



## **ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ**

**ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ  
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ  
ΤΟΜΕΑΣ ΗΛΕΚΤΡΙΚΗΣ ΙΣΧΥΟΣ**

**Μελέτη, ανάλυση, προσομοίωση υβριδικού συστήματος  
παροχής ηλεκτρικής ισχύος μη επανδρωμένου αεροσκάφους (UAV),  
με σκοπό τη μείωση του θερμικού και του ηχητικού ίχνους**

### **ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ**

**Γεώργιος Π. Καραπάτσας**

**Επιβλέπων:** Νικόλαος Χατζηαργυρίου  
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Οκτώβριος 2020





## ΕΘΝΙΚΟ ΜΕΤΣΟΒΙΟ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ

ΣΧΟΛΗ ΗΛΕΚΤΡΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ  
ΚΑΙ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΩΝ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ  
ΤΟΜΕΑΣ ΗΛΕΚΤΡΙΚΗΣ ΙΣΧΥΟΣ

**Μελέτη, ανάλυση, προσομοίωση υβριδικού συστήματος  
παροχής ηλεκτρικής ισχύος μη επανδρωμένου αεροσκάφους (UAV),  
με σκοπό τη μείωση του θερμικού και του ηχητικού ίχνους**

### ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Γεώργιος Π. Καραπάτσας

**Επιβλέπων:** Νικόλαος Χατζηαργυρίου  
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Εγκρίθηκε από την τριμελή εξεταστική επιτροπή την 22<sup>α</sup> Οκτωβρίου 2020

.....  
Νικόλαος Χατζηαργυρίου  
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....  
Σταύρος Παπαθανασίου  
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

.....  
Πάυλος Γεωργιάκης  
Καθηγητής Ε.Μ.Π.

Αθήνα, Οκτώβριος 2020

.....  
Γεώργιος Π. Καράπατσας

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

**Copyright** © Γεώργιος Π. Καράπατσας, 2020

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.

*Αφιερώνεται στους γονείς μου και στην οικογένειά μου  
για τη στήριξη τους όλα αυτά τα χρόνια*



## ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία έχει ως αντικείμενο τη μελέτη και ανάλυση των ενεργειακών απαιτήσεων δύο διαφορετικών υβριδικών συστημάτων πρόωσης, σε μη επανδρωμένο αεροσκάφος (UAV) καθώς και την προσομοίωσή τους σε περιβάλλον Matlab/Simulink.

Συγκεκριμένα, θα μελετηθεί ένα DC μικροδίκτυο, που θα τροφοδοτείται στο πρώτο σενάριο από ένα συνδυασμό μιας μηχανής εσωτερικής καύσης, με μια DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών παράλληλα συνδεδεμένα με ένα ηλεκτρικό συσσωρευτή. Στο δεύτερο σενάριο το DC μικροδίκτυο θα τροφοδοτείται από μία συστοιχία κυψέλης καυσίμου παράλληλα συνδεδεμένη με ένα ηλεκτρικό συσσωρευτή.

Κύριος στόχος ενός τέτοιου τύπου αεροσκάφους είναι η μείωση εκπομπών ρύπων, η βελτίωση της αυτονομίας του καθώς και η αθόρυβη λειτουργία κατά την πτήση.

Το 1ο κεφάλαιο της διπλωματικής εργασίας αναλύει γενικά στοιχεία για τα UAV, όπως ιστορικά στοιχεία, κατηγορίες και χρήσεις.

Το 2ο κεφάλαιο αναφέρεται στα συστήματα πρόωσης και τις ηλεκτρικές μηχανές.

Το 3ο έως και 6ο κεφάλαια προσφέρουν όλο το απαιτούμενο θεωρητικό υπόβαθρο για τους ηλεκτρικούς συσσωρευτές, τις κυψέλες καυσίμου, τα DC μικροδίκτυα και τα ηλεκτρονικά ισχύος αντίστοιχα.

Το 7ο κεφάλαιο περιγράφει όλα τα τεχνικά χαρακτηριστικά του μη επανδρωμένου αεροσκάφους που έχει επιλεγεί και προσδιορίζει τις ενεργειακές του ανάγκες με το διατιθέμενο σύστημα πρόωσης που διαθέτει.

Στο 8ο κεφάλαιο προσδιορίζονται οι ενεργειακές ανάγκες του UAV ανάλογα με το υβριδικό σύστημα που φέρει κάθε φορά.

Στο 9ο κεφάλαιο πραγματοποιείται διαστασιολόγηση των στοιχείων που απαρτίζουν το κάθε υβριδικό σύστημα και γίνεται προσομοίωση σε περιβάλλον Matlab/Simulink.

Στο 10ο κεφάλαιο παρουσιάζονται τα διαγράμματα από την προσομοίωση.

Τέλος στο 11ο κεφάλαιο παρουσιάζονται τα συμπεράσματα από την ανάλυση και τη σύγκριση των υβριδικών συστημάτων.

**Λέξεις Κλειδιά:** <<Μη επανδρωμένα αεροσκάφη, μη επανδρωμένα οχήματα, μη επανδρωμένα εναέρια συστήματα, υβριδικό σύστημα τροφοδοσίας, ηλεκτρική γεννήτρια συνεχούς ρεύματος, μηχανή εσωτερικής καύσης, μόνιμοι μαγνήτες, Matlab/Simulink, DC μικροδίκτυο, προσομοίωση, κυψέλη καυσίμου, ηλεκτρικοί συσσωρευτές>>

## ABSTRACT

The present thesis aims to study and analyze the energy requirements of two different hybrid propulsion systems, in unmanned aerial vehicles (UAV) as well as their simulation in Matlab / Simulink environment.

Specifically, a DC microgrid will be studied by two scenarios. In the first scenario DC microgrid will be powered by a combination of an internal combustion engine, with a DC generator of permanent magnets connected in parallel with an electric accumulator. In the second scenario the DC microgrid will be powered by a fuel cell stack connected in parallel with an electric accumulator.

The main objectives of this type of aircraft are the reduction of pollutant emissions, the improvement of autonomy as well as the in-flight silent operation.

Chapter 1 presents general information about UAVs, such as historical data, categories and uses.

Chapter 2 deals with propulsion systems and electric motors.

Chapters 3 through 6 provide all the required theoretical background for electric batteries, fuel cells, DC microgrids and power electronics respectively.

Chapter 7 describes all technical characteristics of the selected unmanned aircraft and identifies its energy requirements with the available propulsion system.

Chapter 8 calculate the energy requirements of the UAV depending on the hybrid system it carries each time.

Chapter 9, determines the components of each hybrid system and simulate the scenarios in a Matlab / Simulink environment.

Chapter 10 presents the diagrams from the simulation.

Finally, Chapter 11 presents the conclusions from the analysis and comparison of hybrid systems.

**Keywords:** <<Unmanned aircraft, unmanned vehicles, unmanned aerial systems, hybrid propulsion system, DC generator, internal combustion engine, permanent magnet, Matlab/Simulink, DC microgrid, simulation, fuel cell, electric accumulators>>



## ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ

Στα πλαίσια της διπλωματικής μου εργασίας θα επιθυμούσα αρχικά να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα καθηγητή της Σχολής Ηλεκτρολόγων Μηχανικών και Μηχανικών Ηλεκτρονικών Υπολογιστών του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου Καθηγητή κύριο Νικόλαο Χατζηαργυρίου, τόσο για την εμπιστοσύνη που μου επέδειξε για την ανάληψη της παρούσας διπλωματικής, όσο και για την άριστη συνεργασία μας προκειμένου να ολοκληρωθεί με επιτυχία η εκπόνηση αυτής.

Επιπρόσθετα, θα επιθυμούσα να ευχαριστήσω θερμά την κυρία Εριέττα Ζουντουρίδου, Υποψήφια Διδάκτορα του ΕΜΠ για την παροχή γνώσεων, την καθοδήγηση, τις συμβουλές και την υποστήριξη που μου παρείχε καθ' όλη τη διάρκεια εκπόνησης της διπλωματικής εργασίας.

Τέλος, θα ήθελα να εκφράσω την ευγνωμοσύνη μου και να ευχαριστήσω ολόψυχα τους γονείς μου, την οικογένειά μου καθώς και το φιλικό μου περιβάλλον, που με την αμέριστη υποστήριξη, ενθάρρυνση και εμπιστοσύνη τους, συνέβαλλαν αποφασιστικά στη διάρκεια της προσπάθειάς μου, για την επίτευξη αυτού του στόχου.

