

ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΜΑΚΕΔΟΝΙΑΣ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Ακαδημαϊκό έτος: 2023-2024

ΑΡΧΙΚΗ ΔΙΑΣΤΑΣΙΟΛΟΓΗΣΗ
ΥΒΡΙΔΙΚΟΥ ΗΛΕΚΤΡΙΚΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ
ΓΕΝΙΚΗΣ ΧΡΗΣΗΣ

ΜΠΕΛΛΟΣ ΔΗΜΗΤΡΙΟΣ

Επιβλέπων Καθηγητής: Βαφειάδης Κυριάκος

Μάρτιος 2024

ΚΟΖΑΝΗ

ΑΡΧΙΚΗ ΔΙΑΣΤΑΣΙΟΛΟΓΗΣΗ ΥΒΡΙΔΙΚΟΥ ΗΛΕΚΤΡΙΚΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ ΓΕΝΙΚΗΣ ΧΡΗΣΗΣ

Συγγραφή: Μπέλλος Δημήτριος

ΑΕΜ: 1722

Επιβλέπων Καθηγητής: Βαφειάδης Κυριάκος

Κοζάνη, Μάρτιος 2024

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία εξετάζει τον σχεδιασμό των υβριδικών-ηλεκτρικών αεροσκαφών που αποτελούν τεχνολογία αιχμής της σύγχρονης αεροναυπηγικής. Προκαταρκτικό στάδιο της κατασκευής αποτελεί η μέθοδος διαστασιολόγησης. Αφού γίνει μία αναφορά των περιβαλλοντικών λόγων που κάνουν χρήσιμη τη μελέτη των υβριδικών-ηλεκτρικών αεροσκαφών παρουσιάζεται η μεθοδολογία.

Η μεθοδολογία δεν ακολουθεί την κλασική μέθοδο διαστασιολόγησης αεροσκαφών. Με την ένταξη της υβριδικής τεχνολογίας στο πλαίσιο της μελέτης το πεδίο της σχεδίασης του αεροσκάφους γίνεται ευρύτερο, καθώς διαφορετικοί βαθμοί υβριδισμού έχουν ως αποτέλεσμα ένα διαφορετικό σύστημα πρόωσης κάθε φορά. Στόχος της μεθοδολογίας είναι, με τη χρήση μίας αλγοριθμικής διαδικασίας, για κάθε βαθμό υβριδισμού να διαστασιολογούνται το σύστημα πρόωσης, η επιφάνεια πτέρυγας και μέγιστη μάζα απογείωσης ανάλογα με τις προδιαγραφές που εισάγει ο σχεδιαστής ως παραμέτρους. Το σύνολο των αποτελεσμάτων κάθε βαθμού υβριδισμού χρησιμοποιείται για τη δημιουργία ενός διαγράμματος που δίνει τη δυνατότητα για καλύτερη κατανόηση του εύρους σχεδίασης και περαιτέρω βελτιστοποίησης.

Η εφαρμογή της μεθοδολογίας γίνεται με προδιαγραφές ενός υφιστάμενου ελαφρού αεροσκάφους γενικής χρήσης για τρία διαφορετικά προφίλ πτήσης διαφορετικής εμβέλειας και διαφορετικού ωφέλιμου φορτίου το καθένα. Στο 5^ο Κεφάλαιο τα αποτελέσματα της διαστασιολόγησης του αεροσκάφους παρουσιάζονται και σχολιάζονται, ενώ στο 6^ο Κεφάλαιο εξάγονται συνολικά συμπεράσματα για το αν το αεροσκάφος με υβριδικό σύστημα πρόωσης έχει περιβαλλοντικά οφέλη.

Λέξεις κλειδιά: διαστασιολόγηση αεροσκάφους, βαθμός υβριδισμού, διάγραμμα αντιστοίχισης, αλγοριθμική διαδικασία, μέγιστη μάζα απογείωσης, υβριδικό αεροσκάφος, βιώσιμη πτήση

ABSTRACT

This thesis examines the design of hybrid-electric aircrafts, which are a cutting edge part of modern aeronautics. The preliminary stage of construction is the sizing method. After analyzing the environmental reasons that highlight the usefulness of the study of hybrid-electric aircrafts, the methodology itself is presented.

The methodology does not follow the classic aircraft sizing process. By incorporating hybrid technology into the study, the aircraft design space becomes wider, as different degrees of hybridization result in a different propulsion system each time. The aim of the methodology is, by using an algorithmic process, for each degree of hybridization to calculate the dimensions of the propulsion system, wing surface and maximum take-off mass according to the specifications entered by the designer as parameters. The set of results of each degree of hybridization is used to create a diagram that enables a better understanding of the design space and further optimization.

The application of the methodology is done by specifying an existing light utility aircraft for three different mission profiles of different range and different payload each. In the 5th Chapter the results of the aircraft sizing are presented and commented, while in the 6th Chapter overall conclusions are drawn on whether this aircraft with a hybrid propulsion system has environmental benefits.

Key words: aircraft sizing, degree of hybridization, matching diagram, algorithmic process, maximum take-off mass, hybrid aircraft, sustainable flight

ΔΗΛΩΣΗ ΠΕΡΙ ΜΗ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ ΔΙΚΑΙΩΜΑΤΩΝ ΠΝΕΥΜΑΤΙΚΗΣ ΙΔΙΟΚΤΗΣΙΑΣ

Δηλώνω ρητά ότι η παρούσα Διπλωματική Εργασία με τίτλο:

“Αρχική διαστασιολόγηση υβριδικού-ηλεκτρικού αεροσκάφους γενικής χρήσης”

καθώς και τα ηλεκτρονικά αρχεία και πηγαίοι κώδικες που αναπτύχθηκαν ή τροποποιήθηκαν στο πλαίσιο αυτής της εργασίας και αναφέρονται ρητώς μέσα στο κείμενο που συνοδεύουν και η οποία έχει εκπονηθεί στο Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών του Πανεπιστημίου Δυτικής Μακεδονίας, υπό την επίβλεψη του κ. Βαφειάδη Κυριάκου, αποτελεί αποκλειστικά προϊόν προσωπικής εργασίας και δεν προσβάλλει κάθε μορφής πνευματικά δικαιώματα τρίτων και δεν είναι προϊόν μερικής ή ολικής αντιγραφής, οι πηγές δε που χρησιμοποιήθηκαν περιορίζονται στις βιβλιογραφικές αναφορές και μόνον. Τα σημεία όπου έχω χρησιμοποιήσει ιδέες, κείμενο, αρχεία ή / και πηγές άλλων συγγραφέων, αναφέρονται ευδιάκριτα στο κείμενο με την κατάλληλη παραπομπή και η σχετική αναφορά περιλαμβάνεται στο τμήμα των βιβλιογραφικών αναφορών με πλήρη περιγραφή.

Απαγορεύεται η αντιγραφή, αποθήκευση και διανομή της παρούσας εργασίας, εξ ολοκλήρου ή τμήματος αυτής, για εμπορικό σκοπό. Επιτρέπεται η ανατύπωση, αποθήκευση και διανομή για σκοπό μη κερδοσκοπικό, εκπαιδευτικής ή ερευνητικής φύσης, υπό την προϋπόθεση να αναφέρεται η πηγή προέλευσης. Ερωτήματα που αφορούν τη χρήση της εργασίας για κερδοσκοπικό σκοπό πρέπει να απευθύνονται προς τον συγγραφέα. Οι απόψεις και τα συμπεράσματα που περιέχονται σε αυτό το έγγραφο εκφράζουν τον συγγραφέα και μόνο.

Copyright (C) Μπέλλος Δημήτριος & Βαφειάδης Κυριάκος, Μάρτιος 2024, Κοζάνη

Μπέλλος Δημήτριος

Πανεπιστήμιο Δυτικής Μακεδονίας

Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών

Περιεχόμενα

1	Εισαγωγή.....	9
2	Διαδικασία αρχικής διαστασιολόγησης.....	11
2.1	Αρχική διαστασιολόγηση.....	11
2.2	Κλασική μέθοδος διαστασιολόγησης.....	12
2.3	Διαστασιολόγηση Υβριδικών-Ηλεκτρικών Αεροσκαφών.....	13
3	Νέα Μέθοδος Διαστασιολόγησης.....	15
3.1	Διάγραμμα Αντιστοίχισης.....	16
3.1.1	Εξισώσεις σταθερών.....	17
3.1.2	Μετατροπή της ώσης σε ισχύ.....	20
3.2	Προσθήκη της υβριδικής-ηλεκτρικής τεχνολογίας.....	21
3.2.1	Βαθμός υβριδισμού της Ισχύος.....	21
3.2.2	Βαθμός υβριδισμού της Ενέργειας.....	22
3.2.3	Νέα χρήση του Διαγράμματος Αντιστοίχισης για υβριδικά-ηλεκτρικά αεροσκάφη.....	22
3.3	Υπολογισμός μέγιστης μάζας απογείωσης.....	24
3.3.1	Υπολογισμός του συστήματος πρόωσης και διαστασιολόγηση των φτερών.....	25
3.3.2	Υπολογισμός μάζας της πηγής ενέργειας.....	26
3.3.3	Υπολογισμός μάζας συστήματος πρόωσης.....	29
3.3.4	Υπολογισμός μάζας κενού αεροσκάφους.....	30
3.4	Ανάλυση του χώρου σχεδιασμού.....	30
4	Εφαρμογή.....	34
4.1	Αεροσκάφος αναφοράς.....	34
4.1.1	Βιβλιογραφικά στοιχεία αεροσκάφους αναφοράς.....	35
4.1.2	Υπολογιστικά στοιχεία αεροσκάφους αναφοράς.....	36
4.2	Διάγραμμα αντιστοίχισης.....	39
4.3	Υπολογισμός μέγιστης μάζας απογείωσης.....	39
4.3.1	Σύστημα μετάδοσης κίνησης και βαθμοί απόδοσης.....	40

4.3.2	Προφίλ Πτήσεων	43
5	Αποτελέσματα.....	45
5.1	Πτήση I	46
5.2	Πτήση II	49
5.3	Πτήση III	52
6	Συμπεράσματα.....	55
7	Βιβλιογραφία	57

ΕΠΕΞΗΓΗΣΗ ΣΥΜΒΟΛΩΝ

Σύμβολο	Περιγραφή	Μονάδα μέτρησης (SI)
AR	Διάταμα	
BSFC	Ειδική κατανάλωση καυσίμου ανά μονάδα ισχύος πέδης	g/W/h
$C_{D,min}$	Ελάχιστος συντελεστής οπισθέλκουσας	
$C_{D,TO}$	Συντελεστής οπισθέλκουσας απογείωσης	
C_L	Συντελεστής άνωσης	
$C_{L,max}$	Μέγιστος συντελεστής άνωσης	
$C_{L,TO}$	Συντελεστής άνωσης απογείωσης	
ddr	Κατάσταση ελάχιστης φόρτισης	
E^*_{bat}	Ειδική ενέργεια μπαταρίας	Wh/kg
g	Επιτάχυνση της βαρύτητας	m/s ²
H_E	Βαθμός υβριδισμού της ενέργειας	
H_P	Βαθμός υβριδισμού της ισχύος	
k	Σταθερά επαγόμενης οπισθέλκουσας λόγω άνωσης	
L/D	Λόγος άνωσης οπισθέλκουσας	
M	Αριθμός Mach	
m_{empty}	Μάζα κενού αεροσκάφους	kg
m_{fuel}	Μάζα καυσίμου	kg
$m_{payload}$	Μάζα φορτίου	kg
$m_{propulsion\ system}$	Μάζα συστήματος πρόωσης	kg
MTOM	Μέγιστη μάζα απογείωσης	kg
η_{bat}	Βαθμός απόδοσης μπαταρίας	
η_{BT}	Βαθμός απόδοσης από την μπαταρία μέχρι την έλικα	
η_{EM}	Βαθμός απόδοσης ηλεκτρικού κινητήρα	
η_{GB}	Βαθμός απόδοσης κιβωτίου ταχυτήτων	
η_{ICE}	Βαθμός απόδοσης θερμικού κινητήρα	
η_{pr}	Βαθμός απόδοσης έλικας	
η_{stT}	Βαθμός απόδοσης από τον άξονα μέχρι την έλικα	
P^*_{EM}	Ειδική ισχύς ηλεκτρικού κινητήρα	W/kg
P^*_{GEN}	Ειδική ισχύς γεννήτριας	W/kg
P^*_{ICE}	Ειδική ισχύς θερμικού κινητήρα	W/kg
P/W	Λόγος ισχύος βάρους	W/kg
P_{EM}	Ισχύς ηλεκτρικού κινητήρα	W
P_{ICE}	Ισχύς θερμικού κινητήρα	W
q	Δυναμική πίεση	N/m ²
Re	Αριθμός Reynolds	

S	Επιφάνεια πτέρυγας	m ²
S _G	Διαδρομή απογείωσης	
T	Ώση	N
v	Ταχύτητα αέρα	m/s
V _{LOF}	Ταχύτητα αποκόλλησης	m/s
V _{stall}	Ταχύτητα απώλειας στήριξης	m/s
v _v	Κατακόρυφη ταχύτητα	m/s
W	Βάρος	N
W/S	Φόρτος πτέρυγας	N/m ²
α	Γωνία πρόσπτωσης	Μοίρες
Γ	Δίεδρη γωνία	Μοίρες
E	Ενέργεια μεταφοράς	J
μ	Συντελεστής τριβής	
ρ	Πυκνότητα	kg/m ³

1 Εισαγωγή

Η μελέτη και η ανάπτυξη συστημάτων ηλεκτρικής πρόωσης για αεροναυτικές εφαρμογές έχει γίνει ολοένα και πιο σημαντική τα τελευταία χρόνια, καθώς αυτός ο τύπος πρόωσης εκλαμβάνεται ευρέως ως μία από τις πιο βιώσιμες τεχνολογικές καινοτομίες που μπορούν να αντιμετωπίσουν το αποτύπωμα του φαινομένου του θερμοκηπίου στον τομέα των αερομεταφορών [1]. Στην πραγματικότητα, τα προβλήματα της κλιματικής αλλαγής γίνονται όλο και πιο ορατά και οι προβλέψεις για τις επόμενες δεκαετίες είναι πιο ανησυχητικές αν δεν ληφθεί δράση ώστε να μειωθούν οι ρύποι που συμβάλλουν σε αυτήν [2]. Γι' αυτό στον τομέα των αερομεταφορών είναι στοιχειώδους σημασίας η μελέτη και ανάπτυξη τεχνολογιών που μπορούν να ελαχιστοποιήσουν τα αέρια του θερμοκηπίου [3]. Οι πρόσφατες εισηγήσεις που δημοσιεύονται από τις ρυθμιστικές αρχές χαράζουν πορεία προς αυτή την κατεύθυνση, θέτοντας πολύ αυστηρούς στόχους για το μέλλον των αερομεταφορών, τόσο μεσοπρόθεσμα όσο και μακροπρόθεσμα. Σε αυτό το πλαίσιο, το Σχέδιο Στόχου για το Κλίμα του 2030 (*2030 Climate Target Plan*) της Ευρωπαϊκής Επιτροπής θέτει ένα όριο 55% μείωσης των εκπομπών αερίων του θερμοκηπίου έως το 2030, με στόχο την επίτευξη κλιματικής ουδετερότητας έως το 2050, ενώ προβλέπονται επίσης αυστηροί στόχοι για ρύπους χωρίς CO₂, όπως NO_x και CO [4]. Επίσης, κατευθυντήριες γραμμές τίθενται μέσω του Συμβουλίου Αεροπορικής Έρευνας (*Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe – ACARE*) και του Flightpath 2050 όπως για 75% μείωση των εκπομπών CO₂ ανά χιλιόμετρο επιβάτη, με σκοπό να επιτευχθεί ο στόχος της Ομάδας Δράσης Αερομεταφορών (*Air Transport Action Group – ATAG*), 90% μείωση εκπομπών NO_x και 65% μείωση στα επίπεδα ηχορύπανσης [5]. Προγράμματα της σειράς Environmentally Responsible Aviation N+ που χρηματοδοτούνται από την Εθνική Υπηρεσία Αεροναυτικής και Διαστήματος (*National Aeronautics and Space Administration – NASA*) χαράσσουν τις κατευθυντήριες γραμμές και τους στόχους απόδοσης για τη βιομηχανία της πολιτικής αεροπορίας των Ηνωμένων Πολιτειών της Αμερικής [6].

Σε αυτό το κλίμα πολλοί ερευνητικοί οργανισμοί και εταιρείες κάνουν τα πρώτα βήματα στην έρευνα και ανάπτυξη της βιώσιμης πτήσης. Το πρωτότυπο *X-57 Maxwell* της NASA είναι το πρώτο πειραματικό αεροσκάφος της NASA, πλήρως ηλεκτρικό με 14 ηλεκτρικούς κινητήρες και έλικες κατά μήκος των πτερύγων του [7]. Το *X-66 Boeing* θα είναι το αποτέλεσμα της NASA σε συνεργασία με την Boeing ενός μεγάλου επιβατικού αεροσκάφους σε ένα πρόγραμμα διάρκειας 7 ετών που θα δαπανηθούν συνολικά 1,15 δισεκατομμύρια δολάρια [8]. Το υβριδικό *X-66* με τα περίεργα υπερβολικά λεπτά φτερά του θα κληθεί να φορτωθεί με καθαρά ηλεκτρικούς προωθητήρες. Το *Lilium* είναι η πρώτη ευρωπαϊκή προσπάθεια για ηλεκτρικό αεροσκάφος κατακόρυφης απογείωσης και προσγείωσης (*VTOL – Vertical Take-off and Landing*) που θα χρησιμοποιείται ως air taxi. Η *Zeroavia* φτιάχνει υβριδικά συστήματα που βασίζονται στην χρήση πράσινου υδρογόνου σε κυψέλες καυσίμου, για μικρά αεροσκάφη. Το υδρογόνο θα παράγεται με την χρήση φωτοβολταϊκών κοντά στους αερολιμένες και θα μεταφέρεται άμεσα στα αεροσκάφη [9].



Σχήμα 1: Maxwell X-57 [10]

Η ηλεκτρική πρόωση έχει το σημαντικό πλεονέκτημα ότι δεν παράγει αέρια θερμοκηπίου κατά τη λειτουργία της, γεγονός που την καθιστά τεχνολογία πρωταρχικού ενδιαφέροντος για αεροναυτικές εφαρμογές. Παρόλα αυτά, εξακολουθούν να υπάρχουν πολλοί τεχνολογικοί περιορισμοί οι οποίοι σχετίζονται με την παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας και τα ενσωματωμένα συστήματα αποθήκευσης ηλεκτρικής ενέργειας, που καθιστούν την εξ ολοκλήρου εφαρμογή της στα αεροσκάφη ένα πολύ περίπλοκο έργο βραχυπρόθεσμα. Μία τεχνολογία που αντιπροσωπεύει μια βιώσιμη λύση στο εγγύς μέλλον είναι η υβριδική-ηλεκτρική πρόωση (*hybrid-electric propulsion*), η οποία συνδυάζει συστήματα παραγωγής θερμικής και ηλεκτρικής ενέργειας ή/και αποθήκευσης ενέργειας. Ωστόσο, δεν έχουν ακόμη αναπτυχθεί διαδικασίες σχεδιασμού και βέλτιστες πρακτικές για υβριδικά-ηλεκτρικά αεροσκάφη.

Στόχος της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι να εφαρμοστεί μία μέθοδος αρχικής διαστασιολόγησης για την μελέτη ενός υβριδικού-ηλεκτρικού αεροσκάφους γενικής χρήσης, με σκοπό να συμβάλει στην ανάπτυξη της βιώσιμης πτήσης. Η εργασία εστιάζει στην διαδικασία σχεδιασμού της διαστασιολόγησης των υβριδικών συστημάτων και στα εργαλεία ανάγνωσης των αποτελεσμάτων που θα συμβάλουν στον έλεγχο δυνατοτήτων ενός αεροσκάφους, ανάλογα με τις προδιαγραφές που έχουν τεθεί.

2 Διαδικασία αρχικής διαστασιολόγησης

Μία από τις κεντρικές προκλήσεις για τους σχεδιαστές αεροσκαφών είναι η *αρχική διαστασιολόγηση (initial sizing)* των υβριδικών-ηλεκτρικών αεροσκαφών. Οι κλασικοί αλγόριθμοι διαστασιολόγησης μπορούν να προσφέρουν βασικές διαστάσεις, όπως *επιφάνεια πτέρυγας* και *μέγιστη μάζα απογείωσης αεροσκάφους (MTOM-Maximum Take-off Mass)* με βάση τις συμβατικές διατάξεις πρόωσης, όπως οι *εμβολοφόρες μηχανές εσωτερικής καύσης* και οι *αεριοστρόβιλοι*. Προσφάτως, αυτοί οι αλγόριθμοι έχουν τροποποιηθεί για να είναι εφαρμόσιμοι σε αεροσκάφη με πλήρως ηλεκτρικά συστήματα πρόωσης [11]. Ωστόσο, αυτές οι μεθοδολογίες είναι μόνο εφαρμόσιμες σε αεροσκάφη με μονή πηγή ενέργειας και για αυτό όχι χρήσιμες σε σχεδιασμούς με υβριδικά συστήματα πρόωσης.

