



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ
ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ
ΤΟΜΕΑΣ ΗΛΕΚΤΡΙΚΗΣ ΙΣΧΥΟΣ

**Μελέτη, Ανάλυση και Προσομοίωση κάλυψης των ενεργειακών απαιτήσεων
μαχητικού μη επανδρωμένου αεροσκάφους (UAV) με ενσωμάτωση ΑΠΕ και
Συμβατικών Πηγών Ενέργειας**

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Νικόλαος Α. Δαμιανάκης

Επιβλέπων : Νικόλαος Χατζηαργυρίου

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Μάρτιος 2018



ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ

ΤΟΜΕΑΣ ΗΛΕΚΤΡΙΚΗΣ ΙΣΧΥΟΣ

Μελέτη, Ανάλυση και Προσομοίωση κάλυψης των ενεργειακών απαιτήσεων μαχητικού μη επανδρωμένου αεροσκάφους (UAV) με ενσωμάτωση ΑΠΕ και Συμβατικών Πηγών Ενέργειας

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Νικόλαος Α. Δαμιανάκης

Επιβλέπων : Νικόλαος Χατζηαργυρίου

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Εγκρίθηκε από την τριμελή εξεταστική επιτροπή τη 2^η Μαρτίου 2018

.....
Νικόλαος Χατζηαργυρίου

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Σταύρος Παπαθανασίου

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....
Πάυλος Γεωργιλιάκης

Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Μάρτιος 2018

.....
ΔΑΜΙΑΝΑΚΗΣ Α. ΝΙΚΟΛΑΟΣ

Διπλωματούχος Ηλεκτρολόγος Μηχανικός και Μηχανικός Υπολογιστών Ε.Μ.Π.

Copyright © Νικόλαος Α. Δαμιανάκης, 2018

Με επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All rights reserved.

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 και να διατηρείται το παρόν μήνυμα. 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 δεν πρέπει να ερμηνευθεί ότι αντιπροσωπεύουν τις επίσημες θέσεις του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου.

Πρόλογος

Η παρούσα διπλωματική εργασία εκπονήθηκε κατά το ακαδημαϊκό έτος 2017-2018 στον τομέα Ηλεκτρικής Ισχύος της Σχολής Ηλεκτρολόγων Μηχανικών και Μηχανικών Υπολογιστών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου. Θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά τον υπεύθυνο κατά την εκπόνηση της διπλωματικής εργασίας Καθηγητή κ. Νικόλαο Χατζηαργυρίου, για την ανάθεση της εργασίας, τον Δρ. Γεώργιο Κιόκε μέλος ΕΕΔΙΠ της σχολής Ικάρων και συνεργάτη ερευνητή του εργαστηρίου ΣΗΕ, καθώς και τον Δαύρο Ανδρέα συνεργάτη ερευνητή του εργαστηρίου ΣΗΕ για την υποστήριξη και την καθοδήγηση που μου παρείχαν καθόλη τη διάρκεια εκπόνησης αυτής της διπλωματικής εργασίας.

Τέλος, ευχαριστώ θερμά την οικογένειά μου και τους φίλους μου, ιδιαιτέρως την Αγλαμίσση Ασημίνα και τον Γκότση Σταύρο, για τη στήριξη και τη βοήθειά τους σε όλα αυτά τα χρόνια των σπουδών μου.

Περίληψη

Η παρούσα διπλωματική εργασία έχει ως στόχο την ανάδειξη των πλεονεκτημάτων (μειωμένους ρύπους, υψηλότερο έλεγχο και αυτονομία, αθόρυβη λειτουργία) που μπορεί να επιφέρει η χρήση ενός υβριδικού συστήματος ηλεκτρικής πρόωσης για την κάλυψη των ενεργειακών απαιτήσεων αποστολής ενός μη επανδρωμένου στρατιωτικού αεροσκάφους και τη σύγκριση δύο υβριδικών συστημάτων με ενσωμάτωση ΑΠΕ και Συμβατικών μορφών ενέργειας. Ακόμα, στόχος της μελέτης είναι η σύγκριση διαφορετικών τρόπων απογείωσης και προσγείωσης και η ανάδειξη της ενεργειακής επίδρασης τους στην πτήση του αεροσκάφους.

Συγκεκριμένα, θα προσομοιωθεί ένα DC μικροδίκτυο, που θα τροφοδοτηθεί στο πρώτο σενάριο από ένα σειριακό συνδυασμό μιας μηχανής εσωτερικής καύσης με μια ηλεκτρική γεννήτρια συνεχούς ρεύματος συνδεδεμένων παράλληλα με έναν ηλεκτρικό συσσωρευτή ενώ στο δεύτερο ο σειριακός συνδυασμός θα αντικατασταθεί από μια συστοιχία κυψελών καυσίμου.

Στο πρώτο κεφάλαιο προσφέρονται οι θεωρητικές γνώσεις για την τεχνολογία UAV (ιστορική αναδρομή, κατηγοριοποίηση, τρόποι απογείωσης-προσγείωσης). Τα κεφάλαια 2, 3 και 4 προσφέρουν όλο το απαιτούμενο θεωρητικό υπόβαθρο για τις ανανεώσιμες και συμβατικές πηγές ενέργειας και μηχανές, τις ηλεκτρικές μηχανές, τους ηλεκτρικούς συσσωρευτές, τα DC μικροδίκτυα και τα ηλεκτρονικά ισχύος αντίστοιχα. Στα κεφάλαια 5 και 6, παρουσιάζεται το στρατιωτικό μη επανδρωμένο αεροσκάφος της ανάλυσης, ο υπολογισμός των ενεργειακών απαιτήσεών του και η παρουσίαση των αποτελεσμάτων της προσομοίωσης σε περιβάλλον Matlab/Simulink. Τέλος, το κεφάλαιο 7 αφιερώνεται στην σύγκριση των σεναρίων και στην εξαγωγή αποτελεσμάτων και συμπερασμάτων.

Λέξεις Κλειδιά: << Μη Επανδρωμένα Αεροσκάφη, UAV, τρόποι απογείωσης και προσγείωσης, ηλεκτρικοί συσσωρευτές, DC μικροδίκτυο, προσομοίωση, κυψέλη καυσίμου, ηλεκτρική γεννήτρια συνεχούς ρεύματος, μηχανή εσωτερικής καύσης, Μόνιμοι Μαγνήτες, υβριδικό σύστημα ηλεκτρικής πρόωσης, Matlab/Simulink >>

Abstract

The aim of the present thesis is the presentation of the benefits (reduced emissions, higher control and autonomy, silent operation) that the use of a hybrid electric propulsion system could provide for the cover of the energy demands of the mission of a military unmanned aerial vehicle and the comparison of two hybrid electric systems with the integration of alternative and conventional sources of energy. Moreover, the study aims to compare different ways of deployment and recovery and to show their energy impact to the flight of the aircraft.

Particularly, a DC micro-network is going to be simulated, which in the first scenario will integrate a serial combination of an internal combustion engine with a dc generator, connected in parallel with an electric accumulator, whereas in the second one the serial combination is going to be substituted by a fuel cell stack.

In the first chapter, all the theoretical knowledge of the UAV technology will be provided (history, categorization, ways of deployment and recovery). The 2nd, 3th and 4th chapters provide all the theoretical background of the conventional and alternative sources of energy and machines, the electric machines, the electric accumulators and batteries and the DC micro-networks & power electronics respectively. In the 5th and 6th chapter, the military unmanned aerial vehicle of the study is presented, the computation of its energy demands and the outcomes of the simulation in environment Matlab/Simulink, whereas the 7th is dedicated to the comparison of the scenarios and the exportation of outcomes and conclusions.

Key Words: << Unmanned Aerial Vehicles, UAV, ways of deployment and recovery, electric accumulators, DC micro networks, simulation, fuel cell, DC generator, internal combustion engine, Permanent Magnets, hybrid electric propulsion system, Matlab/Simulink >>

Περιεχόμενα

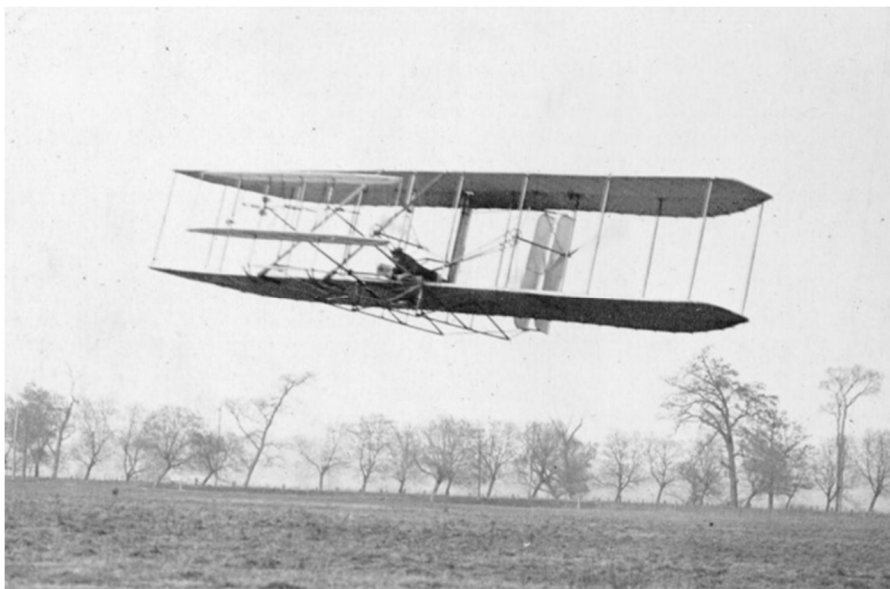
Κεφάλαιο 1 : Εισαγωγή στην Αεροπλοΐα και στην UAV τεχνολογία.....	9
1.1 Ιστορική αναδρομή της αεροπλοΐας.....	9
1.2 Αεροπλοΐα και Στρατός	10
1.3 Unmanned Aerial Vehicles (UAV) και Κατηγορίες	11
1.4 Τρόποι Απογείωσης και Ανάκτησης των UAV	18
Κεφάλαιο 2 : Ανανεώσιμες και Συμβατικές Πηγές Ενέργειας και Μηχανές	25
2.1 Ενεργειακές Πηγές	25
2.2 Εισαγωγή στις ΑΠΕ.....	26
2.3 Θερμικές Μηχανές-Μηχανές Εσωτερικής Καύσης	28
2.3.1 Κατηγοριοποίηση Θερμικών Μηχανών	28
2.3.2 Μηχανές Εσωτερικής Καύσης (ICE)	29
2.4 Τεχνολογία Κυψέλης Καυσίμου (Fuel Cell)	33
Κεφάλαιο 3 : Ηλεκτρικές Μηχανές.....	48
3.1 Ορισμός-Εισαγωγή.....	48
3.2 Ηλεκτρομαγνητισμός και Μετασχηματιστές.....	49
3.3 Ηλεκτρικές Μηχανές (Γεννήτριες-Κινητήρες)	50
3.3.1 Εισαγωγή στις Ηλεκτρικές Μηχανές	50
3.3.2 Συστατικά Μέρη Στρεφόμενων Ηλεκτρικών Μηχανών	51
3.3.3 DC Μηχανές (Μηχανές Συνεχούς Ρεύματος)	53
3.3.4 Τεχνολογία Μονίμων Μαγνητών.....	57
3.3.5 Τεχνολογία των Brushless DC Μηχανών.....	60
Κεφάλαιο 4 : Ηλεκτρικοί Συσσωρευτές, DC μικροδίκτυα & Ηλεκτρονικά Ισχύος.....	62
4.1 Μπαταρίες-Ηλεκτρικοί Συσσωρευτές	62
4.1.1 Εισαγωγή στους Ηλεκτρικούς Συσσωρευτές	62
4.1.2 Χαρακτηριστικά Ηλεκτρικών Συσσωρευτών.....	65
4.1.3 Μπαταρίες Li-Ion (Ιόντων Λιθίου)	72
4.2 DC Μικροδίκτυα	74
4.2.1 Ηλεκτρικά Δίκτυα	74
4.2.2 Έξυπνα Ηλεκτρικά Δίκτυα	78
4.2.3 DC μικροδίκτυα	79

4.2.4 DC μικροδίκτυα και UAV	83
4.3 Ηλεκτρονικά Ισχύος	83
4.3.1 Εισαγωγή στα Ηλεκτρονικά Ισχύος.....	83
4.3.2 Μετατροπείς AC-DC	84
4.3.3 Μετατροπείς AC-AC	85
4.3.4 Μετατροπείς DC-AC	85
4.3.5 Μετατροπείς DC-DC.....	85
Κεφάλαιο 5 : ScanEagle UAS	88
5.1 Εισαγωγή.....	88
5.2 Ιστορική Αναδρομή ScanEagle UAV	90
5.3 Βασικά στοιχεία του ScanEagle UAS	91
5.4 SuperWedge (or Mark4) Launcher.....	94
5.5 SkyHook System	95
Κεφάλαιο 6 : Σενάρια Αποστολής-Ενεργειακές Απαιτήσεις-Αποτελέσματα.....	97
6.1 Σενάριο Αποστολής.....	97
6.2 Σενάριο MEK-DC γεννήτριας-Μπαταρίας Li-Ion.....	99
6.2.1 Υβριδικό Σύστημα Ενέργειας.....	99
6.2.2 Ενεργειακές Απαιτήσεις ScanEagle UAV (χρήση ICE)	102
6.2.3 Επιλογή Στοιχείων Κυκλώματος και Διαστασιολόγηση.....	118
6.2.4 Αποτελέσματα Προσομοίωσης Σεναρίου χρήσης ICE.....	134
6.3 Σενάριο Κυψέλης Καυσίμου-Μπαταρίας Li-Ion	142
6.3.1 Συστατικά Στοιχεία Συστήματος Fuel Cell	142
6.3.2 Αποτελέσματα Προσομοίωσης Σεναρίου χρήσης Fuel Cell	153
Κεφάλαιο 7 : Συγκριτική Μελέτη, Συμπεράσματα και Μελλοντικές Επεκτάσεις.....	163
7.1 Συγκριτική Μελέτη.....	163
7.2 Συμπεράσματα.....	168
7.3 Μελλοντικές Επεκτάσεις	169

Κεφάλαιο 1 : Εισαγωγή Στην Αεροπλοΐα και στην UAV τεχνολογία

1.1 Ιστορική αναδρομή της αεροπλοΐας

Το όνειρο της πτήσης είναι τόσο παλιό όσο και η ανθρωπότητα. Μύθοι και θρύλοι γύρω από την έννοια της πτήσης, πίσω από τους οποίους εκτός από μια δόση αλήθειας φαίνεται και όντως η περιέργεια και το ενδιαφέρον των ανθρώπων για το αν θα μπορούσαν κάποια μέρα να πετάξουν όπως τα πουλιά που παρατηρούσαν κάθε μέρα, βρίσκονται σχεδόν σε όλους τους αρχαίους πολιτισμούς. Οι πρώτες, εξακριβωμένες ιστορικά, προσπάθειες πτήσης εντοπίζονται πίσω στο 400 π.Χ στην Κίνα. Η εφεύρεση του χαρταετού, που μπορούσε να πετάξει στον ουρανό, έβαλε σε σκέψεις τους επιστήμονες της εποχής για τη δυνατότητα πτήσης. Το πρώτο αεροπλάνο σχεδιάστηκε από τους Orville και Wilbur Wright, οι οποίοι ήταν πολύ προσεκτικοί στο έργο που ανέλαβαν. Αρχικά, μελέτησαν όλα τα τελευταία επιτεύγματα και προόδους σχετικά με την πτήση. Ύστερα, αποφάσισαν να συμβάλουν στον “έλεγχο πτήσης” στρίβοντας τα πτερύγια του αεροπλάνου που σχεδίασαν. Το επόμενο βήμα ήταν να δοκιμάσουν τα διάφορα σχήματα των ανεμοπτέρων για να καταλήξουν στο βέλτιστο σχήμα πτήσης. Ξόδεψαν 3 χρόνια δοκιμών και μελέτης σχετικά με το πως μπορεί να ελεγχθεί η πτήση ενός ανεμοπτέρου στο Kitty Hawk στη Βόρεια Καρολίνα. Αμέσως αφού πραγματοποίησαν τις πρώτες επιτευγμένες πτήσεις οι αδερφοί Wright το 1903, ξεκίνησαν να αναπτύσσουν το πρώτο τους μοντέλο σε προϊόν αγοράς και το 1905 είχαν στα χέρια τους αυτό που οι ίδιοι αποκαλούσαν μια “πρακτική μηχανή πτήσης”. Όλη η πρόοδος του 20^{ου} αιώνα στην αεροπλοΐα βασίστηκε στις πρώτες πτήσεις των αδερφών Wright από το Ohio.[1]



Εικόνα 1.1: Το πρώτο αεροπλάνο, σχεδιασμένο από τους O. & W. Wright, 1903

1.2 Αεροπλοΐα και Στρατός

Η αεροπλοΐα είναι ένα θεμελιώδες μέρος της δύναμης του στρατού από τα μέσα του περασμένου αιώνα. Στην εποχή του μεσοπολέμου, η εξέλιξη των μαχητικών και βομβιστικών αεροσκαφών ήταν ραγδαία, με αποτέλεσμα στις μέρες του 2^{ου} Παγκοσμίου Πολέμου, η αεροκυριαρχία να είναι πλέον κρίσιμης σημασίας στη πλειοψηφία των αποστολών και η επίδοση των μαχητικών “μονής θέσης” ήταν γενικά ένας πολύ σημαντικός παράγοντας, με τις ΗΠΑ και το Ηνωμένο Βασίλειο να είναι πάνω πάνω στη λίστα. Παρόλα αυτά το αεροσκάφος που ξεχώρισε ήταν το Ιαπωνικό Mitsubishi A6M carrier fighter, γνωστό ως “Zero”, σχεδιασμένο από τον Horikoshi Jiro, απίστευτα δυνατό και ελαφρύ, που με την έξοχη δυνατότητα ελιγμών και με το έξοχο εύρος του, είχε την αδιαμφισβήτητη κυριαρχία στον αέρα κατά τη διάρκεια των πρώτων χρόνων του Πολέμου. Μέχρι τη δεκαετία του 1970, οι σταθερές βελτιώσεις όσον αφορά την απόδοση των κινητήρων, την αεροδυναμική και τις δομές των αεροσκαφών είχαν ως αποτέλεσμα μια τάση προς ανάπτυξη μαχητικών, κατάλληλων για πολλαπλές και διαφορετικές αποστολές. Επίσης, καθώς τα χαρακτηριστικά επιτάχυνσης των κινητήρων βελτιώθηκαν δραματικά και τα ραντάρ, τα συστήματα ελέγχου επίθεσης και οι κατευθυνόμενοι πύραυλοι έγιναν ακόμα πιο αξιόπιστοι και αποτελεσματικοί, οι επιδόσεις των ίδιων των αεροσκαφών κρίθηκαν λιγότερο σημαντικές από τις δυνατότητες του εξοπλισμού και των αισθητήρων τους.

Πλέον, τη σήμερον ημέρα, η στρατιωτική αεροπορία είναι άκρως σημαντική στις πολεμικές επιχειρήσεις αλλά και στην άμυνα της κάθε χώρας. Πλέον, ο στρατός έχει στη διάθεση του πολεμικά αεροσκάφη με διαφορετικές ιδιότητες και κατάλληλα για πολλές και διαφορετικές αποστολές όπως μαχητικά, αεροσκάφη αναγνώρισης και παρακολούθησης, αεροσκάφη ανεφοδιασμού, ελικόπτερα και UAV. Τα ελικόπτερα είχαν σημαντική συμβολή κατά τη διάρκεια του πολέμου της Κορέας αλλά και στο Βιετνάμ. Ασχολούνταν κυρίως με την αερομεταφορά στρατευμάτων πεζικού, διασωσμένων στρατιωτών, ρυμουλκόμενων πυροβόλων και πυρομαχικών. Η μεγαλύτερη ανάπτυξη τους ήρθε όταν οι Αμερικάνοι κατασκευαστές τα ενίσχυσαν με αεριοστροβιλοκινητήρες, οι οποίοι ήταν λιγότερο ευαίσθητοι από τους εμβολοφόρους κινητήρες σε υψηλές θερμοκρασίες και χαμηλές ατμοσφαιρικές πιέσεις, είχαν πολύ μεγαλύτερες αναλογίες βάρους-ισχύος και καταλάμβαναν σημαντικά μικρότερο χώρο. [2]



Εικόνα 1.2: Το Ιαπωνικό Mitsubishi A6M, "Zero"

1.3 Unmanned Aerial Vehicles (UAV) και Κατηγορίες

Στην παρούσα διπλωματική, θα ασχοληθούμε με τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη UAV, γνωστά και ως drones, τα οποία είναι ρομποτικά συστήματα που λειτουργούν αυτόματα ή τηλεχειριζόμενα από απόσταση χωρίς πιλότο ή επιβάτες. Στην ουσία, θα ασχοληθούμε με το στρατιωτικό μη επανδρωμένο αεροσκάφος ScanEagle, κατασκευασμένο από την εταιρεία Boeing-Insitu και θα αναλύσουμε την κάλυψη των ενεργειακών του απαιτήσεων με συμβατικές και ανανεώσιμες πηγές ενέργειας κατά τη διάρκεια μιας αποστολής, κατά την οποία μελετήσαμε ταυτόχρονα 2 διαφορετικούς τρόπους απογείωσης και 2 διαφορετικούς τρόπους ανάκτησης.

Τα UAV είναι ικανά για πολύωρες πτήσεις σε μια ελεγχόμενη ταχύτητα και παίζουν σημαντικό ρόλο σε πολλούς τομείς της αεροπλοΐας. Τα μη επανδρωμένα στρατιωτικά αεροσκάφη υπηρετούν μόνο για 60 χρόνια αλλά ήδη είναι ένα σημαντικό χαρτί στις αεράμυνες πολλών χωρών. Τη δεκαετία του 40 η USAF κατασκεύασε τα πρώτα drones για κατασκοπία και αναγνώριση αλλά δεν ήταν αποδοτικά εξαιτίας των μεγάλων ελαττωμάτων τους στα συστήματα λειτουργίας τους. Με τα χρόνια τα UAV εξελίχθηκαν στις υψηλά σοφιστικές μηχανές που βρίσκονται σε λειτουργία σήμερα.

Ιστορική Αναδρομή

Συγκεκριμένα, η χρήση ρομποτικών αεροσκαφών ανιχνεύεται πολύ πιο πριν από τους πρόσφατους πολέμους στη Μέση Ανατολή, πριν ακόμα και από τον 2ο Παγκόσμιο Πόλεμο. Τα πρώτα οχήματα χωρίς πιλότο κατασκευάστηκαν κατά τον 1^ο παγκόσμιο πόλεμο. Αυτά τα αρχικά μοντέλα εκτοξεύονταν με καταπέλτη ή πέταγαν με τη χρήση ραδιοελέγχου. Την περίοδο του μεσοπολέμου, η ανάπτυξη και οι δοκιμές των UAV συνεχίστηκαν. Το 1935, η Αγγλία και η Αμερική παράξανε έναν αριθμό από ραδιοελεγχόμενα αεροσκάφη για να χρησιμοποιηθούν ως στόχοι για εξάσκηση και εκπαίδευση. Ο 2ος παγκόσμιος πόλεμος είδε τις πρώτες προσπάθειες χρήσης επιθετικών drones σε κατάσταση μάχης, αλλά αυτή η τεχνολογία εξελίχθηκε κυρίως στην κατεύθυνση καθοδηγούμενων πυραύλων. Τα UAV αναγνώρισης αναπτύχθηκαν πρώτη φορά σε μεγάλη κλίμακα κατά τη διάρκεια του πολέμου του Βιετνάμ, ενώ παράλληλα χρησιμοποιήθηκαν drones και για περαιτέρω σκοπούς όπως ως δολώματα σε πεδία μαχών, για εκτόξευση πυραύλων εναντίον συγκεκριμένων στόχων ή για ρίψη φυλλαδίων για ψυχολογικούς λόγους. Στη συνέχεια, και άλλες χώρες ξεκίνησαν να εξερευνούν τη μη επανδρωμένη τεχνολογία. Τα νέα μοντέλα ξεκίνησαν να γίνονται πιο δυναμικά, με βελτιωμένη αντοχή και ικανότητα να διατηρούν λειτουργία σε υψηλά υψόμετρα. Τη σύγχρονη εποχή, τα νέα drones έχουν ενσωματώσει και ανανεώσιμες πηγές ενέργειας για να καλυφθεί το πρόβλημα της τροφοδότησης πολύωρων πτήσεων, ένα κεφάλαιο που θα αναλυθεί περαιτέρω στη συνέχεια.

Πλέον, τα drones χρησιμοποιούνται για πολλές λειτουργίες, από παρακολούθηση κλιματικών αλλαγών μέχρι ερευνητικών αποστολών μετά από φυσικές καταστροφές, φωτογραφίες, βιντεοσκοπήσεις, μεταφορά αγαθών, για κοινωνικούς και στρατιωτικούς σκοπούς. Ίσως η πιο γνωστή και αμφιλεγόμενη χρήση τους είναι από το στρατό για αποστολές επίθεσης, αναγνώρισης και παρακολούθησης. Συνήθως χρησιμοποιούνται για παρακολούθηση περιοχών όπου τα στρατεύματα είναι δύσκολο να προσεγγίσουν. Όμως, πολλά από αυτά έχουν εξοπλιστεί και τους έχουν αποδοθεί δυνατότητες θανάτωσης αντίπαλων στόχων. Η χρήση τους σε σύγχρονες διαμάχες

έχει υψώσει πλήθος ερωτημάτων όσον αφορά την ηθική κατοχής ενός οπλισμού τέτοιου είδους, ειδικότερα όταν έχουν ως αποτέλεσμα θανάτους πολιτών, ηθελημένα ή όχι.

Αποστολές

Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, οι αποστολές των UAV χωρίζονται σε στρατιωτικές και πολιτικές. Πριν μελετήσουμε εκτενέστερα τις μαχητικές, μιας και η παρούσα διπλωματική έχει στρατιωτικό χαρακτήρα, θα γίνει μια αναφορά στις εφαρμογές υπέρ του πολίτη.

- ➔ Επιστημονικής έρευνας: Με τη χρήση διαφόρων αισθητήρων, τα drones μπορούν να συμβάλουν σε διάφορες επιστημονικές αποστολές, όπως μετρήσεις επίγειων πόρων, περιφρούρηση δασών, έρευνες τυφώνων, ηφαιστειών κ.α.
- ➔ Κοινωνικής προστασίας ή προστασίας του Πολίτη: Η έντονη ανάπτυξη και χρήση των UAVs σε πολιτικές εφαρμογές δημιουργεί μια δυνατότητα χρήσης τους σε μια ποικιλία κοινωνικών εφαρμογών, όπως περιφρούρηση συνόρων, εντοπισμού πυρκαγιάς, παρακολούθησης περιβάλλοντος, παρακολούθηση ακτών, διαχείριση λειτουργιών σε περίπτωση καταστροφής, έρευνας και διάσωσης, μετάδοση επικοινωνιών κ.α.

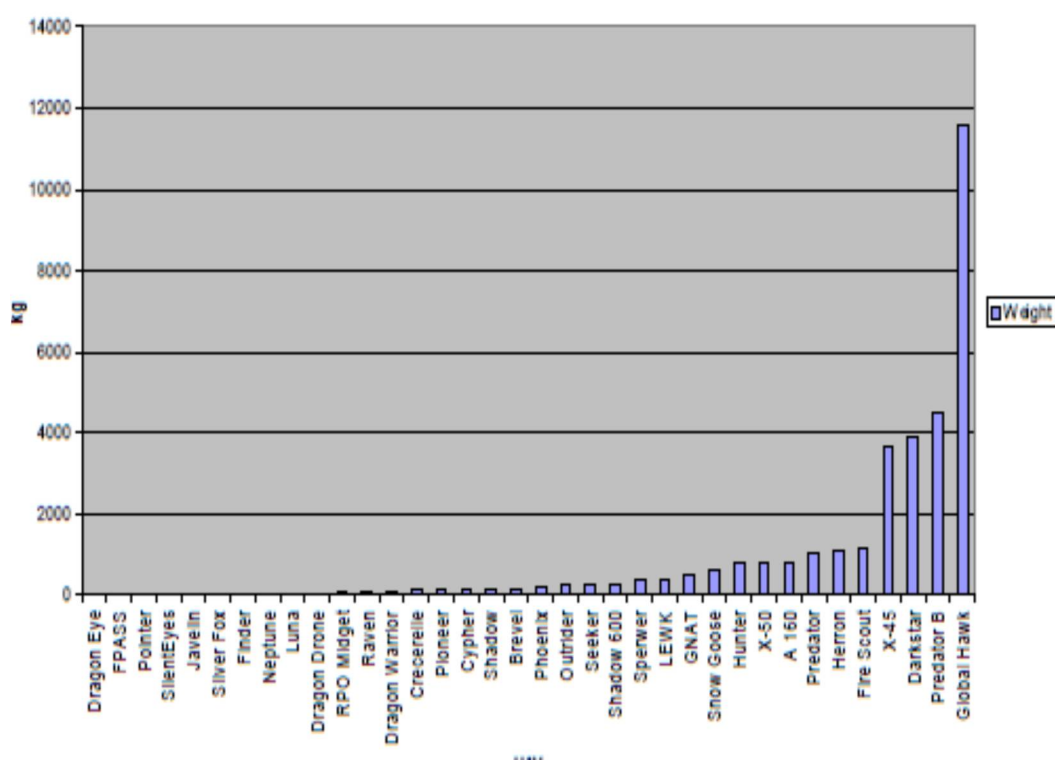
Κατηγοριοποίηση των μαχητικών UAV

Είναι δύσκολο να αναπτυχθεί ένα σύστημα αξιολόγησης για όλα τα drones από τη στιγμή που χρησιμοποιούνται σε μεγάλο και διαφορετικό πλήθος εφαρμογών. Τα μαχητικά UAV μπορούν να κατηγοριοποιηθούν με βάση 2 κριτήρια : το βάρος τους και τους τομείς αποστολών τους. Όσον αφορά τις κατηγορίες αποστολών τους κατηγοριοποιούνται σε ISTAR, μάχης, κάθετης απογείωσης και προσγείωσης, radar και επικοινωνίας και τέλος αερομεταφοράς και ανεφοδιασμού. Είναι πλέον σημαντικό να έχουμε ένα αξιόπιστο σύστημα αξιολόγησης, έτσι ώστε σε περίπτωση άμεσης ανάγκης όπως πχ μιας επείγουσας αποστολής να είμαστε σε θέση να επιλέξουμε σωστά και γρήγορα το κατάλληλο UAV από την ποικιλία που έχουμε στη διάθεση μας.

Κατηγοριοποίηση με βάση το Βάρος

- ➔ Nano-UAVs: βάρος < 0.1 kg , υψόμετρο πτήσης < 100ft
- ➔ Micro-UAVs: 0.1kg < βάρος < 1kg, υψόμετρο πτήσης < 500ft
- ➔ Mini-UAVs: 1kg < βάρος < 20kg, υψόμετρο πτήσης < 5000ft
- ➔ Small-UAVs: 20kg < βάρος < 120 kg, υψόμετρο πτήσης < 20000ft
- ➔ Tactical UAVs: 120kg < βάρος < 1000kg, υψόμετρο πτήσης < 30000ft
- ➔ MALE UAVs: 1000kg < βάρος < 6000kg, υψόμετρο πτήσης < 45000ft
- ➔ HALE UAVs: βάρος > 6000kg , υψόμετρο πτήσης < 65000ft

Τα UAV καλύπτουν μια μεγάλη κλίμακα από βάρη, από microUAV που ζυγίζουν μερικά κιλά, μέχρι τα γιγαντιαία Global Hawks που ζυγίζουν πάνω από 11 τόνους. Στην παρακάτω εικόνα, παρουσιάζονται τα βάρη των πιο σημαντικών μαχητικών UAV και είναι φανερό ότι ελάχιστα ξεπερνούν τους 2 τόνους και τα περισσότερα είναι αρκετά ελαφριά. Ακόμα, πολλά από τα υπόλοιπα χαρακτηριστικά σχετίζονται άμεσα με το βάρος. Για παράδειγμα, περισσότερη ώθηση θα χρειαστεί ένα αυξημένο βάρος και για αυτό θα αυξηθεί το άνοιγμα των φτερών και το είδος του κινητήρα θα διαφέρει. Τα ελαφριά UAV χρησιμοποιούν κυρίως ηλεκτρικές μηχανές ενώ τα super heavy συνήθως έχουν turbo jets ή turbo fan κινητήρες.



Εικόνα 1.3: Ταξινόμηση ως προς το βάρος των πιο γνωστών πολεμικών UAV

Κατηγορίες Αποστολών

Ιδιαίτερα όσον αφορά τα μαχητικά αεροσκάφη, υπάρχει μεγάλη ποικιλία πολεμικών απαιτήσεων οι οποίες δημιούργησαν πολλούς και διαφορετικούς τύπους UAV. Για αυτό το λόγο είναι χρήσιμο να κατηγοριοποιηθούν τα drones ανάλογα με τις δυνατότητές τους στο στρατιωτικό πεδίο.

Σύμφωνα με τον UAV Roadmap 2002, οι πολεμικές ιδιότητες μπορούν να κατηγοριοποιηθούν ως εξής:

- Νοημοσύνη, Επιτήρηση, Στοχοποίηση και Αναγνώριση (ISTAR)
- Μάχης (UCAV)
- Multi-purpose
- Κάθετης απογείωσης και προσγείωσης (VTOL)
- Radar και επικοινωνίας
- Αερομεταφοράς και ανεφοδιασμού

ISTAR (Intelligence, Surveillance, Target Acquisition and Reconnaissance)

Είναι ένα σύστημα UAV για συλλογή πληροφοριών, στοχοποίηση και παρακολούθηση εχθρικών αεροχώρων χωρίς τον κίνδυνο απώλειας ανθρώπινων ζώων. Πολλές φορές στις μάχες, οι επίγειοι διοικητές μάχης απαιτούν να ξέρουν ακριβείς χρονικές πληροφορίες από τους ερχόμενους εισβολείς εκ των άνω. Για παράδειγμα, τι είδους εχθρική άμυνα υπάρχει πίσω από τον επόμενο λόφο; Η συλλογή τέτοιου είδους πληροφοριών είναι πολύ αποδοτική και δεν βάζει σε κίνδυνο ζωές στρατιωτών. Σε αυτή την κατηγορία, υπάρχουν τα περισσότερα UAV, παρακάτω παρουσιάζουμε ως παράδειγμα ένα από τα πιο γνωστά.



Εικόνα 1.4: ISTAR UAV Global Hawk

UCAV

Αυτού του είδους τα UAV εξειδικεύονται στο πεδίο της μάχης. Έχουν εξελιγμένες δυνατότητες ελιγμών και είναι ικανά να εμπλέκονται σε μάχες στον αέρα, ενώ παράλληλα παρέχουν ακριβείς μεταφορές όπλων σε στόχους της επιφάνειας. Σε σύγκριση με τις υπόλοιπες κατηγορίες, τα συγκεκριμένα έχουν υψηλότερη ταχύτητα λειτουργίας αλλά συχνά μικρότερη αντοχή.

Όλα τα drones αυτής της κατηγορίας βρίσκονται ακόμα σε πειραματικό στάδιο. Οι στόχοι του σχεδιασμού τους είναι:

- να αναλαμβάνουν βαθιές επιθέσεις με χρήση όπλων υψηλής ακρίβειας όπως βόμβες ή καθοδηγούμενων πυραύλων
- να ολοκληρώνουν τις επανδρωμένες στρατιωτικές δυνάμεις
- να έχουν δυνατότητα υψηλής προσαρμογής σε περίπτωση αλλαγής των συνθηκών της μάχης
- να μπορούν να παρέχουν 24/7 ηλεκτρονική επίθεση
- να μπορούν να πραγματοποιούν δευτερεύουσες αποστολές που να εμπεριέχουν απόκτηση πληροφοριών επιτήρησης, αναγνώρισης και νοημοσύνης υψηλού κινδύνου
- να ανεφοδιάζονται με καύσιμα εκ του αέρος
- να λειτουργούν ανεξάρτητα, πλήρως ενσωματωμένα στις επανδρωμένες πολεμικές επιχειρήσεις ή να εκτελούν συντονισμένες αποστολές πολλών οχημάτων
- να μπορούν να αφηθούν από ένα σημείο και να ανακτηθούν από κάποιο άλλο



Εικόνα 1.5: UCAV UAV X45A

Multi-purpose

Συνήθως πρόκειται για τροποποιημένα UAV αναγνώρισης που έχουν εξοπλιστεί. Ο πρωταρχικός σκοπός τους είναι συνήθως η διεξαγωγή ένοπλων αναγνωρίσεων εναντίον κρίσιμων, ευπαθών στόχων. Μπορούν ταυτόχρονα να επιτεθούν χρησιμοποιώντας αυτοκατευθυνόμενα όπλα. Σε αποστολές που δεν χρειάζονται όπλα τα multi-purpose UAV είναι πολύ ικανά για αναγνώριση, επιτήρηση, παρακολούθηση και απόκτηση στόχου για την υποστήριξη του διοικητή των στρατιωτικών δυνάμεων.

VTOL

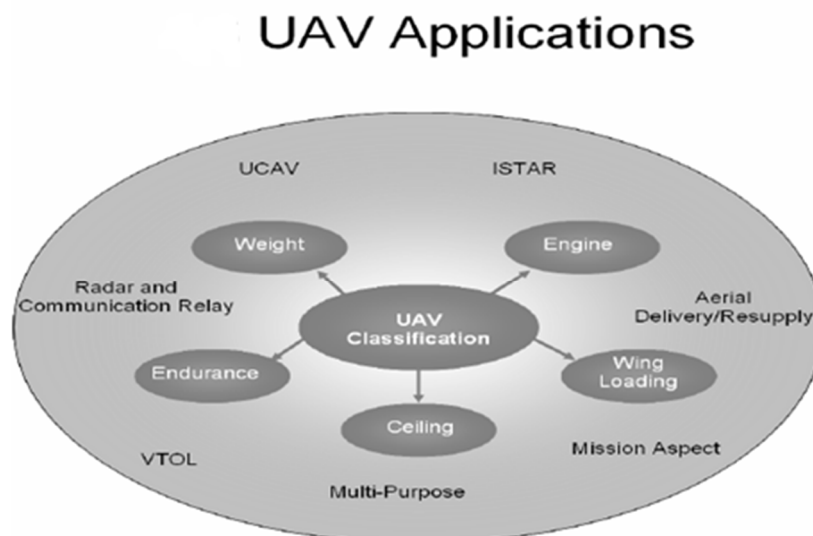
Σε αυτήν την κατηγορία ανήκουν UAV που μπορούν να παράγουν κάθετη ώθηση και απογείωση από πολύ περιορισμένους χώρους. Περιέχει drones που επικαλύπτονται με τις υπόλοιπες αλλά τα VTOL UAV επιλέχθηκαν να καθορίσουν μια κατηγορία από μόνα τους λόγω της μοναδικής δυνατότητας της κάθετης απογείωσης και προσγείωσης οι οποίες μπορεί να τυγχάνουν κρίσιμης σημασίας σε αποστολές όπου η ύπαρξη σιδηροδιαδρόμου είναι αδύνατη, όπως αποστολές σε δάση ή θαμνώδεις περιοχές, ή απογείωση και προσγείωση σε non carrier πολεμικά πλοία. Για αυτό το λόγο τα VTOL drones παίζουν σημαντικό ρόλο στην αεράμυνα πολλών χωρών. Κάποια από αυτά είναι το Hummingbird Warrior, το Fire Scout, το Killer Bee, το X50 etc.

Ρελε Radar και Επικοινωνίας

Πρόκειται για UAV εξειδικευμένα στην επικοινωνία. Ένα από τα πιο γνωστά παραδείγματα είναι το “Tethered Aerostat Radar System” που πρόκειται ουσιαστικά για ένα αεροδυναμικό μπαλόνι-αερόστατο γεμάτο με ήλιο και αέρα, ένα σύστημα επιτήρησης χαμηλού επιπέδου που χρησιμοποιεί αεροστρώματα ως πλατφόρμες radar. Μια σχεδιαζόμενη αποστολή είναι το εμπόριο χαμηλού επιπέδου. Μπορεί επίσης να χρησιμοποιηθεί για την αναμετάδοση τηλεοπτικών και ραδιοφωνικών σημάτων.

Αερομεταφοράς και ανεφοδιασμού

Σε αυτήν την τελευταία κατηγορία, ανήκουν τα UAV που είναι σχεδιασμένα για pin-point μεταφορά αντικειμένων μικρού φορτίου όπως πυρομαχικών και φαγητού στις ειδικές δυνάμεις όπως το “CQ-10 Snow Goose”



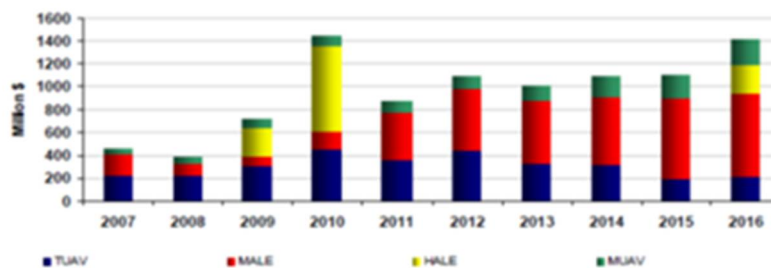
Εικόνα 1.6: Εφαρμογές στρατιωτικών UAV

UAV στην Ευρώπη

Οι 2 κυριότερες χώρες που έχουν επενδύσει στην ανάπτυξη στρατιωτικών UAV είναι οι USA και το Ισραήλ και κατέχουν ηγετικές θέσεις στην κατασκευή UAV παγκοσμίως. Η χρήση των UAV στην Ευρώπη εξελίχθηκε πιο αργά. Παρόλα αυτά, η χρήση ώριμων UAV συστημάτων στις αποστολές στο Ιράκ και στο Αφγανιστάν έχουν βελτιώσει δραματικά τις ευρωπαϊκές προοπτικές στη χρησιμότητά τους, και η πολεμική αγορά έχει αυξηθεί σε σημαντικό βαθμό. Ενώ, ηγετικές θέσεις κατέχουν οι στρατιωτικές δυνάμεις της Αγγλίας, Γαλλίας, Γερμανίας και Ιταλίας, υπάρχουν όλο και περισσότερα σημάδια ότι η δημοτικότητα τους έχει επηρεάσει μια μεγαλύτερη αγορά. Στις Χώρες της Ευρωπαϊκής ένωσης, η Τσεχία, η Πολωνία και η Ρουμανία κερδίζουν ολοένα και πιο σημαντική εμπειρία στις UAV αποστολές.

Η βιομηχανία των drones έχει υποφέρει από έλλειψη επένδυσης στην έρευνα αφού οι πελάτες και οι χορηγοί θέλουν ώριμες, τεσταρισμένο στο πεδίο της μάχης εξοπλισμό σε χαμηλή τιμή και σε μικρό χρονικό περιθώριο και γι'αυτό το λόγο οι κυβερνήσεις αλλά και τα ινστιτούτα στην Ευρώπη δεν έχουν υποστηρίξει πολύ την ανάπτυξη UAV εφαρμογών. Επομένως η ευρωπαϊκή βιομηχανία έχει εστιάσει σε συνεργασίες με αμερικάνικες και ισραηλινές εταιρείες για τις δαπάνες της ανάπτυξης μιας ιθαγενούς ευρωπαϊκής εναλλακτικής. Αυτό συνετέλεσε σε συγκρούσεις για περαιτέρω ανάπτυξη των ευρωπαϊκών ικανοτήτων σε αυτό τον τομέα και στην ανταγωνιστικότητα των ευρωπαϊκών εταιρειών στην αναδύομενη παγκόσμια αγορά.

Ακόμα, η αξιοπιστία των UAS (unmanned aerial systems) είναι ένα μείζον θέμα, γιατί μέσω αυτής θα επέλθει η ομόφωνη αποδοχή τους στον αστικό-κοινωνικό αεροχώρο. Ιστορικά, τα UAVs έχουν υποκύψει σε λάθη σε βαθμό μιας ή δύο τάξεων μεγέθους υψηλότερο απ' ό,τι στα επανδρωμένα σκάφη. Στα σύγχρονα χρόνια, παρ' όλα αυτά, η εμπειρία πτήσης και οι βελτιωμένες τεχνολογίες έχουν προσφέρει στα αεροσκάφη την αξιοπιστία των πρώιμων στρατιωτικών επανδρωμένων αεροσκαφών. Περαιτέρω βελτιώσεις θα υπάρξουν όσο συνεχίσουν να ανεβαίνουν τα επίπεδα ασφαλείας και όταν νέα υποσυστήματα ασφαλείας μεγαλύτερης αποτελεσματικότητας ενσωματωθούν στα UAS.



Διάγραμμα 1: Χρονολογικό διάγραμμα αγοράς στρατιωτικών UAV στην Ευρώπη

Ground Control Station (Σταθμός Επίγειου Ελέγχου)

Το GCS πρόκειται για το κέντρο ελέγχου λειτουργίας του UAV, όπου τα video, τα δεδομένα εντολών και τηλεμετρίας από το αεροσκάφος και οι αισθητήρες του, αναλύονται και επεξεργάζονται. Μπορεί να περιλαμβάνει, ακόμα, μια εγκατάσταση προγραμματισμού πτήσεως, κονσόλες ελέγχου και απεικόνισης, όργανα τηλεμετρίας και ελέγχου, εξοπλισμό επεξεργασίας σήματος, τερματικό επίγειων δεδομένων, εξοπλισμό τηλεπικοινωνίας (όπως κεραίες), έλεγχο περιβάλλοντος και προστασία. Το μέγεθος, τα στοιχεία που αποτελείται και η δυναμικότητα του μπορεί να ποικίλουν ανάλογα με το μέγεθος του UAV και την αποστολή του. Όταν ένα micro-UAV GCS θα μπορούσε να μην περιέχει παραπάνω από έναν λειτουργό με ένα φορητό υπολογιστή και μια μικρή κεραία για μετάδοση δεδομένων, ένα large UAS θα μπορούσε να περιλαμβάνει διάφορα UAVs, εκατοντάδες μέλη πληρώματος υποστήριξης, δυναμικό έλεγχο και εξοπλισμό τηλεπικοινωνίας ακόμα και αυτόνομη τροφοδοσία ισχύος από φορητές γεννήτριες.

1.4 Τρόποι Απογείωσης και Ανάκτησης των UAV

Στα επανδρωμένα αεροσκάφη, όπως είναι γνωστό, η απογείωση (ή αλλιώς taxiing) και η προσγείωση είναι όμοια σε όλα με τις ενεργειακές απαιτήσεις να διαφέρουν ανάλογα με το βάρος, τα κατασκευαστικά και αεροδυναμικά χαρακτηριστικά τους, το βάρος του φορτίου τους κ.α. Όσον αφορά τα drones, όμως, και ιστορικά και στη σύγχρονη εποχή, οι τρόποι που μπορούν να απογειωθούν και να ανακτηθούν ποικίλουν τόσο που δεν θα μπορούσαν να μην αποτελούν ξεχωριστό υποκεφάλαιο της παρούσας εργασίας. Ενώ συνήθως για το κάθε ένα από αυτά ο προτεινόμενος τρόπος απογείωσης και προσγείωσης είναι καθορισμένοι από την εκάστοτε κατασκευαστική εταιρεία, τις περισσότερες φορές κάθε UAV έχει τη δυνατότητα, πάλι ανάλογα με τα χαρακτηριστικά του, να ξεκινήσει και να τερματίσει την πτήση του με παραπάνω από ένα τρόπους. Με λίγα λόγια, τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη, στρατιωτικά ή μη, συνήθως διατίθενται από τους κατασκευαστές τους μαζί με κάποιο εξοπλισμό απογείωσης και ανάκτησης.

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη χωρίζονται σε:[5]

Multi Rotor (Πολλαπλής Έλικας): Ενδείκνυνται για περιπτώσεις που θέλουμε να ανεβάσουμε μια κάμερα στον ουρανό για μικρό χρονικό διάστημα. Είναι η πιο εύκολη και φτηνή επιλογή για να “ρίξεις απλά μια ματιά” στον ουρανό επειδή σου δίνουν τέλειο έλεγχο την τοποθεσίας και της εικόνας είναι ιδανικά για εναέρια φωτογραφική εργασία. Περιλαμβάνουν πάνω από 2 ρότορες (tricopter, quadcopter, octocopter κα) και ένα από τα μεγαλύτερα πλεονεκτήματά τους είναι η απλή ροτορική μηχανική που χρειάζεται για τον έλεγχο της πτήσης και η δυνατότητα κάθετης απογείωσης και προσγείωσης τους.

Fixed-wing (ή αλλιώς σταθερού εκπετάσματος): χρησιμοποιούν φτερά όπως ακριβώς ένα αεροπλάνο για να παρέχουν την απογείωση, η οποία δεν είναι κάθετη όπως στα multicopter. Χάρη σε αυτό το χαρακτηριστικό, χρειάζονται ενέργεια μόνο για να κινηθούν προς τα μπροστά και όχι για να κρατήσουν τον εαυτό τους στον αέρα, κάτι που τα κάνει πλέον αποδοτικά. Για αυτό το λόγο, έχουν τη δυνατότητα να καλύπτουν και να χαρτογραφούν μεγαλύτερες αποστάσεις και να επιτηρούν για

μεγαλύτερη χρονική περίοδο, ανάλογα με την περιοχή ενδιαφέροντος. Ακόμα, είναι δυνατόν να χρησιμοποιούν μηχανές καυσίμου για πηγή ενέργειας και με την μεγαλύτερη πυκνότητα καυσίμου κάποια μπορούν να παραμείνουν στον αέρα για 16 ώρες ή και παραπάνω. Το κύριο μειονέκτημα τους είναι η ανικανότητα τους να παραμείνουν σταθερά στον αέρα ενώ η προσγείωση και η απογείωση τους θέλουν περισσότερη σκέψη ανάλογα με το μέγεθός τους.

Single Rotor Helicopter: Αντίθετα από τον multirotor που χρειάζεται πολλούς και διαφορετικούς ρότορες για να το κρατήσουν ψηλά, εδώ χρησιμοποιείται μόνο ένας μαζί με έναν “ρότορα ουράς” για να ελέγχει την κατεύθυνσή του. Είναι πολύ διάσημα για τις εφαρμογές τους στις επανδρωμένες εφαρμογές αλλά ακόμα αποτελούν μικρό ποσοστό για τα UAV. Έχουν μεγαλύτερη αποδοτικότητα από τα multirotor και μπορούν να τροφοδοτηθούν από κινητήρα καυσίμου για ακόμα μεγαλύτερη αντοχή.

Fixed-wing Hybrid VTOL: Συγχωνεύοντας τα θετικά των fixed wing drones με τη δυνατότητα αγκυροβόλησης ανοίγουν μια νέα κατηγορία των υβριδικών που δίνουν τη δυνατότητα επιπλέον κάθετης απογείωσης και προσγείωσης. Υπάρχουν διάφοροι τύποι υπό έρευνα, οι περισσότεροι από τους οποίους είναι απλά fixed-wing drones με κινητήρες κάθετης απογείωσης. Άλλοι είναι αεροσκάφη με ουρά που μοιάζουν με κανονικά αεροπλάνα αλλά έχουν τις ουρές στους στο έδαφος που δείχνουν προς τα πάνω για την απογείωση πριν από την αναρρίχηση.

FIXED WING UAVs – Τρόποι Απογείωσης

Συγκεκριμένα για τα fixed-wing όσον αφορά την απογείωση οι δύο πλέον συνηθισμένοι τρόποι είναι η εκτόξευση με το χέρι για ελαφρού τύπου UAV όπως Mavinci, Sensefly και η απογείωση με καταπέλτη για τα βαρύτερα UAV όπως Gatewing, Geoscan. Σε αυτό το σύστημα το UAV προωθείται από ένα ελαστικό μηχανισμό, και η κατεύθυνση της κίνησης επιτυγχάνεται από ένα σιδηρόδρομο στον οποίο θα κινηθεί το αεροσκάφος που μπορεί να έχει γωνία προς τον ορίζοντα και να εκτοξεύσει το UAV κατευθείαν στον αέρα. Τα συστήματα με καταπέλτη συνήθως κατασκευάζονται σε κάθε περίπτωση για συγκεκριμένο μοντέλο ή τύπο UAV.[6]

Ο καταπέλτης μπορεί να είναι

- ➔ Καταπέλτης ατμού: κατά τον οποίο μια ράβδος απελευθέρωσης κρατάει το αεροσκάφος στη θέση του ενώ συσσωρεύεται πίεση ατμού, στη συνέχεια σπάει απελευθερώνοντας το έμβολο για να τραβήξει με δύναμη το αεροσκάφος κατά μήκος της γραμμής και να του παράσχει την κατάλληλη ταχύτητα απογείωσης.
- ➔ Πνευματικός: που χρησιμοποιεί έναν κομπρέσορα να αυξήσει την πίεση του αέρα ο οποίος καταναλώνει βενζίνη ή πετρέλαιο συνήθως, ένα αποθηκευτικό χώρο για να τον αποθηκεύσει, μία ή δύο βαλβίδες για να τον ελέγχει, ένα κύκλωμα μέσα στο οποίο κινείται ο αέρας και ένα έμβολο που θα τραβήξει το αεροσκάφος, όπως στον ατμοκαταπέλτη.
- ➔ Υδραυλικός: ο οποίος πρόκειται για ένα υδραυλικό σύστημα που χρησιμοποιεί πεπιεσμένο υδραυλικό υγρό για την κίνηση του εμβόλου. Δηλαδή, χρησιμοποιεί μια γεννήτρια, πχ μια υδραυλική αντλία, που κινείται από έναν υδραυλικό κινητήρα ή μια μηχανή εσωτερικής

καύσης για να ελέγχει και να καθοδηγεί το κύκλωμα και έναν υδραυλικό κινητήρα για να δίνει την απαραίτητη ισχύ στο έμβολο.

- ➔ Ηλεκτρομαγνητικός: που χρησιμοποιεί έναν γραμμικό κινητήρα επαγωγής, ο οποίος χρησιμοποιεί ηλεκτρικά ρεύματα για τη δημιουργία μαγνητικών πεδίων που προωθούν το φορείο-έμβολο κατά μήκος της διαδρομής εκτόξευσης.
- ➔ Με σκοινί (ηλεκτρικό ή μη): ο οποίος χρησιμοποιεί την εναλλαγή της δυναμικής ενέργειας του σκοινιού σε κινητική του αεροσκάφους (μαζί με το έμβολο) και αν το σκοινί δεν είναι ηλεκτρικό η εκτόξευση μπορεί να πραγματοποιηθεί χωρίς καθόλου κατανάλωση ενέργειας.

Με λίγα λόγια, όλοι οι καταπέλτες έχουν βασικά την ίδια αρχή λειτουργίας, μια γραμμή εκτόξευσης, ένα έμβολο-φορέα που θα τραβήξει το αεροσκάφος και θα του προσδώσει την ταχύτητα εκτόξευσης και ένα σύστημα το οποίο θα παρέχει στο έμβολο οπότε και στο αεροπλάνο την απαραίτητη ισχύ για να αναπτύξει την κατάλληλη ταχύτητα ανάλογα με το μήκος της ράμπας, το βάρος και τα τεχνικά και γεωμετρικά χαρακτηριστικά του UAV, την κλίση του εκτοξευτή κλπ. Ο εκτοξευτής, δηλαδή, έχει σχεδιαστεί να παρέχει μια συνεχή ώθηση στο αεροσκάφος μέχρι να φύγει από τη ράμπα. Η ώθηση υπολογίζεται κάθε στιγμή με βασικές δυναμικές σχέσεις μεταξύ του μήκους της ράμπας, της απαιτούμενης επιτάχυνσης και της απαιτούμενης ταχύτητας αέρα. Αυτή η ταχύτητα πρέπει να ισούται τυπικά με 1.5 φορά την stall ταχύτητα του αεροσκάφους. Όταν αναφερόμαστε σε σχετικώς ελαφριά UAV που δεν έχουν σχεδιαστεί για μεγάλου μήκους κατασκευασμένους αεροδιαδρόμους, η επιτάχυνση που μπορεί να εφαρμοστεί στο σκάφος είναι περιορισμένη, σε σύγκριση με πυραύλους που χρήζουν μεγαλύτερου μήκους.

Όπως αναφέραμε παραπάνω, όμως, από κάποιες διαστάσεις και βάρος και μετά, η συμβατική απογείωση και η συμβατική προσγείωση είναι αναπόφευκτες. Για παράδειγμα Tactical, Male ή Hale UAV έχουν μόνο μία δυνατότητα απογείωσης και προσγείωσης, της συμβατικής μέσω αεροδιαδρόμου.



Εικόνα 1.7: Απογείωση UAV σταθερού εκπετάσματος

FIXED WING UAVs – Τρόποι Ανάκτησης

Όσον αφορά τους τρόπους ανάκτησης ενός UAV ποικίλουν ανάλογα με το βάρος του, τα γεωμετρικά του χαρακτηριστικά, το είδος της αποστολής του, τις καιρικές συνθήκες αλλά και του εξοπλισμού προσγείωσης, δηλαδή αν χρειάζεται να ανακτηθεί πάνω στο κατάστρωμα ενός πλοίου που ο χώρος είναι μικρός και η σημασία της σταθερότητας κατά την προσγείωση είναι πολύ πιο σημαντική σε σχέση με μια συμβατική προσγείωση πάνω σε έναν αεροδιάδρομο. Μόνο τα πολύ μεγάλα, ακριβά και υπερφορτωμένα UAV είναι σε θέση να προσγειωθούν μόνα τους αυτόματα (πχ Predators, Global Hawks και τέτοιου είδους). Εκτός της συμβατικής προσγείωσης, οι πιο γνωστοί τρόποι ανάκτησης είναι:[7]

1) Skyhook (Insitu, 2009)

Το σύστημα αυτό, το οποίο θα μας απασχολήσει και στην πειραματική διαδικασία, περιγράφεται καλύτερα από τον διευθυντή του τμήματος ανάπτυξης της Insitu επιχείρησης, ο οποίος ισχυρίζεται ότι το SkyHook στην αρχική του παρουσίαση ήταν ένας μηχανισμός Genie Lift που θα μπορούσε να τον αγοράσει ο οποιοσδήποτε καταναλωτής αφού είναι ένα σύστημα απλό, πρακτικό, εύκολο στη χρήση και στη συντήρηση, χαμηλού κόστους ενώ είναι σχετικά εύκολο να τροποποιηθεί για χρήση και ανάκτηση UAV σε περιπολικό σκάφος. Το σύστημα περιλαμβάνει ένα σχοινί από nylon, δύο συστήματα GPS στον βραχίονα και το UAV με μια συσκευή αγκίστρωσης στο πτερύγιο του. Το UAV θα εκτελέσει την αποστολή του και μετά μέσω του συστήματος GPS θα επιστρέψει πίσω για να επιτρέψει στο σχοινί να εντοπίσει το πτερύγιο και να αγκιστρωθεί στο γάντζο του συστήματος SkyHook.

Πλεονεκτήματα

- ➔ Ανακτήσεις χωρίς αναγκαιότητα αεροδιαδρόμου
- ➔ Εύκολη χρήση, συντήρηση και έναυση
- ➔ Μη αναγκαιότητα χώρου αποθήκευσης
- ➔ Ελάχιστες αλλαγές στο UAV, δεν παρεμβαίνει στην απογείωση
- ➔ Σχεδόν μηδενική αλλαγή βάρους και χαρακτηριστικών του UAV
- ➔ Μικρή επίδραση των καιρικών συνθηκών στην ανάκτηση λόγω της χρήσης του GPS

Μειονεκτήματα

- ➔ Μόνιμη ενσωμάτωση στο βοηθητικό όχημα ανάκτησης
- ➔ Αναγκαιότητα για τροποποιήσεις στο όχημα
- ➔ Το φορτίο του γάντζου και του εξοπλισμού που ενσωματώνεται στις δομές των φτερών και των αρθρώσεων του UAV, αν και ελάχιστα, επηρεάζουν την αεροδυναμική του



Εικόνα 1.8: Σύστημα "SkyHook", Insitu 2009

2) Γραμμή Σύλληψης (Watts, 2007)

Αυτό το σύστημα είναι παρόμοιας νοοτροπίας με το SkyHook όμως αντί να χρησιμοποιεί κατακόρυφο σχοινί, το καλώδιο που χρησιμοποιείται για τη σύλληψη αναπτύσσεται οριζοντίως σε μια δοκό. Το UAV είναι πάλι εφοδιασμένο με μια διάταξη σύλληψης, η οποία τοποθετείται στην κάτω πλευρά της ατράκτου κοντά στο κέντρο βάρους. Αυτή η συσκευή ανάκτησης μπορεί να ενεργοποιηθεί από την άτρακτο του UAV με τη χρήση ενός συστήματος ελατηρίων που χαμηλώνει τη συσκευή πριν από την προσπάθεια ανάκτησης. Αυτό μειώνει τις αεροδυναμικές επιδράσεις της ύπαρξης σταθερού αγκίστρου του προηγούμενου τρόπου. Το σύστημα χρησιμοποιεί τροχαλίες για να εξασφαλίσει την ασφαλή αποκατάσταση του UAV, όταν ασφαλίσει το καλώδιο. Το συγκεκριμένο σύστημα ανάκτησης έχει κατοχυρωθεί με δίπλωμα ευρεσιτεχνίας από έναν αριθμό αμερικανικών μηχανικών οργανισμών.

3) SkyLark (Lloyd, 2007)

Πρόκειται για ένα τακτικό UAS που χρειάζεται ανθρώπους που χρησιμοποιούν φουσκωτά μαξιλάρια για να μειώσουν τον αντίκτυπο της ανάκτησης. Αυτό το σύστημα ανάκτησης ξεκινάει με ένα βαθύ ελιγμό, ο οποίος πυροδοτεί το φούσκωμα των μαξιλαριών. Το UAS ζυγίζει 5.5kg κατά την απογείωση, το οποίο είναι σημαντικό μικρότερο αυτού του ScanEagle και έχει λειτουργήσει με επιτυχία από τον Αυστραλιανό Στρατό στο Ιράκ.

4) Δίκτυ (Blending Wing UAV, 2007)

Ένα UAV σχεδιασμένο από τη NASA χρησιμοποιεί ένα σύστημα ανάκτησης με δίκτυ για επίγειες ανακτήσεις. Το UAV είναι εξοπλισμένο με γάντζους κατάλληλους για δίκτυ στη μύτη τους και στις άκρες των φτερών τους που παρέχει μια σύλληψη 3 σημείων για την εξασφάλιση ότι το όχημα δεν θα σκίσει και δε θα διαπεράσει το δίκτυ κατά τη σύγκρουση. Ακόμα, διασφαλίζει ότι δεν θα υπάρξει

ζημιά στις προπέλες όταν το UAV έρθει σε επαφή με το δίχτυ, παρέχοντας έτσι μια βιώσιμη σύλληψη του αεροσκάφους.



Εικόνα 1.9: Ανάκτηση UAV σταθερού εκπετάσματος με δίχτυ

5) Sea Sled Landing: Προσγείωση με χρήση “θαλάσσιου έλκηθρου”

Πρόκειται για ένα σύστημα που περιλαμβάνει ένα έλκηθρο βυθισμένο στο νερό και ρυμουλκείται από το βοηθητικό όχημα ανάκτησης, περιμένοντας την ανάκτηση ενός UAV θαλάσσιου αεροπλάνου. Το θαλάσσιο αεροπλάνο πετάει πέρα από μια εγκάρσια σύνδεση μέχρι να συνδεθεί. Αφού συνδεθεί με τη ζεύξη, ένα βαρούλκο έλκει το UAV μέσα στο έλκηθρο και το σύνολο του συστήματος ανακτάται από το πλήρωμα.

6) Ανάκτηση με αλεξίπτωτο

Ο συγκεκριμένος τρόπος ανάκτησης γίνεται κατανοητός μόνο και από τον τίτλο του και χρησιμοποιεί αλεξίπτωτο ή κάποιο παρόμοιο μηχανισμό για να επιβραδύνει το σκάφος και να μειώσει την πρόσκρουση του με το έδαφος. Τα αλεξίπτωτα που μόνο τραβάνε το αεροσκάφος, έχουν μικρό επίπεδο ελέγχου και πλοήγησης του αεροσκάφους. Ο έλεγχος του πτερυγίου μπορεί να επιτευχθεί παραμορφώνοντας τις άκρες, μέσω των φρένων πέδησης. Το αλεξίπτωτο μπορεί να χρησιμοποιηθεί με δύο διαφορετικές μεθόδους το UAV. Πρώτον, μπορεί να είναι ο συμβατικός αγωγός που συνδέεται με το UAV και αναπτύσσεται κατά την προσέγγιση του πεδίου ανάκτησης και δεύτερον μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να ανυψώσει ένα σύστημα ανάκτησης πάνω από το βοηθητικό όχημα ανάκτησης αν δεν υπάρχει αρκετός χώρος.

7) Ανάκτηση με προσθαλάσωση

Η τελική επιλογή είναι η πτώση του UAV μέσα στο νερό μέσα στο οπτικό πεδίο του οχήματος ανάκτησης. Το βασικό πλεονέκτημά της είναι η απλότητα, χωρίς να χρειάζεται επιπρόσθετες τροποποιήσεις στο όχημα ή στο UAV. Ακόμα ο λειτουργός, δηλαδή ο άνθρωπος που θα επιβλέψει

την ανάκτηση δε χρειάζεται κάποια ιδιαίτερη εκπαίδευση λόγω της απλότητας της. Παρόλα αυτά, οι πιθανές βλάβες του UAV κατά την πρόσκρουση ή οι μακροχρόνιες βλάβες που μπορεί να παρουσιαστούν είναι θέματα προς σκέψη αυτών που την προτιμούν. Η επίδραση της πρόσκρουσης με το νερό μπορεί να είναι αρκετά μεγάλη για το UAV ιδιαίτερα υπό κακές καιρικές συνθήκες, δηλαδή υπό ριπών ανέμου, μεγάλων κυμάτων κλπ. Η ζωή λειτουργίας του UAV μπορεί να μειωθεί δραματικά και θα χρειαστεί μεγάλη προσοχή για να εμποδιστούν βλάβες και καταστροφές. Για αυτούς τους λόγους είναι πολύ περιορισμένης χρήσης, αλλά παραμένει μια εναλλακτική ως έσχατη λύση για επείγουσες ανακτήσεις.

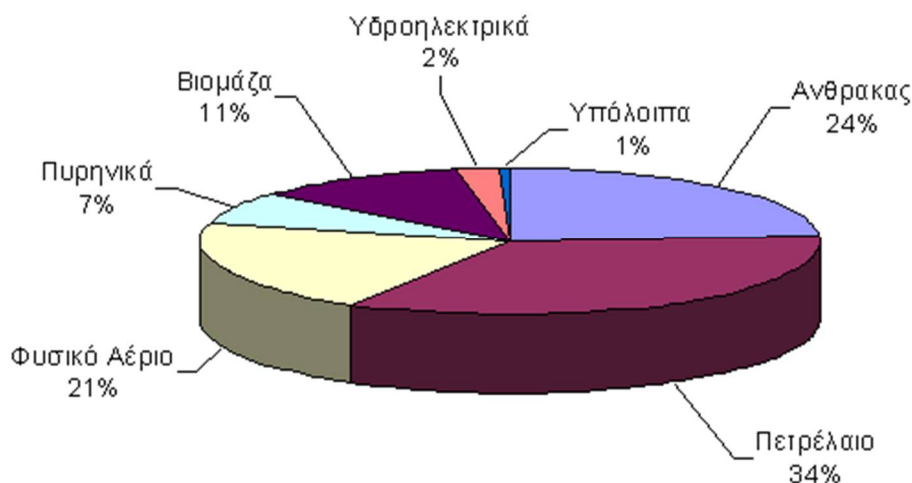
Κεφάλαιο 2 : Ανανεώσιμες και Συμβατικές Πηγές Ενέργειας και Μηχανές

2.1 Ενεργειακές Πηγές

Πηγή Ενέργειας ή ενεργειακή πηγή ονομάζουμε κάθε φυσικό πόρο που μας δίνει ενέργεια. Οι πηγές αυτές χωρίζονται σε ανανεώσιμες πηγές ενέργειας που δεν εξαντλούνται ποτέ όπως αιολική, ηλιακή, γεωθερμική και σε μη ανανεώσιμες πηγές ενέργειας, οι οποίες δεν είναι ανεξάντλητες και κάποια στιγμή θα εξαντληθούν ακόμα και αν αυτή η στιγμή θα αργήσει, από τις οποίες οι πιο σημαντικές είναι ο άνθρακας, το πετρέλαιο και το φυσικό αέριο, γνωστά και ως ορυκτά καύσιμα. Η φύση δε σταματάει βέβαια να δημιουργεί ούτε άνθρακα ούτε πετρέλαιο, όμως η ανθρωπότητα καταναλώνει ημερησίως τόση ποσότητα ορυκτών καυσίμων όση η φύση μπορεί να δημιουργήσει σε 1000 χρόνια, πράγμα που καθιστά την ανανεωσιμότητα αναγκαιότητα.

Η σημερινή παγκόσμια κατανάλωση ενέργειας ανέρχεται σε 10 δις τόνους ισοδύναμου πετρελαίου με κυρίαρχες πηγές τα ορυκτά καύσιμα τα οποία καλύπτουν περισσότερο από το 80% της παγκόσμιας ενεργειακής κατανάλωσης. Παρακάτω παρουσιάζεται γράφημα της Παγκόσμιας Κατανάλωσης Πρωτογενούς Ενέργειας το 2005.

Παγκόσμια Κατανάλωση Πρωτογενούς Ενέργειας (2005)



Στην κατηγορία "υπόλοιπα" κυρίως η ηλιακή ενέργεια, η αιολική και η γεωθερμική. Το μεγαλύτερο μέρος της ενέργειας που αντιστοιχεί στο πετρέλαιο καταναλώνεται στις πάσης φύσεως μεταφορές, ενώ ο άνθρακας και το φυσικό αέριο στην παραγωγή της ηλεκτρικής ενέργειας.

Εικόνα 2.1: Παγκόσμια Κατανάλωση Πρωτογενούς Ενέργειας, 2005

2.2 Εισαγωγή στις ΑΠΕ

Ανανεώσιμη ενέργεια λέγεται η ενέργεια που πηγάζει από μια ατελείωτη πηγή ενέργειας. Η κατάλληλη χρήση των ΑΠΕ τη σύγχρονη εποχή είναι ένα φλέγον ζήτημα για τον πλανήτη. Είναι πολύ σημαντική απόφαση η επιλογή της σωστής πηγής ανανεώσιμης ενέργειας στην κάθε περίπτωση. Μια ποικιλία παραγόντων, όπως η καθαριότητα, το κόστος, η σταθερότητα, η αποδοτικότητα και τα περιβαλλοντολογικά φαινόμενα πρέπει να ληφθεί υπόψιν. Δυστυχώς, στην πραγματικότητα, πολλές εταιρείες σε όλο τον πλανήτη εξαρτώνται ακόμα από ορυκτά καύσιμα για παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας. Χωρίς αμφιβολία, αυτά τα καύσιμα είναι πολύ αποτελεσματικά όσον αφορά την ποιότητα της παραγωγής ισχύος, αλλά με το πέρασμα του χρόνου δεν θα έχουν πλέον το πλεονέκτημα. Τα ορυκτά καύσιμα, κάποια στιγμή, εκτός από τη βλαβερή τους επίδραση στο περιβάλλον και την ισορροπία του και την πρόκληση τόσων περιβαλλοντολογικών κινδύνων, πρόκειται να εξαντληθούν οπότε οι εταιρείες έχουν ένα λόγο παραπάνω μεγάλης σημασίας, πέρα από το ηθικό ζήτημα, να στρέψουν την προσοχή τους στις ανανεώσιμες πηγές ενέργειας όσο το δυνατόν πιο σύντομα.[8]

Τα ορυκτά καύσιμα είναι, στην ουσία, χημικές ενώσεις υδρογονανθράκων, όπως φυσικό αέριο, άνθρακας και πετρέλαιο. Το δίλημμα ως προς τη χρήση ορυκτών καυσίμων δεν έχει σχέση με τη χρήση αυτή καθαυτή, όσο με τα παράπλευρα προβλήματα που προκαλεί η καύση τους και οι μεγάλες ποσότητες βλαβερών αερίων που η ίδια παράγει, όπως το φαινόμενο του θερμοκηπίου, η παγκόσμια αύξηση της θερμοκρασίας κ.α. Εδώ φαίνονται και τα κυριότερα πλεονεκτήματα των ΑΠΕ: τα ατελείωτα αποθέματα τους στη φύση και η ελάχιστη περιβαλλοντολογική επιβάρυνση που προκαλούν σε σχέση με τις συμβατικές μορφές ενέργειας. Το κόστος τους παραμένει υψηλό, κυρίως όσον αφορά το προσωπικό και τα υλικά που χρειάζονται για την εγκατάστασή τους παρά για ακριβές ενεργειακές εισαγωγές. Επιπλέον, όντας μια νέα ροπή στο σύγχρονο κόσμο, η επένδυση πολλών εταιρειών σε εγκαταστάσεις ΑΠΕ θα δημιουργήσει έναν τομέα νέων θέσεων εργασίας για να καταπολεμηθεί η ανεργία και θα αποτελέσει μια σπουδαία συμβολή στην ανάπτυξη της οικονομίας της κάθε χώρας που θα επιλέξει να στραφεί σε αυτή τη λύση. Το κόστος διείσδυσης των ΑΠΕ στο ενεργειακό ισοζύγιο παραμένει υψηλό και η αποτελεσματικότητα των περισσότερων ακόμα δεν έχει φτάσει την αποτελεσματικότητα της καύσης των ορυκτών καυσίμων, ενώ η διείσδυση τους αυτή καθαυτή, από οικονομική σκοπιά, πρέπει να γίνει με συγκρατημένους αλλά σταθερούς ρυθμούς.

Οι Ανανεώσιμες Πηγές Ενέργειας κατηγοριοποιούνται στις εξής μορφές.