Αθήνα, Οκτώβριος 2020

*Γεώργιος Π. Καράπατσας*



## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ.....	23
1.1 Εισαγωγή .....	23
1.2 Ιστορική εξέλιξη των drones .....	24
1.3 Ανάλυση των UAV .....	32
1.3.1 Ορισμοί.....	32
1.3.2 Κατηγοριοποίηση .....	32
1.3.3 Σύνθεση μη επανδρωμένου εναέριου συστήματος (UAS).....	38
1.3.4 Συστατικά μέρη ενός drone .....	39
1.3.5 Επίγειος σταθμός ελέγχου.....	41
1.4 Εφαρμογές μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων .....	42
1.4.1 Διαχείριση καταστροφών .....	42
1.4.2 Χρήση από σώματα ασφαλείας.....	43
1.4.3 Αγροτικός τομέας.....	44
1.4.4 Κάλυψη δικτύου και τηλεπικοινωνιών.....	44
1.4.5 Έξυπνες πόλεις.....	45
1.4.6 Στρατιωτικές εφαρμογές .....	45
1.5 Τρόποι Απογείωσης και Ανάκτησης των UAV .....	46
1.5.1 FIXED WING UAVs – Τρόποι Απογείωσης.....	46
1.5.2 FIXED WING UAVs – Τρόποι Ανάκτησης .....	48
2. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΠΡΩΣΗΣ – ΗΛΕΚΤΡΙΚΕΣ ΜΗΧΑΝΕΣ.....	51
2.1 Συστήματα πρόωσης καυσίμου .....	51
2.2 Ηλεκτρικά συστήματα πρόωσης .....	53
2.2.1 Γενικά στοιχεία.....	53
2.2.2 Ηλεκτρικοί κινητήρες.....	54
2.2.3 Υβριδικά συστήματα ηλεκτρικής ισχύος.....	58
3. ΗΛΕΚΤΡΙΚΟΙ ΣΥΣΣΩΡΕΥΤΕΣ .....	59
3.1 Γενικά.....	59
3.2 Αρχή λειτουργίας .....	59
3.3 Είδη μπαταριών .....	61
3.4 Χαρακτηριστικά μεγέθη ηλεκτρικού συσσωρευτή.....	62
3.5 Τύποι ηλεκτρικών συσσωρευτών.....	64
3.6 Εφαρμογές στην ηλεκτρικών συσσωρευτών στην αεροπλοΐα .....	67
4. ΚΥΨΕΛΕΣ ΚΑΥΣΙΜΟΥ .....	69
4.1 Ορισμός .....	69

4.2	Αρχή λειτουργίας.....	69
4.3	Ιστορική αναδρομή των κυψελών καυσίμου .....	71
4.4	Τύποι κυψελών καυσίμου .....	72
4.4.1	Αλκαλικές κυψέλες καυσίμου (AFC) .....	72
4.4.2	Κυψέλες καυσίμου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων (PEMFC) .....	73
4.4.3	Κυψέλες καυσίμου φωσφορικού οξέος (PAFC).....	75
4.4.4	Κυψέλες καυσίμου τήγματος ανθρακικών αλάτων (MCFC).....	76
4.4.5	Κυψέλες καυσίμου στερεού οξειδίου (SOFC) .....	77
4.5	Εφαρμογές σε UAV.....	80
5.	ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΑ ΙΣΧΥΟΣ .....	81
5.1	Εισαγωγή.....	81
5.2	Κατηγορίες.....	81
5.2.1	Μετατροπείς AC-DC.....	81
5.2.2	Μετατροπείς AC-AC .....	82
5.2.3	Μετατροπείς DC-AC.....	82
5.2.4	Μετατροπείς DC-DC.....	82
5.3	Βασικές έννοιες.....	83
5.4	Αξιοπιστία DC-DC μετατροπών.....	83
5.5	Κατηγορίες DC-DC μετατροπών .....	83
6.	DC ΜΙΚΡΟΔΙΚΤΥΑ.....	85
6.1	Εισαγωγή – ορισμός .....	85
6.2	Πλεονεκτήματα μικροδικτύων .....	87
6.3	Μειονεκτήματα μικροδικτύων .....	88
6.4	Προσδιορισμός AC μικροδικτύου .....	88
6.5	Προσδιορισμός DC μικροδικτύου.....	89
6.6	Εμφάνιση των DC μικροδικτύων.....	90
6.7	AC εναντίον DC μικροδίκτυα.....	91
6.8	DC Μικροδίκτυα .....	93
6.8.1	Συστατικά μέρη DC Μικροδικτύου .....	94
6.8.2	Πλεονεκτήματα DC Μικροδικτύων .....	94
6.8.3	Μειονεκτήματα DC μικροδικτύων .....	95
6.9	DC μικροδίκτυα και UAV .....	95
7.	ΕΝΕΡΓΕΙΑΚΕΣ ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ ΠΤΗΣΕΩΣ .....	97
7.1	Γενικά.....	97
7.2	Περιγραφή του UAV.....	99
7.3	Προφίλ πτήσης.....	101

7.4	Ορισμός τεχνικών παραμέτρων .....	102
7.5	Ανάλυση βάρους UAV ανά στάδιο πτήσης .....	107
7.6	Μαθηματική ανάλυση ανά στάδιο πτήσης.....	108
7.6.1	Φάση απογείωσης.....	108
7.6.2	Φάση αναρρίχησης.....	110
7.6.3	Φάση πλεύσης .....	112
7.6.4	Φάση προσγείωσης.....	112
7.7	Υπολογισμοί Ισχύος του UAV Penguin C ανά στάδιο πτήσης .....	113
7.7.1	Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV Penguin C.....	113
7.7.2	Φάση απογείωσης (Τμήμα 0-1).....	114
7.7.3	Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 1-2).....	114
7.7.4	Φάση πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα 32m/s (Τμήμα 2-3) .....	115
7.7.5	Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 3-4) .....	116
7.7.6	Φάση επιτήρησης με 22m/s (Τμήμα 4-5).....	117
7.7.7	Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 5-6).....	117
7.7.8	Φάση πλεύσης με 22m/s (Τμήμα 6-7) .....	118
7.7.9	Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 7-8) .....	118
7.7.10	Φάση προσγείωσης (Τμήμα 8-9).....	119
7.7.11	Σύνοψη.....	119
8.	ΥΒΡΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑ ΠΤΗΣΗΣ - ΕΝΕΡΓΕΙΑΚΕΣ ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ.....	121
8.1	Υβριδικά Συστήματα Ηλεκτρικής Πρόωσης.....	121
8.1.1	Πλεονεκτήματα υβριδικών συστημάτων .....	121
8.1.2	Μειονεκτήματα υβριδικών συστημάτων .....	122
8.2	Πρώτο Σενάριο (ΜΕΚ - DC Γεννήτρια – Ηλ. Συσσωρευτής Li-Ion) .....	122
8.2.1	Φάση απογείωσης (Τμήμα 0-1).....	123
8.2.2	Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 1-2).....	124
8.2.3	Φάση πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα 32m/s (Τμήμα 2-3) .....	125
8.2.4	Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 3-4) .....	126
8.2.5	Φάση επιτήρησης με 22m/s (Τμήμα 4-5).....	126
8.2.6	Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 5-6).....	127
8.2.7	Φάση πλεύσης με 22m/s (Τμήμα 6-7) .....	127
8.2.8	Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 7-8) .....	128
8.2.9	Φάση προσγείωσης (Τμήμα 8-9).....	128
8.2.10	Σύνοψη.....	129
8.3	Δεύτερο Σενάριο (Κυψέλη Καυσίμου – Ηλ. Συσσωρευτής Li-Ion) .....	129

