των IGVs.

Όσον αφορά τις βλάβες στροβίλου παρατηρούμε ότι επηρεάζουν τόσο την NG όσο και την ΙΤΤ εκτός από την περίπτωση των εξαναθρακωμάτων άρα είναι ενδεικτικές μετρήσεις οι οποίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τη διάγνωση βλάβης του θερμού τμήματος της μηχανής. Επίσης παρατηρούμε ότι η ίδια βλάβη έχει αντίθετη υπογραφή για τους δύο διαφορετικούς στροβίλους άρα μπορούμε να συμπεράνουμε και ποίος από τους δύο στροβίλους έχει το πρόβλημα.

#### 7.4 Γενική χειροτέρευση λειτουργίας του κινητήρα (deterioration)

Στην παράγραφο αυτή θα μελετήσουμε την περίπτωση της γενικής χειροτέρευσης της λειτουργίας του κινητήρα RTM322. Το μοντέλο που θα χρησιμοποιήσουμε όπως και το partition είναι το ίδιο όπως και στην περίπτωση της δημιουργίας υπογραφών βλαβών.

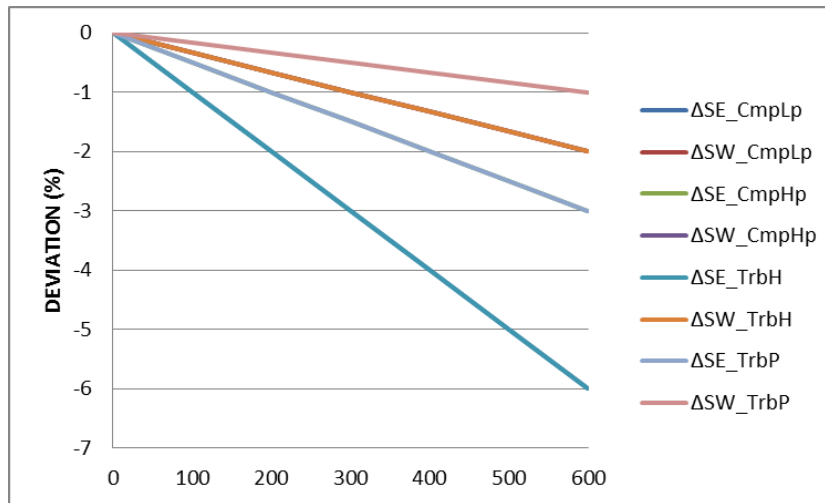
Ο μηχανισμός της συνολικής χειροτέρευσης της μηχανής που θεωρήθηκε, αντιστοιχεί σε γραμμική μεταβολή των αποκλίσεων όλων των παραμέτρων λειτουργίας με το χρόνο λειτουργίας της μηχανής με ρυθμό χειροτέρευσης ο οποίος δίνεται στον πίνακα που ακολουθεί. Ο ρυθμός αυτός είναι ενδεικτικός, έχει αντληθεί από τη βιβλιογραφία και αντιστοιχεί γενικότερα σε αεροπορικούς κινητήρες.

	$\Delta SE\_CmpLp$	$\Delta SW\_CmpLp$	$\Delta SE\_CmpHp$	$\Delta SW\_CmpHp$	$\Delta SE\_TrbH$	$\Delta SW\_TrbH$	$\Delta SE\_TrbP$	$\Delta SW\_TrbP$
%/h	-0,01000	-0,00333	-0,00500	-0,00333	-0,01000	-0,00333	-0,00500	-0,00167

**Πίνακας 7.2: Ρυθμοί απόκλισης των παραμέτρων λειτουργίας με το χρόνο χρήσης του κινητήρα κατά τη διαδικασία της συνολικής χειροτέρευσης των επιδόσεων του<sup>[28]</sup>.**