Ο βασικός κορμός της μεθοδολογίας που χρησιμοποιήθηκε σε αυτή την διπλωματική διατυπώθηκε στο Πανεπιστήμιο Εφαρμοσμένων Επιστημών του Άαχεν (*FH Aachen*) και περιέχει έναν καινούργιο αλγόριθμο αρχικής διαστασιολόγησης ηλεκτρικών υβριδικών συστημάτων, των *παράλληλα υβριδικών (parallel-hybrid)* και *σε σειρά υβριδικών (serial-hybrid)*. Η μεθοδολογία της διαστασιολόγησης τεκμηριώνεται στην Αναφ. [12].

2.1 Αρχική διαστασιολόγηση

Οι βασικές απαιτήσεις στον σχεδιασμό ενός αεροπλάνου: Πόσο μακριά; Πόσο γρήγορα; Με τι φορτίο;

Με την αρχική διαστασιολόγηση θα γίνει προσπάθεια να απαντηθούν τρεις ερωτήσεις:

1. Πόσο βαρύ θα είναι το αεροπλάνο δεδομένων των απαιτήσεων του.
2. Πόση ισχύ θα έχουν οι μηχανές του αεροσκάφους.
3. Πόσο εμβαδόν πτερύγων χρειάζεται το αεροσκάφος.

Μία τέταρτη, αλλά και εξίσου σημαντική ερώτηση είναι: «Πόσο θα κοστίζει;» Ωστόσο, το κόστος είναι δύσκολο να εκτιμηθεί. Για αυτό οι σχεδιαστές χρησιμοποιούν κυρίως το βάρος ως αντιπροσωπευτική τιμή για το κόστος. Μηχανικοί της Boeing κατέληξαν ότι για δεδομένες τιμές *TLAR (top-level aircraft requirements)*, το ελαφρύτερο αεροσκάφος αποδίδει καλύτερα σε ένα εύρος διαφόρων συνθηκών λειτουργίας [13]. Για αυτό, σε αυτήν την διπλωματική εργασία, *το βάρος του αεροσκάφους και η μέγιστη μάζα απογείωσης πιο συγκεκριμένα αποτελούν την πιο σημαντική μεταβλητή στη διαστασιολόγηση του.*

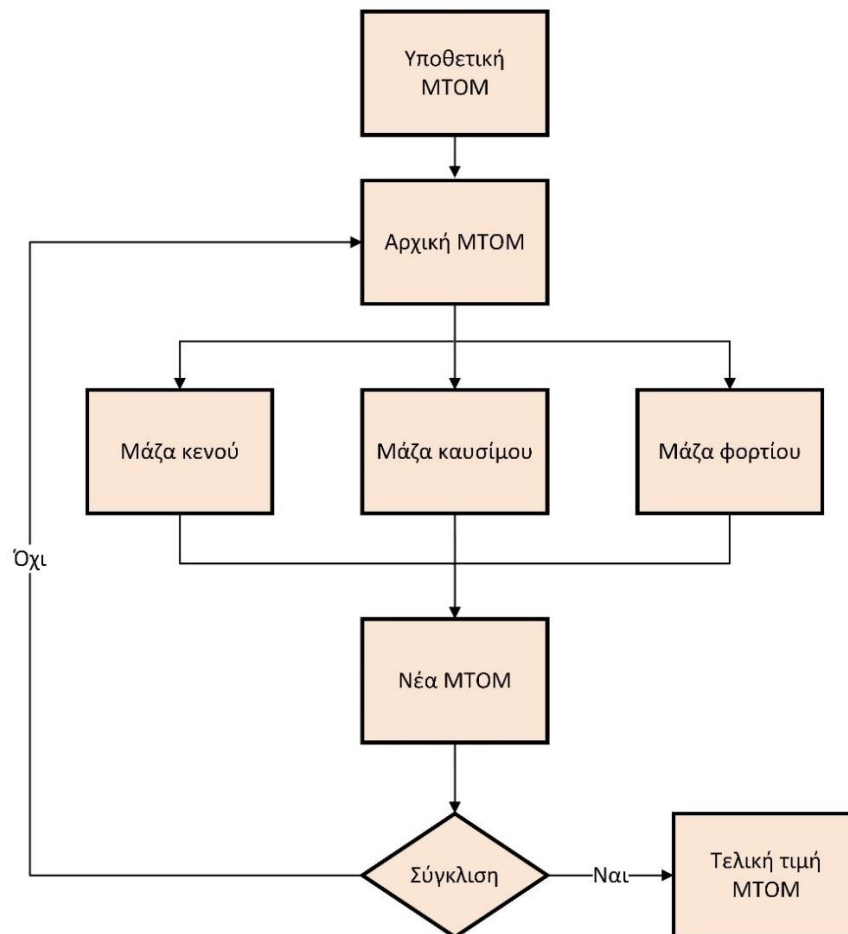
2.2 Κλασική μέθοδος διαστασιολόγησης

Η κλασική μέθοδος διαστασιολόγησης προϋποθέτει ότι το MTOM χωρίζεται σε *μάζα κενού* (αεροσκάφους), *μάζα καυσίμου* και *μάζα φορτίου*.

$$MTOM = m_{empty} + m_{fuel} + m_{payload}$$

Εξ. 2-1

Η *μάζα φορτίου* είναι γνωστό μέγεθος, καθώς συγκαταλέγεται στις προδιαγραφές του αεροσκάφους. Παρόλα αυτά η *μάζα κενού* (συμπεριλαμβανομένων του σκελετού, του κελύφους, των μηχανών, του συστήματος προσγείωσης, του απαιτούμενου εξοπλισμού, του συστήματος πλοήγησης και άλλων συστημάτων), όπως και η *μάζα του καυσίμου* πρέπει να υπολογιστούν αρχικά με την θεώρηση μιας MTOM και έπειτα να ξεκινήσει μια επαναληπτική διαδικασία (*iteration process*). Η διαδικασία παρουσιάζεται στο Σχήμα 2.



Σχήμα 2: Διάγραμμα ροής κλασικής μεθόδου διαστασιολόγησης

Η κενή μάζα επιλέγεται με βάση στατιστικά δεδομένα. Το ίδιο και η κατανάλωση καυσίμου, αν και συχνά χρησιμοποιούνται οι εξισώσεις του *Breguet*.

Όταν η διαδικασία υπολογισμού της αρχικής μάζας έρθει σε σύγκλιση με την τελική μάζα τότε προκύπτει το τελικό αποτέλεσμα της διαστασιολόγησης της MTOM.

2.3 Διαστασιολόγηση Υβριδικών-Ηλεκτρικών Αεροσκαφών

Η κλασική προσέγγιση για τον υπολογισμό της μάζας καυσίμου δεν είναι εφαρμόσιμη σε αεροσκάφη με μη συμβατικά συστήματα πρόωσης. Αυτό οφείλεται στην πιθανή χρήση συστημάτων πρόωσης βασισμένων σε μη αναλώσιμες πηγές ενέργειας, όπως οι μπαταρίες που δεν οδηγούν σε απώλεια της μάζας τους κατά τη διάρκεια μιας πτήσης. Για ορισμένους τύπους μπαταριών (π.χ. Lithium Air) είναι ακόμα πιθανόν η μάζα τους να αυξάνεται καθώς αποφορτίζονται.

Πριν αναπτυχθεί η βασική μεθοδολογία, μία σύνοψη των βασικών εκδοχών συστημάτων πρόωσης παρουσιάζεται παρακάτω [12].

Τα τέσσερα βασικά συστήματα πρόωσης:

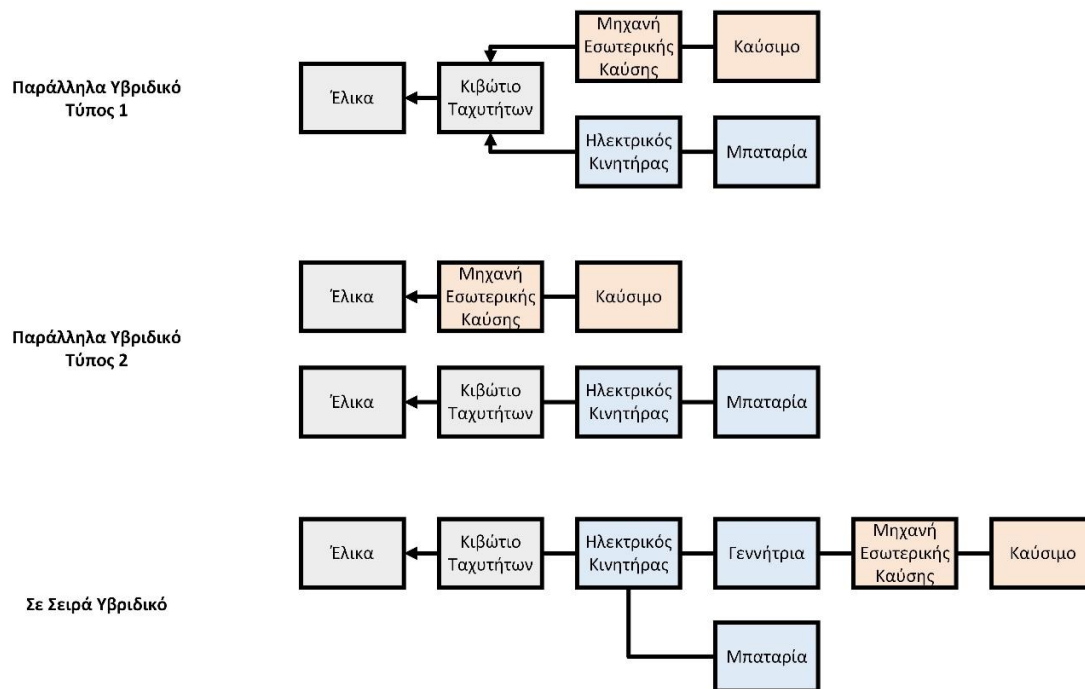
1. Το συμβατικό σύστημα μετάδοσης κίνησης. Μια εμβολοφόρος μηχανή εσωτερικής καύσης ή ένας αεριοστρόβιλος κινεί μια έλικα (*propeller*), κάποιες φορές με ένα κιβώτιο ταχυτήτων (*gearbox*) ανάμεσά τους, ο ρόλος του οποίου είναι αυτός του μειωτή στροφών.
2. Πλήρως ηλεκτρικό σύστημα μετάδοσης κίνησης. Ένας ηλεκτρικός κινητήρας (*electric motor*), με παροχή ενέργειας από μπαταρίες (*batteries*), κινεί μία έλικα. Είναι το αντίστοιχο του συμβατικού συστήματος μετάδοσης κίνησης.

Ανάμεσα στο συμβατικό σύστημα μετάδοσης και το πλήρως ηλεκτρικό υπάρχουν τα μερικώς ηλεκτρικά, υβριδικά συστήματα πρόωσης.

3. Παράλληλα υβριδικό

4. Σε σειρά υβριδικό

Στο Σχήμα 3 παρουσιάζονται το παράλληλο υβριδικό και το σε σειρά υβριδικό σύστημα πρόωσης. Για την παράλληλα υβριδική διάταξη ένας ηλεκτρικός κινητήρας και μία μηχανή εσωτερικής καύσης συνδέονται στον άξονα (*shaft*) μιας έλικας συχνά μέσω ενός κιβωτίου ταχυτήτων (Τύπος 1). Μία άλλη εκδοχή είναι ο ηλεκτρικός κινητήρας να κινεί μία έλικα και ο θερμικός κινητήρας να κινεί μία άλλη έλικα (Τύπος 2).



Σχήμα 3: Υβριδικά ηλεκτρικά συστήματα μετάδοσης κίνησης

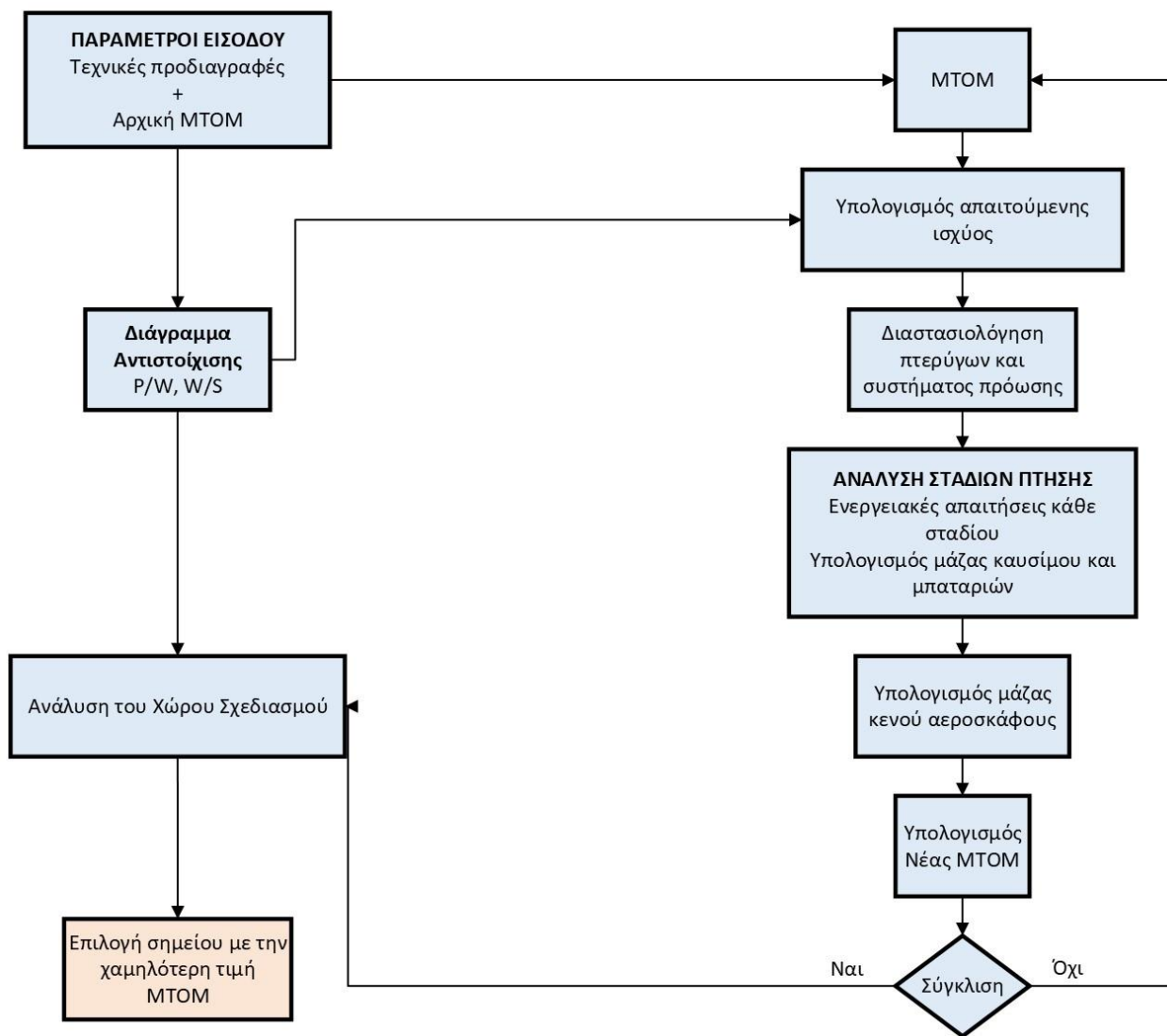
Για την σε σειρά υβριδική διάταξη η έλικα κινείται αποκλειστικά από έναν ηλεκτρικό κινητήρα. Η απαιτούμενη ισχύς παρέχεται στον ηλεκτρικό κινητήρα είτε από μπαταρίες είτε από το καύσιμο που καταναλώνει μία μηχανή εσωτερικής καύσης, η οποία είναι συνδεδεμένη με μία γεννήτρια.

Και στις δύο διατάξεις είναι δυνατή η χρήση πολλαπλών ελίκων, όπως στα συστήματα διανεμημένης πρόωσης (*distributed propulsion system*).

3 Νέα Μέθοδος Διαστασιολόγησης

Στόχος της μεθόδου διαστασιολόγησης είναι η εύρεση του ιδανικού σημείου σχεδιασμού (*design point*) του αεροσκάφους και συγκεκριμένα του ιδανικού βαθμού υβριδισμού. Η μέθοδος χωρίζεται σε δύο μέρη: στο διάγραμμα αντιστοίχισης (*matching diagram*) και στον υπολογισμό μάζας (*weight estimation*).

Και στα δύο μέρη είναι απαραίτητη η είσοδος παραμέτρων (*input parameters*) που αντιπροσωπεύουν τις απαιτήσεις-προδιαγραφές του σχεδιαστή για το αεροσκάφος. Αυτές οι απαιτήσεις συγκεκριμενοποιούν την διαδικασία πτήσης, τα αεροδυναμικά στοιχεία και το σύστημα πρόωσης (πλήθος μηχανών, συμβατικό – σε σειρά – παράλληλο – πλήρως ηλεκτρικό) και τους αντίστοιχους βαθμούς απόδοσής τους.



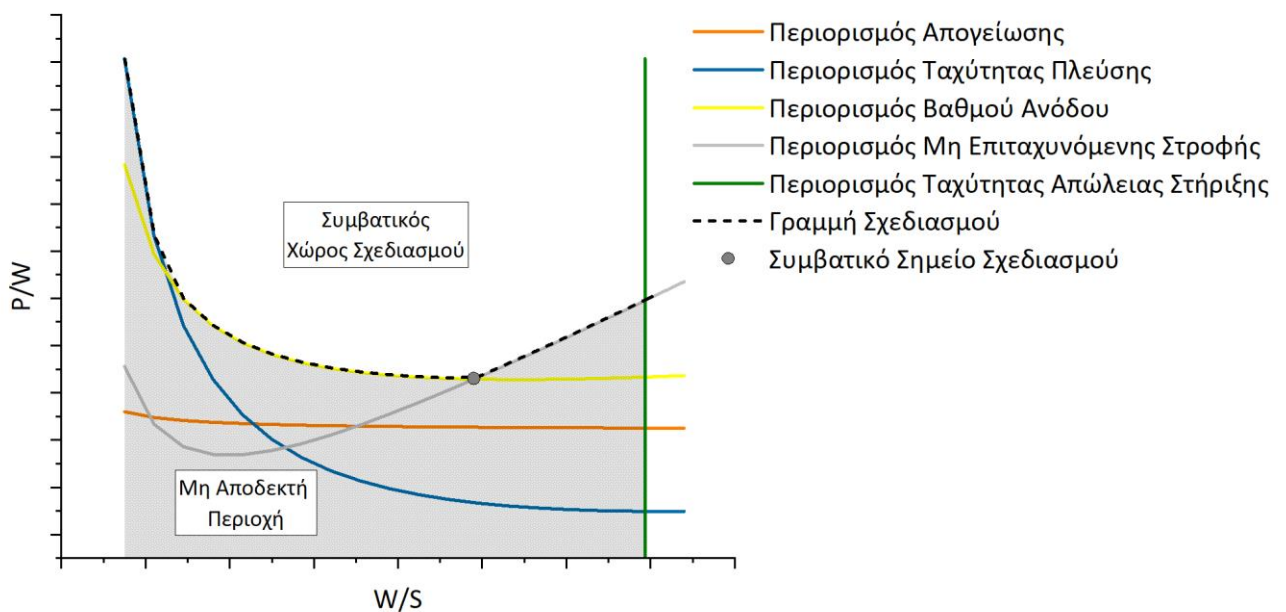
Σχήμα 4: Διάγραμμα ροής νέας μεθόδου διαστασιολόγησης

3.1 Διάγραμμα Αντιστοίχισης

Το διάγραμμα αντιστοίχισης δημιουργείται πρώτα, για να αναλυθεί ο χώρος σχεδιασμού σχετικά με τον λόγο ισχύος-βάρους (P/W – Power-to-Weight ratio) και τον φόρτο πτέρυγας (W/S - Wing Loading). Εκεί, περιορισμοί όπως ο απαιτούμενος βαθμός ανόδου (Rate of Climb), η απαιτούμενη απόσταση απογείωσης (Take-off Distance), η απαιτούμενη ταχύτητα πλεύσης (Cruise Speed), η απαιτούμενη σταθερή ταχύτητα για πραγματοποίηση περιστροφών κατά της διαδικασίας αναμονής (Loiter) και η απαιτούμενη ταχύτητα απώλειας στήριξης (Stall Speed) λαμβάνονται υπόψιν για να καθοριστεί η απαιτούμενη τιμή του P/W για μία συγκεκριμένη τιμή του W/S . Και άλλοι περιορισμοί, όπως ο βαθμός στροφής (Turn Rate) και η επιχειρησιακή οροφή (Service Ceiling) μπορούν να συμπεριληφθούν ως απαιτούμενα από τον σχεδιαστή. Σε αυτήν την διπλωματική εργασία, μόνο οι πέντε αυτοί βασικοί περιορισμοί θα χρησιμοποιηθούν.