8.3.1	Φάση απογείωσης (Τμήμα 0-1) .....	129
8.3.2	Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 1-2).....	130
8.3.3	Φάση πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα 32m/s (Τμήμα 2-3) .....	130
8.3.4	Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 3-4) .....	131
8.3.5	Φάση επιτήρησης με 22m/s (Τμήμα 4-5).....	131
8.3.6	Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 5-6).....	132
8.3.7	Φάση πλεύσης με 22m/s (Τμήμα 6-7) .....	132
8.3.8	Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 7-8) .....	133
8.3.9	Φάση προσγείωσης (Τμήμα 8-9).....	133
8.3.10	Σύνοψη.....	133
9.	ΕΠΙΛΟΓΗ ΣΤΟΙΧΕΙΩΝ ΚΥΚΛΩΜΑΤΩΝ - ΔΙΑΣΤΑΣΙΟΛΟΓΗΣΗ .....	135
9.1	Πρώτο Σενάριο (ΜΕΚ–DC Γεννήτρια-Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion) ..	135
9.1.1	Μηχανή εσωτερικής καύσης .....	135
9.1.2	DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών .....	136
9.1.3	Ηλεκτρικός Συσσωρευτής.....	137
9.1.4	Κεντρικός Ζυγός Διανομής (DC Bus).....	138
9.1.5	Μετατροπείς Ισχύος DC-DC .....	139
9.1.6	Λοιπά υποσυστήματα.....	143
9.2	Δεύτερο Σενάριο (Κυψέλη καυσίμου - Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion) .	146
9.2.1	Κυψέλη καυσίμου .....	146
9.2.2	Ηλεκτρικός Συσσωρευτής.....	146
9.2.3	Κεντρικός Ζυγός Διανομής (DC Bus).....	147
9.2.4	Μετατροπείς Ισχύος DC-DC .....	147
9.2.5	Λοιπά υποσυστήματα.....	150
10.	ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗΣ.....	151
10.1	Πρώτο Σενάριο (ΜΕΚ – DC Γεννήτρια – Ηλ. Συσσωρευτής Li-Ion) .....	151
10.1.1	Φορτίο .....	151
10.1.2	DC Γεννήτρια.....	152
10.1.3	Ηλεκτρικός Συσσωρευτής 36V/25Ah .....	153
10.2	Δεύτερο Σενάριο (Κυψέλη Καυσίμου – Ηλ. Συσσωρευτής Li-Ion).....	154
10.2.1	Φορτίο .....	154
10.2.2	Κυψέλη Καυσίμου.....	155
10.2.3	Ηλεκτρικός Συσσωρευτής 36V/25Ah .....	156
11.	ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ - ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ .....	159
11.1	Πλεονεκτήματα χρήσης υβριδικού συστήματος ΜΕΚ.....	159

11.2	Μειονεκτήματα χρήσης υβριδικού συστήματος ΜΕΚ .....	160
11.4	Χρήση υβριδικού συστήματος κυψέλης καυσίμου .....	160
11.5	Βαθμός χρησιμοποίησης συσσωρευτή .....	160
11.6	Σύγκριση των δύο υβριδικών συστημάτων .....	161
ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ .....		163
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 1 .....		167
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 2 .....		169
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 3 .....		171
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 4 .....		173
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 5 .....		175
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 6 .....		177
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 7 .....		179





## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1: Το γυροσκόπιο του Λεονάρντο Ντα Βίντσι .....	25
Εικόνα 2: Το σχέδιο Navicella Volante του Λεονάρντο Ντα Βίντσι .....	25
Εικόνα 3: Το αερόστατο των αδερφών Μοντγκολφιέ .....	26
Εικόνα 4: Ο βομβαρδισμός της Βενετίας από τους Αυστριακούς .....	26
Εικόνα 5: Το ελικόπτερο του Ενρίκο Φορλανίνι.....	27
Εικόνα 6: Το αεροπλάνο των αδερφών Ράιτ .....	27
Εικόνα 7: Το πρώτο ηλεκτρονικό τηλεχειριστήριο .....	28
Εικόνα 8: Το μη επανδρωμένο αεροσκάφος των Sperry και Hewitt .....	28
Εικόνα 9: Το Radioplane OQ-2 .....	29
Εικόνα 10: Το drone Ryan 147.....	30
Εικόνα 11: Το MQ-1 Predator της General Atomics, εξοπλισμένο με πυραύλους ..	30
Εικόνα 12: Το drone AR 1.0 της Parrot.....	31
Εικόνα 13: Το drone Phantom 1 της DJI .....	31
Εικόνα 14: Διάκριση των drones με βάση το βάρος, τη διάρκεια πτήσης και τις δυνατότητες προσγείωσης – απογείωσης.....	33
Εικόνα 15: Κατηγοριοποίηση των οχημάτων UAV με βάση το υψόμετρο ή τον τρόπο πτήσης .....	35
Εικόνα 16: Κατηγοριοποίηση των οχημάτων UAV των Singhal, Bansod και Mathew .....	35
Εικόνα 17: Drone σταθερών πτερυγίων .....	36
Εικόνα 18: Drone παλλόμενων πτερυγίων.....	37
Εικόνα 19: Ducted fan drone.....	37
Εικόνα 20: Δομή ενός UAS εννέα επιπέδων .....	38
Εικόνα 21: Δομή ενός UAS τριών επιπέδων .....	39
Εικόνα 22: Εξ αποστάσεως χειρισμός μικρότερων drone μέσω φορητού υπολογιστή και joystick.....	41
Εικόνα 23: Διάφοροι τύποι φυσικών καταστροφών στις οποίες χρησιμοποιούνται drones .....	42
Εικόνα 24: Παράδειγμα μεικτού δικτύου αισθητήρων και UAV για πρόληψη πλημμυρών και κατολισθήσεων .....	43
Εικόνα 25: Σενάριο ελέγχου πλήθους .....	43
Εικόνα 26: Επιτήρηση καλλιεργειών .....	44
Εικόνα 27: Τρεις τυπικές περιπτώσεις υποβοηθούμενων από UAVs επικοινωνιών .....	44
Εικόνα 28: Εφαρμογές UAV σε μία έξυπνη πόλη.....	45
Εικόνα 29: UAV υψηλού, μεσαίου και χαμηλού υψομέτρου αντίστοιχα.....	45
Εικόνα 30: Χρήσεις UAV στο σύγχρονο πεδίο μάχης .....	46
Εικόνα 31: Απογείωση UAV σταθερού εκπετάσματος.....	48
Εικόνα 32: Σύστημα "SkyHook" .....	48
Εικόνα 33: Ανάκτηση UAV με δίχτυ.....	49
Εικόνα 34: Τέσσερα στάδια εμβολοφόρας MEK .....	52
Εικόνα 35: Δύο στάδια εμβολοφόρας MEK.....	52
Εικόνα 36: Τουρμπίνα αερίου .....	53
Εικόνα 37: Κινητήρας εναλλασσόμενου ρεύματος (αριστερά) και συνεχούς ρεύματος (δεξιά).....	55
Εικόνα 38: Κινητήρας brushless DC.....	56
Εικόνα 39: Γωνία προσβολής και γωνία κλίσεως πτερυγίων .....	57
Εικόνα 40: Μηχανισμός ducted fun .....	57

Εικόνα 41: Διάφοροι τύποι μπαταριών .....	59
Εικόνα 42: Αρχή λειτουργίας ηλεκτρικού συσσωρευτή.....	60
Εικόνα 43: Η σχέση μεταξύ SOC και DOD.....	63
Εικόνα 44: Μπαταρίες ιόντων λιθίου / πολυμερών λιθίου / λιθίου θείου .....	66
Εικόνα 45: Η κυψέλη καυσίμου παράγει συνεχή ηλεκτρική τάση απευθείας από καύσιμο .....	69
Εικόνα 46: Είδη, αντιδρώντα και θερμοκρασίες λειτουργίας των κυψελών καυσίμου .....	71
Εικόνα 47: Αλκαλική κυψέλη καυσίμου .....	72
Εικόνα 48: Κυψέλη καυσίμου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων .....	73
Εικόνα 49: Κυψέλη φωσφορικού οξέος.....	75
Εικόνα 50: Κυψέλη καυσίμου τήγματος ανθρακικών αλάτων .....	76
Εικόνα 51: Κυψέλη καυσίμου στερεών οξειδίων .....	77
Εικόνα 52: Εφαρμογές εναέριας πρόωσης των PEM και DM Κυψελών Καυσίμου .	80
Εικόνα 53: Γενική αρχή λειτουργίας DC-DC μετατροπών.....	82
Εικόνα 54: Ισοδύναμο ηλεκτρικό κύκλωμα του DC-DC μετατροπέα ανύψωσης- υποβιβασμού .....	84
Εικόνα 55: Δομή ενός μικροδικτύου .....	85
Εικόνα 56: Δείγμα μικροπηγής-δυνατότητα κυριότητας σε δίκτυο.....	87
Εικόνα 57: Τυπική διαμόρφωση μονάδων παραγωγής με δίκτυο χαμηλής AC τάσης .....	89
Εικόνα 58: Τυπική διαμόρφωση μονάδων παραγωγής για σύνδεση με δίκτυο DC τάσης .....	90
Εικόνα 59: DC μικροδίκτυο .....	93
Εικόνα 60: Το UAV Penguin C της εταιρίας UAV FACTORY .....	97
Εικόνα 61: Συστατικά μέρη του UAV Penguin .....	99
Εικόνα 62: Καταπέλτης του UAV Penguin C.....	99
Εικόνα 63: Γυροσκοπικός οπτικός αισθητήρας .....	100
Εικόνα 64: Σταθμός ελέγχου εδάφους (GCS) .....	100
Εικόνα 65: Αλεξίπτωτο προσγείωσης .....	101
Εικόνα 66: Προφίλ πτήσης.....	102
Εικόνα 67: Διαθέσιμη ( $P_A$ ) και απαιτούμενη ισχύς ( $P_R$ ) για αεροπλάνα jet (αριστερά) και αεροπλάνα με έλικα (δεξιά) .....	103
Εικόνα 68: Φυσικές δυνάμεις αεροναυπηγικής του αεροσκάφους κατά τη διάρκεια της πλεύσης του.....	103
Εικόνα 69: Συνθήκες μέγιστης εμβέλειας και διάρκειας για αεροπλάνα με έλικα (επάνω) και αεροπλάνα jet (κάτω) .....	105
Εικόνα 70: Wingspan (b), wing area (S), wing tip (ct) and root (cr) .....	105
Εικόνα 71: Συντελεστής άντωσης - lift coefficient ( $C_L$ ) .....	106
Εικόνα 72: Η επίδραση των πτερυγίων στο $C_L$ .....	108
Εικόνα 73: Φάση απογείωσης.....	109
Εικόνα 74: Σειριακό (πάνω) και παράλληλο (κάτω) υβριδικό σύστημα πρόωσης. 123	
Εικόνα 75: Μηχανή εσωτερικής καύσης RCGF 10cc SE – Stinger .....	135
Εικόνα 76: Προσομοίωση μηχανής εσωτερικής καύσης σε Matlab/Simulink .....	136
Εικόνα 77: DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών .....	136
Εικόνα 78: Γεννήτρια μόνιμων μαγνητών Matlab/Simulink.....	136
Εικόνα 79: Ηλεκτρικός συσσωρευτής σε περιβάλλον Matlab/Simulink .....	137
Εικόνα 80: Κεντρικός ζυγός διανομής της προσομοίωσης.....	139
Εικόνα 81: Λειτουργία ανύψωσης (boost) και υποβιβασμού (buck) boost converter .....	140