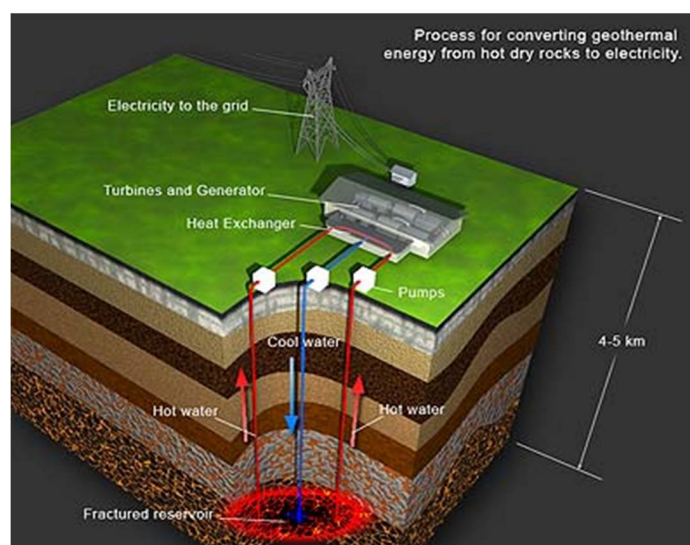
- ➔ Αιολική Ενέργεια: μέσω Αιολικών Πάρκων, δηλαδή ένα σύνολο ανεμογεννητριών, οι οποίες μετατρέπουν την αιολική ενέργεια σε μηχανικό έργο, με το οποίο μπορούν να τροφοδοτήσουν γεννήτριες και να παράξουν ένα σημαντικό ποσό ηλεκτρισμότητας.
- ➔ Ηλιακή Ενέργεια: μέσω της οποίας φορτίζονται τα φωτοβολταϊκά πάνελ, τα οποία μετά έχουν τη δυνατότητα να παράξουν και αυτά ένα σημαντικό ποσό ηλεκτρικής ενέργειας, αν και μικρότερης κλίμακας από τα αιολικά πάρκα. Χρησιμοποιούνται κυρίως σε αγροτικές και γενικότερα απομακρυσμένες περιοχές.

- ➔ Γεωθερμική Ενέργεια: πρόκειται για τη φυσική θερμική ενέργεια της Γης που διαρρέει από το θερμό εσωτερικό του πλανήτη προς την επιφάνεια με ρεύματα μεταφοράς και χρησιμοποιείται ευρέως από τους αγρότες.
- ➔ Βιομάζα: (ή αλλιώς στερεά βιομάζα), μπορεί να καεί σε αποτεφρωτήρια με σκοπό την παραγωγή θερμότητας, η οποία μπορεί να χρησιμοποιηθεί για παραγωγή ατμού που με τη σειρά του σε ατμοηλεκτρικούς σταθμούς μετατρέπεται σε ηλεκτρική ενέργεια.
- ➔ Υδραυλική: που προέρχεται από τα υδροηλεκτρικά έργα και αποτελεί την πιο διαδεδομένη ανανεώσιμη πηγή ενέργειας.

Άλλες εναλλακτικές μορφές ενέργειας είναι η αεροθερμική, υδροθερμική, η ενέργεια των ωκεανών (η οποία αποτελεί την πρόκληση του μέλλοντος, θεωρείται ότι αν μπορέσει ο άνθρωπος να εκμεταλλευτεί το 1% της ενέργειας των ωκεανών θα έλυσε το ενεργειακό πρόβλημα ολόκληρου του πλανήτη), η ενέργεια από τα εκλυόμενα αέρια στους χώρους υγειονομικής ταφής ή από τα αέρια μονάδων επεξεργασίας λυμάτων και από τα βιοαέρια, η ωσμωτική ενέργεια (μέσω της ανάμειξης γλυκού και θαλασσινού νερού) κλπ.

Ακόμα, έχουν βγει στο εμπόριο πλέον πολλές ηλεκτρικές συσκευές οι οποίες μπορούν να παράξουν ηλεκτρισμό και να αποτελέσουν πηγές “πράσινης ενέργειας”, όπως η κυνέλη καυσίμου (μια συσκευή που τροφοδοτείται με υδρογόνο και παράγει ηλεκτρική ενέργεια), οι μπαταρίες ή οποιοσδήποτε ηλεκτρικός συσσωρευτής που μπορεί να αποθηκεύσει ηλεκτρική ενέργεια και να την τροφοδοτήσει σε ένα ηλεκτρικό δίκτυο όποτε αυτή χρειαστεί, οι ηλεκτρικές γεννήτριες που μετατρέπουν το μηχανικό έργο σε ηλεκτρική ενέργεια και θεωρούνται ανανεώσιμες πηγές ενέργειας, αν το έργο στην είσοδο τους έχει παραχθεί με εναλλακτικό τρόπο και όχι παραδείγματος χάρη με κάποια θερμική μηχανή που καίει ορυκτό καύσιμο κα .

Παρακάτω, παρουσιάζεται εικόνα που δείχνει τη διαδικασία μετατροπής της γεωθερμικής ενέργειας σε ηλεκτρισμό.



Εικόνα 2.2: Μετατροπή Γεωθερμικής Ενέργειας σε Ηλεκτρισμό

2.3 Θερμικές Μηχανές-Μηχανές Εσωτερικής Καύσης

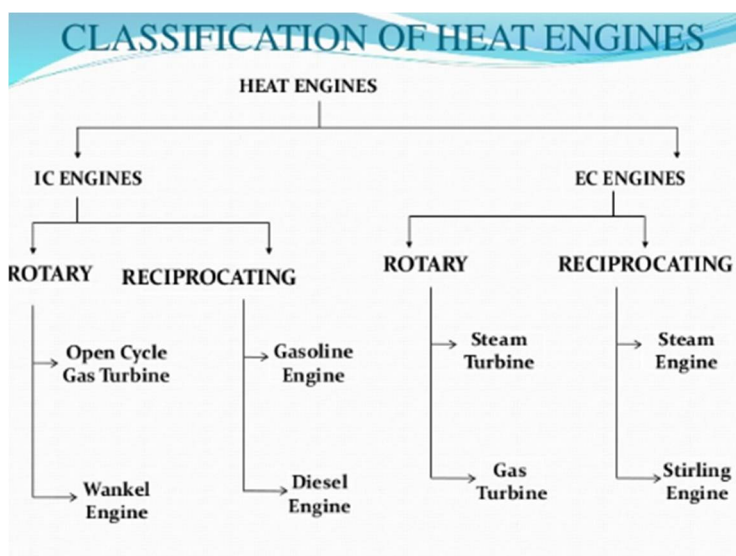
2.3.1 Κατηγοριοποίηση Θερμικών Μηχανών

Με τον όρο “μηχανή” ορίζεται μια συσκευή που μετατρέπει μια μορφή ενέργειας σε μια άλλη. Παρόλα αυτά, κατά τη διάρκεια της μετατροπής, η αποδοτικότητα της διαδικασίας παίζει πολύ σημαντικό ρόλο. Ακόμα, είναι σημαντικό στοιχείο οι μορφές ενέργειας που επεξεργάζεται μια μηχανή και η ενεργειακή τους πυκνότητα, δηλαδή εάν η ενέργεια που εισέρχεται στη μηχανή προέρχεται από ανανεώσιμες-ήπιες πηγές ενέργειας ή από ορυκτά καύσιμα, αλλά και η μορφή ενέργειας η οποία εξέρχεται από τη μηχανή δηλαδή αν είναι ηλεκτρισμός, μηχανικό έργο, αν υπάρχουν ρύποι βλαβεροί προς το περιβάλλον ή όχι.

Συνήθως, η πλειοψηφία των μηχανών μετατρέπουν θερμική ενέργεια σε μηχανικό έργο και για αυτό το λόγο ονομάζονται “θερμικές μηχανές” (heat engines). “Heat engine” ονομάζεται η μηχανή που μετατρέπει τη χημική ενέργεια ενός καυσίμου σε θερμική ενέργεια, την οποία χρησιμοποιεί για να παράξει χρήσιμο έργο, οπότε πρόκειται για μια διαδικασία κατά την οποία θερμική ενέργεια μετατρέπεται σε μηχανική. Οι θερμικές μηχανές χωρίζονται στις δύο εξής κατηγορίες:

- Μηχανές εσωτερικής καύσης (Internal Combustion Engines)
- Μηχανές εξωτερικής καύσης (External Combustion Engines)

Και οι δύο κατηγορίες χωρίζονται σε περιστροφικές (rotary) και παλινδρομικές (reciprocating). Παρακάτω, παρουσιάζεται η κατηγοριοποίηση των θερμικών μηχανών. Από όλες τις κατηγορίες, οι πιο ευρέως χρησιμοποιούμενες είναι οι παλινδρομικές εσωτερικής καύσης, οι τουρμπίνες αερίου (gas turbines) και οι τουρμπίνες ατμού (steam turbines).



Εικόνα 2.3: Κατηγορίες Θερμικών Μηχανών

2.3.2 Μηχανές Εσωτερικής Καύσης (ICE)

Η μηχανή εσωτερικής καύσης (ΜΕΚ) πρόκειται για μια μηχανή στην οποία η καύση του καυσίμου πραγματοποιείται μέσα σε έναν κλειστό χώρο που ονομάζεται “θάλαμος καύσης”. Αυτή η εξωθερμική αντίδραση ενός καυσίμου με έναν οξειδωτή παράγει αέρια υψηλής θερμοκρασίας και πίεσης, που τους επιτρέπεται να επεκταθούν. Το καθοριστικό χαρακτηριστικό μιας ΜΕΚ είναι ότι χρήσιμο έργο εκτελείται από τη διόγκωση των καυτών αερίων το οποίο ενεργεί άμεσα για να προκαλέσει κίνηση, πχ ενεργώντας σε έμβολα, στροφείς ή ακόμα και ασκώντας πίεση και κινώντας ολόκληρη τη μηχανή. Αντίθετα, οι μηχανές εξωτερικής καύσης, όπως οι μηχανές ατμού, χρησιμοποιούν τη διαδικασία της καύσης για να θερμάνουν ένα ξεχωριστό υγρό έργου, συνήθως νερό ή ατμό, το οποίο στη συνέχεια παράγει έργο, πχ ασκώντας πίεση σε ένα ατμοκίνητο έμβολο.[9]

Με τον όρο “μηχανή εσωτερικής καύσης”, σχεδόν πάντα αναφερόμαστε σε παλινδρομικές μηχανές, μηχανές Wankel και παρόμοιους σχεδιασμούς όπου η καύση είναι διακοπτόμενη. Όμως, μηχανές συνεχόμενης καύσης, όπως οι Jet engines, η πλειοψηφία των πυραύλων και πολλές τουρμπίνες αερίου συγκαταλέγονται επίσης στις ΜΕΚ. Οι ΜΕΚ χρησιμοποιούνται κυρίως στα μέσα μεταφοράς αλλά και σε πολλές άλλες φορητές εφαρμογές όπου χρειάζεται μη ηλεκτρικός κινητήρας. Μια πολύ σημαντική εφαρμογή σε αυτόν τον τομέα θα ήταν ένας κινητήρας εσωτερικής καύσης που οδηγεί μια ηλεκτρική γεννήτρια.

Ακόμα βρίσκουν μεγάλο πεδίο εφαρμογής στα αυτοκίνητα και σε άλλα φορητά μηχανήματα, όπου χρειαζόμαστε φορητή προώθηση. Στα κινητά σενάρια, μια μηχανή εσωτερικής καύσης βρίσκεται σε πλεονεκτική θέση, αφού μπορεί να παράξει υψηλή αναλογία ισχύος προς βάρος αλλά και τέλεια ενέργεια-πυκνότητα καυσίμου. Οπουδήποτε απαιτείται υψηλή ισχύ, όπως σε jet aircrafts, ελικόπτερα και μεγάλα πλοία, εμφανίζονται περισσότερο στη μορφή της τουρμπίνας. Ακόμα χρησιμοποιούνται για ηλεκτρικές γεννήτριες στη βιομηχανία. Με αυτόν τον τρόπο χρησιμοποιούνται πρότυπα ηλεκτρικά εργαλεία που κινούνται από κινητήρα εσωτερικής καύσης.

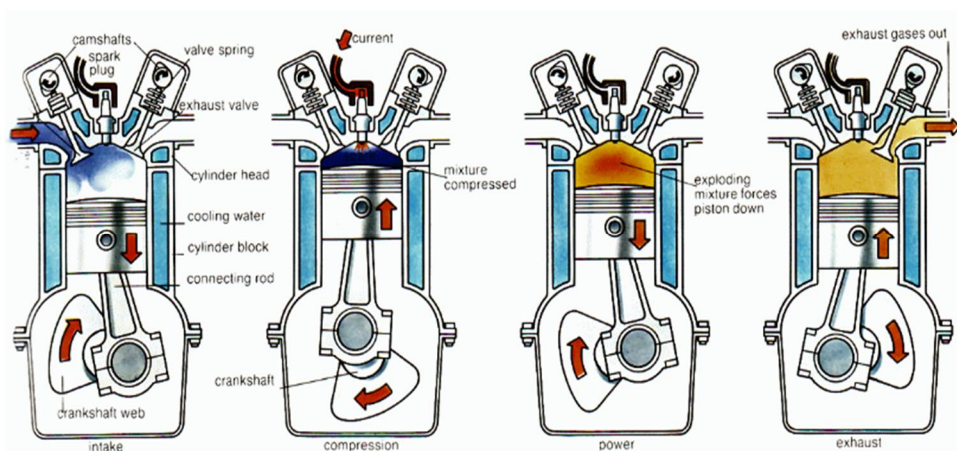
Το κύριο πλεονέκτημα είναι η φορητότητα και η αποδοτικότητα. Είναι πολύ πιο εύκολο να χρησιμοποιηθούν αυτού του είδους οι μηχανές στα οχήματα έναντι της ηλεκτρισιμότητας. Ακόμα και σε περιπτώσεις οχημάτων με υβριδικά συστήματα, οι ΜΕΚ χρησιμοποιούνται για τη φόρτιση της μπαταρίας. Από την άλλη, το κύριο μειονέκτημα τους είναι η μόλυνση που προκαλούν, όχι μόνο στην ατμόσφαιρα αλλά και όσον αφορά τα σπασμένα ή απαρχαιωμένα εξαρτήματα και άλλα απορρίμματα, όπως πετρελαίου ή αντικειμένων από καουτσούκ, που πρέπει να απορριφθούν. Επίσης, η ηχορύπανση που προκαλούν είναι ένα ιδιαίτερα σημαντικό ζήτημα από τη στιγμή που πολλές ΜΕΚ είναι πολύ θορυβώδεις, σε σημείο που οι άνθρωποι πρέπει να χρησιμοποιήσουν ωτοασπίδες για προστασία της ακοής τους. Τέλος, το μέγεθος τους καθιστά πολλές φορές μη πρακτική τη χρήση μικρών κινητήρων οποιασδήποτε ισχύος. Αντίθετα, οι ηλεκτρικοί κινητήρες είναι πιο πρακτικοί σε αυτές τις περιπτώσεις, γι’αυτό είναι πιο συνηθισμένη η χρήση ηλεκτρικού κινητήρα που τροφοδοτείται από αέριο σε μια περιοχή χωρίς καθόλου ηλεκτρισμό, για την παροχή ισχύος σε μικρότερα αντικείμενα.

Four Stroke Ice Engines

Η πλειοψηφία των παλινδρομικών μηχανών λειτουργούν με βάση αυτό που είναι γνωστό ως “four stroke cycle”. Κάθε κύλινδρος απαιτεί 4 “χτυπήματα-φάσεις” στον κύλινδρο του -2 περιοδικές κινήσεις του στροφαλοφόρου- για να συμπληρωθεί η αλληλουχία γεγονότων που καλύπτει ένα κύκλο ισχύος. Και οι spark-ignition engines (με σπινθήρα ανάφλεξης) και οι compression-ignition (με ανάφλεξη συμπίεσης) χρησιμοποιούν αυτόν τον κύκλο ισχύος που αποτελείται από:

- ➔ An intake stroke: Το εισαγωγικό στάδιο που εισάγει νέο μείγμα στον κύλινδρο. Για να αυξηθεί η μάζα που εισάγεται, η βαλβίδα που είναι υπεύθυνη για την εισαγωγή ανοίγει αμέσως πριν ξεκινήσει το στάδιο και κλείνει αμέσως μετά.
- ➔ A compression stroke: Το στάδιο συμπίεσης, κατά το οποίο και οι δύο βαλβίδες είναι κλειστές και το μείγμα μέσα στον κύλινδρο συμπιέζεται σε ένα μικρό κλάσμα του αρχικού του όγκου. Προς το τέλος του σταδίου συμπίεσης, αρχίζει η καύση και η πίεση μέσα στον κύλινδρο αυξάνεται ταχύτερα.
- ➔ A power – expansion stroke: Το στάδιο ισχύος ή αλλιώς διόγκωσης, κατά το οποίο η υψηλή θερμοκρασία, η υψηλή πίεση και τα αέρια μέσα στον κύλινδρο ωθούν το έμβολο προς τα κάτω και εξαναγκάζουν τον στρόφαλο να στραφεί. Κατά τη φάση της διόγκωσης εκτελείται περίπου 5 φορές περισσότερο έργο στο έμβολο από τη φάση της συμπίεσης.
- ➔ An exhaust stroke: Τέλος, έχουμε το στάδιο εξόδου κατά το οποίο τα εναπομείναντα καυσαέρια στο προηγούμενο στάδιο εξέρχονται από τον κύλινδρο, αρχικά επειδή η πίεση του κυλίνδρου μπορεί να είναι σημαντικά υψηλότερη από την πίεση στην έξοδο των καυσαερίων και ύστερα καθώς σαρώνονται από το έμβολο. Όπως το έμβολο κινείται προς τη συγκεκριμένη θέση ανοίγει η βαλβίδα εισαγωγής, ενώ αμέσως μετά η βαλβίδα εξόδου κλείνει και ο κύκλος ξεκινάει ξανά.

Πολύ συχνά ονομάζεται και κύκλος Otto λόγω του εφευρέτη του, Nikolaus Otto, που κατασκεύασε την πρώτη μηχανή που λειτούργησε υπό αυτές τις αρχές το 1876. Παρακάτω παρουσιάζονται τα 4 στάδια του κύκλου της τετράχρονης μηχανής:



Εικόνα 2.4: Τα 4 στάδια λειτουργίας μιας 4χρονης Θερμικής Μηχανής

Two Stroke Ice Engines

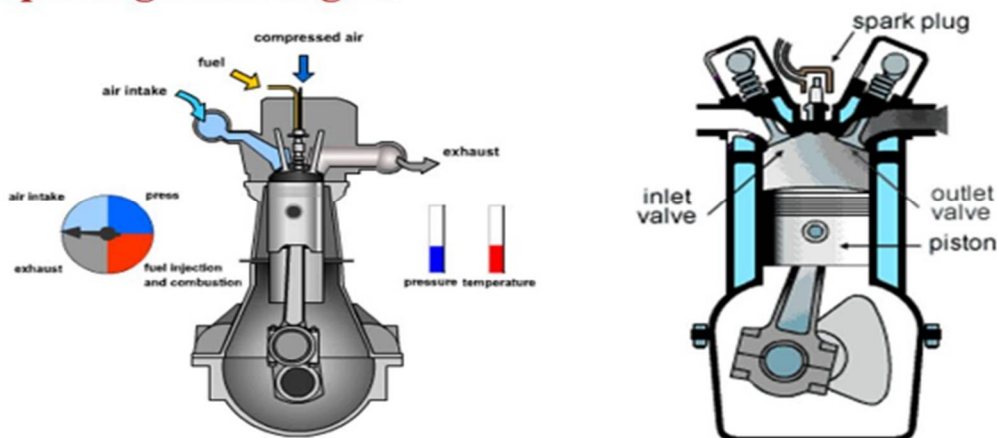
Ο κύκλος “four-stroke” απαιτεί για κάθε κύλινδρο της μηχανής 2 περιστροφές του στροφάλου. Για να αποκτήσουμε μεγαλύτερη ισχύ εξόδου για δεδομένο μέγεθος μηχανής και ένα απλούστερο σχέδιο βαλβίδας, αναπτύχθηκε η two-stroke μηχανή. Ο κύκλος “two-stroke” είναι εφαρμόσιμος και στα δύο είδη ανάφλεξης. Τα δύο στάδια λειτουργίας είναι: το στάδιο συμπίεσης και το στάδιο ισχύος.

Spark-ignition and Compression-ignition Engine operation

Spark-ignition operation

Το σύστημα ανάφλεξης είναι μια εξαιρετικά σημαντική κατηγοριοποίηση των μηχανών εσωτερικής καύσης. Στις SI μηχανές, ο αέρας και το καύσιμο αναμειγνύονται μαζί στο σύστημα εισαγωγής πριν από την είσοδο στον κύλινδρο της μηχανής με τη χρήση ενός καρμπυρατέρ ή ενός συστήματος fuel-injection (έγχυσης καυσίμου). Στις εφαρμογές αυτοκινήτων, η θερμοκρασία του αέρα που εισέρχεται στο σύστημα εισαγωγής ελέγχεται αναμειγνύοντας ατμοσφαιρικό αέρα με αέρα που έχει θερμανθεί από την επαφή με την πολλαπλή εξαγωγή. Ο λόγος της ροής μάζας αέρα προς τη ροή μάζας καυσίμου πρέπει να διατηρείται σταθερός περίπου ίσος με 15 για να διασφαλιστεί αξιόπιστη καύση.

Spark ignition engine



Εικόνα 2.5: Λειτουργία μιας Μηχανής Έγχυσης Καυσίμου

Εφαρμογές SI Μηχανών

Οι μικρές SI μηχανές χρησιμοποιούνται σε πολλών ειδών εφαρμογές: στο σπίτι (πχ μηχανές του γκαζόν, αλυσοπρίονα), σε απαιτήσεις φορητής παραγωγής ενέργειας όπως σε κινητήρες εξωλέμβιων μηχανοκίνητων σκαφών και σε μοτοσυκλέτες. Στις παραπάνω εφαρμογές το χαμηλό βάρος, ο μικρός όγκος και το χαμηλό κόστος σε σχέση με την παραγόμενη ισχύ είναι τα πιο σημαντικά χαρακτηριστικά ενώ η κατανάλωση καυσίμου, η δόνηση και η ανθεκτικότητα του κινητήρα έρχονται δεύτερες σε σημασία. Ένας μονοκύλινδρος κινητήρας δημιουργεί μόνο ένα power stroke ανά

περιστροφή (δίχρονος κύκλος) ή ανά δύο περιστροφές (τετράχρονος κύκλος). Με αποτέλεσμα οι “παλμοί ροπής” να βρίσκονται σε μεγάλη απόσταση και οι κραδασμοί του κινητήρα και η ομαλότητα να αποτελούν σημαντικά προβλήματα. Στην αυτοκινητοβιομηχανία αντίθετα, χρησιμοποιούνται κινητήρες πολλαπλών κυλίνδρων. Όσο αυξάνεται η απαιτούμενη ισχύς, η σημασία των πλεονεκτημάτων των μονοκύλινδρων κινητήρων όσον αφορά το βάρος και το μέγεθος μειώνεται και αυξάνεται η ανάγκη για βελτιωμένη ισορροπία της μηχανής και ομαλότητα και γι’ αυτό το λόγο αυξάνεται ο αριθμός των κυλίνδρων ανά μηχανή. Οι τετρακύλινδροι κινητήρες είναι οι πιο συνήθως χρησιμοποιούμενοι στην αυτοκινητοβιομηχανία.

“Compression Ignition” θερμικές μηχανές

Αντίθετα, στις μηχανές compression-ignition (συμβατικοί πετρελαιοκινητήρες-diesel καθώς και αεριομηχανές που επιτυγχάνουν την ανάφλεξη με πιλοτική έγχυση καυσίμου) μόνο ο αέρας εισάγεται στον κύλινδρο. Το καύσιμο, που στις περισσότερες εφαρμογές είναι ελαφρύ μαζούτ, αν και σε εφαρμογές παραγωγής ενέργειας και σε θαλάσσιες εφαρμογές χρησιμοποιούνται υπολείμματα καυσίμων που έχουν θερμανθεί, εγχέεται κατευθείαν μέσα στον κύλινδρο ακριβώς προτού ξεκινήσει η διαδικασία της ανάφλεξης. Ο έλεγχος του φορτίου επιτυγχάνεται με τη μεταβολή της ποσότητας καυσίμου που εισάγεται σε κάθε κύκλο. Η ροή του αέρα που έχει δοθεί για μια συγκεκριμένη ταχύτητα του κινητήρα είναι ουσιαστικά αμετάβλητη.[10]

Comparison of Four Stroke and Two Stroke Engines

FOUR STROKE ENGINE

1. One cycle in 4 strokes of piston or 2 revolutions of crankshaft
2. Valves are used for charge admission and exhaust
3. One power stroke in two revolution causing torque fluctuations needing heavy flywheel
4. Low power to weight ratios
5. Higher overall efficiency
6. Complex construction due to valve gear
7. Heavy duty applications

TWO STROKE ENGINE

1. One cycle in 2 strokes of piston or one revolution of crankshaft
2. No valves but ports are used for admission and exhaust
3. One power stroke in one revolution causing smoother torque and consequent lighter flywheel
4. Higher power to weight ratios
5. Lower overall efficiency due to loss of fresh charge
6. Simpler construction
7. Light duty applications

mctrusimons@gmail.com

Εικόνα 2.6: Συγκριτικός Πίνακας 2χρονων και 4χρονων Θερμικών Μηχανών

Όπως αναφέραμε, όμως, στην αρχή του κεφαλαίου όσο αποδοτικές και αποτελεσματικές και να είναι οι θερμικές μηχανές, εκτός από τη θορυβώδη λειτουργία τους και τα ορυκτά καύσιμα που χρησιμοποιούν, προκαλούν δυσχερή προβλήματα στο περιβάλλον του πλανήτη και κάποια στιγμή κινδυνεύουν να εκλείψουν. Για αυτό το λόγο, η επιστημονική κοινότητα και οι εταιρείες έχουν στρέψει την προσοχή τους σε μηχανές που διαχειρίζονται ήπιες ενέργειες, φιλικές προς το περιβάλλον, που θα μπορούσαν να αντικαταστήσουν στο μέλλον τις θερμικές μηχανές στην πλειοψηφία των εφαρμογών μόνο εάν και εφόσον με την εξέλιξη των ερευνητικών διαδικασιών και τεχνολογιών πλησιάσουν την αποτελεσματικότητά τους και μειώσουν το κόστος αγοράς τους.

2.4 Τεχνολογία Κυψέλης Καυσίμου(Fuel Cell)

Ορισμός

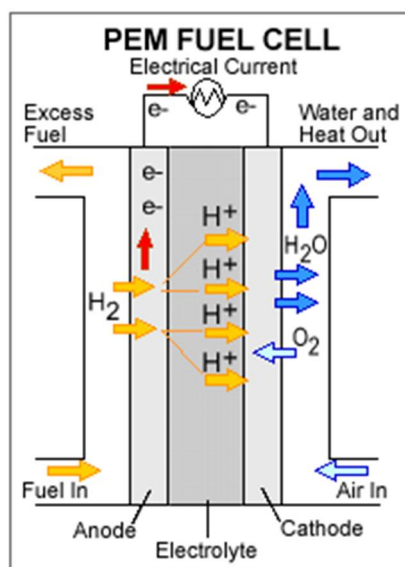
Η κυψέλη καυσίμου είναι μια ηλεκτροχημική συσκευή που μετατρέπει τη χημική ενέργεια ενός καυσίμου κατευθείαν σε ηλεκτρική ενέργεια. Πρόκειται για μια διαδικασία που επιτυγχάνει τη συγκεκριμένη μετατροπή σε ένα βήμα σε αντίθεση με τις θερμικές μηχανές που έχουν ως βάση την ανάφλεξη και ολοκληρώνουν τη διαδικασία με πολλαπλές μετατροπές (χημική → θερμική → μηχανική → ηλεκτρική ενέργεια) και προσφέρει διάφορα μοναδικά πλεονεκτήματα σε σχέση με τις τεχνολογίες παραγωγής ενέργειας που χρησιμοποιούν ανάφλεξη, που όπως έχουμε πει είναι πολύ επιβλαβείς προς το περιβάλλον και έχουν αδιαμφισβήτητη μεγάλη ευθύνη σε πολλά σημαντικά προβλήματα στον πλανήτη, όπως την κλιματική αλλαγή, το φαινόμενο της τρύπας του όζοντος, την όξινη βροχή και ως εκ τούτου τη συνεχή μείωση της γλωβίδας παγκοσμίως, ενώ ακόμα δεν εξαρτώνται άμεσα από τα πεπερασμένα και φθίνοντα ορυκτά καύσιμα του πλανήτη.[11]

Από την άλλη μεριά, οι κυψέλες καυσίμου, παρέχουν ένα αποδοτικό και “πράσινο” μηχανισμό για τη μετατροπή της ενέργειας. Δεύτερον, είναι συμβατές με τις ανανεώσιμες πηγές ενέργειας και τους σύγχρονους φορείς ενέργειας, όπως το υδρογόνο για αειφόρο ανάπτυξη και ενεργειακή ασφάλεια, με αποτέλεσμα να κρίνονται ως οι “συσκευές μετατροπής ενέργειας του μέλλοντος”. Η στατική φύση των FC παρέχει αθόρυβη λειτουργία χωρίς θόρυβο ή δόνηση, ενώ η εγγενής δομοστοιχεία τους επιτρέπει απλή κατασκευή και ποικιλία φορητών, σταθερών εφαρμογών αλλά και εφαρμογών μεταφοράς όπου απαιτείται παραγωγή ενέργειας. Συμπεραίνοντας, οι κυψέλες καυσίμου παρέχουν μια πιο φιλική προς το περιβάλλον, πιο αποδοτική και ίσως την πιο ευέλικτη μετατροπή ενέργειας από χημική σε ηλεκτρική. Παρόλα αυτά, η κυψέλη καυσίμου είναι μια πολυεπίπεδη επιστήμη στην οποία ηλεκτροχημεία, θερμοδυναμική, μηχανική οικονομία, η επιστήμη των υλικών και η ηλεκτρολογία συνδυάζονται όλες σε ένα, πράγμα που επιφέρει μεγάλη δυσκολία στην κατανόηση και στη μελέτη τους και συνεπώς στην εξέλιξη τους στο μέλλον.

Είδη και Αρχές Λειτουργίας Κυψελών Καυσίμου

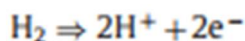
Μια κυψέλη καυσίμου αποτελείται από 3 ενεργά στοιχεία: ένα ηλεκτρόδιο καυσίμου (άνοδος), ένα οξειδωτικό ηλεκτρόδιο (κάθοδος) και έναν ηλεκτρολύτη ανάμεσά τους. Τα ηλεκτρόδια αποτελούνται από ένα πορώδες υλικό που είναι επιστρωμένο με ένα στρώμα καταλύτη (πχ στις PEM FC την πλατίνα).

Polymer electrolyte membrane fuel cells PEM ή αλλιώς Κυψέλες Καυσίμου Μεμβράνης Πολυμερούς Ηλεκτρολύτη

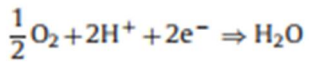


Εικόνα 2.7: Αρχή Λειτουργίας Κυψέλης Καυσίμου PEM

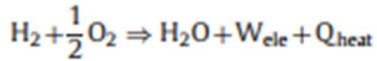
Το παραπάνω γράφημα παρουσιάζει την τυπική λειτουργία μιας PEM FC. Ένα μόριο υδρογόνου μεταφέρεται μέσω μιας ροής αερίου στην άνοδο, όπου αντιδρά ηλεκτροχημικά. Το υδρογόνο οξειδώνεται και παράγει ιόντα υδρογόνου και ηλεκτρόνια, όπως φαίνεται στην εικόνα μέσω της επόμενης εξίσωσης



Τα ιόντα υδρογόνου μεταναστεύουν μέσω του όξινου ηλεκτρολύτη ενώ τα ηλεκτρόνια εξαναγκάζονται μέσω ενός εξωτερικού ηλεκτρικού κυκλώματος να μετακινηθούν μέχρι την κάθοδο. Στην κάθοδο, τα ηλεκτρόνια και τα ιόντα υδρογόνου αντιδρούν με το οξυγόνο που παρέχεται από εξωτερικό ρεύμα ροής αερίου για να σχηματίσουν νερό μέσω της επόμενης εξίσωσης.



Η ολική αντίδραση στην κυψέλη καυσίμου παράγει νερό, θερμότητα και ηλεκτρικό έργο.



Η θερμότητα και το νερό που παράγονται πρέπει συνέχεια να αφαιρούνται έτσι ώστε να έχουμε μια συνεχόμενη ισοθερμική λειτουργία για ιδανική παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας. Ως εκ τούτου, ο χειρισμός του πλεονάζοντος νερού και θερμότητας αποτελούν σημεία-κλειδιά για τον αποδοτικό σχεδιασμό και λειτουργία των κυψελών καυσίμου.

Η κυψέλη καυσίμου πολυμερούς ηλεκτρολύτη ή αλλιώς (proton exchange membrane fuel cell) μεταφέρει υψηλή πυκνότητα ισχύος και προσφέρει τα πλεονεκτήματα του χαμηλού βάρους και όγκου σε σύγκριση με άλλες κυψέλες καυσίμου. Χρησιμοποιεί στερεό πολυμερίτη ως ηλεκτρολύτη και πορώδη ηλεκτρόδια άνθρακα που περιέχουν καταλύτη λευκόχρυσου ή πλατίνας. Χρειάζεται μόνο υδρογόνο, οξυγόνο από τον αέρα και νερό για να λειτουργήσει. Τυπικά τροφοδοτείται από καθαρό υδρογόνο από αποθηκευτικές δεξαμενές ή μετασχηματιστές. Λειτουργεί σε σχετικά χαμηλές θερμοκρασίες γύρω στους 80 C, κάτι που της επιτρέπει να ξεκινά γρήγορα (μικρός χρόνος προετοιμασίας) και έχει μικρές φθορές στα εξαρτήματα του συστήματος, με αποτέλεσμα να χαρακτηρίζεται από μεγαλύτερη αντοχή. Το μειονέκτημα της PEM FC είναι η χρήση ενός καταλύτη ευγενών μετάλλων (συνήθως λευκόχρυσου) για το διαχωρισμό των ηλεκτρονίων και των πρωτονίων του υδρογόνου, προσθέτοντας επιπλέον κόστος στο σύστημα. Ο συγκεκριμένος καταλύτης είναι επίσης εξαιρετικά ευαίσθητος σε δηλητηρίαση με μονοξειδίο του άνθρακα, καθιστώντας απαραίτητη τη χρήση πρόσθετου αντιδραστήρα για τη μείωση του μονοξειδίου του άνθρακα στο καυσαέριο, αν το υδρογόνο προέρχεται από καύσιμο υδρογονάνθρακα, πράγμα το οποίο επίσης επιφέρει υψηλότερο κόστος. Η κυψέλη καυσίμου PEM χρησιμοποιείται κυρίως σε εφαρμογές μεταφοράς και κάποιες στατικές εφαρμογές. Χάρη στο μικρό χρόνο προετοιμασίας τους και τον ευνοϊκό λόγο ισχύος-βάρους, κρίνονται καταλληλότερες για χρήση σε επιβατικά οχήματα, όπως αυτοκίνητα και λεωφορεία. Άλλες Κυψέλες Καυσίμου είναι οι Αλκαλικές, οι Φωσφορικού οξέως, Τετηγμένου Ανθρακικού άλατος, Στερεού Οξειδίου, Άμεσης Μεθανόλης κα .

Παρακάτω, παρουσιάζεται συγκριτικός πίνακας των πιο σημαντικών και διαδεδομένων κυψελών καυσίμου που συνοψίζει τα κυριότερα χαρακτηριστικά τους όσον αφορά τον ηλεκτρολύτη που χρησιμοποιούν, τη θερμοκρασία λειτουργίας τους, την ισχύ, την αποδοτικότητα, τις εφαρμογές στις οποίες χρησιμοποιούνται ανάλογα με τα πλεονεκτήματά τους και τέλος τις προκλήσεις που πρέπει να αντιμετωπίσουν στο μέλλον για περαιτέρω ανάπτυξη και εξέλιξη.

Comparison of Fuel Cell Technologies

Fuel Cell Type	Common Electrolyte	Operating Temperature	Typical Stack Size	Electrical Efficiency (LHV)	Applications	Advantages	Challenges
Polymer Electrolyte Membrane (PEM)	Perfluorosulfonic acid	<120°C	<1 kW - 100 kW	60% direct H ₂ , ⁱ 40% reformed fuel ⁱⁱ	<ul style="list-style-type: none"> Backup power Portable power Distributed generation Transportation Specialty vehicles 	<ul style="list-style-type: none"> Solid electrolyte reduces corrosion & electrolyte management problems Low temperature Quick start-up and load following 	<ul style="list-style-type: none"> Expensive catalysts Sensitive to fuel impurities
Alkaline (AFC)	Aqueous potassium hydroxide soaked in a porous matrix, or alkaline polymer membrane	<100°C	1 - 100 kW	60% ⁱⁱⁱ	<ul style="list-style-type: none"> Military Space Backup power Transportation 	<ul style="list-style-type: none"> Wider range of stable materials allows lower cost components Low temperature Quick start-up 	<ul style="list-style-type: none"> Sensitive to CO₂ in fuel and air Electrolyte management (aqueous) Electrolyte conductivity (polymer)
Phosphoric Acid (PAFC)	Phosphoric acid soaked in a porous matrix or imbibed in a polymer membrane	150 - 200°C	5 - 400 kW, 100 kW module (liquid PAFC); <10 kW (polymer membrane)	40% ^{iv}	<ul style="list-style-type: none"> Distributed generation 	<ul style="list-style-type: none"> Suitable for CHP Increased tolerance to fuel impurities 	<ul style="list-style-type: none"> Expensive catalysts Long start-up time Sulfur sensitivity
Molten Carbonate (MCFC)	Molten lithium, sodium, and/or potassium carbonates, soaked in a porous matrix	600 - 700°C	300 kW - 3 MW, 300 kW module	50% ^v	<ul style="list-style-type: none"> Electric utility Distributed generation 	<ul style="list-style-type: none"> High efficiency Fuel flexibility Suitable for CHP Hybrid/gas turbine cycle 	<ul style="list-style-type: none"> High temperature corrosion and breakdown of cell components Long start-up time Low power density
Solid Oxide (SOFC)	Yttria stabilized zirconia	500 - 1000°C	1 kW - 2 MW	60% ^{vi}	<ul style="list-style-type: none"> Auxiliary power Electric utility Distributed generation 	<ul style="list-style-type: none"> High efficiency Fuel flexibility Solid electrolyte Suitable for CHP Hybrid/gas turbine cycle 	<ul style="list-style-type: none"> High temperature corrosion and breakdown of cell components Long start-up time Limited number of shutdowns

Εικόνα 2.8: Συγκριτικός Πίνακας Τύπων Κυψελών Καυσίμου

Πλεονεκτήματα των Fuel Cells

Οι κυψέλες καυσίμου έχουν κάποια ενδιαφέροντα πλεονεκτήματα έναντι των συμβατικών αναφλεκτικών συστημάτων, πράγμα το οποίο τις κάνει μία από τις πιο ανταγωνιστικές τεχνολογίες στο μελλοντικό χώρο των συσκευών μετατροπής ενέργειας, αλλά και κάποια αδιαμφισβήτητα μειονεκτήματα που απαιτούν περαιτέρω έρευνα και ανάπτυξη με στόχο την καταπολέμησή τους.

1. Μειωμένες βλαβερές εκπομπές

Τα μόνα προϊόντα από μια κυψέλη καυσίμου που τροφοδοτείται με υδρογόνο είναι νερό, θερμότητα και DC ηλεκτρισμός, και με εξαίρεση τις ελεγχόμενες εκπομπές NOx από τις FC υψηλής θερμοκρασίας μια κυψέλη καυσίμου υδρογόνου γενικά δεν παράγει εκπομπές. Παρόλα αυτά η “πράσινη” ενέργεια μιας κυψέλης εξαρτάται από τη διαδικασία παραγωγής του καυσίμου της (πχ του υδρογόνου). Για παράδειγμα, τα προϊόντα μιας κυψέλης καυσίμου που συμπεριλαμβάνει ένα στάδιο μετατροπής καυσίμου, περιλαμβάνουν εκπομπές φαινομένου θερμοκηπίου, πχ CO & CO₂. Όταν, όμως, δεν υπάρχει τέτοιο σύστημα και το υδρογόνο με το οποίο τροφοδοτούμε την κυψέλη είναι καθαρό, η αντοχή και η αξιοπιστία της κυψέλης αυξάνονται σημαντικά σε σχέση με κυψέλες που λειτουργούν βάσει προγράμματος μετατροπής καυσίμου. Αυτό είναι και το σημαντικότερο πλεονέκτημα έναντι των θερμικών μηχανών: πρόκειται για καθαρούς-πράσινους μετατροπείς

ενέργειας που ιδανικά λειτουργούν με τροφοδότηση καθαρού υδρογόνου. Αυτή είναι και η βασικότερη πρόκληση της επιστημονικής κοινότητας και των επιχειρήσεων όσον αφορά την τεχνολογία fuel cell, δηλαδή η ανάπτυξη αποδοτικών και ανανεώσιμων τεχνολογιών παραγωγής υδρογόνου που βασίζονται σε καθαρή ηλεκτρόλυση του νερού και πρόκειται να αντικαταστήσουν τις συμβατικές που εστιάζουν στην τροποποίηση ορυκτών καυσίμων, οι οποίες πολλές φορές αποδεικνύονται λιγότερο φιλικές προς το περιβάλλον σε σύγκριση ακόμα και με συστήματα θερμικών μηχανών.

2. Υψηλή απόδοση

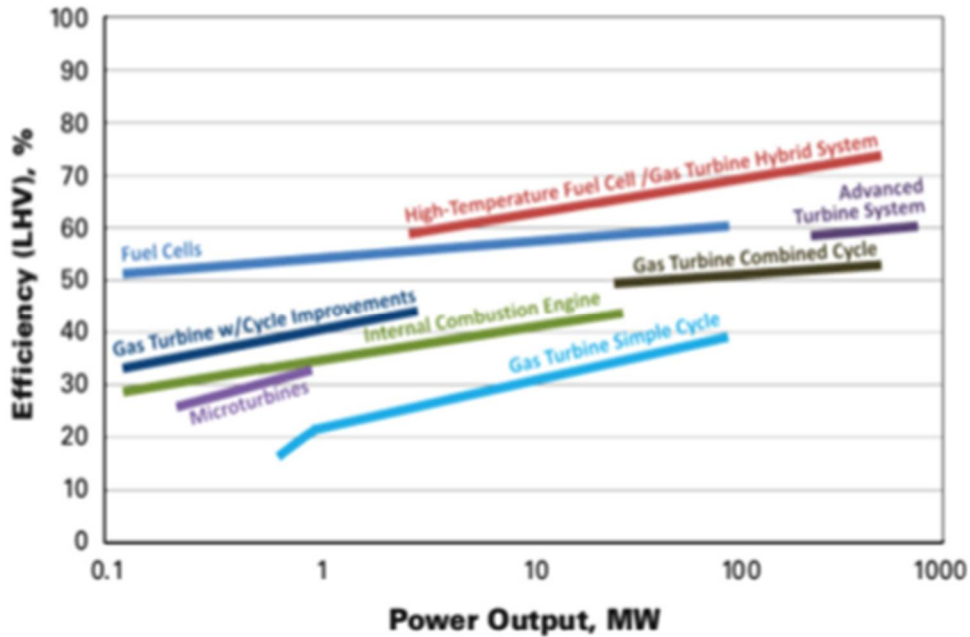
Όσον αφορά τις θερμικές μηχανές, η ποσότητα της θερμότητας που μπορεί να μετατραπεί σε χρήσιμο έργο περιορίζεται από την ιδανική αντιστρέψιμη απόδοση Carnot, που περιγράφεται από την εξίσωση:

$$\eta_{Carnot} = \frac{T_i - T_e}{T_i}$$

Όπου T_i είναι η απόλυτη θερμοκρασία εισόδου της μηχανής και T_e είναι η αντίστοιχη εξόδου. Όμως η κυψέλη καυσίμου δεν περιορίζεται από την απόδοση Carnot από τη στιγμή που αποτελεί μια ηλεκτροχημική συσκευή που πραγματοποιεί μια ισοθερμική οξείδωση αντί για μια οξείδωση με βάση την ανάφλεξη. Η απόδοση της κυψέλης καυσίμου είναι περιορισμένη από τη χημική ενέργεια που περιέχεται στο καύσιμο και ορίζεται από την εξίσωση:

$$\eta_{rev} = \frac{\Delta G_f}{\Delta H_f}$$

Όπου ΔG_f είναι η αλλαγή της ελεύθερης ενέργειας Gibbs της τροποποίησης κατά τη διάρκεια των αντιδράσεων και ΔH_f είναι η διαφορά της ενθαλπίας πριν και μετά την τροποποίηση. Στα ελαφρά οχήματα για παράδειγμα η αποδοτικότητα ενός fuel cell αυτοκινήτου είναι σχεδόν η διπλάσια από ένα αυτοκίνητο που τροφοδοτείται από μηχανή εσωτερικής καύσης. Ο λόγος είναι ότι στην κυψέλη καυσίμου πραγματοποιούνται λιγότερες ενεργειακές μετατροπές και οι απώλειες είναι συσχετισμένες με κάθε διαδικασία μετατροπής ενέργειας. Με λίγα λόγια, η ολική απόδοση ενός συστήματος μειώνεται όσο αυξάνεται ο αριθμός των μετατροπών ενέργειας. Παρακάτω, παρουσιάζεται γράφημα σύγκρισης των αποδόσεων της κυψέλης καυσίμου με διάφορες άλλες συμβατικές θερμικές μηχανές, όσο αυξάνεται η ισχύς εξόδου.[12]



Εικόνα 2.9: Συγκριτικός Πίνακας Αποδοτικότητας-Ισχύος εξόδου Κυψελών Καυσίμου και Συμβατικών Μηχανών

3. Διαμόρφωση (modularity)

Τα συστήματα fuel cell παρουσιάζουν εξαιρετική διαμόρφωση. Καταρχήν, η αλλαγή του αριθμού των κυψελίδων ανά στοίβα ή/και στοίβες ανά σύστημα μας επιτρέπει να ελέγξουμε την ισχύ εξόδου οποιουδήποτε fuel cell συστήματος. Σε αντίθεση με τις θερμικές μηχανές, η αποτελεσματικότητα των fuel cells δεν ποικίλει ανάλογα με το μέγεθος του συστήματος ή του τροφοδοτούμενου φορτίου. Σε αντίθεση με τους συμβατικούς σταθμούς παραγωγής, έχουν υψηλότερες αποδόσεις σε μερικά φορτία από ότι σε πλήρη. Επιπλέον, η ισχυρή διαμόρφωση-δομοστοιχεία των κυψελών σημαίνει ότι τα μικρότερα fuel cell συστήματα έχουν παρόμοιες αποδόσεις με τα μεγαλύτερα, πράγμα το οποίο διευκολύνει την ενσωμάτωση της τεχνολογίας fuel cell σε μικρής κλίμακας καταναμημένα συστήματα παραγωγής, τα οποία διαθέτουν μεγάλο δυναμικό στη βιομηχανία ηλεκτροπαραγωγής.

4. Προοδευτική φόρτιση (prompt load-following)

Τα fuel cell συστήματα έχουν γενικότερα πολύ ευνοϊκά δυναμικά χαρακτηριστικά φόρτισης, λόγω της προοδευτικής φύσης των ηλεκτροχημικών αντιδράσεων που πραγματοποιούνται μέσα στην κυψέλη. Και πάλι όμως, όταν το σύστημα συμπεριλαμβάνει στάδιο μετατροπής καυσίμου, η ικανότητα προοδευτικής φόρτισης του συστήματος μειώνεται σημαντικά ως αποτέλεσμα της πιο αργής φύσης της διαδικασίας τροποποίησης.

5. Στατική φύση

Η στοιβία κυψελών καυσίμου, λόγω της ηλεκτροχημικής φύσης της, είναι μια στατική σιωπηλή συσκευή. Αυτό είναι ένα πολύ σημαντικό χαρακτηριστικό που προωθεί τη χρήση των fuel cells για βοηθητικές εφαρμογές ισχύος, εφαρμογές καταναμημένης γενιάς και φορητές εφαρμογές που απαιτούν σιωπηλή λειτουργία. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι υπάρχουν πολύ λίγα δυναμικά μέρη και συνεπώς σχεδόν καθόλου δονήσεις, πράγμα το οποίο κάνει το σχεδιασμό, την κατασκευή, τη συναρμολόγηση, τη λειτουργία και την ανάλυση των fuel cell απλούστερα από τα αντίστοιχα χαρακτηριστικά στοιχεία των θερμικών μηχανών. Παρόλα αυτά, οι κυψέλες καυσίμου που χρησιμοποιούν συμπίεστρες για την προσφορά των οξειδίων, τα επίπεδα θορύβου μπορεί να αυξηθούν αισθητά. Για αυτό το λόγο, οι σχεδιαστές προσπαθούν να αποφεύγουν τη χρήση συμπίεστων λόγω του υψηλού παρασιτικού τους φορτίου, της παραγωγής θορύβου, του κόστους, του βάρους, του όγκου και την πολυπλοκότητα τους σε σχέση με τους ανεμιστήρες και τους φυσητήρες. Τέλος, η στατική φύση των fuel cell ευθύνεται για τις χαμηλές απαιτήσεις συντήρησής τους σε σύγκριση με τις υπόλοιπες ανταγωνιστικές τεχνολογίες όπως οι θερμικές μηχανές, οι ανεμογεννήτριες και οι σταθμοί παραγωγής συμπυκνωμένης ηλιακής ενέργειας (CSP).

6. Εύρος Εφαρμογών και ευκαμψία του καυσίμου

Οι κυψέλες καυσίμου χρησιμοποιούνται σε ποικίλες εφαρμογές, όπως θα αναλύσουμε και παρακάτω, από μικρο-κυψέλες του 1W μέχρι σε σταθμούς παραγωγής με ισχύ εξόδου πολλών MW. Αυτό οφείλεται στη δομή, τη στατική φύση και την ποικιλία των τύπων fuel cell. Μπορούν να αντικαταστήσουν τις μπαταρίες στα ηλεκτρονικά είδη ευρείας κατανάλωσης και σε οχήματα που απαιτούν την ύπαρξη βοηθητικής δευτερεύουσας ισχύος. Επιπλέον, μπορούν να αντικαταστήσουν τις θερμικές μηχανές που χρησιμοποιούνται στις εφαρμογές μεταφοράς και παραγωγής ενέργειας, ενώ μπορούν να ενσωματωθούν με μεγάλη ευκολία σε τεχνολογίες ανανεώσιμων πηγών ενέργειας. Οι κυψέλες που λειτουργούν υπό χαμηλή θερμοκρασία και απαιτούν χαμηλούς χρόνους προετοιμασίας, κρίνονται κατάλληλες για χρήση σε φορητές εφαρμογές και εφαρμογές επείγουσας ισχύος, ενώ όσον αφορά τις κυψέλες καυσίμου που λειτουργούν υπό μεσαίες-υψηλές θερμοκρασίες, η αξιοποίηση της αποβαλλόμενης θερμότητας αυξάνει τη συνολική αποτελεσματικότητα του συστήματος και παρέχει μια πρόσθετη μορφή εξόδου ισχύος, χρήσιμη για τη θέρμανση του νερού στο σπίτι ή για τη θέρμανση του χώρου σε οικίες ή στη βιομηχανία.

Το όλο και μεγαλύτερο ενδιαφέρον για τα συστήματα fuel cell έχει οδηγήσει στην ταχεία ανάπτυξη τους τα τελευταία 20 χρόνια. Λόγω, όμως, πολλών τεχνικών και κοινωνικοπολιτικών παραγόντων, δεν βρίσκονται ακόμα στο στάδιο της εκτεταμένης εμπορικής εκμετάλλευσης. Το κόστος και η αντοχή τους είναι τα βασικότερα στοιχεία που εμποδίζουν την ανάπτυξη τους. Παρακάτω, παρουσιάζονται οι σημαντικότερες προκλήσεις στον τομέα των fuel cell που χρήζουν περαιτέρω έρευνας για μεγαλύτερη διείσδυση τους στην ανταγωνιστική αγορά του μέλλοντος.

1. Υψηλό κόστος

Οι κυψέλες καυσίμου είναι ακριβές. Οι ειδικοί υπολογίζουν ότι το κόστος ανά παραγόμενο kW πρέπει να μειωθεί κατά έναν παράγοντα του 10 για να επιτραπεί η είσοδος των συστημάτων fuel cell στην αγορά. Οι βασικοί λόγοι πίσω από το τρέχον υψηλό κόστος είναι: η εξάρτηση από καταλύτη από λευκόχρυσο, η ανάγκη για κατασκευή λεπτών μεμβρανών και η επίστρωση και το κατασκευαστικό υλικό των διπολικών πλακών. Εξετάζοντας την τεχνολογία σε επίπεδο συστήματος, τα υποσυστήματα τροφοδοσίας και αποθήκευσης του καυσίμου, οι αντλίες, οι ανεμιστήρες, τα ηλεκτρονικά ισχύος και ελέγχου και οι συμπιεστές αποτελούν το ήμισυ του κόστους ενός τυπικού πλήρους fuel cell συστήματος. Πιο συγκεκριμένα, είτε μιλάμε για ανανεώσιμες πηγές είτε για υδρογονάνθρακες, ο τρέχων εξοπλισμός παραγωγής υδρογόνου απέχει πολύ από το να είναι οικονομικά αποδοτικός, κάτι που χρήζει απαραίτητες τις τεχνολογικές εξελίξεις όσον αφορά την αφαίρεση των ρύπων για τις τεχνολογίες που βασίζονται σε υδρογονάνθρακες. Ωστόσο, αν οι κυψέλες καυσίμου εισέλθουν με επιτυχία στο χώρο μαζικής παραγωγής, το κόστος τους αναμένεται να μειωθεί σημαντικά αφού η κατασκευή και η συναρμολόγηση τους είναι λιγότερο απαιτητική από τις τεράστιες συμβατικές τεχνολογίες.

2. Χαμηλή Αντοχή

Η αντοχή των fuel cells πρέπει να αυξηθεί περίπου 5 φορές σε σχέση με την τρέχουσα (τουλάχιστον 60000h για τον στατικό τομέα καταναλωμένης παραγωγής) για να αποτελέσουν μια μακροχρόνια αξιόπιστη εναλλακτική των τρεχουσών τεχνολογιών παραγωγής ενέργειας που είναι διαθέσιμες στην αγορά. Οι μηχανισμοί που λειτουργούν σε περίπτωση αστοχίας-βλάβης και οι μηχανισμοί για την πρόληψη των βλαβών πρέπει να εξετασθούν και να ελεγχθούν. Οι μηχανισμοί μόλυνσης των fuel cells που οφείλονται σε ατμοσφαιρικούς ρύπους πρέπει να αντιμετωπιστούν προσεκτικά για να αυξηθούν οι προοπτικές του χρόνου λειτουργίας των κυψελών καυσίμου.

3. Υποδομή υδρογόνου

Μία από τις μεγαλύτερες προκλήσεις που έχει να αντιμετωπίσει η συγκεκριμένη τεχνολογία είναι το γεγονός ότι το 96% του υδρογόνου σε όλον τον πλανήτη παράγεται από διαδικασίες τροποποίησης υδρογονανθράκων. Αυτό φέρνει σε μειονεκτική θέση τις fuel cells αφού το κόστος ανά kW παραγωγής υδρογόνου από ορυκτά καύσιμα και στη συνέχεια στη χρήση του στις κυψέλες είναι υψηλότερο από την απευθείας χρήση του ορυκτού καυσίμου. Επομένως, η μόνη βιώσιμη και οικονομική λύση για να βοηθήσουμε τη μετάβαση από την τωρινή οικονομία που βασίζεται σε συμβατικές μορφές ενέργειας σε μια οικονομία ανανεώσιμων πηγών και υδρογόνου, είναι η προώθηση του υδρογόνου μέσω ανανεώσιμων διαδικασιών. Επιπλέον, η αποθήκευση του υδρογόνου μέσω μηχανισμών που παρέχουν υψηλή ενεργειακή πυκνότητα ανά μάζα και όγκο είναι το δεύτερο μέρος του προβλήματος, ενώ οποιαδήποτε τεχνολογία αποθήκευσής του και να χρησιμοποιηθεί πρέπει να είναι απόλυτα ασφαλής από τη στιγμή που το υδρογόνο είναι ένα εξαιρετικά ελαφρύ και εύφλεκτο υλικό που είναι εύκολο να διαρρεύσει από ένα κανονικό δοχείο.

4. Διαχείριση του νερού

Η μεταφορά του νερού στο εσωτερικό της κυψέλης είναι μια λειτουργία κατά την οποία το νερό εισέρχεται με ρεύματα εισόδου, παράγεται από την αντίδραση στην κάθοδο, μεταναστεύει από το ένα συστατικό στο άλλο και τελικώς εξέρχεται με ρεύματα εξόδου. Γενικότερα, μια επιτυχημένη στρατηγική διαχείρισης του νερού μέσα στην κυψέλη, η οποία θα κρατούσε την μεμβράνη επαρκώς ενυδατωμένη χωρίς την πρόκληση συσσωρεύσεων νερού και πλημμύρων ή μπλοκαρισμάτων, και η διατήρηση ενός ευνοϊκού υδάτινου ισοζυγίου μέσα σε μια PEM FC σε διαφορετικές συνθήκες λειτουργίας και φορτίου αποτελεί μια σημαντική τεχνική δυσκολία που έχει προβληματίσει την επιστημονική κοινότητα. Τα σημαντικότερα προβλήματα που παρουσιάζονται σε αυτόν τον τομέα είναι πλημμύρες της μεμβράνης, συσσώρευση νερού στα κανάλια και στους πόρους, ξηρότητα της μεμβράνης, κατάψυξη υπολειμμάτων νερού στο εσωτερικό της κυψέλης, εξάρτηση από τη διαχείριση της θερμότητας, των αερίων και του νερού και την υγρασία των αερίων τροφοδοσίας. Η ακατάλληλη διαχείριση του νερού μέσα σε μια PEM FC οδηγεί σε υποβάθμιση της απόδοσης και της αντοχής της, ως αποτέλεσμα της μόνιμης βλάβης της μεμβράνης, της ανομοιόμορφης κατανομής πυκνότητας ρεύματος, της αποκόλλησης των συστατικών και της “λιμοκτονίας” των αντιδραστήρων.

5. Παρασιτικό φορτίο

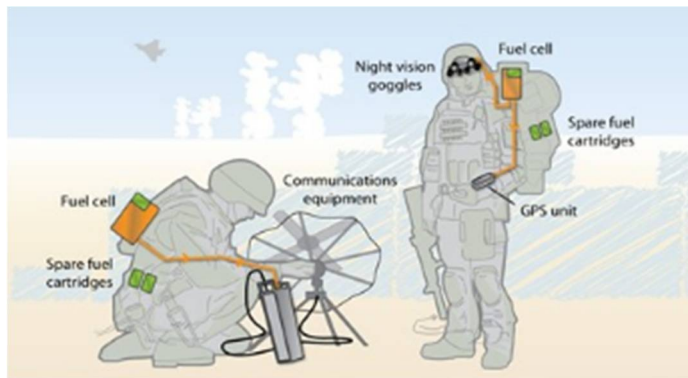
Το παρασιτικό φορτίο που απαιτείται για τη λειτουργία των βοηθητικών εξαρτημάτων μειώνει τη συνολική αποτελεσματικότητα του συστήματος, αφού η απαιτούμενη ισχύς για τη λειτουργία των βοηθητικών εξαρτημάτων (συμπιεστών αέρα, ψυκτικών αντλιών, αντλιών κυκλοφορίας υδρογόνου) συμπεριλαμβάνεται στους υπολογισμούς της συνολικής απόδοσης του συστήματος. Επιπλέον, το βάρος και το μέγεθος των συστημάτων fuel cells θα πρέπει να μειωθούν προκειμένου να είναι συμβατά με εφαρμογές μεταφοράς και άλλες φορητές εφαρμογές.

6. Κώδικες, Πρότυπα, Ασφάλεια και Ευαισθητοποίηση του κοινού

Η έλλειψη διεθνώς αποδεκτών προτύπων για τα συστήματα υδρογόνου γενικότερα εμποδίζουν αισθητά την αποδοχή τους από το κοινό. Οι κυβερνητικοί υπάλληλοι και οι διευθυντές των επιχειρήσεων θα στήριζαν πιο εύκολα την κατασκευή μηχανισμών υδρογόνου, αν είχαν καθιερωθεί βέλτιστες πρακτικές και συνεπή πρότυπα ασφαλείας όσον αφορά τον σχεδιασμό, την εγκατάσταση, τη λειτουργία, τη συντήρηση και το χειρισμό εξοπλισμών υδρογόνου. Το υδρογόνο ως στοιχείο-βάση παραγωγής ενέργειας έχει τις θετικές και τις αρνητικές του πτυχές αλλά δεν τίθεται ζήτημα ασφαλείας αν χειριστεί σωστά όπως συμβαίνει και με οποιοδήποτε άλλο συμβατικό καύσιμο. Για να επιτευχθεί όμως αυτός ο στόχος, πρέπει να σχηματιστούν κώδικες και πρότυπα, μέσω συνεχούς συλλογής δεδομένων πιο κοντά στην πραγματικότητα και μέσω περισσότερων πειραματικών έργων και εργαστηριακών πειραμάτων, δηλαδή μέσω διαδικασιών ελεγχόμενων από μια ενιαία επαγγελματική-επιστημονική κοινότητα ή μιας κυβερνητικής πρωτοβουλίας (πχ στις ΗΠΑ, το υποπρόγραμμα ασφαλείας και προτύπων του προγράμματος κυψελών καυσίμου του τμήματος Ενέργειας ενδέχεται να αναλάβει αυτό το ζωτικό ρόλο).

Α) Φορητές Εφαρμογές

Οι φορητές εφαρμογές κυψελών καυσίμων επικεντρώνονται κυρίως σε 2 αγορές. Η πρώτη είναι το εμπόριο φορητών γεννητριών σχεδιασμένων για ελαφρές προσωπικές χρήσεις εκτός σπιτιού όπως το camping, εμπορικές εφαρμογές για επιτήρηση και για απαιτήσεις ισχύος για επείγουσες καταστάσεις. Η δεύτερη είναι το εμπόριο ηλεκτρονικών συσκευών κοινής κατανάλωσης όπως φορητών υπολογιστών, κινητών κ.α. που παραδοσιακά λειτουργούν με μπαταρία. Οι φορητές fuel cells έχουν ισχύ εξόδου που κυμαίνεται από 5 έως 500W με τις micro-fc να παράγουν ισχύ μικρότερη των 5W ενώ πιο απαιτητικές φορητές συσκευές να απαιτούν ισχύ της τάξεως των kW. Η δομή και η υψηλή ενεργειακή πυκνότητα τους (5-10 φορές μεγαλύτερη από αυτή μιας τυπικής μπαταρίας) τις καθιστούν σοβαρούς ανταγωνιστές για τις προσωπικές συσκευές του μέλλοντος. Επιπλέον, ο φορητός στρατιωτικός εξοπλισμός είναι μια ακόμα αναπτυσσόμενη εφαρμογή για τις κυψέλες άμεσης μεθανόλης (DMFCs), τις τροποποιημένες κυψέλες καυσίμου μεθανόλης (RMFCs) και τις PEMFCs λόγω της σιωπηλής λειτουργίας τους, υψηλής ενεργειακής πυκνότητας τους και χαμηλού βάρους τους σε σύγκριση με τον τρέχοντα στρατιωτικό εξοπλισμό που τροφοδοτείται από μπαταρία. Παρακάτω, παρουσιάζεται εικόνα στην οποία στρατιώτες εμπιστεύονται την fuel cell τεχνολογία για την τροφοδότηση του συστήματος επικοινωνίας και GPS του εξοπλισμού τους.



Εικόνα 2.10: Χρήση Τεχνολογία Κυψέλης Καυσίμου για την τροφοδότηση στρατιωτικού εξοπλισμού

Στατικές εφαρμογές

Οι fuel cells μπορούν να παίξουν καθοριστικό ρόλο στις οικιακές, βιομηχανικές και εμπορικές στατικές εφαρμογές. Χρησιμοποιούνται και ως ανεξάρτητες πηγές ενέργειας αλλά και ως βοηθητικές σε περιστάσεις ανάγκης. Οι στατικές εφαρμογές περιλαμβάνουν ακόμα back-up παροχή επείγουσας ισχύος, γνωστές και ως παροχή αδιάλειπτης ισχύος (UPS), απομακρυσμένη τροφοδοσία ηλεκτρικής ενέργειας (RAPS) και κατανεμημένη ισχύς ή παραγωγή (CHP). Η αγορά στατικών κυψελών καυσίμου αντιπροσωπεύει περίπου το 70% των ετήσιων αποστολών fuel cell σε επίπεδο MW.

→ Back-up παροχή επείγουσας ισχύος (EPS)

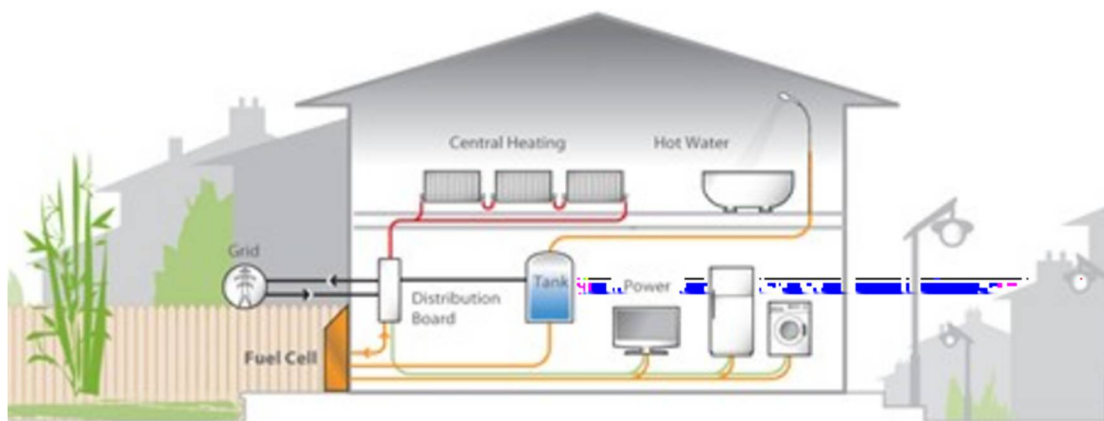
Χάρη στην υψηλή ενεργειακή πυκνότητα τους, τη δομή τους και το μεγαλύτερο χρόνο λειτουργίας τους (2-10 φορές μεγαλύτερος από τις χρησιμοποιούμενες lead-acid μπαταρίες, το μικρό μέγεθος και τη δυνατότητα λειτουργίας τους υπό δύσκολες συνθήκες περιβάλλοντος, οι κυψέλες καυσίμου, ειδικότερα οι PEM FCs και οι DMFCs, γίνονται ολοένα και πιο αξιόπιστη εναλλακτική στην EPS αγορά, ιδιαίτερα στην αγορά της τηλεπικοινωνίας ή στα νοσοκομεία, τράπεζες και τις κυβερνητικές υπηρεσίες.

→ Απομακρυσμένη τροφοδοσία ηλεκτρικής ενέργειας (RAPS)

Σε απομακρυσμένες περιοχές, όπως νησιά, ερήμους, δάση, απομακρυσμένες τεχνικές εγκαταστάσεις, καταφύγια διακοπών και απομακρυσμένες ερευνητικές εγκαταστάσεις, η παροχή ενέργειας μπορεί να αποτελέσει πρόβλημα. Τέτοιες θέσεις εμπίπτουν στην κατηγορία της RAPS. Συνήθως, η παροχή ενέργειας σε αγροτικές και αστικές περιοχές εκτός δικτύου με τη χρήση λύσεων RAPS είναι πιο οικονομική από την επέκταση των γραμμών του ηλεκτρικού δικτύου, ιδιαίτερα όσον αφορά αγροτικές περιοχές όπου η γεωγραφική φύση των άγονων εδαφών (δάση, βουνά κλπ) καθιστά την επέκταση του δικτύου μη πραγματοποιήσιμη. Τα συστήματα κυψελών καυσίμου που περιέχουν πρόσθετο εξοπλισμό τροποποίησης φυσικού αερίου ή ελαφρού υδρογονάνθρακα θα μπορούσαν να χρησιμεύσουν ως εναλλακτική λύση. Παρόλα αυτά, η μεταφορά φυσικού αερίου ή υδρογονανθράκων μέσω αγωγών ή άλλων μέσων καθιστά αυτή την εναλλακτική λύση λιγότερο ελκυστική για αγροτικές απομακρυσμένες τοποθεσίες.

→ Κατανεμημένη ισχύς/CHP παραγωγή

Τα συστήματα fuel cell μπορούν να γίνουν το κλειδί για να γίνει η μετάβαση από τη μεγάλη κεντρική μονάδα παραγωγής ενέργειας σε μια αποκεντρωμένη κατανεμημένη παραγωγή. Λόγω της στατικής τους φύσης, των χαμηλότερων εκπομπών, της εξαιρετικής φόρτισης και της υψηλής τους απόδοσης, οι κυψέλες καυσίμου θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν για οικιακή ηλεκτρική ενέργεια ή για κατανεμημένη CHP παραγωγή είτε σε μεμονωμένες κατοικίες ή σε μεγαλύτερα μπλοκ κατοικιών. Ένα οικιακό σύστημα κυψελών καυσίμου έχει εύρος ισχύος από μερικά kWs μέχρι μερικά MWs ανάλογα με τη βάση του φορτίου και είναι ικανό να ικανοποιεί τις απαιτήσεις όσον αφορά την ηλεκτρική ενέργεια, τη θέρμανση του χώρου και του νερού. Ωστόσο, η πολυπλοκότητα του συστήματος και το κόστος αυξάνονται για σχεδιασμό ως ανεξάρτητο, από τη στιγμή που το σύστημα θα πρέπει να αντιμετωπίσει δυναμικές διακυμάνσεις φορτίου, οι οποίες θα γίνουν αισθητές περισσότερο σε μια οικιακή μονάδα. Παρακάτω, παρουσιάζεται εικόνα μιας οικιακής CHP fuel cell μονάδας.



Εικόνα 2.11: Τεχνολογία Fuel Cell για CHP μονάδα παραγωγής

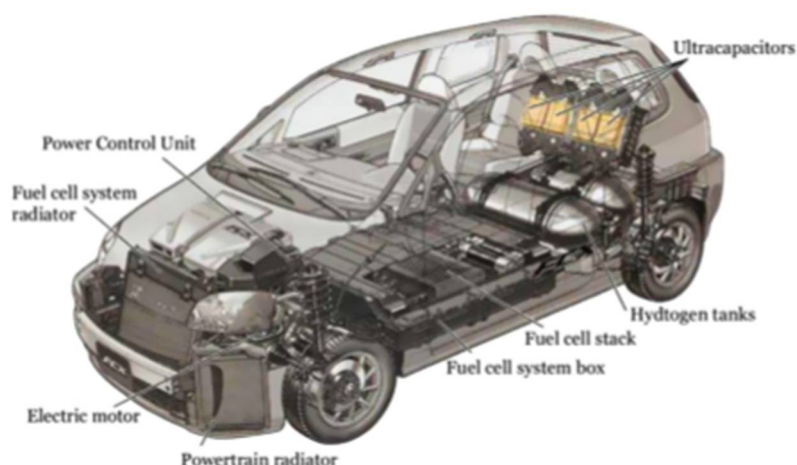
Εφαρμογές Μεταφοράς

Ο κλάδος των μεταφορών είναι ένας από τους σημαντικότερους κλάδους όσον αφορά την ανάπτυξη τεχνολογιών καθαρής ενέργειας. Αυτό οφείλεται στο γεγονός ότι είναι υπεύθυνος για το 17% των συνολικών εκπομπών αερίων του θερμοκηπίου κάθε χρόνο. Οι προοπτικές της βιομηχανίας είναι να επενδύσουν σε τεχνολογίες που θα προσέφεραν τόσο σημαντικές μειώσεις στις επιβλαβείς εκπομπές όσο και καλύτερες επιδόσεις μετατροπής της ενέργειας. Συνεπώς, η τρέχουσα πλήρης εξάρτηση από τις τεχνολογίες που βασίζονται στην καύση που χρησιμοποιούν ορυκτά καύσιμα καθιστά την ανάπτυξη φιλικών προς το περιβάλλον εναλλακτικών λύσεων μεταφοράς ως αναγκαιότητα και όχι ως επιλογή. Οι κυψέλες καυσίμου προσφέρουν στον κλάδο μεταφορών σχεδόν μηδενικές επιβλαβείς εκπομπές χωρίς να μειώσουν την αποτελεσματικότητα του συστήματος πρόωσης του οχήματος. Στην πραγματικότητα, οι fuel cells έχουν 53-59% επίδοση, σχεδόν διπλάσιες από τις επιδόσεις των συμβατικών κινητήρων εσωτερικής καύσης. Όταν προσθέσουμε πλεονεκτήματα όπως η στατική λειτουργία, η ευλυγισία του καυσίμου, η δομή και οι χαμηλές απαιτήσεις συντήρησης, οι κυψέλες καυσίμου αποτελούν μια ιδανική μελλοντική εναλλακτική λύση για τους σημερινούς κινητήρες καύσης, ειδικότερα οι κυψέλες PEM.

Οι εφαρμογές μεταφορών κατηγοριοποιούνται ως εξής :

- ➔ Auxiliary Power Units (APUs): μια βοηθητική μονάδα ισχύος επί του σκάφους που χρησιμοποιείται για την παραγωγή μη προωστικής ισχύος και ενσωματώνεται σε οποιοδήποτε όχημα, ενώ παρέχει ενέργεια για κλιματισμό, ψύξη, ψυχαγωγία, θέρμανση, φωτισμό, επικοινωνία και σε ποικίλες ηλεκτρικές συσκευές σε οποιοδήποτε αυτοκίνητο, σκάφος, πλοίο, ατμομηχανή, αεροπλάνο, φορτηγό, λεωφορείο, υποβρύχιο, διαστημόπλοιο και γενικότερα για όλες τις ενεργειακές ανάγκες (επί του σκάφους) κάθε σκάφους.
- ➔ Light traction vehicles (LTVs): η κατηγορία περιλαμβάνει scooters, προσωπικές αναπηρικές καρέκλες, ηλεκτροδοτούμενα ποδήλατα, μοτοσυκλέτες, οχήματα golf μαζί με τα οχήματα και τον εξοπλισμό χειρισμού υλικών.
- ➔ L-FCEVs: Τα fuel cell ηλεκτρικά οχήματα ελαφρού τύπου (light duty fuel cell electrical vehicles) χρησιμοποιούν μια κυψέλη καυσίμου για το σύστημα πρόωσης. Σε σύγκριση με τα

τρέχοντα οχήματα με κινητήρα εσωτερικής καύσης, τα LFCEVs παρέχουν μια σιωπηλότερη λειτουργία (λόγω της στατικής φύσης των κυψελών καυσίμου), αποτελεσματικότερη ενεργειακή χρήση (σχεδόν διπλάσια αποτελεσματικότητα των ΜΕΚ που είναι περίπου 30%), σημαντικά λιγότερες εκπομπές αερίων του θερμοκηπίου και περισσότερη ευελιξία του σχεδιασμού. Σε σύγκριση με τα ελαφρά οχήματα που λειτουργούν με μπαταρία παρέχουν μεγαλύτερη αντοχή, μικρότερο χρόνο ανεφοδιασμού (περίπου 2 λεπτά), καλύτερη αντοχή σε κρύο καιρό και λιγότερο βάρος. Ωστόσο, οι περιορισμοί σχετικά με το κόστος του κύκλου ζωής και η αντοχή της στοιβάς είναι οι λόγοι που δεν έχουν καταστεί ακόμα εμπορικά διαθέσιμα. Παρακάτω, παρουσιάζεται ο σχεδιασμός ενός μελλοντικού L-FCEV βασισμένο στο μοντέλο Honda 2005 FCX.



