



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών
Τομέας Ρευστών
Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών

Μελέτη Συστημάτων Ηλεκτρικά Κατανεμημένης Πρόωσης

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΤΖΙΝΑΒΑ ΧΡΙΣΤΙΝΑ

Επίβλεψη:
Επ. Καθηγητής Ν. Αρετάκης

ΑΘΗΝΑ
ΟΚΤΩΒΡΙΟΣ 2018



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

Σχολή Μηχανολόγων Μηχανικών

Τομέας Ρευστών

Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Μελέτη Συστημάτων Ηλεκτρικά Κατανεμημένης Πρόωσης

ΤΖΙΝΑΒΑ Γ. ΧΡΙΣΤΙΝΑ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Αντικείμενο της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η μελέτη των συστημάτων ηλεκτρικά κατανεμημένης πρόωσης (TeDP system) για μελλοντική χρήση σε πολιτικά αεροσκάφη και η ανάπτυξη προσομοίωσης ενός τέτοιου συστήματος σε προγραμματιστικό περιβάλλον.

Αρχικά, αντλήθηκαν πληροφορίες μέσα από την βιβλιογραφία, σχετικά με τη δομή και τη λειτουργία των επιμέρους συνιστωσών των συστημάτων αυτών, και γίνεται περιγραφή κάποιων αεροσκαφών που έχουν ήδη μελετηθεί. Παράλληλα, η μελέτη επικεντρώθηκε στο σύστημα του αεροσκάφους N3-X που μελετάται από τη NASA, και αντλήθηκαν επιπλέον τεχνικές πληροφορίες και δεδομένα λειτουργίας για το αεροσκάφος αυτό.

Στη συνέχεια, παρουσιάζεται μια αρχική προσέγγιση μοντελοποίησης των συνιστωσών του συστήματος ηλεκτρικά κατανεμημένης πρόωσης και του τελικού συνολικού προωστήριου συστήματος του αεροσκάφους N3-X, στο υπολογιστικό περιβάλλον αντικειμενοστραφούς προγραμματισμού PROOSIS. Η προσομοίωση δομήθηκε με τέτοιο τρόπο ώστε να προσαρμόζει τους χάρτες των στροβιλοσυνιστωσών στο σημείο σχεδίασης και να υπολογίζει διάφορες μεταβλητές στα υπόλοιπα διαθέσιμα σημεία λειτουργίας.

Έπειτα, παρουσιάζεται μια παραμετρική ανάλυση για την επιλογή σημαντικών παραμέτρων ενός τέτοιου συστήματος, όπως ο λόγος πίεσης του προωστήρα και ο λόγος πίεσης του ακροφυσίου της κύριας μηχανής. Μέσω της διαδικασίας αυτής προκύπτουν τα υπόλοιπα στοιχεία του συστήματος, όπως ο αριθμός, το βάρος και οι διαστάσεις των προωστήρων και τα χαρακτηριστικά του ηλεκτρικού συστήματος (γεννήτρια και ηλεκτροκινητήρας).

Τέλος, λαμβάνοντας υπόψη την ειδική κατανάλωση καυσίμου, το συνολικό βάρος του προωστήριου συστήματος και τον θόρυβο, προτείνεται ως βέλτιστη συμβιβαστική λύση, προωστήριο σύστημα με 14 προωστήρες, με λόγο πίεσης 1.3 και 1.4 για τον ανεμιστήρα και το ακροφύσιο του αεριοστροβίλου αντίστοιχα. Οι τιμές αυτές συμφωνούν με τη βιβλιογραφία εκτός από την υπολογιζόμενη ειδική κατανάλωση καυσίμου η οποία αναμένεται να είναι χαμηλότερη με την εισαγωγή του οριακού στρώματος.



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

DIPLOMA THESIS

Analysis of Turboelectric Distributed Propulsion Systems

TZINAVA CHRISTINA

ABSTRACT

The objective of this diploma thesis is the analysis of Turboelectric Distributed Propulsion (TeDP) systems for future commercial aircraft and the development of a simulation model for a TeDP system.

Firstly, information is extracted from the open literature about the configuration and operation of all parts of such systems and aircraft that use this system are presented. The study is focused on the N3-X aircraft, a NASA project, and more technical information and operational data was extracted about this aircraft and its TeDP system.

Secondly, the parts of a TeDP system and the final configuration of the propulsion system of N3-X, are modelled and simulated in the PROOSIS object-oriented simulation environment. The simulation was created in order to scale the maps of the fans, compressors and turbines at design point, and calculate all the model variables in other available operational points.

Thirdly, parametric design point analyses for a range of fan pressure ratios and power turbine nozzle pressure ratios are made in order to find their optimum values. Through this process, the number, weight and diameter of the fan are calculated and the characteristics of the electrical system (generator and motor) are established.

Finally, accounting for TSFC, propulsion system weight and noise, a configuration with 14 propulsors, FPR= 1.3 and power turbine NPR = 1.4, is selected. These values are in agreement

with information available in the public domain, except for TSFC, which is higher in this study since the effect of boundary layer ingestion is not included in the current model.

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Θα ήθελα να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή μου κ. Νικόλαο Αρετάκη, για το τόσο ενδιαφέρον θέμα που μου ανέθεσε, για την πολύτιμη καθοδήγησή του και τη βοήθεια που μου προσέφερε καθ' όλη τη διάρκεια της εκπόνησης της παρούσας διπλωματικής εργασίας. Επιπλέον, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον κ. Αλεξίου Αλέξη, για τις χρήσιμες πληροφορίες και υποδείξεις του.

Τέλος, θέλω να ευχαριστήσω την οικογένεια μου και τους φίλους μου που με στήριξαν όλα τα χρόνια της φοίτησης μου και που είναι πάντα δίπλα μου.

Περιεχόμενα

1	Εισαγωγή.....	1.1
1.1	Σκοπός Διπλωματικής Εργασίας.....	1.2
1.2	Δομή Διπλωματικής Εργασίας.....	1.3
2	Turboelectric Distributed Propulsion System (TeDP).....	2.1
2.1	Περιγραφή του Turboelectric Distributed Propulsion System (TeDP)	2.1
2.2	Blended Wing Body (Hybrid Wing Body)	2.2
2.3	Εισαγωγή Οριακού Στρώματος (Boundary Layer Ingestion – BLI)	2.4
2.4	Παραδείγματα-Διατάξεις	2.5
2.4.1	DMFC (Distributed Multi-Fan Concept).....	2.6
2.4.2	E-Thrust	2.8
2.4.3	SAX-40.....	2.10
2.4.4	N2A/N2B.....	2.13
2.4.5	CESTOL (Cruise-efficient short take-off and landing).....	2.15
2.4.6	NASA N3-X project	2.17
2.5	Μειονεκτήματα και Πλεονεκτήματα	2.19
3	Αεροσκάφος N3-X	3.1
3.1	Συνιστώσες.....	3.1
3.1.1	Προωστήρες.....	3.2
3.1.2	Στροβιλοαντιδραστήρες.....	3.3
3.1.3	Ηλεκτρικό Σύστημα Μετάδοσης.....	3.5
3.1.3.1	Υπεραγωγιμότητα (Superconductivity)	3.6

3.1.3.2	Υπεραγώγιμες Ηλεκτρικές Γεννήτριες	3.6
3.1.3.3	Υπεραγώγιμοι Ηλεκτροκινητήρες	3.8
3.1.3.3.1	Διάταξη Ακτινικής Ροής (Radial Flux Configuration).....	3.9
3.1.3.3.2	Διάταξη Αξονικής Ροής (Axial Flux Configuration)	3.10
3.1.3.4	Μετατροπείς.....	3.12
3.1.3.5	Σύστημα Ψύξης.....	3.13
3.2	Εκτίμηση βάρους συστήματος ηλεκτρικά κατανεμημένης πρόωσης.....	3.13
3.2.1	Μέθοδος υπολογισμού βάρους προωστήρων.....	3.14
3.2.2	Μέθοδος υπολογισμού ηλεκτρικών μερών	3.15
3.3	Απαιτήσεις ώσης.....	3.17
4	Μοντελοποίηση στο PROOSIS	4.1
4.1	Περιγραφή Λογισμικού (PROOSIS)	4.1
4.2	Μοντελοποίηση συνιστωσών στο PROOSIS	4.2
4.2.1	Δημιουργία βιβλιοθήκης (library)	4.2
4.2.2	Δημιουργία Σχηματικού (Schematic)	4.2
4.2.2.1	Turboshaft	4.3
4.2.2.2	Propulsor	4.11
4.2.2.3	Electrical Bus	4.14
4.2.2.4	N3-X.....	4.16
4.2.3	Καθορισμός Μαθηματικού Μοντέλου – Δημιουργία Partition.....	4.20
4.2.4	Προσομοίωση αεροσκάφους – Δημιουργία Πειράματος	4.23
4.2.4.1	Ανάλυση στο σημείο σχεδίασης (Design Point Analysis).....	4.23
4.2.4.2	Ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης (Off-design analysis)	4.29
5	Αποτελέσματα.....	5.1

5.1	Αποτελέσματα παραμετρικής ανάλυσης	5.1
5.2	Αποτελέσματα επιλεγμένου σημείου σχεδίασης	5.9
5.3	Ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης	5.13
6	Επίλογος	6.1
6.1	Ανακεφαλαίωση.....	6.1
6.2	Συμπεράσματα	6.2
6.3	Προτάσεις	6.3
7	Βιβλιογραφία	7.1

1

Εισαγωγή

Η συνεχώς αναπτυσσόμενη ανησυχία για το περιβάλλον και η αυξανόμενη εναέρια κυκλοφορία οδήγησαν στην ανάγκη για έρευνα νέων αεροσκαφών και συστημάτων, με όσο το δυνατόν λιγότερο περιβαλλοντικό αντίκτυπο. Οι μελέτες των αεροσκαφών, δηλαδή, έχουν επικεντρωθεί σε συστήματα και τεχνολογίες που καταφέρνουν σημαντική μείωση στην κατανάλωση καυσίμου, θορύβου και καυσαερίων, θέτοντας υψηλούς στόχους για το μέλλον.

Τα αεροσκάφη νέας γενιάς περιγράφονται ως N+i, ορίζοντας ως N την γενιά του 2000 και i τον αριθμό που αντιστοιχεί σε κάθε γενιά μετέπειτα. Η γενιά N+3, για παράδειγμα, αναφέρεται σε αεροσκάφη που στοχεύουν στο 2035. Βασικοί στόχοι της γενιάς αυτής είναι 70% μείωση στην κατανάλωση καυσίμου, και 75% μείωση στις εκπομπές NOx σε σχέση με την N γενιά. Αν και οι στόχοι για κάθε χρονικό πλαίσιο είναι πολύ απαιτητικοί και είναι δύσκολο να επιτευχθούν όλοι, οι έρευνες μπορεί να αποφέρουν συνδυαστικά αποτελέσματα μέσα στα επιθυμητά χρονικά πλαίσια.

Προκειμένου να βελτιωθεί, λοιπόν, η απόδοση των αεροσκαφών και να επιτευχθούν οι στόχοι για την N+3 γενιά, παρουσιάστηκε ένα διαφορετικό σύστημα πρόωσης σε σχέση με τα συστήματα που επικρατούν σήμερα. Ένα τέτοιο προτεινόμενο σύστημα είναι βασισμένο στο σύστημα Κατανεμημένης Πρόωσης, συνδυάζοντας προηγμένη παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας και μεταφορά της σε απομακρυσμένους ηλεκτρικούς ανεμιστήρες (Kim, 2015). Το σύστημα αυτό, αποτελεί το Σύστημα Ηλεκτρικά Κατανεμημένης Πρόωσης (Turboelectric Distributed Propulsion System).

Στο πλαίσιο της παρούσας εργασίας εξετάζεται εκτενέστερα το σύστημα αυτό και τα μέρη που το απαρτίζουν, και δημιουργείται ένα μοντέλο προσομοίωσής του στο υπολογιστικό

πρόγραμμα αντικειμενοστραφούς προγραμματισμού PROOSIS. Η μοντελοποίηση βασίζεται σε έρευνες της NASA, και έχει στόχο την αρχική προσέγγιση του συστήματος, ώστε να χρησιμοποιηθεί αργότερα σε επόμενες μελέτες.

1.1 Σκοπός Διπλωματικής Εργασίας

Ο στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι:

- Η κατανόηση της λειτουργίας του συστήματος ηλεκτρικά κατανεμημένης πρόωσης, η συγκέντρωση παρόμοιων διατάξεων κατανεμημένης πρόωσης και η συλλογή πληροφοριών σχετικά με τα επιμέρους συστήματα που συνδυάζει (εισαγωγή οριακού στρώματος BLI (Boundary Layer Ingestion), διάταξη Blend-Wing Body, υπεραγωγιμότητα).
- Η δημιουργία ενός αρχικού μοντέλου προσομοίωσης λειτουργίας μιας διάταξης συστήματος ηλεκτρικά κατανεμημένης πρόωσης στο προγραμματιστικό περιβάλλον PROOSIS.
- Η παραμετρική ανάλυση και η παρουσίαση των αποτελεσμάτων της ώστε να εξαχθούν τα ανάλογα συμπεράσματα σχετικά με το βέλτιστο λόγο πίεσης του ανεμιστήρα και του ακροφυσίου της κύριας μηχανής, καθώς και τον συνολικό αριθμό των προωστήρων και τις διαστάσεις αυτών.

Σημειώνεται ότι η μελέτη του συστήματος ηλεκτρικά κατανεμημένης πρόωσης, καθώς και των επιμέρους συστημάτων που το απαρτίζουν (υπεραγωγίμα ηλεκτρικά συστήματα, BLI, BWB), βασίστηκε σε σχετικά άρθρα και βιβλιογραφία προηγούμενων ερευνών. Χρειάζεται, επίσης, να αναφερθεί ότι τα συστήματα αυτά βρίσκονται ακόμα σε στάδιο θεωρητικής μελέτης για την εφαρμογή τους σε πολιτικά αεροσκάφη, καθώς δεν έχει κατασκευαστεί εξ' ολοκλήρου κάποιο από αυτά, με αποτέλεσμα να μην υπάρχουν ακόμα κατασκευαστικές πληροφορίες.

Επιπλέον, η μοντελοποίηση αυτή αποτελεί μία πρώτη προσπάθεια προσομοίωσης ενός τέτοιου συστήματος στο περιβάλλον του PROOSIS και δεν εμβαθύνει σε περαιτέρω βελτιστοποιήσεις.

1.2 Δομή Διπλωματικής Εργασίας

Η δομή της διπλωματικής εργασίας παρουσιάζεται συνοπτικά παρακάτω.

Το πρώτο κεφάλαιο αποτελεί την εισαγωγή της εργασίας, όπου αναφέρονται κάποια βασικά στοιχεία για το θέμα που αναπτύσσεται και μελετάται, καθώς και ο σκοπός εκπόνησής του.

Στο δεύτερο κεφάλαιο παρουσιάζεται ο ορισμός του συστήματος που μελετάται, δηλαδή το Turboelectric Distributed Propulsion System (TeDP), αναφέρονται οι βασικές τεχνολογίες στις οποίες έχουν βασιστεί οι ερευνητές κατά τη μελέτη του και περιγράφονται κάποια από τα βασικά ερευνητικά σχέδια που το χρησιμοποιούν.

Στο τρίτο κεφάλαιο γίνεται εμβάθυνση σε ένα από αυτά τα σχέδια, συγκεκριμένα το αεροσκάφος που παρουσίασε η NASA, N3-X, και περιγράφονται αναλυτικότερα οι συνιστώσες του, έπειτα από την αντίστοιχη βιβλιογραφική μελέτη. Παρουσιάζονται, επίσης, οι απαιτήσεις ώσης του συστήματος, οι παράμετροι σχεδίασης που θα χρησιμοποιηθούν στη μοντελοποίηση, καθώς επίσης και μία εκτίμηση του βάρους του.

Στο τέταρτο κεφάλαιο, αρχικά, παρουσιάζονται τα βήματα που ακολουθούνται κατά τη μοντελοποίηση συστημάτων στο προγραμματιστικό περιβάλλον του PROOSIS. Στη συνέχεια, περιγράφεται η διαδικασία προσομοίωσης του συστήματος που μελετάται, δηλαδή του συστήματος του αεροσκάφους N3-X. Έπειτα, γίνεται μία παραμετρική ανάλυση για την εύρεση του βέλτιστου λόγου πίεσης των ανεμιστήρων και του ακροφυσίου της κύριας μηχανής του συστήματος, γίνεται προσαρμογή των χαρτών των στροβιλοσυνιστωσών στο επιλεγμένο σημείο σχεδίασης και τέλος πραγματοποιείται προσομοίωση του όλου συστήματος και σε άλλα σημεία εκτός του σημείου σχεδίασης.

Το πέμπτο κεφάλαιο περιλαμβάνει τα τελικά αποτελέσματα των μοντελοποιήσεων που πραγματοποιήθηκαν. Τα αποτελέσματα αυτά, περιγράφονται και σχολιάζονται ώστε να εξαχθούν κατάλληλα συμπεράσματα.

Στο έκτο κεφάλαιο παρατίθενται η ανακεφαλαίωση, τα συμπεράσματα που προέκυψαν, καθώς επίσης βελτιώσεις και προτάσεις για το μέλλον.

Τέλος, στο έβδομο κεφάλαιο συγκεντρώνεται η βιβλιογραφία που χρησιμοποιήθηκε για την εκπόνηση της διπλωματικής.

2

Turboelectric Distributed Propulsion System (TeDP)

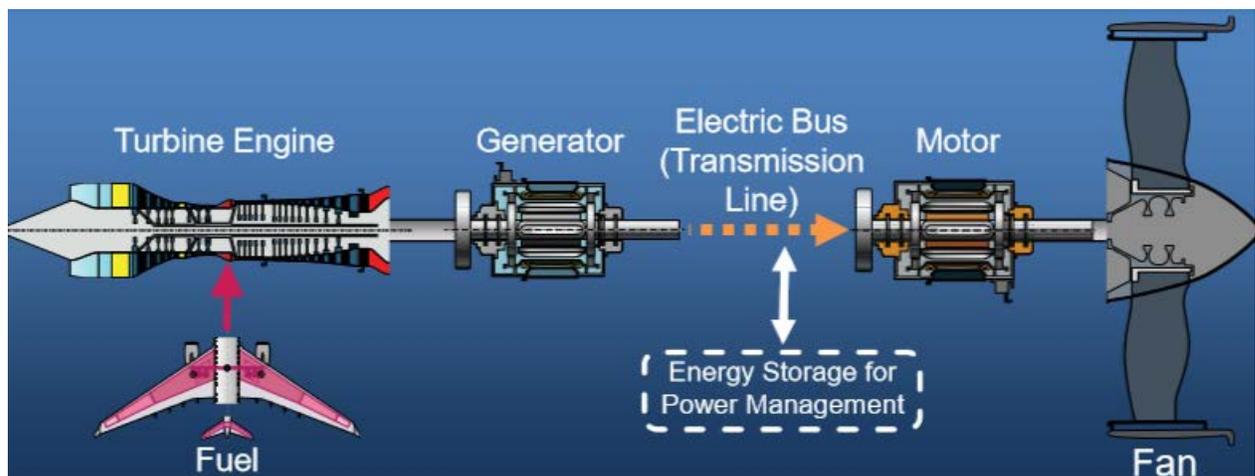
Το κεφάλαιο αυτό αποτελεί μία γενική παρουσίαση γύρω από το αντικείμενο μελέτης της παρούσας διπλωματικής, δηλαδή το Turboelectric Distributed Propulsion System (TeDP). Αρχικά ορίζεται το σύστημα Κατανεμημένης Πρόωσης (Distributed Propulsion), και συγκεκριμενοποιείται στο TeDP. Στη συνέχεια, περιγράφονται δύο βασικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους N3-X, το σχήμα του (Blended Wing Body), και η εισαγωγή οριακού στρώματος (BLI) στους προωστήρες. Έπειτα, αναλύονται κάποια βασικά παραδείγματα αεροσκαφών που έχουν μελετηθεί από διάφορες εταιρίες και πανεπιστήμια. Τέλος, αναφέρονται τα πλεονεκτήματα που παρουσιάζει το σύστημα αυτό, καθώς επίσης και τα βασικά μειονεκτήματα που πιθανόν καθυστερούν ακόμα την υλοποίηση του.

2.1 Περιγραφή του Turboelectric Distributed Propulsion System (TeDP)

Το σύστημα Κατανεμημένης Πρόωσης βασίζεται στη διαίρεση της ώσης και την κατανομή της σε όλο το μήκος των φτερών, με σκοπό την εκμετάλλευση των πλεονεκτημάτων που σχετίζονται κυρίως με τα αεροδυναμικά, προωθητικά και κατασκευαστικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους και τελικά τη συνολική βελτίωση της απόδοσής του (Askin Isikveren et al., 2015). Κάποια από τα πλεονεκτήματα που επιτυγχάνονται είναι η αποτελεσματική μείωση του θορύβου, το μικρότερο τμήμα απογείωσης και προσγείωσης, καθώς και η βελτιωμένη ειδική κατανάλωση καυσίμου και εμβέλεια πτήσης (Gohardani, Doulgeris, & Singh, 2011). Τέτοια συστήματα, είναι πιο κατάλληλα, και για αυτό μελετώνται, κυρίως σε αεροσκάφη τύπου BWB (Blended Wing-Body).

Όταν για τη λειτουργία του συστήματος αυτού χρησιμοποιείται παραγωγή ηλεκτρικής ισχύος και μετάδοσης αυτής σε απομακρυσμένους ηλεκτρικούς ανεμιστήρες (προωστήρες), τότε αναφερόμαστε στο σύστημα TeDP. Ουσιαστικά, μηχανική ισχύς παράγεται από αεριοστροβίλους και μετατρέπεται σε ηλεκτρική μέσω γεννήτριας, οδηγείται μέσα από το ηλεκτρικό σύστημα μεταφοράς στους ηλεκτροκινητήρες, όπου μετατρέπεται ξανά σε μηχανική για να κινηθούν οι ανεμιστήρες και να παραχθεί τελικά η απαιτούμενη ώση. Το σύστημα αυτό φαίνεται στο Σχήμα 2-1. Οι προωστήρες μπορεί να είναι μερικώς ή πλήρως ενσωματωμένοι στο αεροσκάφος για καλύτερη εκμετάλλευση του οριακού στρώματος (BLI) (Kim, 2015).

Σε επόμενο κεφάλαιο γίνεται περαιτέρω ανάλυση των συνιστωσών του συστήματος, κατά την ανάπτυξη μίας συγκεκριμένης μελέτης της NASA, που αφορά το αεροσκάφος N3-X.



Σχήμα 2-1. Σύστημα Ηλεκτρικά Κατανεμημένης πρόωσης (J. L. Felder, 2014).

2.2 Blended Wing Body (Hybrid Wing Body)

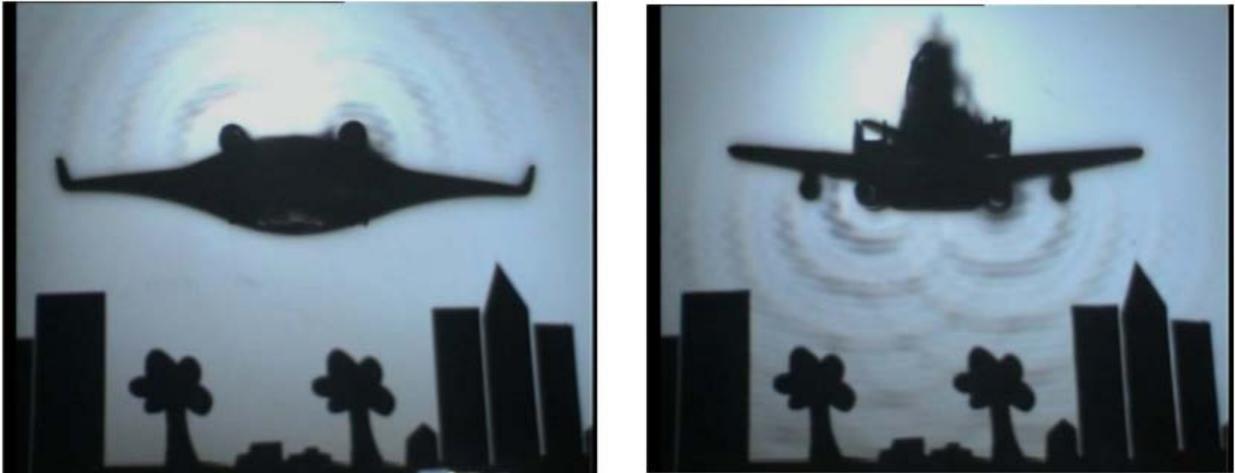
Το σχήμα Blended Wing Body της ατράκτου σχεδιάστηκε πάνω με στόχο τη βελτίωση της απόδοσης του αεροσκάφους για τη γενιά N+2, δηλαδή τη γενιά που προορίζεται για το 2020.

Πλέον, οι περισσότερες μελέτες που γίνονται πάνω στα μελλοντικά αεροσκάφη βασίζονται στη διάταξη BWB, λόγω των πλεονεκτημάτων που έχουν σε σχέση με τη συμβατική μορφή των αεροσκαφών, και ειδικά σε συνδυασμό με το σύστημα ηλεκτρικά κατανεμημένης ώσης.

Στο σχέδιο αυτό, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 2-2, τα φτερά συνδέονται ομοιόμορφα με την άτρακτο και δεν υπάρχει ουρά. Κύριο όφελος της φαρδιάς αυτής άτρακτου, είναι η αύξηση της χωρητικότητας του αεροσκάφους, αφού επιβάτες και φορτίο μπορούν να τοποθετηθούν στα φτερά. Επιπλέον, βοηθάει στην ισορροπία του αεροσκάφους, και στην αύξηση του λόγου άνωσης προς οπισθέλκουσα (L/D ratio) (Goldberg, Nalianda, & Singh, 2015). Άλλο ένα σημαντικό πλεονέκτημα είναι ότι οι κύριες μηχανές τοποθετούνται στο πίσω και πάνω μέρος, οπότε ο θόρυβος από τις μηχανές μειώνεται κατά κύριο λόγο φυσικά, χωρίς επιπρόσθετους μηχανισμούς, αφού η άτρακτος λειτουργεί σαν ασπίδα προς τον παρατηρητή στο έδαφος (Σχήμα 2-3). Τέλος, τα αεροδυναμικά οφέλη, η μειωμένη κατανάλωση καυσίμου και οι μειωμένες εκπομπές καυσαερίων και θορύβου, καθιστούν τον καινούργιο αυτό σχεδιασμό αεροσκάφους πολλά υποσχόμενο για το μέλλον.



Σχήμα 2-2. Σύγκριση συμβατικού αεροσκάφους με τη διάταξη Blended Wing Body.

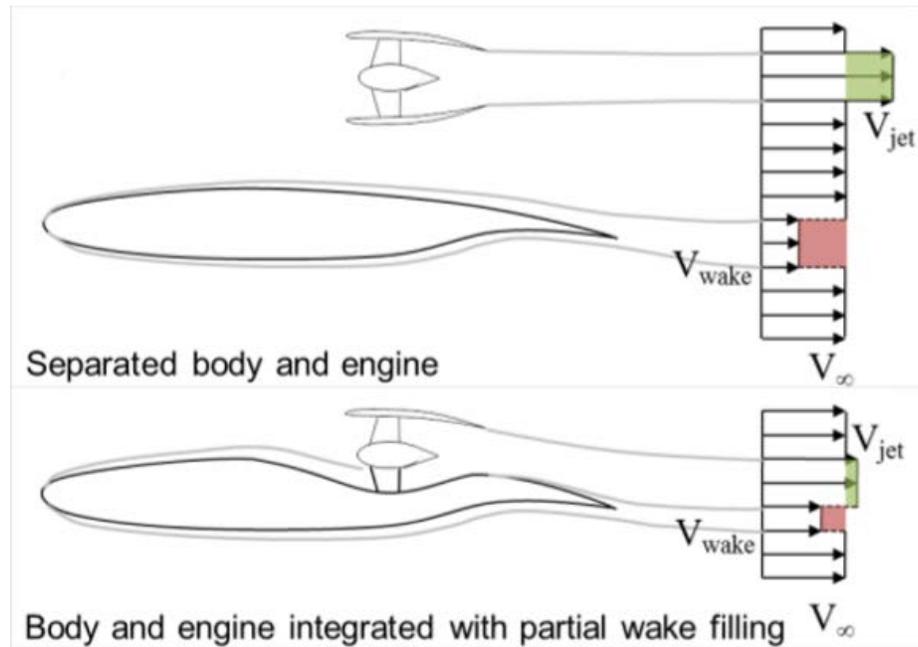


Σχήμα 2-3. Κύματα γύρω από την άτρακτο του αεροσκάφους, σε διάταξη BWB και συμβατικής μορφής. (Dowling & Hynes, 2008)

2.3 Εισαγωγή Οριακού Στρώματος (Boundary Layer Ingestion – BLI)

Η διάταξη BWD (Blended Wing Body), εκτός από τα πλεονεκτήματα που αναφέρθηκαν, είναι ωφέλιμη, σύμφωνα με νέες μελέτες, και λόγω της εισαγωγής του οριακού στρώματος στους προωστήρες. Στη συμβατική μορφή των αεροσκαφών, οι κινητήρες βρίσκονται συνήθως κάτω από τα φτερά. Συνεπώς, η εισαγωγή του οριακού στρώματος δεν είναι δυνατή, γιατί σε εκείνο το σημείο εισάγεται αέρας ελεύθερου ρεύματος, αφού δεν υπάρχει κάποιο τμήμα της ατράκτου για να παραχθεί οριακό στρώμα.

Αν και το οριακό στρώμα είναι κατά βάση ένα αρνητικό φαινόμενο που παρουσιάζεται λόγω της μεγάλης επιφάνειας στο πάνω μέρος της ατράκτου και αυξάνει σημαντικά την οπισθέλκουσα, με την εισαγωγή του στον προωστήρα, μετατρέπεται σε όση. Έτσι, μεγάλο μέρος αυτής της οπισθέλκουσας μειώνεται, αφού το επιβραδυνόμενο στρώμα αέρα επιταχύνεται περνώντας ξανά από τους ανεμιστήρες. Αυτό είναι το Wake Filling, δηλαδή όταν «συμπληρώνεται» ο ομόρρος και γίνεται πιο ομοιόμορφος, όπως φαίνεται στο Σχήμα 2-4. Αυτό προϋποθέτει βέβαια τη δημιουργία ανεμιστήρων με μεγάλες κατασκευαστικές αντοχές, λόγω της τυρβώδους ροής που κυριαρχεί στο οριακό στρώμα.



Σχήμα 2-4. Η διαμόρφωση της ροής με και χωρίς την εισαγωγή του οριακού στρώματος στον ανεμιστήρα. (Steiner et al., 2012)

2.4 Παραδείγματα-Διατάξεις

Η επιτακτική ανάγκη για αλλαγή στο τρόπο πρόωσης των αεροσκαφών, έχει οδηγήσει πολλές εταιρείες και πανεπιστήμια στη μελέτη του συστήματος Κατανεμημένης ώσης, και κατ' επ' έκταση στο TeDP. Παρακάτω, παρουσιάζονται διαφορετικά ερευνητικά σχέδια, όλα όμως με βασικό στόχο τη μειωμένη κατανάλωση καυσίμου, τον περιορισμό του θορύβου και την μείωση του μήκους προσγείωσης και απογείωσης.

Τα αεροσκάφη που θα αναφερθούν είναι:

- DMFC (Distributed Multi-Fan Concept)
- E-Thrust
- SAX-40
- N2A/N2B
- CESTOL (Cruise-efficient short take-off and landing)

- N3-X project

2.4.1 DMFC (Distributed Multi-Fan Concept)

Το DMFC είναι ένα ερευνητικό σχέδιο, το οποίο αναπτύχθηκε στο πλαίσιο του DisPUSAL Project (Distributed Propulsion and Ultra-High By-pass Rotor Study at Aircraft Level). Το project αυτό, δημιουργήθηκε από την ερευνητική γερμανική εταιρεία Bauhaus Luftfahrt, σε συνεργασία με την Airbus Group Innovations, το CIAM (Central Institute of Aviation Motors) με έδρα στην Ρωσία, και την ONERA - The French Aerospace Lab, και διήρκησε 2 χρόνια (2013-2015). Το αεροσκάφος DMFC έχει σχήμα BWB και χρησιμοποιεί σύστημα κατανεμημένης ώσης που βρίσκεται στο πάνω μέρος της ατράκτου για να επιτρέπει την εισαγωγή του οριακού στρώματος (BLI) (Σχήμα 2-5). Το αεροσκάφος έχει εμβέλεια πτήσης 4800 nmi (8890 km), χωρητικότητα 340 επιβατών και Mach πτήσης 0.8. Το σύστημά του περιλαμβάνει:

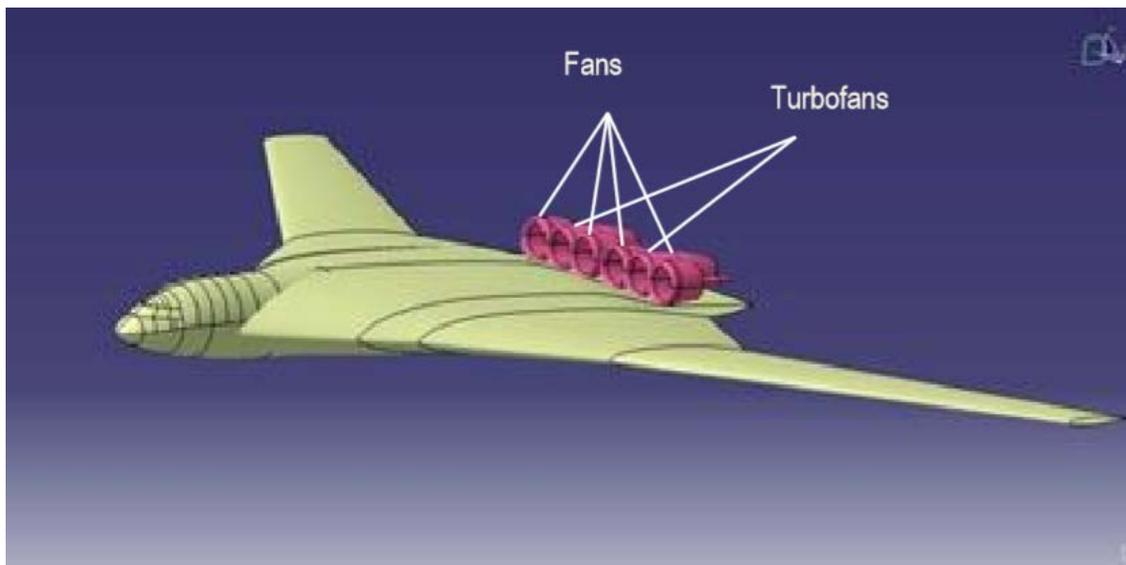
- 2 κινητήρες διπλού ρεύματος υψηλού λόγου παράκαμψης (ultra-high BPR turbofan) με BPR=20.
- 4 ανεμιστήρες διαμέτρου 1.88m που συνδέονται μηχανικά ή ηλεκτρικά, παίρνοντας ισχύ από τους κινητήρες.