Εικόνα 82: Υποσύστημα ελέγχου βαθμού χρησιμοποίησης των MOSFET του buck-boost converter του ηλεκτρικού συσσωρευτή .....	144
Εικόνα 83: Υποσύστημα προσομοίωσης του φορτίου της αποστολής.....	145
Εικόνα 84: Υποσύστημα σύνδεσης/αποσύνδεσης της DC γεννήτριας και του ηλεκτρικού συσσωρευτή .....	145
Εικόνα 85: Προσομοίωση υβριδικού συστήματος MEK – DC γεννήτριας – Ηλεκτρικού Συσσωρευτή.....	145
Εικόνα 86: Συστοιχία κυψελών καυσίμου σε περιβάλλον Matlab/Simulink .....	146
Εικόνα 87: Μετατροπέας ανύψωσης σε περιβάλλον Matlab/Simulink .....	149
Εικόνα 88: Υποσύστημα ελέγχου βαθμού χρησιμοποίησης των MOSFET του buck-boost converter του ηλεκτρικού συσσωρευτή .....	150
Εικόνα 89: Προσομοίωση υβριδικού συστήματος Κυψέλης Καυσίμου – Ηλεκτρικού Συσσωρευτή.....	150
Εικόνα 90: Συνολικό Ρεύμα Φορτίου .....	151
Εικόνα 91: Τάση Λειτουργίας Φορτίου .....	151
Εικόνα 92: Συνολική Ισχύς Φορτίου .....	152
Εικόνα 93: Ρεύμα Εξόδου DC Γεννήτριας.....	152
Εικόνα 94: Τάση Εξόδου DC Γεννήτριας.....	152
Εικόνα 95: Ισχύς Εξόδου DC Γεννήτριας .....	152
Εικόνα 96: Ρεύμα Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή .....	153
Εικόνα 97: Τάση Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή.....	153
Εικόνα 98: Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή .....	153
Εικόνα 99: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή .....	154
Εικόνα 100: Ρεύμα Λειτουργίας Φορτίου.....	154
Εικόνα 101: Τάση Λειτουργίας Φορτίου .....	154
Εικόνα 102: Ισχύς Φορτίου .....	155
Εικόνα 103: Ρεύμα Κυψέλης Καυσίμου.....	155
Εικόνα 104: Τάση Λειτουργίας Κυψέλης Καυσίμου.....	155
Εικόνα 105: Ισχύς Εξόδου Κυψέλης Καυσίμου .....	156
Εικόνα 106: Ρεύμα Ηλεκτρικού Συσσωρευτή .....	156
Εικόνα 107: Τάση Λειτουργίας Ηλεκτρικού Συσσωρευτή .....	156
Εικόνα 108: Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή.....	157
Εικόνα 109: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή .....	157
Εικόνα 110: Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV Penguin C.....	167
Εικόνα 111: Διαστάσεις UAV Penguin C.....	168
Εικόνα 112: Τεχνικά χαρακτηριστικά μηχανής εσωτερικής καύσης.....	169
Εικόνα 113: Τεχνικά χαρακτηριστικά καταπέλτη εκτόξευσης .....	171
Εικόνα 114: Τεχνικά χαρακτηριστικά κινητήρα εσωτερικής καύσης OS GGT .....	173
Εικόνα 115: Τεχνικά χαρακτηριστικά ηλεκτρικού συσσωρευτή 36V/25Ah.....	175
Εικόνα 116: Τεχνικά χαρακτηριστικά ηλεκτρικής DC γεννήτριας μόνιμων μαγνητών .....	177
Εικόνα 117: Τεχνικά χαρακτηριστικά κυψέλης καυσίμου.....	179



## ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ ΠΙΝΑΚΩΝ

Πίνακας 1: Κατηγορίες drones και χαρακτηριστικά κάθε κατηγορίας .....	34
Πίνακας 2: Ταξινόμηση των drones βάσει του βάρους και της εμβέλειας πτήσης τους.....	38
Πίνακας 3: Αντιδράσεις στην άνοδο και κάθοδο των διάφορων τύπων κυψελών καυσίμου .....	70
Πίνακας 4: Βασικά στοιχεία για τα διάφορα είδη κυψελών καυσίμου .....	79
Πίνακας 5: Πίνακας φορτίων και εξοικονόμησης ενέργειας .....	92
Πίνακας 6: Εκτιμώμενες τιμές λόγων βάρους ανά στάδιο πτήσης.....	107
Πίνακας 7: Μέγιστοι συντελεστές άντωσης κατά τη διάρκεια της πλεύσης, της απογείωσης και της προσγείωσης .....	108
Πίνακας 8: Equivalent skin-friction drag coefficient for subsonic $C_{fe}$ .....	111
Πίνακας 9: Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV Penguin C με μηχανή εσωτερικής καύσης .....	113
Πίνακας 10: Πίνακας λόγων βάρους του UAV Penguin C .....	115
Πίνακας 11: Συνοπτική παρουσίαση προφίλ πτήσης .....	119
Πίνακας 12: Ανάλυση βάρους UAV Penguin C με υβριδικό σύστημα ΜΕΚ.....	123
Πίνακας 13: Πίνακας λόγων βάρους του UAV Penguin C .....	125
Πίνακας 14: Συνοπτική παρουσίαση προφίλ πτήσης υβριδικού συστήματος με ΜΕΚ .....	129
Πίνακας 15: Ανάλυση βάρους UAV Penguin C με υβριδικό σύστημα κυψέλης καυσίμου .....	129
Πίνακας 16: Πίνακας λόγων βάρους του UAV Penguin C με κυψέλη καυσίμου ....	130
Πίνακας 17: Συνοπτική παρουσίαση προφίλ πτήσης υβριδικού συστήματος με κυψέλη καυσίμου .....	133
Πίνακας 18: Πίνακας χαρακτηριστικών ηλεκτρικών συσσωρευτών .....	137
Πίνακας 19: Πίνακας κατάστασης λειτουργίας ηλεκτρικού συσσωρευτή .....	138
Πίνακας 20: Χαρακτηριστικά στοιχεία κεντρικού ζυγού διανομής.....	139
Πίνακας 21: Ρεύμα κεντρικού ζυγού διανομής ανά φάση πτήσης .....	139
Πίνακας 22: Ενεργειακά στοιχεία ηλεκτρικού συσσωρευτή υβριδικού συστήματος με ΜΕΚ .....	141
Πίνακας 23: Ισχύς και ρεύματα μετατροπών υβριδικού συστήματος με ΜΕΚ.....	143
Πίνακας 24: Πίνακας κατάστασης λειτουργίας ηλεκτρικού συσσωρευτή .....	147
Πίνακας 25: Ρεύμα κεντρικού ζυγού διανομής ανά φάση πτήσης .....	147
Πίνακας 26: Ενεργειακά στοιχεία ηλεκτρικού συσσωρευτή υβριδικού συστήματος με Fuel Cell.....	148
Πίνακας 27: Ισχύς και ρεύματα μετατροπών υβριδικού συστήματος με Fuel Cell .....	149



# 1. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΩΝ ΑΕΡΟΣΚΑΦΩΝ

## 1.1 Εισαγωγή [1]

Τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (UAV - Unmanned Aerial Vehicles) ή σύμφωνα με την πιο επίσημη ορολογία τους συστήματα RPAS (Remotely Piloted Aircraft Systems), ευρέως γνωστά ως drones, είναι αεροσκάφη χωρίς ανθρώπινο πιλότο επί του σκάφους. Διαθέτουν διαφορετικό βαθμό αυτονομίας και αυτοματισμών και συνήθως λειτουργούν απομακρυσμένα μέσω τηλεχειρισμού από χειριστή (σε απόσταση της τάξεως μερικών μέτρων μέχρι πολλών χιλιομέτρων) ή αυτόνομα με υπολογιστές επί του σκάφους [2].