Οι καμπύλες των περιορισμών διαχωρίζουν το διάγραμμα στον συμβατικό χώρο σχεδιασμού (conventional design space) και στη μη αποδεκτή περιοχή (unacceptable region). Στη μη αποδεκτή περιοχή ο λόγος P/W είναι χαμηλότερος από αυτό που απαιτούν οι περιορισμοί. Στο συμβατικό χώρο σχεδιασμού εμπεριέχονται όλοι οι συνδυασμοί του λόγου P/W με τον W/S που επιτρέπουν στο αεροσκάφος να καλύψει τις απαιτήσεις σχετικά με τους περιορισμούς που έχουν τεθεί.

Οι κλασικές μέθοδοι θα χρησιμοποιούσαν αυτό το διάγραμμα για να επιλεγεί η χαμηλότερη τιμή του P/W σε συνδυασμό με την υψηλότερη τιμή του W/S , καθώς αυτό το σημείο δίνει τη χαμηλότερη απαιτούμενη μάζα. Το αντίστοιχο σημείο σχεδιασμού για συμβατικά συστήματα πρόωσης φαίνεται στο Σχήμα 5.



Σχήμα 5: Διάγραμμα αντιστοίχισης κλασικής μεθόδου διαστασιολόγησης

Αυτό το σημείο σχεδιασμού επιλέγεται συνήθως για συμβατικά αεροσκάφη, καθώς αυτό το σημείο υποδηλώνει τη χαμηλότερη απαιτούμενη ισχύ και αυτό συνήθως συνεπάγεται ένα σύστημα πρόωσης που έχει λιγότερο κόστος να αποκτηθεί και να λειτουργήσει. Παρακάτω θα φανεί ότι αυτή η παραδοχή δεν ισχύει πλέον στα υβριδικά-ηλεκτρικά αεροσκάφη.

Για κάθε τιμή του W/S υπάρχει ένα σημείο σχεδιασμού, με την αντίστοιχη τιμή του P/W , που όλοι οι περιορισμοί ικανοποιούνται. Αυτό είναι το όριο που δίνει το χαμηλότερο P/W και τη χαμηλότερη μάζα αεροσκάφους για έναν συγκεκριμένο W/S . Αυτή η γραμμή αναφέρεται ως *γραμμή σχεδιασμού (design line)* και φαίνεται στο Σχήμα 5.

3.1.1 Εξισώσεις σταθερών

Ο πτερυγικός φόρτος W/S είναι μία παράμετρος του σχεδιασμού που πρέπει να βελτιστοποιηθεί. Για κάθε στάδιο της πτήσης υπάρχει μία εξίσωση που εξαρτάται από τον W/S που μας δίνει τον ακριβή λόγο T/W που απαιτείται εκείνη την στιγμή. Όταν όλοι αυτοί οι περιορισμοί συγκεντρωθούν μαζί στο διάγραμμα αντιστοίχισης, το σημείο σχεδιασμού και το σύστημα πρόωσης μπορούν να επιλεγθούν ανάλογα με τις προδιαγραφές του σχεδιασμού.

Παρακάτω παρατίθενται οι πιο σημαντικές εξισώσεις περιορισμών, οι οποίες έχουν χρησιμοποιηθεί από τον *Gudmundson* [14], όπου μπορούν να αντληθούν και οι αποδείξεις τους. Στις εξισώσεις και τους υπολογισμούς έχει χρησιμοποιηθεί ο απλοποιημένος τετραγωνικός τύπος οπισθέλκουσας.

$$c_D = c_{D,min} + k \times c_L^2 \quad \text{Εξ. 3-1}$$

όπου:

$c_{D,min}$ = ελάχιστος συντελεστής άνωσης

k = σταθερά επαγόμενης οπισθέλκουσας λόγω άνωσης

c_L = συντελεστής άνωσης

$$k = \frac{1}{\pi \times AR \times e} \quad \text{Εξ. 3-2}$$

όπου:

AR = διάταμα

e = απόδοση εκπετάσματος του *Oswald*

$$e = 1.78 \times (1 - 0.45 \times AR^{0.68}) - 0.64 \quad \text{Εξ. 3-3}$$

Περιορισμός Απόστασης Απογείωσης

Η ακόλουθη εξίσωση καθορίζει τον λόγο T/W που απαιτείται για να επιτευχθεί μία συγκεκριμένη διαδρομή επί εδάφους κατά την απογείωση (*Take-off Distance*).

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TOD} = \frac{V_{LOF}^2}{2g \times S_G} + \frac{q \times c_{D,TO}}{\frac{W}{S}} + \mu \times \left(1 - \frac{q \times c_{L,TO}}{\frac{W}{S}}\right) \quad \text{Εξ. 3-4}$$

όπου:

$C_{L,TO}$ = συντελεστής άνωσης κατά την διαδρομή απογείωσης

$C_{D,TO}$ = συντελεστής οπισθέλκουσας κατά την διαδρομή απογείωσης

q = δυναμική πίεση για $V_{LOF}/\sqrt{2}$ και συγκεκριμένο υψόμετρο (N/m^2)

S_G = διαδρόμηση απογείωσης (m)

V_{LOF} = ταχύτητα αποκόλλησης (m/s)

μ = σταθερά τριβής διαδρόμησης

g = επιτάχυνση της βαρύτητας (m^2/s)

T = ώση (N)

W = βάρος (N)

S = επιφάνεια πτέρυγας (m^2)

$$V_{LOF} = 1.1 \times V_{stall} \quad \text{Εξ. 3-5}$$

όπου:

V_{stall} = ταχύτητα απώλειας στήριξης (m/s)

Περιορισμός Ταχύτητας Πλεύσης

Η ακόλουθη εξίσωση καθορίζει τον λόγο T/W που απαιτείται για να επιτευχθεί μία δοθείσα ταχύτητα πλεύσης σε ένα συγκεκριμένο υψόμετρο.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} = q \times c_{D,min} \times \left(\frac{1}{\frac{W}{S}}\right) + k \times \left(\frac{1}{q}\right) \times \left(\frac{W}{S}\right) \quad \text{Εξ. 3-6}$$

όπου:

q = δυναμική πίεση για συγκεκριμένη ταχύτητα και υψόμετρο (N/m^2)

$C_{D,min}$ = ελάχιστος συντελεστής άνωσης

k = σταθερά επαγόμενης οπισθέλκουσας λόγω άνωσης

T = ώση (N)

W = βάρος (N)

S = επιφάνεια πτέρυγας (m^2)

Περιορισμός Βαθμού Ανόδου

Η ακόλουθη εξίσωση καθορίζει τον λόγο T/W που απαιτείται για να επιτευχθεί ένα συγκεκριμένος βαθμός ανόδου.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{ROC} = \frac{V_V}{V} + \frac{q}{w} \times C_{D,min} + \frac{k}{q} \times \left(\frac{W}{S}\right) \quad \text{Εξ. 3-7}$$

όπου:

V = ταχύτητα πτήσης

V_V = κατακόρυφη ταχύτητα

q = δυναμική πίεση για συγκεκριμένη ταχύτητα και υψόμετρο (N/m^2)

$C_{D,min}$ = ελάχιστος συντελεστής άνωσης

k = σταθερά επαγόμενης οπισθέλκουσας λόγω άνωσης

T = ώση (N)

W = βάρος (N)

S = επιφάνεια πτέρυγας (m^2)

Περιορισμός Μη Επιταχυνόμενης Στροφής

Η ακόλουθη εξίσωση χρησιμοποιείται για να βρεθεί ο λόγος T/W που απαιτείται για να διατηρηθεί μία κυκλική κίνηση σε συγκεκριμένη ταχύτητα και υψόμετρο, χωρίς μείωση του υψομέτρου. Στη συγκεκριμένη μεθοδολογία η εξίσωση θα χρησιμοποιηθεί για την εύρεση του λόγου T/W κατά τη διαδικασία αναμονής (*loitering*) του αεροσκάφους.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{Loiter} = q \times \left[\frac{C_{D,min}}{w} + k \times \left(\frac{n}{q}\right)^2 \times \frac{W}{S} \right] \quad \text{Εξ. 3-8}$$

όπου:

n = συντελεστής φόρτου = $1/\cos\varphi$

q = δυναμική πίεση για συγκεκριμένη ταχύτητα και υψόμετρο (N/m^2)

$C_{D,min}$ = ελάχιστος συντελεστής άνωσης

k = σταθερά επαγόμενης οπισθέλκουσας λόγω άνωσης

T = ώση (N)

W = βάρος (N)

S = επιφάνεια πτέρυγας (m^2)

Περιορισμός Ταχύτητας Απώλειας Στήριξης

Η ταχύτητα απώλειας στήριξης (*Stall Speed*) είναι ο μόνη σταθερά η οποία δεν λειτουργεί ως συνάρτηση του λόγου W/S , αλλά έχει μία τιμή του W/S σαν αποτέλεσμα. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι αντιπροσωπεύει το ανώτερο όριο του W/S που πρέπει να συμβαδίζει για να επιτευχθεί η επιθυμητή ταχύτητα απώλειας στήριξης.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{stall} = \frac{\rho}{2} \times v_{stall}^2 \times C_{L,max} \quad \text{Εξ. 3-9}$$

όπου:

V_{stall} = ταχύτητα απώλειας στήριξης (m/s)

$C_{L,max}$ = μέγιστος συντελεστής άνωσης

ρ = η πυκνότητα του αέρα σε συγκεκριμένο υψόμετρο (kg/m^3)

W = βάρος (N)

S = επιφάνεια πτέρυγας (m^2)

Με τα αποτελέσματα των παραπάνω εξισώσεων εξάγονται τα σημεία της γραμμής σχεδιασμού.

3.1.2 Μετατροπή της ώσης σε ισχύ

Καθώς οι μηχανές εσωτερικής καύσης, όπως και οι ηλεκτρικές μηχανές, μετρούνται σε ισχύ παρά σε ώση, είναι χρήσιμη η μετατροπή των αποτελεσμάτων των εξισώσεων περιορισμών από ώση προς βάρος σε ισχύ προς βάρος. Αυτό γίνεται θεωρώντας μία απόδοση έλικας η_{pr} και χρησιμοποιώντας τον παρακάτω τύπο.

$$P = \frac{T \times v}{\eta_{pr}} \quad \text{Εξ. 3-10}$$

όπου:

P = ισχύς (W)

T = ώση (N)

V = ταχύτητα (m/s)

η_{pr} = απόδοση έλικας

3.2 Προσθήκη της υβριδικής-ηλεκτρικής τεχνολογίας

Μία από τις πιο σημαντικές παραμέτρους που καθορίζουν ένα υβριδικό σύστημα είναι οι βαθμοί υβριδισμού του. Αυτό το σημείο της μεθοδολογίας είναι πολύ σημαντικό καθώς εδώ ξεκινάει η προσθήκη των τιμών που ορίζουν τους βαθμούς υβριδισμού του αεροσκάφους υπό μελέτη.

3.2.1 Βαθμός υβριδισμού της Ισχύος

Ο βαθμός υβριδισμού της ισχύος συμβολίζεται με H_P . Είναι ο λόγος της ισχύος του εγκατεστημένου συστήματος πρόωσης των ηλεκτρικών κινητήρων προς την συνολική ισχύ του εγκατεστημένου συστήματος πρόωσης που καταλήγει στον άξονα των ελίκων.

Παράλληλα υβριδικά αεροσκάφη

Για τα παράλληλα υβριδικά αεροσκάφη πιο συγκεκριμένα και αναφορικά με το διάγραμμα αντιστοίχισης, ο βαθμός υβριδισμού $H_{P,PH}$ ορίζεται ως η μέγιστη ισχύς των ηλεκτρικών κινητήρων, που καθορίζεται από το σημείο διαχωρισμού, προς τη συνολική μέγιστη ισχύ του συστήματος, που καθορίζεται από το σημείο σχεδιασμού πάνω στη γραμμή σχεδιασμού.

$$H_{P,PH} = \frac{P_{EM,max}}{P_{max}} \quad \text{Εξ. 3-11}$$

Σε σειρά υβριδικά αεροσκάφη

Για τα σε σειρά υβριδικά αεροσκάφη ο βαθμός υβριδισμού, έτσι όπως ορίζεται παραπάνω για τα παράλληλα υβριδικά αεροσκάφη, είναι συνέχεια ίσος με 1, καθώς οι ηλεκτρικοί κινητήρες της διάταξης λαμβάνουν την ισχύ από το σύνολο του συστήματος. Έτσι, για να υπάρχει μία διαφοροποίηση και διακρίσιμότητα στο πόσο συνεισφέρουν οι ηλεκτρικοί κινητήρες, ο βαθμός υβριδισμού $H_{P,SH}$ ορίζεται ως η

μέγιστη ισχύς των κινητήρων, που καθορίζεται από το σημείο σχεδιασμού, προς τη μέγιστη ισχύ των θερμικών κινητήρων, που καθορίζεται πάλι από το σημείο διαχωρισμού.

$$H_{P,SH} = \frac{P_{max}}{P_{ICEmax}} \quad \text{Εξ. 3-12}$$

3.2.2 Βαθμός υβριδισμού της Ενέργειας

Μία ακόμα σημαντική παράμετρος στην διαδικασία διαστασιολόγησης ενός υβριδικού αεροσκάφους είναι ο *βαθμός υβριδισμού της ενέργειας* H_E . Η παράμετρος H_E είναι ο λόγος της απαιτούμενης ενέργειας μεταφοράς που δίνεται από τις μπαταρίες (μη-αναλώσιμη E_{nc}) προς τη συνολική απαιτούμενη ενέργεια μεταφοράς E .

$$H_{E,i} = \frac{\Delta E_{nc}}{\Delta E} \quad \text{Εξ. 3-13}$$

Για την αρχική διαστασιολόγηση οι διαφορετικές τιμές του H_E για κάθε στάδιο i της πτήσης καθορίζονται από τον λόγο της απαιτούμενης ισχύος του ηλεκτρικού κινητήρα, που καθορίζεται από το *σημείο διαχωρισμού (split point)*, προς τη ζήτηση ισχύος κάθε σταδίου, που καθορίζεται από την αντίστοιχη καμπύλη του περιορισμού. Να σημειωθεί ότι ο H_E κάθε σταδίου είναι μηδέν, αν το σημείο διαχωρισμού βρίσκεται πάνω από τη γραμμή του περιορισμού.

$$H_{E,i} = \frac{P_{EMmax,i}}{P_{max,i}} \quad \text{Εξ. 3-14}$$

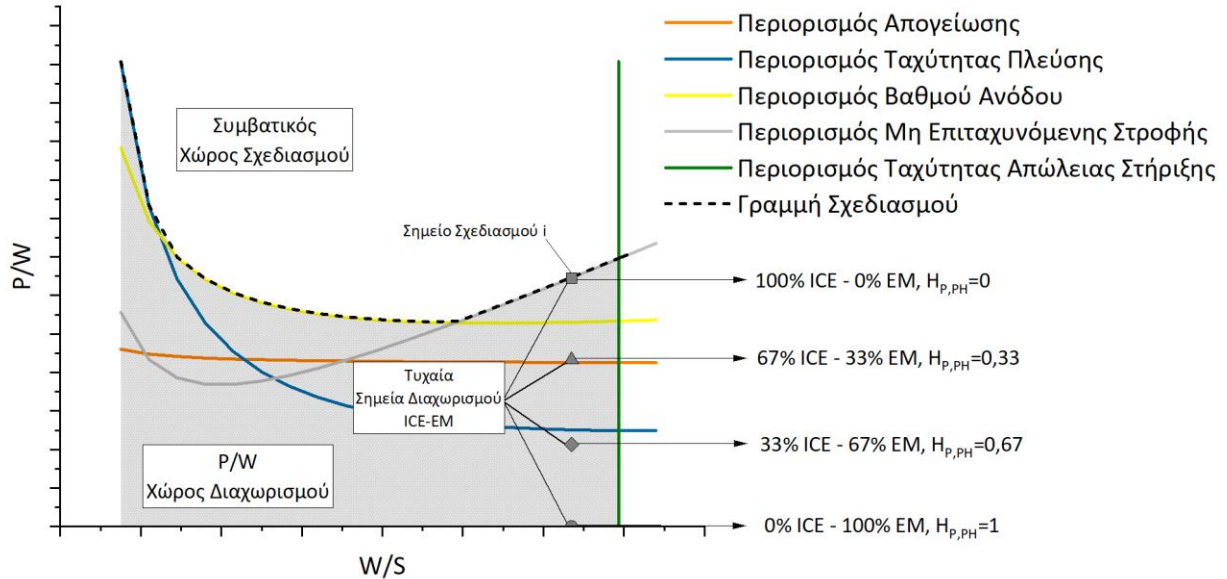
Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας μπορεί να υπολογιστεί και για ολόκληρη την πτήση.

3.2.3 Νέα χρήση του Διαγράμματος Αντιστοίχισης για υβριδικά-ηλεκτρικά αεροσκάφη

Για την ανάλυση ενός υβριδικού αεροσκάφους το διάγραμμα αντιστοίχισης χρησιμοποιείται με έναν άλλον τρόπο: η περιοχή κάτω από τη γραμμή σχεδιασμού κατά την κλασική μέθοδο είναι μη διαθέσιμη στον σχεδιασμό, καθώς τουλάχιστον μία καμπύλη των περιορισμών δεν ικανοποιεί το σημείο σχεδιασμού. Αυτός ο χώρος στο διάγραμμα αντιστοίχισης πλέον υποδεικνύει τον βαθμό υβριδισμού της ισχύος. Στη συνέχεια, αυτός ο χώρος κάτω από τη γραμμή σχεδιασμού θα αναφέρεται σαν "*P/W-Χώρος Διαχωρισμού*". Αυτό το σημείο αποτελεί τον πυρήνα της μεθοδολογίας.

Παράλληλα-Υβριδικό Αεροσκάφος

Μία γραφική αναπαράσταση των καμπυλών των περιορισμών, του χώρου σχεδιασμού καθώς και του P/W-σημείου διαχωρισμού φαίνεται στο Σχήμα 6 για διατάξεις παράλληλης-υβριδικής πρόωσης.



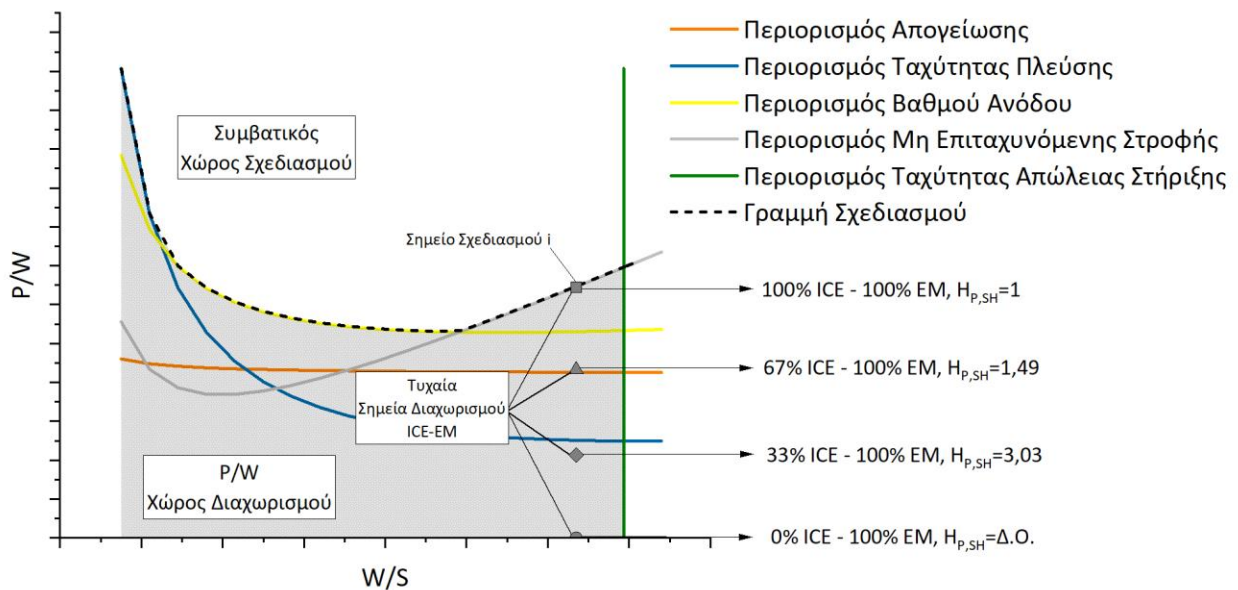
Σχήμα 6: Διάγραμμα αντιστοίχισης για παράλληλα υβριδικά ηλεκτρικά αεροσκάφη

Θεωρώντας ότι για μία τιμή του W/S αντιστοιχεί το χαμηλότερο βάρος, στη χαμηλότερη τιμή του P/W που ικανοποιεί όλους τους περιορισμούς, μπορεί να επιλεγεί ένα τυχαίο σημείο σχεδιασμού "i" στην γραμμή σχεδιασμού.