Εικόνα 2.12: Μελλοντικό μοντέλο L-FCEV Honda 2005 FCX

- H-FCEVs (Heavy duty fuel cell electrical vehicles): Τα βαρέα φορτηγά ηλεκτρικά οχήματα fuel cell περιλαμβάνουν τα λεωφορεία, τα βαρέα φορτηγά, τις μηχανές έλξης, τα φορτηγά οχήματα, τα βοηθητικά οχήματα για τα πρατήρια καυσίμων κλπ που χρησιμοποιούν κυψέλη καυσίμου για το ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης.
- Εφαρμογές του Ναυτικού (marine applications): Παρόλο που η πιο διαδεδομένη χρήση των fuel cell στη βιομηχανία του ναυτικού είναι οι APUs επί των πλοίων και των σκαφών, υπάρχουν πολλές υποσχόμενες μελλοντικές αγορές για τις κυψέλες καυσίμου όσον αφορά τα υποβρύχια, τα σκάφη ακόμη και τα φορτηγά πλοία στα οποία παρέχουν τα γνωστά πλεονεκτήματα. Ωστόσο, δεν έχουν επιλυθεί ακόμα ζητήματα που σχετίζονται με την αξιοπιστία, τη διάρκεια ζωής, την αντίσταση στις κρούσεις και την ανοχή σε περιεκτικότητα σε αλάτι του θαλάσσιου αέρα. Επί του παρόντος, οι εταιρείες PEMFC, SOFC και MCFC

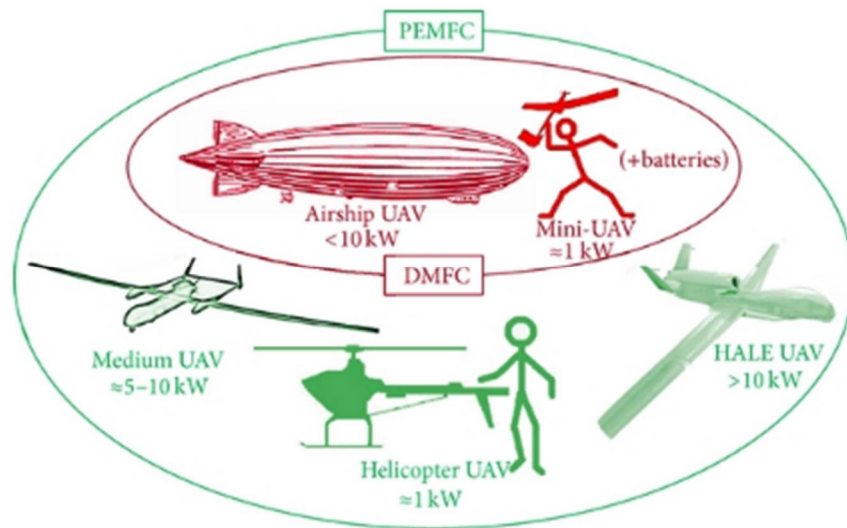
κατέχουν το μεγαλύτερο δυναμικό για την αγορά fuel cell συστημάτων πρόωσης ναυτικών οχημάτων.

→ Εναέρια Πρόωση:

Οι κυψέλες καυσίμου έχουν βρει ενδιαφέρον και στη βιομηχανία του διαστήματος και της αεροπορίας με μικρά μη επανδρωμένα αεροσκάφη (UAV) που αποτελούν το κύριο μέλημα των fuel cell στον τομέα των εναέριων κινητήρων που θα είναι και το αντικείμενο της συγκεκριμένης εργασίας. Οι PEM κυψέλες καυσίμου καθίστανται σαφώς οι ιδανικοί υποψήφιοι για την ενεργοποίηση των μελλοντικών UAV. Η κρυφή φύση των UAV και η ανάγκη για σιωπηλές αποστολές διευκολύνονται από τη στατική λειτουργία των κυψελών και τη χαμηλή απορρόφηση της θερμότητας, δύο πλεονεκτήματα έναντι των UAV με μηχανές εσωτερικής καύσης. Και παρόλο που και οι μπαταρίες προσφέρουν αυτά τα δύο πλεονεκτήματα, η χαμηλή ενεργειακή πυκνότητα και το υψηλό βάρος τους καθιστούν τα fuel cell UAV ανώτερα των battery UAV. Το μικρότερο βάρος και η υψηλότερη ενεργειακή πυκνότητα των κυψελών καυσίμου επιτρέπει μεγαλύτερη εμβέλεια και αντοχή αποστολής (έως και 24h) σε σύγκριση με ένα μέσο όρο μιας ώρας για UAV μπαταρίας. Επιπλέον, η φύση της δομής της κυψέλης καυσίμου την καθιστά πολλά υποσχόμενη για χρήση σε εφαρμογές μικρής κλίμακας, όπως τα UAVs, έναντι των μηχανών καύσης που χαρακτηρίζονται από χαμηλή απόδοση σε τέτοιου είδους αποστολές.[13]

Περίπου 20 fuel cell UAVs έχουν παρουσιαστεί μέχρι τώρα, ένα από αυτά είναι και το ScanEagle της Insitu/Boeing που ενσωμάτωσε την PEM FC της Ballard Company και μια μπαταρία ιόντων-λιθίου για να καλύψει με υβριδικό τρόπο τις ενεργειακές απαιτήσεις των αποστολών του και είναι και το αεροσκάφος που θα μας απασχολήσει. Χρησιμοποιήθηκε η κυψέλη καυσίμου για να καλυφτεί η ζήτηση ισχύος σε σταθερή κατάσταση κατά τη διάρκεια πλεύσης, ενώ τόσο η μπαταρία όσο και η κυψέλη καυσίμου παρείχαν την απαιτούμενη ισχύ για τις απαιτούμενες απογειώσεις και ελιγμούς. Μια σύγκριση που διεξήχθη μεταξύ πέντε διαφορετικών δυναμικών συστημάτων μικρής κλίμακας UAV πρόωσης κατέληξε στο συμπέρασμα ότι ένα PEMFC UAV που λειτουργεί με συμπιεσμένο υδρογόνο έχει το υψηλότερο δυναμικό τόσο για την εμβέλεια όσο και για την αντοχή.

Από την άλλη πλευρά, η αγορά επανδρωμένων στρατιωτικών και εμπορικών αεροσκαφών εξακολουθεί να είναι ανέφικτη για τις κυψέλες καυσίμου λόγω των υψηλών απαιτήσεων της αγοράς όσον αφορά την ενέργεια, την πυκνότητα ισχύος, την αντοχή και την αξιοπιστία. Παρακάτω, παρουσιάζεται εικόνα που κατηγοριοποιεί τους κυριότερους τύπους καυσίμου με βάση τις εφαρμογές του στο πεδίο της εναέριας πρόωσης.



Εικόνα 2.13: Εφαρμογές εναέριας πρόωσης των PEM και DM Κυψελών Καυσίμου

Κεφάλαιο 3 : Ηλεκτρικές Μηχανές

3.1 Ορισμός-Εισαγωγή

Ηλεκτρική μηχανή καλείται η συσκευή η οποία μπορεί να μετατρέψει ηλεκτρική ενέργεια σε μηχανική ή αντίστροφα. Όταν χρησιμοποιείται για να μετατρέψει τη μηχανική ενέργεια σε ηλεκτρική καλείται ηλεκτρική γεννήτρια, ενώ όταν χρησιμοποιείται για να μετατρέψει ηλεκτρική ενέργεια σε μηχανική καλείται ηλεκτρικός κινητήρας. Σχεδόν, όλες οι γεννήτριες και οι κινητήρες στην πράξη μπορούν να μετατρέψουν τη μία μορφή ενέργειας στην άλλη, μέσω της επίδρασης ενός μαγνητικού πεδίου και για τέτοιου είδους ηλεκτρικές μηχανές θα γίνει η ανάλυση στη συνέχεια. [14]

Ο μετασχηματιστής, είναι μια ηλεκτρική συσκευή που είναι στενά συνδεδεμένος στις ηλεκτρικές μηχανές. Μετατρέπει την ηλεκτρική ενέργεια από ένα επίπεδο τάσης σε ένα άλλο, ανάλογα με την επίδραση του μαγνητικού πεδίου στο οποίο βρίσκεται, δηλαδή λειτουργεί με τις ίδιες αρχές με τις ηλεκτρικές μηχανές και γιαυτό δε μελετάται ξεχωριστά.

Αυτά τα 3 είδη ηλεκτρικών συσκευών είναι θεμελιώδη παντού στη σύγχρονη εποχή και στην παραγωγή, μετάδοση και διανομή της ηλεκτρικής ενέργειας. Η κύρια παροχή ηλεκτρικής ενέργειας παγκοσμίως παράγεται από τριφασικές σύγχρονες γεννήτριες με χρήση μηχανών επιπέδων ισχύος μέχρι και 1500MW και άνω. Από την αυτοκινητοβιομηχανία μέχρι οικιακές εφαρμογές όπως ψυγείοκαταψύκτες, ηλεκτρικές σκούπες και κλιματιστικά οι ηλεκτρικοί κινητήρες χρησιμοποιούνται κατά κόρον. Οι ηλεκτρικές γεννήτριες αποτελούν αναπόσπαστο κομμάτι των ανανεώσιμων πηγών ενέργειας και δεν απαντώνται τόσο στην καθημερινότητα, αν και όπως αναφέραμε παραπάνω κάθε κινητήρας μπορεί να μετατραπεί σε γεννήτρια με αναστροφή της λειτουργίας του όπου αυτή χρειαστεί γιατί πολλές φορές είναι αναγκαίο για την παροχή ενέργειας στους κινητήρες που χρησιμοποιούνται σε πολλά εργαλεία σε πολλούς τομείς, όπως για παράδειγμα στο χώρο εργασίας.

Οι ηλεκτρικές μηχανές είναι ευρέως χρησιμοποιούμενες από τη στιγμή που η ηλεκτρική ενέργεια είναι μια καθαρή και αποδοτική μορφή ενέργειας που μπορεί εύκολα να μεταδοθεί μέσω μεγάλων αποστάσεων και σχετικά εύκολη να ελεγχθεί. Ένας ηλεκτρικός κινητήρας δε χρειάζεται συνεχή αερισμό και καύσιμο όπως μια μηχανή εσωτερικής καύσης (ICE engine), έτσι ο ηλεκτρικός κινητήρας κρίνεται απαραίτητος σε περιβάλλοντα που οι ρύποι που σχετίζονται με τη θερμική μηχανή πρέπει να αποφεύγονται. Αντίθετα, η θερμότητα ή η μηχανική ενέργεια μπορεί να μετατραπεί σε ηλεκτρική από μια μακρινή τοποθεσία και να μεταδοθεί μέσω μεγάλων αποστάσεων σε άλλα μέρη, στα οποία να χρησιμοποιηθεί καθαρά χωρίς ρύπους όπως σε οποιοδήποτε σπίτι, γραφείο ή εργοστάσιο. Οι μετασχηματιστές συμβάλουν σε αυτή τη διαδικασία, μειώνοντας τις απώλειες ενέργειας από το σημείο παραγωγής μέχρι το σημείο κατανάλωσης και αλλάζοντας το επίπεδο τάσης στο οποίο (χαμηλή, μεσαία ή υψηλή τάση) διαδίδεται ή καταναλώνεται η ηλεκτρική ενέργεια όπου χρειαστεί.

3.2 Ηλεκτρομαγνητισμός και Μετασχηματιστές

Οι ηλεκτρικές μηχανές διέπονται από τους ηλεκτρομαγνητικούς νόμους ισχύος όσον αφορά τις τάσεις και τα ρεύματά τους. Τα ηλεκτρομαγνητικά πεδία παρέχουν τη σύνδεση μεταξύ μηχανικών και ηλεκτρικών συστημάτων. Υπάρχουν 5 αρχές οι οποίες διέπουν αυτή τη σύνδεση.[15]

- ➔ Το ρεύμα που ρέει σε έναν αγωγό δημιουργεί μαγνητικό πεδίο γύρω από αυτόν
- ➔ Τα μαγνητικά υλικά, με υψηλή σχετική διαπερατότητα, αποτελούν μέσα για την κατεύθυνση και εστίαση της μαγνητικής ροής
- ➔ Αρχή Μετασχηματιστή: Αν η μαγνητική ροή που περνάει μέσα από ένα τύλιγμα αλλάξει, θα επαχθεί μια τάση στο τύλιγμα.
- ➔ Αρχή Κινητήρα: Εάν το ρεύμα ρέει σε ένα αγωγό που υπόκειται σε εξωτερικό μαγνητικό πεδίο, ασκείται δύναμη επί του αγωγού
- ➔ Αρχή Γεννήτριας: Αν ένας αγωγός κινείται λόγω ενός μαγνητικού πεδίου, μια τάση επάγεται στον αγωγό.

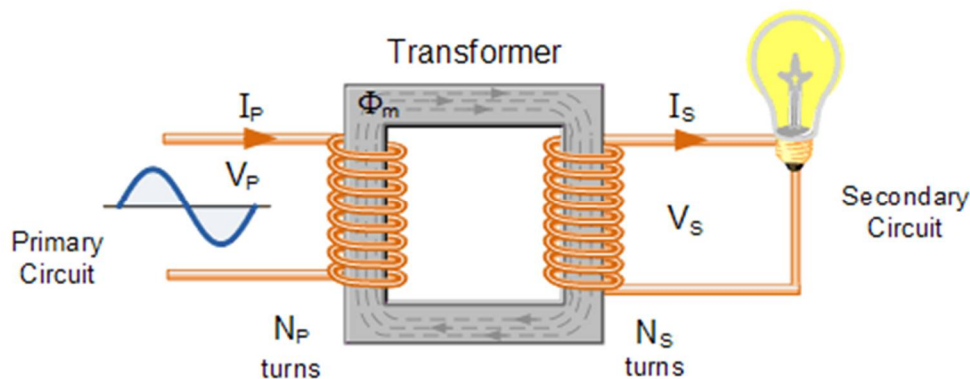
Αυτές οι αρχές στην πραγματικότητα προκύπτουν από τις 4 εξισώσεις του Maxwell:

$\nabla \cdot \mathbf{E} = \frac{\rho}{\epsilon_0}$
$\nabla \cdot \mathbf{B} = 0$
$\nabla \times \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t}$
$\nabla \times \mathbf{B} = \mu_0 \left(\mathbf{J} + \epsilon_0 \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t} \right)$

Εικόνα 3.1: Οι 4 εξισώσεις του Maxwell για τον ηλεκτρομαγνητισμό

Ο μετασχηματιστής (μετασχηματιστής τάσης) πρόκειται για μια ηλεκτρομαγνητική παθητική συσκευή που αποτελείται, όπως βλέπουμε στην εικόνα, από δύο τυλίγματα καλωδίων, το πρώτο από τα οποία λέγεται “πρωτεύον τύλιγμα” και το δεύτερο “δευτερεύον τύλιγμα”. Συνήθως, το πρωτεύον τύλιγμα είναι αυτό που δέχεται την ισχύ και το δευτερεύον είναι αυτό που τη διανέμει. Τα δύο τυλίγματα δεν έχουν ηλεκτρική επαφή αλλά αντιθέτως είναι τυλιγμένα μαζί σε ένα κοινό μαγνητικό κύκλωμα από σίδηρο που λέγεται “πυρήνας”. Ενώ παραμένουν ηλεκτρικά απομονωμένα είναι συνδεδεμένα μαγνητικά, επιτρέποντας στο ηλεκτρικό ρεύμα να ρεύσει από το πρωτεύον στο δευτερεύον. Ο μετασχηματιστής μπορεί να αυξάνει ή να ελαττώνει την τάση ανάλογα με το αριθμό

των στροφών του κάθε τυλίγματος. Ο λόγος των στροφών των τυλιγμάτων ισούται με το λόγο των τάσεων στο πρωτεύον και στο δευτερεύον. (Όλα τα παραπάνω ισχύουν για ιδανικούς μετασχηματιστές).



Εικόνα 3.2: Αρχή λειτουργίας ενός Μετασχηματιστή

3.3 Ηλεκτρικές Μηχανές (Γεννήτριες-Κινητήρες)

3.3.1 Εισαγωγή στις Ηλεκτρικές Μηχανές

Αφού κάναμε μια εισαγωγή στον ηλεκτρισμό, προχωρούμε στην ανάλυση των ηλεκτρικών μηχανών. Οι τρεις μεγάλες κατηγορίες των στρεφόμενων ηλεκτρικών μηχανών είναι οι ακόλουθες: [16]

- ➔ Σύγχρονες μηχανές
- ➔ Μηχανές Επαγωγής ή ασύγχρονες μηχανές
- ➔ Μηχανές Συνεχούς ρεύματος

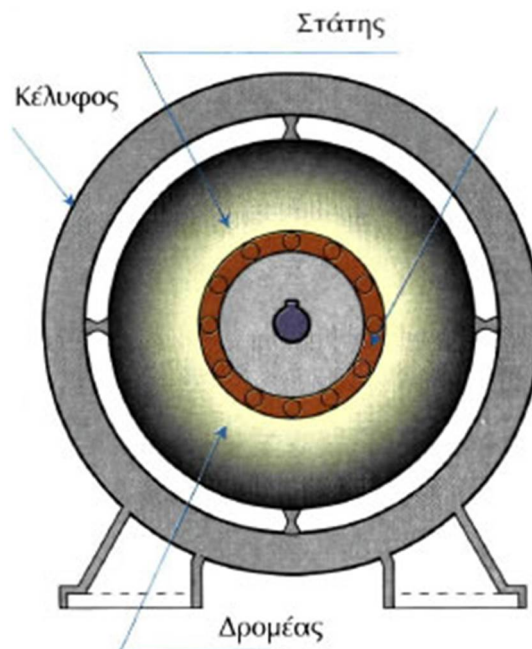
Οι 2 πρώτες αποτελούν τα 2 είδη μηχανών εναλλασσόμενου ρεύματος. Πρόκειται για τριφασικές μηχανές. Στην πραγματικότητα, οι AC μηχανές χωρίζονται στις σύγχρονες, στις μηχανές επαγωγής και στις μονοφασικές μηχανές οι τελευταίες των οποίων χρήζουν περιορισμένης εφαρμογής.

Αρχικά, οι ηλεκτρικές μηχανές ποικίλουν πολύ σε μέγεθος με ονομαστικές ισχείς από μερικά Watts μέχρι 1000 MWatts και παραπάνω. Ακόμα, ποικίλουν πολύ σε τύπο που εξαρτάται από τον αριθμό και τη σύνδεση των τυλιγμάτων τους (μονοφασικές, τριφασικές). Σε κάθε ηλεκτρική μηχανή αναπτύσσεται ταυτόχρονα και ηλεκτρεγερτική δύναμη και ροπή, αφού μιλάμε για ηλεκτρομηχανική μετατροπή ενέργειας. Ως αποτέλεσμα, οι τρόποι λειτουργίας των στρεφόμενων ηλεκτρικών μηχανών είναι τρεις: η λειτουργία κινητήρα, η λειτουργία γεννήτριας και η λειτουργία πέδης.

3.3.2 Συστατικά Μέρη Στρεφόμενων Ηλεκτρικών Μηχανών

Οι στρεφόμενες ηλεκτρικές μηχανές έχουν δύο μέρη, ένα σταθερό μέρος που λέγεται στάτης και ένα στρεφόμενο μέρος που λέγεται δρομέας. Ο δρομέας βασικά είναι ένας κύλινδρος κι ο στάτης ένας κοίλος κύλινδρος. Για να είναι μικρή η μαγνητική αντίσταση των δρόμων της μαγνητικής ροής, οι πυρήνες του στάτη και του δρομέα κατασκευάζονται από σιδηρομαγνητικό υλικό. Ο πυρήνας του στάτη κατασκευάζεται σε μορφή μονωμένων μεταξύ τους ελασμάτων προς ελάττωση των απωλειών δινορευμάτων. Ο δρομέας και ο στάτης χωρίζονται από ένα μικρό διάκενο αέρα (όπως φαίνεται στο παρακάτω γράφημα) του οποίου το ακτινικό μήκος είναι πολύ μικρό σε σχέση με τη διάμετρο του δρομέα. Στο ένα από τα δύο, ανάλογα τον τύπο της μηχανής, τοποθετείται το τύλιγμα τυμπάνου (στο οποίο παρέχεται ηλεκτρική ενέργεια όταν η μηχανή χρησιμοποιείται ως κινητήρας και από το οποίο εξέρχεται ηλεκτρική ενέργεια όταν χρησιμοποιείται ως γεννήτρια), ενώ το άλλο μέρος, με το σιδηρομαγνητικό υλικό από το οποίο αποτελείται, συμπληρώνει το μαγνητικό κύκλωμα και πάνω σε αυτό τοποθετείται το τύλιγμα διέγερσης ή τύλιγμα πεδίου το οποίο παράγει το μαγνητικό πεδίο, ακόμα και όταν δε διεγείρεται το τύλιγμα τυμπάνου, δηλαδή σε λειτουργία “εν κενώ”. (Σε πολλές μηχανές αντί από τύλιγμα τυμπάνου, το μαγνητικό πεδίο παράγεται από μόνιμους μαγνήτες, μια κατηγορία μηχανών που θα αναλύσουμε εκτενέστερα στη συνέχεια της παρούσας εργασίας).

Παρακάτω παρουσιάζεται εικόνα μιας τυπικής στρεφόμενης μηχανής.



Εικόνα 3.3: Τυπική Στρεφόμενη Ηλεκτρική Μηχανή

Λειτουργία Κινητήρα

Κατά τη λειτουργία του κινητήρα παρέχεται ηλεκτρική ενέργεια στο κύριο τύλιγμα της μηχανής (στο τύλιγμα τυμπάνου), ενώ αποδίδεται μηχανική ενέργεια σε μια περιστρεφόμενη άτρακτο, η οποία κινεί το μηχανικό πεδίο. Μια εξωτερική επιβαλλόμενη τάση V οδηγεί ένα ρεύμα i στο τύλιγμα τυμπάνου ενάντια σε μια εσωτερικά επαγόμενη αντιηλεκτρική δύναμη E . Το τύλιγμα τυμπάνου απορροφά έτσι ηλεκτρική ενέργεια ισχύος $P = E \cdot i$. Η ενέργεια αυτή αποδίδεται από το πεδίο ζεύξης, το οποίο ασκεί μια στιγμιαία ηλεκτρομαγνητική ροπή T πάνω στο περιστρεφόμενο μέλος της μηχανής, που λέγεται δρομέας. Αν ο δρομέας στρέφεται με μηχανική γωνιακή ταχύτητα ω , τότε η στιγμιαία εσωτερική ισχύς είναι $T \cdot \omega$. Η ισχύς αυτή εν μέρει χάνεται σε μηχανικές απώλειες περιστροφής και η υπόλοιπη αποδίδεται στην άτρακτο μέσω της εξωτερικά εφαρμοζόμενης ροπής φορτίου T' , η οποία δρα με φορά αντίστροφη από εκείνη της περιστροφής που καθιστά το φορτίο ικανό να απορροφά μηχανική ενέργεια.

Αν αμελήσουμε τις απώλειες, η εξίσωση επιτάχυνσης είναι:

$$T - T' = J \cdot d\omega/dt$$

όπου J : η ροπή αδράνειας του δρομέα και του μηχανικού φορτίου.

Όταν ισχύει η συνθήκη ισορροπίας $T = T'$ τότε προκύπτει ότι η μηχανή περιστρέφεται με σταθερή γωνιακή ταχύτητα ω , και αυτή είναι η συνθήκη που αποτελεί την προϋπόθεση για να επιτευχθεί η μόνιμη κατάσταση λειτουργίας της μηχανής. (Τα μεταβατικά φαινόμενα ξεφεύγουν από το αντικείμενο της διπλωματικής εργασίας)

Λειτουργία Γεννήτριας

Αντίθετα από προηγουμένως, όταν η μηχανή χρησιμοποιείται ως γεννήτρια, παρέχεται μηχανική ενέργεια στην άτρακτο της ηλεκτρικής μηχανής από μια κινητήρια μηχανή (όπως μια εμβολοφόρα θερμική μηχανή εσωτερικής καύσης, έναν ατμοστρόβιλο σε ένα θερμικό σταθμό παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας, έναν υδροστρόβιλο σε έναν υδροηλεκτρικό σταθμό παραγωγής ή από την αιολική ενέργεια σε ένα αιολικό πάρκο κ.α.) και εξέρχεται ηλεκτρική ενέργεια από τους ακροδέκτες του τυλίγματος τυμπάνου.

Η άτρακτος κινείται με γωνιακή ταχύτητα ω με φορά που συμπίπτει με εκείνη της επιβαλλόμενης εσωτερικά ροπής T' και αντίθετα από την ηλεκτρομηχανική ροπή T που ασκεί το πεδίο. Στο τύλιγμα τυμπάνου αναπτύσσεται τώρα μια ηλεκτρεγερτική δύναμη E , που προκαλεί ένα ρεύμα i , το οποίο τροφοδοτεί ένα εξωτερικό ηλεκτρικό φορτίο υπό τάση V . Η εξίσωση επιτάχυνσης και η συνθήκη ισορροπίας είναι ίδιες με τις αντίστοιχες του κινητήρα θέτοντας όπου ω , $-\omega$ για επίδειξη της αντίθετης λειτουργίας.

Λειτουργία πέδης

Τέλος, σε αυτή τη λειτουργία, η ηλεκτρική μηχανή απορροφά τόσο μηχανική όσο και ηλεκτρική ενέργεια. Η ολική ενέργεια εισόδου χάνεται μέσα στη μηχανή με μορφή απωλειών (κυρίως

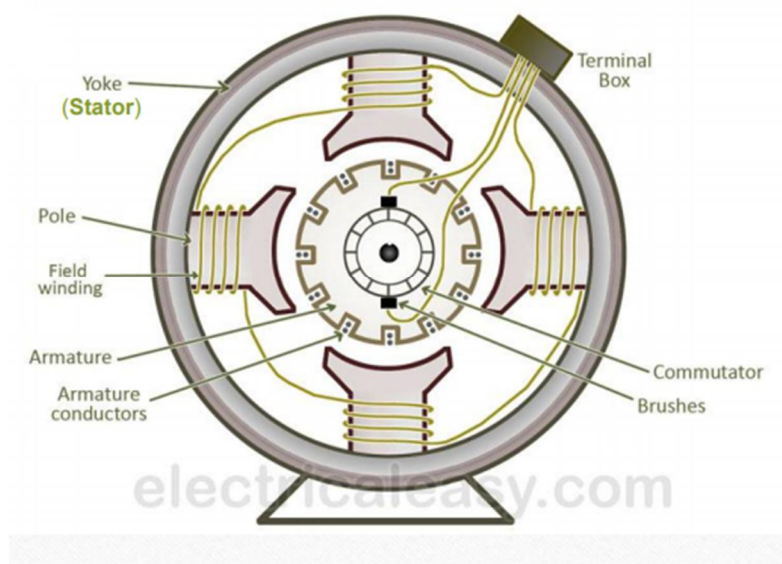
θερμικών) και η μηχανή λειτουργεί σαν πέδη, δηλαδή φρενάρει. Πρόκειται για έναν τρόπο λειτουργίας περιορισμένης εφαρμογής.

3.3.3 DC Μηχανές (Μηχανές Συνεχούς Ρεύματος)

Μια ηλεκτρική DC μηχανή, ακολουθώντας ίδια φιλοσοφία με τις AC μηχανές, μπορεί να μετατρέψει τη μηχανική ενέργεια σε ηλεκτρισμότητα συνεχούς ρεύματος λειτουργώντας ως DC γεννήτρια και το αντίστροφο λειτουργώντας ως DC κινητήρας, χωρίς περαιτέρω αλλαγές στην κατασκευή. Ακόμα, και οι DC γεννήτριες και οι DC κινητήρες κατηγοριοποιούνται ανάλογα με τις αρχές λειτουργίας της διέγερσής τους σε:

- Μηχανές Ξένης Διέγερσης: στις οποίες το τύλιγμα πεδίου φορτίζεται από μια εξωτερική πηγή τάσης (λειτουργία γεννήτριας)
- Μηχανές Αυτοδιέγερσης (Ξένης ή Παράλληλης): στις οποίες το τύλιγμα φορτίζεται από το ρεύμα που παράγει η ίδια η μηχανή (λειτουργία γεννήτριας)

Στο παρακάτω γράφημα παρουσιάζεται ένα σχέδιο μιας DC μηχανής.



Εικόνα 3.4: Συστατικά στοιχεία DC μηχανής

Μια DC μηχανή αποτελείται, όπως και οι υπόλοιπες ηλεκτρικές μηχανές, κυρίως από το στάτη και το δρομέα της.

Στάτης

Είναι το μέρος που φέρει το τύλιγμα πεδίου που είναι η πηγή της μαγνητικής ροής στη μηχανή. Αποτελείται από:

- ➔ **Yoke (ο ζυγός):** Ένα εξωτερικό περίβλημα κατασκευασμένο από σίδηρο ή ατσάλι για να παρέχει μηχανολογική δύναμη και κάλυψη προστασίας ολόκληρης της μηχανής και ακόμα μεταφέρει τη μαγνητική ροή που παράγεται από το τύλιγμα πεδίου.
- ➔ **Πόλοι:** Οι μαγνητικοί πόλοι είναι κατασκευασμένοι από λεπτά ελάσματα χάλυβα πυριτίου, τοποθετημένοι στο εσωτερικό μέρος του ζυγού με βίδες ή συγκόλληση. Ο πυρήνας του πόλου φέρει το τύλιγμα πεδίου.
- ➔ **Τύλιγμα Πεδίου:** Συνήθως είναι κατασκευασμένο από σύρμα χαλκού, τυλίγεται πάνω από τις υποδοχές των πόλων και συνδέονται στη σειρά. Είναι τυλιγμένα με τέτοιο τρόπο ώστε όταν ενεργοποιούνται, σχηματίζουν εναλλασσόμενο βόρειο και νότιο πόλο, με αποτέλεσμα την παραγωγή μαγνητικής ροής.
- ➔ **“Eye Bolt”:** χρησιμοποιείται για τη μεταφορά της μηχανής από το ένα μέρος στο άλλο

Δρομέας

Είναι το μέρος που φέρει το τύλιγμα τυμπάνου και παρέχει το περιστρεφόμενο στοιχείο στην DC μηχανή. Αποτελείται από:

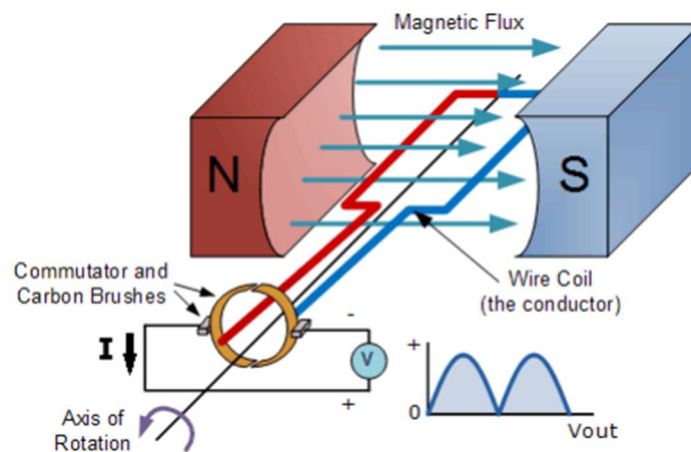
- ➔ **Πυρήνας του Οπλισμού (Armature Core):** Είναι κυλινδρικός με θέσεις για να φέρει το τύλιγμα τυμπάνου. Είναι κατασκευασμένος από λεπτούς ελασματοποιημένους κυκλικούς δίσκους από χάλυβα πυριτίου για τη μείωση των απωλειών ρεύματος.
- ➔ **Τύλιγμα Τυμπάνου:** Συνήθως είναι ένα τυλιγμένο χάλκινο πηνίο που στηρίζεται στις θέσεις του πυρήνα του οπλισμού. Οι αγωγοί του οπλισμού είναι απομονωμένοι ο ένας από τον άλλον και από τον πυρήνα.
- ➔ **Commutator and brushes (Μεταγωγέας και “ψήκτρες”):** Η φυσική σύνδεση με το τύλιγμα του οπλισμού πραγματοποιείται με ένα συνδυασμό του μεταγωγέα και των ψηκτρών.

Μεταγωγέας

Ο μεταγωγέας-εναλλάκτης είναι κατασκευασμένος από ένα σύνολο τμημάτων χαλκού που έχουν μονωθεί ο ένας από τον άλλον. Ο αριθμός των τμημάτων είναι ίσος με τον αριθμό των πηνίων του οπλισμού. Κάθε τμήμα χαλκού είναι συνδεδεμένο σε ένα πηνίο και ο μεταγωγέας είναι “κλειδωμένος” στον άξονα. Η κύρια λειτουργία του, πχ σε μια γεννήτρια συνεχούς ρεύματος είναι να συλλέγει το ρεύμα που παράγεται στους αγωγούς του οπλισμού και να το μετατρέπει από AC μορφή εισόδου σε DC μορφή εξόδου. Σε ένα κινητήρα συνεχούς ρεύματος, συμβάλει στην παροχή ρεύματος στους αγωγούς του οπλισμού, το οποίο μπορεί να παράξει μια μηχανική ροπή σε αυτούς.

Οι ψήκτρες κατασκευάζονται από άνθρακα ή γραφίτη και ολισθαίνουν στα τμήματα του εναλλάκτη, όταν αυτός περιστρέφεται, διατηρώντας την ίδια φυσική επαφή. Ο ρόλος του εναλλάκτη βρίσκεται στο γεγονός ότι χρησιμοποιώντας ημικυκλικά τμήματα μεταγωγής, κάθε φορά που αναστρέφεται η φορά του ρεύματος στους αγωγούς του οπλισμού, το τμήμα του μεταγωγέα που ολισθαίνει αντιστρέφει τη σύνδεση με τις ψήκτρες. Και ως εκ τούτου, η έξοδος στις σταθερές επαφές με τις ψήκτρες είναι πάντα δημιουργημένη με τον ίδιο τρόπο, έχοντας ως αποτέλεσμα τη δημιουργία ενός μονόδρομου DC ρεύματος.

Παρακάτω, παρουσιάζεται το διάγραμμα λειτουργίας μιας DC μηχανής.



Εικόνα 3.5: Διάγραμμα λειτουργίας DC μηχανής

Απόδοση

Όσον αφορά την απόδοση μιας DC γεννήτριας, δίνεται από την εξίσωση:

$$\eta = \frac{P_{out}}{P_{in}} * 100\%$$

Όπου η ισχύς εξόδου ισούται με την ισχύ εισόδου μείον τις απώλειες λειτουργίας.

Απώλειες

Οι απώλειες της DC γεννήτριας κατηγοριοποιούνται σε:

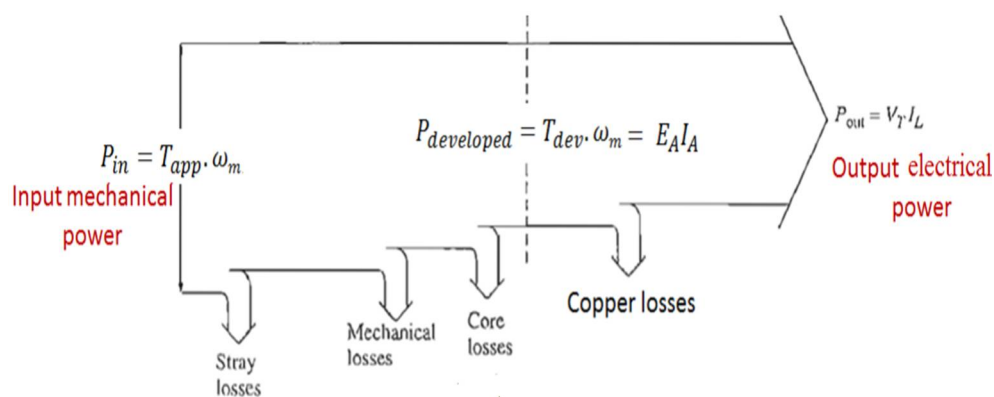
- ➔ Ηλεκτρικές απώλειες ή απώλειες χαλκού, δηλαδή οι απώλειες των τυλιγμάτων πεδίου και τυμπάνου της μηχανής

Απώλειες Οπλισμού:
 $P_A = I_A^2 * R_A$

Απώλειες Πεδίου:
 $P_F = I_F^2 * R_F$

- Απώλειες Πυρήνα, δηλαδή οι απώλειες που παρατηρούνται μέσα στο μαγνητικό πυρήνα της μηχανής και συμπεριλαμβάνουν τις απώλειες υστέρησης και τις απώλειες δινορευμάτων.
- Μηχανικές Απώλειες, οι οποίες χωρίζονται σε απώλειες τριβής, δηλαδή οι απώλειες που προκαλούνται λόγω της τριβής ανάμεσα στον εναλλάκτη και στις ψήκτρες και ανάμεσα στον άξονα της μηχανής και στα υποστηρίγματά του και στις “απώλειες αέρα”, που προκαλούνται από την τριβή ανάμεσα στα κινούμενα μέρη της μηχανής και του αέρα στο εσωτερικό της.
- “Stray-load” απώλειες, οι οποίες πρόκειται για απώλειες που δεν μπορούν να συμπεριληφθούν στις προηγούμενες κατηγορίες, όπως απώλειες που οφείλονται σε διαταραγμένη ροή και σε βραχυκυκλώσεις του ρεύματος στις σπείρες.

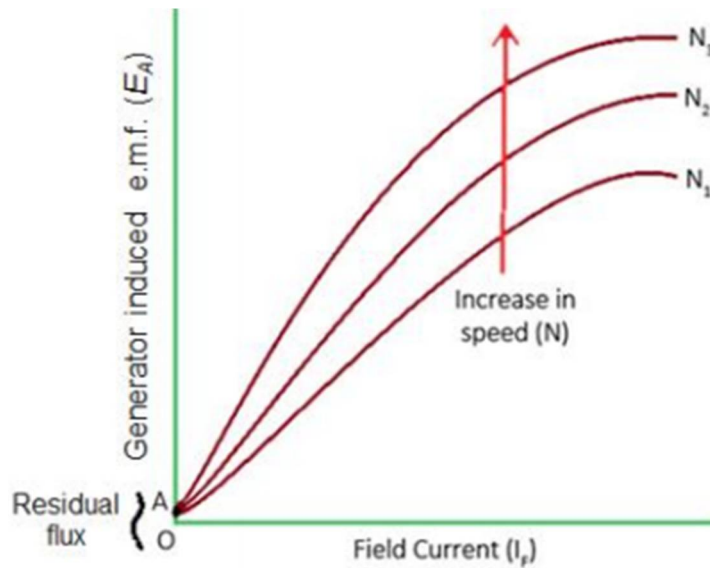
Παρακάτω παρουσιάζεται το διάγραμμα ροής ισχύος μιας DC γεννήτριας.



Εικόνα 3.6: Διάγραμμα ροής ισχύος DC γεννήτριας

Καμπύλη Μαγνήτισης

Ένα πολύ βασικό χαρακτηριστικό των γεννητριών συνεχούς ρεύματος είναι η “καμπύλη μαγνήτισης” ή αλλιώς χαρακτηριστικό ανοικτοκυκλώματος (O.O.C), το οποίο δείχνει τη σχέση μεταξύ της επαγόμενης ηλεκτρομαγνητικής δύναμης emf και του ρεύματος πεδίου I_f σε μια συγκεκριμένη ταχύτητα. (Σε κενό φορτίο, οι καμπύλες μαγνήτισης είναι ίδιες σε όλα τα είδη των γεννητριών). Η παρακάτω εικόνα παρουσιάζει την καμπύλη μαγνήτισης μιας κλασσικής γεννήτριας συνεχούς ρεύματος.



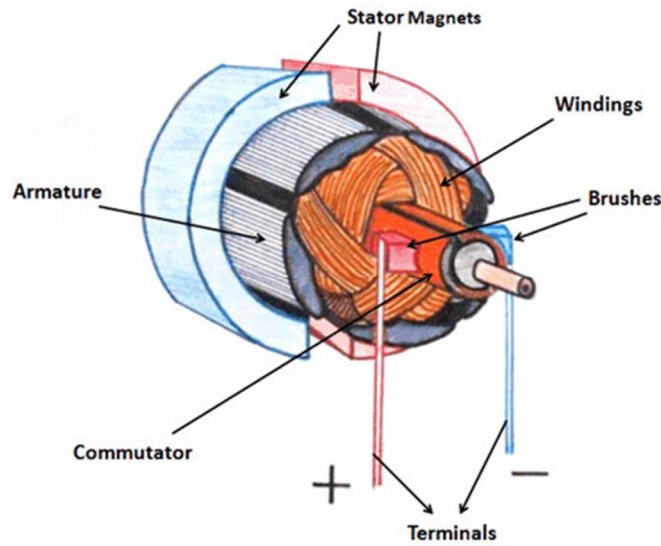
Εικόνα 3.7: Καμπύλη Μαγνήτισης DC γεννήτριας

3.3.4 Τεχνολογία Μονίμων Μαγνητών

Ορισμός

Μια άλλη κατηγορία μηχανών συνεχούς ρεύματος, είναι οι DC μηχανές μόνιμου μαγνήτη (ή αλλιώς Permanent Magnet), οι οποίες συνήθως λειτουργούν ως κινητήρες. Στους συμβατικές μηχανές, όπως έχουμε πει, ο ρόλος του τυλίγματος πεδίου είναι η παραγωγή της μαγνητικής ροής στο διάκενο αέρα. Σε μια μηχανή Permanent Magnet, το τύλιγμα πεδίου αντικαθιστάται από ένα μόνιμο μαγνήτη για την παραγωγή του μαγνητικού πεδίου. Η κατασκευή τους είναι ίδια με των συμβατικών, δηλαδή και η PMDC μηχανή αποτελείται από τον πυρήνα του σπλισμού, το τύλιγμα τυμπάνου και τον εναλλάκτη, όμως οι πόλοι της είναι δημιουργημένοι από μόνιμους μαγνήτες. Οι σταθερές ψήκτρες από άνθρακα κρατιούνται πιεσμένες πάνω στον εναλλάκτη όπως και στις συμβατικές τεχνολογίες. Η λειτουργία τους, όμως, είναι φθηνότερη από τη στιγμή που δεν υπάρχει το τύλιγμα πεδίου οπότε δεν χρειάζεται κάποια ξένη τροφοδοσία για αυτό. Ακόμα, αυτό το είδος μηχανής είναι πιο απλό να εγκαταστήσεις, αφού χρειάζεσαι μόνο το ένα από τα δύο τυλίγματα και πιο απλό στο να αναστρέψεις το ρεύμα της, απλά αναστρέφοντας τις συνδέσεις στο τύμπανο.[18]

Οι μαγνήτες είναι ακτινικά μαγνητισμένοι και είναι τοποθετημένοι στην εσωτερική περιφέρεια του κυλινδρικού ατσάλινου στάτη ενώ ο βόρειος και ο νότιος πόλος εναλλάσσονται κατά μήκος της περιφέρειας του δρομέα. Ο στάτης χρησιμεύει ως μονοπάτι επιστροφής της μαγνητικής ροής. Καθώς το ρεύμα διέρχεται από τα τυλίγματα δημιουργείται ένα στρεφόμενο μαγνητικό πεδίο. Η αντίδραση μεταξύ των αγωγών του δρομέα και της μαγνητικής ροπής παράγει την απαιτούμενη ροπή (σε λειτουργία κινητήρα). Παρακάτω, φαίνεται το εσωτερικό μιας μηχανής Permanent Magnet.



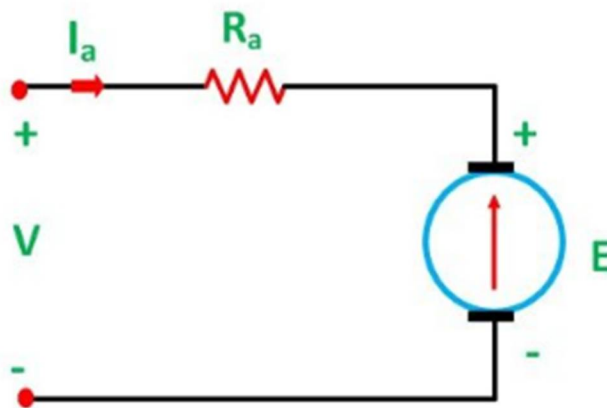
Εικόνα 3.8: Μηχανή Συνεχούς Ρεύματος Μονίμων Μαγνητών

Αντίθετα, με τις συμβατικές dc μηχανές, η μαγνητική ροή Φ είναι σταθερή, οπότε οι τύποι της ηλεκτρομαγνητικής emf και της ηλεκτρομαγνητικής ροπής δίνονται από τις εξισώσεις:

$$E = k_1 * N$$

$$T_e = k_1 * I_a \quad \text{όπου } k_1: \text{ η σταθερά ροπής της μηχανής}$$

$$V = k_1 * N + I_a * R_a$$



Εικόνα 3.9: Ηλεκτρικό Ισοδύναμο DC PM μηχανής (λειτουργία κινητήρα)

Πλεονεκτήματα

Σε αυτή την κατηγορία γεννητριών τα τυλίγματα του δρομέα έχουν αντικατασταθεί από μόνιμους μαγνήτες. Αυτές οι συσκευές δεν απαιτούν μια ξεχωριστή DC τροφοδοσία για το κύκλωμα διέγερσης και αποτελούν σπουδαία εναλλακτική για τις τυπικές μηχανές επαγωγής και μπορούν να συζευχθούν με τουρμπίνες, γεννήτριες diesel και να χρησιμοποιηθούν σε υβριδικά οχήματα. Ακόμα, δεν χρειάζονται κάποιο συγκεκριμένο εργασιακό περιβάλλον και μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε αιολικές ή κυματικές μηχανές. Η PM γεννήτρια μπορεί να είναι η μια DC Μηχανή, γνωστή και με την ονομασία “δυναμό” με ψήκτρες και περιστρεφόμενο συλλέκτη ή AC σύγχρονη πολυφασική μηχανή. Αυτό ελαχιστοποιεί τις απώλειες διέγερσης που συνήθως αποτελούν το 20-30% των ολικών απωλειών. Ακόμα, οι μειωμένες απώλειες συντελούν στη χρήση ενός μικρότερου και απλούστερου συστήματος ψύξης που βελτιώνει την αξιοπιστία και τη διάρκεια ζωής της μηχανής. Οι πρόσφατες τεχνολογικές PM εξελίξεις κατέστησαν δυνατή και τη σημαντική εξέλιξη των μαγνητικών υλικών την τελευταία 10ετία. Ένα κομμάτι σιδήρου από νεοδύμιο βόριο (NeFeB) είναι 10 φορές ισχυρότερο από τα παραδοσιακά από φερρίτη. Οπότε, υπάρχουν προοπτικές βελτίωσης της δύναμης και της αξιοπιστίας αυτών των μηχανών.

Η ζήτηση για αυτές τις μηχανές αυξάνεται καθημερινά. Με το αυξανόμενο κόστος του ηλεκτρικού ρεύματος οι άνθρωποι αναζητούν μια εναλλακτική πηγή ενέργειας και η γεννήτρια μόνιμου μαγνήτη έχει μπει πλέον δυναμικά στο προσκήνιο. Αυτές οι μηχανές αρχικά δεν παράγουν κάποιου είδους απόβλητα, βλαβερά προς το περιβάλλον, κατά τη λειτουργία τους και μπορούν να συζευχθούν και με ανανεώσιμες πηγές ενέργειας όπως “τουρμπίνες ανέμου” με αποτέλεσμα οι ειδικοί σε θέματα περιβάλλοντος να συνιστούν τη χρήση του μόνιμου μαγνήτη από τη στιγμή που μπορεί να μειώσει τις επιπτώσεις ρύπανσης έως και 50%. Ακόμα, λόγω του συστήματος πόλων μόνιμων μαγνητών, είναι ανθεκτικές στην ενδεχόμενη είσοδο κάποιου είδους βρωμιάς. Τέλος, χαρακτηρίζονται από μεγαλύτερη ενεργειακή πυκνότητα από τις μηχανές με ηλεκτρομαγνητική διέγερση και δυναμικότερη απόδοση λόγω της υψηλότερης πυκνότητας μαγνητικής ροής στο διάκενό τους.

Είναι μια πολύ καλή επιλογή για αιολικές τουρμπίνες μικρής κλίμακας για τη φόρτιση των μπαταριών του συστήματος, αφού είναι αξιόπιστες, μπορούν να λειτουργήσουν σε μικρές περιστροφικές ταχύτητες και να παρέχουν αρκετά καλή απόδοση ειδικά σε χαμηλές αιολικές συνθήκες, αφού το σημείο “cut in” τους είναι αρκετά χαμηλό. Παρόλα αυτά και στις DC και στις σύγχρονες PM γεννήτριες έχουν γίνει προσπάθειες να συζευχθούν και σε υβριδικά συστήματα ανανεώσιμων πηγών αλλά και με μηχανές εσωτερικής καύσης για τη φόρτιση των μπαταριών, την έναυση των θερμικών μηχανών και από αυτές τις προσπάθειες θα προσπαθήσουμε να τις ενσωματώσουμε στο υβριδικό σύστημα ICE μηχανής και μπαταρίας που θα αναλύσουμε και μείς στην παρούσα εργασία.

Μειονεκτήματα

Ωστόσο, αν δεν είναι πλήρως σφραγισμένες, υπάρχει η πιθανότητα προσέλκυσης σιδηρομαγνητικής σκόνης από τους μαγνήτες (ρινισμάτων) που μπορούν να προκαλέσουν εσωτερικές βλάβες. Ακόμα, στις PM μηχανές χρειάζεται αρκετή προσοχή στη χρήση τους ως γεννήτριες γιατί το περιστρεφόμενο πεδίο μπορεί να φρενάρει και να καθυστερήσει τον δρομέα.

3.3.5 Τεχνολογία των Brushless DC Μηχανών

Οι PMDC κινητήρες χρησιμοποιούνται σε μια ποικιλία εφαρμογών από μικρή ως αρκετά μεγάλη ιπποδύναμη. Μπορούν να παράγουν έως και 200kW με το 75% από αυτούς να τρέχουν με ταχύτητα 1500 rpm για χρήση σε διάφορες εταιρείες. Οι πιο συνήθεις εφαρμογές τους είναι: στις αυτοκινητοβιομηχανίες ως υαλοκαθαριστήρες, κλιματιστικά, να οδηγούν φυσητήρες για θερμαντήρες, σε υπολογιστές, σε βιομηχανίες παιχνιδιών, σε ηλεκτρικές οδοντόβουρτσες, ηλεκτρικές σκούπες κ.α.[19]

Τα κυριότερα πλεονεκτήματα τους είναι το μικρό μέγεθος τους, το χαμηλότερο κόστος τους και η υψηλότερη τους αποδοτικότητα λόγω της απουσίας των απωλειών του τυλίγματος πεδίου. Από την άλλη όμως δεν μπορούν να παράξουν την ισχύ και τη ροπή των dc κινητήρων ξένης διέγερσης, γιατί το μαγνητικό πεδίο υπάρχει ακόμα και όταν η μηχανή δε χρησιμοποιείται και υπάρχει κίνδυνος απομαγνήτισης των πόλων λόγω υψηλών ρευμάτων τυμπάνου.

Υπάρχουν 3 είδη ελεγκτών PM κινητήρων:

- ➔ DC Brushed Κινητήρες (DC κινητήρες με ψήκτρες)
- ➔ Brushless κινητήρες (χωρίς ψήκτρες, dc και σύγχρονοι ac)
- ➔ Κινητήρες βηματικών κινήσεων

Brushless Permanent Magnet DC κινητήρες (Κινητήρες συνεχούς ρεύματος μόνιμων μαγνητών χωρίς ψήκτρες)

Πρόκειται για μια κατηγορία κινητήρων συνεχούς ρεύματος που δε χρειάζονται ψήκτρες για τη λειτουργία τους, μια τεχνολογία μηχανών πολύ πρόσφατα σχεδιασμένη η οποία παρουσιάζει κάποια συγκεκριμένα χαρακτηριστικά και πλεονεκτήματα έναντι των υπολοίπων και γίνεται ολοένα και πιο γνωστή στο ευρύ κοινό συνεχώς και ήδη προτιμάται από πολλούς σε ένα πλήθος εφαρμογών.

Αυτό το είδος DC μηχανών φέρει μεγάλη ομοιότητα, ιδιαίτερα στην εμφάνιση του, με τις AC μηχανές μόνιμων μαγνητών, όμως η αρχή λειτουργίας του είναι αρκετά διαφορετική. Ένας brushless DC κινητήρας αποτελείται από ένα δρομέα τεχνολογίας μόνιμου μαγνήτη και ένα στάτη σε μορφή πολυφασικών τυλιγμάτων τυμπάνου. Από τη στιγμή που δεν υπάρχουν ψήκτρες, η εναλλαγή γίνεται ηλεκτρονικά, με τη χρήση ενός ηλεκτρονικού οδηγού για την τροφοδοσία των τυλιγμάτων του στάτη. Στην πραγματικότητα, ένας BLDC κινητήρας μπορεί να κατασκευαστεί με 2 τρόπους.

- Τοποθετώντας το δρομέα έξω από τον πυρήνα και τα τυλίγματα στον πυρήνα
- Τοποθετώντας τα τυλίγματα έξω από τον πυρήνα

Πλεονεκτήματα DC Brushless Κινητήρων

- Καλύτερα χαρακτηριστικά ταχύτητας-ροπής
- Υψηλά δυναμική απόκριση
- Υψηλή απόδοση
- Μεγαλύτερη διάρκεια ζωής λόγω μειωμένων απωλειών
- Αθόρυβη λειτουργία
- Μεγαλύτερο εύρος ταχυτήτων

Εφαρμογές BLDC Κινητήρων

Το κόστος των BLDC κινητήρων έχει μειωθεί σημαντικά από την πρώτη εμφάνισή τους, λόγω εξελίξεων στον τομέα των υλικών και του σχεδιασμού, πράγμα το οποίο τους καθιστά πλέον μια πολύ δημοφιλή λύση σε μια ποικιλία εφαρμογών. Ευρέως γνωστές εφαρμογές τους είναι:

- Ηλεκτρονικά είδη κατανάλωσης
- Μεταφορά (και στην στεριά και στον αέρα και πλέον και στην UAV τεχνολογία)
- Θέρμανση και κλιματισμός
- Βιομηχανία
- Μηχανική Μοντέλων

Η αρχή λειτουργίας, λοιπόν, των BLDC κινητήρων ομοιάζει με αυτή των συμβατικών DC, απλά αντί η τροφοδοσία να πραγματοποιείται μέσω ενός μηχανικού εναλλάκτη και ψηκτρών, εδώ επιτυγχάνεται μέσω μιας πληθώρας αισθητήρων ή αλλιώς μέσω ενός συστήματος ελέγχου που λειτουργεί μέσω αρκετών μικροηλεκτρονικών επιλογών, μέσω ενός μικροεπεξεργαστή, μιας ενσύρματης μικροηλεκτρονικής μονάδας κ.α. Σχεδόν όλοι οι DC brushless κινητήρες χρησιμοποιούν μόνιμους μαγνήτες για το μαγνητικό τους πεδίο, στο βαθμό που μπορούμε πλέον να αναφερόμαστε σε όλους ως DC Permanent Magnet Brushless Motors.

Κεφάλαιο 4 : Ηλεκτρικοί Συσσωρευτές, DC μικροδίκτυα & Ηλεκτρονικά Ισχύος

4.1 : Μπαταρίες-Ηλεκτρικοί Συσσωρευτές

4.1.1: Εισαγωγή στους Ηλεκτρικούς Συσσωρευτές

Ένας ηλεκτρικός συσσωρευτής είναι μια συσκευή αποθήκευσης ενέργειας, που δέχεται ενέργεια, αποθηκεύει ενέργεια και την παρέχει όποτε αυτή χρειαστεί, με ρυθμούς οι οποίοι ποικίλουν από συσσωρευτή σε συσσωρευτή. Άλλες συσκευές λειτουργούν με θερμική ενέργεια, άλλες με μηχανική ή ηλεκτρική αλλά συνήθως κάθε συσσωρευτής δέχεται και αποδίδει την ενέργεια στην ίδια μορφή. Παραδείγματα συσσωρευτών είναι οι συσσωρευτές ατμού, υδραυλικοί συσσωρευτές, επαναφορτιζόμενες μπαταρίες, πυκνωτές, υδροηλεκτρικές αντλίες αποθήκευσης κ.α. Γενικότερα, πάντως, όταν μιλάμε για κάποιο ηλεκτρικό κύκλωμα, με τον όρο συσσωρευτή αναφερόμαστε συνήθως σε μια μπαταρία μολύβδου-οξέως.

Ιστορική Αναδρομή

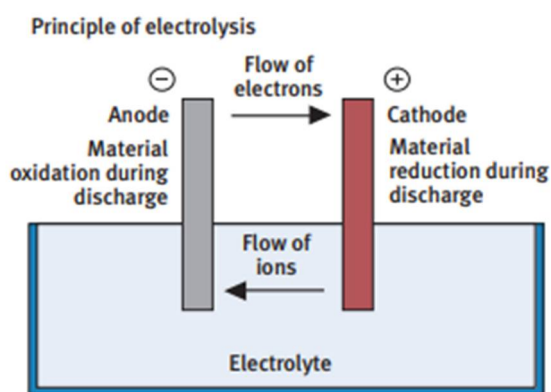
Η ιστορία της ηλεκτροχημικής ενεργειακής αποθήκευσης ξεκίνησε με επιστημονικές έρευνες στο πεδίο του ηλεκτρισμού. Το 1789, κατά τη διάρκεια ενός πειράματος, ο Luigi Galvani (1737-1798), παρατήρησε ότι τα πόδια ενός βατράχου κάνουν νευρικούς σπασμούς όταν έρχονται κοντά με δύο διαφορετικά είδη μετάλλων και συμπέρανε ότι υπάρχει μια σύνδεση μεταξύ του ηλεκτρισμού και της λειτουργίας των μυών. 10 χρόνια αργότερα, ο Alessandro Volta (1747-1827) κατασκεύασε την πρώτη απλή μπαταρία, τοποθετώντας μαζί εναλλασσόμενου δίσκους χαλκού και ψευδαργύρου σε μια στήλη με ένα φύλλο χαρτιού εμποτισμένο σε διάλυμα αλατιού, εισαγμένο μεταξύ των στρωμάτων. Τους επόμενους αιώνες, συνεχίστηκαν οι εργασίες στα γαλβανικά στοιχεία έντονα και στις αρχές του 20^{ου} αιώνα είχε κατασκευαστεί η πρώτη μπαταρία μέσα σε ένα εξαιρετικά πρακτικό ξηρό στοιχείο αλλά μπορούσε να λειτουργήσει μόνο σε στάση. Ο Γάλλος μηχανικός Georges Leclanche εφηύρε το πρώτο κύτταρο ψευδαργύρου διοξειδίου του μαγγανίου με χλωριούχο αμμώνιο ως ηλεκτρολύτη. Σε μεταγενέστερη ημερομηνία, ο dr. Carl Gassner (1855-1948) και ο Paul Schmidt (1868-1948) πέτυχαν να πυκνώσουν τους προηγούμενους υγρούς ηλεκτρολύτες, θέτοντας έτσι τα θεμέλια για τις μεταφερόμενες μπαταρίες.

Αρχές Λειτουργίας

Όσον αφορά τη λειτουργία της μπαταρίας, η μπαταρία περιλαμβάνει δύο ηλεκτρόδια, την άνοδο, το αρνητικό κατά την περίοδο της εκφόρτισης, και την κάθοδο, το αντίστοιχο δεξιό, ανάμεσα των οποίων ρέουν ηλεκτρόνια. Η διαφορά ανάμεσα σε μια μπαταρία και έναν ηλεκτρικό συσσωρευτή, είναι ότι όταν το ηλεκτρόδιο είναι άδειο, είτε η παλιά μπαταρία αντικαθίσταται από μια καινούρια, είτε ο συσσωρευτής επαναφορτίζεται. Δύο από τα πιο σημαντικά χαρακτηριστικά μιας μπαταρίας, όπως και σε κάθε ηλεκτρική συσκευή είναι η τάση και το ρεύμα της. Όσο μεγαλύτερη είναι η τάση

της, τόσο μεγαλύτερο έργο μπορεί να παράξει η μπαταρία ή ο συσσωρευτής. Ένα άλλο σημαντικό χαρακτηριστικό της είναι η χωρητικότητά της που είναι ενδεικτικό για το πόσα ηλεκτρόνια μπορούν να αποθηκευτούν στα ηλεκτρόδια. Είναι προτιμότερο να μιλάμε για ηλεκτρική ισχύς παρά για ρεύμα όσον αφορά τις μπαταρίες, γιατί το ρεύμα έχει πάντα την ίδια τάση και ο πολλαπλασιασμός αυτών των δύο μεγεθών μας δίνει την ισχύ, ενώ ο πολλαπλασιασμός της ισχύος με το χρόνο μας δίνει την ενέργεια.

Μια μπαταρία είναι ένας ηλεκτροχημικός μετατροπέας ενέργειας, ο οποίος μπορεί να μετατρέψει άμεσα την αποθηκευμένη χημική ενέργεια που έχει σε ηλεκτρισμό. Ο αρνητικός πόλος απελευθερώνει ηλεκτρόνια σε μεγάλες ποσότητες με υψηλή πίεση, ενώ ο θετικός τα απωθεί μακριά. Η διαφορά πίεσης είναι ουσιαστικά η τάση της μπαταρίας, ενώ το ρεύμα είναι η ροή των ηλεκτρονίων ανά μονάδα χρόνου. Η δυνατότητα παροχής ισχύος της μπαταρίας καθορίζεται από την τάση της σε Volts (η οποία καθορίζεται από τη χημική διαμόρφωση της μπαταρίας) και από τη χωρητικότητα της σε Ampere*Hours (αμπερώρες, καθορίζεται από την ποσότητα του ενεργού υλικού).



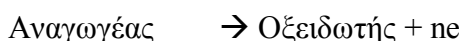
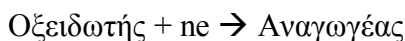
Εικόνα 4.1: Αρχή Λειτουργίας Ηλεκτρικού Συσσωρευτή

Για να γίνει πιο κατανοητή η ηλεκτροχημική μετατροπή, ας εμβαθύνουμε λίγο στη χημεία μιας μπαταρίας. Η χημεία είναι η δύναμη-οδηγός πίσω από τη λειτουργία μιας μπαταρίας. Όπως είπαμε, περιλαμβάνει ένα ή περισσότερα γαλβανικά ή αλλιώς βολταϊκά κύτταρα για την παραγωγή και αποθήκευση της ενέργειας σε χημική μορφή. Κάθε κύτταρο αποτελείται από τουλάχιστον δύο “μισά” κύτταρα, ένα κύτταρο αναγωγής και ένα κύτταρο οξειδωσης, των οποίων οι χημικές αντιδράσεις μεταξύ τους παρέχουν την ενέργεια για τις λειτουργίες του κυττάρου και παράγουν το ηλεκτρικό ρεύμα της μπαταρίας. Κάθε μισό κύτταρο αποτελείται από ένα ηλεκτρόδιο και ένα διάλυμα ηλεκτρολύτη, το οποίο περιέχει ιόντα που προέρχονται από το ηλεκτρόδιο με αντίδραση οξειδωσης ή αναγωγής. Δύο μισά κύτταρα ενωμένα σχηματίζουν ένα ηλεκτρολυτικό κύτταρο, που χρησιμοποιείται για την ηλεκτρόλυση, κατά την οποία ηλεκτρική ενέργεια χρησιμοποιείται για την πραγματοποίηση μη τυχαίων χημικών αντιδράσεων. Παραπάνω, παρουσιάζεται εικόνα με την αρχή της ηλεκτρόλυσης.

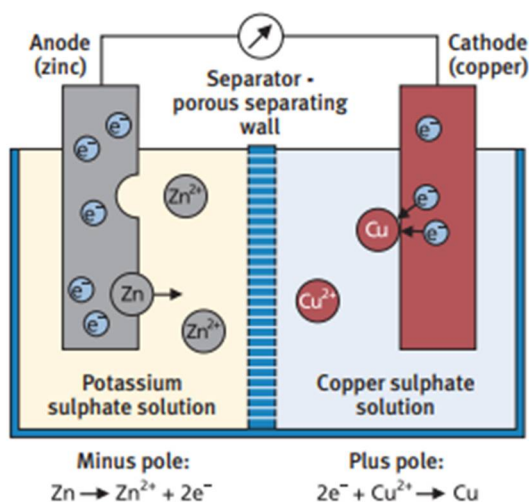
Πολλοί ορισμοί μπορούν να δοθούν για τις αντιδράσεις αναγωγής και οξείδωσης από τους οποίους ο πιο διαδεδομένος είναι ο εξής:

Η οξείδωση αποτελεί την απώλεια ηλεκτρονίων, ενώ η αναγωγή το αντίστοιχο κέρδος.

Οι δύο παραπάνω διαδικασίες δεν μπορούν να πραγματοποιηθούν ξεχωριστά, πρέπει να εμφανιστούν μαζί σε μια χημική αντίδραση, για αυτό το λόγο καλούνται με έναν ενιαίο όρο “αντιδράσεις οξειδοαναγωγής”, κατά τις οποίες ένας αναγωγικός και ένας οξειδωτικός παράγοντας σχηματίζουν ένα ζεύγος οξειδοαναγωγής, καθώς υποβάλλονται στην αντίδραση:



Παρακάτω, παρουσιάζεται σε εικόνα ένα παράδειγμα οξειδοαναγωγικών αντιδράσεων για χρήση ως πηγή τάσης:



Εικόνα 4.2: Διαδικασία οξειδοαναγωγικών αντιδράσεων κατά τη λειτουργία ενός ηλεκτρικού συσσωρευτή

Στο παραπάνω παράδειγμα, όταν εξάγεται ηλεκτρική ενέργεια από την μπαταρία, άτομα ψευδαργύρου από τον αρνητικό πόλο απελευθερώνουν ηλεκτρόνια (διαδικασία οξείδωσης) που κινούνται ως ιόντα ψευδαργύρου στο διάλυμα. Τα ηλεκτρόνια ρέουν μέσω ενός εξωτερικού αγωγού προς το φορτίο και μετά στον θετικό πόλο της μπαταρίας. Στο θετικό πόλο, ιόντα χαλκού απορροφούν τα ηλεκτρόνια (διαδικασία αναγωγής). Γι'αυτό το λόγο η μεταφορά των ηλεκτρονίων ορίζεται ως μια διαδικασία οξειδοαναγωγής. Το κύκλωμα συμπληρώνεται με ιόντα που ρέουν μέσω του ηλεκτρολύτη ανάμεσα στα ηλεκτρόδια. Η ανταλλαγή ηλεκτρονίων μεταξύ κατάλληλων υλικών αντίδρασης είναι η πηγή της ηλεκτρικής τάσης στις μπαταρίες. Η αναγωγή πραγματοποιείται στην κάθοδο, ενώ η οξείδωση στην άνοδο.

4.1.2 Χαρακτηριστικά Ηλεκτρικών Συσσωρευτών

Τα ηλεκτρικά στοιχεία μιας μπαταρίας ορίζουν την αποτελεσματικότητα και τη λειτουργία της σε ένα κύκλωμα και τα φυσικά χαρακτηριστικά της έχουν μεγάλη επίδραση στο συνολικό μέγεθος και βάρος του φορτίου που πρόκειται να τροφοδοτεί. Τα 3 πιο γνωστά είδη μπαταριών στο εμπόριο είναι οι μπαταρίες Ni-CD (νικελίου-καδμίου), οι Ni-MH (νικελίου-υδριδίου-μετάλλου) και οι Li-Ion (ιόντων λιθίου), με τις τελευταίες των οποίων θα ασχοληθούμε εκτενώς στην παρούσα εργασία.

Πρωτεύοντα και Δευτερεύοντα Συστήματα

Οι μπαταρίες χωρίζονται συνήθως σε μπαταρίες μιας χρήσης και σε επαναφορτιζόμενες μπαταρίες. Οι μπαταρίες μιας χρήσης συνήθως χρησιμοποιούνται σε μικροσυστήματα και μικροηλεκτρικά κυκλώματα ως κύριες πηγές τροφοδοσίας. Οι επαναφορτιζόμενες μπαταρίες, γνωστές και ως δευτερεύουσες μπαταρίες ή συσσωρευτές, επιτρέπουν στη ξοδεμένη χημική ενέργεια να επαναποθηκευτεί μέσω της φόρτισης. Μια συσκευή επαναφόρτισης αντλεί ηλεκτρόνια από το θετικό πόλο και τα στέλνει πίσω στον αρνητικό. Έτσι επαναφορτίζεται και επανενεργοποιείται η μάζα ηλεκτροδίων. Η διαδικασία εκφόρτισης/επαναφόρτισης μπορεί να επαναληφθεί έως χίλιες φορές ανάλογα με τον τύπο και τη χημική διαμόρφωση της μπαταρίας αλλά και τη σωστή χρήση της μπαταρίας. Οι μπαταρίες μιας χρήσης, ή αλλιώς πρωτεύουσες μπαταρίες, μπορούν να εκφορτιστούν μόνο μια φορά και δεν παρέχουν δυνατότητα επαναφόρτισης τους.

SOC (State of Charge)

Πρόκειται για τη στάθμη φόρτισης που βρίσκεται η μπαταρία σε κάθε στιγμή κατά τη διάρκεια λειτουργίας της. Είναι πολύ βασικό η στάθμη φόρτισης της μπαταρίας να μην μειώνεται ποτέ περισσότερο από το 30% κατά την εκφόρτιση της, ενώ κατά τη φόρτιση της πρέπει να αποσυνδέεται από τη συσκευή που τη φορτίζει όταν ο SOC φτάσει το 100%, έτσι ώστε να μη μειωθεί η διάρκεια ζωής της μπαταρίας, δηλαδή οι ώρες λειτουργίας της που έχουν εκτιμηθεί από τον κατασκευαστή. Η μείωση του SOC περαιτέρω από 30% εκτός από πρόκληση βλαβών στη λειτουργία και στη διάρκεια ζωής της μπαταρίας, σε πολλά είδη είναι πιθανό να προκαλέσει ακόμα και ανάφλεξη και να βάλει σε κίνδυνο τον χρήστη. Ο SOC κάθε στιγμή λειτουργίας δίνεται από τη σχέση :

$$SOC = 100 \left(1 - \frac{1}{Q} \int_0^t i(t) dt \right)$$

ESR (equivalent series resistance)

Πρόκειται για την εσωτερική αντίσταση της μπαταρίας, η οποία υπάρχει σε κάθε κύτταρο και περιορίζει το μέγεθος του μέγιστου ρεύματος που μπορεί να μεταδώσει.

Ah Capacity

Πρόκειται για τη χωρητικότητα της μπαταρίας εκφρασμένη σε Amperes*Hours, το οποίο αποτελεί και το σημαντικότερο χαρακτηριστικό της και ορίζεται ως το μέγεθος του ρεύματος που μπορεί να μεταφέρει σε μια ώρα μέχρι να αποφορτιστεί πλήρως (παρόλα αυτά, όπως είπαμε, το μέγεθος αυτό είναι μόνο θεωρητικό, γιατί κανένας τύπος μπαταρίας δεν πρέπει να εκφορτίζεται περαιτέρω του 25-30%)

Ρυθμός C

Πρόκειται για ένα ρεύμα το οποίο είναι μέγεθος αριθμητικά ίσο με την τάση Ampere-houring της μπαταρίας. Συνήθως, τα προτεινόμενα και τα μέγιστα ρεύματα φόρτισης/εκφόρτισης εκφράζονται σε κλάσματα ή πολλαπλάσια του ρυθμού C.

Μέγιστη Χωρητικότητα (Ah)

Η μέγιστη θεωρητική χωρητικότητα της μπαταρίας Q συνήθως ορίζεται στα 101-105% της εκτιμώμενης χωρητικότητας.

Nominal discharge current (A)

Το ονομαστικό ρεύμα εκφόρτισης συνήθως δίνεται από τον κατασκευαστή ως κλάσμα της εκτιμώμενης χωρητικότητας. Στις Li-Ion γενικότερα και σε αυτή που χρησιμοποιήσαμε στην παρούσα εργασία ορίζεται συνήθως γύρω στο 0.5C.

MPV (mid-point voltage)

Είναι η ονομαστική τάση του κυττάρου, και είναι η τάση που μετράται όταν η μπαταρία έχει εκφορτιστεί κατά 50% από την ολική ενέργειά της.

Charging Cut-off Voltage & Discharge Cut-off Voltage

Πρόκειται για την άνω τάση αποκοπής της μπαταρίας κατά την περίοδο φόρτισης της (ή αλλιώς fully charged voltage) και την κάτω τάση αποκοπής της μπαταρίας κατά την περίοδο εκφόρτισης της. Οι μπαταρίες Li-Ion είναι πολύ επικίνδυνες με πολύ μεγάλες πιθανότητες ανάφλεξης, αν φορτιστούν ή εκφορτιστούν πέρα από ένα σημείο, γι'αυτό τα ρεύματα φόρτισης/εκφόρτισης δεν πρέπει ποτέ να περνάνε τα όρια που έχουν πιστοποιηθεί από τους κατασκευαστές της μπαταρίας και γι'αυτό πρέπει να αποκόπτονται από τη φόρτιση/εκφόρτιση όταν, η τάση της μπαταρίας φτάνει στους συγκεκριμένους περιορισμούς ή όταν ο SOC αγγίζει το 100% ή το 30 % αντίστοιχα.

Gravimetric Energy Density & Volumetric Energy Density

Πρόκειται για τη βαρυμετρική ενεργειακή πυκνότητα, η οποία εκφράζει την ενέργεια της μπαταρίας σε σχέση με το βάρος της, αποτελεί σημαντικό μέγεθος ποιότητας ενός ηλεκτρικού συσσωρευτή και εκφράζεται σε Wh/kg και για την ογκομετρική ενεργειακή πυκνότητα, δηλαδή την ενεργειακή πυκνότητα της μπαταρίας, εκφρασμένη σε σχέση με τον όγκο της και σε μονάδες Wh/l. Όπως μπορούμε να δούμε, οι μπαταρίες Li-Ion έχουν σημαντικό πλεονέκτημα όσον αφορά την ενεργειακή πυκνότητά τους αφού είναι σχεδόν διπλάσια έναντι των άλλων δύο. Αυτό είναι άκρως σημαντικό, αν σκεφτούμε το γεγονός ότι για τον ίδιο χρόνο λειτουργίας και τροφοδότησης, οι μπαταρίες Li-Ion έχουν τη δυνατότητα να σχεδιαστούν πολύ ελαφρύτερες.

