

Λειτουργία Κινητήρων Turbofan Πολιτικών
Αεροσκαφών με Καύσιμα από Ανανεώσιμες Πηγές:
Υδρογόνο, Βιοκαύσιμα



Τομέας: Ρευστών

Επιβλέπων: Κ. Μαθιουδάκης, Καθηγητής ΕΜΠ

Αθήνα, Ιούλιος 2021

Ευχαριστίες

Ευχαριστώ τῷ Θεῷ για τη φώτιση και την υγεία που μου δώρισε σε όλα τα χρόνια της φοίτησής μου στο Ε.Μ.Π. Επίσης, ευχαριστώ μέσα από την καρδιά μου τον κ. Μαθιουδάκη που μου έδωσε την ευκαιρία να ασχοληθώ με ένα τόσο ενδιαφέρον και σύγχρονο θέμα, καθώς και για τη συνετή καθοδήγησή του καθ' όλη τη διάρκεια της εκπόνησης της παρούσης διπλωματικής εργασίας. Επιπλέον, ευχαριστώ πολύ τον κ. Αρετάκη για τις καίριες συμβουλές του και τη βοήθειά του στο κομμάτι της ανάλυσης αποστολής του αεροσκάφους.

Στο σημείο αυτό θέλω να εκφράσω την ευγνωμοσύνη μου για την όμορφη οικογένειά μου, η οποία ήταν συνέχεια δίπλα μου στις όμορφες αλλά κυρίως στις δύσκολες στιγμές που πέρασα. Τέλος, ένα μεγάλο ευχαριστώ στους φίλους μου, χωρίς τους οποίους τα φοιτητικά χρόνια δεν θα είχαν χρώμα και στον πνευματικό μου πατέρα Θεοδόσιο Οικονομίδη.

Κοράκης Χαρίλαος
Ιούλιος 2021

Υπεύθυνη δήλωση για λογοκλοπή και για κλοπή πνευματικής ιδιοκτησίας:

Έχω διαβάσει και κατανοήσει τους κανόνες για τη λογοκλοπή και τον τρόπο σωστής αναφοράς των πηγών που περιέχονται στον οδηγό συγγραφής Διπλωματικών Εργασιών. Δηλώνω ότι, από όσα γνωρίζω, το περιεχόμενο της παρούσας Διπλωματικής Εργασίας είναι προϊόν δικής μου εργασίας και υπάρχουν αναφορές σε όλες τις πηγές που χρησιμοποίησα.

Οι απόψεις και τα συμπεράσματα που περιέχονται σε αυτή τη Διπλωματική εργασία είναι του συγγραφέα και δεν πρέπει να ερμηνευθεί ότι αντιπροσωπεύουν τις επίσημες θέσεις της Σχολής Μηχανολόγων Μηχανικών ή του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου.

Κοράκης Χαρίλαος

Περίληψη

Στόχος της παρούσης διπλωματικής εργασίας είναι η διερεύνηση της επίδρασης των εναλλακτικών καυσίμων στη λειτουργία αεροπορικού κινητήρα μεγάλου λόγου παράκαμψης, που χρησιμοποιείται στην πολιτική αεροπορία. Τα καύσιμα που μελετώνται είναι τα βιοκαύσιμα και το υδρογόνο, με το δεύτερο να συγκεντρώνει το μεγαλύτερο μέρος της ερευνητικής δουλειάς και προσοχής.

Αρχικά, παρατίθεται το θεωρητικό υπόβαθρο γύρω από την προσπάθεια για καθιέρωση των παραπάνω τύπων καυσίμου ως καύσιμο αεροπορίας. Με αυτό τον τρόπο ο αναγνώστης εισάγεται στο θέμα που πρόκειται να μελετηθεί στη συνέχεια της τεχνικής έκθεσης και δημιουργούνται οι βάσεις για την κατανόηση του αντικειμένου μελέτης.

Έπειτα, ακολουθεί ένα μεγάλο κεφάλαιο στο οποίο εξετάζεται η επίδραση του υδρογόνου στη λειτουργία δύο σύγχρονων αεροπορικών κινητήρων πολιτικής χρήσης, τον CFM LEAP-1A26 και τον PW1127G. Η μοντελοποίηση των κινητήρων και οι διάφορες συνθήκες που μελετώνται έχουν γίνει με τη χρήση του εμπορικού λογισμικού GasTurb 13. Επίσης, αντίστοιχη δουλειά γίνεται και για το κομμάτι των βιοκαυσίμων, όμως σε πολύ μικρότερη κλίμακα. Ο λόγος είναι ότι η επίδρασή τους στη λειτουργία του κινητήρα δεν είναι τόσο σημαντική όσο αυτή του υδρογόνου, ούτε απαιτούνται νέες δομές αεροσκαφών, κάτι το οποίο απαιτείται για την αποθήκευση του τελευταίου.

Έχοντας ολοκληρώσει το κομμάτι των αλλαγών που επιφέρουν τα εναλλακτικά καύσιμα που προαναφέρθηκαν σε διάφορα μεγέθη του κινητήρα, γίνεται προσπάθεια μοντελοποίησης ενός αεροσκάφους A320neo, για χρήση του υδρογόνου. Χρησιμοποιούνται βασικές σχέσεις διαστασιολόγησης αεροσκάφους έτσι ώστε να προσεγγιστεί όσο πιο καλύτερα γίνεται ένα αεροσκάφος υδρογόνου. Οι αλλαγές που επιφέρει ο μεγάλος όγκος υδρογόνου που απαιτείται για την ομαλή διεκπεραίωση μίας πτήσης έχουν ενδιαφέρον και επηρεάζουν τόσο το δομικό όσο και το αεροδυναμικό μέρος του αεροσκάφους.

Στο αμέσως επόμενο κεφάλαιο γίνεται ανάλυση της αποστολής Αθήνα-Βερολίνου με το αεροσκάφος υδρογόνου που έχει μοντελοποιηθεί, κάνοντας χρήση του λογισμικού CAMACM. Σκοπός της ανάλυσης αυτής είναι η σύγκριση των διαφορών στη μάζα καυσίμου για καύσιμο το υδρογόνο από την αντίστοιχη για το συμβατικό Jet-A1 που έχουν υπολογιστεί στο προηγούμενο κεφάλαιο με αυτές που προκύπτουν από ένα εμπορικό λογισμικό και να πιστοποιηθεί η εγκυρότητά τους.

Στην τελευταία ερευνητική ενότητα της εργασίας γίνεται μία οικονομοτεχνική μελέτη της χρήσης του υδρογόνου ως καύσιμο αεροπορίας και συγκρίνεται με τις αντίστοιχες τιμές του Jet-A1, όπως αυτές διαμορφώνονται λαμβάνοντας υπόψιν και το κόστος δικαιωμάτων των εκπομπών διοξειδίου του άνθρακα που παράγεται από την καύση του. Επίσης, αναφέρονται οι περιβαλλοντικές επιπτώσεις που επιφέρει η χρήση των δύο καυσίμων και γίνεται προσπάθεια προσδιορισμού της ποσότητας των βασικών ρυπογόνων ενώσεων που προκύπτουν από την καύση του καθενός.

Abstract

Aim of this thesis report is to investigate the effect of alternative fuels on the operation of a high-bypass aircraft engine used in civil aviation. The fuels studied are biofuels and hydrogen, with the latter gathering most of the research work and attention.

First, the theoretical background around the effort to establish the above types of fuel as aviation fuel is presented. In this way the reader is introduced to the topic to be studied in the main body of the technical report and the bases for the understanding of the object of study are created.

Next, a large chapter examines the effect of hydrogen on the operation of two modern civil aviation engines, CFM LEAP-1A26 and PW1127G. The modeling of the engines and the various conditions studied have been done with the use of the commercial software GasTurb 13. Also, a similar work is done for the part of biofuels, but on a much smaller scale. The reason is that their effect on engine operation is not as significant as that of hydrogen, nor are new aircraft structures required, which is required to store the last one.

Having completed the part of the changes brought about by the alternative fuels mentioned above in various engine quantities, an attempt is made to model an A320neo aircraft, for the use of hydrogen. Basic aircraft dimensioning relations are used to approach a hydrogen aircraft as best as possible. The changes brought about by the large volume of hydrogen required for the safe mission of a flight are of interest and affect both the structural and the aerodynamic part of the aircraft.

The next chapter analyzes the Athens-Berlin mission with the hydrogen aircraft that has been modeled, using the CAMACM software. The purpose of this analysis is to compare the differences in the fuel mass when hydrogen is the aviation fuel from the corresponding for the conventional Jet-A1 calculated in the previous chapter with those resulting from a commercial software and to certify their validity.

In the last research section of the work, an economic-technical study of the use of hydrogen as an aviation fuel is made and compared with the corresponding values of the Jet-A1, as they are formed taking into account the cost that is related with the rights of the carbon dioxide emissions produced by its combustion. Also, the environmental effects of the use of the two fuels are reported and an attempt is made to determine the amount of the basic pollutants that result from the combustion of each fuel type.

Ακρωνύμια-Σημασία

ASTM: American Society for Testing and Materials

BADA: Base of Aircraft Data

Bio-SPK: Bio-derived Synthetic Paraffinic Kerosene

CAMACM: Commercial Aircraft's Mission Analysis Computational Model

EU ETS: European Union Emissions Trading System

GMBM: Global Market Based Measure

HEFA: Hydroprocessed Esters and Fatty Acids

HPO: Heavy Pyrolysis Oil

HRJ: Hydrotreated Renewable Jet

HVO: Hydrotreated Vegetable Oil

IATA: International Air Transport Association

ICAO: International Civil Aviation Organization

Περιεχόμενα

1.	Εισαγωγή	10
1.1	Πλαίσιο	10
1.2	Σκοπός, Ερωτήματα και Στόχοι.....	11
1.3	Οριοθέτηση.....	11
1.4	Διάρθρωση της Εργασίας	11
2.	Εναλλακτικά Καύσιμα.....	14
2.1	Βιοκαύσιμα	15
2.1.1	Ανανεώσιμες Πρώτες Ύλες	15
2.1.2	Επικρατέστερα Βιοκαύσιμα.....	16
2.1.3	Πιστοποίηση Βιοκαυσίμων.....	18
2.1.4	Εμπειρία Χρήσης Βιοκαυσίμων σε Πολιτικές Πτήσεις.....	19
2.1.5	Οργανωμένες Μονάδες Παραγωγής Βιοκαυσίμων	20
2.1.6	Ζητήματα προς Επίλυση	20
2.1.7	Επίδραση Βιοκαυσίμων στη Λειτουργία Αεροπορικού Κινητήρα	21
2.2	Υδρογόνο	22
2.2.1	Ιδιότητες	22
2.2.2	Μέθοδοι Παραγωγής	22
2.2.3	Ιστορική Αναδρομή Χρήσης Υδρογόνου στην Αεροπορία	23
2.2.4	Πρόσφατες & Τρέχουσες Μελέτες.....	24
2.2.5	Ζητήματα προς Επίλυση	27
2.2.6	Τροποποιήσεις Αεροσκαφών Υδρογόνου	28
2.3	Πολιτικές Προώθησης των Εναλλακτικών Καυσίμων	34
2.4	Σύνοψη-Συμπεράσματα	35
3.	Επίδραση Βιοκαυσίμων & Υδρογόνου στη Λειτουργία Αεροπορικού Κινητήρα.....	36
3.1	Γενικές Πληροφορίες Διάφορων Τύπων Βιοκαυσίμου	37
3.2	Επίδραση Βιοκαυσίμων στην Ειδική Κατανάλωση Καυσίμου του Κινητήρα & Επαλήθευση Αποτελεσμάτων	38
3.3	Χρήση Υδρογόνου ως Καύσιμο στο Σημείο Σχεδίασης των Κινητήρων.....	39
3.3.1	Συνθήκες Εδάφους	39
3.3.2	Φάκελος Πτήσης (Flight Envelope).....	44
3.3.3	Αποστολή (Mission)	46
3.4	Off-Design Χρήση Υδρογόνου στους Συμβατικούς Κινητήρες.....	49
3.4.1	Παραμετρική Ανάλυση Εκτός Σημείου Σχεδίασης για Διάφορες Θερμοκρασίες Περιβάλλοντος (Συνθήκες Εδάφους)	49
3.4.2	Παραμετρική Ανάλυση Εκτός Σημείου Σχεδίασης για Διάφορους Αριθμούς Mach (Συνθήκες Εδάφους)	53
3.5	Επαλήθευση Αποτελεσμάτων	55
3.6	Σύνοψη-Συμπεράσματα	59
4.	Μοντελοποίηση Αεροσκάφους με Υδρογόνο	61
4.1	Βασικά Μεγέθη Αεροσκάφους A320neo	61
4.2	Διαστασιολόγηση Δεξαμενών Υδρογόνου και Δομικές Αλλαγές Καινούργιου Αεροσκάφους	63
4.3	Επαλήθευση Αποτελεσμάτων	67

4.4	Υπολογισμός Πολικών Διαγραμμάτων & Επαλήθευση Αποτελεσμάτων	69
4.5	Χαρακτηριστικά Διαγράμματα Κινητήρων A320neo	75
4.6	Σύνοψη-Συμπεράσματα	76
5.	Ανάλυση Αποστολής Αεροσκάφους Υδρογόνου	77
5.1	Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο	77
5.2	Σύνοψη-Συμπεράσματα	80
6.	Οικονομική Αποτίμηση Κόστους Υδρογόνου & Περιβαλλοντικές Επιπτώσεις Χρήσης του ως Καύσιμο Αεροπορίας	81
6.1	Οικονομική Διαφορά Jet-A1 και Υδρογόνου ως Καύσιμο Αεροπορίας.....	81
6.2	Περιβαλλοντικές Επιπτώσεις Υδρογόνου ως Καύσιμο Αεροπορίας.....	85
6.3	Σύνοψη-Συμπεράσματα	87
7.	Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα	88
8.	Κατάλογος Πινάκων.....	91
9.	Κατάλογος Σχημάτων	92
10.	Κατάλογος Εικόνων	95
11.	Κατάλογος Αναφορών	96
12.	Παράρτημα I: GasTurb 13.....	99

1. Εισαγωγή

1.1 Πλαίσιο

Η αξιοπιστία των αερομεταφορών σε συνδυασμό με την άνεση που παρέχεται στους επιβάτες κατά τη διάρκεια του ταξιδιού, έχουν καταστήσει την αεροπλοΐα ως το ασφαλέστερο και επικρατέστερο μέσο μεταφοράς ανθρώπων για κάλυψη μεγάλων αποστάσεων, όπου η μετακίνηση με τα υπόλοιπα μέσα θα ήταν πιο κουραστική και χρονοβόρα. Μάλιστα, η ζήτηση αυτή αναμένεται να αυξηθεί με την πάροδο των χρόνων, καθώς τα ταξίδια αποτελούν αναπόσπαστο κομμάτι της σύγχρονης ζωής του ανθρώπου. Επακόλουθο της αυξανόμενης αυτής ζήτησης αποτελεί η απαίτηση περισσότερης ποσότητας αεροπορικών καυσίμων.

Τα καύσιμα που χρησιμοποιούνται ευρέως μέχρι σήμερα στην αεροπορική βιομηχανία έχουν ως πρώτη ύλη τα ορυκτά καύσιμα, οπότε ο κίνδυνος εξάντλησης του μεγαλύτερου μέρους αυτών φαντάζει υπαρκτός στο μέλλον. Η υπέρμετρη χρήση των συγκεκριμένων καυσίμων έχει τόσο οικονομικό όσο και περιβαλλοντικό αντίκτυπο. Όσον αφορά το οικονομικό κομμάτι, το κόστος του καυσίμου πρέπει να διατηρηθεί σε λογικά πλαίσια, καθώς όσο μειώνονται οι ποσότητες τόσο θα αυξάνεται η χρηματική του αξία. Όσον αφορά τις περιβαλλοντικές επιπτώσεις, οι αυξανόμενες εκπομπές CO₂, οι οποίες προκύπτουν ως προϊόντα της καύσης των συμβατικών καυσίμων που χρησιμοποιούνται στην αεροπορία, είναι σημαντικές και ανησυχούν. Συγκεκριμένα, σύμφωνα με δεδομένα που δημοσίευσε ο ICAO το 2016, από μετρήσεις που έγιναν το 2010, οι εκπομπές CO₂ από τη διεθνή αεροπορία ανήλθαν σε 448 Mt, με προβλέψεις να κάνουν λόγο ότι μπορεί να φτάσουν τους 755 Mt μέχρι το 2020, ενώ αν δε ληφθούν επειγόντως μέτρα το 2050 μπορεί να φτάσουν έως και 2.700 Mt [1].

Η στροφή, λοιπόν, προς καύσιμα που προέρχονται από ανανεώσιμες πηγές αποτελεί μία λύση, η οποία παρέχει πολύπλευρα οφέλη. Η χρήση βιοκαυσίμων αλλά και υγρού υδρογόνου αποτελούν ελπιδοφόρες επιλογές στην προσπάθεια αντικατάστασης των συμβατικών αεροπορικών καυσίμων. Η υλοποίηση της παραπάνω πρότασης μόνο εύκολη δε χαρακτηρίζεται, καθώς είναι αρκετά τα ζητήματα που καλούνται να ξεπεράσουν οι αρμόδιοι φορείς. Ως βραχυπρόθεσμη λύση, μελετάται η χρήση μειγμάτων από βιοκαύσιμο και συμβατικό καύσιμο κηροζίνης, έως ότου πιστοποιηθεί η ασφάλεια της χρήσης βιοκαυσίμων ως αυτοτελές καύσιμο. Το υδρογόνο αποτελεί μία μακροπρόθεσμη επιλογή, η οποία θα εφαρμοστεί στην πράξη σε βάθος χρόνου, καθώς απαιτούνται αλλαγές στο σχεδιασμό των αεροσκαφών, των συστημάτων πρόωσης και στις υποδομές τροφοδότησης στα αεροδρόμια.

1.2 Σκοπός, Ερωτήματα και Στόχοι

Σκοπός της συγκεκριμένης διπλωματικής εργασίας είναι η διερεύνηση της επίδρασης του υδρογόνου ως καύσιμο αεροπορίας. Επίσης, με βάση τις βιβλιογραφικές αναφορές σχεδιάζονται οι δεξαμενές που θα χρησιμοποιηθούν για την αποθήκευση του υγρού υδρογόνου, ενώ διαστασιολογείται το αεροσκάφος A320neo εκ νέου για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο.

Τα ερωτήματα που καλούνται να απαντηθούν καθ' όλη την έκταση της εργασίας είναι οι αλλαγές που θα έχουν βασικά μεγέθη του κινητήρα, όπως η ώση, η κατανάλωση καυσίμου, ο συνολικός λόγος πίεσης, η παροχή που αναρροφάται και η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων στην αλλαγή του καυσίμου. Επιπλέον, ενδιαφέρον παρουσιάζουν οι δομικές αλλαγές των αεροσκαφών με υδρογόνο και θα γίνει κατανοητό το βασικό πρόβλημα που τροχοδρομεί τη χρήση του ως καύσιμο αεροπορίας.

Τέλος, έχει γίνει και μία σύντομη αναφορά στα βιοκαύσιμα, των οποίων η μελέτη περιορίζεται στην επίδραση που έχουν στην ειδική κατανάλωση ενός αεροπορικού κινητήρα.

1.3 Οριοθέτηση

Γίνεται μία προσπάθεια να αποκτήσει ο αναγνώστης μία γενική ιδέα για τις αλλαγές που επιφέρει το υδρογόνο ως καύσιμο σε έναν κινητήρα αεροπορικής χρήσης, αλλά και σε ολόκληρη τη δομή του αεροσκάφους. Στα πλαίσια της εργασίας αυτής δεν περιλαμβάνεται βελτιστοποίηση κινητήρα με καύσιμο το υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης. Επίσης, δεν ερευνώνται καινοτόμες διατάξεις κινητήρα που θα είναι πιο αποδοτικοί στη χρήση υδρογόνου.

1.4 Διάρθρωση της Εργασίας

Η δομή της παρούσης διπλωματικής εργασίας διαμορφώνεται με τον τρόπο που παρουσιάζεται παρακάτω, έτσι ώστε να γίνει μία ομαλή εισαγωγή στο κομμάτι των εναλλακτικών καυσίμων για χρήση τους ως καύσιμο αεροπορίας, καθώς και να καλύψει όσο το δυνατόν καλύτερα τα ερωτήματα που τέθηκαν παραπάνω.

Στο δεύτερο κεφάλαιο παρουσιάζεται το θεωρητικό υπόβαθρο γύρω από τα βιοκαύσιμα και το υδρογόνο, που αποτελούν μέρος μελέτης της συγκεκριμένης εργασίας. Συγκεκριμένα, αναφέρονται οι τρόποι παραγωγής του κάθε καυσίμου, η μέχρι στιγμής χρήση τους σε πραγματικές πτήσεις, οι διάφορες μελέτες και έρευνες που έχουν γίνει ή γίνονται για τα συγκεκριμένα καύσιμα, έτσι ώστε να διαπιστωθεί κατά πόσο μπορούν να χρησιμοποιηθούν ως καύσιμο αεροπορίας, καθώς και τα προβλήματα που πρέπει να ξεπεραστούν έτσι ώστε να εισχωρήσουν δυναμικά ως επιλογές καυσίμου στο χώρο της αεροπορικής βιομηχανίας. Επιπλέον, προτείνονται διάφορες αλλαγές, όπως έχουν αντληθεί από τη βιβλιογραφία, στις δομές των αεροσκαφών και των αεροπορικών κινητήρων που θα μπορούσαν να γίνουν κυρίως για το υδρογόνο, οι οποίες θα δημιουργήσουν πρόσφορο έδαφος για τη χρήση του ως ασφαλές καύσιμο αεροπορίας

Επίσης, αναφέρονται ορισμένες πολιτικές που έχουν σκοπό την προώθηση των εναλλακτικών καυσίμων και τη μείωση των εκπομπών του διοξειδίου του άνθρακα.

Στο τρίτο κεφάλαιο διερευνάται η επίδραση των βιοκαυσίμων και του υδρογόνου στη λειτουργία αεροπορικού κινητήρα μεγάλου λόγου παράκαμψης πολιτικής χρήσης. Οι κινητήρες που έχουν επιλεγεί είναι ο CFM LEAP-1A26 και PW1127G, οι οποίοι αμφότεροι χρησιμοποιούνται στο αεροσκάφος A320neo. Το πρόγραμμα που χρησιμοποιείται για μοντελοποίηση των κινητήρων και διεκπεραίωση των υπολογισμών είναι το GasTurb 13. Αρχικά, γίνεται μία σύντομη μελέτη της επίδρασης των διάφορων τύπων βιοκαυσίμου στην ειδική κατανάλωση του κινητήρα. Ο λόγος που δεν έγινε εκτενέστερη έρευνα στο κομμάτι των βιοκαυσίμων είναι γιατί έχουν γίνει αρκετές μελέτες μέχρι τώρα πάνω σε αυτά, ενώ δεν παρουσιάζονται σημαντικές διαφορές στα μεγέθη του κινητήρα, όσο αυτές που διαπιστώνονται για το υδρογόνο. Για το υδρογόνο εξετάζονται δύο σενάρια χρήσης του στους παραπάνω κινητήρες. Πρώτα, γίνεται επιλογή του υδρογόνου ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης των κινητήρων, διατηρώντας βασικά μεγέθη που τον χαρακτηρίζουν σταθερά. Έπειτα, γίνεται χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο στους κινητήρες αυτούς, όπως έχουν σχεδιαστεί για Jet-A1, δηλαδή γίνεται έρευνα της επίδρασης της εκτός σημείου σχεδίασης αλλαγής καυσίμου. Παρουσιάζονται οι διαφορές στην ώση, την ειδική κατανάλωση καυσίμου, το συνολικό λόγο πίεσης και άλλα βασικά μεγέθη που εμφανίζονται για χρήση του ως καύσιμο από τις αντίστοιχες για καύσιμο κηροζίνη. Οι μελέτες γίνονται τόσο σε συνθήκες εδάφους όσο και σε διάφορες φάσεις μίας αποστολής. Τα αποτελέσματα που προκύπτουν συγκρίνονται με αντίστοιχες έρευνες από τη βιβλιογραφία, αλλά και με αντίστοιχα αποτελέσματα από το λογισμικό PROOSIS του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π., έτσι ώστε να διαπιστωθεί η εγκυρότητά τους.

Στο τέταρτο κεφάλαιο επιλέγεται να μοντελοποιηθεί το σύγχρονο αεροσκάφος A320neo, έτσι ώστε να μπορεί να τροφοδοτηθεί με υδρογόνο. Αρχικά, γίνεται διαστασιολόγηση των δεξαμενών που προορίζονται να αποθηκεύσουν τις ποσότητες υδρογόνου, χρησιμοποιώντας πληροφορίες από δημοσιεύσεις της NASA. Έπειτα, κάνοντας χρήση απλών σχέσεων διαστασιολόγησης αεροσκαφών, συγκρίνονται οι αλλαγές που επιφέρουν οι μεγάλες αυτές δεξαμενές στη δομή του καινούργιου αεροσκάφους. Επίσης, χρησιμοποιώντας εμπειρικές σχέσεις εξάγονται τα πολιτικά διαγράμματα του αεροσκάφους για διάφορες φάσεις αποστολής τόσο για χρήση Jet-A1 ως καύσιμο (συμβατική δομή A320neo) όσο για χρήση υδρογόνου. Όλα τα παραπάνω αποτελέσματα συγκρίνονται με αντίστοιχα από μελέτες που βρέθηκαν στη βιβλιογραφία, έτσι ώστε να έχουμε ένα μέτρο για το πού κυμαίνονται τα αποτελέσματα της εργασίας.

Στο πέμπτο κεφάλαιο μελετάται η ανάλυση αποστολής της διαδρομής Αθήνας-Βερολίνου του αεροσκάφους A320neo που μοντελοποιήθηκε για χρήση υδρογόνου ως καύσιμο. Τα αποτελέσματα έχουν προκύψει από το λογισμικό CAMACM, που χρησιμοποιείται στο Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π. Το μέγεθος στο οποίο δίνεται ιδιαίτερη σημασία είναι η μάζα του καυσίμου. Συγκεκριμένα, σκοπός είναι η σύγκριση των διαφορών που προκύπτουν για χρήση υδρογόνου από τις αντίστοιχες τιμές για καύσιμο Jet-A1 με τις αυτές που έχουν υπολογιστεί καθ' όλη την έκταση της εργασίας, έτσι ώστε να πιστοποιηθούν τα αποτελέσματα από ένα εμπορικό λογισμικό.

Στο έκτο κεφάλαιο γίνεται μία οικονομοτεχνική μελέτη του υδρογόνου και του Jet-A1 ως καύσιμο αεροπορίας. Λαμβάνεται υπόψιν το κόστος που σχετίζεται με τα δικαιώματα των ρύπων διοξειδίου του άνθρακα στη διαμόρφωση της τελικής τιμής για το κόστος της συμβατικής κηροζίνης και γίνεται σύγκριση με τις τιμές του υδρογόνου, όπως αυτές διαμορφώνονται μέχρι σήμερα. Επίσης, εκτιμώνται οι επιπτώσεις που επιφέρει η καύση καθενός από τα παραπάνω καύσιμα στο περιβάλλον.

Στο έβδομο κεφάλαιο παρουσιάζονται τα συμπεράσματα που προκύπτουν από όλη την ερευνητική δουλειά που έγινε στα πλαίσια της παρούσης διπλωματικής εργασίας και προτείνονται ιδέες για μελλοντική εργασία πάνω στο συγκεκριμένο κομμάτι.

2. Εναλλακτικά Καύσιμα

Στο κεφάλαιο αυτό παρατίθενται γενικές πληροφορίες που αφορούν τις δύο κατηγορίες εναλλακτικών καυσίμων που θα μελετηθούν καθ' όλη την έκταση της έκθεσης, τα βιοκαύσιμα και το υδρογόνο. Με αυτό τον τρόπο γίνεται προσπάθεια δημιουργίας του απαραίτητου υπόβαθρου, έτσι ώστε ο αναγνώστης να κατανοήσει καλύτερα και να έχει μία σφαιρική εικόνα του αντικείμενου που πραγματεύεται η συγκεκριμένη διπλωματική εργασία.

Συγκεκριμένα, όσον αφορά τα βιοκαύσιμα, γίνεται αναφορά στις πρώτες ύλες από τις οποίες προέρχονται, στις επικρατέστερες κατηγορίες βιοκαυσίμων που προορίζονται για καύσιμο αεροπορίας καθώς και στις μεθόδους παραγωγής τους, στην πιστοποίηση της ασφαλούς χρήσης τους σε πραγματικές πτήσεις και στα ζητήματα τα οποία πρέπει να επιλυθούν έτσι ώστε να καθιερωθούν στην πολιτική αεροπορία. Επίσης, αναφέρονται ορισμένες αεροπορικές εταιρείες που χρησιμοποιούν τα βιοκαύσιμα ως μείγμα με κηροζίνη.

Όσον αφορά το υδρογόνο αναλύονται τα πλεονεκτήματά του σε σχέση με τα υπόλοιπα καύσιμα, περιγράφονται οι μέθοδοι παραγωγής του, γίνεται ιστορική αναδρομή της χρήσης του στην αεροπορία και παρουσιάζονται ορισμένα καινοτόμα μοντέλα αεροσκαφών με υδρογόνο που μελετώνται την τελευταία δεκαετία. Επιπλέον, παρατίθενται τα θέματα που οφείλουν να επιλύσουν οι αρμόδιοι φορείς στην προσπάθεια χρήσης του υδρογόνου ως αεροπορικό καύσιμο, ενώ παρουσιάζονται ορισμένες αλλαγές στη δομή των αεροσκαφών και των συστημάτων πρόωσης που επιφέρει η χρήση του σε πραγματικές συνθήκες πτήσης.

Τέλος, αναφέρονται συνοπτικά κάποιες πολιτικές προώθησης των παραπάνω εναλλακτικών καυσίμων τόσο σε επίπεδο Ε.Ε όσο και εκτός αυτής.

2.1 Βιοκαύσιμα

2.1.1 Ανανεώσιμες Πρώτες Ύλες

Σύμφωνα με τις βιβλιογραφικές αναφορές [1], [2] και [3] οι βασικές πρώτες ύλες από τις οποίες παράγονται τα βιοκαύσιμα που προορίζονται για χρήση στην αεροπορική βιομηχανία είναι οι εξής:

Camelina

Η Camelina αποτελεί μία μη-βρώσιμη καλλιέργεια, χαρακτηριστικό της οποίας είναι η υψηλή περιεκτικότητα του φυτού σε λάδι (30-40%). Μπορεί να αναπτυχθεί και σε άγονο έδαφος ή περιθωριακή γη, ενώ απαιτείται λίγη ποσότητα λιπάσματος για την ανάπτυξη της. Επίσης, το κόστος για την παραγωγή του λαδιού από το συγκεκριμένο φυτό είναι πολύ μικρό, περίπου 0,40-0,70 \$/ gal, το οποίο είναι πολύ σημαντικό, καθώς η μειωμένη τιμή των πρώτων υλών διαδραματίζει καθοριστικό ρόλο στο να διατηρηθεί η τελική τιμή του καυσίμου σε λογικά πλαίσια. Καλλιέργειες Camelina υπάρχουν στην Ευρώπη, την Ασία, τη Βόρεια και Νότια Αμερική, την Αυστραλία και τη Νέα Ζηλανδία.

Jatropha

Όπως και η Camelina, η καλλιέργεια του φυτού Jatropha δεν είναι βρώσιμη. Η ικανότητά του να αναπτύσσεται με γρήγορο ρυθμό ακόμα και σε περιθωριακή γη ή μη παραγωγικό έδαφος υπό δυσμενείς κλιματολογικές συνθήκες, όπως η ξηρασία, το καθιστά μία επίσης πολύ καλή επιλογή για παραγωγή βιοκαυσίμων, αφού δε δημιουργεί προβλήματα στις καλλιεργήσιμες εκτάσεις που προορίζονται για βρώση των ανθρώπων. Καλλιέργειες Jatropha μέχρι τώρα γίνονται στη Νοτιοανατολική Ασία, τη Νότια Αφρική, τη Νότια και Κεντρική Αμερική.

Φύκια

Τα φύκια αποτελούν μία επιπλέον αξιόλογη επιλογή πρώτης ύλης. Οι ελάχιστες σε σχέση με τα υπόλοιπα φυτά απαιτήσεις για γη ή νερό έτσι ώστε να επιβιώσουν και να αναπτυχθούν σε συνδυασμό με τις μεγάλες ποσότητες λιπιδίων και υδατανθράκων που περικλείουν δημιουργούν ευνοϊκό κλίμα για έρευνα και μελέτη τους στην προσπάθεια εδραίωσης των βιοκαυσίμων ως καύσιμο αεροπορίας. Αξιοσημείωτο είναι το γεγονός ότι τα φύκια λόγω του υψηλού ποσοστού απορρόφησης του διοξειδίου του άνθρακα μπορούν να αναπτυχθούν χρησιμοποιώντας το φως του ηλίου, το διοξείδιο του άνθρακα αλλά ακόμα και τα απόβλητα, εκτός από νερό. Επίσης, διαθέτουν γρηγορότερο ρυθμό ανάπτυξης τόσο από την Camelina όσο και από τη Jatropha.

Απόβλητα/ Βιομάζα

Οικιακά και αστικά απόβλητα, βιομηχανικά και γεωργικά υπολείμματα, απόβλητα φυτικής και ζωικής προέλευσης κ.α. μπορούν να μετατραπούν σε βιοκαύσιμα μέσω διαφορετικών διεργασιών. Οι συγκεκριμένοι πόροι είναι χαμηλού κόστους, καθώς γίνεται αναφορά σε ύλες οι οποίες δεν έχουν κάποια χρησιμότητα πλέον, ενώ είναι εύκολα διαθέσιμοι. Τα αστικά απόβλητα, όπως το χρησιμοποιημένο μαγειρικό λάδι και τα λύματα είναι πλούσια σε λιπίδια και ευρέως διαθέσιμα, οπότε η χρήση τους ως πρώτη ύλη για την παραγωγή βιοκαυσίμων συμβάλλει στο να ξεπεραστούν δυσκολίες που αφορούν τη

διαθεσιμότητα της γης, την άρδευση των καλλιεργειών και τη μίσθωση των εργατικών χεριών.

Αλόφυτα

Τα αλόφυτα αποτελούν φυτά, τα οποία ευδοκούν σε αλμυρά νερά, όπου η περιεκτικότητα σε άλατα είναι υψηλή. Αναπτύσσονται, κυρίως, σε τροπικές περιοχές, ενώ φύονται σε εδάφη πλούσια σε χλωριούχο νάτριο, όπως είναι η έρημος και οι παράκτιες περιοχές, οι θάλασσες, οι λίμνες και τα έλη. Το πλεονέκτημά τους είναι ότι δεν ανταγωνίζονται τις γεωργικές καλλιέργειες όσον αφορά τη γη και την παροχή γλυκού νερού.

2.1.2 Επικρατέστερα Βιοκαύσιμα

Οι δύο επικρατέστερες κατηγορίες βιοκαυσίμων, οι οποίες έχουν δοκιμαστεί και υποβληθεί σε αρκετές δοκιμές κινητήρων, αλλά και σε πραγματικές πτήσεις πολιτικών και στρατιωτικών αεροσκαφών, είναι τα Υδρογονοκατεργασμένα Φυτικά Έλαια (HVO) και τα καύσιμα Fisher-Tropsch. Τα καύσιμα αυτά έχουν την ικανότητα να μπορούν να αναμειγνύονται με το ευρέως χρησιμοποιούμενο αεροπορικό καύσιμο Jet-A/A1 ή και με οποιοδήποτε άλλο συμβατικό αεροπορικό καύσιμο κηροζίνης, χωρίς να απαιτούνται ουσιαστικές τροποποιήσεις στον κινητήρα ή τη δομή του αεροσκάφους. Για το λόγο αυτό, ονομάζονται και “drop-in-fuels”. Ακολουθεί λεπτομερέστερη αναφορά στις δύο μεγάλες αυτές κατηγορίες βιοκαυσίμων και στις μεθόδους παραγωγής τους, σύμφωνα με τις πληροφορίες οι οποίες αντλήθηκαν και επεξεργάστηκαν από τις βιβλιογραφικές πηγές [2] και [4].

Υδρογονοκατεργασμένα Φυτικά Έλαια (HVO)

Εκτός από την ονομασία Υδρογονοκατεργασμένα Φυτικά Έλαια (HVO), η ASTM χρησιμοποιεί και τους όρους Υδρογονοεπεξεργασμένο Ανανεώσιμο Αεροπορικό Καύσιμο (HRJ), Βιοπαραγώμενη Συνθετική Παραφινική Κηροζίνη (Bio-SPK) και Υδρογονοεπεξεργασμένοι Εστέρες και Λιπαρά Οξέα (HEFA) για το συγκεκριμένο βιοκαύσιμο.

Οι ιδιότητες αυτής της κατηγορίας βιοκαυσίμου είναι πολύ κοντά σε αυτές των συμβατικών αεροπορικών καυσίμων που χρησιμοποιούνται σήμερα. Συγκεκριμένα, τα βιοκαύσιμα HVO είναι υψηλής ενεργειακής περιεκτικότητας, κάτι που σημαίνει ότι θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν ως αυτοτελές καύσιμο χωρίς ανάμειξη με Jet-A. Χαρακτηρίζονται από υψηλό αριθμό κετανίου και υψηλή θερμική ευστάθεια, τα οποία πιστοποιούν την υψηλή ενεργειακή τους απόδοση. Ένα από τα πιο σημαντικά πλεονεκτήματά τους είναι η μείωση των εκπομπών μονοξειδίου του άνθρακα CO, υδρογονανθράκων HC και οξειδίων του αζώτου NO_x, τα οποία αποτελούν αέρια του θερμοκηπίου και οφείλονται για την υπερθέρμανση του πλανήτη. Η απουσία, όμως, αρωματικών ενώσεων και θείου S από τη σύστασή τους μειώνει την λιπαντικότητά τους και δημιουργεί θέματα στεγανοποίησης του καυσίμου στον κινητήρα.

Στο σημείο αυτό, έχοντας αναφερθεί στις ιδιότητες των βιοκαυσίμων HVO, για λόγους πληρότητας γίνεται συνοπτική περιγραφή της μεθόδου παραγωγής των. Αρχικά, η πρώτη

ύλη υποβάλλεται σε υδρογονοκατεργασία για την παραγωγή του βιοκαυσίμου. Η υδρογονοκατεργασία μπορεί να πραγματοποιηθεί σε διυλιστήρια πετρελαίου, όπου πραγματοποιείται η ίδια χημική επεξεργασία που ακολουθείται και στη διύλιση της κηροζίνης. Τα έλαια, λοιπόν, καθαρίζονται για την απομάκρυνση ακαθαρσιών χρησιμοποιώντας τυπικές διαδικασίες καθαρισμού λαδιού. Έπειτα, μετατρέπονται σε παραφίνες μικρής αλυσίδας, με την αφαίρεση των μορίων οξυγόνου. Η αφαίρεση των μορίων O_2 αυξάνει τη θερμότητα καύσης του βιοκαυσίμου και η απομάκρυνση των ολεφινών αυξάνει τη θερμική και οξειδωτική σταθερότητά του. Στη συνέχεια, μία δεύτερη αντίδραση λαμβάνει χώρα κατά την οποία σπάει τελείως η αλυσίδα παραφινών. Το τελικό προϊόν αποτελεί ένα καύσιμο, το οποίο περιέχει τους ίδιους τύπους μορίων που απαντώνται συνήθως σε συμβατικά καύσιμα με βάση το πετρέλαιο.

Καύσιμα Fisher-Tropsch

Από τις αρχές της δεκαετίας του 1990, η Sasol έχει αναπτύξει την ιδέα των συνθετικών καυσίμων Fisher-Tropsch. Αποτελούν καύσιμα υψηλής ποιότητας και για την παραγωγή τους χρησιμοποιούνται ως πρώτη ύλη το φυσικό αέριο, ο άνθρακας και η βιομάζα σε αντίθεση με την προηγούμενη κατηγορία βιοκαυσίμων των οποίων πρώτη ύλη είναι τα φυτικά έλαια, τα έλαια φυκιών και το μαγειρικό λάδι.

Παρουσιάζουν τις ίδιες ιδιότητες με τα βιοκαύσιμα HVO, δηλαδή έχουν υψηλό αριθμό κετανίου, υψηλή θερμική ευστάθεια, ενεργειακή περιεκτικότητα ισάξια με αυτή των καυσίμων Jet-A, χαμηλή περιεκτικότητα σε θείο και αρωματικές ενώσεις και μειωμένες εκπομπές αερίων θερμοκηπίου. Επιπλέον, σε σύγκριση με τα συμβατικά αεροπορικά καύσιμα, παρουσιάζουν εξαιρετικές ιδιότητες σε χαμηλές θερμοκρασίες περιβάλλοντος, όπου και εμφανίζουν μικρό ιξώδες. Το γεγονός αυτό θα μπορούσε να συμβάλλει στη βελτίωση της λειτουργικότητας του κινητήρα σε μεγάλο υψόμετρο, αλλά και κατά την εκκίνησή του. Υπάρχει, όμως, και ένα μειονέκτημα το οποίο πρέπει να ληφθεί υπόψιν, ώστε να καθιερωθεί και εδραιωθεί η χρήση των συγκεκριμένων καυσίμων στην προσπάθεια μείωσης των εκπομπών CO_2 . Συγκεκριμένα, λοιπόν, κατά τη διάρκεια της διαδικασίας Fisher-Tropsch απελευθερώνονται 1,8 φορές περισσότερο CO_2 στην ατμόσφαιρα σε σύγκριση με αυτό από τη διαδικασία διύλισης του αργού πετρελαίου για παραγωγή κηροζίνης. Τα καύσιμα Fisher-Tropsch μπορούν να θεωρηθούν ως βιώσιμη εναλλακτική λύση μόνο εάν η ποσότητα του CO_2 που εκπέμπεται κατά τη διάρκεια της παραγωγής τους συλληχθεί και απομονωθεί μόνιμα. Ωστόσο, κάτι τέτοιο θα αύξανε σημαντικά το κόστος των συγκεκριμένων καυσίμων.

Όπως αναφέρει και η ίδια η ονομασία της συγκεκριμένης κατηγορίας βιοκαυσίμων, η μέθοδος παραγωγής που ακολουθείται για να προκύψει η τελική τους μορφή και σύσταση είναι η διαδικασία Fisher-Tropsch. Η μετατροπή του άνθρακα και της βιομάζας γίνεται σε δύο στάδια. Αρχικά, μέσω της θέρμανσης με έλλειψη O_2 , σχηματίζεται ένα αέριο το οποίο αποτελείται κυρίως από CO και H_2 . Στη συνέχεια καθαρίζεται από το CO_2 και τυχόν ακαθαρσίες, οπότε ακολουθεί η μετατροπή του σε υγρή μορφή στον αντιδραστήρα Fisher-Tropsch. Όσον αφορά το φυσικό αέριο, δεν ακολουθείται το πρώτο βήμα που περιεγράφηκε παραπάνω, αλλά καθώς βρίσκεται ήδη σε αέρια μορφή, καθαρίζεται από τυχόν ακαθαρσίες και έπειτα υγροποιείται μέσω της διαδικασίας Fisher-Tropsch. Αξίζει να τονιστεί, ότι κατά την αεριοποίηση της βιομάζας, κάθε είδους

οργανικής ύλης μπορεί να χρησιμοποιηθεί, ακόμη και διαφορετικά είδη αποβλήτων. Ακόμα, όμως, και αν η ποιότητα της πρώτης ύλης είναι διαφορετική, το περιεχόμενο και η ποιότητα του αερίου που παράγεται δεν παρουσιάζει διαφορές.

Εκτός από τις δύο πιο διαδεδομένες κατηγορίες βιοκαυσίμων, υπάρχουν και ορισμένες ακόμη, λιγότερο γνωστές, οι οποίες παρουσιάζουν ορισμένα μειονεκτήματα, τα οποία τροχοδρομούν την εμφάνισή τους στο χώρο της αεροπορικής βιομηχανίας. Σύμφωνα με τις βιβλιογραφίες [2] και [4], το βιοντίζελ, οι βιοαλκοόλες και τα καύσιμα που προέρχονται από λάδι πυρόλυσης παρουσιάζονται συνοπτικά παρακάτω.

Βιοντίζελ

Πρώτες ύλες για την παραγωγή βιοντίζελ αποτελούν οι αλκυλεστέρες λιπαρών οξέων, τα φυτικά έλαια και τα ζωικά λίπη, ενώ η διαδικασία που ακολουθείται για την παραγωγή του είναι η διεστεροποίηση. Ως καύσιμο διαθέτει εξαιρετική λιπαντικότητα, υψηλό σημείο ανάφλεξης, θερμική ευστάθεια, καλή αναμειξιμότητα με τα συμβατικά καύσιμα, ενώ εμφανίζει εξαιρετικά μειωμένες εκπομπές αερίων του θερμοκηπίου. Βασικό μειονέκτημά του είναι η πολύ χαμηλότερη ενεργειακή περιεκτικότητα που εμφανίζει σε σχέση με τα συμβατικά αεροπορικά καύσιμα. Επίσης, το σημείο πήξης του είναι πολύ υψηλό, γεγονός που το καθιστά ανεπαρκές για πτήσεις μεγάλου υψομέτρου. Ο συνδυασμός των δύο αυτών μειονεκτημάτων καθιστά το βιοντίζελ μη επαρκή επιλογή για μελλοντικό αεροπορικό καύσιμο.

Βιοαλκοόλες

Οι βιοαλκοόλες ως καύσιμο αεροπορίας χρειάζονται ειδικές υποδομές και συστήματα τροφοδοσίας, ενώ απαιτούνται και τροποποιήσεις στους συμβατικούς αεροπορικούς κινητήρες που χρησιμοποιούνται, με αποτέλεσμα να μην είναι άμεση η εμφάνισή τους στο χώρο των αερομεταφορών. Επίσης, οι βιοαλκοόλες δεν μπορούν να αναμειχθούν με καύσιμα κηροζίνης, καθώς τυχόν ανάμειξή τους θα προκαλούσε ζητήματα ασφάλειας στη λειτουργία του κινητήρα.

Καύσιμα από Λάδι Πυρόλυσης (HPO)

Κατά τη διαδικασία της πυρόλυσης, η βιομάζα θερμαίνεται με ταχύ ρυθμό απουσία οξυγόνου και παράγονται αέρια και υδρατμοί. Με την ψύξη των προϊόντων αυτών, σχηματίζεται μία ρευστή ποσότητα, χρώματος σκούρου καφέ, που ονομάζεται έλαιο πυρόλυσης. Το έλαιο πυρόλυσης δεν μπορεί να αναμειχθεί με την κηροζίνη, λόγω της υψηλής περιεκτικότητάς του σε οξυγόνο και της θερμικής αστάθειάς του. Για να μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε μείγμα με Jet-A, είναι αναγκαία η αναβάθμιση της ποιότητάς του, μέσω της μείωσης της περιεκτικότητάς του σε οξυγόνο και νερό. Όμως, τέτοιες διαδικασίες δεν είναι ακόμα εμπορικές.