Στην ευθεία που προκύπτει από το σημείο σχεδιασμού και του W/S προκύπτουν διάφορα σημεία διαχωρισμού, τα οποία αντιστοιχούν σε διάφορους βαθμούς υβριδισμού της ισχύος και επομένως σε διάφορες αναλογίες P_{EM} και P_{ICE} . Για κάθε σημείο διαχωρισμού ένα αεροσκάφος, με τις τιμές που ορίζουν αυτό το σημείο, μπορεί να διαστασιολογηθεί. Για τα παράλληλα-υβριδικά αεροσκάφη κάθε σημείο διαχωρισμού υποδεικνύει με πόσο P/W_{ICE} η μηχανή εσωτερικής καύσης συμβάλλει στο συνολικό P/W .

Σε Σειρά-Υβριδικό Αεροσκάφος

Στα σε σειρά-υβριδικά αεροσκάφη, όπως και στα παράλληλα-υβριδικά, το σημείο διαχωρισμού υποδεικνύει με πόσο P/W_{ICE} η μηχανή εσωτερικής καύσης συμβάλλει στο συνολικό P/W (Σχήμα 7). Παρ' όλα αυτά τα σε σειρά-υβριδικά είναι εξ ορισμού διαφορετικά, καθώς οι ηλεκτρικές μηχανές (γεννήτρια-ηλεκτρικός κινητήρας) συμβάλλουν συνεχώς στο συνολικό P/W στο σημείο σχεδιασμού. Η μηχανή εσωτερικής καύσης τροφοδοτεί απλά μία γεννήτρια και δεν υπάρχει μηχανική σύνδεση ανάμεσα στον στροφαλοφόρο άξονά της και την έλικα του αεροσκάφους.



Σχήμα 7: Διάγραμμα αντιστοίχισης για σε σειρά υβριδικά ηλεκτρικά αεροσκάφη

3.3 Υπολογισμός μέγιστης μάζας απογείωσης

Στο σημείο του υπολογισμού της μέγιστης μάζας απογείωσης μία αλγοριθμική διαδικασία εξακρίβωσης του MTOM λαμβάνει μέρος και μέσω αυτής της διαδικασίας διαστασιολογούνται και τα υπόλοιπα μέρη του αεροσκάφους. Ο υπολογισμός βασίζεται σε μια επαναληπτική διαδικασία *σύγκλισης τιμών*. Για να υπολογιστεί το μείγμα των αναλώσιμων και μη αναλώσιμων πηγών ενέργειας, οι μάζες δεν λαμβάνονται σαν εμπειρικά κλάσματα μάζας καυσίμου για κάθε στάδιο της πτήσης σε συνδυασμό με τους τύπους εμβέλειας του *Breguet*, όπως συνήθως γίνεται στην κλασική διαστασιολόγηση.

Αντιθέτως, η πτήση του αεροσκάφους χωρίζεται για κάθε στάδιό της (απογείωση, άνοδος, πλεύση, αναμονή, προσγείωση) και προσομοιώνεται, χρησιμοποιώντας μία ενεργειακή προσέγγιση για τα υβριδικά-ηλεκτρικά αεροσκάφη. Η πτήση ορίζεται αποκλειστικά από τους περιορισμούς και τις τεχνολογικές προδιαγραφές που έχουν οριστεί πριν από την αλγοριθμική διαδικασία και εισάγονται σαν *παράμετροι εισόδου (input parameters)*.

Με αυτήν την προσέγγιση, η μάζα καυσίμου και των μπαταριών καθορίζονται από ένα μοντέλο που υπολογίζει την απαραίτητη ενέργεια για κάθε στάδιο της πτήσης. Μετά από κάθε στάδιο η καταναλισκόμενη μάζα καυσίμου αφαιρείται από τη συνολική μάζα του αεροσκάφους.

Κατά τη διάρκεια της διαδικασίας της εκτίμησης του βάρους, βάση μίας αρχικής εκτίμησης του MTOM, υπολογίζονται όλες οι μάζες που αποτελούν το μεικτό βάρος.

Επίσης, η διαδικασία για την εύρεση του MTOM σε παράλληλα-υβριδική σύνδεση είναι διαφορετική εν μέρει από την εύρεση του MTOM σε σειρά-υβριδικής σύνδεσης, καθώς όπως φαίνεται στην συνέχεια ορισμένοι συντελεστές απόδοσης αλλάζουν, λόγω της διαφορετικής σειράς διάταξης των επιμέρους στοιχείων που καθορίζουν τον τύπο της σύνδεσης.

Αυτή η διαδικασία γίνεται ουσιαστικά για διάφορες τιμές του $(P/W)_{ICE}$ (από 0 μέχρι $(P/W)_{MAX}$) και W/S (από 0 μέχρι $(W/S)_{MAX}$, με ένα σταθερό βήμα i και j αντίστοιχα για την κάθε τιμή. Οι μέγιστες τιμές $(P/W)_{MAX}$ και $(W/S)_{MAX}$ έχουν οριστεί από το διάγραμμα αντιστοίχισης. Η λογική είναι να γίνει ένας πίνακας $(P/W)_{ICE}-W/S$ ο οποίος θα καταλαμβάνει όλο το εύρος των τιμών που καταλαμβάνουν οι καμπύλες των περιορισμών στο διάγραμμα αντιστοίχισης.

		W/S					
		θ	$1*j$.	.	.	$n*j=(W/S)_{MAX}$
P_{ICE}/W	θ	MTOM ₁₁	MTOM ₁₂	.	.	.	MTOM _{1n}
	$1*i$	MTOM ₂₁	MTOM ₂₂	.	.	.	MTOM _{2n}
	$2*i$	MTOM ₃₁	MTOM ₃₂	.	.	.	MTOM _{3n}
	$3*i$	MTOM ₄₁	MTOM ₄₂	.	.	.	MTOM _{4n}

$m*i=(P/W)_{MAX}$	MTOM _{m1}	MTOM _{m2}	.	.	.	MTOM _{mn}	

Πίνακας 1: Σύνολο τιμών για το διάγραμμα του χώρου σχεδιασμού

Για κάθε τιμή του MTOM στον πίνακα έχει γίνει σύγκλιση τιμών με τη διαδικασία που αναλύεται παρακάτω και κάθε τιμή MTOM του πίνακα είναι η βέλτιστη για τον αντίστοιχο P_{ICE}/W και W/S . Με τις τιμές αυτές γίνεται το τελικό διάγραμμα χώρου σχεδιασμού (Σχήμα 12).

3.3.1 Υπολογισμός του συστήματος πρόωσης και διαστασιολόγηση των φτερών

Αρχικά, ορίζεται μία αρχική τιμή για το MTOM. Έπειτα, ανάλογα με το P/W του αντίστοιχου σημείου σχεδιασμού υπολογίζεται η μέγιστη ισχύς.

$$P_{max} = \left(\frac{P}{W}\right)_{design\ point} \times MTOM$$

Εξ. 3-15

Με τη χρήση της μέγιστης ισχύος και αναλόγως της τιμής μέγιστης ισχύος του κινητήρα εσωτερικής καύσης εξάγονται τιμές για την μέγιστη ισχύ ηλεκτρικού κινητήρα.

$$P_{EM,max} = P_{max} - P_{ICE,max}$$

Εξ. 3-16

Σε αυτό το σημείο μπορεί να εξαχθεί ο βαθμός υβριδισμού της ισχύος σύμφωνα με την Εξ. 3-14.

Επίσης, σε αυτό το βήμα γίνεται και ο υπολογισμός της επιφάνειας πτέρυγας αναλόγως της τιμής του πτερυγικού φόρτου W/S .

$$S = \frac{MTO \times g}{\frac{W}{S}}$$

Εξ. 3-17

3.3.2 Υπολογισμός μάζας της πηγής ενέργειας

Για τον υπολογισμό του βάρους της πηγής ενέργειας πρέπει να υπολογιστεί η απαραίτητη ενέργεια μεταφοράς για κάθε στάδιο της πτήσης. Χρήση ενέργειας μεταφοράς απαιτείται από την οπισθέλκουσα (ενέργεια λόγω της αντίστασης), την επιτάχυνση (κινητική ενέργεια), αλλαγή υψομέτρου (δυναμική ενέργεια).

Για την απογείωση:

Η ενέργεια κατά την απογείωση υπολογίζεται με την παραδοχή ότι οι κινητήρες λειτουργούν στο μέγιστο των δυνατοτήτων τους για ένα συγκεκριμένο χρονικό διάστημα.

$$\Delta E_{Take-off} = P_{max} \times \Delta t_{Take-off}$$

Εξ. 3-18

Για την άνοδο:

Η ενέργεια κατά την άνοδο είναι η αντίστοιχη δυναμική ενέργεια που απαιτείται για να καλυφθεί το απαιτούμενο υψόμετρο.

$$\Delta E_{Ascending} = m_{Ascending} \times g \times RoC \times \Delta t_{Ascending}$$

Εξ. 3-19

Για την πλεύση:

Η ενέργεια κατά την πλεύση εξαρτάται από την αεροδυναμική αντίσταση.

$$\Delta E_{Cruise} = \frac{m_{Cruise} \times g \times v_{Cruise}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Cruise}} \times \Delta t_{Cruise} \quad \text{Εξ. 3-20}$$

Για την αναμονή:

Η ενέργεια κατά την αναμονή εξαρτάται από την αεροδυναμική αντίσταση.

$$\Delta E_{Loiter} = \frac{m_{Loiter} \times g \times v_{Loiter}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Loiter}} \times \Delta t_{Loiter} \quad \text{Εξ. 3-21}$$

Η ενέργεια μεταφοράς χωρίζεται σε ενέργεια από αναλώσιμες (καύσιμο) και μη αναλώσιμες πηγές (μπαταρία), με βάση τον βαθμό υβριδισμού ενέργειας (Εξ. 3-14), για κάθε στάδιο της πτήσης.

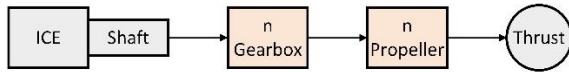
Μετά τον διαμοιρασμό της ενέργειας υπολογίζεται η απαιτούμενη ισχύς για κάθε στάδιο της πτήσης σύμφωνα με τις παρακάτω εξισώσεις. Σε αυτό το πλαίσιο, είναι σημαντικό να ληφθούν υπόψιν οι απώλειες απόδοσης από τον άξονα της ΜΕΚ και της ΗΜ μέχρι τη δύναμη ώθησης (*Shaft to Thrust*).

$$P_{ICE} = \frac{\Delta E_c}{n_{SFT,ICE} \times \Delta t \times NoD} \quad \text{Εξ. 3-22}$$

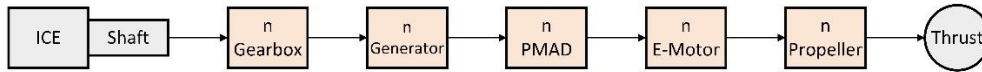
$$P_{EM} = \frac{\Delta E_{nc}}{n_{SFT,EM} \times \Delta t \times NoD} \quad \text{Εξ. 3-23}$$

Στο Σχήμα 8 απεικονίζονται οι αλυσίδες βαθμών απόδοσης που είναι διαθέσιμες για κάθε τύπο συστήματος πρόωσης. Σε αυτό το σημείο ο σχεδιαστής μπορεί να θεωρήσει και να προσαρμόσει τον κάθε τύπο συστήματος στις ανάγκες της εκάστοτε διαστασιολόγησης με διάφορες μεθόδους. Η πιο απλή μέθοδος είναι να χρησιμοποιηθούν σταθεροί βαθμοί απόδοσης ανεξάρτητα από τις διακυμάνσεις στις συνθήκες της πτήσης. Πιο πολύπλοκες μέθοδοι έχουν φυσικά πιο ακριβή αποτελέσματα, αλλά έτσι αυξάνεται ο χρόνος υπολογισμού.

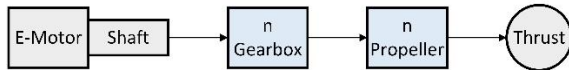
Άξονας Μηχανής Εσωτερικής Καύσης -> Πρόωση / Παράλληλα υβριδικά



Άξονας Μηχανής Εσωτερικής Καύσης -> Πρόωση / Σε σειρά υβριδικά



Άξονας Ηλεκτρικού Κινητήρα-> Πρόωση



Σχήμα 8: Αλυσίδες βαθμών απόδοσης Shaft to Thrust

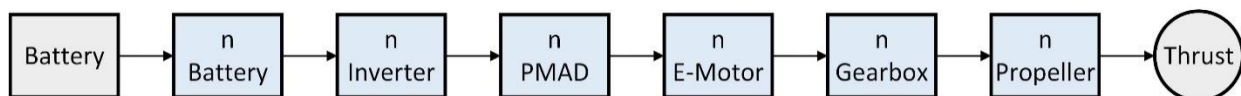
Το απαιτούμενο καύσιμο και η πρόσθετη ανοχή για το παγιδευμένο καύσιμο (*trapped fuel*) σε κάθε στάδιο της πτήσης υπολογίζεται από την παρακάτω εξίσωση.

$$\Delta m_{Fuel,ICE} = (1 + tf) \times P_{ICE} \times NoD \times BSFC \times \Delta t \quad \text{Εξ. 3-24}$$

Η απαιτούμενη μάζα της μπαταρίας προκύπτει από τη χωρητικότητα της μπαταρίας. Υπάρχει ένα όριο το οποίο ονομάζεται *προστασία πλήρους αποφόρτισης (deep discharge protection)* και συμπεριλαμβάνεται για να αποφευχθεί η επιβλαβής εξάντληση της φόρτισης της μπαταρίας.

$$\Delta m_{Battery} = (1 + ddp) \times \frac{\Delta E_{nc}}{E_{Battery}} \quad \text{Εξ. 3-25}$$

Ενώ, οι συντελεστές απόδοσης από τον άξονα στην δύναμη πρόωσης είναι απαραίτητοι για τον υπολογισμό της απαιτούμενης ισχύς της MEK και HM από την ενέργεια μεταφοράς για ένα στάδιο της πτήσης, ο συντελεστής απόδοσης από την μπαταρία στην δύναμη πρόωσης (*Battery to Thrust*) χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό της απαιτούμενης μάζας της μπαταρίας σε κάθε στάδιο (Σχήμα 9).



Σχήμα 9: Αλυσίδες βαθμών απόδοσης Battery to Thrust

Η απώλεια μάζας στα στάδια της πτήσης ενός αεροσκάφους που χρησιμοποιεί καύσιμα και το κατά πόσο αυτό επηρεάζει την απαιτούμενη ενέργεια μεταφοράς συμπεριλαμβάνεται στους υπολογισμούς: η μάζα του καυσίμου που έχει καταναλωθεί σε κάθε στάδιο αφαιρείται από την συνολική μάζα του αεροσκάφους στο επόμενο στάδιο.

3.3.3 Υπολογισμός μάζας συστήματος πρόωσης

Ο υπολογισμός του συστήματος πρόωσης γίνεται με βάση την τιμή ισχύος ανά μονάδα βάρους που έχει ο σχεδιαστής ορίσει στις απαιτήσεις της διαστασιολόγησης για κάθε μέρος του συστήματος. Ως τιμή ισχύος P_{ICE} , P_{EM} επιλέγεται η μέγιστη τιμή από τις επιμέρους τιμές P_{ICE} , P_{EM} κάθε σταδίου της πτήσης.

Παράλληλα υβριδικά αεροσκάφη:

$$m_{ICE} = \frac{P_{ICE}}{P_{ICE}^*} \quad \text{Εξ. 3-26}$$

$$m_{EM} = \frac{P_{EM}}{P_{EM}^*} \quad \text{Εξ. 3-27}$$

$$m_{propulsion\ system} = m_{ICE} + m_{EM} \quad \text{Εξ. 3-28}$$

Σε σειρά υβριδικά αεροσκάφη:

$$m_{ICE} = \frac{P_{ICE}}{P_{ICE}^*} \quad \text{Εξ. 3-29}$$

$$m_{EM} = \frac{P_{ICE} + P_{EM}}{P_{EM}^*} \quad \text{Εξ. 3-30}$$

$$m_{GEN} = \frac{n_{GEN} \times P_{ICE}}{P_{GEN}^*} \quad \text{Εξ. 3-31}$$

$$m_{propulsion\ system} = m_{ICE} + m_{EM} + m_{GEN} \quad \text{Εξ. 3-32}$$

3.3.4 Υπολογισμός μάζας κενού αεροσκάφους

Σε αυτό το σημείο υπολογίζεται η μάζα κενού αεροσκάφους. Η μάζα κενού αεροσκάφους στη συγκεκριμένη μεθοδολογική προσέγγιση ορίζεται ως το υπόλοιπο της συνολικής μάζας (MTOM) όταν από αυτήν αφαιρεθούν η μάζα πηγής ενέργειας, η μάζα του συστήματος πρόωσης και η προδιαγεγραμμένη μάζα ωφέλιμου φορτίου.

$$MTOM = m_{empty\ without\ engine} + m_{propulsion\ system} + m_{fuel} + m_{battery} + m_{payload} \quad \text{Εξ. 3-33}$$

Εφόσον η μάζα κενού αεροσκάφους δεν μπορεί να υπολογιστεί σε αυτό το σημείο του σχεδιασμού, στατιστικά βιβλιογραφικά δεδομένα [15] από άλλα αεροσκάφη ίδιας κλίμακας χρησιμοποιούνται για να βρεθεί το κλάσμα της μάζας κενού αεροσκάφους προς τη συνολική μάζα.

$$\frac{m_{empty\ without\ engine}}{MTOM} = 2,05 \times MTOM^{-0,18} \quad \text{Εξ. 3-34}$$

Έχοντας υπολογίσει την παραπάνω τιμή η καινούργια συνολική μάζα του αεροσκάφους μπορεί να υπολογιστεί σύμφωνα με τον παρακάτω τύπο.

$$MTOM_{new} = \frac{m_{propulsion\ system} + m_{fuel} + m_{battery} + m_{payload}}{1 - 2,05 \times MTOM^{-0,18}} \quad \text{Εξ. 3-35}$$

Με βάση την καινούργια τιμή της συνολικής μάζας όλη η διαδικασία της μεθοδολογίας που αναφέρθηκε παραπάνω επαναλαμβάνεται μέχρι να επιτευχθεί σύγκλιση της νέας τιμής με την παλιά.