CELL TYPE	NI-MH	NI-CD	LI-ION
GRAVIMETRIC DENSITY (W-HR/KG)	55	50	90
VOLUMETRIC DENSITY (W-HR/L)	180	140	210

Εικόνα 4.3: Συγκριτικός Πίνακας Ενεργειακής Πυκνότητας

Exponential zone

Πρόκειται για την περιοχή, η οποία ξεκινάει στο τέλος της γραμμικής περιοχής. Η τάση της μπαταρίας στο συγκεκριμένο στάδιο είναι μεταξύ της ονομαστικής τάσης και της τάσης πλήρους φόρτισης, ενώ η χωρητικότητα είναι μικρότερη της ονομαστικής.

Constant-voltage Charger

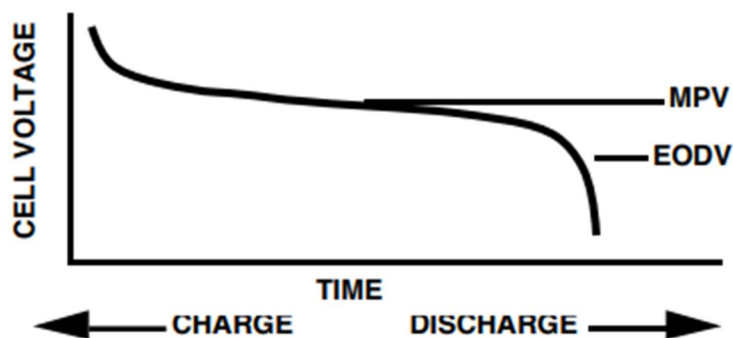
Είναι ο φόρτισης συνεχούς τάσης, ο οποίος είναι το κύκλωμα που φορτίζει την μπαταρία που παρέχει το κατάλληλο ρεύμα για να παραμείνει η τάση της μπαταρίας σε μια σταθερή τιμή

Constant-current Charger

Είναι ο φορτιστής συνεχούς ρεύματος, ο οποίος είναι το κύκλωμα που παρέχει ένα συνεχές ρεύμα στην μπαταρία, χωρίς να δίνει σημασία στην τάση φόρτισης της.

Καμπύλη Φόρτισης/Εκφόρτισης

Είναι ένα από τα βασικότερα χαρακτηριστικά στοιχεία μιας μπαταρίας. Η τερματική τάση της μπαταρίας δεν είναι σταθερή κατά τη διάρκεια της λειτουργίας της, αλλά αλλάζει ανάλογα με τον SOC, την τιμή του ρεύματος που δέχεται ή παρέχει κατά τη διάρκεια φόρτισης/εκφόρτισης. Η MPV είναι η ονομαστική τάση της μπαταρίας, καθώς αυτή φορτίζεται ή εκφορτίζεται. Η μέγιστη και η ελάχιστη διαδρομή της τάσης της μπαταρίας από την ονομαστική της είναι ένας πολύ σημαντικός παράγοντας σχεδιασμού της μπαταρίας. Μια πιο επίπεδη καμπύλη εκφόρτισης σημαίνει μικρότερη ανοχή μεταβολής της τάσης του σχεδιασμού της μπαταρίας. Όταν η μπαταρία είναι πλήρως φορτισμένη, η πραγματική τιμή της τερματικής τάσης του κυττάρου θα είναι μεγαλύτερη από την τιμή MPV, ενώ όσο προχωράει προς το σημείο EODV (end of discharge or cut-off point), η τάση του κυττάρου θα είναι μικρότερη. Παρακάτω, παρουσιάζεται εικόνα με την τυπική καμπύλη φόρτισης/εκφόρτισης ενός κυττάρου μπαταρίας.



Εικόνα 4.4: Καμπύλη Φόρτισης/Εκφόρτισης Ηλεκτρικού Συσσωρευτή

Τάση Κυττάρου/Σταθερότητα Τάσης

Η τάση που παρέχεται από το κύτταρο για να τροφοδοτήσει το φορτίο είναι είναι προφανώς μεγάλης σημασίας. Οι Ni-Cd και οι Ni-MH μπαταρίες έχουν 1.25V ονομαστική τάση κυττάρου (οι τάσεις εκφόρτισης γενικώς λαμβάνονται ως ιδανικές) ενώ αποτελούν το 1/3 της αντίστοιχης ονομαστικής τάσης στα κύτταρα Li-ion που κυμαίνεται γύρω στα 3.6V. Αυτό σημαίνει ότι χρειάζονται 3 κύτταρα από τις πρώτες δύο, συνδεδεμένα σε σειρά, για να παράξουν την ονομαστική τάση του κυττάρου Li-ion. Παρόλα αυτά το βασικό πλεονέκτημά τους έναντι των κυττάρων ιόντων λιθίου είναι η καμπύλη εκφόρτισης τους που είναι υπερβολικά επίπεδη, πολύ κοντά σε μια ιδανική μπαταρία. Η βασική διαφορά τους είναι ότι τα Ni-cd και τα Ni-MH κύτταρα είναι ιδανικά για χρήση με γραμμικούς ρυθμιστές, ενώ τα Li-ion απαιτούν εναλλασσόμενους μετατροπείς για να επιτευχθεί καλή απόδοση μετατροπής ενέργειας κατά την τροφοδοσία του ρεύματος.

Μέγιστο Ρεύμα

Το μέγιστο ρεύμα που μπορεί να μεταφέρει μια μπαταρία εξαρτάται απευθείας από την ισοδύναμη εσωτερική της αντίσταση. Η ροή του ρεύματος μέσω της ESR (equivalent series resistance) θα προκαλέσει πτώση της τερματικής τάσης της μπαταρίας κατά το ποσό $V = IR$. Ακόμα πιο σημαντικό είναι ότι η ροή του ρεύματος θα προκαλέσει απώλεια ισχύος υπό τη μορφή θερμότητας μέσα στην μπαταρία ίση με $P = RI^2$. Αυτό μπορεί να προκαλέσει σημαντική υπερθέρμανση της μπαταρίας σε υψηλούς ρυθμούς εκφόρτισης. Οι περισσότερες Ni-CD και Ni-MH μπαταρίες έχουν πολύ χαμηλή εσωτερική αντίσταση (~0.1Ω), πράγμα το οποίο σημαίνει ότι δεν αποτελεί ποτέ περιορισμό για μέγιστο ρυθμό εκφόρτισης, ενώ οι Li-Ion έχουν τυπικά λίγο μεγαλύτερη, αλλά συνήθως δεν αποτελεί πρόβλημα στις εφαρμογές λειτουργίας τους.

Αυτοεκφόρτιση

Πρόκειται για ένα φαινόμενο που συμβαίνει σε όλες τις μπαταρίες, που καθορίζει τη “διάρκεια ζωής ραφίου” της μπαταρίας. Σε κάθε μπαταρία, ακόμα και να μη χρησιμοποιείται, παρατηρείται μια μείωση του SOC της με το πέρασμα του χρόνου, χωρίς να τροφοδοτεί κάποιο φορτίο και οφείλεται στις εσωτερικές λειτουργίες του κυττάρου. Γενικά, και σε αυτό τον τομέα, οι μπαταρίες ιόντων λιθίου έχουν το πλεονέκτημα, ενώ τα υπόλοιπα δύο είδη είναι αρκετά όμοια μεταξύ τους. Οι μπαταρίες Ni-Cd είναι κάπως καλύτερες από τις Ni-MH, αλλά αυτό μπορεί να εκλείψει με την εξέλιξη των τεχνολογιών τους. Είναι πάρα πολύ σημαντικό να σημειωθεί ότι ο ρυθμός αυτοεκφόρτισης είναι υψηλά εξαρτημένος από τη θερμοκρασία και αυξάνεται όσο αυξάνεται και αυτή. Ένα άλλο χαρακτηριστικό μη ευχάριστο (ειδικά σε μπαταρίες Ni-MH που χρησιμοποιούνται σε κινητά τηλέφωνα ή laptops) είναι ότι ο ρυθμός αυτοεκφόρτισης είναι υπερβολικά μη γραμμικός. Μια μπαταρία που μπορεί να χάσει το 30% της ενέργειας της σε ένα μήνα, μπορεί να χάσει μέχρι και 15-20% τις πρώτες 10-15 μέρες.

Χρόνος Φόρτισης

Ο τυπικός χρόνος φόρτισης της κάθε μπαταρίας, ανάλογα και με τις απαιτήσεις των καταναλωτών ποικίλει και εξαρτάται από το είδος της μπαταρίας, αλλά και το ρεύμα φόρτισης. Πολλά καταναλωτικά προϊόντα είναι διαθέσιμα στην αγορά με Ni-Cd μπαταρίες που φορτίζουν σε 10-15min, απαιτώντας πολύ δυναμικά και με ακρίβεια σχεδιασμένα κυκλώματα φόρτισης. Αυτή τη στιγμή, οι μόνες μπαταρίες που μπορούν να φορτιστούν σε 10 μόλις λεπτά είναι μερικές Ni-Cd υψηλού ρυθμού που είναι ειδικά σχεδιασμένες να αντέχουν τους κινδύνους και τις δυσκολίες της πολύ γρήγορης φόρτισης. Σε μερικές περιπτώσεις, η γρήγορη επαναφόρτιση μέσα σε ένα διάστημα 15 λεπτών αποτελεί αναγκαιότητα: για παράδειγμα, ασύρματα εργαλεία που εντάσσονται στην βιομηχανική αγορά θα είχαν σοβαρό μειονέκτημα αν χρειαζόντουσαν 1 ώρα να φορτιστούν, έναντι άλλων που φορτίζονται σε μόλις 15 λεπτά που διαρκεί ένα τυπικό διάλειμμα εν ώρα εργασίας. Οι μπαταρίες Ni-MH χρειάζονται τυπικά μια ώρα για γρήγορη φόρτιση ενώ τα κύτταρα Li-ion χαρακτηρίζονται από έναν ελάχιστο χρόνο 1-2 ώρες.

Κόστος

Οι μπαταρίες Ni-Cd προσφέρουν την καλύτερη αναλογία κόστους/απόδοσης από όλες τις υπόλοιπες επαναφορτιζόμενες μπαταρίες: είναι μια ώριμη τεχνολογία που παράγεται σε μεγάλο πλήθος από πολλούς διαφορετικούς κατασκευαστές. Ακόμα, πρόκειται για ένα προϊόν που συνεχίζει να βελτιώνεται όσον αφορά την απόδοσή του, κυρίως λόγω του ανταγωνισμού του με τις μπαταρίες Ni-MH. Σε προϊόντα χαμηλότερου κόστους, όπως παιχνίδια ή φακούς, οι μπαταρίες Ni-Cd παραμένουν ασυναγώνιστες γιατί πρόκειται για εφαρμογές που το επιπλέον κόστος μπαταρίας είναι πιο εμφανές στον καταναλωτή. Οι μπαταρίες Ιόντων-Λιθίου λόγω της υψηλής ενεργειακής τους πυκνότητας παραμένουν οι πιο ακριβές στη λίστα και εμφανίζονται μόνο για τροφοδότηση υψηλών φορτίων όπου η απόδοση είναι ο κυρίαρχος παράγων.

Αξιοπιστία

Όπως λένε οι κατασκευαστές αλλά και η κοινή λογική, ο κυριότερος λόγος καταστροφής ή βλάβης μιας μπαταρίας οφείλεται στην κακή χρήση. Όσον αφορά τις μπαταρίες Ni-Cd ή Ni-MH, η παρατεταμένη υπερφόρτιση υψηλού ρεύματος και η αντιστροφή πολικότητας των κυττάρων κατά τη διάρκεια της εκφόρτισης είναι οι κυριότεροι “δολοφόνοι” αυτού του είδους μπαταριών. Αντίθετα για τις μπαταρίες Li-Ion, το μεγαλύτερο πρόβλημα με αυτού του είδους τις μπαταρίες είναι η ευκολία να υποστεί βλάβες κατά τη χρήση. Η μπαταρία Ιόντων-λιθίου έχει τη δυνατότητα να μεταφέρει μεγάλη ποσότητα ενέργειας και σε συνδυασμό με την υψηλή σχετικά εσωτερική της αντίσταση μπορεί να μετατραπεί σε ένα επικίνδυνο προϊόν. Εάν το κύτταρο με κάποιο τρόπο βραχυκυκλωθεί, μπορεί να κάψει τον χρήστη και ενδεχομένως να εκραγεί. Οι κατασκευαστές χειρίζονται την απειλή έκρηξης και σχεδιάζουν την μπαταρία έτσι ώστε να “πεθάνει με τιμή” και οι πιθανότητες έκρηξης να είναι όσο το δυνατόν ελάχιστες. Πολύ σημαντικό επίσης είναι τα τερματικά σημεία της μπαταρίας να μην φτάσουν ποτέ στον έξω κόσμο αλλά να παραμένουν εσωτερικά καλά προστατευμένα. Ένας άλλος εύκολος τρόπος να καταστραφεί μια μπαταρία Li-Ion είναι η παράταιρη εκφόρτιση της. Η τάση ενός τέτοιου κελιού δεν πρέπει ποτέ να πέφτει κάτω από περίπου 2.4V αλλιώς θα πραγματοποιηθεί μια εσωτερική χημική αντίδραση που θα διαβρώσει τα ηλεκτρόδια και τα αποτελέσματα θα είναι μη αναστρέψιμα. Εάν συμβεί αυτό η χωρητικότητα του κελιού θα μηδενιστεί αμέσως και το κύτταρο θα καταστραφεί. Μια παρόμοια διαδικασία θα προκύψει εάν μια κυψέλη Li-Ion φορτιστεί σε πολύ υψηλή τάση. Γι'αυτό και δεν πρέπει ποτέ να φορτιστεί με συνεχές ρεύμα για παρατεταμένες περιόδους χωρίς να αποσυνδεθεί όταν βρεθεί σε κατάσταση πλήρους φόρτισης. Μετά την πλήρη φόρτιση, σταθερά ρεύματα ακόμα και μερικών mA μπορούν να προκαλέσουν σημαντικές βλάβες στο κελί.

Θερμοκρασία Λειτουργίας

Όλων των ειδών οι μπαταρίες είναι πολύ ευαίσθητες όσον αφορά τη θερμοκρασία υπό την οποία λειτουργούν ανάλογα και με τα χαρακτηριστικά φόρτισής τους και την χωρητικότητά τους. Οι περισσότεροι “καλώς σχεδιασμένοι” φορτιστές έχουν αισθητήρες για να κρατούν τη θερμοκρασία λειτουργίας στο προτεινόμενο διάστημα που ορίζει ο κατασκευαστής. Όσον αφορά τις Ni-Cd/Ni-

ΜΗ, οι κατασκευαστές προτείνουν λειτουργία στους 0-50 °C, με τους 50 βαθμούς να αποτελούν το μέγιστο επιτρεπόμενο όριο και τυπικά το περιορίζουν στους 10-40 σε κατάσταση γρήγορης φόρτισης. Η ιδανική θερμοκρασία λειτουργίας τους είναι οι 25 °C. Αντίθετα οι Li-Ion μπαταρίες έχουν ασφαλές διάστημα θερμοκρασίας λειτουργίας 0-45 °C. Η θερμοκρασία λειτουργίας κατά τη διάρκεια της εκφόρτισης προτείνεται από -20 έως 60 °C. Πρόκειται για μπαταρίες ανώτερες των προηγούμενων όσον αφορά τη σχέση απόδοσης-θερμοκρασίας λειτουργίας. Ακόμα, δεν υποφέρουν από σημαντικές απώλειες ενέργειας σε υψηλές θερμοκρασίες, αφού οι καμπύλες εκφόρτισης στους 20C και στους 60C είναι πρακτικά πανομοιότυπες. Υπάρχει μια αξιοσημείωτη μείωση της χωρητικότητας σε λειτουργία υπό χαμηλές θερμοκρασίες: στους 0 °C μεταφέρουν περίπου το 90% και στους -20C περίπου το 70% της ενέργειας που δύνανται να μεταφέρουν στους 20 °C λειτουργίας.[21]

Παρακάτω, παρουσιάζεται ένας συνοπτικός συγκριτικός πίνακας 4 από των πιο γνωστών τύπων μπαταριών, όσον αφορά όλα τα χαρακτηριστικά που αναλύσαμε παραπάνω.

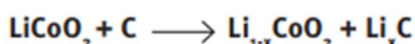
Specifications	Lead Acid	NiCd	NiMH	Li-ion ¹		
				Cobalt	Manganese	Phosphate
Specific energy (Wh/kg)	30–50	45–80	60–120	150–250	100–150	90–120
Internal resistance	Very Low	Very low	Low	Moderate	Low	Very low
Cycle life ² (80% DoD)	200–300	1,000 ³	300–500 ³	500–1,000	500–1,000	1,000–2,000
Charge time ⁴	8–16h	1–2h	2–4h	2–4h	1–2h	1–2h
Overcharge tolerance	High	Moderate	Low	Low. No trickle charge		
Self-discharge/month (room temp)	5%	20% ⁵	30% ⁵	<5% Protection circuit consumes 3%/month		
Cell voltage (nominal)	2V	1.2V ⁶	1.2V ⁶	3.6V ⁷	3.7V ⁷	3.2–3.3V
Charge cutoff voltage (V/cell)	2.40 Float 2.25	Full charge detection by voltage signature		4.20 typical Some go to higher V		3.60
Discharge cutoff voltage (V/cell, 1C)	1.75V	1.00V		2.50–3.00V		2.50V
Peak load current Best result	5C ⁸ 0.2C	20C 1C	5C 0.5C	2C <1C	>30C <10C	>30C <10C
Charge temperature	-20 to 50°C (-4 to 122°F)	0 to 45°C (32 to 113°F)		0 to 45°C ⁹ (32 to 113°F)		
Discharge temperature	-20 to 50°C (-4 to °F)	-20 to 65°C (-4 to 49°F)		-20 to 60°C (-4 to 140°F)		
Maintenance requirement	3–6 months ¹⁰ (topping chg.)	Full discharge every 90 days when in full use		Maintenance-free		
Safety requirements	Thermally stable	Thermally stable, fuse protection		Protection circuit mandatory ¹¹		
In use since	Late 1800s	1950	1990	1991	1996	1999
Toxicity	Very high	Very high	Low	Low		
Coulombic efficiency ¹²	~90%	~70% slow charge ~90% fast charge		99%		
Cost	Low	Moderate		High ¹³		

Εικόνα 4.5: Συγκριτικός Πίνακας Χαρακτηριστικών Στοιχείων Ηλεκτρικών Συσσωρευτών

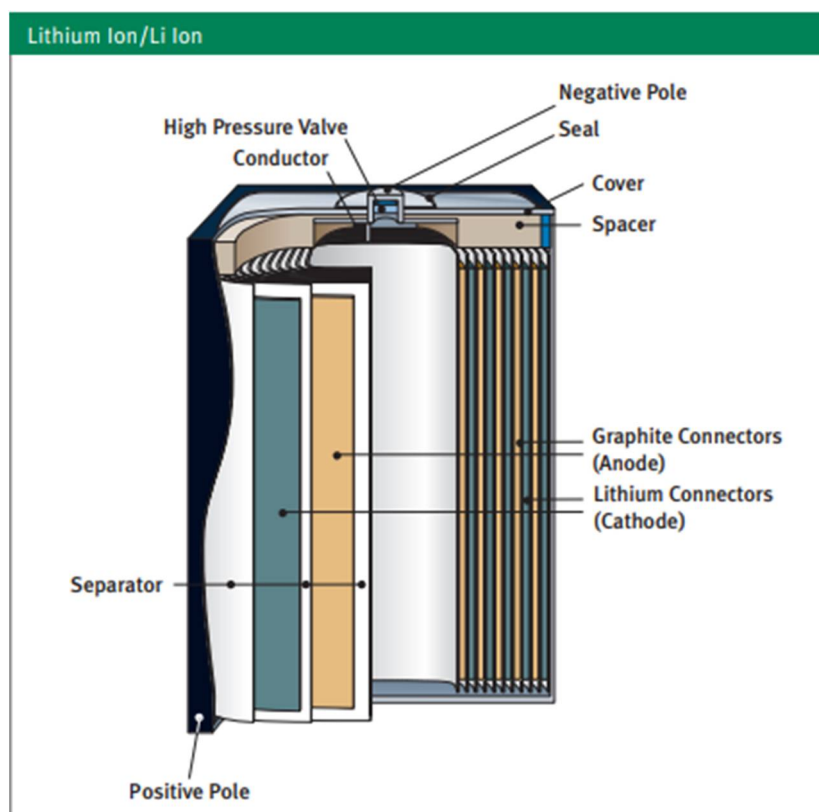
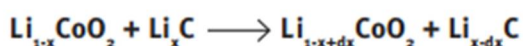
4.1.3 Μπαταρίες Li-Ion (Ιόντων Λιθίου)

Ενώ τα κύτταρα Li-Ion λειτουργούν και αυτά ως γαλβανικά κελιά, τα ενεργά υλικά δεν αντιδρούν χημικά. Αντί για χημική αντίδραση, τα ιόντα λιθίου ενσωματώνονται στο θετικό και στο αρνητικό ηλεκτρόδιο. Οι επαναφορτιζόμενες μπαταρίες Li-Ion δεν περιέχουν λίθιο στη μεταλλική του μορφή. Κατά την περίοδο της φόρτισης, τα ιόντα ουσιαστικά αντλούνται από το ένα ηλεκτρόδιο στο άλλο, ουσιαστικά ανταλλάσσονται μεταξύ του θετικού και του αρνητικού υλικού διασύνδεσης. Αυτό το σύστημα είναι μια ασφαλής εναλλακτική έναντι του γαλβανισμού του μεταλλικού λιθίου. Η κύρια εξίσωση αντίδρασης είναι:

Αρχική Φόρτιση



Η αντίστροφη αντίδραση συμβαίνει κατά την εκφόρτιση. Τα ιόντα λιθίου απελευθερώνονται από το αρνητικό υλικό και επιστρέφουν στο θετικό.



Εικόνα 4.6: Εσωτερική όψη μιας μπαταρίας Li-Ion

Πλεονεκτήματα

- Υψηλότερη ενεργειακή πυκνότητα έναντι άλλων επαναφορτιζόμενων, έως και 250-300 Wh/kg
- Χαμηλό βάρος
- Δυνατότητα παραγωγής υψηλής τάσης επιπέδου (το κάθε κύτταρο) 4V και άνω
- Βελτιωμένη ασφάλεια, δηλαδή πολύ μεγαλύτερη αντοχή σε υπερφόρτιση
- Καμία πιθανότητα σε διαρροές, από τη στιγμή που δεν υπάρχει υγρός ηλεκτρολύτης
- Υψηλός ρυθμός φόρτισης (μέχρι 5C) και εκφόρτισης (μέχρι 25C)

Μειονεκτήματα

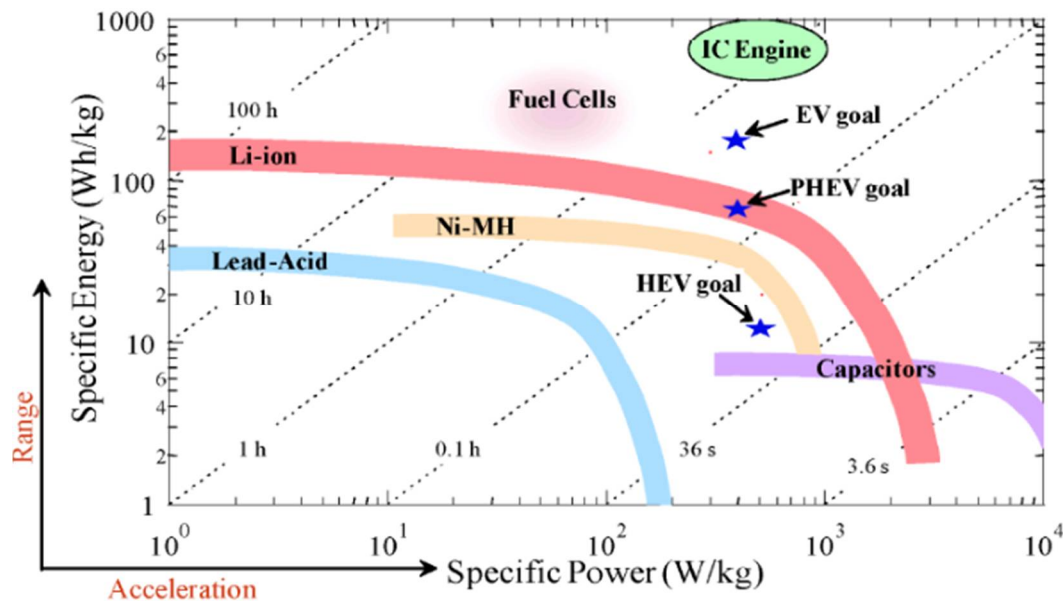
- Υψηλό κόστος
- Μη διαθεσιμότητα σε καθορισμένους τύπους κυττάρων

Εφαρμογές

- Χρήση σε φορητές συσκευές, όπως κινητά τηλέφωνα, laptops και tablets, ψηφιακές κάμερες, ηλεκτρονικά τσιγάρα, φακούς και ηλεκτρονικές κονσόλες
- Χρήση σε εργαλεία όπως ασύρματα τρυπάνια, λειαντικά, πριόνια και μια ποικιλία εργαλείων κήπου
- Χρήση σε πολλά υβριδικά ηλεκτρικά οχήματα λόγω του χαμηλού βάρους τους, όπως αυτοκίνητα, ποδήλατα, μηχανές, UAV, από υψηλής ποιότητας ηλεκτρικές αναπηρικές καρέκλες μέχρι και ραδιοελεγχόμενα μοντέλα αεροσκαφών
- Χρήση σε καρδιακούς βηματοδότες και άλλες εμφυτεύσιμες συσκευές
- Χρήση σε τηλεπικοινωνιακό εξοπλισμό, όργανα, φορητά ραδιόφωνα και τηλεοράσεις

Οι εφαρμογές τους λόγω των πολύ σημαντικών ενεργειακών τους χαρακτηριστικών ολοένα και αυξάνονται στη σύγχρονη εποχή.

Παρακάτω, παρατίθεται συγκριτικό διάγραμμα ειδικής ενέργειας-ειδικής ισχύος που παρουσιάζει τις ειδικές ενέργειες των μπαταριών με βάση το λίθιο, το νικέλιο και το μόλυβδο, σε σύγκριση και με άλλες συσκευές όπως πυκνωτές, κυψέλες καυσίμου, μηχανές εσωτερικής καύσης κ.α.



Εικόνα 4.7: Συγκριτικό διάγραμμα ειδικής ενέργειας-ισχύος fuel cell, ICE, ηλεκτρικών συσσωρευτών και Πυκνωτών

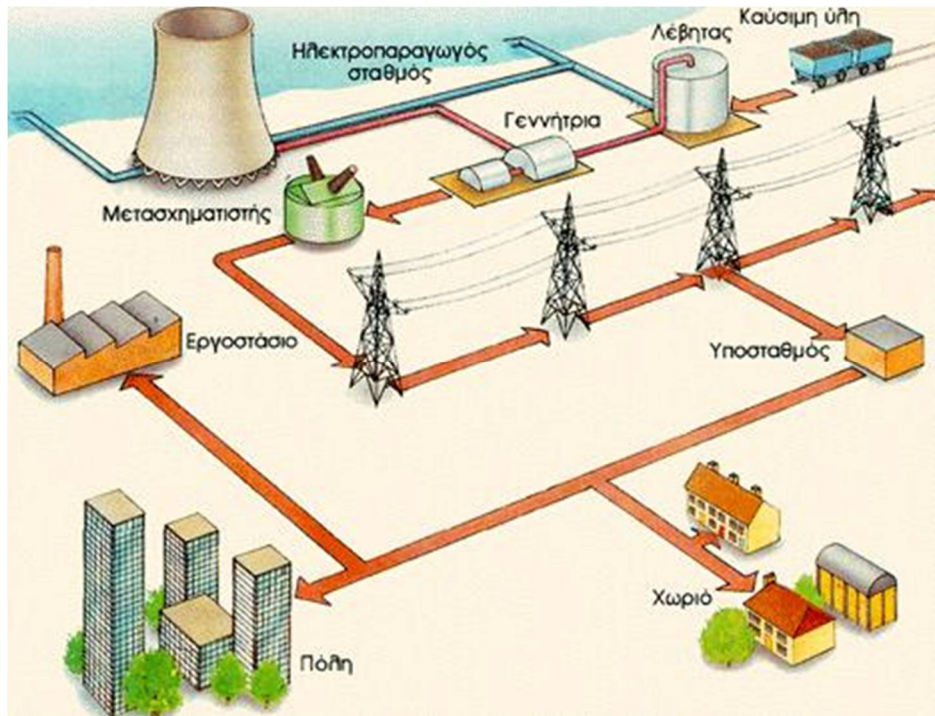
4.2 DC Μικροδίκτυα

4.2.1: Ηλεκτρικά Δίκτυα

Ηλεκτρικό δίκτυο είναι ένα διασυνδεδεμένο δίκτυο για τη μεταφορά ηλεκτρικής ενέργειας από τους παραγωγούς στους καταναλωτές. Συνιστάται από τρία μέρη:

- ➔ Παραγωγή Ηλεκτρικής Ενέργειας: Τα εργοστάσια παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας παράγουν ηλεκτρική ενέργεια, χρησιμοποιώντας ορυκτά καύσιμα (άνθρακα, φυσικό αέριο, βιομάζα) ή τον αέρα, το νερό, τα πυρηνικά καύσιμα και τον ήλιο.
- ➔ Μεταφορά Ηλεκτρικής Ενέργειας: Οι γραμμές μεταφοράς μεταφέρουν την ηλεκτρική ενέργεια από τα εργοστάσια στα κέντρα ζήτησης.
- ➔ Διανομή Ηλεκτρικής Ενέργειας: Η ενέργεια φτάνει στους υποσταθμούς, γίνεται υποβιβασμός τάσης με τη βοήθεια μετασχηματιστών και μεταφέρεται μέσω γραμμών διανομής. Με περαιτέρω υποβιβασμό τάσης, γίνεται κατάλληλη για χρήση από οικιακά δίκτυα.

Στην παρακάτω εικόνα παρουσιάζεται μια σχηματική αναπαράσταση του σύγχρονου ηλεκτρικού δικτύου:



Εικόνα 4.8: Σύγχρονο Ηλεκτρικό Δίκτυο

Ο τρόπος παραγωγής και διανομής της ηλεκτρικής ισχύος χωρίζεται κατά βάση στην κεντροποιημένη παραγωγή (παραδοσιακό δίκτυο) και στην κατανεμημένη ή αλλιώς διεσπαρμένη παραγωγή, που πρόκειται για ένα νέο τύπο ηλεκτρικού δικτύου, που γνωρίζει ολοένα και μεγαλύτερη άνθηση τη σύγχρονη εποχή με τη διεξόδωση και των ανανεώσιμων πηγών ενέργειας στο ενεργειακό ισοζύγιο και ίσως αποτελεί το ηλεκτρικό δίκτυο του μέλλοντος.

Κεντροποιημένη παραγωγή

Οι σταθμοί παραγωγής κατασκευάζονται παραδοσιακά κοντά σε πηγές πρώτων υλών, η αξιοποίηση των οποίων συνεπάγεται την παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας. Έτσι, απαντώνται συνήθως σε περιοχές πλούσιες σε φυσικούς πόρους ή σε υδροηλεκτρικά φράγματα, μακριά από κατοικημένες ζώνες, καθώς και όπου είναι δυνατή η εκμετάλλευση ανανεώσιμων πηγών ενέργειας υπό μεγάλη κλίμακα (όπως ένα φωτοβολταϊκό πάρκο). Συνήθως είναι ιδιαίτερα μεγάλοι σε μέγεθος και ισχύ, ενώ αποτελούνται από μία ή περισσότερες ξεχωριστές μονάδες. Η παραγόμενη ενέργεια από τους σταθμούς, πρέπει στη συνέχεια να μεταφερθεί προς τα σημεία κατανάλωσης. Ένα σύνολο μετασχηματιστών φροντίζει ώστε η μεταφορά να γίνει υπό υψηλή τάση (ανύψωση τάσης στα 400kV και 150kV), προς μείωση των απωλειών μεταφοράς. Έτσι το μεγαλύτερο μέρος της παραγόμενης ενέργειας φτάνει στην άλλη πλευρά του δικτύου, όπου βρίσκεται ένας υποσταθμός διανομής. Εκεί, υπό την παρουσία μετασχηματιστών, το επίπεδο τάσης μεταβάλλεται εκ νέου, προς τροφοδοσία του δικτύου διανομής και των τελικών καταναλωτών. Σημειώνεται, πως κάποιες βιομηχανικές μονάδες-

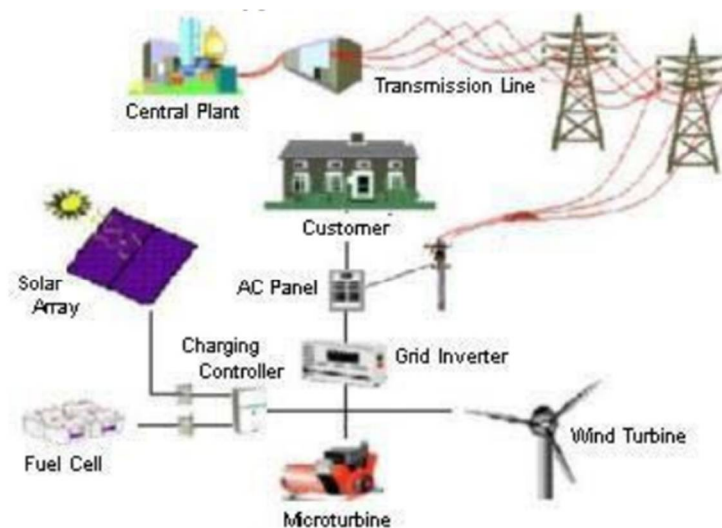
καταναλωτές μπορεί να συνδέονται απευθείας στο δίκτυο μεταφοράς (μέσης τάσης), υπό την παρουσία “ατομικών” διατάξεων υποβιβασμού τάσης.[22]

Διανεμημένη Παραγωγή

Ο όρος διανεμημένη παραγωγή (ΔΠ) ηλεκτρικής ενέργειας (ΗΕ) ή στα Αγγλικά Distributed Generation (DG), αναφέρεται στην παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας από πολλές, μικρές και διεσπαρμένες γεωγραφικά μονάδες παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας. Οι διαφορές τους από τις μεγάλες μονάδες παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας είναι:

- 1) Η ονομαστική ηλεκτρική ισχύς τους είναι πολύ μικρότερη από αυτή των μεγάλων μονάδων.
- 2) Η σύνδεση τους με το ηλεκτρικό δίκτυο μπορεί να γίνει στη μέση ή ακόμα και στη χαμηλή τάση-ΧΤ (20kV και 400V αντίστοιχα).
- 3) Η χωροθέτηση τους εξαρτάται συνήθως από την πρωτογενή μορφή ενέργειας που χρησιμοποιούν για να παράγουν ηλεκτρική ενέργεια. Για παράδειγμα, τα μικρά υδροηλεκτρικά εργοστάσια χωροθετούνται συνήθως σε ορεινούς όγκους με μεγάλες υψομετρικές διαφορές ή κατά μήκος της κοίτης μεγάλων ποταμών.
- 4) Μπορούν σε ορισμένες περιπτώσεις και σε ορισμένες χρονικές περιόδους να σταματήσουν να παρέχουν ηλεκτρική ενέργεια ή να μετατραπούν σε καταναλωτές ηλεκτρικής ενέργειας.

Η αυξανόμενη διείσδυση των ΑΠΕ στο ηλεκτρικό δίκτυο είναι και η κυριότερη αιτία ύπαρξης της διανεμημένης παραγωγής ΗΕ. Και αυτό γιατί οι Ανανεώσιμες Πηγές Ενέργειας εμφανίζουν κυρίως το τρίτο χαρακτηριστικό των μονάδων ΔΠ-ΗΕ που αναφέρθηκε παραπάνω: Μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας, με οικονομικά αποδοτικό τρόπο, σε συγκεκριμένες γεωγραφικές περιοχές, όπως η περίπτωση των ΥΗΣ ή των αιολικών πάρκων, τα οποία είναι δυνατόν να λειτουργήσουν αποδοτικά σε περιοχές με υψηλά αιολικά δυναμικά.[23] Παρακάτω, παρουσιάζεται ένα τυπικό ηλεκτρικό δίκτυο διεσπαρμένης παραγωγής:



Εικόνα 4.9: Ηλεκτρικό δίκτυο Διεσπαρμένης Παραγωγής

Πλεονεκτήματα Διεσπαρμένης Παραγωγής

- ➔ *Αισθητικά:* Βελτιώνει την εικόνα συστημάτων ανεξάρτητων από το δίκτυο εξαλείφοντας την ανάγκη για υπέργεια καλώδια.
- ➔ *Οικονομικά:* Οδηγεί σε μείωση του κόστους, μειώνοντας τη ζήτηση αιχμής σε μια εγκατάσταση και συνεπώς μειώνει τις χρεώσεις ζήτησης, ενώ προσφέρει πιο προβλέψιμο ενεργειακό κόστος (μικρότερο ρίσκο) εισάγοντας ανανεώσιμες πηγές ενέργειας.
- ➔ *Λειτουργικά:* Προσφέρει μεγαλύτερη αξιοπιστία και ποιότητα ισχύος, ειδικά σε περιοχές όπου οι διακυμάνσεις τάσης είναι συχνές ή όπου η ενέργεια που παρέχεται από το δίκτυο δεν είναι αξιόπιστη. Ακόμα, διευκολύνει βελτιώσεις στην απόδοση της όταν χρησιμοποιείται σε συνδυασμό με εξοπλισμό συμπαραγωγής, πχ θέρμανσης. Τέλος, προσφέρει ενέργεια σε απομακρυσμένες περιοχές όπου η επιλογή των παραδοσιακών γραμμών διανομής δεν είναι δυνατή. Τέτοιες περιοχές όπως πύργοι κεραιών, μικρά απομακρυσμένα χωριά ή πλατφόρμες άντλησης πετρελαίου στον ωκεανό βρίσκονται εκτός του ηλεκτρικού δικτύου και επωφελούνται από τη διασπαρμένη παραγωγή ως βασική πηγή ενέργειας.
- ➔ *Στην κατεύθυνση της παραγωγής:* Ανταποκρίνεται γρηγορότερα σε νέες απαιτήσεις ισχύος. Ένα από τα βασικά χαρακτηριστικά της διασπαρμένης παραγωγής είναι ότι οι αυξομειώσεις στην εγκατεστημένη ισχύ μπορούν να γίνουν με μικρές προσαυξήσεις, σε πλήρη συμφωνία με τη ζήτηση σε αντίθεση με την κατασκευή μεγάλων, κεντρικών εργοστασίων ενέργειας κατασκευασμένων για την κάλυψη μελλοντικής κυρίως και όχι τρέχουσας ζήτησης.
- ➔ *Ασφαλείας:* Ενδυναμώνει την ενεργειακή ασφάλεια–εφεδρική ενέργεια.
- ➔ *Στην κατεύθυνση της αειφόρου ανάπτυξης:* Προσφέρει καθαρότερη, πιο αθόρυβη λειτουργία και μειώνει τις εκπομπές για κάποιες τεχνολογίες (π.χ. τεχνολογίες που εκμεταλλεύονται την ηλιακή ενέργεια και τον άνεμο και κυψέλες καυσίμου).

Μειονεκτήματα-Εμπόδια

Παρόλα αυτά όμως η διεσπαρμένη παραγωγή έχει και κάποιες επιδράσεις που πρέπει να ληφθούν σοβαρά υπόψιν κατά τη διεξόδυσή της στα ηλεκτρικά δίκτυα για την αντιμετώπισή τους και την ομαλή ενσωμάτωση της στο ήδη υπάρχον ηλεκτρικό δίκτυο.

Τα θέματα τα οποία έρχονται στο προσκήνιο είναι:

- ➔ Αλλαγές στο επίπεδο της τάσης των δικτύων
- ➔ Επίδραση στην ποιότητα της παραγόμενης ισχύος
- ➔ Μεταβολή των ρευμάτων από σφάλματα του δικτύου-αλλαγή του επιπέδου βραχυκύκλωσης.
- ➔ Τροποποίηση των μηχανισμών προστασίας του δικτύου.
- ➔ Αύξηση των παραγόμενων αρμονικών στο δίκτυο από τους ηλεκτρονικούς μετατροπείς ισχύος.
- ➔ Επιπτώσεις στην ευστάθεια του συστήματος [24]

4.2.2 Έξυπνα Ηλεκτρικά Δίκτυα

Πρόκειται για μια εκσυγχρονισμένη μορφή των παραδοσιακών ηλεκτρικών δικτύων. Υπάρχουν πολλοί ορισμοί για τον όρο Ευφυές Ηλεκτρικό Δίκτυο–Smart Grid, ορισμένοι από τους οποίους επικεντρώνονται στα λειτουργικά χαρακτηριστικά, άλλοι στα τεχνικά και άλλοι στα οφέλη που προκύπτουν από την υλοποίησή του.

Το Υπουργείο Ενέργειας των ΗΠΑ (U.S. Department of Energy) αναφέρει: “Ως ΗΕΔ (ηλεκτρικό έξυπνο δίκτυο) ορίζεται το σύνολο των τεχνολογιών που εκσυγχρονίζουν το παραδοσιακό ΣΗΕ. Οι τεχνολογίες αυτές χαρακτηρίζονται από τον απομακρυσμένο έλεγχο, τον αυτοματισμό και την αμφίδρομη επικοινωνία μεταξύ καταναλωτή και παρόχου ΗΕ, με ενσωμάτωση υπολογιστικών συστημάτων. Τα ΗΕΔ εφαρμόζονται σε επίπεδο παραγωγής ΗΕ και φθάνουν μέχρι το επίπεδο καταναλωτή και στόχος τους είναι η αποδοτικότητα και η αξιοπιστία του ηλεκτρικού δικτύου. Ο όρος “έξυπνο ηλεκτρικό δίκτυο” αναφέρεται στον εκσυγχρονισμό του ΣΗΕ ώστε να παρακολουθεί, να προστατεύει και αυτόματα να βελτιστοποιεί τη λειτουργία των διασυνδεδεμένων στοιχείων του από τη συγκεντρωτική και διεσπαρμένη παραγωγή μέσω του δικτύου μεταφοράς και διανομής, μέχρι τους βιομηχανικούς καταναλωτές, τα αυτοματοποιημένα συστήματα διαχείρισης κτιρίων, τα συστήματα αποθήκευσης ενέργειας και τους τελικούς καταναλωτές, συμπεριλαμβάνοντας τα ηλεκτρικά οχήματα και τις οικιακές συσκευές.”

Το κοινό χαρακτηριστικό που περιλαμβάνεται σε όλους ορισμούς του ΗΕΔ είναι η ενσωμάτωση τεχνολογιών πληροφορικής και επικοινωνιών στα συστήματα ΗΕ (ηλεκτρικής ενέργειας). Ικανή και αναγκαία συνθήκη για το χαρακτηρισμό ενός ΗΔ ως “Ευφυσός” είναι η ύπαρξη ενός πολύ-επίπεδου στρώματος επικοινωνιών (communications layer), παράλληλα με το ενεργειακό στρώμα παραγωγής-μεταφοράς-διανομής και κατανάλωσης ΗΕ (power layer). Η συλλογή, η μεταφορά και η διαχείριση των ψηφιακών δεδομένων που αφορούν το ΗΔ απαιτεί τηλεπικοινωνιακή υποδομή και κέντρα διαχείρισης του μεγάλου όγκου πληροφοριών. Η ύπαρξη αποδοτικής τηλεπικοινωνιακής υποδομής είναι μείζουσα σημασία για την αποδοτική εποπτεία και τον έλεγχο του συστήματος ΗΕ.



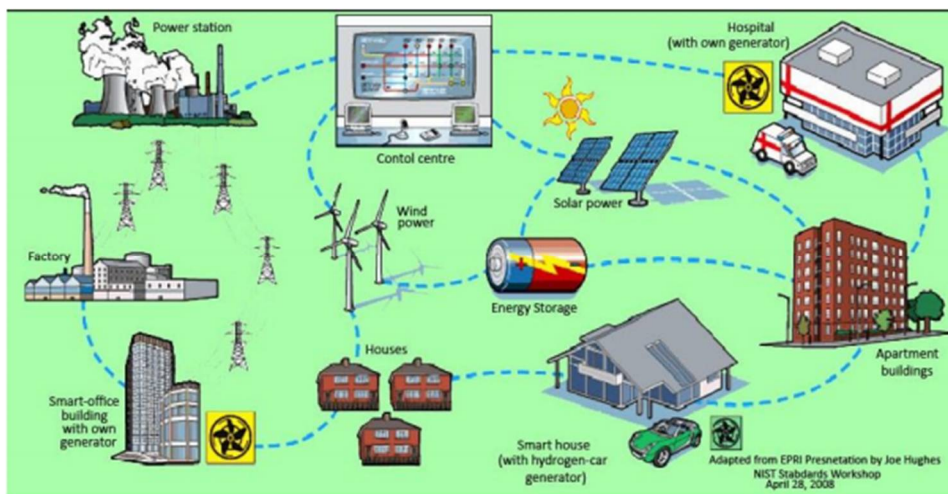
Εικόνα 4.10: Η έννοια του Smart Grid

Τα σημαντικότερα χαρακτηριστικά ενός ΗΕΔ:

- Η αμφίδρομη ροή πληροφορίας περί της ΗΕ καθώς και η διαχείριση της πληροφορίας αυτής σχεδόν σε πραγματικό χρόνο (near-real time), από τη στιγμή που στο ΗΕΔ παράγεται διαρκώς σημαντικός όγκος πληροφοριών, άμεσα αξιοποιήσιμος από το διαχειριστή του ΣΜ, το διαχειριστή των ΔΔ, αλλά και τους παραγωγούς, προμηθευτές και καταναλωτές ΗΕ.[25]

- Η αυτόματη αποκατάσταση βλαβών και η δυνατότητα αυτοϊάσης (self healing) που την επιτυγχάνει με τη χρήση εξελιγμένων αισθητήρων (sensors) και ευφύων ηλεκτρικών συσκευών (IEDs).
- Η βέλτιστη αξιοποίηση του συστήματος ηλεκτρικής ενέργειας
- Η υψηλή διείσδυση ΑΠΕ στο μείγμα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας
- Ευέλικτη τιμολόγηση μέσω ενσωμάτωσης έξυπνων μετρητών

Παρακάτω παρουσιάζεται ένα τυπικό ευφύες ηλεκτρικό δίκτυο.



Εικόνα 4.11: Ένα έξυπνο ηλεκτρικό δίκτυο

4.2.3 DC μικροδίκτυα

Μικροδίκτυα

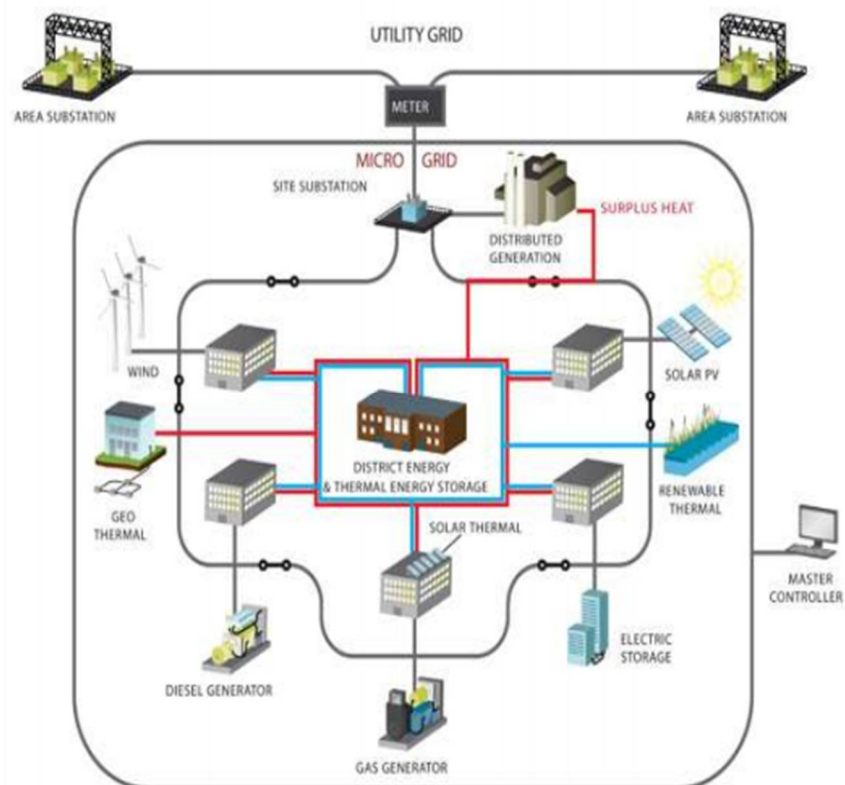
Στον ορισμό του μικροδικτύου δεν υπάρχει καθολικά αποδεκτό ελάχιστο ή μέγιστο μέγεθος. Τα μικροδίκτυα ορίζονται από τη λειτουργία τους, όχι από το μέγεθός τους. Αν και η αρχιτεκτονική και το μέγεθος ενός μικροδικτύου μπορεί να ποικίλει ευρέως, συνήθως θεωρείται ότι είναι ένα μικρό μέρος ενός μέσου δικτύου διανομής χαμηλής τάσης ή ένα μέρος που τροφοδοτείται από τοπικές πηγές. Το μέγεθος ενός μικροδικτύου εξαρτάται βασικά από την μέγιστη ισχύ που απαιτείται από τα φορτία, τα οποία θα καθορίζουν την ελάχιστη ισχύ αιχμής που πρέπει να παρέχεται από τα συστήματα παραγωγής και αποθήκευσης, καθώς και το ποσό της διαθέσιμης παραγωγής ή και αποθηκευμένης ενέργειας που θα παρέχει την απαιτούμενη αυτονομία στο μικροδίκτυο.

Μπορεί να λειτουργήσει είτε σε λειτουργία “συνδεδεμένος στο δίκτυο” είτε σε “islanded λειτουργία”, δηλαδή να μην έχει κανένα σημείο σύνδεσης με το κυρίως δίκτυο είτε επειδή έχει

επιλεγεί να λειτουργεί αυτόνομα για να παρέχει στις καταναλώσεις του αξιόπιστη και υψηλής ποιότητας ισχύ είτε γιατί έχει οδηγηθεί σε αυτόνομη λειτουργία από κάποια διαταραχή του δικτύου (αποσύνδεση), διακοπή από το κεντρικό πλέγμα ή λόγω οικονομικών λόγων.

Το μικροδίκτυο είναι ένα τοπικό δίκτυο ενέργειας, που προσφέρει η ενοποίηση των καταναλωμένων ενεργειακών πόρων (DER) με τοπικά ελαστικά φορτία, τα οποία μπορούν να λειτουργήσουν παράλληλα με το δίκτυο ή σε islanded λειτουργία παρέχοντας υψηλή αξιοπιστία και αντοχή ακόμα και σε διαταραχές του δικτύου. Αυτό το προηγμένο, ολοκληρωμένο σύστημα διανομής καλύπτει την ανάγκη για εφαρμογή σε απομακρυσμένες περιοχές με περιορισμούς ηλεκτρικής παροχής.[26]

Παρακάτω παρουσιάζεται η τυπική δομή ενός μικροδικτύου.



Εικόνα 4.12: Ένα τυπικό ηλεκτρικό μικροδίκτυο

DC μικροδίκτυα

Ένα μικροδίκτυο μπορεί να σχεδιαστεί έτσι ώστε είτε να υποστηρίζει εναλλασσόμενο ρεύμα Ε.Ρ. (AC μικροδίκτυο) είτε συνεχές ρεύμα Σ.Ρ. (DC μικροδίκτυο).

Το DC μικροδίκτυο είναι ένα σύστημα ισχύος, το οποίο έχει αναθερμανθεί το τελευταίο διάστημα μέσα στα πλαίσια της διανομής με συνεχές ρεύμα. Το DC μικροδίκτυο μπορεί να παρέχει υψηλής ποιότητας ισχύ υποστηρίζοντας συνεχές ρεύμα.

Η λειτουργία των σημερινών καταναλωτικών εξοπλισμών και της μελλοντικής διανεμημένης ανανεώσιμης ενέργειας απαιτεί να μελετηθούν διάφορα εναλλακτικά συστήματα παραγωγής

ενέργειας. Με την έννοια του έξυπνου δικτύου, τα DC δίκτυα χαμηλής τάσης, όπως αυτά που χρησιμοποιούνται για τη βιομηχανική τροφοδοσία και τα εμπορικά κτίρια αυξάνονται καθημερινά. Στο μέλλον, το σύστημα διανομής DC θα γίνει ένας εναλλακτικός τρόπος για να τροφοδοτεί όλες τις ηλεκτρικές συσκευές που συνδέονται με ένα σύστημα ζυγών συνεχούς τάσης και βέλτιστα να ελέγχεται από ένα σύστημα ενεργειακής διαχείρισης. Ως παράδειγμα, τα φωτοβολταϊκά συστήματα έχουν μια εξαιρετικά αρθρωτική δομή με πολλές πιθανές διαθέσιμες διαμορφώσεις στις οποίες μπορεί να συνδεθεί ο μετατροπέας του φωτοβολταϊκού στοιχείου. Οι διαμορφώσεις που προκύπτουν ορίζονται ως κεντρικός μετατροπέας ή αντιστροφείας σειράς. Με αυτόν τον τρόπο, οι μονάδες παραγωγής DC και οι συσκευές αποθήκευσης ενέργειας παράγουν το συνεχές ρεύμα που εύκολα μπορεί να συνδεθεί με το DC ζυγό (DC Bus link). Μια συσκευή μπορεί επίσης να φορτιστεί και να εκφορτιστεί από το δίκτυο και τα φορτία που είναι συνδεδεμένα. Στην περίπτωση αυτή, οι μονάδες παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας εναλλασσόμενου ρεύματος χρειάζονται ένα μετατροπέα ρεύματος AC/DC για τη σύνδεση τους με το δίκτυο χαμηλής τάσης συνεχούς ρεύματος. (Για τους μετατροπείς, δηλαδή τα ηλεκτρονικά ισχύος του DC μικροδικτύου, θα αναφερθούμε εκτενέστερα στο επόμενο κεφάλαιο). Οι μονάδες παραγωγής AC (πχ ανεμογεννήτριες) για τη σύνδεση τους με το δίκτυο DC χρειάζονται μετατροπείς, ενώ οι μονάδες παραγωγής DC συνδέονται άμεσα.

Πλεονεκτήματα DC μικροδικτύων

Γενικά, οι λόγοι για την ανάπτυξη των DC μικροδικτύων έχουν να κάνουν με τα πλεονεκτήματα που αυτά παρουσιάζουν σε σχέση με τα παραδοσιακά δίκτυα διανομής και με τις σύγχρονες τάσεις στην διανομή ηλεκτρικής ενέργειας και σχετίζονται με τα πλεονεκτήματα που προσφέρει η χρήση DC ρεύματος έναντι του AC. Συγκεκριμένα, οι λόγοι αυτοί είναι οι εξής :

1) Λόγω της αύξησης της ζήτησης, το υπάρχον σύστημα διανομής βρίσκεται κοντά στο σημείο στο οποίο αυτό δεν θα μπορεί πλέον να ανταποκριθεί στη ζήτηση αυτή. Συνεπώς, είναι επιθυμητές, η αύξηση της ποιότητας ισχύος (quality of power) και της απόδοσης (efficiency) του συστήματος. Το συνεχές ρεύμα ρέει μόνο σε ωμικές αντιστάσεις έχοντας παράγων ισχύος μόνιμα 1 ενώ το εναλλασσόμενο αντίθετα έχει παράγων ισχύος που μεταβάλλεται μεταξύ 0 και 1, παράγεται κυρίως από AC γεννήτριες και ρέει μέσω επαγωγικών αντιδράσεων. Ακόμα, η μετατροπή από το AC στο DC εισάγει αρμονικές, οι οποίες δημιουργούν θέματα ποιότητας ισχύος.

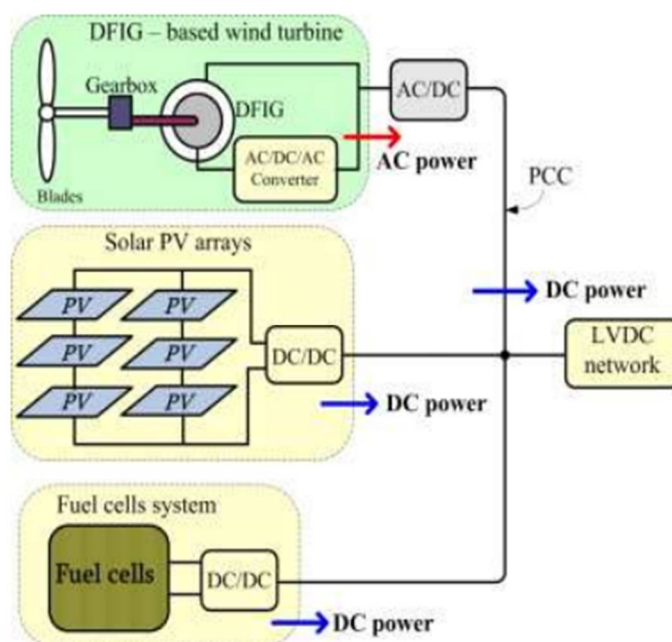
2) Με τη χρήση τους, είναι δυνατή η αύξηση της μεταφερόμενης ισχύος από το δίκτυο διανομής διότι η χρήση συνεχούς τάσης καθιστά δυνατή την επιλογή ενός μεγαλύτερου, σε σχέση με τα αντίστοιχα συστήματα AC επιπέδου τάσης. Ακόμα, όλη η μεταφερόμενη ισχύς είναι ενεργός, έτσι περισσότερη ισχύς μπορεί να μεταφερθεί με τα ίδια καλώδια. [protecting the last mile] Στα DC συστήματα, οι αυτεπαγωγές και αλληλεπαγωγές δεν έχουν καμία επίδραση κατά την κανονική λειτουργία και έτσι η άεργος συνιστώσα του ρεύματος, η οποία αυξάνει το πλάτος του ρεύματος καταλήγοντας σε μεγαλύτερες απώλειες, δεν υφίσταται. Επιπλέον, το επιδερμικό φαινόμενο, το οποίο προκαλείται από αντιτιθέμενα ρεύματα περιδίνησης, τα οποία επάγονται από τα εναλλασσόμενα μαγνητικά πεδία που δημιουργούν τα AC ρεύματα, φαινόμενο το οποίο αυξάνει την αντίσταση των καλωδίων στα AC δίκτυα, δεν υφίσταται όταν γίνεται χρήση DC μεγεθών.

3) Τα LVDC συστήματα δίνουν τη δυνατότητα να χρησιμοποιηθούν μικρότερα καλώδια με χαμηλότερα κόστη, μειώνοντας καταυτόν τον τρόπο τον περιβαλλοντικό αντίκτυπο της παραγωγής και της μεταφοράς ενέργειας. Η διατομή των καλωδίων είναι δυνατόν να μειωθεί κατά περίπου 20% σε κάθε αγωγό, όταν το καλώδιο χρησιμοποιείται για να παρέχει ισχύ από ένα DC δίκτυο, αντί από ένα AC. Επίσης, ο αριθμός των αγωγών κάθε καλωδίου DC αναμένεται να είναι μικρότερος από τον αντίστοιχο σε AC.

4) Είναι δυνατή η μείωση της έκτασης του δικτύου μέσης τάσης, αφού το δίκτυο χαμηλής τάσης θα είναι ικανό για τη μεταφορά μεγαλύτερης ποσότητας ισχύος.

5) Καθιστούν ευκολότερη τη σύνδεση διεσπαρμένων παραγωγών και αποθηκευτικών μέσων ηλεκτρικής ενέργειας, σε σύγκριση με τα παραδοσιακά συστήματα χαμηλής τάσης. Οι περισσότερες συσκευές μικροπαραγωγής, όπως τα φωτοβολταϊκά, και αποθήκευσης ενέργειας, όπως οι μπαταρίες και οι υπερπυκνωτές παράγουν DC εξόδους ή απαιτούν ένα ενδιάμεσο στάδιο DC. Αυτές οι οικολογικές πηγές ενέργειας μπορούν να συνδεθούν μέσω μετατροπέων DC/DC ή απευθείας στο LVDC δίκτυο, αποφεύγοντας την ενεργειακή απώλεια (η οποία είναι τυπικά 7-15% για την μετατροπή από DC σε AC) εξαιτίας της μετατροπής σε AC. Για παράδειγμα, η σύνδεση μικροπαραγωγής μεταβλητών στροφών, όπως ανεμογεννήτριες και τουρμπίνες μικροκαυσίμου σε ένα LVDC δίκτυο θα μειώσει τα στάδια μετατροπής κατά ένα. Επίσης, η σύνδεση πολλαπλών πηγών εν παραλλήλω είναι ευκολότερη στα DC παρά στα AC συστήματα, διότι δεν απαιτείται συγχρονισμός συχνότητας προκειμένου να επιτευχθεί η σύνδεση.

6) Επιπλέον, ένα LVDC δίκτυο είναι πιο κατάλληλο για τη σύνδεση μεγάλου αριθμού συσκευών που καταναλώνουν DC. Τα οικιακά ηλεκτρονικά φορτία, τα οποία εσωτερικά τροφοδοτούνται από DC κυριαρχούν σήμερα περισσότερο από τα AC φορτία. Ηλεκτρονικά φορτία όπως υπολογιστές, λαμπτήρες φθορισμού, τηλεοράσεις και άλλα, χρησιμοποιούν ανορθωτές γέφυρας για να παραλάβουν DC από το AC ρεύμα.[27]



Εικόνα 4.13: Τυπική διαμόρφωση μονάδων παραγωγής για σύνδεση με δίκτυο συνεχής τάσης

4.2.4 DC μικροδίκτυα και UAV

Η δεκαετία που διανύουμε αποτελεί μία εποχή καινοτομίας στον τομέα της κατασκευής μη επανδρωμένων αεροσκαφών. Στα MALE UAV παρατηρείται σταδιακή μετάβαση από το τριφασικό 115V AC σύστημα διανομής σε 270V DC προς εκμετάλλευση των βασικών πλεονεκτημάτων που συνεπάγεται η μεταφορά ηλεκτρικής ενέργειας υπό DC μορφή. Η μείωση του αριθμού των απαιτούμενων μετατροπέων ισχύος, πέραν της αύξησης της απόδοσης του συστήματος οδηγεί επιπλέον σε μείωση του βάρους και του όγκου του δικτύου, δύο ιδιαίτερα σημαντικούς παράγοντες στον τομέα της αεροπλοΐας. Η DC διανομή διευκολύνει επίσης την παράλληλη λειτουργία πολλαπλών γεννητριών-πηγών παραγωγής και τη σύνδεσή τους σε ένα κεντρικό ζυγό DC αυξάνοντας ακόμα περισσότερο τη συνολική απόδοση του συστήματος και μειώνοντας το συνολικό κόστος κατασκευής.

Κατά τη μεταφορά DC ενέργειας υπό υψηλό δυναμικό υπάρχει πάντα ο κίνδυνος εμφάνισης ηλεκτρικών σφαλμάτων, με τα ρεύματα σφάλματος να λαμβάνουν ιδιαίτερα υψηλές τιμές. Η έλλειψη τεχνογνωσίας σχετικά με αξιόπιστες συσκευές προστασίας από τα φαινόμενα αυτά αντισταθμίζει ως ένα βαθμό τα πλεονεκτήματα που αναφέρθησαν, ενώ αποτελεί σημαντικό εμπόδιο για την ευρύτερη υιοθέτηση DC μικροδικτύων σε ηλεκτρικά συστήματα αεροσκαφών. Σε UAV μικρότερου μεγέθους, ο περιορισμός αυτός δεν υφίσταται, καθώς η dc διανομή μπορεί να γίνει υπό χαμηλότερη τάση (48V DC) όπως θα επιλέξουμε και μείς στην παρούσα εργασία, εφόσον αυτό δε συνεπάγεται σημαντικές θερμικές απώλειες μεταφοράς. Ακόμα, το DC σύστημα διανομής ενός UAV είναι ιδιαίτερα απλό, και αποτελεί πάντα μία ενιαία οντότητα. [22]

4.3: Ηλεκτρονικά Ισχύος

4.3.1 Εισαγωγή στα Ηλεκτρονικά Ισχύος

Ορισμός

Με τον όρο “ηλεκτρονικά ισχύος” περιγράφεται μια ποικιλία εφαρμογών ημιαγωγικών στοιχείων για τον έλεγχο και τη μετατροπή της ηλεκτρικής ισχύος. Στην ουσία, πρόκειται για ηλεκτρονικά συστήματα τα οποία διαχειρίζονται την ηλεκτρική ισχύ και μετατρέπουν την τάση, την ένταση και την κυματομορφή του ρεύματος κατά τρόπο, ώστε να μπορεί να αξιοποιηθεί από τα συστήματα παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας για τη μεταφορά, τη διανομή, την αποθήκευση και την κατανάλωση ηλεκτρικής ενέργειας.

Σπουδαιότητα

Οι μετατροπές αυτές επιτυγχάνονται με τη βοήθεια ηλεκτρονικών διατάξεων οι οποίες χρησιμοποιούν ηλεκτρονικούς διακόπτες, όπως τρανζίστορ ισχύος, διόδους ισχύος, θυρίστορς,

MOSFET ισχύος κ.α. Ο αντικειμενικός στόχος των ηλεκτρονικών ισχύος είναι να αντιστοιχίζουν τις δυνατότητες του συστήματος παραγωγής ισχύος στις απαιτήσεις της κατανάλωσης για την ποιότητα και την ποσότητα της ενέργειας κατά το βέλτιστο τρόπο. Αποτελούν αναπόσπαστο τμήμα των συστημάτων ΑΠΕ (Ανανεώσιμων Πηγών Ενέργειας) και αποτελούν το ενδιάμεσο τμήμα ανάμεσα στα συστήματα παραγωγής ισχύος (πχ Φωτοβολταϊκά, Ανεμογεννήτριες κλπ) και τους καταναλωτές ηλεκτρικής ενέργειας. Ακόμα, έχουν ιδιαίτερα πλεονεκτήματα σε σχέση με παλαιότερες ηλεκτρομηχανικής λογικής (πχ σύστημα Ward-Leonard) καθώς έχουν μικρότερο όγκο, βάρος και κόστος, υψηλότερη απόδοση, ακρίβεια και ταχύτητα ελέγχου και τέλος, μικρότερες απαιτήσεις συντήρησης.

Μειονεκτήματα

Από την άλλη παρουσιάζουν και συγκεκριμένα μειονεκτήματα με το κυριότερο να αποτελεί η εισαγωγή ανώτερων αρμονικών, πράγμα το οποίο μπορεί να συντελέσει σε ποικίλα αρνητικά αποτελέσματα όπως αύξηση απωλειών, αύξηση άεργου ισχύος, ηλεκτρομαγνητικές παρεμβολές κα). Για την απομάκρυνσή των αρμονικών και γενικά για την όσο το δυνατόν καλύτερη λειτουργία των μετατροπέων ισχύος, χρησιμοποιούνται φίλτρα (ενεργητικά ή παθητικά) τα οποία συνδέονται στην είσοδο ή στην έξοδο τους και αποτελούν σημαντικό μέτρο αξιολόγησης.

Κατηγοριοποίηση

Όσον αφορά τις μετατροπές, τα ηλεκτρονικά συστήματα ισχύος χωρίζονται στις εξής κατηγορίες:

- Μετατροπή συνεχούς ρεύματος σε συνεχές, διαφορετικής τάσης και έντασης (Μετατροπείς DC-DC)
 - Μετατροπή εναλλασσόμενου σε συνεχές (Μετατροπείς AC-DC ή ανορθωτικές διατάξεις)
 - Μετατροπή του εναλλασσόμενου σε εναλλασσόμενο ρεύμα διαφορετικού πλάτους (Ρυθμιστής AC-AC ή μετασχηματιστές)
 - Μετατροπή του συνεχούς σε εναλλασσόμενο ρεύμα (Μετατροπείς DC-AC ή αντιστροφείς)
- [28]

4.3.2 Μετατροπείς AC-DC

Οι AC-DC μετατροπείς ονομάζονται και ανορθωτές και χωρίζονται σε δύο βασικές κατηγορίες: τους μη ελεγχόμενους ανορθωτές ή αλλιώς ανορθωτές διόδων και τους ελεγχόμενους ανορθωτές ή αλλιώς, ανορθωτές με θυρίστορ. Επιπλέον, σε κάθε περίπτωση μπορούμε να έχουμε είτε ημιανόρθωση είτε πλήρη ανόρθωση. Παλαιότερα, οι ανορθωτές με θυρίστορ χρησιμοποιούνταν ευρέως για τον έλεγχο των DC μηχανών. Πλέον, προτιμάται η χρήση άλλων ημιαγωγικών στοιχείων για εφαρμογές μικρής ισχύος, ενώ η χρήση ανορθωτών με θυρίστορ παραμένει σε μεγάλες

βιομηχανικές κινητήριες διατάξεις, ειδικές εφαρμογές όπως οι επιταχυντές σωματιδίων, ενώ χρησιμοποιούνται σε μεγάλο βαθμό για τις απαραίτητες ανορθώσεις σε συστήματα HVDC. Οι κυριότεροι ανορθωτές είναι ο ανορθωτής ενός παλμού με ωμικό ή ωμικό-επαγωγικό φορτίο με ή χωρίς δίοδο ελεύθερης διέλευσης, ο ανορθωτής 2 παλμών και ο ανορθωτής 4 παλμών.

4.3.3 Μετατροπές AC-AC

Η συγκεκριμένη κατηγορία μετατροπών χωρίζεται σε δύο υποκατηγορίες: τους AC ρυθμιστές (ή ελεγκτές) που μεταβάλλουν μόνο την ενεργό τιμή της τάσης και τους κυκλομετατροπείς που μεταβάλλουν και τη συχνότητα. Οι συνηθέστερες εφαρμογές στις οποίες απαντώνται είναι οι ηλεκτρονικοί διακόπτες (διακόπτες στερεάς κατάστασης), στον έλεγχο και την ομαλή εκκίνηση AC κινητήρων, σε ροοστάτες και σε λειτουργίες αντιστάθμισης.

Το απλούστερο κύκλωμα ενός AC ρυθμιστή αποτελείται από δύο θυρίστορ συνδεδεμένα αντιπαράλληλα. Το πρώτο θυρίστορ λαμβάνει παλμό στη θετική ημιπερίοδο και το δεύτερο στην αρνητική και οι δύο παλμοί απέχουν μεταξύ τους διάστημα που αντιστοιχεί σε γωνία 180° . Άλλοι AC-AC μετατροπείς είναι ο τριφασικός AC ρυθμιστής, ο μονοφασικός και ο τριφασικός κυκλομετατροπέας.

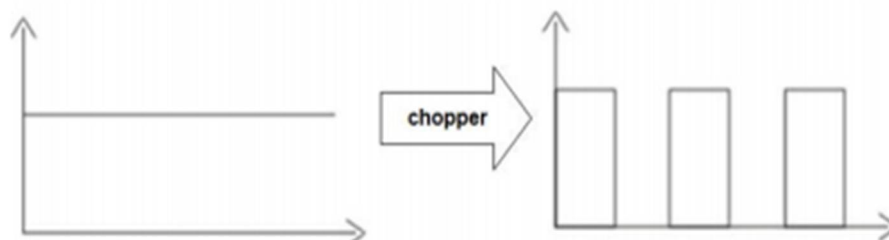
4.3.4 Μετατροπές DC-AC

Οι DC-AC μετατροπείς καλούνται και αντιστροφείς (inverters). Ένας τέτοιος μετατροπέας μπορεί να τροφοδοτείται είτε από μια πηγή τάσης είτε από μια πηγή ρεύματος. Οι πρώτοι δέχονται μία DC τάση στην είσοδο, ενώ οι δεύτεροι ένα DC ρεύμα. Οι αντιστροφείς ελεγχόμενοι από ρεύμα έχουν ακόμα περιορισμένη εφαρμογή έναντι των αντιστροφέων που ελέγχονται από τάση. Τα τρία βασικά είδη αντιστροφέων είναι οι αντιστροφείς ημιγέφυρας, πλήρους γέφυρας και οι push-pull αντιστροφείς. Η ιδανική λειτουργία ενός αντιστροφέα είναι η μετατροπή μιας σταθερής DC τάσης σε AC τάση αμιγώς ημιτονοειδούς μορφής. Πρακτικά, το ζητούμενο είναι η προσέγγιση της ημιτονοειδούς μορφής (καλύτερη προσέγγιση απαιτεί αύξηση κόστους και γενικά είναι περισσότερο αναγκαία όσο η ισχύς ανεβαίνει. Για χαμηλές ισχύες μπορεί να γίνει δεκτή ακόμα και τετραγωνική AC τάση εξόδου.

4.3.5 Μετατροπές DC-DC

Οι DC-DC μετατροπείς ονομάζονται και κατατηστής ή ψαλιδιστές (choppers) και είναι και οι μετατροπείς που θα αναλυθούν περισσότερο από τη στιγμή που θα χρησιμοποιηθούν και στην διεκπεραίωση της έρευνας της παρούσας εργασίας. Πρόκειται κατά βάση για κυκλώματα που χρησιμοποιούν ηλεκτρονικούς διακόπτες μεγάλης διακοπτικής συχνότητας ώστε να αποκόπτουν ή όχι μια DC τάση εισόδου από το φορτίο, παράγοντας έτσι μια DC τάση εξόδου με διαφορετική μέση τιμή. Οι DC-DC μετατροπείς έχουν ευρύ πεδίο εφαρμογών που περιλαμβάνει τα παλμοτροφοδοτικά,

τα συστήματα μεταφοράς ηλεκτρικής ενέργειας, τα συστήματα αντιστάθμισης, τα συστήματα ελέγχου DC μηχανών κ.α.