2.1.3 Πιστοποίηση Βιοκαυσίμων

Το Σεπτέμβριο του 2009, η ASTM ενέκρινε για πρώτη φορά τα καύσιμα Fisher-Tropsch, ως μείγμα 50% με το κλασσικό αεροπορικό καύσιμο Jet-A1 στα πλαίσια του προτύπου D7655. Ακολούθησε η έγκριση των βιοκαυσίμων HVO σύμφωνα με την προδιαγραφή της

ASTM D7566-11 τον Ιούλιο του 2011, κατά την οποία επιτρέπεται η ανάμειξη της συγκεκριμένης κατηγορίας βιοκαυσίμων με συμβατική κηροζίνη σε ποσοστό 50%. Το όριο ανάμειξης 50% έχει οριστεί και στις δύο περιπτώσεις για να υπάρχουν ικανοποιητικές ποσότητες αρωματικών ενώσεων στο τελικό καύσιμο, καθώς είναι απαραίτητες για την αποτελεσματική και σωστή στεγανοποίηση του καυσίμου στον κινητήρα. Σε αντίθεση με τα καύσιμα Fisher-Tropsch και τα βιοκαύσιμα HVO, τα καύσιμα από λάδι πυρόλυσης περιέχουν ορισμένη ποσότητα αρωματικών ενώσεων, οπότε μπορούν να χρησιμοποιηθούν ως συμπλήρωμα των δύο προαναφερθέντων, όταν φυσικά τα καύσιμα HPO εγκριθούν για ανάμειξη με άλλο καύσιμο. Η πιστοποίηση των βιοκαυσίμων γίνεται με τον ίδιο τρόπο με τον οποίο πιστοποιείται η κηροζίνη και υποβάλλονται στις ίδιες δοκιμές ελέγχου και πιστοποίησης [4], [5].

2.1.4 Εμπειρία Χρήσης Βιοκαυσίμων σε Πολιτικές Πτήσεις

Όπως αναφέρεται στη βιβλιογραφική αναφορά [5], η KLM αποτελεί την πρώτη ευρωπαϊκή αεροπορική εταιρεία, η οποία χρησιμοποίησε για πρώτη φορά μείγμα βιοκαυσίμου από μαγειρικό λάδι με συμβατική κηροζίνη, στην πτήση Άμστερνταμ-Παρίσι το καλοκαίρι του 2011. Το αεροσκάφος της KLM που πέταξε με χρήση βιοκαυσίμων ήταν ένα Boeing 737. Στην *Εικόνα 2.1* απεικονίζεται ένας κινητήρας, ο οποίος χρησιμοποιείται από την αεροπορική εταιρεία KLM, στο κέλυφος του οποίου αναγράφεται ότι τροφοδοτείται από βιοκαύσιμα. Από τότε και ύστερα, ξεκίνησαν να πραγματοποιούνται όλο και περισσότερες πτήσεις με χρήση μειγμάτων βιοκαυσίμου. Συγκεκριμένα, η Lufthansa πρωτοπόρησε παγκοσμίως χρησιμοποιώντας ένα μείγμα βιοκαυσίμου από *Jatropha*, *Camelina* και ζωικά λίπη σε συνδυασμό πάντα με Jet-A σε πτήσεις της διαδρομής Φρανκφούρτη-Αμβούργο με αεροσκάφος Airbus A321. Άλλες ευρωπαϊκές εταιρείες, οι οποίες πραγματοποιούν πτήσεις με εναλλακτικά καύσιμα είναι η Finnair, η Iberia, η Thomson Airways, η Air France, η Norwegian και η SAS.



Εικόνα 2.1: Κινητήρας τροφοδοτούμενος από βιοκαύσιμο (Πηγή: [6])

Εκτός Ευρωπαϊκής Ένωσης, η Alaska Airlines και η Horizon Air εκτελούν τη διαδρομή Σιάτλ-Ουάσινγκτον κάνοντας χρήση μείγματος βιοκαυσίμου από μαγειρικό λάδι και

κηροζίνης με αεροσκάφος Boeing 737. Στη Βραζιλία η Gol Airlines πραγματοποιεί πτήσεις επίσης με αεροσκάφος Boeing 737, τροφοδοτούμενο από βιοκαύσιμο, το οποίο προέρχεται από μη βρώσιμο αραβοσιτέλαιο και χρησιμοποιημένο μαγειρικό λάδι. Τέλος, στην Ασία η Hainan Airlines χρησιμοποιεί μείγμα βιοκαυσίμων-Jet A εκτελώντας την πτήση Σαγκάη-Πεκίνο.

2.1.5 Οργανωμένες Μονάδες Παραγωγής Βιοκαυσίμων

Η Neste Oil αποτελεί μία από τις πιο οργανωμένες εταιρείες διύλισης και εμπορίας βιοκαυσίμων μέχρι σήμερα, η οποία διατηρεί δύο εργοστάσια παραγωγής 190.000 τόνων/ έτος βιοκαυσίμων HVO στη Φινλανδία, ένα εργοστάσιο παραγωγής 800.000 τόνων/ έτος HVO στη Σιγκαπούρη και ορισμένες εγκαταστάσεις παραγωγής 800.000 τόνων/ έτος HVO στο Ρότερνταμ [5].

Όσον αφορά μελλοντικά σχέδια, η Ευρώπη σε συνεργασία με την πορτογαλική εταιρεία Galp Energia μελετούν τη κατασκευή εγκαταστάσεων, όπου θα παράγονται 330.000 τόνοι/ έτος βιοκαύσιμο HVO. Στο ίδιο πλαίσιο, η British Airways συμφώνησε μαζί με την αμερικανική εταιρεία Solen να χρηματοδοτήσουν την ανάπτυξη της πρώτης εγκατάστασης παραγωγής αεροπορικών βιοκαυσίμων από απόβλητα στο Ανατολικό Λονδίνο, έχοντας ως στόχο τη μετατροπή 500.000 τόνων οικιακών απορριμμάτων σε 50.000 τόνους βιοκαυσίμων ετησίως [5].

Πάντως, η τρέχουσα παραγωγή βιοκαυσίμων είναι αρκετά περιορισμένη, σε ποσοστό λιγότερο του 0,1% της συνολικής κατανάλωσης όλων των τύπων αεροπορικών καυσίμων. Η παραγωγή των Υδρογονοκατεργασμένων Φυτικών Ελαίων HVO αποτελεί τη μοναδική έως τώρα ώριμη διαδικασία παραγωγής, η οποία όμως έχει υψηλό κόστος [1].

2.1.6 Ζητήματα προς Επίλυση

Για να μπορέσουν τα βιοκαύσιμα να αποτελέσουν μία βιώσιμη επιλογή ως αεροπορικό καύσιμο θα πρέπει πρώτα να επιλυθούν ορισμένα θέματα, τα οποία παρουσιάζονται παρακάτω, έχοντας λάβει υπόψιν όσα υποστηρίζουν οι συγγραφείς των βιβλιογραφικών πηγών [1] και [5].

Κόστος Παραγωγής

Η διαφορά μεταξύ των τιμών των βιοκαυσίμων και των συμβατικών αεροπορικών καυσίμων έχει μειωθεί αρκετά. Πιο συγκεκριμένα, οι τιμές για τα βιοκαύσιμα είναι 2 έως 4 φορές υψηλότερες σε σχέση με τα ορυκτά καύσιμα, ενώ στην αρχή ήταν περίπου 30 φορές μεγαλύτερες. Παρόλα αυτά, για να είναι ανταγωνιστικά πρέπει να μειωθούν κι άλλο οι τιμές τους, έτσι ώστε να ξεπεραστεί το οικονομικό εμπόδιο.

Διαθεσιμότητα & Βιωσιμότητα Πρώτων Υλών

Οι προκλήσεις που σχετίζονται με την πρώτη ύλη αφορούν τη διαθεσιμότητά της σε μεγάλες ποσότητες και σε σχετικά χαμηλό κόστος. Τα υπάρχοντα βιοκαύσιμα δεν φαίνεται να μπορούν να φανούν ικανά να τροφοδοτήσουν μεγάλες ποσότητες καυσίμου.

Υπάρχουν εκτάσεις που μπορούν να καλλιεργηθούν, παρέχοντας θέσεις εργασίας για τους κατοίκους των περιοχών αυτών, όμως οι εκτάσεις αυτές δεν μπορούν να παράξουν σημαντικές ποσότητες πρώτων υλών για παραγωγή βιοκαυσίμων. Συνεπώς, ο περιορισμένος καλλιεργήσιμος χώρος και οι απαιτήσεις άρδευσης και λιπασμάτων, δημιουργούν ζητήματα, τα οποία οι ιθύνοντες καλούνται να επιλύσουν. Ιδιαίτερη προσοχή θα πρέπει να δοθεί έτσι ώστε να αποφευχθούν ενέργειες, οι οποίες θα δημιουργούσαν επιπρόσθετα περιβαλλοντικά θέματα, όπως για παράδειγμα η αποψίλωση των δασών για συγκομιδή πρώτης ύλης.

Αξιοπιστία & Ασφάλεια Κινητήρα

Οι κύριες προκλήσεις που παρουσιάζονται στη χρήση βιοκαυσίμων ως αυτοτελές αεροπορικό καύσιμο είναι η τάση τους να παγώνουν στις θερμοκρασίες που επικρατούν σε μεγάλο υψόμετρο και οι πτωχότερες ιδιότητες θερμικής ευστάθειας σε υψηλές θερμοκρασίες κινητήρα. Για τους λόγους αυτούς τα βιοκαύσιμα αναμειγνύονται ως ένα ποσοστό με συμβατικά καύσιμα κηροζίνης, έως ότου βρεθούν αξιόπιστες λύσεις που θα υπερνικήσουν τα παραπάνω ζητήματα.

2.1.7 Επίδραση Βιοκαυσίμων στη Λειτουργία Αεροπορικού Κινητήρα

Όπως αναφέρθηκε και στις ιδιότητες των βιοκαυσίμων HVO, δεν απαιτείται κάποια τροποποίηση στον αεροπορικό κινητήρα ούτε κάποια αλλαγή στη δομή του αεροσκάφους. Για το λόγο αυτό και η εφαρμογή τους είναι πιο εύκολη σε σχέση με το υδρογόνο, το οποίο θα αναλυθεί εκτενέστερα στην υποενότητα που ακολουθεί. Στην παράγραφο αυτή γίνεται αναφορά σε ορισμένες δοκιμές που έγιναν σε γνωστούς κινητήρες με χρήση βιοκαυσίμου και παρατίθενται τυχόν διαφορές που διαπιστώθηκαν στη λειτουργία τους, όπως αντλήθηκαν από τη βιβλιογραφική πηγή [7].

Το 2008, αεροσκάφη Boeing 747-400 της εταιρείας Air New Zealand πραγματοποίησαν δοκιμαστικές πτήσεις με τον έναν από τους τέσσερις κινητήρες τους, RB211-524, να τροφοδοτείται από μείγμα 50% Jatropa και 50% Jet-A1. Σημαντικές αλλαγές, όμως, δεν παρατηρήθηκαν. Το 2009, μία επίσης δοκιμαστική πτήση πραγματοποιήθηκε από τη Japan Airlines, όπου ένα Boeing 737-300 πέταξε χρησιμοποιώντας μείγμα 50% βιοκαυσίμου, το οποίο αποτελούταν από 42% Camelina και 8% Jatropa, με 50% κηροζίνη σε έναν από τους κινητήρες PWJT9D-7R4G2. Ομοίως πάλι δεν παρατηρήθηκε κάποια αξιοσημείωτη διαφορά στην απόδοση του κινητήρα. Το ίδιο έτος, διεξήχθησαν δοκιμές εδάφους σε κινητήρα εκτός πτέρυγας για την αξιολόγηση της Jatropa και της Βιοσυνθετικής Παραφινικής Κηροζίνης που προέρχεται από φύκια στην απόδοση και τις εκπομπές του κινητήρα. Χρησιμοποιήθηκε ένας κινητήρας CFM56-7B, ο οποίος τροφοδοτήθηκε αρχικά από μείγμα Jet-A με 25% Bio-SPK, ενώ στη συνέχεια το ποσοστό του αυξήθηκε στο 50%. Παρατηρήθηκε ότι όσο αυξανόταν το ποσοστό ανάμειξης του Bio-SPK, μειωνόταν τόσο η κατανάλωση όσο και η παροχή καυσίμου.

2.2 Υδρογόνο

2.2.1 Ιδιότητες

Το υδρογόνο παρουσιάζει αρκετά πλεονεκτήματα σε σχέση με τα καύσιμα που χρησιμοποιούνται ήδη, αλλά και από αυτά που μελετώνται. Στην παράγραφο αυτή παρουσιάζονται ορισμένα χαρακτηριστικά του υδρογόνου ως αεροπορικό καύσιμο, τα οποία έχουν συνοψιστεί έπειτα από την ανάγνωση των βιβλιογραφικών πηγών [8] και [9].

Αρχικά, υπάρχει σε αφθονία στη φύση, μιας και πρωτογενής του πηγή είναι το νερό. Συνεπώς, δεν τίθεται κάποιο θέμα βιωσιμότητας της πρώτης ύλης, όπως συμβαίνει στα ορυκτά καύσιμα. Επίσης, δεν περιέχει καθόλου άνθρακα C, υδρογονάνθρακες HC και θείο S, οπότε κατά την καύση του παράγονται μόνο υδρατμοί και οξείδια του αζώτου NO_x. Τα οξείδια του αζώτου παράγονται κυρίως σε θερμοκρασίες θαλάμου καύσης άνω των 1800 K, το οποίο μπορεί να επιλυθεί με χρήση ειδικών θαλάμων καύσης, όπου η καύση πραγματοποιείται με χαμηλό λόγο ισοδυναμίας καυσίμου-αέρα. Όσον αφορά τους υδρατμούς, οι οποίοι αποτελούν το κύριο προϊόν της καύσης υδρογόνου, παράγονται πολύ μεγαλύτερες ποσότητες εν συγκρίσει της καύσης συμβατικών καυσίμων κηροζίνης. Ένας τρόπος αντιμετώπισης και επίλυσης του συγκεκριμένου προβλήματος είναι η βελτιστοποίηση του υψομέτρου κρουαζιέρας, καθώς μελέτες έχουν δείξει ότι η παραγωγή υδρατμών μειώνεται με το υψόμετρο.

Ένα επίσης βασικό πλεονέκτημα του υδρογόνου είναι η πολύ μεγαλύτερη ενεργειακή του περιεκτικότητα ανά μονάδα μάζας σε σχέση με τα συμβατικά αεροπορικά καύσιμα. Συγκεκριμένα, το υδρογόνο έχει κατώτερη θερμογόνο ικανότητα ίση με 119,96 MJ/ kg, ενώ οι κοινοί υδρογονάνθρακες 42,8 MJ/ kg. Όσον αφορά τα χαρακτηριστικά της καύσης του, παρουσιάζει υψηλές ταχύτητες διάχυσης και πολύ μικρό χρόνο ανάφλεξης, τα οποία αξιοποιούνται από καινοτόμους θαλάμους καύσης, οι οποίοι παρουσιάζονται στη συνέχεια της εργασίας αναλυτικά, για την καλύτερη εκμετάλλευση των πλεονεκτημάτων του υδρογόνου. Επιπλέον, το υδρογόνο είναι πιο ασφαλές σε σχέση με τα καύσιμα που ήδη χρησιμοποιούνται, καθώς έχει μεγαλύτερο εύρος ευφλεκτότητας από τα υπόλοιπα. Τέλος, η υψηλή θερμοχωρητικότητά του σε συνδυασμό με το πολύ μικρό ιξώδες του παρέχουν εξαιρετικές ιδιότητες ψύξης του σε λειτουργίες υψηλών ταχυτήτων πτήσης και θερμοκρασιών θαλάμου καύσης.

Ενώ οι παραπάνω ιδιότητες καθιστούν το υδρογόνο να φαντάζει ως το ιδανικό καύσιμο, υπάρχει ένα σημαντικό ζήτημα το οποίο πρέπει να ξεπεραστεί. Το υδρογόνο, λοιπόν, σε υγρή μορφή υπό κρυογονικές συνθήκες, δηλαδή σε θερμοκρασία 20,46 K, λαμβάνει τη μεγαλύτερη τιμή πυκνότητάς του ίση με 71 kg/m³, ενώ το Jet-A1 έχει 811 kg/m³. Αυτό σημαίνει ότι απαιτείται μεγαλύτερος όγκος αποθήκευσης του αφενός και εγκατάσταση μηχανισμών που θα το διατηρούν σε κρυογονικές συνθήκες αφετέρου.

2.2.2 Μέθοδοι Παραγωγής

Υπάρχουν πολλές διαφορετικές διαδικασίες παραγωγής υδρογόνου, οι οποίες είναι ευρέως διαθέσιμες. Δύο είναι οι πιο διαδεδομένες κατηγορίες μέχρι σήμερα.

Η μεγαλύτερη ποσότητα παραγόμενου υδρογόνου, το ποσοστό της οποίας ανέρχεται στο 97% της συνολικής παραγωγής του, προέρχεται από αναμόρφωση του φυσικού αερίου. Οι λόγοι για τους οποίους αυτή η μέθοδος χρησιμοποιείται τόσο πολύ είναι οικονομικοί. Η δεύτερη μεγάλη κατηγορία παραγωγής υδρογόνου είναι μέσω ηλεκτρόλυσης του νερού. Κατά την ηλεκτρόλυσή του, το νερό διασπάται σε οξυγόνο και υδρογόνο, μέσω της εξαναγκασμένης ροής ηλεκτρικού ρεύματος διά μέσου αυτού. Η μέθοδος αυτή θα μπορούσε να είναι είτε ανανεώσιμη είτε μη ανανεώσιμη, ανάλογα την πρώτη ύλη που χρησιμοποιείται για την παραγωγή της ηλεκτρικής ενέργειας. Ένα μειονέκτημα της παραγωγής υδρογόνου μέσω ηλεκτρόλυσης, είναι η ανάγκη μεγάλων ποσοτήτων αφαλατωμένου νερού και παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας. Επίσης, η παραγωγή υδρογόνου από βιομάζα μπορεί να αποτελεί μία πολύ καλή μέθοδο, έχοντας ως βασική προϋπόθεση την τοπική παραγωγή βιομάζας για αποφυγή του κόστους μεταφοράς της.

Παρά τις εκπομπές CO₂ που προκύπτουν από την καύση των ορυκτών καυσίμων, η παραγωγή υδρογόνου μέσω αναμόρφωσης φυσικού αερίου αποτελεί την πιο αξιόπιστη επιλογή με τα μέχρι στιγμής επίπεδα εξέλιξης της τεχνολογίας. Η ηλεκτρόλυση του νερού και η αεριοποίηση της βιομάζας είναι πολλά υποσχόμενες μέθοδοι παραγωγής υδρογόνου για το μέλλον, οι οποίες θα μπορούν να είναι βιώσιμες με την πρόοδο των διαδικασιών τους. Επιπλέον, παραγωγές υδρογόνου από φωτοχημικά συστήματα, καθώς και από πυρηνική ενέργεια πιθανότατα θα προσφέρουν σημαντικά περιβαλλοντικά οφέλη στο μέλλον, εφόσον αναπτυχθούν με επιτυχία. Οι πληροφορίες σχετικά με τις μεθόδους παραγωγής του υδρογόνου αντλήθηκαν από τις βιβλιογραφικές πηγές [8] και [10].

2.2.3 Ιστορική Αναδρομή Χρήσης Υδρογόνου στην Αεροπορία

Η πρώτη χρησιμότητα του υδρογόνου στο χώρο της αεροπλοΐας ήταν για την πλήρωση των αερόστατων. Το Δεκέμβριο του 1783, ο Γάλλος φυσικός Jacques Charles και ο Nicola Robert πέταξαν το πρώτο αερόστατο με υδρογόνο, γνωστό με την ονομασία Charliere Hydrogen Balloon. Περίπου έναν αιώνα αργότερα, το 1893, ο Ferdinand von Zeppelin πρωτοστάτησε για την εποχή του με τη χρήση υδρογόνου σε αερόπλοιο, το οποίο προς τιμήν του ονομάστηκε Zeppelin. Οι έρευνες για το υδρογόνο συνεχίστηκαν, και το 1937 ο Von Ohain πραγματοποίησε πειραματικές δοκιμές εδάφους με χρήση υδρογόνου σε έναν κινητήρα turbojet, ο οποίος έμεινε γνωστός ως Heinkel-Strahltriebwerk 1 (HeS-1). Το 1956 η Πολεμική Αεροπορία των Η.Π.Α. ζήτησε από την κατασκευαστική εταιρεία Pratt&Whitney να μελετήσει την επίδραση του υδρογόνου στη λειτουργία των πολεμικών αεροπορικών κινητήρων. Οι κινητήρες turbojet στους οποίους πραγματοποιήθηκαν δοκιμές ήταν οι J-47, J-65-B-3 και J71-A-11, οι οποίες όμως δεν επέφεραν καρπούς μιας και δεν αποδείχθηκε η αξιοπιστία της χρήσης υδρογόνου ως καύσιμο για αεροσκάφη. Το 1988, δοκιμάστηκε η τροφοδοσία ενός κινητήρα του αεροσκάφους TU-154 με υδρογόνο. Το αεροσκάφος αυτό είχε αρκετές τροποποιήσεις σε σχέση με το πρωταρχικό μοντέλο, για αυτό και μετονομάστηκε TU-155.

Η πιο οργανωμένη μελέτη όσον αφορά τη χρήση υδρογόνου ως αεροπορικό καύσιμο είναι το Cryoplane Project. Το 2000, η Ευρωπαϊκή Επιτροπή χρηματοδότησε μία

κοινοπραξία 35 εταιρών από τον τομέα των αερομεταφορών, με επικεφαλής την Airbus Deutschland, για τη μελέτη αεροσκαφών τροφοδοτούμενα από υδρογόνο. Οι μελέτες πραγματοποιήθηκαν έχοντας ως βάση το Airbus A-310. Υπάρχουν δύο σχέδια για τοποθέτηση δεξαμενών υδρογόνου, τα οποία επικράτησαν στη διάρκεια του προγράμματος αυτού. Το ένα αναφέρεται στη δημιουργία μίας μεγάλης δεξαμενής υδρογόνου στην κορυφή της ατράκτου και στην ύπαρξη μίας μικρής ποσότητας καυσίμου στα φτερά, το οποίο οδηγεί σε μείωση του μεγέθους της κύριας πτέρυγας. Η άλλη επιλογή έχει να κάνει με την τοποθέτηση δύο σφαιρικών δεξαμενών υδρογόνου κατά μήκος της ατράκτου, με σκοπό τη μείωση του λόγου επιφανείας-όγκου. Το τελικό πόρισμα, το οποίο προέκυψε ύστερα από 26 μήνες δοκιμών διάφορων σχεδίων και διαμορφώσεων αεροσκαφών, ήταν ότι για μία ισοδύναμη ποσότητα ενεργειακής περιεκτικότητας με τα συμβατικά καύσιμα κηροζίνης, απαιτείται 4 φορές μεγαλύτερος όγκος υδρογόνου ως καύσιμο. Ως εκ τούτου, οι δεξαμενές καυσίμου πρέπει να είναι 4 φορές μεγαλύτερες σε σύγκριση με τις συμβατικές δεξαμενές αποθήκευσης καυσίμου [8], [9].

Το 2004, η NASA έβγαλε στο φως τα σχέδιά της για τη δημιουργία ενός νέου τύπου αεροσκάφους, το οποίο απέχει τελείως από τις συμβατικές κατασκευές, η ώθησή του οποίου γίνεται με κυψέλες υδρογόνου και έχει εμβέλεια 6.500 km [11]. Το μοντέλο που προτείνει η NASA απεικονίζεται στην *Εικόνα 2.2*.



Εικόνα 2.2: Μοντέλο Αεροσκάφους NASA Concept B (Πηγή: [12])

2.2.4 Πρόσφατες & Τρέχουσες Μελέτες

Σύμφωνα με τις βιβλιογραφικές αναφορές [9], [11] και [13] στην υποενότητα αυτή παρουσιάζονται ορισμένες πρόσφατες μελέτες δομών αεροσκάφους, τα οποία τροφοδοτούνται από υδρογόνο. Πιο αναλυτικά:

HY4

Αποτελεί ένα τετραθέσιο αεροσκάφος, εμβέλειας 1.000 km. Για την πρόωσή του διαθέτει μία έλικα, η οποία κινείται μέσω συστήματος κυψελών υδρογόνου και ηλεκτρικών μπαταριών. Η πρώτη του πτήση πραγματοποιήθηκε το 2015. Η δομή του απεικονίζεται στην *Εικόνα 2.3*.



Εικόνα 2.3: Δομή αεροσκάφους HY4 (Πηγή: [14])

Arus i-2

Αποτελεί επίσης ένα τετραθέσιο αεροσκάφος, το οποίο διαθέτει 2 έλικες για την πρόωσή του και έχει τη δομή ενός συμβατικού επιβατικού ελικοφόρου μικρής εμβέλειας. Οι έλικές του περιστρέφονται μέσω συστήματος κυψελών υδρογόνου και η εμβέλειά του είναι 1.000 km. Το 2019 ανακοινώνεται επίσημα από τη γερμανική κατασκευαστική εταιρεία APUS-Aeronautical Engineering GmbH, ενώ να τονιστεί ότι βρίσκεται ακόμη σε δοκιμαστικό στάδιο μελέτης.

Zero Avia N504EZ

Η Zero Avia προχώρησε σε μία πολλά υποσχόμενη κίνηση όσον αφορά την αξιοποίηση του υδρογόνου στην αεροπλοΐα με την κατασκευή του N504EZ, το οποίο έχει δομή ελικοφόρου επιβατικού αεροσκάφους μικρής εμβέλειας. Η χωρητικότητά του κυμαίνεται από 10 έως 20 επιβάτες, ενώ η ώση του παράγεται από μία έλικα που είναι τοποθετημένη στη μύτη του αεροσκάφους, η οποία κινείται από κυψελίδα υδρογόνου. Η εμβέλειά του, σύμφωνα με τα στοιχεία που έχουν ανακοινωθεί, είναι 800 km.



Εικόνα 2.4: Αεροσκάφος Zero Avia N504EZ (Πηγή: [15])

AIRBUS ZEROe

Η Airbus έχει θέσει ως στόχο την ανάπτυξη του πρώτου επιβατικού αεροσκάφους μηδενικών εκπομπών μέχρι το 2035. Όπως φαίνεται στην *Εικόνα 2.5*, υπάρχουν δύο σχέδια συμβατικών δομών αεροσκάφους, το ένα με 2 κινητήρες turbofan και το άλλο με 2 κινητήρες turbofan. Διακρίνεται, όμως, και μία δομή αεροσκάφους τελείως διαφορετική από τις συνηθισμένες (Blended-Wing Body Aircraft), η οποία μελετάται και από τη NASA, το οποίο θα κινείται με τη βοήθεια 8 μικρών κινητήρων turbofan. Επίσης, υπάρχει και ένα αεροσκάφος με 6 έλικες, των οποίων η περιστροφή γίνεται μέσω κυψελών υδρογόνου.

Στους δύο πρώτους τύπους αεροσκαφών που αναφέρθηκαν, η ποσότητα του υγρού υδρογόνου και των συστημάτων τροφοδοσίας θα είναι τοποθετημένα στο πίσω μέρος της ατράκτου, ενώ στο τρίτο στα φτερά του. Το αεροσκάφος με κινητήρες turbofan εκτιμάται να έχει χωρητικότητα λιγότερο από 100 επιβάτες και εμβέλεια 1.000 nmi, ενώ τα υπόλοιπα δύο προβλέπεται να μπορούν να μεταφέρουν περίπου 200 επιβάτες έχοντας εμβέλεια 2.000 nmi. Για το αεροσκάφος, του οποίου η πρόωση θα παράγεται από τις κυψελίδες υδρογόνου δεν έχουν δημοσιευθεί περισσότερα στοιχεία όσον αφορά τη χωρητικότητα και την εμβέλειά του.



Εικόνα 2.5: Δομές Αεροσκαφών AIRBUS ZEROe (Πηγή: [13])

Στο σημείο αυτό αξίζει να αναφερθεί ότι γίνονται προσπάθειες για την εισαγωγή των υπερηχητικών πτήσεων στην πολιτική αεροπορία, έτσι ώστε να αξιοποιηθούν ακόμη περισσότερο τα πλεονεκτήματα του υδρογόνου από τα προηγμένα συστήματα πρόωσης υψηλών ταχυτήτων. Ένα από τα πιο πρόσφατα προγράμματα, το οποίο κινείται σε αυτά τα πλαίσια, είναι το "LAPCATH". Η Ευρωπαϊκή Ένωση, λοιπόν, απεφάσισε να χρηματοδοτήσει το συγκεκριμένο έργο, με σκοπό τη μελέτη της αξιοπιστίας των

υπερηχητικών επιβατικών πτήσεων που εκτελούν τη διαδρομή Βρυξέλλες-Σίδνεϋ με χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο.

2.2.5 Ζητήματα προς Επίλυση

Για να αποτελέσει το υδρογόνο βασική επιλογή ως καύσιμο αεροπορίας και να χρησιμοποιείται ευρέως σε πτήσεις επιβατικών αεροσκαφών πρέπει να ξεπεραστούν ορισμένα θέματα, τα οποία παρουσιάζονται παρακάτω, όπως έχουν συνοψιστεί από την ανάγνωση των βιβλιογραφικών πηγών [10], [11] και [16].

Αποθήκευση Υδρογόνου & Συστήματα Ψύξης του

Η αποθήκευση του υδρογόνου σε υγρή μορφή υπό κρυογονικές συνθήκες αποτελεί την πιο αποτελεσματική έως τώρα επιλογή, καθώς σε αυτές τις συνθήκες παρουσιάζει υψηλότερη ογκομετρική πυκνότητα σε σχέση με την αντίστοιχη όταν αυτό βρίσκεται σε αέρια κατάσταση. Για να διατηρείται σε υγρή μορφή, όμως, είναι επιτακτική η ύπαρξη συστημάτων ψύξης. Επίσης, σημαντικό ρόλο διαδραματίζει και η μόνωση των δεξαμενών, έτσι ώστε να μην διαφεύγουν οι υδρατμοί κατά τη διάρκεια της πτήσης.

Οι παραπάνω απαιτήσεις, λοιπόν, οδηγούν σε βαριές και πολύπλοκες εγκαταστάσεις που αντισταθμίζουν το πλεονέκτημα της υψηλής ενεργειακής περιεκτικότητας του υδρογόνου. Κλειδί για την εκμετάλλευση του παραπάνω πλεονεκτήματος είναι ο σχεδιασμός όσο το δυνατόν ελαφρύτερων δεξαμενών και η τεχνολογική εξέλιξη των κρυογονικών συστημάτων ψύξης.

Επανασχεδιασμός Αεροσκάφους & Τροποποιήσεις Κινητήρων

Η απαίτηση για περισσότερο αποθηκευτικό χώρο, λόγω της μειωμένης ογκομετρικής πυκνότητας του υδρογόνου οδηγεί στην κατασκευή δεξαμενών κατά μήκος της ατράκτου των αεροσκαφών, το οποίο δημιουργεί αεροδυναμικά ζητήματα προς επίλυση, μιας και αυξάνοντας το εμβαδόν της ατράκτου αυξάνεται και η συνολική αντίσταση. Επίσης, για να αξιοποιηθούν περισσότερο οι ιδιότητες του υδρογόνου είναι αναγκαίες ορισμένες αλλαγές σε μέρη του συμβατικού κινητήρα, όπως ο θάλαμος καύσης, ενώ μελετώνται και καινοτόμα συστήματα πρόωσης.

Βιώσιμη Παραγωγή Υδρογόνου

Η τρέχουσα παραγωγή του υδρογόνου στο συντριπτικό ποσοστό 97% προέρχεται από αναμόρφωση φυσικού αερίου ή αεριοποίηση του άνθρακα. Το υπόλοιπο ποσοστό παράγεται μέσω ηλεκτρόλυσης, όπου λαμβάνεται υπόψη ως αειφόρος μέθοδος μόνο αν η παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας προέρχεται από ανανεώσιμες πηγές ενέργειας. Επιπλέον, από τους 70 εκατομμύρια τόνους υδρογόνου που παράγονται σήμερα, μόνο το ένα εκατομμύριο περίπου είναι βιώσιμο. Οι παραπάνω αριθμοί πιστοποιούν ότι ο δρόμος για τη δυναμική διεύδυση του υδρογόνου στην αεροπορική βιομηχανία είναι μακρύς.

Υποδομές

Σημαντικές αλλαγές θα πρέπει να γίνουν τόσο στις εγκαταστάσεις παράδοσης του υδρογόνου στα διάφορα σημεία όσο και στις υποδομές ανεφοδιασμού που υπάρχουν στα αεροδρόμια. Μία καλή επιλογή για τον τρόπο παράδοσης του υδρογόνου στα

αεροδρόμια είναι μέσω του υπάρχοντος δικτύου φυσικού αερίου. Τα ευρήματα του Project Leeds City Gate δείχνουν ότι η παραπάνω πρόταση ευσταθεί, καθώς μπορεί να γίνει η τροφοδοσία υδρογόνου σε αέρια μορφή μέσω των δικτύων φυσικού αερίου. Στα αεροδρόμια, επίσης, θα πρέπει να υπάρχουν εγκαταστάσεις, όπου θα επιτρέπουν τη μετατροπή του υδρογόνου από αέρια σε υγρή μορφή, οπότε ίσως απαιτηθεί η τοπική παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας.

Κόστος

Αν εξαιρέσουμε το κόστος αποθήκευσης, το μέσο κόστος παραγωγής υδρογόνου είναι 0,14 δολάρια/ kWh όταν προέρχεται από ανανεώσιμες πρώτες ύλες, ενώ είναι 0,05 δολάρια/ kWh όταν παράγεται με μη ανανεώσιμο τρόπο. Το τελευταίο ποσό είναι το ίδιο και για την κηροζίνη, αλλά το ζήτημα είναι να μειωθεί η τιμή του πρώτου, έτσι ώστε να ανοίξει ο δρόμος όσον αφορά το οικονομικό κομμάτι για την προώθηση του υδρογόνου ως καύσιμο αεροπορίας. Η παραγωγή υδρογόνου συχνά απαιτεί αρκετά βήματα μετατροπής ενέργειας, καθένα από τα οποία αυξάνει το κόστος παραγωγής. Παρόλα αυτά, σε εγκαταστάσεις οι οποίες είναι υπό ανάπτυξη στην Αυστραλία, τη Σαουδική Αραβία και τη Βόρεια Αφρική, η παραγωγή υδρογόνου με αειφόρους μεθόδους αναμένεται να κοστίζει τη μισή τιμή στο μέλλον.

2.2.6 Τροποποιήσεις Αεροσκαφών Υδρογόνου

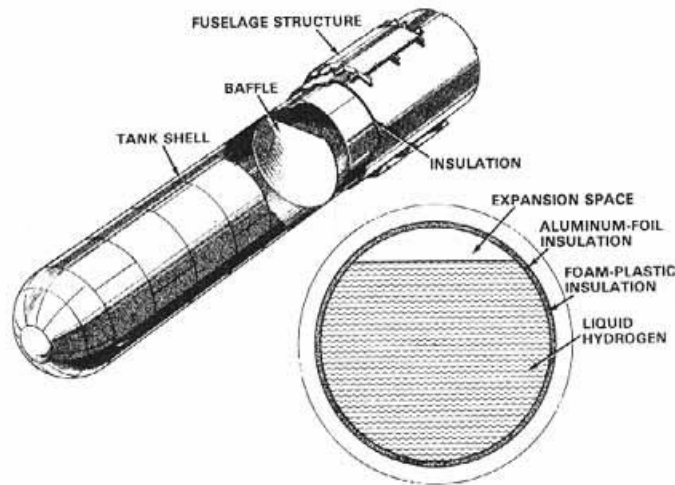
Έχοντας αντλήσει πληροφορίες από τις βιβλιογραφίες [8], [9], [10], [11] και [16] στο σημείο αυτό παρουσιάζονται οι αλλαγές που πρόκειται να εμφανίζουν τα αεροσκάφη που χρησιμοποιούν το υδρογόνο ως καύσιμο σε σχέση με τα συμβατικά αεροσκάφη. Συγκεκριμένα, θα γίνει αναφορά στις ιδιαίτερες προδιαγραφές που οφείλουν να πληρούν οι δεξαμενές υδρογόνου, αλλά και στις δομικές αλλαγές του αεροσκάφους που προκύπτουν από την απαίτηση μεγαλύτερου όγκου καυσίμου. Επίσης, παρουσιάζονται ορισμένες τροποποιήσεις σε μέρη των συμβατικών κινητήρων, έτσι ώστε να μπορούν να λειτουργήσουν αποδοτικά τροφοδοτούμενοι από υδρογόνο, ενώ γίνεται σύντομη αναφορά και σε καινοτόμα προωστικά συστήματα αξιοποίησης του υδρογόνου που βρίσκονται υπό μελέτη.

2.2.6.1 Δεξαμενές Υδρογόνου

Οι δεξαμενές για αποθήκευση του υδρογόνου στην πολιτική αεροπορία βρίσκονται επί του παρόντος σε στάδιο εξέλιξης, καθώς επιθυμείται η ελαχιστοποίηση του βάρους των. Εν αντιθέσει, στις αεροδιαστημικές εφαρμογές έχουν αναπτυχθεί αρκετά, όμως η χρήση τους δεν μπορεί να γίνει και από την πολιτική αεροπορία, καθώς οι δεξαμενές αυτές έχουν πολύ μικρή διάρκεια ζωής. Κατά το σχεδιασμό των δεξαμενών υδρογόνου θα πρέπει να λαμβάνεται υπόψη το μέγεθος του αεροσκάφους στο οποίο θα χρησιμοποιηθούν, με συνέπεια να έχουμε διαφορετικές διαστάσεις δεξαμενών ανάλογα το μήκος και τη διάμετρο των αεροσκαφών, μιας και οι δεξαμενές αυτές προορίζονται να τοποθετούνται κατά μήκος της ατράκτου και όχι στις πτέρυγές των, όπως συνηθίζεται με τη μέχρι τώρα αποθήκευση της κηροζίνης. Επίσης, οι κινητήρες που χρησιμοποιούνται καθορίζουν την κατανάλωση του καυσίμου, οπότε αλλάζει και η ποσότητα υδρογόνου

που θα αποθηκευτεί σε κάθε αεροσκάφος, με αποτέλεσμα να μεταβάλλεται ο όγκος των εκάστοτε δεξαμενών.

Τα δύο πιο επικρατέστερα σχήματα δεξαμενών είναι το σφαιρικό και το κυλινδρικό, με διάμετρο ίση με τη διάμετρο της ατράκτου. Οι κυλινδρικές δεξαμενές φαίνεται να προτιμώνται περισσότερο από τις σφαιρικές, καθώς ενσωματώνονται ευκολότερα στο εσωτερικό του αεροσκάφους, ενώ αξιοποιείται με το βέλτιστο τρόπο ο διαθέσιμος χώρος. Όμως, η ανισοκατανομή της πίεσης στο εσωτερικό της δεξαμενής κυλινδρικού σχήματος, οδήγησε τους επιστήμονες στο σχεδιασμό δεξαμενών, οι οποίες έχουν κυλινδρικό σχήμα και στα δύο άκρα τους εφαρμόζονται ημισφαιρικά καπάκια, όπως φαίνεται στην *Εικόνα 2.6*. Η πίεση εντός της δεξαμενής ποικίλλει και παίρνει τιμές από 0,1 MPa έως 0,35 MPa.



Εικόνα 2.6: Δεξαμενή Αποθήκευσης Υδρογόνου (Πηγή: [17])

Ένα επίσης σημαντικό κομμάτι στο σχεδιασμό δεξαμενών υδρογόνου είναι η καλή μόνωσή τους, έτσι ώστε να μην υπάρχει διαφυγή του αέριου υδρογόνου που παράγεται κατά τη διάρκεια της πτήσης λόγω του φαινομένου της εξάτμισης. Υπάρχουν δύο κατηγορίες μόνωσης που δοκιμάζονται, η εσωτερική και η εξωτερική. Στην περίπτωση της εσωτερικής μόνωσης, το υλικό εκτίθεται συνεχώς στο καύσιμο, το οποίο ενώ βρίσκεται σε υγρή κατάσταση λόγω της μεταφοράς θερμότητας εξατμίζεται και δημιουργούνται υδρατμοί. Το αέριο πλέον υδρογόνο αυξάνει τη θερμική αγωγιμότητα της μόνωσης, μειώνοντας με αυτό τον τρόπο την αποτελεσματικότητά της. Στην περίπτωση της εξωτερικής μόνωσης, φαινόμενα συστολής και διαστολής της δεξαμενής δημιουργούν προβλήματα με την σωστή εφαρμογή και επικόλληση της μόνωσης πάνω στη δεξαμενή. Επίσης, η εξωτερική μόνωση υπόκειται εύκολα σε μηχανικές βλάβες και φθορές. Αξίζει να σημειωθεί ότι στο Cryoplane Project χρησιμοποιήθηκε η εξωτερική μόνωση των δεξαμενών.

Εκτός από το αν θα τοποθετηθεί στο εξωτερικό ή το εσωτερικό της δεξαμενής, η μόνωση διακρίνεται και σε τρεις επιμέρους κατηγορίες, ανάλογα την τεχνολογία και τη δομή της καθεμίας. Συγκεκριμένα, η πολυστρωματική μόνωση, η μόνωση κενού και η μόνωση αφρού είναι οι πιο διαδεδομένες δομές μόνωσης που εξετάζονται. Οι μονώσεις κενού και αφρού συγκεντρώνουν περισσότερες πιθανότητες για εφαρμογή στις δεξαμενές υδρογόνου, καθώς πρόκειται για ελαφρές κατασκευές οι οποίες παράλληλα έχουν πολύ

ικανοποιητικά αποτελέσματα, ενώ οι πολυστρωματικές μονώσεις αυξάνουν αρκετά το βάρος των δεξαμενών, κάτι το οποίο δε είναι επιθυμητό.

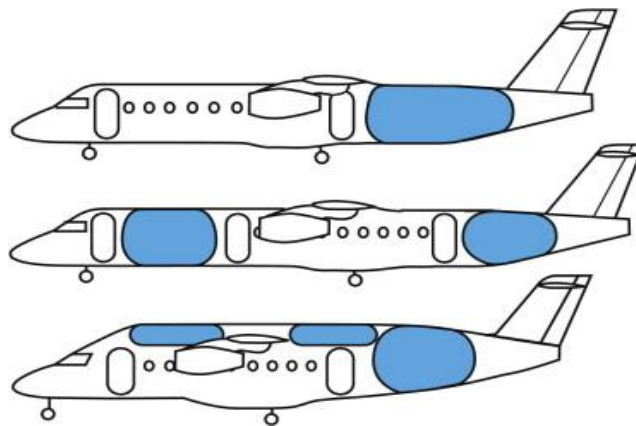
2.2.6.2 Δομές αεροσκαφών

Όπως έχει προαναφερθεί στην εργασία, η ανάγκη για μεγαλύτερο αποθηκευτικό χώρο οδηγεί σε σχεδιασμό νέων δομών αεροσκαφών. Αρχικά, υπάρχει η κατηγορία των αποσπώμενων δεξαμενών υδρογόνου. Οι αποσπώμενες, λοιπόν, δεξαμενές μπορούν να τοποθετηθούν σε μία συμβατική δομή αεροσκάφους, κυρίως κατά μήκος της κύριας πτέρυγας του, όπως φαίνεται και στην *Εικόνα 2.7*. Όμως, η επίδραση τέτοιων κατασκευών στην αεροδυναμική του αεροσκάφους είναι σημαντική, οπότε η μελέτη των μη ενσωματωμένων δεξαμενών χρειάζεται αρκετή δουλειά ακόμη.



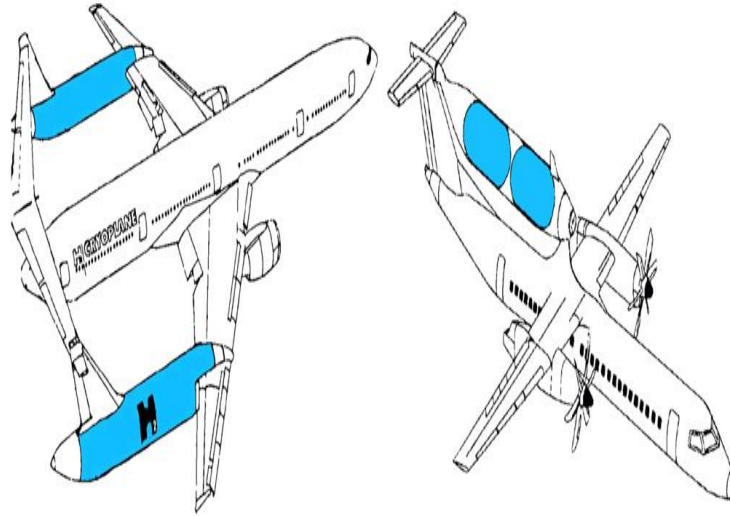
Εικόνα 2.7: Αποσπώμενες Δεξαμενές Υδρογόνου (Πηγή: [8])

Το μεγαλύτερο μέρος της προσοχής των επιστημόνων και των ερευνητών έχει εστιαστεί στην ενσωμάτωση των δεξαμενών υδρογόνου κατά μήκος της άτρακτου του αεροσκάφους. Οι δεξαμενές αυτές, όπως φαίνεται στην *Εικόνα 2.8*, μπορούν να τοποθετηθούν με διαφορετικό τρόπο στην άτρακτο. Ορισμένοι παράγοντες που καθορίζουν την επιλογή τους είναι η εμβέλεια του αεροσκάφους, η επίδραση στην αεροδυναμική του και η διατήρηση του συνολικού βάρους σε λογικά πλαίσια.



Εικόνα 2.8: Διαφορετικές Θέσεις Δεξαμενών Υδρογόνου στην Άτρακτο (Πηγή: [18])

Στην *Εικόνα 2.9* παρουσιάζονται δύο μοντέλα αεροσκαφών τροφοδοτούμενα από υδρογόνο, τα οποία είναι αρκετά διαφορετικά από τα προαναφερθέντα. Για λόγους πληρότητας της εργασίας κρίθηκε σημαντική η αναφορά τους.



Εικόνα 2.9: Ιδιαίτερες Δομές Αεροσκαφών με Υδρογόνο (Πηγή: [8])

2.2.6.3 Σύστημα Πρόωσης

Στην παράγραφο αυτή θα εξεταστούν οι τροποποιήσεις που χρειάζεται να γίνουν, έτσι ώστε οι συμβατικοί αεροπορικοί κινητήρες να μπορούν να λειτουργήσουν με καύσιμο το υδρογόνο, ενώ θα αναφερθούν και σύγχρονα συστήματα πρόωσης που εξετάζονται από την αεροπορική βιομηχανία.

Συμβατικοί Αεροπορικοί Κινητήρες Υδρογόνου

Πρόκειται για κλασσικούς αεριοστροβίλους αεροπορικής χρήσης, στο θάλαμο καύσης των οποίων γίνεται έγχυση υδρογόνου αντί κηροζίνης, ενώ παράγοντα της καύσης αποτελούν οι υδρατμοί και τα οξείδια του αζώτου. Δεν μπορεί, όμως, να γίνει αυτούσια χρησιμοποίηση των συμβατικών αεροπορικών κινητήρων για χρήση υδρογόνου, καθώς δεν αξιοποιούνται στο βέλτιστο τα πλεονεκτήματα που μπορεί να προσφέρει η καύση του.