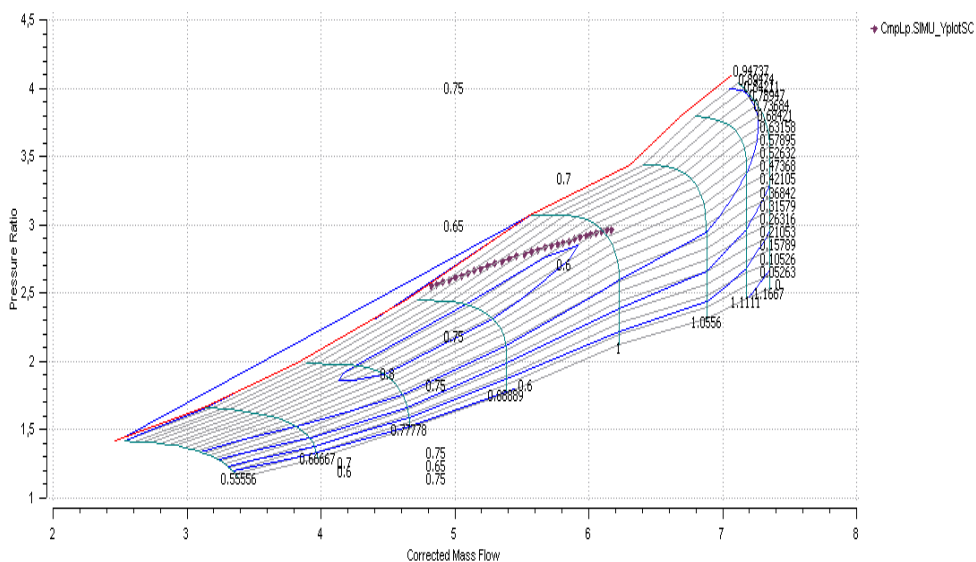
Στο Σχήμα 7.23 φαίνεται η απόκλιση των παραμέτρων λειτουργίας της μηχανής συναρτήσει του χρόνου λειτουργίας της, για τους ρυθμούς απόκλισης που παρουσιάζει ο παραπάνω πίνακας.



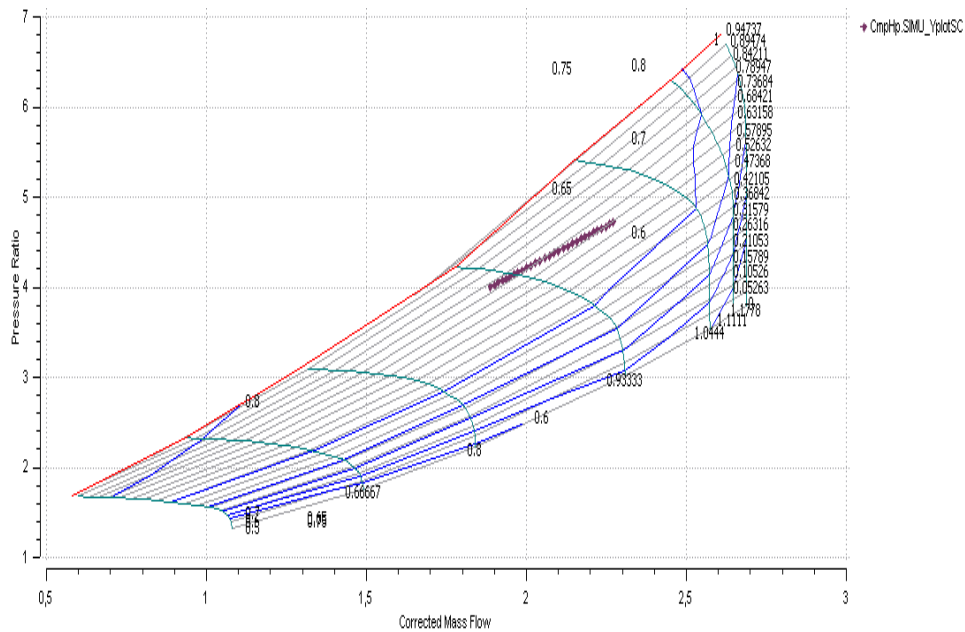


Σχήμα 7.23: Απόκλιση των παραμέτρων λειτουργίας με το χρόνο χρήσης του στροβιλοκινητήρα για 600 ώρες λειτουργίας.