Εικόνα 4.14: Απλουστευμένη γενική αρχή λειτουργίας DC-DC μετατροπέων

Βασικές έννοιες και στρατηγικές

Για κάθε DC-DC μετατροπέα (ή διακόπτη) ορίζεται ο χρόνος αγωγής (t_{on}) και ο χρόνος αποκοπής (t_{off}). Το άθροισμά τους αποτελεί την περίοδο κατάτμησης ή διακοπτική περίοδο που συμβολίζεται συνήθως με T . Αντίστοιχα ορίζεται η συχνότητα κατάτμησης ή διακοπτική συχνότητα $f=1/T$. Κύκλος λειτουργίας ή βαθμός χρησιμοποίησης (duty cycle) ορίζεται το πηλίκο $D=t_{on}/T$ και αποτελεί ένα μέγεθος με ιδιαίτερη σημασία. Η διακοπτική συχνότητα επιλέγεται αρκετά υψηλή, ώστε να μη διαταράσσει τη λειτουργία του φορτίου. Κατάλληλα φίλτρα (πχ LC διατάξεις) χρησιμοποιούνται ώστε το ρεύμα στο φορτίο να παραμένει σταθερό (στην πραγματικότητα συνήθως παρατηρείται κάποια κυμάτωση). Για τη λειτουργία των κυκλωμάτων τέτοιων μετατροπέων συχνά απαιτούνται παθητικά στοιχεία (πηνία και πυκνωτές) για την αποθήκευση ενέργειας. Όσον αφορά τη λειτουργία τους υπάρχουν δύο βασικές στρατηγικές:

- 1) Η λειτουργία σταθερής συχνότητας κατά την οποία η διακοπτική συχνότητα παραμένει σταθερή αλλά μεταβάλλονται τα t_{on} και t_{off} . Ουσιαστικά, έτσι, μεταβάλλεται το εύρος του παλμού (δηλαδή η διάρκεια του) και γι'αυτό η συγκεκριμένη στρατηγική ονομάζεται “Διαμόρφωση Εύρους Παλμών” (Pulse Width Modulation ή PWM)
- 2) Η λειτουργία μεταβλητής συχνότητας όπου η διακοπτική συχνότητα είναι μεταβαλλόμενη αλλά διατηρείται σταθερός είτε ο t_{on} είτε ο t_{off} . Η στρατηγική αυτή ονομάζεται “Διαμόρφωση Συχνότητας” (Frequency Modulation).

Αξιοπιστία DC-DC μετατροπέων

Οι παράγοντες αξιολόγησης των DC-DC μετατροπέων:

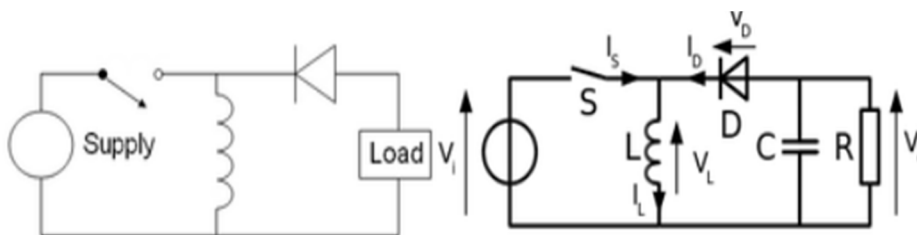
- ➔ Η κυμάτωση του ρεύματος στο πηνίο
- ➔ Η μέγιστη διακοπτική συχνότητα
- ➔ Η συνθήκη για συνεχές ρεύμα στο πηνίο

- Η κυμάτωση/παραμόρφωση της τάσεως και του ρεύματος εξόδου (THD)
- Η κυμάτωση/παραμόρφωση του ρεύματος εισόδου (THD)

Κατηγορίες DC-DC μετατροπέων

Με χρήση κατάλληλων στοιχείων και κυκλωματικών διατάξεων (αξιοποιώντας τις δυνατότητες αποθήκευσης ενέργειας παθητικών στοιχείων) είναι δυνατόν να παραχθούν και τάσεις εξόδου μεγαλύτερης μέσης τιμής από αυτήν της εισόδου. Συνεπώς, οι DC-DC μετατροπείς μπορούν να χρησιμοποιηθούν και για ανύψωση και για υποβιβασμό μιας DC τάσης. Επομένως, ανάλογα με τη λειτουργία του μετατροπέα, έχουμε τις εξής κατηγορίες:

- Μετατροπέας υποβιβασμού τάσης (buck converter): Η τάση εξόδου του V_o δίνεται από την εξίσωση $V_o = D * V_i$ με $D < 1$ και συνεπώς ο έλεγχος του χρόνου που ο διακόπτης άγει σε κάθε περίοδο, δηλαδή ο έλεγχος του εύρους του παλμού, προσφέρει και έλεγχο της τάσης εξόδου.
- Μετατροπέας ανύψωσης τάσης (boost converter): Η αντίστοιχη εξίσωση που δίνει την τάση εξόδου είναι η $V_o = \frac{1}{1-D} * V_i$ με $D < 1$ εξ' ορισμού.
- Μετατροπέας υποβιβασμού-ανύψωσης (buck-boost converter): αποτελεί ένα συνδυασμό των προηγούμενων δύο (buck & boost). Εδώ, η σχέση που ενώνει τις τάσεις εισόδου-εξόδου είναι η $V_o = -\frac{D}{1-D} * V_i$ δηλαδή η συνάρτηση μεταφοράς του “buck-boost” μετατροπέα αποτελεί το γινόμενο των συναρτήσεων μεταφοράς των buck και boost μετατροπέων. Πάντως και σε αυτή την περίπτωση ελέγχοντας το εύρος του παλμού, είναι δυνατός ο έλεγχος της τάσης εξόδου και μάλιστα με τον έλεγχο της τιμής του D μπορεί να επιτευχθεί ανύψωση ($0.5 < D < 1$) ή υποβιβασμός ($0 < D < 0.5$). Σε κάθε περίπτωση όμως, θα υπάρχει αναστροφή της πολικότητας της τάσης από την είσοδο στην έξοδο. [29]



Εικόνα 4.15: Ισοδύναμο ηλεκτρικό κύκλωμα του DC-DC μετατροπέα ανύψωσης-υποβιβασμού

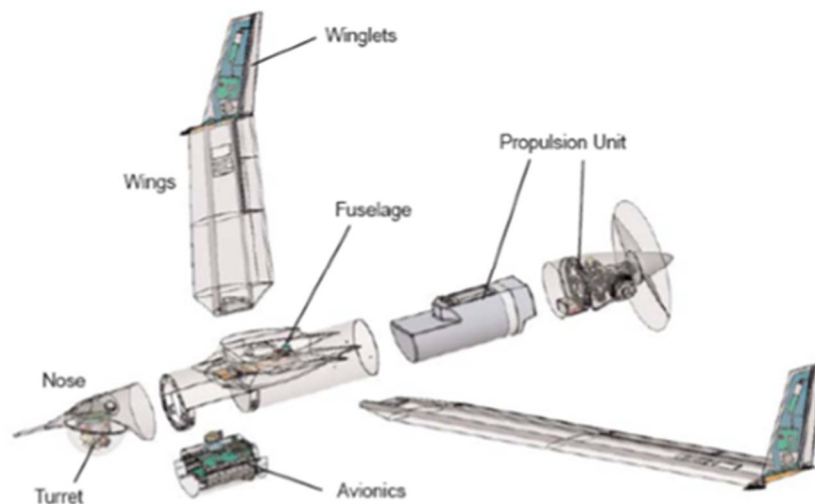
Κεφάλαιο 5 : ScanEagle UAS

5.1 Εισαγωγή

Το ScanEagle είναι ένα μη επανδρωμένο στρατιωτικό αεροσκάφος που σχεδιάστηκε από την εταιρεία Insitu και τέθηκε σε λειτουργία από την Boeing και την Insitu μαζί. Πρόκειται για ένα ISTAR μαχητικό drone, δηλαδή δεν έχει μαχητικές δυνατότητες, αλλά πραγματοποιεί αποστολές παρακολούθησης επιτήρησης και αναγνώρισης στόχου. Παρέχει ένα συνδυασμό υψηλής αντοχής (έχει ολοκληρώσει πτήσεις μέχρι και 24h), χαμηλού κόστους και μικρού “αποτυπώματος λειτουργίας”.

Συστατικά Μέρη

Αποτελείται από 5 βασικά μέρη: τη μύτη, την άτρακτο, την αεροηλεκτρονική μονάδα, τα πτερύγια και το σύστημα προώθησης. Το αεροσκάφος είναι αρθρωτό, δηλαδή συναρμολογούμενο, με αποτέλεσμα οι 5 αυτές ενότητες να είναι αντικαταστάσιμες και απεικονίζονται με ευκρίνεια στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 5.1: Συστατικά Μέρη του ScanEagle UAV

Παρακάτω, παρουσιάζεται ο πίνακας με τα βασικά τεχνικά χαρακτηριστικά του ScanEagle UAV.

Βάρος	
Βάρος Κατασκευής	12kg
Μέγιστο Βάρος Καυσίμου και Φορτίου	8kg
Μέγιστο Βάρος Απογείωσης	20kg
Διαστάσεις	
Άνοιγμα Φτερών	3.1m
Μήκος	1.2m
Απόδοση	
Μέγιστη Οριζόντια Ταχύτητα	41.2m/s
Ταχύτητα Πλεύσης	25m/s
Μέγιστο Υψόμετρο Πλεύσης	5944m
Αντοχή	24+ h
Χαρακτηριστικά Συστήματος	
Πρωώθηση	1.9hp (1.4kW), 2stroke engine
Καύσιμο	Βενζίνη (100 octane unleaded)
Πλοήγηση	GPS/inertial
Εκτόξευση	Πνευματικός Καταπέλτης Superwedge
Ανάκτηση	SkyHook System

Πίνακας 1: Τεχνικά Χαρακτηριστικά του ScanEagle

(Σε διάφορες βελτιωμένες εκδόσεις του ScanEagle σχεδιασμού, η Γερμανική μονοκύλινδρη μηχανή που περιγράφεται στον πίνακα και λειτουργεί με βενζίνη, έχει αντικατασταθεί με μηχανές 2kW που λειτουργούν με βαρέα καύσιμα, όπως JP-5)

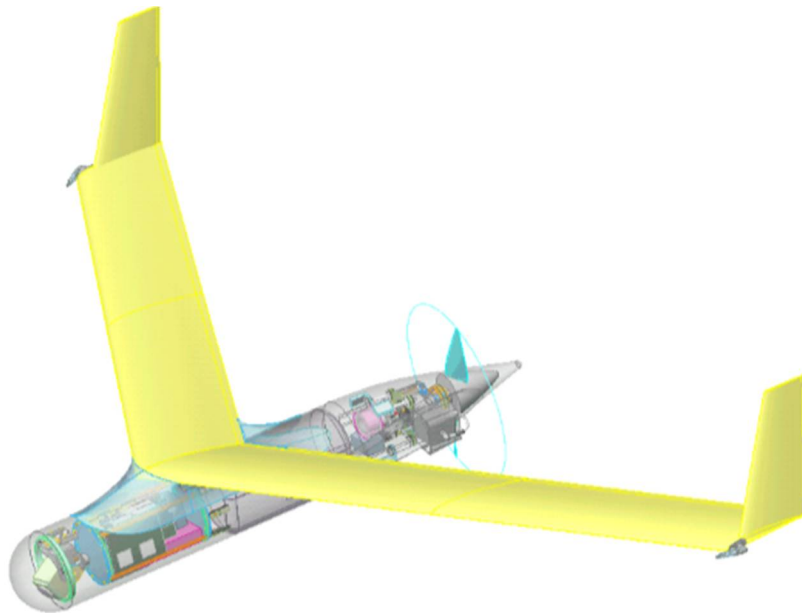
Για την εκτέλεση της αποστολής του, απαιτεί ένα άτομο για τη διαχείριση της πτήσης του και της αποστολής και ένα άτομο υπεύθυνο για την απογείωση και την ανάκτηση του. Το ScanEagle, όπως σχεδιάστηκε από την εταιρεία Insitu, είναι ιδιαίτερα χρήσιμο γιατί δεν απαιτεί διάδρομο για την απογείωση (ή αλλιώς taxiing) και την προσγείωση του. Χρησιμοποιεί έναν πνευματικό εκτοξευτή-καταπέλτη, που ονομάζεται Superwedge TM ή Mark4 Launcher, σχεδιασμένο επίσης από την ίδια εταιρεία, και το σύστημα SkyHook, που αναφέρθηκε στην αρχή της διπλωματικής εργασίας, ανακτώντας το με ένα τεντωμένο καλώδιο που γαντζώνεται στις κλειδαριές που έχουν τοποθετηθεί στις άκρες των πτερυγίων του. Γι' αυτό το λόγο, η λειτουργία του δεν αφήνει πίσω μεγάλο "αποτύπωμα" και πολλά ίχνη, πράγμα πολύ σημαντικό για ένα στρατιωτικό αεροσκάφος. Παρόλα αυτά, όπως και τα περισσότερα UAV, με πολύ μικρές τροποποιήσεις που έχουν ελάχιστες επιδράσεις στο βάρος και στην αεροδυναμική μπορεί να απογειωθεί και να προσγειωθεί συμβατικά σε αεροδιάδρομο, δηλαδή με την τοποθέτηση ειδικών τροχών απογείωσης.

Ακόμα, έχει δυνατότητες λειτουργίας και στη θάλασσα και στη γη. Στις θαλάσσιες επιχειρήσεις του, ο εκτοξευτής και ο γάντζος ανάκτησής του τοποθετούνται πάνω σε πλοίο ή σε κάποια πλατφόρμα που επιπλέει στο νερό. [30]

5.2 Ιστορική Αναδρομή ScanEagle UAV

Στα τέλη της δεκαετίας του 1990, η εταιρεία Insitu Inc. σχεδίασε το SeaScan, τον πρόγονο του ScanEagle, ένα UAV με την πρόθεση να χρησιμοποιηθεί για αναγνώριση εικόνων για θαλάσσιες εφαρμογές, ψάρεμα τόνου κλπ. Με την έναυση του πολέμου στο Ιράκ το 2003, το SeaScan μετατράπηκε στο ScanEagle και η Insitu εστίασε τους σχεδιασμούς της περισσότερο σε πολεμικές εφαρμογές.

Το SeaScan UAV σχεδιάστηκε ως ένα μικρό, σχετικά απλό αυτόνομο UAV υψηλής αντοχής για μια ποικιλία εφαρμογών όπως έρευνα και διάσωση, αναγνώριση ψαριών, παρακολούθηση θαλάσσιων ακτών κ.α. Αντίθετα όμως από τα υπόλοιπα μικρά UAV που λειτουργούσαν αποκλειστικά με μπαταρία, το SeaScan περιείχε μια ηλεκτρική γεννήτρια που τροφοδοτούταν από μια μικρή βενζινομηχανή με τη δυνατότητα παραγωγής μέχρι 140 Watt ισχύος. Ο σχεδιασμός επέτρεπε ταχύτητες απογείωσης μέχρι 93km/h συνήθως από ένα μικρό χαμηλής πίεσης πνευματικό καταπέλτη που τοποθετούνταν σε κάποιο είδος επίγειου οχήματος ή πλοίο, ενώ η ανάκτηση γινόταν μέσω του συστήματος SkyHook. Περιελάμβανε έλεγχο πτήσης, air-to-ground επικοινωνία, video δεδομένα, δέκτη GPS και σύστημα διαχείρισης των αισθητήρων. Μπορούσε να λειτουργεί αυτόνομα ή με τηλεχειρισμό από ένα επίγειο σταθμό ελέγχου. Παρόλα αυτά, η ανάκτηση συνήθως γινόταν αυτόνομα γιατί το SeaScan απαιτούσε ειδικές γωνίες και ταχύτητες για μια επιτυχημένη ανάκτηση από το SkyHook. Παρακάτω, απεικονίζεται το SeaScan, ο πρόδρομος του ScanEagle. [31]



A transparent view of the internal arrangement of the SeaScan UAV illustrating the relative simplicity and modular construction of the design - (Image courtesy of Insitu Inc)

Εικόνα 5.2: Εσωτερική όψη του SeaScan UAV

Η εξέλιξη ScanEagle

Το ScanEagle εμφανισιακά ομοιάζει σε εξαιρετικό βαθμό με τον προκάτοχό του, έχοντας την ίδια βασική διαμόρφωση και βασική προσέγγιση στις λειτουργίες. Το ScanEagle ήταν μια άμεση εξέλιξη του SeaScan και εμφανίστηκε ως το κύριο αποτέλεσμα μιας νέας στρατηγικής συμμαχίας μεταξύ της Boeing και της Insitu Inc. που ξεκίνησε το 2002. Η Boeing, πολυεθνική αμερικάνικη εταιρεία που έχει τα κεντρικά γραφεία της στο Σικάγο, ενδιαφέρθηκε για ένα νέο σχεδιασμό ενός ολοκληρωμένου φορητού συστήματος UAS για αυτόνομη επιτήρηση στο πεδίο μάχης. Το πρωτότυπο ScanEagle αναπτύχθηκε αρχικά με συμφωνία 15 μηνών με την Boeing και ολοκληρώθηκε με μια μακροπρόθεσμη σύμβαση μεταξύ της Insitu και της Boeing τον Ιούλιο του 2003.

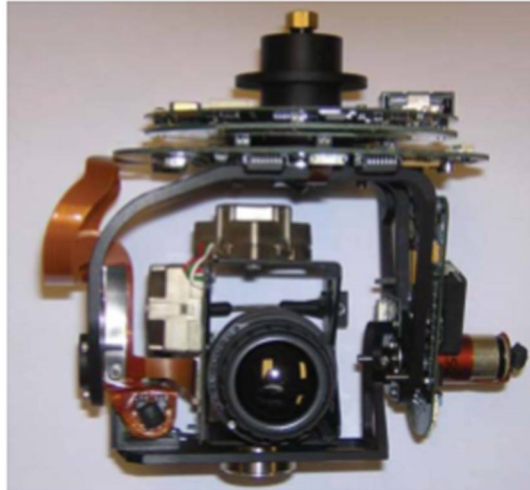
Η Boeing παρουσίασε το νέο σύστημα στο Πολεμικό Ναυτικό των ΗΠΑ ξεκινώντας το 2003 και μέχρι το 2004 μεταφέρθηκε στο Ιράκ με την πρώτη δύναμη αποστολής US Marine Corps. Οι επακόλουθες συμβάσεις με το Πολεμικό Ναυτικό των USA και το USMC ολοκληρώθηκαν, στη συνέχεια, με την συμπλήρωση πάνω από 22000 ώρες αποστολής, ενώ ο Στρατός της Αυστραλίας άρχισε επίσης να χρησιμοποιεί το σύστημα στο Αφγανιστάν το 2007. Μέχρι το 2006, το ScanEagle UAS σύστημα (αποτελείται από 4 αεροσκάφη, το σύστημα Skyhook, το σύστημα εκτόξευσης SuperWedge και τον επίγειο σταθμό ελέγχου) κόστιζε 3.2 εκατομμύρια αμερικανικά δολάρια. Στο 2008, η εταιρεία κατασκεύασε ένα σύνολο από 277 ScanEagle AVs. Το ScanEagle UAV συμπλήρωσε πάνω από 150000h λειτουργίας στο Ιράκ και πάνω από 10000h λειτουργίας σε λιγότερο από 2 χρόνια για τους “U.S Marine Corps” και το Αμερικανικό Ναυτικό.

Ένα πλήθος αποστολών του ScanEagle έχει πραγματοποιηθεί και από τις Δυνάμεις του Καναδά (CF), όπως αποστολές στο Αφγανιστάν, σε πειράματα του Κέντρου Ναυτικού Πολέμου, που περιελάμβαναν εκτόξευση από ένα μικρό όχημα άμυνας των ακτογραμμών όπως το καναδικό πλοίο Charlottetown, το Toronto ή το Regina. Τέτοιες αποστολές ήταν η αποστολή “METRIC” στην ανατολική μεσόγειο και η αποστολή “ARTEMIS” στην αραβική θάλασσα.

Το ScanEagle όμως, αν και πρόκειται για στρατιωτικό αεροσκάφος, έχει εκπληρώσει και άλλου είδους αποστολές όπως ερευνητικού και επιστημονικού ενδιαφέροντος όπως στη δυτική Αυστραλία όπου πραγματοποιήθηκε η πρώτη Αμερικανική-Αυστραλική UAV έρευνα στο Shark Bay, κατά την οποία πραγματοποιήθηκαν 7 πτήσεις με το ScanEagle UAV με φορτίο μια ψηφιακή κάμερα SLR για τη συλλογή εικόνων του ζωικού βασιλείου της περιοχής και την επεξεργασία τους για τη μετέπειτα βαθμολόγησή τους σύμφωνα με τη λάμψη του ηλίου, τη Θάλασσα του Beaufort και την ομίχλη. [32]

5.3 Βασικά στοιχεία του ScanEagle UAS

1. *Video Camera*: Η οποία είναι συνήθως η Alticam™ 400 series κάμερα με ένα “πυργίσκο” αισθητήρων, βάρους περίπου 600g, 2-45° πεδίο θέασης, εξόδου 30fps (frames per second), με άρθρωση με δυνατότητα συνεχούς περιστροφής (-180,+180) με (30° ,-110°) κλίση και (-10,+10) scan, ανάλυση εικόνας 640x680 pixels και ενεργειακές απαιτήσεις λιγότερο από 6 Watts υπό τάση 9-24DC.



Εικόνα 5.3: Κάμερα Alticom 400 series

2. *Επίγειος Σταθμός Ελέγχου*: Περιλαμβάνει όλα τα συστήματα επίγειας υποστήριξης για τη λειτουργία του αεροσκάφους και πρόκειται ουσιαστικά για ένα φορητό συνδυασμό ενός laptop και μιας κεραίας και μπορεί να τοποθετηθεί πάνω σε οτιδήποτε από ένα τροχόσπιτο μέχρι και ένα όχημα υψηλής κινητικότητας με κινητήρα πολλαπλών χρήσεων. Περιλαμβάνει:
- ➔ Φορητό Υπολογιστή: που έχει τον έλεγχο του αεροσκάφους και το λογισμικό προγραμματισμού της λειτουργίας της πτήσης
 - ➔ Εντοπιστή αντικειμένων: για τη συλλογή των εικόνων
 - ➔ Βιντεοδέκτη οπτικών ινών: παρέχει τη λήψη σημάτων που μεταδίδονται από την κεραία εντοπισμού μέσω οπτικών ινών
 - ➔ Σύστημα Ενδοεπικοινωνίας: αποτελείται από ένα σταθμό master, 3 μακρινούς σταθμούς, πολλαπλά ακουστικά και καλώδια ενδοσύνδεσης
 - ➔ Αδιάλειπτη Παροχή Ισχύος (UPS)
 - ➔ Πιλοτική Κονσόλα: για έγκριση αυτόματης προσέγγισης και ανάκτησης



Εικόνα 5.4: Φορητός επίγειος σταθμός ελέγχου του ScanEagle

3. *Σύστημα Επικοινωνίας*: 900 MHz συχνότητα εξάπλωσης φάσματος για τηλεμετρία εντολών με αναλογική τροφοδοσία video 2.4GHz. Ο σύνδεσμος βιντεοδεδομένων είναι κρυπτογραφημένος και μπορεί να είναι και αναλογικός και ψηφιακός. Χρησιμοποιεί 2 κεραίες, μία κεραία δίσκου υψηλού κέρδους που είναι κατάλληλη για επικοινωνία άνω των 100km γραμμής θέασης και μια μικρότερη για επικοινωνία μικρού εύρους.
4. *Μέθοδος Ελέγχου Πτήσης*: Τα πρωτόκολλα των πακέτων τα διαχειρίζεται ο διαχειριστής ρεύματος (stream manager) εντός του αεροηλεκτρονικού εξοπλισμού (avionics). Οι εντολές ελέγχου πτήσης αποστέλλονται σε πακέτα και αποτελούνται από συστήματα ελέγχου ταχύτητας, ταχύτητας αέρα, υψομέτρου και πλοήγησης που προορίζονται για ένα συμβατικό αεροσκάφος.
5. *Stream Manager (διαχειριστής ρεύματος)*: Ο οποίος για εισερχόμενα ρεύματα τραβά τα εισερχόμενα πακέτα από το ρυθμιστή και τα τοποθετεί στους κατάλληλους ρυθμιστές ρεύματος και για τα εξερχόμενα πακέτα, ο διαχειριστής ροής εκπομπής πολυπλέκει τις εξερχόμενες ροές στον αμφίδρομο σύνδεσμο με σειρά προτεραιότητας
6. *Αυτόματος Πιλότος*: το ρεύμα του οποίου χρησιμοποιείται για τη μεταφορά εντολών του συστήματος από τον χειριστή διεπαφής προς τον αεροηλεκτρονικό εξοπλισμό, πληροφοριών για την κατάσταση του αυτόματου πιλότου και της τηλεμετρίας των αισθητήρων από τον εξοπλισμό προς τον χειριστή
7. *Διεπαφή αεροηλεκτρονικού εξοπλισμού*: περιέχει όλο το λογικό κύκλωμα για την εκτέλεση του σχεδίου τηλεπαραλαβής. Επιπλέον, καθορίζει το χρόνο πλαισίου που χρησιμοποιείται για κάθε κύκλο εκλογής εξετάζοντας τις πιλοτικές εντολές που λαμβάνονται από την πιλοτική κονσόλα.[34]

Τεχνολογικές Εξελίξεις

Η πλατφόρμα ScanEagle έχει επαναπροσδιορίσει τις υπηρεσίες ISR (intelligence, surveillance, reconnaissance) για UAS μεγάλης αντοχής. Στο άμεσο μέλλον, θα εισαχθεί μια δυναμική εξέλιξη του αεροσκάφους σε μια πιο ικανή, αξιόπιστη και οικονομικά αποδοτική λύση. Το τελευταίο ScanEagle διαθέτει αναβαθμισμένη αεροηλεκτρονική, διευρυμένες επιλογές ωφέλιμου φορτίου και ένα νέο σύστημα καυσίμων που βελτιώνει δραματικά την αξιοπιστία και την απόδοση. Υποστηριζόμενο από την εμπειρία περισσότερων από 965000 ωρών πτήσης σε ξηρά και θάλασσα, το αεροσκάφος μεγιστοποιεί την ομοιομορφία με τα συστήματα Insitu, εξοικονομώντας χρήματα για το κόστος του κύκλου ζωής και της εκπαίδευσης.[33]

5.4 SuperWedge (or Mark4) Launcher

Ο αναβαθμισμένος με ρυμουλκόμενο Mark4 Launcher κατατάσσεται στο τραχύ έδαφος, τα μεγάλα υψόμετρα και τις ακραίες θερμοκρασίες για να κερδίσει τη θέση του ως τον πλέον ευπροσάρμοστο εκτοξευτή της εταιρείας Insitu, ο οποίος μπορεί να προσαρμοστεί για την εκτόξευση όλων των UAV αεροσκαφών της. Πρόκειται για μια πλατφόρμα χαμηλής συντήρησης, ανεξάρτητη από διάδρομο που τροφοδοτείται από μια γεννήτρια που λειτουργεί με πετρέλαιο και συμπιεστή αέρα.

Χαρακτηριστικά

- ➔ Σχεδιασμός με ρυμουλκόμενο για εύκολη μεταφορά σε μη εγκεκριμένο έδαφος και χώρους
- ➔ Αυτοτροφοδοτούμενη πλατφόρμα ανεξάρτητη από διαδρόμους
- ➔ Ο φωτισμός εκτόξευσης μπορεί να σβήσει για κρυφή μεταφορά
- ➔ Αποτελεσματική εξάλειψη πιθανότητας τυχαίας εκτόξευσης, μέσω πολλαπλών συνδέσεων ασφαλείας
- ➔ Εμπόδιση υπερθέρμανσης του UAV μέσω συστήματος ψύξης
- ➔ Αύξηση ασφάλειας του χρήστη μέσω προστασίας από προπέλες
- ➔ Διάρκεια ρύθμισης μόλις 10 λεπτών
- ➔ Γωνία εκτόξευσης: συνήθως 12-25°, δυνατότητα μέχρι 45°

Σύστημα

Τροφοδοσία: Γεννήτρια και συμπιεστής αέρα με καύσιμο diesel, JP-5 ή JP-8

Θερμοκρασία Λειτουργίας: (-17.8,48.9) °C

Πιστοποιήσεις: Περιβαλλοντολογικών ρύπων MIL-STD-810G, μεγάλο πλήθος δοκιμών δόνησης, μεταφοράς και συναρμολόγησης

Διαστάσεις

- ➔ Μήκος: 6.71m
- ➔ Πλάτος: 2.21m
- ➔ Ύψος: 2.44m

Μεταφορά

- ➔ Βάρος: 1905kg
- ➔ Συμβατή σύνδεση με ρυμουλκόμενο όχημα
- ➔ Χειροκίνητο φρένο στάθμευσης
- ➔ Δυνατότητα αυτόματης πέδησης
- ➔ Εμπορικό βύσμα NATO 7 ή 12 ακίδων (MS75020-1) για φώτα ρυμουλκόμενων[35]



Εικόνα 5.5: Mark 4 Insitu Launcher

5.5 SkyHook System

Πρόκειται για το πρώτο σύστημα ανάκτησης χωρίς τη χρήση δίχτυ ή κάποιου αεροδιαδρόμου. Με πρωτοποριακό σχεδιασμό “μικρού αποτυπώματος”, το SkyHook φέρνει τη δυνατότητα ανάκτησης σε οποιοδήποτε χώρο και είναι συμβατό με όλα τα UAV αεροσκάφη της Insitu.

Χαρακτηριστικά

- ➔ Πλήρης αυτόνομη προσέγγιση και ανάκτηση αεροσκαφών
- ➔ Ανεξάρτητο από κάθε είδος διαδρόμου
- ➔ Εύκολη προσαρμογή σε αρκετά ισχυρούς ανέμους και μη εγκεκριμένα περιβάλλοντα εκτόξευσης-ανάκτησης
- ➔ Ελαχιστοποίηση της παρεμβολής λειτουργίας του χώρου και του θαλάμου λειτουργίας λόγω του μικρού αποτυπώματος λειτουργίας του
- ➔ Χρήση κινηματικού GPS σε πραγματικό χρόνο για σταθερή προσέγγιση και σύλληψη
- ➔ Διάθεση με ρυμουλκόμενο όχημα και εξωτερικό στήριγμα (standard μορφή) ή χωρίς (σταθεροποιημένη μορφή)
- ➔ Ευέλικτος σχεδιασμός, κατάλληλος για χερσαίες και θαλάσσιες αποστολές
- ➔ Άμεση σύνδεση σταθεροποιημένης έκδοσης με το κατάστρωμα πλοίου
- ➔ Βασική-standard έκδοση: εύκολα ρυμουλκόμενη πίσω από όχημα
- ➔ Εύκολη συναρμολόγηση/αποσυναρμολόγηση σε λιγότερο από 20'

Βασική Έκδοση

Τροφοδοσία: Χρήση 4 6V επαναφορτιζόμενων μπαταριών που φορτίζονται με ένα φορτιστή χαμηλού ρεύματος

Βάρος: 1710 kg

Διαστάσεις:

- Μήκος: 10.1m
- Πλάτος: 3.6m
- Ύψος: 13.96m [36]



Εικόνα 5.6: Insitu SkyHook System

Κεφάλαιο 6 : Σενάρια Αποστολής – Ενεργειακές Απαιτήσεις – Αποτελέσματα

6.1 Σενάριο Αποστολής

Το σενάριο αποστολής που θα πραγματοποιήσει το αεροσκάφος επιλέχθηκε να είναι όσο το δυνατόν πιο ρεαλιστικό. Ο στόχος επιλέχθηκε να απέχει περίπου 69.5km από τα οποία περίπου τα 30.9km να είναι εντός συνόρων ενώ τα υπόλοιπα 38.6km να είναι μέσα στα εχθρικά-αντίπαλα εδάφη. Το αεροσκάφος λειτουργεί κατά βάση στα 900m υψόμετρο, ενώ όσο πλέει πάνω από τα εδάφη της χώρας από την οποία απογειώθηκε, πλέει με την κανονική ταχύτητα πλεύσης του όπως ορίζεται από την Insitu Inc, δηλαδή με 25 m/s ή αλλιώς 90km/h. Αντίθετα, όταν το UAV περνάει τα σύνορα για τα υπόλοιπα περίπου 38.6 km, πλέει με την μέγιστη ταχύτητα που μπορεί να αναπτύξει, δηλαδή 41.2m/s ή αλλιώς 148km/h, έτσι ώστε να ελαχιστοποιηθεί ο χρόνος πλεύσης του πάνω από τα εχθρικά εδάφη. Όταν φτάσει στην περιοχή ενδιαφέροντος, το αεροσκάφος κατεβαίνει στα 450m για καλύτερη εποπτεία του χώρου και λήψη εικόνων καλύτερης ανάλυσης και πετάει κυκλικά πάνω από την περιοχή για 5 λεπτά. Ύστερα, ανεβαίνει ξανά στο υψόμετρο λειτουργίας του, στα 900m, πλέει με μέγιστη ταχύτητα μέχρι να περάσει τα σύνορα και μετά η ταχύτητά του ξαναγυρίζει στο κανονικό επίπεδο, τα 25m/s, για εξοικονόμηση ενέργειας

Να σημειωθεί ότι πρόκειται για ένα ISR UAV, δηλαδή ένα UAV αναγνώρισης και επιτήρησης. Δεν έχει μαχητικές δυνατότητες και ο κύριος λόγος λειτουργίας του είναι η επιτήρηση και η παρακολούθηση των αντιπάλων στρατευμάτων και εδαφών, έτσι ώστε να μην ρισκάρει ο στρατός τις ζωές των στρατιωτών του. Αφού ληφθούν οι εικόνες μέσω live streaming από το αεροσκάφος, τότε ο στρατός, αν αποφασίσει να εμπλακεί, θα στείλει τα επανδρωμένα οχήματα, χερσαία ή αεροσκάφη. Αυτό σημαίνει ότι το πιο σημαντικό στοιχείο της αποστολής του αεροσκάφους είναι να φτάσει στον προορισμό του και να στείλει τις εικόνες στον επίγειο σταθμό ελέγχου για ανάλυση και λιγότερο το να επιστρέψει πίσω. Σίγουρα, το επιθυμητό είναι να γυρίσει πίσω στη βάση του, αφού η τιμή του ούτως ή άλλως κυμαίνεται περίπου στα 3 εκατομμύρια, αλλά η αποστολή του θα κριθεί επιτυχημένη αν έστω φτάσει στην περιοχή και στείλει καθαρές και ευκρινείς εικόνες των αντίπαλων εδαφών. Όταν σταματήσει την παρακολούθηση, το αεροσκάφος και από τη στιγμή που δεν έχει καταρριφθεί ήδη, ανεβαίνει ψηλότερα για να αποφύγει όσο το δυνατόν καλύτερα τα αντίπαλα επίγεια πυρά και την κατάρριψη και αναπτύσσει τη μέγιστη ταχύτητά του ώσπου να περάσει τα σύνορα και να είναι πλέον ασφαλές.

Το ScanEagle UAV, στην πραγματικότητα λειτουργεί μόνο με μια δίχρονη μηχανή εσωτερικής καύσης, η οποία τροφοδοτείται με βενζίνη, ή στις σύγχρονες εκδόσεις του αεροσκάφους με βαρέα καύσιμα, και παρέχει την κατάλληλη μηχανική ενέργεια στην προπέλα για την κίνηση του, ενώ έχει μια μπαταρία με την οποία τροφοδοτεί το φορτίο του, την κάμερα, τους αισθητήρες και τον on-board ηλεκτρονικό εξοπλισμό του, ενώ παράλληλα τη χρησιμοποιεί για περιπτώσεις έκτακτης ανάγκης (EPU), όπως για παράδειγμα μια επείγουσα προσγείωση αν πάθει βλάβη η ICE μηχανή.

Υβριδικά Συστήματα Ηλεκτρικής Πρόωσης

Η παρούσα διπλωματική εργασία έχει ως στόχο αρχικά να προσομοιώσει στο περιβάλλον Matlab/Simulink την κάλυψη των ενεργειακών απαιτήσεων αυτής της αποστολής μέσω ενός σεναρίου υβριδικού συστήματος ανανεώσιμων πηγών ενέργειας και μέσω ενός δεύτερου σεναρίου υβριδικού συστήματος μιας ανανεώσιμης πηγής και μιας μηχανής εσωτερικής καύσης. Ένα υβριδικό όχημα είναι ένα όχημα που χρησιμοποιεί δύο ή περισσότερες πηγές ενέργειας και μια μπαταρία για τη δυνατότητα αποθήκευσης ενέργειας. Με την μπαταρία, παρέχεται η δυνατότητα δέσμευσης της ενέργειας και χρήσης της σε μετέπειτα χρονική στιγμή.

Στην πρώτη περίπτωση, αντί για τη μηχανή εσωτερικής καύσης, χρησιμοποιήσαμε μια κυψέλη καυσίμου συνδεδεμένη παράλληλα με μια μπαταρία. Η κυψέλη καυσίμου τροφοδοτεί με μια σταθερή ισχύ περίπου 1200 Watts το σύστημα, και στις φάσεις αναρρίχησης, πλεύσης με 25m/s και καταρρίχησης που το φορτίο χρειάζεται λιγότερα από 1200 Watts, με την υπόλοιπη ισχύ φορτίζεται η μπαταρία ενώ κατά την πλεύση με μέγιστη ταχύτητα ο buck-boost μετατροπέας με τον οποίο είναι συνδεδεμένη η μπαταρία, αλλάζει λειτουργία και το φορτίο τροφοδοτείται ταυτόχρονα και από την κυψέλη και από την μπαταρία για να καλύψει τις ενεργειακές του απαιτήσεις. Κατά τις φάσεις της απογείωσης και της προσγείωσης (θα αναφερθούμε στη συνέχεια) και της παρακολούθησης που οι απαιτήσεις είναι πολύ ελαττωμένες, η κυψέλη καυσίμου αποσυνδέεται και ο κινητήρας της προπέλας (ο οποίος είναι μια DC Brushless μηχανή σε λειτουργία κινητήρα) τροφοδοτείται αποκλειστικά από την μπαταρία.

Στην δεύτερη περίπτωση, θέλοντας να δείξουμε και ένα σενάριο κάλυψης των ενεργειακών απαιτήσεων του με ICE μηχανή, συνδέσαμε σε σειρά τη μηχανή εσωτερικής καύσης (μια δίχρονη θερμική μηχανή εσωτερικής καύσης που λειτουργεί με σπινθήρα ανάφλεξης) με μια ηλεκτρική μηχανή (DC γεννήτρια μονίμων μαγνητών). Η ICE μηχανή τροφοδοτείται με βενζίνη και παρέχει μηχανική ενέργεια στη γεννήτρια. Η γεννήτρια παράγει σταθερά περίπου 1100 Watts με τα οποία λειτουργεί ακριβώς όπως η κυψέλη καυσίμου στο προηγούμενο σενάριο. Δηλαδή, κατά τη φάση της αναρρίχησης και της πλεύσης με 25m/s τροφοδοτεί τον κινητήρα της προπέλας και φορτίζει την μπαταρία τύπου Ιόντων-Λιθίου, ενώ κατά τη φάση πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα, ο DC κινητήρας (Brushless Μονίμων Μαγνητών) τροφοδοτείται ταυτόχρονα και από τον εν σειρά συνδυασμό της μηχανής εσωτερικής καύσης με την γεννήτρια και από την μπαταρία η οποία έχει συνδεθεί παράλληλα με τον προηγούμενο συνδυασμό. Κατά τη φάση απογείωσης, καταρρίχησης, παρακολούθησης και προσγείωσης, το φορτίο πάλι τροφοδοτείται αποκλειστικά από την μπαταρία.

Τρόποι Απογείωσης/Ανάκτησης

Ένας δεύτερος στόχος της πειραματικής διαδικασίας είναι η επίδειξη των διαφορετικών τρόπων απογείωσης και προσγείωσης ενός UAV και συγκεκριμένα του ScanEagle. Όπως είπαμε παραπάνω, σχεδόν όλα τα UAV, ακόμα και σε αυτά τα οποία δεν προτείνεται, έχουν τη δυνατότητα να απογειωθούν με συμβατική απογείωση (ή αλλιώς taxiing) και να ανακτηθούν με συμβατική προσγείωση (landing). Για αυτό το λόγο, σε κάθε ένα από τα παραπάνω σενάρια η εκκίνηση της μετάβασης προς το στόχο θα προσομοιωθεί με δύο τρόπους (συμβατική απογείωση και απογείωση με εκτοξευτή-καταπέλτη) και το ίδιο και ο τερματισμός της επιστροφής ή αλλιώς η ανάκτησή του

(συμβατική προσγείωση και ανάκτηση μέσω του συστήματος SkyHook). Για τη συμβατική απογείωση και προσγείωση χρησιμοποιήθηκε ο ίδιος αεροδιάδρομος, στο τέλος του οποίου τοποθετήθηκε ο καταπέλτης για την εκτόξευση και το σύστημα SkyHook για την ανάκτηση.

Σημειώσεις-Υποθέσεις

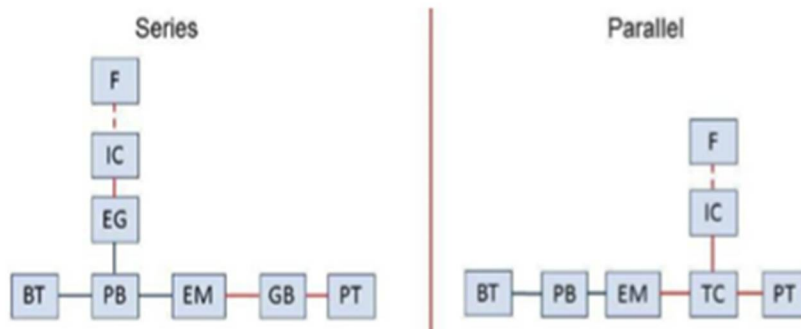
1. Τα σενάρια προγραμματίστηκαν χειροκίνητα και δεν εισήχθη στην προσομοίωση αυτόματος έλεγχος, έτσι ώστε να μην επιβαρυνθεί επιπλέον το ηλεκτρικό ισοδύναμο κύκλωμα του αεροσκάφους, γιατί ήδη αντιμετωπίστηκαν ιδιαίτερα προβλήματα με το χρόνο απόκρισης και την ταχύτητα της προσομοίωσης.
2. Για τον ίδιο λόγο, δεν προσομοιώθηκε η ισχύς με την οποία τροφοδοτεί το σύστημα τον on-board ηλεκτρονικό εξοπλισμό (κάμερα, αισθητήρες, τηλεπικοινωνία κλπ). Ούτως ή άλλως, και στα δύο σενάρια η τροφοδότηση του θα ήταν ίδια, οπότε δεν θα είχε κάποιο συγκριτικό ενδιαφέρον και η συγκεκριμένη ισχύς είναι ελάχιστη μπροστά στις απαιτήσεις του συστήματος (το πολύ μέχρι 60Watts). Η κάμερα, για παράδειγμα, θέλει μόλις 6 Watts για να λειτουργήσει. [37]

6.2: Σενάριο MEK-DC Γεννήτριας-Μπαταρίας Li-Ion

6.2.1 Υβριδικό Σύστημα Ενέργειας

Ένα υβριδικό όχημα καταναλώνει στην πλειονότητα των περιπτώσεων πολύ λιγότερο καύσιμο και βενζίνη από τα οχήματα που λειτουργούν αποκλειστικά με ICE, με την ικανοποίηση όλων των πλεονεκτημάτων που συνεπάγονται από αυτό. Ακόμα, η μπαταρία εκτός από την τροφοδότηση του συστήματος προώθησης μπορεί παράλληλα να τροφοδοτεί και τον on-board ηλεκτρονικό εξοπλισμό, μέσω της ενέργειας που σε προηγούμενη φάση έχει αποθηκεύσει με τη φόρτιση της από τη γεννήτρια, έτσι ώστε να μην χρειάζεται η ενσωμάτωση πολλών μπαταριών που δεσμεύουν περισσότερο χώρο και δυσχεραίνουν την πολυπλοκότητα του συστήματος, αλλά του εναντίον η χρήση μιας μπαταρίας, κατάλληλα διαστασιολογημένης, είναι αρκετή.

Οι πιο συνήθεις τύποι υβριδικού συστήματος είναι ο σειριακός υβριδικός και ο παράλληλος υβριδικός, οι οποίοι παρουσιάζονται στο παρακάτω σχήμα.



Εικόνα 6.1: Τύπου Υβριδικών ηλεκτρικών Συστημάτων

Όπου

- F: καύσιμο (πχ βενζίνη, πετρέλαιο)
- IC: μηχανή εσωτερικής καύσης
- EG/EM: ηλεκτρική γεννήτρια/ηλεκτρικός κινητήρας
- BT: μπαταρία/ηλεκτρικός συσσωρευτής
- PB: διάυλος ισχύος
- GB: κιβώτιο ταχυτήτων
- PT: ώθηση προπέλας
- TC: ζεύκτης ροπής

Στην παρούσα εργασία, θα εργαστούμε με την πρώτη μορφή, το σειριακό σύστημα προώθησης, το οποίο αν και χρειάζεται 3 μηχανές για το σύστημα προώθησης του, πράγμα που σημαίνει σχετική αύξηση του βάρους και αύξηση των επιπέδων μετατροπής ισχύος, παρουσιάζει διάφορα πλεονεκτήματα όπως αποτελεσματικότερη λειτουργία του κινητήρα, απλούστερη διαμόρφωση και λιγότερη πολυπλοκότητα συστήματος, ενώ παράλληλα η ηλεκτρική γεννήτρια μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως βοηθητική μονάδα ισχύος με σκοπό την επέκταση της ηλεκτρικής περιοχής, αν χρειαστεί. [38]

Πλεονεκτήματα υβριδικών συστημάτων

1) Μειωμένοι Ρύποι- Φιλικότερο προς το περιβάλλον

Ίσως το πιο τεκμηριωμένο πλεονέκτημα των υβριδικών οχημάτων είναι τα “πράσινα” πιστοποιητικά τους και αν περισσότεροι από μας οδηγούσαν υβριδικά αυτοκίνητα ή υπήρχαν περισσότερα υβριδικά αεροσκάφη, οι εκπομπές CO₂ θα μειώνονταν σημαντικά. Ένα υβριδικό όχημα, λόγω της λειτουργίας της ηλεκτρικής μηχανής του και της αποθήκευσης ενέργειας με ήπιο τρόπο (σε ηλεκτρική μορφή) μέσα στη μπαταρία, παράγει συνήθως 25-30% λιγότερους ρύπους έναντι ενός οχήματος με συμβατικό σύστημα προώθησης. Ένα αυτοκίνητο, σε χαμηλές στροφές και λειτουργία μέσα στην πόλη μπορεί να τροφοδοτηθεί αποτελεσματικότερα μόνο από την μπαταρία του και όταν χρειαστεί να αυξηθούν οι στροφές, τότε να ενεργοποιηθεί η ισχύς της βενζινομηχανής.

2) Κατανάλωση καυσίμου

Οι ηλεκτρικές μηχανές βοηθάνε στη διατήρηση πιο αποδοτικής κατανάλωσης ενέργειας σε όλες τις συνθήκες οδήγησης, ενώ η αποσύνδεση του κινητήρα σε περιόδους χαμηλών ενεργειακών απαιτήσεων μηδενίζουν την κατανάλωση καυσίμου αυτών των χρονικών διαστημάτων, άρα μειώνεται και η συνολική κατανάλωση.

3) Οικονομικό Όφελος

Τα υβριδικά οχήματα, χειρσαία ή αεροσκάφη, αποτελούν μία από τις λύσεις του μέλλοντος σε έναν κόσμο στον οποίο τα ορυκτά καύσιμα εκλείπουν σιγά σιγά και οι περιβαλλοντολογικές καταστροφές είναι ήδη υψηλές. Για αυτό το λόγο, αναμένεται να υπάρχει πολύ χαμηλότερος ετήσιος λογαριασμός φόρου στα συγκεκριμένα οχήματα εκ μέρους της κυβέρνησης και απαλλαγή από τη χρέωση για τη συμφόρηση ή τη ζώνη χαμηλών εκπομπών, έτσι ώστε αυτό να αποτελέσει κίνητρο για τον κόσμο να αρχίσει να χρησιμοποιεί υβριδικά οχήματα για τις μεταφορές.

4) Σιωπηλή λειτουργία

Η λειτουργία των υβριδικών οχημάτων είναι αρκετά πιο σιωπηλή έναντι της υψηλής δόνησης και ηχορύπανσης παραγόμενης από τις βενζινομηχανές, φαινόμενο που ιδιαίτερα για πολεμικά UAV μπορεί να αποτελέσει σημαντικό πλεονέκτημα για την εκπλήρωση των αποστολών τους.

5) Δυνατότητα Αυτοεκκίνησης

Οι ηλεκτρικές μηχανές, στην πλειονότητα των περιπτώσεων, έχουν τη δυνατότητα αυτοεκκίνησης, ενώ οι θερμικές μηχανές χρειάζονται κάποια ξεχωριστή τροφοδοσία για να εκκινηθούν είτε από κάποια ηλεκτρική μηχανή είτε από κάποια μπαταρία. Ακόμα, είναι πολύ πιο εύκολα προσαρμοσίμες στον αυτόματο έλεγχο από τις ICE. Οι κινητήρες εκκίνησης συχνά παραλείπονται λόγω του επιπλέοντος βάρους που μπορεί να αποτελέσει τροχοπέδη για την εμβέλεια ή την αντοχή ενός αεροσκάφους, με αποτέλεσμα η αυτονομία του UAS να περιορίζεται. Ωστόσο, πολλά UAS φέρουν γεννήτριες επί του σκάφους για την παροχή ηλεκτρικού ελέγχου πτήσης και υπηρεσιών ωφέλιμου φορτίου και υπάρχει η δυνατότητα συνδυασμού εκκίνησης και παραγωγής με τη μορφή μιας γεννήτριας εκκίνησης με αποτέλεσμα την ελαχιστοποίηση του βάρους. [39]

Μειονεκτήματα

Παρόλα αυτά, τα υβριδικά οχήματα αντιμετωπίζουν και ορισμένα μειονεκτήματα τα οποία πρέπει να καταπολεμηθούν για την περαιτέρω ανάπτυξή τους και διεύρυνση στην αγορά.

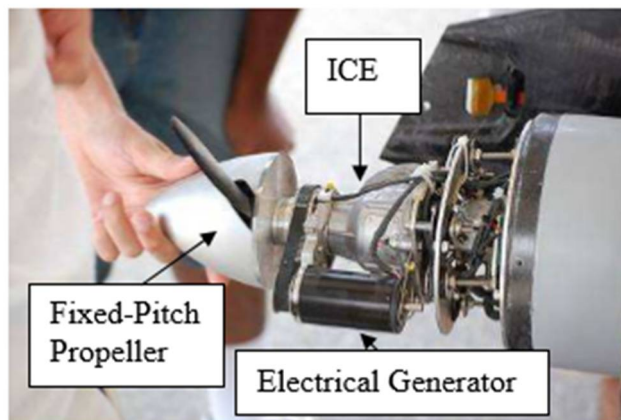
- ➔ Υψηλό κόστος: μπορεί το κόστος συντήρησης τους λόγω μειωμένης κατανάλωσης και φοροαπαλλαγών να είναι χαμηλό, αλλά ακόμα το κόστος αγοράς των υβριδικών οχημάτων είναι σημαντικά υψηλότερο έναντι των συμβατικών
- ➔ Διαφορά στην οδήγηση και στη λειτουργία: για πολλούς οδηγούς για παράδειγμα η σιωπηλή λειτουργία δεν αποτελεί πλεονέκτημα, γιατί ιδιαίτερα σε χαμηλές στροφές το υβριδικό όχημα όταν τροφοδοτείται από την μπαταρία είναι σχεδόν αθόρυβο, ενώ σε πολλούς οδηγούς τους

αρέσει ή μπορεί και να χρειάζονται να ακούν τον ήχο της μηχανής κατά τη διάρκεια της οδήγησης

- ➔ **Μειωμένη Ισχύς:** Γενικότερα τα υβριδικά οχήματα έχουν χαμηλότερες δυνατότητες ισχύος από τα συμβατικά παρόμοιου μεγέθους, γιατί το μέγεθος της βενζινομηχανής τους είναι σημαντικά μικρότερο από της αντίστοιχης μηχανής που χρησιμοποιεί ένα συμβατικό όχημα. Γενικότερα, η ενεργειακή πυκνότητα των καυσίμων μιας μηχανής εσωτερικής καύσης είναι ένας τομέας που τα υβριδικά συστήματα προώθησης και οι ηλεκτρικές μηχανές/μπαταρίες δεν μπορούν να τις συναγωνιστούν ακόμα. [39]

Να σημειωθεί ότι η αποδοχή των υβριδικών αεροσκαφών σε επίπεδο βιομηχανίας αλλά και από το κοινό έγκειται στην περαιτέρω βελτίωση και τα επιτυχημένα αποτελέσματα όσον αφορά την κάλυψη του φορτίου των UAS, της ισχύος, της εμβέλειας και της αντοχής τους.

Ο παραπάνω υβριδικός συνδυασμός, σε παράλληλη μορφή όμως έχει ήδη δοκιμαστεί με αρκετά επιτυχημένα αποτελέσματα στο ScanEagle UAV με τη χρήση μιας OS ICE μηχανής 10cc, μιας Plettenberg 220 ηλεκτρικής μηχανής (τύπου Brushless DC Permanent Magnet κινητήρα) και μιας μπαταρίας τύπου Lithium-Polymer. Το πείραμα διεξήχθη στο “Queensland University of Technology” στο κέντρο έρευνας αυτοματισμού αεροσκαφών στην Αυστραλία από τον Richard R. Glasscock και έδειξε ότι ένα υβριδικό σύστημα προώθησης μπορεί να αυξήσει την αυτονομία του συστήματος και μπορεί να προσφέρει μέχρι και 35% επιπρόσθετη ισχύ με μόνο 5% πρόσθετου βάρους. Παρακάτω, παρουσιάζεται το σύστημα προώθησης του υβριδικού ScanEagle του παραπάνω πειράματος. [40]



Εικόνα 6.2: Υβριδικό σύστημα ηλεκτρικής πρόωσης, ScanEagle

6.2.2 Ενεργειακές Απαιτήσεις ScanEagle UAV (χρήση ICE)

Εισαγωγή

Οι βασικές φάσεις κατά τη διάρκεια της αποστολής του αεροσκάφους, από ενεργειακή σκοπιά, είναι η απογείωση, η αναρρίχηση, η πλεύση με 25m/s, η πλεύση με μέγιστη ταχύτητα, η φάση της παρακολούθησης όταν βρίσκεται πάνω από την περιοχή ενδιαφέροντος και η φάση της ανάκτησης

του. Στην πειραματική διαδικασία της εργασίας θα εξετασθούν δύο τρόποι απογείωσης, η συμβατική απογείωση μέσω αεροδιαδρόμου (taxing) και η εκτόξευση με καταπέλτη και δύο τρόποι προσγείωσης, η συμβατική προσγείωση (landing) και η ανάκτηση μέσω του συστήματος SkyHook. Σε όλες τις αυτές τις φάσεις οι ενεργειακές απαιτήσεις του αεροσκάφους είναι σταθερές.

Σημειώσεις-Υποθέσεις: Αμελήθηκαν η επίδραση των κλιματικών αλλαγών και δυσχερών καιρικών φαινομένων αλλά και η επίδραση των πιθανών στροφών που πραγματοποίησε το UAV κατά την πλεύση και κατά την παρακολούθηση στις ενεργειακές απαιτήσεις του.

Αεροδυναμική

Αρχικά, κρίνεται απαραίτητη η μελέτη της αεροδυναμικής ενός αεροσκάφους και των δυνάμεων που ασκούνται πάνω σε αυτό κατά τη διάρκεια της λειτουργίας του.

Κατά την κίνηση του αεροσκάφους, όλο το σώμα εκτίθεται σε αεροδυναμικές δυνάμεις, αλλάζοντας τη θέση και την κίνηση του αεροσκάφους. Το φτερό είναι το πιο σημαντικό στοιχείο του αεροσκάφους από τη στιγμή που παράγει όλη τη δύναμη άντωσης του αεροσκάφους (lift force L). Το σώμα και τα περύγια συμβάλουν επίσης στη δύναμη της οπισθέλκουσας (drag force D). Το μέγεθος της δύναμης άντωσης και της δύναμης οπισθέλκουσας εξαρτώνται από πολλές μεταβλητές, όπως το σχήμα των πτερυγίων, η ταχύτητα του αέρα, η πυκνότητα του αέρα, το μέγεθος του πτερυγίου, το σχήμα του σώματος κ.α. Η δύναμη άντωσης και οπισθέλκουσας δίνονται από τους τύπους:

$$D = C_D \cdot \rho \cdot S \cdot \frac{v^2}{2}$$
$$L = C_L \cdot \rho \cdot S \cdot \frac{v^2}{2}$$

όπου

C_D , C_L : αδιάστατες σταθερές, αεροδυναμικοί συντελεστές που καθορίζονται από το σχήμα των πτερυγίων και του σώματος (ονομάζονται συντελεστής οπισθέλκουσας και συντελεστής άντωσης αντίστοιχα)

ρ : η πυκνότητα του αέρα σε ορισμένο υψόμετρο

S: η επιφάνεια των φτερών

v: η ταχύτητα του αεροσκάφους

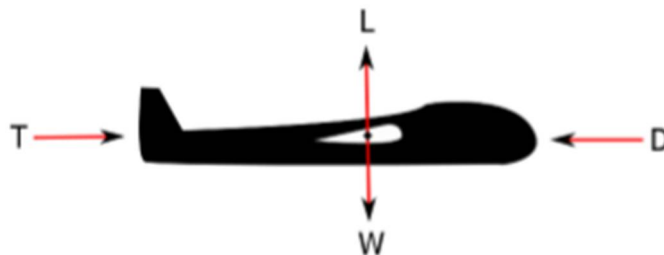
Οι 2 ακόμα δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος είναι το βάρος του και η δύναμη ώθησης, δηλαδή η δύναμη που του παρέχεται μέσω του συστήματος προώθησής του. Ένας πολύ συνήθης τρόπος έκφρασης των αεροδυναμικών συντελεστών είναι μέσω της εξίσωσης: [41]

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + K \cdot C_L$$

Όπου C_{D0} : ο συντελεστής μηδενικής άντωσης οπισθέλκουσας ο οποίος είναι γνωστός και σταθερός για κάθε αεροσκάφος και καθορίζεται από τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του.

Και K : ο συντελεστής οπισθέλκουσας λόγω άντωσης, ο οποίος εξαρτάται κυρίως από την επιφάνεια και το άνοιγμα των φτερών του.

Παρακάτω, παρουσιάζεται η επίδραση αυτών των δυνάμεων σε ένα αεροσκάφος κατά τη φάση πλεύσης του.



Εικόνα 6.3: Φυσικές δυνάμεις αεροναυπηγικής του αεροσκάφους κατά τη διάρκεια της πλεύσης του

Άλλα πολύ σημαντικά χαρακτηριστικά της αεροπλοΐας για την ανάλυση είναι:

→ Ο Πτερυγικός Φόρτος: (Wing Loading)

Στην αεροδυναμική, ο πτερυγικός φόρτος ορίζεται ως η συνολική μάζα ενός αεροσκάφους διαιρεμένη από την επιφάνεια των φτερών του. Η ταχύτητα απώλειας στήριξης (θα εξηγηθεί στη συνέχεια) στο επίπεδο πλεύσης καθορίζεται εν μέρη από τον πτερυγικό φόρτο. Ένα αεροσκάφος με χαμηλό πτερυγικό φόρτο έχει μεγαλύτερη επιφάνεια πτερυγίων σε σχέση με τη μάζα του από ένα με υψηλότερο. Ακόμα, ταχύτερο αεροσκάφος θα έχει υψηλότερο πτερυγικό φόρτο από το πιο αργό, αφού όσο αυξάνεται η ταχύτητά του, τόσο πρέπει να αυξηθεί και η άντωση που παράγεται από κάθε πτερύγιο. Ο πτερυγικός φόρτος, τέλος, αυξάνει τις αποστάσεις απογείωσης, προσγείωσης και μειώνει την ευελιξία. Υπολογίζεται συνήθως κατά την απογείωση και μετράται σε kg/m^2 .

→ Φόρτιση Ισχύος: (Thrust to Weight Ratio)

Πρόκειται για τον αδιάστατο λόγο της ώσης T προς το βάρος W ενός αεροσκάφους και υποδεικνύει την απόδοση του κινητήρα ή του οχήματος. Ο στιγμιαίος λόγος ώθησης προς βάρος ποικίλει συνεχώς κατά τη διάρκεια της πτήσης λόγω της προοδευτικής κατανάλωσης καυσίμου και σε ορισμένες περιπτώσεις λόγω της βαρύτητας ή αλλαγών στην ώθηση από το υψόμετρο, την ταχύτητα και τη θερμοκρασία του αέρα ή την αλλαγή του γκαζιού. Ο λόγος της αρχικής ώθησης προς το αρχικό βάρος χρησιμοποιείται συχνά ως αριθμητικό στοιχείο και δημοσιεύεται για την ποσοτική σύγκριση της αρχικής απόδοσης των οχημάτων. Γενικά, η φόρτιση ισχύος είναι ένας καλός δείκτης της δυνατότητας ελιγμών του αεροσκάφους και στη φάση της πλεύσης του αεροσκάφους, ισχύει η παρακάτω σχέση. [42]

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} = \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}}$$

→ Ταχύτητα απώλειας στήριξης (stall Speed)

Πρόκειται για την πιο μικρή ταχύτητα που μπορεί να αναπτύξει ένα αεροσκάφος για να διατηρήσει την πτήση του και να μη χάσει την στήριξή του και καταρριφθεί. Κανονικά, όταν ένα αεροπλάνο μειώνει ταχύτητα, παράγει λιγότερη άντωση. Αν το αεροσκάφος στρέψει τα πτερύγια του προς τα πάνω, ή αλλιώς όπως λέγεται αυξήσει τη γωνία επίθεσης, μπορεί να επανορθώσει για τις απώλειες άντωσης. Η ταχύτητα απώλειας στήριξης εξαρτάται από το βάρος του αεροσκάφους, το υψόμετρο, την επιτάχυνσή του και διάφορους άλλους αεροδυναμικούς παράγοντες.

→ Lift-to-drag Ratio (Λόγος άντωσης προς οπισθέλκουσα)

Ο L/D λόγος ορίζει την ποσότητα της άντωσης που μπορεί να παραχθεί από τα πτερύγια του αεροσκάφους, διαιρεμένη με τη δύναμη οπισθέλκουσας, η οποία δημιουργείται καθώς το αεροσκάφος κινείται στον αέρα. Ο υψηλότερος λόγος L/D (γι'αυτό συνήθως μας ενδιαφέρει η μέγιστη τιμή σε κάθε αεροσκάφος) είναι ένας από τους κύριους σκοπούς στον σχεδιασμό αεροσκαφών, δεδομένου ότι καθορίζεται άμεσα από το βάρος του. Παραγωγή της ίδιας άντωσης με μικρότερη οπισθέλκουσα συνεπάγεται με καλύτερη εξοικονόμηση καυσίμου, άνοδο της απόδοσης και του λόγου ολίσθησης.

→ Max Rate Of Climb (μέγιστος ρυθμός αναρρίχησης)

Στην αεροναυπηγική, ως ρυθμό αναρρίχησης ορίζουμε την κάθετη ταχύτητα του αεροσκάφους, δηλαδή ο θετικός ρυθμός της αλλαγής του υψομέτρου σε σχέση με το χρόνο και συνήθως μετράται σε m/s. Αντίστοιχα, υπάρχει ο ρυθμός καταρρίχησης (ή αλλιώς rate of descent). Η μείωση του υψομέτρου συνεπάγεται με αρνητικό ρυθμό ανόδου-αναρρίχησης. Και πάλι, μας ενδιαφέρει περισσότερο ο μέγιστος ρυθμός ανόδου που μπορεί να πραγματοποιήσει για να βγάλουμε συμπεράσματά για την απόδοση του και τη λειτουργία του.

Τα βασικότερα στοιχεία του αεροσκάφους ScanEagle με το συγκεκριμένο σύστημα προώθησης που θα μας βοηθήσουν στον υπολογισμό των ενεργειακών απαιτήσεών του, παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα. (Να σημειωθεί ότι σε όλες τις παρακάτω πράξεις κρατήθηκε ακρίβεια 6 δεκαδικών ψηφίων). [43]

Διάμετρος ατράκτου	0.2m
Βάρος απογείωσης	20kg
Άνοιγμα φτερών	3.1m
Vtake-off	25m/s
Vsailing	25m/s
Vmax	41.2m/s
Vstall	12.5m/s
υψόμετρο παρακολούθησης	450m
υψόμετρο πλεύσης	900m
Clmax	1.865
CD0	0.036
(L/D)max	22
ROCmax	2.5m/s
Βαθμός απόδοσης DCBL Κινητήρα	0.89
Βαθμός απόδοσης προπέλλας	0.95
Βαθμός απόδοσης συστήματος	0.855

Πίνακας 2: Τεχνικά στοιχεία ScanEagle UAV υβριδικού συστήματος με ICE

Ενώ ο πίνακας ανάλυσης βάρους του αεροσκάφους είναι ο εξής:

πίνακας Βάρους Αεροσκάφους με ICE (kg)	
Βάρος Κατασκευής (εκτός πηγών, κάμερας, καυσίμου)	8.5
Μηχανή Εσωτερικής Καύσης OS	0.8
DC γεννήτρια ThinGap	2.3
Ηλεκτρικός συσσωρευτής (36V/25Ah)	3.6
Μετατροπείς	0.5
Καύσιμο (+1kg ασφαλείας)	3.7
Κάμερα	0.6
Σύνολο:	20.0

Πίνακας 3: Ανάλυση βάρους ScanEagle UAV υβριδικού συστήματος με ICE

Ακόμα, η πυκνότητα του αέρα σε μηδενικό υψόμετρο είναι: $\rho_0 = 1.225 \text{kg/m}^3$

Ο ολικός βαθμός του συστήματος είναι: $\eta = 0.855 * 0.909091 = 0.77727$ (συνυπολογισμός των απωλειών των μετατροπέων)

Πτερυγικός φόρτος: $W/S = 0.5 * \rho_0 * V_{\text{stall}}^2 C_{L_{\text{max}}} = 178.486328 \text{ N}$

Επιφάνεια Φτεράς: $S = W_0 * (W/S)^{-1} = 1.098868 \text{m}^2$

Βάρος απογείωσης: $W_0 = 20 \text{kg} = 196.133 \text{N}$, [44], [45], [46]

Φάση Απογείωσης

Πρώτος Τρόπος (απογείωση με εκτοξευτή)

Όταν το UAV εκτοξεύεται με εκτοξευτή, δεν υπάρχει ουσιαστικά στάδιο απογείωσης, και η θερμική μηχανή και η μπαταρία παραμένουν αποσυνδεδεμένες. Ο εκτοξευτής παρέχει στο UAV την κατάλληλη ταχύτητα απογείωσης που χρειάζεται για να εκτοξευτεί οπότε σε αυτή τη φάση η ισχύς είναι μηδενική και ο χρόνος κατά την προσομοίωση επιλέχθηκε ενδεικτικά 30sec (ένας ελάχιστος χρόνος έως ότου να ζεσταθεί ο εκτοξευτής).

$$P_{\text{launch}} = 0W$$

Για την πληρότητα της εργασίας, θα έπρεπε να αναφέρουμε και τις ενεργειακές απαιτήσεις του εκτοξευτή, αφού ο SuperWedge Insitu Launcher λειτουργεί με ντιζελογεννήτρια και αεροκομπρέσορα. Όμως, οι ενεργειακές του απαιτήσεις σε σχέση με τις συνολικές της αποστολής του αεροσκάφους είναι ελάχιστες, και δεύτερον θα μπορούσαμε αντί για πνευματικό καταπέλτη να χρησιμοποιήσουμε με ελάχιστες αλλαγές στη διαμόρφωση καταπέλτη με σκοινί (bungee cord) μη ηλεκτρικό, ο οποίος με τη βοήθεια ενός μοχλού και με την εκμετάλλευση της μετατροπής της δυναμικής ενέργειας του σκοινιού σε κινητική ενέργεια του αεροσκάφους είναι ικανό να προσδώσει την κατάλληλη ταχύτητα απογείωσης στο UAV από τη στιγμή που το βάρος του είναι μόλις 20kg. [47]

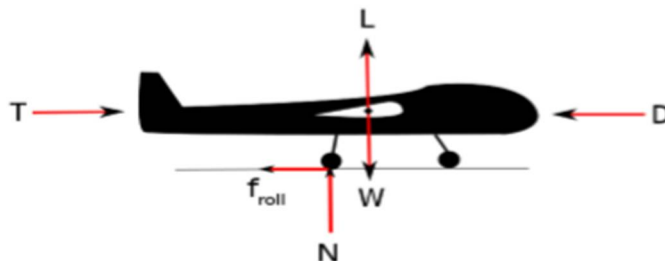
Δεύτερος Τρόπος (συμβατική απογείωση-taxing)

Κατά την απογείωση ενός αεροσκάφους παρατηρείται μεταβολή της κλίσης των πτερυγίων του από 45° σε 25°.

Συντελεστής μέγιστης άντωσης απογείωσης:

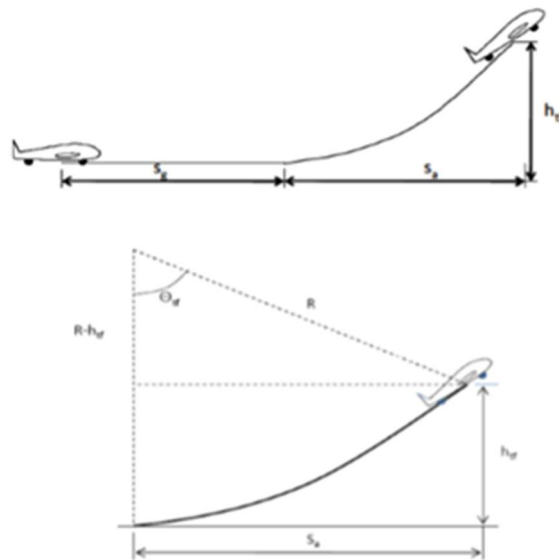
$$C_{L\text{take_off_max}} = 0.9 * (C_{L\text{max}} + 0.9 * 25/45) = 2.1285$$

Επιθυμητό διάστημα απογείωσης: 50m ($g=9.78 \text{ m/s}^2$) .



Εικόνα 6.4: Δυνάμεις Αεροναυπηγικής κατά τη διάρκεια της απογείωσης

Το στάδιο της απογείωσης μπορεί να διαιρεθεί σε δύο φάσεις, τη φάση που το αεροσκάφος παραμένει στο έδαφος μέχρι τη στιγμή που έχει ανακτήσει ταχύτητα έτσι ώστε να ανυψωθεί αλλά ακόμα δεν έχει φτάσει στην ταχύτητα απογείωσής του, και στο διάστημα που παραμένει στον αέρα μέχρι να φτάσει την ταχύτητα απογείωσης και να αρχίσει το στάδιο της αναρρίχησης. Τα δύο στάδια απεικονίζονται παρακάτω:



Εικόνα 6.5: Φάσεις Απογείωσης Αεροσκάφους

Ισχύς & Διάστημα Απογείωσης

Ταχύτητα απώλειας στήριξης απογείωσης:

$$V_{\text{stall_take_off}} = (2 \cdot (W/S) / (\rho_0 \cdot C_{L_take_off_max}))^{0.5} = 11.70072 \text{ m/s}$$

$$R = 6.96 / g \cdot V_{\text{stall_take_off_max}}^2 = 97.4306483 \text{ m}$$

$H_{tf} = 1 \text{ m}$ (το ενδεικτικό καθορισμένο ύψος των εμποδίων)

$$\Theta_{tf} = (\cos(1 - h_{tf}/R))^{-1} = 8.21603^\circ$$

Ταχύτητα Ανύψωσης από το έδαφος: $V_{\text{lift_off}} = 1.1 \cdot V_{\text{stall_take_off}} = 12.870792 \text{ m/s}$

Ταχύτητα Απογείωσης: $V_{\text{take_off}} = 0.7 \cdot V_{\text{lift_off}} = 9.0095544 \text{ m/s}$

Διάστημα κατά το οποίο το αεροσκάφος βρίσκεται στον αέρα:

$$S_a = R \cdot \sin(\Theta_{tf}) = 13.923409 \text{ m}$$

Διάστημα κατά το οποίο το αεροσκάφος βρίσκεται στο έδαφος:

$$S_g = 50 - S_a = 36.076591 \text{ m}$$

$$S_g = 1.21 \cdot (W/S) / (g \cdot \rho_0 \cdot C_{L_take_off_max} \cdot (T/W)) = 8.469187 / (T/W) \rightarrow$$

Φόρτιση Ισχύος: $T/W = 0.234756$

$$P_{\text{take-off}} = (T/W) * W_0 * V_{\text{take-off}} / \eta = 533.730169 \sim 534 \text{ Watts}$$

Χρόνος Απογείωσης

$$\text{Ώση Απογείωσης: } T_{\text{take-off}} = P_{\text{take-off}} / V_{\text{take-off}} = 41.468324 \text{ N (1W = 1Nm/s)}$$

$$\text{Σταθερά } K = 1 / (4 * C_{D,0} * (L/D)^2) = 0.014348$$

Θεωρώ συντελεστή τριβής αεροδιαδρόμου $\mu = 0.025$

$$\text{Σταθερά } \phi = (16h/b)^2 / (1 + (16h/b)^2) = 0.809966$$

Όπου $b = 3.1\text{m}$: το άνοιγμα φτερών του αεροσκάφους

$h = (\text{διάμετρος ατράκτου} + \text{διάμετρος ρόδας} + \text{μηχανισμός ρόδας}) = 0.2 + 0.2 = 0.4\text{m}$: το ύψος των πτερυγίων από το έδαφος

Ground Effect

Οι σταθερές και οι αεροδυναμικοί συντελεστές επηρεάζονται από το φαινόμενο του εδάφους

$$\text{Σταθερά } K \text{ εδάφους: } K_g = \phi * K = 0.011621$$

$$\text{Συντελεστής Άντωσης εδάφους: } C_{Lg} = \mu / (2 * K_g) = 1.075639$$

$$\text{Συντελεστής Οπισθέλκουσας εδάφους: } C_{Dg} = 0.024 + 0.04 * C_{Lg}^2 = 0.07028$$

Αν όπου T_0 η στατική ώθηση δηλαδή η ώθηση σε μηδενική ταχύτητα και T η ώθηση σε κάποια ταχύτητα V τότε

$$T = T_0 - a V^2$$

Όπου a μια σταθερά που μπορεί να είναι θετική ή αρνητική.

$$\text{Στο 65\% των περιπτώσεων, ισχύει ότι } T_0 = 113\%T = 46.859206\text{N}$$

$$\text{Άρα } a = (T_0 - T) / V_{\text{lift-off}}^2 = 0.032542 \text{Ns}^2/\text{m}^2$$

Ορίζονται οι σταθερές:

$$A = g \left(\frac{T_0}{W} - \mu \right)$$

$$B = \frac{g}{W} \left[\frac{1}{2} \rho S (C_{D_0} - \mu C_{L_0}) + a \right]$$

Προκύπτει ότι $A = 6.6686$ & $B = 0.000912014$

Ο χρόνος απογείωσης t_{T0} λαμβάνεται από τη σχέση:

$$t_{T0} = \frac{1}{\sqrt{AB}} \tanh^{-1} \left(\sqrt{\frac{B}{A}} V_{T0} \right) = \frac{1}{2\sqrt{AB}} \left[\ln \frac{\sqrt{A} + V_{T0}\sqrt{B}}{\sqrt{A} - V_{T0}\sqrt{B}} \right]$$

$T_{T0} = 9\text{sec}$ [48], [49]

Αναρρίχηση

Ο ρυθμός αναρρίχησης/ανόδου του ScanEagle UAV ορίζεται στα 2.5m/s (εξετάζουμε τη μέγιστη τιμή) και ο τύπος της ισχύος δίνεται από

$$P_{climb} = W_0 * (ClimbRate + \sqrt{\frac{2 * \frac{W}{S} + \sqrt{K}}{\rho_0 * \sqrt{3 + \sqrt{CD_0}}} * \frac{1.155}{D}})$$

Όπου $ClimbRate = 2.5$ m/s και $(L/D)_{max} = 22$

Προκύπτει ότι $P_{climb} = 560.371368/0.77727 = 720.948 = 721$ Watts

Στη συγκεκριμένη φάση το αεροσκάφος παραμένει μέχρι να φτάσει στο υψόμετρο πλεύσης του στα 900m, οπότε η χρονική διάρκεια της φάσης είναι $900/2.5 = 360\text{sec}$, δηλαδή για 6 λεπτά. Επειδή εκτοξεύεται από τον καταπέλτη με γωνία 45° δεχόμαστε ότι η επίγεια απόσταση από το σημείο απογείωσης μέχρι το σημείο που ξεκινάει το στάδιο πλεύσης είναι ίση με το υψόμετρο, δηλαδή 900m.