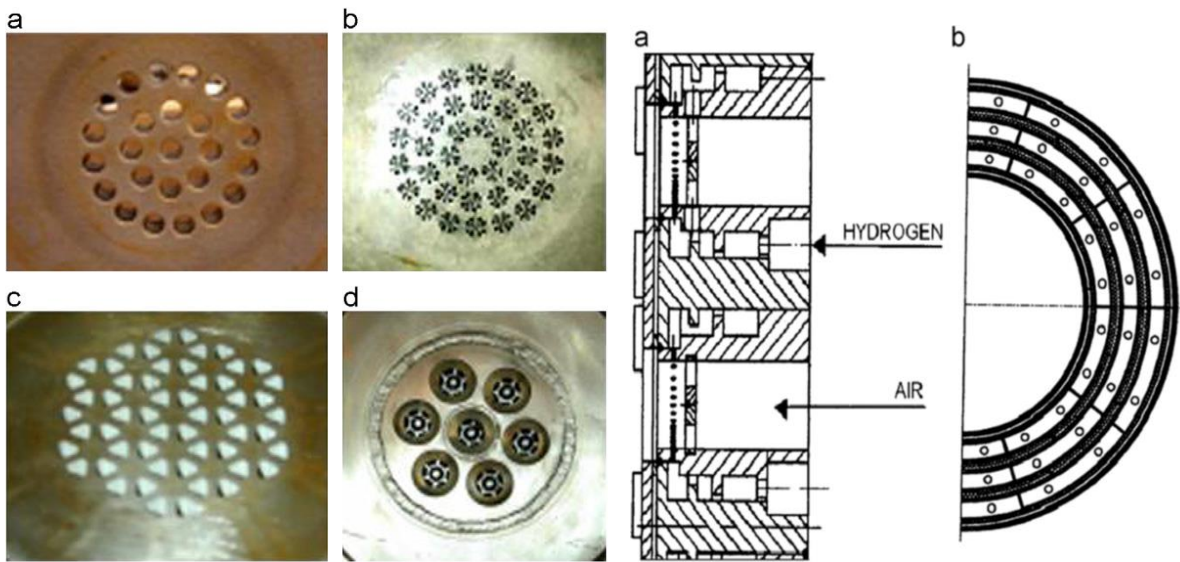
Οι αλλαγές που προτείνονται, σύμφωνα με τις βιβλιογραφικές αναφορές που έχουν αναφερθεί στην αρχή αυτής της υποενότητας, αφορούν αρχικά το θάλαμο καύσης. Όταν, λοιπόν, το υδρογόνο καίγεται στους υπάρχοντες θαλάμους καύσης, επικρατούν στοιχειομετρικές αναλογίες αέρα-καυσίμου, με αποτέλεσμα τη δημιουργία φλογών διάχυσης υψηλής θερμοκρασίας και την παραγωγή σημαντικών εκπομπών NO_x . Προκειμένου να μειωθούν οι εκπομπές, γίνονται μελέτες για σχεδιασμό νέων θαλάμων καύσης, οι οποίοι θα αξιοποιούν τα μεγάλα όρια αναφλεξιμότητας του υδρογόνου και η καύση του θα μπορεί να πραγματοποιηθεί ακόμα και με χαμηλούς

λόγους ισοδυναμίας, ενώ εστιάζονται επίσης και στη μείωση του χρόνου παραμονής του καυσίμου στο θάλαμο καύσης.

Οι δύο τύποι εγχυτήρων καυσίμου οι οποίοι έχουν αναπτυχθεί τα τελευταία χρόνια, με σκοπό την επίλυση των προβλημάτων που προαναφέρθηκαν είναι ο εγχυτήρας LDI (Lean Direct Injection) και ο εγχυτήρας Micro-mix. Και οι δύο έχουν εφαρμοστεί σε πραγματικές συνθήκες καύσης και παρουσιάζουν αρκετές ομοιότητες στη λειτουργία τους. Η ένταση της ανάμειξης του υδρογόνου με τον αέρα αυξάνεται σε μεγάλο βαθμό για την αποφυγή δημιουργίας υψηλών θερμοκρασιών και την παραγωγή μεγάλων ποσοτήτων NO_x . Επίσης, με την αύξηση της έντασης ανάμειξης, μειώνεται το μήκος της φλόγας, οπότε μειώνεται ο χρόνος παραμονής του καυσίμου στο θάλαμο καύσης. Δεδομένου ότι τα παραγόμενα οξείδια του αζώτου εξαρτώνται τόσο από τη θερμοκρασία όσο και το χρόνο παραμονής εντός του θαλάμου καύσης, η αύξηση της έντασης ανάμειξης θα οδηγήσει σε πολύ χαμηλές εκπομπές.

Η βασική διαφορά μεταξύ των δύο καινοτόμων σχεδίων είναι ότι ο εγχυτήρας καυσίμου LDI βασίζεται στην προ ανάμειξη του καυσίμου με τον αέρα πριν γίνει η καύση, ενώ ο Micro-mix αξιοποιεί το φαινόμενο της μικρο-διάχυσης, κατά το οποίο δημιουργούνται πολλές τοπικές περιοχές ανάμειξης, οπότε αποφεύγεται η δημιουργία μεγάλων φλογών διάχυσης.

Στην *Εικόνα 2.10* παρατηρούνται διάφορα σχέδια του εγχυτήρα LDI αριστερά, ενώ δεξιά ένα σχέδιο του εγχυτήρα Micro-mix σε τομή.



Εικόνα 2.10: Εγχυτήρες Καυσίμου Lean Direct Injection (Αριστερά) και Micro-mix (Δεξιά) (Πηγή: [8])

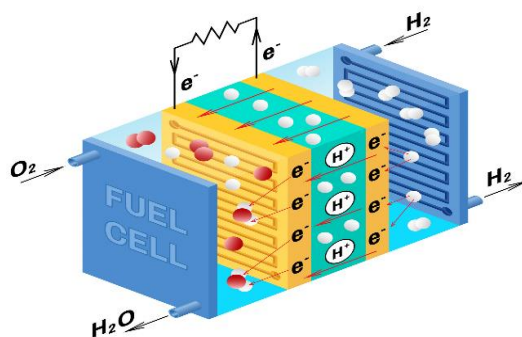
Εκτός από τις αλλαγές στο θάλαμο καύσης, είναι απαραίτητη η ύπαρξη ενός εναλλάκτη θερμότητας, ο οποίος θα αξιοποιεί τη θερμότητα από τα θερμά μέρη του κινητήρα, όπως είναι για παράδειγμα ο συμπιεστής και ο στρόβιλος υψηλής πίεσης και ο θάλαμος καύσης, για την προθέρμανση του υδρογόνου προτού αυτό εισέλθει στο θάλαμο καύσης, διασφαλίζοντας με αυτό τον τρόπο την μετατροπή του από υγρή κατάσταση που βρίσκεται στις δεξαμενές υδρογόνου σε αέρια. Επίσης, λαμβάνοντας υπόψη τη διαδρομή

του υδρογόνου από τις κρουγονικές δεξαμενές μέχρι την έγχυσή του στο θάλαμο καύσης του κινητήρα, θα πρέπει να αποφευχθούν μπλοκαρίσματα της ροής του καυσίμου στους σωλήνες τροφοδοσίας λόγω ύπαρξης αέρα σε αυτές. Για το λόγο αυτό προτείνεται ο καλός καθαρισμός τους τόσο στην αρχή όσο και στο τέλος της λειτουργίας του κινητήρα με κάποιο αδρανές αέριο.

Κυψέλες Υδρογόνου

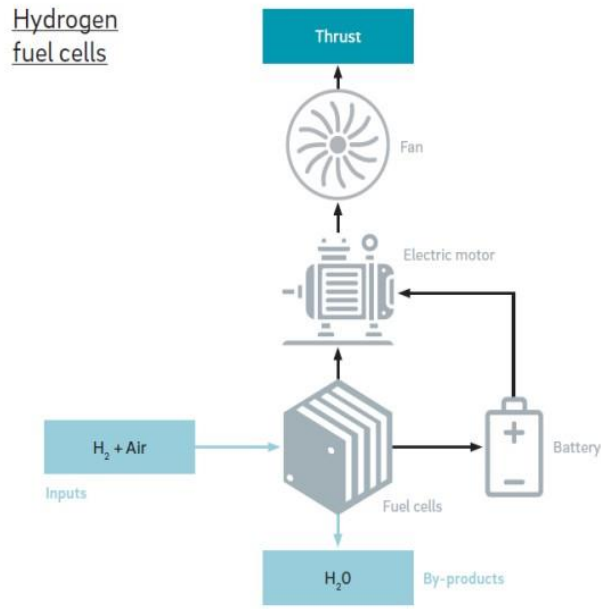
Οι κυψέλες υδρογόνου αποτελούν μία καινοτόμα τεχνολογία παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας χρησιμοποιώντας το υδρογόνο. Η έννοια της κυψέλης καυσίμου δεν αποτελεί νέα εφεύρεση, μιας και ο Sir William Grove την εισήγαγε στο χώρο της τεχνολογίας για πρώτη φορά πριν από περίπου 200 χρόνια, την οποία εξέλιξε στη σημερινή της μορφή ο Βρετανός μηχανικός Francis Thomas Bacon.

Στο σημείο αυτό θα αναλυθεί συνοπτικά ο τρόπος λειτουργίας των κυψελών υδρογόνου. Αρχικά, λοιπόν, το υδρογόνο εισάγεται σε ένα θάλαμο καύσης με τη βοήθεια ενός καταλύτη, με σκοπό τα άτομά του να διαχωριστούν σε πρωτόνια και ηλεκτρόνια. Τα θετικά φορτισμένα πρωτόνια διαπερνώντας από έναν πορώδη ηλεκτρολύτη, έρχονται σε επαφή με το οξυγόνο του ατμοσφαιρικού αέρα, παράγοντας νερό [19]. Τα αρνητικά φορτισμένα ηλεκτρόνια είναι αυτά που παράγουν ηλεκτρική ισχύ. Μία τυπική διάταξη κυψέλης υδρογόνου παριστάνεται στην *Εικόνα 2.11*.



Εικόνα 2.11: Κυψέλη Καυσίμου (Πηγή: [20])

Η κυψέλη υδρογόνου, λοιπόν, τροφοδοτεί με ηλεκτρική ενέργεια έναν ηλεκτροκινητήρα, ο οποίος μετατρέπει την ηλεκτρική ενέργεια σε κινητική και έτσι περιστρέφεται ο fan ή η έλικα. Με τη χρήση κυψελών καυσίμου αναμένεται ένας μεγαλύτερος βαθμός απόδοσης, περίπου 45-50% σε σχέση με αυτόν των αεροπορικών κινητήρων, ο οποίος φτάνει το 40%. Όπως και με την καύση του υδρογόνου στους συμβατικούς αεριοστρόβιλους, έτσι κι εδώ, δεν παράγεται καθόλου διοξείδιο του άνθρακα, ενώ δεν έχουμε ούτε και εκπομπές οξειδίων του αζώτου, οι οποίες είναι αποτέλεσμα της καύσης του υδρογόνου. Για να εφαρμοστούν όλα αυτά, όμως, στην πράξη πρέπει να αναπτυχθούν κυψέλες καυσίμου υψηλότερης απόδοσης, βελτιωμένοι ηλεκτροκινητήρες και ηλεκτρικά συστήματα, ενώ θα πρέπει να επιλυθεί και το ζήτημα της αποθήκευσης του υδρογόνου [11]. Στην *Εικόνα 2.12* που ακολουθεί παριστάνεται το σύστημα πρόωσης αεροσκαφών με βάση την κυψέλη υδρογόνου, όπως περιεγράφηκε παραπάνω.



Εικόνα 2.12: Σύστημα Πρόωσης με Κυψέλη Υδρογόνου (Πηγή: [11])

Η Airbus, χάρη στις μελέτες που έχει αναπτύξει σε συνεργασία με την E-Aircraft System House, οι οποίες λαμβάνουν χώρα στο Αμβούργο, διαθέτει σημαντική τεχνογνωσία στις κυψέλες υδρογόνου. Το γεγονός αυτό δημιουργεί αισιοδοξίες για την κατασκευή αεροσκαφών στο μέλλον, τα οποία θα είναι όσο το δυνατόν περισσότερο φιλικά προς το περιβάλλον [19].

2.3 Πολιτικές Προώθησης των Εναλλακτικών Καυσίμων

Στα πλαίσια της μείωσης των εκπομπών CO_2 που παράγονται από την πολιτική αεροπορία, έχουν γίνει ορισμένες κινήσεις, με σκοπό να τεθούν σιγά σιγά οι βάσεις για τον περιορισμό της μόλυνσης του περιβάλλοντος. Αρχικά, το 2010, κατά την 37^η Συνέλευση του ICAO αποφασίστηκε η ανάπτυξη ενός προτύπου για το όριο των παραγόμενων εκπομπών CO_2 , το οποίο θα πρέπει να πληρούν τα σύγχρονα αεροσκάφη. Λίγο αργότερα, το 2012 με την πλήρη υποστήριξη της IATA τέθηκε ως στόχος η μείωση των εκπομπών κατά 50% σε σχέση με το 2005 για το χρονικό διάστημα μεταξύ 2020 και 2050. Το 2016, ο ICAO συμφώνησε για την έκδοση νέου GMBM με στόχο τη σταδιακή εφαρμογή ορισμένων μέτρων μέχρι το 2020. Ένα σημαντικό μέτρο, το οποίο ίσως διαδραματίσει σημαντικό ρόλο στη σταδιακή αντικατάσταση των καυσίμων Jet-A είναι η αύξηση της τιμής των δικαιωμάτων του εκπεμπόμενου CO_2 , το οποίο θα αναλυθεί εκτενέστερα στην τελευταία παράγραφο της εργασίας αυτής.

Τέλος, περνώντας τα σύνορα της Ευρωπαϊκής Ένωσης, στις Η.Π.Α., η Υπηρεσία Προστασίας Περιβάλλοντος ανακοίνωσε τη συνεργασία της με τον ICAO για την ανάπτυξη και θέσπιση κανονισμών για τον περιορισμό των εκπομπών αερίων του θερμοκηπίου που

προκύπτουν ως προϊόν της καύσης των συμβατικών καυσίμων κηροζίνης από τους κινητήρες των αεροσκαφών [5].

2.4 Σύνοψη-Συμπεράσματα

Έχοντας λάβει μία γενική εικόνα για τα βιοκαύσιμα και το υδρογόνο καταλήγουμε στο βασικό συμπέρασμα ότι και τα δύο είδη καυσίμων μπορούν να συμβάλλουν στον περιορισμό της μόλυνσης του περιβάλλοντος. Παρόλα αυτά, τα βιοκαύσιμα δείχνουν να αποτελούν το σκαλοπάτι μέχρι να επιλυθούν τα ζητήματα που αφορούν τη δημιουργία νέων δομών αεροσκαφών και κινητήρων που θα μπορούν να χρησιμοποιούν το υδρογόνο ως καύσιμο μεταφοράς. Τα βιοκαύσιμα, λοιπόν, αναμειγμένα με το κλασικό καύσιμο αεροπορίας Jet-A1 αποτελούν όπως όλα δείχνουν τη βραχυπρόθεσμη λύση στην προσπάθεια απεμπλοκής από το μονοπώλιο των ορυκτών καυσίμων. Η επίδραση τόσο του υδρογόνου όσο και των βιοκαυσίμων στη λειτουργία του αεροπορικού κινητήρα αποτελεί σημαντικό κομμάτι στη διερεύνησή των καυσίμων αυτών και θα αναλυθεί εκτενώς στο κεφάλαιο που ακολουθεί.

3. Επίδραση Βιοκαυσίμων & Υδρογόνου στη Λειτουργία Αεροπορικού Κινητήρα

Στο κεφάλαιο αυτό διερευνάται η επίδραση της χρήσης βιοκαυσίμων και υδρογόνου ως καύσιμο αεροπορίας στη λειτουργία του αεροπορικού κινητήρα. Η μελέτη επικεντρώθηκε σε δύο σύγχρονους κινητήρες που χρησιμοποιούνται στην πολιτική αεροπορία και συγκεκριμένα στο αεροσκάφος A320neo της Airbus , τον CFMLEAP-1A26 και τον PW1127G. Πρόκειται για κινητήρες τελευταίας τεχνολογίας, οπότε συγκεντρώνει αρκετό ενδιαφέρον οι αλλαγές σε διάφορα βασικά μεγέθη τους που θα επιφέρει η τροφοδοσία τους με εναλλακτικά καύσιμα. Οι υπολογισμοί έγιναν με τη βοήθεια του εμπορικού προγράμματος GasTurb, όπου έγινε χρήση της τελευταίας έκδοσής του.

Αρχικά, γίνεται μία σύντομη μελέτη της επίδρασης των βιοκαυσίμων στην ειδική κατανάλωση καυσίμου του κινητήρα. Έπειτα, εξετάζονται δύο σενάρια για το υδρογόνο. Στο ένα, μελετάται η επίδραση στα διάφορα μεγέθη των δύο κινητήρων της χρήσης υδρογόνου ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης, διατηρώντας τα ίδια δεδομένα με αυτά που εισήχθησαν στο πρόγραμμα για τον κάθε κινητήρα ξεχωριστά στο σημείο σχεδίασης για καύσιμο Jet-A1. Στο άλλο, εξετάζεται η επίδραση του υδρογόνου ως καύσιμο στους δύο κινητήρες που αναφέρθηκαν παραπάνω, όπως αυτοί έχουν σχεδιαστεί για καύσιμο Jet-A1. Έγινε δηλαδή off-design διερεύνηση της αλλαγής καυσίμου.

Στο τέλος αυτού του κεφαλαίου, γίνεται σύγκριση των αποτελεσμάτων όπως αυτά προκύπτουν από το GasTurb για χρήση υδρογόνου και Jet-A1 με τα αποτελέσματα της βιβλιογραφικής αναφοράς [21] και των αντίστοιχων του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π., για την επαλήθευση της ορθότητας των πρώτων.

3.1 Γενικές Πληροφορίες Διάφορων Τύπων Βιοκαυσίμου

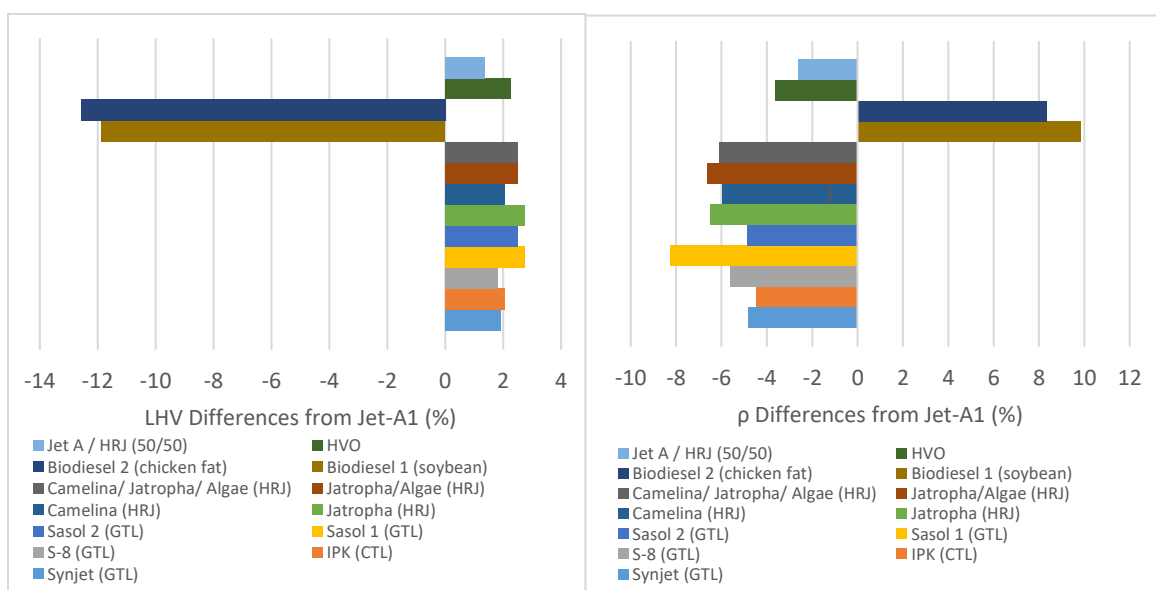
Στον Πίνακα 3.1 παρατίθενται η σύσταση, η πυκνότητα και η κατώτερη θερμογόνο ικανότητα διάφορων τύπων βιοκαυσίμων.

Πίνακας 3.1: Χαρακτηριστικά Διάφορων Τύπων Βιοκαυσίμου (Πηγή: [22])

Parameter	Jet A-1	Synjet	IPK (CTL)	S-8 (GTL)	Sasol 1 (GTL)	Sasol 2 (GTL)	Jatropha (HRJ)
Aromatics (vol %)	16 - 25	0.1 - 0.2	0.5	0	0	0	0
Naphthenes (vol %)	46	22	0	-	-	-	<0.01
Paraffins (vol %)	37	77	-	-	-	-	-
Sulphur, Mercaptan (wt %)	-	-	<0.001	0	0.0001	0.0001	0.0001
Sulphur, Total (wt %)	100 ppm	<2 ppm	<0.001	0.002	<0.01	<0.01	<0.0001
Carbon (wt %)	85.7	84.7	84.9	84.6	84.8	85.3	84.5
Hydrogen (wt %)	13.8	15.4	15.1	15.4	15.2	14.7	15.5
H/C ratio	1.918	2.166	2.119	2.169	2.135	2.053	2.185
Net heat of combustion (MJ/kg)	43.12	43.94	44.0	43.9	44.3	44.2	44.3
Density	801	762.4	765	756	735	762	749

Parameter	Camelina (HRJ)	Jatropha/ Algae (HRJ)	Camelina/ Jatropha/ Algae (HRJ)	Biodiesel (soybean)	Biodiesel (chicken fat)	HVO (soybean)	Jet A / HRJ (50/50)
Aromatics (vol %)	0.3	0	0	-	-	-	-
Naphthenes (vol %)	<0.01	<0.01	<0.01	-	-	-	-
Paraffins (vol %)	-	-	-	-	-	-	-
Sulphur, Mercaptan (wt %)	<0.0001	<0.0001	<0.0001	-	-	-	-
Sulphur, Total (wt %)	<0.0001	<0.0001	0.0001	-	-	-	-
Carbon (wt %)	84.9	84.9	85	-	-	-	-
Hydrogen (wt %)	15.1	15.1	15	-	-	-	-
H/C ratio	2.119	2.119	2.102	1.855	1.900	-	-
Net heat of combustion (MJ/kg)	44.0	44.2	44.2	38.0	37.7	44.1	43.7
Density	753	748	752	880	868	772	780

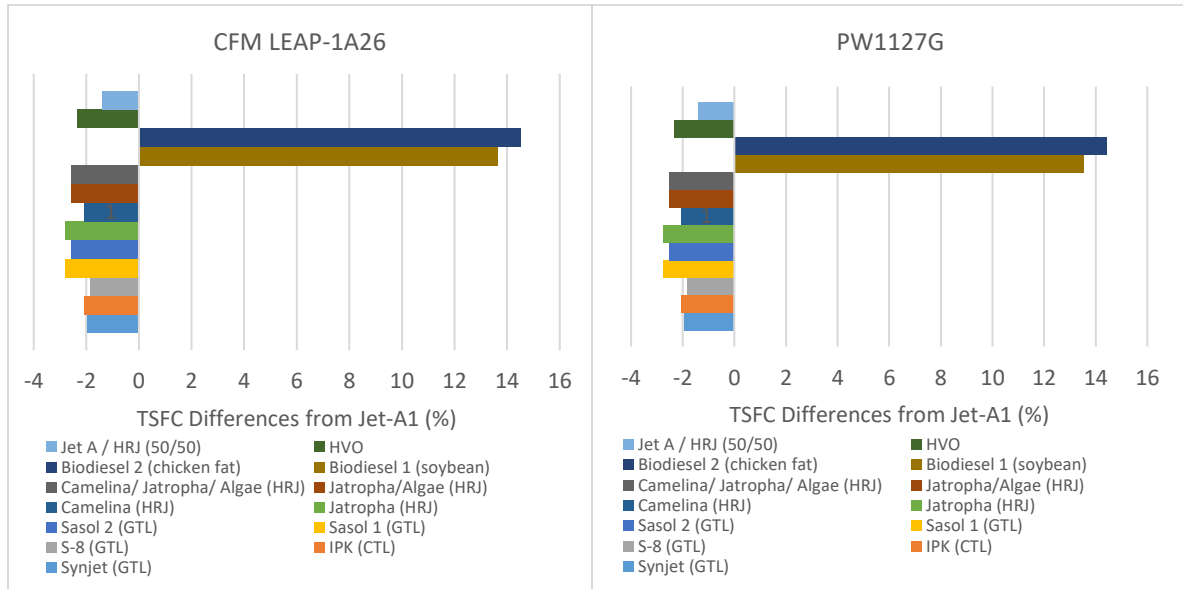
Αντλώντας για κάθε βιοκαύσιμο πληροφορίες για την κατώτερη θερμογόνο ικανότητα και την πυκνότητά του από τον παραπάνω πίνακα, προκύπτουν αρχικά τα διαγράμματα με τις διαφορές των δύο αυτών μεγεθών από τα αντίστοιχα μεγέθη για καύσιμο το Jet-A1, όπως φαίνονται στο Σχήμα 3.1.



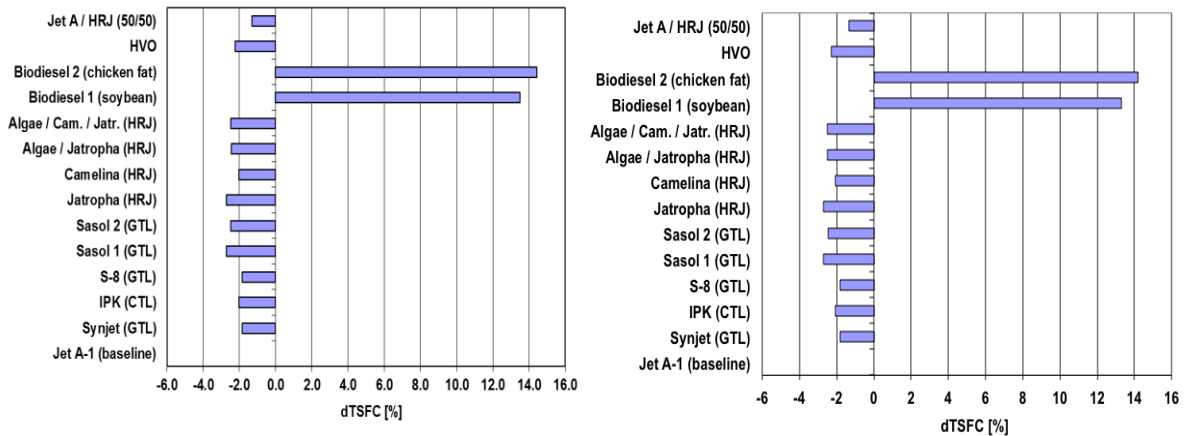
Σχήμα 3.1: Επί τοις % διαφορές της κατώτερης θερμογόνο ικανότητας και της πυκνότητας κάθε βιοκαυσίμου από τις αντίστοιχες του Jet-A1

3.2 Επίδραση Βιοκαυσίμων στην Ειδική Κατανάλωση Καυσίμου του Κινητήρα & Επαλήθευση Αποτελεσμάτων

Ακολουθεί η σύγκριση των διαφορών της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου για τα διάφορα βιοκαύσιμα με την αντίστοιχη τιμή για καύσιμο Jet-A1 των κινητήρων που μελετώνται στην παρούσα εργασία. Οι συνθήκες στις οποίες προέκυψαν οι ειδικές καταναλώσεις καυσίμου είναι ίδιες με αυτές που χρησιμοποιήθηκαν στις έρευνες του Πολυτεχνείου, δηλαδή σε συνθήκες Take-off.



Σχήμα 3.2: Επί τοις % διαφορές της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου για διάφορες κατηγορίες βιοκαυσίμων από την αντίστοιχη για καύσιμο Jet-A1 (CFM LEAP-1A26 & PW1127G)



Σχήμα 3.3: Επί τοις % διαφορές της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου για διάφορες κατηγορίες βιοκαυσίμων από την αντίστοιχη για καύσιμο Jet-A1 (CFM56-5B4/3 αριστερά & CF6-80C2B1F δεξιά) (Πηγή: [22])

Όπως γίνεται αντιληπτό από το Σχήμα 3.3, το οποίο εικονίζει ευρήματα του Εργαστηρίου Θερμικών Στροβιλομηχανών Ε.Μ.Π., τα αποτελέσματα ταυτίζονται με αυτά που

προέκυψαν από το GasTurb, όπως αυτά αποτυπώνονται στο Σχήμα 3.2. Παρατηρείται, λοιπόν, ότι ενώ πρόκειται για διαφορετικούς κινητήρες, οι μεταβολές στην ειδική κατανάλωση καυσίμου για κάθε τύπο βιοκαυσίμου είναι ίδιες και για τους τέσσερις αεροπορικούς κινητήρες. Επίσης, αξίζει να σημειωθεί η σημαντική διαφορά που παρουσιάζει σε όλα τα παραπάνω μεγέθη η χρήση του καυσίμου βιοντίζελ. Η χαμηλή ενεργειακή του περιεκτικότητα σε συνδυασμό με τη μεγαλύτερη πυκνότητά του, καθιστούν το βιοντίζελ μη συμφέρουσα επιλογή βιοκαυσίμου, το οποίο είχε αναφερθεί και στη βιβλιογραφία, στις κατηγορίες των βιοκαυσίμων.

Με αυτό τον τρόπο πιστοποιείται η εγκυρότητα και η ευστάθεια των αποτελεσμάτων της παρούσης εργασίας για το κομμάτι των βιοκαυσίμων. Επίσης, γίνεται αντιληπτό ότι η χρήση βιοκαυσίμων δεν απαιτεί μεγάλες και χρονοβόρες αλλαγές στη λειτουργία των συμβατικών κινητήρων, καθώς τα αποτελέσματα για χρήση βιοκαυσίμων στην ειδική κατανάλωση καυσίμου δεν παρουσιάζουν τόσο σημαντικές διαφορές από την αντίστοιχη τιμή για Jet-A1, όσο αυτές που θα πρόκειται να διαπιστωθούν στη συνέχεια για καύσιμο αεροπορίας το υδρογόνο.

3.3 Χρήση Υδρογόνου ως Καύσιμο στο Σημείο Σχεδίασης των Κινητήρων

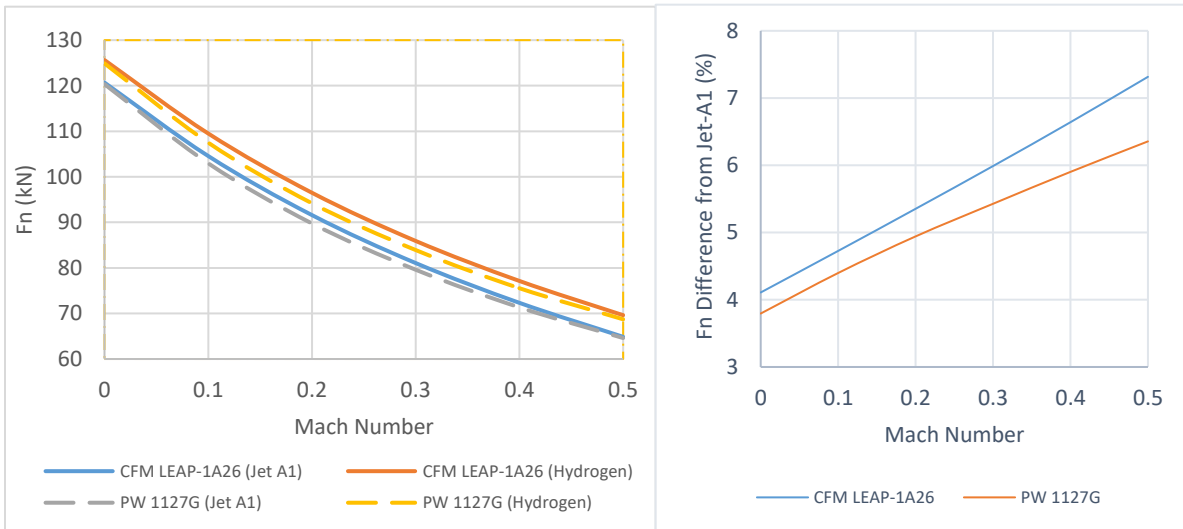
Αλλάζοντας καύσιμο στο σημείο σχεδίασης των δύο κινητήρων, διατηρώντας σταθερό το λόγο πίεσης του fan, το λόγο πίεσης του συμπιεστή, τη θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης, το λόγο παράκαμψης, τους βαθμούς απόδοσης και τις απώλειες των διάφορων τμημάτων των κινητήρων, προκύπτουν διαφορετικοί κινητήρες για καύσιμο το υδρογόνο, καθώς αλλάζει το εμβαδόν του ακροφυσίου. Να τονιστεί ότι για καύσιμο το υδρογόνο ο λόγος ταχυτήτων $V^{18_{ideal}}/V_{\delta_{ideal}}$ απομακρύνεται από την τιμή 0.8, η οποία προτείνεται ως η βέλτιστη τιμή. Όμως, στα πλαίσια της διπλωματικής αυτής εργασίας δεν ήταν ο σκοπός η βελτιστοποίηση του κινητήρα για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο.

3.3.1 Συνθήκες Εδάφους

Αρχικά, πραγματοποιήθηκε παραμετρική ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης για διάφορους αριθμούς Mach από 0 έως 0,5 σε συνθήκες εδάφους, διατηρώντας τη θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης σταθερή. Η δουλειά αυτή έγινε μία φορά για καύσιμο το Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης και μία για το υδρογόνο. Τα μεγέθη που επιλέχθηκαν να μελετηθούν σε αυτό το σημείο είναι η ώση των κινητήρων F_n σε kN, η ειδική κατανάλωση καυσίμου TSFC σε g/kNs και έπειτα καθώς γνωρίζουμε τις πυκνότητες των δύο τύπων καυσίμου έγινε μετατροπή σε lt/kNs, η ολική πίεση εξόδου από το συμπιεστή P_{t_3} σε kPa και η ολική θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων T_{t_8} σε K. Γνωρίζοντας της ειδική κατανάλωση καυσίμου, καθώς και την κατώτερη θερμογόνο δύναμη κάθε καυσίμου, υπολογίστηκε και η θερμική ισχύς που προσδίδεται στον κινητήρα για χρήση των δύο καυσίμων ανά kN.

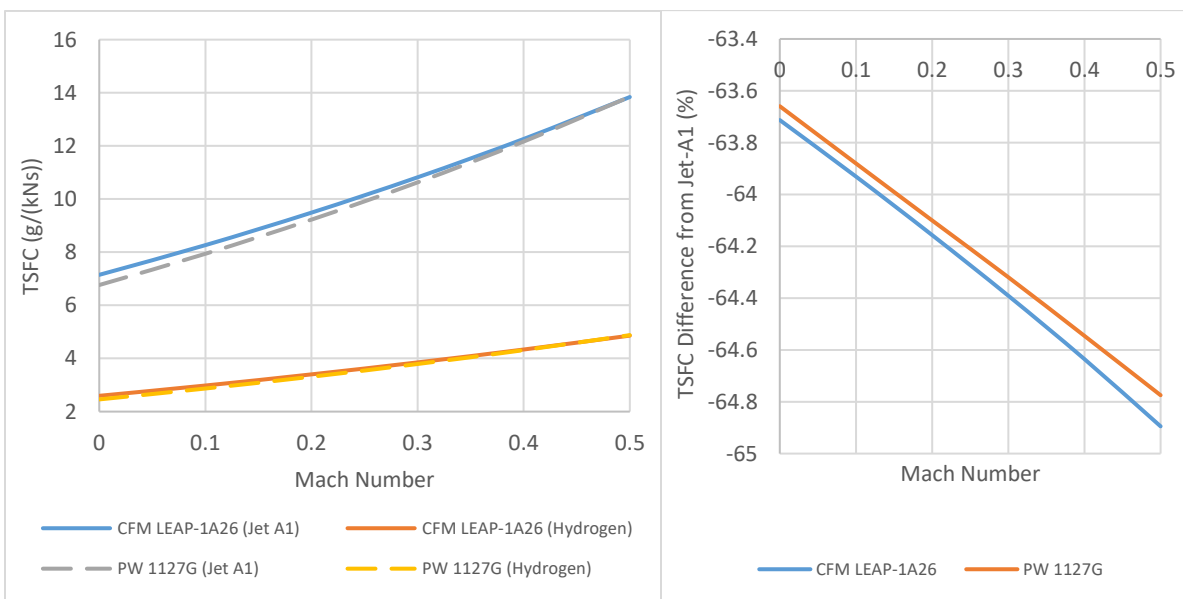
Επιλέχθηκε για λόγους σύγκρισης των δύο κινητήρων να απεικονίζονται σε κοινά διαγράμματα τα μεγέθη των δύο κινητήρων που προαναφέρθηκαν τόσο για χρήση του Jet-A1 όσο και του υδρογόνου. Επίσης, δίπλα από κάθε διάγραμμα μεταβολής του κάθε μεγέθους για τους διάφορους αριθμούς Mach, ακολουθεί η διαφορά επί τοις εκατό του

μεγέθους με χρήση του υδρογόνου από το αντίστοιχο με καύσιμο κηροζίνη. Πάλι οι διαφορές αυτές αποτυπώθηκαν σε κοινά διαγράμματα για τους δύο κινητήρες, έτσι ώστε να μπορεί να γίνει άμεση συσχέτιση της αλλαγής της συμπεριφοράς των δύο κινητήρων, όταν αυτοί τροφοδοτούνται με καύσιμο το υδρογόνο.

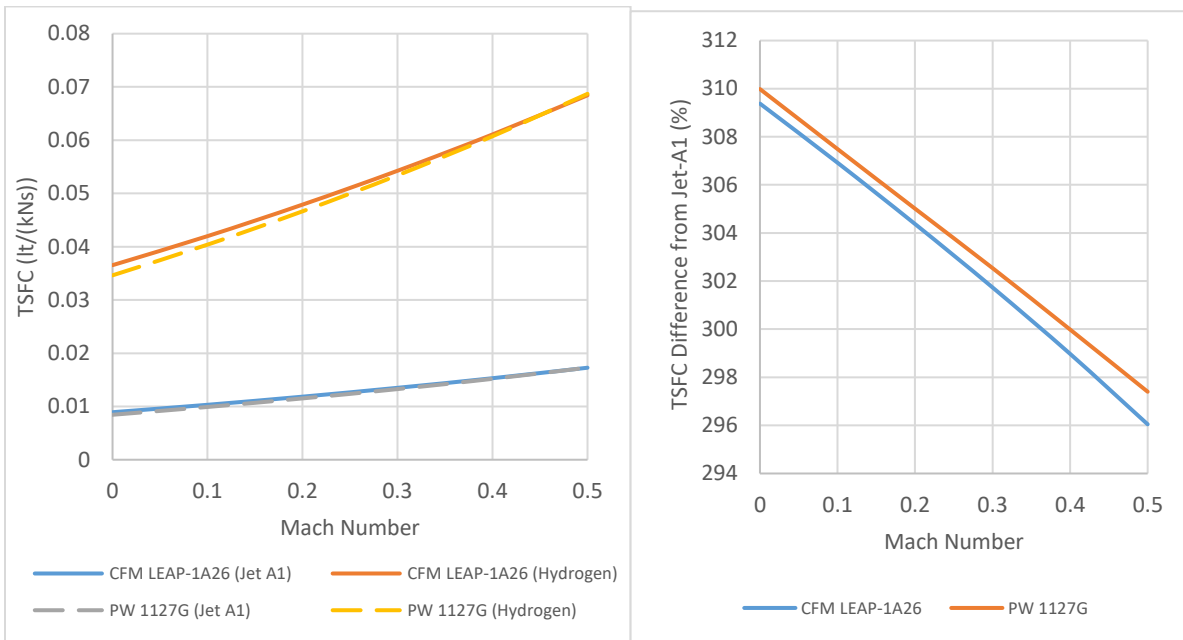


Σχήμα 3.4: Διαγράμματα ώσης (kN)-αριθμού Mach κινητήρων CFMLEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)

Αρχίζοντας από το μέγεθος της ώσης, παρατηρείται μία αύξηση περίπου 4% για Mach ίσο με το 0, η οποία αυξάνεται γραμμικά καθώς μεγαλώνει η τιμή του αριθμού Mach. Οι διαφορές μεταξύ των δύο κινητήρων είναι πολύ μικρές αρχικά, ενώ στη συνέχεια αυξάνονται λαμβάνοντας μέγιστη διαφορά για Mach ίσο με 0,5 όπου ο CFM LEAP-1A26 εμφανίζει αύξηση της ώσης κατά 7,4 %, ενώ ο PW1127G κατά 6,4%.



Σχήμα 3.5: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (g/kNs)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)

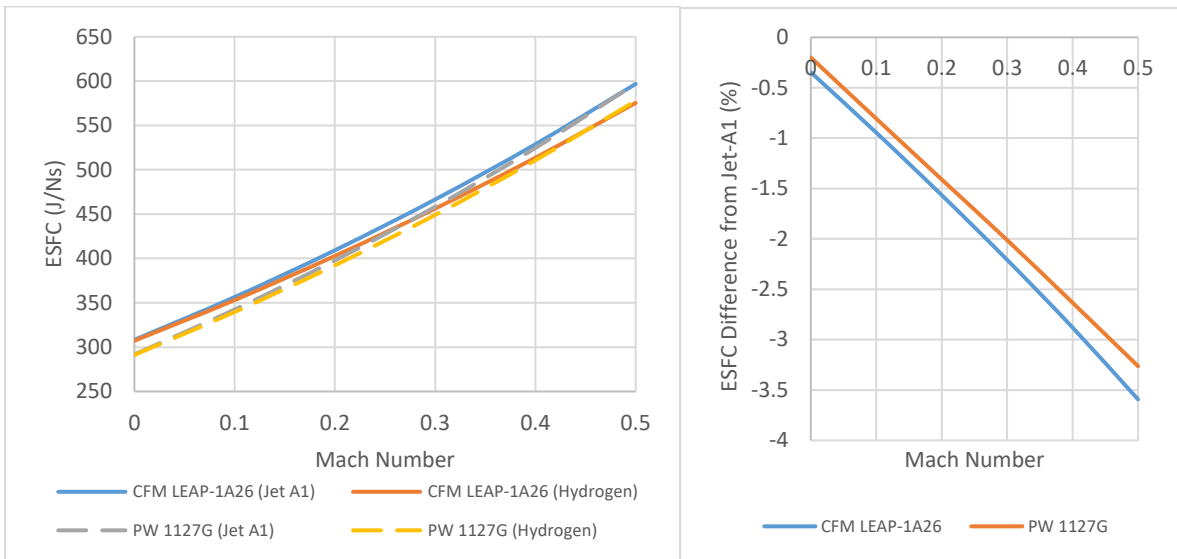


Σχήμα 3.6: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (lt/kNs)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)

Περνώντας στην ειδική κατανάλωση καυσίμου, το μέγεθος αυτό συγκεντρώνει αρκετό ενδιαφέρον, καθώς σχετίζεται άμεσα με το ζήτημα της αύξησης του όγκου αποθήκευσης του υδρογόνου, όπως αναφέρθηκε στη βιβλιογραφία. Συγκεκριμένα, όταν αυτό μετριέται σε g/kNs, γίνεται αντιληπτή μία μείωση του μεγέθους για χρήση του υδρογόνου περίπου 64-65%. Όταν όμως αυτό μετριέται σε lt/kNs η διαφορά είναι μία αύξηση της τιμής του κατά 310%, η οποία μειώνεται με την αύξηση του αριθμού Mach. Οι διαφορές αυτές ερμηνεύονται αν αναλογιστεί κανείς την πολύ μικρή πυκνότητα του υδρογόνου σε σχέση με τα κλασσικά καύσιμα κηροζίνης και επαληθεύει το πρόβλημα της απαίτησης μεγαλύτερου όγκου αποθήκευσης που δημιουργεί το υδρογόνο.

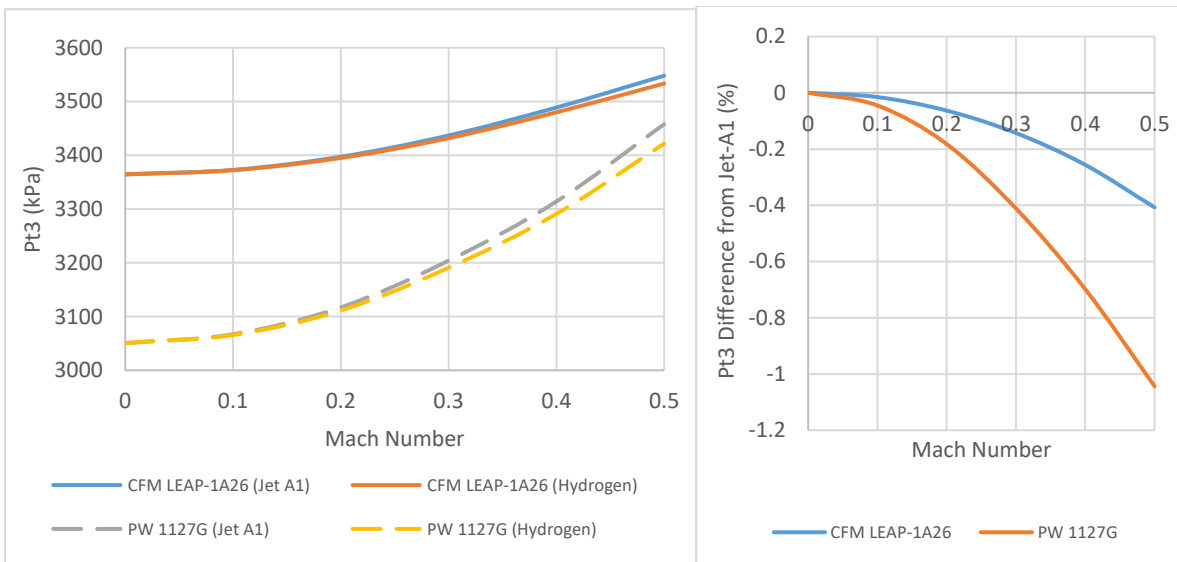
Από τη βιβλιογραφία, όπως έχει αναφερθεί και στα προηγούμενα κεφάλαια της εργασίας, χρειάζεται 4 φορές μεγαλύτερος όγκος δεξαμενών αποθήκευσης του υδρογόνου από τον αντίστοιχο αποθηκευτικό χώρο κηροζίνης. Τα ευρήματα επαληθεύουν αυτό τον αριθμό, καθώς όπως δείχνει και η κατανάλωση καυσίμου σε lt/kNs, χρειάζεται 4-4,1 φορές περισσότερος όγκος καυσίμου για τη σωστή λειτουργία του κινητήρα. Η μάζα, όμως, του καυσίμου θα είναι 65% μικρότερη από την κηροζίνη, με αποτέλεσμα μείωση του βάρους του καυσίμου, οπότε μείωση και του μέγιστου βάρους απογείωσης του αεροσκάφους.