Ο λόγος πίεσης των ανεμιστήρων, όπως και του κινητήρα είναι χαμηλός (FPR=1.3) για να έχει ως αποτέλεσμα τον μειωμένο θόρυβο. Το συνολικό άνοιγμα των φτερών είναι 65m και το τμήμα που εκτείνεται το σύστημα πρόωσης είναι 14.2m. Επίσης το συνολικό μήκος του αεροσκάφους είναι 37 m (Bijewitz, 2015). Τα βάρη κατά την αποστολή είναι:

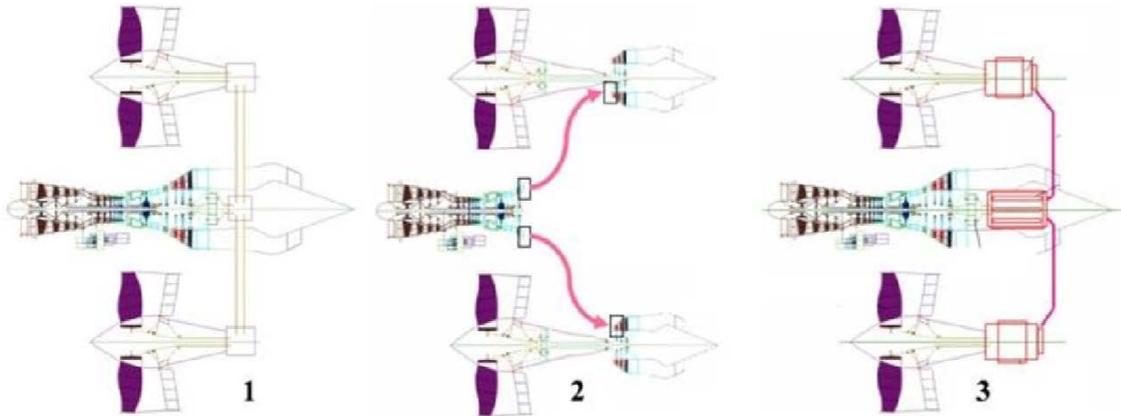
- OEW - 127240 kg
- MTOW - 206540 kg
- Block Fuel Burn (4800 nm, 340 PAX) - 38960 kg

Τα είδη της συνδεσμολογίας για το συγκεκριμένο αεροσκάφος φαίνονται στο Σχήμα 2-6 και είναι:

- Μηχανικό σύστημα: Οι ανεμιστήρες είναι συνδεδεμένοι με τους κινητήρες με χρήση κιβωτίων ταχυτήτων (2 γωνιακά κιβώτια και ένα κεντρικό πίσω από τον κινητήρα). Η ισχύς που παράγεται στον ελεύθερο στρόβιλο του κινητήρα μεταδίδεται μηχανικά μέσω αξόνων. Σε περίπτωση βλάβης κάποιου ανεμιστήρα, αποσυνδέεται από το σύστημα με ειδικούς συμπλέκτες.
- Σύστημα καυσαερίων: Τα καυσαέρια που παράγονται στον κεντρικό κινητήρα, οδηγούνται μέσω ειδικών αγωγών σε ελεύθερο στρόβιλο με τον οποίο συνδέεται ο κάθε ανεμιστήρας.
- Ηλεκτρικό σύστημα: Στον ελεύθερο στρόβιλο του κινητήρα είναι συνδεδεμένη ηλεκτρική γεννήτρια που παράγει ηλεκτρική ισχύ, η οποία μεταδίδεται μέσω υπεραγωγίων καλωδίων σε ηλεκτροκινητήρες που συνδέονται με τους ανεμιστήρες. Επιπλέον, χρειάζονται μετατροπείς μετά τη γεννήτρια και πριν τους ηλεκτροκινητήρες, για την μετατροπή των ρευμάτων από AC σε DC και αντίστροφα. Το σύστημα αυτό έχει επιπλέον αύξηση του βάρους σε σχέση με το μηχανικό. (A Isikveren et al., 2014; Askin Isikveren et al., 2015)



Σχήμα 2-5. Distributed Multi-Fan Concept – DMFC. (Askin Isikveren et al., 2015)



Σχήμα 2-6. Συστήματα μετάδοσης ισχύος στο αεροσκάφος DMFC (1 – μηχανικό, 2 – καυσαερίων, 3 – ηλεκτρικό)
(A Isikveren et al., 2014)

2.4.2 E-Thrust

Η Airbus Group Innovations, μαζί με τη Rolls Royce, και το Πανεπιστήμιο του Cranfield συμμετέχουν στην έρευνα με τίτλο Distributed Electrical Aerospace Propulsion (DEAP). Η έρευνα αυτή στοχεύει στην βελτιωμένη χρήση καυσίμου και στη μειωμένη εκπομπή καυσαερίων και θορύβου και προτείνει το αεροσκάφος E-Thrust (Σχήμα 2-7)



Σχήμα 2-7. Αεροσκάφος E-Thrust.

Το E-Thrust μπορεί να περιγραφεί ως ένα σειριακό υβριδικό σύστημα πρόωσης, με εφαρμογή σε συμβατικό αεροπλάνο. Αποτελείται από τρεις ανεμιστήρες σε κάθε φτερό, έναν στροβιλοαντιδραστήρα στο πίσω μέρος της ατράκτου και μια συστοιχία μπαταριών για αποθήκευση ηλεκτρικής ενέργειας, όπως φαίνεται στο Σχήμα 2-8. Τα καλώδια που συνδέουν τις συνιστώσες μεταξύ τους, καθώς επίσης η γεννήτρια και ο ηλεκτροκινητήρας, είναι από υπεραγώγιμα υλικά, και λειτουργούν σε πολύ χαμηλές συνθήκες, έχοντας σχεδόν μηδενική αντίσταση, και πολύ χαμηλό βάρος σε σχέση με τα συμβατικά ηλεκτρικά μέρη. Τέτοια υπεραγώγιμα ηλεκτρικά συστήματα βρίσκονται ακόμα σε στάδιο μελέτης και χρειάζονται ακόμα πολλές βελτιώσεις για να ανταπεξέλθουν στις οικονομικές απαιτήσεις τέτοιων εφαρμογών.

Κατά τη λειτουργία του, το σύστημα είναι σχεδιασμένο, έτσι ώστε να προσαρμόζεται στις απαιτήσεις ώσης και ισχύος, για την βέλτιστη απόδοση του. Παρακάτω, περιγράφονται τα τμήματα που λειτουργούν ανάλογα το στάδιο της πτήσης.

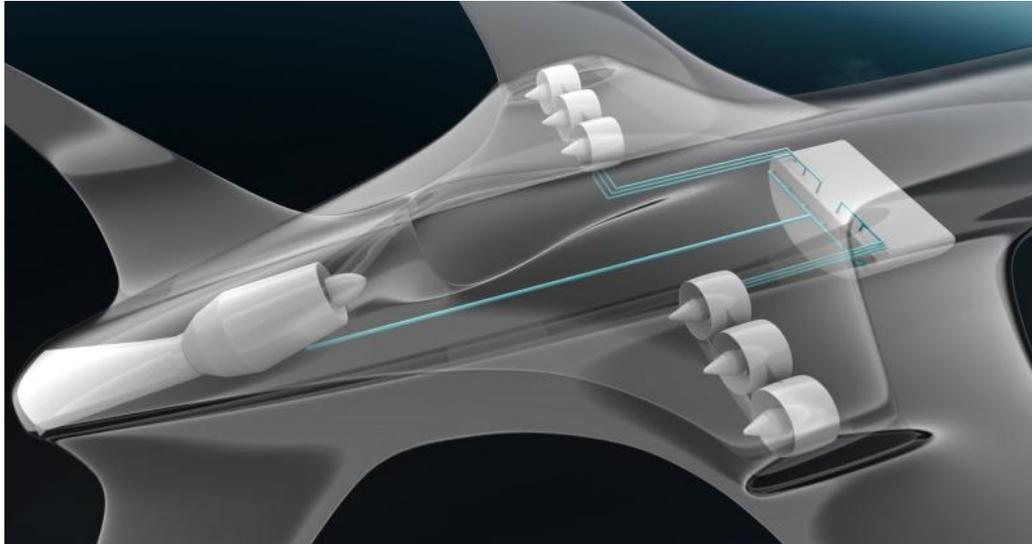
Στην απογείωση η ισχύς που χρειάζονται οι ανεμιστήρες προέρχεται τόσο από τον στροβιλοαντιδραστήρα όσο και από τις μπαταρίες για να επιτευχθεί η μέγιστη ώση που χρειάζεται.

Στη φάση της κρουαζιέρας (Cruise) ο στροβιλοαντιδραστήρας παράγει ισχύ και για την κίνηση του αεροπλάνου, αλλά και για την επαναφόρτιση των μπαταριών. Ωστόσο, σε περίπτωση κατάρρευσης του στροβιλοαντιδραστήρα, οι μπαταρίες έχουν επαρκή ενέργεια για την παραγωγή ώσης.

Στην πρώτη φάση της καθόδου, η μηχανή σταματάει και οι ανάγκες του αεροσκάφους καλύπτονται εξολοκλήρου από την αποθηκευμένη ηλεκτρική ενέργεια.

Στη δεύτερη φάση της καθόδου, οι ανεμιστήρες λειτουργούν σαν ανεμογεννήτριες και φορτίζουν τη συστοιχία των μπαταριών.

Κατά την προσγείωση οι μηχανή ξεκινάει ξανά τροφοδοτώντας τους ανεμιστήρες μέχρι να φτάσει το αεροσκάφος στο έδαφος. (Rolls-Royce & Airbus Group, 2014)



Σχήμα 2-8. Το σύστημα του αεροσκάφους E-Thrust.

2.4.3 SAX-40

Το Πανεπιστήμιο του Cambridge με το MIT Institute ανέπτυξαν το αεροσκάφος SAX-40, για να ικανοποιήσουν τις απαιτήσεις για το 2020 (N+2) με το project Silent Aircraft Initiative, το σχήμα του οποίου είναι επίσης βασισμένο στο σχέδιο BWB (Blended Wing-Body).

Το σύστημα πρόωσης του αεροσκάφους αποτελείται από τρεις μηχανές, ενσωματωμένες στην άτρακτο, μειώνοντας την οπισθέλκουσα και το θόρυβο. Οι μηχανές είναι διπλού ρεύματος, πολύ μεγάλου λόγου παράκαμψης (UHBR Ultra-High Bypass Ratio), και είναι τοποθετημένες έτσι ώστε να μειώνουν τον εξωτερικό θόρυβο. Σε κάθε μηχανή συνδέονται μηχανικά δύο ανεμιστήρες.

Οι μηχανές ονομάστηκαν Granta 3401 και σχεδιάστηκαν σε συνεργασία με την Rolls Royce για το συγκεκριμένο αεροσκάφος. Τα χαρακτηριστικά του συστήματος παρουσιάζονται παρακάτω:

- Πλήθος μηχανών: 3
- Πλήθος ανεμιστήρων: 9
- Διάμετρος ανεμιστήρα: 1.2 m
- Μήκος μηχανής: 2.64 m

- Μέγιστη ώση/μηχανή: 150 kN

Με τρεις μικρότερους ανεμιστήρες, σε σχέση με έναν μεγαλύτερο, είναι ευκολότερο να απορροφηθεί ο θόρυβος με ειδική επένδυση (acoustic liners) και κατάλληλα υλικά. Τα ακροφύσια των μηχανών είναι μεταβλητής διατομής, για εύκολη διαχείριση της ώσης και μείωση της κατανάλωσης καυσίμου. Για μείωση θορύβου, που ήταν και ο κύριος σκοπός της μελέτης, χρησιμοποιήθηκαν και άλλες ιδέες, όπως ειδικές χτένες στο πίσω μέρος του αεροσκάφους (trailing edge brushes), για να γίνεται πιο ομαλά η ένωση της τυρβώδους με την ομαλή ροή.

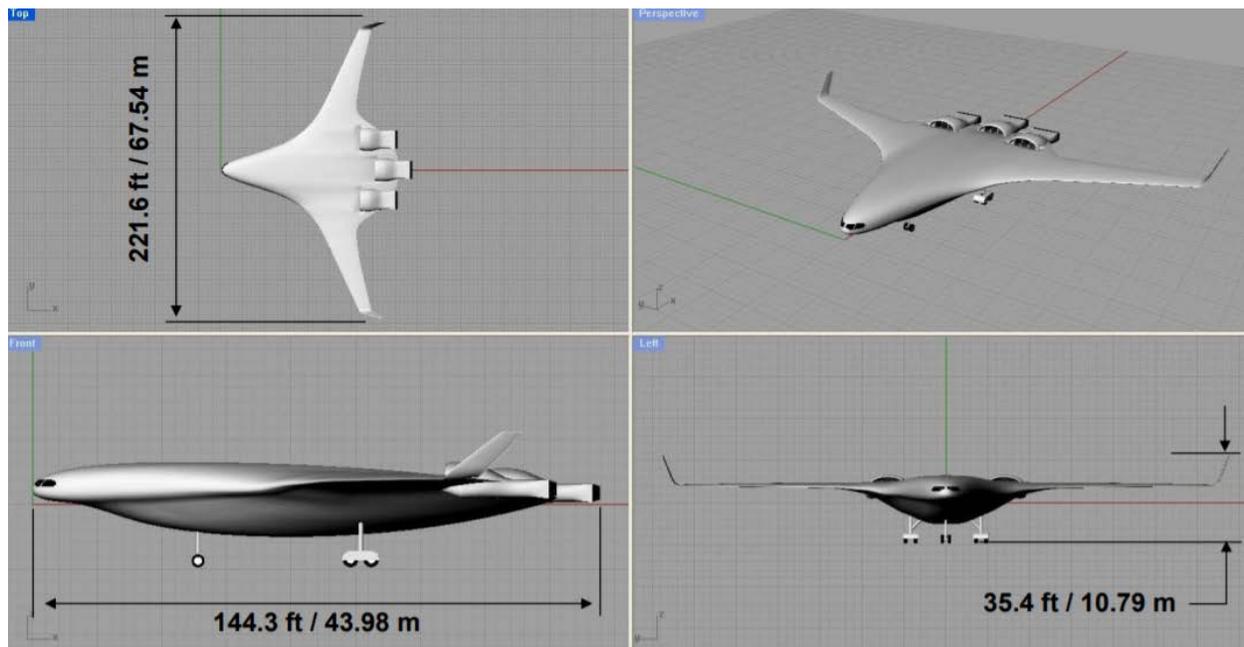
Το αεροσκάφος φαίνεται στο Σχήμα 2-9 μαζί με το σύστημα πρόωσης και παρακάτω παρουσιάζονται κάποια χαρακτηριστικά της αποστολής του (Dowling & Hynes, 2008):

- 215 επιβάτες
- Mach at cruise - 0.8
- Εμβέλεια πτήσης 5000 nmi (= 9260 km)
- OEW - 207660 lbs (= 94192 kg)
- Φορτίο - 51600 lbs (= 23405 kg)
- Καύσιμο - 73310 lbs (= 73310 kg)
- MTOW - 332560 lbs (= 150846 kg)



Σχήμα 2-9. Αεροσκάφος SAX-40 και σύστημα πρόωσης. (Dowling & Hynes, 2008)

Στο Σχήμα 2-10 παρουσιάζονται οι βασικές διαστάσεις του αεροσκάφους SAX-40.



Σχήμα 2-10. Διαστάσεις αεροσκάφους SAX-40. (Hileman, Spakovszkyt, & Drela, n.d.)

2.4.4 N2A/N2B

Η Boeing σε συνεργασία με το MIT και τη NASA, ανέπτυξαν τα αεροσκάφη N2, που βασίζονται στο SAX-40, και παρουσιάζονται στο Σχήμα 2-11 και στο Σχήμα 2-12. Το N2A έχει 2 κινητήρες διπλού ρεύματος που είναι τοποθετημένες στο πάνω μέρος της ατράκτου. Στο N2B οι κινητήρες διπλού ρεύματος αντικαταστάθηκαν με 3 μονάδες πρόωσης. Κάθε τέτοια μονάδα αποτελείται από τρεις ανεμιστήρες που οδηγούνται από έναν κοινό στρόβιλο, όπως και στο αεροσκάφος SAX-40. Ο κεντρικός ανεμιστήρας βρίσκεται στην ίδια ευθεία με το στρόβιλο και κινείται απευθείας από αυτόν, ενώ οι άλλοι δύο κινούνται μέσω κιβωτίου ταχυτήτων, όπως φαίνεται στο Σχήμα 2-13.

Παρακάτω παρουσιάζονται κάποια βασικά χαρακτηριστικά της αποστολής του αεροσκάφους N2A (R. T. Kawai, 2011):

Φορτίο - 103000 lbm (= 46720 kg)

MTOGW - 461500 lbm (= 209332 kg)

Range of 6,000 nm (= 1111.2 km)

Initial Cruise Altitude (ICA) 35,000ft (= 10668 m)

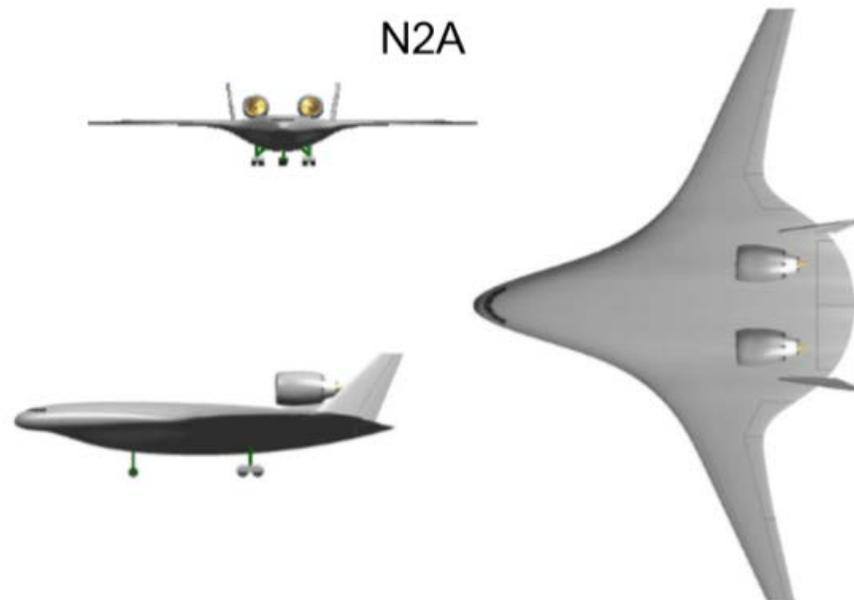
Αριθμός Mach στην κρουαζιέρα - 0.8

Field length of 10,000 ft (= 3048 m)

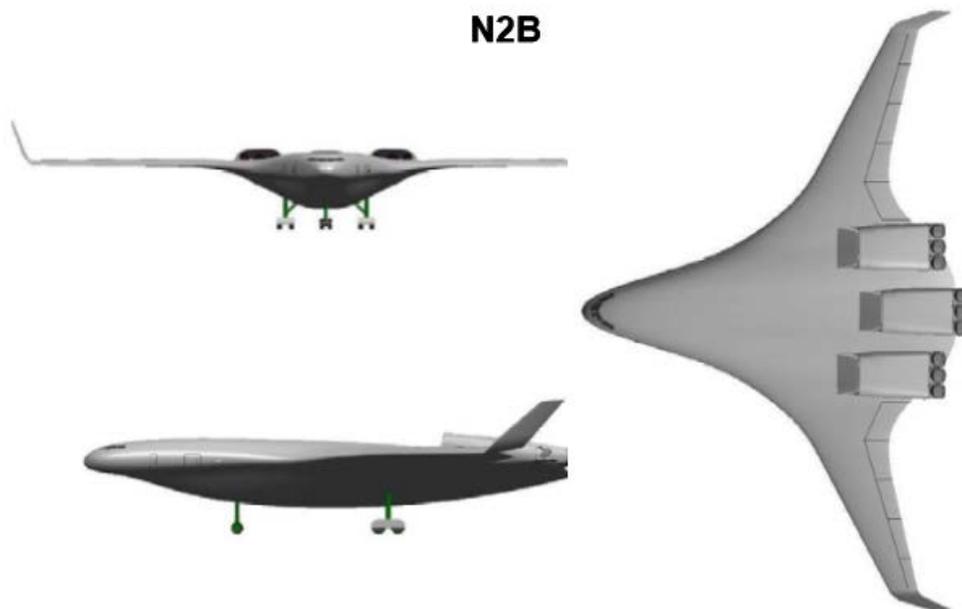
FPR =1.6

Διάμετρος ανεμιστήρα - 2.6 m

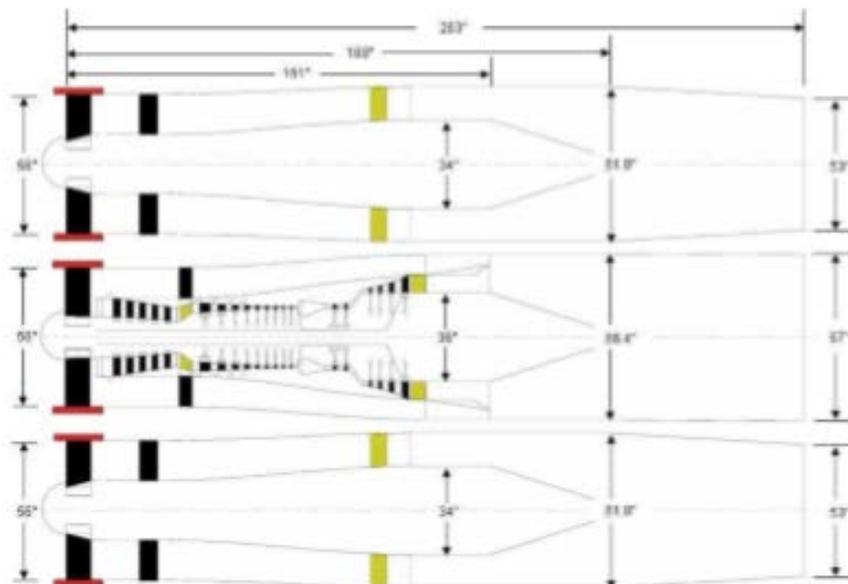
Απαιτήσεις ώσης (ADP) - 30000 lbf (=133.44 kN)



Σχήμα 2-11. Αεροσκάφος N2A με 2 κινητήρες διπλού ρεύματος (R. T. Kawai, 2011)



Σχήμα 2-12. Αεροσκάφος N2B με 3 ανεμιστήρες και έναν κεντρικό στρόβιλο (R. T. Kawai, 2011)



Σχήμα 2-13. Συνδεσμολογία αεροσκάφους Boeing / NASA N2B (J. Felder, Kim, & Brown, 2009)

2.4.5 CESTOL (Cruise-efficient short take-off and landing)

Η NASA σε συνεργασία με την Boeing μελέτησαν το όχημα CESTOL που φαίνεται στο Σχήμα 2-14. Είναι βασισμένο σε σχήμα Hybrid Wing Body (HWB), λόγω των χαμηλών χαρακτηριστικών θορύβου και του μεγάλου εσωτερικού χώρου. Αρχικά, το σύστημα πρόωσης αποτελούνταν από 12 συμβατικούς κινητήρες διπλού ρεύματος (turbofans), με 31000N ώση ο καθένας, σε επίπεδο θαλάσσης. Οι κινητήρες ήταν μικρής διαμέτρου, χαμηλού λόγου πίεσης (≈ 1.69) και μεγάλου λόγου παράκαμψης (≈ 9.4), ώστε να επιτυγχάνεται μεγάλη άνωση σε υποηχητικές συνθήκες για μείωση των επιπέδων θορύβου (R. Kawai, 2008). Το σύστημα αυτό συνδυάζει, επιπλέον προστασία από το θόρυβο λόγω των ενσωματωμένων στην άτρακτο κινητήρων και των ειδικών Internally Blown Flaps (IBF) (Σχήμα 2-14) καθώς και γρήγορη άνωση και απότομη κάθοδο, αφήνοντας πολύ μικρό ίχνος θορύβου (Kim, Brown, & Felder, 2008).

Τα χαρακτηριστικά της αποστολής του αεροσκάφους φαίνονται παρακάτω:

MTOW - 208900 lb (≈ 94755 kg)

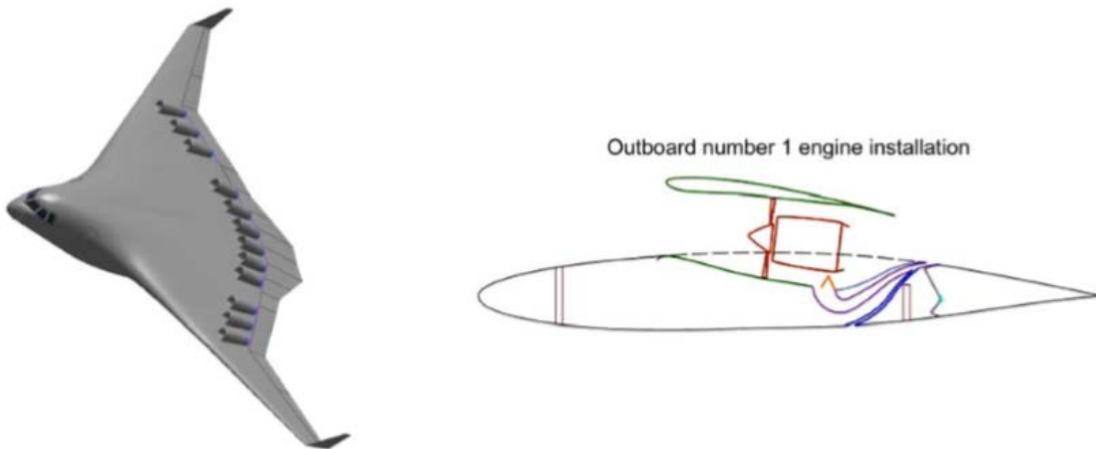
Φορτίο - 40000 lb (≈ 18144 kg) (~170 passengers)

Εμβέλεια πτήσης - 3000 nmi (5556 km)

Ταχύτητα - Mach 0.8 σε 30000 ft. (≈ 9144 m)

Field Length < 5000 ft (1524 m)

BPR - 9.4



Σχήμα 2-14. Αεροσκάφος CESTOL (Cruise Efficient Short Take-off and Landing) με 12 μικρούς κινητήρες διπλού ρεύματος πολύ μεγάλου λόγου παράκαμψης (Kim et al., 2008)

Στη συνέχεια, η διάταξη τροποποιήθηκε σε μία πιο ηλεκτρική μορφή. Οι 12 κινητήρες διπλού ρεύματος αντικαταστάθηκαν από 16 ανεμιστήρες οδηγούμενοι από ηλεκτροκινητήρες που παίρνουν ισχύ από δύο στροβιλοαντιδραστήρες (Σχήμα 2-15). Οι ανεμιστήρες είναι διαμέτρου περίπου 0,9 m ο καθένας, και είναι κατανομημένοι σε μεγάλο μέρος των φτερών για αύξηση των πλεονεκτημάτων του οριακού στρώματος. Επιπλέον, διατηρώντας τις ίδιες απαιτήσεις ώσης με την προηγούμενη διάταξη (12×31000 kN = 372000 kN), η συνολική ισχύς των στροβιλοαντιδραστήρων φτάνει σε επίπεδο θαλάσσης τα 63 MW και σε πτήση τα 19 MW, που αντιστοιχούν σε 1.1 MW σε κάθε ηλεκτροκινητήρα.



Σχήμα 2-15. Αεροσκάφος CESTOL με 16 ηλεκτρικούς ανεμιστήρες (Kim et al., 2008).

2.4.6 NASA N3-X project

Για την επίτευξη των στόχων του 2035, η NASA σχεδίασε ένα υβριδικό αεροσκάφος με ενιαία άτρακτο και φτερά (Blended Wing-Body), το αεροσκάφος N3-X, όπως αναφέρθηκε προηγουμένως. Η ώση παράγεται από ένα αριθμό προωστήρων (propulsors) συνήθως 14-16, που οδηγούνται από δύο στροβιλοαντιδραστήρες (turboshaft). Η σύνδεση γίνεται μέσω ηλεκτρικών μερών από υπεραγώγιμα υλικά νέας τεχνολογίας που θα αναλυθούν παρακάτω. Το αεροσκάφος μαζί με το σύστημα πρόωσης φαίνονται στο Σχήμα 2-16. Παρακάτω, παρουσιάζονται οι διαστάσεις του αεροσκάφους και τα στοιχεία της αποστολής στα οποία βασίστηκε ο σχεδιασμός:

- Χωρητικότητα 300 επιβατών οικονομικής θέσης
- Φορτίο - 118100 lbm (= 53569 kg)

- OEW - 109252 kg
- MZFW (Maximum zero fuel weight) - 173299 kg
- 2 κινητήρες - 43 MW ο καθένας
- 14 -16 προωστήρες - 53.5 kN ο καθένας
- Μέγιστη εμβέλεια πτήσης - 7740 nmi (= 14334 km)
- Ξηρός(Dry) διάδρομος απογείωσης - 1366 m
- Υγρός(Wet) διάδρομος απογείωσης – προσγείωσης - 1329 m
- Διάδρομος προσγείωσης(Dry runway) - 1217 m
- Μέγιστος αριθμός Mach - 0.89
- Αριθμός Mach κατά την πτήση - 0.84
- Κλίση καθόδου - 6.3°
- Μήκος αεροσκάφους - 41 m
- Εκπέτασμα - 64,91 m
- Ύψος - 7 m



Σχήμα 2-16. Αεροσκάφος N3-X.

2.5 Μειονεκτήματα και Πλεονεκτήματα

Το Turboelectric Propulsion System με λίγους στροβιλοαντιδραστήρες που οδηγούν πολλούς μικρούς ανεμιστήρες, αν και μπορεί να εφαρμοστεί σε αεροσκάφη διαφόρων τύπων, φαίνεται να ταιριάζει στο Blended-Wing-Body που αναφέρθηκε προηγουμένως. Παρακάτω αναφέρονται τα πλεονεκτήματα της χρήσης αυτού του συστήματος σε οποιαδήποτε εφαρμογή. (Kim et al., 2008)

- Διαχωρισμός της παραγωγής ώσης από την παραγωγή ενέργειας. Αυτή είναι η μεγαλύτερη μάλλον διαφορά με τα σημερινά αεροσκάφη, οδηγώντας σε μέγιστη απόδοση και ευελιξία στο σχεδιασμό και την αρχιτεκτονική του αεροσκάφους. Μπορεί δηλαδή ο αεριοστρόβιλος και οι προωστήρες να είναι τοποθετημένοι στα σημεία με τη βέλτιστη τους απόδοση αντίστοιχα.

- Υψηλή απόδοση καυσίμου λόγω υψηλού ενεργού λόγου παράκαμψης $eBPR$. Ο ενεργός λόγος παράκαμψης, στην περίπτωση αυτή, ορίζεται ως ο λόγος της παροχής μάζας που περνάει από όλους τους ανεμιστήρες, προς την παροχή που περνάει από τους κινητήρες.

$$eBPR = \frac{N_{prop} \cdot \dot{m}_{prop}}{N_{turbo} \cdot \dot{m}_{turbo}}$$

- Η ταχύτητα του άξονα στον στρόβιλο ισχύος είναι ανεξάρτητη από την ταχύτητα του άξονα του προωστήρα. Το ηλεκτρικό σύστημα λειτουργεί σαν κιβώτιο ταχυτήτων χωρίς όμως να έχει κάποιο συγκεκριμένο λόγο μετάδοσης. Με τη βοήθεια των ηλεκτρονικών, οι δύο ταχύτητες περιστροφής μπορούν να μεταβάλλονται ανεξάρτητα, όπως γίνεται σε ένα κιβώτιο συνεχώς μεταβαλλόμενων σχέσεων. Έτσι, η ταχύτητα του στρόβιλου ισχύος μπορεί να είναι η βέλτιστη, χωρίς την ανησυχία που υπάρχει συνήθως ότι ένας ανεμιστήρας χαμηλής πίεσης (εδώ ο προωστήρας) πρέπει να οδηγείται από στρόβιλο χαμηλών στροφών.
- Μείωση θορύβου γιατί ο κινητήρας χρησιμοποιείται κυρίως για παραγωγή ισχύος και όχι για ώση. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα να μειώνεται η ταχύτητα και η θερμοκρασία της δέσμης, άρα τελικά να μειώνεται και ο θόρυβος του αεροστροβίλου.
- Η παραγωγή ώσης γίνεται συμμετρικά σε περίπτωση βλάβης κινητήρα ή γεννήτριας. Το ηλεκτρικό σύστημα μετάδοσης είναι κοινό για τους δύο αεροστροβίλους και διαμοιράζει την ισχύ σε όλους τους προωστήρες. Αν, λοιπόν, ο ένας κινητήρας σταματήσει να λειτουργεί, όλοι οι προωστήρες θα συνεχίσουν να λειτουργούν παράγοντας μειωμένη αλλά συμμετρική ώση.
- Υπάρχει η δυνατότητα άμεσης ασύμμετρης ώσης, όταν χρειάζεται, λόγω άμεσης απόκρισης των ηλεκτρικών κινητήρων. Διατηρώντας την συνολική ισχύ και ώση σταθερή, το όχημα μπορεί να εκτρέπεται όταν η κατανομή ισχύος και συνεπώς ώσης κατανέμεται ασύμμετρα στους προωστήρες.
- Οι κλασσικοί κινητήρες διπλού ρεύματος (turbofan) έχουν μεγάλο όγκο λόγω του μεγάλου ανεμιστήρα, κι επομένως πολύ μεγάλη οπισθέλκουσα. Στο σύστημα αυτό, χρησιμοποιούνται πολλοί ανεμιστήρες πολύ μικρότερου όγκου, και αυτό έχει σαν

αποτέλεσμα και την μείωση της οπισθέλκουσας. Επιπλέον μείωση επιτυγχάνεται με την εισαγωγή οριακού στρώματος (BLI) στους ανεμιστήρες, όπως θα δούμε παρακάτω.