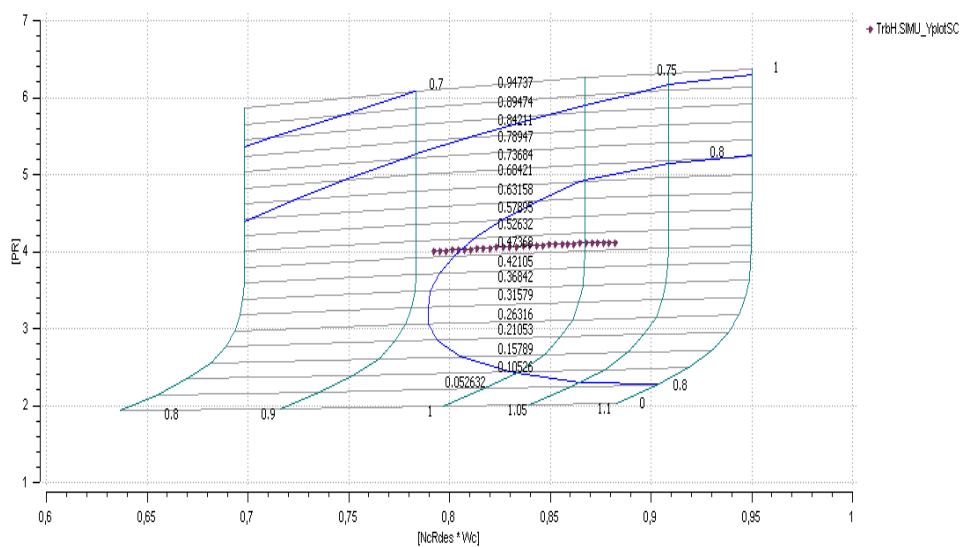
Στο Σχήμα 7.24 έως Σχήμα 7.27 παρουσιάζεται η μετατόπιση του σημείου σχεδίασης πάνω στους χάρτες των συνιστωσών του κινητήρα κατά τη συνολική χειροτέρευση του και μέχρι τις 600 ώρες λειτουργίας. Παρατηρούμε τη σημαντική μετατόπιση προς τη γραμμή πάλμωσης στο χάρτη του αξονικού συμπίεστη μειώνοντας σημαντικά το περιθώριο πάλμωσης.



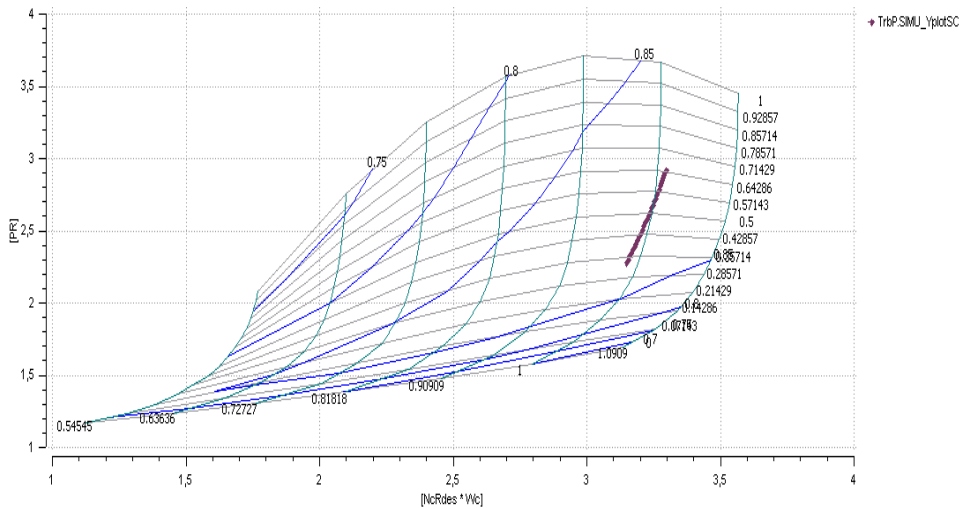
Σχήμα 7.24: Η μετατόπιση (από δεξιά προς τα αριστερά) του σημείου σχεδίασης πάνω στο χάρτη του αξονικού συμπίεστη κατά τη συνολική χειροτέρευση της μηχανής μέχρι 600 ώρες λειτουργίας



Σχήμα 7.25: Η μετατόπιση (από δεξιά προς τα αριστερά) του σημείου σχεδίασης πάνω στο χάρτη του ακτινικού συμπιεστή κατά τη συνολική χειροτέρευση της μηχανής μέχρι 600 ώρες λειτουργίας