Πολλαπλασιάζοντας το μέγεθος της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου με την αντίστοιχη για κάθε καύσιμο κατώτερη θερμογόνο ικανότητα, προκύπτει η θερμική ισχύς που προσδίδεται στον κινητήρα για κάθε καύσιμο ανά kN.



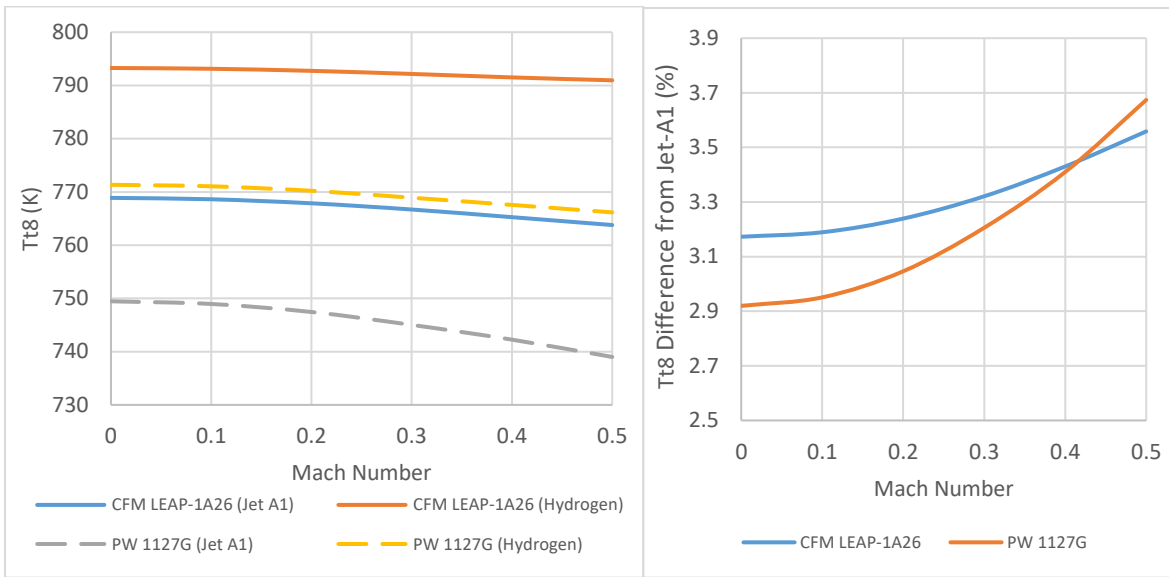
Σχήμα 3.7: Διαγράμματα θερμικής ισχύος καυσίμου (J/kNs)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)

Παρατηρείται ότι η διαφορά όσον αφορά την θερμική ισχύ που προσδίδεται στον κινητήρα για καύσιμο το υδρογόνο είναι από 0,5 έως 3,5% μικρότερη από ότι για καύσιμο το Jet-A1.



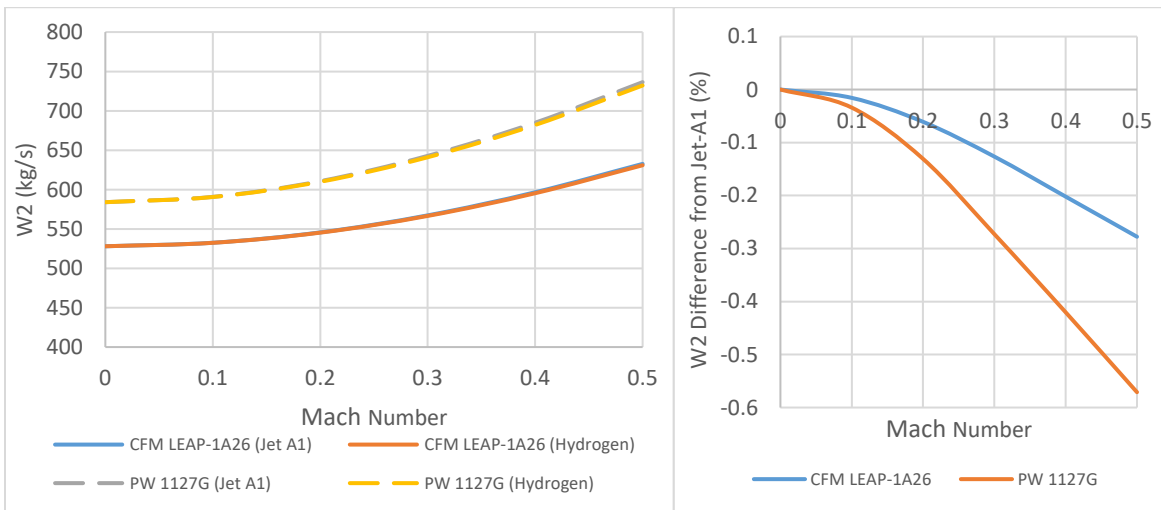
Σχήμα 3.8: Διαγράμματα πίεσης εξόδου συμπιεστή (kPa)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)

Όσον αφορά την πίεση εξόδου από το συμπιεστή Pt_3 , οι διαφορές είναι σχεδόν μηδενικές για αριθμούς Mach από 0 έως 0,1. Από εκεί και ύστερα, στον κινητήρα CFM LEAP-1A26 δεν παρουσιάζεται ιδιαίτερη μείωση του μεγέθους, κάτι το οποίο συμβαίνει στον PW1127G. Συγκεκριμένα στον πρώτο κινητήρα για αριθμό Mach 0,5 έχουμε τη μεγαλύτερη μείωση της πίεσης εξόδου από το συμπιεστή ίση με 0,4%, ενώ για το δεύτερο κινητήρα για τον ίδιο Mach παρατηρείται μείωση κατά 1,1%.



Σχήμα 3.9: Διαγράμματα θερμοκρασίας εξόδου καυσαερίων (K)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)

Από την παρατήρηση των διαγραμμάτων της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων T_{t8} , αρχικά παρατηρούμε ότι στον PW1127G η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων είναι μικρότερη από την αντίστοιχη του CFM LEAP-1A26, το οποίο οφείλεται στην τεχνολογία του geared turbofan, όπου η ταχύτητα εξόδου των καυσαερίων είναι μικρότερη από τους υπόλοιπους turbofan, συνεπώς και η αντίστοιχη θερμοκρασία τους. Στο κομμάτι των διαφορών όταν γίνεται χρήση του υδρογόνου, παρατηρείται αρχικά αύξηση κατά 3% περίπου, η οποία ανέρχεται σε 3,6-3,7% για Mach 0,5.

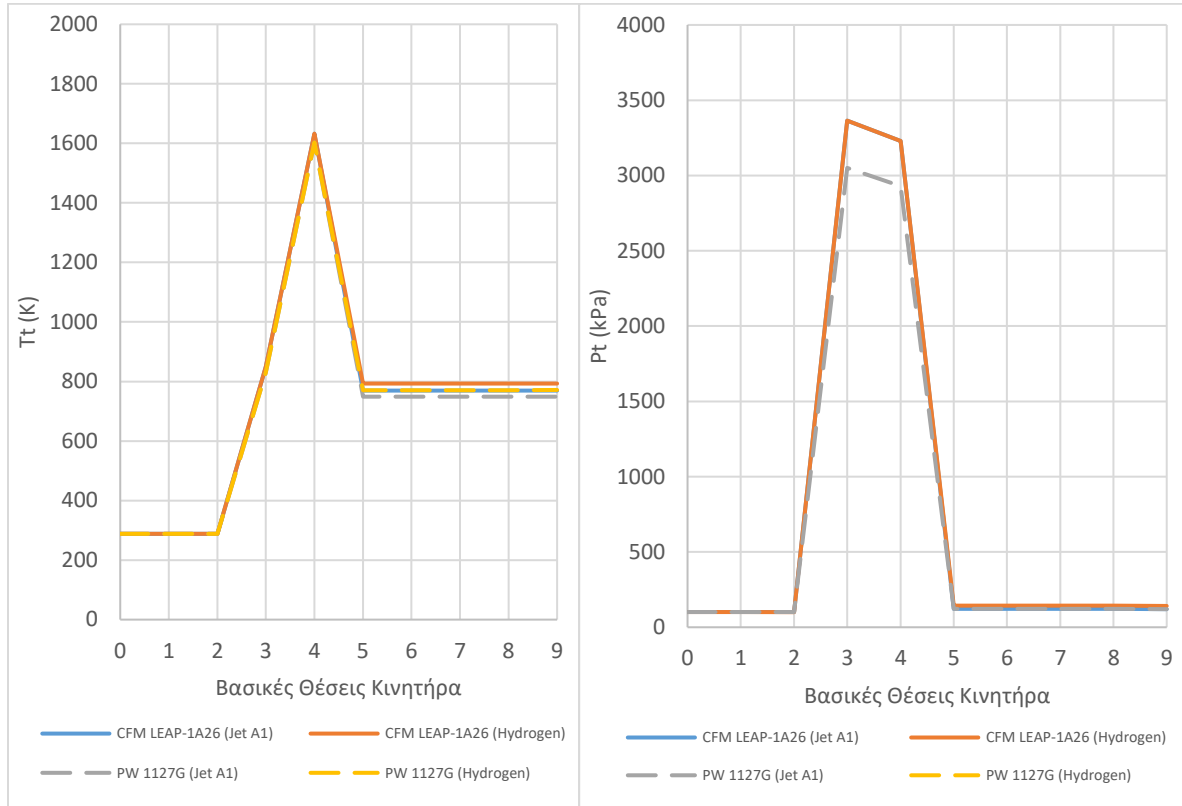


Σχήμα 3.10: Διαγράμματα αναρροφώμενης παροχής κινητήρα (kg/s)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP 1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)

Οι διαφορές όσον αφορά την αναρροφώμενη παροχή από τον κινητήρα για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης είναι πολύ μικρές σε σχέση με την

αντίστοιχη τιμή για Jet-A1. Συγκεκριμένα, οι διαφορές και για τους δύο κινητήρες είναι κάτω της μονάδας, ενώ αυξάνονται με την αύξηση του αριθμού Mach.

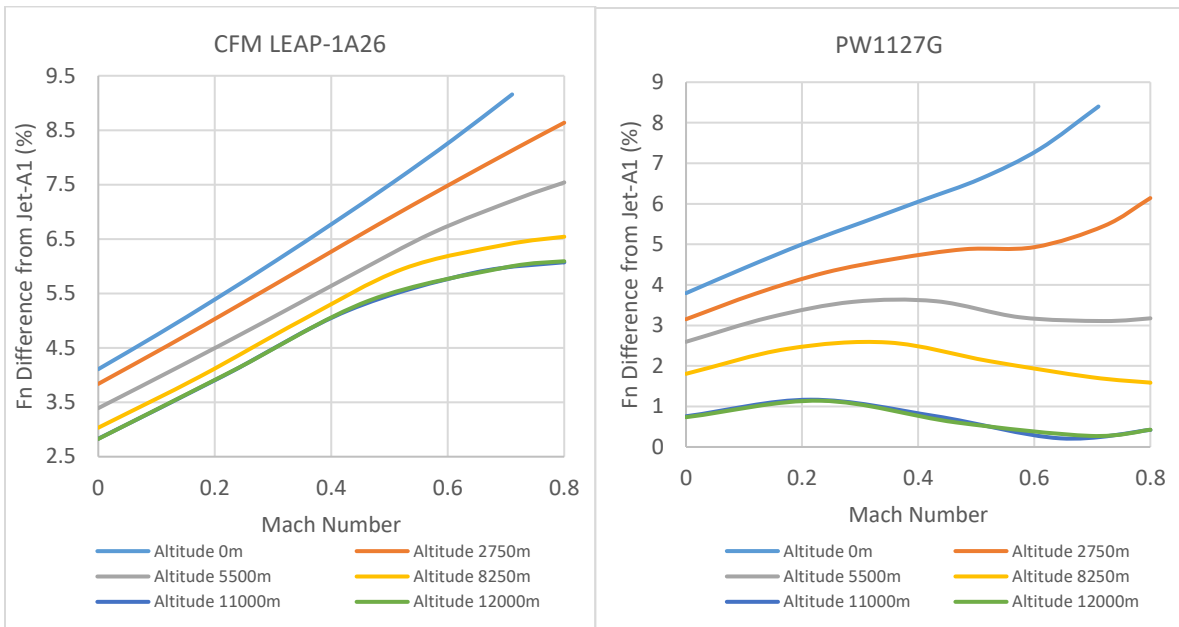
Όπως φαίνεται και από τα διαγράμματα κατανομής της ολικής θερμοκρασίας και πίεσης κατά μήκος του πυρήνα των κινητήρων που ακολουθούν, οι αλλαγές στα μεγέθη παρατηρούνται μετά τη θέση 4, δηλαδή έπειτα από την έγχυση του υδρογόνου στο θάλαμο καύσης.



Σχήμα 3.11: Κατανομή ολικής πίεσης (kPa) και θερμοκρασίας (K) κατά μήκος του πυρήνα των κινητήρων CFMLEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες take-off)

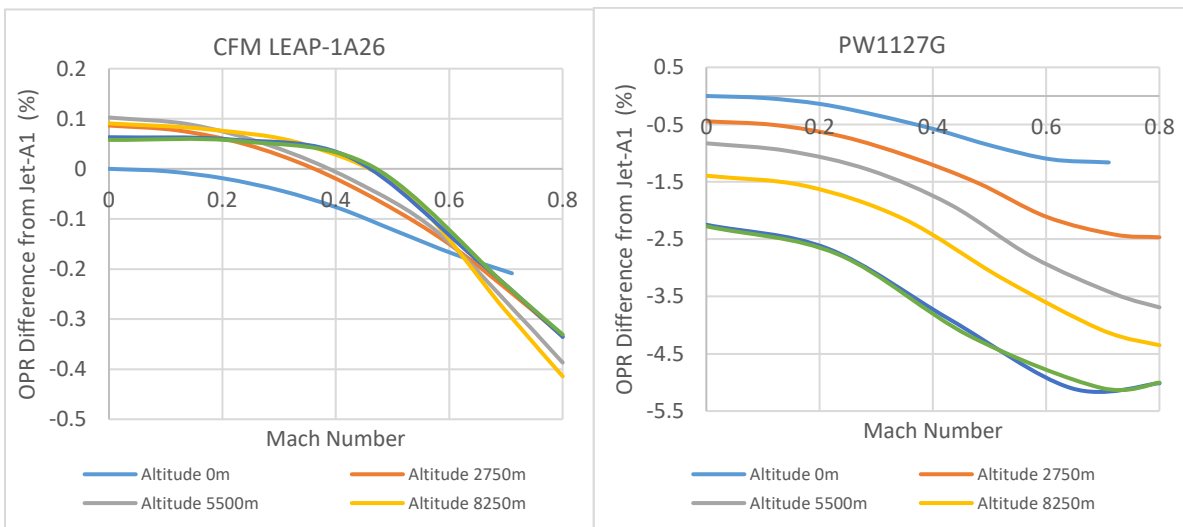
3.3.2 Φάκελος Πτήσης (Flight Envelope)

Έχοντας ολοκληρώσει την παραμετρική ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης σε συνθήκες εδάφους, ακολουθεί η διερεύνηση των μεγεθών της ώσης F_n , του συνολικού λόγου πίεσης OPR και της ολικής θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων T_{t8} για διάφορα υψόμετρα και αριθμούς Mach, όπως προκύπτουν από το φάκελο πτήσης που εξάγει το πρόγραμμα. Καθώς οι καμπύλες για τα διάφορα υψόμετρα ήταν αρκετές σε κάθε μέγεθος, επιλέχθηκε να παρουσιαστούν σε διαφορετικά διαγράμματα οι σχετικές διαφορές επί τοις εκατό των μεγεθών για κάθε κινητήρα, έτσι ώστε να είναι ευανάγνωστα τα ευρήματα της έρευνας. Για να διευκολυνθεί, όμως, η διαδικασία σύγκρισης της επίδρασης του υδρογόνου στους δύο κινητήρες, για κάθε μέγεθος τα διαγράμματα για τους δύο κινητήρες παρατίθενται το ένα δίπλα στο άλλο.



Σχήμα 3.12: Διαγράμματα επί τοις % διαφοράς της ώσης για καύσιμο το υδρογόνο από την αντίστοιχη για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης συναρτήσει του αριθμού Mach για διαφορετικά υψόμετρα (CFMLEAP-1A26 & PW1127G)

Από τα παραπάνω διαγράμματα γίνεται εύκολα αντιληπτό ότι όσον αφορά τον κινητήρα CFM LEAP-1A26 η αλλαγή του καυσίμου στο σημείο σχεδίασης οδηγεί σε αύξηση της ώσης, με τις διαφορές να μειώνονται όσο αυξάνεται το υψόμετρο. Το ίδιο συμβαίνει και στον PW1127G, με τη διαφορά ότι η αύξηση της ώσης σε υψόμετρο πτήσης είναι πολύ μικρότερη από αυτή του κινητήρα της Safran.

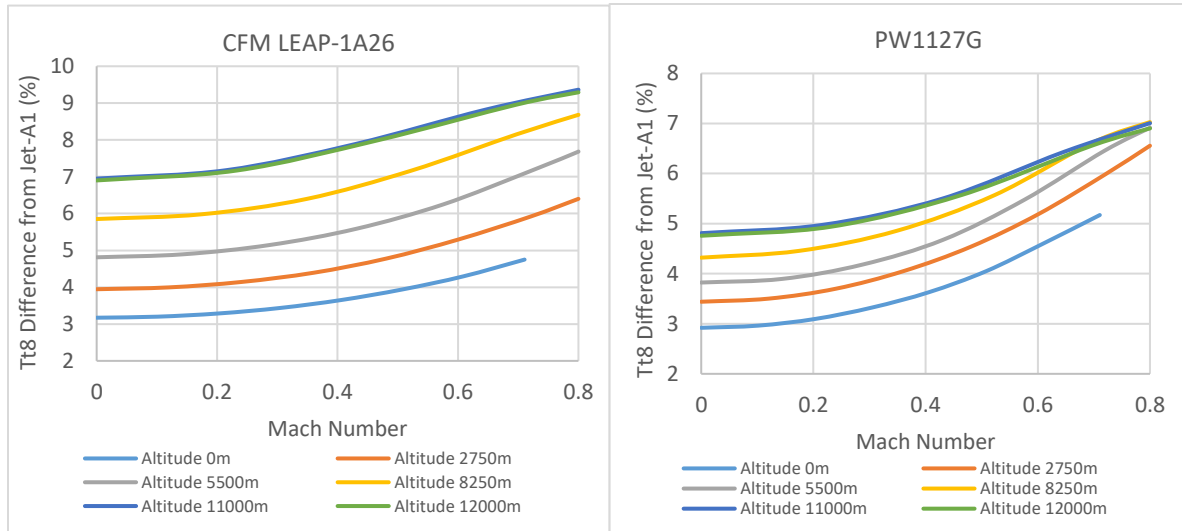


Σχήμα 3.13: Διαγράμματα επί τοις % διαφοράς του συνολικού λόγου πίεσης του συμπιεστή για καύσιμο το υδρογόνο από την αντίστοιχη για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης συναρτήσει του αριθμού Mach για διαφορετικά υψόμετρα (CFMLEAP-1A26 & PW1127G)

Όσον αφορά τον κινητήρα της Pratt & Whitney παρουσιάζεται μείωση του συνολικού λόγου πίεσης με την αύξηση του υψομέτρου, με τις διαφορές να φτάνουν κοντά στο -5,5%

σε υψόμετρο 12.000 m. Αντίθετα, στον κινητήρα CFM LEAP-1A26 οι διαφορές κυμαίνονται γύρω από το μηδέν, οι οποίες λαμβάνουν την ελάχιστη τιμή τους σε υψόμετρο πτήσης, ίσες με -0,4%.

Στα παρακάτω διαγράμματα μεταβολής της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων, όπως διαπιστώθηκε και στα ευρήματα για τις συνθήκες εδάφους, παρατηρείται αύξηση περίπου 3% για μηδενικό υψόμετρο. Όσο αυξάνεται το υψόμετρο, οι διαφορές για χρήση υδρογόνου ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης αυξάνονται, όπου καταλήγουν σε υψηλότερες τιμές για τον κινητήρα CFM LEAP-1A26 από ότι στον PW1127G. Η διαφορά μάλιστα στις διαφορές των δύο κινητήρων ανέρχεται στο 2%.



Σχήμα 3.14: Διαγράμματα επί τοις % διαφοράς της θερμοκρασίας εξόδου καυσαερίων για καύσιμο το υδρογόνο από την αντίστοιχη για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης συναρτήσει του αριθμού Mach για διαφορετικά υψόμετρα (CFMLEAP-1A26 & PW1127G)

Στο σημείο αυτό να τονιστεί, ότι όπως είναι λογικό, δεν μπορούν να ευσταθούν οι μηδενικές ή οι πολύ μικρές τιμές αριθμών Mach για τα μεγάλα υψόμετρα. Το ίδιο ισχύει και για τις πολύ μεγάλες τιμές αριθμού Mach για μικρά υψόμετρα. Όμως, το πρόγραμμα δεν μπορεί να το ξεχωρίσει αυτό, οπότε για τα δεδομένα που εισήχθησαν, τρέχοντας ένα συγκεκριμένο αλγόριθμο, εμφάνισε τα αποτελέσματα που φαίνονται στα διαγράμματα. Επομένως, κρίθηκε σημαντικό στο σημείο αυτό να γίνει αυτή η παρατήρηση, χωρίς να σημαίνει ότι αλλάζει κάτι στα αποτελέσματα ή επηρεάζεται η ευστάθεια των υπολοίπων τιμών.

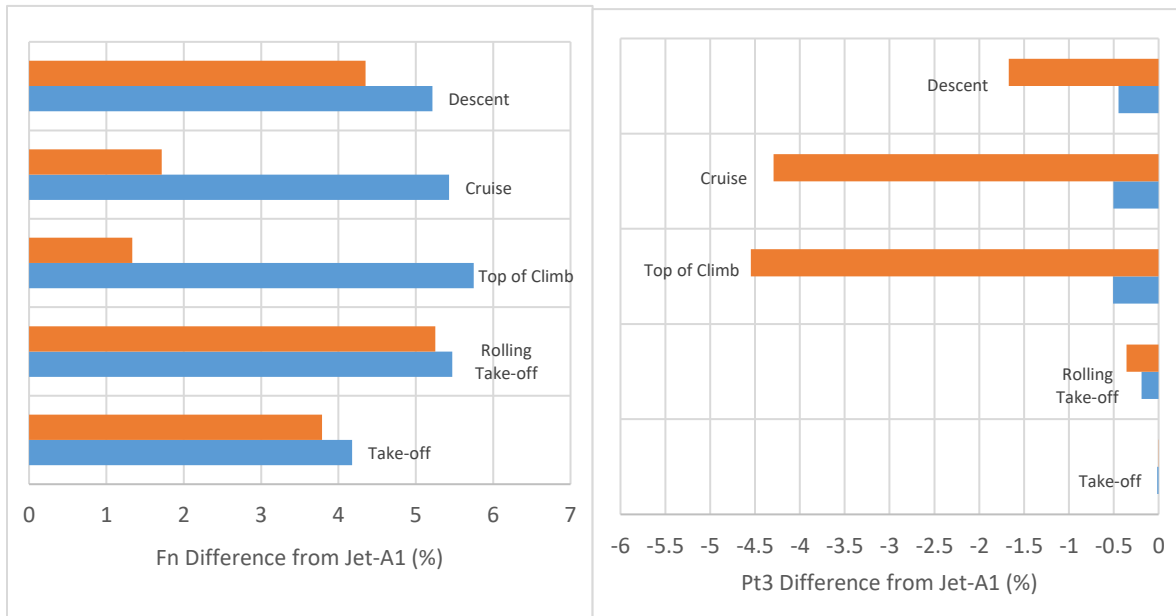
3.3.3 Αποστολή (Mission)

Ολοκληρώνοντας το πρώτο στάδιο μελέτης του υδρογόνου στην επίδραση του αεροπορικού κινητήρα, μελετήθηκαν τα ίδια μεγέθη με αυτά που εξετάστηκαν στην παραμετρική ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης, μόνο που τώρα εκτός από το Take-off, εξετάστηκαν και οι ακόλουθες συνθήκες:

- Rolling take-off
- Top of Climb

- Cruise
- Descent

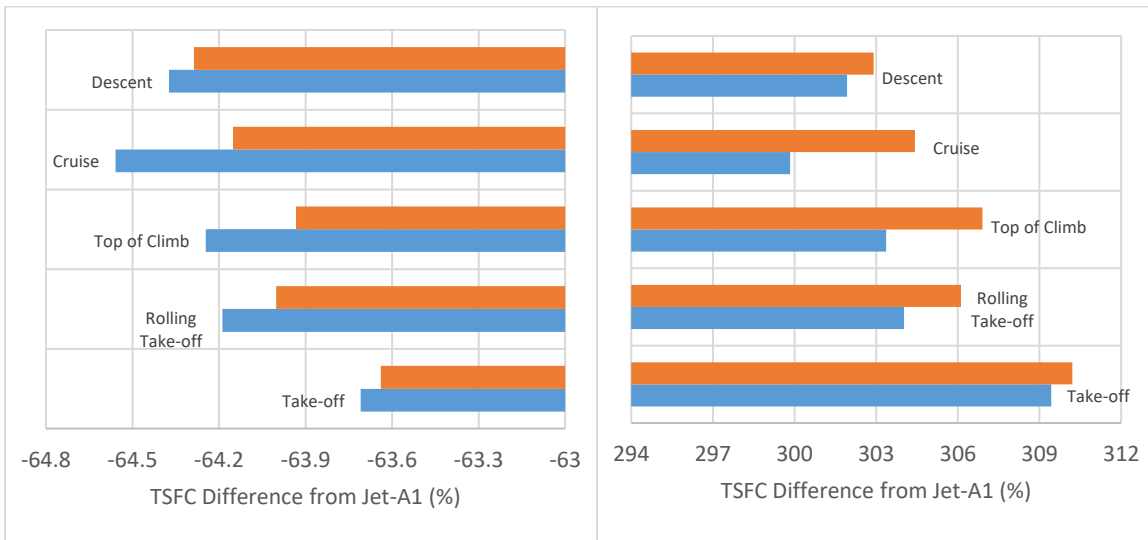
Οι διαφορές των διαφορών των αποτελεσμάτων με χρήση του υδρογόνου από τα αντίστοιχα που προκύπτουν για καύσιμο Jet-A1 έγινε σε κοινά ραβδογράμματα για τους δύο κινητήρες. Να τονιστεί ότι όταν τα τρεξίματα γίνονταν για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης, εισήχθησαν ως δεδομένο για το κάθε στάδιο της αποστολής οι θερμοκρασίες εξόδου από το θάλαμο καύσης που είχαν προκύψει για καύσιμο το Jet-A1.



Σχήμα 3.15: Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ώσης και της πίεσης εξόδου από το συμπιεστή για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης σε διάφορες φάσεις πτήσης των κινητήρων CFM LEAP-1A26 (μπλε χρώμα) & PW1127G (κόκκινο χρώμα)

Παρατηρείται ότι η επίδραση του υδρογόνου στην αύξηση της ώσης του CFM LEAP-1A26 είναι μεγαλύτερη σε σχέση με την αντίστοιχη του PW1127G. Συγκεκριμένα, όσο αυξάνεται το υψόμετρο η αύξηση στην ώση του δεύτερου κινητήρα είναι αρκετά μικρότερη από αυτή του πρώτου, κάτι το οποίο επαληθεύει τα ευρήματα του φακέλου πτήσης.

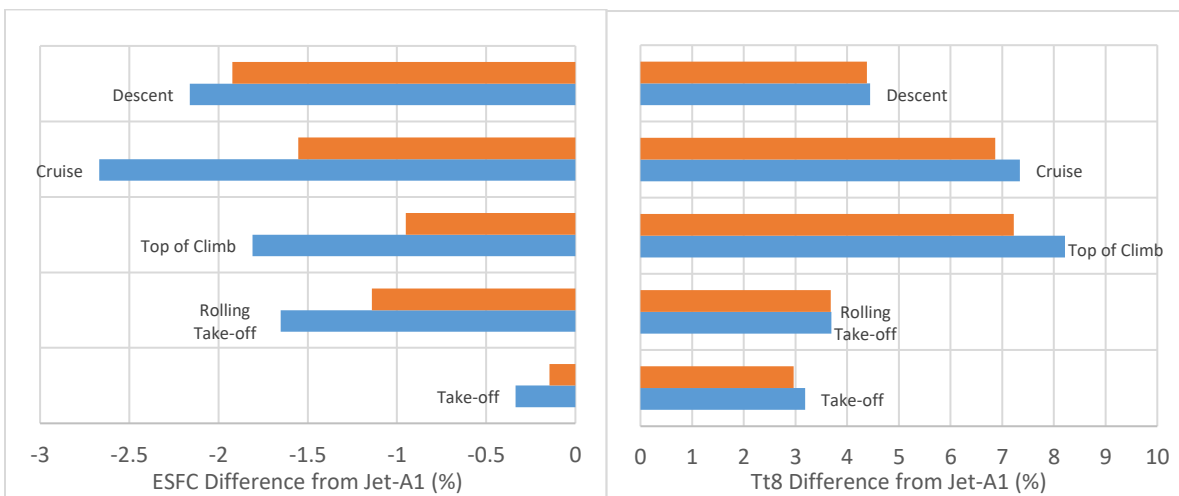
Από τα ραβδογράμματα που αντιστοιχούν στην πίεση εξόδου από το συμπιεστή Pt_3 γίνεται εμφανές ότι σε συνθήκες Take-off η επίδραση του υδρογόνου στην πίεση εξόδου του συμπιεστή των δύο κινητήρων είναι σχεδόν μηδενική. Όμως, όσο αυξάνεται το υψόμετρο παρατηρείται μείωση του συγκεκριμένου μεγέθους. Η μείωση αυτή για τον κινητήρα CFM LEAP-1A26 είναι της τάξης του 0,5%, ενώ για τον PW1127G στο Cruise και το Top of Climb ελαττώνεται κατά 4,3-4,6%. Οι μεταβολές αυτές επαληθεύονται αν ανατρέξουμε στα διαγράμματα του ολικού λόγου πίεσης των δύο κινητήρων στο φάκελο πτήσης, όπου σε μεγάλα υψόμετρα ο PW1127G εμφάνιζε μείωση μέχρι και 5%, ενώ ο CFM LEAP-1A26 δεν εμφάνιζε κάποια σημαντική διαφορά.



Σχήμα 3.16: Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου σε g/kNs και σε lt/kNs για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης σε διάφορες φάσεις πτήσης των κινητήρων CFM LEAP-1A26 (μπλε χρώμα) και PW1127G (κόκκινο χρώμα)

Τα αποτελέσματα στο Take-off επιβεβαιώνουν τα αντίστοιχα που υπολογίστηκαν στο κομμάτι της διερεύνησης σε συνθήκες εδάφους. Επίσης, παρατηρείται μία διαφορά του 0,2% στην ειδική κατανάλωση καυσίμου μεταξύ των δύο κινητήρων, οπότε δεν υπάρχει κάποια σημαντικό σχόλιο στο σημείο αυτό. Αξίζει να σημειωθεί ότι καθόλα τα στάδια της πτήσης τα ευρήματα δείχνουν ότι απαιτείται 4 φορές μεγαλύτερος χώρος αποθήκευσης του καυσίμου, το οποίο συνάδει με τη θεωρία.

Όπως έγινε και στις συνθήκες εδάφους, με τον ίδιο τρόπο υπολογίζεται και η διαφορά στη θερμική ισχύ που προσφέρει το καύσιμο στον κινητήρα στα διάφορα σημεία πτήσης. Παρατηρείται μείωση του μεγέθους για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο, με τις διαφορές να φτάνουν -3% για τον CFM LEAP-1A26 στην κρουαζιέρα και -1,8% για τον PW1127G στην κάθοδο.



Σχήμα 3.17: Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της θερμικής ισχύος και της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 σε διάφορες συνθήκες πτήσης των κινητήρων CFM LEAP-1A26 (μπλε χρώμα) και PW1127G (κόκκινο χρώμα)

Από το διάγραμμα των μεταβολών της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων, γίνεται εμφανής η αύξηση των διαφορών όσο αυξάνεται το υψόμετρο για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο. Επίσης, σε υψόμετρο πτήσης, οι διαφορές μεταξύ των δύο κινητήρων είναι μεγαλύτερες, κάτι το οποίο είχαμε δει και στα αντίστοιχα διαγράμματα του φακέλου πτήσης για τους δύο κινητήρες. Η αύξηση αυτή στη θερμοκρασία των καυσαερίων, η οποία αύξηση είναι ίδια και για τη θερμοκρασία εξόδου από το στρόβιλο, μπορεί να αξιοποιηθεί με τη χρήση ενός εναλλάκτη θερμότητας, ο οποίος θα χρησιμοποιεί την περίσσεια θερμότητας για την αεριοποίηση του υγρού υδρογόνου, προτού αυτό εισέλθει στο θάλαμο καύσης.

3.4 Off-Design Χρήση Υδρογόνου στους Συμβατικούς Κινητήρες

Περνώντας στο δεύτερο στάδιο μελέτης της επίδρασης του υδρογόνου στη λειτουργία των αεροπορικών κινητήρων, μελετάται η χρήση του σε κινητήρα που είναι σχεδιασμένος για καύσιμο Jet-A1. Οι κινητήρες που μελετώνται είναι οι ίδιοι με πριν, δηλαδή ο CFM LEAP-1A26 και ο PW1127G. Τα μεγέθη που έχουν επιλεγεί για να διερευνηθεί η επίδραση που έχει σε αυτά η χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο είναι τα ίδια με αυτά που μελετήθηκαν και στην προηγούμενη υποενότητα. Γίνεται μόνο παραμετρική ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης σε συνθήκες εδάφους, όπου μεταβάλλεται τη μία φορά η θερμοκρασία περιβάλλοντος και την άλλη ο αριθμός Mach.

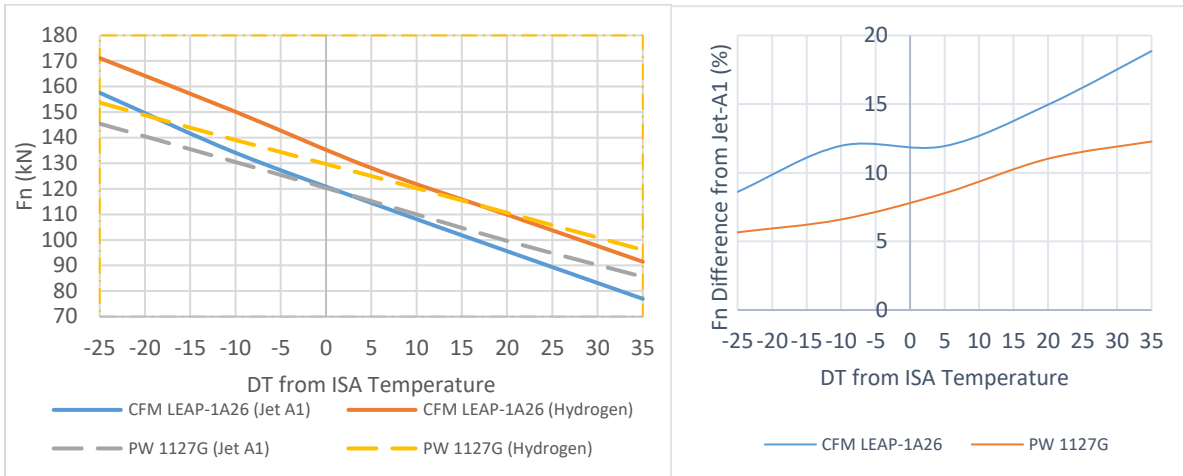
3.4.1 Παραμετρική Ανάλυση Εκτός Σημείου Σχεδίασης για Διάφορες Θερμοκρασίες Περιβάλλοντος (Συνθήκες Εδάφους)

Αρχικά, επιλέγεται στην ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης η παραμετρική μελέτη με μεταβλητή τη διαφορά θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία περιβάλλοντος κατά ISA (15°). Έπειτα, γίνεται επιλογή των καυσίμων Jet-A1 και υδρογόνου, όπως περιγράφεται στο Παράρτημα στο τέλος της εργασίας. Τα μεγέθη των οποίων παρουσιάζονται οι διαφορές για χρήση υδρογόνου από τις αντίστοιχες τιμές για καύσιμο Jet-A1 είναι η ώση F_n , η ειδική κατανάλωση καυσίμου TSFC όταν αυτή μετριέται σε g/kNs και σε lt/kNs, η ενέργεια που προσδίδει το καύσιμο στον κινητήρα ESFC, η πίεση εξόδου από το συμπιεστή P_{t_3} και η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων T_{t_8} . Η μελέτη γίνεται για θερμοκρασίες περιβάλλοντος από -10 έως 50 βαθμούς C, ενώ η θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης διατηρείται σταθερή.

Παρατηρώντας τα διαγράμματα της ώσης για τους δύο κινητήρες, παρατηρούμε ότι αν χρησιμοποιηθεί υδρογόνο για καύσιμο στους συμβατικούς κινητήρες Jet-A1 τότε ο κινητήρας CFM LEAP-1A26 παρουσιάζει αύξηση 8% στην ώση του για θερμοκρασία περιβάλλοντος -10 βαθμούς C, ενώ η διαφορά φτάνει στη μέγιστη τιμή της στους 50 βαθμούς C, ίση με 19%. Για τον κινητήρα PW1127G, οι διαφορές είναι μικρότερες, όπως φαίνονται και στο παρακάτω διάγραμμα.

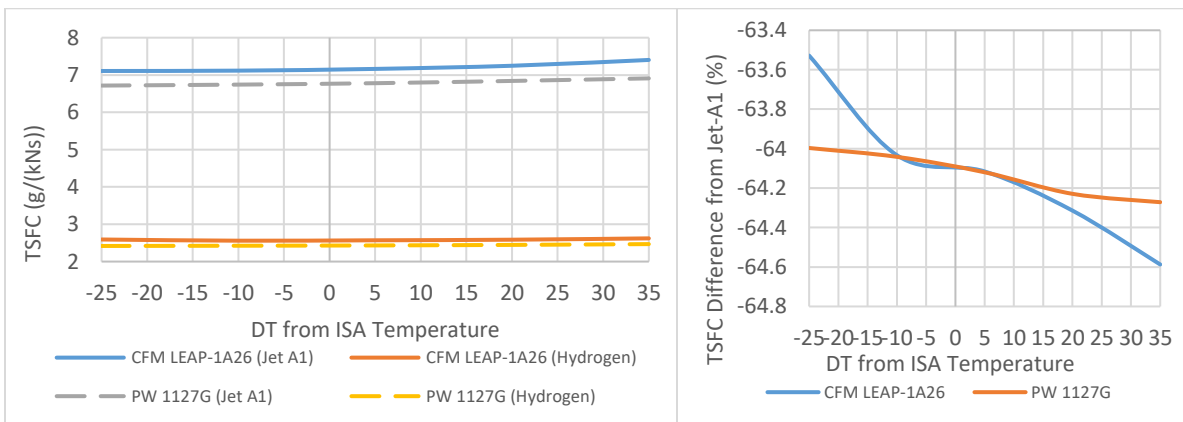
Τα αποτελέσματα που προκύπτουν έχουν μία λογική βάση, κάτι το οποίο διαπιστώνεται από την τιμή ώσης 120 kN για διαφορά θερμοκρασίας 0 για τους δύο κινητήρες με καύσιμο Jet-A1. Η τιμή αυτή της ώσης αντιστοιχεί στην τιμή που προκύπτει

για το σημείο σχεδίασης, όπως διακρίνεται και στα αποτελέσματα που παρατίθενται στο τέλος του Παραρτήματος για τον PW1127G.

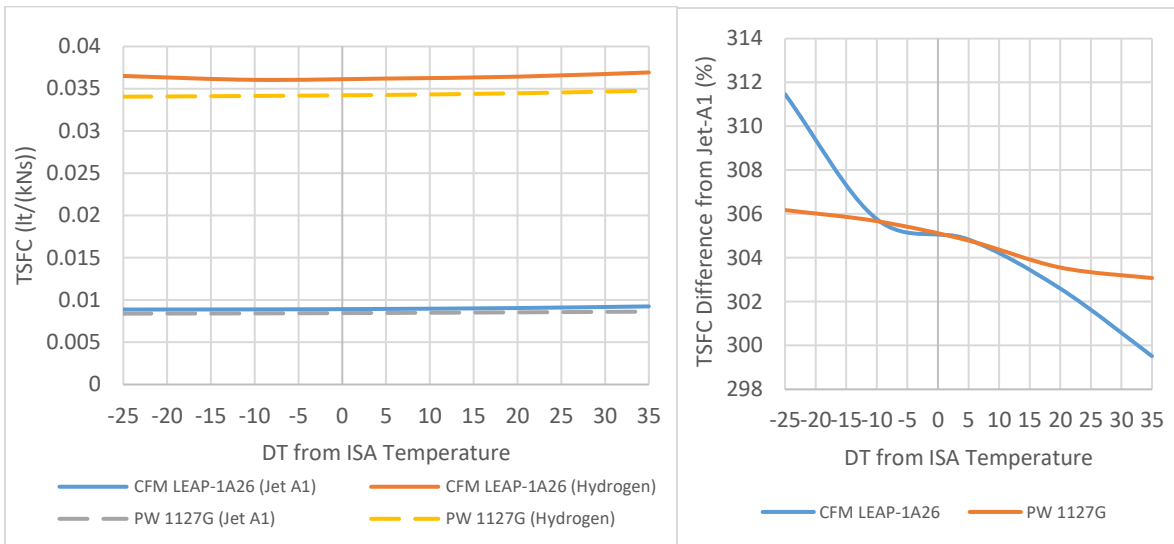


Σχήμα 3.18: Διαγράμματα ώσης (kN) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

Στο σημείο αυτό αξίζει να σταθούμε στην έννοια του flat rating για έναν αεροπορικό κινητήρα. Με τον όρο αυτό, για σταθερή θερμοκρασία εισόδου στο στρόβιλο, ορίζεται μία τιμή ώσης για μία συγκεκριμένη θερμοκρασία περιβάλλοντος, συνήθως στους 15 βαθμούς C, την οποία το σύστημα ελέγχου δεν επιτρέπει να ξεπεράσουμε σε μικρότερες θερμοκρασίες. Όπως παρατηρείται και στο Σχήμα 3.18, για θερμοκρασίες μικρότερες των 15 βαθμών C αντιστοιχούν μεγαλύτερες τιμές ώσης. Όμως, διατηρώντας την ώση σε ένα συγκεκριμένο όριο τιμών, δεν καταπονείται ο κινητήρας από τις υψηλότερες θερμοκρασίες εξόδου από το θάλαμο καύσης και έχουμε μεγαλύτερη διάρκεια ζωής των υλικών. Στην περίπτωση χρήσης του υδρογόνου, λοιπόν, για ίδια τιμή ώσης για χρήση Jet-A1, η θερμοκρασία περιβάλλοντος που αντιστοιχεί είναι κατά 10 περίπου μονάδες μεγαλύτερη και στους δύο κινητήρες. Αυτό σημαίνει ότι για χρήση του υδρογόνου οι κινητήρες έχουν μεγαλύτερα όρια έτσι ώστε να είναι flat rated, οπότε τα υλικά θα έχουν λιγότερη θερμική και μηχανική καταπόνηση.

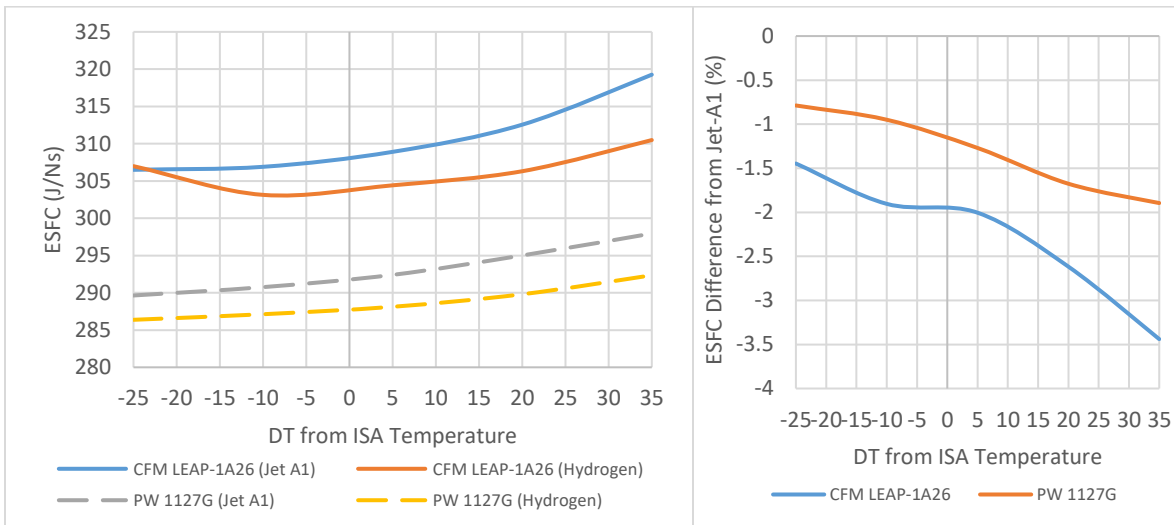


Σχήμα 3.19: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (g/kNs) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)



Σχήμα 3.20: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (lit/kNs) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

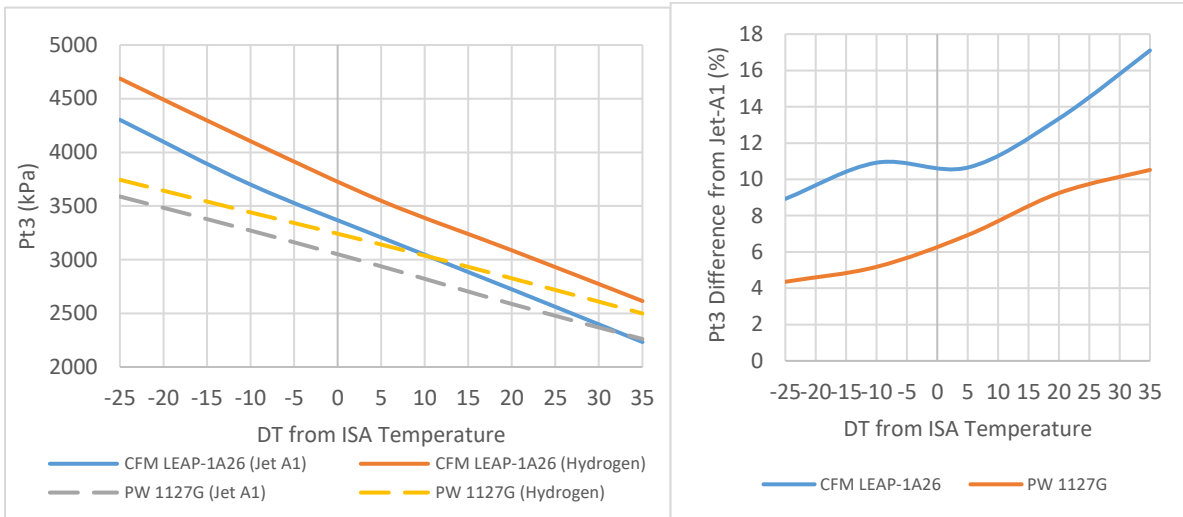
Τα διαγράμματα της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου επαληθεύουν τα αντίστοιχα του πρώτου μέρους της μελέτης της επίδρασης του υδρογόνου στους αεροπορικούς κινητήρες. Επίσης, παρατηρείται για ακόμη μια φορά η ανάγκη για μεγαλύτερες δεξαμενές καυσίμου, μιας και ο απαιτούμενος όγκος του υγρού υδρογόνου, όπως φαίνεται από το μέγεθος της κατανάλωσης καυσίμου σε lit/kNs, είναι τετραπλάσιος από αυτόν του συμβατικού καυσίμου Jet-A1.