- Στην έξοδο των ανεμιστήρων επικρατούν χαμηλές θερμοκρασίες λόγω των χαμηλών ταχυτήτων, άρα για την κατασκευή τους γίνεται χρήση πιο απλών υλικών με χαμηλότερο κόστος.
- Απομακρύνονται οι κινητήρες από την καμπίνα, γεγονός που βοηθάει και στη μείωση θορύβου μέσα σε αυτή, καθώς και σε περίπτωση βλάβης κάποιου κινητήρα, ο κίνδυνος να εισέλθουν θραύσματα ή να ξεσπάσει πυρκαγιά στην καμπίνα μειώνεται. Αυτό κάνει το όχημα ασφαλέστερο ως προς τους επιβάτες και ευκολότερο τον περιορισμό της βλάβης.
- Χαμηλές απώλειες ισχύος (0.23-0.4% της συνολικής μετάδοσης) λόγω χρήσης υπεραγωγίων υλικών στα ηλεκτρικά μέρη.
- Η θέση των αεριοστροβίλων, στην άκρη των φτερών, εκτός από τη μείωση της οπισθέλκουσας, οδηγεί και στη μείωση των φορτίσεων από τον ομόρρου.

Ωστόσο το σύστημα ηλεκτρικά καταναμημένης πρόωσης μπορεί να έχει και κάποια μειονεκτήματα, όπως:

- Αύξηση του βάρους, κυρίως γιατί τα ηλεκτρικά μέρη μετάδοσης έχουν μεγαλύτερο βάρος από το μηχανικό κιβώτιο ταχυτήτων (γεννήτριες, ηλεκτροκινητήρες, ψύκτρες κτλ).
- Μεγάλη πολυπλοκότητα του συστήματος εξαιτίας του υπεραγωγίου ηλεκτρικού συστήματος.
 - Λειτουργικές δυσκολίες, κυρίως στο θέμα της ψύξης. Τα υπεραγωγία μέρη και τα κρυογονικά υγρά πρέπει να λειτουργούν σωστά πριν και κατά τη διάρκεια της αποστολής και σε πολύ χαμηλές συνθήκες.
 - Μείωση του οφέλους του οριακού στρώματος λόγω πάγου και ξένων σωμάτων στην επιφάνεια της ατράκτου

Τα ηλεκτρικά μέρη, θα πρέπει να είναι οπωσδήποτε υπεραγώγιμα, γιατί από θέμα βάρους η χρήση συμβατικών ηλεκτροκινητήρων και γεννητριών θα ήταν απαγορευτική για χρήση σε εναέριες εφαρμογές. Τα μειονεκτήματα, λοιπόν, που αφορούν τα υπεραγώγιμα μέρη του συστήματος θα εξαλειφθούν μόνο με βελτίωση της συγκεκριμένης τεχνολογίας.

3

Αεροσκάφος N3-X

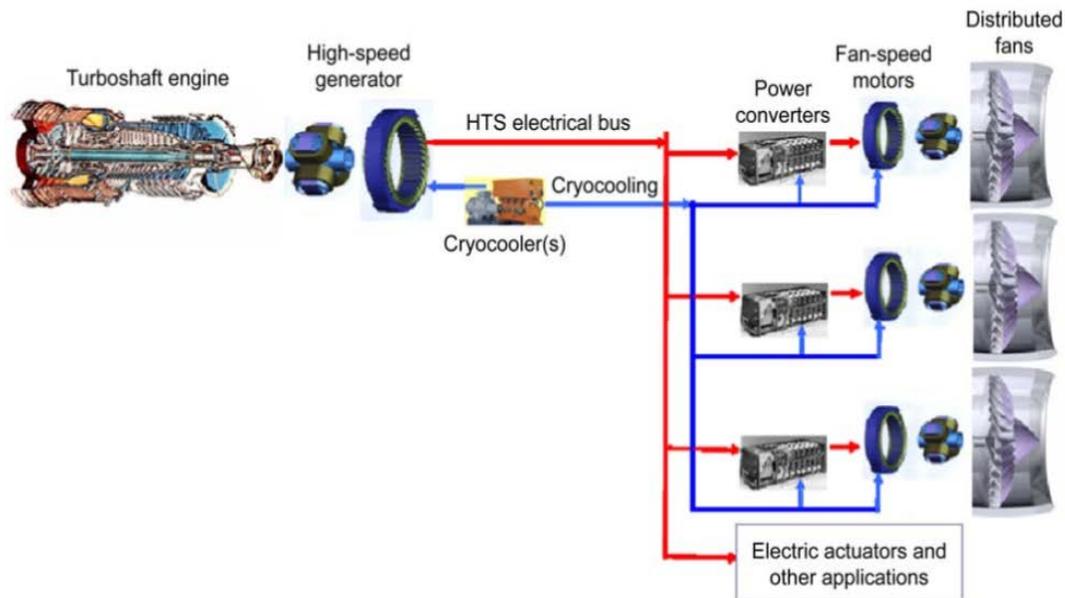
Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζεται αναλυτικά το αεροσκάφος N3-X, το οποίο αποτελεί το νέο ερευνητικό σχέδιο της NASA βασισμένο στο σύστημα ηλεκτρικά καταναμημένης πρόωσης. Αρχικά αναφέρονται οι συνιστώσες που το απαρτίζουν και παρατίθεται μια μεθοδολογία υπολογισμού κάποιων τμημάτων του. Στη συνέχεια αναφέρονται στοιχεία σχετικά με τις απαιτήσεις ώσης του αεροσκάφους, το βάρος του συστήματος πρόωσης και τις παραμέτρους σχεδίασης του, όπως έχουν παρουσιαστεί σε αντίστοιχες μελέτες, και τα οποία χρησιμοποιήθηκαν για την μοντελοποίηση του προωστήριου συστήματος του αεροσκάφους στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής εργασίας.

3.1 Συνιστώσες

Η NASA στο πλαίσιο επίτευξης των στόχων για τη γενιά N+3, ξεκίνησε την μελέτη του αεροσκάφους N3-X, που είναι βασισμένο στο παλαιότερο αεροσκάφος N2A. Για το σκοπό αυτό, το αεροσκάφος αυτό συνδυάζει τεχνολογίες όπως το σύστημα TeDP, την εισαγωγή του οριακού στρώματος (BLI), το αεροδυναμικό του σχήμα με τη μορφή του Blended Wing-Body (BWB) και τις υπεραγωγίμες ηλεκτρικές μηχανές υψηλών θερμοκρασιών (HTS). Το Turboelectric Distributed Propulsion System αποτελείται από τις παρακάτω συνιστώσες (Σχήμα 3-1):

- Προωστήρες
- Στροβιλοαντιδραστήρες
- Ηλεκτρικό Σύστημα μετάδοσης
 - Υπεραγωγίμες Ηλεκτρικές Γεννήτριες

- Υπεραγώγιοι Ηλεκτροκινητήρες
- Μετατροπείς
- Σύστημα Ψύξης



Σχήμα 3-1. Συνιστώσες συστήματος Ηλεκτρικά Κατανεμημένης Πρόωσης. (Kim et al., 2008)

3.1.1 Προωστήρες

Οι προωστήρες αποτελούνται από τον αγωγό εισόδου, τον ανεμιστήρα, τον ηλεκτρικό κινητήρα και το ακροφύσιο. Βρίσκονται στο πάνω μέρος του αεροσκάφους σε μία συνεχόμενη σειρά, με τον αγωγό εισόδου να βρίσκεται πολύ κοντά στο πίσω μέρος. Σχηματίζουν ένα σχήμα V με τη γωνία τοποθετημένη στο κέντρο του αεροσκάφους. (J. Felder, Kim, Brown, & Kummer, 2011)

Για να αυξηθούν τα πλεονεκτήματα της εισαγωγής του οριακού στρώματος (BLI) και για να μειωθεί η οπισθέλκουσα που δημιουργείται από το περίβλημα και τις εξωτερικές ροές, οι προωστήρες βρίσκονται σε ένα ενιαίο αγωγό «κουτί». Οι αγωγοί εισόδου, λοιπόν, βρίσκονται σε μία δυσδιάστατη σχισμή με κάθετα χωρίσματα που διαχωρίζουν τη ροή και την οδηγούν στους ανεμιστήρες και τελικά στα ακροφύσια εξόδου. Το δυσδιάστατο ακροφύσιο είναι εύκολο να

ρυθμιστεί ως προς το μέγεθός του, κι έτσι για κάθε μεταβολή του λόγου πίεσης, είναι εύκολο να ρυθμιστούν ανάλογα και τα ακροφύσια εξόδου. (J. Felder et al., 2009)

Το τμήμα των προωστήρων θεωρείται σταθερό και καθορισμένο και καθώς έχει σε όλο το μήκος του προωστήρες, το μήκος των αγωγών εισόδου και των ακροφυσίων καθορίζονται από το πλήθος τους. Ο βέλτιστος αριθμός των προωστήρων εξαρτάται από τον λόγο πίεσης τους. Όσο μεγαλώνει η διάμετρος του ανεμιστήρα, λόγω μείωσης του λόγου πίεσης, λιγότεροι ανεμιστήρες χωράνε στο σταθερό τμήμα. Ο αριθμός των ανεμιστήρων για κάθε λόγο πίεσης αλλάζει μέχρι το τμήμα αυτό να γεμίσει και οι ανεμιστήρες να έχουν ένα λογικό κενό μεταξύ τους. Στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής εργασίας, θα μελετηθεί και θα αναλυθεί σε επόμενο κεφάλαιο η επιλογή του βέλτιστου αριθμού προωστήρων.

3.1.2 Στροβιλοαντιδραστήρες

Οι κινητήρες βρίσκονται στα ακροπερύγια στην πάνω μεριά των φτερών. Η θέση αυτή προσφέρει αρκετά πλεονεκτήματα σε σχέση με τη σημερινή θέση του κινητήρα που βρίσκεται κάτω από τα φτερά. Το κυριότερο είναι ότι σε περίπτωση βλάβης του κινητήρα, θραύσματα με μεγάλη ταχύτητα μπορεί να μπουν στην άτρακτο και να επηρεάσουν και το υπόλοιπο αεροσκάφος. Τοποθετώντας τους κινητήρες μακριά από την άτρακτο μειώνεται αυτός ο κίνδυνος και απομακρύνονται οι μηχανές από τους επιβάτες και άλλα κρίσιμα συστήματα του αεροσκάφους. Επίσης, άλλα πιθανά πλεονεκτήματα είναι η μείωση του θορύβου μέσα στην καμπίνα και στο έδαφος (όπως αναφέρθηκε και παραπάνω) και η ευκολότερη συντήρηση του αεροστροβίλου και της γεννήτριας (J. Felder et al., 2009).

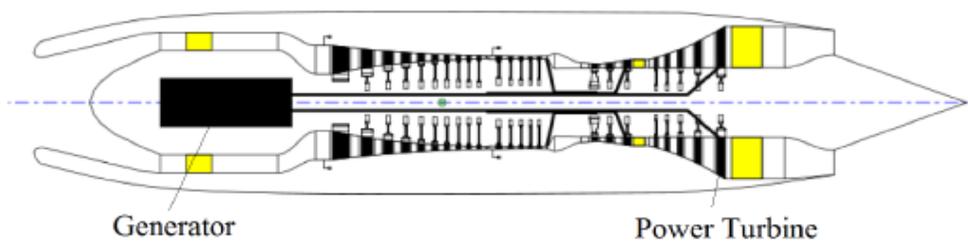
Οι κινητήρες που χρησιμοποιούνται παράγουν την ισχύ που χρειάζονται οι προωστήρες και είναι κυρίως τύπου turboshaft με ελεύθερο στρόβιλο ισχύος. Ο τύπος αυτός δεν παράγει μεγάλο ποσοστό ώσης σε σχέση με το συνολικό και φτάνει γύρω στα 5%. Αυτό, έχει ως αποτέλεσμα να μειώνεται η ταχύτητα και η θερμοκρασία της δέσμης καυσαερίων, κι επομένως ο θόρυβος.

Στο σημείο αυτό, χρειάζεται να ορισθεί το Thrust Split, ένας αδιάστατος δείκτης. Το Thrust Split, λοιπόν, ορίζεται ως το κλάσμα της ώσης που παράγεται από τους προωστήρες, ως προς τη συνολική ώση του αεροσκάφους.

$$TS = \frac{NOF \cdot F_{prop}}{F_{net}} = \frac{NOF \cdot F_{prop}}{N_{turbo} \cdot F_{turbo} + NOF \cdot F_{prop}} \quad (3.1)$$

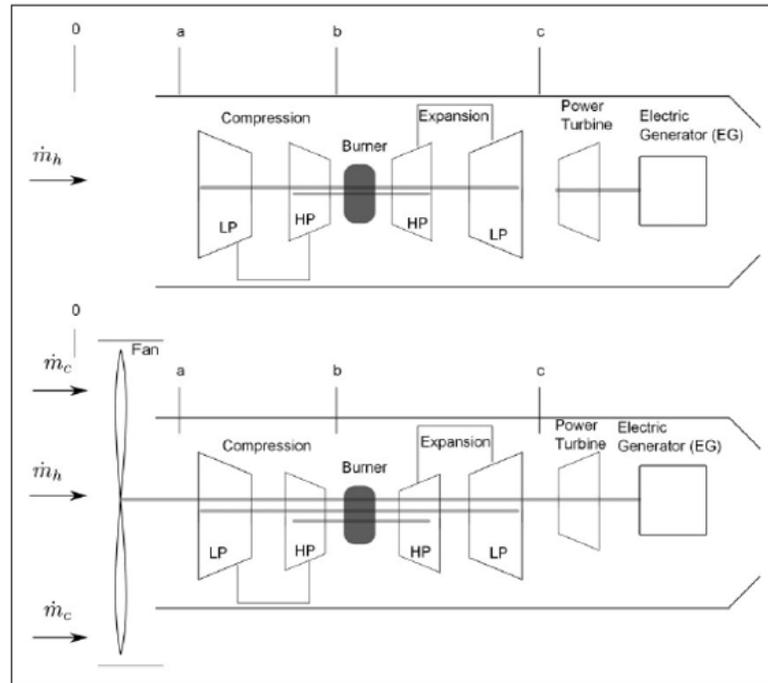
Σε πολλές μελέτες έχουν χρησιμοποιηθεί κινητήρες τύπου Turbofan με Thrust Split (TS) < 95 %. Η ώση, σε αυτές τις περιπτώσεις, παράγεται σε μεγάλο βαθμό και από την λειτουργία των κινητήρων διπλού ρεύματος. Στην παρούσα εργασία, η μοντελοποίηση και η μελέτη έγινε με δύο αεριοστροβίλους διπλού τυμπάνου με ελεύθερο στρόβιλο.

Η μηχανική ισχύς που παράγεται από τον στρόβιλο ισχύος μετατρέπεται σε ηλεκτρική μέσω μιας υπεραγωγίμης γεννήτριας (High-Temperature Superconducting Generator). Η γεννήτρια και ο στρόβιλος ισχύος ενώνονται μεταξύ τους σε ξεχωριστό τρίτο άξονα, κι επομένως κινούνται με τις ίδιες στροφές. Η θέση του τρίτου άξονα και της γεννήτριας που βρίσκεται μπροστά από το συμπιεστή, παρουσιάζεται στο Σχήμα 3-2.



Σχήμα 3-2. Η τοποθέτηση της γεννήτριας μπροστά από τον αεριοστρόβιλο (Liu, 2013)

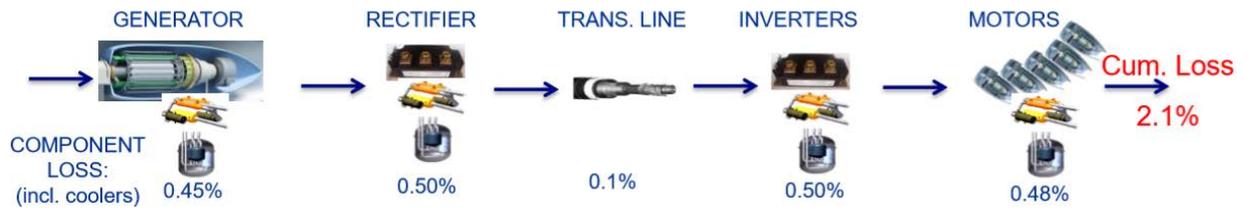
Η περίπτωση της γεννήτριας να βρίσκεται στο πίσω μέρος, πίσω δηλαδή από τους στροβίλους, αν και θα διευκόλυνε την διάταξη (ο τρίτος άξονας στη σειρά με τους άλλους δύο, και όχι ομόκεντρα) δεν είναι εφικτή, λόγω των υψηλών θερμοκρασιών που αναπτύσσονται από τα καυσαέρια που εξέρχονται από τους στροβίλους, και της υπεραγωγιμότητας της γεννήτριας (Σχήμα 3-3).



Σχήμα 3-3. Η τοποθέτηση της γεννήτριας στο πίσω μέρος. α) Διάταξη με turboshaft. β) Διάταξη με turbofan (Valencia, Nalianda, Laskaridis, & Singh, 2015).

3.1.3 Ηλεκτρικό Σύστημα Μετάδοσης

Το ηλεκτρικό σύστημα αποτελείται από υπεραγωγίσιμους κινητήρες και γεννήτριες, που συνδέονται μεταξύ τους με υπεραγωγίσιμα καλώδια. Οι υπεραγωγίσιμες μηχανές έχουν πολύ καλό λόγο ισχύος προς βάρος σε σχέση με τις σημερινές μηχανές και γι' αυτό εξετάζονται. Χωρίς αυτές, η αύξηση βάρους σε ένα αεροσκάφος με το σύστημα TeDP θα ήταν απαγορευτική για την υλοποίηση και την κατασκευή του. Επίσης, οι απώλειες ισχύος στο σύστημα (λόγω μηδενικής σχεδόν αντίστασης) είναι εξαιρετικά μειωμένες, φτάνοντας περίπου το 2% (J. Felder et al., 2009), όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3-4. Το σύστημα αυτό είναι πιο ευέλικτο, καθώς δεν υπάρχει μηχανική σύνδεση των κινητήρων με τις γεννήτριες, κι επομένως η ισχύς και οι στροφές των αξόνων μπορούν να είναι ανεξάρτητες μεταξύ τους. Αυτό επιτρέπει στη γεννήτρια να λειτουργεί στην βέλτιστη θέση για τις δυνατότητες της καθώς και του στροβιλοκινητήρα. Αντίστοιχα, το ίδιο ισχύει και για τους ηλεκτροκινητήρες που συνδέονται με τους προωστήρες.



Σχήμα 3-4. Απώλειες ηλεκτρικών μερών του συστήματος Ηλεκτρικά Καταναεμημένης Πρόωσης. (Brown et al., 2012)

3.1.3.1 Υπεραγωγιμότητα (Superconductivity)

Αρχικά σε αυτό το σημείο θα πρέπει να ειπωθούν κάποιες βασικές έννοιες για τους υπεραγωγούς. Υπεραγωγία ονομάζονται τα υλικά (κυρίως μέταλλα, κεραμικά και κράματα) τα οποία κάτω από μία κρίσιμη θερμοκρασία T_c , συγκεκριμένη για κάθε υλικό, παρουσιάζουν σχεδόν μηδενική DC ηλεκτρική ειδική αντίσταση. Τα υπεραγωγία καλώδια μπορούν να μεταφέρουν μεγαλύτερες τιμές ρεύματος από ότι τα χάλκινα κι έτσι παράγεται πιο ισχυρό μαγνητικό πεδίο στον ίδιο όγκο.

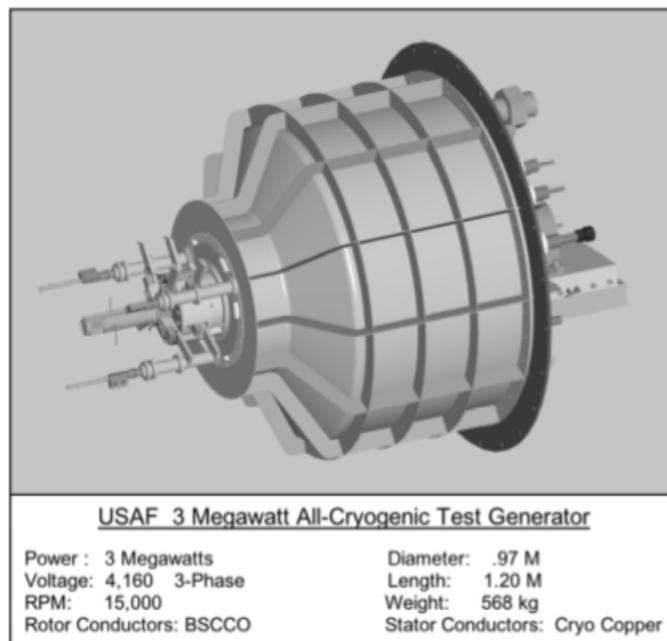
Έχουν μελετηθεί δύο βασικά υπεραγωγία υλικά για χρήσεις σε γεννήτριες και κινητήρες, το BSCCO (Bismuth strontium calcium copper oxide) και το MgB₂ (Διβορίδιο του μαγνησίου) (Brown, 2011). Το πρώτο ανήκει στην κατηγορία των υπεραγωγών υψηλών θερμοκρασιών (HTS), με κρίσιμη θερμοκρασία, κοντά στη θερμοκρασία βρασμού του υγρού αζώτου (77K) και θερμοκρασία λειτουργίας περίπου 50 K. Το διβορίδιο του μαγνησίου ανακαλύφθηκε το 2001 κι έχει κρίσιμη θερμοκρασία ανάμεσα στις θερμοκρασίες των απλών μεταλλικών υπεραγωγών (4K) και των HTS (77K), με θερμοκρασία λειτουργίας περίπου 30K.

3.1.3.2 Υπεραγωγίες Ηλεκτρικές Γεννήτριες

Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως η ανάπτυξη και η βελτιστοποίηση υπεραγωγίων ηλεκτρικών μηχανών μετατροπής ενέργειας είναι πολύ σημαντική στην υλοποίηση του συστήματος TeDP. Οι κοινές μηχανές δεν είναι κατάλληλες για τις εφαρμογές αυτές, λόγω μεγάλου όγκου και βάρους, καθώς επίσης και αυξημένων απωλειών.

Οι δύο γεννήτριες που βρίσκονται στο σύστημα, μία σε κάθε στροβιλοαντιδραστήρα, μετατρέπουν την μηχανική ισχύ του άξονα του ελεύθερου στροβίλου σε ηλεκτρική.

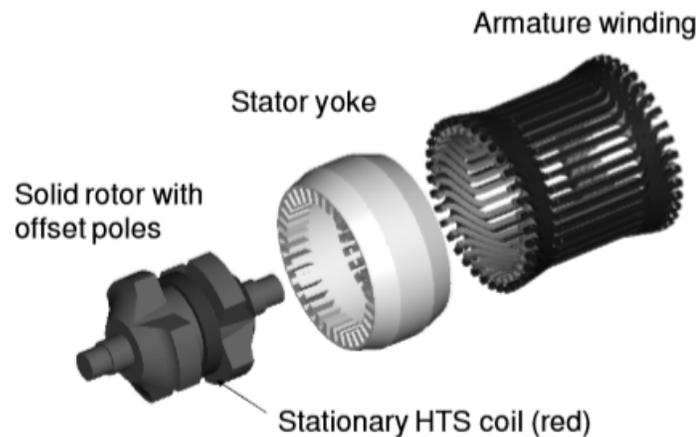
Στο Σχήμα 3-5 φαίνεται μία γεννήτρια που κατασκευάζεται από τη Long Electromagnetics (LEI) με 3MVA/ 15000RPM. Ο στάτορας και ο ρότορας λειτουργούν σε κρυογενικές θερμοκρασίες, αλλά μόνο τα τυλίγματα του δρομέα είναι από υπεραγώγιμα υλικά. Ακόμα είναι λίγες οι μηχανές που έχουν υπεραγώγιμο και ρότορα και στάτορα. Ο λόγος γι' αυτό είναι ότι ενώ ο ρότορας διαπερνάται από συνεχές ρεύμα (DC) που έχει πολύ λίγες απώλειες, ο στάτορας μεταφέρει εναλλασσόμενο (AC) και οι απώλειές του εξαρτώνται από την υψηλή ποιότητα του υπεραγώγιμου υλικού. Για να επιτευχθεί αυτό, χρειάζεται τεχνολογία που δεν έχει αναπτυχθεί ακόμα. Επομένως, ο στάτορας τις περισσότερες φορές είναι από χαλκό που έχει πολύ χαμηλές απώλειες σε κρυογενικές θερμοκρασίες.



Σχήμα 3-5. LEI/AFRL multi-MW υπεραγώγιμη γεννήτρια.(Luongo et al., 2009)

Άλλη εφαρμογή με τις ίδιες απαιτήσεις με την προηγούμενη γεννήτρια λέγεται Homopolar Inductor Alternator (HIA), μελετάται από την General Electric για την US Air Force, και φαίνεται στο Σχήμα 3-6. Για να επιτευχθούν τόσο υψηλές ταχύτητες περιστροφής, χρησιμοποιήθηκε ένα κομμάτι από μαγνητικό υλικό στον ρότορα, που μαγνητίζεται από ένα σταθερό υπεραγώγιμο τύλιγμα. Η κατανομή της ροής σε αυτή την περίπτωση δεν είναι η

βέλτιστη, αλλά η πυκνότητα ισχύος (power density) σε υψηλές ταχύτητες περιστροφής φτάνει τα 8 kW/kg και λειτουργεί με 4MVA /16000RPM. (Luongo et al., 2009)



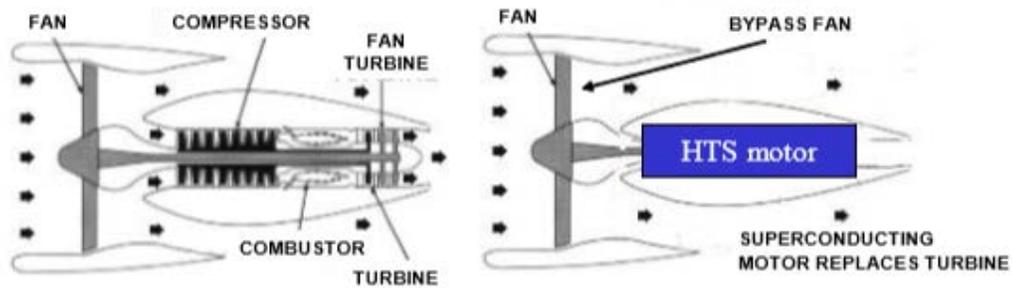
Σχήμα 3-6. Homopolar Inductor Alternator (GE/AFRL) (Luongo et al., 2009)

Σήμερα, πραγματοποιούνται αρκετές μελέτες έτσι ώστε οι υπεραγώγιμες γεννήτριες να φτάσουν υψηλές τιμές ταχύτητας περιστροφής αλλά και πυκνότητας ισχύος που να ταιριάζουν με τις απαιτήσεις των αεροστροβίλων, αλλά παράλληλα να διατηρούν χαμηλό το βάρος τους για να είναι κατάλληλες για εναέρια εφαρμογές.

3.1.3.3 Υπεραγώγιμοι Ηλεκτροκινητήρες

Στο σύστημα TeDP, οι ηλεκτροκινητήρες μετατρέπουν την ηλεκτρική ισχύ που προέρχεται από τη γεννήτρια, σε μηχανική ισχύ, για να κινήσουν τους προωστήρες. Κάθε προωστήρας συνδέεται με έναν ηλεκτροκινητήρα, επομένως ο αριθμός τους εξαρτάται από τον αριθμό των προωστήρων. Όπως και οι ηλεκτρογεννήτριες, έτσι και οι κινητήρες δεν μπορούν να είναι οι συμβατικοί, λόγω μεγάλου βάρους και όγκου. Στο Σχήμα 3-7 παρουσιάζεται η διάταξη του προωστήρα και το πως τοποθετείται ο ηλεκτροκινητήρας μέσα σε αυτόν. Επίσης, οι μικρές ταχύτητες περιστροφής του άξονα του προωστήρα λόγω των απωλειών στις άκρες των πτερυγίων του ανεμιστήρα (tip losses), απαιτούν όχι μόνο υψηλή πυκνότητα ισχύος, αλλά και υψηλή ηλεκτρομαγνητική ροπή. Με αυτές τις απαιτήσεις έχουν γίνει μελέτες, χρηματοδοτούμενες από τη NASA και το υπουργείο εθνικής άμυνας των ΗΠΑ (DoD), από το

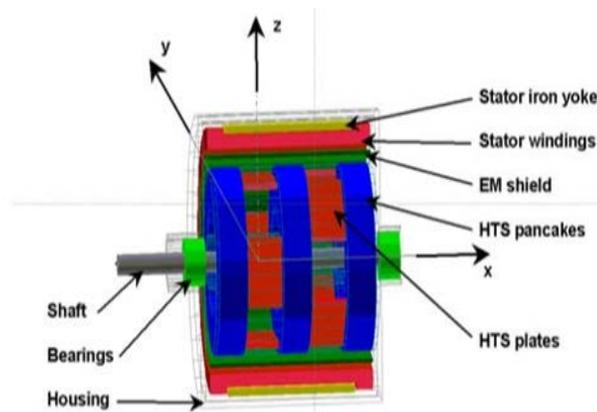
πρόγραμμα URETI (University Research Engineering and Technology Institute), κι έχουν κατασκευαστεί υπεραγώγιοι ηλεκτροκινητήρες με διαφορετικές διατάξεις για εναέριες εφαρμογές.



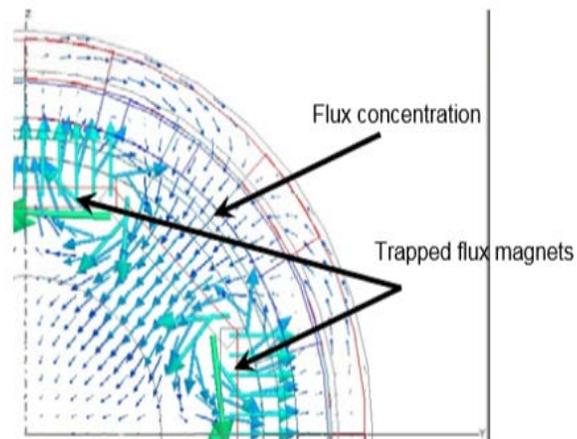
Σχήμα 3-7. Η διάταξη του προωστήρα σε σχέση με έναν κινητήρα διπλού ρεύματος.

3.1.3.3.1 Διάταξη Ακτινικής Ροής (Radial Flux Configuration)

Ο κινητήρας αυτός αρχικά σχεδιάστηκε για να κινεί μικρού μεγέθους αεροσκάφος και βασίζεται στην παγίδευση και συγκέντρωση μαγνητικής ροής. Έχει τα εξής χαρακτηριστικά: 150kW και 2700 RPM και η διάταξή του φαίνεται στο Σχήμα 3-8. Βασισμένος σε αυτή τη διάταξη δημιουργήθηκε κι ένας πιο εξελιγμένος κινητήρας με δυνατότητα ισχύος έως 1.5 MW. Οι πλάκες YBCO (Yttrium barium copper oxide) μαγνητίζονται και η ροή συγκεντρώνεται ανάμεσα τους, όπως φαίνεται στο Σχήμα 3-9. Τα χαρακτηριστικά του ηλεκτροκινητήρα παρουσιάζονται στον Πίνακα 3-1.



Σχήμα 3-8. Διάταξη υπεραγώγιμου ηλεκτροκινητήρα ακτινικής ροής (Luongo et al., 2009)



Σχήμα 3-9. Η κατανομή της μαγνητικής ροής ανάμεσα στις πλάκες (συγκέντρωση και παγίδευση της ροής) (Masson & Luongo, 2007)

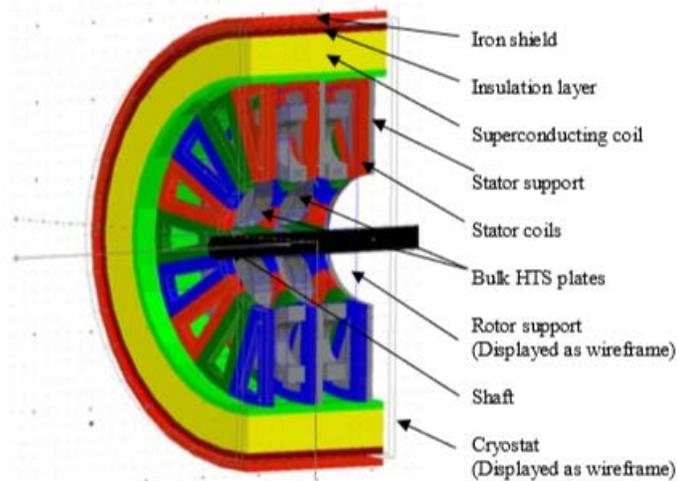
1.5 MW MOTOR DESIGN PARAMETERS (1)

Total length	760 mm
External diameter	220 mm
Number of poles	8
No-load average flux density	1.8 T
Electric loading	80 kA/m
EM Torque	4700 Nm
Rotation speed	3000 RPM
Power	1.5 MW
Total mass (including conduction cooling apparatus)	227 kg
Power density	6.6 kW/kg
Volume	0.03 m ³
Operating temperature	25 K

Πίνακας 3-1. Χαρακτηριστικά ηλεκτροκινητήρα ακτινικής ροής με ισχύ 1.5MW (Masson & Luongo, 2007)

3.1.3.3.2 Διάταξη Αξονικής Ροής (Axial Flux Configuration)

Η διάταξη αυτή μελετήθηκε από τη NASA για μη επανδρωμένο αεροσκάφος και αναφέρεται στο σημείο αυτό για λόγους πληρότητας. Η διάταξή του και τα χαρακτηριστικά του παρουσιάζονται παρακάτω στο Σχήμα 3-10 και τον Πίνακα 3-2 αντίστοιχα.