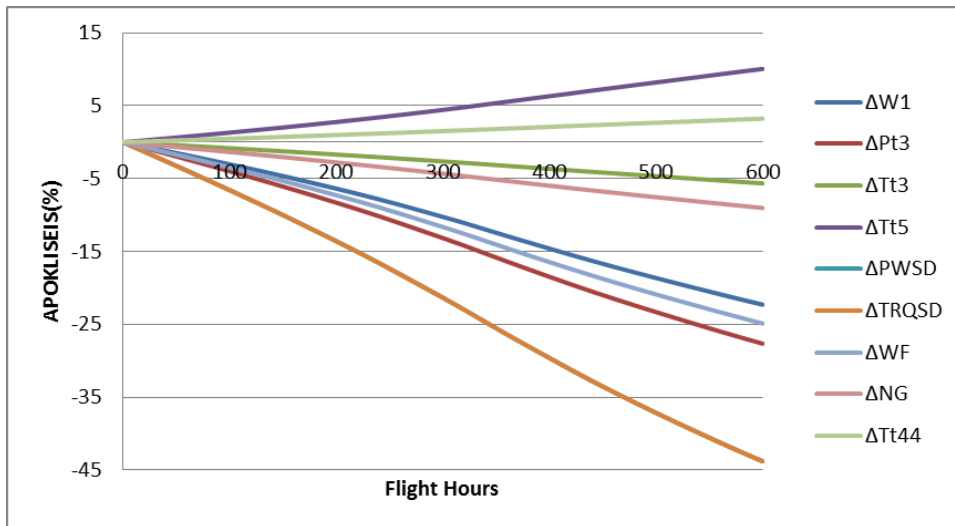


Σχήμα 7.26: Η μετατόπιση (από δεξιά προς τα αριστερά) του σημείου σχεδίασης πάνω στο χάρτη του στροβίλου της αεριογόνου κατά τη συνολική χειροτέρευση της μηχανής μέχρι 600 ώρες λειτουργίας



**Σχήμα 7.27:** Η μετατόπιση (από πάνω προς τα κάτω ) του σημείου σχεδίασης πάνω στο χάρτη του στροβίλου ισχύος κατά τη συνολική χειροτέρευση της μηχανής μέχρι 600 ώρες λειτουργίας

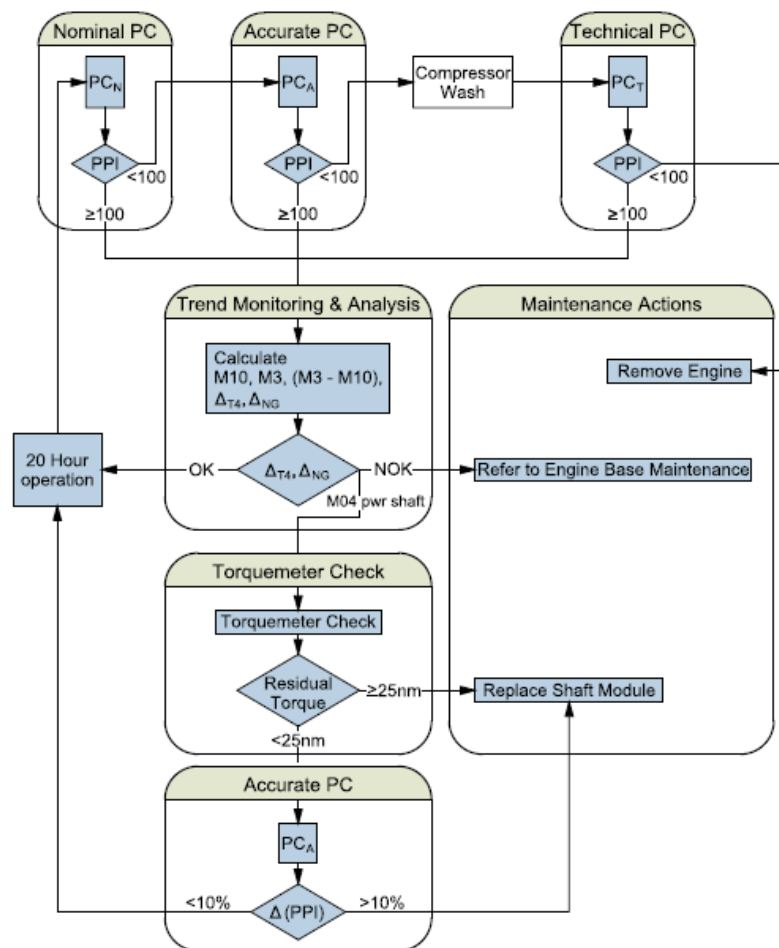
Στο Σχήμα 7.28 παρουσιάζονται οι αποκλίσεις των διαφόρων μεγεθών με το χρόνο κατά τη συνολική χειροτέρευση της μηχανής. Παρατηρούμε μια σημαντική μείωση των επιδόσεων της μηχανής με παράλληλη αύξηση της ITT και μείωση της NG.