Σχήμα 3.21: Διαγράμματα θερμικής ισχύος καυσίμου (J/Ns) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

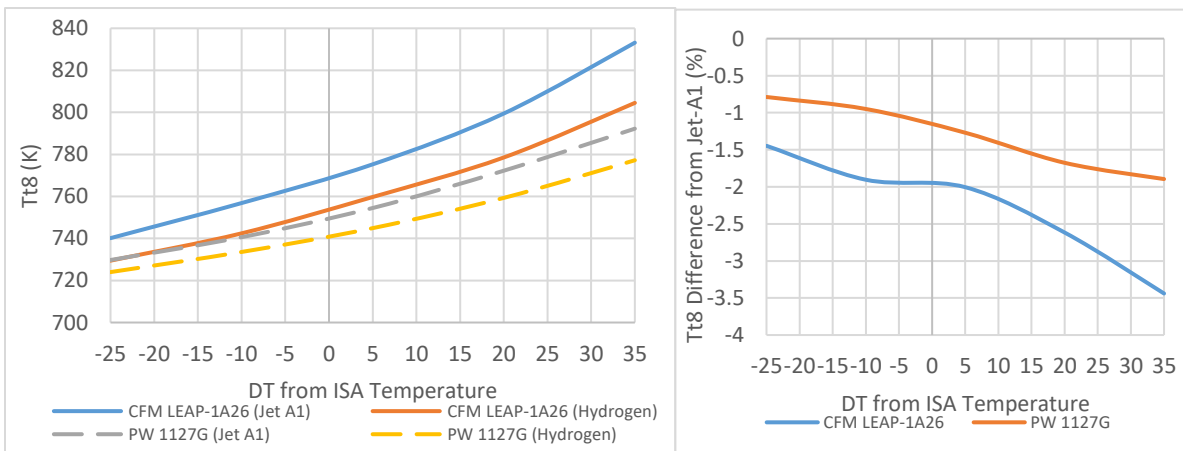
Όπως γίνεται εύκολα αντιληπτό, όσο αυξάνεται η θερμοκρασία περιβάλλοντος τόσο αυξάνονται οι διαφορές όσον αφορά τη θερμική ισχύ που προσφέρεται στον κινητήρα για καύσιμο το υδρογόνο. Συγκεκριμένα, και στους δύο κινητήρες παρατηρείται μείωση του

μεγέθους για καύσιμο το υδρογόνο, με το CFM LEAP-1A26 να εμφανίζει μεγαλύτερη μείωση. Σε συνδυασμό με τις πληροφορίες που αντλούνται από τα διαγράμματα ώσης των δύο κινητήρων, αντιλαμβανόμαστε ότι με λιγότερη προσδιδόμενη ενέργεια παράγεται μεγαλύτερη ώση σε σχέση με το συμβατικό καύσιμο κηροζίνης. Το γεγονός αυτό αποτελεί ένα οικονομικό κίνητρο, το οποίο θα αξιοποιηθεί πλήρως όταν οι τιμές του υδρογόνου που παράγεται από ανανεώσιμες πηγές μειωθούν ακόμη περισσότερο.



Σχήμα 3.22: Διαγράμματα πίεσης εξόδου από το συμπιεστή (kPa) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

Όταν το υδρογόνο χρησιμοποιείται σε κινητήρα ο οποίος είναι σχεδιασμένος για καύσιμο Jet-A1, η πίεση εξόδου από το συμπιεστή αυξάνεται μέχρι και 10% για πολύ ζεστές ημέρες στον κινητήρα PW1127G και έως 17% στον CFM LEAP-1A26. Για μία τυπική ημέρα, όπου η θερμοκρασία είναι 15 βαθμοί C, οι διαφορές είναι 6 και 10% αντίστοιχα. Το αντίθετο συνέβη όταν το υδρογόνο χρησιμοποιήθηκε ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης των κινητήρων, όπου παρατηρήθηκε μικρή μείωση της πίεσης Pt_3 σε συνθήκες εδάφους.

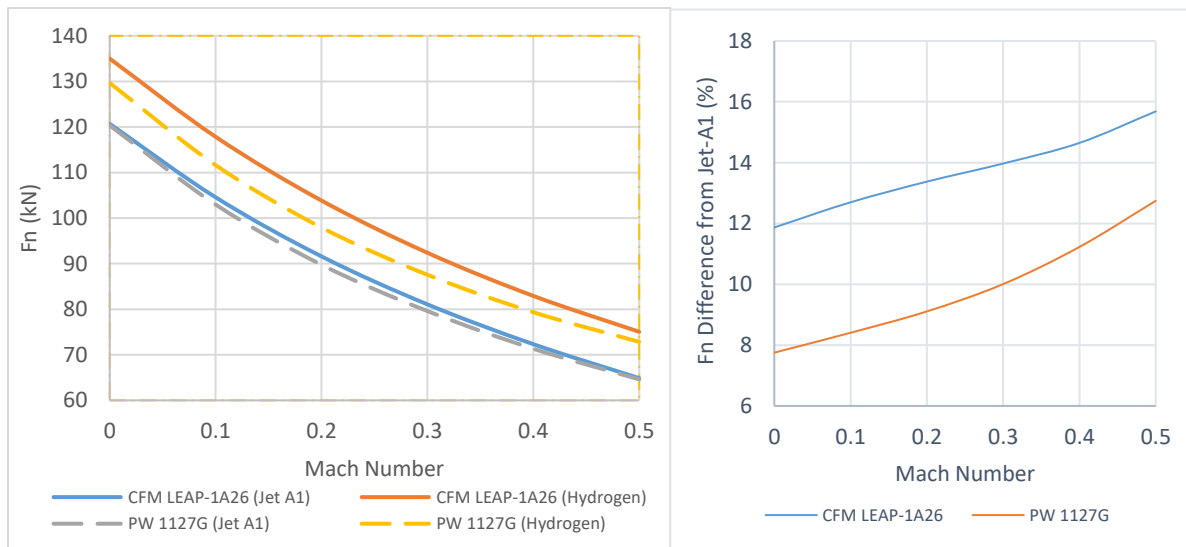


Σχήμα 3.23: Διαγράμματα θερμοκρασίας εξόδου καυσαερίων (K) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

Από το παραπάνω διάγραμμα εξάγουμε το συμπέρασμα ότι η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων μειώνεται με τη χρήση υδρογόνου. Μάλιστα, στον κινητήρα CFM LEAP-1A26 η διαφορά είναι λίγο μεγαλύτερη από τον PW1127G. Αυτό μπορεί να οφείλεται στο γεγονός ότι και με καύσιμο Jet-A1, στον κινητήρα της Pratt & Whitney, έχοντας τεχνολογία geared turbofan, η θερμοκρασία των καυσαερίων είναι μικρότερη από αυτή του CFM LEAP, οπότε με χρήση του υδρογόνου δεν παρατηρείται τόσο αισθητή διαφορά στη θερμοκρασία των καυσαερίων του.

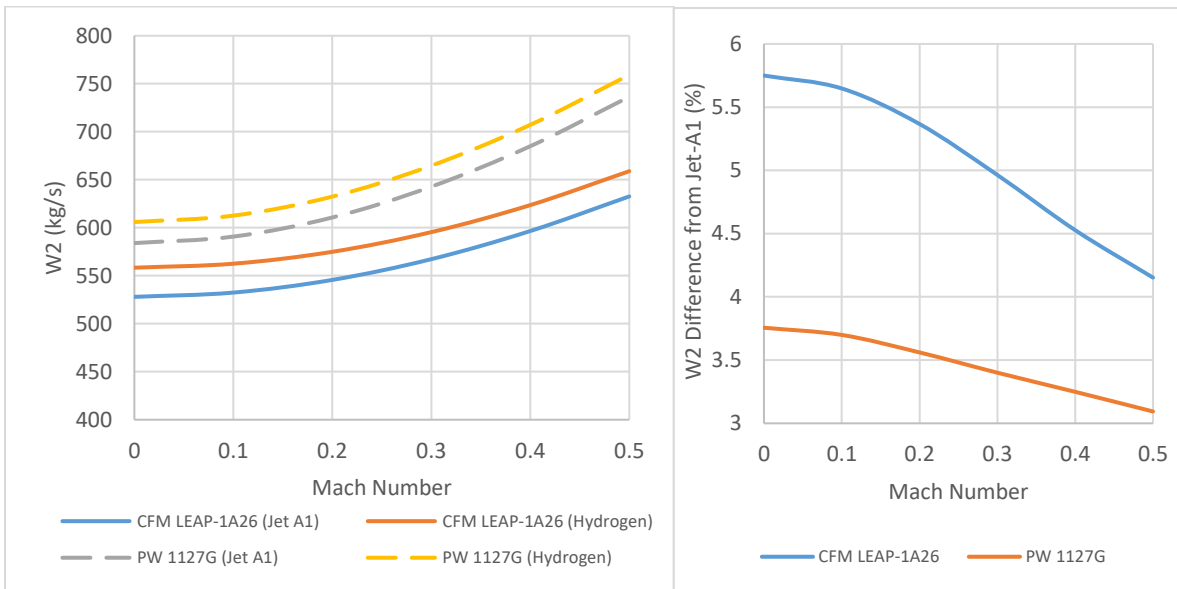
3.4.2 Παραμετρική Ανάλυση Εκτός Σημείου Σχεδίασης για Διάφορους Αριθμούς Mach (Συνθήκες Εδάφους)

Ακολουθείται η ίδια διαδικασία που περιεγράφηκε στην προηγούμενη υποενότητα, με τη διαφορά ότι τώρα επιλέγεται σαν μεταβλητή στην ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης ο αριθμός Mach. Η μελέτη γίνεται σε συνθήκες εδάφους και για αριθμούς Mach από 0 έως 0,5, ενώ επιλέγεται να παραμένει σταθερή η θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης Tt_4 . Τα μεγέθη των οποίων παρουσιάζονται οι διαφορές για χρήση υδρογόνου από τις αντίστοιχες τιμές για καύσιμο Jet-A1 είναι η ώση F_n , η αναρροφώμενη παροχή από τον κινητήρα W_2 , ο συνολικός λόγος πίεσης OPR και η ταχύτητα περιστροφής του τυμπάνου υψηλής πίεσης.



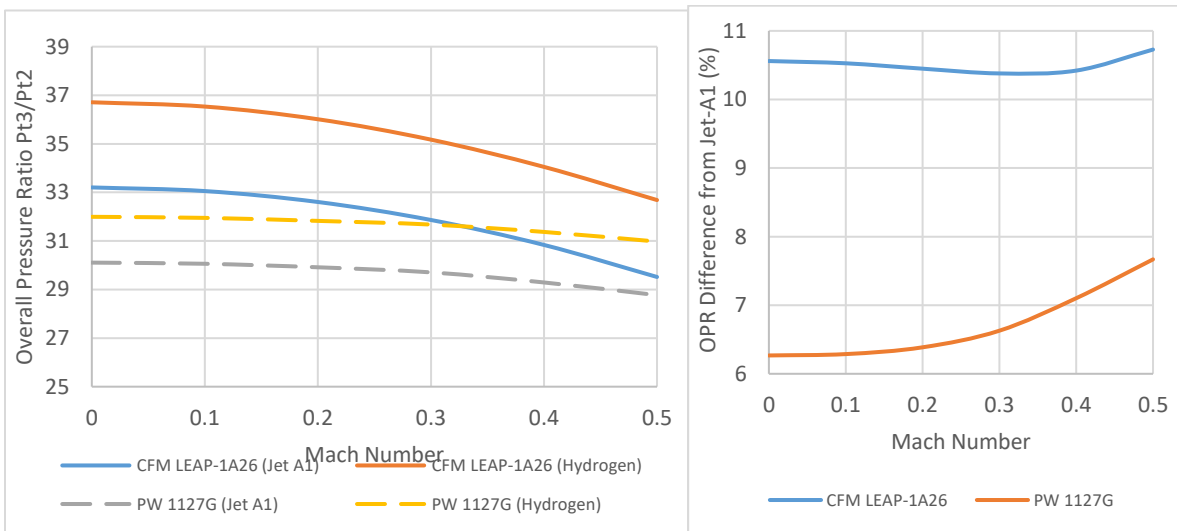
Σχήμα 3.24: Διαγράμματα ώσης (g/kNs) συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

Αρχική παρατήρηση βλέποντας το παραπάνω διάγραμμα διαφορών ώσης είναι ότι με την αύξηση του αριθμού Mach αυξάνεται η επίδραση του υδρογόνου στο εξεταζόμενο μέγεθος και στους δύο κινητήρες. Συγκεκριμένα, ο CFM LEAP-1A26 εμφανίζει μεγαλύτερη ώση για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο σε σχέση με την αντίστοιχη του PW1127G, η οποία φτάνει έως και 16%. Επίσης, να τονιστεί ότι τα αποτελέσματα για Mach 0 είναι ίδια με αυτά για διαφορά θερμοκρασίας από την πρότυπη κατά ISA 0 (Σχήμα 3.18), το οποίο δείχνει ότι είναι αλληλένδετα και δεν προκύπτουν αλλοπρόσαλλες τιμές.



Σχήμα 3.25: Διαγράμματα αναρροφώμενης παροχής από τον κινητήρα (kg/s) συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

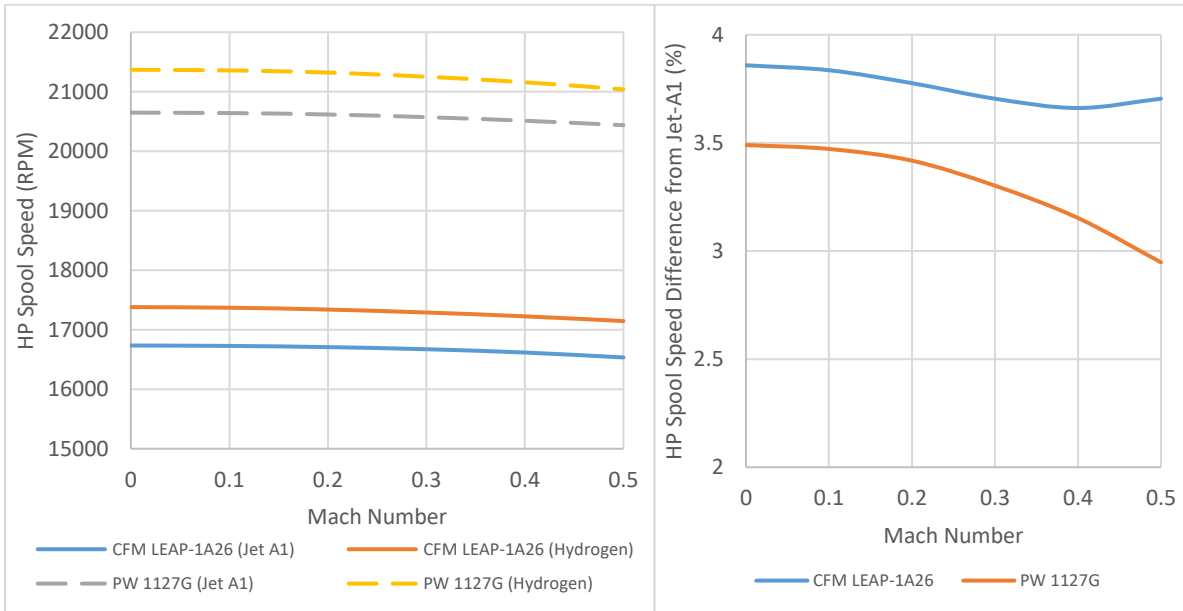
Στην προηγούμενη υποενότητα είδαμε ότι η αναρροφώμενη παροχή W_2 από τον κινητήρα παραμένει σχεδόν σταθερή με την αλλαγή του καυσίμου στο σημείο σχεδίασης. Όμως, αν χρησιμοποιηθεί το υδρογόνο σε έναν κινητήρα που είναι σχεδιασμένος για καύσιμο Jet-A1, δεν παρατηρείται ανάλογη συμπεριφορά. Όπως φαίνεται και στο Σχήμα 3.25, υπάρχει αύξηση του μεγέθους για χρήση υδρογόνου σε Off-Design. Ο PW1127G εμφανίζει αύξηση 3,7% για Mach ίσο με 0, η οποία μειώνεται με την αύξηση του αριθμού Mach, ενώ ο CFM LEAP-1A26 παρουσιάζει αρχικά αύξηση κατά 5,7% και στη συνέχεια μειώνεται.



Σχήμα 3.26: Διαγράμματα συνολικού λόγου πίεσης συμπίεση συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

Τα αποτελέσματα για τους δύο κινητήρες για Mach 0 συνάδουν με τα αντίστοιχα για ΔT από τη θερμοκρασία ISA ίση με 0 του Σχήματος 3.22, όπως και είναι λογικό, καθώς είναι

το σημείο σχεδίασης των δύο κινητήρων με καύσιμο Jet-A1. Με την αύξηση του αριθμού Mach παρατηρείται μικρή αύξηση των διαφορών, ενώ ο συνολικός λόγος πίεσης του CFM LEAP-1A26 επηρεάζεται περισσότερο από τον αντίστοιχο του PW1127G με την αλλαγή του καυσίμου.



Σχήμα 3.27: Διαγράμματα ταχύτητας περιστροφής τυμπάνου υψηλής πίεσης (RPM) συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)

Διατηρώντας σταθερή τη θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης, παρατηρείται ότι με τη χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο σε συμβατικό κινητήρα κηροζίνης αυξάνεται η ταχύτητα περιστροφής του τυμπάνου υψηλής πίεσης. Στους συγκεκριμένους κινητήρες η αύξηση είναι 3,5% για τον PW1127G και 3,8% για τον CFM LEAP-1A26, με τις διαφορές να εμφανίζουν μικρή μείωση όσο αυξάνεται ο αριθμός Mach.

3.5 Επαλήθευση Αποτελεσμάτων

Για να επαληθευτεί η εγκυρότητα των αποτελεσμάτων, έτσι ώστε να μην προκύπτουν τιμές οι οποίες δε συμβαδίζουν με τις έως τώρα μελέτες στο συγκεκριμένο θέμα, παρουσιάζονται αρχικά στον Πίνακα 3.2 ορισμένα μεγέθη του κινητήρα V2527-A5, όπως προκύπτουν από το πρόγραμμα GasTurb, το οποίο χρησιμοποιείται στην παρούσα εργασία, και τα αντίστοιχα, όπως έχουν υπολογιστεί από τους Fredrik Haglind και Riti Singh [21]. Στο πρόγραμμα GasTurb, εισήχθησαν τα ίδια δεδομένα τα οποία έχουν χρησιμοποιήσει και οι παραπάνω ερευνητές, ενώ επιλέχθηκαν και οι ίδιες συνθήκες αναφοράς για το σημείο σχεδίασης (T/O, static sea level, ISA +10K).

Πίνακας 3.2: Σύγκριση Αποτελεσμάτων (V2527-A5)

Μεγέθη	GasTurb		Βιβλιογραφία [21]	
	Jet-A1	Υδρογόνο	Jet-A1	Υδρογόνο
$W_2(kg/s)$	369,3	369,3	369,3	369,3
$W_f(kg/s)$	1,17	0,43	1,17	0,44
$F_n(kN)$	118,0	122,4	117,9	121,7
$Tt_4(K)$	1555	1555	1555	1555
$TSFC(g/kNs)$	9,91	3,54	9,9	3,59
$F_s(kN)$	319,4	331,34	319,2	329,5
$A_8(m^2)$	0,334	0,283	0,334	0,286
$W_8(kg/s)$	63,6	62,8	64,8	64,1
$V_8(m/s)$	369,0	470,7	387,8	450,9

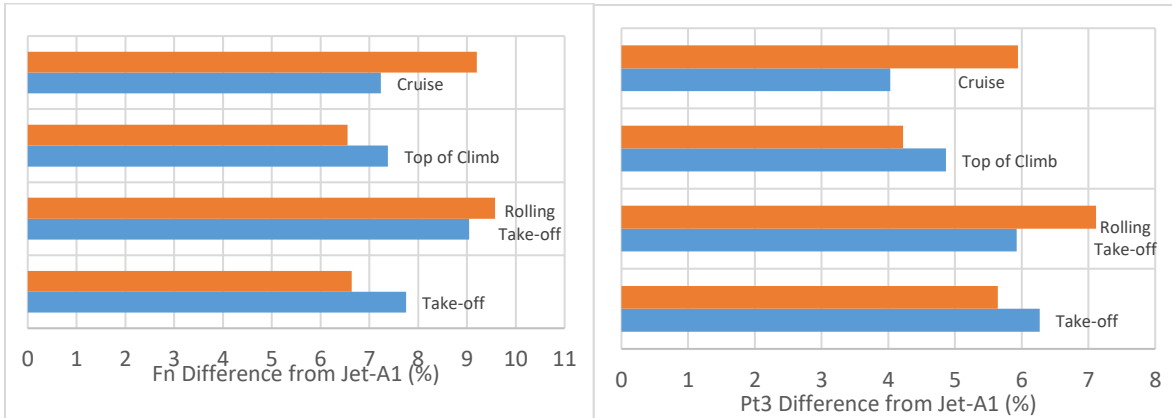
Όπως γίνεται αντιληπτό, τα αποτελέσματα που προκύπτουν από το GasTurb είναι σχεδόν ίδια με αυτά της βιβλιογραφίας, οπότε επιβεβαιώνεται η ευστάθεια των αποτελεσμάτων. Στον Πίνακα 3.3 παρουσιάζονται συνοπτικά οι διαφορές επί τοις εκατό των παραπάνω μεγεθών για χρήση υδρογόνου από τις αντίστοιχες για χρήση Jet-A1 για τον V2527-A5, όπως αυτές διαμορφώνονται από τα αποτελέσματα του GasTurb αλλά και αυτές των αποτελεσμάτων της βιβλιογραφίας.

Πίνακας 3.3: Διαφορές επί τοις % βασικών μεγεθών αεροπορικού κινητήρα για χρήση υδρογόνου από τις αντίστοιχες τιμές που προκύπτουν για Jet-A1

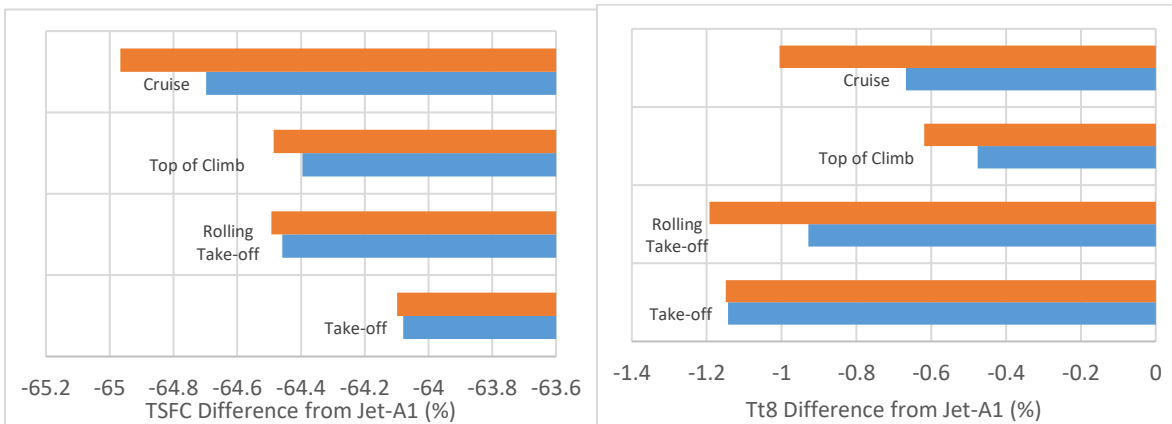
Μεγέθη	V2525-A7	
	GasTurb	Βιβλιογραφία [21]
W_2	0,0	0,0
W_f	-62,9	-62,6
F_n	3,7	3,2
Tt_4	0,0	0,0
$TSFC$	-64,3	-63,7
F_s	3,7	3,2
A_8	-15,2	-14,4
W_8	-1,2	-1,1
V_8	18,9	16,3

Καθώς το εμβαδόν ακροφυσίου είναι διαφορετικό για χρήση Jet-A1 και υδρογόνου τόσο στα αποτελέσματα της βιβλιογραφίας όσο και σε αυτά του Gasturb, η αλλαγή του καυσίμου έχει γίνει στο σημείο σχεδίασης. Συνεπώς, η επαλήθευση των αποτελεσμάτων αφορά το πρώτο κομμάτι της διερεύνησης για την επίδραση του υδρογόνου στη λειτουργία του αεροπορικού κινητήρα που εκπονείται σε αυτό το κεφάλαιο.

Όσον αφορά το δεύτερο κομμάτι της μελέτης του υδρογόνου ως αεροπορικό καύσιμο, δηλαδή για χρήση του υδρογόνου σε κινητήρα που είναι σχεδιασμένος για καύσιμο Jet-A1, συγκρίνονται τα μεγέθη της ώσης F_n , του συνολικού λόγου πίεσης OPR, της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου TSFC και της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων Tt_8 με τα αντίστοιχα όπως έχουν προκύψει από το λογισμικό PROOSIS, που χρησιμοποιείται στο Εργαστήριο των Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π. Τα μεγέθη αυτά επιλέχθηκαν να εξεταστούν για τον κινητήρα PW1127G. Η σύγκριση έγινε για τις θέσεις Take-off, Rolling Take-off, Top of Climb και Cruise. Να τονιστεί ότι σε κάθε θέση ξεχωριστά, η θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης Tt_4 για καύσιμο το υδρογόνο διατηρείται ίδια με αυτή που έχει σε αυτή τη θέση για καύσιμο το Jet-A1.

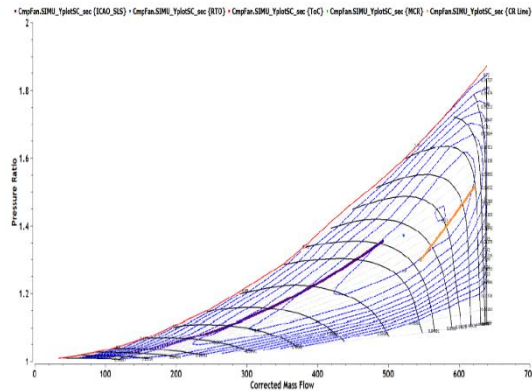
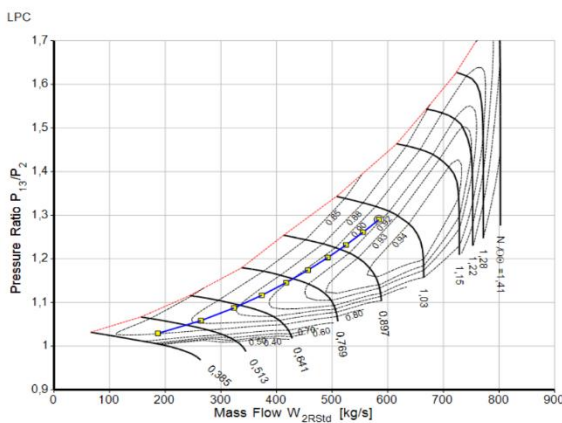


Σχήμα 3.28: Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ώσης και της πίεσης εξόδου από το συμπιεστή για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 σε διάφορες φάσεις πτήσης του κινητήρα PW1127G, όπως έχουν προκύψει από τα λογισμικά GasTurb (μπλε χρώμα) και PROOSIS (κόκκινο χρώμα)



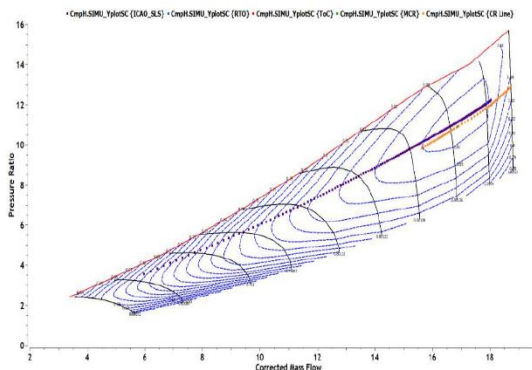
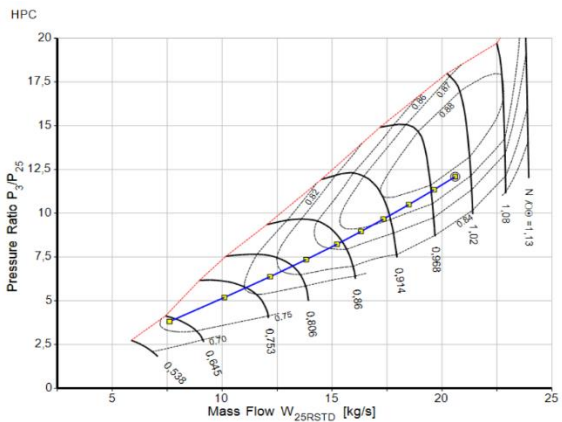
Σχήμα 3.29: Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (g/kNs) και της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 σε διάφορες συνθήκες πτήσης του κινητήρα PW1127G, όπως έχουν προκύψει από τα λογισμικά GasTurb (μπλε χρώμα) και PROOSIS (κόκκινο χρώμα)

Παρατηρείται ότι τα αποτελέσματα του GasTurb με αυτά του PROOSIS, παρουσιάζουν ορισμένες διαφορές της τάξης του 0-2%. Οι διαφορές αυτές μπορεί να οφείλονται σε πληθώρα λόγων. Αρχικά, ο κινητήρας PW1127G μοντελοποιήθηκε στο GasTurb με μία παροχή αέρα W_2 7% μεγαλύτερη και με ένα λόγο πίεσης του fan 5% μικρότερο από αυτόν του εργαστηρίου, ενώ όλα τα υπόλοιπα μεγέθη διατηρήθηκαν ίδια. Οι αλλαγές αυτές έγιναν έτσι ώστε να προκύψει ίδια ώση και εμβαδόν ακροφυσίου με αυτά του κινητήρα PW1127G που μοντελοποιήθηκε στο PROOSIS. Επίσης, ο κινητήρας PW1127G σχεδιάστηκε στο GasTurb στο Take-off, ενώ στο PROOSIS το σημείο σχεδίασής του είναι το Top of Climb. Η τοποθέτηση του σημείου σχεδίασης στο χάρτη, λοιπόν, επιφέρει και μικρές διαφορές στη διαμόρφωση των υπόλοιπων σημείων που αναπαρίστανται. Επιπλέον, οι χάρτες που χρησιμοποιούνται σε κάθε πρόγραμμα παρουσιάζουν ορισμένες διαφορές, οπότε πρέπει να ληφθεί κι αυτό υπόψιν στη διαμόρφωση των τελικών αποτελεσμάτων. Στις εικόνες που ακολουθούν παρουσιάζεται η γραμμή λειτουργίας του κινητήρα, όπως αυτή προέκυψε στα δύο προγράμματα.



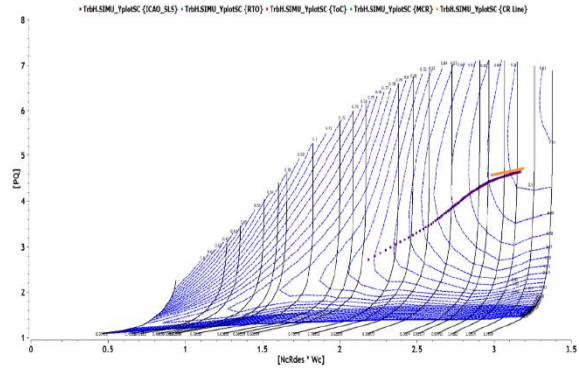
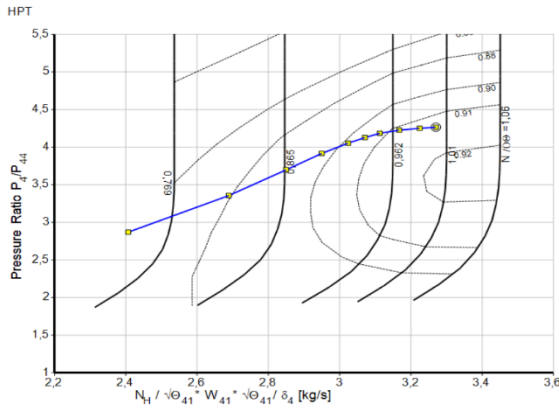
Σχήμα 5.1: Χάρτης Ανεμιστήρα (Fan) ρεύματος παράκαμψης

Σχήμα 3.30: Χάρτες fan ρεύματος παράκαμψης κινητήρα PW1127G (αριστερά του GasTurb και δεξιά του PROOSIS)



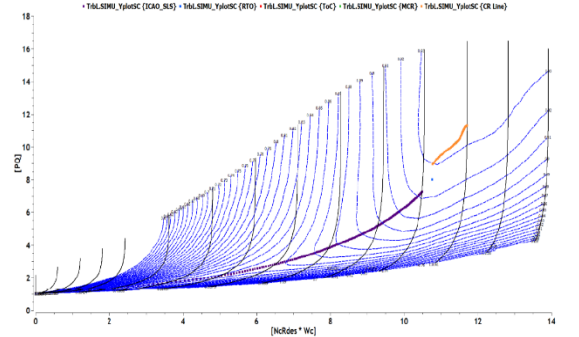
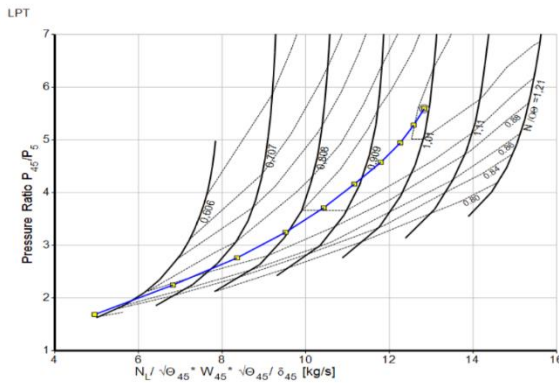
Σχήμα 5.4: Χάρτης Συμπίεστής υψηλής πίεσης

Σχήμα 3.31: Χάρτες συμπίεστής υψηλής πίεσης κινητήρα PW1127G (αριστερά του GasTurb και δεξιά του PROOSIS)



Σχήμα 5.5: Χάρτης Στροβίλου υψηλής πίεσης

Σχήμα 3.32:Χάρτες στροβίλου υψηλής πίεσης κινητήρα PW1127G (αριστερά του GasTurb και δεξιά του PROOSIS)



Σχήμα 5.6: Χάρτης Στροβίλου χαμηλής πίεσης

Σχήμα 3.33:Χάρτες στροβίλου χαμηλής πίεσης κινητήρα PW1127G (αριστερά του GasTurb και δεξιά του PROOSIS)

3.6 Σύνοψη-Συμπεράσματα

Στο κεφάλαιο αυτό διερευνήθηκε κατά κύριο λόγο η επίδραση του υδρογόνου ως καύσιμο σε έναν αεροπορικό κινητήρα, ενώ στην αρχή αυτού έγινε μία σύντομη αναφορά στην επίδραση των βιοκαυσίμων στην ειδική κατανάλωση καυσίμου. Ο λόγος που δεν αναλύθηκαν τόσο πολύ τα βιοκαύσιμα είναι γιατί έχουν γίνει αρκετές μελέτες πάνω σε αυτά μέχρι σήμερα, ενώ οι αλλαγές που επιφέρουν στη λειτουργία του κινητήρα είναι σχεδόν αμελητέες. Για το υδρογόνο μελετήθηκαν δύο ενδεχόμενα, ένα για χρήση του ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης του κινητήρα διατηρώντας βασικά μεγέθη του σταθερά και ένα ως καύσιμο σε κινητήρα όπως αυτός είναι σχεδιασμένος για Jet-A1 και χρησιμοποιείται στην πολιτική αεροπορία. Τα αποτελέσματα είναι αρκετά ενδιαφέροντα και δείχνουν αλλαγές σε μεγέθη όπως η ώση, η ειδική κατανάλωση καυσίμου, ο συνολικός λόγος πίεσης, η θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων και η παροχή που αναρροφά. Επίσης, επιβεβαιώθηκε η απαίτηση τετραπλάσιου όγκου αποθήκευσης μέσω της μεταβολής του μεγέθους της κατανάλωσης καυσίμου. Τέλος, τα αποτελέσματα

συγκρίθηκαν με τα αντίστοιχα μεγέθη της βιβλιογραφίας [21], καθώς και με αυτά από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π., έτσι ώστε να πιστοποιηθεί η εγκυρότητά τους, κάτι το οποίο επετεύχθη.

Στο σημείο αυτό ολοκληρώνεται η μελέτη της επίδρασης των εναλλακτικών καυσίμων στη λειτουργία του αεροπορικού κινητήρα και ακολουθεί η μοντελοποίηση του σύγχρονου αεροσκάφους A320neo για να μπορεί να τροφοδοτηθεί με υδρογόνο. Για χρήση βιοκαυσίμων δεν έγινε ανάλογη δουλειά, αφού δεν χρειάζονται αλλαγές στη δομή των αεροσκαφών.

4. Μοντελοποίηση Αεροσκάφους με Υδρογόνο

Το αεροσκάφος που επιλέγεται να μοντελοποιηθεί για χρήση υδρογόνου ως καύσιμο είναι το Airbus A320neo, του οποίου οι κινητήρες έχουν μελετηθεί στα προηγούμενα κεφάλαια. Συγκεντρώνει αρκετό ενδιαφέρον η μοντελοποίηση ενός αεροσκάφους με υδρογόνο, καθώς οι απαιτήσεις για τετραπλάσιο όγκο καυσίμου οδηγούν σε ανακατασκευή των συμβατικών αεροσκαφών. Οι βασικές αλλαγές που αναμένεται να παρουσιάζει ένα αεροσκάφος υδρογόνου είναι η μεταβολή των διαστάσεων της ατράκτου του, έτσι ώστε να μπορεί να αποθηκεύσει τις μεγάλες ποσότητες υδρογόνου, καθώς επίσης και τις ογκώδεις δεξαμενές αποθήκευσής του, η αύξηση της οπισθέλκουσας, η οποία απορρέει από την αύξηση της επιφάνειας της ατράκτου του αεροσκάφους, η μείωση του βάρους του καυσίμου, καθώς και η μείωση του μέγιστου βάρους απογείωσής του. Οι παραπάνω αλλαγές μελετώνται στο συγκεκριμένο κεφάλαιο της διπλωματικής εργασίας, οπότε αναμένεται να διαπιστώσουμε κατά πόσο επαληθεύονται από τα αποτελέσματα που θα προκύψουν.

4.1 Βασικά Μεγέθη Αεροσκάφους A320neo

Το A320neo αποτελεί ένα σύγχρονο αεροσκάφος μικρής-μέσης εμβέλειας, το οποίο χρησιμοποιεί για την πρόωσή του είτε ένα ζευγάρι κινητήρων CFM LEAP-1 A είτε ένα ζευγάρι κινητήρων PW1100G. Το αεροσκάφος της Airbus έκανε την πρώτη πτήση του στις 25 Σεπτεμβρίου 2014 και μέχρι το 2019 είχε μερίδιο αγοράς 60% έναντι του ανταγωνιστικού Boeing 737 MAX. Προτού διαπιστωθεί αν όντως οι μεταβολές που αναφέρθηκαν στην εισαγωγή για το αεροσκάφος υδρογόνου επαληθεύονται μέσω εμπειρικών σχέσεων διαστασιολόγησης αεροσκαφών, παρατίθενται στον Πίνακα 4.1 ορισμένα από τα βασικά μεγέθη του αεροσκάφους A320neo, όπως αυτά έχουν αντληθεί από την επίσημη ιστοσελίδα της Airbus [23] και τη βιβλιογραφική αναφορά [24].

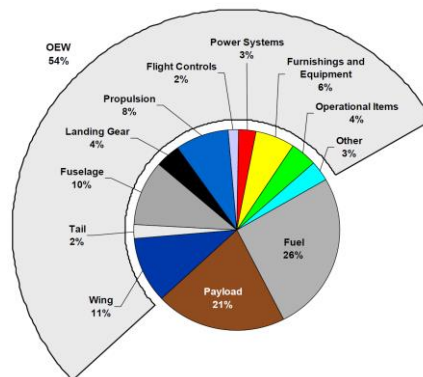
Πίνακας 4.1: Βασικά Μεγέθη Airbus A320neo

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Τιμή
Μέγιστο Βάρος Απογείωσης	kg	79.000
Μέγιστο Βάρος Μηδενικού Καυσίμου	kg	64.300
Μέγιστο Ωφέλιμο Φορτίο	kg	16.600
Μήκος Ατράκτου	m	37,6
Ύψος ατράκτου	m	4,1
Πάχος Ατράκτου	m	4,0
Επιφάνεια Πτέρυγας	m^2	123

Γνωρίζοντας τα παραπάνω μεγέθη, μπορούν εύκολα να υπολογιστούν το Λειτουργικό Κενό Βάρος, δηλαδή το βάρος του αεροσκάφους χωρίς το καύσιμο και τους επιβάτες, και το Μέγιστο Βάρος Καυσίμου. Όσον αφορά το Λειτουργικό Κενό Βάρος, αφαιρείται από το Μέγιστο Βάρος Μηδενικού Καυσίμου το Μέγιστο Ωφέλιμο Φορτίο, οπότε και προκύπτει ίσο με 47.700 kg, ενώ το Μέγιστο Βάρος Καυσίμου ισούται με τη διαφορά του Μέγιστου Βάρους Μηδενικού Καυσίμου από το Μέγιστο Βάρος Απογείωσης και λαμβάνει τιμή ίση με 14.700 kg στο συγκεκριμένο αεροσκάφος. Διαιρώντας το Μέγιστο Βάρος Καυσίμου με την πυκνότητα του Jet-A1, προκύπτει η Μέγιστη Χωρητικότητα Καυσίμου $18,4 m^3$. Για τον προσδιορισμό της συνολικής μάζας των συμβατικών δεξαμενών καυσίμου του αεροσκάφους A320neo, χρησιμοποιείται ο παρακάτω τύπος, ο οποίος αντλήθηκε από τη βιβλιογραφική αναφορά [20].

$$n_{storage} = \frac{m_{fuel}}{m_{fuel} + m_{tank}} \quad 4.1$$

Για $n_{storage} = 0,95$ προκύπτει τελικά ότι οι δεξαμενές καυσίμου κηροζίνης του A320neo ζυγίζουν 773,7 kg. Σύμφωνα με το Σχήμα 4.1, η μάζα της ατράκτου ενός τυπικού αεροσκάφους μέσης εμβέλειας, όπως είναι και το A320neo, αποτελεί το 10% του Μέγιστου Βάρους Απογείωσης. Συνεπώς, ισούται με 7.900 kg.



Σχήμα 4.1: Κατανομή βάρους τυπικού αεροσκάφους μέσης εμβέλειας (Πηγή: [25])

4.2 Διαστασιολόγηση Δεξαμενών Υδρογόνου και Δομικές Αλλαγές Καινούργιου Αεροσκάφους

Έχοντας ολοκληρώσει τον υπολογισμό των μεγεθών του αεροσκάφους A320neo για καύσιμο Jet-A1, τα οποία θα χρησιμεύσουν στη σύγκριση με τα αντίστοιχα που θα προκύψουν από τη μοντελοποίηση του συγκεκριμένου αεροσκάφους για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο, ακολουθεί αρχικά η διαστασιολόγηση των δεξαμενών υδρογόνου, όπως αυτή προτείνεται από τη NASA [26]. Απαραίτητο δεδομένο αποτελεί η μάζα του υγρού υδρογόνου που χρειάζεται για την ομαλή διεκπεραίωση της πτήσης. Γνωρίζοντας από τη θεωρία ότι απαιτείται τετραπλάσιος όγκος υδρογόνου για χρήση του ως καύσιμο αεροπορίας σε σχέση με την ποσότητα κηροζίνης που αντιστοιχεί στο αντίστοιχο αεροσκάφος, υπολογίζεται αρχικά ο νέος όγκος καυσίμου ίσος με $73,4 \text{ m}^3$. Πολλαπλασιάζοντας τον όγκο του υδρογόνου με την πυκνότητά του, προκύπτει η συνολική μάζα του 5.212 kg .

Στον Πίνακα 4.2 που ακολουθεί παρουσιάζονται τα χαρακτηριστικά της μόνωσης που χρησιμοποιείται για να μη διαφεύγει το αέριο υδρογόνο από τις δεξαμενές, καθώς και τα αντίστοιχα μεγέθη για το εξωτερικό κέλυφός των. Οι πληροφορίες αντλήθηκαν από τις βιβλιογραφικές πηγές [17] και [18].

Πίνακας 4.2: Πληροφορίες σχετικά με τη μόνωση και το εξωτερικό κέλυφος των δεξαμενών

Μέγεθος	Σύμβολο	Μονάδα Μέτρησης	Αριθμητική Τιμή
Υλικό Μόνωσης	-	-	Πολυουρεθάνη
Πυκνότητα Μονωτικού Υλικού	$\rho_{polyurethane}$	kg/m^3	20,8
Πάχος Μόνωσης	$t_{insulation}$	m	0,1
Υλικό Εξωτερικού Κελύφους	-	-	Συνθετικές Ίνες Άνθρακα
Πυκνότητα Συνθετικών Ινών Άνθρακα	$\rho_{carbon fiber}$	kg/m^3	1.530
Πάχος Εξωτερικού Κελύφους	t_{shell}	m	0,002

Στο σημείο αυτό επιλέχθηκε η τρίτη δομή αεροσκάφους υδρογόνου μικρής-μέσης εμβέλειας που απεικονίζεται στην Εικόνα 2.8 της βιβλιογραφίας. Τοποθετούνται, δηλαδή δύο δεξαμενές στην κορυφή του αεροσκάφους, το οποίο οδηγεί σε αύξηση του ύψους της ατράκτου και μία μεγάλη δεξαμενή στο πίσω μέρος του αεροσκάφους. Οι πληροφορίες για τη διαστασιολόγηση των δεξαμενών αντλήθηκαν από τον Πίνακα 4.3. Παρόλο που οι παρακάτω διαστάσεις αντιστοιχούν σε δεξαμενές των οποίων η χρήση γίνεται από αεροσκάφη μικρής εμβέλειας, μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε τις αριθμητικές τιμές ως βάση για τη διαστασιολόγηση των δεξαμενών που μελετώνται στην παρούσα θεματική ενότητα.