Αν και αρχικά, η χρήση των drones ήταν προσανατολισμένη στους στρατιωτικούς σκοπούς, τα τελευταία χρόνια, τα drones χρησιμοποιούνται ολοένα και περισσότερο σε αστικές και εμπορικές εφαρμογές λόγω της ευκολίας χρήσης τους, του χαμηλού κόστους απόκτησης και συντήρησής τους, της υψηλής κινητικότητας και της δυνατότητας ελιγμών που παρουσιάζουν και φυσικά της ικανότητας τους να ίπτανται [3]. Οι εφαρμογές των drones καλύπτουν πλέον μια ευρεία γκάμα τομέων όπως η επιθεώρηση σημαντικών υποδομών, η διαχείριση φυσικών καταστροφών, οι επιχειρήσεις έρευνας και διάσωσης, η προστασία του περιβάλλοντος, η παράδοση αγαθών, η γεωργία ακριβείας, η παρακολούθηση της οδικής κυκλοφορίας σε πραγματικό χρόνο, η παροχή ασύρματης κάλυψης. Τα drones μπορούν να λειτουργήσουν σε καταστάσεις έκτακτης ανάγκης, όπου η ανθρώπινη παρέμβαση είναι είτε αδύνατη είτε δύσκολη. Για παράδειγμα, θα μπορούσαν να βοηθήσουν σε επιχειρήσεις ανθρωπιστικής βοήθειας, έρευνας και διάσωσης, σε περιπτώσεις πυρηνικού ατυχήματος ή φυσικών καταστροφών κλπ [4].

Η χρήση των drones έχει απασχολήσει και το βιομηχανικό τομέα, όπου μικρές και μεσαίες επιχειρήσεις και ιδιωτικές εταιρείες έχουν παρουσιάσει αυξανόμενο ενδιαφέρον για την κατασκευή, την πώληση και τη χρήση τους με σκοπό την παρακολούθηση των βιομηχανικών διεργασιών και διαδικασιών ή την παροχή υπηρεσιών [5]. Εξάλλου, η διάθεσή τους στην αγορά σε σχετικά προσιτές τιμές, έχει οδηγήσει στην εκθετική αύξηση της χρήσης τους από ιδιωτικούς φορείς. Η τρέχουσα, αλλά και η προβλεπόμενη μελλοντική εξέλιξη των drones, δείχνει ότι μπορεί να επιδράσει θετικά στην ανάπτυξη της βιομηχανίας και των μικρών και μεσαίων επιχειρήσεων, ενώ έχει τη δυνατότητα να δημιουργήσει γενικότερη ανάπτυξη και θέσεις εργασίας [6].

Στην εποχή του Διαδικτύου των Πραγμάτων (IoT - Internet of Things), η χρήση των drones καθίσταται ακόμη πιο σημαντική. Τα drones είναι εξοπλισμένα με αισθητήρες, σύστημα πλοήγησης και δυνατότητες ασύρματης δικτύωσης. Αυτό τα καθιστά ικανά να κινούνται προς συσκευές IoT, οι οποίες βρίσκονται σε απομακρυσμένες και δύσκολα προσβάσιμες περιοχές, να συλλέγουν και να μεταφέρουν δεδομένα [7].

Μερικά από τα θετικά στοιχεία των μη επανδρωμένων αεροσκαφών είναι η βελτιωμένη αυτονομία πτήσης, καθώς και η ευκολία χειρισμού. Υπό την προϋπόθεση ότι το UAV είναι ηλεκτροκίνητο, με χρήση κατάλληλων πηγών τροφοδοσίας, έχουμε σχεδόν μηδαμινές εκπομπές ρύπων, ενώ εξασφαλίζεται και η αθόρυβη λειτουργία κατά την πτήση. Για τους λόγους αυτούς η χρήση ανανεώσιμων πηγών ενέργειας, αποτελεί μία ιδιαίτερα ελκυστική επιλογή. Βέβαια, λόγω του στοχαστικού χαρακτήρα των ΑΠΕ αλλά και της μεγάλης απόκλισης των

ενεργειακών απαιτήσεων του αεροσκάφους κατά τις διάφορες φάσεις της πτήσης, κρίνεται απαραίτητη η παρουσία κάποιου τύπου ηλεκτρικού συσσωρευτή, για κάλυψη του επιπρόσθετου φορτίου [8].

## 1.2 Ιστορική εξέλιξη των drones [1]

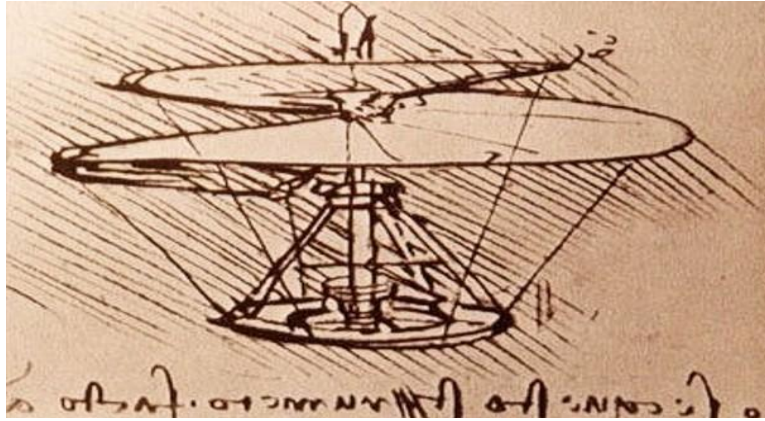
Τις πρώτες ιδέες δημιουργίας αυτόνομων ιπτάμενων μηχανών τις συναντάμε 2500 χρόνια πριν, στην Ελλάδα και στην Κίνα. Η δημιουργία της πρώτης αυτόνομης ιπτάμενης μηχανής της ανθρωπότητας αποδίδεται στον πυθαγόρειο φιλόσοφο και μαθηματικό Αρχύτα, από τον Τάραντα. Ήταν αρχαίος Έλληνας φιλόσοφος, πολιτικός, στρατηγός, αστρονόμος, μαθηματικός και μηχανικός και θεωρείται από τους μεγαλύτερους διανοητές της ελληνικής αρχαιότητας. Ήταν ο πρώτος που εφάρμοσε μαθηματικές αρχές στη μηχανική και ο πρώτος που χρησιμοποίησε την αρχή της δράσης αντίδρασης πάνω στην οποία στηρίζεται η λειτουργία των πυραύλων και των αεριωθούμενων αεροπλάνων.

Σύμφωνα με τον Πλίνιο τον Πρεσβύτερο από το βιβλίο του «Φυσική Ιστορία», ο Αρχύτας το 425 π.Χ. επινόησε και κατασκεύασε ένα μηχανικό, αεριοπροωθούμενο πουλί που το ονόμασε «περιστέρι» ή «πετομηχανή». Ήταν μία μικρή συσκευή σε σχήμα αεροπλάνου φτιαγμένη από ξύλο και είχε στο εσωτερικό της μία κύστη ζώου σαν μπαλόνι, η οποία κατέληγε στο άκρο της συσκευής όπου συνδεόταν με αεραντλία. Κάθε φορά που η πίεση του αέρα περνούσε από αυτό το άνοιγμα, η πετομηχανή εκτοξευόταν λόγω του πεπιεσμένου αέρα που έβγαινε από πίσω με ορμή. Ουσιαστικά, λειτουργούσε σαν αεριωθούμενο αεροπλάνο βάσει της αρχής δράσης - αντίδρασης. Το «περιστέρι» πέταξε για πρώτη φορά γύρω στα 200 μέτρα και έπεσε έχοντας εξαντλήσει όλη του την ενέργεια [9].