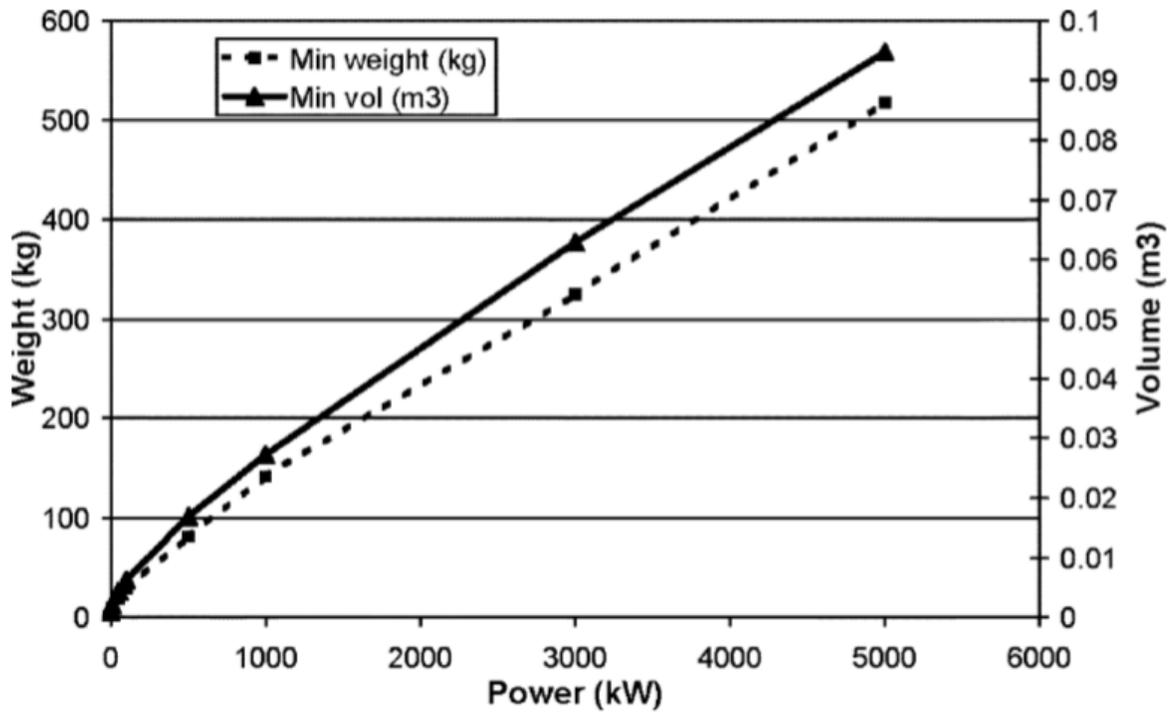
Σχήμα 3-10. Διάταξη αξονικής ροής (Luongo et al., 2009)

MOTOR DESIGN RESULTS

Total length	180 mm
External diameter	160 mm
Number of poles	6
No-load average flux density	3 T
Electric loading per stator	100 kA/m
EM Torque	1060 Nm
Rotation speed	3000 RPM
Power	450 kW
Total mass (magnetic active components)	60 kg
Power density	7.5 kW/kg
Operating temperature	20 K

Πίνακας 3-2. Χαρακτηριστικά ηλεκτροκινητήρα αξονικής ροής . (Luongo et al., 2009)

Επίσης ένα σημαντικό μέγεθος που πρέπει να ληφθεί υπόψη κατά την μοντελοποίηση και την επιλογή τελικά του κατάλληλου ηλεκτροκινητήρα, είναι το μέγεθός του. Το Σχήμα 3-11, παρουσιάζει τις καμπύλες μεταβολής του βάρους και του όγκου του ηλεκτροκινητήρα σε σχέση με την ισχύ. Από την καμπύλη αυτή βγαίνει και η σχέση της ακτίνας για σταθερό λόγο ακτίνας προς μήκους (r_{em}/l_{em}), συναρτήσει της ισχύος (εξίσωση 3.2). Οι καμπύλες αυτές αντιστοιχούν σε ηλεκτροκινητήρα με στροφές $N=3000$ rpm, για υψηλότερες στροφές είναι πιθανόν να υπάρχουν αποκλίσεις ανάλογα με τα υπεραγώγιμα χαρακτηριστικά του ηλεκτροκινητήρα (Valencia et al., 2015).



Σχήμα 3-11. Καμπύλες μεταβολής βάρους και όγκου ηλεκτροκινητήρα 3000rpm σε σχέση με την ισχύ. (Masson, Soban, Upton, Pienkos, & Luongo, 2005)

$$r_{EM}^3 = \frac{0.457 \cdot PW_{EM}^5 - 7.31 \cdot PW_{EM}^4 + 46.7 \cdot PW_{EM}^3}{\frac{l_{EM}}{r_{EM}} \cdot \pi \cdot 10000} \quad (3.2)$$

$$+ \frac{-139.52 \cdot PW_{EM}^2 + 340.9 \cdot PW_{EM} + 13.66}{\frac{l_{EM}}{r_{EM}} \cdot \pi \cdot 10000}$$

3.1.3.4 Μετατροπείς

Το ρεύμα μέσα στη γεννήτρια μετατρέπεται από εναλλασσόμενο σε συνεχές, και μεταφέρεται μέσω καλωδίων DC. Κάθε ηλεκτροκινητήρας συνδέεται με έναν μετατροπέα, που μετατρέπει την τάση DC σε AC. Η θερμοκρασία στους μετατροπείς δεν χρειάζεται να είναι όσο

χαμηλή είναι στους ηλεκτροκινητήρες, αλλά έχει παρατηρηθεί ότι οι απώλειες μειώνονται σημαντικά αν η θερμοκρασία διατηρείται κάτω από 120K (J. Felder et al., 2011).

3.1.3.5 Σύστημα Ψύξης

Το ηλεκτρικό σύστημα, επειδή αποτελείται από υπεραγώγιμα μέρη, λειτουργεί αποτελεσματικά σε συγκεκριμένες συνθήκες θερμοκρασίας και είναι πολύ απαιτητικό στο θέμα της ψύξης. Θα αναφερθούν παρακάτω οι δύο τρόποι ψύξης που έχουν εξετασθεί σε αντίστοιχες έρευνες, αλλά δεν θα αναλυθούν περαιτέρω στην παρούσα διπλωματική.

Η πρώτη μέθοδος που αναπτύχθηκε χρησιμοποιεί Cryocooler, που είναι ουσιαστικά ένα ψυγείο, που ψύχει σε κρυογενικές θερμοκρασίες. Τα Cryocoolers ψύχουν τις μηχανές από τη μέγιστη επιτρεπτή θερμοκρασία που έχουν φτάσει, στη θερμοκρασία περιβάλλοντος όπου αυτή αποβάλλεται. Τα ψυγεία αυτά λειτουργούν με ηλεκτρική ενέργεια που προέρχεται από τη γεννήτρια, οπότε αυξάνονται και οι απαιτήσεις από τις κύριες μηχανές. Όσο μεγαλώνει το υψόμετρο (η θερμοκρασία περιβάλλοντος μειώνεται), οι απαιτήσεις ισχύος μειώνονται λόγω της μείωσης της διαφοράς θερμοκρασίας με την θερμοκρασία περιβάλλοντος.

Η δεύτερη μέθοδος χρησιμοποιεί ψύξη με υγρό υδρογόνο. Το υδρογόνο έχει σημείο βρασμού στους 23K και 2atm, και επομένως μπορεί να ψύξει υπεραγωγούς από διβορίδιο του μαγνησίου. Επιπλέον, υπάρχει η δυνατότητα, εφόσον χρησιμοποιηθεί σαν ψυκτικό, να εισαχθεί στο θάλαμο καύσης του στροβιλοαντιδραστήρα και να συμβάλλει στην καύση μαζί με το κανονικό καύσιμο σε ποσοστό περίπου 5% ως προς το συνολικό. Παρ' όλα αυτά, έχει αρκετά μεγάλο όγκο, που δυσκολεύει την αποθήκευσή του, όμως το βάρος του είναι ελάχιστο σε σχέση με τους cryocoolers. (J. Felder et al., 2011)

3.2 Εκτίμηση βάρους συστήματος ηλεκτρικά κατανεμημένης πρόωσης

Ένας πολύ σημαντικός παράγοντας για την επιλογή συστήματος για ένα αεροσκάφος, είναι το βάρος του. Από αυτό θα καθοριστεί αν αξίζει η χρήση του συστήματος, και ειδικά για ένα νέο σύστημα που δεν έχει κατασκευαστεί ακόμη, λόγω μεγάλου οικονομικού ρίσκου.

Στην παρούσα εργασία, παρουσιάζεται μία μέθοδος υπολογισμού του βάρους των προωστήρων, και των ηλεκτρικών μερών, η οποία και εφαρμόζεται σε επόμενη Ενότητα.

3.2.1 Μέθοδος υπολογισμού βάρους προωστήρων

Αρχικά, θεωρείται ότι ο αγωγός εισόδου, το περίβλημα και το ακροφύσιο είναι μέρος του συνολικού αεροσκάφους και δεν λαμβάνονται υπόψη στον υπολογισμό. Το βάρος του ηλεκτροκινητήρα, θεωρείται ότι μεταβάλλεται γραμμικά με την ηλεκτρική ισχύ, και θα παρουσιαστεί αργότερα μαζί με τα υπόλοιπα ηλεκτρικά τμήματα του συστήματος. Το βάρος των προωστήρων μπορεί να υπολογιστεί με βάση τις σχέσεις (3.3)-(3.5) (Liu, 2013; Sagerser, Lieblein, & Krebs, 1971).

$$W_{prop} = NoF \cdot (W_{Fan} + W_{duct}) \quad (3.3)$$

$$\text{με} \quad W_{Fan} = \frac{K_F \cdot (D_{fan})^{2.7}}{(AR)^{0.5}} \cdot \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_{t.ref}} \right)^{0.3} \cdot \left(\frac{U_t}{U_{t.ref}} \right)^{0.3} \quad (3.4)$$

$$\text{και} \quad W_{duct} = \pi \cdot \overline{D}_d \cdot L_d \cdot \left(\frac{W}{A} \right)_D \quad (3.5)$$

Όπου D_{fan} η διάμετρος του ανεμιστήρα, AR ο λόγος ύψους προς χορδή πτερυγίου, σ_t η στερεότητα του πτερυγίου, U_t η ταχύτητα στην κεφαλή του πτερυγίου, \overline{D}_d η μέση διάμετρος του αγωγού, L_d το μήκος του και $\left(\frac{W}{A} \right)_D$ το βάρος του αγωγού προς εμβαδόν επιφάνειας.

Οι τιμές που χρησιμοποιήθηκαν, καθώς και οι τυπικές τιμές για τις μηχανές είναι:

$$K_F = 135$$

$$AR = 2.5$$

$$\sigma_{t.ref} = \sigma_t = 1.25$$

$$U_{tip,ref} = 350m / s$$

$$\overline{D}_d = L_d = D_{fan}$$

Ο λόγος του βάρους προς το εμβαδόν βρίσκεται στο εύρος $2.4 \leq \left(\frac{W}{A}\right)_D \leq 8.3$ με μία

αντιπροσωπευτική τιμή $\left(\frac{W}{A}\right)_D = 3.5kg / m^2$.

3.2.2 Μέθοδος υπολογισμού ηλεκτρικών μερών

Στην ενότητα αυτή παρουσιάζεται μία προσεγγιστική μέθοδος υπολογισμού του βάρους των ηλεκτρικών τμημάτων του συστήματος, δηλαδή της γεννήτριας, του ηλεκτροκινητήρα, των μετατροπέων και του συστήματος ψύξης. Η μεθοδολογία αναπτύχθηκε από τον Liu (2013), και ουσιαστικά πρόκειται για μία εκτίμηση των τιμών του βάρους της γεννήτριας και του κινητήρα, με βάση το Σχήμα 3-12, θεωρώντας τις παρακάτω default τιμές.

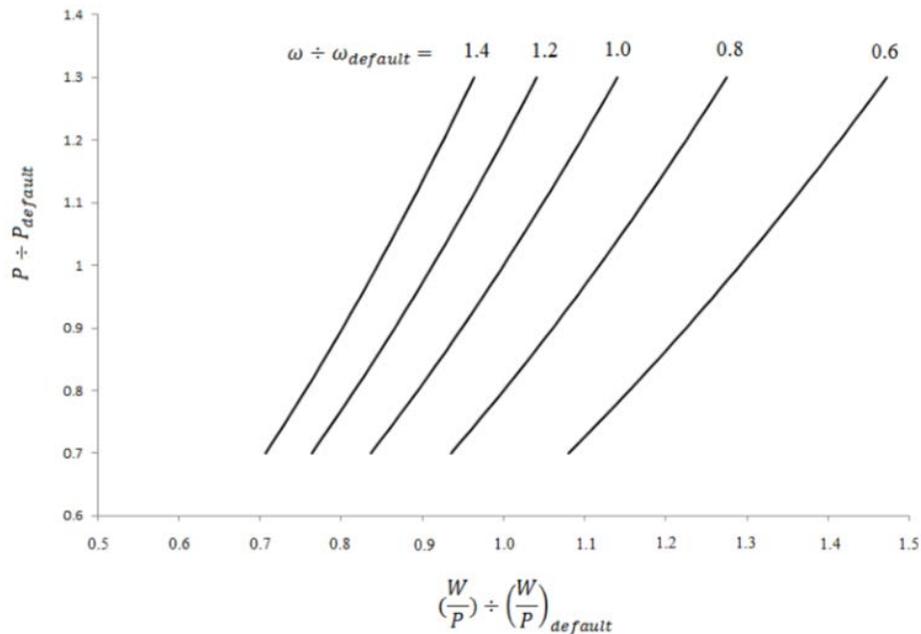
Για τον ηλεκτροκινητήρα:

$$P_{default} = 5.7 MW, \quad W_{default} = 78.5 kg \quad \omega_{default} = 5000 RPM$$

Για την ηλεκτρική γεννήτρια:

$$P_{default} = 39.2 MW, \quad W_{default} = 912 kg \quad \omega_{default} = 3600 RPM$$

Στο σχήμα στον οριζόντιο άξονα είναι ο αδιάστατος λόγος βάρους προς ισχύ, και στον κάθετο είναι η αδιάστατη ισχύς. Φαίνεται πως το βάρος του ρότορα μεταβάλλεται σε σχέση με την ισχύ, καθώς και με την ταχύτητα περιστροφής. Το βάρος του στάτορα θεωρείται ότι μεταβάλλεται γραμμικά με το βάρος του ρότορα, και συνεπώς ο λόγος των βαρών τους είναι σταθερός. Επομένως, γνωρίζοντας την ισχύ και τις στροφές λειτουργίας της μηχανής, εκτιμάται μία τιμή για το βάρος της.



Σχήμα 3-12. Εκτίμηση Βάρους Ηλεκτροκινητήρα και Ηλεκτρογεννήτριας

Επιπλέον, το βάρος του μετατροπέα θεωρείται ανεξάρτητο από την ταχύτητα περιστροφής και την ισχύ του ηλεκτροκινητήρα, και συνεπώς λαμβάνει μία σταθερή τιμή $W_{inverter} = 74.8 \text{ kg}$.

Για τον υπολογισμό του βάρους του συστήματος ψύξης χρησιμοποιούνται οι σχέσεις (3.6) και (3.7), για την ψύξη του κινητήρα και της γεννήτριας αντίστοιχα. Θεωρείται, επίσης, ότι τα βάρη αυτά μεταβάλλονται γραμμικά με την ηλεκτρική μέγιστη ισχύ. Οι default τιμές και οι σχέσεις που χρησιμοποιήθηκαν είναι:

Για τον ηλεκτροκινητήρα:

$$W_m = (N_m) \cdot \frac{P_m}{P_{default}^m} \cdot W_{default}^m \quad \text{με } W_{default}^m = 314 \text{ kg} \quad (3.6)$$

Και για τη γεννήτρια:

$$W_g = (N_g) \cdot \frac{P_g}{P_{default}^g} \cdot W_{default}^g \quad \text{με } W_{default}^g = 1452.2 \text{ kg} \quad (3.7)$$

Ενδεικτικές τιμές των βαρών όλων των συνιστωσών όπως έχουν υπολογιστεί από αντίστοιχη μελέτη της NASA, στην οποία όμως δεν αναφέρονται λεπτομέρειες σχετικά με την μεθοδολογία που ακολουθείται, παρατίθεται στον Πίνακας 3-3. Στον πίνακα φαίνεται επίσης το βάρος του συστήματος πρόωσης του αεροσκάφους Boeing 777-200LR.

Turbogenerator	Αεροστρόβιλος και περίβλημα – kg(lbs)	1955 / 4310
	Ηλεκτρική Γεννήτρια – kg(lbs)	535 / 180
	Συνολικό Βάρος ενός turbogenerator – kg(lbs)	2490 / 5490
Προωστήρας	Ανεμιστήρας και περίβλημα – kg(lbs)	709 / 1562
	Κινητήρας + Μετατροπέας – kg(lbs)	332 / 733
	Συνολικό βάρος ενός προωστήρα – kg(lbs)	1041 / 2295
Σύστημα Ψύξης	Συνολικό Βάρος Cryocooler – kg(lbs)	2327 / 5130
Πλέγμα	Καλώδια + Προστασία	1619 / 3570
Ηλεκτρογεννήτρια	Βάρος – kg(lbs)	537 / 1174
	Συνολικό βάρος (x 2) – kg(lbs)	1074 / 2347
Ηλεκτροκινητήρας	Βάρος – kg(lbs)	192 / 423
	Συνολικό βάρος (x 14) – kg(lbs)	2690 / 5920
Μετατροπέας	Βάρος – kg(lbs)	147 / 329
Συνολικό Σύστημα	2 TurboGen +14 Props + Ψύξη + Πλέγμα	23500 / 51810
777-200LR	2 GE90-115 “Dry” + Περίβλημα + Πυλώνες	21455 / 47300

Πίνακας 3-3 Ενδεικτικές τιμές βαρών TeDP συστήματος.(J. L. Felder, 2014)

3.3 Απαιτήσεις ώσης

Η NASA έχοντας ως αναφορά το αεροσκάφος N2A, χρησιμοποίησε τις ίδιες απαιτήσεις ώσης και στο νεότερο σχέδιο της το N3-X. Συγκεκριμένα όρισε δύο σημεία λειτουργίας, το αεροδυναμικό σημείο σχεδίασης (Aerodynamic Design Point – ADP) στα 9449 m, MN 0.8, ISA με συνολική ώση αεροσκάφους 133446 N (=30000 lbf) και το Rolling Take-off (RTO) σε επίπεδο θαλάσσης, MN 0.25, και ISA +27° R με συνολική ώση 480407 N (=108000 lbf).

Στη συνέχεια οι τιμές αυτές διαφοροποιήθηκαν μειώνοντας σημαντικά τις απαιτήσεις ώσης. Συγκεκριμένα, το σημείο σχεδίασης του συστήματος ορίστηκε στις συνθήκες του ADP, με τη συνολική ώση που απαιτείται να φτάνει τα 118990N (=26750 lbf), ενώ το RTO έχει συνολική ώση 301415.9 N (=67761 lbf). Ο Πίνακας 3-4 παρουσιάζει τις νέες απαιτήσεις ώσης για τέσσερα σημεία λειτουργίας, ενώ ο Πίνακας 3-5 και ο Πίνακας 3-6 παρουσιάζουν τις τιμές των παραμέτρων σχεδίασης των προωστήρων και του αεροστρόβιλου, που χρησιμοποιήθηκαν και στην παρούσα διπλωματική εργασία.

Συνθήκες Πτήσης	Απαιτήσεις Ώσης
Αεροδυναμικό σημείο σχεδίασης (ADP) (9144 m / MN 0.84 / ISA)	118989.9 N (26750 lbf)
Κρουαζιέρα (Cruise) (12192 m / MN 0.84 / ISA)	74089.58 N (16656 lbf)
Rolling Take-Off (RTO) (SL / MN 0.25 / ISA 27 K)	301415.9 N (67761 lbf)
Σημείο Απογείωσης (TO) (SL / MN 0.0 / ISA)	551909 N (124074 lbf)

Πίνακας 3-4. Απαιτήσεις ώσης για το αεροσκάφος N3-X (J. Felder et al., 2011)

Όπως αναφέραμε και προηγουμένως, η ισχύς παράγεται από δύο αεροστροβίλους ενώ η ώση παράγεται κυρίως από έναν αριθμό ανεμιστήρων. Λόγω συμμετρίας, το σύστημα πρόωσης μοντελοποιήθηκε από την NASA με έναν αεροστρόβιλο και τον μισό αριθμό προωστήρων. Θα μπορούσε να χρησιμοποιηθεί και ένας προωστήρας, αλλά λόγω της ύπαρξης του BLI η ροή διαμορφώνεται διαφορετικά κατά μήκος της πτέρυγας και στην είσοδο κάθε αγωγού εισόδου, παρουσιάζοντας διαφορές που μπορούν να φτάσουν και το 4% στις επιδόσεις μεταξύ των προωστήρων. Στην παρούσα διπλωματική εργασία, η ροή θεωρείται σταθερή, χωρίς την ύπαρξη του BLI, και γι' αυτό το λόγο η μοντελοποίηση έγινε με χρήση ενός προωστήρα που ισοδυναμεί με το μισό αριθμό προωστήρων του συστήματος.

Συνιστώσα	Παράμετρος	Τιμή Σχεδίασης
Συμπιεστής χαμηλής πίεσης (LPC)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	0.9325
Συμπιεστής υψηλής πίεσης (HPC)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	0.9325

LPC και HPC	OPR	74.8
	PR_{LPC}	16.44
	PR_{HPC}	4.55
Burner	Θερμοκρασία Εισόδου (Tt3)	933.9 K
	Θερμοκρασία Εξόδου (Tt4)	1811.11 K
Στρόβιλος υψηλής πίεσης (HPT)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	0.93
Στρόβιλος χαμηλής πίεσης (LPT)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	0.93
Στρόβιλος ισχύος (PT)	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης	0.924
HPT	Ποσοστό ψύξης	4 %
LPT	Ποσοστό ψύξης	2 %
PPT	Ποσοστό ψύξης	1 %

Πίνακας 3-5. Παράμετροι Σημείου Σχεδίασης (ADP) του αεροστροβίλου. (J. Felder et al., 2011)

Συνιστώσα	Παράμετρος	Τιμή Σχεδίασης
Αγωγός Εισόδου	dP/P	0.998
Ανεμιστήρας	PR	μεταβλητό
Ακροφύσιο	Cv	0.997
	Cd	0.997

Πίνακας 3-6. Παράμετροι Σημείου Σχεδίασης (ADP) των προωστήρων. (J. Felder et al., 2011)

4

Μοντελοποίηση στο PROOSIS

Στο κεφάλαιο αυτό, παρουσιάζεται το πρόγραμμα που χρησιμοποιήθηκε στην εκπόνηση της διπλωματικής εργασίας και αναφέρονται οι βασικές λειτουργίες που μπορεί να εκτελέσει ένας χρήστης. Στη συνέχεια περιγράφεται αναλυτικά η μοντελοποίηση των συνιστωσών και το μαθηματικό μοντέλο που δημιουργήθηκε για την προσομοίωση του αεροσκάφους N3-X, με τις απαιτήσεις και τις παραμέτρους της NASA. Τέλος, περιγράφεται η διαδικασία που ακολουθήθηκε για τον υπολογισμό των βέλτιστων παραμέτρων σχεδίασης του συστήματος πρόωσης.

4.1 Περιγραφή Λογισμικού (PROOSIS)

Το PROOSIS (Propulsion Object-Oriented Simulation Software) είναι ένα λογισμικό, βασισμένο στο EcosimPro, που δημιουργήθηκε από την εταιρεία Empresarios Agrupados Internacional S.A.. Αποτελεί ένα ανεξάρτητο και ευέλικτο περιβάλλον μοντελοποίησης αεροπορικών και βιομηχανικών αεριοστροβίλων και βασίζεται στον αντικειμενοστραφή προγραμματισμό. Αυτό σημαίνει ότι διαθέτει αντικείμενα (objects), τα οποία εκτελούν μια φυσική διεργασία και στα οποία παρέχεται η δυνατότητα τροποποίησης των χαρακτηριστικών τους και η ένωση τους προς δημιουργία νέων αντικειμένων. Τα πιο χαρακτηριστικά από αυτά είναι οι συνιστώσες (components) και οι υπορουτίνες (functions).

Το PROOSIS χρησιμοποιεί ως γλώσσα προγραμματισμού την EL για τη μοντελοποίηση των συστημάτων. Το βασικό στοιχείο που προγραμματίζεται είναι η συνιστώσα, που αποτελείται από το μαθηματικό μοντέλο που περιγράφει τα πραγματικά μέρη των κινητήρων (συμπιεστής, στροβίλος, θάλαμος καύσης κτλ.). Οι συνιστώσες επικοινωνούν μεταξύ τους με αντίστοιχες θύρες (ports) και ανταλλάσσουν μεταξύ τους όσες πληροφορίες χρειάζεται (παροχή μάζας,

πίεσεις, μηχανικές στροφές κτλ.). Οι συνιστώσες και οι θύρες είναι αποθηκευμένες σε βιβλιοθήκες και χρησιμοποιούνται στη δημιουργία του σχηματικού διαγράμματος. Η διαδικασία που ακολουθήθηκε για το τελικό αποτέλεσμα παρουσιάζεται παρακάτω.

4.2 Μοντελοποίηση συνιστωσών στο PROOSIS

Παρακάτω παρουσιάζεται η μεθοδολογία και τα βήματα που εκτελούνται κατά τη μοντελοποίηση συνιστωσών στο προγραμματιστικό περιβάλλον του PROOSIS.

4.2.1 Δημιουργία βιβλιοθήκης (library)

Οι βιβλιοθήκες είναι ο χώρος εργασίας του χρήστη, ο οποίος έχει τη δυνατότητα να δημιουργήσει βιβλιοθήκες και να τις επεξεργαστεί με όποιο τρόπο θέλει. Στο χώρο αυτό, αποθηκεύονται οι συνιστώσες, τα σχηματικά διαγράμματα με τα μαθηματικά μοντέλα και τα αντίστοιχα πειράματα. Στο περιβάλλον του PROOSIS υπάρχουν ήδη αποθηκευμένες βιβλιοθήκες, όπως η TURBO, που είναι η κύρια βιβλιοθήκη στην οποία βρίσκονται οι περισσότερες συνιστώσες των αεριοστροβίλων. Ο χρήστης μπορεί να χρησιμοποιήσει συνιστώσες από αυτές τις ήδη υπάρχουσες βιβλιοθήκες, ή να δημιουργήσει καινούργιες γράφοντας τους αντίστοιχους κώδικες. Το πρώτο βήμα, λοιπόν, ήταν η δημιουργία μιας τέτοιας βιβλιοθήκης, για τη μοντελοποίηση του κινητήριου συστήματος του αεροσκάφους N3-X, που ονομάστηκε **TURBOELECTRIC**.

4.2.2 Δημιουργία Σχηματικού (Schematic)

Το σχηματικό διάγραμμα, είναι ένας χώρος, στον οποίο ο χρήστης μπορεί να τοποθετήσει τις συνιστώσες που υπάρχουν στις βιβλιοθήκες και να τις ενώσει μεταξύ τους, μέσω των θυρών, ώστε να δημιουργηθεί το μοντέλο που επιθυμεί. Το μοντέλο αυτό μπορεί να είναι για παράδειγμα ένας συμπιεστής, ή ακόμα και ολόκληρη μηχανή, αρκεί να έχει γίνει σωστά η σύνδεση μεταξύ των θυρών και να υπάρχει μια συνοχή όσον αφορά το μαθηματικό μέρος πίσω από κάθε συνιστώσα. Στο σχηματικό, ο χρήστης μπορεί πλέον να αλλάξει τις σταθερές τιμές κάθε συνιστώσας (attributes), την ονοματολογία, καθώς και να γράψει σε μορφή κώδικα όποια επιπλέον επεξεργασία χρειάζεται (πχ ορισμός περισσότερων μεταβλητών).

Για την παρούσα εργασία δημιουργήθηκαν τρία σχηματικά διαγράμματα για κάθε ένα βασικό μέρος της κινητήριας διάταξης του αεροσκάφους, και ένα τελικό σχηματικό με την σύνδεσή τους. Τα τρία αυτά μοντέλα είναι:

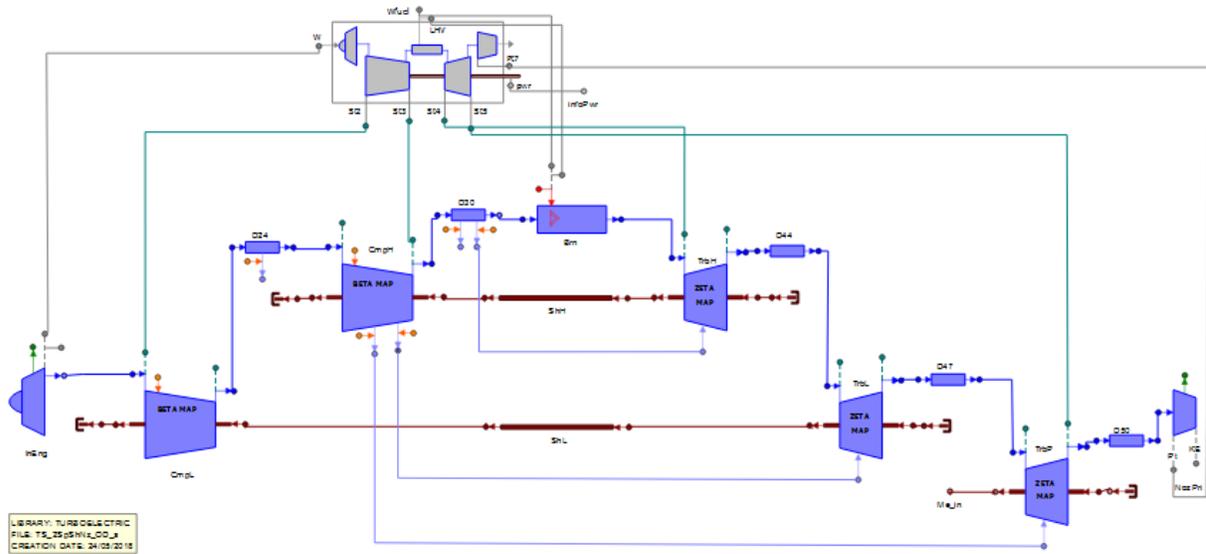
- **TS_2Sp3ShNz_OD_s (Turboshaft)**
- **PropulsorMapBETA (Propulsor)**
- **Electrical_Bus (Electrical System)**

4.2.2.1 Turboshaft

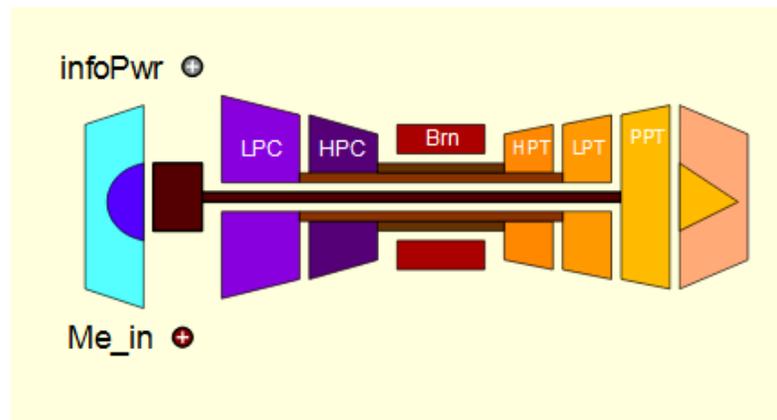
Για την διάταξη του αεροσκάφους επιλέχθηκε αεριοστρόβιλος διπλού τυμπάνου τριών αξόνων με ελεύθερο στρόβιλο ισχύος. Για τη δημιουργία του σχηματικού διαγράμματος χρησιμοποιήθηκε η κλασσική διάταξη βιομηχανικού αεριοστρόβιλου με μόνη διαφορά, τους αγωγούς εισόδου και εξόδου, στην θέση των οποίων χρησιμοποιήθηκαν κατάλληλος αγωγός εισόδου για αεροπορικές εφαρμογές και ακροφύσιο αντίστοιχα. Επιπλέον ο άξονας του ελεύθερου στρόβιλου στο ένα άκρο του συνδέεται με τη συνιστώσα **ShaftStart**, και στο άλλο έχει μία ελεύθερη μηχανική θύρα (**Me_in**) για να συνδεθεί με το **Electrical_Bus**. Επίσης προστέθηκε στο μόνιτορ μια επιπλέον θύρα εισόδου πληροφορίας για την ισχύ του αεριοστρόβιλου (**infoPwr**), η οποία θα συνδεθεί αργότερα με την αντίστοιχη θύρα στο **Electrical_Bus**. Η ώση που παράγει ο αεριοστρόβιλος (**Fturbo**) είναι το άθροισμα της ώσης που παράγεται στο ακροφύσιο του (**NozPri.Fg.F**) και της οπισθέλκουσας (**InEng.Fd.F**), η οποία έχει αρνητικό πρόσημο.

$$F_{turbo} = F_{nozzle} + D \quad (4.1)$$

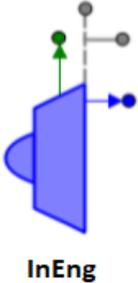
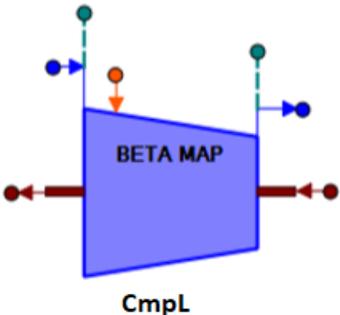
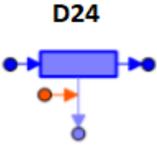
Το σχηματικό διάγραμμα και το σύμβολο του αεριοστρόβιλου παρουσιάζονται στο Σχήμα 4-1 και στο Σχήμα 4-2 αντίστοιχα. Ο Πίνακας 4-1 και ο Πίνακας 4-2 παρουσιάζει τις συνιστώσες που τον απαρτίζουν και τις τιμές των παραμέτρων σχεδίασης των συνιστωσών αυτών.