3.4 Ανάλυση του χώρου σχεδιασμού

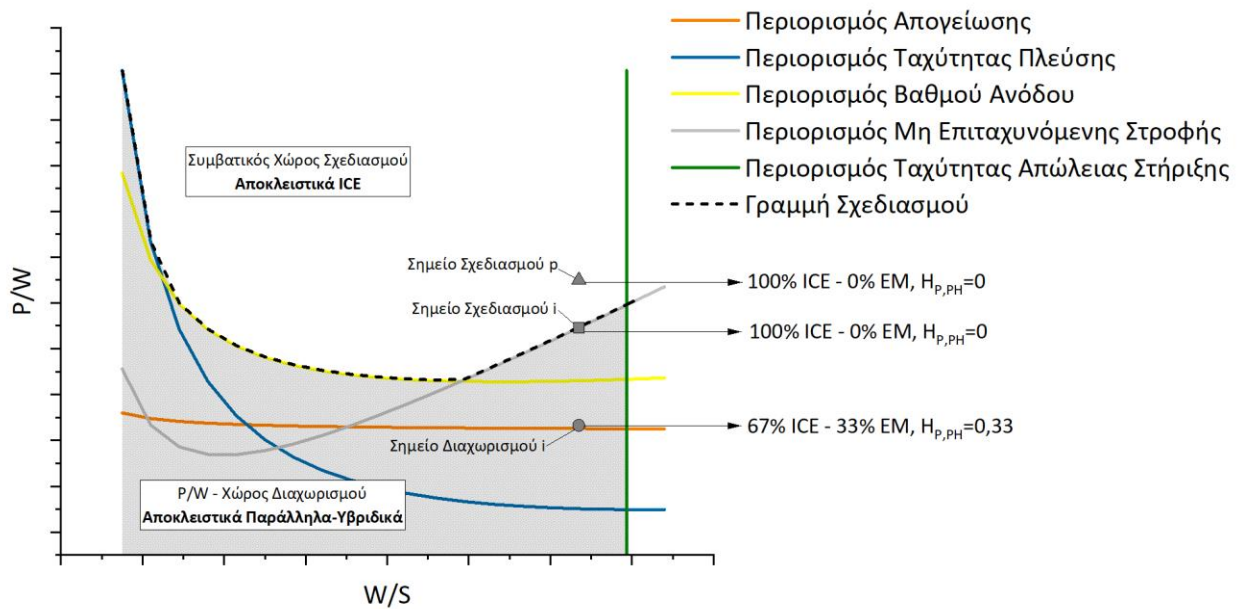
Κατά την αρχική διαστασιολόγηση ενός συμβατικού αεροσκάφους, το συμβατικό σημείο σχεδιασμού είναι το ιδανικό και δεν υπάρχει λόγος για περαιτέρω διαστασιολόγηση με διαφορετικές τιμές P/W – W/S. Το αεροσκάφος τότε λαμβάνεται ως βάση για περαιτέρω ανάλυση, καθώς η κύρια γεωμετρία του έχει ήδη υπολογιστεί. Εφαρμόζονται πιο πολύπλοκες μέθοδοι διαστασιολόγησης των επιμέρους στοιχείων του και το αεροσκάφος βελτιστοποιείται.

Το συμβατικό σημείο σχεδιασμού όμως είναι το ιδανικό σημείο μόνο για τα συμβατικά αεροσκάφη. Καθώς οι ηλεκτρικοί κινητήρες προσφέρουν 3-5 φορές υψηλότερη ισχύ ανά βάρος απ' ό,τι οι μηχανές εσωτερικής καύσης, η μάζα του συστήματος πρόωσης μειώνεται. Επιπροσθέτως, οι συντελεστές

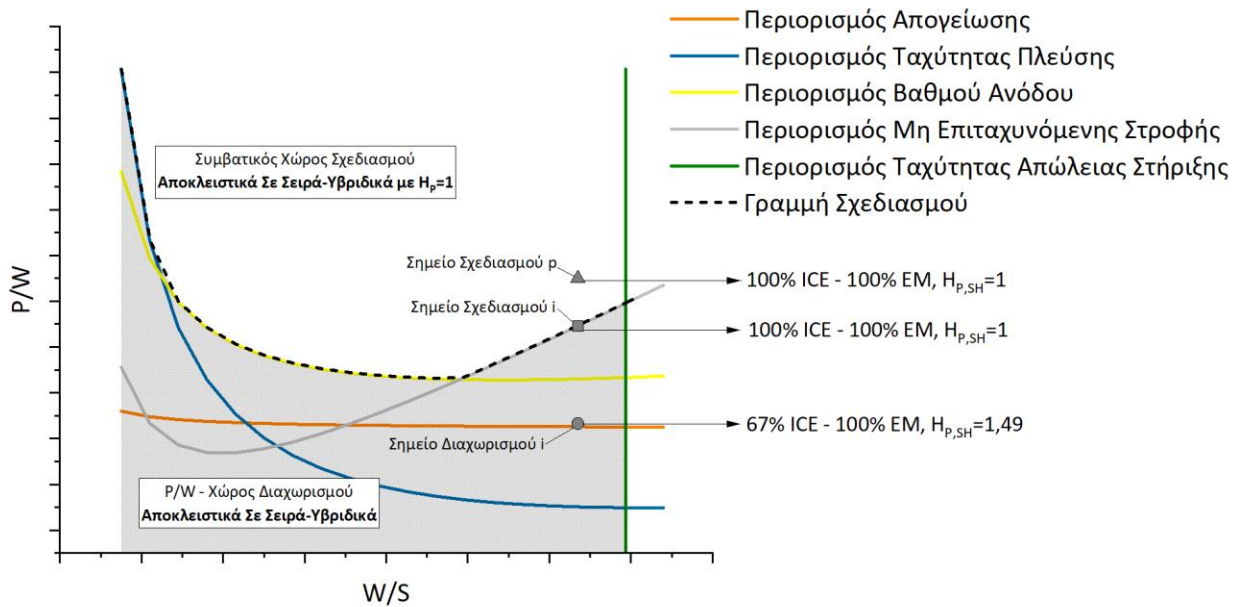
απόδοσης των ηλεκτρικών μηχανών είναι αρκετά υψηλοί και πιο ανεξάρτητοι ως προς την ισχύ, συγκριτικά με τους θερμικούς κινητήρες. Αυτό επιτρέπει στον ηλεκτρικό κινητήρα να λειτουργεί σε αρκετά χαμηλά επίπεδα ισχύος που θα ήταν οικονομικά ασύμφορο για μία μηχανή εσωτερικής καύσης. Για αυτόν τον λόγο, το σημείο σχεδιασμού για τα πλήρως ηλεκτρικά αεροσκάφη τείνει να μετακινείται σε υψηλότερο P/W και W/S.

Για τα υβριδικά-ηλεκτρικά αεροσκάφη η κατάσταση είναι ανάλογη. Οι ηλεκτρικοί κινητήρες μπορούν να αυξήσουν τη διαθέσιμη ισχύ του αεροσκάφους με μία σχετικά μικρή προσαύξηση στο συνολικό βάρος – με την προϋπόθεση ότι χρησιμοποιούνται για μικρό χρονικό διάστημα, καθώς το ειδικό βάρος των μπαταριών παραμένει αρκετά χαμηλό. Λόγω της πολύπλοκης αλληλεπίδρασης του σημείου σχεδιασμού και του υπολογισμού του συνολικού βάρους, η πρόβλεψη του ιδανικού σημείου σχεδιασμού είναι αρκετά δύσκολη. Αυτό σημαίνει ότι ολόκληρος ο χώρος σχεδιασμού πρέπει να αναλυθεί για διάφορες τιμές των P/W, W/S, H_p και H_E .

Αντίστοιχη ανάλυση παρουσιάζεται στο Σχήμα 10 για παράλληλα-υβριδικά συστήματα, όσο και στο Σχήμα 11 για σε σειρά-υβριδικά.

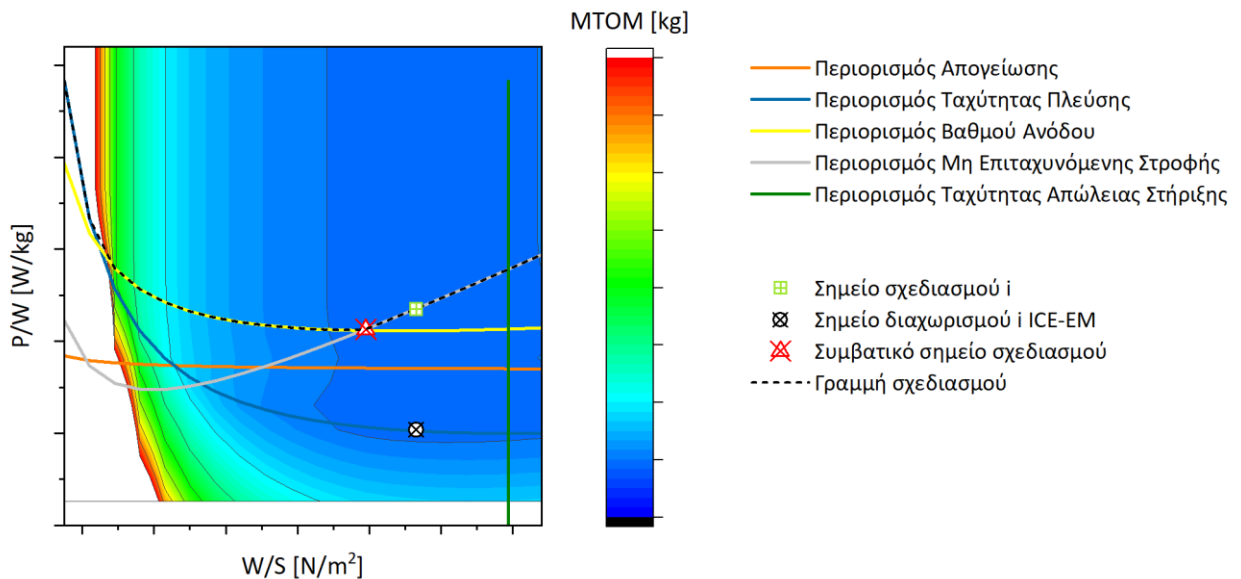


Σχήμα 10: Χώρος σχεδιασμού για παράλληλα υβριδικά ηλεκτρικά αεροσκάφη



Σχήμα 11: Χώρος σχεδιασμού για σε σειρά υβριδικά ηλεκτρικά αεροσκάφη

Καθώς η μεθοδολογία εστιάζει στα αεροσκάφη γενικής χρήσης (utility aircraft) το μικτό βάρος δεν μπορεί να υπερβαίνει τα 5.670 kg – το όριο καθορίζεται στον κανονισμό της EASA: CS-23 - Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes [16] και της CFR: PART 23—Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes [17]. Επομένως, αποτελέσματα μεγαλύτερα αυτής της τιμής παραλείπονται.



Σχήμα 12: Επεξήγηση χώρου σχεδιασμού

Το γράφημα που παρουσιάζεται στο Σχήμα 12 συνδέει το διάγραμμα αντιστοίχισης με τις μέγιστες μάζες απογείωσης (*MTOM*) κάθε συνδυασμού που προκύπτει από τις τιμές του P/W και W/S . Τέτοια γραφήματα χρησιμοποιούνται και σε κλασικές μεθόδους διαστασιολόγησης και συχνά ονομάζονται “αποτύπωμα επίδοσης” (performance thumbprint) [18].

Κάθε σημείο σε αυτά τα γραφήματα ικανοποιεί όλες τις καμπύλες περιορισμών και δείχνει με πόσο P/W συμβάλλει η μηχανή εσωτερικής καύσης στον ανάλογο W/S .

Για τον χώρο σχεδιασμού ενός παράλληλου-υβριδικού αεροσκάφους αυτό σημαίνει ότι αν ένα σημείο είναι κάτω από την γραμμή σχεδιασμού θα έχει έναν βαθμό υβριδισμού και ένας ηλεκτρικός κινητήρας θα χρησιμοποιηθεί για να καλύψει το υπόλοιπο P/W , ώστε το συνολικό P/W να αγγίξει την γραμμή σχεδιασμού. Αυτό είναι το *σημείο* διαχωρισμού i και το αντίστοιχο *σημείο* σχεδιασμού i .

Αν ένα σημείο είναι πάνω από τη γραμμή σχεδιασμού, όπως είναι το *σημείο* σχεδιασμού p , αντιστοιχεί σε ένα συμβατικό σχέδιο, όπου το 100% του P/W παρέχεται από τη μηχανή εσωτερικής καύσης και καμία ηλεκτρική μηχανή δεν χρησιμοποιείται.

Η ίδια λογική (κάθε σημείο δείχνει το P/W που παρέχεται από τη ΜΕΚ) ισχύει και για τον χώρο σχεδιασμού των σε-σειρά υβριδικών αεροσκαφών. Το μόνο που διαφέρει είναι ότι λόγω της φύσης του σε σειρά σχεδιασμού ο ηλεκτρικός κινητήρας παραμένει κομμάτι του συστήματος ακόμα και χωρίς να υπάρχουν μπαταρίες, καθώς αυτός κινεί τις έλικες, ενώ η μηχανή εσωτερικής καύσης τροφοδοτεί τη γεννήτρια. Αυτό σημαίνει ότι ο χώρος πάνω από τη γραμμή σχεδιασμού περιέχει διατάξεις στις οποίες το 100% της ισχύος των ηλεκτρικών κινητήρων προέρχεται από τον κινητήρα εσωτερικής καύσης.

4 Εφαρμογή

4.1 Αεροσκάφος αναφοράς

Για την εφαρμογή της μεθοδολογίας επιλέχθηκε ως αεροσκάφος αναφοράς, που θα καθορίζει τις απαιτήσεις για τον σχεδιασμό του νέου αεροσκάφους, το Cessna Caravan. Το συγκεκριμένο αεροσκάφος είναι ένα ελαφρύ αεροσκάφος γενικής χρήσης (utility aircraft).

Ως αεροσκάφη γενικής χρήσης ορίζονται τα ελαφρά αεροπλάνα ή ελικόπτερα γενικού σκοπού, που χρησιμοποιούνται δηλαδή είτε σε μεταφορά επιβατών είτε ναυλώνονται για εμπορεύματα.

Το Cessna Caravan είναι ένα υψηλοπτέρυγο μονοπλάνο που ωθείται από έναν κινητήρα της Pratt & Whitney Canada 675 shp (503 kW). Όταν χρησιμοποιείται ως επιβατικό αεροπλάνο η καμπίνα του έχει χώρο για 9 επιβάτες και 2 άτομα πλήρωμα.

Το πρώτο μοντέλο μαζικής παραγωγής πέταξε για πρώτη φορά το 1984. Μέχρι το 2022, είχαν κατασκευασθεί 3.000 και είχαν καταχωρηθεί 24 εκατομμύρια ώρες πτήσης. Τα Caravan χρησιμοποιούνται σε εκπαιδευτικές πτήσεις, μεταφορά επιβατών και φορτίου από αεροπορικές εταιρείες και σε ανθρωπιστικές αποστολές.



Σχήμα 13: Εξωτερική όψη του αεροσκάφους αναφοράς [19]

Αεροπλάνα γενικής χρήσης όπως το Cessna Caravan παρουσιάζουν μεγάλο ενδιαφέρον από αεροναυπηγικές εταιρείες για τον τρόπο μετατροπής τους σε υβριδικά, καθώς οι τεχνολογίες βελτιώνονται και το βάρος των μπαταριών όπως δείχνουν επιστημονικές μελέτες προβλέπεται να μειωθεί περαιτέρω [20]. Παρακάτω παρατίθενται τα τεχνικά χαρακτηριστικά του.

4.1.1 Βιβλιογραφικά στοιχεία αεροσκάφους αναφοράς

Τα παρακάτω στοιχεία αντλήθηκαν από το εγχειρίδιο προδιαγραφών της κατασκευάστριας εταιρείας Cessna Aircraft Company [21].

Διαστάσεις		Βάρος	
Μήκος	11,5 m	Μέγιστο βάρος απογείωσης	3.629 kg
Ύψος	4,5 m	Μέγιστο βάρος προσγείωσης	3.538 kg
Εκπέτασμα πτέρυγας	15,9 m	Βάρος χρησιμοποιούμενου καυσίμου	1.009 kg
Εμβαδό πτέρυγας	25,96 m ²	Βασικό βάρος κενού α/φους	2.145 kg
Μεταξόνιο	3,54 m	Μέγιστο ωφέλιμο φορτίο	1.393 kg
		Μέγιστο φορτίο με πλήρες καύσιμο	490 kg

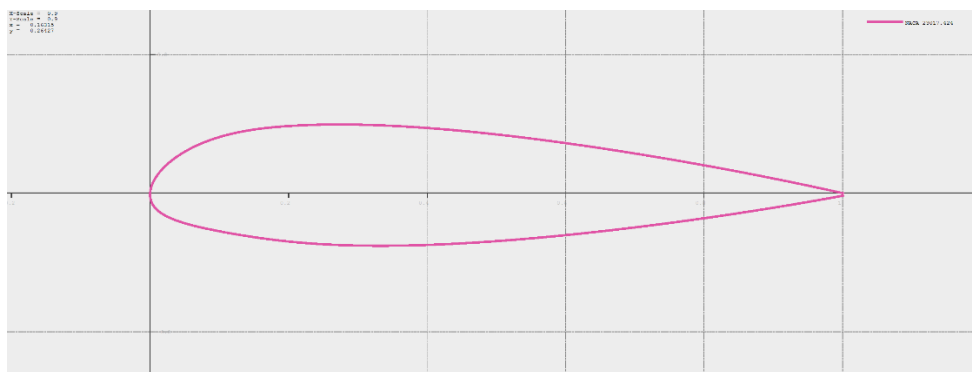
Επίδοση		Σύστημα πρόωσης	
Μέγιστη ταχύτητα πλεύσης	344 km/h	Κατασκευαστής	Pratt & Whitney Canada
Μέγιστη εμβέλεια	1.982 km	Μοντέλο	PT6A-114A
Απόσταση απογείωσης	626 m	Ισχύς	503 kW
Διαδρόμηση απογείωσης	354 m	Κατασκευαστής έλικας	McCaughey
Μέγιστο επιχειρησιακό υψόμετρο	7.620 m	Περιγραφή	3 μεταλλικά πτερύγια, σταθερής ταχύτητας
Μέγιστος βαθμός ανόδου	373 rpm		

Πίνακας 2: Γεωμετρικά και τεχνολογικά δεδομένα του αεροσκάφους αναφοράς

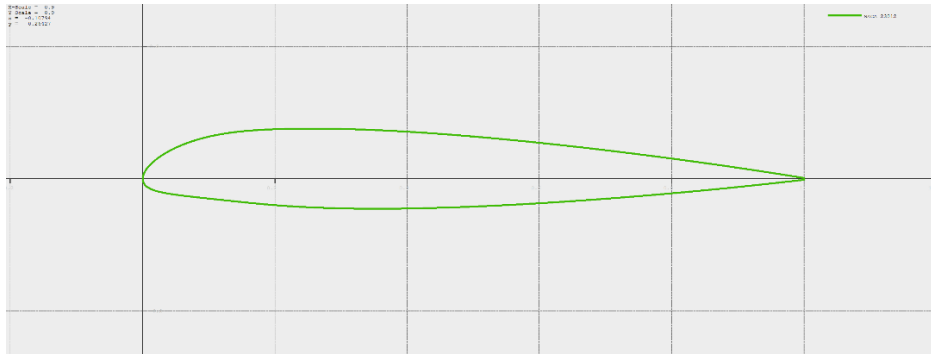
Οι αεροτομές της κύριας πτέρυγας του αεροσκάφους και γεωμετρικά τους στοιχεία παρατίθενται στον παρακάτω πίνακα.

Αεροτομή στην βάση	NACA 23017.424
Αεροτομή στο άκρο	NACA 23012
Δίεδρη γωνία από την βάση Γ	3°
Γωνία πρόσπτωσης στο άκρο α	-0° 36'
Γωνία πρόσπτωσης στην βάση α	2° 37'

Πίνακας 3: Γεωμετρικά στοιχεία της κύριας πτέρυγας



Σχήμα 14: Η αεροτομή NACA 23017.424 στη βάση της πτέρυγας



Σχήμα 15: Η αεροτομή NACA 23012 στο άκρο της πτέρυγας

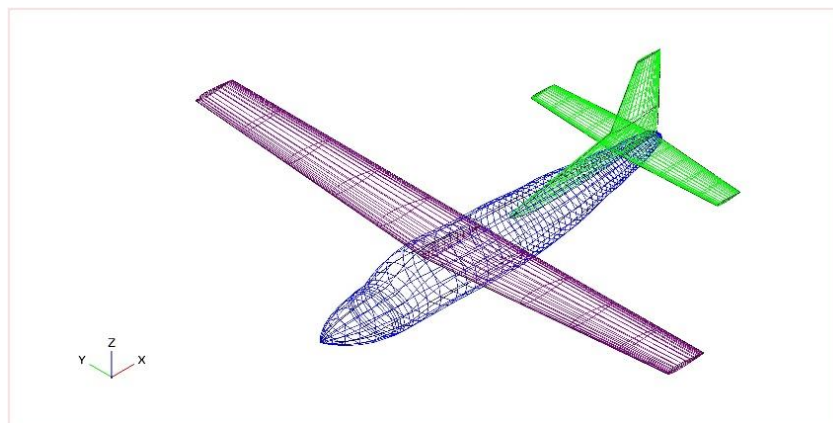
Για τις τιμές των συντελεστών άνωσης $C_{L,TO}$, οπισθέλκουσας $C_{D,TO}$ (για turboprop commuter) και τριβής μ (dry concrete) κατά τη διάρκεια της απογείωσης χρησιμοποιήθηκαν από σχετική βιβλιογραφία [14].