Την ίδια περίπου χρονική περίοδο, στην Κίνα, γίνονται οι πρώτες προσπάθειες για κάθετες πτήσεις. Χαρταετοί, μπαλόνια που πετούσαν με τη χρήση ζεστού αέρα, αποδίδονται επίσης στους Κινέζους μηχανικούς στην προσπάθειά τους να κατακτήσουν τους ουραμούς. Αν και οι πρώτες ιπτάμενες μηχανές αυτής της περιόδου δημιουργήθηκαν κυρίως για ψυχαγωγία, λέγεται πως χρησιμοποιήθηκαν και για στρατιωτικούς σκοπούς.

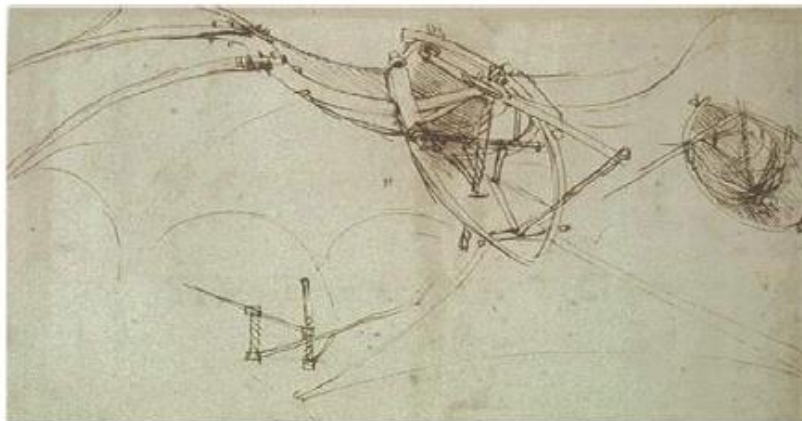
Το 1843, ο Λεονάρντο Ντα Βίντσι, βασιζόμενος στην βίδα (κοχλία) νερού που είχε κατασκευάσει ο Αρχιμήδης, δημιούργησε μια μηχανή ικανή να υπερίπταται, την αερική βίδα ή γυροσκόπιο. Αποτελούνταν από μια ελικοειδή επιφάνεια διαμέτρου 5 μέτρων, κατασκευασμένη από σιδερένιο σύρμα και λινό, η οποία στροβιλίζεται για να προκαλέσει ανύψωση. Ωστόσο, αν και στηρίζονταν σε ορθές αρχές της αεροδυναμικής, στερούνταν της κατάλληλης πηγής ενέργειας προκειμένου να ανυψωθεί. Το γυροσκόπιο θεωρείται κατά πολλούς ο πρόγονος του σημερινού ελικοπτήρου (Εικόνα 1) [9].





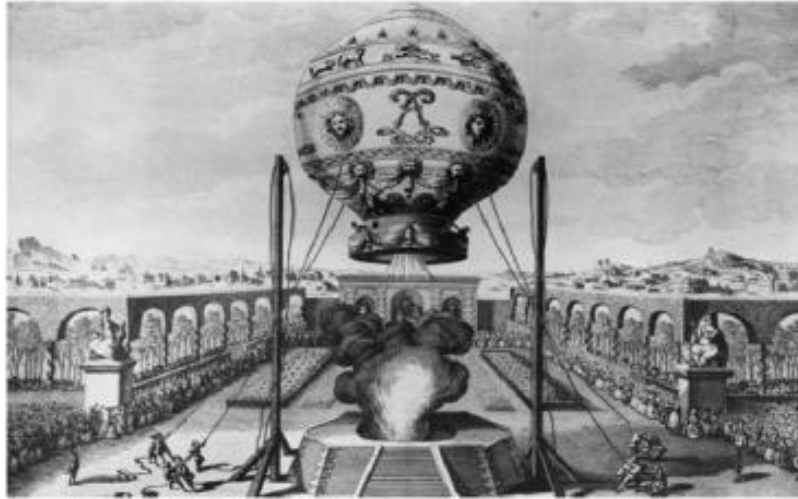
**Εικόνα 1: Το γυροσκόπιο του Λεονάρντο Ντα Βίντσι**

Ο Ντα Βίντσι δεν περιορίστηκε στην μελέτη των περιδινήσεων των ανέμων και τον παραλληλισμό τους με τις κινήσεις του νερού, οι οποίες οδήγησαν στην κατασκευή του γυροσκοπίου. Για μια περίοδο 15 ετών ασχολήθηκε με την μελέτη των κινήσεων των πουλιών και την κατασκευή μηχανικών πτερύγων με βάση εκείνα των νυχτερίδων, τη φυσιολογία των οποίων θεωρούσε θεμελιακή για την κατασκευή μιας πτητικής μηχανής. Αντιγράφοντας τα φτερά των νυχτερίδων και των μεγάλων πουλιών, σχεδιάζει μηχανικά φτερά, τα οποία διαθέτουν αρθρωτή, αεροδυναμική δομή και εμφανίζουν σταθερότητα στο εσωτερικό τους, ενώ εξωτερικά είναι κινούμενα και εύκαμπτα. Τα φτερά αυτά προσαρμόζονται πάνω στο ανθρώπινο σώμα, αποτελώντας προέκταση και κομμάτι αυτού. Η μυϊκή ανθρώπινη δύναμη παράγει την απαιτούμενη ενέργεια για να επιτευχθεί η κίνηση αυτών. Το πιο διάσημο ίσως σχέδιό του, αποτελεί η περίφημη *Navicella Volante* (Εικόνα 2), ένα μικρό «ιπτάμενο πλοιάριο» από ξύλο και ύφασμα, με άτρακτο ωοειδούς σχήματος, μέσα στην οποία βρίσκεται η θέση του «πιλότου», καθώς και οι μηχανισμοί πλοήγησης που ρυθμίζουν την κίνηση των δύο φτερών, όμοιων με φτερά νυχτερίδας [9].



**Εικόνα 2: Το σχέδιο *Navicella Volante* του Λεονάρντο Ντα Βίντσι**

Το 1783 αποτελεί έτος σταθμός για την κατάκτηση των αιθέρων καθώς έχουμε την πρώτη γνωστή επανδρωμένη πτήση με το αερόστατο που κατασκεύασαν οι αδερφοί Μοντγκολφιέ. Στην πρώτη αυτή επανδρωμένη απογείωση μετέφεραν ένα νεαρό γιατρό και ένα αξιωματικό του στρατού. Τα αερόστατα κυριάρχησαν στον τομέα των επανδρωμένων πτήσεων μέχρι και την χρησιμοποίηση των ελικοπτέρων (Εικόνα 3).



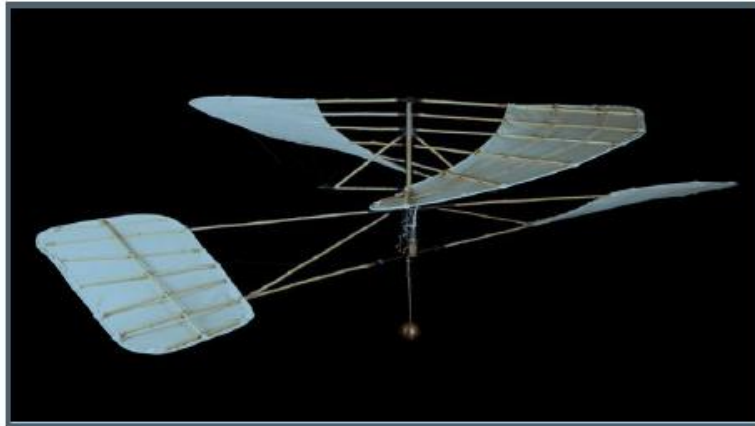
**Εικόνα 3: Το αερόστατο των αδερφών Μοντγκολφιέ**

Τα drones, όπως και πολλές άλλες σημαντικές τεχνολογικές καινοτομίες, έχουν στρατιωτικές ρίζες. Η πρώτη καταγεγραμμένη χρήση αυτού που θεωρείται ως λειτουργία drone συνέβη το 1849 όταν οι Αυστριακοί εκτόξευσαν 200 μη επανδρωμένα αερόστατα εξοπλισμένα με βόμβες με στόχο τη Βενετία (Εικόνα 4) [10]. Παρόμοια μπαλόνια χρησιμοποιηθήκαν και κατά την διάρκεια του αμερικανικού εμφυλίου μεταξύ 1861-1865. Αν και αυτά τα αερόστατα δεν πληρούν τις απαιτήσεις των σύγχρονων μη επανδρωμένων οχημάτων, ήταν η πρώτη προσπάθεια δημιουργίας ενός μη επανδρωμένου συστήματος ικανό να φέρει εις πέρας μια αποστολή.