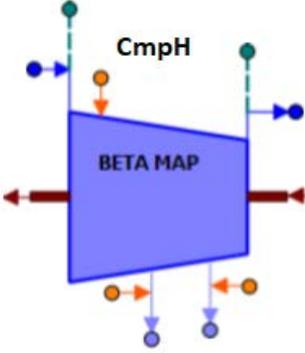
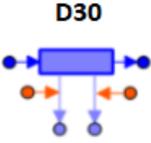
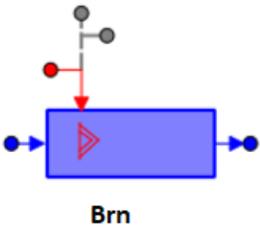


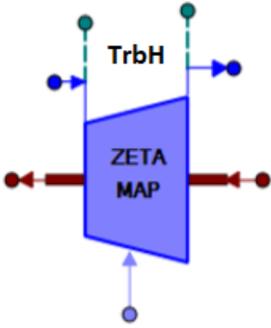
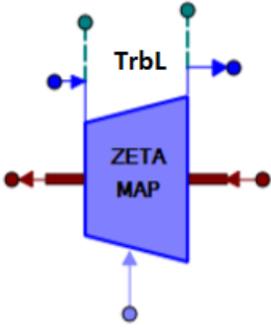
Σχήμα 4-1 Σχηματικό διάγραμμα αεροστροβίλου.

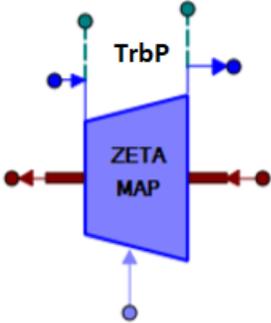
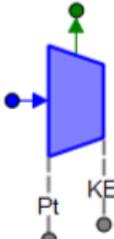


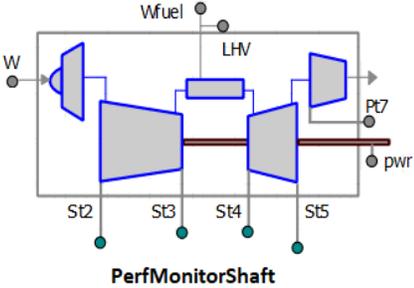
Σχήμα 4-2. Σύμβολο αεροστροβίλου με στρόβιλο ισχύος στο PROOSIS.

A/A	Συνιστώσα	Περιγραφή	Σχόλια
1	 <p>The diagram shows a blue trapezoidal component labeled 'InEng'. It has a green arrow pointing up from the top, a blue arrow pointing right from the right side, and a grey arrow pointing down from the top. A grey dot is located at the top right corner.</p>	<p>InletAtm: Αγωγός Εισόδου. Προσαρμόζει τις συνθήκες της ροής, έτσι ώστε να είναι κατάλληλες να εισαχθούν στο συμπιεστή με τις λιγότερες απώλειες πίεσης. Οι συνθήκες (Tt, Pt, Mach) λαμβάνονται από τη συνιστώσα Atmosphere.</p>	<p>Οι απώλειες πίεσης ορίζονται σε αυτή τη συνιστώσα μέσω του λόγου πίεσης. (PqP_in)</p>
2	 <p>The diagram shows a blue trapezoidal component labeled 'BETA MAP' and 'CmpL'. It has a blue arrow pointing left from the left side, a red arrow pointing right from the right side, a green arrow pointing up from the top, and a blue arrow pointing down from the bottom. A red arrow points down from the top left, and a blue arrow points up from the bottom right.</p>	<p>CmpL: Συμπιεστής χαμηλής πίεσης. Υπολογίζει τα μεγέθη στην έξοδο του συμπιεστή και την απαιτούμενη ισχύ στην άτρακτο. Χρησιμοποιεί χάρτη λειτουργίας με γραμμές-β (BETA)</p>	<p>Επιλέγεται ο χάρτης λειτουργίας που θα χρησιμοποιηθεί στους υπολογισμούς.</p>
3	 <p>The diagram shows a blue rectangular component labeled 'D24'. It has a blue arrow pointing left from the left side, a blue arrow pointing right from the right side, a red arrow pointing down from the bottom, and a blue arrow pointing up from the bottom.</p>	<p>D24: Αγωγός. Υπολογίζει τις συνθήκες εξόδου του αγωγού, για διάφορα μοντέλα απωλειών πίεσης και μετάδοσης θερμότητας και διαθέτει μία απομάστευση.</p>	<p>Ορίζεται η απώλεια πίεσης που υπάρχει μέσω της παραμέτρου (dPqP_in)</p>

Α/Α	Συνιστώσα	Περιγραφή	Σχόλια
4		<p>CmpH: Συμπιεστής υψηλής πίεσης.</p> <p>Ίδια συνιστώσα με τον συμπιεστή χαμηλής, εκτός από τις δύο απομαστεύσεις που διαθέτει για ψύξη των στροβίλων χαμηλής πίεσης και το στρόβιλο ισχύος.</p>	<p>Επιλέγεται όπως πριν ο αντίστοιχος χάρτης λειτουργίας. Επιπλέον ορίζονται τα ποσοστά απομαστεύσεων (W_bld) καθώς και οι θέσεις τους (h_bld).</p>
5		<p>D30: Αγωγός.</p> <p>Αντίστοιχος με τον αγωγό D24, με δύο απομαστεύσεις, η μία εκ των οποίων χρησιμοποιείται για ψύξη του στροβίλου υψηλής πίεσης. Μοντελοποιεί τον διαχύτη που οδηγεί τη ροή στον θάλαμο καύσης.</p>	<p>Ορίζονται οι απώλειες πίεσης του διαχύτη (dPqP_in) και το ποσοστό απομάστευσης (Wbleed2).</p>
6		<p>Brn: Θάλαμος Καύσης.</p> <p>Υπολογίζει τις συνθήκες στην έξοδο του θαλάμου καύσης για διάφορα μοντέλα απωλειών πίεσης και χρήση των θερμοδυναμικών ιδιοτήτων του καυσίμου.</p>	<p>Ορίζονται οι απώλειες πίεσης του θαλάμου καύσης (dPqP_in) και ο βαθμός απόδοσής του (eff_in).</p>

A/A	Συνιστώσα	Περιγραφή	Σχόλια
7		<p>TrbH: Στρόβιλος υψηλής πίεσης.</p> <p>Υπολογίζει τα μεγέθη στην έξοδο του στροβίλου και την ισχύ που παράγεται στην άτρακτο. Χρησιμοποιεί χάρτη με γραμμές-ζ (ZETA) και έχει μία είσοδο ροής για την ψύξη του.</p>	<p>Επιλέγεται ο χάρτης λειτουργίας που θα χρησιμοποιηθεί, τα ποσοστά τις ψύξης που διανέμονται σε ρότορα (Wpump_q_Wc) και στα NGVs (WNGV_q_Wc) και το ποσοστό που παράγει έργο (Wtw_q_Wc).</p>
8		<p>D44: Αγωγός.</p> <p>Όμοια με τους προηγούμενους αγωγούς, αλλά χωρίς απομάστευση.</p>	<p>Ορίζεται η απώλεια πίεσης (dPqP_in)</p>
9		<p>TrbL: Στρόβιλος χαμηλής πίεσης. Όμοιος με τον στρόβιλο υψηλής πίεσης.</p>	<p>Επιλέγονται ο χάρτης λειτουργίας που θα χρησιμοποιηθεί, τα ποσοστά τις ψύξης που διανέμονται σε ρότορα (Wpump_q_Wc) και στα NGVs (WNGV_q_Wc) και το ποσοστό που παράγει έργο (Wtw_q_Wc).</p>
10		<p>D47: Αγωγός.</p> <p>Όμοιος με τον αγωγό D44.</p>	<p>Ορίζεται η απώλεια πίεσης (dPqP_in)</p>

Α/Α	Συνιστώσα	Περιγραφή	Σχόλια
11		<p>TrbP: Στρόβιλος ισχύος. Όμοιος με τον στρόβιλο υψηλής πίεσης. Συνδέεται με το Electrical_Bus για παραγωγή ισχύος στη γεννήτρια.</p>	<p>Επιλέγονται ο χάρτης λειτουργίας που θα χρησιμοποιηθεί, τα ποσοστά τις ψύξης που διανέμονται σε ρότορα (Wpump_q_Wc) και στα NGVs (WNGV_q_Wc) και το ποσοστό που παράγει έργο (Wtw_q_Wc).</p>
12		<p>D50: Αγωγός. Όμοιος με τον αγωγό D44.</p>	<p>Ορίζεται η απώλεια πίεσης (dPqP_in)</p>
13		<p>NozPri: Ακροφύσιο εξόδου.</p> <p>Συγκλίνει ακροφύσιο, επιταχύνει τη ροή σε μεγάλη ταχύτητα εξόδου, ώστε να δημιουργηθεί ώση. Υπολογίζει τις συνθήκες εξόδου των καυσαερίων, καθώς και τη συνολική ώση που παράγεται.</p>	
14		<p>sShH, sShL, sShP: Αρχή αξόνων.</p>	
15		<p>ShH, ShL: Άξονας. Υπολογίζει τη ροπή της ατράκτου για δεδομένη ταχύτητα περιστροφής.</p>	<p>Ορίζεται ο μηχανικός βαθμός απόδοσης.</p>

A/A	Συνιστώσα	Περιγραφή	Σχόλια
16	 eSh	eShH, eShL: Τέλος αξόνων. Στον στρόβιλο ισχύος αντικαταστάθηκε από το Electrical_bus .	Ορίζονται οι απαιτήσεις ισχύος σε περίπτωση που χρειάζεται.
17	 PerfMonitorShaft	PerfMonitorShaft: Συνδέεται με τις υπόλοιπες συνιστώσες και αποκομίζει απαραίτητες πληροφορίες από αυτές μέσω θυρών (info ports), για τον υπολογισμό συνολικών επιδόσεων της μηχανής όπως βαθμό απόδοσης και TSFC	
18	 Me_in	Me_in: Μηχανική θύρα. Προστέθηκε για να επιτευχθεί η ένωση του TS_2Sp3ShNz_OD_s με το Electrical_Bus .	
19	 infoPwr	InfoPwr: Θύρα πληροφοριών. Προστέθηκε στο PerfMonitor για να ενωθεί με την αντίστοιχη θύρα στο Electrical_Bus .	

Πίνακας 4-1. Περιγραφή συνιστωσών αεριοστροβίλου

A/A	Συνιστώσα	Attribute	Τιμή
1	InEng	dPqP_in	0.998
2	CmpL	Comp_map	@TURBOELECTRIC@/maps/IPC2.xml
3	D24	dPqP_in	0
4	CmpH	Comp_map	@TURBOELECTRIC@/maps/HPC-BETA-PR.xml
		w_bld1	0.01
		h_Bld1	0.5
		w_bld2	0.02
		h_Bld2	0.7
5	D30	dPqP_in	0.005
		Wbleed2	0.04
6	Brn	dPqP_in	0.045
		Eff_in	0.9995
		LHV	$4.3217 \cdot 10^7$ J/kg
7	TrbH	Trb_map	@TURBOELECTRIC@/maps/HPT-ZETA-PR.xml
		Wpump_q_Wc	0.6
		WNGV_q_Wc	0.4
		Wtw_q_Wc	0.6
8	D44	dPqP_in	0.005
9	TrbL	Trb_map	@TURBOELECTRIC@/maps/HPT-ZETA-PR.xml
10	D47	dPqP_in	0.005
11	TrbP	Trb_map	@TURBOELECTRIC@/maps/LPT-TS.xml

A/A	Συνιστώσα	Attribute	Τιμή
12	D50	dPqP_in	0.005
13	NozPri	Cd_in	0.997
		Cx_in	0.997
14	ShL	eff	0.995
15	ShH	eff	0.995

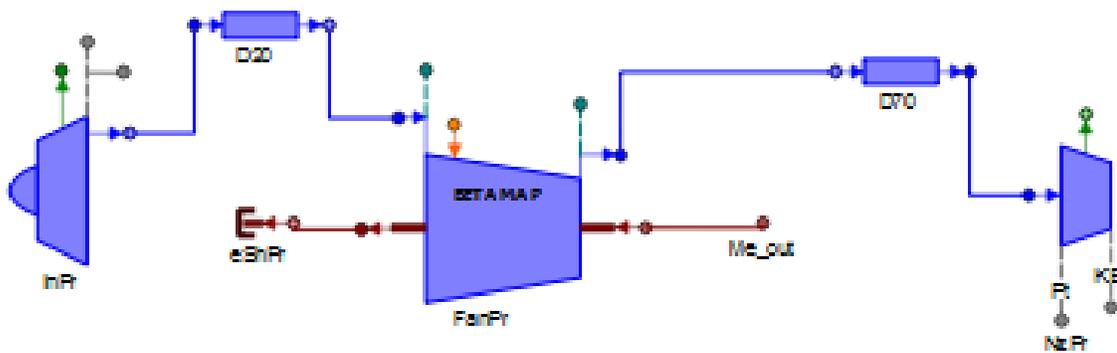
Πίνακας 4-2. Τιμές χαρακτηριστικών (Attributes) στο σχηματικό του αεριοστροβίλου

4.2.2.2 Propulsor

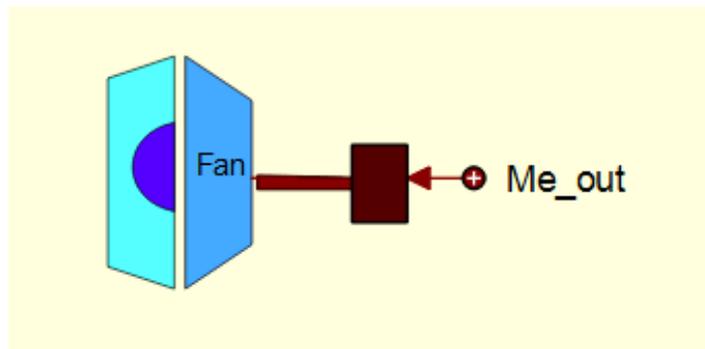
Ο προωστήρας αποτελείται κυρίως από έναν ανεμιστήρα, έναν αγωγό εισόδου και το ακροφύσιο. Το μοντέλο του προωστήρα δεν λαμβάνει υπόψη την επίδραση του BLI αλλά θεωρεί στην είσοδό ρεύμα ελεύθερης ροής. Ο άξονας που συνδέει μηχανικά τις συνιστώσες, συνδέεται από τη μία μεριά με το **ShaftEnd**, αλλά από την άλλη έχει μία ελεύθερη μηχανική θύρα (**Me_out**) για να συνδεθεί με τον ηλεκτροκινητήρα (**Electrical_Bus**). Η ώση που παράγει ο προωστήρας (**F_n**) είναι το άθροισμα της ώσης που παράγεται στο ακροφύσιο (**NzPr.Fg.F**) και της οπισθέλκουσας (**InPr.Fd.F**), η οποία έχει αρνητικό πρόσημο.

$$F_n = F_{nozzle} + D \quad (4.2)$$

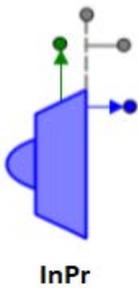
Το σύμβολο και η διάταξη του προωστήρα παρουσιάζεται στο Σχήμα 4-3 και στο Σχήμα 4-4 αντίστοιχα και στον Πίνακα 4-3 και στον Πίνακα 4-4 αναλύονται οι επιμέρους συνιστώσες του σχηματικού και οι τιμές που ορίζονται σε κάθε μία από αυτές

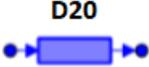
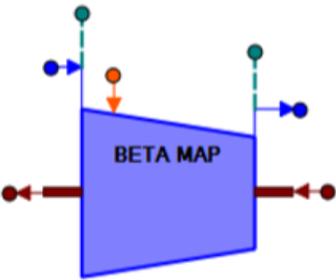
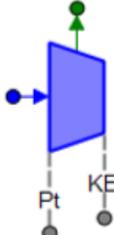
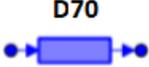


Σχήμα 4-3 Σχηματικό Προωστήρα.



Σχήμα 4-4. Σύμβολο προωστήρα στο PROOSIS.

A/A	Συνιστώσα	Περιγραφή	Σχόλια
1	 InPr	<p>InPr: Αγωγός Εισόδου. Προσαρμόζει τις συνθήκες της ροής, έτσι ώστε να είναι κατάλληλες να εισαχθούν στο συμπιεστή με τις λιγότερες απώλειες πίεσης. Οι συνθήκες (T_t, P_t, $Mach$) λαμβάνονται από τη συνιστώσα Atmosphere.</p>	<p>Οι απώλειες πίεσης ορίζονται σε αυτή τη συνιστώσα μέσω του λόγου πίεσης. (P_qP_{in})</p>

2	 <p style="text-align: center;">D20</p>	<p>D20: Αγωγός.</p> <p>Υπολογίζει τις στατικές συνθήκες εισόδου του ανεμιστήρα.</p>	
3	 <p style="text-align: center;">FanPr</p>	<p>FanPr: Συμπιεστής/Ανεμιστήρας χαμηλής πίεσης.</p> <p>Υπολογίζει τα μεγέθη στην έξοδο του συμπιεστή και την απαιτούμενη ισχύ στην άτρακτο. Χρησιμοποιεί χάρτη λειτουργίας με γραμμές-β (BETA).</p>	<p>Επιλέγονται ο χάρτης λειτουργίας που θα χρησιμοποιηθεί.</p>
4	 <p style="text-align: center;">NzPr</p>	<p>NzPr: Ακροφύσιο εξόδου.</p> <p>Συγκλίνει ακροφύσιο, επιταχύνει τη ροή σε μεγάλη ταχύτητα εξόδου, ώστε να δημιουργηθεί ώση.</p> <p>Υπολογίζει τις συνθήκες εξόδου του αέρα, καθώς και τη συνολική ώση που παράγεται.</p>	<p>Ορίζονται οι συντελεστές Cd και Cv.</p>
5	 <p style="text-align: center;">D70</p>	<p>D70: Αγωγός.</p> <p>Όμοιος με τον αγωγό D20.</p>	<p>Ορίζεται η απώλεια πίεσης (dPqP_in)</p>
6	 <p style="text-align: center;">eShPr</p>	<p>eShPr: Τέλος αξόνων.</p>	
7	 <p style="text-align: center;">Me_out</p>	<p>Me_out: Μηχανική θύρα.</p> <p>Προστέθηκε για να επιτευχθεί η ένωση του FanPr με το Electrical_Bus.</p>	

Πίνακας 4-3. Περιγραφή συνιστωσών προωστήρα

A/A	Συνιστώσα	Attribute	Τιμή
1	InPr	dPqP_in	0.998
2	D20	dPqP_in	0
3	FanPr	Comp_map	(TURBOELECTRIC@maps/FBP-BETA-PR-1.xml)
4	D70	dPqP_in	0
5	NzPr	Cd_in	0.997
		Cx_in	0.997

Πίνακας 4-4. Τιμές χαρακτηριστικών(Attributes) στο σχηματικό του προωστήρα

4.2.2.3 Electrical Bus

Το μοντέλο αυτό (συνιστώσα) αναπτύχθηκε σε μορφή κώδικα, στο πλαίσιο της παρούσας εργασίας, και στη συνέχεια δημιουργήθηκε το σύμβολο που το αναπαριστά. Αντιπροσωπεύει το ηλεκτρικό τμήμα της διάταξης, δηλαδή την ηλεκτρική γεννήτρια που συνδέεται με τον αεριοστροβίλο, τον ηλεκτροκινητήρα που συνδέεται με τον κάθε ανεμιστήρα, καθώς και το τμήμα των ηλεκτρικών αγωγών που συνδέουν τα επιμέρους μέρη μεταξύ τους.

Θα πρέπει να τονιστεί ότι στη συγκεκριμένη συνιστώσα δεν μοντελοποιούνται τα ηλεκτρικά μέρη, καθώς η πολυπλοκότητα των συστημάτων αυτών είναι μεγάλη και θα μπορούσε να αποτελέσει θέμα εξολοκλήρου μιας άλλης διπλωματικής. Η συνιστώσα αυτή, ουσιαστικά, δέχεται μία ισχύ εισόδου και προκύπτει η ισχύς εξόδου.

Επιπλέον μέσω των μηχανικών θυρών (**Me_in** και **Me_out**) μεταφέρονται πληροφορίες όπως η ροπή (**Me_in.trq**) και οι στροφές (**Me_in.Nmech**), οπότε αρχικά υπολογίζεται η ισχύς που εισέρχεται από την θύρα εισόδου (**pwr_in**). Στη συνέχεια, λαμβάνοντας υπόψη τις απώλειες ισχύος στο ηλεκτρικό σύστημα μέσω του βαθμού απόδοσης (**eff**), υπολογίζεται η τιμή της ισχύος του προωστήρα (**pwr_out**). Δημιουργήθηκε ακόμα μία θύρα (**infoPort**) που συνδέει τη συνιστώσα με το μόνιτορ του αεροστροβίλου, μεταδίδοντας την πληροφορία για την συνολική ισχύ εισόδου.

Τέλος, οι στροφές εισόδου και εξόδου είναι ανεξάρτητες μεταξύ τους, γιατί η γεννήτρια στρέφεται με τις στροφές του στροβίλου ισχύος, και ο ηλεκτροκινητήρας με τις στροφές του ανεμιστήρα.

Το μαθηματικό μοντέλο του ηλεκτρικού τμήματος περιγράφεται από τις εξισώσεις (4.3)-(4.6), ενώ το σύμβολό του φαίνεται στο Σχήμα 4-5.

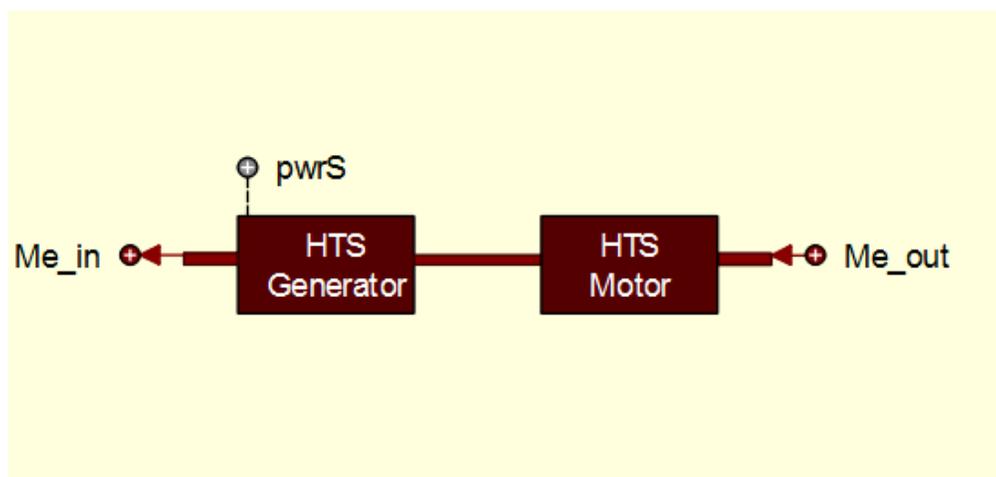
$$P_{in} = \frac{T_{in} \cdot N_{in} \cdot \pi}{30} \quad (4.3)$$

$$P_{out} = \frac{P_{in} \cdot eff}{NoF} \quad (4.4)$$

$$T_{out} = \frac{P_{out} \cdot 30}{N_{out} \cdot \pi} \quad (4.5)$$

$$P_{info} = P_{in} \quad (4.6)$$

Όπου P_{in} η ισχύς εισόδου, P_{out} η ισχύς εξόδου, T_{in} η ροπή εισόδου, T_{out} η ροπή εξόδου, N_{in} οι στροφές εισόδου, N_{out} οι στροφές εξόδου και P_{info} η ισχύς που δίνεται ως πληροφορία στο monitor.



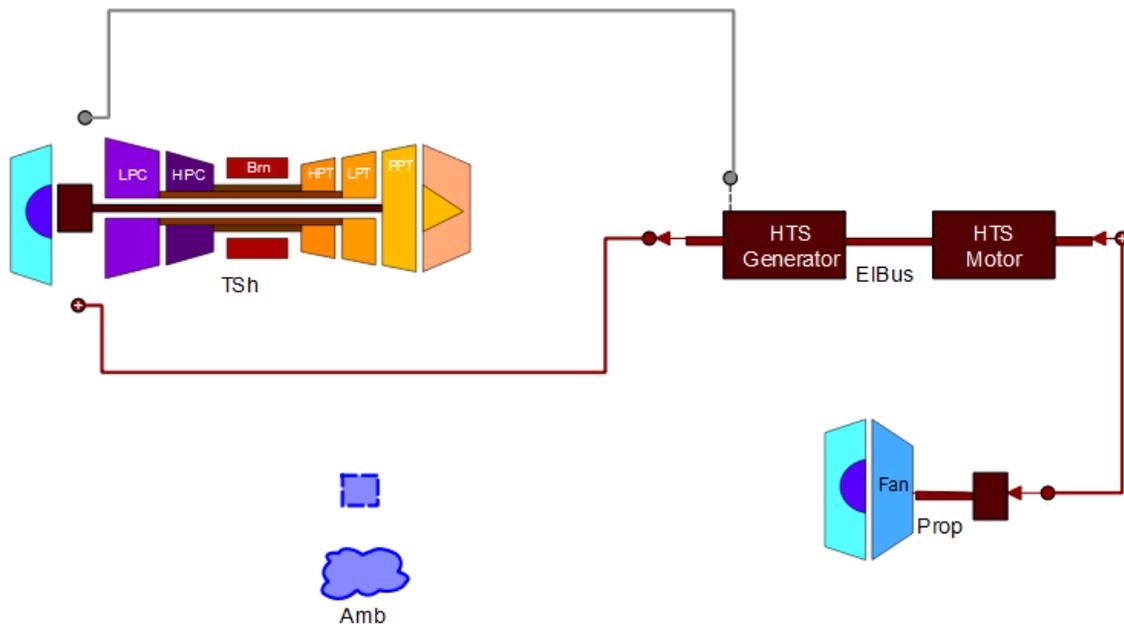
Σχήμα 4-5. Σύμβολο ηλεκτρικών μερών του συστήματος στο PROOSIS.

4.2.2.4 N3-X

Τα μοντέλα που παρουσιάστηκαν παραπάνω, χρησιμοποιήθηκαν στην δημιουργία ενός νέου σχηματικού, που αποτελεί το τελικό μοντέλο του προωστήριου συστήματος του αεροσκάφους.

Στο σημείο αυτό καλό θα ήταν να αναφερθεί, ότι οι κύριες συνιστώσες (αεροστρόβιλος, προωστήρας, electrical bus) αφού μοντελοποιήθηκαν, ελέγχθηκαν ξεχωριστά ώστε να βγάζουν τα επιθυμητά αποτελέσματα. Δημιουργήθηκαν τα αντίστοιχα μαθηματικά μοντέλα για κάθε μία από αυτές για να επιβεβαιωθεί η σωστή λειτουργία τους πριν τοποθετηθούν στο ίδιο σχηματικό. Τα αποτελέσματα ήταν ικανοποιητικά, και επομένως άρχισε η δημιουργία του νέου σχηματικού.

Το καινούργιο σχηματικό είναι το **N3X** και περιέχει τις τρεις αυτές συνιστώσες, καθώς επίσης και τη συνιστώσα της ατμόσφαιρας (**Atm**), που καθορίζει τις περιβαλλοντικές συνθήκες που επικρατούν, τον αριθμό Mach και το υψόμετρο, και τη συνιστώσα **Gen**, στην οποία καθορίζονται οι ιδιότητες του εργαζόμενου μέσου. Το τελικό σχηματικό στο PROOSIS φαίνεται στο Σχήμα 4-6.



Σχήμα 4-6. Σχηματικό διάγραμμα συστήματος πρόωσης τους αεροσκάφους N3-X στο PROOSIS.

Σε μορφή κώδικα στο τελικό σχηματικό, υπολογίστηκε ξεχωριστά η ειδική κατανάλωση καυσίμου (**TSFC**), το Thrust Split (**TS**), η συνολική ώση (**F_{ntot}**) και το effective By-Pass Ratio (**eBPR**) ακολουθώντας για τους υπολογισμούς τις εξισώσεις (4.7)-(4.10).

$$TSFC = \frac{W_f \cdot 10^6}{NoF \cdot Fn + F_{turbo}} \quad (4.7)$$

$$TS = \frac{NoF \cdot Fn}{NoF \cdot Fn + F_{turbo}} \quad (4.8)$$

$$F_{ntot} = NoF \cdot Fn + F_{turbo} \quad (4.9)$$

$$eBPR = \frac{NoF \cdot W_{prop}}{W_{turbo}} \quad (4.10)$$

Όπου W_f η παροχή καυσίμου, Fn η ώση ανά προωστήρα, F_{turbo} η ώση του αεριοστροβίλου, W_{prop} η παροχή αέρα ανά προωστήρα και W_{turbo} η παροχή αέρα στην είσοδο του αεριοστροβίλου.

Επιπλέον, σε μορφή κώδικα γράφτηκε και η διαδικασία υπολογισμού του απαραίτητου αριθμού προωστήρων, η οποία παρουσιάζεται αναλυτικά παρακάτω. Συγκεκριμένα, δημιουργείται μια Function που επιλύει το σύστημα εξισώσεων επαναληπτικά μέχρι αυτό να συγκλίνει. Ο αριθμός των ανεμιστήρων θεωρήθηκε πραγματικός αριθμός, και στρογγυλοποιήθηκε με τις αρχές της στρογγυλοποίησης, θεωρώντας και τις τιμές στο μισό (πχ 5.5) αποδεκτές.

Αρχικά, γνωρίζοντας τη συνολική ώση (F_{ntot}), την ώση που παράγεται από τον στροβιλοαντιδραστήρα (F_{turbo}) και θέτοντας μία αρχική τιμή για τον αριθμό των προωστήρων, υπολογίζεται η παροχή στην είσοδο κάθε προωστήρα (W_{prop}).

$$W_{prop} = \frac{Fn}{V_9 - V_0} \quad (4.11)$$

Στη συνέχεια γνωρίζοντας το λόγο ακτίνας ποδός προς ακτίνα κεφαλής ($r_r/r_t = 0.3$) του περυγίου και τις στατικές συνθήκες του αέρα στην είσοδο του ανεμιστήρα, υπολογίζεται η διάμετρος του.

$$D^2 = \frac{4 \cdot W_{prop}}{\rho \cdot \pi \cdot V_1 \cdot \left[1 - \left(\frac{r_r}{r_t} \right)^2 \right]} \quad (4.12)$$

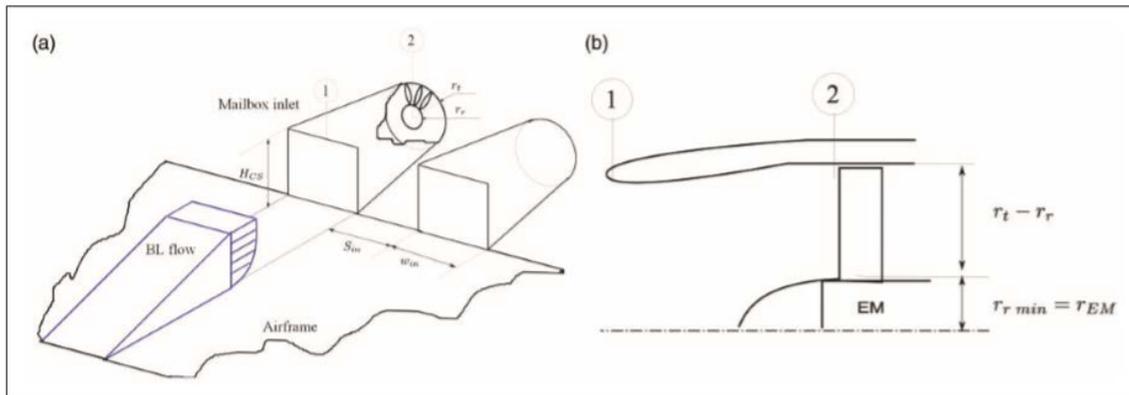
$$\text{Όπου } \rho = \frac{P_s}{T_s \cdot R_g}, \quad (4.13)$$

Έπειτα, θεωρώντας ότι το κενό ανάμεσα στους προωστήρες θα είναι τουλάχιστον 0.1 m, υπολογίζεται το πλάτος του κάθε αγωγού εισόδου (*InWidth*). Έχοντας σταθερή την τιμή του συνολικού πλάτους (*span*) και το υπολογισμένο πλάτος του αγωγού εισόδου, υπολογίζεται μία νέα τιμή για τον αριθμό των προωστήρων, η οποία χρησιμοποιείται ξανά στην αρχική εξίσωση.

$$InWidth = D + 0.1 \quad (4.14)$$

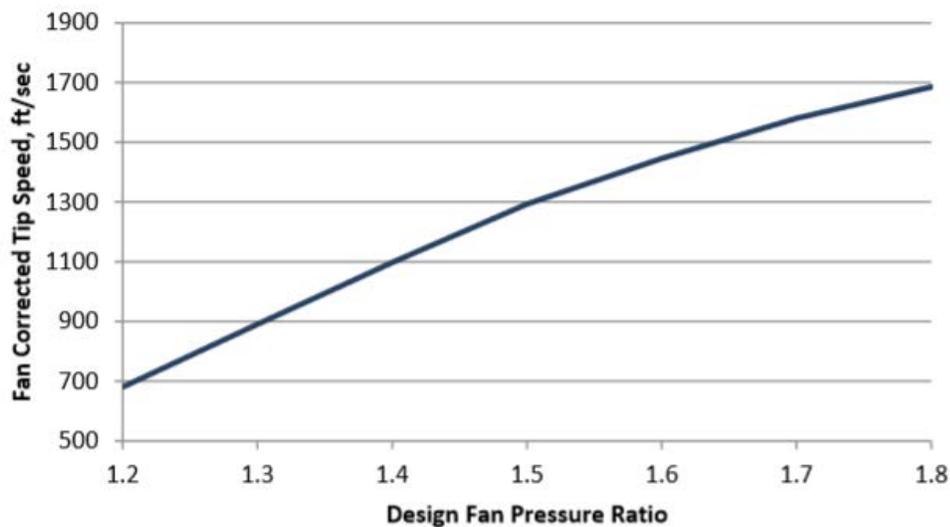
$$NoF = \frac{span}{InWidth} \quad (\text{με } span = 18.8m) \quad (4.15)$$

Στο Σχήμα 4-7 φαίνεται η τοποθέτηση των αγωγών εισόδου στο αεροσκάφος, καθώς και ο σχεδιασμός του προωστήρα, έτσι ώστε να χωράει ο ηλεκτρικός κινητήρας. Φαίνονται οι ακτίνες κεφαλής (r_t) και ποδός (r_r) και η θεώρηση ότι η ελάχιστη ακτίνα ποδός (r_{rmin}) ισούται με την ακτίνα του ηλεκτροκινητήρα (r_{EM}).