Πίνακας 4.3: Διαστάσεις δεξαμενών υδρογόνου αεροσκαφών μικρής εμβέλειας (Πηγή: [18])

Table 1 – LH₂ tanks for the regional airliner.				
	η_{grav} [-]	l_t [m]	W_t [kg]	t_{ins} [cm]
Single tank				
Polyurethane	0.709	4.24	473.4	11.8
Rohacell	0.686	4.12	526.0	9.8
MLI	0.675	3.74	555.0	0.5
Two tanks polyurethane				
3.00 m	0.658	2.64	299.9	13.1
2.50 m	0.653	3.42	306.2	12.6
2.00 m	0.619	5.13	354.3	12.0
1.75 m	0.586	6.82	407.2	11.7
1.50 m	0.535	9.84	499.7	11.7

Η μορφή της δεξαμενής φαίνεται στην Εικόνα 2.6, όπως προτείνεται από τα ερευνητικά κέντρα της NASA. Ο συγκεκριμένος τύπος δεξαμενής, λοιπόν, έχει κυλινδρικό σχήμα με σφαιρικά καπάκια στα δύο άκρα, το σκαρίφημα της οποίας φαίνεται στην Εικόνα 4.1. Ο διαστάσεις $L_{cylinder}$ και D αντιστοιχούν στο εσωτερικό της δεξαμενής, καθώς για να προκύψουν οι τελικές διαστάσεις πρέπει να ληφθεί υπόψιν το πάχος της μόνωσης και του εξωτερικού κελύφους.



Εικόνα 4.1: Σκαρίφημα δεξαμενής υδρογόνου

Για τις δεξαμενές που θα τοποθετηθούν στο πάνω μέρος της ατράκτου επιλέχθηκαν δύο ίδιες με διάμετρο $D=1,50$ m και μήκος $L_{cylinder} = 9,84$ m, ενώ για τη δεξαμενή που τοποθετείται στο πίσω μέρος της ατράκτου επιλέγεται μία με διάμετρο $D=3,0$ m και μήκος $L_{cylinder} = 2,64$ m. Ο όγκος υγρού υδρογόνου που χωράει σε κάθε δεξαμενή υπολογίζεται από την Εξίσωση 4.2.

$$V_{fuel/tank} = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot r^3 + \pi \cdot r^2 \cdot L_{cylinder} \quad 4.2$$

Έπειτα από αντικατάσταση, προκύπτει ότι καθεμία από τις δύο δεξαμενές με διάμετρο 1,50 m μπορεί να αποθηκεύσει $19,2 \text{ kg/m}^3$, ενώ αυτή με διάμετρο 3,0 m έχει

χωρητικότητα $32,8 \text{ kg/m}^3$. Προσθέτοντας τους επιμέρους όγκους υγρού υδρογόνου καταλήγουμε στην απαιτούμενη ποσότητα υδρογόνου που πρέπει να μεταφέρει το αεροσκάφος, όπως έχει υπολογιστεί στην αρχή του κεφαλαίου αυτού.

Όσον αφορά το βάρος των δεξαμενών, αυτό διαμορφώνεται από το βάρος της μόνωσης και από το βάρος του εξωτερικού κελύφους. Στις παρακάτω σχέσεις υπολογίζονται τα αντίστοιχα μεγέθη για κάθε δεξαμενή ξεχωριστά.

$$m_{insulation/tank} = \left(\frac{4}{3} \cdot \pi \cdot (r + t_{insulation})^3 + \pi \cdot (r + t_{insulation})^2 \cdot L_{cylinder} - \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot r^3 - \pi \cdot r^2 \cdot L_{tank} \right) \cdot \rho_{polyurethane} \quad 4.3$$

$$m_{insulation/tank} = \left(\frac{4}{3} \cdot \pi \cdot (r + t_{insulation} + t_{shell})^3 + \pi \cdot (r + t_{insulation} + t_{shell})^2 \cdot L_{cylinder} - \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot (r + t_{insulation})^3 - \pi \cdot (r + t_{insulation})^2 \cdot L_{cylinder} \right) \cdot \rho_{carbon\ fiber} \quad 4.4$$

Το συνολικό μήκος κάθε δεξαμενής, καθώς και η εξωτερική διάμετρο της καθεμίας, συμπεριλαμβανομένου του πάχους της μόνωσης και του κελύφους δίνονται από τις παρακάτω σχέσεις:

$$L_{tank} = L_{cylinder} + 2 \cdot r + 2 \cdot t_{insulation} + 2 \cdot t_{shell} \quad 4.5$$

$$D_{tank} = D + 2 \cdot t_{insulation} + 2 \cdot t_{shell} \quad 4.6$$

Στους πίνακες που ακολουθούν συνοψίζονται τα γεωμετρικά μεγέθη των δεξαμενών που περιεγράφηκαν παραπάνω, η μάζα της μόνωσης και του κελύφους της καθεμίας, καθώς και η συνολική μάζα των.

Πίνακας 4.4: Βασικά μεγέθη των δεξαμενών που θα τοποθετηθούν στο πάνω μέρος της ατράκτου

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Τιμή
Συνολικό Μήκος Κάθε Δεξαμενής	m	11,8
Εξωτερική Διάμετρος Κάθε Δεξαμενής	m	1,7
Μάζα Μόνωσης	kg	120
Μάζα Εξωτερικού Κελύφους	kg	189
Συνολική Μάζα Κάθε Δεξαμενής	kg	309
Αριθμός Δεξαμενών	-	2

Πίνακας 4.5: Βασικά μεγέθη της δεξαμενής που θα τοποθετηθεί στο πίσω μέρος της ατράκτου

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Τιμή
Συνολικό Μήκος Δεξαμενής	m	5,8
Εξωτερική Διάμετρος Δεξαμενής	m	3,2
Μάζα Μόνωσης	kg	116
Μάζα Εξωτερικού Κελύφους	kg	180
Συνολική Μάζα Δεξαμενής	kg	296

Η προσθήκη των δεξαμενών έχει ως αποτέλεσμα την αύξηση του ύψους και του μήκους της ατράκτου, το οποίο έχει άμεση συνέπεια στην αύξηση του κατασκευαστικού της βάρους. Η μάζα της ατράκτου ενός συμβατικού αεροσκάφους δίνεται από την Εξίσωση 4.7, ενώ η μάζα της ατράκτου ενός αεροσκάφους τροφοδοτούμενο από υδρογόνο, δίνεται από την Εξίσωση 4.8.

$$m_{fus} = F_{M,fus} \cdot C_{2p} \cdot (9,75 + 5,48 \cdot W_{fus}) \cdot \frac{2 \cdot L_{fus}}{D_{fus} + H_{fus}} \cdot (D_{fus} + H_{fus})^2 \quad 4.7$$

$$m_{fus}' = F_{Cryo,o} \cdot F_{M,fus} \cdot C_{2p} \cdot (9,75 + 5,48 \cdot W_{fus}') \cdot \frac{2 \cdot L_{fus}'}{D_{fus}' + H_{fus}'} \cdot (D_{fus}' + H_{fus}')^2 \quad 4.8$$

Διαιρώντας τις δύο εξισώσεις κατά μέλος, γνωρίζοντας τη μάζα του αεροσκάφους A320neo για καύσιμο κηροζίνη και θέτοντας το συντελεστή $F_{Cryo,o}$ ίσο με 1,1, υπολογίζεται η νέα μάζα της ατράκτου του αεροσκάφους με υδρογόνο. Το νέο μήκος και το ύψος της ατράκτου, για την επιλεγμένη διάταξη των δεξαμενών αποθήκευσης υδρογόνου, περιγράφονται από τις παρακάτω σχέσεις, ενώ το πάχος της ατράκτου διατηρείται σταθερό.

$$L_{fus}' = L_{fus} + L_{back\ tank} \quad 4.9$$

$$H_{fus}' = H_{fus} + D_{upper\ tank} \quad 4.10$$

Όπου $L_{back\ tank}$ το συνολικό μήκος της δεξαμενής που θα τοποθετηθεί στο πίσω μέρος της ατράκτου και $D_{upper\ tank}$ η διάμετρος των δεξαμενών που θα τοποθετηθούν στο πάνω μέρος της ατράκτου.

Το Μέγιστο Βάρος Απογείωσης και το Μέγιστο Βάρος Μηδενικού Καυσίμου υπολογίζονται με τον ίδιο τρόπο, όπως περιεγράφηκε στην αρχή της ενότητας, ενώ το Λειτουργικό Κενό Βάρος υπολογίζεται προσθέτοντας στην αρχική τιμή του μεγέθους τις

διαφορές αύξησης από τις μάζες των δεξαμενών καυσίμου και της ατράκτου, καθώς έχουμε θεωρήσει ότι η μάζα της κύριας πτέρυγας και των ουραίων πτερυγίων δεν αλλάζουν.

Στον Πίνακα 4.6 παρουσιάζονται συγκεντρωτικά όλα τα παραπάνω μεγέθη που έχουν υπολογιστεί, καθώς επίσης αναγράφονται και οι διαφορές που παρουσιάζουν όταν το A320neo τροφοδοτείται με υδρογόνο από τα αντίστοιχα για καύσιμο το Jet-A1.

Πίνακας 4.6: Βασικά Μεγέθη Αεροσκάφους A320neo με Καύσιμο Jet-A1 και Υδρογόνο

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Τιμή για Καύσιμο Jet-A1	Τιμή για Καύσιμο Υδρογόνο	Διαφορές (%)
Μέγιστο Βάρος Απογείωσης	kg	79.000	73.851	-6,5
Λειτουργικό Κενό Βάρος	kg	47.700	52.039	9,1
Μέγιστο Ωφέλιμο Φορτίο	kg	16.600	16.600	0,0
Μέγιστο Βάρος Μηδενικού Καυσίμου	kg	64.300	68.639	6,8
Μέγιστο Βάρος Καυσίμου	kg	14.700	5.212	-64,5
Μέγιστη Χωρητικότητα Καυσίμου	m ³	18,4	73,4	300,0
Συνολικό Βάρος Δεξαμενών Καυσίμου	kg	774	913	18,0
Βάρος Ατράκτου	kg	7.900	12.100	53,2
Μήκος Ατράκτου	m	37,6	43,2	15,0
Ύψος Ατράκτου	m	4,1	5,8	41,2
Πλάτος Ατράκτου	m	4,0	4,0	0,0
Πάχος Τοιχώματος Ατράκτου	m	0,3	0,3	0,0

4.3 Επαλήθευση Αποτελεσμάτων

Για να ελεγχθεί η αξιοπιστία των παραπάνω αποτελεσμάτων, γίνεται η σύγκριση ορισμένων μεγεθών με τα αντίστοιχα για το αεροσκάφος Airbus A320-200, το οποίο είναι σχεδόν ίδιο με το A320neo, όπως αυτά έχουν υπολογισθεί στη βιβλιογραφία [27]. Τα μεγέθη που επιλέχθηκαν να συγκριθούν είναι το Μέγιστο Βάρος Απογείωσης, το Μέγιστο Βάρος Καυσίμου, το μήκος, το ύψος και το πλάτος της ατράκτου, καθώς και η επιφάνεια της κυρίως πτέρυγας που διατηρείται αμετάβλητη, όπως συμβαίνει και στη βιβλιογραφική αναφορά [27]. Στον πίνακα που ακολουθεί συνοψίζονται τα παραπάνω μεγέθη, καθώς και οι αντίστοιχες διαφορές για αλλαγή καυσίμου, όπως προκύπτουν από την παρούσα εργασία και τη βιβλιογραφική πηγή.

Πίνακας 4.7: Σύγκριση Αποτελεσμάτων Παρούσης Εργασίας με Βιβλιογραφία [27]

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Παρούσα Εργασία (A320neo)			Βιβλιογραφία [27](A320-200)		
		Τιμή για Καύσιμο Jet-A1	Τιμή για Καύσιμο Υδρογόνο	Διαφορές (%)	Τιμή για Καύσιμο Jet-A1	Τιμή για Καύσιμο Υδρογόνο	Διαφορές (%)
Μέγιστο Βάρος Απογείωσης	kg	79.000	73.851	-6,5	79.451	69.891	-12,0
Μέγιστο Βάρος Καυσίμου	kg	14.700	5.212	-64,5	14.030	5.071	-63,9
Μήκος Ατράκτου	m	37,6	43,2	15,0	37,6	41,4	10,2
Ύψος Ατράκτου	m	4,1	5,8	41,2	4,1	5,7	36,5
Πλάτος Ατράκτου	m	4,0	4,0	0,0	4,0	4,0	0,0
Επιφάνεια Πτέρυγας	m ²	123	123	0,0	124,8	124,8	0,0

Παρατηρούμε ότι τα αποτελέσματα και οι διαφορές μεταξύ της παρούσης εργασίας και της βιβλιογραφίας [27] είναι πολύ κοντά, οπότε επαληθεύεται η ορθότητα των μεγεθών όπως υπολογίστηκαν σε αυτή την ενότητα. Να σημειωθεί ότι η απόκλιση που παρατηρείται στις διαφορές του Μέγιστου Βάρους Απογείωσης οφείλεται στο γεγονός ότι στη μελέτη της βιβλιογραφίας μειώθηκε αρκετά το βάρος του εξοπλισμού του αεροσκάφους, κάτι που οδηγεί σε μικρότερη τιμή Λειτουργικού Κενού Βάρους και συνεπώς σε μικρότερο βάρος απογείωσης. Στην παρούσα διπλωματική εργασία δεν έγιναν τροποποιήσεις στα διάφορα υποσυστήματα του αεροσκάφους, οπότε αυτός είναι και ο λόγος που παρουσιάζονται αυτές οι αποκλίσεις στις συγκεκριμένες διαφορές.



Εικόνα 4.2: Πλάγια όψη A320neo με καύσιμο Jet-A1 (πάνω σχήμα) και A320neo με καύσιμο υδρογόνο (κάτω σχήμα)

Ολοκληρώνοντας την υποενότητα αυτή, παρουσιάζονται οπτικά οι διαφορές που προέκυψαν για το ύψος και το μήκος της νέας ατράκτου του A320neo, έτσι ώστε ο αναγνώστης να κατανοήσει καλύτερα τις δομικές αλλαγές που απαιτείται να γίνουν στο αεροσκάφος για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο.

4.4 Υπολογισμός Πολικών Διαγραμμάτων & Επαλήθευση Αποτελεσμάτων

Σημαντική πληροφορία για τη μελέτη της ανάλυσης αποστολής ενός αεροσκάφους αποτελεί το πολικό διάγραμμα $C_L - C_D$. Σύμφωνα, λοιπόν, με τη μεθοδολογία εύρεσης της εξίσωσης που συνδέει το συντελεστή οπισθέλκουσας C_D με το συντελεστή άνωσης C_L όπως αντλήθηκε από τεχνική έκθεση του Πανεπιστήμιο του Cranfield [28], ακολουθούν τα στάδια υπολογισμού των πολικών διαγραμμάτων του A320neo, το οποίο θα τροφοδοτείται με καύσιμο υδρογόνο. Αρχικά, η χαρακτηριστική εξίσωση από την οποία προκύπτουν οι πολικές ενός αεροσκάφους είναι η εξής:

$$C_D = C_{D,o} + C_{D,w} + C_{D,i} \quad 4.11$$

Όπου $C_{D,o}$ ο συντελεστής αντίστασης για μηδενική άνωση, $C_{D,i}$ ο συντελεστής επαγόμενης αντίστασης και $C_{D,w}$ ο συντελεστής αντίστασης λόγω συμπίεσότητας.

Ο συντελεστής αντίστασης για μηδενική άνωση $C_{D,o}$ υπολογίζεται ως το άθροισμα όλων των επιμέρους συντελεστών αντίστασης μηδενικής άνωσης για κάθε επιφάνεια που έρχεται σε επαφή με τη ροή του ρευστού, δηλαδή την άτρακτο, την κυρίως πτέρυγα, τα ουραία πτερύγια και τους κινητήρες. Για κάθε μία από τις αναφερθείσες συνιστώσες του αεροσκάφους ο συντελεστής αντίστασης μηδενικής άνωσης υπολογίζεται από τη σχέση:

$$C_{D,o} = C_f \cdot F \cdot Q \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad 4.12$$

Όπου C_f είναι ο συντελεστής τριβής της επιφάνειας που μελετάται, F ένας παράγοντας που σχετίζεται με το σχήμα της επιφάνειας, Q ένας συντελεστής παρεμβολής, S_{wet} το εμβαδόν της βρεχόμενης επιφάνειας και S_{ref} η επιφάνεια αναφοράς, η οποία συνηθίζεται να επιλέγεται ως η επιφάνεια της κυρίας πτέρυγας του αεροσκάφους. Ο συντελεστής C_f εξαρτάται από τον αριθμό Re_c της κάθε επιφάνειας που έρχεται σε επαφή με το ρευστό (αέρα) και αν η ροή είναι στρωτή ο συντελεστής αυτός υπολογίζεται από την Εξίσωση 4.13, ενώ αν είναι τυρβώδης από την 4.14.

$$C_{f,laminar} = \frac{1,328}{\sqrt{Re_c}} \quad 4.13$$

$$C_{f,turbulent} = \frac{0,455}{(\log Re_c)^{2,58} \cdot (1 + 0,144 \cdot M^2)^{0,65}} \quad 4.14$$

Όσον αφορά τους συντελεστές F και Q , παρακάτω δίνονται αναλυτικά οι σχέσεις από τις οποίες προέκυψαν τα αντίστοιχα μεγέθη για κάθε εξωτερική επιφάνεια του αεροσκάφους.

$$F_{fuselage} = 1,1 + \frac{2,2}{\left(\frac{L_{fuselage}}{D_{fuselage}}\right)^{1,5}} - \frac{0,9}{\left(\frac{L_{fuselage}}{D_{fuselage}}\right)^{3,0}} \quad 4.15$$

$$Q_{fuselage} = 1,00$$

$$F_{wing} = \left[3,3 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{avg} - 0,008 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{avg}^2 + 27 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{avg}^3 \right] \cdot \cos^2 \Lambda_{0,5c} + 1 \quad 4.16$$

$$Q_{wing} = 1,1$$

$$F_{tail} = 3,52 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{avg} \cdot \cos^2 \Lambda_{0,5c} + 1 \quad 4.17$$

$$Q_{tail} = 1,2$$

Για τον υπολογισμό του συντελεστή αντίστασης μηδενικής άνωσης του κάθε κινητήρα, το γινόμενο $F_{nac} \cdot Q_{nac}$ λαμβάνει την τιμή 1,25. Το πηλίκο $\left(\frac{t}{c}\right)_{avg}$ υπολογίζεται από την Εξίσωση 4.18, ξεχωριστά για την κυρίως πτέρυγα και το ουραίο, όπου t συμβολίζει το πάχος της πτέρυγας και c_{root} , c_{tip} το μήκος της χορδής στη ρίζα και στην άκρη της πτέρυγας αντίστοιχα.

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{avg} = \frac{3 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{tip} + \left(\frac{t}{c}\right)_{root}}{4} \quad 4.18$$

Ακολουθούν οι σχέσεις υπολογισμού των επιφανειών που έρχονται σε επαφή με τη ροή του αέρα.

$$S_{wet,fuselage} = S_{wet,front} + S_{wet,mid} + S_{wet,back} \quad 4.19$$

Όπου:

$$S_{wet,front} = 2,54 \cdot D_{fuselage} \cdot L_{front}, \quad L_{front} = 1,7 \cdot H_{fuselage} \quad 4.20$$

$$S_{wet,back} = 2,3 \cdot D_{fuselage} \cdot L_{back}, \quad L_{back} = 2,5 \cdot H_{fuselage} \quad 4.21$$

$$S_{wet,mid} = \pi \cdot \left(\frac{D_{fus} + H_{fus}}{2} \right) \cdot \left[1 + \frac{3 \cdot \left(\frac{H_{fus} - D_{fus}}{H_{fus} + D_{fus}} \right)^2}{10 + \sqrt{4 - 3 \cdot \left(\frac{H_{fus} - D_{fus}}{H_{fus} + D_{fus}} \right)^2}} \right] \cdot L_{mid} \quad 4.22$$

$$S_{wet,wing} = \frac{b_w \cdot (c_{root} + c_{tip})}{2} \quad 4.23$$

ή

$$S_{wet,wing} = \frac{b_w^2}{AR} \quad 4.24$$

$$S_{wet,nacelle} = \pi \cdot \left(\frac{D_{nac}}{2} \right)^2 \cdot L_{nac} \quad 4.25$$

Με τον όρο L_{mid} συμβολίζεται το μήκος του κεντρικού τμήματος της ατράκτου, το οποίο ισούται με τη διαφορά του αθροίσματος των μηκών του μπροστινού και οπίσθιου μήκους της ατράκτου από το συνολικό της μήκος. Οι Εξισώσεις 4.23 και 4.24 μπορούν να χρησιμοποιηθούν για τον υπολογισμό των επιφανειών του οριζόντιου και κάθετου ουραίου πτερυγίου, με τα αντίστοιχα για αυτά μεγέθη των εξισώσεων. Να διευκρινιστεί ότι με b_w συμβολίζεται το εκπέτασμα της πτέρυγας. Επίσης, στο οριζόντιο ουραίο πτερύγιο, ο λόγος επιμήκους ισούται με το μισό της αντίστοιχης τιμής του μεγέθους για την κυρίως πτέρυγα, ενώ ο λόγος επιμήκους του κάθετου ουραίου πτερυγίου λαμβάνεται ίσος με 1,6. Τα δεδομένα για τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του αεροσκάφους A320neo αντλήθηκαν από τις βιβλιογραφικές πηγές [29] και [30].

Πίνακας 4.8: Βασικά Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά Πτερύγων A320neo

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Αριθμητική Τιμή
Εκπέτασμα Κύριας Πτέρυγας	m	35,8
Εκπέτασμα Ουραίου Πτερυγίου	m	12,5
Εκπέτασμα Κάθετου Πτερυγίου	m	5,9
Λόγος Επιμήκους Κύριας Πτέρυγας	m	9,3
Λόγος Επιμήκους Οριζόντιου Ουραίου Πτερυγίου	m	4,6
Λόγος Επιμήκους Κάθετου Ουραίου Πτερυγίου	m	1,6
Πάχος Πτέρυγας	m	0,4

Έχοντας ολοκληρώσει το κομμάτι του συντελεστή αντίστασης μηδενικής άνωσης, ακολουθεί ο συντελεστής επαγόμενης αντίστασης. Ο συντελεστής επαγόμενης αντίστασης $C_{D,i}$ δίνεται από την Εξίσωση 4.26 συναρτήσει του συντελεστή άνωσης C_L και δεν είναι τόσο περίπλοκος ο υπολογισμός του όσο του $C_{D,o}$.

$$C_{D,i} = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \cdot C_L^2 \quad 4.26$$

Παρατηρείται ότι είναι αντιστρόφως ανάλογος του λόγου επιμήκους της κυρίας πτέρυγας του αεροσκάφους και του e , ο οποίος ονομάζεται συντελεστής Oswald. Καθώς η πτέρυγα του A320neo έχει οπισθόκλιση 25° , για πτέρυγα με οπισθόκλιση μικρότερη των 30° , ο συντελεστής Oswald e δίνεται από την Εξίσωση 4.27.

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot AR^{0,68}) - 0,64 \quad 4.27$$

Ο συντελεστής αντίστασης λόγω συμπίεσότητας $C_{D,w}$ εμφανίζεται κυρίως για αριθμούς Mach μεγαλύτερους από 0,65. Η επίδρασή του στην τελική διαμόρφωση του συντελεστή αντίστασης δε θεωρείται αμελητέα, οπότε δημιουργείται η ανάγκη υπολογισμού του όταν ο Mach λαμβάνει υψηλές τιμές. Με τη χρήση της Εξίσωσης 4.28, χρησιμοποιώντας τις γεωμετρικές πληροφορίες της κυρίως πτέρυγας υπολογίζεται ο αριθμός Mach όπου εμφανίζονται τα φαινόμενα συμπίεσότητας. Το A320neo διαθέτει υπερκρίσιμη πτέρυγα, οπότε ο συντελεστής άνωσής της δίδεται από την Εξίσωση 4.29.

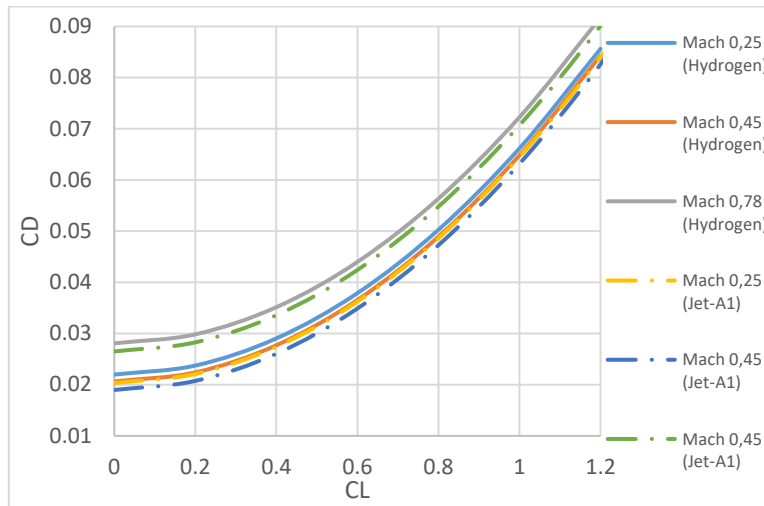
$$M_{cr} = 0,877 - 1,387 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{tip} + 0,431 \cdot \Lambda_{0,5c}^2 \cdot 10^{-4} + 0,1195 - 0,18 \cdot C_{L,des} \quad 4.28$$

$$C_{L,des} = \frac{\frac{1,6}{8,41} \cdot (AR - 5,36) + 1}{\sqrt{AR}} \cdot \cos \Lambda_{0,5c} \quad 4.29$$

Συνεπώς ο συντελεστής αντίστασης που εμφανίζεται για αριθμούς Mach μεγαλύτερους του M_{cr} ισούται με:

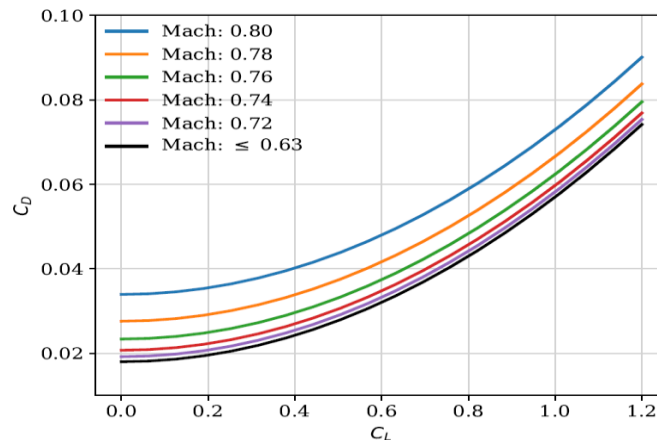
$$C_{D,w} = 20 \cdot (M - M_{cr})^4 \quad 4.30$$

Στο Σχήμα 4.2 παρουσιάζονται τα πολικά διαγράμματα του αεροσκάφους A320neo για αριθμούς Mach 0.25, 0.45 και 0.78, όταν αυτό χρησιμοποιεί ως καύσιμο την κηροζίνη και όταν τροφοδοτείται με υγρό υδρογόνο.



Σχήμα 4.2: Πολικά διαγράμματα αεροσκάφους A320neo για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (χωρίς την αεροδυναμική συμβολή των flaps/slats)

Παρατηρείται ότι για καύσιμο υδρογόνο, οι καμπύλες για ίδια τιμή του συντελεστή άνωσης C_L αντιστοιχούν σε μεγαλύτερη τιμή συντελεστή αντίστασης C_D εν συγκρίσει με την αντίστοιχη τιμή συντελεστή αντίστασης για καύσιμο Jet-A1. Το αποτέλεσμα αυτό είναι λογικό, καθώς για καύσιμο αεροπορίας το υδρογόνο απαιτείται μεγαλύτερη άτρακτος από τις συμβατικές κατασκευές, οπότε η αντίσταση στην κίνηση του αεροσκάφους θα είναι μεγαλύτερη. Όπως επιβεβαιώνουν και οι σχέσεις υπολογισμού του συντελεστή αντίστασης μηδενικής άνωσης για την άτρακτο, αύξηση της επιφάνειάς της οδηγεί σε αύξηση της τιμής του $C_{D,0}$. Επίσης, γίνεται αντιληπτή η επίδραση του συντελεστή αντίστασης λόγω συμπίεστικότητας στις πολικές καμπύλες για αριθμό Mach 0,78, καθώς, όπως φαίνεται και για τα δύο καύσιμα, σε μικρούς αριθμούς Mach οι πολικές είναι πολύ κοντά και σχεδόν ταυτίζονται, ενώ για αριθμό Mach κρουαζιέρας οι πολικές ξεχωρίζουν από τις υπόλοιπες. Τα αποτελέσματα αυτά συγκρίνονται με τα αντίστοιχα του συμβατικού αεροσκάφους A320 της βιβλιογραφικής αναφοράς [31] και παρατηρούνται τα ίδια αποτελέσματα, τόσο για μικρούς αριθμούς Mach όσο και για Mach κρουαζιέρας με τα αντίστοιχα του A320neo για Jet-A1, όπως έχουν υπολογιστεί στην ενότητα αυτή.



Σχήμα 4.3: Πολικά διαγράμματα A320 για διάφορους αριθμούς Mach (Πηγή: [31])

Κατά τη διάρκεια της πτήσης σημαντική συμβολή στη διαμόρφωση της τελικής τιμής του συντελεστή άνωσης C_L και του συντελεστή οπισθέλκουσας C_D διαδραματίζουν τα συστήματα προσαύξησης της άνωσης, τα flaps και τα slats δηλαδή. Παρακάτω, παρατίθενται οι εμπειρικοί τύποι από τους οποίους προκύπτουν οι τελικές τιμές του συντελεστή αντίστασης μηδενικής άνωσης $C_{D,o}$ και του συντελεστή επαγώμενης αντίστασης $C_{D,i}$, ανάλογα τη θέση των flaps/slats.

$$C_{D,o(total)} = C_{D,o} \cdot (0,0106 \cdot flaps^2 - 0,0882 \cdot flaps + 1) \quad \mathbf{4.31}$$

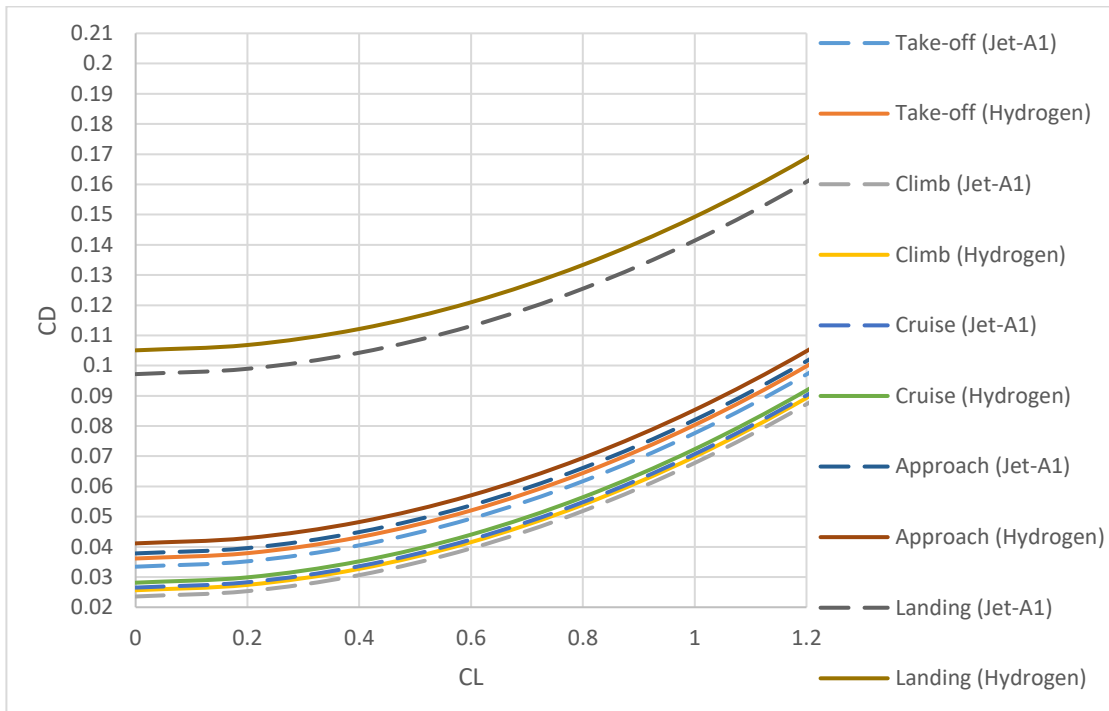
$$C_{D,i(total)} = C_{D,i} \cdot (0,0014 \cdot flaps^2 + 0,0027 \cdot flaps + 1) \quad \mathbf{4.32}$$

Οι αριθμοί Mach για τους οποίους σχεδιάστηκαν τα πολικά διαγράμματα του αεροσκάφους A320neo χωρίς την επίδραση των flaps/slats δεν επιλέχθηκαν τυχαία, καθώς για Mach 0,25 το αεροσκάφος αποχωρίζεται το έδαφος (Rolling Take-off), ο αριθμός Mach 0,45 αντιπροσωπεύει τις συνθήκες Climb και Descent, ενώ ο αριθμός 0,78 την κρουαζιέρα, σε συμφωνία πάντα με το αντίστοιχο ύψος της κάθε φάσης. Στον πίνακα που ακολουθεί παρατίθενται οι γωνίες που έχουν τοποθετηθεί τα slats/flaps, έτσι ώστε οι συντελεστές οπισθέλκουσας που προκύπτουν στην παρούσα εργασία να συμβαδίζουν με τα αποτελέσματα της BADA για το συμβατικό αεροσκάφος A320. Για σύγκριση αναφέρονται και οι γωνίες των συστημάτων αυτών όπως προτείνονται από την BADA.

Πίνακας 4.9: Γωνία τοποθέτησης των flaps για διάφορες φάσεις αποστολής

	Επιλογή	BADA
Take-off	13° flap	15° L.E. flap
Climb	10,5° flap	15° L.E. flap
Cruise	Clean	Clean
Approach	14,7° flap	15° L.E. & T.E. flap
Landing	23,5° flap	30° L.E. flap/40° T.E. flap

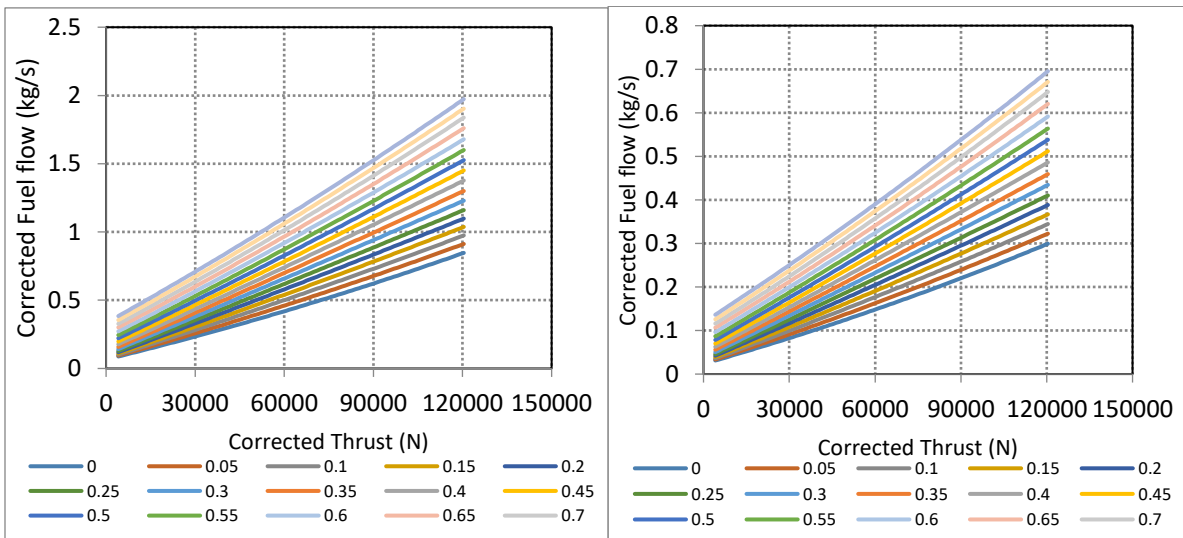
Στο διάγραμμα που ακολουθεί φαίνονται πως διαμορφώνονται τελικώς τα πολικά διαγράμματα του αεροσκάφους A320neo στις διάφορες φάσεις αποστολής όπως αυτό είναι σχεδιασμένο για καύσιμο Jet-A1. Στο ίδιο διάγραμμα παρατίθενται και οι πολικές του ίδιου αεροσκάφους όπως αυτό σχεδιάστηκε για καύσιμο το υδρογόνο, έτσι ώστε να γίνει άμεση σύγκριση των αποτελεσμάτων. Όπως είναι και αναμενόμενο, οι πολικές για το αεροσκάφος υδρογόνου είναι ελαφρώς μετατοπισμένες προς τα άνω, το οποίο δείχνει την αύξηση του συντελεστή οπισθέλκουσας, λόγω των τροποποιήσεων στην άτρακτο του αεροσκάφους.



Σχήμα 4.4: Πολικά διαγράμματα αεροσκάφους A320neo για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνου

4.5 Χαρακτηριστικά Διαγράμματα Κινητήρων A320neo

Στο σημείο αυτό παρατίθενται τα διαγράμματα διορθωμένης παροχής καυσίμου-ώσης για τον κινητήρα PW1127G που χρησιμοποιεί το A320neo με χρήση καυσίμου Jet-A1 και υδρογόνου για διάφορους αριθμούς Mach. Τα δεδομένα αντλήθηκαν από το λογισμικό πρόγραμμα PROOSIS.



Σχήμα 4.5: Διαγράμματα διορθωμένης παροχής καυσίμου-ώσης κινητήρα PW1127G για καύσιμο Jet-A1 (αριστερά) και υδρογόνο (δεξιά)

Παρατηρώντας τα παραπάνω διαγράμματα είναι εμφανής η μείωση της διορθωμένης παροχής καυσίμου για καύσιμο το υδρογόνο σε σχέση με την αντίστοιχη τιμή για το Jet-A1. Επίσης, γίνεται εύκολα αντιληπτό ότι η μεταβολή της διορθωμένης παροχής καυσίμου συναρτήσει της διορθωμένης ώσης είναι γραμμική για κάθε αριθμό Mach, ενώ οι καμπύλες δεν τέμνονται μεταξύ τους.

4.6 Σύνοψη-Συμπεράσματα

Στο κεφάλαιο αυτό διαπιστώθηκαν οι αλλαγές που πρέπει να γίνουν στο αεροσκάφος A320neo, με τις παραδοχές και τη διάταξη των δεξαμενών καυσίμου που επιλέχθηκαν σε αυτή την εργασία, έτσι ώστε να μπορεί να τροφοδοτηθεί από υδρογόνο. Τα ευρήματα της μελέτης επαληθεύουν και επιβεβαιώνουν τους ισχυρισμούς που τέθηκαν στην αρχή αυτού του κεφαλαίου όσον αφορά τις αλλαγές στα γεωμετρικά χαρακτηριστικά της ατράκτου, το βάρος και την αεροδυναμική (πολικά διαγράμματα) του νέου αεροσκάφους. Επίσης, τα αποτελέσματα της ενότητας αυτής συγκρίθηκαν με αντίστοιχα αποτελέσματα από τη βιβλιογραφία [27], όπου δεν υπήρξαν σημαντικές διαφορές. Τέλος, εξήχθησαν από το λογισμικό πρόγραμμα PROOSIS, τα διαγράμματα διορθωμένης παροχής καυσίμου συναρτήσει της ώσης για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο του κινητήρα PW1127G. Οι πληροφορίες σε συνδυασμό με τα υπόλοιπα αποτελέσματα του κεφαλαίου αυτού θα φανούν χρήσιμα στην επόμενη ενότητα, όπου θα γίνει η ανάλυση αποστολής του αεροσκάφους που μοντελοποιήθηκε.

5. Ανάλυση Αποστολής Αεροσκάφους Υδρογόνου

Έχοντας κάνει τις απαραίτητες αλλαγές στο αεροσκάφος A320neo, έτσι ώστε αυτό να μπορεί να αποθηκεύσει την απαραίτητη ποσότητα υδρογόνου για την ασφαλή διεκπεραίωση μίας πτήσης, στο κεφάλαιο αυτό μελετάται η ανάλυση αποστολής της διαδρομής Αθήνα-Βερολίνου. Τα αποτελέσματα προέκυψαν από το υπολογιστικό εργαλείο CAMACM, το οποίο χρησιμοποιείται από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών του Ε.Μ.Π. Το μέγεθος που μελετάται είναι η μάζα καυσίμου που καταναλίσκεται σε κάθε φάση της αποστολής όταν το αεροσκάφος A320neo χρησιμοποιεί υδρογόνο ως καύσιμο και συγκρίνεται με τις αντίστοιχες τιμές που προκύπτουν για το συμβατικό αεροσκάφος A320neo.

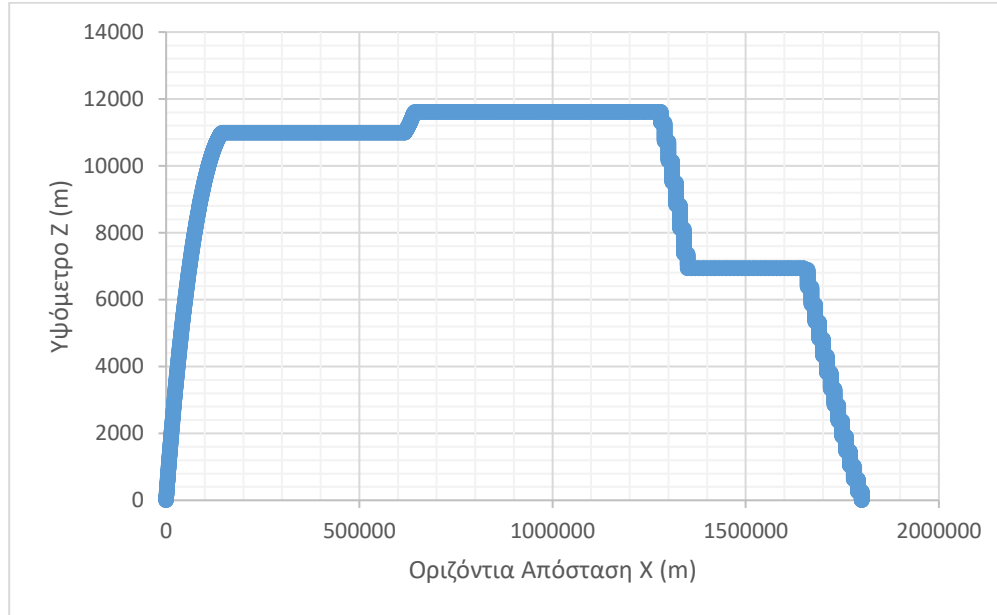
5.1 Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο

Στο προηγούμενο κεφάλαιο υπολογίστηκαν οι αλλαγές τόσο στο βάρος του νέου αεροσκάφους υδρογόνου όσο και στα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του. Επίσης, με τη βοήθεια του προγράμματος PROOSIS εξήχθησαν τα διαγράμματα διορθωμένης παροχής καυσίμου συναρτήσει της διορθωμένης ώσης για τον κινητήρα PW1127G. Για τον υπολογισμό της ανάλυσης αποστολής του αεροσκάφους αυτού αρχικά εισήχθησαν στα αρχεία της BADA για το αεροσκάφος A320, το Λειτουργικό Κενό Βάρος και οι συντελεστές αντίστασης $C_{D,o}$ και $C_{D,i}$ που υπολογίστηκαν για το αεροσκάφος υδρογόνου. Επίσης, συμπληρώθηκαν δύο αρχεία με τις διορθωμένες παροχές καυσίμου για Jet-A1 και υδρογόνο που αντιστοιχούν σε διάφορες τιμές διορθωμένης ώσης που μπορεί να παράγει ο κινητήρας PW1127G, για αριθμούς Mach από 0 έως 0,8 με βήμα 0,05. Έχοντας όλα τα δεδομένα που απαιτεί το λογισμικό περιβάλλον CAMACM, προέκυψαν τα αποτελέσματα για την ανάλυση της αποστολής Αθήνας-Βερολίνου με το αεροσκάφος A320neo, όπως αυτό σχεδιάστηκε για υδρογόνο.

Η μελέτη της αποστολής έχει ως σκοπό την πιστοποίηση των αποτελεσμάτων που προέκυψαν σε όλη την έκταση της εργασίας όσον αφορά την μάζα του καυσίμου. Επίσης, γίνεται μία πιο λεπτομερής ανάλυση του καταμερισμού του καυσίμου που καταναλώνεται

σε κάθε φάση της αποστολής στα πλαίσια της μοντελοποίησης μίας πραγματικής διαδρομής από ένα εμπορικό πρόγραμμα ανάλυσης αποστολών.

Κατά την αποστολή Αθήνα-Βερολίνο που επιλέχθηκε να μελετηθεί, λοιπόν, το αεροσκάφος καλείται να διεκπεραιώσει μία απόσταση 1.804 km, ενώ οι διάφορες φάσεις της πτήσης παρουσιάζονται στο Σχήμα 5.1 που ακολουθεί.



Σχήμα 5.1: Διάγραμμα υψόμετρου συναρτήσει της οριζόντιας απόστασης (Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο)

Στο παραπάνω διάγραμμα παρατηρείται ένα συμβατικό προφίλ σύγχρονης πτήσης με βηματική άνοδο και κάθοδο προς και από το υψόμετρο πλεύσης, ενώ διακρίνονται 7 φάσεις της αποστολής, οι οποίες είναι οι εξής:

1^η φάση: Άνοδος μέχρι τα 10.991,9 m

2^η φάση: Πλεύση στα 10.991,9 m

3^η φάση: Άνοδος μέχρι τα 11.619,4 m

4^η φάση: Πλεύση στα 11.619,4 m

5^η φάση: Κάθοδος μέχρι τα 6.936,24 m

6^η φάση: Πλεύση στα 6.936,24 m

7^η φάση: Κάθοδος μέχρι 0 m

Για τις διάφορες φάσεις της αποστολής στον Πίνακα 5.1 παρουσιάζεται ο αντίστοιχος χρόνος που αντιστοιχεί στην καθεμία, καθώς και η μάζα του καυσίμου που καταναλώνεται όταν χρησιμοποιείται για καύσιμο το υδρογόνο, αλλά και όταν χρησιμοποιείται το κλασσικό συμβατικό καύσιμο Jet-A1.