**Εικόνα 4: Ο βομβαρδισμός της Βενετίας από τους Αυστριακούς**

Ουσιαστικά, το πρώτο μη επανδρωμένο όχημα που χρησιμοποιήθηκε για μη στρατιωτικούς σκοπούς ήταν η κατασκευή του Ενρίκο Φορλανίνι το 1877, ενός πρώιμου μοντέλου ελικοπτέρου το οποίο τροφοδοτούνταν από μια ατμομηχανή. Έφτασε σε ύψος 13 μέτρων, όπου παρέμεινε για περίπου 20 δευτερόλεπτα, μετά από κατακόρυφη απογείωση σε πάρκο του Μιλάνο. Το όχημα αυτό δεν ήταν ευσταθές και δεν υπήρχε η δυνατότητα να πηδαλιουχηθεί (Εικόνα 5).



**Εικόνα 5: Το ελικόπτερο του Ενρίκο Φορλανίνι**

Το 1903 θεωρείται έτος σταθμός για την κατάκτηση των αιθέρων, καθώς στις 17 Δεκεμβρίου του 1903, πραγματοποιείται η πρώτη ελεγχόμενη, μηχανικά προωθούμενη και με διάρκεια, βαρύτερη από τον αέρα, ανθρώπινη πτήση. Οι Όρβιλ και Γουίλμπορ Ράιτ κατασκεύασαν το πρώτο επιτυχημένο αεροπλάνο στον κόσμο (Εικόνα 6), το διπλάνο Φλάιερ με το οποίο κατάφεραν να πραγματοποιήσουν την πρώτη ελεγχόμενη, μηχανικά προωθούμενη και βαρύτερη από τον αέρα πτήση. Με το διπλάνο τους Flyer 1, κατάφεραν να πραγματοποιήσουν τέσσερις συνολικά πτήσεις διάρκειας 12, 13, 15 και 59 δευτερολέπτων. Στην τελευταία πτήση διένυσαν απόσταση 260 μέτρων. Μέσα στα επόμενα δύο χρόνια, το αεροπλάνο των αδερφών Ράιτ θα εξελισσόταν στο πρώτο αεροσκάφος σταθερής πτέρυγας, το οποίο θα μπορούσε να κατευθυνθεί αποτελεσματικά.

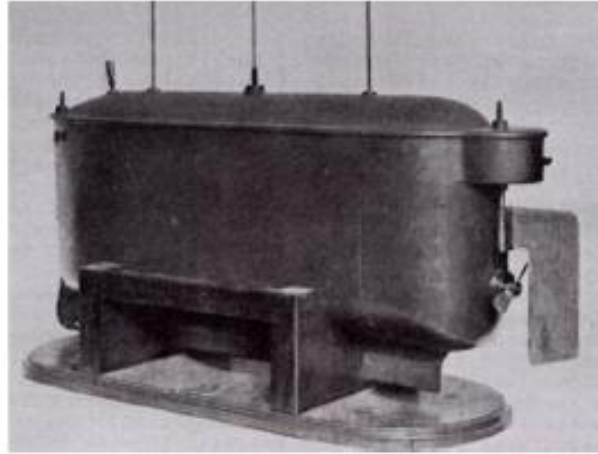


**Εικόνα 6: Το αεροπλάνο των αδερφών Ράιτ**

Μετά και την ανακάλυψη αυτή, το ενδιαφέρον των επιστημών στράφηκε στην κατασκευή επανδρωμένων αεροσκαφών ενώ τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη είχαν να αντιμετωπίσουν πολλές τεχνολογικές προκλήσεις. Κυριότερες από αυτές, ήταν ο απομακρυσμένος έλεγχος του αεροσκάφους. Χωρίς τον τηλεχειρισμό, ένα μη επανδρωμένο αεροσκάφος μπορεί να χαρακτηριστεί κάλλιστα ως βλήμα ή πύραυλος.

Λύση σε αυτή την πρόκληση δόθηκε από το Nikola Tesla, ο οποίος αρχικά επέτυχε την ασύρματη επικοινωνία (1893), ενώ το 1898 σε έκθεση στην πλατεία Madison Square Garden της Νέας Υόρκης παρουσίασε το πρώτο τηλεκατευθυνόμενο

εναέριο όχημα το οποίο κινείτο μέσω ραδιοκυμάτων. Αργότερα, το ίδιο έτος, κατέθεσε δίπλωμα ευρεσιτεχνίας που περιγράφει λεπτομερώς τη νέα του συσκευή για τον έλεγχο της κίνησης ενός οχήματος με ραδιοσυχνότητες [11]. Αυτή η συσκευή του Τέσλα έχει καθιερωθεί ως το πρώτο ηλεκτρονικό τηλεχειριστήριο (Εικόνα 7).



**Εικόνα 7: Το πρώτο ηλεκτρονικό τηλεχειριστήριο**

Το έργο του Tesla έθεσε τις βάσεις για τη μελέτη των στρατιωτικών μη επανδρωμένων αεροσκαφών από βρετανικές αλλά και αμερικανικές ομάδες. Το 1916, ο Βρετανός λοχαγός Archibald Low δημιούργησε ένα σύνολο ξύλινων αεροσκαφών εξοπλισμένων με εκρηκτικές κεφαλές που ήταν γνωστές ως “εναέριοι στόχοι”. Την ίδια εποχή, και με λίγο μεγαλύτερη επιτυχία, οι Elmer Sperry και Peter Hewitt ανέπτυξαν το “Hewitt-Sperry Automatic Airplane”. Το αεροπλάνο, γνωστό και ως “ιπτάμενη βόμβα”, μπορούσε να διανύσει μια απόσταση 50 μιλίων μεταφέροντας μια βόμβα 300 λιβρών χωρίς χειριστή επί του σκάφους. Αξιοσημείωτο στη λειτουργία του αεροσκάφους ήταν ότι χρησιμοποίησε την “γυροσκοπική πυξίδα”, εφεύρεση του Sperry, με σκοπό τη σταθεροποίηση της τροχιάς του μη επανδρωμένου αεροσκάφους [12]. Το αεροσκάφος των Sperry και Hewitt (Εικόνα 8) θεωρείται ως ο πρόγονος του πυραύλου ανεμοπορείας (cruise missile) [10].



**Εικόνα 8: Το μη επανδρωμένο αεροσκάφος των Sperry και Hewitt**

Το επόμενο βήμα στην εξέλιξη της τεχνολογίας των drones έλαβε χώρα κατά τη διάρκεια του Β' Παγκοσμίου Πολέμου, όταν ο Reginald Denny κατέληξε στο

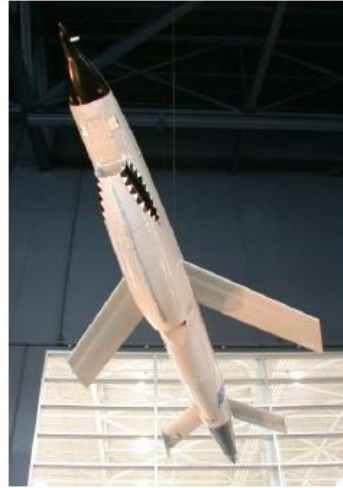
συμπέρασμα ότι υπήρχε ζήτηση για αεροσκάφη χαμηλού κόστους με δυνατότητα ελέγχου μέσω ραδιοσυχνοτήτων, που θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν ως στόχοι πρακτικής εξάσκησης των αντιαεροπορικών όπλων. Ο Denny πούλησε 15.000 αεροσκάφη Radioplane OQ-2 (Εικόνα 9) στο στρατό κατά τη διάρκεια του πολέμου και χιλιάδες περισσότερα τα επόμενα χρόνια [12].



**Εικόνα 9: Το Radioplane OQ-2**

Ωστόσο, ως πατέρας των σύγχρονων UAV έχει αναγνωρισθεί ο Edward Sorensen, αφού η ευρεσιτεχνία του σχετικά με ένα τηλεχειριστήριο ραδιοσυχνοτήτων, το 1946, αποτελεί τη βάση των σύγχρονων ελεγχόμενων συστημάτων ραδιοσυχνοτήτων [13].