Σχήμα 4-7. α) Διαμόρφωση αγωγού εισόδου προωστήρα β) Σχεδιασμός ανεμιστήρα και ηλεκτρικού κινητήρα.

Για να υπολογίσουμε τις στροφές του ανεμιστήρα θα χρειαστούμε μία τιμή για την ταχύτητα κεφαλής U_{tip} . Στην βιβλιογραφία προτείνεται μία συσχέτιση της διορθωμένης ταχύτητας στην κεφαλή του περυγίου με το λόγο πίεσης (Σχήμα 4-8). Μετατρέποντας το διάγραμμα αυτό σε εξίσωση δευτέρου βαθμού, προκύπτει η σχέση της ταχύτητας U_{tip} με το λόγο πίεσης του ανεμιστήρα FPR.



Σχήμα 4-8. Διορθωμένη ταχύτητα στην κεφαλή του ανεμιστήρα, συναρτήσει του λόγου πίεσης.(J. Felder et al., 2011)

$$\frac{U_{tip}}{\sqrt{\theta}} = -342,11 \cdot FPR^2 \cdot 1542,1 \cdot FPR - 1152,3 \quad (4.16)$$

Γνωρίζοντας την διάμετρο και αφού υπολογιστεί η ταχύτητα κεφαλής για το εύρος του λόγου πίεσης, υπολογίζεται η ταχύτητα περιστροφής του ανεμιστήρα.

$$N = \frac{60 \cdot U_{ip}}{\pi \cdot D} \quad (4.17)$$

4.2.3 Καθορισμός Μαθηματικού Μοντέλου – Δημιουργία Partition

Στη επόμενη φάση της μοντελοποίησης, δημιουργείται το βασικό μαθηματικό μοντέλο (Partition), το οποίο έχει άμεση σχέση με το σχηματικό (schematic), δηλαδή τις συνδεδεμένες συνιστώσες του συστήματος που παρουσιάστηκαν προηγουμένως. Το μοντέλο αυτό εκφράζει τον τρόπο επίλυσης του συστήματος και αποτελείται από τις μαθηματικές σχέσεις που το προσδιορίζουν.

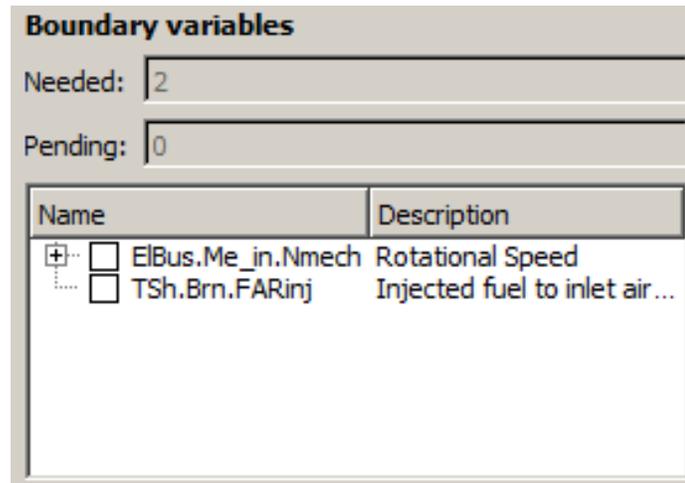
Στο Partition επιλέγονται οι οριακές μεταβλητές (boundary variables), οι οποίες ολοκληρώνουν το σύστημα εξισώσεων (Boundary Wizard). Όταν οι μεταβλητές είναι περισσότερες από τις εξισώσεις του συστήματος, κάποιες από αυτές τίθενται ως οριακές και λαμβάνουν τιμές που καθορίζονται αργότερα στο πείραμα. Επιπλέον, ορίζονται οι αλγεβρικές μεταβλητές (algebraic variables), όταν εντοπίζεται κάποιο μη-γραμμικό αριθμητικό σύστημα (Algebraic Wizard). Ανάλογα με τις εξισώσεις αυτές προτείνονται και αρχικοποιούνται αντίστοιχα οι αλγεβρικές μεταβλητές, για τις οποίες θα χρειαστεί αριθμητική επίλυση για τον υπολογισμό τους. Οι μεταβλητές επιλέχθηκαν αυτόματα από το πρόγραμμα με την επιλογή του Default Partition, και παρουσιάζονται παρακάτω.

Οριακές Μεταβλητές:

EI_{Bus.Me_in.Nmech} η ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου ισχύος και της γεννήτριας

Ths.Br_n.FA_{Rinj} ο λόγος καυσίμου αέρα του αεριοστροβίλου

Στο Σχήμα 4-9 παρουσιάζονται οι οριακές μεταβλητές του μαθηματικού μοντέλου όπως επιλέχθηκαν στο πρόγραμμα.



Σχήμα 4-9. Οριακές μεταβλητές στο Default Partition

Αλγεβρικές Μεταβλητές:

Prop.FanPr.BETA ο αριθμός β των χαρακτηριστικών γραμμών β του χάρτη του ανεμιστήρα

Wprop παροχή μάζας στην είσοδο του προωστήρα

TSh.CmpH.BETA ο αριθμός β των χαρακτηριστικών γραμμών β του χάρτη του συμπιεστή υψηλής πίεσης

TSh.CmpL.BETA ο αριθμός β των χαρακτηριστικών γραμμών β του χάρτη του συμπιεστή χαμηλής πίεσης

TSh.InEng.W_in η παροχή μάζας στην είσοδο του αεροστροβίλου

TSh.TrbH.ZETA ο αριθμός ζ των χαρακτηριστικών γραμμών ζ του χάρτη του στροβίλου υψηλής πίεσης

TSh.TrbL.ZETA ο αριθμός ζ των χαρακτηριστικών γραμμών ζ του χάρτη του στροβίλου χαμηλής πίεσης

TSh.TrbP.ZETA ο αριθμός ζ των χαρακτηριστικών γραμμών ζ του χάρτη του στροβίλου ισχύος

Στο Σχήμα 4-10 και Σχήμα 4-11 παρουσιάζονται οι αλγεβρικές μεταβλητές του μαθηματικού μοντέλου όπως επιλέχθηκαν στο πρόγραμμα.

Algebraic variables

Boxes: 2

Box: 1

Name	Description
<input type="checkbox"/> Prop.FanPr.BETA	BETA parameter
<input checked="" type="checkbox"/> Wprop	Information Value

Σχήμα 4-10 Αλγεβρικές μεταβλητές – Box 1

Algebraic variables

Boxes: 2

Box: 2

Name	Description
<input type="checkbox"/> TSh.CmpH.BETA	BETA parameter
<input type="checkbox"/> TSh.CmpL.BETA	BETA parameter
<input checked="" type="checkbox"/> TSh.InEng.W_in	Inlet mass flow rate
<input type="checkbox"/> TSh.TrbH.ZETA	Map auxiliary coordinate
<input type="checkbox"/> TSh.TrbL.ZETA	Map auxiliary coordinate
<input type="checkbox"/> TSh.TrbP.ZETA	Map auxiliary coordinate

Σχήμα 4-11 Αλγεβρικές μεταβλητές – Box 2

Το μαθηματικό μοντέλο καθώς και η διαδικασία προσαρμογής των χαρτών, αρχικά έγιναν για τα μοντέλα του αεριοστρόβιλου (TS_2Sp3ShNz_OD_s) και του προωστήρα (PropulsorMapBETA) ξεχωριστά και στη συνέχεια η διαδικασία επαναλήφθηκε στο συνολικό σύστημα.

Οι οριακές μεταβλητές που ζητήθηκαν για τον αεριοστρόβιλο είναι οι ίδιες με του συνολικού, αφού χρειάστηκε επίσης τον λόγο καυσίμου αέρα και τις στροφές του στροβίλου ισχύος. Οι αλγεβρικές μεταβλητές ήταν οι μεταβλητές που ζητήθηκαν και στο μοντέλο N3-X και αφορούσαν τον αεριοστρόβιλο (Αλγεβρικές μεταβλητές – Box 2). Στο μοντέλο του προωστήρα,

δεν χρειάστηκαν οριακές μεταβλητές, καθώς το σύστημα ήταν ολοκληρωμένο (η ισχύς που απαιτούνταν καθορίζεται από τον αεριοστρόβιλο). Τέλος, οι οριακές μεταβλητές είναι πάλι οι ίδιες που απαιτήθηκαν στο N3-X και αφορούσαν τον προωστήρα (Αλγεβρικές μεταβλητές – Box 1)

4.2.4 Προσομοίωση αεροσκάφους – Δημιουργία Πειράματος

Για δεδομένο μαθηματικό μοντέλο ο χρήστης μπορεί να ορίσει διαφορετικές προσομοιώσεις, για μόνιμη (steady state) ή μεταβατική λειτουργία, μέσω του πειράματος χρησιμοποιώντας το οδηγό δημιουργίας πειράματος (wizard) ή την γλώσσα προγραμματισμού EL. Στο πείραμα αρχικοποιούνται δεδομένα και οριακές μεταβλητές και ο χρήστης μπορεί να ολοκληρώσει μία ή περισσότερες προσομοιώσεις.

4.2.4.1 Ανάλυση στο σημείο σχεδίασης (Design Point Analysis)

Οι χάρτες που επιλέχθηκαν για τους συμπιεστές και τους στροβίλους είναι οι τυπικοί γενικευμένοι χάρτες για τις αντίστοιχες συνιστώσες, και είναι διαθέσιμοι στο PROOSIS. Παρακάτω θα γίνει μια παρουσίαση της διαδικασίας και των τιμών που χρησιμοποιήθηκαν για την προσαρμογή τους. Δεν έγινε κάποια βελτιστοποίηση της θέσης του σημείου σχεδίασης, και οι τιμές των μεταβλητών που χρησιμοποιήθηκαν προέρχονται από αντίστοιχες παλαιότερες μελέτες και θεωρήθηκαν ως δεδομένα.

Αφού έχει δημιουργηθεί, λοιπόν, το κατάλληλο μαθηματικό μοντέλο, στην περίπτωση μας το Default Partition, δημιουργείται ένα πείραμα (**Experiment**), μέσα στο οποίο θα γίνουν όλες οι προσομοιώσεις. Στη συνέχεια, δημιουργείται ένα **Standard Case (case1_ADp_dp)** κι ένα **Extended Steady Calculation**, για την προσαρμογή των χαρτών.

Αρχικά επιλέγονται οι σταθερές προς σχεδίαση (Data to be designed), όπως το εμβαδόν ακροφυσίου για τον προωστήρα και τον αεριοστρόβιλο (**.Aexit**), οι συντελεστές κλίμακας των χαρτών (**.s_NcRdes_in/s_mapNc_in**, **.s_mapEff_in**, **.s_mapPR_in**, **.s_mapWc_in**) και οι διορθωμένες στροφές (**.NcDes**) για κάθε συνιστώσα. Οι στροβιλοσυνιστώσες συνολικά και του

αεροστροβίλου και του προωστήρα είναι 6, τρεις συμπιεστές (χαμηλής/υψηλής πίεσης και ανεμιστήρας προωστήρα) και τρεις στρόβιλοι (χαμηλής/ υψηλής πίεσης και στρόβιλος ισχύος).

Επίσης, στην περίπτωση μας, χρειάζεται να σχεδιαστεί (Boundaries to be Designed Locally) και ο λόγος καυσίμου αέρα (**Ths.Brn.FARinj**) για ικανοποίηση συγκεκριμένης απαίτησης ώσης. Όλες οι μεταβλητές προς σχεδίαση είναι 33 οπότε χρειαζόμαστε και 33 εξισώσεις.

Ο Πίνακας 4-5 παρουσιάζει τις αρχικές τιμές των αριθμητικών μεταβλητών που έχουν ορισθεί από το πρόγραμμα, ενώ ο Πίνακας 4-6 περιλαμβάνει τις απαιτούμενες εξισώσεις για την επίλυση του συστήματος.

Το σημείο λειτουργίας που χρησιμοποιήθηκε είναι το ADP, δηλαδή σε ύψος 9144 m, αριθμό Mach 0.84, ISA και συνολική ώση 118990 N. Η μοντελοποίηση έγινε για το μισό σύστημα, δηλαδή έναν αεροστροβίλο, και το μισό αριθμό προωστήρων.

A/A	Μεταβλητή	Περιγραφή	Τιμή	Μονάδες (SI)
1	Ths.Brn.FARinj	Λόγος καυσίμου προς αέρα	0.002	(-)
2	ElBus.Me_in.Nmech	Ταχύτητα περιστροφής γεννήτριας/άξονα στροβίλου ισχύος	7000	rpm
3	TSh.eShL.Me_in.Nmech	Ταχύτητα περιστροφής άξονα χαμηλών ταχυτήτων	7000	rpm
4	TSh.ShH.Me_in.Nmech	Ταχύτητα περιστροφής άξονα υψηλών ταχυτήτων	10000	rpm
5	Prop.eShPr.Me_in.Nmech	Ταχύτητα περιστροφής ηλεκτροκινητήρα/ ανεμιστήρα	4747	rpm
6	Prop.FanPr.BETA	Αριθμός β ανεμιστήρα	0.55	(-)
7	TSh.CmpH.BETA	Αριθμός β συμπιεστή υψηλής πίεσης	0.5	(-)
8	TSh.CmpL.BETA	Αριθμός β συμπιεστή χαμηλής πίεσης	0.5	(-)

A/A	Μεταβλητή	Περιγραφή	Τιμή	Μονάδες (SI)
9	TSh.TrbH.ZETA	Αριθμός ζ στροβίλου υψηλής πίεσης	0.5	(-)
10	TSh.TrbL.ZETA	Αριθμός ζ στροβίλου χαμηλής πίεσης	0.6	(-)
11	TSh.TrbP.ZETA	Αριθμός ζ στροβίλου ισχύος	0.8	(-)
12	TSh.InEng.W_in	Παροχή αέρα στην είσοδο της μηχανής	23,5	kg/s
13	Prop.InPr.W_in_Inlet.Channel	Παροχή αέρα στην είσοδο του ανεμιστήρα	90.3	kg/s

Πίνακας 4-5. Αρχικοποίηση αλγεβρικών μεταβλητών

A/A	Μεταβλητή	Περιγραφή	Τιμή	Μονάδες (SI)
1	TSh.TrbH.F_in.Tt	Ολική θερμοκρασία εισόδου στον συμπιεστή υψηλής πίεσης	1811.1	K
2	Prop.FanPr.BETA	Αριθμός β ανεμιστήρα	0.55	(-)
3	TSh.CmpH.BETA	Αριθμός β συμπιεστή υψηλής πίεσης	0.5	(-)
4	TSh.CmpL.BETA	Αριθμός β συμπιεστή χαμηλής πίεσης	0.5	(-)
5	TSh.TrbH.ZETA	Αριθμός ζ στροβίλου υψηλής πίεσης	0.5	(-)
6	TSh.TrbL.ZETA	Αριθμός ζ στροβίλου χαμηλής πίεσης	0.6	(-)
7	TSh.TrbP.ZETA	Αριθμός ζ στροβίλου ισχύος	0.8	(-)
8	TSh.eShL.Me_in.Nmech	Ταχύτητα περιστροφής άξονα	7000	rpm

A/A	Μεταβλητή	Περιγραφή	Τιμή	Μονάδες (SI)
		χαμηλών ταχυτήτων		
9	TSh.ShH.Me_in.Nmech	Ταχύτητα περιστροφής άξονα υψηλών ταχυτήτων	10000	rpm
10	TSH.CmpH.NcRdes	Διορθωμένες σχετικές στροφές συμπίεστη υψηλής πίεσης	1	(-)
11	TSH.CmpL.NcRdes	Διορθωμένες σχετικές στροφές συμπίεστη χαμηλής πίεσης	1	(-)
12	TSH.TrbH.NcRdes	Διορθωμένες σχετικές στροφές στροβίλου υψηλής πίεσης	1	(-)
13	TSH.TrbL.NcRdes	Διορθωμένες σχετικές στροφές στροβίλου χαμηλής πίεσης	1	(-)
14	TSH.TrbP.NcRdes	Διορθωμένες σχετικές στροφές στροβίλου ισχύος	1	(-)
15	Prop.FanPr.NcRdes	Διορθωμένες σχετικές στροφές ανεμιστήρα	1	(-)
16	TSH.CmpH.NcRdesMap	Διορθωμένες σχετικές στροφές συμπίεστη υψηλής πίεσης στο χάρτη	1	(-)
17	TSH.CmpL.NcRdesMap	Διορθωμένες σχετικές στροφές συμπίεστη χαμηλής πίεσης στο χάρτη	1	(-)
18	TSH.TrbH.NcRdesMap	Διορθωμένες σχετικές στροφές στροβίλου υψηλής πίεσης στο χάρτη	1	(-)
19	TSH.TrbL.NcRdesMap	Διορθωμένες σχετικές στροφές στροβίλου χαμηλής πίεσης στο χάρτη	1	(-)
20	TSH.TrbP.NcRdesMap	Διορθωμένες σχετικές στροφές στροβίλου ισχύος στο χάρτη	0.9	(-)
21	Prop.FanPr.NcRdesMap	Διορθωμένες σχετικές στροφές	1	(-)

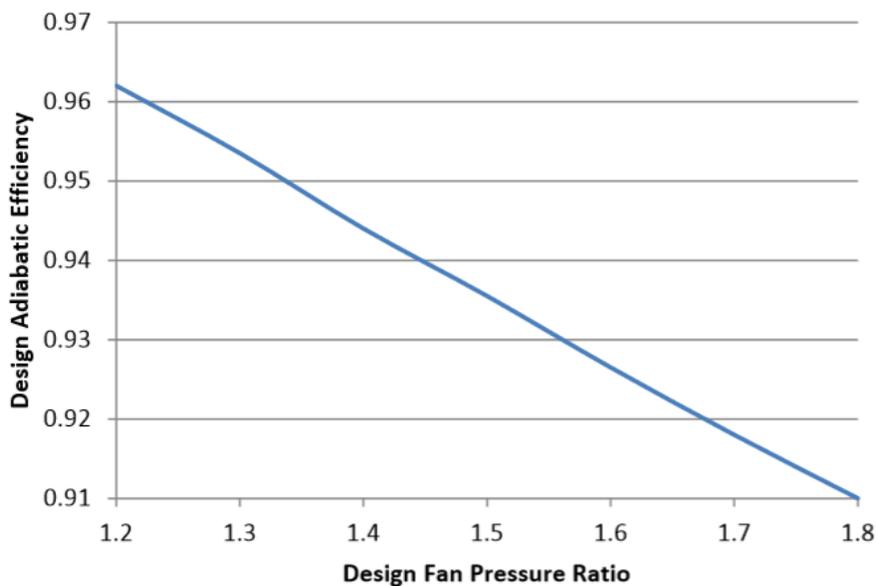
A/A	Μεταβλητή	Περιγραφή	Τιμή	Μονάδες (SI)
		ανεμιστήρα στο χάρτη		
22	Prop.FanPr.PR_cw	Λόγος πίεσης ανεμιστήρα	Μεταβλητός	(-)
23	TSh.CmpH.PR_cw	Λόγος πίεσης συμπιεστή υψηλής πίεσης	4.55	(-)
24	TSh.CmpL.PR_cw	Λόγος πίεσης συμπιεστή χαμηλής πίεσης	16.44	(-)
25	TSh.NozPri.NPR	Λόγος πίεσης ακροφυσίου αεριοστροβίλου	Μεταβλητός	(-)
26	TSh.CmpH.effPoly	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης συμπιεστή υψηλής πίεσης	0.9325	(-)
27	TSh.CmpL.effPoly	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης συμπιεστή χαμηλής πίεσης	0.9325	(-)
28	TSh.TrbH.effPoly	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης στροβίλου υψηλής πίεσης	0.93	(-)
29	TSh.TrbL.effPoly	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης στροβίλου χαμηλής πίεσης	0.93	(-)
30	TSh.TrbP.effPoly	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης στροβίλου ισχύος	0.924	(-)
31	Prop.FanPr.effPoly	Πολυτροπικός βαθμός απόδοσης ανεμιστήρα	Μεταβλητός σχέση (Σχήμα 4-12)	(-)
32	Fntot	Συνολική απαιτούμενη ώση	59495	N
33	ElBus.Me_out.Nmech	Ταχύτητα περιστροφής ανεμιστήρα	4747	rpm

Πίνακας 4-6. Εξισώσεις συστήματος - Εισαγωγή τιμών στις μεταβλητές

Οι τιμές του λόγου πίεσης του ανεμιστήρα και του ακροφυσίου στον αεριοστρόβιλο σχεδιάζονται αρχικά παραμετρικά, οπότε η τιμή τους μεταβάλλεται με σκοπό την εύρεση του βέλτιστου λόγου πίεσης του προωστήρα και του ακροφυσίου έτσι ώστε να έχουμε ελάχιστη κατανάλωση καυσίμου αλλά και ελάχιστο συνολικό βάρος προωστήριου συστήματος.

Συγκεκριμένα, η διαδικασία της σχεδίασης πραγματοποιήθηκε για ένα εύρος τιμών του λόγου πίεσης του ανεμιστήρα από 1.15-1.5 με βήμα 0.05 και για ένα εύρος τιμών του λόγου πίεσης του ακροφυσίου του αεριοστρόβιλου από 1.2-2 με βήμα 0.1.

Επιπλέον, ο βαθμός απόδοσης του ανεμιστήρα μεταβάλλεται σύμφωνα με το Σχήμα 4-12, για τους διάφορους λόγους πίεσης (J. Felder et al., 2011).



Σχήμα 4-12 Αδιαβατικός βαθμός απόδοσης προς λόγο πίεσης ανεμιστήρα

Η σχέση που προκύπτει από το παραπάνω διάγραμμα και χρησιμοποιήθηκε είναι η εξής:

$$FanEff_{poly} = -0.0872 \cdot FPR + 1.0666 \quad (4.18)$$

Με βάση τα αποτελέσματα που προκύπτουν από την παραμετρική ανάλυση σχεδίασης, γίνεται η επιλογή των τελικών τιμών του λόγου πίεσης του ανεμιστήρα του ακροφυσίου. Οι τιμές αυτές καθορίζουν το τελικό σημείο σχεδίασης, με βάση το οποίο πραγματοποιείται η ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης που παρουσιάζεται στη συνέχεια.

4.2.4.2 Ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης (*Off-design analysis*)

Η ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης πραγματοποιήθηκε στα παρακάτω σημεία:

α) κρουαζιέρα (Cruise) στα 12192 m, Mach 0.84, ISA με συνολική ώση 37044.8 N

β) Rolling Take-Off (RTO) σε επίπεδο θαλάσσης, MN 0.25, ISA +27R με ώση 150708 N

γ) απογείωση (T/O) σε επίπεδο θαλάσσης, Mach 0.0, ISA και με ώση 275954N

Η διαδικασία που ακολουθήθηκε περιγράφεται παρακάτω.

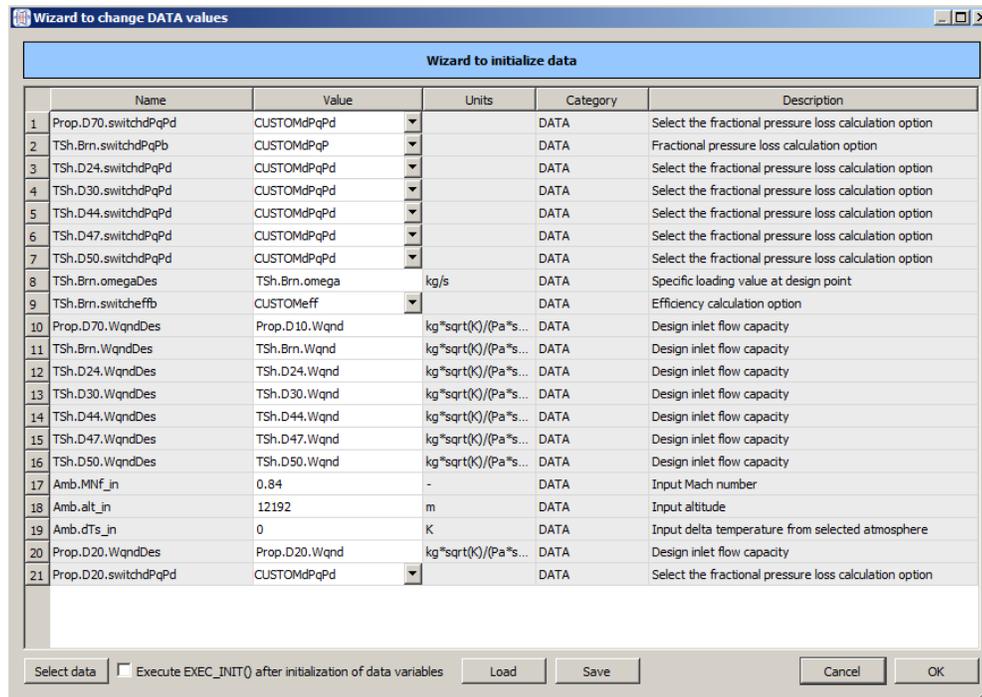
Στο ίδιο πείραμα (**experiment**) του Default Partition, δημιουργούνται τρία καινούργια Standard cases. Το **case2_CR_od**, για τη μελέτη της κρουαζιέρας, το **case3_RTO_od**, για τη μελέτη του rolling take-off και το **case4_TO_od**, για τη μελέτη του σημείου απογείωσης.

Αρχικά, επιλέγεται το **Restore State**, για να ανακτηθούν οι τιμές που βρέθηκαν στο Design Point. Κατά τη διαδικασία προσαρμογής των χαρτών, οι τιμές των μεταβλητών σχεδιασμού (design variables) που βρέθηκαν, δηλαδή τα εμβαδά των ακροφυσίων, οι συντελεστές κλίμακας των χαρτών, και οι παροχές στο σημείο σχεδίασης αποθηκεύονται στο αρχείο **report.rpt**. Επιλέγοντας, λοιπόν, το αρχείο **.rpt** που παράχθηκε στο σημείο σχεδίασης, οι τιμές αυτές ανακτώνται αυτόματα. Ουσιαστικά, μόλις τρέξει το Restore State εισέρχονται στο μοντέλο του off-design όλες οι παράμετροι σχεδίασης και επομένως αναπαράγεται ακριβώς το μοντέλο της μηχανής που προσομοιώθηκε στο **case1_ADP_dp**.

Στη συνέχεια, πρέπει να τοποθετηθούν τα μοντέλα απωλειών πίεσης των αγωγών και του θαλάμου καύσης σε off-design mode, όπως επίσης και το μοντέλο απόδοσης του θαλάμου καύσης. Τα μοντέλα αυτά είναι βασισμένα στο σημείο σχεδίασης και εκτός του ότι πρέπει να ρυθμιστούν οι διακόπτες (switches) σε mode CUSTOM από INPUT, πρέπει να καθοριστούν και οι τιμές σχεδίασης. Αυτό γίνεται επιλέγοντας το **Data** και ορίζοντας τις μεταβλητές από **.WqndDes** (που αναφέρονται στο σημείο σχεδίασης) σε **.Wqnd**.

Επιπλέον, επιλέγονται και οι μεταβλητές της ατμόσφαιρας (**Amb.MNf_in**, **AMb.alt_in** και **Amb.dTs_in**) που αλλάζουν στα τρία αυτά σημεία (Cruise, RTO και TO) για να ορισθούν καινούργιες τιμές.

Ο οδηγός (wizard) του Data εμφανίζεται στο Σχήμα 4-13 και οι τιμές του αλλάζουν ανάλογα το σημείο λειτουργίας.



Σχήμα 4-13. Οδηγός για αλλαγή των δεδομένων(DATA) στα τρία σημεία εκτός σημείου σχεδίασης.

Τέλος, δημιουργείται ξανά ένα Extended Steady Calculation, για την εισαγωγή της επιθυμητής ώσης ως παράμετρο σχεδίασης.

Αρχικά, επιλέγεται το εμβαδόν ακροφυσίου του προωστήρα (**TSh.NozPri.Aexit**) για σχεδίαση (Data to be designed), καθώς στη διάταξη μας θεωρούμε ότι έχουμε ακροφύσιο μεταβλητής διατομής. Αυτό μας επιτρέπει να σχεδιάσουμε το ακροφύσιο στην κατάλληλη διατομή, έτσι ώστε να επιτύχουμε τη βέλτιστη απόδοση του προωστήρα. Στη συνέχεια, επιλέγεται ο λόγος καυσίμου αέρα (**TSh.Brn.FARinj**) για σχεδίαση (Boundaries to be designed locally), γιατί αυτή είναι η μεταβλητή που μας ενδιαφέρει, και η ταχύτητα περιστροφής του στροβίλου ισχύος (**EIBus.Me_in.Nmech**), για να τοποθετηθούν τα σημεία στην επιθυμητή χαρακτηριστική πάνω στο χάρτη.

Στο επόμενο στάδιο, αρχικοποιούνται οι αλγεβρικές, οι δυναμικές και οι οριακές μεταβλητές, οι οποίες είναι ίδιες με τις μεταβλητές στο σημείο σχεδίασης. Επιπλέον, καθορίζονται και οι εξισώσεις που χρειάζονται για να ολοκληρωθεί το σύστημα. Συγκεκριμένα

ορίζονται κάποιες μεταβλητές που θέλουμε να παραμείνουν σταθερές. Η μία από αυτές είναι η συνολική ώση (η μισή για το σύστημα μας) **Fntot**, που παίρνει την τιμή $Fntot=37044.8 \text{ N}$ (8328 lbf) για Cruise, $Fntot=150708 \text{ N}$ (33880.5 lbf) για RTO και $Fntot=275954 \text{ N}$ (62037 lbf) για TO. Οι άλλες δύο είναι ο αριθμός $FanPr.BETA=0.55$ και οι διορθωμένες στροφές $NcRdes=1$, που παραμένουν ίδιες και για τα τρία σημεία.

Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης παρουσιάζονται στο Κεφάλαιο 5.

5

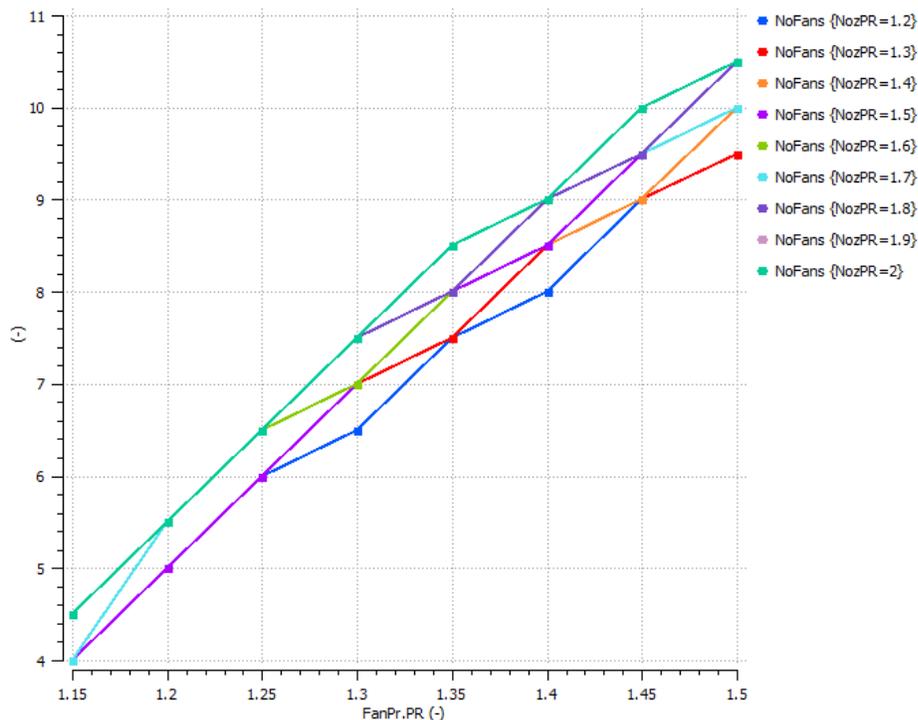
Αποτελέσματα

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζονται τα αποτελέσματα που προέκυψαν από την περιγραφόμενη διαδικασία. Παρατίθενται οι πίνακες με τις τιμές που βρέθηκαν, οι χάρτες λειτουργίας που προέκυψαν μετά την προσαρμογή τους και τα διαγράμματα που εξήχθησαν. Παρουσιάζονται και σχολιάζονται οι τιμές των παραμετρικών αναλύσεων, καθώς και της ανάλυσης στα σημεία εκτός σχεδίασης.