**Σχήμα 7.28:** Αποκλίσεις των μεγεθών κατά τη συνολική χειροτέρευση της μηχανής, συναρτήσει με τις ώρες πτήσης

### 7.5 Διαδικασία διάγνωσης βάση δεικτών απόδοσης

Όπως ήδη έχουμε αναφέρει σε προηγούμενο κεφάλαιο, το ελικόπτερο NH90 είναι εφοδιασμένο με το σύστημα MDS, το οποίο είναι ένα σύστημα παρακολούθησης και διάγνωσης. Επιπλέον έχουμε αναφέρει τον τρόπο της λήψης των δεδομένων κατά τη διάρκεια των δοκιμαστικών πτήσεων με σκοπό να γίνει ο έλεγχος της απόδοσης της ισχύος του κινητήρα. Στο γενικό διάγραμμα που ακολουθεί φαίνεται ο τρόπος με τον οποίο γίνεται ο έλεγχος της απόδοσης του κινητήρα χρησιμοποιώντας τους δείκτες απόδοσης-PPIs.



Σχήμα 7.29: Γενικό διάγραμμα του ελέγχου ισχύος του κινητήρα<sup>[21]</sup>

Αρχικά υπολογίζονται οι δείκτες απόδοσης της ισχύος- PPIs, με έναν από τους τρεις τρόπους που έχουμε αναφέρει (Nominal, Accurate, Technical). Όπως παρατηρούμε για να γίνει παρακολούθηση και ανάλυση των τάσεων, πρέπει οι PPIs να είναι ίσοι ή μεγαλύτεροι από το εκατό. Βλέπουμε ότι το σύστημα για να μας οδηγήσει σε λογικά αποτελέσματα, ήδη από το πρώτο στάδιο, έχει περιορισμό. Γι' αυτό άλλωστε αν ο πρώτος υπολογισμός Nominal, μας δώσει  $PPIs < 100$ , τότε γίνεται δεύτερος υπολογισμός με Accurate τρόπο, κι αν κι αυτός ο υπολογισμός μας δώσει αποτέλεσμα  $PPIs < 100$ , τότε γίνεται πλύσιμο του συμπιεστή, και στη συνέχεια γίνεται υπολογισμός των PPIs με Technical τρόπο υπολογισμού. Αν κι εδώ, παρά τις εργασίες που έγιναν προηγουμένως, εξακολουθήσουν οι  $PPIs < 100$ , τότε η επόμενη εργασία είναι η αφαίρεση του κινητήρα για περαιτέρω συντήρηση, δηλαδή συντήρηση από ανώτερο κλιμάκιο.

Αν τώρα, οι PPIs υπολογιστούν και είναι  $PPIs \geq 100$ , τότε ακολουθεί η παρακολούθηση και η ανάλυση των τάσεων των μεγεθών. Πρώτα υπολογίζονται οι μέσες τιμές M3 και M10, που είναι η μέση τιμή των τριών τελευταίων σημείων (μετρήσεων) και των τελευταίων δέκα σημείων αντίστοιχα. Έπειτα υπολογίζεται ένας δείκτης που ονομάζεται Δ, κι ο οποίος ισούται με  $\Delta = M3 - M10$ . Συγκεκριμένα ο δείκτης Δ, υπολογίζεται δύο φορές, όπως και ο Δείκτης PPI, μία για T4 και μία για NG. Άρα  $\Delta T4 = M3 - M10 (PPI_{NG})$  και  $\Delta NG = M3 - M10 (PPI_{T4})$ . Έχοντας υπολογίσει τους δύο αυτούς δείκτες Δ, στη συνέχεια τους συγκρίνουμε με τους δείκτες που υπάρχουν σε ένα πίνακα στο GLIMS αλλά και στο εγχειρίδιο συντήρησης του κινητήρα. Αν οι δείκτες είναι εντός των ορίων, τότε ο κινητήρας μπορεί να λειτουργήσει με ασφάλεια για ακόμα 20 ώρες, οπότε και θα γίνει ο επόμενος έλεγχος απόδοσης της ισχύος του. Αν δείκτες δεν είναι εντός των ορίων, τότε ακολουθούμε τις απαραίτητες εργασίες συντήρησης, ώστε ο κινητήρας να επανέλθει σε όρια ασφαλή για πτήση.