Πλεύση με 25m/s

Σε αυτό το σημείο, το αεροσκάφος έχει φτάσει στο υψόμετρο λειτουργίας του στα 900m και κινείται με σταθερή ταχύτητα $u = 25\text{m/s}$, για $t=1200\text{sec}$ καλύπτοντας απόσταση $s = 30\text{km}$ μέχρι να φτάσει τα αντίπαλα σύνορα, όπου θα ξεκινήσει το στάδιο πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα.

Όπως είδαμε πριν, για να διατηρείται σε σταθερή ταχύτητα κατά τη φάση πλεύσης πρέπει η ώση του να ισούται με την οπισθέλκουσα άρα $T = D$.

Στη συγκεκριμένη φάση δεχόμαστε ότι το βάρος μέσης διαδρομής δίνεται από τη σχέση $W_{mc} = 0.9030 * W_0 = 177.284619 \text{ N}$

Η πυκνότητα του αέρα στα 900m είναι $\rho_1 = 1.12278 \text{ kg/m}^3$

Συντελεστής άντωσης: $C_L = 2 * W_{mc} / (\rho_1 * V_{cruise}^2 * S) = 0.459813$ όπου

$$V_{cruise} = 25 \text{ m/s}$$

Συντελεστής Οπισθέλκουσας: $C_D = C_{D,0} + K * C_L = 0.042597$

Ορίζεται η σταθερά $M = C_L^{1.5} / C_D = 7.319693$

$$P_{cruise} = (2 * W_{mc}^3 / (\rho_1 * S))^{0.5} / M / \eta = 528.247 = 529 \text{ Watts}$$

Πλεύση με $V_{max} = 41.2 \text{ m/s}$

Σε αυτή τη φάση, το UAV περνάει τα σύνορα και κινείται στα αντίπαλα εδάφη, για αυτό το λόγο αναπτύσσει τη μέγιστη ταχύτητα του για να ελαχιστοποιήσει το χρόνο μέχρι τον στόχο/την περιοχή ενδιαφέροντος. Κινείται με μέγιστη ταχύτητα για 904sec, καλύπτοντας απόσταση περίπου 37.25 km, όσπου να ξεκινήσει η φάση της καταρρίχησης.

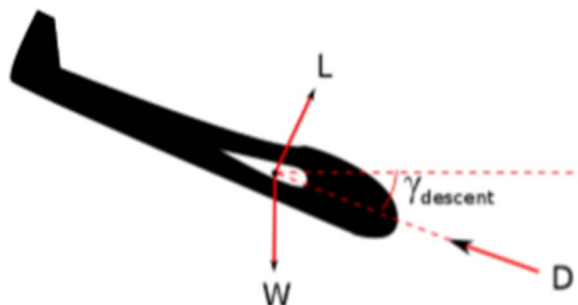
$$\frac{T}{W_{mc}} = 2 * \frac{K * W_{MC}}{\rho_1 * V_{max}^2 * S} + 0.5 * \rho_1 * V_{max}^2 * \frac{C_{D0}}{S}$$

Προκύπτει ότι η φόρτιση ισχύος είναι: $T/W_{mc} = 0.215065$

Και η τελική ισχύς εξόδου $P_{V_{max}} = (T/W_{mc}) * W_{mc} * V_{max} / \eta = 2021 \text{ Watts}$

Καταρρίχηση

Οι δυνάμεις που ασκούνται πάνω στο αεροσκάφος κατά τη διάρκεια της καταρρίχησης απεικονίζονται στην παρακάτω εικόνα:



Εικόνα 6.6: Δυνάμεις Αεροναυπηγικής κατά την καταρρίχηση

+ την ώση η οποία έχει τη διεύθυνση της οπισθέλκουσας D αλλά μπορεί να είναι ίδιας ή αντίθετης φοράς.

Υποθέτοντας $\gamma = 18^\circ$ και σταθερή ταχύτητα καταρρίχησης $V_{\text{descent}} = 50\text{m/s}$ και $\gamma = 18^\circ$ από την ανάλυση δυνάμεων ισχύει ότι:

$$\text{Δύναμη Άντωσης: } L = W \cdot \cos(18) = 168.607692\text{N}$$

$$C_L = 2 \cdot L / (\rho \cdot S \cdot V_{\text{descent}}^2) = 0.109327$$

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L = 0.03757$$

$$\text{Δύναμη Οπισθέλκουσας: } D = C_D \cdot \rho \cdot S \cdot V_{\text{descent}}^2 / 2 = 57.941723 \text{ N}$$

$$\text{Δύναμη Ωσης: } T = D - W \cdot \sin(18) = 3.157762 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$\text{Ισχύς Καταρρίχησης: } P_{\text{descent}} = T \cdot V_{\text{descent}} / \eta = 2013.13 \sim 204 \text{ Watts}$$

Η φάση καταρρίχησης διαρκεί ως τη στιγμή που το αεροσκάφος φτάσει στο υψόμετρο παρακολούθησης των 450m στο οποίο το αεροπλάνο ξεκινά να κινείται σε μια ευθεία απόσταση.

$$S = 450\text{m} / \sin(18) = 1456.23059\text{m} \text{ με ταχύτητα } V_{\text{descent}} = 50\text{m/s} \text{ για χρόνο}$$

$$t = 29.12 \sim 29\text{sec}$$

$$\text{Η οριζόντια διανυόμενη απόσταση είναι } S_{\text{ground}} = (1456.23059^2 - 450^2)^{0.5} = 1385\text{m}$$

Η συνολική οριζόντια απόσταση που διανύθηκε ως την περιοχή ενδιαφέροντος, δηλαδή μέχρι τη στιγμή που ξεκινάει το στάδιο παρακολούθησης, είναι περίπου 69.5km

Παρακολούθηση-Επιτήρηση

Στη συγκεκριμένη φάση το αεροσκάφος κινείται με ελάχιστη ταχύτητα (λίγο υψηλότερη της V_{stall}) στο υψόμετρο των 450m και η λειτουργία του, αγνοώντας τις αλλαγές ισχύος στις στροφές (γιατί κινείται κυκλικά στην περίμετρο της περιοχής), η πτήση του μπορεί να προσομοιαστεί με λειτουργία πλεύσης με ελάχιστη ταχύτητα. Ο χρόνος επιτήρησης επιλέχτηκε $5\text{min} = 600\text{sec}$

$$V_{\text{survey}} = 13.885\text{m/s} = 50\text{km/h}$$

$$\text{Η πυκνότητα του αέρα στο υψόμετρο των 450m είναι } \rho_2 = 1.134029\text{kg/m}^3$$

$$C_L = 2 \cdot W_{\text{mc}} / (\rho_2 \cdot V_{\text{survey}}^2 \cdot S) = 1.475841$$

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L = 0.057175$$

$$\text{Ορίζεται η σταθερά } \Lambda_1 = C_L^{1.5} / C_D = 31.358349$$

Οπότε η ισχύς παρακολούθησης δίνεται από τον τύπο

$$P_{\text{SURVEY}} = (2 \cdot W_{\text{mc}}^3 / (\rho_2 \cdot S))^{0.5} / \Lambda_1 / \eta = 122.69 \sim 123 \text{ Watts [50]}$$

Επιστροφή

Όταν τελειώσει το διάστημα της παρακολούθησης το αεροσκάφος αναρριχάται ξανά μέχρι το υψόμετρο πλεύσης του των 900m. Ο χρόνος αναρρίχησης τώρα από τα 450m μέχρι τα 900m είναι ο μισός από την αναρρίχηση της μετάβασης, δηλαδή διαρκεί 180sec και η επίγεια διανυόμενη απόσταση είναι ground distance = 450m. Οι απαιτήσεις ισχύος είναι πάλι 721Watts.

Όταν φτάσει στο υψόμετρο των 900m έχει να διανύσει με μέγιστη ταχύτητα 41.2 m/s περίπου $36.93\text{km} + 1.384\text{km} - 450\text{m} \sim 37.862\text{km}$ για ένα χρονικό διάστημα 919sec.

→ Με συμβατική προσγείωση

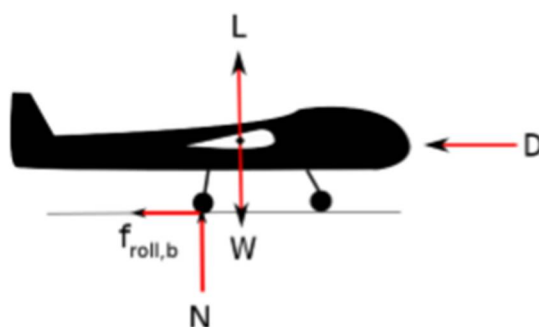
Από τη στιγμή που περνάει τα σύνορα και βρίσκεται στα συμμαχικά εδάφη το αεροσκάφος προγραμματίζεται σε φάση πλεύσης με 25m/s για εξοικονόμηση ενέργειας και φόρτιση της μπαταρίας, αφού δε διατρέχει πλέον κάποιον κίνδυνο.

Στο σενάριο συμβατικής προσγείωσης, το αεροσκάφος κινείται σε επίπεδο κανονικής πλεύσης με 25m/s για 1125sec διανύοντας μια απόσταση περίπου 28.13km. ($P=529\text{Watts}$)

Ύστερα ξεκινάει η φάση της καταρρίχησης, η οποία διαρκεί διπλάσιο χρόνο από την καταρρίχηση στο υψόμετρο παρακολούθησης (από τα 900m σε μηδενικό υψόμετρο) διανύοντας διπλάσια επίγεια απόσταση ίση με περίπου 2.77km για διπλάσιο χρόνο ίσο με 58sec ($P = 204 \text{ Watts}$)

Σημείωση: $2.77\text{km} + 28.13 = 30.9 \text{ km}$ (η απόσταση από το τέλος του αεροδιαδρόμου ως τα σύνορα, όπως υπολογίστηκε στο μέρος της μετάβασης)

Κατά τη φάση της προσγείωσης, οι δυνάμεις που ασκούνται στο αεροσκάφος απεικονίζονται στο παρακάτω σχήμα:



Εικόνα 6.7: Δυνάμεις Αεροναυπηγικής κατά την Προσγείωση

Το στάδιο της προσγείωσης ξεκινάει με το που το αεροσκάφος αγγίζει το έδαφος του αεροδιαδρόμου στην αρχή του και μπορεί να χωριστεί σε δύο μέρη. Στη διάρκεια του πρώτου

μέρους, το αεροπλάνο φρενάρει μόνο λόγω τριβής, χωρίς να λειτουργεί η πέδηση καθόλου και κατά τη διάρκεια της 2^{ης} φάσης, το σύστημα προώθησης δίνει αντίστροφη ώση T έτσι ώστε να ακινητοποιηθεί τελείως.

Στοιχεία

$$C_{Lmax} = 1.865$$

$$(L/D)_{take_down} = (L/D)_{max} = 22$$

$$S = 1.098868 \text{ m}^2$$

$$W_{mc} = 177.284619\text{N}$$

Ταχύτητα απώλειας στήριξης κατά τη διάρκεια της προσγείωσης

$$V_{stall_take_down} = \sqrt{\frac{W_{mc}}{0.5 * \rho * S * C_{Lmax}}} = 11.883942 \text{ m/s}$$

Η ταχύτητα του αεροσκάφους όταν αγγίζει το έδαφος είναι:

$$V_{take_down} = 1.3 * V_{stall} = 15.449125 \text{ m/s}$$

Η ταχύτητα του αεροσκάφους όταν ενεργεί το φρένο:

$$V_{brake} = 0.8 * V_{take_down} = 12.3593 \text{ m/s}$$

Φάση 1^η: Πριν την πέδηση (υπόθεση: $C_{Lg} = C_L : V_{take_down}$)

Δύναμη Ώσης: T = 0

Ισχύς: P = 0

Συντελεστής Τριβής: $\mu = 0.025$ (ίδιος με απογείωσης αφού το UAV προσγειώθηκε στον ίδιο αεροδιάδρομο από τον οποίο απογειώθηκε)

$$C_{Lg} = \frac{W_{mc}}{0.5 * \rho * S * V_{take_down}^2} = 1.10355$$

$$D = W_{mc} / (L/D) = 1.811599$$

$$C_{Dg} = \frac{D}{0.5 * \rho * S * V^2} = 0.050161$$

$$A = g * \left(\frac{T_0}{W} - \mu \right) = -\mu * g = -0.245166 \text{ m/s}^2 \quad (T_0 = 0, \alpha = 0)$$

$$B = \frac{g}{W_{mc}} * (0.5 * \rho * S * (C_{Dg} - \mu * C_{Lg}) + \alpha) = 0.00007807726 \text{ m}^{-1}$$

Ισχύς μέχρι το φρένο: $P = 0$

Απόσταση μέχρι το φρένο (μέχρι τη στιγμή που η ταχύτητα του $V = V_{\text{brake}}$) S_B :

($V_{TD} = V_{\text{take_down}}$, $V_B = V_{\text{brake}}$)

$$S_B = \frac{1}{2B} \ln \left(\frac{A - B V_{TD}^2}{A - B V_B^2} \right)$$

Προκύπτει ότι $S_B = 105.147 \sim 105\text{m}$

Φάση 2^η: Μετά την πέδηση ($T_0 = 0$, $\mu = 0.5$)

$A' = g * (T_0/W - \mu) = -4.902708 \text{ m/s}$

$B' = \frac{g}{W_{mc}} * (0.5 * \rho * S * (C_{Dg} - \mu * C_{Lg})) = 0.00177516586 \text{ m}^{-1}$

Απόσταση μετά το φρενάρισμα

$$S_2 = \frac{1}{2B} \ln \left(\frac{A - B V^2}{A} \right)$$

Προκύπτει $S_2 = 77.66896 \text{ m} \sim 78 \text{ m}$

Τελικά, η συνολική απόσταση διαδρόμου που χρησιμοποιήθηκε για την προσγείωση είναι $S_{\text{total}} = S_B + S_2 = 183\text{m} < 200\text{m}$ περίπου.

Οπότε για την απογείωση και την προσγείωση του UAV, χρησιμοποιείται αεροδιάδρομος 200m, ο οποίος κατά την προσγείωση χρησιμοποιείται σχεδόν όλος, ενώ κατά την απογείωση το UAV τοποθετείται στα $\frac{3}{4}$ του μήκους του, στα τελευταία 50m. Ο εκτοξευτής και το σύστημα SkyHook τοποθετούνται αμφότερα στο τέλος του αεροδιαδρόμου.

Χρόνος Προσγείωσης

$t = t_D = 0$, $v = v_0 = v_{TD} = 15.449125 \text{ m/s}$

Μέχρι την πέδηση: $S = u_0 * t_b - 0.5 * \alpha * t_b^2$, όπου $\alpha * t_b = u_b - u_{tD} = -3.089825$

Προκύπτει ότι $t_b = 6.1873 \sim 6\text{sec}$

Μετά την πέδηση: $0 - u_b = a_2 * t_2 = -12.3593$

$$S_2 = u_b * t_2 - 0.5 * a * t_2^2, \text{ προκύπτει ότι } t_2 = 12.56 \sim 13 \text{ sec}$$

Επομένως, η συνολική διάρκεια προσγείωσης είναι $t_{\text{tot}} = 19 \text{ sec}$ από τα οποία τα πρώτα 6sec η ισχύς εξόδου από το σύστημα προώθησης είναι $P = 0$.

Ισχύς Προσγείωσης

Στα επόμενα 13 sec, η ισχύς προσγείωσης υπολογίζεται ως εξής:

$$(W/S)' = W_{mc}/S = 161.333863 \text{ N/m}^2$$

Μόνο στο διάστημα στο οποίο φρενάρει, δηλαδή υπάρχει ώση T , έχουμε φόρτιση ισχύος:

$$S_2 = \frac{1.21 * (\frac{W}{S})'}{g * \rho_0 * C_{Lmax} * \frac{T}{W}}, \text{ τελικά } T/W = 0.11248889$$

Άρα η ισχύς προσγείωσης για 13sec είναι

$$P_{\text{landing}} = \frac{T}{W} * W_{mc} * \frac{V_{\text{brake}}}{\eta} = \mathbf{317.104687 \sim 317W}$$

➔ Με ανάκτηση με γάντζο

Ο γάντζος (το σύστημα SkyHook) έχει τοποθετηθεί στο τέλος του αεροδιαδρόμου, δηλαδή σε απόσταση 30900m από τα σύνορα της χώρας, από το σημείο δηλαδή που το αεροσκάφος κινείται με ταχύτητα πλευσης 25m/s.

Το αεροσκάφος κατευθύνεται μέσω του συστήματος πλοήγησης GPS προς το SkyHook με ταχύτητα πλευσης λίγο υψηλότερη της ταχύτητας απώλειας στήριξης 10-15m πάνω από το έδαφος, όπως προβλέπεται από τις προδιαγραφές του συστήματος SkyHook, έτσι ώστε να ελαχιστοποιηθούν οι κραδασμοί και οι δυνάμεις που θα ασκηθούν πάνω στο αεροσκάφος όταν γαντζωθεί στο σύστημα, με στόχο την ελαχιστοποίηση πιθανών βλαβών στο UAV. Οπότε η φάση της ανάκτησης του αεροσκάφους μπορεί να προσομοιαστεί με φάση πλευσης με

$V_{\text{recovery}} = 13.885 \text{ m/s}$ για 100m πριν το στόχο σε περίπου μηδενικό υψόμετρο, δηλαδή η πυκνότητα του αέρα είναι $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$

για χρόνο $100/13.885 = 7.202 \sim 7 \text{ sec}$

ξέρουμε ότι $W_{mc} = 177.284619 \text{ N}$

$$C_L = \frac{2 * W_{mc}}{\rho_0 * S * V_{\text{recovery}}^2} \rightarrow C_L = 1.366242$$

$$C_D = C_{D0} + K * C_L = 0.055603$$

$$\Lambda_2 = C_L^{1.5} / C_D = 28.720581$$

Οπότε, η ισχύς κατά την πλεύση ανάκτησης δίνεται από τον τύπο

$$P_{recovery} = \sqrt{2 * \frac{W_{mc}^3}{\rho_0 * S} * \frac{1}{A_1} * \frac{1}{\eta}} = 128.88 \sim 129 \text{ Watts}$$

Το αεροσκάφος χρειάζεται και σε αυτήν την περίπτωση κατά τη φάση της καταρρίχησης, να καταρριχθεί με $P = 204W$ για 58sec καλύπτοντας επίγεια απόσταση περίπου 2770m, οπότε η απόσταση που διανύει με ταχύτητα πλεύσης 25m/s ορίζεται στα $30900 - 2770 - 100 = 28030m$, την οποία την καλύπτει σε $1121.203sec \sim 1121 \text{ sec}$ με $P = 529 \text{ Watts}$.

Σημείωση: Για την πληρότητα της εργασίας, θα έπρεπε να αναφερθούν και οι ενεργειακές απαιτήσεις του συστήματος SkyHook, το οποίο όπως αναφέραμε προηγουμένως λειτουργεί με 6 επαναφορτιζόμενες μπαταρίες, αλλά δεχόμαστε ότι οι απαιτήσεις ισχύος του είναι ελάχιστες σε σχέση με τις συνολικές της αποστολής, ενώ θα μπορούσε να στηθεί και ένα δίκτυο στο σημείο που έχει τοποθετηθεί ο γάντζος (αφού ούτως ή άλλως το αεροσκάφος ζυγίζει 20kg) και με το ίδιο σύστημα GPS να πλοηγηθεί το αεροσκάφος προς το δίκτυο χωρίς καθόλου σπατάλη ενέργειας.

Οι πίνακες πλοήγησης του αεροσκάφους, για την περίπτωση εκτόξευσης-ανάκτησης με SkyHook και για την περίπτωση συμβατικής απογείωσης-προσγείωσης (taxing-landing) παρουσιάζονται στη συνέχεια μέσω του προγράμματος Excel. [51]

Πίνακας Εκτόξευσης-Ανάκτησης με SkyHook						
Μετάβαση						
Φάση Πτήσης	Υψόμετρο Πτήσης (m)	Αναπτυσσόμενη Ταχύτητα (m/s)	Απαιτούμενη Ισχύς (Watts)	Χρονική Διάρκεια (s)	Χρονικά Διαστήματα	
Εκτόξευση	0	25	0	30	0-30	
Αναρρίχηση	0-900	25	721	360	30-390	
Κανονική Πλεύση	900	25	529	1200	390-1590	
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900	41.2	2021	904	1590-2494	
Καταρρίχηση	900-450	50	204	29	2494-2523	
Παρακολούθηση	450	13.885	123	300	2523-2823	
Επιστροφή				Σύνολο : 2823"=47.05min		
Αναρρίχηση	450-900	25	721	180	0-180	
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900	41.2	2021	919	180-1099	
Κανονική Πλεύση	900	25	529	1121	1099-2220	
Καταρρίχηση	900-10	50	204	58	2220-2278	
Πλεύση με ταχύτητα ανάκτησης	10 (στους υπολογισμούς μηδενικό)	13.885	129	7	2278-2285	
				Σύνολο : 2285" = 38.083min		
Συνολική διάρκεια αποστολής:				5108" = 85.133min		

Πίνακας 4: Πλοήγηση του ScanEagle UAV στο σενάριο εκτόξευσης-ανάκτησης με SkyHook υβριδικού συστήματος ICE

Πίνακας Συμβατικής Απογείωσης και Προσγείωσης						
Μετάβαση						
Φάση Πτήσης	Υψόμετρο Πτήσης (m)	Αναπτυσσόμενη Ταχύτητα (m/s)	Απαιτούμενη Ισχύς (Watts)	Χρονική Διάρκεια (s)	Χρονικά Διαστήματα	
Απογείωση		0	12.87	534	9	0-9
Αναρρίχηση	0-900		25	721	360	9-369
Κανονική Πλεύση	900		25	529	1200	369-1569
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900		41.2	2021	904	1569-2473
Καταρρίχηση	900-450		50	204	29	2473-2502
Παρακολούθηση	450		13.885	123	300	2502-2802
Επιστροφή					Σύνολο :	2802" = 46.7min
Αναρρίχηση	450-900		25	721	180	0-180
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900		41.2	2021	919	180-1099
Κανονική Πλεύση	900		25	529	1125	1099-2224
Καταρρίχηση	900-0		50	204	58	2224-2282
Προσγείωση(μέρος 1 : πριν την πέδηση)	0		15.45 - 12.36	0	6	2282-2288
Προσγείωση(μέρος 2 : μετά την πέδηση)	0		12.36 - 0	317	13	2288-2301
Συνολική διάρκεια αποστολής :	5103" = 85.05 min				Σύνολο :	2301" = 38.35min

Πίνακας 5: Πλοήγηση του ScanEagle UAV στο σενάριο απογείωσης-προσγείωσης υβριδικού συστήματος ICE

6.2.3 Επιλογή Στοιχείων Κυκλώματος Και Διαστασιολόγηση

Θερμική Μηχανή ICE

Η θερμική μηχανή που χρησιμοποιήθηκε είναι της εταιρείας O.S, η οποία σχεδιάζει ειδικές μηχανές για αεροσκάφη μικρού και μεσαίου μεγέθους. Πρόκειται για τη δίχρονη μηχανή εσωτερικής καύσης O.S GGT10, που λειτουργεί με σπινθήρα ανάφλεξης, είναι μεγέθους περίπου 10cc, βάρους 561g, λειτουργεί με ονομαστική έξοδο ισχύος 1.58hp στις 10000 ΣΑΛ, ενώ μπορεί να λειτουργήσει σε ένα εύρος από 2000 μέχρι και 110000 στροφές ανά λεπτό. Η μηχανή επιλέχτηκε να λειτουργεί κοντά στα ονομαστικά της στοιχεία με ισχύ εξόδου τροφοδότησης του συστήματος του UAV

$$P = 1010W = 1.3539 \text{ hp}$$



Εικόνα 6.8.1: Μηχανή Εσωτερική Καύσης O.S 10cc

Specifications	Exploded Views	Parts Listing	Accessories	Gallery
Stock Number: OSMG1510 Displacement: 0.594 in (9.73 cc) Bore: 0.945 in (24.0 mm) Stroke: 0.846 in (21.5 mm) Rpm Range: 2000–11000 Output: 1.58 hp @ 10,000 rpm Total Weight: 19.8 oz (561 g) • Engine: 15.97 oz (453 g) • Muffler: 3.81 oz (108 g) Includes: G5 glow plug, E-3071 muffler, PD-08 pump & Tygon fuel line w/inline filter Requires: unleaded gasoline, 2-stroke oil & propeller Recommended props: 12x7, 12x8, 12x9, 13x6, 13x7, 13x8				

Εικόνα 6.8.2: Χαρακτηριστικά Μηχανής Εσωτερική Καύσης O.S 10cc

Κατανάλωση Καυσίμου

Σύμφωνα με στατιστικά στοιχεία της ίδιας εταιρείας, η μέση κατανάλωση καυσίμου των πιο διαδεδομένων θερμικών μηχανών που έχουν σχεδιαστεί για αεροσκάφη όταν λειτουργούν στο μέγιστο των απαιτήσεων παρουσιάζονται παρακάτω:

Approximate Fuel Consumption Rates at Full Throttle for the Most Commonly Used Aircraft Engine Sizes				
	2-Stroke Glow cu. in	4-Stroke Glow cu. in	2-Stroke Gas cc	4-Stroke Gas cc
0.375 oz/min				25
0.5 oz/min				32
0.75 oz/min	.32	.50	24	
1 oz/min	.40-.46	.70	32	
1.5 oz/min	.60	.90	50	
2 oz/min	.90	1.20	64	
2.5 oz/min	1.20	1.60		
3 oz/min	1.60	2.00		
3.5 oz/min	2.00			

Εικόνα 6.9: Πίνακας Κατανάλωσης Καυσίμου των πιο διαδεδομένων O.S Θερμικών Μηχανών

Ο τύπος της μηχανής (10cc) που χρησιμοποιήθηκε, η GGT10, όταν λειτουργεί στο μέγιστο των δυνατοτήτων της καταναλώνει $1.5 \text{ oz/min} = 0.0425243 \text{ kg/min} = 42.5243 \text{ gr/min}$ περίπου. ($1 \text{ oz} = 0.0283495 \text{ kg}$)

Στην κατάσταση λειτουργίας του πειράματος, στις 8690 ΣΑΛ, καταναλώνει περίπου $1.184987 \text{ oz/min} = 0.0334524 \text{ kg/min}$, δηλαδή 33.4524 gr καύσιμο περίπου ανά λεπτό.

Με τον πρώτο τρόπο πραγματοποίησης της αποστολής (εκτόξευση-SkyHook), η μηχανή εσωτερικής καύσης λειτουργεί σταθερά σε αυτές τις στροφές και σε αυτή την ισχύ εξόδου για όλη τη διάρκεια της αποστολής εκτός από τη φάση της εκτόξευσης, των δύο καταρριχίσεων, της παρακολούθησης και της τελικής φάσης πριν την ανάκτηση, στις οποίες ο κινητήρας BLDC της προπέλας τροφοδοτείται αποκλειστικά από την μπαταρία. Οπότε το συνολικό χρονικό διάστημα στο οποίο η ICE μηχανή είναι αποσυνδεδεμένη από το κύκλωμα είναι αντίστοιχα

$$30 + 29 + 58 + 300 + 7 = 424\text{sec} = 7.066\text{min}$$

Οπότε η συνολική διάρκεια που λειτουργεί είναι $85.133\text{min} - 7.066\text{min} = 78.067\text{min}$ και το συνολικό καύσιμο που θα καταναλώσει είναι 2611.5gr περίπου, δηλαδή περίπου 2.612kg, με αναλογία 50:1, άρα 51gr λάδι και 2561 gr αμόλυβδη.

Με το δεύτερο τρόπο πραγματοποίησης του σεναρίου (taxing-landing) η μηχανή παραμένει αποσυνδεδεμένη στις αντίστοιχες φάσεις δηλαδή, στην απογείωση, στις δύο καταρριχήσεις, στην παρακολούθηση και στην προσγείωση, οπότε παραμένει αποσυνδεδεμένη για

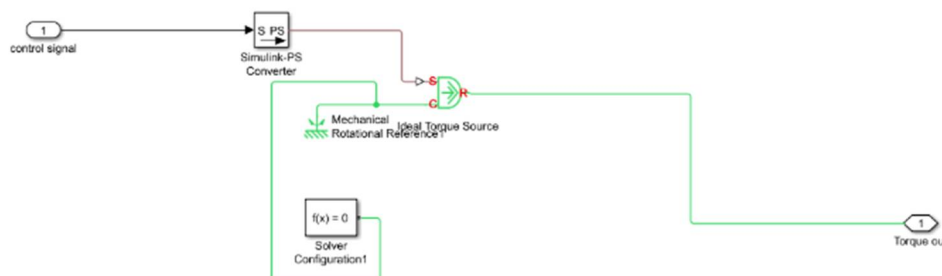
$$9 + 29 + 58 + 300 + 19 = 415 \text{ sec} = 6.9166\text{min}$$

Οπότε λειτουργεί για συνολικό διάστημα $85.05 - 6.9166 = 78.133\text{min}$ και καταναλώνει καύσιμο περίπου $2613.74\text{gr} = 2.614\text{kg}$ περίπου, δηλαδή πάλι 51gr λάδι και 2563 gr βενζίνη.

Κόστος

Αν σκεφτούμε ότι 1 λίτρο βενζίνη ζυγίζει 0.739kg, η αποστολή χρειάζεται 3.5358l. Το συνολικό κόστος της ICE είναι 320\$ ~ 256 ευρώ και με μια ενδεικτική τιμή της βενζίνης 1.6 ευρώ/l, το κόστος της αποστολής από θέμα καυσίμου είναι μόλις 5-6 ευρώ.

Η μηχανή εσωτερικής καύσης στο περιβάλλον Matlab/Simulink προσομοιώθηκε απλά ως μια ιδεατή πηγή ροπής, η οποία τροφοδοτεί την γεννήτρια μονίμων μαγνητών και της παρέχει την κατάλληλη ροπή που χρειάζεται για να τροφοδοτήσει το ηλεκτρικό ισοδύναμο του αεροσκάφους, ανάλογα με μια σταθερά, την οποία λαμβάνει ως είσοδο. Ο λόγος είναι η μεγάλη πολυπλοκότητα της λειτουργίας της που θα επιβάρυνε ακόμα περισσότερο τη διάταξη προσομοίωσης (το πείραμα εκτελέστηκε με τη βιβλιοθήκη SimPowerSystems, η οποία εμπεριέχει ολοκληρωμένα στοιχεία και πηγές ισχύος, πράγμα που επιβαρύνει σημαντικά το χρόνο προσομοίωσης σε σχέση με την εκτέλεση πειραμάτων σε περιβάλλον Simulink). Παρακάτω παρουσιάζεται η ICE μηχανή όπως προσομοιώθηκε στο Matlab/Simulink/SimpowerSystems.



Εικόνα 6.10: Προσομοίωση Ιδεατής Πηγής Ροπής στο περιβάλλον Matlab/Simulink

DC γεννήτρια Μονίμων Μαγνητών

Όπως αναφέρθηκε και σε προηγούμενο κεφάλαιο, η PM γεννήτρια συνεχούς ρεύματος δε γνωρίζει ευρεία χρήση. Χρησιμοποιείται, συνήθως, για την παραγωγή ισχύος από τουρμπίνες ανέμου και σε υβριδικά συστήματα με ανανεώσιμες πηγές ενέργειας. Μέχρι όμως τη δεκαετία του '60, πολλά αμάξια χρησιμοποιούσαν δυναμό ή γεννήτριες μονίμων μαγνητών συνεχούς ρεύματος για την κίνηση τους λόγω της απλής δομής τους και του χαμηλού κόστους και βάρους τους. Ακόμα, οι πρώτες γεννήτριες που κατασκευάστηκαν ήταν συνεχούς ρεύματος μονίμων μαγνητών, όταν η γνώση της χρήσης του εναλλασσόμενου ρεύματος ακόμα δεν ήταν εμπεριστατωμένη.

Παρόλα αυτά στην παρούσα διπλωματική, εξετάσαμε κατά πόσο μια τέτοια μηχανή θα μπορούσε να ανταποκριθεί στις απαιτήσεις του συστήματος. Οι κύριοι λόγοι έγκειται στην απλότητα της μηχανής, στη χαμηλή έξοδο ισχύος της γεννήτριας και στις χαμηλές απαιτήσεις ισχύος της (σε σχέση τουλάχιστον με τις απαιτήσεις ισχύος στην αυτοκινητοβιομηχανία, οι οποίες φτάνουν τα 1010W δηλαδή μόλις 1.35hp, ιπποδύναμη σχετικά μικρή έτσι ώστε να μη θεωρούμε πρόβλημα το φαινόμενο της πέδησης του δρομέα από το μαγνητικό πεδίο και στη μείωση του όγκου και του βάρους του συστήματος λόγω ανορθωτών και επιπλέον μετατροπέων, από τη στιγμή που το ScanEagle UAV έχει αρκετά χαμηλό βάρος, μόλις 20 kg μέγιστο βάρος απογείωσης, και έχει μήκος μόλις 1.2 m.[52] Η γεννήτρια που επιλέξαμε είναι της εταιρείας ThinGap, η οποία σχεδιάζει Permanent Magnet DC μηχανές και Permanent Magnet σύγχρονες γεννήτριες (οι οποίες χρησιμοποιούνται και ως Permanent Magnet Brushless DC κινητήρες σε συστήματα προώθησης αεροσκαφών) υψηλής απόδοσης και προσαρμοστικότητας στα συστήματα ενέργειας, ενώ παρουσιάζει ευρεία ποικιλία μηχανών μονίμων μαγνητών με πολύ διαδεδομένη χρήση και σε UAV αεροσκάφη και γενικότερα. Συγκεκριμένα, η PM γεννήτρια που χρησιμοποιήσαμε είναι η TG233X που παρουσιάζεται παρακάτω με τα βασικά μηχανολογικά χαρακτηριστικά και χαρακτηριστικά απόδοσής της.

TG233X

PERFORMANCE		
Max continuous torque	Nm	0.77
Max permissible speed	RPM	1600
Max continuous shaft power	kW	1.01
Max efficiency	%	89%
Max stator temperature	C	100
Peak Torque - 1s (3s)	Nm	2.83 (1.69)
MECHANICAL SPECIFICATIONS		
Max outer diameter	in (mm)	2.626 (67)
Through hole diameter	in (mm)	1.63 (41)
Total axial height	in (mm)	2.461 (63)
Rotor mass	lbs (kg)	1.275 (0.578)
Stator mass	lbs (kg)	1.682 (0.74)
Partset mass (rotor & stator)	lbs (kg)	0 (0)
Total motor assembly M1	lbs (kg)	1.632 (0.74)
Total motor assembly M2	lbs (kg)	1.682 (0.763)
Rotor Inertia	lbm-ft ² (kg-m ²)	9.30E-3 (3.92E-4)
Max continuous current	Arms	11.1
Voltage constant	Vpkl-I/(rad/s)	0.059
Voltage constant	Vpkl-I/kRPM	6.2
Torque constant	Nm/Arms	0.072
Motor Constant	Nm/√W	0.106
Terminal resistance	Ω	0.310
Terminal inductance	μH	20.6

Εικόνα 6.11: Χαρακτηριστικά DCPM ThinGap γεννήτριας TG233X

Λειτουργία-Προσομοίωση DC PM γεννήτριας

Όπως δείξαμε προηγουμένως, παρέχουμε στο block της γεννήτριας (περιστροφικά) μέσω της ιδεατής πηγής ροπής στην είσοδο Simulink S τη ροπή που θα χρειαστεί για να τροφοδοτήσει το σύστημα φορτίο-μπαταρία. Επιλέξαμε να τη χρησιμοποιήσουμε στις μέγιστες δυνατότητές της, δηλαδή λαμβάνει ροπή $T_L = 0.77 \text{ Nm}$ από την ICE και τροφοδοτεί με 1010 Watts το σύστημα συνδεδεμένη σε σειρά με έναν μετατροπέα υποβιβασμού-ανύψωσης σε λειτουργία υποβιβασμού για να κατεβάσει την τάση που παράγεται από τη γεννήτρια των 94.8V σε τάση 48V για τροφοδοτήσει τον DC Bus του αεροσκάφους.

Τα κυριότερα χαρακτηριστικά της τα οποία εισήλθαν και ως παράμετροι στο ολοκληρωμένο κύκλωμα DCPM γεννήτριας στο περιβάλλον Matlab/Simulink είναι:

- Αντίσταση Οπλισμού: 0.31Ω
- Επαγωγή Οπλισμού: $20.6 \mu\text{H}$
- Σταθερά Ροπής: 0.072 Nm/A
- Συνολική Αδράνεια Μηχανής: $0.392\text{g}\cdot\text{m}^2$

Η γωνία περιστροφής της γεννήτριας είναι $\omega = 1360 \text{ r/s}$ περίπου ενώ η ηλεκτρεγερτική τάση είναι $E = 94.8\text{V}$ ενώ το ρεύμα του δρομέα είναι $I_a = 10.654\text{A}$. Το συνολικό βάρος της γεννήτριας υπολογίζεται περίπου στα 2kg. [53]

DC Brushless PM Κινητήρας

Όπως αναφέραμε οι κινητήρες DC Brushless PM είναι μια νέα τεχνολογία κινητήρων, οι οποίοι χρησιμοποιούνται κατά κόρον πλέον στον τομέα UAV λόγω του χαμηλού τους βάρους, της υψηλής ενεργειακής τους απόδοσης και της σιωπηλής λειτουργίας και χαμηλής δόνησης τους.

Πλεονεκτήματα DC Brushless PM ThinGap Κινητήρων:

- Υψηλή φόρτιση ισχύος
- Μεγάλο εύρος ισχύος εξόδου (50W – 550kW)
- Χαμηλό βάρος και αδράνεια
- Βελτιωμένο σύστημα ενσωμάτωσης και προσαρμοστικότητα
- Μεγάλο εύρος εφαρμογών από κινητήρες προώθησης, μέχρι ενσωμάτωση σε υβριδικά συστήματα παραγωγής ενέργειας, ηλεκτρικά χερσαία οχήματα κλπ

Μπαταρία Li-Ion & Buck-Boost Converters

Τα πλεονεκτήματα των μπαταριών ιόντων λιθίου, με σημαντικότερο αυτό της ενεργειακής πυκνότητας, και η ευρεία χρήση τους σε συστήματα προώθησης ιδιαίτερα σε UAV τεχνολογίες έχουν ήδη αναλυθεί εκτενώς. Η μπαταρία που χρησιμοποιήθηκε, επιλέχθηκε σύμφωνα με πολλά κριτήρια, όπως τα μέγιστα ρεύματα φόρτισης-εκφόρτισης, το σενάριο αποστολής, το βάρος, την χωρητικότητα κ.α.



Εικόνα 6.12.1: Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Ιόντων-Λιθίου

Specification	
Nominal Voltage	36v
Nominal Capacity	single cell capacity can produce 2000mah ,2200mah ,2600mah
Battery cell	3.7v 18650 li-ion battery
Dimension	single cell size 18mm*65mm(D*H),size can be customized as per customer's request
Cycle time	500 times
Charging Cut-off Voltage	42V
Discharge Cut-off Voltage	30V
Standard Charge Current	0.2C
Maximum Charging Current	0.5C
Maximum Discharging Current	3C
Operating Temperature	Charge 0~45°C Discharge -20~60°C
Storage Voltage	36V

Εικόνα 6.12.2: Χαρακτηριστικά Ηλεκτρικού Συσσωρευτή Ιόντων-Λιθίου

Η συγκεκριμένη μπαταρία είναι σχεδιασμένη για ηλεκτρικό ποδήλατο δουλεύει σε ονομαστική τάση 36V και η χωρητικότητα της μπορεί να έχει ένα εύρος 20–100AH. Για τις απαιτήσεις της εργασίας επιλέξαμε χωρητικότητα 25Ah με μέγιστο ρεύμα φόρτισης 12.5A και μέγιστο ρεύμα εκφόρτισης 75A. Το βάρος της είναι περίπου 3.6kg. Η διαστασιολόγηση της μπαταρίας έγινε κυρίως βάση της απαιτούμενης δυνατότητας παροχής ενεργειακής πυκνότητας, τα μέγιστα απαιτούμενα ρεύματα φόρτισης/εκφόρτισης και την ικανότητα της να φέρει εις πέρας την αποστολή ή τουλάχιστον να φέρει το αεροσκάφος πίσω στη βάση του, ακόμα και στην έσχατη περίπτωση, τη βλάβη του συστήματος προώθησης όταν βρίσκεται στην περιοχή ενδιαφέροντος, λαμβάνοντας υπόψιν βέβαια το βάρος και τον όγκο της.

Η μπαταρία φορτίζεται, δηλαδή ο μετατροπέας βρίσκεται σε λειτουργία υποβιβασμού, στις φάσεις: αναρρίχηση και πλεύση με ταχύτητα 25m/s, ενώ εκφορτίζεται (λειτουργία ανύψωσης) στις φάσεις:

συμβατική απογείωση, καταρρίχηση, παρακολούθηση και στις δύο φάσεις ανάκτησης (landing & χρήση Skyhook), στις οποίες τροφοδοτεί αποκλειστικά μόνη της το φορτίο, λόγω χαμηλών ενεργειακών απαιτήσεων αλλά και στη φάση της πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα όπου έχουμε τις υψηλότερες ενεργειακές απαιτήσεις και το φορτίο τροφοδοτείται από το άθροισμα των ισχύων εξόδου της DC γεννήτριας και της μπαταρίας.

Φάση Αποστολής	Λειτουργία Μπαταρίας	Ισχύς ICE-γεννήτριας (W)	Ισχύς Μπαταρίας (W)	Ισχύς Φορτίου (W)
Εκτόξευση 1ου σεναρίου			0	0
Απογείωση 2ου σεναρίου	εκφόρτιση		0	534
Αναρρίχηση	φόρτιση	1010	289	721
Πλεύση με 25m/s	φόρτιση	1010	483	528
Πλεύση με 41.2 m/s	εκφόρτιση	1010	1011	2021
Καταρρίχηση	εκφόρτιση	0	204	204
Παρακολούθηση	εκφόρτιση	0	123	123
Ανάκτηση SkyHook 1ου σεναρίου	εκφόρτιση	0	129	129
Προσγείωση 2ου σεναρίου(μέρος 1)			0	0
Προσγείωση 2ου σεναρίου(μέρος 2)	εκφόρτιση		0	317

Πίνακας 6: Πίνακας Διανομής Ενέργειας Φάσεων Αποστολής του ScanEagle με υβριδικό σύστημα με χρήση ICE

Η επιλογή των διαστάσεων της μπαταρίας βασίστηκε αρχικά στην μέγιστη ισχύ εκφόρτισης κατά τη διάρκεια της πλεύσης με 41.2 m/s. Η μπαταρία πρέπει να είναι σε θέση να δώσει για 15min περίπου 1011W στο φορτίο και λόγω προσπάθειας για απλότητα στο κύκλωμα μας να λάβει το πλεόνασμα ισχύος κατά τη διάρκεια της πλεύσης με 25m/s που είναι και η κύρια φάση φόρτισης της, ιδιαίτερα στην επιστροφή. Οπότε, πρέπει να έχει ένα σχετικά μεγάλο μέγιστο ρεύμα φόρτισης/εκφόρτισης. Ακόμα το βάρος της δεν μπορεί να είναι άνω των 4kg λόγω του μέγιστου βάρους απογείωσης 20-22kg του αεροσκάφους. Ακόμα, το ονομαστικό ρεύμα εκφόρτισης της μπαταρίας, ένα πολύ σημαντικό στοιχείο για την καμπύλη εκφόρτισης, πρέπει να οριστεί μεταξύ των 0.2C-0.5C, όπως είναι το σύνηθες στις μπαταρίες ιόντων-λιθίου.

Παράμετροι Μπαταρίας	Τιμές
Ονομαστική Τάση (V)	36
Τάση Πλήρους Φόρτισης (V)	42
Τάση Αποκοπής (V)	30
Τάση Φόρτισης (V)	39
Εκτιμώμενη Χωρητικότητα (Ah)	25
Μέγιστο Ρεύμα Εκφόρτισης (A)	75
Ονομαστικό Ρεύμα Εκφόρτισης(A)	12.5
Μέγιστο Ρεύμα Φόρτισης (A)	17.5
Εσωτερική Αντίσταση (Ω)	0.014
Βάρος (kg)	3.6
Διαστάσεις	customized
Ενεργειακή πυκνότητα (Wh/kg)	250

Πίνακας 7: Παράμετροι Ηλεκτρικού Συσσωρευτή 36V/25Ah

DC Bus (Κεντρικός Ζυγός Διανομής)

Ο κεντρικός ζυγός διανομής επιλέχθηκε να λειτουργεί σε ονομαστική τάση 48 V λόγω των χαμηλών απαιτήσεων ισχύος (μέχρι 2kW), ούτως ή άλλως στα περισσότερα UAV τέτοιου μεγέθους, οι κινητήρες που ενσωματώνονται είναι από οικιακές μηχανές και εργαλεία, και γιατί μια αυξημένη τάση λειτουργίας του δικτύου θα απαιτούσε μεγαλύτερη προστασία για την ασφάλεια και την αποφυγή βλαβών στο σύστημα προώθησης.

Για την διαστασιολόγηση του κεντρικού ζυγού και του καλωδίου χρησιμοποιούμε τον κανόνα (Chuck Cunningham) ότι η άτρακτος ισούται περίπου με το 80% του ανοίγματος φτερών του αεροσκάφους, ενώ το καλώδιο πρέπει να επεκτείνεται τουλάχιστον 2 φορές κατά μήκος της άτρακτου.

Μήκος

Αφού το άνοιγμα φτερών είναι 3.1m τότε η άτρακτος έχει μήκος 2.48m και μαζί με το συνυπολογισμό του 30%, του ποσοστού ασφαλείας, το μήκος του καλωδίου ορίζεται γύρω στα 7m.

Διατομή

Η μέγιστη μεταφερόμενη ισχύς που μεταφέρει ο DC Bus είναι κατά τη διάρκεια της παράλληλης τροφοδοσίας πηγής και μπαταρίας, όταν το αεροσκάφος πλέει με μέγιστη ταχύτητα, και είναι $P=2021$ Watts, οπότε υπό τάση 48V το μέγιστο ρεύμα που μεταφέρει είναι 42.10417A. Γι' αυτό το λόγο επιλέχθηκε καλώδιο AWG 8 που έχει μέγιστη δυνατότητα ρεύματος 50A που έχει διατομή 8.4 mm^2 .

Αντίσταση, Αγωγιμότητα, Χωρητικότητα

Η αντίσταση του καλωδίου AWG 8 ορίζεται στα $2.061 \Omega/\text{km}$, η αγωγιμότητα στα $0.438\text{mH}/\text{km}$ και η χωρητικότητα στα $0.644\mu\text{F}/\text{km}$.

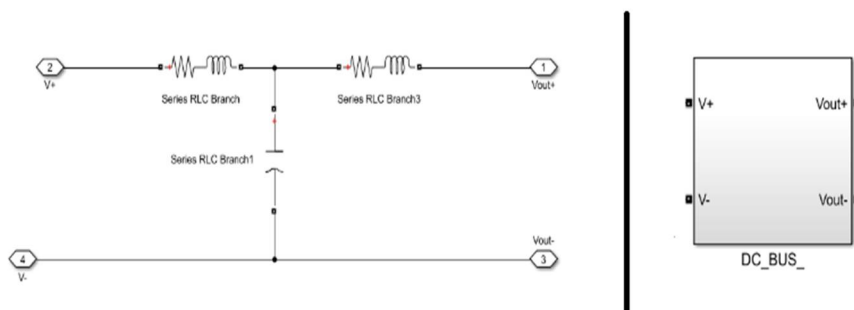
Επομένως, ο πίνακας των στοιχείων του DC κεντρικού ζυγού διανομής είναι:

Χαρακτηριστικά DC Bus	
Μήκος (m)	7
Διατομή (mm ²)	8.4
Αντίσταση (mΩ)	14.427
Χωρητικότητα(nF)	4.5
Επαγωγή (μH)	3.066
Μέγιστο ρεύμα διανομής(A)	50

Πίνακας 8: Χαρακτηριστικά στοιχεία Κεντρικού Ζυγού Διανομής

Άρα $z = r + jx = 0.0144 + j3.066 \cdot 10^{-6}$ και $Y = 4.5 \cdot 10^{-9}$ F. (Ο Κάθε κλάδος παρουσιάζει συνολική αντίσταση $z/2$)

Παρακάτω, παρουσιάζεται το υποσύστημα προσομοίωσης του DC Bus (εσωτερικά και εξωτερικά) σε T ισοδύναμο μοντέλο, έτσι όπως προσομοιώθηκε στο Matlab/Simulink και ο πίνακας με το ρεύμα του κεντρικού ζυγού σε κάθε φάση της αποστολής.



Εικόνα 6.13: Κεντρικός Ζυγός Διανομής της Προσομοίωσης

Φάσεις Αποστολής	Ρεύμα DC Bus (A)
Εκτόξευση σεναρίου 1	0
Απογείωση σεναρίου 2	11.125
Αναρρίχηση	15.020
Πλεύση 25m/s	11
Πλεύση 41.2 m/s	42.104
Καταρρίχηση	4.25
Παρακολούθηση	2.563
Ανάκτηση σεναρίου 1	3.384
Προσγείωση σεναρίου 2 (Μέρος 1)	0
Προσγείωση σεναρίου 2 (Μέρος 2)	6.604

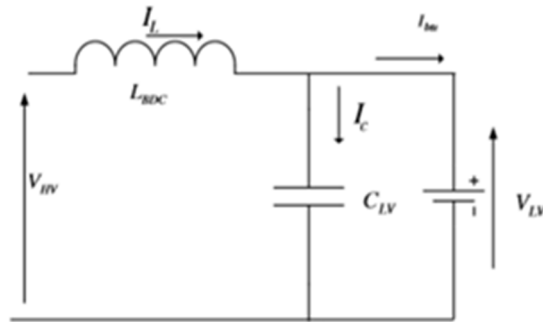
Πίνακας 9: Ρεύμα του Κεντρικού Ζυγού Διανομής σε κάθε φάση της αποστολής

Μετατροπείς Ισχύος

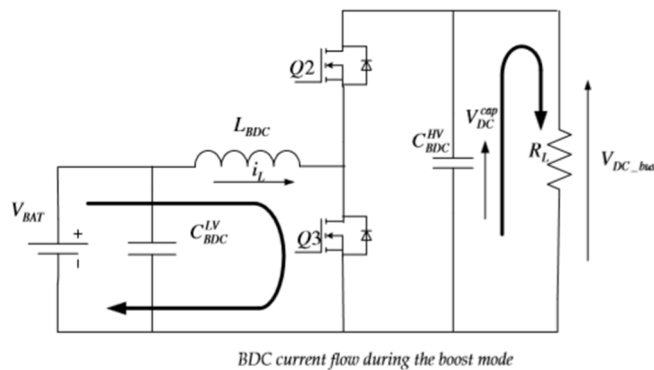
Στο ηλεκτρικό ισοδύναμο του αεροσκάφους και η γεννήτρια συνεχούς ρεύματος και η μπαταρία συνδέονται με DC-DC μετατροπείς, έτσι ώστε σε κάθε φάση να μετασχηματίζουν την τάση της ισχύος και να τροφοδοτούν το φορτίο υπό τάση 48V. Ο μετατροπέας, ο οποίος συνδέεται στους ακροδέκτες της μπαταρίας πρέπει να είναι buck-boost, δηλαδή να έχει τη δυνατότητα διπλής δρομολόγησης του ρεύματος. Η buck λειτουργία ενεργοποιείται για τη φόρτιση της μπαταρίας και η boost λειτουργία για την εκφόρτιση.

Boost Λειτουργία-Λειτουργία Εκφόρτισης & Buck Λειτουργία-Λειτουργία Φόρτισης

Όταν η ισχύς ρέει από τη χαμηλή τάση προς την υψηλή, κατά τη διάρκεια της λειτουργίας ανύψωσης, ο διακόπτης-mosfet Q3 λειτουργεί ως ο ενεργός διακόπτης και ο Q2 ως ο παθητικός, όπως μια ανάστροφα πολωμένη δίοδος. Η λειτουργία του δεν έχει μεγάλη διαφορά από έναν μετατροπέα μονής δρομολόγησης-ανύψωσης: η μπαταρία εκφορτίζεται και το ρεύμα “βλέπει” τον πυκνωτή χαμηλής τάσης ως ανοιχτοκύκλωμα και ρέει προς το πηνίο και τον mosfet Q3, φορτίζοντας τον πυκνωτή υψηλής τάσης, ο οποίος τροφοδοτεί τον κεντρικό ζυγό διανομής. Αντίθετα, κατά τη λειτουργία φόρτισης, ο μετατροπέας λειτουργεί ακριβώς όπως ένας μετατροπέας υποβιβασμού, δηλαδή το ρεύμα που προέρχεται από τον κεντρικό ζυγό διανομής βλέπει τον πυκνωτή υψηλής τάσης ως ανοιχτοκύκλωμα και διέρχεται μέσω του mosfet Q2, ο οποίος τώρα λειτουργεί αυτός ως ενεργή δίοδος και ο Q3 ως ανάστροφα πολωμένη και ρέει προς την μπαταρία και τον πυκνωτή χαμηλής τάσης φορτίζοντάς την. Η επιθυμητή και επιτρεπτή κυμάτωση στην έξοδο του μετατροπέα είναι για την τάση $\Delta V = 2\%$ και για το ρεύμα $\Delta i = 1\%$. Η συχνότητα των MOSFET επιλέχθηκε 25kHz, δηλαδή η περίοδος $T = 40\mu s$.



Εικόνα 6.14: Λειτουργία υποβιβασμού DC-DC buck boost converter



Εικόνα 6.15: Λειτουργία ανύψωσης DC-DC buck boost converter

Λειτουργία υποβιβασμού

Σχέση που ενώνει την τάση εισόδου (του κεντρικού ζυγού διανομής) με την τάση εξόδου (τάση μπαταρίας):

$$V_{bat} = D \cdot V_{dc_bus} \rightarrow D = \frac{V_{bat}}{V_{dcbus}}$$

όπου D: ο βαθμός χρησιμοποίησης.

Η απαιτούμενη επαγωγή χαμηλής τάσης L_{bdc} , σκοπός της οποίας είναι η ελαχιστοποίηση της κυμάτωσης του ρεύματος εξόδου δίνεται από τη σχέση:

$L_{BDC} = \frac{V_{bat} \cdot (1-D)}{\Delta i_{bat} \cdot f}$ και υπολογίζεται από τη μικρότερη τάση λειτουργίας της μπαταρίας και τον αντίστοιχο βαθμό χρήσης γιατί τότε γίνεται μέγιστη, ενώ στο παρονομαστή εισάγεται η κυμάτωση του μέγιστου ρεύματος φόρτισης της μπαταρίας.

Η χωρητικότητα του πυκνωτή χαμηλής τάσης ελαχιστοποιεί την κυμάτωση στην τερματική τάση της μπαταρίας και δίνεται από τη σχέση που χρησιμοποιεί την ελάχιστη τάση της μπαταρίας και την επαγωγή χαμηλής τάσης:

$$C_{LV} = \frac{V_{bat} \cdot (1-D)}{8 \cdot f^2 \cdot L_{bdc} \cdot \Delta V_{bat}}$$

Λειτουργία ανύψωσης

$$\text{Βαθμός Χρησιμοποίησης: } D = 1 - \frac{V_{bat}}{V_{dcbus}}$$

Ο πυκνωτής υψηλής τάσης, ο οποίος βρίσκεται στην τάση του κεντρικού ζυγού διανομής, έχει σκοπό την ελαχιστοποίηση της κυμάτωσης της τάσης του Dc Bus. Υπολογίζεται από την εξίσωση:

$$C_{dc_bus} = \frac{I_{busmax} * D}{f * V_{dcbus} * 0.02}$$

Όπου $I_{bus_max} = P_{max}/48$ το μέγιστο ρεύμα που περνάει στον κεντρικό ζυγό διανομής κατά τη διάρκεια της παροχής μέγιστης ισχύος, δηλαδή κατά τη φάση της πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα. Η τάση του κεντρικού ζυγού διανομής είναι μονίμως 48V DC για να λειτουργεί το φορτίο υπό ονομαστική τάση.

Φάση Αποστολής	Τάση Μπαταρίας (V)	Ρεύμα Μπαταρίας (A)	Ισχύς Μπαταρίας (W)	Βαθμός Χρησιμοποίησης (D)	SOC(διάρκεια μετάβασης)
Απογείωση	38.618	13.83	534	0.1954	75%
Πλεύση με 41.2 m/s	40	25.25	1010	0.1667	94%
Καταρρίχηση	38.83	5.254	204	0.191	69.5%
Παρακολούθηση	38.89	3.163	123	0.19	69.5%
Ανάκτηση SkyHook	38.81	3.324	129	0.191	60%
Προσγείωση (2ο μέρος)	38.665	8.199	317	0.194	60%
Αναρρίχηση	39.3	-7.354	-289	0.8187	75%
Πλεύση με 25m/s	39.578	-12.204	-483	0.8245	78%

Πίνακας 10: Ενεργειακά Στοιχεία του Ηλεκτρικού Συσσωρευτή των σεναρίων χρήσης υβριδικού συστήματος με ICE

Στοιχεία DC-DC buck-boost converter

Από ότι βλέπουμε από τα ενεργειακά στοιχεία της μπαταρίας, η ελάχιστη τερματική τάση της μπαταρίας είναι 38.618V και το μέγιστο ρεύμα φόρτισης είναι 12.204A άρα

$$L_{BDC} = \frac{38.618 * (1 - 0.1954)}{25000 * 0.01 * 12.204} = 10.1842 \text{ mH}$$

$$C_{LV} = \frac{38.618 * (1 - 0.1954)}{25000^2 * 8 * 10.1842 * 10^{-3} * 38.618 * 0.02} = 6.32 \text{ }\mu\text{F}$$

Το μέγιστο ρεύμα που θα δεχτεί ο κεντρικός ζυγός διανομής είναι

$$I_{max} = P_{max}/48 = 2021/48 = 42.1042\text{A με αντίστοιχο βαθμό χρησιμοποίησης } 0.1667$$

$$\text{Άρα } C_{dc_bus} = \frac{42.1042 * 0.1667}{25000 * 48 * 0.02} = 292.449 \text{ }\mu\text{F}$$

Όσον αφορά τον μετατροπέα DC-DC της DC γεννήτριας χρησιμοποιούμε τον ίδιο μετατροπέα σε συνεχή λειτουργία υποβιβασμού που να υποβιβάζει την τάση της ισχύος εξόδου των 94.8V στα 48V που λειτουργεί ο κεντρικός DC Bus. Για να το πετύχουμε αυτό, κρατάμε το Mosfet Q3 συνέχεια

ανενεργό, δίνοντας του μηδενικό duty cycle και δίνοντας ένα συνεχή βαθμό χρησιμοποίησης στον Mosfet Q2.

Τα χαρακτηριστικά του δεύτερου μετατροπέα συνοψίζονται παρακάτω:

$$\text{Duty Cycle: } D = 48/94.8 = 0.506329$$

$$L_{\text{BDC}}' = \frac{48*(1-0.506329)}{25000*0.2104} = 4.5\text{mH}$$

$$C_{\text{LV}}' = \frac{48*(1-0.506329)}{8*25000^2*0.0045*0.96} = 1.097\mu\text{F}$$

$$C_{\text{gen}} = \frac{48*0.506329}{25000*94.8*0.02} = 512.738 \mu\text{F}$$

Τα ρεύματα εξόδου των δύο DC-DC μετατροπέων παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα (ρεύμα εξόδου καλούμε το ρεύμα των μετατροπέων προς τη μεριά του κεντρικού ζυγού διανομής και όχι προς τις πηγές, γι' αυτό και στις φάσεις φόρτισης της μπαταρίας, εισάγονται με αρνητικό πρόσημο).

Φάση Αποστολής	Ρεύμα Εξόδου Μετατροπέα Γεννήτριας (A)	Ισχύς εξόδου μετατροπέα Γεννήτριας (W)	Ρεύμα Εξόδου Μετατροπέα Μπαταρίας (A)	Ισχύς Εξόδου Μετατροπέα Μπαταρίας (W)
Εκτόξευση 1ου σεναρίου	0	0	0	0
Απογείωση 2ου σεναρίου	0	0	11.125	534
Αναρρίχηση	21.042	1010	-6.021	-289
Πλεύση με 25m/s	21.042	1010	-10.021	-481
Πλεύση με 41.2m/s	21.042	1010	21.063	1011
Καταρρίχηση	0	0		204
Παρακολούθηση	0	0	2.563	123
Ανάκτηση 1ου σεναρίου	0	0	2.688	129
Προσγείωση 2ου σεναρίου (Μέρος 1)	0	0	0	0
Προσγείωση 2ου σεναρίου (Μέρος 2)	0	0	6.604	317

Πίνακας 11: Ρεύματα Μετατροπέων σε κάθε φάση της αποστολής

Και τα δύο σενάρια επιλέχτηκε να ξεκινήσουν με μια μέση στάθμη φόρτισης μπαταρίας 75% με το συλλογισμό ότι το αεροσκάφος δεν χρησιμοποιείται για ερευνητικούς σκοπούς, και πολλές από τις αποστολές του θα μπορούσαν να μην είναι προγραμματισμένες και θα μπορούσε να μην είχε γίνει η απαραίτητη συντήρηση ούτε να υπάρχει χρόνος για να φορτιστεί η μπαταρία του. Του εναντίον, το UAV πρέπει να είναι σε θέση να εκτελέσει επείγουσα αποστολή, σχετικά υψηλού χρονικού διαστήματος ακόμα και αν έχει αφεθεί για αρκετά μεγάλο χρονικό διάστημα αχρησιμοποίητο, οπότε έχει επιδράσει το φαινόμενο αυτοεκφόρτισης ή ακόμα και αν έχει επιστρέψει από κάποια άλλη αποστολή.

Για την επιτυχημένη ολοκλήρωση των σεναρίων αποστολής, οι χρόνοι των φάσεων της αποστολής διαιρέθηκαν δια δέκα, γιατί το πρόγραμμα Matlab/Simulink αδυνατούσε να ολοκληρώσει περίπου 2800sec μετάβασης και άλλα 2800sec επιστροφής. Οι μόνοι χρόνοι που δε διαιρέθηκαν δια δέκα είναι οι φάσεις των δύο απογειώσεων (ο χρόνος της φάσης εκτόξευσης τέθηκε ενδεικτικά 10sec), οι χρόνοι καταρρίχησης και οι χρόνοι των δύο ανακτήσεων, γιατί τα χρονικά τους διαστήματα είναι ελάχιστα μπροστά στην πολύ υψηλή διάρκεια των φάσεων πλεύσης και παρακολούθησης και δεν

επηρεάζουν σημαντικά τον SOC της μπαταρίας. Ακόμα, η διαίρεση αυτών των διαστημάτων θα είχε ως αποτέλεσμα την εξαγωγή μη ασφαλών συμπερασμάτων, γιατί για παράδειγμα το πρώτο διάστημα καταρρίχησης διαρκεί 29sec. Η διαίρεση θα είχε ως αποτέλεσμα την προσομοίωση του διαστήματος για 2.9sec, από τα οποία σχεδόν το πρώτο δευτερόλεπτο εξ' ολοκλήρου σπαταλάται για την προσαρμογή της DC γεννήτριας. Ακόμα, λόγω αδυναμίας του λογισμικού να προσομοιώσει τόσο μεγάλα χρονικά διαστήματα, οι μεταβάσεις και οι επιστροφές διαχωρίστηκαν μεταξύ τους και σε μέρη και σαν χρονικά διαστήματα.

Το φορτίο που έχει καταναλωθεί σε κάθε φάση (ή έχει αποθηκευτεί) δίνεται σε σχέση με την ολική εκτιμώμενη χωρητικότητα του συσσωρευτή 25 Ah από την εξίσωση:

$$\Delta Q = \frac{I * t}{25 * 3600} \text{ όπου ο χρόνος δίνεται σε δευτερόλεπτα και το ρεύμα σε A. Επομένως:}$$

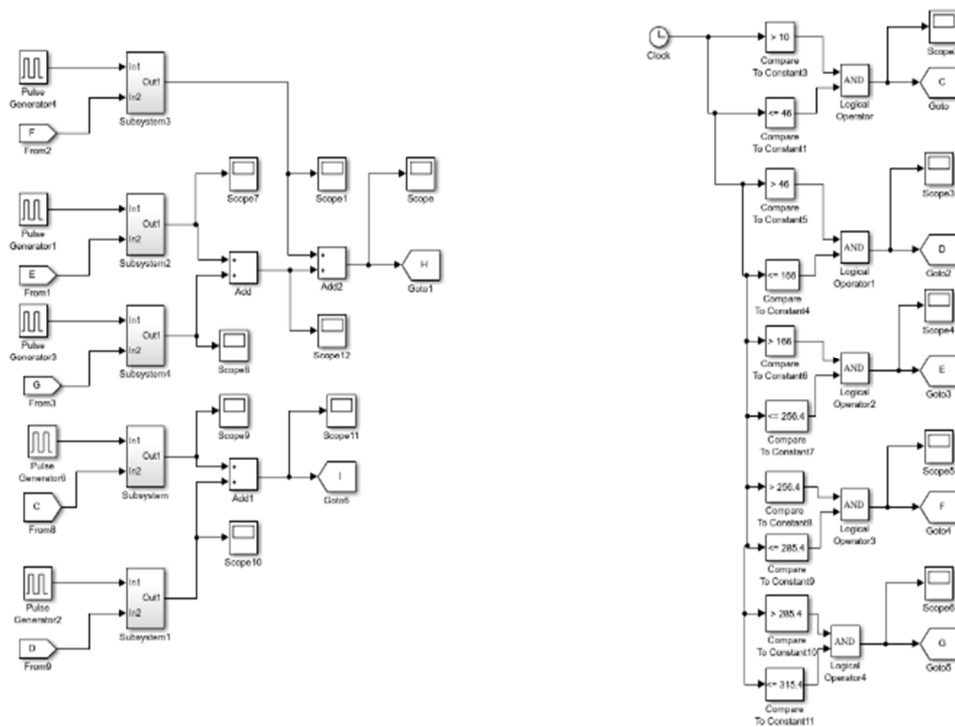
- ➔ Απογείωση: $\Delta Q = - 0.001383$ άρα ο SOC μειώνεται (λόγω λειτουργίας εκφόρτισης) μόλις 0.138% γι' αυτό και θεωρείται αμελητέο και η αναρρίχηση ξεκινάει και αυτή με 75%
- ➔ Αναρρίχηση: $\Delta Q = +0.0294$, άρα ο SOC αυξάνεται (λόγω φόρτισης) κατά 2.94% και η φάση της πλεύσης με κανονική ταχύτητα ξεκινάει με ~ 78%
- ➔ Πλεύση με 25m/s: $\Delta Q = +0.16272$, άρα ο SOC στο τέλος της φάσης θα είναι ~94%
- ➔ Πλεύση με 41.2 m/s: $\Delta Q = -0.2536$, άρα ο SOC στο τέλος της φάσης θα είναι ~69%
- ➔ Καταρρίχηση: $\Delta Q = 0.00169$, ο SOC θεωρείται σταθερός κατά τη διάρκεια
- ➔ Παρακολούθηση: $\Delta Q = 0.01054$, άρα η επιστροφή ξεκινάει με SOC ~68%
- ➔ Τέλος Δεύτερης αναρρίχησης: SOC ~69.5%
- ➔ Τέλος Δεύτερης Πλεύσης με 41.2 m/s: SOC ~44%
- ➔ Τέλος Δεύτερης Πλεύσης με 25 m/s: SOC ~60%
- ➔ Οι επόμενες φάσεις καταρρίχησης και ανάκτησης με SkyHook ή καταρρίχησης και συμβατικής προσγείωσης επηρεάζουν τον SOC το πολύ μέχρι 0.5%.

Οπότε και στα δύο σενάρια, η μέγιστη στάθμη φόρτισης της μπαταρίας είναι το 94-95%, η ελάχιστη το 44% και εν τέλει η στάθμη στο τέλος της επιστροφής κυμαίνεται γύρω στο 59-60%.

Οι βαθμοί χρησιμοποίησης που δόθηκαν ως είσοδο στα Mosfet κατά την επιστροφή ήταν σημαντικά διαφορετικοί από αυτούς των μεταβάσεων, γιατί ο SOC του ηλεκτρικού συσσωρευτή επηρεάζει σημαντικά την τάση λειτουργίας του. Για παράδειγμα, η μπαταρία κατά τη φάση μέγιστης ταχύτητας κατά τη μετάβαση λειτουργεί σε τάση 40V, εκκινώντας τη φάση με SOC = 94%, οπότε εισάγεται βαθμός χρησιμοποίησης 16.67%. Κατά την επιστροφή όμως, η μπαταρία στην αρχή της φάσεων μέγιστης ταχύτητας έχει SOC = 69.5% περίπου και λειτουργεί σε τάση 38.3V οπότε το Mosfet μετατροπής της τάσης σε 48V χρειάζεται βαθμό χρησιμοποίησης 20.5%, παρόλα αυτά δεν παρουσιάζονται στην εργασία για συντομία και γιατί το σκεπτικό προγραμματισμού είναι παρόμοιο.

Ο μετατροπέας της μπαταρίας δουλεύει όπως έχουμε πει και με τις δύο λειτουργίες. Χρειάζεται, δηλαδή, ένας ελεγκτής-λειτουργός που σε κάθε φάση ανάλογα με τη φάση και τη φύση της λειτουργίας να δίνει μηδενικό duty cycle στον έναν και τον κατάλληλο στον άλλον, ώστε η τάση στην έξοδο του να είναι πάντα η ονομαστική του κεντρικού ζυγού διανομής. Παρακάτω, παρουσιάζεται το κύκλωμα ελέγχου των mosfet του μετατροπέα της μπαταρίας. (μόνο για το

σενάριο της μετάβασης με εκτόξευση θα αναλυθεί αφού στις υπόλοιπες περιπτώσεις, μεταβάσεις και επιστροφές, σχεδιάστηκε με παρόμοιο συλλογισμό)

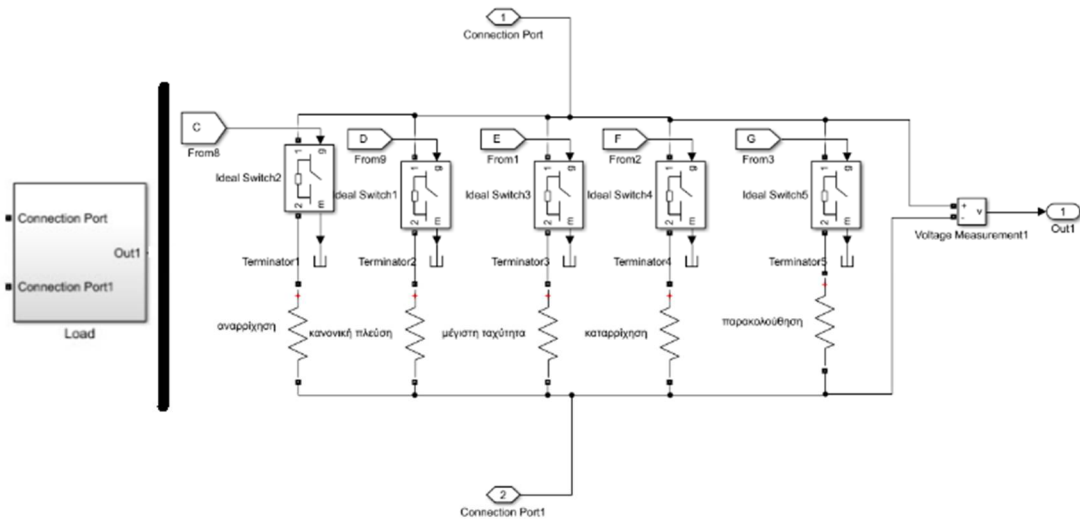


Εικόνα 6.16: Υποσύστημα ελέγχου βαθμού χρησιμοποίησης των MOSFET του buck-boost converter του ηλεκτρικού συσσωρευτή

Όπως βλέπουμε στην δεξιά στήλη, ο χρόνος στον οποίο προσομοιώνεται η κάθε φάση, κάνει κάθε φορά μόνο ένα λογικό AND να βγάλει έξοδο 1, ενώ τα άλλα έχουν έξοδο 0.