5.1 Αποτελέσματα παραμετρικής ανάλυσης

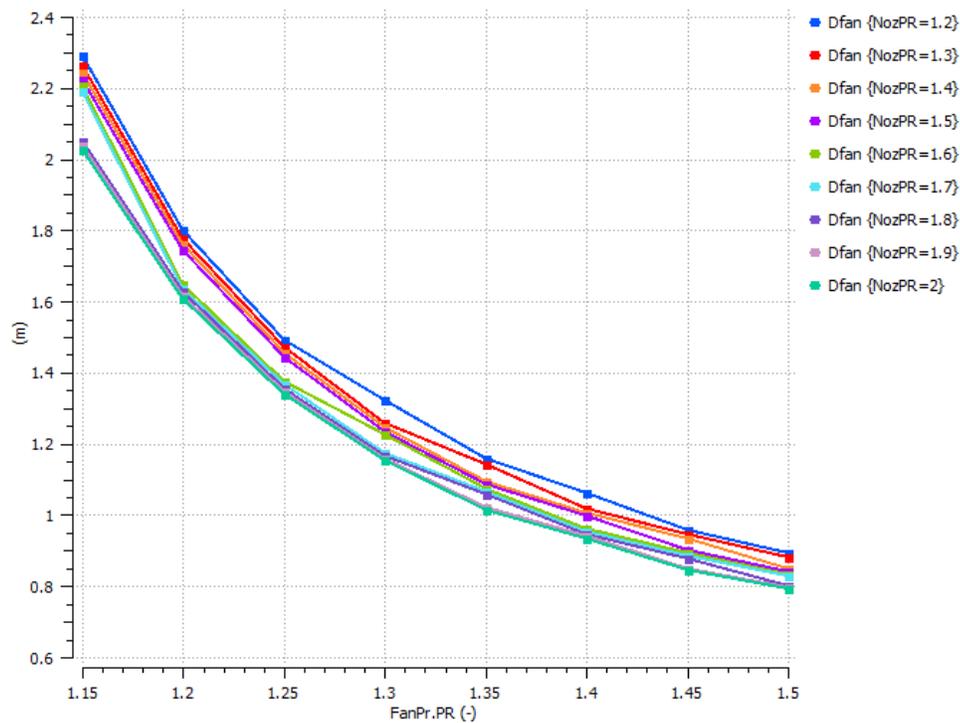
Όπως αναφέρθηκε στο προηγούμενο κεφάλαιο, αρχικά έγινε η παραμετρική σχεδίαση, με μεταβολή του λόγου πίεσης του ανεμιστήρα, και με την μεταβολή του λόγου πίεσης του ακροφυσίου. Παρακάτω παρατίθενται και σχολιάζονται τα διαγράμματα που δείχνουν πως μεταβάλλονται κάποια βασικά μεγέθη (πχ ειδική κατανάλωση καυσίμου, αριθμός προωστήρων, βάρος κτλ.), σε σχέση με αυτούς τους λόγους πίεσης. Επιπλέον, τα αποτελέσματα αφορούν στο μισό αεροσκάφος, όπως για παράδειγμα ο αριθμός των προωστήρων και τα αντίστοιχα βάρη.

Αρχικά, παρουσιάζεται το Σχήμα 5-1 που δείχνει τον αριθμό προωστήρων που υπολογίστηκε, για κάθε λόγο πίεσης. Το διάγραμμα έχει αυτή τη μορφή λόγω τελικών στρογγυλοποιήσεων, στον τελικό αριθμό των προωστήρων. Παρατηρείται, μία αύξηση στον αριθμό των προωστήρων, διότι με την αύξηση του λόγου πίεσης αυξάνεται η ειδική ώση του προωστήρα και μειώνεται η παροχή που απαιτείται. Αυτό έχει ως συνέπεια να μειώνεται η διάμετρος του ανεμιστήρα, όπως φαίνεται και από το Σχήμα 5-2, με αποτέλεσμα να χωράνε περισσότεροι προωστήρες στο σταθερού μήκους τμήμα που θα τοποθετηθούν.



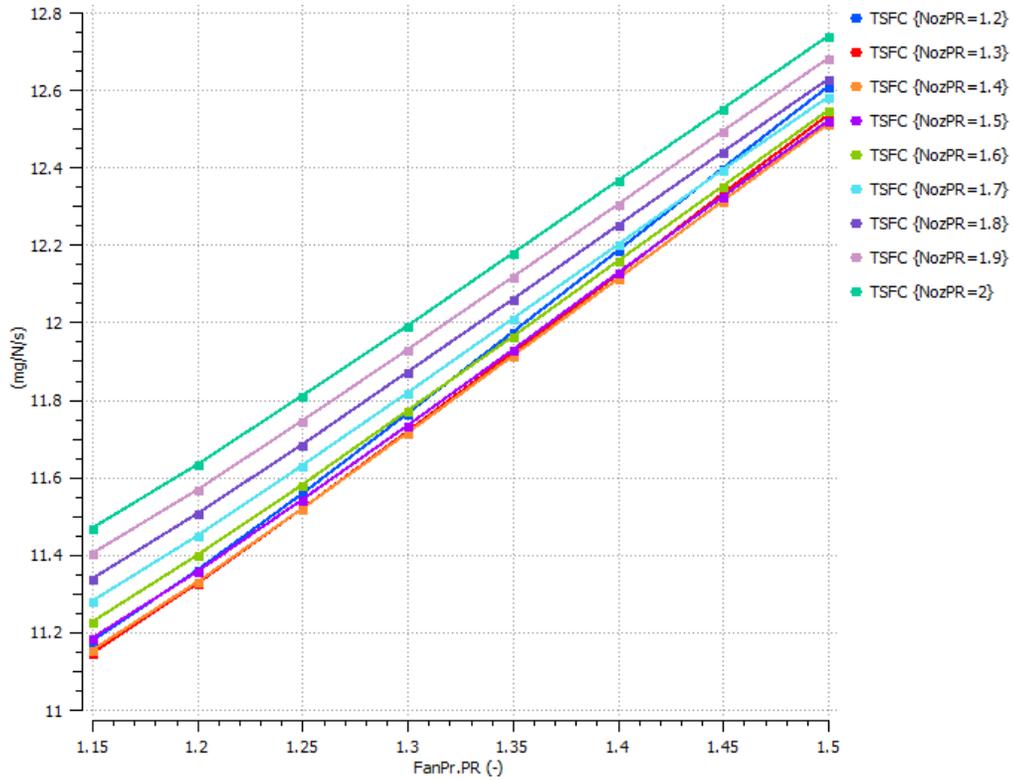
Σχήμα 5-1. Αριθμός των προωστήρων σε σχέση με το λόγο πίεσης τους

Ένας από τους βασικούς σκοπούς της παραμετρικής ανάλυσης που έγινε, ήταν να βρεθεί η συσχέτιση της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου με τον λόγο πίεσης του ανεμιστήρα. Το Σχήμα 5-3 παρουσιάζει τη συσχέτιση αυτή όπου δεν παρατηρείται κάποιο ελάχιστο στο εύρος του λόγου πίεσης που μελετήθηκε. Συγκεκριμένα παρατηρείται αύξηση της ειδικής κατανάλωσης με το λόγο πίεσης του ανεμιστήρα. Αυτό οφείλεται στην αύξηση της απαιτούμενης ισχύος για την κίνηση των ανεμιστήρων με την αύξηση του λόγου πίεσης παρά την μείωση της απαραίτητης παροχής, όπως φαίνεται στο Σχήμα 5-4. Αυτό οδηγεί σε αύξηση της παροχής καυσίμου και δεδομένου ότι η συνολική ώση παραμένει σταθερή έχουμε αύξηση της ειδικής κατανάλωσης του συστήματος.

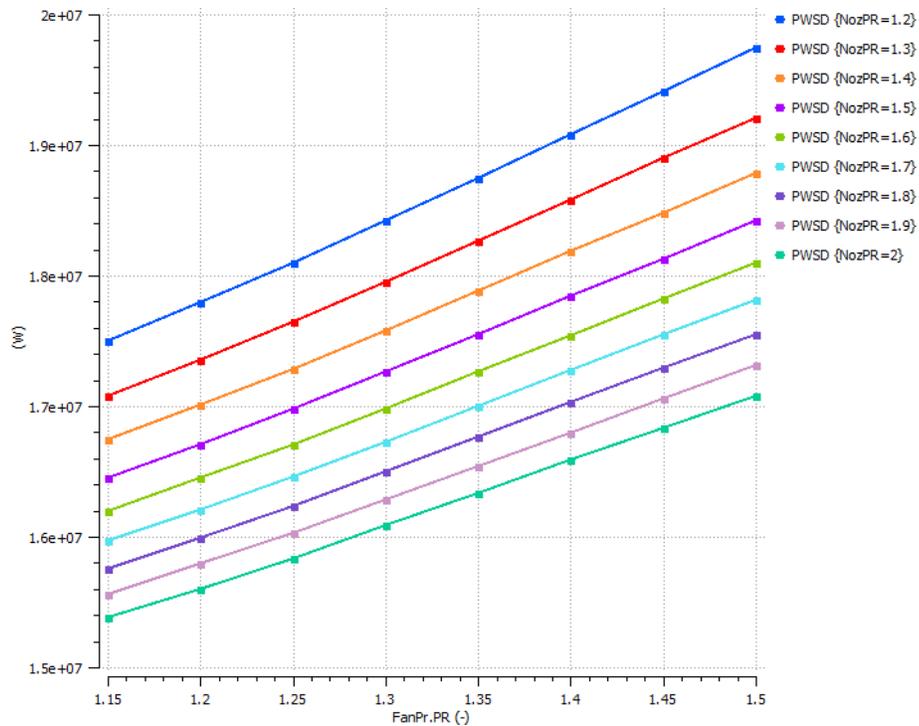


Σχήμα 5-2. Διάμετρος ανεμιστήρα συναρτήσει του λόγου πίεσης του

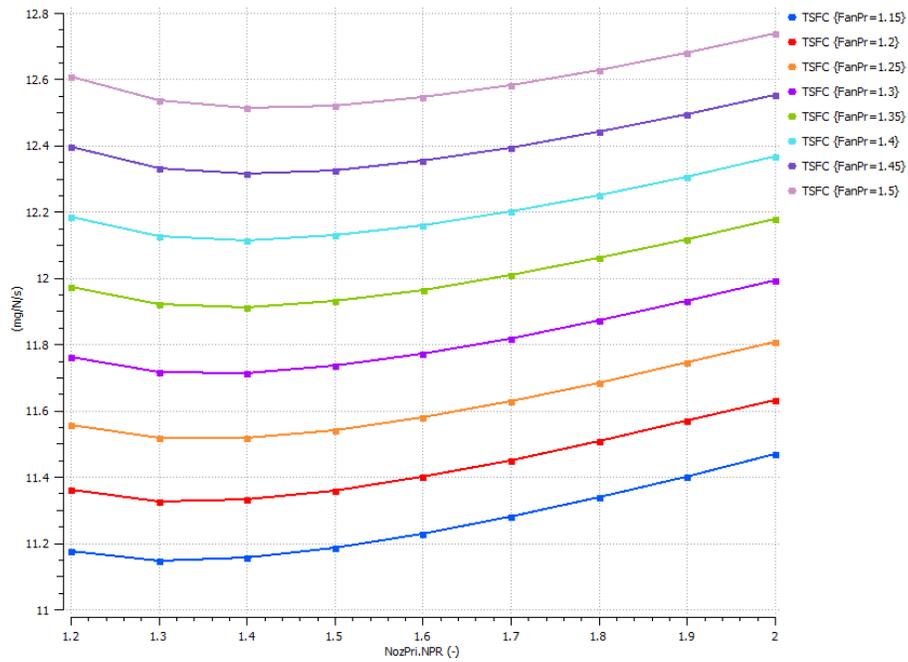
Αντίθετα η ειδική κατανάλωση καυσίμου συναρτήσει του λόγου πίεσης του ακροφυσίου παρουσιάζει ελάχιστο στην περιοχή NPR=1.3-1.4, όπως φαίνεται στο Σχήμα 5-5. Αυξάνοντας το λόγο πίεσης του ακροφυσίου, ουσιαστικά αυξάνεται η ώση που θα παραχθεί από τον στροβιλοαντιδραστήρα και μειώνεται το TS (Thrust split ratio). Γενικά σε τέτοιου είδους συστήματα με χρήση turboshaft επιλέγονται υψηλές τιμές $TS \geq 95\%$, με τον turboshaft να παράγει ένα μικρό μόνο ποσό ώσης. Χαμηλότερες τιμές TS χρησιμοποιούνται στην περίπτωση που οι κύριες μηχανές είναι turbofan. Όπως βλέπουμε και από το Σχήμα 5-6 η βέλτιστη τιμή του TS είναι μεταξύ 95% και 97% και η οποία αντιστοιχεί στους παραπάνω λόγους πίεσης του ακροφυσίου, όπως φαίνεται στο Σχήμα 5-7.



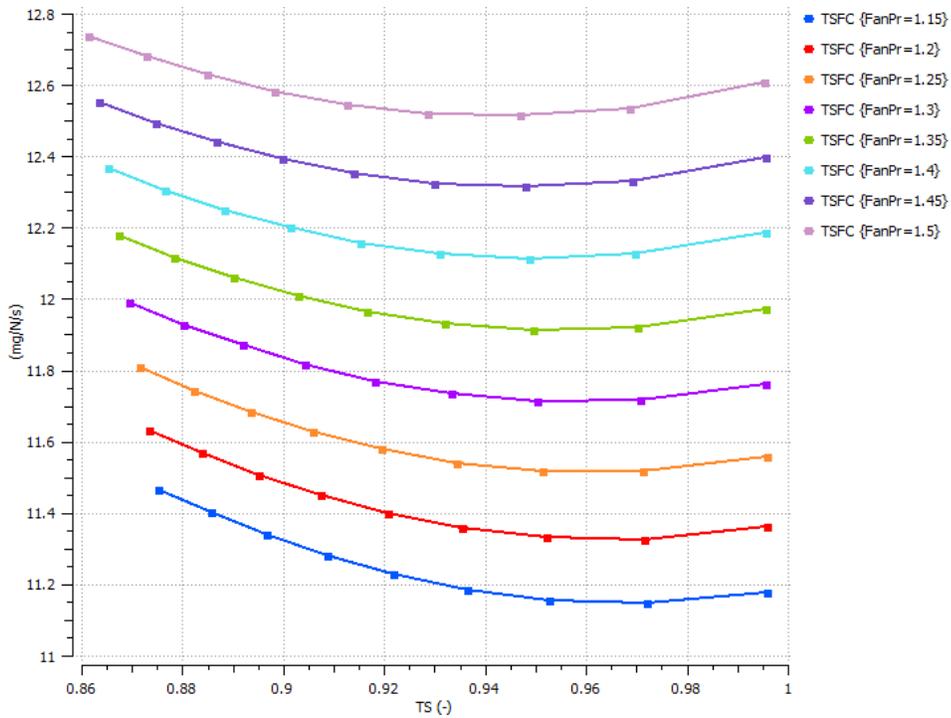
Σχήμα 5-3. Ειδική κατανάλωση καυσίμου προς το λόγο πίεσης των ανεμιστήρων



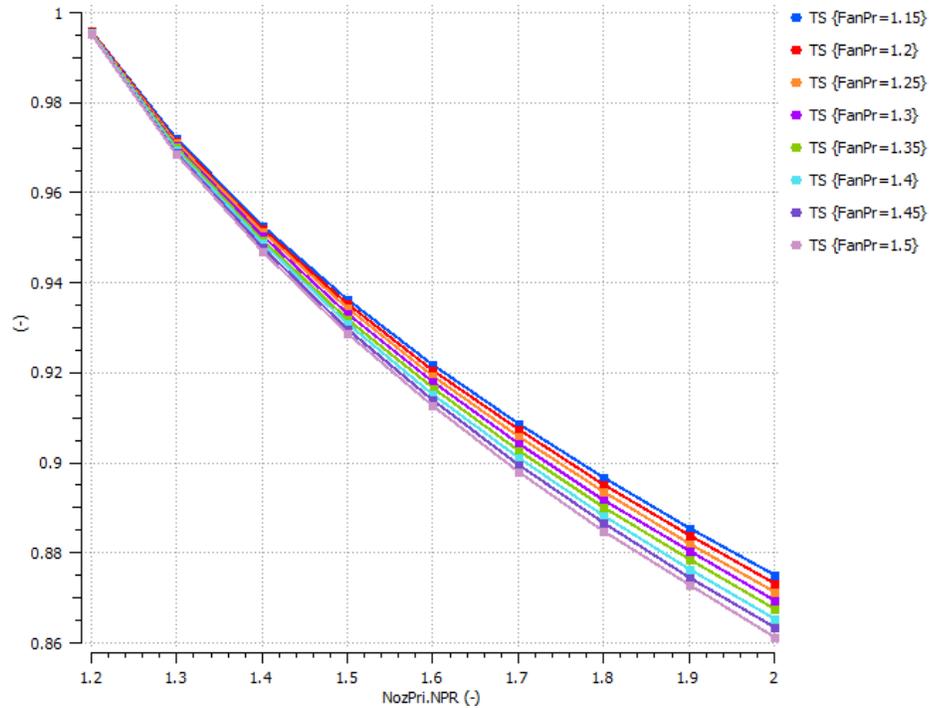
Σχήμα 5-4. Συνολική απαιτούμενη ισχύς του αεροστροβίλου προς το λόγο πίεσης των ανεμιστήρων



Σχήμα 5-5. Ειδική κατανάλωση καυσίμου συναρτήσει του λόγου πίεσης του ακροφυσίου του αεριοστροβίλου

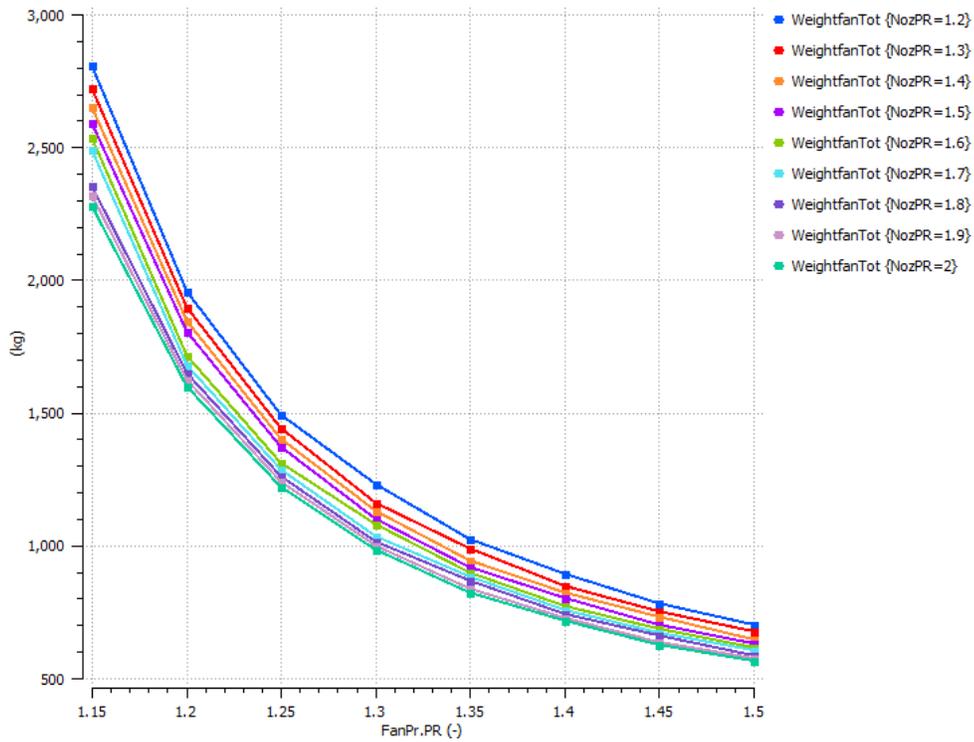


Σχήμα 5-6. Ειδική κατανάλωση καυσίμου συναρτήσει του Thrust Split.

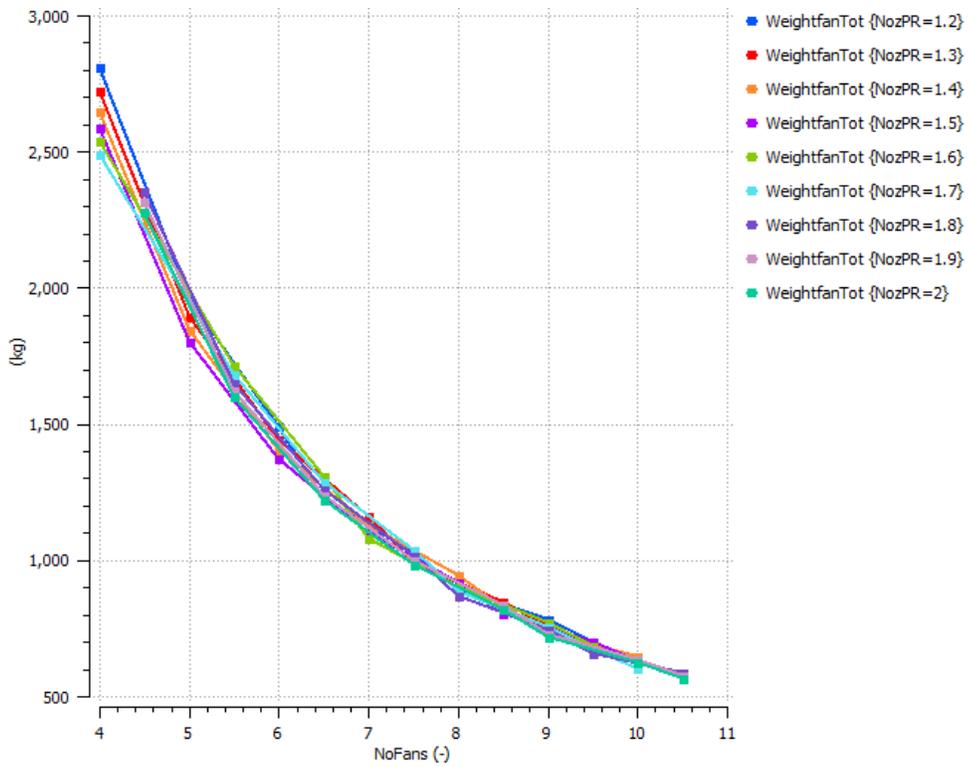


Σχήμα 5-7. Thrust Split συναρτήσει του λόγου πίεσης ακροφυσίου

Άλλη μία πολύ σημαντική παράμετρος που πρέπει να ληφθεί υπόψη είναι το βάρος του προωστήρα, καθώς επηρεάζει το βάρος όλου του αεροσκάφους άρα και την συνολική κατανάλωση καυσίμου για μια συγκεκριμένη αποστολή. Όπως παρατηρείται στο Σχήμα 5-8 και Σχήμα 5-9 το συνολικό βάρος μειώνεται με τον λόγο πίεσης του ανεμιστήρα και με τον αριθμό των προωστήρων όπως αναμένεται λόγω της σημαντικής μείωσης της διαμέτρου του ανεμιστήρα.. Αυτό έρχεται σε αντίθεση με την αύξηση της ειδικής κατανάλωσης με την αύξηση του λόγου πίεσης οπότε θα πρέπει να γίνει ένα συμβιβασμός στην επιλογή του λόγου πίεσης έτσι ώστε να έχουμε παράλληλα και καλή ειδική κατανάλωση άλλα και μειωμένο βάρος προωστήρων.

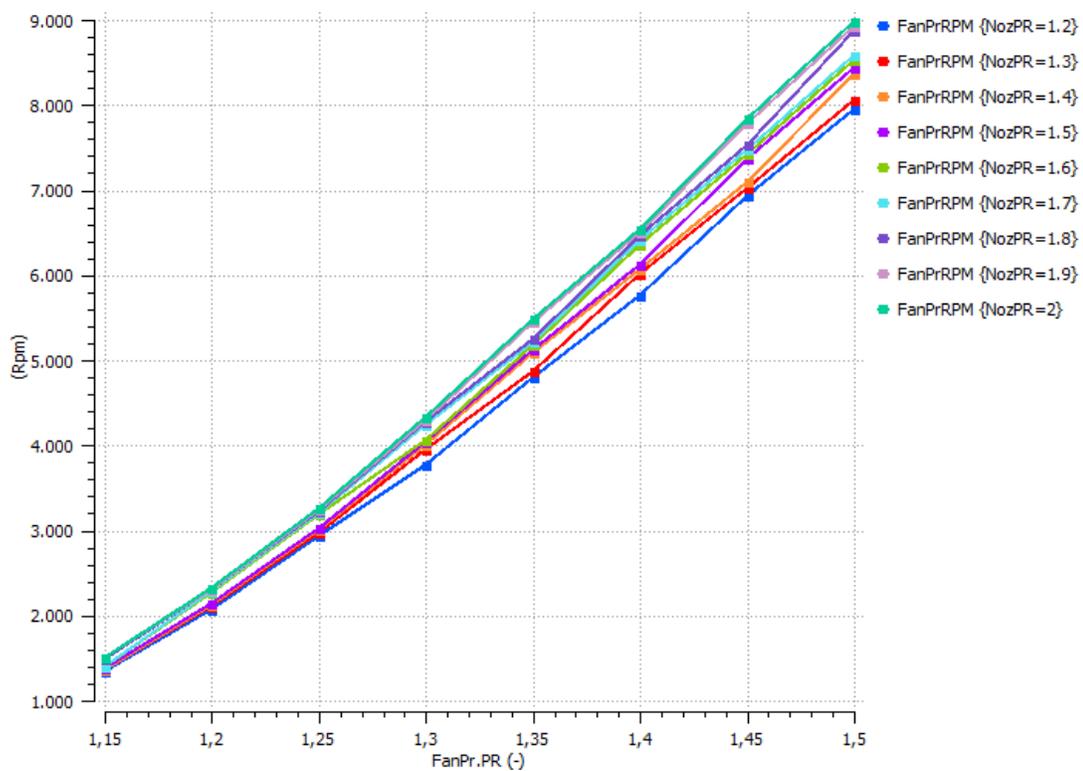


Σχήμα 5-8. Το συνολικό βάρος των προωστήρων σε σχέση με το λόγο πίεσης τους



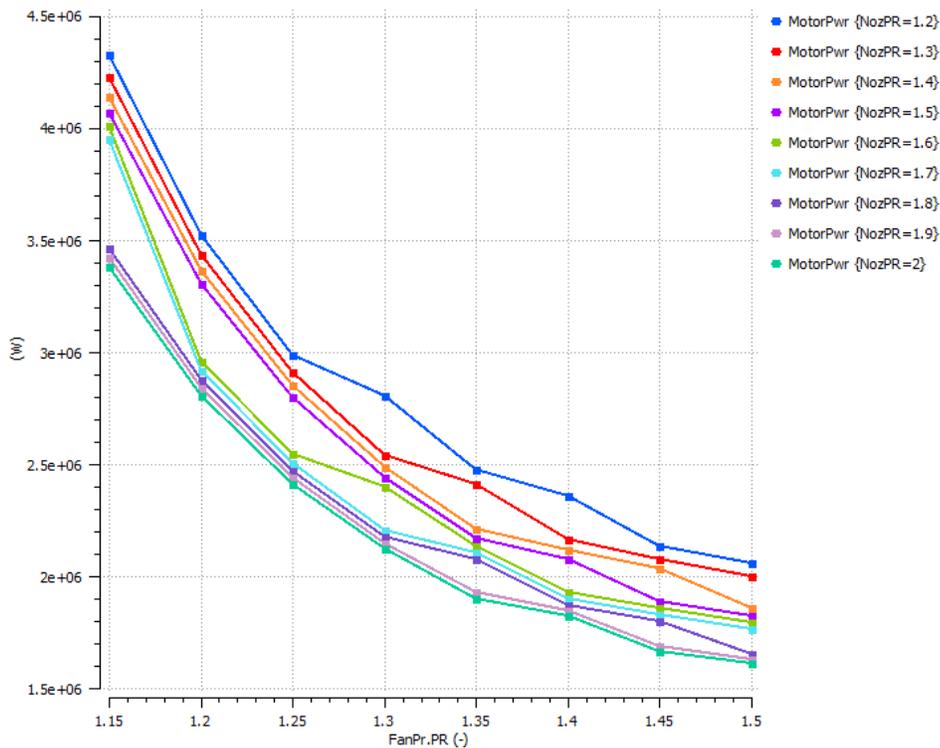
Σχήμα 5-9. Το συνολικό βάρος των προωστήρων σε σχέση με το πλήθος τους

Στο Σχήμα 5-10 παρουσιάζονται οι στροφές του ανεμιστήρα και επομένως και του ηλεκτροκινητήρα οι οποίες αυξάνονται με τον λόγο πίεσης, λόγω της επιβαλλόμενης αύξησης της ταχύτητας στην κορυφή του περυγίου και της μείωσης της διαμέτρου του ανεμιστήρα. Γενικά επιθυμούμε χαμηλές ταχύτητες περιστροφής για μείωση του θορύβου και μείωση των απωλειών λόγω συμπίεσότητας. Επίσης η τεχνολογία των υπεραγωγίων ηλεκτροκινητήρων δεν έχει εξελιχθεί ακόμα τόσο ώστε να επιτυγχάνονται πολύ υψηλές ταχύτητες. Γι' αυτό επιλέγεται σχετικά χαμηλός λόγος πίεσης για να διατηρηθούν οι στροφές σε χαμηλή τιμή.



Σχήμα 5-10. Η ταχύτητα περιστροφής του προωστήρα προς το λόγο πίεσής του

Στο Σχήμα 5-11 παρουσιάζεται η απαιτούμενη ισχύς του ηλεκτροκινητήρα η οποία μειώνεται με την αύξηση του λόγου πίεσης παρά την αύξηση της συνολικής απαιτούμενης ισχύος λόγω της αύξησης του αριθμού των προωστήρων.



Σχήμα 5-11. Ισχύς ηλεκτροκινητήρα προς το λόγο πίεσης των ανεμιστήρων

Λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω αποτελέσματα τόσο όσον αφορά την ειδική κατανάλωση καυσίμου, το συνολικό βάρος των προωστήρων και τα χαρακτηριστικά της απαιτούμενης γεννήτριας και του ηλεκτροκινητήρα καταλήγουμε σε λόγο πίεσης του ανεμιστήρα $FPR = 1.3$, και λόγο πίεσης ακροφυσίου $NPR = 1.4$. Τα αποτελέσματα για το επιλεγμένο σημείο σχεδίασης παρουσιάζονται παρακάτω.

5.2 Αποτελέσματα επιλεγμένου σημείου σχεδίασης

Ο Πίνακας 5-1, ο Πίνακας 5-2 και ο Πίνακας 5-3 παρουσιάζουν τις τιμές που υπολογίστηκαν σχετικά με τις συνολικές επιδόσεις του συστήματος, του αεριοστροβίλου και του προωστήρα αντίστοιχα, για το επιλεγμένο σημείο σχεδίασης.

Alt (m)	9144
Mach (-)	0.84
dTs (K)	0
F _{ntot} (N)	59495
NoF	14
F _{nprop} (N)	56542.75
F _{nturbo} (N)	2952.25
TS (-)	0.95
TSFC (mg/s/N)	11.71
W _f (kg/s)	0.697
OPR (-)	74.80
T _{t4} (K)	1811.11
T _{t3} (K)	933.93

Πίνακας 5-1 Γενικά αποτελέσματα στο σημείο λειτουργίας (ADP)

Wαέρα / αεριοστρόβιλο (kg/s)	27.63
F _{turbo} (N)	2952.25
PR CmpL (-)	16.44
PR CmpH (-)	4.55
PR TrbL (-)	2.69
PR TrbH (-)	2.27
PR TrbP (-)	12.98
PR nozzle (-)	1.4
V _{nozzle} (m/s)	353.78
Mach nozzle (-)	0.72
A _{exit} (m ²)	0.47

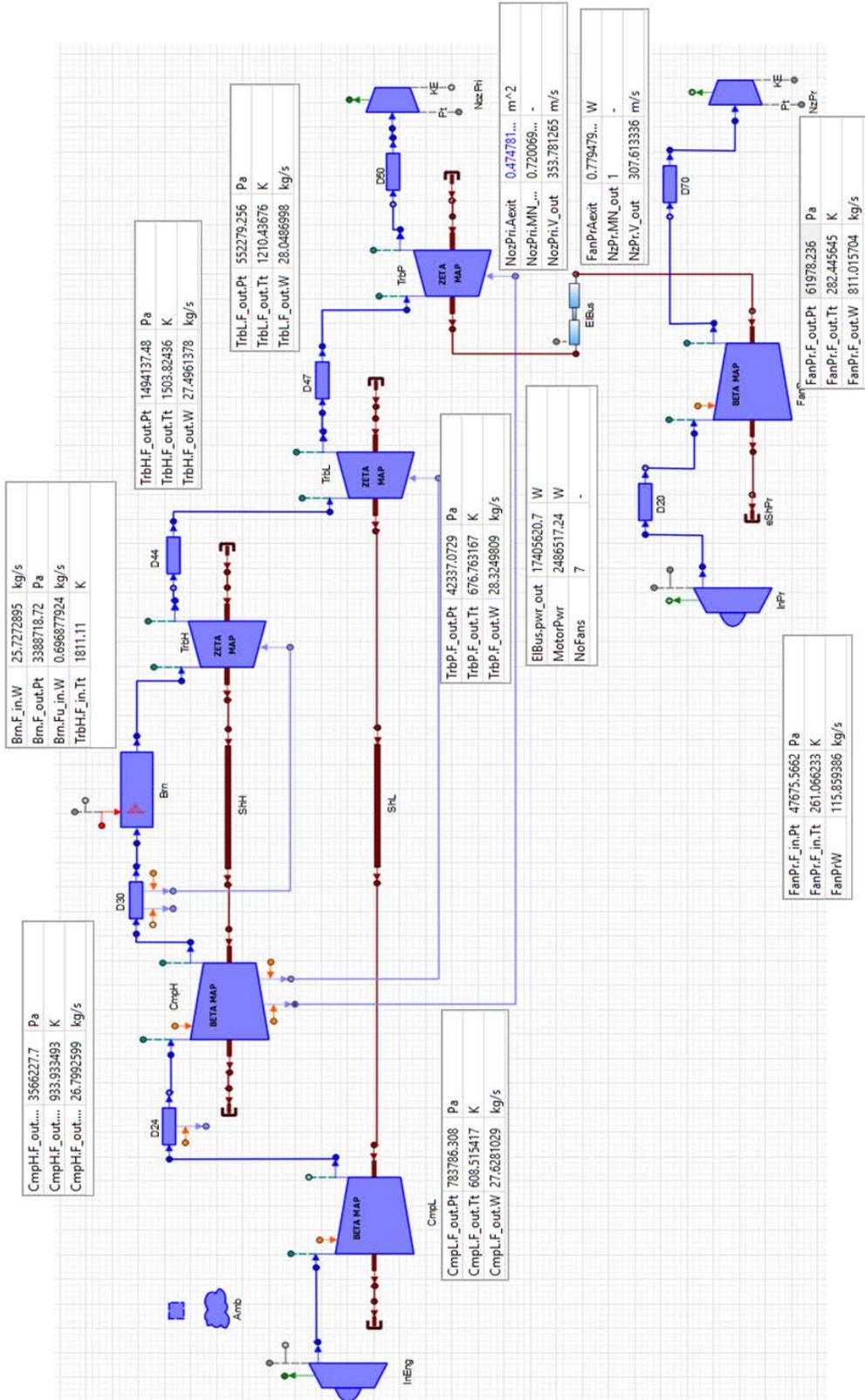
Πίνακας 5-2 Αποτελέσματα στο σημείο σχεδίασης για τον αεριοστρόβιλο

NoF (-)	14
F _{prop} (N)	56542.75
FPR (-)	1.3
D _{fan} (m)	1.2
Wαέρα/προωστήρα (kg/s)	115.86
Ταχύτητα περιστροφής Fan (rpm)	4198.91
PR nozzle (-)	2.06
V _{nozzle} (m/s)	307.61
Mach nozzle (-)	1.00
A _{exit} (m ²)	0.77948
Total weight (kg)	1128.9

Πίνακας 5-3 Αποτελέσματα στο σημείο σχεδίασης για τον προωστήρα

Στο Σχήμα 5-12 φαίνονται κάποιες βασικές τιμές του συστήματος (πχ θερμοκρασίες, πιέσεις) στο σχηματικό του PROOSIS.