Συντελεστής	Τιμή
Τριβής μ (dry concrete) [-]	0,04
Άνωσης απογείωσης $C_{L,TO}$ [-]	0,8
Οπισθέλκουσας απογείωσης $C_{D,TO}$ [-]	0,04

Πίνακας 4: Συντελεστές υπολογισμού

4.1.2 Υπολογιστικά στοιχεία αεροσκάφους αναφοράς

Επειδή δεν υπάρχουν δημοσιευμένα επαρκή αεροδυναμικά δεδομένα για το Cessna Caravan, κάποιοι αεροδυναμικοί συντελεστές έπρεπε να εκτιμηθούν υπολογιστικά. Η γεωμετρία αναφοράς δημιουργήθηκε στο OpenVSP χρησιμοποιώντας σχέδια 3 όψεων του Cessna Caravan και τις βιβλιογραφικές αναφορές σχετικά με τις διαστάσεις του που αναφέρονται παραπάνω.

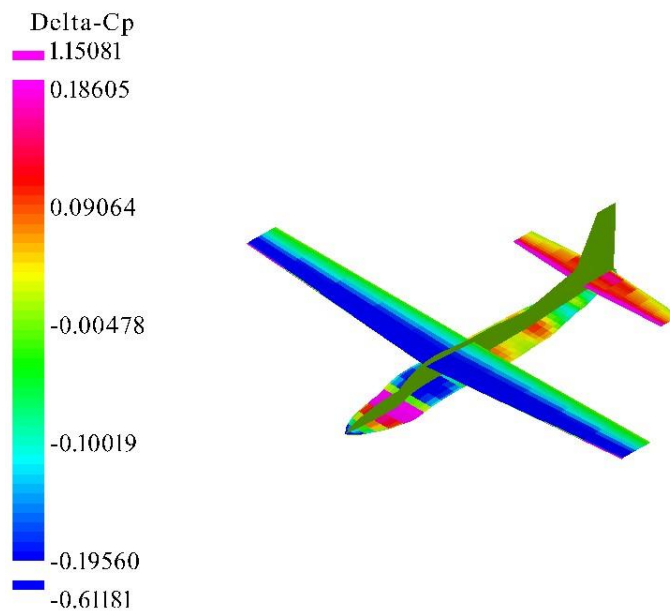


Σχήμα 16: Σχέδιο του αεροσκάφους αναφοράς

Η γεωμετρία OpenVSP μεταφέρθηκε στο πακέτο προσομοίωσης VSPAERO. Στη συνέχεια χρησιμοποιήθηκε η αριθμητική μέθοδος ανάλυσης πτερυγών και αεροδυναμικών σωμάτων VLM (Vortex Lattice Method). Περισσότερες λεπτομέρειες σχετικά με αυτήν την μέθοδο μπορούν να βρεθούν στην Αναφ. [22]. Αναλυτικότερες πληροφορίες σχετικά με τις παραμέτρους προσομοίωσης παρουσιάζονται στον Πίνακα 5. Μία κατανομή του συντελεστή πίεσης φαίνεται στην Σχήμα 17.

Παράμετρος	Τιμή
Ταχύτητα ελευθέρως ροής V [m/s]	88
Πυκνότητα ρ [kg/m ³]	0,659
Αριθμός Reynold Re [-]	6×10^6
Αριθμός Mach M [-]	0,28

Πίνακας 5: Συνθήκες λειτουργίας που επιλέχθηκαν για τις αεροδυναμικές προσομοιώσεις της γεωμετρίας του αεροσκάφους αναφοράς.



Σχήμα 17: Κατανομή συντελεστή πίεσης στο αεροσκάφος σε $\alpha = 0^\circ$

Οκτώ σημεία λειτουργίας υπολογίστηκαν χρησιμοποιώντας αυτήν την προσέγγιση: από -4° έως 10° γωνία προσβολής, σε βήμα των 2° .

Τα αποτελέσματα των τιμών από την παραπάνω υπολογιστική διαδικασία φαίνονται παρακάτω:

Συντελεστής	Τιμή
Διάταμα AR [-]	9,7
Ελάχιστος συντελεστής άνωσης $C_{L,o}$ [-]	0,0004
Ελάχιστος συντελεστής οπισθέλκουσας $C_{D,min}$ [-]	0,014

Πίνακας 6: Αεροδυναμικοί συντελεστές αεροσκάφους αναφοράς

Με τις παραπάνω τιμές υπολογίστηκαν οι παρακάτω συντελεστές:

Απόδοση εκπετάσματος του *Oswald*:

$$e = 1.78 \times (1 - 0.45 \times AR^{0.68}) - 0.64 = 0,76$$

Σταθερά επαγόμενης οπισθέλκουσας λόγω άνωσης:

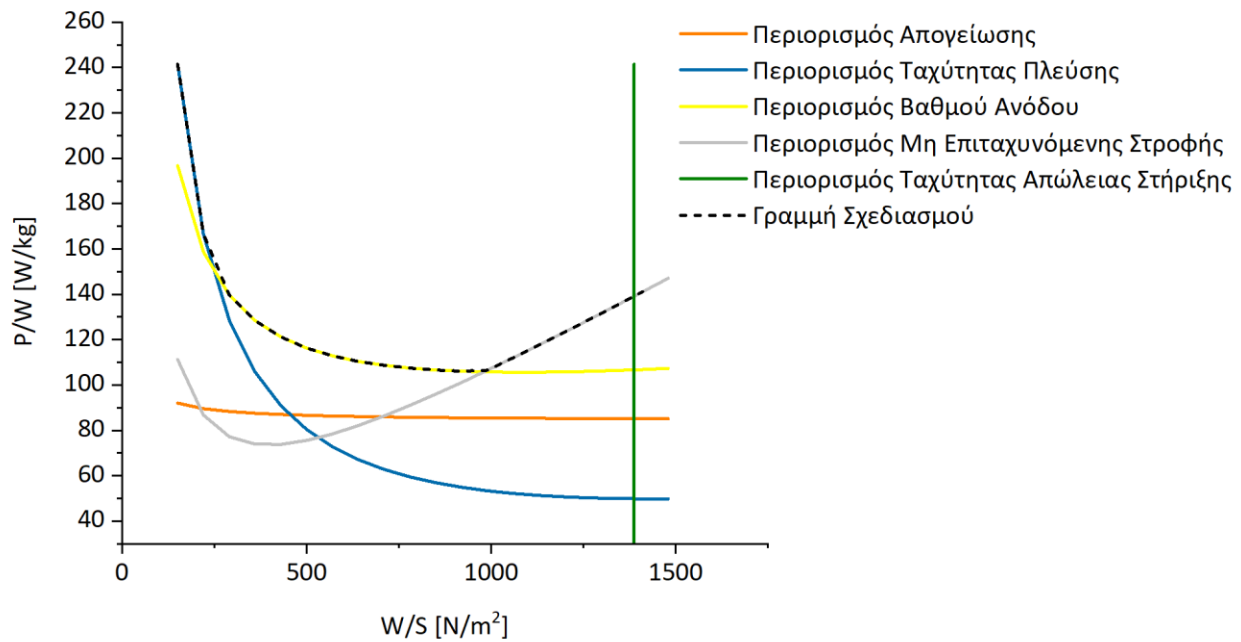
$$k = \frac{1}{\pi \times AR \times e} = 0,043178$$

Για την τιμή του μέγιστου συντελεστή άνωσης για σταθερή ταχύτητα απώλειας στήριξης (stall speed) $C_{L,max}$ εφαρμόστηκε ο μαθηματικός τύπος για τιμές μέγιστου βάρους ($m=3.629$ kg) και σε ελάχιστο ύψος (1 m) ώστε να βρεθεί η κατά το δυνατόν μεγαλύτερη τιμή για λόγους ασφαλείας [14].

$$C_{L,max} = \frac{1}{q_{stall}} \times \frac{W}{S} = 2,7$$

4.2 Διάγραμμα αντιστοίχισης

Κατόπιν της συλλογής όλων των παραπάνω δεδομένων, μπορούν να αποτυπωθούν οι καμπύλες των περιορισμών που θα καθορίσουν την γραμμή σχεδιασμού (design line) εισάγοντας διάφορες τιμές για το W/S_i , για $i=1$ μέχρι $i=n$ σε κάθε εξίσωση περιορισμού με σταθερό βήμα $W/S_{i+1}-W/S_i=b$. Το σταθερό βήμα χρησιμοποιείται ώστε στη συνέχεια να γίνει το ισοϋψές διάγραμμα του χώρου σχεδιασμού. Με βάση τις τιμές του T/W υπολογίστηκαν οι τιμές του P/W με την Εξ. 3-10. Παρακάτω παρουσιάζεται το διάγραμμα $P/W-W/S$ για κάθε καμπύλη περιορισμού.



Σχήμα 18: Διάγραμμα αντιστοίχισης αεροσκάφους αναφοράς

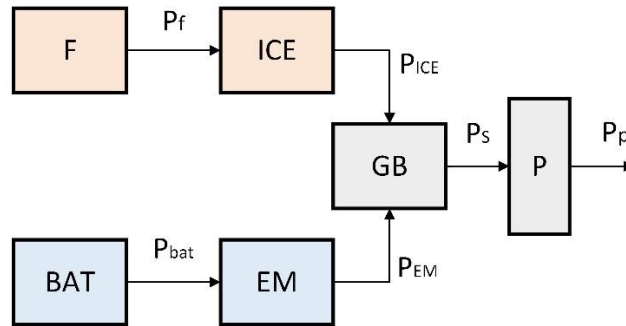
4.3 Υπολογισμός μέγιστης μάζας απογείωσης

Κατά τον υπολογισμό της μέγιστης μάζας απογείωσης έγινε ο καθορισμός τριών υποθετικών πτήσεων του νέου αεροσκάφους. Το προφίλ κάθε πτήσης, τα τεχνολογικά χαρακτηριστικά του συστήματος πρόωσης και οι επιμέρους βαθμοί απόδοσης είναι αυτά που καθορίζουν τις ενεργειακές απαιτήσεις του αεροπλάνου για όλα τα στάδια της πτήσης και επομένως τις τελικές μάζες μέγιστης απογείωσης για κάθε τύπο σύνδεσης, που θα παρουσιαστούν στα αποτελέσματα στο επόμενο κεφάλαιο.

4.3.1 Σύστημα μετάδοσης κίνησης και βαθμοί απόδοσης

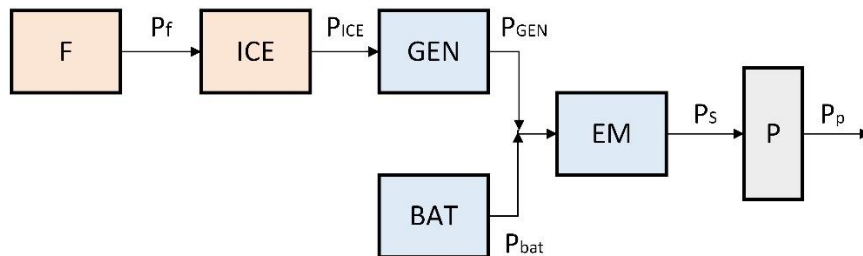
Ποικίλες εκδοχές διατάξεων μπορούν να παρουσιαστούν για το σύστημα μετάδοσης κίνησης σε ένα σύστημα (υβριδικής-) ηλεκτρικής πρόωσης [23]. Κάθε μελέτη και έρευνα εστιάζει σε διαφορετικά σημεία με πιο λεπτομερή στοιχεία στο θέμα που πραγματεύεται. Στην εφαρμογή της μεθόδου της αρχικής διαστασιολόγησης σε αυτή τη διπλωματική επιλέχθηκε ένα απλοποιημένο μοντέλο όπου κάθε κομμάτι του συστήματος μετάδοσης έχει το δικό του ειδικό βάρος και βαθμό απόδοσης.

Στο παράλληλο υβριδικό σύστημα (Σχήμα 19) θεωρήθηκε ότι η μηχανή εσωτερικής καύσης (Internal combustion engine) και ο ηλεκτρικός κινητήρας (electric motor) είναι συνδεδεμένα με ένα κιβώτιο ταχυτήτων (gear box) και το οποίο είναι συνδεδεμένο μηχανικά με έναν άξονα στην έλικα (propeller) του αεροσκάφους.



Σχήμα 19: Διάταξη του παράλληλου υβριδικού συστήματος που επιλέχθηκε

Στο σε-σειρά υβριδικό σύστημα (Σχήμα 20) θεωρήθηκε ότι η έλικα είναι συνδεδεμένη μηχανικά με τον ηλεκτρικό κινητήρα. Το ηλεκτρικό μέρος τροφοδοτείται από την μπαταρία και τη γεννήτρια (generator) η οποία είναι συνδεδεμένη μηχανικά με την μηχανή εσωτερικής καύσης.



Σχήμα 20: Διάταξη του σε σειρά υβριδικού συστήματος που επιλέχθηκε

Σύστημα μπαταριών

Για το σύστημα των μπαταριών η εσωτερική αντίσταση και άλλες απώλειες θεωρούνται σχεδόν μηδενικές και επομένως η απόδοση των μπαταριών ορίζεται στο 99% (Πίνακας 7). Για να διατηρηθεί ο χρόνος ζωής της μπαταρία εκτιμάται μία 10% κατάσταση ελάχιστης φόρτισης (dof) και για τιμή ειδικής ενέργειας $E^*_{bat}=1.500 \text{ Wh/kg}$ [20]. Οι τιμές αυτές ανταποκρίνονται στις προβλέψεις για τις αναμενόμενες τιμές το 2035 [24]. Ο κάθε μελετητής μπορεί να εισαγάγει διαφορετικές τιμές ανάλογα με τις εκτιμήσεις που παρουσιάζονται σε έρευνες για την πρόοδο της χωρητικότητας των μπαταριών σε μελλοντικές εφαρμογές.

Μηχανή εσωτερικής καύσης

Για τη σύγκριση των (υβριδικών-) ηλεκτρικών διατάξεων, ο βαθμός απόδοσης της MEK είναι σταθερός, ανεξαρτήτως της παροχής ισχύος ή του σταδίου πτήσης. Θεωρείται $\eta_{GT}=0.30$ [25] και με μία ειδική κατανάλωση καυσίμου ανά μονάδα ισχύος πέδης BSFC=390 g/kWh. Αυτός ο βαθμός απόδοσης εφαρμόζεται τόσο στα (υβριδικά-) ηλεκτρικά συστήματα όσο και στο συμβατικό αεροσκάφος. Τέλος, η μάζα της εκτιμάται να έχει ειδική ισχύ $P^*_{GT}=3,175 \text{ kW/kg}$, όσο η PT6A-114 μηχανή του Cessna Caravan.

Ηλεκτρικές μηχανές

Οι ηλεκτρικές μηχανές (EM και GEN) θεωρήθηκε ότι αποδίδουν 6 kW/kg [20]. Εφόσον το σύστημα θερμικής διαχείρισης και επιπρόσθετα στοιχεία στο σύστημα διαχείρισης της ισχύος και μετάδοσης (PMAD-power management and distribution system) μπορούν σημαντικά να αυξήσουν το βάρος του συστήματος, η συνολική μάζα του ηλεκτρικού συστήματος αυξάνεται. Αυτή η αύξηση επιλέγεται λόγω έλλειψης πληροφοριών για την αρχική διαστασιολόγηση πάνω σε επιμέρους στοιχεία του συστήματος, όπως το σύστημα ψύξης ή τα καλώδιά του. Γι' αυτό, η ισχύς ανά βάρος που επιλέγεται για τις ηλεκτρικές μηχανές θεωρείται ότι είναι 5 kW/kg. Για να συμπεριληφθούν οι απώλειες ολόκληρου του ηλεκτρικού συστήματος ένας σταθερός βαθμός απόδοσης της μηχανής ορίζεται στο 95% και ο βαθμός απόδοσης όλων των υπόλοιπων επιμέρους στοιχείων θεωρείται 100%.

Έλικα

Η απόδοση της έλικας θεωρείται σταθερή σε όλα τα στάδια της πτήσης με τιμή $\eta_{pr}=0,85$ [26] και η ισχύς ανά βάρος θεωρείται αμελητέα κατά τον υπολογισμό.

Κιβώτιο ταχυτήτων

Ο σχεδιασμός του παράλληλου-υβριδικού συστήματος είναι πιο πολύπλοκος από ό,τι ο σε σειρά. Για να υπάρχει η δυνατότητα η μηχανή εσωτερικής καύσης και ο ηλεκτρικός κινητήρας να λειτουργούν ταυτόχρονα, ένα σύνθετο κιβώτιο ταχυτήτων (gearbox) θα πρέπει να εκτελέσει αυτήν τη διαδικασία. Οι απώλειες που εκτιμάται ότι θα υπάρχουν είναι της τάξης του 0,01%, με την τιμή του βαθμού απόδοσης να ισούται με $\eta_{GB}=0,99$ [27]. Η ισχύς του ανά βάρος είναι αμελητέα κατά τον υπολογισμό.

Παράμετρος	Τιμή
Ειδική ισχύς Μ.Ε.Κ. P_{ICE}^* [kW/kg]	3,175
Βαθμός απόδοσης Μ.Ε.Κ. η_{ICE} [-]	0,3
Ειδική ισχύς Η.Μ. P_{EM}, P_{GEN}^* [kW/kg]	5
Βαθμός απόδοσης Η.Μ. η_{EM}, η_{GEN} [-]	0,95
Ειδική ενέργεια μπαταρίας E_{bat}^* [Wh/kg]	1.500
Βαθμός απόδοσης μπαταρίας η_{bat} [-]	0,99
Κατάσταση ελάχιστης φόρτισης d_{dr} [-]	10%
Βαθμός απόδοσης κιβωτίου ταχυτήτων η_{GB} [-]	0,99
Βαθμός απόδοσης έλικας η_{pr} [-]	0,85

Πίνακας 7: Τεχνολογικά χαρακτηριστικά του συστήματος μετάδοσης κίνησης

Γνωρίζοντας τα παραπάνω χαρακτηριστικά μπορεί να υπολογιστεί ο βαθμός απόδοσης η_{StT} και η_{BtT} , για τις εξισώσεις και για τους δύο τύπους διάταξης.

Παράλληλη σύνδεση:

$$\eta_{StT,ICE} = \eta_{GB} \times \eta_{pr} = 0,84$$

$$\eta_{StT,EM} = \eta_{GB} \times \eta_{pr} = 0,84$$

$$\eta_{BtT} = \eta_{EM} \times \eta_{GB} \times \eta_{pr} = 0,8$$

Σε σειρά σύνδεση:

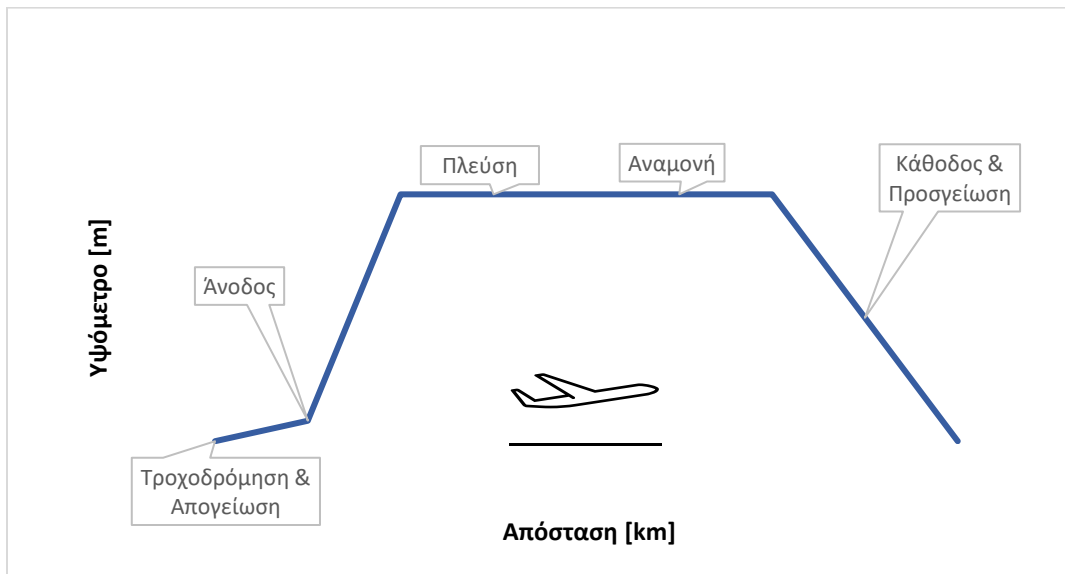
$$\eta_{StT,ICE} = \eta_{GEN} \times \eta_{EM} \times \eta_{pr} = 0,76$$

$$\eta_{StT,EM} = \eta_{pr} = 0,85$$

$$\eta_{BtT} = \eta_{EM} \times \eta_{pr} = 0,8$$

4.3.2 Προφίλ Πτήσεων

Η γενική προσέγγιση στο προφίλ κάθε πτήσης είναι απλή και περιλαμβάνει τα βασικά στάδια μίας πτήσης. Στο Σχήμα 21 φαίνεται η λογική που ακολουθήθηκε για όλες τις πτήσεις. Να σημειωθεί ότι το στάδιο της καθόδου δεν συμπεριλήφθηκε στον υπολογισμό της απαιτούμενης ενέργειας κινητήρων κάθε πτήσης, καθώς θεωρήθηκε ότι η κάθοδος γίνεται με μέγιστο λόγο άνωσης-οπισθέλκουσας L/D_{max} , δηλαδή το αεροπλάνο δε χρησιμοποιεί τους κινητήρες πρόωσης σε αυτήν τη διαδικασία.