Στο Σχήμα 7.30 παρουσιάζονται κάποια από τα όρια τα οποία ο κατασκευαστής έχει ορίσει ώστε να κριθεί κάποιος κινητήρας σε κατάσταση που χρήζει συντήρησης, καθώς και τα τμήματα του κινητήρα στα οποία πρέπει να γίνουν εργασίες συντήρησης.

Comment [PK1]:

Trouble shooting following Power check trend monitoring (included in GLIMS and manual procedure)		
$\Delta_{T4} = M3-M10 (PPI_{NG/PW})$	$\Delta_{NG} = M3-M10 (PPI_{T4/PW})$	Suspected LRU (Remark)
$\Delta_{T4} \geq + 1.3 \%$	$\Delta_{NG} \geq + 1.3 \%$	1 - Torquemeter drift
$\Delta_{T4} \geq + 1.3 \%$	$-2 \% < \Delta_{NG} < + 1.3 \%$	1- T46 Harness
		2 - Torquemeter drift
$-2 \% < \Delta_{T4} < + 1.3 \%$	$\Delta_{NG} \geq + 1.3 \%$	1 - IGV
		2 - Torquemeter drift
$\Delta_{T4} \leq - 2 \%$	$\Delta_{NG} \geq 0 \%$	1 - T46 Harness
		2 - HP turbines module
$\Delta_{T4} \leq - 2 \%$	$-2 \% < \Delta_{NG} < 0 \%$	1 - T46 Harness
		2 - Compressor module
		3 - HP turbines module
$\Delta_{T4} < - 0.5 \%$	$\Delta_{NG} \leq - 2 \%$	1 - Torquemeter drift
		2 - Compressor module
$\Delta_{T4} \geq - 0.5 \%$	$\Delta_{NG} \leq - 2 \%$	1 - Compressor module

Σχήμα 7.30: Τιμές δεικτών τάσεων θερμοκρασίας ΙΤΤ και στροφών NG που οδηγούν στην εκτέλεση εργασιών συντήρησης στον κινητήρα RTM322<sup>[5]</sup>.

# 8

## Ανακεφαλαίωση- Συμπεράσματα - Προτάσεις

### 8.1 Ανακεφαλαίωση

Σκοπός αυτής της διπλωματικής εργασίας ήταν η μοντελοποίηση του στροβιλοκινητήρα παραγωγής μηχανικής ισχύος RTM322, χρησιμοποιώντας δεδομένα από τη ανοιχτή βιβλιογραφία και από δεδομένα από δοκιμαστικές πτήσεις ελέγχου απόδοσης ισχύος του κινητήρα. Τα δεδομένα αυτά προέρχονται από τέσσερα δικινητήρια ελικόπτερα NH90 της Ελληνικής Αεροπορίας Στρατού κι από έναν κινητήρα ελικοπτέρου MRH90 του Στρατού της Αυστραλίας. Άρα συνολικά μελετήσαμε τα δεδομένα από εννέα στροβιλοκινητήρες RTM322.

Η μοντελοποίηση του κινητήρα έγινε με το λογισμικό προσομοίωσης PROOSIS. Η προσομοίωση του κινητήρα έγινε με δύο μοντέλα. Αρχικά, δημιουργήσαμε το γενικό μοντέλο του κινητήρα από τα δεδομένα της βιβλιογραφίας. Έπειτα χρησιμοποιήσαμε το γενικό μοντέλο για να προσομοιώσουμε τα δεδομένα από τις δοκιμαστικές πτήσεις, παρατηρώντας κάποιες αποκλίσεις από τα πραγματικά μετρούμενα μεγέθη. Στη συνέχεια προσαρμόσαμε το γενικό μοντέλο, στα δεδομένα από τις πτήσεις, δημιουργώντας ένα ειδικό μοντέλο του κινητήρα του ελικοπτέρου MRH90. Το ειδικό αυτό μοντέλο το χρησιμοποιήσαμε για την προσομοίωση των δεδομένων που προέκυψαν από τις πτήσεις και των τεσσάρων ελικοπτέρων NH90 του Ελληνικού Στρατού.