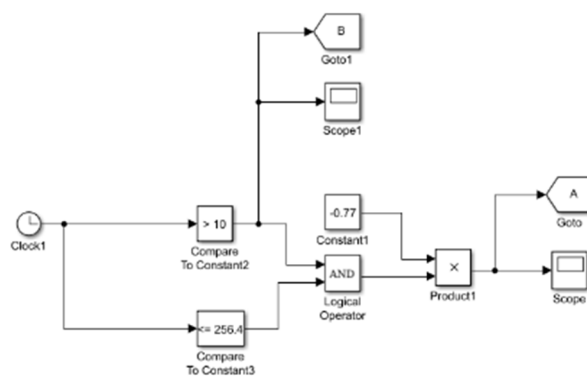
Τα subsystem υλοποιούν απλά ένα σύστημα πολλαπλασιασμού δύο εισόδων, και εμφάνιση του αποτελέσματος στην έξοδο. Κάθε subsystem ενεργοποιεί σε κάθε χρονικό διάστημα τη μια φάση της αποστολής πολλαπλασιάζοντας με τον αριθμό 1 τον ένα παλμό χρησιμοποίησης και τροφοδοτώντας τον στα ένα από τα δύο tags. Στο πάνω tag αθροίζονται όλοι οι παλμοί των φάσεων εκφόρτισης (από τους οποίους κάθε φορά μόνο ένας θα είναι μη μηδενικός, και το άθροισμα τροφοδοτείται στο πάνω mosfet (mosfet εκφόρτισης) του μετατροπέα της μπαταρίας), και στο κάτω όλοι οι παλμοί φόρτισης. Στο συγκεκριμένο σενάριο αντιστοιχεί το C στην αναρρίχηση, το D στην πλεύση με 25m/s, το E στην πλεύση με 41.2 m/s, το F στην καταρρίχηση και στο G στην φάση παρακολούθησης.

Τα συγκεκριμένα tags εκτός από είσοδο στα subsystems εισέρχονται και ως είσοδος (έχουν τιμές μόνο 0 και 1) στους διακόπτες που υλοποιούν το φορτίο, το οποίο προσομοιώνεται ως ένα κύκλωμα παράλληλων αντιστάσεων από τις οποίες σε κάθε φάση, μόνο μία άγει, αυτή της οποίας ο εν σειρά διακόπτης είναι κλειστός. Κάθε φορά, η κατάλληλη αντίσταση τραβάει το κατάλληλο ρεύμα για την κάλυψη της ισχύος των φάσεων της αποστολής.



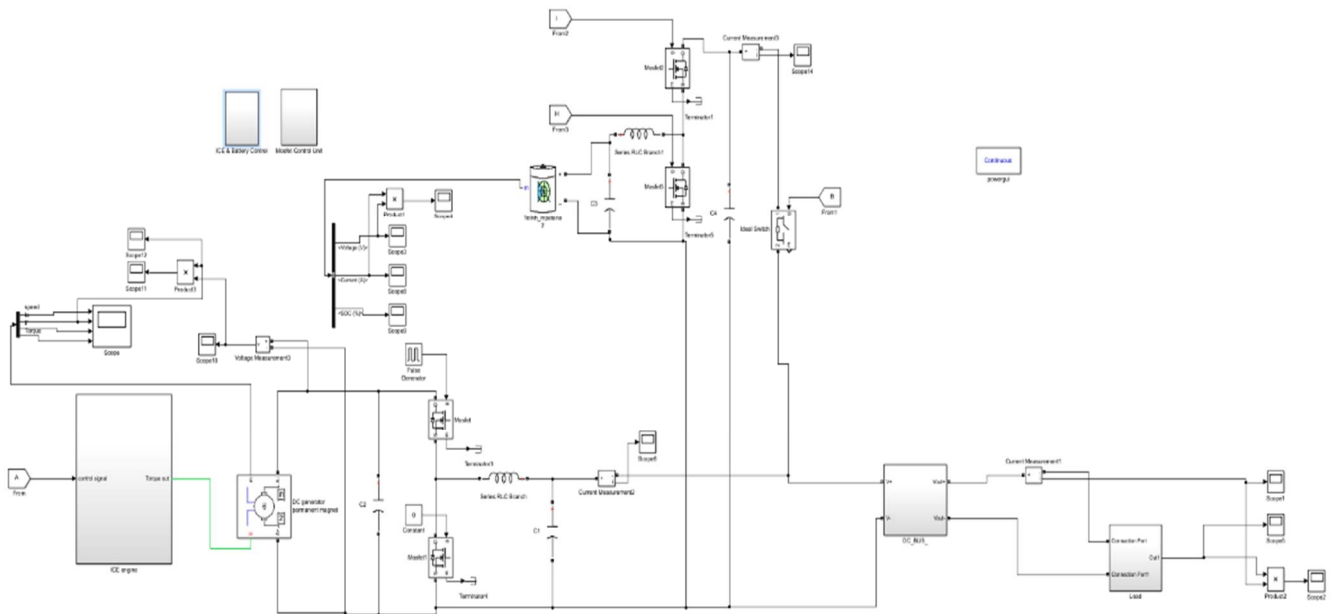
Εικόνα 6.17: Υποσύστημα προσομοίωσης του φορτίου της αποστολής

Τέλος, ο συνδυασμός της γεννήτριας και της θερμικής μηχανής και η μπαταρία συνδέονται με δύο διακόπτες στο κύκλωμα, το οποίο με έναν παρόμοιο ελεγκτή θέτει σε αγωγή τους διακόπτες ή τους αποκόπτει ανάλογα με το στάδιο αποστολής. Απεικονίζεται ο ελεγκτής της μετάβασης με εκτόξευση, ο οποίος αποκόπτει την μπαταρία μόνο για τα πρώτα 10sec, δηλαδή τα 10sec της εκτόξευσης, αφού στις υπόλοιπες φάσεις η μπαταρία λειτουργεί (tag B) και αποκόπτει και τη γεννήτρια αμέσως μετά την ολοκλήρωση του σταδίου πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα (tag A) αφού την καταρρίχηση και την παρακολούθηση την αναλαμβάνει αποκλειστικά η μπαταρία.



Εικόνα 6.18: Υποσύστημα σύνδεσης/αποσύνδεσης της DC γεννήτριας και του ηλεκτρικού συσσωρευτή

Τελικά, το ολικό κύκλωμα του σεναρίου με το υβριδικό κύκλωμα της ICE-γεννήτριας DC-ηλεκτρικού συσσωρευτή απεικονίζεται παρακάτω:



Εικόνα 6.19: Προσομοίωση υβριδικού συστήματος ICE-DC γεννήτριας-Μπαταρίας Li-Ion

6.2.4 Αποτελέσματα Προσομοίωσης Σεναρίου χρήσης ICE

Οι αποκλίσεις κατά τη διάρκεια της προσομοίωσης οφείλονται στο γεγονός ότι η προηγούμενη ανάλυση διεξήχθη για τα πραγματικά χρονικά διαστήματα των φάσεων της αποστολής και τις πραγματικές στάθμες φόρτισης της μπαταρίας. Με τη διαίρεση των χρόνων όμως δια δέκα, οι αλλαγές του SOC κατά τη διάρκεια της προσομοίωσης είναι κατά πολύ μικρότερες και αυτό επηρεάζει τα ενεργειακά στοιχεία του συσσωρευτή οπότε και τα αποτελέσματα της προσομοίωσης αλλά όχι σημαντικά, γιατί η μπαταρία λειτουργεί στο μεγαλύτερο χρονικό διάστημα στη γραμμική της περιοχή λειτουργίας. Η διαφορά της κυμάτωσης κάθε γραφικής ανάλογα τη φάση, παρουσιάζεται λόγω του ότι τα στοιχεία των μετατροπέων καθορίστηκαν από τις ενεργειακές απαιτήσεις της μέγιστης ταχύτητας ($\Delta V = 2\%$, $\Delta I = 1\%$) οπότε και σε αυτή τη φάση παρουσιάζεται η μέγιστη κυμάτωση. Ακόμα, σε κάθε γραφική εμφανίζεται πάνω η μετάβαση και κάτω η επιστροφή, για καλύτερη παρατήρηση.

Φορτίο

Τάση

Η τάση του φορτίου είναι σταθερή στα 48V DC του κεντρικού ζυγού διανομής για όλη την αποστολή όσο το φορτίο τροφοδοτείται από μία από τις δύο πηγές (ή και τις 2). Παρακάτω παρουσιάζεται η γραφική παράσταση της τάσης στο σενάριο με εκτόξευση από τον SuperWedge Launcher και ανάκτηση από το σύστημα SkyHook κατά τη διάρκεια του οποίου είναι σταθερή εκτός από τα πρώτα 10sec που το αεροσκάφος θεωρητικά βρίσκεται πάνω στον εκτοξευτή, παρουσιάζοντας μια ασυνέπεια, στιγμιαία στις αλλαγές των φάσεων. (για τη φάση μετάβασης)

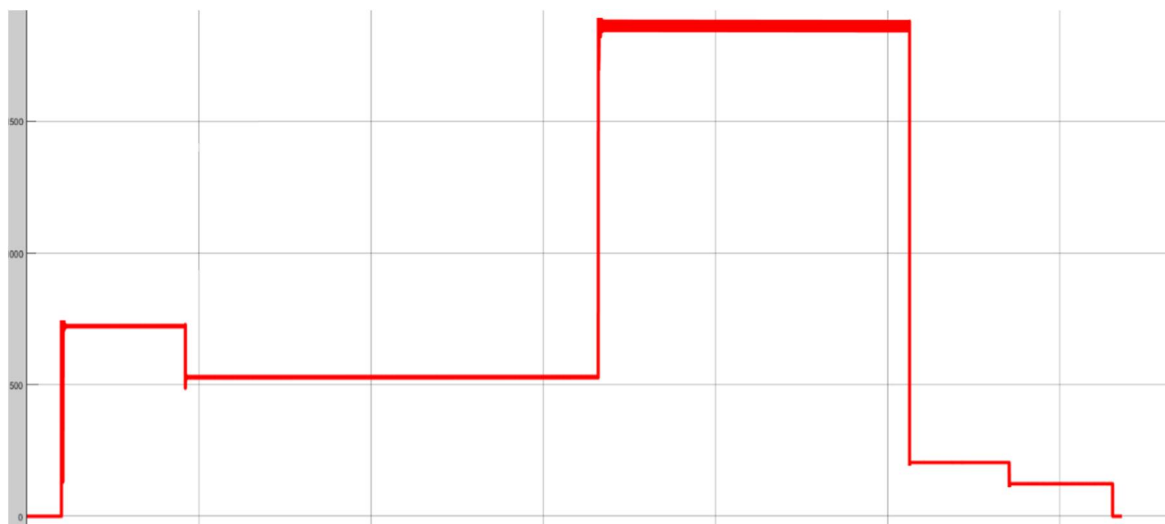
Διαβαθμίσεις (άξονας y : 10,20,30,40,50 Volts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.20: Τάση Λειτουργίας Φορτίου (μετάβαση με εκτόξευση από SuperWedge Launcher)

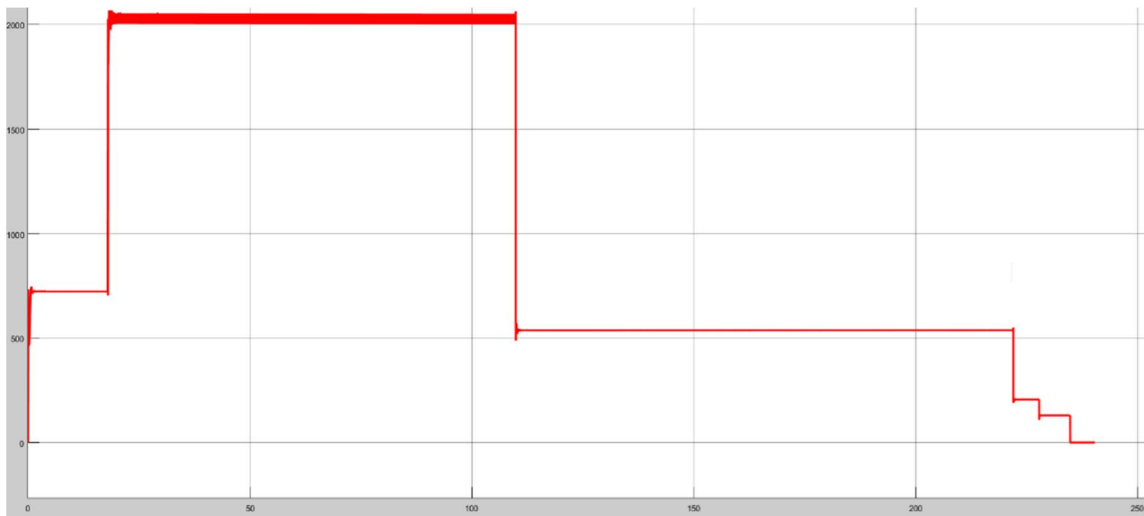
Διαβαθμίσεις (άξονας y : 500,1000,1500 Watts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)

Ισχύς



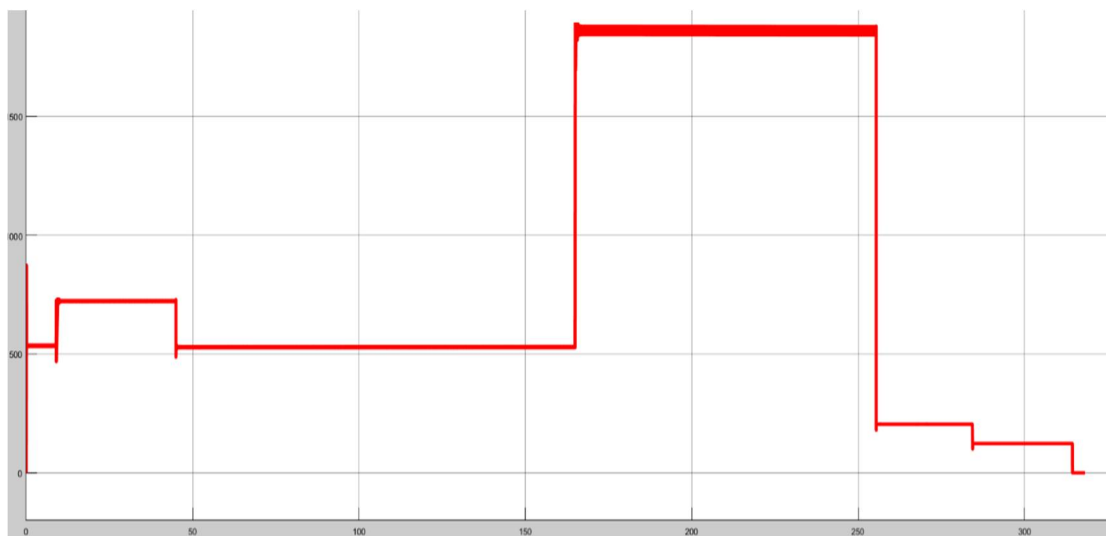
Εικόνα 6.21: Συνολική Ισχύς Φορτίου (μετάβαση με εκτόξευση)

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 500,1000,1500,2000 Watts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.22: Συνολική Ισχύς Φορτίου (επιστροφή με ανάκτησης μέσω SkyHook System)

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 500,1000,1500 Watts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.23: Συνολική Ισχύς Φορτίου (μετάβαση μέσω συμβατικής απογείωσης)

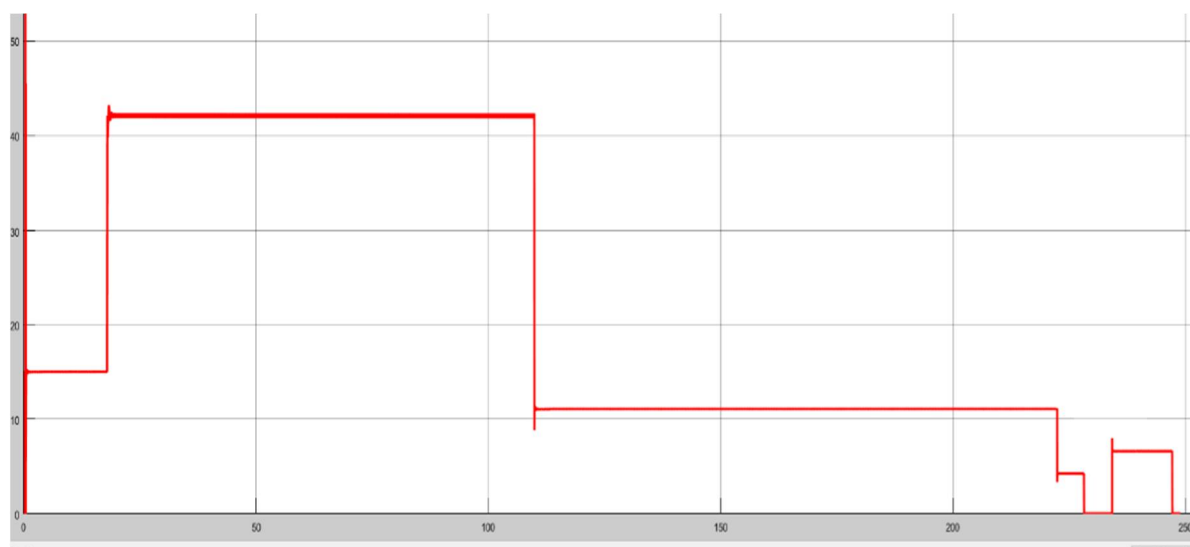
Από ότι μπορούμε να παρατηρήσουμε, στο φορτίο παρέχεται σε όλη τη διάρκεια της αποστολής ισχύς, με τη μέγιστη τιμή να σημειώνεται κατά τη διάρκεια της πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα και κατά τη μετάβαση και κατά την επιστροφή (2021W). Η μόνη χρονική περίοδος που δεν παρέχεται ισχύς στο φορτίο είναι τα πρώτα 10sec κατά τη μετάβαση με εκτόξευση, τα οποία το UAV βρίσκεται σε ακινησία πάνω στον SuperWedge Launcher (και στην αρχή της προσγείωσής του που φρενάρει μόνο με την ολίσθηση). Το ίδιο παρατηρούμε και παρακάτω στις γραφικές παραστάσεις του ρεύματος που παρέχεται στο φορτίο. Παρουσιάζονται ενδεικτικά οι παραστάσεις των ρευμάτων φορτίου στο σενάριο συμβατικής απογείωσης (μέγιστο ρεύμα: 42.1A)

Ρεύμα

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 10,20,30,40,50 Amperes & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.24: Συνολικό Ρεύμα Φορτίου (μετάβαση μέσω συμβατικής απογείωσης)



Εικόνα 6.25: Συνολικό Ρεύμα Φορτίου (επιστροφή με συμβατική προσγείωση)

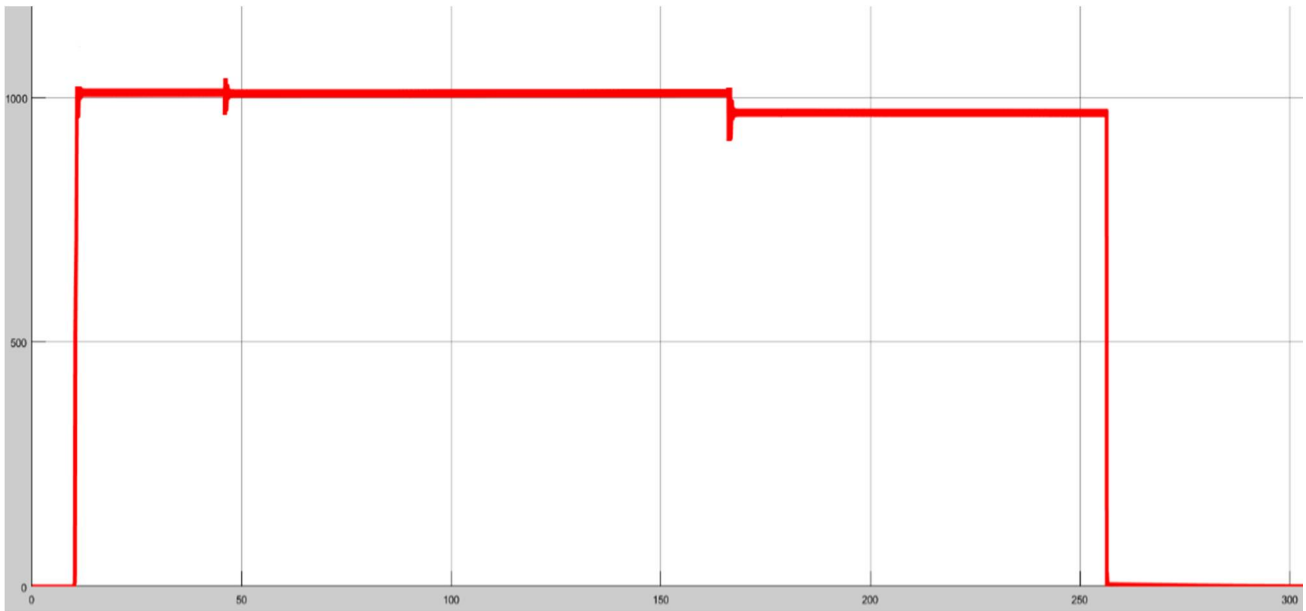
Γεννήτρια

Η DC γεννήτρια λειτουργεί συνέχεια σε σταθερά ενεργειακά στοιχεία έχοντας την ίδια τερματική τάση στους ακροδέκτες της (94.8V), παρέχοντας συνεχώς την ίδια ισχύ στο σύστημα (1010W) και το ίδιο ρεύμα 10.65A. Τροφοδοτεί το σύστημα στα 3 μεγαλύτερα χρονικά διαστήματα (αναρρίχηση, πλεύση με 25m/s και πλεύση με 41.2m/s) και στη μετάβαση και στην επιστροφή ενώ παραμένει αποσυνδεδεμένη κατά τη μετάβαση τα πρώτα 10sec που το αεροσκάφος βρίσκεται πάνω στον

εκτοξευτή και κατά τα διαστήματα των καταρριχίσεων, της παρακολούθησης και του σταδίου ανάκτησης τα οποία τα αναλαμβάνει εξ' ολοκλήρου η μπαταρία.

Ισχύς

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 500,1000 Watts & άξονας x : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.26: Ισχύς Εξόδου DC Γεννήτριας (μετάβαση με εκτόξευση)

Ρεύμα

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 2,4,6,8,10,12 Amperes & άξονας x : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.27: Ρεύμα Εξόδου DC Γεννήτριας (μετάβαση με εκτόξευση)

Τάση

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 20,40,60,80,100,120 Volts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



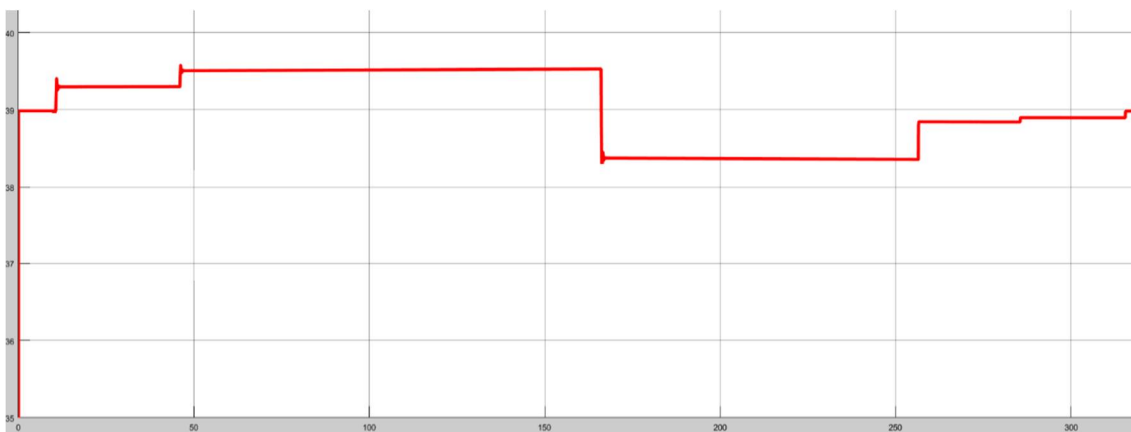
Εικόνα 6.28: Τάση Εξόδου DC Γεννήτριας (μετάβαση με εκτόξευση)

Ηλεκτρικός Συσσωρευτής 36V/25Ah

Η μπαταρία φορτίζεται κατά τη διάρκεια των φάσεων αναρρίχησης και πλεύσης με 25m/s και αυτό επιδεικνύεται με το αρνητικό πρόσημο στα μεγέθη της ισχύος και του ρεύματος, ενώ μετά ακολουθούν οι φάσεις πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα, καταρρίχησης και παρακολούθησης, κατά τις οποίες ο συσσωρευτής εκφορτίζεται και αυτό επιδεικνύεται με το θετικό πρόσημο των μεγεθών. Παρατηρείται διαφορά στην αρχή των γραφικών ισχύος γιατί κατά τη μετάβαση με εκτόξευση η μπαταρία είναι αποσυνδεδεμένη ($P=0$) ενώ κατά τη μετάβαση με συμβατική απογείωση αναλαμβάνει την τροφοδότηση του φορτίου. Η τάση της μπαταρίας κυμαίνεται στα 38-39.5 V με μικρές εναλλαγές ανάλογα τον SOC και τη φύση λειτουργίας της. Το μεγαλύτερο ποσό ισχύος που παρέχει είναι 1011Watt (μέγιστη ταχύτητα) και που αποθηκεύει 483Watt (πλεύση με 25m/s).

Τάση

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 35,36,37,38,39,40 Volts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



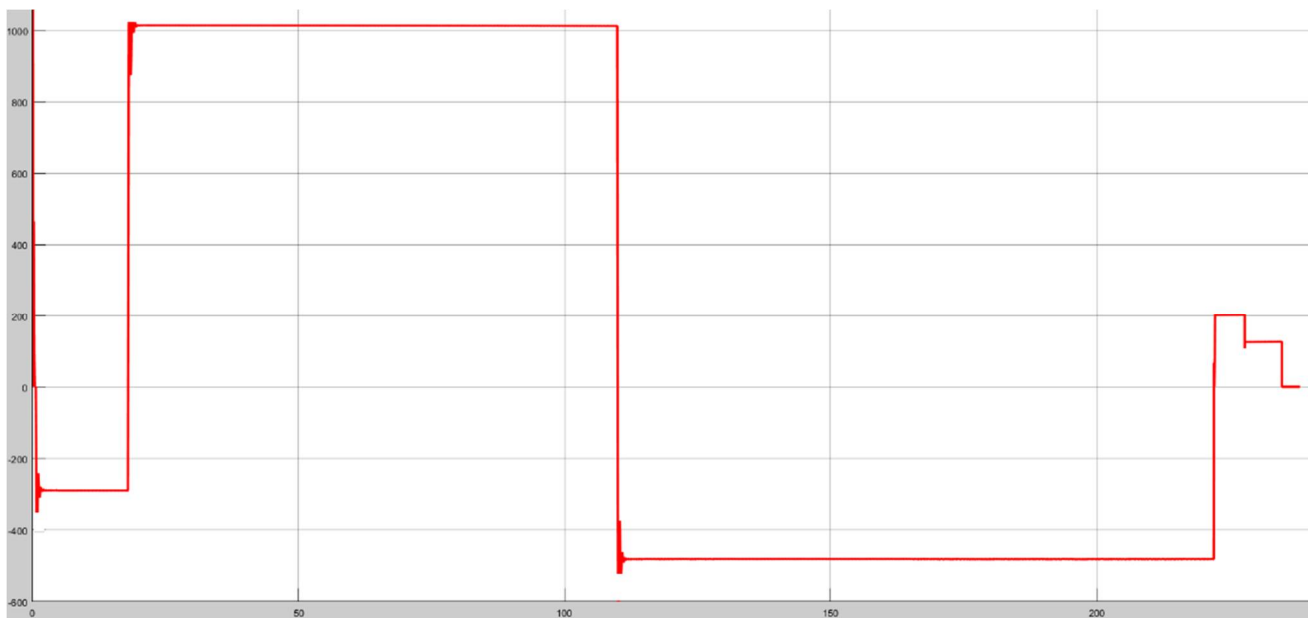
Εικόνα 6.29: Τάση Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με συμβατική απογείωση)

Ισχύς

Διαβαθμίσεις (άξονας y : -600,-400,-200,0,200,400,600,800,1000 Watts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.30: Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με εκτόξευση)



Εικόνα 6.31: Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (επιστροφή με ανάκτηση μέσω SkyHook)

Όπως μπορούμε να δούμε από τη σύγκριση των γραφικών παραστάσεων ρεύματος εξόδου-SOC κατά τη μετάβαση με συμβατική απογείωση και κατά τη μετάβαση με εκτόξευση, όποτε το ρεύμα της μπαταρίας είναι θετικό, η μπαταρία φορτίζεται και ο SOC αυξάνεται, όπου είναι αρνητικό ο

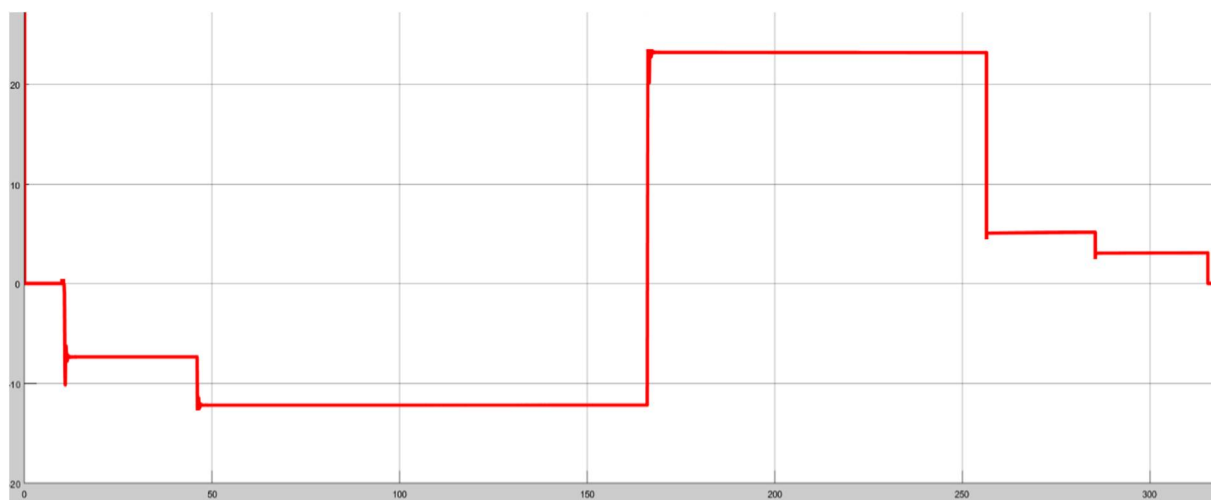
SOC μειώνεται και όταν η μπαταρία είναι αποσυνδεδεμένη από το κύκλωμα, το ρεύμα είναι μηδενικό και ο SOC σταθερός.

Ρεύμα

Διαβαθμίσεις (άξονας y : -20,-10,0,10,20 Amperes & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)

SOC

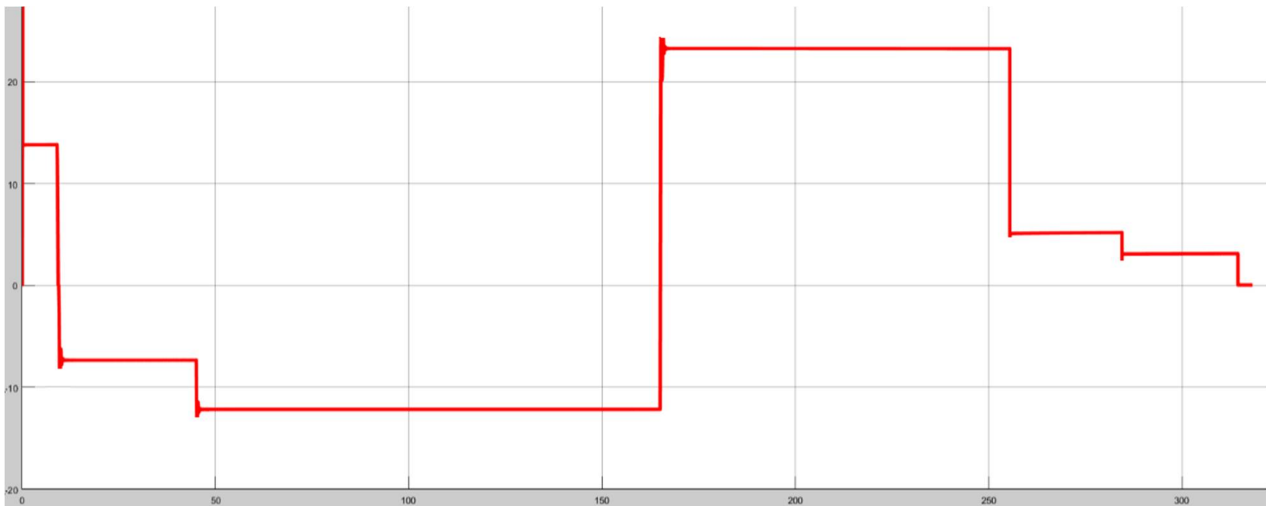
Διαβαθμίσεις (άξονας y : 74.5,75,75.5,76,76.5 % & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.32: Ρεύμα Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με εκτόξευση)



Εικόνα 6.33: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με εκτόξευση)



Εικόνα 6.34: Ρεύμα Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με συμβατική απογείωση)



Εικόνα 6.35: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με συμβατική απογείωση)

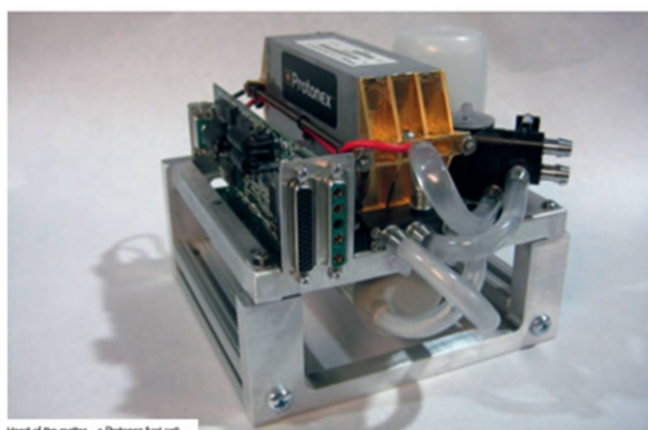
6.3 Σενάριο Κυψέλης Καυσίμου Μπαταρίας Li-Ion

6.3.1 Συστατικά Στοιχεία Συστήματος Fuel Cell

Τα πλεονεκτήματα ενός υβριδικού συστήματος ενέργειας έναντι ενός συμβατικού αλλά και της χρήσης των συστημάτων κυψελών καυσίμου και των ηλεκτρικών συσσωρευτών έχουν ήδη αναλυθεί εκτενώς. Στο προκείμενο σενάριο, θα προσομοιωθούν οι ενεργειακές απαιτήσεις της ίδιας αποστολής του ScanEagle με την αφαίρεση όμως του συνδυασμού της θερμικής μηχανής και της DC γεννήτριας και με την ενσωμάτωση μιας ανανεώσιμης πηγής fuel cell. Με ένα σύστημα fuel cell-μπαταρίας θα δούμε πως μπορεί να πραγματοποιηθεί το ίδιο σενάριο με μηδενικούς περιβαλλοντολογικούς ρύπους και μηδενική κατανάλωση καυσίμου, ενώ παράλληλα η αποστολή

του λόγω της ελάχιστης δόνησης των κυψελών καυσίμου γίνεται αθόρυβη με ελάχιστο “λειτουργικό αποτύπωμα”.

Η Protonex Company πρόκειται για μια εταιρεία, η οποία ανήκει στην εταιρεία “Ballard Power Systems” και περίπου το 2004 ξεκίνησε να σχεδιάζει κυψέλες καυσίμου για UAV τεχνολογίες, δουλεύοντας σε συνδυασμό με τα εργαστήρια έρευνας του US πολεμικού ναυτικού και της US πολεμικής αεροπορίας. Δύο από τους σημαντικότερους σχεδιασμούς της είναι η 600W fuel cell για το Ion Tiger UAV και ακριβώς μια ίδια (στο συλλογισμό του σχεδιασμού της), με όλα τα χαρακτηριστικά της διπλασιασμένα, των 1200 kW για το ScanEagle UAV. Μπορεί να παράξει 1200 Watts ισχύος εξόδου και άλλα 1200 Watts υπό τη μορφή θερμότητας και χρησιμοποιεί καταλύτη από αιθάλη με μια μικρή ποσότητα πλατίνας και στην κορυφή των στρωμάτων του, υπάρχουν άλλα δύο στρώματα διάχυσης αερίου, κατασκευασμένα από άνθρακα, εξαιρετικά πορώδη και υδρόφοβα. Η τροφοδοσία οξυγόνου προέρχεται από ένα φυσητήρα υψηλής ταχύτητας, στη συνέχεια προωθείται από έναν ηλεκτρικό κινητήρα (που τροφοδοτείται από τη στοίβα) και αυξάνει την πίεση του αέρα που τροφοδοτείται στη στοίβα. Τρέχει σε 20000 έως 60000 ΣΑΛ η οποία παρέχει πίεση 1-1.5psi ενώ ο Protonex φυσητήρας ζυγίζει μόλις 85g. Από τη θερμική πλευρά, η λειτουργία πραγματοποιείται σε θερμοκρασία γύρω στους 63 °C. Το υδρογόνο είναι υγροποιημένο, οπότε μπορεί να χρησιμοποιηθεί στην πίεση 15-20psi που απαιτείται για τις ανάγκες λειτουργίας της κυψέλης. Από τη μεριά του υδρογόνου, η αποθήκευση πραγματοποιείται σε πίεση 350bar και μετά ελαχιστοποιείται σε πίεση 1-2bar από έναν ρυθμιστή χαμηλού βάρους πριν τροφοδοτηθεί στην κυψέλη. Το βάρος του αεροσκάφους προκύπτει περίπου 14.5-15kg (μαζί με την κυψέλη και την μπαταρία), 2kg περίπου βαρύτερο από το σχεδιασμό με την ICE αλλά το βάρος του υδρογόνου, περίπου 350g, είναι ελάχιστο μπροστά στα 2-5.5kg βενζίνη που μεταφέρει το δεύτερο. Ακόμα σε υψόμετρο περίπου 5000 μέτρα και άνω, οποιαδήποτε ICE μηχανή χάνει περίπου το 50% της ισχύος της σε αντίθεση με την κυψέλη καυσίμου που δεν επηρεάζεται σε τέτοιο βαθμό. Βέβαια, αυτό δεν αποτελεί συγκριτικό μέτρο για την εργασία μας στην οποία το UAV επιλέχτηκε να λειτουργήσει στα 900m υψόμετρο. [54],[55]



Εικόνα 6.36: Ballard's Protonex PEM FC για το ScanEagle UAV

Πλεονεκτήματα Λειτουργίας ScanEagle UAV με Fuel Cell έναντι με ICE μηχανή

- Χαμηλός μέσος χρόνος μεταξύ αποτυχιών
- Υψηλότερη προσαρμοστικότητα όσον αφορά το καύσιμο
- Υψηλότερη προσαρμοστικότητα όσον αφορά το υψόμετρο
- Υψηλότερη προσαρμοστικότητα όσον αφορά το φορτίο
- Ελάχιστη ηχορύπανση (σχεδόν αθόρυβη λειτουργία)
- Ελάχιστη δόνηση (πιο σταθερή πτήση), άρα και πιο αξιόπιστη πτήση
- Σταθερότερος έλεγχος της ώθησης λόγω της ελάχιστης δόνησης
- Λήψη εικόνων υψηλότερης ανάλυσης λόγω της ελάχιστης δόνησης
- Χαμηλές, σχεδόν μηδενικές εκπομπές ρύπων
- Υψηλότερη αποδοτικότητα καυσίμου
- Ευρύτερες επιλογές και συλλογισμοί πτήσης, όπως αποστολές με αποσύνδεση της κυψέλης ή του ηλεκτρικής μηχανής, αποστολές με αποθήκευση ενέργειας κλπ

Το κυριότερο μειονέκτημα της λειτουργίας με κυψέλη καυσίμου είναι το κόστος σχεδιασμού-κατασκευής, από τη στιγμή που οι PEM fuel cells παραμένουν αρκετά ακριβές και η τεχνολογία τους δεν είναι ακόμα τόσο ώριμη όπως των μηχανών εσωτερικής καύσης, όχι όμως και το κόστος λειτουργίας και συντήρησης το οποίο είναι εξαιρετικά χαμηλότερο και η αντοχή, η οποία είναι αρκετά μειωμένη. Μια λειτουργία με θερμική μηχανή του ScanEagle μπορεί να διαρκέσει άνω των 22h, ενώ η κυψέλη καυσίμου αδυνατεί να τροφοδοτήσει μια πτήση άνω των 8-10h. Αυτό όμως δεν αποτελεί πρόβλημα για το σενάριο που υλοποιεί η συγκεκριμένη εργασία το οποίο διαρκεί περίπου συνολικά 1.5h.[56], [57]. Η κυψέλη καυσίμου που χρησιμοποιήθηκε είναι η FCGEN-1020acs και τα χαρακτηριστικά της καθορίστηκαν για τα δεδομένα βάρους και ισχύος εξόδου (1.2kW) που απαιτούνται για την πραγματοποίηση της αποστολής μέσω του εγχειριδίου Fuel Cell της Ballard Protonex που παρουσιάζεται και στη βιβλιογραφία.

COMPONENTS	WEIGHT (g)
Fuel cell stack +Li-Po batteries	700
Hydrogen and oxygen system (with 1 litre of fuel)	1570
Total power system weight	2270
Electric motor with propeller	170
Avionics	100
TOTAL WEIGHT	2540

Πίνακας 12: Ανάλυση βάρους κυψέλης καυσίμου FCgen-1020ACS



FCgen-1020ACS

Ballard Power Systems offers an air-cooled, scalable proton exchange membrane fuel cell stack suitable for a wide range of light duty applications where durability, reliability and a simplified balance of plant are key requirements.

The FCgen-1020ACS fuel cell has been engineered to incorporate advanced open cathode technology and state of the art self-humidifying membrane electrode assemblies. These features completely eliminate the need for humidification systems and simplify system integration. The result is a simple, low cost design delivering reliable operation over a wide range of challenging conditions.

With no moving parts and high efficiency, the FCgen-1020ACS produces clean DC power with a low thermal and acoustic signature. The FCgen-1020ACS stack can be scaled to meet power requirements from 450W to 3kW and integrated into various end user applications.

FCgen-1020ACS fuel cell product is available in a number of cell configuration options.

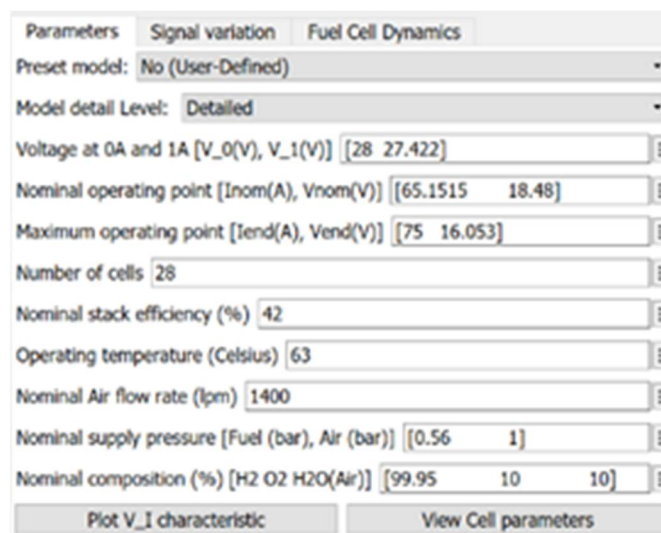
Please contact us for product availability and pricing.

PRODUCT SPECIFICATIONS

Type:	PEM (Proton Exchange Membrane) fuel cell stack	
Typical Performance: ¹	Rated Power	43 W/cell
	Rated current	65 Amps
	DC voltage	660 mV/cell
Fuel:	Hydrogen	99.95% or better
	Fuel supply pressure	0.16 to 0.56 bar g
	Fuel flow rate	~0.5 slpm/cell ²
Oxidant/Coolant:	Coolant	Air
	Coolant flow rate	~50 slpm/cell ²
Temperatures:	Operating temperature	-40°C to 52°C
	Start up temperature	≥ -10°C to 52°C

Εικόνα 6.37: Χαρακτηριστικά στοιχεία κυψέλης καυσίμου FCgen-1020ACS

Το ολοκληρωμένο κύκλωμα Fuel Cell στο περιβάλλον Matlab/Simulink μαζί με γραφική παράσταση λειτουργίας της στην πειραματική διαδικασία και τις παραμέτρους της όπως ορίστηκαν από το εγχειρίδιο της Protonex, στοιχεία ονομαστικής λειτουργίας, αριθμός κυψελών, πίεση ροής αέρα και καυσίμου, ανάλυση χρησιμοποίησης στοιχείων καυσίμου, παρουσιάζονται παρακάτω:



Εικόνα 6.38: Παράμετροι Ολοκληρωμένου Κυκλώματος Fuel Cell στο περιβάλλον Matlab/Simulink

Υπόλοιπα στοιχεία ScanEagle

Στο ηλεκτρικό σύστημα προώθησης του αεροσκάφους για την κάλυψη των ενεργειακών αναγκών του σεναρίου αποστολής χρησιμοποιήθηκε η ίδια μπαταρία 36V/25Ah για την εξαγωγή ασφαλέστερων συμπερασμάτων σύγκρισης. Το υποσύστημα του κεντρικού ζυγού διανομής παραμένει ίδιο αφού τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά και οι μέγιστες ενεργειακές απαιτήσεις κατά τη διάρκεια πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα δεν αλλάζουν πολύ (όπως θα δούμε στη συνέχεια).

Ο μετατροπέας για την μπαταρία παρέμεινε ο ίδιος διπλής τροφοδότησης για τη φόρτιση και την εκφόρτιση της, διαφορετικά διαστασιοποιημένος όμως, ενώ για την κυψέλη καυσίμου χρησιμοποιήθηκε DC-DC μετατροπέας ανύψωσης έτσι ώστε να ανυψώνει την τάση της ισχύος από τα 18V παραγωγής από την κυψέλη στα 48V προς χρησιμοποίηση από τον κεντρικό ζυγό διανομής.

πίνακας Βάρους Αεροσκάφους με Fuel Cell (kg)	
Βάρος Κατασκευής (εκτός πηγών, κάμερας, καυσίμου)	8.5
Protonex Pem Fuel Cell	2.0
Δεξαμενή υδρογόνου	1.0
Ηλεκτρικός συσσωρευτής (36V/25Ah)	3.6
Μετατροπείς	0.5
Καύσιμο (Υδρογόνο)	0.3
Κάμερα	0.6
Σύνολο:	16.5

Πίνακας 13.1: Ανάλυση Βάρους ScanEagle UAV με υβριδικό Fuel Cell σύστημα

Διάμετρος ατράκτου	0.2m
Βάρος απογείωσης	16.5kg
Άνοιγμα φτερών	3.1m
Vtake-off (με χρήση εκτοξευτή)	25m/s
Vsailing	25m/s
Vmax	41.2m/s
Vstall	12.5m/s
υψόμετρο παρακολούθησης	450m
υψόμετρο πλεύσης	900m
Clmax	1.865
CD0	0.036
(L/D)max	22
ROCmax	2.5m/s
Επιφάνεια Φτερών	1.098868m ²
Βαθμός απόδοσης προπέλλας	0.95
Βαθμός απόδοσης BLDC Κινητήρα	0.89
Βαθμός απόδοσης μετατροπέων	0.909091
Βαθμός απόδοσης συστήματος	0.77727

Πίνακας 13.2: Πίνακας Τεχνικών Στοιχείων ScanEagle UAV υβριδικού Fuel Cell συστήματος

Όπως μπορούμε να δούμε τα χαρακτηριστικά του ScanEagle στην πλειοψηφία τους παραμένουν (πρακτικά) σταθερά γιατί η ενσωμάτωση του νέου ηλεκτρικού συστήματος προώθησης δεν αλλάζει τα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του και σύμφωνα με την Ballard Protonex επηρεάζουν ελάχιστα την αεροδυναμική του, για αυτό και οι συντελεστές και οι τυπικές ταχύτητες απογείωσης, πλεύσης, απώλειας στήριξης θεωρήθηκαν σταθερές, το ίδιο και ο λόγος άντωσης-οπισθέλκουσας και ο μέγιστος ρυθμός ανύψωσης. Τα στοιχεία που αλλάζουν είναι το βάρος του ScanEagle του οποίου, ενώ η κατασκευή του είναι βαρύτερη, παρόλα αυτά το ελάχιστο βάρος του καυσίμου που χρησιμοποιεί επανορθώνει, ενώ ο βαθμός απόδοσης του συστήματος παραμένει σταθερός, γιατί οι ενεργειακές απαιτήσεις του συστήματος δεν επηρεάζονται σημαντικά (όπως θα δούμε παρακάτω) από την αλλαγή του κυκλώματος προώθησης και γι' αυτό χρησιμοποιήθηκε ο ίδιος BLDC κινητήρας και η ίδια προπέλα. [58]

Τα δύο σημαντικά αεροδυναμικά στοιχεία που αλλάζουν είναι:

- ➔ Το βάρος $W_0 = 16.5\text{kg} = 161.809725\text{N}$
- ➔ Ο πτερυγικός φόρτος $\frac{W}{S} = 161.809725/1.098868 = 147.251285$

Με τον ίδιο τρόπο όπως και στην περίπτωση του ηλεκτρικού συστήματος προώθησης με ICE υπολογίζονται οι ενεργειακές απαιτήσεις και τα χρονικά διαστήματα των φάσεων για το σύστημα προώθησης Fuel Cell και Μπαταρίας. (Το επιθυμητό διάστημα απογείωσης παραμένει ίδιο, χρησιμοποιείται πάλι εκτοξευτής SuperWedge για την εκτόξευση και σύστημα SkyHook για την ανάκτηση στο ένα σενάριο, και ο ίδιος αεροδιάδρομος με την προηγούμενη ενότητα για τη συμβατική απογείωση και προσγείωση του αεροσκάφους. Ακόμα, χρησιμοποιήθηκαν οι ίδιοι τροχοί και ο ίδιος μηχανισμός για την πραγματοποίηση της απογείωσης/προσγείωσης.

Η απογείωση πραγματοποιήθηκε πάλι στα 50m του διαδρόμου απογείωσης, οπότε το αεροσκάφος κατά την απογείωσή του τοποθετείται στα $\frac{3}{4}$ του συνολικού μήκους 200m αεροδιαδρόμου και η χρονική διάρκεια της υπολογίστηκε στα 6sec. Η προσγείωση του πραγματοποιήθηκε σε 148m από τα οποία τα πρώτα 85 m για 6sec φρενάρει μόνο με την ολίσθηση και στα υπόλοιπα 63m φρενάρει με την άσκηση αντίστροφης ώσης για 11sec. Η συνολική διάρκεια προσγείωσης διήρκησε 17sec.

Η μόνη διαφορά πραγματοποιήθηκε στην καταρρίχηση του αεροσκάφους, που ενώ πάλι επιλέχτηκε ταχύτητα κατάβασης 50m/s, η γωνία καταρρίχησης επιλέχτηκε στις 20° (αντί για 18° στην προηγούμενη περίπτωση) οπότε με την ίδια ανάλυση δυνάμεων και λαμβάνοντας υπόψιν το καινούριο βάρος του αεροσκάφους 16.5kg η διάρκεια της καταρρίχησης προς την περιοχή ενδιαφέροντος (από τα 900m υψόμετρο στα 450m) υπολογίστηκε στα 26sec και κάλυψη 1236 m οριζόντιας απόστασης και η διάρκεια της δεύτερης καταρρίχησης πριν την ανάκτηση υπολογίστηκε στα 52sec και κάλυψη 2472m επίγειας απόστασης.

Πίνακας Εκτόξευσης-Ανάκτησης με SkyHook (Fuel Cell)						
Μετάβαση						
Φάση Πτήσης	Υψόμετρο Πτήσης (m)	Αναπτυσσόμενη Ταχύτητα (m/s)	Απαιτούμενη Ισχύς (Watts)	Χρονική Διάρκεια (s)	Χρονικά Διαστήματα	
Εκτόξευση	0	25	0	30	0-30	
Αναρρίχηση	0-900	25	583	360	30-390	
Κανονική Πλεύση	900	25	514	1200	390-1590	
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900	41.2	2014	900	1590-2490	
Καταρρίχηση	900-450	50	481	26	2490-2516	
Παρακολούθηση	450	13.885	115	300	2516-2816	
Επιστροφή				Σύνολο : 2816"=46.93min		
Αναρρίχηση	450-900	25	583	180	0-180	
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900	41.2	2014	919	180-1099	
Κανονική Πλεύση	900	25	514	1133	1099-2232	
Καταρρίχηση	900-10	50	481	52	2232-2284	
Πλεύση με ταχύτητα ανάκτησης	10 (στους υπολογισμούς μηδενικό)	13.885	113	7	2284-2291	
Συνολική διάρκεια αποστολής :				Σύνολο : 2291" = 38.183min		
Συνολική διάρκεια αποστολής :	5107" = 85.133min					

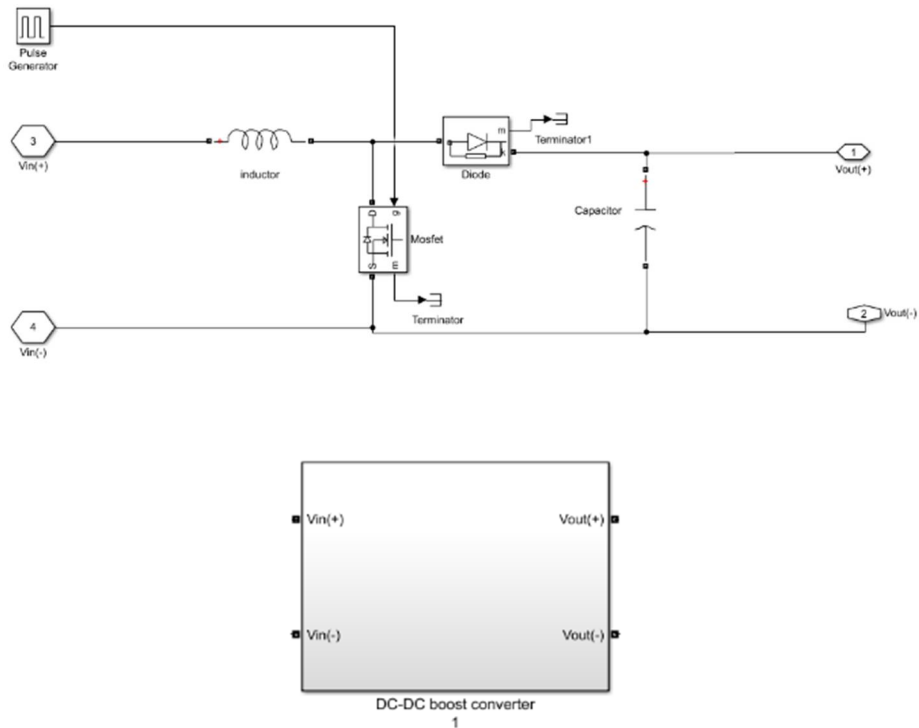
Πίνακας 14: Πλοήγηση του ScanEagle UAV στο σενάριο εκτόξευσης-ανάκτησης με SkyHook υβριδικού συστήματος Fuel Cell

Πίνακας Συμβατικής Απογείωσης και Προσγείωσης						
Μετάβαση						
Φάση Πτήσης	Υψόμετρο Πτήσης (m)	Αναπτυσσόμενη Ταχύτητα (m/s)	Απαιτούμενη Ισχύς (Watts)	Χρονική Διάρκεια (s)	Χρονικά Διαστήματα	
Απογείωση	0	11.682	350	6	0-6	
Αναρρίχηση	0-900	25	583	360	6-366	
Κανονική Πλεύση	900	25	514	1200	366-1566	
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900	41.2	2014	900	1566-2466	
Καταρρίχηση	900-450	50	481	26	2466-2492	
Παρακολούθηση	450	13.885	115	300	2492-2792	
Επιστροφή				Σύνολο : 2792" = 46.5min		
Αναρρίχηση	450-900	25	583	180	0-180	
Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα	900	41.2	2014	919	180-1099	
Κανονική Πλεύση	900	25	514	1137	1099-2236	
Καταρρίχηση	900-0	50	481	52	2236-2288	
Προσγείωση(μέρος 1 : πριν την πέδηση)	0	14 - 11.22	0	7	2288-2295	
Προσγείωση(μέρος 2 : μετά την πέδηση)	0	11.22 - 0	251	11	2295-2306	
Συνολική διάρκεια αποστολής :				Σύνολο : 2306" = 38.43min		
Συνολική διάρκεια αποστολής :	5098" = 84.96 min					

Πίνακας 15: Πλοήγηση του ScanEagle UAV στο σενάριο απογείωσης-προσγείωσης υβριδικού συστήματος Fuel Cell

Μετατροπείς :

Όπως είπαμε ο DC-DC μετατροπέας της μπαταρίας παραμένει ο ίδιος με πριν ενώ για την κυψέλη καυσίμου χρησιμοποιείται DC-DC μετατροπέας ανύψωσης που ανυψώνει την τάση 18.6V λειτουργίας της γεννήτριας στην τάση 48V του κεντρικού ζυγού διανομής.



Εικόνα 6.39: DC-DC μετατροπέας ανύψωσης (για την κυψέλη καυσίμου)

Τα ρεύματα εξόδου των δύο DC-DC μετατροπέων παρουσιάζονται στον παρακάτω πίνακα: (έξοδος θεωρείται η πλευρά της υψηλής τάσης, δηλαδή του κεντρικού ζυγού διανομής)

Φάση Αποστολής	Ρεύμα Εξόδου Μετατροπέα Fuel Cell (A)	Ισχύς εξόδου μετατροπέα Fuel Cell (W)	Ρεύμα Εξόδου Μετατροπέα Μπαταρίας (A)	Ισχύς Εξόδου Μετατροπέα Μπαταρίας (W)
Εκτόξευση 1ου σεναρίου	0	0	0	0
Απογείωση 2ου σεναρίου	0	0	7.292	350
Αναρρίχηση	25.083	1204	-12.417	-596
Πλεύση με 25m/s	25.083	1204	-13.854	-665
Πλεύση με 41.2m/s	25.083	1204	17.313	831
Καταρρίχηση	25.083	1204	-14.521	-697
Παρακολούθηση	0	0	2.396	115
Ανάκτηση 1ου σεναρίου	0	0	2.354	113
Προσγείωση 2ου σεναρίου (Μέρος 1)	0	0	0	0
Προσγείωση 2ου σεναρίου (Μέρος 2)	0	0	5.229	251

Πίνακας 16: Ρεύματα Μετατροπέων σε κάθε φάση της αποστολής

Διαστασιολόγηση των DC-DC μετατροπέων

Ο πίνακας με τα ενεργειακά στοιχεία της μπαταρίας σε κάθε φάση λειτουργίας των δύο σεναρίων παρουσιάζεται στη συνέχεια (κατά τη διάρκεια της μετάβασης προς το στόχο):

Φάση Αποστολής	Τάση Μπαταρίας (V)	Ρεύμα Μπαταρίας (A)	Ισχύς Μπαταρίας (W)	Βαθμός Χρησιμοποίησης (D)	SOC(διάρκεια μετάβασης)
Απογείωση	38.75	9.05	350	0.1935	75%
Πλεύση με 41.2 m/s	41.6	20	831	0.133	100%
Παρακολούθηση	38.9	2.95	115	0.19	79.5%
Ανάκτηση SkyHook	38.8	3.556	113	0.192	61%
Προσγείωση (2ο μέρος)	38.7	7.4	251	0.1935	61%
Αναρρίχηση	39.6	-15	-596	0.827	75%
Πλεύση με 25m/s	39.8	(-)16.7	-665	0.828	80%
Καταρρίχηση	39.65	(-)17.5	-697	0.827	80%

Πίνακας 17: Ενεργειακά στοιχεία ηλεκτρικού συσσωρευτή 36V/25Ah κατά τη μετάβαση της αποστολής

Στοιχεία DC-DC buck-boost converter

Από ότι βλέπουμε από τα ενεργειακά στοιχεία της μπαταρίας, η ελάχιστη τερματική τάση της μπαταρίας είναι 38.7V και το μέγιστο ρεύμα φόρτισης είναι 17.5A με αντίστοιχο βαθμό χρησιμοποίησης $D = 0.1935$ άρα

$$L_{BDC} = 7.13 \text{ mH}$$

$$C_{LV} = 7.465 \text{ }\mu\text{F}$$

Το μέγιστο ρεύμα που θα δεχτεί ο κεντρικός ζυγός διανομής είναι

$$I_{\max} = P_{\max}/48 = 2014/48 = 41.958\text{A με αντίστοιχο βαθμό χρησιμοποίησης } 0.133$$

$$\text{Άρα } C_{dc_bus} = 232.528\mu\text{F}$$

Στοιχεία DC-DC boost converter

Η τάση του κεντρικού ζυγού διανομής παραμένει σταθερή στα ονομαστικά της στοιχεία 48V, άρα τα χαρακτηριστικά του μετατροπέα ανύψωσης συνοψίζονται παρακάτω:

$$\text{Duty Cycle: } D = 1 - 18.6/48 = 0.62$$

$$\text{Ρεύμα Fuel Cell: } I_{fc} = 1204/48 = 64.7\text{A}$$

$$\text{Ισχύς Fuel Cell: } P_{fc} = 1204 \text{ W}$$

$$L_{BDC}' = \frac{18.6 \cdot 0.62}{25000 \cdot 0.01 \cdot 64.7} = 0.713\text{mH}$$

$$C_{LV}' = \frac{48 \cdot (1 - 0.506329)}{8 \cdot 25000^2 \cdot 0.0045 \cdot 0.96} = 1.097\mu\text{F}$$

$$I_{HV} = 1204/48 = 25.083\text{A}$$

$$C_{HV} = \frac{25.08 \cdot 0.62}{25000 \cdot 48 \cdot 0.02} = 647.986\mu\text{F}$$

Και τα δύο σενάρια επιλέχτηκε να ξεκινήσουν με μια μέση στάθμη φόρτισης μπαταρίας 75% όπως και στην περίπτωση της θερμικής μηχανής-DC γεννήτριας για την εξαγωγή ασφαλέστερων συμπερασμάτων.

Όπως βλέπουμε και από τους πίνακες, ο ηλεκτρικός συσσωρευτής αναλαμβάνει πάλι εξολοκλήρου την τροφοδότηση των φάσεων απογείωσης-προσγείωσης, παρακολούθησης και της ανάκτησης του σεναρίου με χρήση συστήματος ανάκτησης SkyHook, ενώ συμβάλει στην τροφοδότηση της φάσεως πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα (φάσεις εκφόρτισης). Αντίθετα, στις φάσεις αναρρίχησης, καταρρίχησης και ιδιαίτερα στη φάση πλεύσης με κανονική ταχύτητα δέχεται το πλεόνασμα της ενέργειας από την κυψέλη καυσίμου και φορτίζει κατά τη διάρκεια της αποστολής. Στη φάση της καταρρίχησης, βρίσκεται και η βασική διαφορά της αποστολής αυτής της περίπτωσης με την προηγούμενη: η επιλογή μεγαλύτερης γωνίας καταρρίχησης, αύξησε τις ενεργειακές απαιτήσεις της πτήσης κατά τη διάρκεια της (από 204 σε 481W) με αποτέλεσμα να μπορεί η μπαταρία να εκμεταλλευθεί το πλεόνασμα της ενέργειας με την κυψέλη καυσίμου και να συνεχίζει να λειτουργεί στα ονομαστικά της στοιχεία. Αυτό δεν θα μπορούσε να συμβεί στην προηγούμενη περίπτωση, γιατί οι ελάχιστες απαιτήσεις καταρρίχησης αύξαναν το πλεόνασμα ενέργειας, με αποτέλεσμα η μπαταρία να μην μπορεί να το δεχτεί λόγω του περιορισμού του μέγιστου ρεύματος φόρτισης της και την αποφυγή κινδύνων καταστροφής του συσσωρευτή ή ακόμα και ανάφλεξης. Όπως και πριν, για την προσομοίωση των σεναρίων αποστολής διαχωρίστηκαν οι μεταβάσεις από τις επιστροφές και οι χρόνοι των φάσεων διαιρέθηκαν δια δέκα, εκτός από τη φάση της απογείωσης-προσγείωσης, που διαρκούν 6sec και 18sec αντίστοιχα, τη φάση της εκτόξευσης που επιλέχτηκε και εδώ ενδεικτικά να διαρκεί 10sec για το ζέσταμα του εκτοξευτή και τη φάση της ανάκτησης που διαρκεί συνολικά 7sec.

Το φορτίο που καταναλώνεται σε κάθε φάση της αποστολής:

- ➔ Απογείωση: $\Delta Q = -0.0006$, άρα ο SOC μειώνεται (λόγω λειτουργίας εκφόρτισης), μόλις 0.06% γιατί και θεωρείται αμελητέο και η αναρρίχηση ξεκινάει και αυτή με 75%
- ➔ Αναρρίχηση: $\Delta Q = +0.05$, ο SOC αυξάνεται (λόγω φόρτισης) κατά 5% και η φάση της πλεύσης με κανονική ταχύτητα ξεκινάει με ~ 80%
- ➔ Πλεύση με 25m/s: $\Delta Q \sim +0.2$, άρα ο SOC στο τέλος της φάσης θα είναι ~100%
- ➔ Πλεύση με 41.2 m/s: $\Delta Q = -0.2$, άρα ο SOC στο τέλος της φάσης θα είναι ~80%
- ➔ Καταρρίχηση: $\Delta Q = 0.00505$, ο SOC στο τέλος της φάσης θα είναι 79.5%
- ➔ Παρακολούθηση: $\Delta Q = 0.0099$, άρα η επιστροφή ξεκινάει με SOC ~78.5%
- ➔ Τέλος Δεύτερης αναρρίχησης: SOC ~81.5%
- ➔ Τέλος Δεύτερης Πλεύσης με 41.2 m/s: SOC ~59%
- ➔ Τέλος Δεύτερης Πλεύσης με 25 m/s: SOC ~80%

Οι επόμενες φάσεις καταρρίχησης και ανάκτησης με SkyHook ή καταρρίχησης και συμβατικής προσγείωσης επηρεάζουν τον SOC το πολύ μέχρι 0.5%.

Οπότε και στα δύο σενάρια, η μέγιστη στάθμη φόρτισης της μπαταρίας αγγίζει το 100%, η ελάχιστη το 59% και εν τέλει η στάθμη στο τέλος της επιστροφής κυμαίνεται γύρω στο 79-80%.

Οι μικρές διαφορές στην κατανάλωση/αποθήκευση φορτίου των αντίστοιχων φάσεων κατά τις μεταβάσεις και τις επιστροφές οφείλονται και εδώ στο ότι σε διαφορετικούς SOC η μπαταρία λειτουργεί σε διαφορετικές τάσεις φόρτισης/εκφόρτισης οπότε φορτίζεται και εκφορτίζεται από διαφορετικά ρεύματα. Αυτός είναι και ο λόγος που το κύκλωμα ελέγχου εισάγει στα mosfet διαφορετικούς βαθμούς χρησιμοποίησης κατά την επιστροφή από ότι κατά τη μετάβαση.

Το κύκλωμα ελέγχου της τροφοδότησης των βαθμών χρησιμοποίησης στα Mosfet του DC-DC buck-boost converter του ηλεκτρικού συσσωρευτή, το εσωτερικό κύκλωμα προσομοίωσης του φορτίου και το κύκλωμα ελέγχου σύνδεσης/αποσύνδεσης της μπαταρίας και της κυψέλης καυσίμου είναι παρόμοια με τα αντίστοιχα του υβριδικού ηλεκτρικού συστήματος προώθησης με ICE.

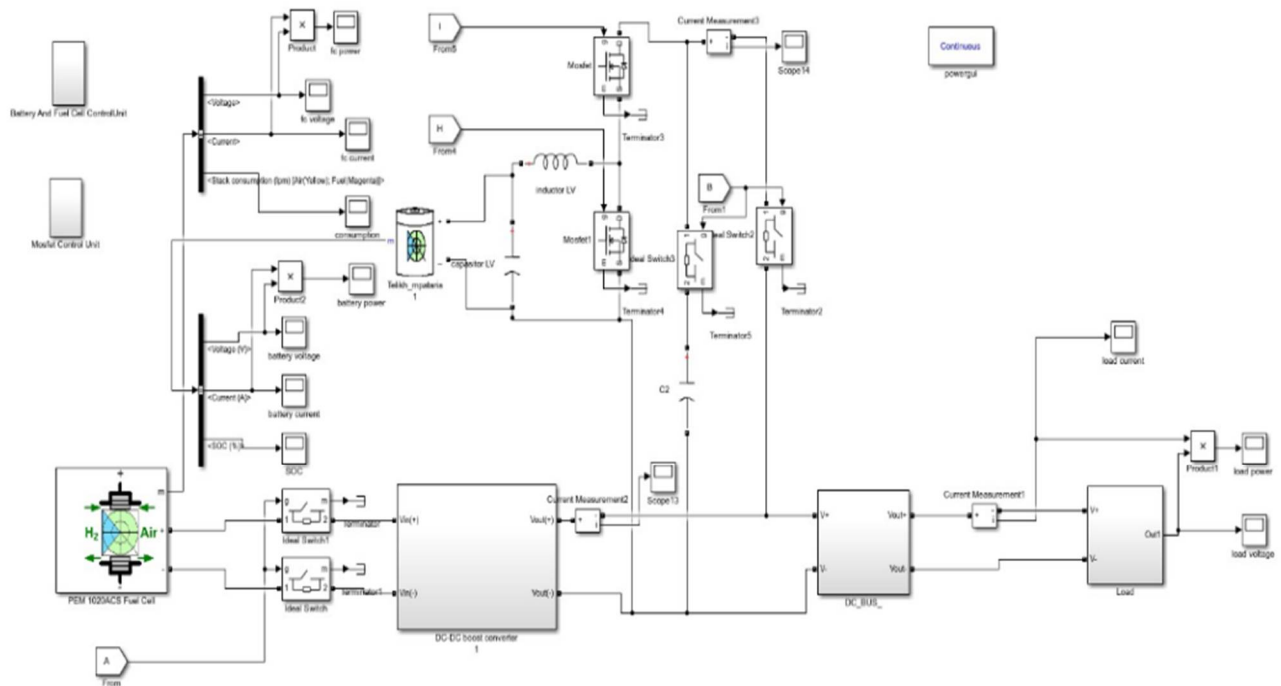
DC Bus (Κεντρικός Ζυγός διανομής)

Όπως είπαμε, ο κεντρικός ζυγός διανομής παραμένει ολόιδιος και κατά τη διάρκεια αυτής της προσομοίωσης αφού τα ενεργειακά χαρακτηριστικά δεν αλλάζουν πολύ και το μέγιστο ρεύμα ανοχής (50 A) δεν παραβιάζεται ούτε με αυτό το υβριδικό ηλεκτρικό σύστημα.

Φάσεις Αποστολής	Ρεύμα DC Bus (A)
Εκτόξευση σεναρίου 1	0
Απογείωση σεναρίου 2	7.292
Αναρρίχηση	12.146
Πλεύση 25m/s	10.708
Πλεύση 41.2 m/s	41.958
Καταρρίχηση	10.021
Παρακολούθηση	2.396
Ανάκτηση σεναρίου 1	2.354
Προσγείωση σεναρίου 2 (Μέρος 1)	0
Προσγείωση σεναρίου 2 (Μέρος 2)	5.229

Πίνακας 18: Ρεύμα Κεντρικού Ζυγού Διανομής στις φάσεις της αποστολής

Τελικά, το συνολικό κύκλωμα προσομοίωσης του υβριδικού ηλεκτρικού συστήματος προώθησης Fuel Cell-Ηλεκτρικού Συσσωρευτή παρουσιάζεται στη συνέχεια:



Εικόνα 6.40: Ολικό Κύκλωμα προσομοίωσης ηλεκτρικού υβριδικού συστήματος Fuel Cell- Μπαταρίας Li-Ion σε περιβάλλον Matlab/Simulink

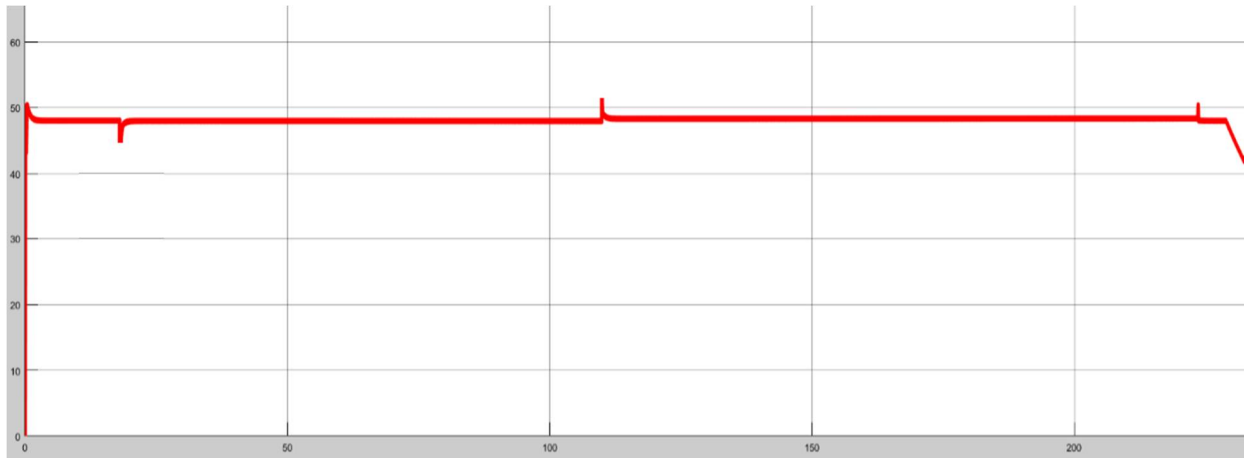
6.3.2 Αποτελέσματα Προσομοίωσης Σεναρίου χρήσης Fuel Cell

Φορτίο

Η τάση του φορτίου παραμένει σταθερή στα 48 V DC, παρατηρώντας και εδώ απόκλιση από τη σταθερή τιμή λόγω της διαίρεσης των χρονικών διαστημάτων της προσομοίωσης.