Σχήμα 21: Γενικό προφίλ των πτήσεων

Επίσης, όπως αναφέρθηκε και παραπάνω η ανώτατη τιμή μέγιστης μάζας απογείωσης σύμφωνα με τους διεθνείς κανονισμούς για τον συγκεκριμένο τύπο αεροσκαφών είναι 5.670 kg.

Για τη μελέτη της Πτήσης I του αεροσκάφους επιλέχθηκε το ελάχιστο δυνατό φορτίο και η μέγιστη απόσταση πλεύσης σύμφωνα με στοιχεία του αεροσκάφους αναφοράς.

Απαίτηση		Ταχύτητα Αέρα [m/s]
Τροχοδρόμηση & Απογείωση	ΜΣΘ	35
Άνοδος [m]	6.000	Βέλτιστο RoC
Πλεύση [km]	1.982	88
Αναμονή [min]	45	65
Κάθοδος & Προσγείωση	ΜΣΘ	Βέλτιστο L/D
Φορτίο [kg]	490	

Πίνακας 8: Προφίλ Πτήσης I

Για τη μελέτη της Πτήσης II του αεροσκάφους επιλέχθηκε το μέγιστο δυνατό φορτίο και η ελάχιστη απόσταση πλεύσης σύμφωνα με στοιχεία του αεροσκάφους αναφοράς.

Απαίτηση		Ταχύτητα Αέρα [m/s]
Τροχοδρόμηση & Απογείωση	ΜΣΘ	35
Άνοδος [m]	6.000	Βέλτιστο RoC
Πλεύση [km]	180	88
Αναμονή [min]	45	65
Κάθοδος & Προσγείωση	ΜΣΘ	Βέλτιστο L/D
Φορτίο [kg]	1.393	

Πίνακας 9: Προφίλ Πτήσης II

Για τη μελέτη της Πτήσης III του αεροσκάφους επιλέχθηκε φορτίο με συντελεστή πληρότητας φορτίου 75% και με μία μέση απόσταση πλεύσης σύμφωνα με στοιχεία του αεροσκάφους αναφοράς.

Απαίτηση		Ταχύτητα Αέρα [m/s]
Τροχοδρόμηση & Απογείωση	ΜΣΘ	35
Άνοδος [m]	6.000	Βέλτιστο RoC
Πλεύση [km]	1.000	88
Αναμονή [min]	45	65
Κάθοδος & Προσγείωση	ΜΣΘ	Βέλτιστο L/D
Φορτίο [kg]	1.045	Συντελεστής πληρότητας φορτίου (75%)

Πίνακας 10: Προφίλ Πτήσης III

Για κάθε προφίλ πτήσης που παρουσιάζεται στους παραπάνω πίνακες έγινε ο υπολογισμός της μέγιστης μάζας απογείωσης (MTOM), της οποίας τα αποτελέσματα παρουσιάζονται στο επόμενο κεφάλαιο.

5 Αποτελέσματα

Στον παρακάτω πίνακα παρατίθενται συγκεντρωτικά οι απαιτήσεις και οι κυριότερες τεχνολογικές προδιαγραφές που αναφέρθηκαν παραπάνω, οι οποίες χρησιμοποιήθηκαν για τον υπολογισμό της συνολικής μέγιστης μάζας και του διαγράμματος του χώρου σχεδιασμού.

Απαιτήσεις		Αεροδυναμικά Δεδομένα	
Διαδρόμηση Απογείωσης [m]	354	$C_{L,max}$	2,7
Βαθμός Ανόδου [m/s]	6,2	$C_{D,min}$	0,014
Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης [m/s]	32	$C_{L,0}$	0,0004
Ταχύτητα Πλεύσης [m/s]	88	Διάταμα AR	9,7
Μέγιστο Φορτίο [kg]	1.393	Απόδοση Εκπετάσματος e	0,76
Τεχνολογικές Προδιαγραφές			
Ισχύς ανά Βάρος ΗΜ [kW/kg]	5	Ενέργεια ανά Βάρος Μπαταρίας [Wh/kg]	1.500
Ισχύς ανά Βάρος ΜΕΚ [kW/kg]	3,175	Ειδική Κατανάλωση ΜΕΚ [gr/kW/h]	390

Πίνακας 11: Απαιτήσεις και τεχνολογικές προδιαγραφές

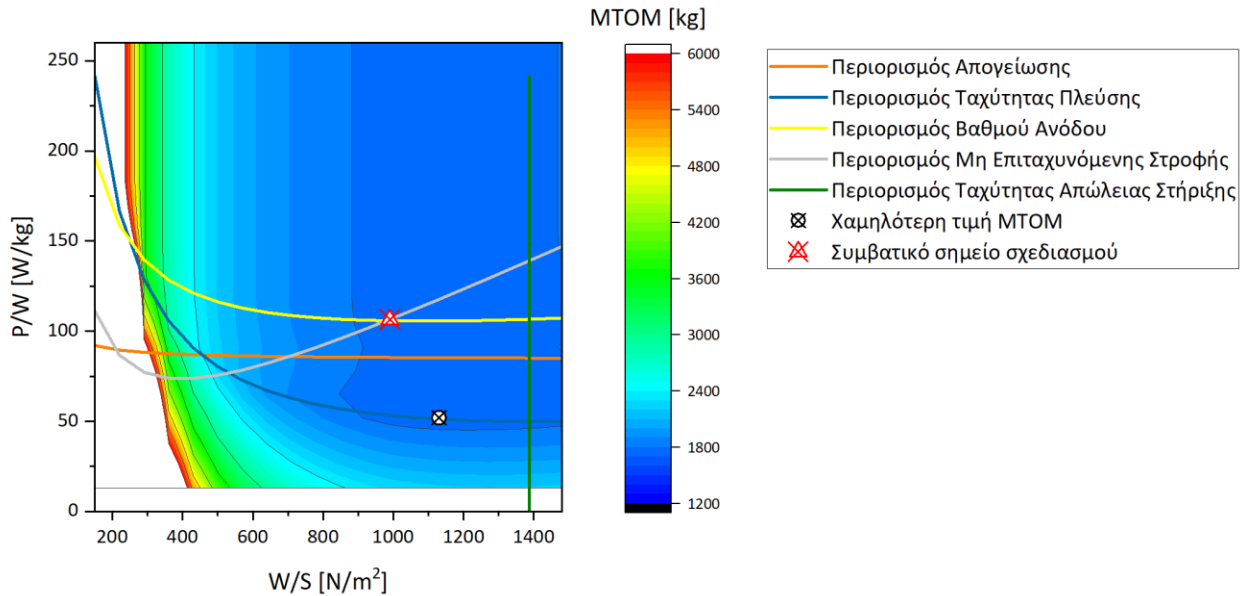
Τα αποτελέσματα αντιστοιχούν σε κάθε προφίλ πτήσης και γίνεται σύγκριση ανάμεσα στα υβριδικά συστήματα (παράλληλο – σε σειρά) και σε ένα συμβατικό σύστημα. Σε κάθε διάγραμμα διακρίνονται οι καμπύλες από το διάγραμμα αντιστοίχισης και το εύρος των αποτελεσμάτων της μέγιστης μάζας απογείωσης.

Ως συμβατικό σημείο σχεδιασμού στο διάγραμμα παράλληλης σύνδεσης υποδεικνύεται το σημείο χαμηλότερης μάζας ενός συμβατικού αεροσκάφους χωρίς ηλεκτρικό σύστημα, ενώ ως συμβατικό σημείο σχεδιασμού στο διάγραμμα σύνδεσης σε σειρά υποδεικνύεται το σημείο χαμηλότερης μάζας ενός υβριδικού σε σειρά αεροσκάφους χωρίς σύστημα μπαταριών.

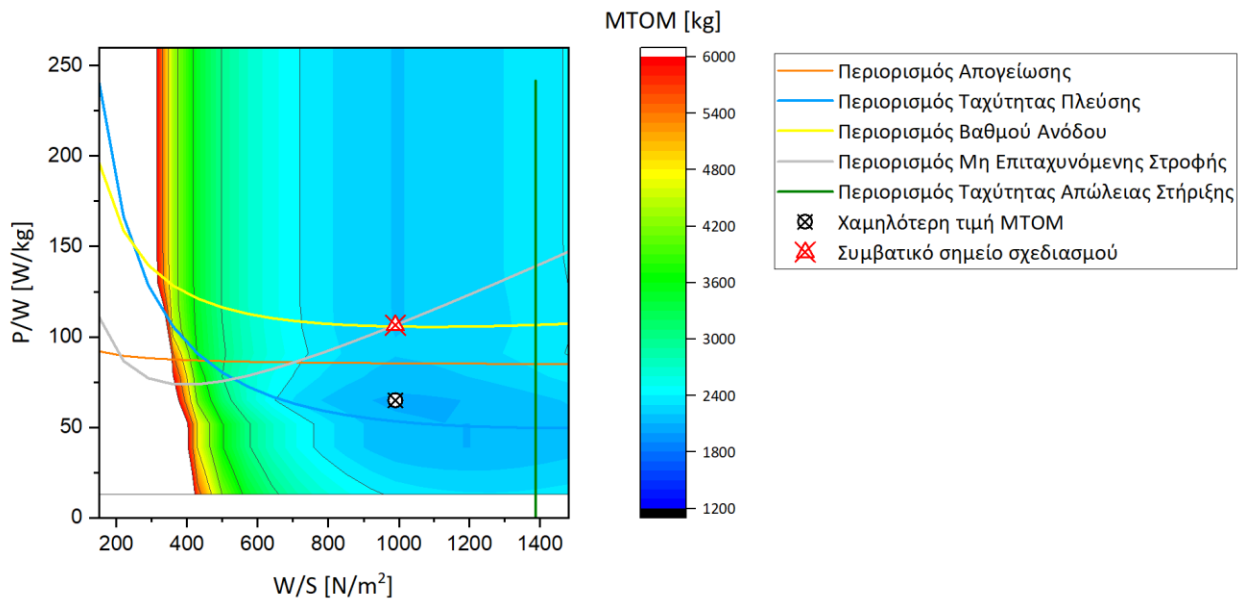
Επίσης, στους πίνακες αποτελεσμάτων αναφέρεται και το ιδανικό σημείο σχεδιασμού που αντιστοιχεί στην χαμηλότερη μέγιστη μάζα απογείωσης, αλλά και οι τιμές των επιμέρους στοιχείων του κάθε συστήματος.

5.1 Πτήση I

Το αεροσκάφος διαστασιολογήθηκε για μία μέγιστη απόσταση πλεύσης 1.982 km + 45 min αναμονής, όπως καθορίζουν οι διεθνείς κανονισμοί και για μία ελάχιστη τιμή φορτίου 490 kg. Τα αποτελέσματα της πτήσης φαίνονται στα γραφήματα του χώρου σχεδιασμού και στους ακόλουθους πίνακες.



Σχήμα 22: Χώρος σχεδιασμού παράλληλης-υβριδικής σύνδεσης, Πτήση I



Σχήμα 23: Χώρος σχεδιασμού σε σειρά-υβριδικής σύνδεσης, Πτήση I

Πτήση I	Συμβατικό ICE	P-Hybrid	S-Hybrid
MTOM [kg]	1.764	1.732,8	2.074
W/S [N/m ²]	990	1130	990
P/W [W/kg]	106,5	117,6	106,5
S [m ²]	17,5	15	20,5
b [m]	13	12	14,1
H _p	-	0,55	1,6
H _{E,average}	-	0,03	0,02
m _{ICE} [kg]	70	46,6	70
m _{EM} [kg]	-	18,9	56
m _{GEN} [kg]	-	-	42
m _{Fuel} [kg]	264	234	327
m _{Battery} [kg]	-	15	13

Πίνακας 12: Πίνακας αποτελεσμάτων, Πτήση I

Απαίτηση		Ταχύτητα Αέρα [m/s]
Τροχοδρόμηση & Απογείωση	ΜΣΘ	35
Άνοδος [m]	6.000	Βέλτιστο RoC
Πλεύση [km]	1.982	88
Αναμονή [min]	45	65
Κάθοδος & Προσγείωση	ΜΣΘ	Βέλτιστο L/D
Φορτίο [kg]	490	

Πίνακας 13: Προφίλ Πτήσης I

Τα αποτελέσματα και οι απαιτήσεις της πτήσης μπορούν να οδηγήσουν στα ακόλουθα συμπεράσματα:

Παράλληλα υβριδικό:

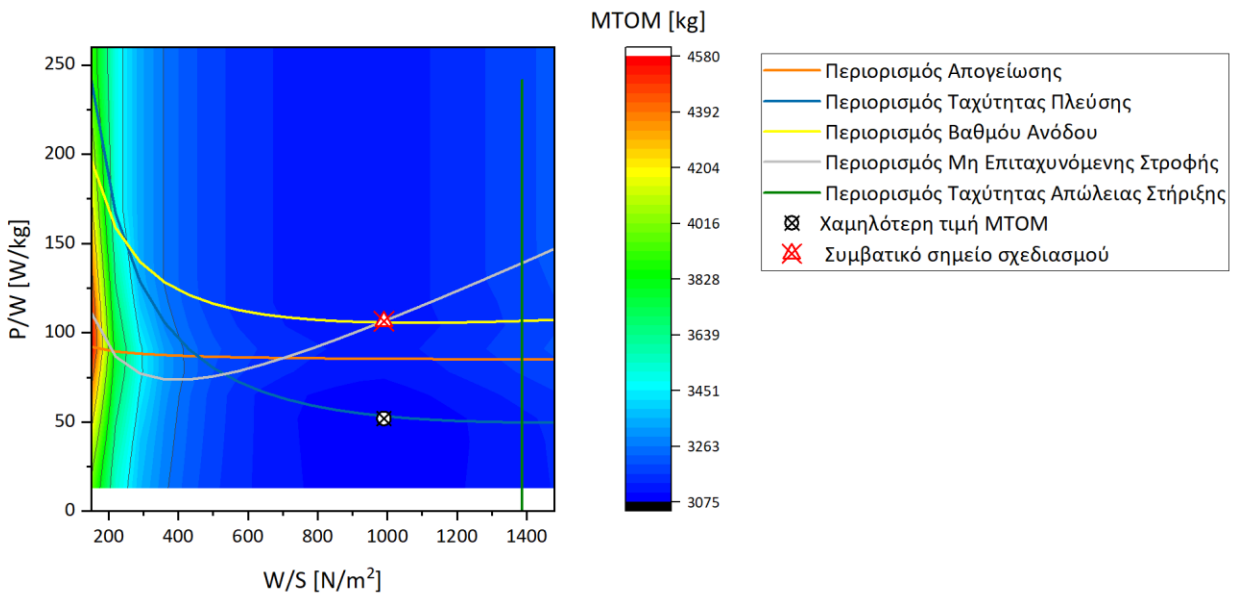
- Είναι το ελαφρύτερο από τα υπόλοιπα συστήματα.
- Το σημείο σχεδιασμού μετατοπίζεται σε υψηλότερο φόρτο πτέρυγας (W/S).
- Ο βαθμός υβριδισμού της ισχύος ($H_p=0,55$) είναι υψηλός, καθώς για τα στάδια της πτήσης εκτός της πλεύσης απαιτείται η υποβοήθηση από τον ηλεκτρικό κινητήρα της διάταξης. Ουσιαστικά απαιτείται ένας μεγάλος ηλεκτρικός κινητήρας που θα αποδώσει υψηλή ισχύ για μικρές χρονικές περιόδους.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας ($H_E=0,03$) είναι χαμηλός, καθώς το στάδιο της πτήσης που απαιτεί την περισσότερη ενέργεια, η πλεύση (1.982 km), είναι πιο αποδοτικό να καλυφθεί από τον θερμικό κινητήρα της διάταξης.

Σε σειρά υβριδικό:

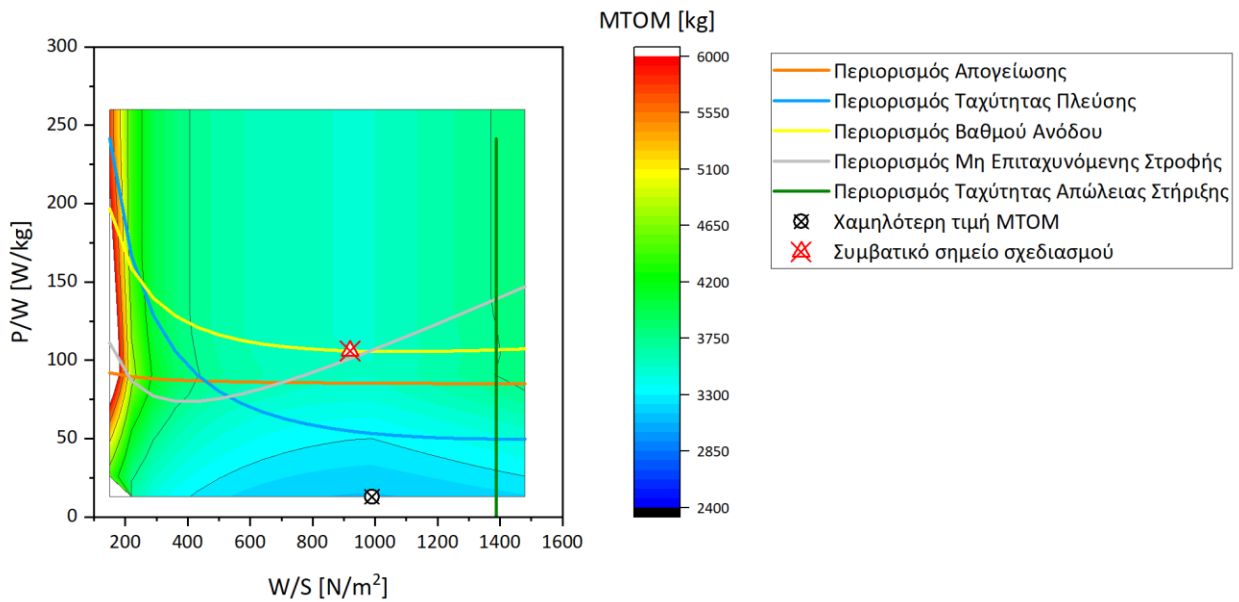
- Είναι το πιο βαρύ αεροσκάφος από τα υπόλοιπα συστήματα.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ισχύος είναι υψηλός ($H_p=1,6$), διότι ο ηλεκτρικός κινητήρας της διάταξης χρησιμοποιεί τις μπαταρίες για όλα τα στάδια της πτήσης εκτός της πλεύσης. Ο ηλεκτρικός κινητήρας της διάταξης απαιτεί ουσιαστικά υψηλότερη ισχύ, από ό,τι ήδη τροφοδοτείται από τη γεννήτρια της διάταξης, για μικρό χρονικό διάστημα. Γι' αυτό είναι και πολύ μεγαλύτερος συγκριτικά με τον ηλεκτρικό κινητήρα της παράλληλης διάταξης.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας είναι χαμηλός ($H_E=0,022$), καθώς στο μεγαλύτερο και πιο ενεργοβόρο στάδιο της πτήσης, την πλεύση (1.982 km), είναι πιο αποδοτικό να λειτουργεί ο θερμικός κινητήρας και η γεννήτρια της διάταξης.

5.2 Πτήση II

Το αεροσκάφος διαστασιολογήθηκε για μία ελάχιστη απόσταση πλεύσης 180 km + 45 min αναμονής, όπως καθορίζουν οι διεθνείς κανονισμοί και για μία μέγιστη τιμή φορτίου 1.393 kg. Τα αποτελέσματα της πτήσης φαίνονται στα γραφήματα του χώρου σχεδιασμού και στους ακόλουθους πίνακες.