Στη συνέχεια χρησιμοποιώντας το γενικό μοντέλο του κινητήρα, εκτελέστηκαν προσομοιώσεις της λειτουργίας του κινητήρα υπό την παρουσία των πιο συνηθισμένων βλαβών στους συμπιεστές και στους στροβίλους του κινητήρα, με σκοπό την εξαγωγή “υπογραφών” βλαβών και χρήση τους στη διαγνωστική. Τέλος έγινε μια μελέτη της γενικής χειροτέρευσης της μηχανής και της επίδρασής της στις επιδόσεις της.

### 8.2 Συμπεράσματα

Τα συμπεράσματα που προέκυψαν από την παρούσα διπλωματική εργασία είναι τα εξής:

Η προσομοίωση της λειτουργίας αεροπορικών κινητήρων είναι μία επίπονη, χρονοβόρα και ίσως κάποιες φορές, αναποτελεσματική διαδικασία που εξαρτάται σε πολύ μεγάλο βαθμό από τις αρχικές πληροφορίες που διαθέτει ο ερευνητής για τη μηχανή. Τέτοιες πληροφορίες αντλούνται από την ανοιχτή βιβλιογραφία, από δεδομένα

δοκιμής κινητήρα και από δεδομένα πραγματικής πτήσης. Επιπλέον, δεδομένα όπως οι χάρτες των συνιστωσών, τα ποσοστά της συνολικής παροχής αέρα του κινητήρα για απομαστεύσεις, το πρόγραμμα απομάστευσης του συμπιεστή και οι απαιτήσεις μηχανικής ισχύος των παρελκόμενων δεν είναι διαθέσιμα και μπορούν μόνο να προσεγγιστούν κάνοντας χρήση υποθέσεων βασιζόμενων στην εμπειρία, πράγμα που επηρεάζει την ακρίβεια των μοντέλων. Τέλος, οι τιμές των μεταβλητών που προσεγγίζονται με βάση την εμπειρία, δύνανται να προσδιοριστούν καλύτερα μέσω διαδικασίας βελτιστοποίησης, η οποία όμως έχει ισχυρή εξάρτηση από τις αρχικές τιμές που θα επιλεγούν.

Τα δύο μοντέλα κινητήρα που δημιουργήθηκαν έχουν αποδεκτές αποκλίσεις από τα δεδομένα σε τέτοιο βαθμό ώστε να μπορούν να θεωρηθούν αξιόπιστα και να προσομοιώνουν ικανοποιητικά τη λειτουργία των δύο κινητήρων.

Οι υπογραφές των βλαβών του συμπιεστή είναι παρόμοιες για τις διαφορετικές βλάβες αλλά έχουν διαφορετικό μέγεθος ανάλογα την βλάβη. Οι βλάβες του συμπιεστή δεν επηρεάζουν καθόλου την ΙΤΤ όπως αναμένονταν, άρα με χρήση μόνο της συγκεκριμένης μέτρησης δεν μπορούν να ανιχνευτούν. Όσον αφορά τις βλάβες στροβίλου παρατηρούμε ότι επηρεάζουν τόσο την NG όσο και την ΙΤΤ άρα είναι ενδεικτικές μετρήσεις οι οποίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τη διάγνωση βλάβης του θερμού τμήματος της μηχανής. Επίσης παρατηρούμε ότι η ίδια βλάβη έχει αντίθετη υπογραφή για τους δύο διαφορετικούς στροβίλους άρα μπορούμε να συμπεράνουμε και ποίος από τους δύο στροβίλους έχει το πρόβλημα.

Τέλος η γενική χειροτέρευση της μηχανής δημιουργεί σημαντική μείωση των επιδόσεων της με παράλληλη μείωση των στροφών NG, αύξηση της ΙΤΤ και σημαντική μείωση του περιθωρίου πάλμωσης στον χάρτη του αξονικού συμπιεστή.

### 8.3 Προτάσεις

Προτείνεται η μοντελοποίηση ολόκληρου του ελικοπτέρου NH90 μαζί με τους δύο κινητήρες, το Main Gear Box και την έλικα έτσι ώστε να μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε ανάλυση αποστολής. Για το σκοπό αυτό πρέπει να γίνει μοντελοποίηση του gear box και της έλικας χρησιμοποιώντας για την περίπτωση της έλικας κατάλληλους χάρτες που αναπαριστούν τον τρόπο λειτουργίας της.