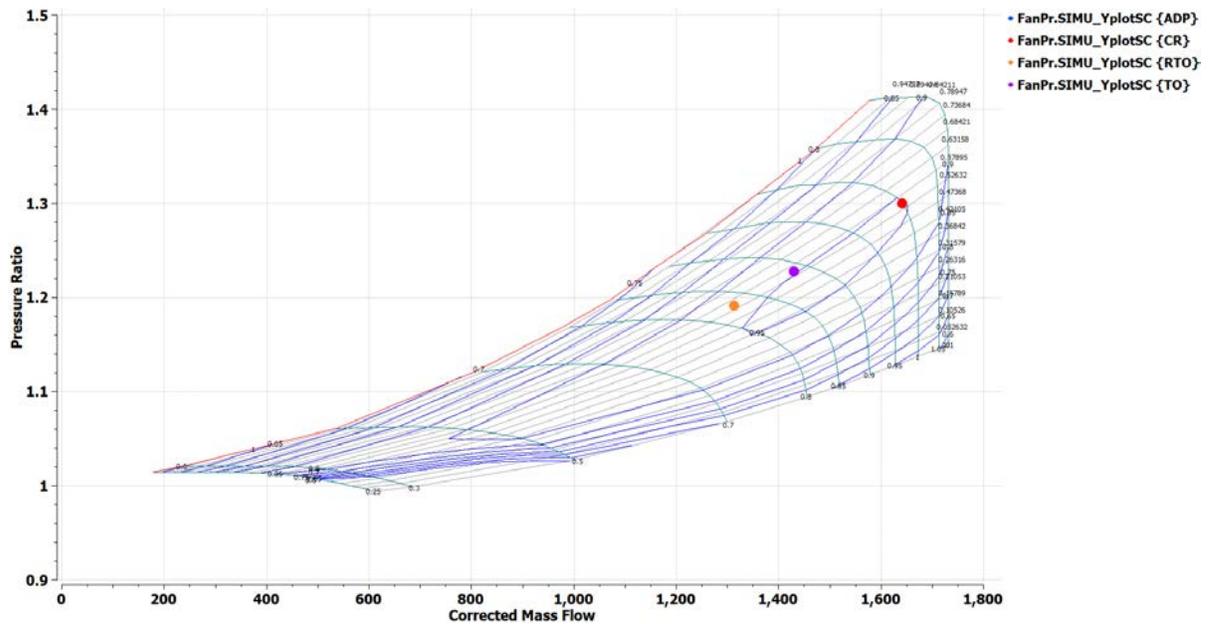
Θα πρέπει να αναφερθεί ότι τα αποτελέσματα που παρουσιάστηκαν παραπάνω, δεν αποτελούν τις βέλτιστες τιμές που θα μπορούσε να αποφέρει το Σύστημα Ηλεκτρικά Κατανεμημένης Πρόωσης. Οι τιμές αυτές αναμένονται καλύτερες όταν στον προωστήρα θα έχει συμπεριληφθεί η εισαγωγή του οριακού στρώματος, κυρίως όσον αφορά την ειδική κατανάλωση καυσίμου και την απαίτηση ισχύος από τους αεριοστροβίλους.



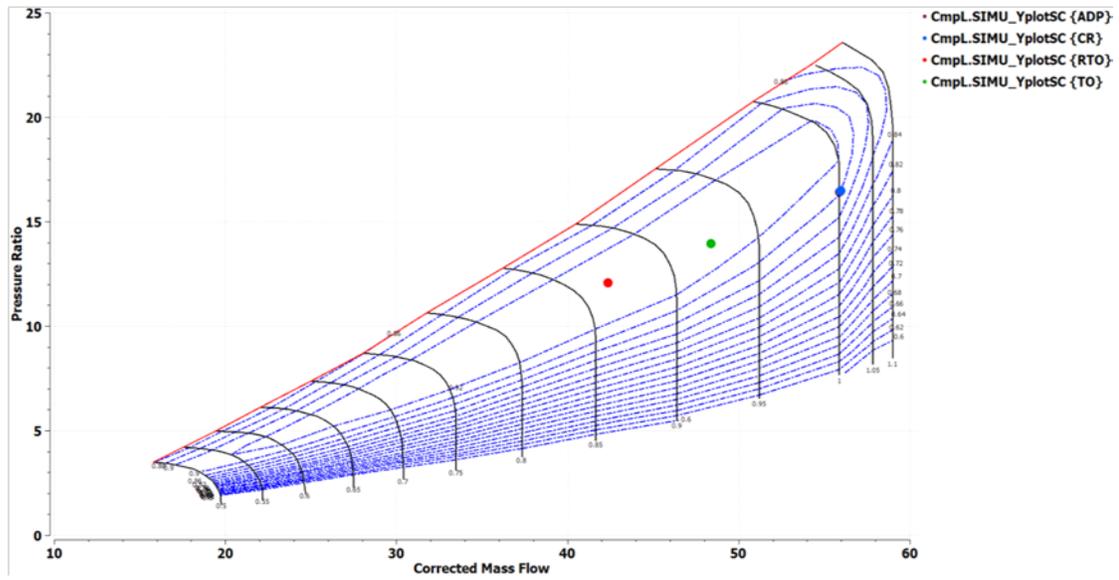
Σχήμα 5-12 Τιμές του κύκλου λειτουργίας στο σημείο σχεδίασης στο PROOSIS

5.3 Ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης

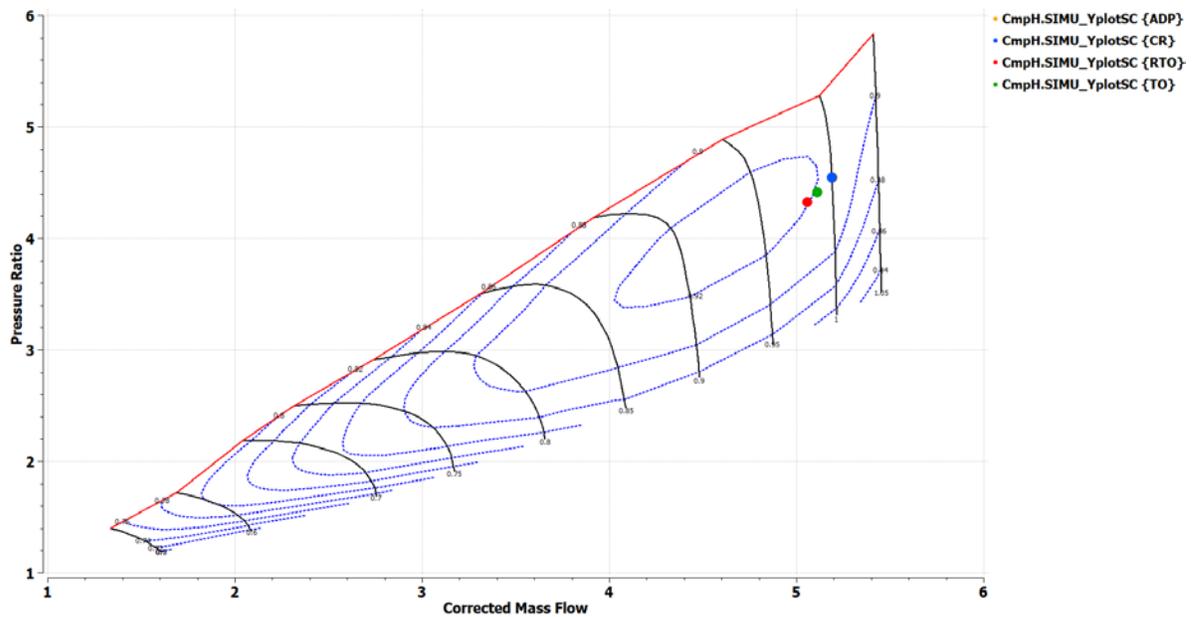
Αφού οι χάρτες προσαρμόστηκαν στο σημείο σχεδίασης, έγινε η ανάλυση στα σημεία RTO, TO και Cruise. Παρακάτω παρατίθενται οι χάρτες λειτουργίας με τα τέσσερα σημεία που προσομοιώθηκαν (Σχήμα 5-13 έως Σχήμα 5-18).



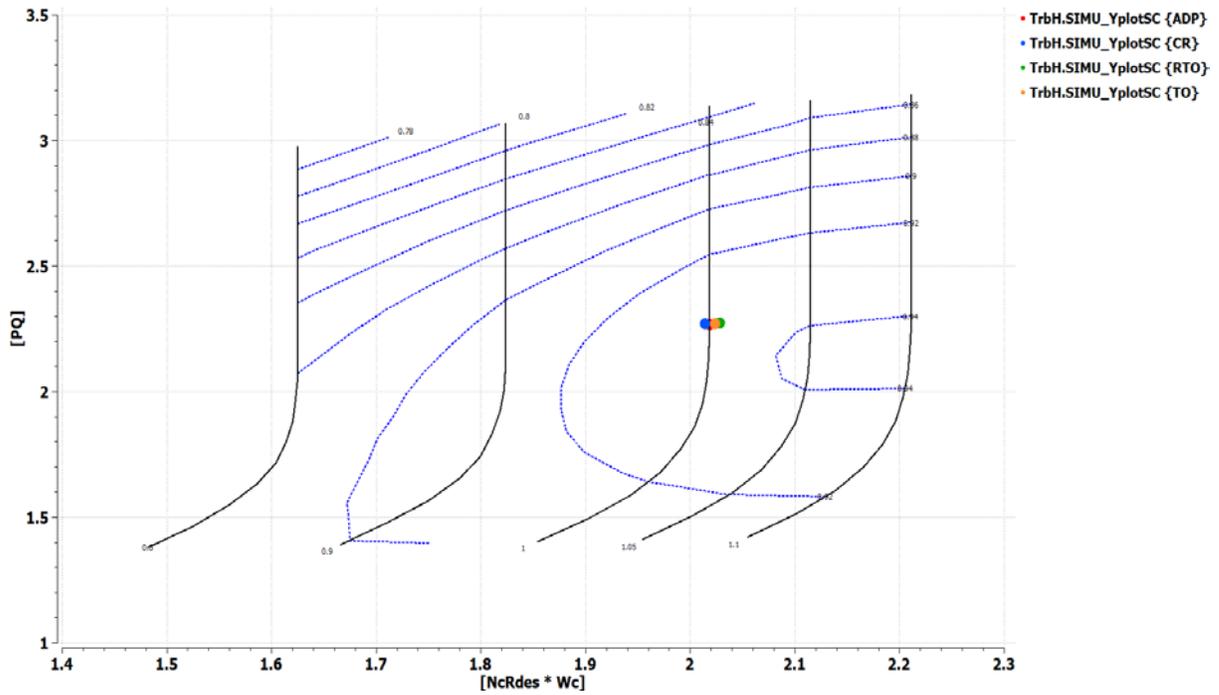
Σχήμα 5-13 Προσαρμοσμένος χάρτης ανεμιστήρα του προωστήρα με τα τέσσερα σημεία λειτουργίας (ADP, Cruise, RTO, TO)



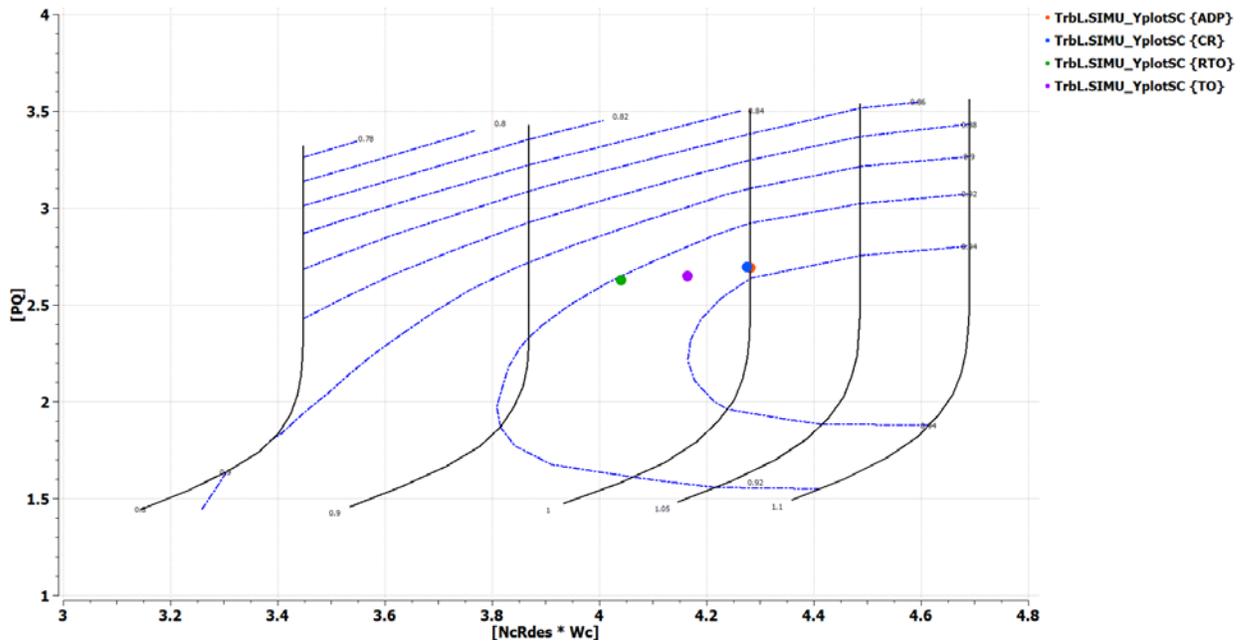
Σχήμα 5-14 Προσαρμοσμένος χάρτης συμπιεστή χαμηλής πίεσης με τα τέσσερα σημεία λειτουργίας (ADP, Cruise, RTO, TO)



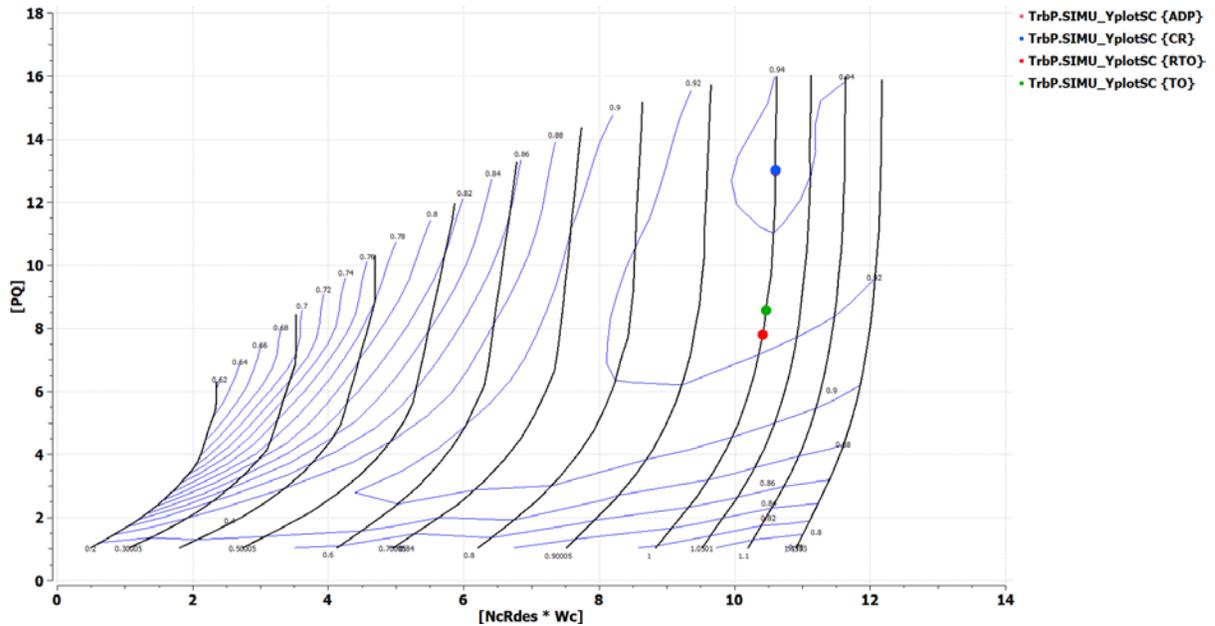
Σχήμα 5-15 Προσαρμοσμένος χάρτης συμπιεστή υψηλής πίεσης με τα τέσσερα σημεία λειτουργίας (ADP, Cruise, RTO, TO)



Σχήμα 5-16 Προσαρμοσμένος χάρτης στροβίλου υψηλής πίεσης με τα τέσσερα σημεία λειτουργίας (ADP, Cruise, RTO, TO)



Σχήμα 5-17 Προσαρμοσμένος χάρτης στροβίλου χαμηλής πίεσης με τα τέσσερα σημεία λειτουργίας (ADP, Cruise, RTO, TO)



Σχήμα 5-18 Προσαρμοσμένος χάρτης στροβίλου ισχύος με τα τέσσερα σημεία λειτουργίας (ADP, Cruise, RTO, TO)

Τα σημεία ADP και Cruise βρίσκονται πολύ κοντά μεταξύ τους, καθώς οι συνθήκες λειτουργίας και οι απαιτήσεις ώσης έχουν σχετικά μικρές διαφορές. Επιπλέον, στον χάρτη του ανεμιστήρα όλα τα σημεία βρίσκονται σε περιοχή με καλό βαθμό απόδοσης και με ένα ικανοποιητικό περιθώριο πάλμωσης (surge), καθώς όπως αναφέρθηκε και στην αντίστοιχη ενότητα, το ακροφύσιο εξόδου είναι μεταβλητής διατομής. Αυτό επιτρέπει την μεταβολή της διατομής του και ουσιαστικά το σχεδιασμό του, έτσι ώστε η απόδοση να είναι η βέλτιστη. Τελικά, το ακροφύσιο αυξήθηκε κατά 6% στο RTO και 15% στο TO, μεταβολές οι οποίες θεωρούνται εφικτές. Επίσης, τα σημεία στον χάρτη του στροβίλου ισχύος ελέγχονται, έτσι ώστε να παραμείνουν σε όσο το δυνατόν υψηλότερο βαθμό απόδοσης.

6

Επίλογος

6.1 Ανακεφαλαίωση

Στο πλαίσιο της παρούσας διπλωματικής εργασίας πραγματοποιήθηκε μία μελέτη σχετικά με το Σύστημα Ηλεκτρικά Κατανεμημένης Πρόωσης και τις συνιστώσες που το απαρτίζουν, και αναπτύχθηκε ένα μοντέλο προσομοίωσης του συστήματος αυτού σε προγραμματιστικό περιβάλλον.

Αρχικά πραγματοποιήθηκε βιβλιογραφική ανασκόπηση πάνω σε παρόμοιες μελέτες που έχουν αναπτυχθεί πάνω στο σύστημα αυτό. Συγκεντρώθηκαν άρθρα σχετικά με τα διάφορα συστήματα και τις καινούργιες τεχνολογίες που συνδυάζονται για να ολοκληρωθεί η διάταξή του, καθώς επίσης και τα χαρακτηριστικά διατάξεων μελλοντικών αεροσκαφών. Στην συνέχεια παρουσιάστηκαν πληροφορίες και αναλύθηκαν οι συνιστώσες και τα τεχνικά χαρακτηριστικά από ένα συγκεκριμένο ερευνητικό σχέδιο, το αεροσκάφος N3-X.

Στο δεύτερο μέρος της εργασίας παρουσιάζεται η ανάπτυξη μοντελοποίησης του προωστήριου συστήματος του αεροσκάφους αυτού, στο περιβάλλον του προγράμματος PROOSIS. Σε αυτό το στάδιο, μοντελοποιήθηκαν οι συνιστώσες ξεχωριστά, και στη συνέχεια ενώθηκαν ώστε να προσομοιωθεί το συνολικό σύστημα. Στο πλαίσιο της μοντελοποίησης παρουσιάστηκε η διαδικασία υπολογισμού του αριθμού των προωστήρων, η προσαρμογή των χαρτών των συνιστωσών της διάταξης στο σημείο σχεδίασης, η ανάλυση σε σημεία λειτουργίας εκτός σημείου σχεδίασης, και η παραμετρική ανάλυση για διάφορους λόγους πίεσης των προωστήρων και του ακροφυσίου του αεριοστροβίλου.

Τέλος, παρουσιάστηκαν και σχολιάστηκαν τα αποτελέσματα που βρέθηκαν από την προσομοίωση του συνολικού μοντέλου που δημιουργήθηκε.

6.2 Συμπεράσματα

Λαμβάνοντας υπόψη τις προηγούμενες μελέτες της βιβλιογραφίας, καθώς επίσης και τα αποτελέσματα που παρουσιάστηκαν στην παρούσα εργασία, μπορούν να εξαχθούν τα εξής συμπεράσματα.

Γενικότερα το Σύστημα Ηλεκτρικά Κατανεμημένης Πρόωσης παρουσιάζει πολλά πλεονεκτήματα σε σχέση με τα σημερινά συστήματα πρόωσης επιφέροντας σημαντικές μειώσεις στην κατανάλωση καυσίμου για μελλοντικές εφαρμογές του. Για να γίνει εφικτό κάτι τέτοιο, είναι απαραίτητος ο κατάλληλος σχεδιασμός των ηλεκτρικών συστημάτων μετάδοσης κίνησης (εδώ ηλεκτροκινητήρας και γεννήτρια) και η χρήση υπεραγώγιμων υλικών οδηγώντας σε μείωση των απωλειών και βελτίωση της απόδοσης τους. Επιπλέον, η χρήση του συγκεκριμένου είδους αεροσκάφους (BWB), καθώς και η εισαγωγή του οριακού στρώματος στους προωστήρες (BLI), θα οδηγήσει κυρίως σε μείωση της οπισθέλκουσας και συνεπώς στη σημαντική μείωση της απαιτούμενης ώσης.

Όσον αφορά τη μελέτη της εργασίας, αποδείχτηκε ότι είναι εφικτή η δημιουργία ενός τέτοιου συστήματος στο περιβάλλον του PROOSIS. Η πολυπλοκότητά του, βέβαια, θα αυξηθεί με την εισαγωγή του οριακού στρώματος στον προωστήρα, πιθανά δημιουργώντας θέματα μαθηματικής φύσεως που θα πρέπει να ελεγχθούν, όπως για παράδειγμα η σύγκλιση του συνολικού μοντέλου. Επιπλέον, εξήχθησαν συμπεράσματα κυρίως για το λόγο πίεσης των προωστήρων και για το λόγο πίεσης του ακροφυσίου της μηχανής, για τα οποία έγινε και η παραμετρική μελέτη.

Από τη μία μεριά, παρατηρήθηκε ότι η αύξηση του λόγου πίεσης του ανεμιστήρα, οδηγεί σε αύξηση της ειδικής ώσης και σε μείωση της παροχής που χρειάζεται για σταθερή ώση. Επομένως, μειώνεται η διάμετρος του ανεμιστήρα και στο μήκος του συνολικού αγωγού εισόδου χωράνε περισσότεροι προωστήρες. Ταυτόχρονα, με τη μείωση της διαμέτρου επιτυγχάνεται και μείωση του συνολικού βάρους των προωστήρων, που είναι ένας σημαντικός παράγοντας. Από την άλλη μεριά, όμως, η αύξηση του λόγου πίεσης, οδηγεί και σε αύξηση της συνολικής ισχύος που απαιτείται από τους αεριοστροβίλους. Αυτό συνεπάγεται και αύξηση της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου. Συνεπώς, λαμβάνοντας υπόψη τα παραπάνω επιλέγεται ένας σχετικά χαμηλός λόγος πίεσης ίσος με 1.3 ο οποίος συνδυάζει και χαμηλή ειδική κατανάλωση αλλά και χαμηλό βάρος προωστήρων.

Επίσης, σχετικά με τον λόγο πίεσης του ακροφυσίου, παρατηρήθηκε μια ελάχιστη τιμή στην ειδική κατανάλωση καυσίμου, κι επιλέχθηκε λόγος πίεσης $NPR=1.4$. Η τιμή αυτή επιβεβαιώθηκε και από την τιμή που πήρε το Thrust Split ($\approx 95\%$), που θεωρείται βέλτιστη για αεριοστρόβιλο απλού ρεύματος.

Τέλος, από την ανάλυση στο σημείο σχεδίασης που επιλέχθηκε, υπολογίστηκε μεγαλύτερη τιμή της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου, καθώς και της απαιτούμενης ισχύος, σε σχέση με τις αντίστοιχες μελέτες, γεγονός που αποδίδεται στη μη μοντελοποίηση της εισαγωγής του οριακού στρώματος στην συνιστώσα του προωστήρα.

6.3 Προτάσεις

Οι ακόλουθες προτάσεις αφορούν κυρίως τη βελτίωση και επέκταση του μοντέλου του συστήματος πρόωσης που δημιουργήθηκε στο πλαίσιο της εργασίας αυτής.

- Η αντικατάσταση του αεριοστροβίλου που χρησιμοποιήθηκε με αεριοστρόβιλο διπλού ρεύματος, για μεγαλύτερη παραγωγή ώσης από αυτόν και μείωση του Thrust Split. Θα μπορούσε να γίνει τότε παραμετρική ανάλυση στο TS, για να βρεθεί η βέλτιστη τιμή του ποσοστού της ώσης που παράγει ο κινητήρας σε σχέση με τους προωστήρες, καθώς και να γίνει σύγκριση με τον αεριοστρόβιλο απλού ρεύματος.
- Η μελέτη και ανάπτυξη συνιστώσας προωστήρα με δυνατότητα εισαγωγής οριακού στρώματος (BLI) στην είσοδο του ανεμιστήρα, και η ενσωμάτωσή της στο συνολικό μοντέλο.
- Η εμβάθυνση στην τεχνολογία της υπεραγωγιμότητας και των ηλεκτρικών υπεραγωγίων μηχανών, με σκοπό την δημιουργία κατάλληλης συνιστώσας που να μοντελοποιεί λεπτομερώς το ηλεκτρικό σύστημα.
- Η ανάλυση και η βελτιστοποίηση του αεροσκάφους και του προωστήριου συστήματος σε επίπεδο αποστολής, ώστε να ληφθούν υπόψιν και άλλες σημαντικές παράμετροι, όπως η εμβέλεια πτήσης και το συνολικό βάρος του αεροσκάφους.

7

Βιβλιογραφία

- Bijewitz, J. (2015). The DisPURSAL Project: Investigation of Propulsive Fuselage and Distributed Propulsion Aircraft Concepts. In *Next Generation Aircraft Concepts and Related Breakthrough and Emerging Technologies in Aeronautics and Aviation* (pp. 1–22). Retrieved from http://fantassy.nlr.nl/wp-content/uploads/2015/04/Fantassy_WS_DisPURSAL_2015.pdf
- Brown, G. V., Felder, J., Kim, H. D., Chu, J., Tong, M., Trudell, J., ... Morrison, C. (2012). Efficient Flight-Weight Electric Systems. Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20150010194>
- Brown, G. V. (2011). *Weights and Efficiencies of Electric Components of a Turboelectric Aircraft Propulsion System*.
- Dowling, A., & Hynes, T. (2008). *Towards a Silent Aircraft*. Retrieved from http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2008_05_27_SilentAircraft.pdf
- Felder, J., Kim, H., & Brown, G. (2009). Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft. In *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. <https://doi.org/10.2514/6.2009-1132>
- Felder, J., Kim, H., Brown, G., & Kummer, J. (2011). An Examination of the Effect of Boundary Layer Ingestion on Turboelectric Distributed Propulsion Systems. In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. <https://doi.org/10.2514/6.2011-300>
- Felder, J. L. (2014). NASA N3-X with Turboelectric Distributed Propulsion. In *IMechE Disruptive*

Green Propulsion Technologies conference. Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20150002081>

Gohardani, A. S., Doulgeris, G., & Singh, R. (2011). Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 47(5). <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2010.09.001>

Goldberg, C., Nalianda, D., & Singh, R. (2015). Techno-economic and Environmental Risk Assessment of a Blended Wing Body with Distributed Propulsion. In *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (pp. 27–29). <https://doi.org/doi:10.2514/6.2015-4024>

Hileman, I., Spakovszky, Z. S., & Drela, M. (n.d.). Airframe Design for “Silent,” Fuel Efficient Aircraft 1., 1–34.

Isikveren, A., Seitz, A., Bijewitz, J., Hornung, M., Mirzoyan, A., Isyanov, A., ... van Toor, J. (2014). RECENT ADVANCES IN AIRFRAME-PROPULSION CONCEPTS WITH DISTRIBUTED PROPULSION. In *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (p. 14). Retrieved from http://www.dispursal.eu/doc/20140908_ICAS_2014_Isikveren_RecentAdvancesinAirframe-PropulsionConceptswithDistributedPropulsion.pdf

Isikveren, A., Stückl, S., Bijewitz, J., Seitz, A., Godard, J.-L., Mirzoyan, A., ... van Toor, J. (2015). *DisPURSAL D1.2 – Report on the Technology Roadmap for 2035.*

Kawai, R. (2008). Quiet Cruise Efficient Short Take-Off and Landing Subsonic Transport System. *Order A Journal On The Theory Of Ordered Sets And Its Applications*, (April). Retrieved from [file:///D:/Literatur/LiteraturMendeley2/Kawai - Quiet Cruise Efficient Short Take-Off and Landing Subsonic Transport System - 2008.pdf](file:///D:/Literatur/LiteraturMendeley2/Kawai%20-%20Quiet%20Cruise%20Efficient%20Short%20Take-Off%20and%20Landing%20Subsonic%20Transport%20System%20-%202008.pdf) TS - BibTeX U6 - <http://gltrs.grc.nasa.gov/reports/2008/CR-2008-215141.pdf> M4 - Citavi

Kawai, R. T. (2011). *Acoustic Prediction Methodology and Test Validation for an Efficient Low-Noise Hybrid Wing Body Subsonic Transport Final.* Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20130014003>

Kim, H. D. (2015). Distributed Propulsion Vehicles. *27th International Congress of the*

-
- Aeronautical Sciences*, 1–11. Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20100036222> 2018-08-31T12:38:04+00:00Z
- Kim, H. D., Brown, G. V., & Felder, J. L. (2008). Distributed Turboelectric Propulsion for Hybrid Wing Body Aircraft. *2008 International Powered Lift Conference*, 1–11. <https://doi.org/561581.02.08.03.13.03>
- Liu, C. (2013). *Turboelectric Distributed Propulsion System Modelling. Dissertation at Cranfield University*.
- Luongo, C. A., Masson, P. J., Nam, T., Mavris, D., Kim, H. D., Brown, G. V., ... Hall, D. (2009). Next generation more-electric aircraft: a potential application for HTS superconductors. In *IEEE Transactions on Applied Superconductivity* (Vol. 19, pp. 1055–1068). <https://doi.org/10.1109/TASC.2009.2019021>
- Masson, P. J., & Luongo, C. A. (2007). HTS machines for applications in all-electric aircraft. *2007 IEEE Power Engineering Society General Meeting, PES*. <https://doi.org/10.1109/PES.2007.385622>
- Masson, P. J., Soban, D. S., Upton, E., Pienkos, J. E., & Luongo, C. A. (2005). HTS motors in aircraft propulsion: Design considerations. In *IEEE Transactions on Applied Superconductivity* (Vol. 15, pp. 2218–2221). <https://doi.org/10.1109/TASC.2005.849616>
- Rolls-Royce, & Airbus Group. (2014). E-Thrust - Electrical Distributed Propulsion System Concept for Lower Fuel Consumption, Fewer Emissions and Less Noise.
- Sagerser, D. A., Lieblein, S., & Krebs, R. P. (1971). Empirical Expressions for Estimating Length and Weight of Axial-Flow Components of Vtol Powerplants. *Nasa Technical Memorandum X-2406*, 5(3), 45–67. <https://doi.org/TM X-2406>
- Steiner, H.-J., Seitz, A., Wieczorek, K., Plötner, K. O., Isikveren, A. T., & Hornung, M. (2012). Multi-Disciplinary Design and Feasibility Study of Distributed Propulsion Systems. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Retrieved from http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/803.PDF

Valencia, E. A., Nalianda, D., Laskaridis, P., & Singh, R. (2015). Methodology to assess the performance of an aircraft concept with distributed propulsion and boundary layer ingestion using a parametric approach. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*.
<https://doi.org/10.1177/0954410014539291>