Τάση

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 10,20,30,40,50,60 Volts & άξονας x : 50,100,150,200seconds)

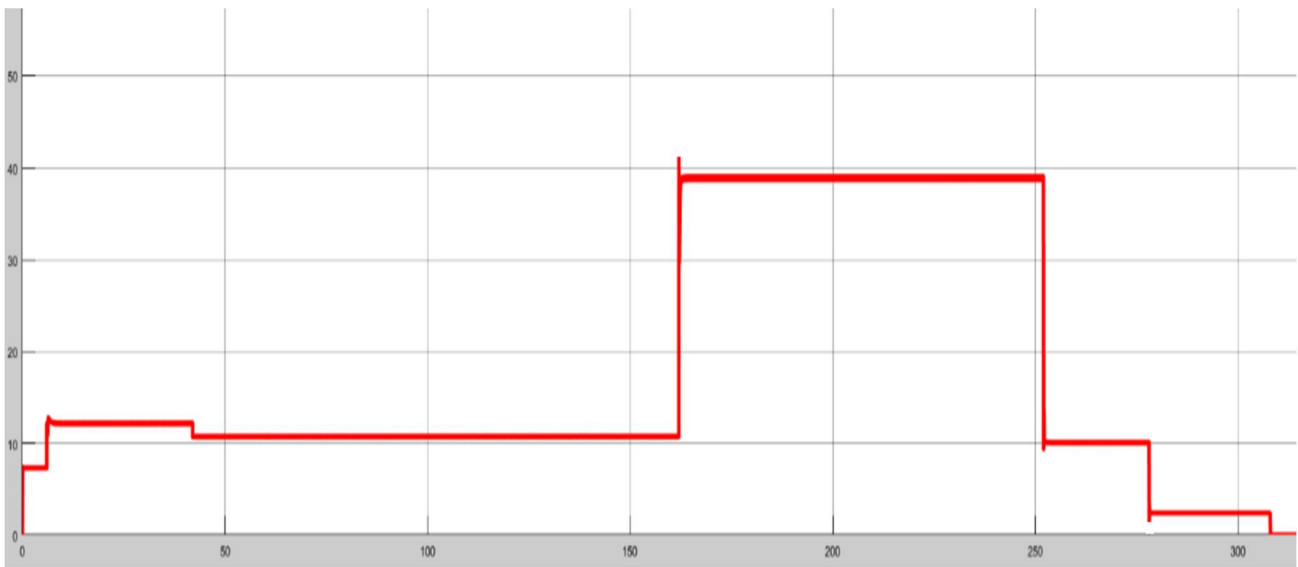


Εικόνα 6.41: Τάση Λειτουργίας του Φορτίου (επιστροφή με ανάκτηση με SkyHook System)

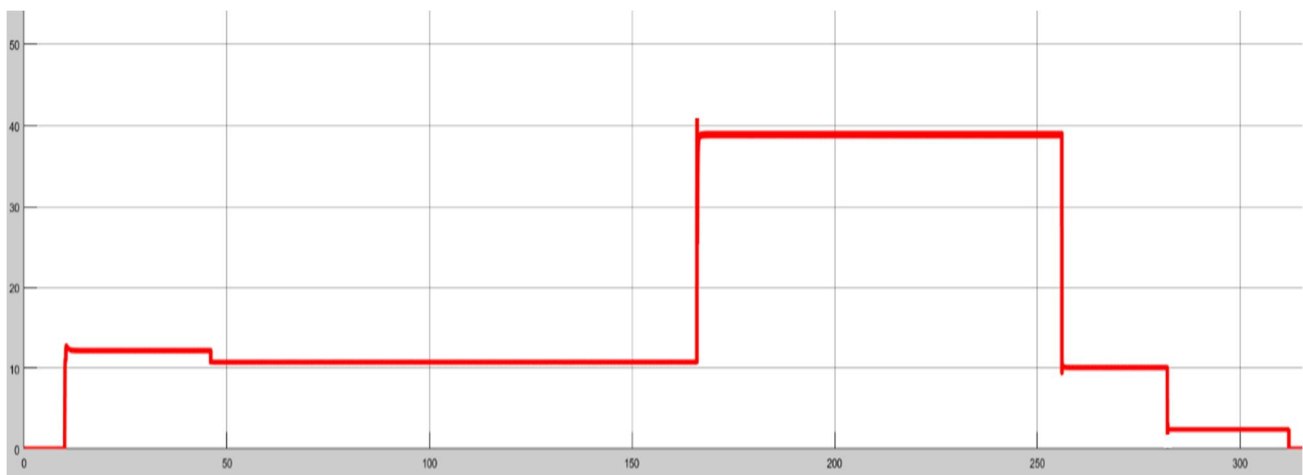
Ρεύμα

Το φορτίο τροφοδοτείται συνεχώς με ρεύμα και ισχύ εκτός από τα πρώτα 10sec της μετάβασης με εκτόξευση και στο χρονικό διάστημα που ολισθαίνει το UAV κατά την αρχή της συμβατικής προσγείωσης. Τη μέγιστη τιμή 41.95A την παρουσιάζει κατά την πλεύση με μέγιστη ταχύτητα.

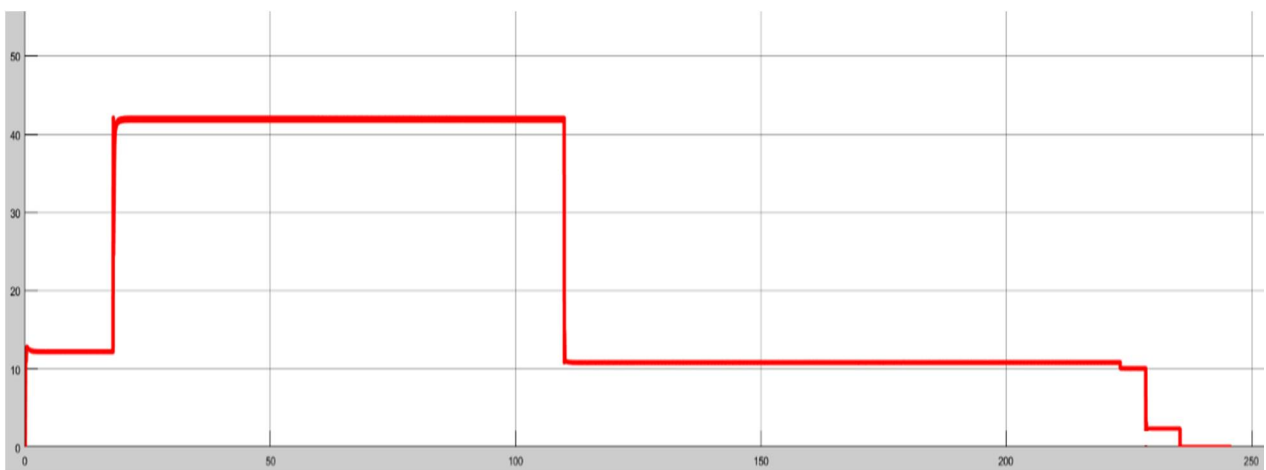
Διαβαθμίσεις (άξονας y : 10,20,30,40,50 Amperes & άξονας x : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.42: Ρεύμα Λειτουργίας του Φορτίου (μετάβαση με συμβατική απογείωση)



Εικόνα 6.43: Ρεύμα Λειτουργίας του Φορτίου (μετάβαση με εκτόξευση)

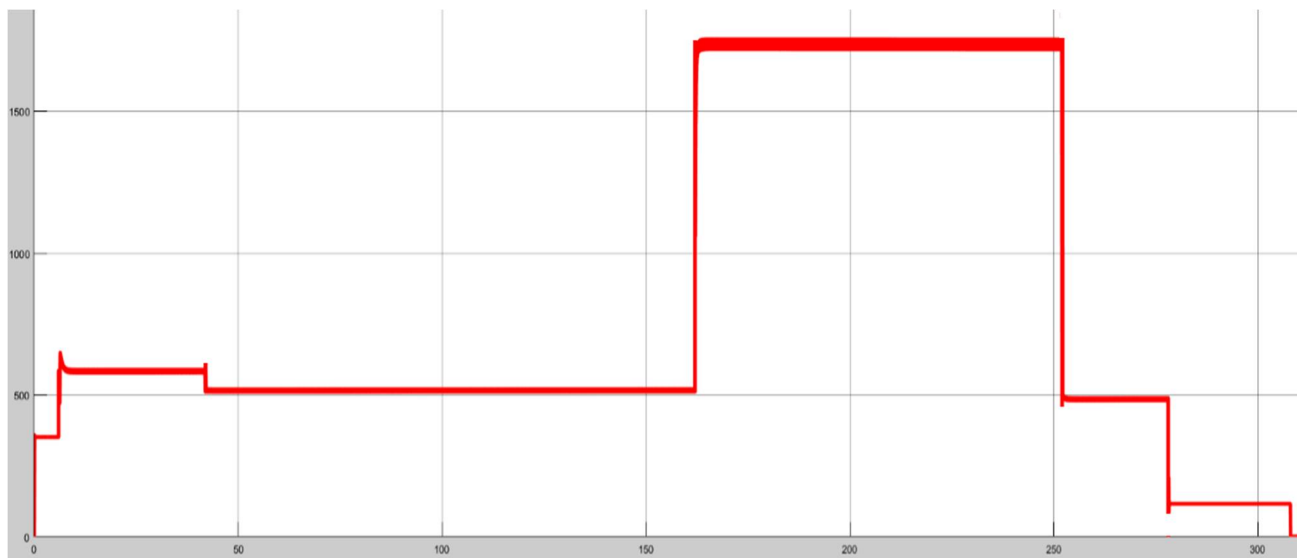


Εικόνα 6.44: Ρεύμα Λειτουργίας του Φορτίου (επιστροφή με ανάκτηση μέσω SkyHook)

Ισχύς

Παρακάτω, παρουσιάζονται οι γραφικές παραστάσεις της ισχύος του φορτίου στο σενάριο συμβατικής απογείωσης-προσγείωσης, η οποία φτάνει τη μέγιστη τιμή της κατά την πλεύση με μέγιστη ταχύτητα (2014Watts)

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 500,1000,1500,2000 Volts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.45: Ισχύς Λειτουργίας του Φορτίου (μετάβαση με συμβατική απογείωση)



Εικόνα 6.46: Ισχύς Λειτουργίας του Φορτίου (επιστροφή με συμβατική προσγείωση)

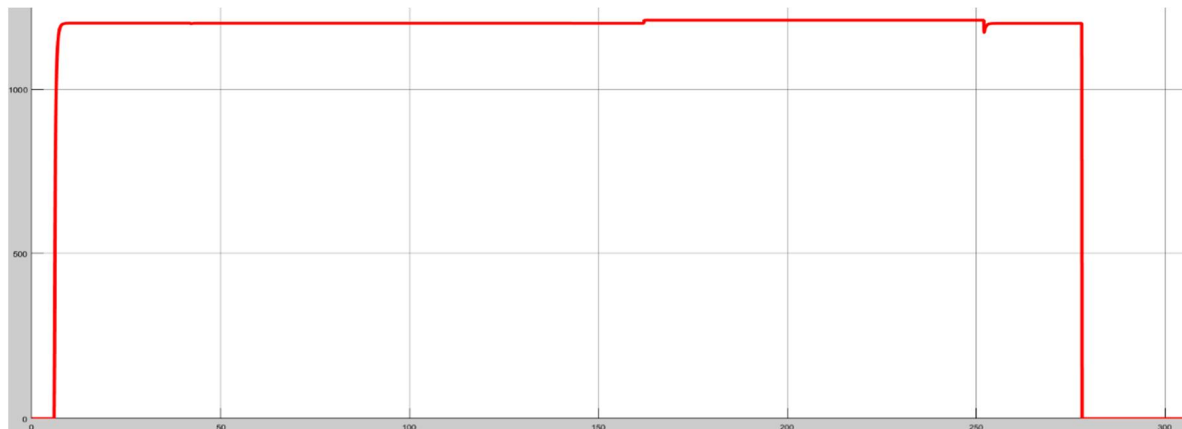
Κυψέλη Καυσίμου

Όταν η κυψέλη καυσίμου είναι συνδεδεμένη στο σύστημα, το τροφοδοτεί με 1204 Watts ισχύ, δηλαδή με ρεύμα 64.73A υπό τάση 18.6V. Η απόκλιση από τη σταθερή τάση συμβαίνει πάλι κατά τη διάρκεια φάσεως πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα κατά τη διάρκεια της μετάβασης, για τον ίδιο

λόγο που εξηγήσαμε παραπάνω. Όταν η γεννήτρια αποσυνδέεται, το ρεύμα και η ισχύς της μηδενίζονται και η τάση της ανυψώνεται στα 28V, τάση κενού φορτίου όπως έχει οριστεί στα χαρακτηριστικά της. Η κυψέλη καυσίμου είναι αποσυνδεδεμένη μόνο κατά τη φάση της εκτόξευσης (ή της απογείωσης) και τη φάση της παρακολούθησης όσον αφορά τη μετάβαση και κατά τη φάση της ανάκτησης, όσον αφορά την επιστροφή.

Ισχύς

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 500,1000 Watts & άξονας x : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.47: Ισχύς Εξόδου Κυψέλης Καυσίμου (μετάβαση με εκτόξευση)

Ρεύμα

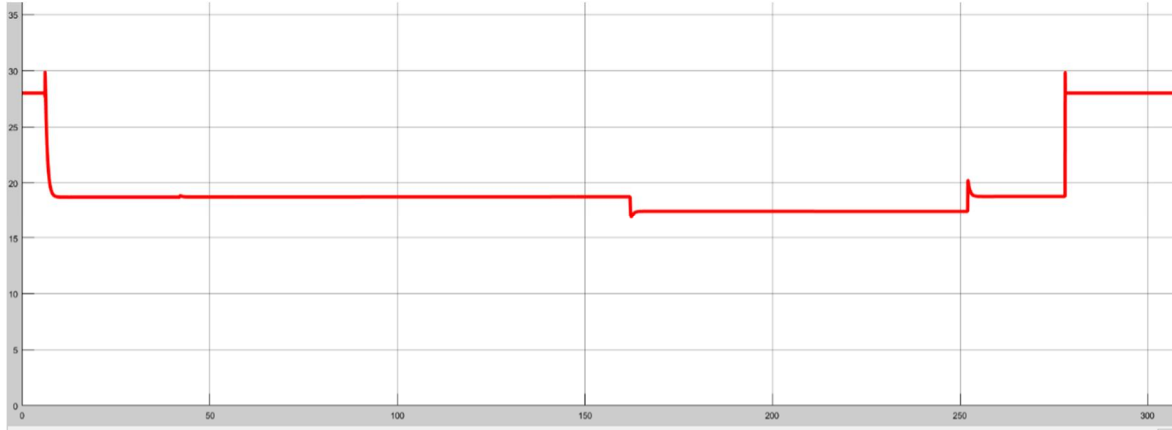
Διαβαθμίσεις (άξονας y : 10,20,30,40,50,60,70 Amperes & άξονας x : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.48: Ρεύμα Εξόδου Κυψέλης Καυσίμου (μετάβαση με εκτόξευση)

Τάση

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 5,10,15,20,25,30,35 Volts & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)

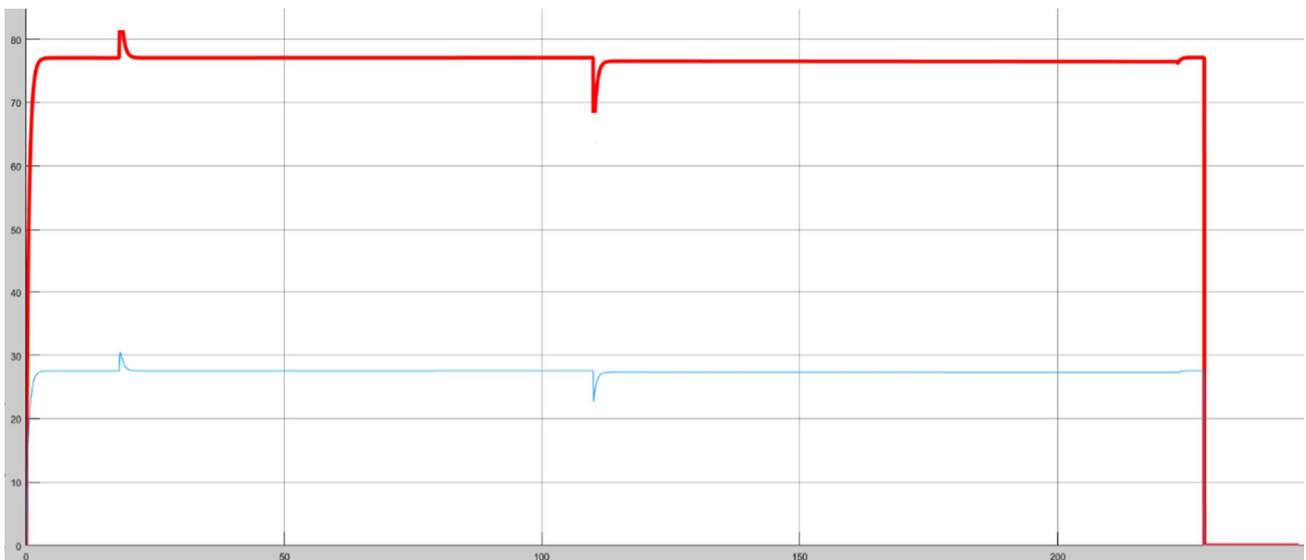


Εικόνα 6.49: Τάση Εξόδου Κυψέλης Καυσίμου (μετάβαση με εκτόξευση)

Αφού η κυψέλη καυσίμου τροφοδοτεί το σύστημα με συνεχώς την ίδια ισχύ στα ίδια ενεργειακά στοιχεία, η απόδοση της (42%), η κατανάλωση αέρα (77lpm) και η κατανάλωση καυσίμου (28 lpm) παραμένουν σταθερές κατά την αγωγή της. Παρακάτω, παρουσιάζονται οι συγκεκριμένες γραφικές κατά την επιστροφή με ανάκτηση μέσω SkyHook.

Κατανάλωση (αέρας : κόκκινο, καύσιμο : μπλε)

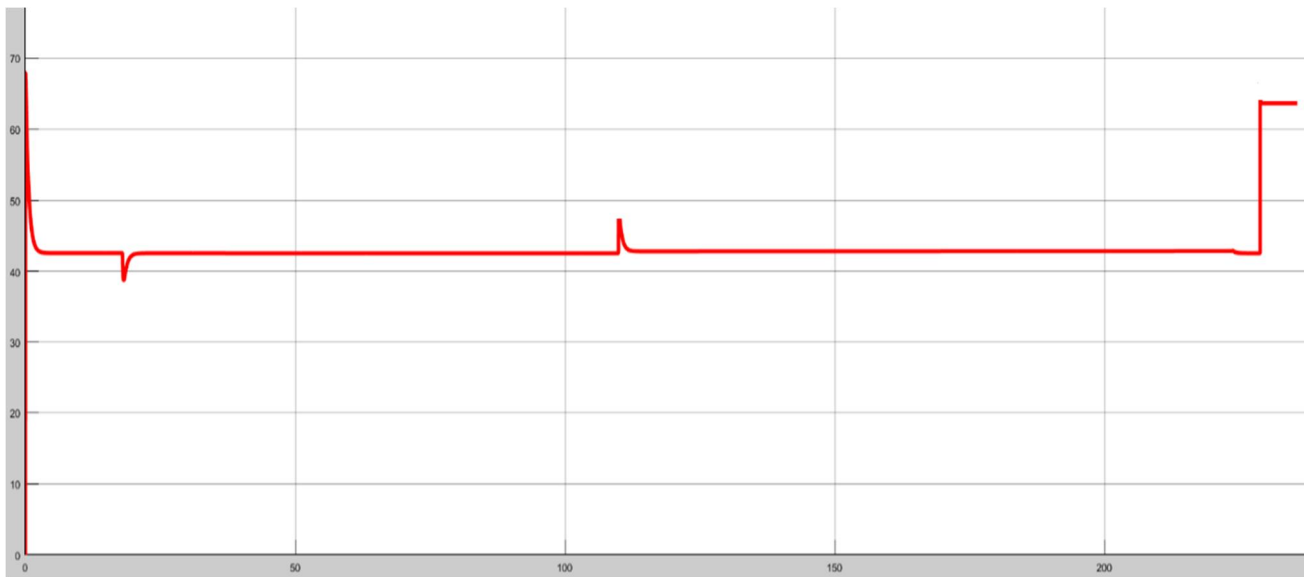
Διαβαθμίσεις (άξονας y : 10,20,30,40,50,60,70,80 lpm & άξονας χ : 50,100,150,200 seconds)



Εικόνα 6.50: Κατανάλωση αέρα και καυσίμου Κυψέλης Καυσίμου (επιστροφή-ανάκτηση με SkyHook)

Απόδοση Κυψέλης Καυσίμου

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 10,20,30,40,50,60,70 % & άξονας x : 50,100,150,200 seconds)



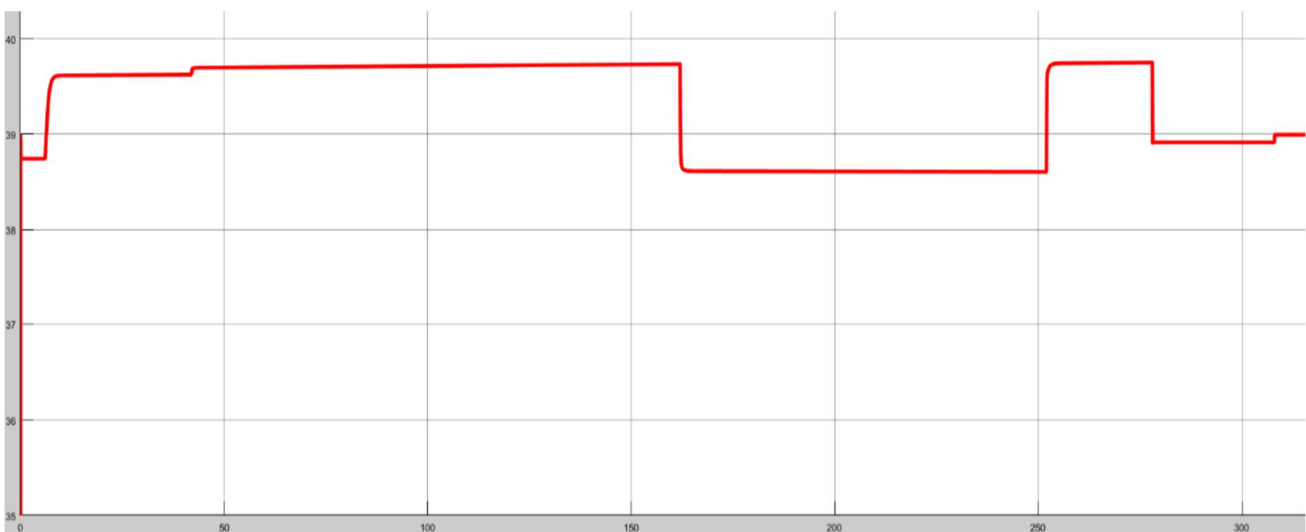
Εικόνα 6.51: Απόδοση Κυψέλης Καυσίμου (επιστροφή-ανάκτηση με SkyHook)

Ηλεκτρικός Συσσωρευτής (36V/25Ah)

Η τάση της μπαταρίας κυμαίνεται στο διάστημα 38.5-39.7V και παρουσιάζεται στο σενάριο της μετάβασης με τη συμβατική απογείωση.

Τάση

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 35,36,37,38,39,40 Volts & άξονας x : 50,100,150,200,250,300 seconds)

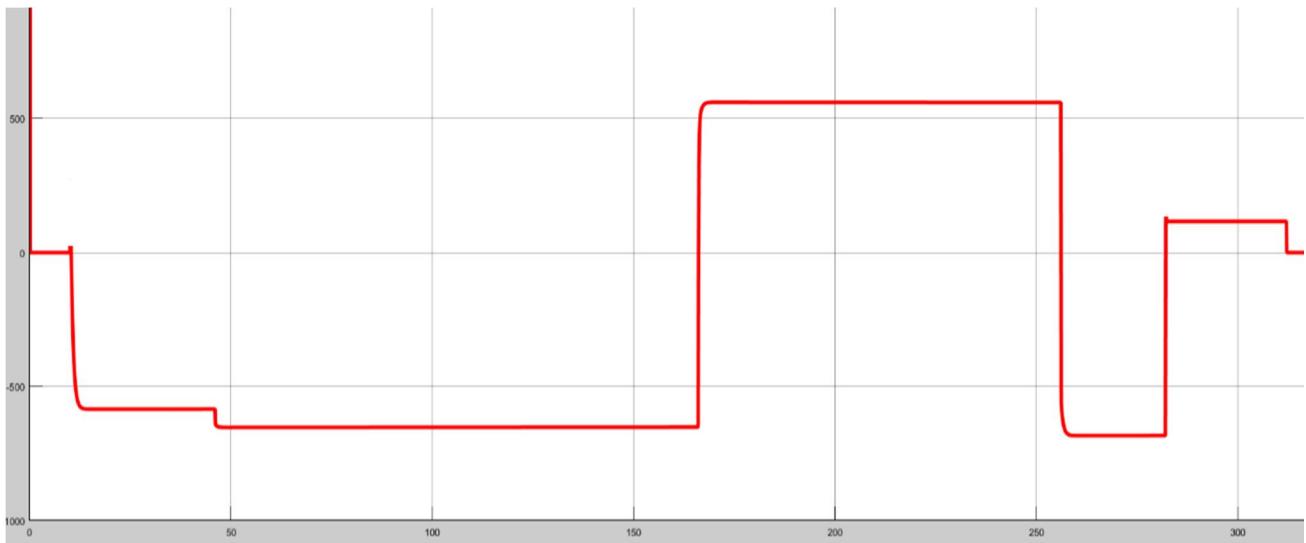


Εικόνα 6.52: Τάση Λειτουργίας Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με συμβατική απογείωση)

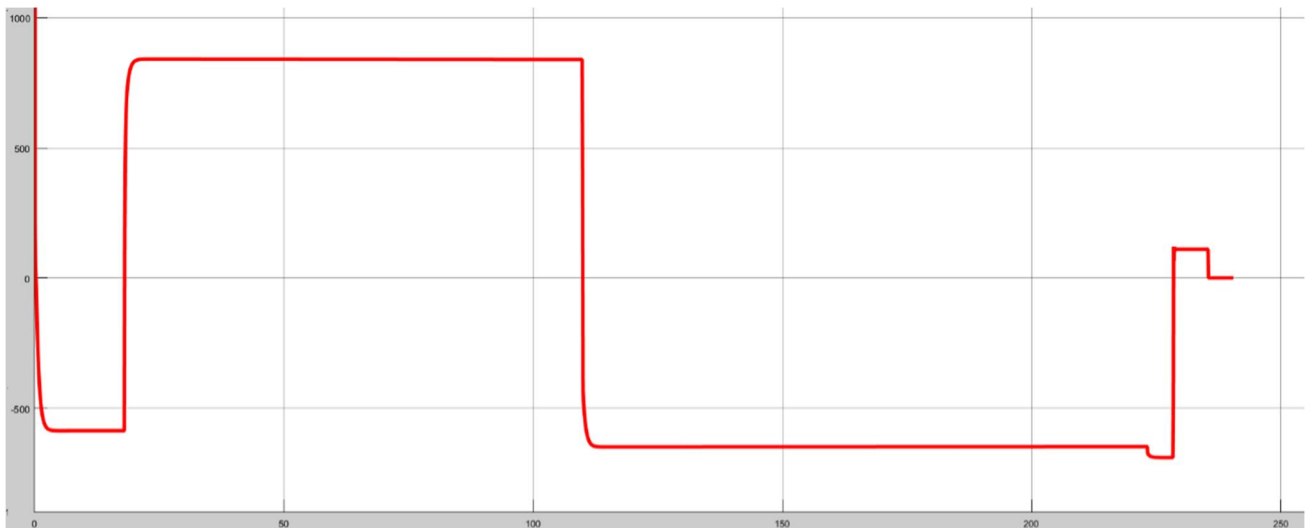
Ισχύς

Παρακάτω, παρουσιάζεται η συμπεριφορά της ισχύος εξόδου στο σενάριο της εκτόξευσης-ανάκτησης μέσω SkyHook. Ο ηλεκτρικός συσσωρευτής αποσυνδέεται μόνο τα πρώτα 10sec και σε όλη την υπόλοιπη αποστολή λειτουργεί, φορτιζόμενος (αρνητική ισχύς) κατά τις φάσεις της αναρρίχησης, πλεύσης με 25m/s, καταρρίχησης (με μέγιστη ισχύ φόρτισης 732Watts) και συμβάλει στην τροφοδότηση του φορτίου κατά την πλεύση με 41.2m/s, παρακολούθηση και στο στάδιο της ανάκτησης. (θετική ισχύς, μέγιστη τιμή: 810Watts)

Διαβαθμίσεις (άξονας y : -1000,-500,0,500 Watts & άξονας x : 50,100,150,200,250,300 seconds)



Εικόνα 6.53 : Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση με εκτόξευση)



Εικόνα 6.54 : Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (επιστροφή με ανάκτηση μέσω SkyHook)

Ρεύμα – SOC

Τέλος, παραθέτουμε παρακάτω τις γραφικές παραστάσεις του ρεύματος και του SOC του ηλεκτρικού συσσωρευτή στο σενάριο με τη συμβατική απογείωση και προσγείωση, παρατηρώντας τα ίδια αποτελέσματα για το πρόσημο του ρεύματος και την αυξομείωση του SOC, στο σενάριο στο οποίο η απογείωση και η προσγείωση αναλαμβάνονται εξολοκλήρου από τον ηλεκτρικό συσσωρευτή. Μπορούμε να παρατηρήσουμε και πάλι την αποσύνδεση της μπαταρίας κατά την αρχή της προσγείωσης, που ολισθαίνει το UAV μόνο λόγω του συντελεστή τριβής.

Ρεύμα

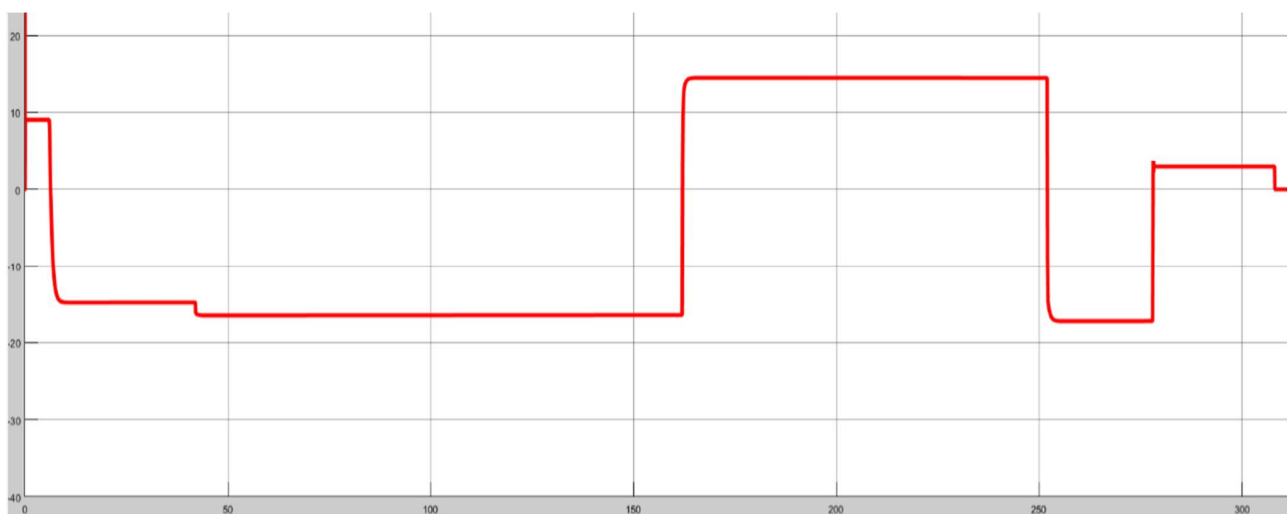
Διαβαθμίσεις (άξονας y : -40,-30,-20,-10,0,10,20Ampers & άξονας χ : 50,100,150,200,250,300 seconds)

SOC απογείωσης

Διαβαθμίσεις (άξονας y : 75,75.5,76,76.5,77,77.5 % & άξονας χ : 50,100,150,200,250 seconds)

SOC προσγείωσης

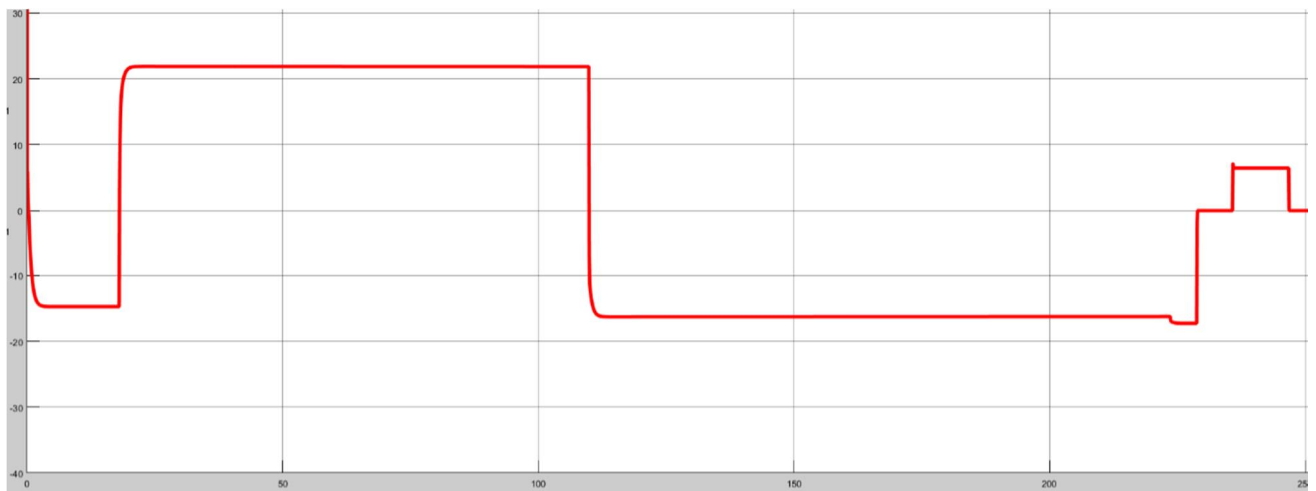
Διαβαθμίσεις (άξονας y : 76.5,77,77.5,78,78.5 % & άξονας χ : 50,100,150,200,250 seconds)



Εικόνα 6.55: Ρεύμα Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση μέσω συμβατικής απογείωσης)



Εικόνα 6.56: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (μετάβαση μέσω συμβατικής απογείωσης)



Εικόνα 6.57: Ρεύμα Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (επιστροφή μέσω συμβατικής προσγείωσης)



Εικόνα 6.58: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή (επιστροφή μέσω συμβατικής προσγείωσης)

Κεφάλαιο 7 : Συγκριτική Μελέτη, Συμπεράσματα και Μελλοντικές επεκτάσεις

7.1 : Συγκριτική Μελέτη

Αποκλειστική χρήση ICE & Υβριδικό σύστημα ICE-DCPM γεννήτριας-Ηλεκτρικού συσσωρευτή

Το ScanEagle UAV στις τυπικές αποστολές του δε χρησιμοποιεί ούτε ηλεκτρική γεννήτρια ούτε ηλεκτρικό συσσωρευτή για την εκπλήρωση των αποστολών του. Αντίθετα, χρησιμοποιεί μια ICE Μηχανή περισσότερων κυβικών και υψηλότερης ισχύος εξόδου, η οποία τροφοδοτεί με την κατάλληλη ισχύ το αεροσκάφος σε όλες τις φάσεις λειτουργίας του, ενώ έχει μπαταρίες για την τροφοδότηση του ηλεκτρονικού εξοπλισμού του (αισθητήρες, κάμερα, σύστημα πλοήγησης κλπ) και ως APU σε περίπτωση βλάβης της θερμικής μηχανής.

Το βάρος και οι ενεργειακές απαιτήσεις του αεροσκάφους με αποκλειστική χρήση ICE και με χρήση υβριδικού συστήματος με ενσωμάτωση γεννήτριας και μπαταρίας δεν αλλάζει, γιατί τα αεροδυναμικά στοιχεία του αεροσκάφους πρακτικά μένουν σταθερά και ενώ το βάρος αυξάνεται λόγω των επιπλέον πηγών, η κατανάλωση καυσίμου είναι σημαντικά χαμηλότερη λόγω της αποθήκευσης ενέργειας στον ηλεκτρικό συσσωρευτή, στοιχείο που αποζημιώνει για την αύξηση του βάρους. Ούτως ή άλλως, η αποστολή εξετάστηκε για το μέγιστο βάρος απογείωσης του: 20kg.

Η μηχανή που χρησιμοποιεί τυπικά το αεροσκάφος είναι μια OS 2kW 50cc, άρα 3 cu και στις μέγιστες απαιτήσεις ισχύος της καταναλώνει περίπου 4oz/min = 0.11339 kg/min καύσιμο (βενζίνη και λάδι σε αναλογία 50:1), δηλαδή για τις απαιτήσεις ισχύος της αποστολής (εξετάζεται μόνο η τυπική αποστολή του ScanEagle με χρήση SuperWedge launcher και συστήματος SkyHook) θα καταναλώσει περίπου:

- ➔ Αναρρίχηση: 0.364kg (540sec μετάβαση και επιστροφή)
- ➔ Κανονική Πλεύση: 1.148 kg (2321sec)
- ➔ Πλεύση με μέγιστη ταχύτητα: 3.445 kg (1823sec)
- ➔ Καταρρίχηση: 0.016 kg (84sec)
- ➔ Παρακολούθηση: 0.035 kg (300sec)
- ➔ Σύνολο: 5 kg καύσιμο: 100gr λάδι και 4900gr αμόλυβδη βενζίνη

1 λίτρο βενζίνη ζυγίζει 0.739 Kg, άρα το UAV σε τυπικές αποστολές καταναλώνει 6.63l βενζίνη, δηλαδή 1.8755 περισσότερη βενζίνη άρα και 1.8755 υψηλότερο κόστος λειτουργίας. Στην περίπτωση μας είναι 4 ευρώ παραπάνω, αλλά συνολικά για τις υπεράριθμες ώρες λειτουργίας που έχει πραγματοποιήσει το αεροσκάφος σε βάθος χρόνου η διαφορά κόστους λειτουργίας (σχεδόν διπλάσια) είναι σημαντική. Σίγουρα, όμως το αρχικό κόστος κατασκευής είναι αυξημένο λόγω της ενσωμάτωσης του ηλεκτρικού συσσωρευτή, της γεννήτριας και των μετατροπέων (το κόστος της ICE είναι σαφώς χαμηλότερο) που επιφέρουν επιπλέον κόστος, το οποίο όμως σίγουρα αποζημιώνεται με την αύξηση των ωρών λειτουργίας.

Τα πλεονεκτήματα του υβριδικού συστήματος ICE-DC γεννήτριας-Ηλεκτρικού συσσωρευτή έναντι αποκλειστικής χρήσης ICE συνοψίζονται στον παρακάτω πίνακα:

α/α	Πλεονεκτήματα υβριδικού συστήματος ICE -DC γεννήτριας-Μπαταρίας	Μειονεκτήματα υβριδικού συστήματος ICE -DC γεννήτριας-Μπαταρίας
1	Μειωμένη κατανάλωση καυσίμου	υψηλό κόστος αγοράς/κατασκευής
2	Μειωμένοι Ρύποι - Φιλικότερες προς το περιβάλλον αποστολές λόγω μείωσης της κατανάλωσης του καυσίμου	Αύξηση πολυπλοκότητας συστήματος λόγω ενσωμάτωσης επιπλέον στοιχείων
3	Χαμηλότερο κόστος λειτουργίας λόγω μειωμένης κατανάλωσης και φοροαπαλλαγών και χαμηλότερο κόστος συντήρησης	
4	Πιο σωτηρή λειτουργία, μείωση της δόνησης και του θορύβου λόγω μείωσης των κυβικών και της ισχύος εξόδου της ICE	
5	Δυνατότητα αυτοεκκίνησης της ICE μηχανής μέσω της ηλεκτρικής γεννήτριας ή του ηλεκτρικού συσσωρευτή	
6	Αυξημένη αξιοπιστία και έλεγχος εναέριας λειτουργίας	
7	Υψηλότερη ανάλυση εικόνων λόγω απουσίας δόνησης (η παρακολούθηση τροφοδοτείται από τον συσσωρευτή)	
8	Υψηλότερη ευελιξία απαιτούμενου φορτίου	
9	Ευρύτερο πεδίο επιλογών ενεργειακού σχεδιασμού αποστολής	

Πίνακας 19: Πλεονεκτήματα υβριδικού συστήματος με ICE έναντι αποκλειστικής χρήσης ICE

Το τελευταίο πλεονέκτημα έγκειται στο γεγονός ότι κατά τη λειτουργία του αεροσκάφους με υβριδικό σύστημα πρόωσης έχει περισσότερες λειτουργικές δυνατότητες όπως να αποσυνδέει την θερμική μηχανή και τον συσσωρευτή κατά το δοκούν, πραγματοποίηση air-drop αποστολών, πιο αυτόνομη εκτόξευση, τροφοδότηση του ηλεκτρονικού εξοπλισμού μέσω του συστήματος πρόωσης κ.α.

Πραγματοποίηση αποστολής με χρήση SuperWedge launcher–συστήματος SkyHook ή με συμβατική απογείωση/προσγείωση με χρήση αεροδιαδρόμου

Για το προκείμενο ηλεκτρικό υβριδικό σύστημα πρόωσης εξεταστήκαν δύο σενάρια πραγματοποίησης αποστολής, στο πρώτο από τα οποία το αεροπλάνο απογειώθηκε με εκτόξευση και ανακτήθηκε με το σύστημα Insitu Skyhook και στο δεύτερο απογειώθηκε/προσγειώθηκε συμβατικά με χρήση αεροδιαδρόμου.

Ο χρόνος των δύο σεναρίων ουσιαστικά δεν επηρεάζεται. Η αποστολή εκπληρώνεται στον ίδιο χρόνο αφού ο στόχος είναι ίδιος και για τα δύο και οι ταχύτητες που αναπτύσσει το αεροσκάφος σε κάθε φάση λειτουργίας είναι όμοιες. Το σενάριο με τη συμβατική απογείωση ίσως διαρκεί μερικά δευτερόλεπτα περισσότερα λόγω του ότι το αεροσκάφος θέλει κάποια δευτερόλεπτα περισσότερα για την απογείωση και την προσγείωση του σε σχέση με την άμεση εκτόξευση και ανάκτηση του (αν θεωρήσουμε τον απαιτούμενο χρόνο για ζέσταμα του αεροσκάφους και του εκτοξευτή περίπου ίδιο) τα οποία όμως, ουσιαστικά αναπληρώνονται λόγω του απαιτούμενου χρόνου ανάκτησης του αεροσκάφους από τη στιγμή που πιάστηκε στο γάντζο. Το ίδιο ισχύει και για τις ενεργειακές απαιτήσεις, το σύνολο των Wh.

(Ο υπολογισμός έγινε με άθροιση όλων των επιμέρους Wh των φάσεων αποστολής μετάβασης και επιστροφής)

- ➔ Αποστολή με χρήση SuperWedge-SkyHook: $108.15Wh + 341.058Wh + 1023.312Wh + 4.93Wh + 10.25Wh + 0.25Wh = 1487.95Wh = 1.488kWh$
- ➔ Αποστολή με χρήση αεροδιαδρόμου: $1.335Wh + 108.15Wh + 341.646Wh + 1023.412Wh + 4.93Wh + 10.25Wh + 1.145Wh = 1490.868Wh$

Η διαφορά είναι απειροελάχιστη (της τάξης των 3Wh), οπότε το ίδιο ισχύει και για την κατανάλωση του καυσίμου και το κόστος λειτουργίας του.

Όσον αφορά το ποσοστό χρήσης της μπαταρίας σε σχέση με τις συνολικές Wh και τη συνολική διάρκεια της αποστολής:

- ➔ Αποστολή με χρήση SuperWedge-SkyHook: Οι συνολικές Wh που απέδωσε η μπαταρία προκύπτει από την αφαίρεση των Wh που αποθήκευσε από αυτές που τροφοδότησε: $-43.35\text{Wh} - 310.11\text{Wh} + 511.959\text{Wh} + 4.93\text{Wh} + 10.25\text{Wh} + 0.251\text{Wh} = 173.93\text{Wh}$ που αντιστοιχεί σε ποσοστό 11.69% των συνολικών απαιτήσεων. Ο συσσωρευτής λειτουργεί καθόλη τη διάρκεια της αποστολής εκτός από τα 30sec της εκτόξευσης οπότε αφού τα συνολικά δευτερόλεπτα λειτουργίας είναι 5108sec, χρησιμοποιείται για το 99.4% της αποστολής. Ο σειριακός συνδυασμός πηγών δε λειτουργεί για τα 30sec εκτόξευσης + 87sec καταρρίχησης + 300sec παρακολούθησης + 7sec ανάκτησης = 424sec, άρα λειτουργεί για το 91.699% της πτήσης και παρέχει τις 1314Wh, δηλαδή το 88.3% των συνολικών απαιτήσεων.
- ➔ Αποστολή με χρήση αεροδιαδρόμου: Η μπαταρία τροφοδότησε το σύστημα με: $1.335\text{Wh} - 43.35\text{Wh} - 310.649\text{Wh} + 511.959\text{Wh} + 4.93\text{Wh} + 10.25\text{Wh} + 1.145\text{Wh} = 175.62\text{Wh}$ που αντιστοιχεί σε ποσοστό 11.78% των απαιτήσεων και δε λειτούργησε μόνο για 6sec κατά τη φάση προσγείωσης άρα πρακτικά λειτούργησε για το 100%. Ο σειριακός συνδυασμός δε λειτούργησε για 30sec + 87sec + 300sec + 19sec = 436sec. Άρα χρησιμοποιήθηκε στο 91.45% της συνολικής πτήσης και απέδωσε το 88.62% των συνολικών απαιτήσεων (1315.248Wh)

Απ'ότι βλέπουμε οι ενεργειακές διαφορές των δύο σεναρίων είναι απειροελάχιστες, δηλαδή οι τρόποι απογείωσης/προσγείωσης για μια αποστολή περίπου 85min δεν επηρεάζουν πρακτικά τα ενεργειακά αποτελέσματα, για αυτό και στην προσομοίωση θεωρήθηκε και στα δύο σεναρία ότι ο SOC στην εκκίνηση της αποστολής είναι στο 75%, φτάνει στο μέγιστο 94-95% στο τέλος της πρώτης πλεύσης με 25m/s, αγγίζει το ελάχιστο 44% στο τέλος της δεύτερης πλεύσης με 41.2m/s κατά την επιστροφή και εν τέλει βρίσκεται στο 59-60% όταν το UAV έχει επιστρέψει στη βάση του.

Υβριδικό ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης με ενσωμάτωση ICE και DC γεννήτριας-υβριδικό ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης με ενσωμάτωση Fuel Cell

Όσον αφορά το υβριδικό ηλεκτρικό σύστημα που ενσωματώνει την τεχνολογία fuel cell προκύπτει αρκετά πιο διαφορετικό από το αντίστοιχο που περιλαμβάνει ακόμη θερμική μηχανή. Εδώ έχουμε αξιοσημείωτη διαφορά και στο βάρος και στη λειτουργία του αεροσκάφους, γιατί πρόκειται για πραγματοποίηση αποστολής αποκλειστικά με ΑΠΕ, κάτι το οποίο ξεφεύγει τελείως από τα τυπικά χαρακτηριστικά της ICE.

Βάρος: Το βάρος του αεροσκάφους αλλάζει σημαντικά, πρόκειται για βάρος 16.5kg σε αντίθεση με τα 20kg βάρος απογείωσης του προηγούμενου υβριδικού συστήματος, δηλαδή το αεροσκάφος ζυγίζει 17.5% λιγότερο.

Αποστολή με χρήση SuperWedge-SkyHook:

Χρόνος: 5107sec = 85.1 min

Συνολικές Wh: 87.45Wh αναρρίχησης + 333.1Wh πλεύσης + 1017.63Wh πλεύσης με 41.2m/s + 10.42Wh καταρρίχησης + 9.58Wh παρακολούθησης + 0.22Wh ανάκτησης = 1458.4Wh

Συνολική κατανάλωση καυσίμου και λοιπά στοιχεία κυψέλης: Η κυψέλη καυσίμου καταναλώνει σταθερά 77lpm αέρα, 28lpm καύσιμο από το οποίο το 80% αποτελεί υδρογόνο και 6% οξυγόνο παρέχοντας σταθερά (όσο είναι συνδεδεμένη) 1204 Watts στο σύστημα, δηλαδή ρεύμα 64.7A υπό τάση 18.6V. Είναι αποσυνδεδεμένη από το σύστημα για τα 30sec της εκτόξευσης, τα 300sec της παρακολούθησης και τα τελευταία 7sec της ανάκτησης, δηλαδή λειτουργεί για το 93.4% της πτήσης (4770sec = 79.5 min). Το υδρογόνο εισάγεται στην κυψέλη καυσίμου σε πίεση 1-2bar, ενώ η θερμοκρασία λειτουργίας της είναι περίπου 60 °C. Από την καταστατική εξίσωση των αερίων $PV = nRT$ όπου $V = 22.4L$ (αφού το καύσιμο εισάγεται με ρυθμό 28 lpm με 80% υδρογόνο) και $R = 8.3145 \frac{J}{mol \cdot K}$ προκύπτει ότι $n = 15334 \text{ mole/min}$. Με το ατομικό βάρος του υδρογόνου να ισούται με 23.0158 gr/mol

η κατανάλωση ανά λεπτό προκύπτει: 2.9377 gr/min.

Όποτε για 85.1 λεπτά πτήσης κατανάλωσε ~270gr καθαρό H_2 .

Στοιχεία ηλεκτρικού συσσωρευτή: Ο ηλεκτρικός συσσωρευτής χρησιμοποιείται καθόλη τη διάρκεια εκτός των 30 πρώτων δευτερολέπτων, οπότε χρησιμοποιείται για 5077sec άρα πάλι για το 99.4% της πτήσης. Το ενεργειακό ποσοστό συμμετοχής του προκύπτει: -137 Wh, άρα η συνολική διάρκεια της πτήσης φορτίζει το ηλεκτρικό συσσωρευτή κατά περίπου 5.2%. Και αφού οι συνολικές απαιτήσεις του φορτίου είναι 1458.4Wh, η συνολική ενέργεια που τροφοδότησε η κυψέλη κατά τη διάρκεια της πτήσης προκύπτει 1595.4Wh (το 100% φορτίου + το ποσό ενέργειας που φόρτισε την μπαταρία)

Αποστολή με χρήση Συμβατικής Απογείωσης & Προσγείωσης

Με την ίδια ανάλυση προκύπτει ότι:

Χρόνος Αποστολής = 5098sec

Συνολική Κατανάλωση = 1463Wh

Συνολική Κατανάλωση καθαρού υδρογόνου ~272 gr

Συνολικό Ποσοστό Χρησιμοποίησης Fuel cell με βάση το χρόνο: 93%

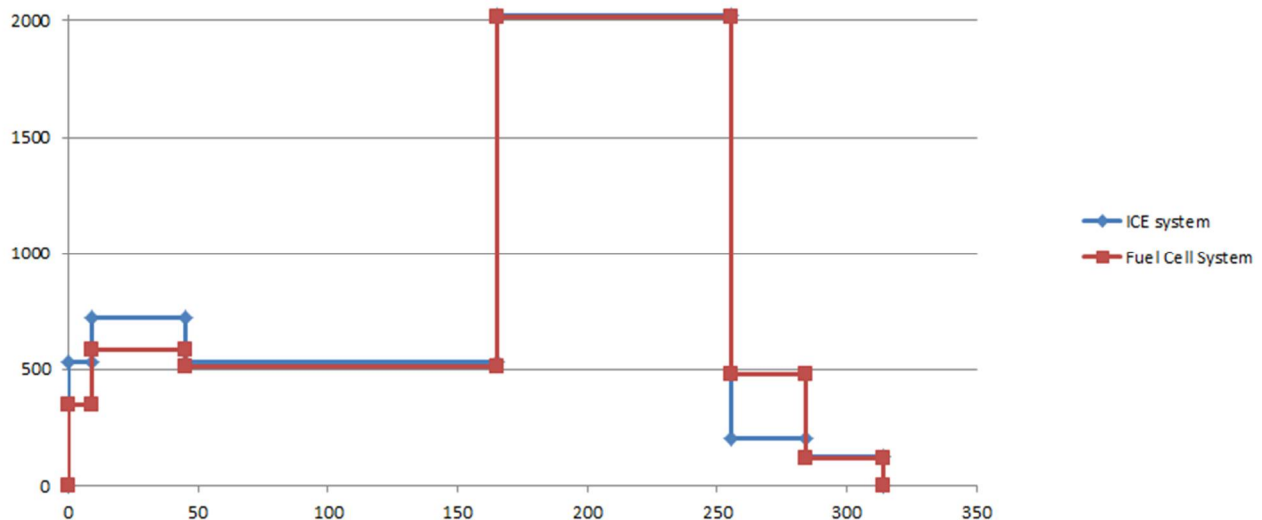
Συνολικό Ποσοστό Χρησιμοποίησης Μπαταρίας με βάση το χρόνο: 100%

Συμβολή της μπαταρίας στις συνολικές ενεργειακές απαιτήσεις: -135Wh

Συμβολή της κυψέλης καυσίμου στις συνολικές ενεργειακές απαιτήσεις 1463Wh φορτίου + 135Wh = 1598Wh συνολικά (καλύπτει το 100% φορτίου)

Οπότε παρατηρούμε ότι με ένα υβριδικό σύστημα ενέργειας μπορούν να προγραμματιστούν αποστολές που να πραγματοποιούνται χωρίς συνολικά να εκφορτίζεται καθόλου ο συσσωρευτής ή και με παράλληλη φόρτιση της μπαταρίας. Στο προκείμενο παράδειγμα, πραγματοποιώντας τον ίδιο προγραμματισμό με το προηγούμενο υβριδικό σενάριο, ο συσσωρευτής στην εκκίνηση της πτήσης βρίσκεται στο 75%, αγγίζει το 100% στο τέλος της 1^{ης} φάσης πλεύσης με 25m/s, φτάνει στο ελάχιστο 69% στο τέλος της φάσης πλεύσης με 41.2m/s κατά την επιστροφή και τελικά στο τέλος της αποστολής βρίσκεται περίπου στο 80%. Αν η πτήση εκκινούσε με SOC μπαταρίας 100% θα μπορούσε ο συσσωρευτής να προγραμματιστεί να τροφοδοτεί και την πλεύση του UAV με την τυπική ταχύτητα και η κυψέλη να χρησιμοποιείται μόνο στην αναρρίχηση και στη μέγιστη ταχύτητα. Βλέπουμε, λοιπόν, την τεράστια ευελιξία ως προς το φορτίο και τη διανομή της ενέργειας στα στοιχεία του και τη δυνατότητα σχεδιασμών υπεράριθμων διαφορετικών αποστολών που προσφέρει η χρήση ενός υβριδικού συστήματος ηλεκτρικής ενέργειας με τη δυνατότητα ενεργειακής αποθήκευσης. Η μπαταρία έχει τη δυνατότητα να παίζει το ρόλο APU, να τροφοδοτεί το ηλεκτρονικό εξοπλισμό, να παίζει κύριο ρόλο κατά τη διάρκεια των μέγιστων απαιτήσεων της πτήσης ή/και να τροφοδοτεί την πτήση εξολοκλήρου, προσφέροντας και τη δυνατότητα, ανάλογα με τον προγραμματισμό, φόρτισης ή εκφόρτισης της.

Στο παρακάτω διάγραμμα παρουσιάζονται οι ενεργειακές απαιτήσεις του φορτίου καθόλη τη διάρκεια της αποστολής με χρήση υβριδικού συστήματος με ενσωμάτωση Fuel Cell (κόκκινο) και με ενσωμάτωση ICE (Μπλε).



Διάγραμμα 2: Απαιτήσεις Ισχύος Φορτίου FC & ICE συστημάτων (μετάβαση με συμβατική απογείωση)

7.2 Συμπεράσματα

Τα πλεονεκτήματα της χρήσης υβριδικού συστήματος με ενσωμάτωση κυψέλης καυσίμου έναντι του συστήματος με την ενσωμάτωση του σειριακού συνδυασμού ICE και DC γεννήτριας συνοψίζονται στα εξής:

- ➔ Σχεδόν αθόρυβη λειτουργία σε όλη τη διάρκεια της (μηδενική δόνηση)
- ➔ Λιγότερες Ενεργειακές απαιτήσεις (περίπου 30Wh, μέχρι και 150-200Wh σε αποστολές 10h με τυπική ταχύτητα πλεύσης 25m/s)
- ➔ Αντικατάσταση 2.6kg αμόλυβδης βενζίνης με 270 gr H₂
- ➔ Ελάχιστο κόστος λειτουργίας και συντήρησης
- ➔ Πτήση-Αποστολή ακόμα πιο φιλική προς το περιβάλλον
- ➔ Μικρότερο Βάρος
- ➔ Ακόμα μεγαλύτερη ευελιξία σχεδιασμού αποστολών και λογικής ενεργειακής διανομής (οι θερμικές μηχανές απαιτούν πιο περίπλοκη πραγματοποίηση σύνδεσης ή αποσύνδεσης τους από το σύστημα)
- ➔ Υψηλότερη παραγωγή ενέργειας και κάλυψη του φορτίου από την πηγή με παράλληλη (συνολικά) φόρτιση του ηλεκτρικού συσσωρευτή (μόνο για τη συγκεκριμένη αποστολή)

Όλα τα παραπάνω και γενικότερα όλα τα πλεονεκτήματα των υβριδικών ηλεκτρικών συστημάτων αποτελούν πλεονεκτήματα υψηλής σημασίας ιδιαίτερος σε καταστάσεις πολέμου ή πολεμικών επιχειρήσεων για την επιτυχή εκπλήρωση στρατιωτικών αποστολών ενός μη επανδρωμένου στρατιωτικού αεροσκάφους.

Τα κυριότερα μειονεκτήματα της χρήσης της κυψέλης καυσίμου είναι:

- ➔ Το αυξημένο κόστος αγοράς της και ενσωμάτωσής της στο σύστημα, λόγω έλλειψης ωριμότητας της τεχνολογίας της
- ➔ Μικρότερη αντοχή αεροσκάφους (8-10h αντί για 22h + με χρήση θερμικής μηχανής), μειονέκτημα το οποίο δεν αντιμετωπίσαμε στην πτήση που προσομοιώθηκε που διήρκεσε περίπου 85min.

Όσον αφορά, τα ποσοστά χρήσης των πηγών ως προς το χρόνο και την ενέργεια πραγματοποίησης της αποστολής, τα αποτελέσματα απέχουν ελάχιστα.

Τα υβριδικά συστήματα, επομένως, με μια υποφερτή αύξηση πολυπλοκότητας και κόστους-βάρους κατασκευής λόγω ενσωμάτωσης έξτρα πηγών προσφέρουν πολλά και διαφορετικά πλεονεκτήματα στην πραγματοποίηση των αποστολών με κυριότερα την “πράσινη” και αθόρυβη πτήση, την υψηλή προσαρμοστικότητα, ευελιξία και έλεγχο της ολοκλήρωσης της πτήσης και των επιλογών εκτόξευσης και το χαμηλό κόστος και βάρος λειτουργίας λόγω μείωσης καυσίμου.

Από ότι φάνηκε στα αποτελέσματα των προσομοιώσεων, οι διαφορετικοί τρόποι απογείωσης και προσγείωσης δεν επηρεάζουν ενεργειακά αξιοσημείωτα μια μέση πτήση 1h και άνω. Ίσως σε μια μικρότερη πτήση πχ 10 λεπτών η διαφορά να ήταν σημαντικότερη. Τα πλεονεκτήματα της εκτόξευσης μη επανδρωμένων αεροσκαφών χαμηλού βάρους που προσφέρουν αυτή τη δυνατότητα και την ανάκτηση τους από αντίστοιχο σύστημα δεν έγκειται στο ενεργειακό επίπεδο.

Τα κυριότερα πλεονεκτήματα, τα οποία μπορούν να αποτελέσουν σημεία-κλειδιά για την επιτυχημένη ολοκλήρωση στρατιωτικών αποστολών σε πεδία μαχών, της χρήσης συστημάτων όπως εκτοξευτή ή συστήματος ανάκτησης συνοψίζονται:

- ➔ Στην ταχύτερη απογείωση και προσγείωση του αεροσκάφους
- ➔ Ευρύτερο πεδίο επιλογών χωρικών προδιαγραφών για την απογείωση/προσγείωση του αεροσκάφους, όπως τραχείς και σκληρές επιφάνειες, κορυφές βουνών, καταστρώματα πλοίων όπου δεν υπάρχει μεγάλες χωρικές δυνατότητες για την απογείωση
- ➔ Δυνατότητες απογείωσης υπό δυσχερέστερες περιβαλλοντολογικές συνθήκες και υψηλότερα υψόμετρα
- ➔ Ελάχιστο αντίκτυπο στο πεδίο απογείωσης και προσγείωσης
- ➔ Έλλειψη ανάγκης για αεροδιάδρομο κατάλληλων προδιαγραφών
- ➔ Ευρύτερο πεδίο εφαρμογών λόγω του ευρύτερου πεδίου επιλογών σημείων απογείωσης (πχ δυνατότητα θαλάσσιων εφαρμογών κα)

Τα κυριότερα μειονεκτήματα της χρήσης έξτρα εξοπλισμού απογείωσης/προσγείωσης είναι το επιπλέον κόστος αγοράς του συστήματος UAS και η επιπλέον συντήρησή του λόγω αύξησης των εξαρτημάτων, η δυσκολία μεταφοράς τους και η ανάγκη για κατοχή κάποιου κατάλληλου χώρου αποθήκευσής τους.

Τέλος, η παρούσα εργασία συμπεραίνει ότι ενώ το AC ρεύμα έχει νικήσει το DC ρεύμα στον “πόλεμο των ρευμάτων” εδώ και πολλά χρόνια, τα DC μικροδίκτυα για την κάλυψη μικρού ενεργειακού φορτίου έχουν επανέλθει στην επιφάνεια και έχουν διευρύνει ξανά τον ενεργειακό ορίζοντα λόγω της απλότητάς τους, του χαμηλότερου κόστους τους, των μικρότερων απωλειών και της απουσίας όλων των μειονεκτημάτων του εναλλασσόμενου ρεύματος που αντιμετωπίζονται καθημερινά όπως η παρουσία ανώτερων αρμονικών, ο δύσκολος χειρισμός του ρεύματος, η ανάγκη συγχρονισμού των συχνοτήτων των πηγών τροφοδότησης ενέργειας και κυρίως της ευκολίας ενσωμάτωσης ΑΠΕ σε αυτά, δηλαδή των πηγών ενέργειας που θεωρούνται το κλειδί του μέλλοντος.

7.3 Μελλοντικές Επεκτάσεις

Η μελέτη και η ανάλυση των ενεργειακών απαιτήσεων ενός μη επανδρωμένου στρατιωτικού αεροσκάφους υψηλότερου βάρους (MALE ή HALE) το οποίο έχει τη δυνατότητα μόνο της συμβατικής απογείωσης και προσγείωσης και οι ενεργειακές του ανάγκες απαιτούν πλέον τη χρήση ηλεκτρικής μηχανής εναλλασσόμενου ρεύματος σε σειρά με την ICE και ενός πολυπλοκότερου σχεδιασμού υβριδικού συστήματος πρόωσης εναλλασσόμενου ρεύματος για την κάλυψή τους.

Η περαιτέρω ανάλυση των ενεργειακών απαιτήσεων των επιμέρους εξαρτημάτων του συνολικού συστήματος UAS όπως του συστήματος απογείωσης, προσγείωσης, του επίγειου σταθμού ελέγχου και της επικοινωνίας του με ένα στρατιωτικό UAV παρόμοιου βάρους και ενεργειακών αναγκών με την ενσωμάτωση της επίδρασης απρόβλεπτων παραγόντων, όπως η επιβάρυνση λόγω δυσχερών κλιματικών αλλαγών, ανάγκης πραγματοποίησης στροφών και αλλαγής πορείας λόγω αντίπαλων δυνάμεων και γενικότερα μεγαλύτερης παρουσίας αυτοματισμού στο σύστημα ελέγχου του UAV.

Η προσομοίωση της 2^{ης} επιλογής υβριδικού ηλεκτρικού συστήματος (παράλληλου) με ενσωμάτωση θερμικής και ηλεκτρικής μηχανής, κατά το οποίο η ηλεκτρική μηχανή συνδέεται σε σειρά με την μπαταρία και η ζεύξη της με την ICE είναι μηχανολογική. Σε αυτό το ηλεκτρικό σύστημα, η ICE προσφέρει μηχανικό έργο για την κίνηση της προπέλας και για την παραγωγή ηλεκτρικού ρεύματος από την ηλεκτρική μηχανή, που λειτουργεί ως κινητήρας και φορτίζει την μπαταρία, όταν οι ενεργειακές απαιτήσεις της πτήσης είναι χαμηλές, ενώ όταν γίνονται υψηλότερες η ηλεκτρική μηχανή μετατρέπεται σε γεννήτρια, λαμβάνει ρεύμα από την μπαταρία και παράγει έργο το οποίο συμβάλει μαζί με το παραγόμενο έργο από τη θερμική μηχανή για την κίνηση του αεροσκάφους.

Βιβλιογραφίες:

- [1] *History of Flight*. (2018). *Grc.nasa.gov*. Retrieved 21 February 2018, from <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html>
- [2] *Military aircraft - The jet age*. (2018). *Encyclopedia Britannica*. Retrieved 21 February 2018, from <https://www.britannica.com/technology/military-aircraft/The-jet-age>.
- [3] Zaloga, S., & Palmer, I. (2008). *Unmanned Aerial Vehicles*. London: Bloomsbury Publishing Plc.
- [4] Tsach, S., Tatievsky, A., & London, L. (2010). *Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)*. *Encyclopedia Of Aerospace Engineering*. <http://dx.doi.org/10.1002/9780470686652.eae385>
- [5] Chapman, A. (2018). *Types of Drones: Multi-Rotor vs Fixed-Wing vs Single Rotor vs Hybrid VTOL - Australian UAV*. *Australian UAV*. Retrieved 22 February 2018, from <https://www.auav.com.au/articles/drone-types/>
- [6] Crump, M.R. , Riseborough, P. , Bil, C. & Hill, R. (2000). *DYNAMIC CONTROL ASPECTS OF THE SHIPBOARD*. Melbourne.(thesis).
- [7] Doyle, N. (2010). *Design and Development of a UAV Recovery System for use on RAN Patrol Boats* . (thesis) .
- [8] Shahzad, U. (2015). The Need For Renewable Energy Sources. *International Journal of Information Technology and Electrical Engineering*.
- [9] Internal combustion engine - New World Encyclopedia. (2018). *Newworldencyclopedia.org*. Retrieved 22 February 2018, from http://www.newworldencyclopedia.org/entry/Internal_combustion_engine#Operation
- [10] Heywood, J. (2018). *Internal Combustion Engine Fundamentals*. MCGRAW-HILL EDUCATION.
- [11] Types of Fuel Cells | Department of Energy. (2018). *Energy.gov*. Retrieved 22 February 2018, from <https://energy.gov/eere/fuelcells/types-fuel-cells>
- [12] Sharaf, O., & Orhan, M. (2014). An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications. *Renewable And Sustainable Energy Reviews*, 32, 810-853. <http://dx.doi.org/10.1016/j.rser.2014.01.012>
- [13] Andrukaitis Eddie , Argumosa Martinez Maria Pilar , Gietter Marc David , Gilljam Johan-Martin , Gucinski James, Hasvold Jon Øistein , Polak Adam & Szymak Piotr. (2014). *Fuel Cells and Other Emerging Manportable Power Technologies for the NATO Warfighter – Part II: Power Sources for Unmanned Applications*. SCIENCE AND TECHNOLOGY ORGANIZATION.
- [14] Βουρνάς, Κ., & Κονταξής, Γ. (2010). *Εισαγωγή στα συστήματα ηλεκτρικής ενέργειας*. Αθήνα: Συμμετρία.

- [15] Andy, K. *Electrical Machines*. *People.ucalgary.ca*. Retrieved 22 February 2018, from http://people.ucalgary.ca/~aknigh/electrical_machines/index.html
- [16] Chapman, S. (2012). *Electric machinery fundamentals*. New York: McGraw-Hill.
- [17] Lawson, B. *Electropaedia, Energy Sources and Storage and History of Technology*. *Mpoweruk.com*. Retrieved 22 February 2018, from <http://www.mpoweruk.com>
- [18] Strangas, E. (2012). Notes for an Introductory Course On Electrical Machines and Drives [pdf] . Retrieved from <http://www.egr.msu.edu/~fzpeng/ECE320/ECE320-Notes-Part1.pdf>
- [19] Gieras, J. (2010). *Permanent magnet motor technology*. Boca Raton: CRC Press.
- [20] Fricke, J. (2007). *The World of Batteries* [Brochure]. Hamburg : GRS-Batterien.
- [21] Simpson, C. (2011). *Characteristics of Rechargeable Batteries*[Brochure]. Texas: Texas Instruments.
- [22] Δαύρος, Α. (2017). *Μελέτη, ανάλυση, προσομοίωση υβριδικού συστήματος ανανεώσιμων πηγών ενέργειας διαχείρισης ηλεκτρικής ισχύος για μη επανδρωμένα αεροσκάφη (UAV)* . Αθήνα. (Διπλωματική Εργασία) .
- [23] Στημονιάρης, Δ. & Τσιαμήτρος, Δ. (2014). *Διανεμημένη Παραγωγή Ηλεκτρικής Ενέργειας* [pdf]. Retrieved from <https://eclass.teiwm.gr/modules/document/file.php/EE175/%CE%A3%CE%B7%CE%BC%CE%B5%CE%B9%CF%8E%CF%83%CE%B5%CE%B9%CF%82%20%CE%94%CE%A0%20.pdf>
- [24] Κυριακίδης Η. (2013). *Διεσπαρμένη Παραγωγή*. [pdf], Κύπρος.
- [25] Καρακούσης, Α. (2015). *Μετάβαση στο Ευφές Ηλεκτρικό Δίκτυο και Ανάπτυξη του Ευφούς Συστήματος Μεταφοράς Ηλεκτρικής Ενέργειας* . Αθήνα. (Διπλωματική Εργασία).
- [26] Πετράκη, Α. (2015). *Κατασκευή DC μικροδικτύου σε περιβάλλον Matlab/Simulink και μελέτη τεχνικών ελέγχου*. Αθήνα. (Διπλωματική Εργασία).
- [27] Κεφαλάς, Ν. (2015). *Συγκριτική μελέτη μικροδικτύων συνεχούς και εναλλασσόμενου ρεύματος*. Αθήνα. (Διπλωματική Εργασία).
- [28] Hart, D. (2018). *Power Electronics*. Valparaiso: Pearson Education, Inc.
- [29] Πυλαρινός, Δ. (2013). *Εισαγωγή στα ηλεκτρονικά ισχύος*. Χανιά. (Διπλωματική Εργασία).
- [30] Lim, H. (2007). *Network Payload Integration for the ScanEagle UAV*. Monterey. (thesis).
- [31] Leversedge, T. (2015). *Canada Aviation and Space Museum Aircraft Boeing/Instiru CU-165 ScanEagle Canadian Forces Serial number 165909* [pdf]. Retrieved from <https://documents.techno-science.ca/documents/CASM-AircraftHistories-BoeingScanEagle.pdf>

- [32] Hodgson, A., Kelly, N., & Peel, D. (2013). Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for Surveying Marine Fauna: A Dugong Case Study. *Plos ONE*, 8(11), e79556. <http://dx.doi.org/10.1371/journal.pone.0079556>
- [33] Insitu Inc. (2017). ScanEagle [Brochure]. Bingen : Boeing .
- [34] Wilke, C. (2005). ScanEagle Overview [Brochure]. Chicago: Boeing .
- [35] Insitu. (2015). Mark 4 Launcher [Brochure]. Bingen : Boeing.
- [36] Insitu. (2015). SkyHook [Brochure]. Bingen : Boeing.
- [37] Rotramel, T. (2011). Optimizaion of hybrid-electric propulsion systems for small remotely-piloted aircraft. Ohio. (thesis).
- [38] Jaeger, M., & Adair, D. (2017). Conceptual design of a high-endurance hybrid electric unmanned aerial vehicle. *Materials Today: Proceedings*, 4(3), 4458-4468. <http://dx.doi.org/10.1016/j.matpr.2017.04.018>
- [39] Manoj, M., Sahu, G., Sen, P., Sharma, R., & Bohidar, S. (2015). Hybrid Electric Vehicle powered by an internal combustion engine and an electric motor. *International Jou Rnal Of Scientific Research Engineering & Technology*, 4(10).
- [40] Glassock, R. (2012). Design, Modelling and Measurement of Hybrid Powerplant for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). Brisbane. (thesis).
- [41] Ostler, J. (2006). Flight Testing Small, Electric powered Unmanned Aerial Vehicles. Brigham. (thesis).
- [42] Daul, D. & Stetler, F. UAV Antarctica. Stockholm. (thesis).
- [43] Davis, R. (2010). The Design and Development of a Fixed Wing UAS for use on RAN Patrol Boats. Canberra. (thesis).
- [44] Turkoglu, K. (2015). Real-Time Second-Order Optimal Guidance Strategies for Optimizing Aircraft Performance in Stochastic Wind Conditions . New York. (thesis).
- [45] Hiserote, R. & Harmon, F. Analysis of Hybrid-Electric Propulsion System Designs for Small Unmanned Aircraft Systems. Ohio. (thesis).
- [46] Naval Technology. (2013). ScanEagle – Mini-UAV (Unmanned Aerial Vehicle). (Brochure). London.
- [47] Bumb, N., Kalogeropoulos, X., Kelday, A., Hou, L., Xiao, L., Portakalcioglu, H., & Tarazi, B. (2012). Engineering Design and Structural Analysis Method. issuu.
- [48] Edwards Afb. (1993). Takeoff & Landing Performance. California.
- [49] Global Unmanned Systems. Use of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) in Impact Assessment. (2015). Florence.

- [50] Karunarathne, L., Economou, J., & Knowles, K. (2011). Power and energy management system for fuel cell unmanned aerial vehicle. Proceedings Of The Institution Of Mechanical Engineers, Part G: Journal Of Aerospace Engineering, 226(4), 437-454. <http://dx.doi.org/10.1177/0954410011409995>
- [51] Karunarathne, L. (2012). An Intelligent Power Management System for Unmanned Aerial Vehicle Propulsion Applications. Cranfield. (thesis) .
- [52] Janko, B. (2015). Dual Drive Series Actuator. Reading. (thesis).
- [53] Ryan, M., & Lorenz, R. A "power-mapping" variable-speed control technique for a constant-frequency conversion system powered by a IC engine and PM generator. Conference Record Of The 2000 IEEE Industry Applications Conference. Thirty-Fifth IAS Annual Meeting And World Conference On Industrial Applications Of Electrical Energy (Cat. No.00CH37129). <http://dx.doi.org/10.1109/ias.2000.883156>
- [54] Protonex Technology Corp. (2017). Protonex fuel cell for ScanEagle [Brochure]: Unmanned Systems Technology.
- [55] Protonex Technology Corp. (2016). Fuel Cell for Unmanned Systems Propulsion.pdf, Southborough.
- [56] Argumosa, M. (2014). FUEL CELLS for UAV Applications.[pdf], Lithuania.
- [57] Ballard Power Systems Inc. (2009). *Mark1020 ACSTM Fuel Cell Stack. Mark1020 ACSTM Fuel Cell Stack Product Manual and Integration Guide*. Burnaby: Ballard Power Systems Inc.
- [58] Insitu Inc. (2015). Electric ScanEagle [Brochure]. Bingen.