# 9

## Βιβλιογραφία

[1]: [www.turbomeca.com](http://www.turbomeca.com)

[2]: [www.nhindustries.com](http://www.nhindustries.com)

[3]: Κ. Μαθιουδάκης: Διαγνωστική Στροβιλοκινητήρων. Εκδόσεις ΕΜΠ. Αθήνα 2007

[4]: Α. Alexiou, Τ. Tsalavoutas: Introduction to Gas Turbine Modelling with PROOSIS, 2011, Empresarios Agrupados Internacional, 1<sup>st</sup> Edition.

[5]: [www.defence.gov.au](http://www.defence.gov.au)

[2]: Η.Κανάκη : Διπλωματική Εργασία: Μοντελοποίηση Αεροπορικών Κινητήρων Πολιτικών Αεροσκαφών. Αθήνα 2010.

[3]: Κ. Μαθιουδάκης: Λειτουργία Αεροπορικών Κινητήρων. Εκδόσεις ΕΜΠ. Αθήνα 2007.

[4]: [www.rta.nato.int](http://www.rta.nato.int)

[9]: <http://www.gasturb.de/>

[10]: Kurze, J. 2007, GasTurb 11 Manual

[11]: Ι.Ρ. Δώδη: Διπλωματική Εργασία: Μοντελοποίηση αξονικού συμπιεστή με τη μέθοδο συσσώρευσης βαθμίδων σε περιβάλλον αντικειμενοστραφούς προγραμματισμού. Αθήνα 2013.

[12]: [www.gspteam.com](http://www.gspteam.com)

[13]: [www.swri.org/npss](http://www.swri.org/npss)

[14]: <http://www.ltt.mech.ntua.gr/index.php/softwaremn/teachesmn>

[15]: Empresarios Agrupados Internacional: EL Manual (Modelling Language), 2012

[16]: Α. Alexiou, Τ. Tsalavoutas: TURBO Library Reference Manual, Empresarios Agrupados Internacional, 1<sup>st</sup> Edition.

[17]: <http://www.ecosimpro.com/>

[18]: Jane's Aero Engines, JAEng-ISSUE 15 , March 2004

[19]: Rolls Royce Turbomeca Ltd, Training notes RTM322 for the NH90 Helicopter, Turboshaft Engine, Ref : X 322 D9 960 2 , November 2008

[20]: [www.ellinikos-stratos.com](http://www.ellinikos-stratos.com)

[21]: Hellenic Armed Forces, NH90 Helicopter, TTH-TGRA 3<sup>rd</sup> Batch, Ref.:JA-A-FM\_GD-00-V1-P-SX-TGRAA03-V2.1-ED, NHIndustries, Edition 02

[22]: Κ.Μαθιουδάκης:Εισαγωγή στους Αεροπορικούς Κινητήρες:Στροβιλοαντιδραστήρες. Εκδόσεις ΕΜΠ. Αθήνα 2008.

[23]: Κ.Δ.Παπαηλίου, Κ.Μ. Μαθιουδάκης, Κ.Χ. Γιαννάκογλου : Εισαγωγή στις Θερμικές Στροβιλομηχανές. Εκδόσεις ΕΜΠ. Αθήνα 2000

[24]:[http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS009\\_Turbomeca\\_RTM\\_322\\_series\\_engines-06-16102013](http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS009_Turbomeca_RTM_322_series_engines-06-16102013)

[25]: Σ.Τσιόκας : Διπλωματική εργασία: Μελέτη της Μετατροπής Κινητήρα Ελικοπτερου σε Αεριοστρόβιλο Παραγωγής Ηλεκτρικής Ενέργειας. Αθήνα Οκτώβριος 2014

[26]: Walsh, P.P. and Fletcher, P., 2004, Gas Turbine Performance, 2nd Edition, Blackwell Science, Oxford

[27]: Κ.Δίελας: Διπλωματική εργασία: Μοντελοποίηση αεροπορικού ελικοφόρου στροβιλοκινητήρα PT6A-68 και σύγκριση επιδόσεων με μετρήσεις από δοκιμαστήριο και πτήση. Αθήνα Οκτώβριος 2014.

[28]: Κ.Mathioudakis, Ph.Kamboukos, A.Stamatis, Turbofan Performance Deterioration Tracking Using Non-linear Models and Optimization Techniques, ASME GT2002-30026