Σχήμα 24: Χώρος σχεδιασμού παράλληλης-υβριδικής σύνδεσης, Πτήση II



Σχήμα 25: Χώρος σχεδιασμού σε σειρά-υβριδικής σύνδεσης, Πτήση II

Πτήση II	Συμβατικό ICE	P-Hybrid	S-Hybrid
MTOM [kg]	3.115	3.077	3.138
W/S [N/m ²]	990	990	990
P/W [W/kg]	106,5	106,5	106,5
S [m ²]	31	30,49	31,1
b [m]	17,35	17,2	17,36
H _p	-	0,51	8,19
H _{E,average}	-	0,18	0,75
m _{ICE} [kg]	124	75	21
m _{EM} [kg]	-	30,5	80
m _{GEN} [kg]	-	-	12,7
m _{Fuel} [kg]	96	65	18
m _{Battery} [kg]	-	28	103

Πίνακας 14: Πίνακας αποτελεσμάτων, Πτήση II

Απαίτηση		Ταχύτητα Αέρα [m/s]
Τροχοδρόμηση & Απογείωση	ΜΣΘ	35
Άνοδος [m]	6.000	Βέλτιστο RoC
Πλεύση [km]	180	88
Αναμονή [min]	45	65
Κάθοδος & Προσγείωση	ΜΣΘ	Βέλτιστο L/D
Φορτίο [kg]	1.393	

Πίνακας 15: Προφίλ Πτήσης II

Τα συμπεράσματα που εξάγονται είναι τα εξής:

Παράλληλα υβριδικό:

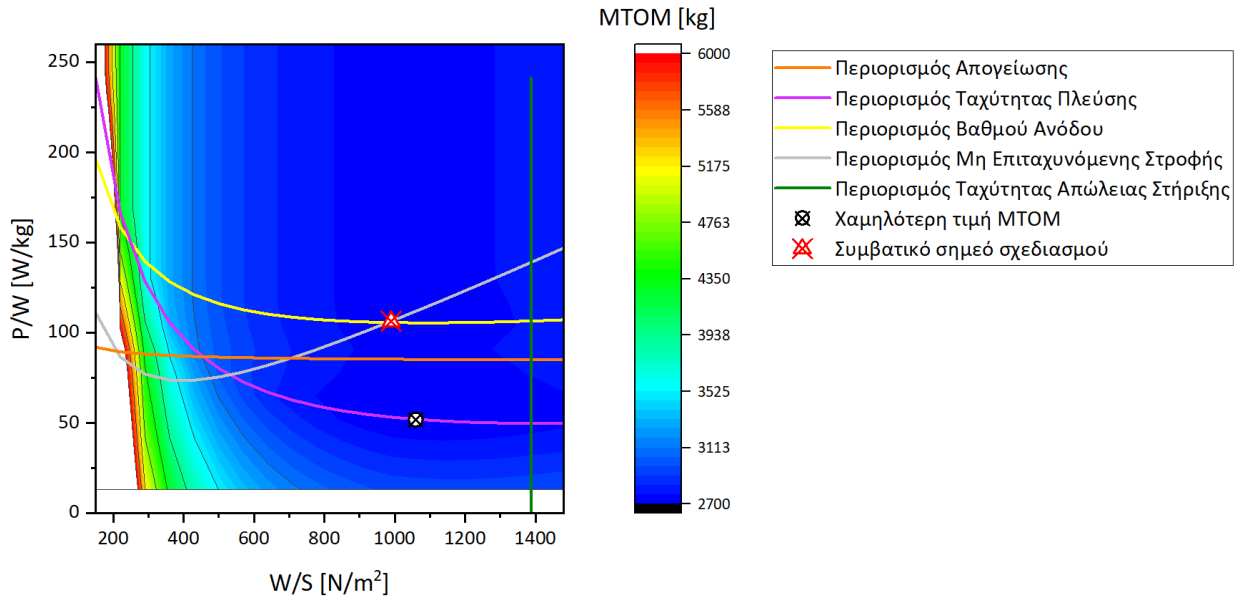
- Είναι το ελαφρύτερο από τα υπόλοιπα συστήματα.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ισχύος είναι υψηλός ($H_p=0,51$), επειδή ο ηλεκτρικός κινητήρας χρησιμοποιείται για τα όλα στάδια της πτήσης εκτός της πλεύσης. Απαιτείται ουσιαστικά ένας ηλεκτρικός κινητήρας με υψηλή ισχύ για μικρά χρονικά διαστήματα, όπως είναι αυτό της απογείωσης και της ανόδου.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας είναι σχετικά υψηλός ($H_E=0,18$), διότι ενώ κατά την διάρκεια της πλεύσης χρησιμοποιείται ο θερμικός κινητήρας, η απόσταση πλεύσης είναι αρκετά μικρή.

Σε σειρά-υβριδικό:

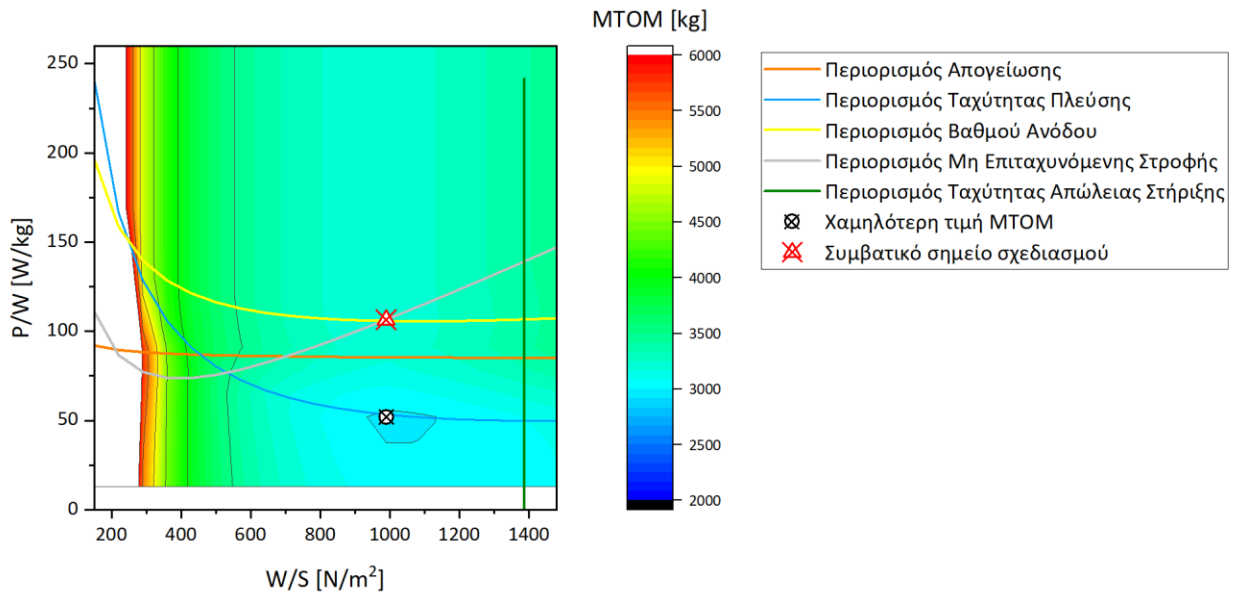
- Είναι το πιο βαρύ αεροσκάφος από τα υπόλοιπα συστήματα.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ισχύος είναι αρκετά υψηλός ($H_p=8,19$), διότι οι μπαταρίες είναι απαραίτητες σε όλα τα στάδια της πτήσης. Η γεννήτρια και ο θερμικός κινητήρας της διάταξης συμβάλλουν σε χαμηλό ποσοστό κατά τη διάρκεια της πτήσης.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας είναι υψηλός ($H_E=0,75$), καθώς ο ηλεκτρικός κινητήρας σε όλα τα στάδια της πτήσης χρειάζεται τις μπαταρίες για να καλύψει τις καμπύλες των περιορισμών.

5.3 Πτήση III

Το αεροσκάφος διαστασιολογήθηκε για μία μέση απόσταση πλεύσης 1.000 km + 45 min αναμονής, όπως καθορίζουν οι διεθνείς κανονισμοί και για μία μέγιστη τιμή φορτίου 1.045 kg. Τα αποτελέσματα της πτήσης φαίνονται στα γραφήματα του χώρου σχεδιασμού και στους ακόλουθους πίνακες.



Σχήμα 26: Χώρος σχεδιασμού παράλληλης-υβριδικής σύνδεσης, Πτήση III



Σχήμα 27: Χώρος σχεδιασμού σε σειρά-υβριδικής σύνδεσης, Πτήση III

Πτήση III	Συμβατικό ICE	P-Hybrid	S-Hybrid
MTOM [kg]	2.736	2.700	2.979
W/S [N/m ²]	990	1.060	990
P/W [W/kg]	106,5	112,03	106,5
S [m ²]	27,1	25	29,5
b [m]	16,2	15,57	16,9
H _p	-	0,53	1,6
H _{E,average}	-	0,05	0,07
m _{ICE} [kg]	109	70	80
m _{EM} [kg]	-	28	80
m _{GEN} [kg]	-	-	48
m _{Fuel} [kg]	232	200	243
m _{Battery} [kg]	-	24	35

Πίνακας 16: Πίνακας αποτελεσμάτων, Πτήση III

Απαίτηση		Ταχύτητα Αέρα [m/s]
Τροχοδρόμηση & Απογείωση	ΜΣΘ	35
Άνοδος [m]	6.000	Βέλτιστο RoC
Πλεύση [km]	1.000	88
Αναμονή [min]	45	65
Κάθοδος & Προσγείωση	ΜΣΘ	Βέλτιστο L/D
Φορτίο [kg]	1.045	Συντελεστής πληρότητας φορτίου (75%)

Πίνακας 17: Προφίλ Πτήσης III

Από τα παραπάνω διαγράμματα, τα αποτελέσματα και το προφίλ της πτήσης εξάγονται τα παρακάτω συμπεράσματα:

Παράλληλα υβριδικό:

- Είναι το ελαφρύτερο από τα υπόλοιπα συστήματα.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ισχύος είναι υψηλός ($H_p=0,53$), καθώς ενώ ο θερμικός κινητήρας είναι απαραίτητος για το στάδιο της πλεύσης, για τα υπόλοιπα στάδια που είναι μικρότερης χρονικής διάρκειας απαιτείται ένας μεγάλος ηλεκτρικός κινητήρας που θα αποδώσει υψηλή ισχύ σε μικρό χρονικό διάστημα.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας είναι χαμηλός ($H_E=0,05$), επειδή ο ηλεκτρικός κινητήρας δεν συμβάλλει κατά την διάρκεια της πλεύσης.

Σε σειρά υβριδικό:

- Είναι το πιο βαρύ αεροσκάφος από τα υπόλοιπα συστήματα.
- Ο βαθμός υβριδισμού ισχύος είναι υψηλός ($H_p=1,6$), διότι ο ηλεκτρικός κινητήρας πρέπει να είναι πιο μεγάλος από ό,τι απαιτεί η γεννήτρια, καθώς χρησιμοποιεί και τις μπαταρίες για μικρά χρονικά διαστήματα, όπως στην απογείωση.
- Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας είναι χαμηλός ($H_E=0,07$), επειδή το σύστημα των μπαταριών δεν συμβάλλει στο στάδιο της πλεύσης.

6 Συμπεράσματα

Η παρούσα διπλωματική εργασία αφορμάται και επιβεβαιώνει ότι η κλασική μέθοδος διαστασιολόγησης δεν επαρκεί για τη διαστασιολόγηση υβριδικών αεροσκαφών. Ο βαθμός υβριδισμού της ενέργειας και της ισχύος είναι εξέχουσας σημασίας στον σχεδιασμό ενός υβριδικού αεροσκάφους, διότι με αυτές τις τιμές ο κάθε σχεδιαστής διαστασιολογεί το σύστημα πρόωσης και τα επιμέρους στοιχεία του.

Το διάγραμμα αντιστοίχισης αποτελεί θεμελιώδες σκέλος της διαστασιολόγησης, δεδομένου ότι εκεί τίθενται οι απαιτήσεις ισχύος του αεροσκάφους. Παράλληλα, το διάγραμμα του χώρου σχεδιασμού είναι βασικό για τον σχεδιαστή, ώστε να αντιληφθεί τη συμπεριφορά του αεροσκάφους στις αλλαγές του βάρους και του βαθμού υβριδισμού.

Στα αποτελέσματα για όλα τα σενάρια πτήσεων που εκτελέστηκαν, οι παράλληλα-υβριδικές διατάξεις είναι πιο ελαφριές σε βάρος από ό,τι των διατάξεων σε σειρά. Η γεννήτρια αλλά και ο μεγαλύτερος ηλεκτρικός κινητήρας που απαιτείται σε ένα σε σειρά-υβριδικό σύστημα αυξάνουν τη συνολική μάζα της διάταξης.

Ο θερμικός κινητήρας είναι πιο αποδοτικός στο στάδιο της πλεύσης, ειδικά σε μεγάλες αποστάσεις. Για σύντομες περιόδους της πτήσης, όπως η απογείωση και η άνοδος, το ηλεκτρικό μέρος ενός υβριδικού αεροσκάφους παρέχει υποβοήθηση και είναι πιο αποτελεσματικό για τη συνολική ισχύ του συστήματος.

Χωρίς αεροδυναμικά πλεονεκτήματα τα σε σειρά υβριδικά αεροσκάφη υπολείπονται των παράλληλα υβριδικών. Παρ' όλα αυτά, ορισμένες σε σειρά υβριδικές διατάξεις συμβάλλουν στον αεροδυναμικό σχεδιασμό του αεροσκάφους, όπως στα συστήματα διανεμημένης πρόωσης (distributed propulsion).

Από ενεργειακή σκοπιά, το σύστημα μπαταριών παρουσίασε καλύτερα αποτελέσματα στην πιο κοντινή πτήση. Το βάρος των μπαταριών στις μεγάλες αποστάσεις φάνηκε στα διαγράμματα του χώρου σχεδιασμού να προκαλεί μεγάλη αύξηση του βάρους του υβριδικού αεροσκάφους.

Η μελέτη αποτελεί ένα χρήσιμο εργαλείο πάνω στην αρχική διαστασιολόγηση αεροσκαφών γενικής χρήσης. Η μεθοδολογία της προσφέρει χρήσιμες γνώσεις πάνω στην οπτική που πρέπει να έχει ένας μηχανικός μελετώντας ένα υβριδικό αεροσκάφος. Τα αποτελέσματά της δείχνουν ότι η κατασκευή ενός υβριδικού αεροσκάφους θα παρουσίαζε οφέλη στη συνολική απόδοσή του και εν μέρει στη μείωση του ενεργειακού αποτυπώματος κατά τη διάρκεια της πτήσης του.

Για περαιτέρω έρευνα θα ήταν χρήσιμο να εξεταστούν:

- Ποικίλες τιμές ειδικής ενέργειας μπαταριών, καθώς το βάρος των μπαταριών επηρεάζει σε μεγάλο βαθμό τη συνολική μάζα του αεροσκάφους.
- Η μελέτη άλλων τύπων αποθήκευσης ενέργειας, όπως το υδρογόνο και η σύγκριση των βαθμών υβριδισμού της ενέργειας μεταξύ τους.

- Ο σχεδιασμός του συγκεκριμένου τύπου αεροσκαφών με σύστημα διανεμημένης πρόωσης θα παρουσίαζε ιδιαίτερο ενδιαφέρον από μηχανολογικής άποψης, ώστε να ελεγχθεί η συμπεριφορά του στα στάδια της πτήσης και σε καταστάσεις μη λειτουργίας κάποιων εκ των κινητήρων του, ως μελέτη ασφαλείας.

Τέλος, η παρούσα διπλωματική θα μπορούσε να περάσει στο επόμενο στάδιο από αυτό της αρχικής διαστασιολόγησης – στο σκέλος της βελτιστοποίησης και κοστολόγησης του συστήματος πρόωσης.

7 Βιβλιογραφία

- [1] H. Zhang, C. Saudemont, B. Robyns και M. Petit, «Comparison of technical features between a More Electric Aircraft and a Hybrid Electric Vehicle,» IEEE, Harbin, China, 2008.
- [2] M. McNutt, «Climate Change Impacts,» *Science*, p. 435, 2 Aug 2013.
- [3] D. S. Lee, D. W. Fahey, P. M. Forster, P. J. Newton, R. C. Wit, L. L. Lim, B. Owen και R. Sausen, «Aviation and global climate change in the 21st century,» *ELSEVIER*, p. 18, 19 Apr 2008.
- [4] S. Arrowsmith, D. S. Lee, B. Owen, J. Faber, L. v. Wijngaarden, O. Boucher, A. Celikel, R. Deransy, J. Fuglestved, J. Laukia, M. T. Lund, R. Sausen, M. Schaefer, A. Skowron, S. Stromatas και A. Wat, «Updated analysis of the non-CO2 climate impacts of aviation and potential policy measures pursuant to the EU Emissions Trading System Directive Article 30(4),» EASA, Brussels, 2020.
- [5] M. Darecki, C. Edelstenne, T. Enders, E. Fernandez, P. Hartman, J. Herteman, M. Kerkloh, I. King, P. Ky, M. Mathieu, G. Orsi, G. Schotman, C. Smith και J. Wörner, «Flightpath 2050 Europe’s Vision for Aviation,» European Commission, Luxembourg, 2011.
- [6] NASA, «Strategic Implementation Plan,» NASA, 2017.
- [7] B. J. Brelje και J. R. Martins, «Electric, Hybrid, and Turboelectric Fixed-Wing Aircraft: A Review of Concepts, Models, and Design Approaches,» University of Michigan Department of Aerospace Engineering, Michigan, 2019.
- [8] A. Paleja, «Boeing dismantles old aircraft to build NASA’s newest experimental plane,» *Interesting Engineering*, 2024.
- [9] T. Saurav, P. M. J. και D. J. J., «A review of liquid hydrogen aircraft and propulsion technologies,» *International Journal of Hydrogen Energy*, pp. 1174-1196, 29 Feb 2024.
- [10] NASA, «www.nasa.gov,» 2024. [Ηλεκτρονικό]. [Πρόσβαση March 2024].
- [11] J. Lückhof, «Performance Estimation of Different UAV-Configurations in Preliminary Design,» Munich, 2017.

- [12] F. D. Felix, B. Carsten και B. Cees, «An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft,» Aachen, 2018.
- [13] S. C. Jensen, I. H. Rettie και E. A. Barber, «Role of Figures of Merit in Design Optimization and Technology Assessment,» *Journal of Aircraft*, Feb 1981.
- [14] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [15] D. Raymer, *Aircraft Design, A Conceptual Approach* 6th ed., Virginia: AIAA, 2018.
- [16] EASA, «Easy Access Rules for Normal, Utility,» EASA, 2018.
- [17] CFR, «Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes,» CFR, 2024.
- [18] E. Torenbeek, *Advanced Aircraft Design - Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*, Chichester: John Wiley and Sons, Ltd, 2013.
- [19] «Cessna by Textron Aviation,» Cessna, [Ηλεκτρονικό]. Available: cessna.txtav.com. [Πρόσβαση 28 Feb 2024].
- [20] A. Kusmierek, C. Galinski και W. Stalewski, «Review of the hybrid gas - electric aircraft propulsion systems versus alternative systems,» Elsevier, Warsaw, 2023.
- [21] Cessna Aircraft Company, *Specification and Description Cessna Caravan*, Wichita: Cessna Aircraft Company, 2014.
- [22] S. Pinzón, «Introduction to Vortex Lattice theory,» Embry-Riddle Aeronautical University, Bogotá, 2015.
- [23] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, «Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions,» National Academies Press, Washington, 2016.
- [24] K. A. Salem, G. Palaia και A. A. Quarta, «Review of hybrid-electric aircraft technologies and designs: Critical analysis,» Elsevier, Pisa, 2023.

- [25] M. Alrashed, T. Nikolaidis, P. Pilidis και S. Jafari, «Utilisation of turboelectric distribution propulsion in commercial aviation: A review on NASA's TeDP concept,» *Chinese Journal of Aeronautics*, pp. 56-57, 9 April 2021.
- [26] C. E. Riboldi, F. Gualdoni και L. Trainelli, «Preliminary weight sizing of light pure-electric and hybrid-electric aircraft,» Elsevier B.V., Milano, 2018.
- [27] A. Spinelli, G. P. Krupa, T. Kipouros, B. Berseneff και S. Fiette, «Investigation of the operational flexibility of a regional hybrid-electric aircraft,» *Journal of Physics*, Barcelona, 2021.
- [28] H. J. R., C. Bowman, A. Jankovsky, R. Dyson και J. Felder, «Overview of NASA Electrified Aircraft Propulsion Research for Large Subsonic Transports,» 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Atlanta, 2017.