Πίνακας 5.1: Χρονικό διάστημα και μάζα καταναλισκόμενου καυσίμου για Jet-A1 και υδρογόνο που αντιστοιχούν σε κάθε φάση της αποστολής Αθήνα-Βερολίνο (Αεροσκάφος A320neo)

Φάσεις Αποστολής	Χρόνος (sec)	Μάζα Καυσίμου (kg) (Υδρογόνο)	Μάζα Καυσίμου (kg) (Jet-A1)
1 ^η Φάση	835	359	1.011
2 ^η Φάση	2.088	480	1.334
3 ^η Φάση	107	31	87
4 ^η Φάση	2.806	612	1.686
5 ^η Φάση	342	26	73
6 ^η Φάση	1.627	390	1.072
7 ^η Φάση	1.113	172	468
Συνολικά	8.918	2.070	5.731

Διαιρώντας τη μάζα του καυσίμου που καταναλώνεται σε κάθε φάση με τον αντίστοιχο χρόνο της κάθε φάσης προκύπτει η παροχή καυσίμου για κάθε φάση σε kg/s. Επίσης, πολλαπλασιάζοντας την παροχή καυσίμου με την αντίστοιχη κατώτερη θερμογόνο ικανότητα κάθε καυσίμου υπολογίζεται η θερμική ισχύς σε kW ($Hu_{Jet-A1} = 43.124 \frac{kJ}{kg}$, $Hu_{Hydrogen} = 120.000 \frac{kJ}{kg}$). Στον Πίνακα 5.2 παρουσιάζονται η παροχή καυσίμου σε kg/s και η θερμική ισχύς σε kW σε κάθε φάση της πτήσης για τους δύο τύπους καυσίμου που μελετώνται.

Πίνακας 5.2: Παροχή καυσίμου και θερμική ισχύς για Jet-A1 και υδρογόνο που αντιστοιχούν σε κάθε φάση της αποστολής Αθήνα-Βερολίνο (Αεροσκάφος A320neo)

Φάσεις Αποστολής	Παροχή Καυσίμου (kg/s) (Υδρογόνο)	Παροχή Καυσίμου (kg/s) (Jet-A1)	Θερμική Ισχύς (kW) (Υδρογόνο)	Θερμική Ισχύς (kW) (Jet-A1)
1 ^η Φάση	0,43	1,21	51.605	52.239
2 ^η Φάση	0,23	0,64	27.562	27.541
3 ^η Φάση	0,29	0,81	35.130	34.989
4 ^η Φάση	0,22	0,60	26.182	25.909
5 ^η Φάση	0,08	0,21	9.090	9.147
6 ^η Φάση	0,24	0,66	28.746	28.433
7 ^η Φάση	0,15	0,42	18.530	18.142
Συνολικά	0,23	0,64	27.849	27.712

Στον Πίνακα 5.3 συγκεντρώνονται οι διαφορές που παρουσιάζουν τα μεγέθη της παροχής καυσίμου και της ενέργειας που προσδίδεται στον κινητήρα από το καύσιμο για χρήση του υδρογόνου από τα αντίστοιχα για Jet-A1.

Πίνακας 5.3: Διαφορές επί τοις % της μάζας καυσίμου και της θερμικής ισχύος για χρήση του υδρογόνου από τις αντίστοιχες τιμές για χρήση του Jet-A1 ως καύσιμο στις διάφορες φάσεις της αποστολής Αθήνας-Βερολίνου (Αεροσκάφος A320neo)

Φάσεις Αποστολής	Μάζα Καυσίμου	Θερμική Ισχύς
1 ^η Φάση	-64,5	-1,2
2 ^η Φάση	-64,0	0,1
3 ^η Φάση	-63,9	0,4
4 ^η Φάση	-63,7	1,1
5 ^η Φάση	-64,3	-0,6
6 ^η Φάση	-63,7	1,1
7 ^η Φάση	-63,3	2,1
Συνολικά	-63,9	0,5

Παρατηρούμε ότι η συνολική μάζα του καυσίμου εμφανίζει μείωση κατά 63,9% για χρήση του υδρογόνου από την αντίστοιχη για Jet-A1 διεκπεραιώνοντας την αποστολή Αθήνα-Βερολίνου. Τα αποτελέσματα αυτά συμβαδίζουν με τα ευρήματα της βιβλιογραφικής αναφοράς [27], όπου είχε υπολογιστεί μείωση της μάζας του καυσίμου ίση με 63,9%.

Επίσης, αξίζει να σημειωθεί ότι παρουσιάζεται μία μικρή αύξηση της θερμικής ισχύος. Η αύξηση αυτή είναι της τάξης του 0,5%. Η διαφορά που έχει βρεθεί στη βιβλιογραφική πηγή [27] που αναφέρθηκε προηγουμένως είναι -0,5% για χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο. Η διαφορά αυτή μπορεί να οφείλεται στην τιμή της κατώτερης θερμογόνου ικανότητας που έχει θεωρηθεί στη συγκεκριμένη μελέτη για τα δύο καύσιμα.

5.2 Σύνοψη-Συμπεράσματα

Συνοψίζοντας την εργασία που εκπονήθηκε στο κεφάλαιο αυτό, καταλήξαμε ότι η διαφορά που παρουσιάζεται στην μάζα καυσίμου για υδρογόνο σε σχέση με την αντίστοιχη τιμή για Jet-A1 πιστοποιείται από τα αποτελέσματα του CAMACM για αποστολή Αθήνα-Βερολίνο με το αεροσκάφος υδρογόνου A320neo. Επίσης, διαπιστώθηκε ότι η θερμική ισχύς που προσδίδεται στον κινητήρα από το καύσιμο είναι περίπου 0,5% μεγαλύτερη για καύσιμο υδρογόνο από αυτή για καύσιμο Jet-A1. Στο σημείο αυτό ολοκληρώθηκε και το κομμάτι της ανάλυσης αποστολής του αεροσκάφους υδρογόνου. Στο κεφάλαιο που ακολουθεί γίνεται οικονομοτεχνική μελέτη του υδρογόνου και εξετάζονται οι περιβαλλοντικές επιπτώσεις που επιφέρει η χρήση του. Τα αποτελέσματα συγκρίνονται με τα αντίστοιχα για χρήση Jet-A1, ενώ γίνεται και μικρή αναφορά στα βιοκαύσιμα.

6. Οικονομική Αποτίμηση Κόστους Υδρογόνου & Περιβαλλοντικές Επιπτώσεις Χρήσης του ως Καύσιμο Αεροπορίας

Όπως είδαμε στο προηγούμενο κεφάλαιο, υπολογίστηκε η ποσότητα καυσίμου που καταναλώνεται κατά τη διάρκεια της αποστολής Αθήνα-Βερολίνο τόσο για καύσιμο το Jet-A1 όσο και για υδρογόνο. Στην ενότητα αυτή χρησιμοποιούνται αυτά τα δεδομένα για να υπολογιστεί αρχικά το κόστος των δύο καυσίμων που δαπανάται από τις αεροπορικές εταιρείες για την εκτέλεση της διαδρομής Αθήνα-Βερολίνο. Επίσης, γίνεται μία παραμετρική μελέτη σχετικά με την επίδραση του κόστους που σχετίζεται με τα δικαιώματα των ρύπων διοξειδίου του άνθρακα στην τελική διαμόρφωση της τιμής των καυσίμων. Έπειτα, γίνεται μία προσέγγιση των ποσοτήτων των βασικών εκπομπών που παράγονται από την καύση των δύο παραπάνω τύπων καυσίμου, έχοντας ως βάση την αποστολή που μοντελοποιήθηκε στο CAMACM. Με αυτό τον τρόπο δίνεται η ευκαιρία στον αναγνώστη να αντιληφθεί καλύτερα το οικονομικό εμπόδιο που είχε αναφερθεί και στη βιβλιογραφία όσον αφορά τη χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο αεροπορίας, ενώ θα συγκριθούν και οι εκπομπές των βασικών ρύπων σε σχέση με το Jet-A1.

6.1 Οικονομική Διαφορά Jet-A1 και Υδρογόνου ως Καύσιμο Αεροπορίας

Σύμφωνα με τη βιβλιογραφική αναφορά [32] η τιμή της κηροζίνης ισούται με 0,5 Ευρώ/kg, ενώ το υδρογόνο είναι τρεις φορές ακριβότερο, δηλαδή 1,5 Ευρώ/kg. Για τον υπολογισμό του κόστους καυσίμου που απαιτείται για την διαδρομή Αθήνα-Βερολίνο, λαμβάνεται υπόψιν και η ποσότητα του εφεδρικού καυσίμου, η οποία λαμβάνεται ίση με 15% αυτής που καίγεται κατά τη διάρκεια της συνολικής διαδρομής. Για τη συγκεκριμένη αποστολή, λοιπόν, για Jet-A1 χρειάζονται συνολικά 6.590 kg καυσίμου και για υδρογόνο 2.380 kg. Πολλαπλασιάζοντας την τιμή κάθε καυσίμου ανά kg με τις αντίστοιχες μάζες τους, προκύπτει το κόστος καυσίμου για την αποστολή. Στον Πίνακα 6.1 συνοψίζονται τα μεγέθη που αναφέρθηκαν παραπάνω.

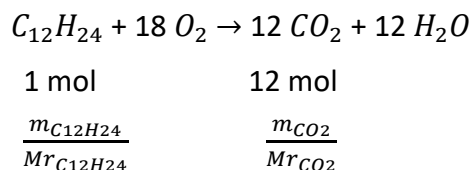
Πίνακας 6.1: Δεδομένα όσον αφορά τις τιμές καυσίμου Jet-A1 και υδρογόνου (Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο)

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Καύσιμο Jet-A1	Καύσιμο Υδρογόνο
Συνολική Μάζα Καυσίμου Αποστολής	kg	6.590	2.380
Κόστος Καυσίμου ανά Κιλό	Euro/kg	0,5	1,5
Συνολικό Κόστος Καυσίμου Αποστολής	Euro	3.295	3.570

Από τα παραπάνω αποτελέσματα, γίνεται κατανοητό ότι το συνολικό κόστος καυσίμου για υδρογόνο είναι 8,3 % μεγαλύτερο από το αντίστοιχο για Jet-A1. Παρά το ότι απαιτείται περίπου 64% λιγότερο καύσιμο στην περίπτωση του υδρογόνου, το μεγάλο χάσμα στις τιμές των δύο τύπων καυσίμου ανά kg είναι σημαντικό και στο χάσμα αυτό οφείλεται η διαφορά του συνολικού κόστους που προαναφέρθηκε. Πρέπει, λοιπόν, να μειωθεί η τιμή παραγωγής του υδρογόνου κάτι το οποίο είχε τονιστεί και στο βιβλιογραφικό κομμάτι της εργασίας. Συνεπώς, επαληθεύεται το οικονομικό εμπόδιο που καλούνται οι αρμόδιοι φορείς να επιλύσουν.

Στο σημείο αυτό αξίζει να γίνει μία συνοπτική αναφορά στο σύστημα εμπορίας των εκπομπών διοξειδίου του άνθρακα EU ETS που έχει θεσπίσει η Ε.Ε. για τον περιορισμό της μόλυνσης του περιβάλλοντος. Το σύστημα αυτό, λοιπόν, αποτελεί το βασικό εργαλείο της Ε.Ε. για τη μείωση, με οικονομικά αποδεκτό τρόπο, των αερίων που οφείλονται για το φαινόμενο του θερμοκηπίου από τις επόμενες και εναέριες βιομηχανίες. Το 2008 ξεκίνησαν να περιλαμβάνονται στο πρόγραμμα αυτό οι αεροπορικές δραστηριότητες που λαμβάνουν χώρα εντός της Ε.Ε. Οι στόχοι που έχουν τεθεί είναι η μείωση των εκπομπών κατά 20% και 40% για τα έτη 2020 και 2030 αντίστοιχα. Οι τιμές για την αγορά των δικαιωμάτων των εκπομπών διοξειδίου του άνθρακα που έχουν οριστεί στα πλαίσια του ETS κυμάνθηκαν μεταξύ 4 και 6 ευρώ ανά τόνο CO_2 κατά την περίοδο 2013-2017. Από το Σεπτέμβριο του 2018, όμως, τα δικαιώματα αυτά διαπραγματεύονται πάνω από 20 ευρώ ανά τόνο, κάτι που μπορεί να διαδραματίσει σημαντικό ρόλο στο να ξεπεραστούν τα οικονομικά προβλήματα που εμπεριέχει η ένταξη του υδρογόνου στην αεροπορική βιομηχανία [33].

Για να συμπεριληφθεί και το κόστος εμπορίας των εκπομπών διοξειδίου του άνθρακα στα κόστη που υπολογίστηκαν προηγουμένως, πρέπει να υπολογιστεί αρχικά η ποσότητα του διοξειδίου του άνθρακα που παράγεται κατά την καύση της συμβατικής κηροζίνης. Η καύση της κηροζίνης περιγράφεται από τη χημική αντίδραση:



Κάνοντας πολλαπλασιασμό χιαστί τις ποσότητες που έχουν γραφεί κάτω από το χημικό τύπο και γνωρίζοντας τη μάζα της κηροζίνης ($m_{C_{12}H_{24}} = 5.730 \text{ kg}$), καθώς και τις μοριακές μάζες ($Mr_{C_{12}H_{24}} = 168$, $Mr_{CO_2} = 44$), μοναδικός άγνωστος είναι η μάζα του

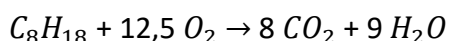
παραγόμενου διοξειδίου του άνθρακα. Τελικώς, προκύπτει ότι $m_{CO_2} = 18 \text{ tn}$. Γνωρίζοντας ότι από το 2018 τα δικαιώματα των εκπομπών ανέρχονται σε 20 ευρώ ανά τόνο διοξειδίου του άνθρακα, το κόστος των δικαιωμάτων για τη συγκεκριμένη αποστολή ισούται με 360 ευρώ. Αν το συνυπολογίσουμε στο κόστος καυσίμου Jet-A1 που βρέθηκε παραπάνω, το κόστος ανέρχεται σε 3.655 ευρώ και ξεπερνά την αντίστοιχη τιμή του κόστους του υδρογόνου.

Συνεπώς, με την καθιέρωση συστημάτων και προγραμμάτων όπως αυτό της εμπορίας των εκπεμπόμενων ρύπων, το οικονομικό χάσμα μπορεί να μειωθεί και να εξαλειφθεί και σε συνδυασμό με τη μείωση του κόστους παραγωγής του υδρογόνου, όπως αναφέρθηκε στη βιβλιογραφία, να μπορέσει να ξεπεραστεί και αυτό το εμπόδιο.

Στο σημείο αυτό αξίζει τον κόπο να γίνει μία παραμετρική μελέτη της μεταβολής του συνολικού κόστους καυσίμου έχοντας ως βάση την αποστολή Αθήνα-Βερολίνο συναρτήσει του κόστους εμπορίας των ρύπων διοξειδίου του άνθρακα. Το εύρος τιμών για το κόστος των δικαιωμάτων επιλέγεται από 5 Ευρώ/τόνο έως 50 Ευρώ/τόνο. Επίσης, τα καύσιμα που επιλέγονται να διερευνηθούν είναι το συμβατικό Jet-A1, το υδρογόνο, ένα μείγμα 50% Jet-A1/ 50% βιοκαύσιμο HVO και τέλος ένα καύσιμο που αποτελείται από 100% HVO.

Από τη βιβλιογραφική πηγή [34] αντλούμε την πληροφορία ότι τον Ιανουάριο του 2020 η τιμή του βιοκαυσίμου ανήλθε στα 3,72 \$/gal, δηλαδή σε 0,82 Ευρώ/ λίτρο. Γνωρίζοντας ότι η πυκνότητα των βιοκαυσίμων HVO είναι 772 kg/m^3 κάνουμε τη μετατροπή του παραπάνω μεγέθους σε Ευρώ/kg, οπότε τελικά προκύπτει ότι το κόστος βιοκαυσίμου ανά κιλό ισούται με 1,06 Ευρώ/ Kg.

Η αντίδραση καύσης του βιοκαυσίμου σύμφωνα με τη βιβλιογραφική αναφορά [35] είναι η ακόλουθη:



$$1 \text{ mol} \qquad \qquad \qquad 8 \text{ mol}$$

$$\frac{m_{C_8H_{18}}}{Mr_{C_8H_{18}}} \qquad \qquad \qquad \frac{m_{CO_2}}{Mr_{CO_2}}$$

Από τα ευρήματα του Κεφαλαίου 3 βρήκαμε ότι για βιοκαύσιμο HVO η ειδική κατανάλωση καυσίμου του κινητήρα όταν αυτή μετρείται σε g/kNs είναι 2% μικρότερη σε σχέση με την αντίστοιχη για χρήση Jet-A1. Συνεπώς, η μάζα βιοκαυσίμου που καταναλώνεται θα ισούται με $m_{C_8H_{18}} = 0,98 \cdot m_{C_{12}H_{24}} = 5.616 \text{ kg}$ όταν χρησιμοποιείται εξ ολοκλήρου βιοκαύσιμο στον κινητήρα, ενώ όταν έχουμε blends 50% Jet-A1/ 50% βιοκαύσιμο, θα καίγονται οι μισές ποσότητες, δηλαδή 2.808 kg βιοκαύσιμο και 2.865 kg Jet-A1. Γνωρίζοντας λοιπόν όλες τις μάζες των καυσίμων που καίγονται στον κινητήρα, καθώς και τις μοριακές μάζες ($Mr_{C_8H_{18}} = 114$, $Mr_{CO_2} = 44$), υπολογίζονται οι ποσότητες διοξειδίου του άνθρακα που ελευθερώνονται στην ατμόσφαιρα. Για καύση εξ' ολοκλήρου βιοκαυσίμου HVO παράγονται, λοιπόν, 17,3 τόνοι διοξειδίου του άνθρακα, ενώ για καύση μείγματος κηροζίνης και βιοκαυσίμου παράγονται 17,7 τόνοι (9 τόνοι CO_2 από το Jet-A1 και 8,7 τόνοι CO_2 από το βιοκαύσιμο) . Τα αποτελέσματα είναι λογικά, καθώς για καύση βιοκαυσίμου αναμενόταν μικρότερη ποσότητα παραγόμενου διοξειδίου του άνθρακα, ενώ για καύση μείγματος με Jet-A1 η ποσότητά του αυξάνεται λόγω ύπαρξης της κηροζίνης.

Αξίζει να τονιστεί ότι αφού τα βιοκαύσιμα παράγονται από ανανεώσιμες διαδικασίες, το διοξείδιο του άνθρακα που απελευθερώνεται από την καύση τους δεν επιβαρύνει το περιβάλλον όσο το αντίστοιχο από την καύση του Jet-A1. Το διοξείδιο του άνθρακα για τα βιοκαύσιμα είχε δεσμευτεί αρχικά από τα φυτά που αποτελούν πρώτη ύλη για την παραγωγή των βιοκαυσίμων, στη συνέχεια με ανανεώσιμες μεθόδους προέκυψαν οι υδρογονάνθρακες και τελικά το διοξείδιο επέστρεψε στο περιβάλλον κάνοντας ένα κύκλο ουσιαστικά. Για το λόγο αυτό οι εκπομπές CO_2 που παράγονται από την καύση των βιοκαυσίμων δεν κοστολογούνται από το σύστημα EU ETS, όπως γίνεται για τις αντίστοιχες εκπομπές της συμβατικής κηροζίνης.

Στις σχέσεις που ακολουθούν περιγράφεται ο τρόπος που υπολογίστηκαν οι καμπύλες του Σχήματος 6.1 με το τελικό κόστος των καυσίμων που επιλέχθηκαν να μελετηθούν, έχοντας ως βάση την αποστολή Αθήνα-Βερολίνο.

$$\text{Συνολικό Κόστος}_{C_{12}H_{24}} = m_{C_{12}H_{24}} \cdot \text{Κόστος Παραγωγής}_{C_{12}H_{24}} + m_{CO_2} \cdot \text{Κόστος}_{CO_2} \quad \mathbf{6.1}$$

$$\text{Συνολικό Κόστος}_{H_2} = m_{H_2} \cdot \text{Κόστος Παραγωγής}_{H_2} \quad \mathbf{6.2}$$

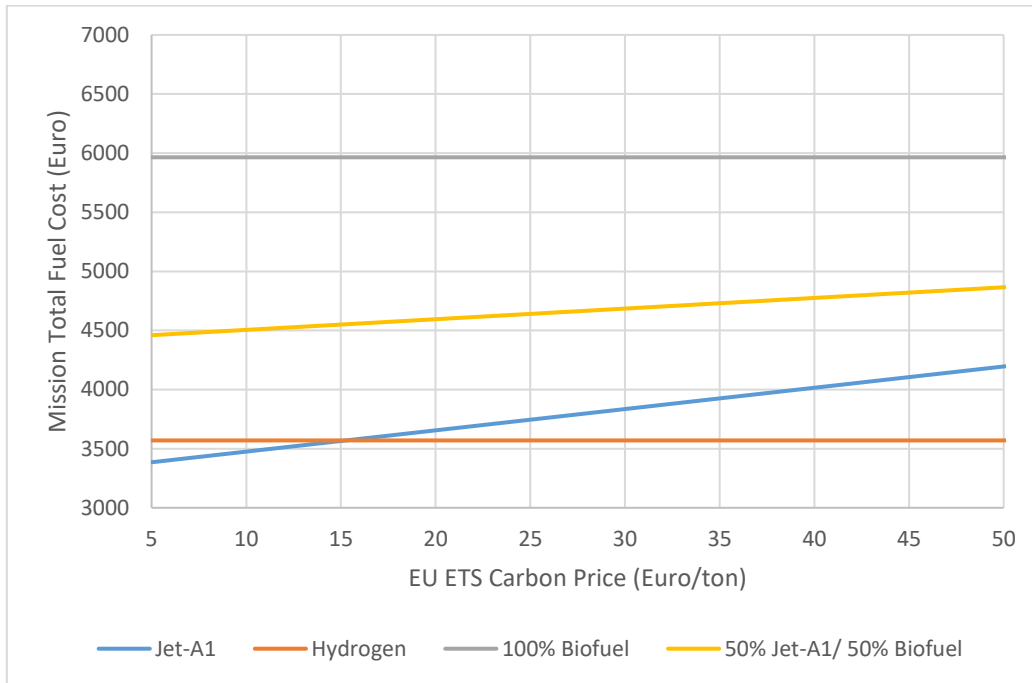
$$\text{Συνολικό Κόστος}_{100\% HVO} = m_{C_8H_{18}} \cdot \text{Κόστος Παραγωγής}_{C_8H_{18}} \quad \mathbf{6.3}$$

$$\text{Συνολικό Κόστος}_{50\% Jet A1 \& 50\% HVO} = 0,5 \cdot (m_{C_{12}H_{24}} \cdot \text{Κόστος Παραγωγής}_{C_{12}H_{24}} + m_{CO_2} \cdot \text{Κόστος}_{CO_2} + m_{C_8H_{18}} \cdot \text{Κόστος Παραγωγής}_{C_8H_{18}}) \quad \mathbf{6.4}$$

Έπειτα από τη διατύπωση των σχέσεων από τις οποίες προκύπτουν οι καμπύλες του Σχήματος 6.1, παρατηρούμε ότι μοναδικός άγνωστος στις σχέσεις αυτές είναι το κόστος εμπορίας των εκπομπών διοξειδίου του άνθρακα, η οποία είναι και η μεταβλητή με την οποία γίνεται η παραμετρική μελέτη. Τα κόστη παραγωγής των καυσίμων ανά μονάδα κιλού, καθώς και η ποσότητα καυσίμου που καίγεται κατά τη διάρκεια της αποστολής είναι γνωστά, όπως επίσης και οι ποσότητες διοξειδίου του άνθρακα που απελευθερώνονται στην ατμόσφαιρα.

Στο συνολικό κόστος του υδρογόνου δεν υπάρχει το μέρος που αφορά την εκπομπή του διοξειδίου του άνθρακα, καθώς η καύση του είναι απαλλαγμένη από CO_2 . Το ίδιο συμβαίνει και για το κομμάτι των βιοκαυσίμων, όμως όχι επειδή δεν παράγεται καθόλου CO_2 , αλλά γιατί το κόστος εμπορίας διοξειδίου του άνθρακα από βιοκαύσιμο είναι μηδενικό, μιας και αυτό δεν είναι τόσο βλαβερό για το περιβάλλον όσο αυτό που εκλύεται από την καύση της κηροζίνης. Άλλωστε δεν έχει και νόημα να κοστολογείται το διοξείδιο του άνθρακα από τα βιοκαύσιμα με τον ίδιο τρόπο που κοστολογείται για το Jet-A1, καθώς ο σκοπός αυτής κίνησης από την Ε.Ε. είναι να μειώσει το οικονομικό χάσμα μεταξύ των εναλλακτικών και των συμβατικών καυσίμων [36].

Έχοντας περιγράψει όσο το δυνατόν καλύτερα τη διαδικασία υπολογισμού του κόστους των καυσίμων που μελετώνται, ακολουθεί το Σχήμα 6.1 με τα συνολικά κόστη καυσίμου συναρτήσει του κόστους εμπορίας των ρύπων.



Σχήμα 6.1: Μεταβολή συνολικού κόστους καυσίμου συναρτήσει του κόστους εμπορίας του διοξειδίου του άνθρακα διαφόρων τύπων καυσίμου (Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο)

Παρατηρείται ότι όσο αυξάνεται το κόστος εμπορίας των ρύπων αυξάνεται και το συνολικό κόστος του Jet-A1 και του καυσίμου 50% Jet-A1/ 50% HVO. Το αποτέλεσμα είναι λογικό, καθώς στους δύο τύπους καυσίμου που αναφέρθηκαν υπάρχει Jet-A1 και παραγωγή διοξειδίου του άνθρακα που κοστολογείται στα πλαίσια του EU ETS της Ε.Ε. Όσο αυξάνεται, λοιπόν, το κόστος εμπορίας των ρύπων τόσο θα δημιουργείται περισσότερο γόνιμο έδαφος για τη στροφή προς εναλλακτικά καύσιμα. Αν μειωθεί κιόλας το κόστος παραγωγής των βιοκαυσίμων, το οποίο οφείλεται για το αυξημένο τελικό κόστος καυσίμου τότε τα εναλλακτικά καύσιμα θα εισέλθουν δυναμικά στο χώρο της αεροπλοΐας.

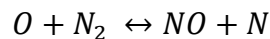
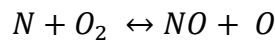
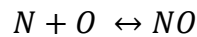
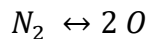
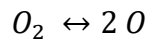
Επίσης, αξίζει να τονιστεί ότι παρόλο που το κόστος παραγωγής των βιοκαυσίμων είναι μικρότερο από αυτό του υδρογόνου, εντούτοις η μεγαλύτερη μάζα βιοκαυσίμου που απαιτείται σε σχέση με το δεύτερο για τη διεκπεραίωση την αποστολής παίζει σημαντικό ρόλο στη διαμόρφωση της διαφοράς που παρατηρείται στις συνολικές τιμές καυσίμου.

6.2 Περιβαλλοντικές Επιπτώσεις Υδρογόνου ως Καύσιμο Αεροπορίας

Όπως είναι γνωστό, η καύση του υδρογόνου είναι απαλλαγμένη από την παραγωγή διοξειδίου του άνθρακα, για αυτό και συγκεντρώνει ιδιαίτερο ενδιαφέρον η μελέτη του. Παρόλα αυτά, η καύση του, όπως έχει τονιστεί και στη βιβλιογραφία, οδηγεί στη

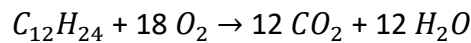
δημιουργία μεγάλης ποσότητας συμπυκνωμάτων υδρατμών. Τα συμπυκνώματα υδρατμών είναι υπεύθυνα για τα contrails, τα "λευκά" μονοπάτια που αφήνει πίσω το αεροσκάφος δηλαδή. Τα contrails οφείλονται κι αυτά για την υπερθέρμανση του πλανήτη, για αυτό και σχεδιάζονται ειδικοί θάλαμοι καύσης του υδρογόνου και γίνονται μελέτες για την εύρεση του βέλτιστου υψομέτρου, όπου η παραγωγή των θα είναι μικρή και δεν θα επιβαρύνεται το περιβάλλον.

Στην υποενότητα αυτή θα γίνει σύγκριση των ποσοτήτων διοξειδίου του άνθρακα και των συμπυκνωμάτων υδρατμών που παράγονται τόσο κατά την καύση του συμβατικού Jet-A1 όσο και του υδρογόνου. Ο υπολογισμός των παραγόμενων διοξειδίων του αζώτου δεν αποτελεί εύκολη δουλειά, καθώς προκύπτουν από μία σειρά αρκετών αντιδράσεων, οι οποίες είναι αμφίδρομες. Το γεγονός ότι δεν είναι μονόδρομες αντιδράσεις απαιτεί τη γνώση της σταθεράς ισορροπίας ή το βαθμό απόδοσης της κάθε αντίδρασης, πληροφορίες οι οποίες δεν είναι διαθέσιμες. Για λόγους πληρότητας, παρατίθενται οι σημαντικότερες αντιδράσεις από τις οποίες παράγονται τα οξειδία του αζώτου, σύμφωνα με τον Zeldovich:



Το διοξείδιο του άνθρακα που παράγεται από την καύση του Jet-A1 για την αποστολή Αθήνα-Βερολίνο με αεροσκάφος A320neo υπολογίστηκε στην προηγούμενη υποενότητα ίσο με 18 tn.

Για τον υπολογισμό των συμπυκνωμάτων υδρατμών που δημιουργούνται από την καύση των δύο καυσίμων, ακολουθείται η ίδια διαδικασία με αυτή του υπολογισμού του διοξειδίου του άνθρακα. Ακολουθούν οι αντιδράσεις καύσης του Jet-A1 και του υδρογόνου, με τις αναλογίες των mol των μεγεθών των οποίων επιθυμείται να βρεθεί η μάζα.

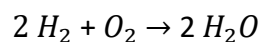


1 mol

12 mol

$$\frac{m_{C_{12}H_{24}}}{Mr_{C_{12}H_{24}}}$$

$$\frac{m_{H_2O}}{Mr_{H_2O}}$$



2 mol

2 mol

$$\frac{m_{H_2}}{Mr_{H_2}}$$

$$\frac{m_{H_2O}}{Mr_{H_2O}}$$

Γνωρίζοντας τις μάζες των Jet-A1 και του υδρογόνου, καθώς και τα αντίστοιχα μοριακά βάρη ($Mr_{C_{12}H_{24}} = 168$, $Mr_{H_2} = 2$, $Mr_{H_2O} = 18$), τα μόνα άγνωστα μεγέθη είναι οι μάζες των υδρατμών που παράγονται κατά τις δύο καύσεις. Στον πίνακα που ακολουθεί παρουσιάζονται συγκεντρωτικά οι ποσότητες διοξειδίου του άνθρακα και των συμπυκνωμάτων υδρατμών που παράγονται.

Πίνακας 6.2: Ποσότητες εκπομπών για καύση Jet-A1 και υδρογόνου (Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο)

Μέγεθος	Jet-A1	Υδρογόνο
Παραγόμενο CO_2 (tn)	18,0	0,0
Παραγόμενα Συμπυκνώματα Υδρατμών (tn)	7,4	18,6

Παρατηρείται ότι όσα ειπώθηκαν στη θεωρία επαληθεύονται και αριθμητικά, δηλαδή αύξηση της ποσότητας των παραγόμενων υδρατμών που παράγονται από την καύση του υδρογόνου. Μάλιστα, η αύξηση αυτή είναι της τάξης των 153%, οπότε μπορεί να μην έχουμε καθόλου διοξείδιο του άνθρακα στα προϊόντα, αλλά χρειάζεται να αποδοθεί η δέουσα προσοχή στα παραγόμενα συμπυκνώματα υδρατμών. Σύμφωνα με τη βιβλιογραφική πηγή [32], η αύξηση της ποσότητας των συμπυκνωμάτων έχει υπολογιστεί ίση με 163%. Η τιμή της αύξησης που βρέθηκε στην παρούσα εργασία είναι κοντά με αυτή της βιβλιογραφίας. Οι διαφορές μπορεί να οφείλονται στις διαφορετικές ποσότητες καυσίμου που έχουν δοθεί ως δεδομένα, μιας και στη βιβλιογραφία μελετάται το αεροσκάφος που μελετάται είναι το ATR 72, ενώ εδώ το A320neo, καθώς και στο διαφορετικό τρόπο υπολογισμού των υδρατμών.

6.3 Σύνοψη-Συμπεράσματα

Σο τελευταίο κομμάτι της εργασίας αυτής μελετήθηκε το κόστος, αλλά και οι περιβαλλοντικές επιπτώσεις του υδρογόνου. Τα αποτελέσματα που προέκυψαν επαληθεύουν τα όσα είχαν γραφεί στη βιβλιογραφία. Συγκεκριμένα, αν και για την εκτέλεση μίας αποστολής χρειάζεται πολύ λιγότερη ποσότητα καυσίμου υδρογόνου σε σχέση με τη συμβατική κηροζίνη, εντούτοις η υψηλή τιμή παραγωγής του υδρογόνου ανά kg, οδηγεί σε υψηλότερο κόστος προμήθειάς του ως καύσιμο αεροπορίας. Όμως, χάρις στα συστήματα που έχουν θεσπιστεί στην Ε.Ε. για τον περιορισμό της μόλυνσης του περιβάλλοντος, το κόστος εμπορίας των ρύπων του διοξειδίου του άνθρακα μπορεί να δώσει σημαντική ώθηση προς την κατεύθυνση των εναλλακτικών καυσίμων. Τέλος, αν και κατά την καύση του υδρογόνου δεν παράγεται καθόλου διοξείδιο του άνθρακα, όπως συμβαίνει με τους κοινούς υδρογονάνθρακες, παράγεται σημαντική ποσότητα υδρατμών, περίπου 1,5 φορές μεγαλύτερη από αυτή που παράγεται από την καύση του Jet-A1. Το γεγονός αυτό έχει ως αποτέλεσμα τη δημιουργία contrails, τα οποία συμβάλλουν στο φαινόμενο του θερμοκηπίου. Το πρόβλημα αυτό επιλύεται με βελτιστοποίηση του υψόμετρου κρουαζιέρας.

7. Ανακεφαλαίωση-Συμπεράσματα

Έχοντας ολοκληρώσει το ερευνητικό μέρος της παρούσης διπλωματικής εργασίας, συνοψίζονται τα αποτελέσματα που προέκυψαν καθ' όλη την έκτασή της.

Αρχικά, παρόλο που η επίδραση των βιοκαυσίμων στη λειτουργία ενός αεροπορικού κινητήρα είναι σχεδόν αμελητέα, δεν μπορεί να ειπωθεί κάτι αντίστοιχο και για το υδρογόνο. Κάνοντας χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο στους κινητήρες που μελετήθηκαν διαπιστώθηκαν μεταβολές στην ώση του, την αναρροφώμενη παροχή, το συνολικό λόγο πίεσης του συμπιεστή, τη θερμοκρασία εξόδου των καυσαερίων και την ειδική κατανάλωση καυσίμου. Συγκεκριμένα, όταν το υδρογόνο χρησιμοποιήθηκε ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης των κινητήρων, διατηρώντας τα μεγέθη που παρουσιάζονται στο Παράρτημα σταθερά προέκυψαν τα εξής αποτελέσματα:

- Αύξηση της ώσης
- Μείωση της Ειδικής Κατανάλωσης Καυσίμου όταν αυτή μετριέται σε g/kNs κατά 64% περίπου και αύξησή της όταν μετριέται σε lt/kNs κατά 300%
- Μείωση της θερμικής ισχύος του καυσίμου
- Σχεδόν αμετάβλητη η πίεση εξόδου από το συμπιεστή για τον κινητήρα CFM LEAP-1A26, ενώ παρατηρείται μείωση του μεγέθους για τον PW1127G
- Αύξηση της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων
- Καμία μεταβολή στην παροχή που αναρροφά ο κινητήρας

Όταν γίνεται χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο σε κινητήρα ο οποίος είναι σχεδιασμένος για Jet-A1 παρατηρούνται οι εξής αλλαγές:

- Εκ νέου αύξηση της ώσης, με λίγο μεγαλύτερη διαφορά σε σχέση με τα αποτελέσματα του προηγούμενου σεναρίου
- Ίδια συμπεριφορά της Ειδικής Κατανάλωσης Καυσίμου με αυτή που παρουσιάστηκε στο προηγούμενο σενάριο
- Μείωση της θερμικής ισχύος του καυσίμου
- Αύξηση της πίεσης εξόδου από το συμπιεστή
- Μείωση της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων
- Αύξηση της παροχής που αναρροφά ο κινητήρας
- Αύξηση της ταχύτητας περιστροφής του τυμπάνου υψηλής πίεσης

Να σημειωθεί ότι τα παραπάνω αποτελέσματα προέκυψαν διατηρώντας τη θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης σταθερή για τους δύο τύπους καυσίμων.

Η ανάγκη για μεγαλύτερο όγκο υδρογόνου ως καύσιμο αεροπορίας, όπως διαπιστώθηκε από την αύξηση 300% της Ειδικής Κατανάλωσης Καυσίμου όταν αυτή μετριέται σε lt/kNs οδηγεί στην κατασκευή νέων δομών αεροσκαφών. Σύμφωνα με τα αποτελέσματα της εργασίας αυτής ένα αεροσκάφος υδρογόνου θα έχει μεγαλύτερη άτρακτο, με αύξηση του ύψους της κατά 40% και του μήκους της κατά 15% όπου θα τοποθετηθούν οι ογκώδεις δεξαμενές υδρογόνου, οι οποίες διαστασιολογήθηκαν ακολουθώντας τα βήματα που προτείνονται από μία τεχνική έκθεση της NASA. Όμως η μείωση του βάρους του καυσίμου επιφέρει μείωση και του μέγιστου βάρους απογείωσης του αεροσκάφους, παρά την αύξηση του λειτουργικού κενού βάρους του λόγω μεγαλύτερης ατράκτου. Η αύξηση της ατράκτου επιφέρει και αύξηση της οπισθέλκουσας, οπότε θα έχουμε καινούργια πολικά διαγράμματα για το νέο αεροσκάφος, όπως και αναμενόταν.

Εισάγοντας τις αλλαγές αυτές στο λογισμικό CAMACM, έγινε ανάλυση της αποστολής Αθήνας-Βερολίνου και διαπιστώθηκε ότι η μάζα του υδρογόνου που χρειάζεται για την ασφαλή διεκπεραίωση της πτήσης είναι 64% μικρότερη από αυτή του Jet-A1, επιβεβαιώνοντας τη μείωση στο βάρος του καυσίμου.

Στο τελευταίο κομμάτι της εργασίας, μελετήθηκαν οι τιμές που κυμαίνεται το υδρογόνο, όπου διαπιστώθηκε ότι με την αύξηση του κόστους της εμπορίας των ρύπων, το χάσμα μεταξύ των τιμών υδρογόνου και Jet-A1 μειώνεται και δημιουργείται πρόσφορο έδαφος για να ξεπεραστούν τα οικονομικά εμπόδια που συμβάλλουν και αυτά στην τροχοδρόμηση της εμφάνισής του στο χώρο της αεροπορίας. Επίσης, μελετήθηκαν οι βασικές περιβαλλοντικές επιπτώσεις που έχει η καύση του σε έναν αεροπορικό κινητήρα και διαπιστώθηκε ότι η παραγωγή συμπυκνωμάτων υδρατμών είναι 2,5 φορές μεγαλύτερη από την καύση της κηροζίνης. Αν και κατά την καύση του υδρογόνου δεν παράγεται καθόλου διοξείδιο του άνθρακα, παρόλα αυτά οι σημαντικές ποσότητες υδρατμών, οι οποίες οφείλονται για το σχηματισμό των contrails, συμβάλλουν στην υπερθέρμανση του πλανήτη.

Αξίζει να σημειωθεί ότι τα αποτελέσματα της εργασίας συγκρίθηκαν τόσο με αποτελέσματα μελετών πάνω στο συγκεκριμένο θέμα από τη βιβλιογραφία όσο και με αυτά από το Εργαστήριο Θερμικών Στροβιλομηχανών Ε.Μ.Π. και το PROOSIS, όπου διαπιστώθηκαν πολύ μικρές διαφορές. Με αυτό τον τρόπο η εργασία αυτή αποκτά έγκυρο χαρακτήρα, ο οποίος συνάδει με τα μέχρι τώρα ευρήματα πάνω στα εναλλακτικά καύσιμα στο χώρο της αεροπορικής βιομηχανίας.

Στο σημείο αυτό κρίθηκε σημαντικό να αναφερθούν οι προσεγγίσεις και οι απλοποιητικές θεωρήσεις που έγιναν στα πλαίσια αυτής της εργασίας και να παρατεθούν κατ' επέκταση ορισμένες προτάσεις πάνω στο θέμα των εναλλακτικών καυσίμων στο χώρο της αεροπορικής βιομηχανίας, οι οποίες μπορούν να αποτελέσουν τροφή για μελλοντική μελέτη. Συγκεκριμένα:

- Κατά τη χρησιμοποίηση του υδρογόνου ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης των κινητήρων δεν έγινε βελτιστοποίηση της επιλογής, κάτι το οποίο γίνεται εύκολα

εμφανές από την απομάκρυνση του λόγου ταχυτήτων $V_{18_{ideal}}/V_{8_{ideal}}$ από την τιμή 0,8, που προτείνεται από τη βιβλιογραφία ως βέλτιστη. Προτείνεται, λοιπόν, βελτιστοποίηση σύγχρονου αεροπορικού κινητήρα για χρήση του υδρογόνου στο σημείο σχεδίασής του.

- Στα πλαίσια της παρούσης διπλωματικής εργασίας το υδρογόνο χρησιμοποιήθηκε ως καύσιμο σε συμβατικές δομές κινητήρων, οι οποίες δεν αξιοποιούν πλήρως τα πλεονεκτήματα που παρέχει ως καύσιμο. Κατά συνέπεια, η μοντελοποίηση καινοτόμων διατάξεων αεροπορικού κινητήρα, οι οποίες θα αξιοποιούν καλύτερα τα πλεονεκτήματα που εμφανίζει το υδρογόνο αποτελεί μία καλή ιδέα για μελλοντική μελέτη.
- Στη βιβλιογραφία έγινε σύντομη αναφορά στην εισαγωγή των υπερηχητικών πτήσεων στην πολιτική αεροπορία, όπου τα πλεονεκτήματα του υδρογόνου θα αξιοποιούνται στο έπακρο από κινητήρες Ramjet και Scramjet. Λαμβάνοντας αυτό ως ερέθισμα, προτείνεται η διερεύνηση της χρήσης του υδρογόνου σε κινητήρες υπερηχητικών πτήσεων που θα χρησιμοποιούνται στην πολιτική αεροπορία.
- Τέλος, στο κομμάτι της οικονομοτεχνικής μελέτης του υδρογόνου αναφέρθηκε το πρόβλημα που δημιουργείται κατά την καύση του όπου παράγονται σημαντικές ποσότητες συμπυκνωμάτων υδρατμών. Η βελτιστοποίηση του υψομέτρου κρουαζιέρας και ο σχεδιασμός νέων θαλάμων καύσης, έτσι ώστε να μειωθούν στο ελάχιστο οι περιβαλλοντικές επιπτώσεις του υδρογόνου είναι οι λύσεις στο ζήτημα αυτό και αποτελούν ένα πολύ ενδιαφέρον θέμα με το οποίο θα μπορούσε να ασχοληθεί ένας μελετητής.

8. Κατάλογος Πινάκων

Πίνακας 3.1: Χαρακτηριστικά Διάφορων Τύπων Βιοκαυσίμου (Πηγή: [22])	37
Πίνακας 3.2: Σύγκριση Αποτελεσμάτων (V2527-A5)	56
Πίνακας 3.3: Διαφορές επί τοις % βασικών μεγεθών αεροπορικού κινητήρα για χρήση υδρογόνου από τις αντίστοιχες τιμές που προκύπτουν για Jet-A1	56
Πίνακας 4.1: Βασικά Μεγέθη Airbus A320neo	62
Πίνακας 4.2: Πληροφορίες σχετικά με τη μόνωση και το εξωτερικό κέλυφος των δεξαμενών	63
Πίνακας 4.3: Διαστάσεις δεξαμενών υδρογόνου αεροσκαφών μικρής εμβέλειας (Πηγή: [18])	64
Πίνακας 4.4: Βασικά μεγέθη των δεξαμενών που θα τοποθετηθούν στο πάνω μέρος της ατράκτου	65
Πίνακας 4.5: Βασικά μεγέθη της δεξαμενής που θα τοποθετηθεί στο πίσω μέρος της ατράκτου	66
Πίνακας 4.6: Βασικά Μεγέθη Αεροσκάφους A320neo με Καύσιμο Jet-A1 και Υδρογόνο... ..	67
Πίνακας 4.7: Σύγκριση Αποτελεσμάτων Παρούσης Εργασίας με Βιβλιογραφία [27].....	68
Πίνακας 4.8: Βασικά Γεωμετρικά Χαρακτηριστικά Πτερύγων A320neo	71
Πίνακας 4.9: Γωνία τοποθέτησης των flaps για διάφορες φάσεις αποστολής.....	74
Πίνακας 5.1: Χρονικό διάστημα και μάζα καταναλισκόμενου καυσίμου για Jet-A1 και υδρογόνο που αντιστοιχούν σε κάθε φάση της αποστολής Αθήνα-Βερολίνο (Αεροσκάφος A320neo)	79
Πίνακας 5.2: Παροχή καυσίμου και θερμική ισχύς για Jet-A1 και υδρογόνο που αντιστοιχούν σε κάθε φάση της αποστολής Αθήνα-Βερολίνο (Αεροσκάφος A320neo)	79
Πίνακας 5.3: Διαφορές επί τοις % της μάζας καυσίμου και της θερμικής ισχύος για χρήση του υδρογόνου από τις αντίστοιχες τιμές για χρήση του Jet-A1 ως καύσιμο στις διάφορες φάσεις της αποστολής Αθήνας-Βερολίνου (Αεροσκάφος A320neo).....	80
Πίνακας 6.1: Δεδομένα όσον αφορά τις τιμές καυσίμου Jet-A1 και υδρογόνου (Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο)	82
Πίνακας 6.2: Ποσότητες εκπομπών για καύση Jet-A1 και υδρογόνου (Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο).....	87
Πίνακας 12.1: Δεδομένα Κινητήρα V2527-A5	105
Πίνακας 12.2: Δεδομένα Κινητήρα CFM LEAP-1A26 (Σημείο Σχεδίασης)	106
Πίνακας 12.3: Δεδομένα Κινητήρα PW1127G (Σημείο Σχεδίασης).....	107

9. Κατάλογος Σχημάτων

Σχήμα 3.1: Επί τοις % διαφορές της κατώτερης θερμογόνου ικανότητας και της πυκνότητας κάθε βιοκαυσίμου από τις αντίστοιχες του Jet-A1	37
Σχήμα 3.2: Επί τοις % διαφορές της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου για διάφορες κατηγορίες βιοκαυσίμων από την αντίστοιχη για καύσιμο Jet-A1 (CFM LEAP-1A26 & PW1127G).....	38
Σχήμα 3.3: Επί τοις % διαφορές της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου για διάφορες κατηγορίες βιοκαυσίμων από την αντίστοιχη για καύσιμο Jet-A1 (CFM56-5B4/3 αριστερά & CF6-80C2B1F δεξιά) (Πηγή: [22]).....	38
Σχήμα 3.4: Διαγράμματα ώσης (kN)-αριθμού Mach κινητήρων CFMLEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους) 40	40
Σχήμα 3.5: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (g/kNs)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)	40
Σχήμα 3.6: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (lt/kNs)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)	41
Σχήμα 3.7: Διαγράμματα θερμικής ισχύος καυσίμου (J/kNs)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)	42
Σχήμα 3.8: Διαγράμματα πίεσης εξόδου συμπιεστή (kPa)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)	42
Σχήμα 3.9: Διαγράμματα θερμοκρασίας εξόδου καυσαερίων (K)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)	43
Σχήμα 3.10: Διαγράμματα αναροφώμενης παροχής κινητήρα (kg/s)-αριθμού Mach κινητήρων CFM LEAP 1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες εδάφους)	43
Σχήμα 3.11: Κατανομή ολικής πίεσης (kPa) και θερμοκρασίας (K) κατά μήκος του πυρήνα των κινητήρων CFMLEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet A1 και υδρογόνο στο σημείο σχεδίασης (συνθήκες take-off)	44
Σχήμα 3.12: Διαγράμματα επί τοις % διαφοράς της ώσης για καύσιμο το υδρογόνο από την αντίστοιχη για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης συναρτήσει του αριθμού Mach για διαφορετικά υψόμετρα	45
Σχήμα 3.13: Διαγράμματα επί τοις % διαφοράς του συνολικού λόγου πίεσης του συμπιεστή για καύσιμο το υδρογόνο από την αντίστοιχη για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης συναρτήσει του αριθμού Mach για διαφορετικά υψόμετρα (CFMLEAP-1A26 & PW1127G)	45
Σχήμα 3.14: Διαγράμματα επί τοις % διαφοράς της θερμοκρασίας εξόδου καυσαερίων για καύσιμο το υδρογόνο από την αντίστοιχη για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης συναρτήσει του αριθμού Mach για διαφορετικά υψόμετρα (CFMLEAP-1A26 & PW1127G)	46

Σχήμα 3.15:Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ώσης και της πίεσης εξόδου από το συμπιεστή για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης σε διάφορες φάσεις πτήσης των κινητήρων CFM LEAP-1A26 (μπλε χρώμα) & PW1127G (κόκκινο χρώμα)..... 47

Σχήμα 3.16: Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου σε g/kNs και σε lt/kNs για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 στο σημείο σχεδίασης σε διάφορες φάσεις πτήσης των κινητήρων CFM LEAP-1A26 (μπλε χρώμα) και PW1127G (κόκκινο χρώμα)..... 48

Σχήμα 3.17:Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της θερμικής ισχύος και της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 σε διάφορες συνθήκες πτήσης των κινητήρων CFM LEAP-1A26 (μπλε χρώμα) και PW1127G (κόκκινο χρώμα)..... 48

Σχήμα 3.18:Διαγράμματα ώσης (kN) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο 50

Σχήμα 3.19: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (g/kNs) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)..... 50

Σχήμα 3.20: Διαγράμματα ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (lt/kNs) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)..... 51

Σχήμα 3.21: Διαγράμματα θερμικής ισχύος καυσίμου (J/Ns) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους) 51

Σχήμα 3.22: Διαγράμματα πίεσης εξόδου από το συμπιεστή (kPa) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)..... 52

Σχήμα 3.23: Διαγράμματα θερμοκρασίας εξόδου καυσαερίων (K) συναρτήσει της διαφοράς θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία ISA των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους)..... 52

Σχήμα 3.24: Διαγράμματα ώσης (g/kNs) συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους) ... 53

Σχήμα 3.25: Διαγράμματα αναροφώμενης παροχής από τον κινητήρα (kg/s) συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους) 54

Σχήμα 3.26: Διαγράμματα συνολικού λόγου πίεσης συμπιεστή συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο (συνθήκες εδάφους) 54

Σχήμα 3.27: Διαγράμματα ταχύτητας περιστροφής τυμπάνου υψηλής πίεσης (RPM) συναρτήσει του αριθμού Mach των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο..... 55

Σχήμα 3.28:Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ώσης και της πίεσης εξόδου από το συμπιεστή για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 σε διάφορες φάσεις πτήσης του κινητήρα PW1127G, όπως έχουν προκύψει από τα λογισμικά GasTurb (μπλε χρώμα) και PROOSIS (κόκκινο χρώμα)..... 57

Σχήμα 3.29:Ραβδογράμματα διαφοράς επί τοις % της ειδικής κατανάλωσης καυσίμου (g/kNs) και της θερμοκρασίας εξόδου των καυσαερίων για καύσιμο το υδρογόνο από τις αντίστοιχες τιμές για Jet-A1 σε διάφορες συνθήκες πτήσης του κινητήρα PW1127G, όπως έχουν προκύψει από τα λογισμικά GasTurb (μπλε χρώμα) και PROOSIS (κόκκινο χρώμα) 57

Σχήμα 3.30: Χάρτες fan ρεύματος παράκαμψης κινητήρα PW1127G 58

Σχήμα 3.31:Χάρτες συμπίεστή υψηλής πίεσης κινητήρα PW1127G 58

Σχήμα 3.32:Χάρτες στροβίλου υψηλής πίεσης κινητήρα PW1127G..... 59

Σχήμα 3.33:Χάρτες στροβίλου χαμηλής πίεσης κινητήρα PW1127G..... 59

Σχήμα 4.1: Κατανομή βάρους τυπικού αεροσκάφους μέσης εμβέλειας (Πηγή: [25])..... 62

Σχήμα 4.2: Πολικά διαγράμματα αεροσκάφους A320neo για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο 73

Σχήμα 4.3: Πολικά διαγράμματα A320 για διάφορους αριθμούς Mach (Πηγή: [31]) 73

Σχήμα 4.4: Πολικά διαγράμματα αεροσκάφους A320neo για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνου..... 75

Σχήμα 4.5:Διαγράμματα διορθωμένης παροχής καυσίμου-ώσης κινητήρα PW1127G για καύσιμο Jet-A1 (αριστερά) και υδρογόνο (δεξιά) 75

Σχήμα 5.1:Διάγραμμα υψομέτρου συναρτήσει της οριζόντιας απόστασης 78

Σχήμα 6.1: Μεταβολή συνολικού κόστους καυσίμου συναρτήσει του κόστους εμπορίας του διοξειδίου του άνθρακα διαφόρων τύπων καυσίμου (Αποστολή Αθήνα-Βερολίνο) ... 85

10. Κατάλογος Εικόνων

Εικόνα 2.1: Κινητήρας τροφοδοτούμενος από βιοκαύσιμο (Πηγή: [6])	19
Εικόνα 2.2: Μοντέλο Αεροσκάφους NASA Concept B (Πηγή: [12]).....	24
Εικόνα 2.3: Δομή αεροσκάφους HY4 (Πηγή: [14]).....	25
Εικόνα 2.4: Αεροσκάφος Zero Avia N504EZ (Πηγή: [15])	25
Εικόνα 2.5: Δομές Αεροσκαφών AIRBUS ZEROe (Πηγή: [13]).....	26
Εικόνα 2.6: Δεξαμενή Αποθήκευσης Υδρογόνου (Πηγή: [17])	29
Εικόνα 2.7: Αποσπώμενες Δεξαμενές Υδρογόνου (Πηγή: [8]).....	30
Εικόνα 2.8: Διαφορετικές Θέσεις Δεξαμενών Υδρογόνου στην Άτρακτο (Πηγή: [18])	30
Εικόνα 2.9: Ιδιαίτερες Δομές Αεροσκαφών με Υδρογόνο (Πηγή: [8])	31
Εικόνα 2.10: Εγχυτήρες Καυσίμου Lean Direct Injection (Αριστερά) και Micro-mix (Δεξιά) (Πηγή: [8]).....	32
Εικόνα 2.11: Κυψέλη Καυσίμου (Πηγή: [20]).....	33
Εικόνα 2.12: Σύστημα Πρόωσης με Κυψέλη Υδρογόνου (Πηγή: [11])	34
Εικόνα 4.1: Σκαρίφημα δεξαμενής υδρογόνου	64
Εικόνα 4.2: Πλάγια όψη A320neo με καύσιμο Jet-A1 (πάνω σχήμα) και A320neo με καύσιμο υδρογόνο (κάτω σχήμα)	68
Εικόνα 12.1: Αρχική σελίδα GasTurb 13	99
Εικόνα 12.2: Καθορισμός σημείου σχεδίασης κινητήρα.....	100
Εικόνα 12.3: Καθορισμός μεγέθους που διατηρείται σταθερό κατά τη διαδικασία της παραμετρικής μελέτης εκτός σημείου σχεδίασης.....	101
Εικόνα 12.4: Επιλογή δεδομένων για την παραμετρική μελέτη εκτός σημείου σχεδίασης των κινητήρων.....	102
Εικόνα 12.5: Επιλογή μεγεθών των οποίων επιθυμείται να σχεδιαστεί η γραφική παράσταση.....	102
Εικόνα 12.6: Διάγραμμα ώσης-αριθμού Mach για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο.....	103
Εικόνα 12.7: Προσδιορισμός δεδομένων εισαγωγής στο Flight Envelope	103
Εικόνα 12.8: Δεδομένα Mission	104
Εικόνα 12.9:Αποτελέσματα σημείου σχεδίασης κινητήρα CFM LEAP-1A26 για καύσιμο Jet-A1.....	108
Εικόνα 12.10:Αποτελέσματα σημείου σχεδίασης κινητήρα CFM LEAP-1A26 για καύσιμο υδρογόνο.....	108

11. Κατάλογος Αναφορών

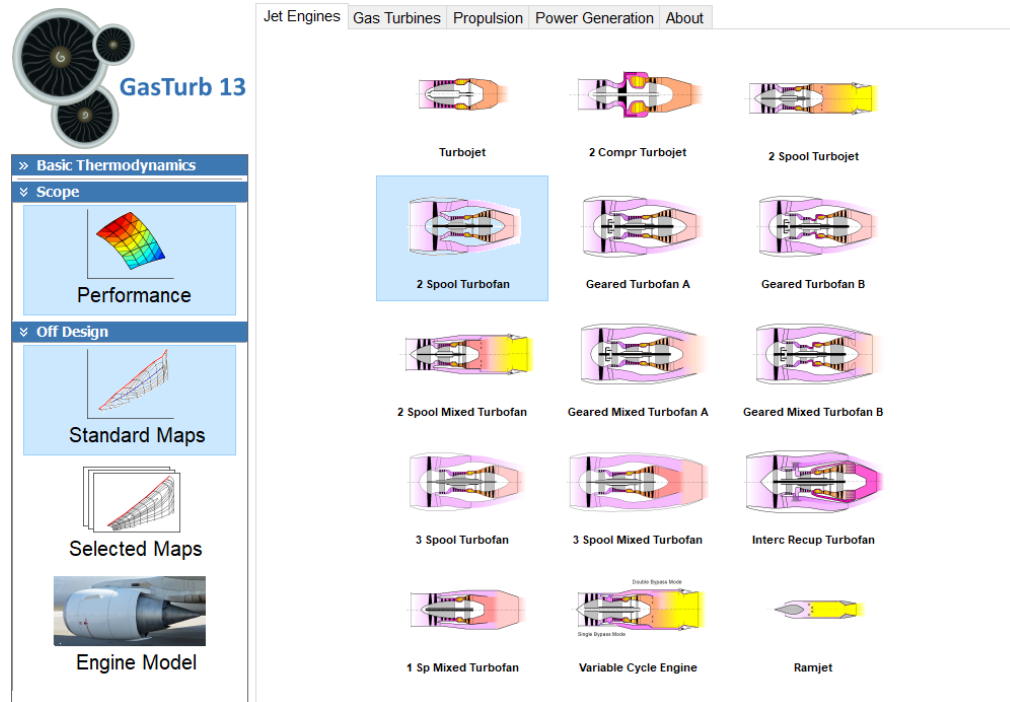
- [1] Van Dyk, S., et al., "Biofuels for aviation: technology brief," ISBN: 978-92-95111-02-8, Abu Dhabi, 2017.
- [2] Thushara Kandaramath Hari, Zahira Yaakob, Narayanan N. Binitha, "Aviation biofuel from renewable resources: Routes, opportunities and challenges," in *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, pp. 1234-1244, 2015, doi:10.1016/j.rser.2014.10.095.
- [3] Dagget, D., et al., "Alternate Fuels for Use in Commercial Aircraft. NASA/TM," in *18th ISABE Conference*, NASA/TM—2008-214833, 2008.
- [4] Judit Sandquist, Berta Matas Guell, «Overview of Biofuels for Aviation,» *Chemical Engineering Transactions*, 2012, doi:10.3303/CET1229192.
- [5] Marina Kousoulidou, Laura Lonza, "Biofuels in aviation: Fuel demand and CO2 emissions evolution in Europe toward 2030," in *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, pp.166-181, 2016, doi:10.1016/j.trd.2016.03.018.
- [6] SUNBIRD, «AVIATION BIOFUEL REDUCE EMISSIONS,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.sunbirdbioenergy.com/2020/04/18/aviation-biofuel-reduce-emissions/>.
- [7] Nurul Musafirah Mazlan, Mark Savil, Timos Kipouros, "Effects of biofuels properties on aircraft engine performance," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, vol. 87, no. 5, pp. 437-442, doi:10.1108/AEAT-09-2013-0166.
- [8] Bhupendra Khanderal, et al., «Hydrogen powered aircraft: The future of air transport,» σε *Progress in Aerospace Sciences*, pp. 45-49, 2013, doi:10.1016/j.paerosci.2012.12.002.
- [9] D. Cecere, E. Giacomazzi, A. Ingenito, «A review on hydrogen industrial aerospace applications,» σε *International journal of hydrogen energy*, pp. 10731-10747, 2014, doi:10.1016/j.ijhydene.2014.04.126.
- [10] Bruce S., et al., «Opportunities for hydrogen in aviation,» 2020.
- [11] R. Berger, «Hydrogen A future fuel for aviation,» *Focus*, 2020.
- [12] NASA, «Blended Wing Body-A potential new aircraft design,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/FS-2003-11-81-LaRC.html>.
- [13] AIRBUS, «ZEROe: Towards the world's first zero-emission commercial aircraft,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe.html>.
- [14] WIKIPEDIA, «DLR HY4,» [Ηλεκτρονικό]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/DLR_HY4.
- [15] N. ATLAS, «ZeroAvia completes UK's first commercial scale electric aircraft flight,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://newatlas.com/aircraft/zeroavia-uk-first-commercial-scale->

- hydrogen-electric-aircraft-flight/.
- [16] FUEL CELLS AND HYDROGEN JOINT UNDERTAKING, «Hydrogen Powered Aviation: A fact-based study of hydrogen technologies, economics and climate impact by 2050,» 2020, doi:10.2843/471510.
- [17] S.-H. Report, «NASA Research on Hydrogen for High-Altitude Aircraft,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://history.nasa.gov/SP-4404/ch6-3.htm>.
- [18] D. Verstraete, P. Hendrick, P. Pilidis, K. Ramsden, «Hydrogen fuel tanks for subsonic transport aircraft,» σε *International journal of hydrogen energy*, pp. 11085-11098, 2010, doi:10.1016/j.ijhydene.2010.06.060.
- [19] AIRBUS, «Hydrogen fuel cells, explained: Cross-industry collaboration is set to unlock the technology's potential for aviation,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.airbus.com/newsroom/news/en/2020/10/hydrogen-fuel-cell-cross-industry-collaboration-potential-for-aviation.html>.
- [20] G. L. M. Vonhoff, «Conceptual Design of Hydrogen Fuel Cell Aircraft: Flying on hydrogen for a more sustainable future,» 2021.
- [21] Fredrik Haglind, Riti Singh, «Design of Aero Gas Turbines Using Hydrogen,» 2006, doi:10.1115/1.2179468.
- [22] Laboratory of Thermal Turbomachines NTUA, «Effects of Alternative Fuels on Engine Performance,» ECATS: Network of Experience.
- [23] AIRBUS, «A320neo,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a320-family/a320neo.html>.
- [24] Airlines Inform your guide to airlines all over the world, «Airbus A320neo,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.airlines-inform.com/commercial-aircraft/airbus-a320neo.html>.
- [25] Jorg Fuchte, Bjorn Nagel & Volker Gollnick, «Weight and Fuel saving Potential Through Changed Cabin and Fuselage Design,» σε *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Germany, 2013, doi:10.2514/6.2013-4305.
- [26] Anthony J. Colozza, «Hydrogen Storage for Aircraft Applications Overview,» National Aeronautics and Space Administration, NASA CR-2002-21 1867, 2002.
- [27] Thesis Report, «MEDIUM HAUL TRANSPORT».
- [28] D. Verstraete, «The potential of liquid hydrogen for long range aircraft propulsion,» 2009, URL:<http://hdl.handle.net/1826/4089>.
- [29] S.A.S. Airbus, «Aircraft characteristics airport and maintenance planning,» 2005.
- [30] Muhammad Amir Mirza Bin Mohd Zakuan, Abdul Aabid, Sher Afghan Khan, «Modelling and Structural Analysis of Three-Dimensional Wing,» 2019, doi:10.35940/ijeat.A2983.109119.

- [31] Junzi Sun, Jacco Hoekstra and Joost Ellerbroek, «OpenAP: An Open-Source Aircraft Performance Model for Air Transportation Studies and Simulations,» 2020, doi:10.3390/aerospace7080104.
- [32] K. Seeckt, D. Scholz, «JET VERSUS PROP, HYDROGEN VERSUS KEROSENE FOR A REGIONAL FREIGHTER AIRCRAFT,» Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, DocumentID: 121195, 2009.
- [33] EASA, «The EU Emissions Trading System,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.easa.europa.eu/eaer/topics/market-based-measures/the-eu-emissions-trading-system>.
- [34] Clean Cities U.S. DEPARTMENT OF ENERGY, «Alternative Fuel Price Report,» January 2020. [Ηλεκτρονικό]. Available: https://afdc.energy.gov/files/u/publication/alternative_fuel_price_report_jan_2020.pdf.
- [35] The Essential Chemical Industry-online, «Biofuels,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://www.essentialchemicalindustry.org/materials-and-applications/biofuels.html>.
- [36] Stefan Boeters, Paul Veenendaal, Nico van Leeuwen & Hugo Rojas-Romagoza, «The potential for biofuels alongside the EU-ETS,» Helsinki, June 2008.
- [37] Gasturb 13, Design and Of-design Performance of Gas Turbines, Germany: Gasturb GmbH.
- [38] WIKIPEDIA, «Airbus A320neo family,» [Ηλεκτρονικό]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320neo_family.
- [39] Ε. Θ. Σ. ΕΜΠ, «PROOSIS,» Αθήνα.
- [40] EUROCONTROL, «Aircraft Performance Database,» [Ηλεκτρονικό]. Available: <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=A320>.
- [41] Ηλέκτρα Τσικριά, «Μοντελοποίηση Κινητήρων Αεροσκαφών A320neo,» Αθήνα, Φεβρουάριος 2020.

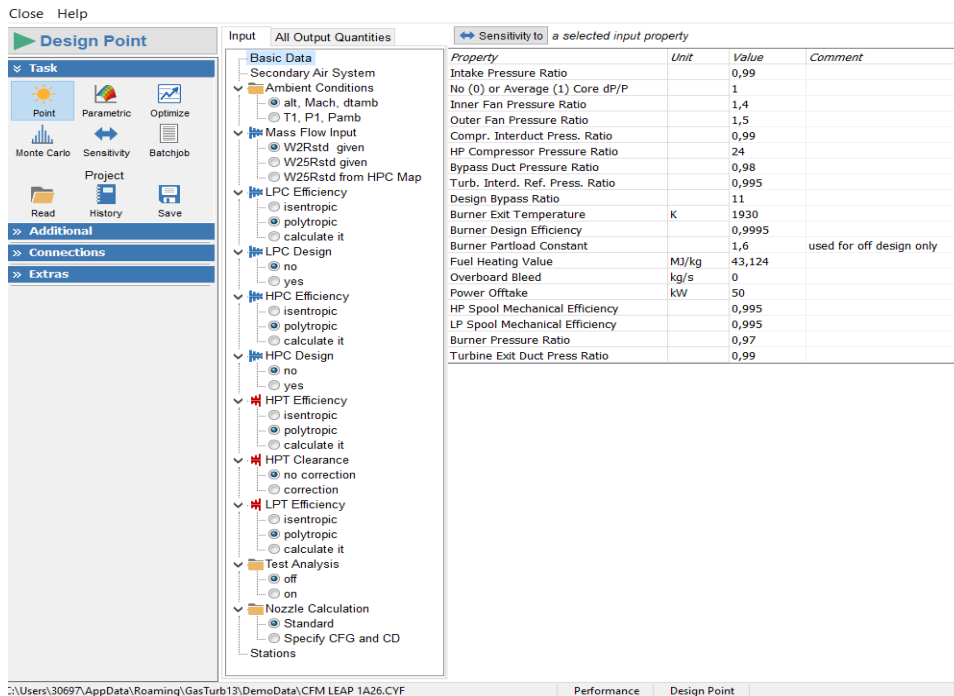
12. Παράρτημα I: GasTurb 13

Σύμφωνα με τις οδηγίες του εγχειριδίου του εμπορικού λογισμικού GasTurb [37], στο σημείο αυτό περιγράφονται τα βήματα που ακολουθήθηκαν για τη μοντελοποίηση των κινητήρων CFM LEAP-1A26 και PW1127G. Στην Εικόνα 12.1 φαίνεται η αρχική σελίδα του GasTurb 13 που εμφανίζεται στην οθόνη του υπολογιστή, όταν ανοίξει το πρόγραμμα. Για τον κινητήρα CFM LEAP-1A26 επιλέγεται το εικονίδιο 2 Spool Turbofan, μιας και αποτελεί έναν κινητήρα turbofan διπλού τυμπάνου χωρίς ανάμειξη, ενώ για τον PW1127G επιλέγεται το εικονίδιο Geared Turbofan A.



Εικόνα 12.1: Αρχική σελίδα GasTurb 13

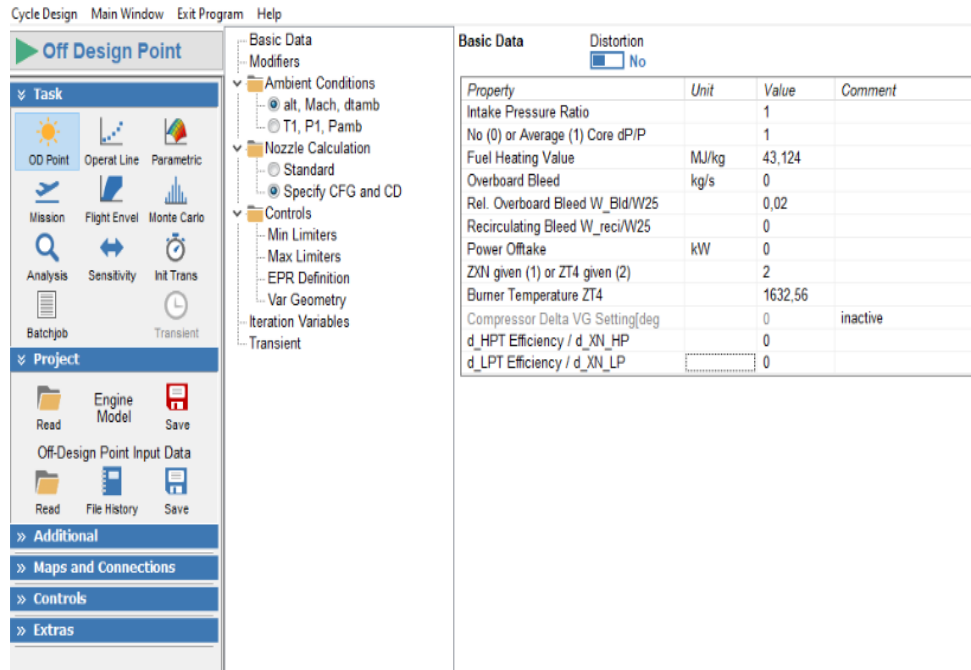
Επιλέγοντας το αντίστοιχο εικονίδιο για τον κινητήρα που επιθυμείται να γίνει η μελέτη του, εμφανίζεται στην οθόνη ένα παράθυρο, στο οποίο ο ερευνητής καλείται να συμπληρώσει ορισμένα μεγέθη για το σημείο σχεδίασης του κινητήρα, όπως φαίνεται στην Εικόνα 12.2. Στο τέλος του Παραρτήματος I παρατίθενται οι πίνακες με όλα τα μεγέθη που εισήχθησαν για τον προσδιορισμό του σημείου σχεδίασης των κινητήρων που μελετήθηκαν.



Εικόνα 12.2: Καθορισμός σημείου σχεδίασης κινητήρα

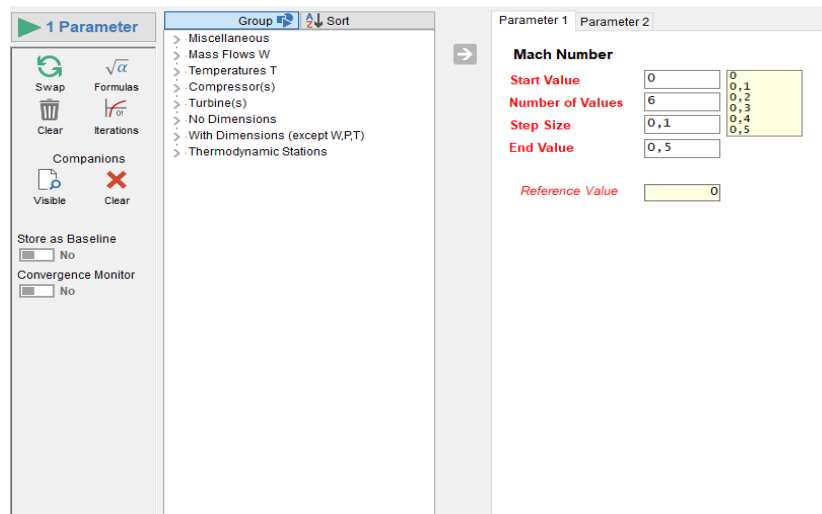
Για την επιλογή του καυσίμου στο σημείο σχεδίασης, πηγαίνοντας αρχικά στο Connections και έπειτα επιλέγοντας την εντολή Fuels υπάρχουν διάφοροι βασικοί τύποι καυσίμου, όπως το JP-4 και το υδρογόνο. Για τον προσδιορισμό άλλου τύπου καυσίμου, πατώντας την επιλογή Generic και στη συνέχεια συμπληρώνοντας στα μεγέθη του κινητήρα για το σημείο σχεδίασης την αντίστοιχη κατώτερη θερμογόνο ικανότητα του συγκεκριμένου καυσίμου σε MJ/ kg, επιτυγχάνεται η αλλαγή του καυσίμου. Έχοντας συμπληρώσει όλα τα μεγέθη που ζητώνται, τρέχουμε πλέον το σημείο σχεδίασης, όπου εμφανίζονται τα βασικά μεγέθη του κύκλου ενός αεροπορικού κινητήρα.

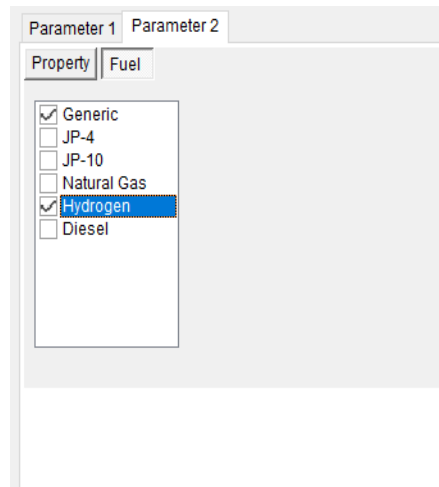
Ολοκληρώνοντας τη διαδικασία προσδιορισμού του σημείου σχεδίασης των κινητήρων, ακολουθεί η παραμετρική ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης σε συνθήκες εδάφους. Πηγαίνοντας στην αρχική σελίδα, πατάμε πάνω στο Off-Design στην επιλογή Standard Maps, όπως φαίνεται στην Εικόνα 12.1. Έπειτα, επιλέγουμε το εικονίδιο Parametric και στη συνέχεια εισάγουμε το μέγεθος ή τα μεγέθη για τα οποία επιθυμείται να γίνει η παραμετρική ανάλυση. Στις παραμετρικές μελέτες εκτός σημείου σχεδίασης σε συνθήκες εδάφους διατηρήθηκε σταθερή η θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης Tt_4 . Η συγκεκριμένη επιλογή φαίνεται στην Εικόνα 12.3, πατώντας αρχικά τον αριθμό 2 στη γραμμή ZCN given (1) or ZT4 given (2), και έπειτα εμφανίζεται στην κάτω γραμμή αυτομάτως η συγκεκριμένη θερμοκρασία, όπως έχει δοθεί στα δεδομένα του προγράμματος.



Εικόνα 12.3: Καθορισμός μεγέθους που διατηρείται σταθερό κατά τη διαδικασία της παραμετρικής μελέτης εκτός σημείου σχεδίασης

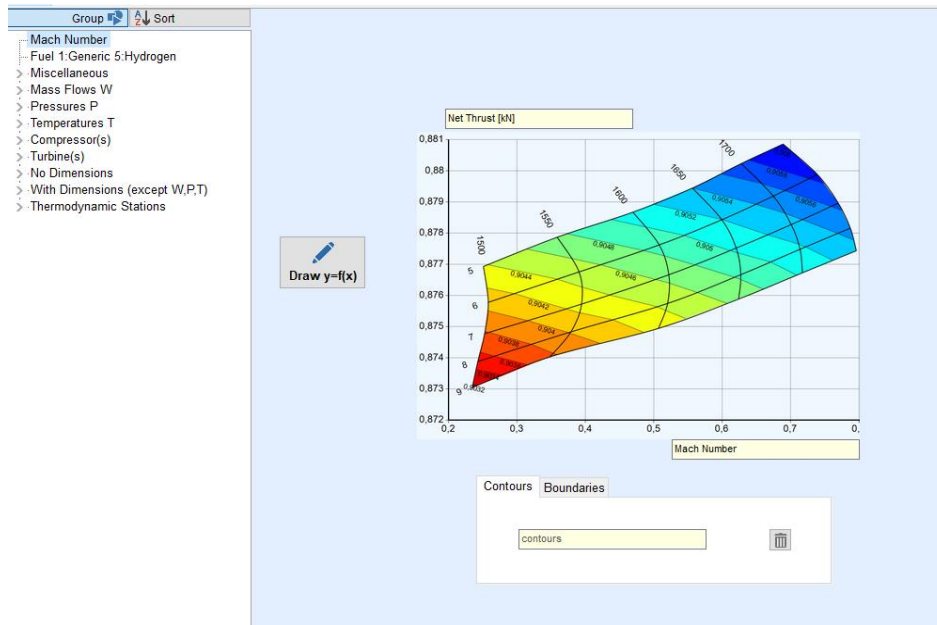
Όταν έγινε χρήση του υδρογόνου ως καύσιμο στο σημείο σχεδίασης, η παραμετρική μελέτη για διάφορους αριθμούς Mach έγινε δύο φορές, μία φορά για κάθε καύσιμο στο σημείο σχεδίασης και εισήχθησαν τα δεδομένα για τον αριθμό Mach στα κενά πεδία του Parameter 1. Για την αλλαγή του καυσίμου σε ανάλυση εκτός σημείου σχεδίασης, διαδικασία που ακολουθήθηκε στο δεύτερο στάδιο της διερεύνησης της επίδρασης του υδρογόνου στη λειτουργία ενός αεροπορικού κινητήρα, ακολουθήθηκαν τα βήματα που φαίνονται στην Εικόνα 12.4. Στα βήματα που περιγράφονται στην εικόνα αυτή, έχει επιλεγεί ως πρώτη παράμετρος ο αριθμός Mach. Για αλλαγή της πρώτης παραμέτρου και εισαγωγή της θερμοκρασίας περιβάλλοντος, επιλέχθηκε από το Temperatures T το μέγεθος DT from ISA.





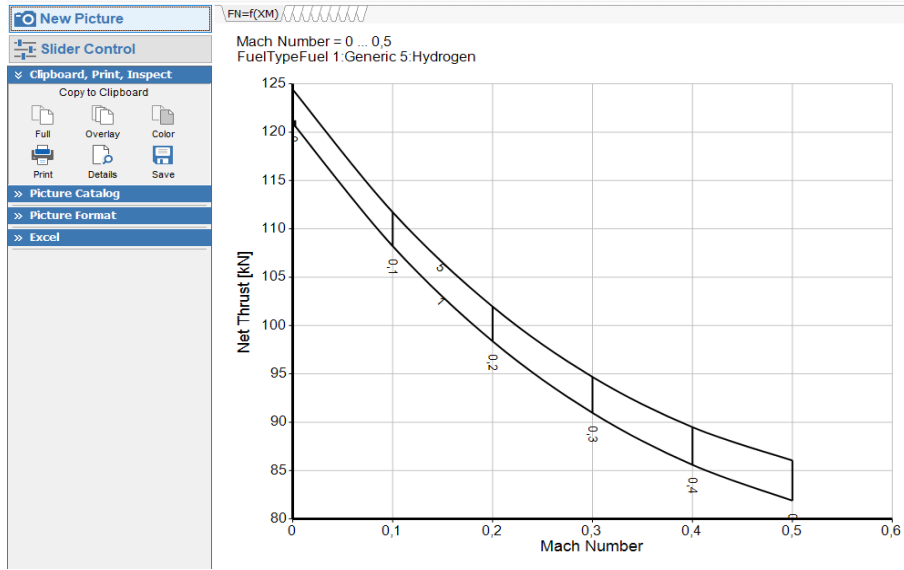
Εικόνα 12.4: Επιλογή δεδομένων για την παραμετρική μελέτη εκτός σημείου σχεδίασης των κινητήρων

Έχοντας επιλέξει, πλέον, ποια μεγέθη θα μεταβάλλονται, στο επόμενο παράθυρο εμφανίζεται ένα διάγραμμα στο οποίο επιλέγεται με drag and drop από τη στήλη μεγεθών που εμφανίζεται στο αριστερό μέρος της οθόνης, όπως φαίνεται στην Εικόνα 12.5, το αντίστοιχο μέγεθος για τον άξονα x και αντίστοιχα για τον y, των οποίων η γραφική παράσταση επιθυμείται να σχεδιαστεί.



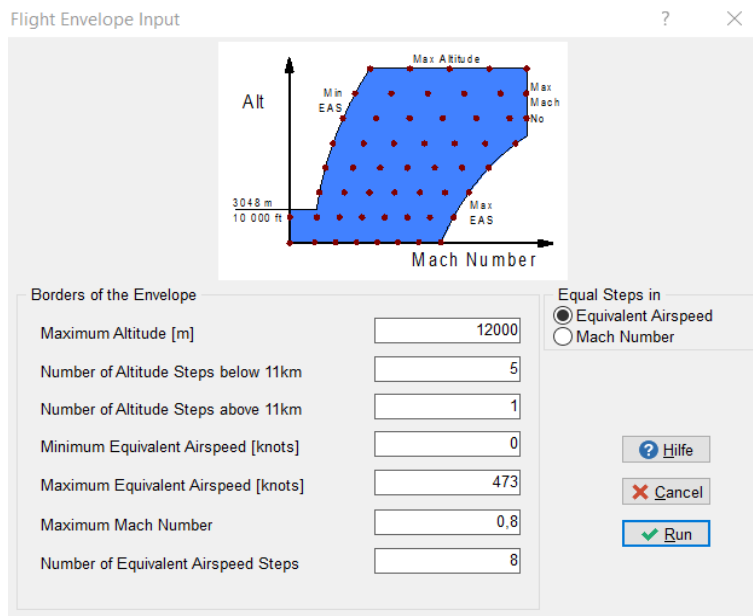
Εικόνα 12.5: Επιλογή μεγεθών των οποίων επιθυμείται να σχεδιαστεί η γραφική παράσταση

Στην Εικόνα 12.6 απεικονίζεται ενδεικτικά το διάγραμμα ώσης-αριθμού Mach, όπως προκύπτει από το πρόγραμμα GasTurb, για συνθήκες εδάφους και καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο. Στην εργασία τα διαγράμματα έγιναν με τη χρήση του Excel, κάνοντας εξαγωγή των δεδομένων στο λογισμικό περιβάλλον Excel.



Εικόνα 12.6: Διάγραμμα ώσης-αριθμού Mach για καύσιμο Jet-A1 και υδρογόνο

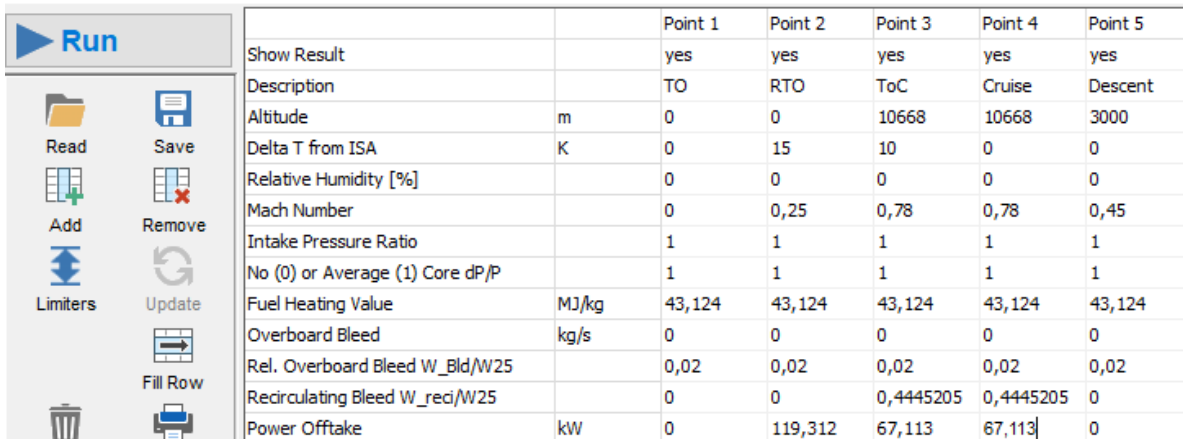
Στο σημείο αυτό, παρουσιάζονται τα στάδια για τον υπολογισμό του φακέλου πτήσης των δύο κινητήρων. Επιστρέφοντας στην αρχική σελίδα, όπως παρουσιάστηκε στην Εικόνα 12.1, πατώντας Close των παραθύρων, επιλέγεται εκ νέου η Off-Design ανάλυση με Standard Maps. Έπειτα επιλέγεται το εικονίδιο με τίτλο Flight Envelope. Απαραίτητη προϋπόθεση για την εξαγωγή του φακέλου πτήσης, είναι ο προσδιορισμός των βημάτων για τα διάφορα υψόμετρα και τους αριθμούς Mach, του μέγιστου υψομέτρου πτήσης και της μέγιστης ταχύτητας πτήσης σε knots. Τα δύο τελευταία μεγέθη αντλήθηκαν από τις πληροφορίες του αεροσκάφους A320neo, το οποίο χρησιμοποιεί τους εν λόγω κινητήρες για την πρόωσή του [38]. Στην Εικόνα 12.7 παρουσιάζονται τα δεδομένα εισαγωγής του Flight Envelope, που αναφέρθηκαν παραπάνω.



Εικόνα 12.7: Προσδιορισμός δεδομένων εισαγωγής στο Flight Envelope

Τα αποτελέσματα προκύπτουν με τον ίδιο τρόπο που περιεγράφηκε και στην παραμετρική ανάλυση, οπότε κρίθηκε περιττό να αναφερθούν ξανά τα ίδια βήματα. Η διαδικασία υπολογισμού του φακέλου πτήσης γίνεται δύο φορές για κάθε κινητήρα, μία για καύσιμο το Jet-A1 και μία για καύσιμο το υδρογόνο. Η αλλαγή του τύπου καυσίμου στο σημείο σχεδίασης γίνεται με τον τρόπο που περιεγράφηκε παραπάνω.

Παραμένοντας στο Off-Design, για την ανάλυση αποστολής επιλέγεται το εικονίδιο Mission. Σύμφωνα με τις διαφάνειες του μαθήματος Λειτουργικά Αεροπορικών Κινητήρων που διδάχθηκαν στα πλαίσια της εργασίας μοντελοποίησης αεροπορικού κινητήρα στο λογισμικό περιβάλλον Proosis [39], αλλά και τις πληροφορίες που αντλήθηκαν από τη βιβλιογραφική αναφορά [40], επιλέχθηκαν τα δεδομένα που εισήχθησαν στο πρόγραμμα για το Take-Off, το Rolling Take-Off, το Top of Climb, το Cruise και το Descent. Τα στοιχεία αυτά αναγράφονται στην Εικόνα 12.8, όπως πληκτρολογήθηκαν στα κατάλληλα κελιά του προγράμματος. Επίσης, εκτός από τον αριθμό Mach, το υψόμετρο, τη διαφορά θερμοκρασίας από την πρότυπη θερμοκρασία κατά ISA, το overboard bleed και το power offtake, για καύσιμο κινητήρα Jet-A1 εισάγεται σε κάθε θέση και η ώση που παράγει ο κινητήρας, όπως έχει αντληθεί από την πηγή [41], ενεργοποιώντας το Max Limiter για Net Thrust κάθε σημείου. Όταν το Mission τρέχει για χρήση υδρογόνου ως καύσιμο, επιλέγονται τα ίδια δεδομένα εκτός της ώσης, καθώς είναι ένα μέγεθος του οποίου μελετάμε την επίδραση που επιφέρει η αλλαγή καυσίμου. Για αυτό επιλέγεται σε κάθε θέση η αντίστοιχη θερμοκρασία εξόδου από το θάλαμο καύσης όπως αυτή προέκυψε από τα αποτελέσματα για καύσιμο Jet-A1.



		Point 1	Point 2	Point 3	Point 4	Point 5
Show Result		yes	yes	yes	yes	yes
Description		TO	RTO	ToC	Cruise	Descent
Altitude	m	0	0	10668	10668	3000
Delta T from ISA	K	0	15	10	0	0
Relative Humidity [%]		0	0	0	0	0
Mach Number		0	0,25	0,78	0,78	0,45
Intake Pressure Ratio		1	1	1	1	1
No (0) or Average (1) Core dP/P		1	1	1	1	1
Fuel Heating Value	MJ/kg	43,124	43,124	43,124	43,124	43,124
Overboard Bleed	kg/s	0	0	0	0	0
Rel. Overboard Bleed W_Bld/W25		0,02	0,02	0,02	0,02	0,02
Recirculating Bleed W_recj/W25		0	0	0,4445205	0,4445205	0
Power Offtake	kW	0	119,312	67,113	67,113	0

Εικόνα 12.8: Δεδομένα Mission

Πατώντας το Run, προκύπτουν όλα τα μεγέθη του κινητήρα για κάθε φάση της αποστολής του αεροσκάφους. Να τονιστεί ότι η διαδικασία επαναλαμβάνεται πάλι δύο φορές για κάθε κινητήρα, μία φορά για καύσιμο το Jet-A1 και μία για υδρογόνο, μεταβάλλοντας το καύσιμο από το design point.

Στους παρακάτω πίνακες αναγράφονται όλα τα δεδομένα που εισήχθησαν στο πρόγραμμα για τους κινητήρες V2527-A5, CFM LEAP-1A26 και PW1127G, με την ονομασία που χρησιμοποιεί το GasTurb 13.

Πίνακας 12.1: Δεδομένα Κινητήρα V2527-A5

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Τιμή
Altitude	km	0
Delta T from ISA	K	10
Relative Humidity [%]	-	0
Mach Number	-	0
Intake Pressure Ratio	-	0,98
Inner Fan Pressure Ratio	-	1,5
Outer Fan Pressure Ratio	-	1,7
Compr. Interduct Press. Ratio	-	0,99
HP Compressor Pressure Ratio	-	19
Bypass Duct Pressure Ratio	-	0,98
Turbine Interd. Ref. Press. Ratio	-	0,99
Design Bypass Ratio	-	4,8
Burner Exit Temperature	K	1.555
Burner Design Efficiency	-	0,99
HP Spool Mechanical Efficiency	-	0,995
LP Spool Mechanical Efficiency	-	0,995
Burner Pressure Ratio	-	0,97
Turbine Exit Duct Press. Ratio	-	0,99
Inlet Corr. Flow W2Rstd	kg/s	383,3
Polytr. Inner LPC Efficiency	-	0,88
Polytr. Outer LPC Efficiency	-	0,925
Nominal LP Spool Speed	RPM	5.650
Polytr. HPC Efficiency	-	0,9
Nominal HP Spool Efficiency	RPM	14.950
Polytr. HPT Efficiency	-	0,89
Polytr. LPT Efficiency	-	0,92

Πίνακας 12.2: Δεδομένα Κινητήρα CFM LEAP-1A26 (Σημείο Σχεδίασης)

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Τιμή
Altitude	km	0
Delta T from ISA	K	0
Relative Humidity [%]	-	0
Mach Number	-	0
Intake Pressure Ratio	-	1
Inner Fan Pressure Ratio	-	1,29
Outer Fan Pressure Ratio	-	1,36
Compr. Interduct Press. Ratio	-	0,99
HP Compressor Pressure Ratio	-	26
Bypass Duct Pressure Ratio	-	0,98
Turbine Interd. Ref. Press. Ratio	-	0,99
Design Bypass Ratio	-	11,1
Burner Exit Temperature	K	1632
Burner Design Efficiency	-	0,9995
HP Spool Mechanical Efficiency	-	0,995
LP Spool Mechanical Efficiency	-	0,995
Burner Pressure Ratio	-	0,97
Turbine Exit Duct Press. Ratio	-	0,99
Inlet Corr. Flow W2Rstd	kg/s	528
Polytr. Inner LPC Efficiency	-	0,88
Polytr. Outer LPC Efficiency	-	0,925
Nominal LP Spool Speed	RPM	3.577
Polytr. HPC Efficiency	-	0,9
Nominal HP Spool Efficiency	RPM	16.735,1
Polytr. HPT Efficiency	-	0,89
Polytr. LPT Efficiency	-	0,92

Πίνακας 12.3: Δεδομένα Κινητήρα PW1127G (Σημείο Σχεδίασης)

Μέγεθος	Μονάδα Μέτρησης	Τιμή
Altitude	km	0
Delta T from ISA	K	0
Relative Humidity [%]	-	0
Mach Number	-	0
Intake Pressure Ratio	-	0,99
Inner Fan Pressure Ratio	-	1,24
Outer Fan Pressure Ratio	-	1,29
Core Inlet Duct Press. Ratio	-	0,99
Compr. Interduct Press. Ratio	-	0,99
IP Compressor Pressure Ratio	-	2,07
HP Compressor Pressure Ratio	-	12,09
Bypass Duct Pressure Ratio	-	0,98
Turbine Interd. Ref. Press. Ratio	-	0,99
Design Bypass Ratio	-	12,28
Burner Exit Temperature	K	1.603
Burner Design Efficiency	-	0,9995
HP Spool Mechanical Efficiency	-	0,995
LP Spool Mechanical Efficiency	-	0,995
Burner Pressure Ratio	-	0,96
Turbine Exit Duct Press. Ratio	-	0,99
Inlet Corr. Flow W2Rstd	kg/s	584
Polytr. Inner LPC Efficiency	-	0,88
Polytr. Outer LPC Efficiency	-	0,92
Polytr. IPC Efficiency	-	0,88
Nominal LP Spool Speed	RPM	2.950
Polytr. HPC Efficiency	-	0,91
Nominal HP Spool Efficiency	RPM	20.649
Polytr. HPT Efficiency	-	0,9
Polytr. LPT Efficiency	-	0,88
Gear Ratio	-	3