Αφορμή για την περαιτέρω εξέλιξη των drones, αποτέλεσε η κατάρριψη του αμερικανού πιλότου Francis Gary Powers κατά τη διάρκεια αναγνωριστικής πτήσης ενός U-2 αεροσκάφους στον εναέριο χώρο της ΕΣΣΔ, το 1960. Το περιστατικό οδήγησε τις ΗΠΑ στην επένδυση μεγάλων χρηματικών ποσών στην κατασκευή αεροσκαφών ικανών να συλλέγουν αυτόνομα πληροφορίες. Πιο συγκεκριμένα, η πολεμική αεροπορία των ΗΠΑ χορήγησε κεφάλαια στην εταιρεία Ryan Aeronautical Company, με σκοπό την τροποποίηση του μοντέλου “Firebee” που κατασκεύαζε η εταιρεία, σε drone αναγνώρισης. Το drone αναγνώρισης που δημιουργήθηκε πήρε την κωδική ονομασία “Red Wagon” ή “Ryan 136” [14]. Ακολούθησαν και μεταγενέστερα μοντέλα, τα οποία ακολούθησαν αυτό τον τρόπο λειτουργίας (Εικόνα 10). Αυτά τα drones, ευρύτερα γνωστά ως “Lightning Bug”, τα οποία εκτοξεύονταν από τα φτερά των αεροσκαφών Lockheed Martin DC-130 Hercules, είχαν εκ των προτέρων προγραμματισμένα σχέδια πτήσης και ελέγχονταν από πιλότους επί του σκάφους. Τα συγκεκριμένα drones δεν μπορούσαν να προσγειωθούν και για το λόγο αυτό ήταν εξοπλισμένα με αλεξίπτωτα. Τα drones της Ryan χρησιμοποιήθηκαν κατά κόρον στο Βιετνάμ και τη νότια Κίνα από την πολεμική αεροπορία των ΗΠΑ, αποκλειστικά για αναγνωριστικούς σκοπούς. Η χρήση των Firebee δημιούργησε έντονες πολιτικές αντιδράσεις, ιδιαίτερα μετά την κατάρριψη ενός στη νότια Κίνα, γεγονός που οδήγησε τους Κινέζους να δηλώσουν ότι η κατάρριψη αυτή αποτέλεσε «σημαντική νίκη στον πόλεμο» [15].



**Εικόνα 10: Το drone Ryan 147**

Η τελευταία σημαντική καινοτομία όσον αφορά τη στρατιωτική χρήση των drones έγινε το 1995 με την εμφάνιση του MQ-1 Predator της General Atomics (Εικόνα 11), το οποίο αποτέλεσε το πρώτο ευρέως χρησιμοποιούμενο drone για στρατιωτικούς σκοπούς. Το Predator άλλαξε για πάντα τη φύση του πολέμου επιτρέποντας την πραγματοποίηση επιθέσεων ακριβείας, χωρίς να διακινδυνεύει η ζωή των στρατιωτών. Σημαντική καινοτομία του Predator αποτέλεσε η δυνατότητα να ελέγχεται εξ αποστάσεως από δορυφορικό αναμεταδότη και όχι από κάποιο κοντινό επίγειο σταθμό ελέγχου με σύνδεση οπτικής επαφής. Το drone αυτό μπορεί να λειτουργήσει σε αποστάσεις έως και 460 μίλια από τον σταθμό εκτόξευσης και να ίππεται για 14 ώρες συνεχόμενα. Τα Predators αποτελούν μια σχετικά φθηνή και ασφαλή εναλλακτική λύση των επίγειων επιχειρήσεων ή των αεροπορικών επιθέσεων με επανδρωμένα αεροσκάφη [16].



**Εικόνα 11: Το MQ-1 Predator της General Atomics, εξοπλισμένο με πυραύλους**

Το 2010, το drone AR 1.0 της Parrot άλλαξε το μέλλον των μη στρατιωτικών οχημάτων UAV (Εικόνα 12). Παρουσιάστηκε για πρώτη φορά στη διεθνούς φήμης έκθεση Consumer Electronics Show του Λας Βέγκας και είχε δυνατότητες που μέχρι τότε δεν είχε ποτέ κανένα άλλο drone. Βασικό του στοιχείο ήταν οι τέσσερις έλικες που διέθετε, γεγονός που του έδωσε και την ονομασία Quadcopter. Μπορούσε να συνδεθεί με iPhone χρησιμοποιώντας την τεχνολογία WiFi για έλεγχο, ήταν εξοπλισμένο με δύο κάμερες που μπορούσαν να προβάλλουν την εικόνα τους μέσω εφαρμογών του iPhone και επέτρεπε στους χρήστες να λαμβάνουν

φωτογραφίες και βίντεο χαμηλής ποιότητας [17]. Το AR 1.0 ήταν εξοπλισμένο με αισθητήρες, οι οποίοι σε συνδυασμό με τον πολύπλοκο αλγόριθμο ελέγχου, του έδιναν τη δυνατότητα μεγάλης σταθερότητας κατά την πτήση, γεγονός που κατέστησε πιο προσιτή για τον καθένα την έννοια της αεροφωτογραφίας, αν και ο χρόνος πτήσης, το μέγιστο υψόμετρο και η ποιότητα των φωτογραφιών δεν μπορούσαν να θεωρηθούν τα δυνατά του σημεία.



**Εικόνα 12: Το drone AR 1.0 της Parrot**

Ωστόσο, ο σημερινός ηγέτης της αγοράς των drones θεωρείται η κινεζική εταιρεία DJI, η οποία ιδρύθηκε από τον Frank Wang το 2006, με πρωταρχικό στόχο το σχεδιασμό του λογισμικού ελέγχου πτήσης πριν ξεκινήσει την παραγωγή των δικών της προϊόντων. Τον Ιανουάριο του 2013, η DJI εισήγαγε αυτό που πολλοί θεωρούν πρόδρομο της σύγχρονης τεχνολογίας των drones. Εφοδιασμένο με μια υψηλής ποιότητας φωτογραφική μηχανή GoPro προσαρτημένη σε βάση στήριξης gimbal, το drone Phantom 1 της DJI μπορούσε να ελέγχεται από έναν ελεγκτή ραδιοσυχνοτήτων και να αναμεταδίδει εικόνες ζωντανής ροής στον χρήστη μέσω εφαρμογής smartphone (Εικόνα 13). Το Phantom 1 παρουσίασε σημαντικές βελτιώσεις σταθερότητας, υψόμετρου και χρόνου πτήσης καθώς και ποιότητας εικόνας σε σύγκριση με το AR 1.0 της Parrot. Η εύκολη και αξιόπιστη χρήση του, σε συνδυασμό με τη λήψη εικόνων υψηλής ποιότητας, πυροδότησε την καταναλωτική και εμπορική μανία των drones.



**Εικόνα 13: Το drone Phantom 1 της DJI**

## 1.3 Ανάλυση των UAV [1]

### 1.3.1 Ορισμοί

Τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα είναι ευρέως γνωστά με τον όρο drones, λόγω της ομοιότητας του δυνατού ήχου των παλαιών στρατιωτικών μη επανδρωμένων αεροσκαφών στόχων με τον ήχο που παράγει ένας κηφήνας. Παρά τη δημοτικότητά του, ο όρος drones δεν έχει γνωρίσει την αναγνώριση των επαγγελματιών του τομέα των αερομεταφορών και των κυβερνητικών ρυθμιστικών αρχών. Ο όρος μη επανδρωμένο εναέριο όχημα (UAV) χρησιμοποιήθηκε για πρώτη φορά στη δεκαετία του '80 για να περιγράψει τα αυτόνομα ή τηλεχειριζόμενα, εναέρια οχήματα πολλαπλών χρήσεων, που προωθούνται με τη βοήθεια των αεροδυναμικών δυνάμεων και είναι ικανά να μεταφέρουν ωφέλιμα φορτία [18]. Ο ορισμός αυτός παρουσιάζει την ακριβή διάκριση των οχημάτων UAV από άλλα εναέρια συστήματα, όπως οι βαλλιστικοί πύραυλοι, οι πύραυλοι ανεμοπορείας, τα ανεμόπτερα και τα αερόστατα. Ο περισσότερο αποδεκτός όρος στους επαγγελματικούς κύκλους, τα μη επανδρωμένα εναέρια συστήματα (UAS - Unmanned Aerial System), αναφέρεται σε συστήματα που αποτελούνται από ένα ή περισσότερα μη επανδρωμένα οχήματα, τα οποία είναι εξοπλισμένα με ένα τερματικό δεδομένων, με συστοιχίες αισθητήρων και ηλεκτρονική σύνδεση δεδομένων [19]. Άλλοι όροι που χρησιμοποιούνται ως αναφορά στα drones είναι τα τηλεχειριζόμενα αεροσκάφη (RPV - Remotely Piloted Vehicle) και τα συστήματα τηλεκατευθυνόμενων εναέριων οχημάτων (Remotely Piloted Aircraft System - RPAS). Ο όρος RPV χρησιμοποιείται ως επί το πλείστον σε στρατιωτικούς χώρους, ενώ το RPAS είναι ο πιο επίσημος και διεθνώς αποδεκτός όρος [18].

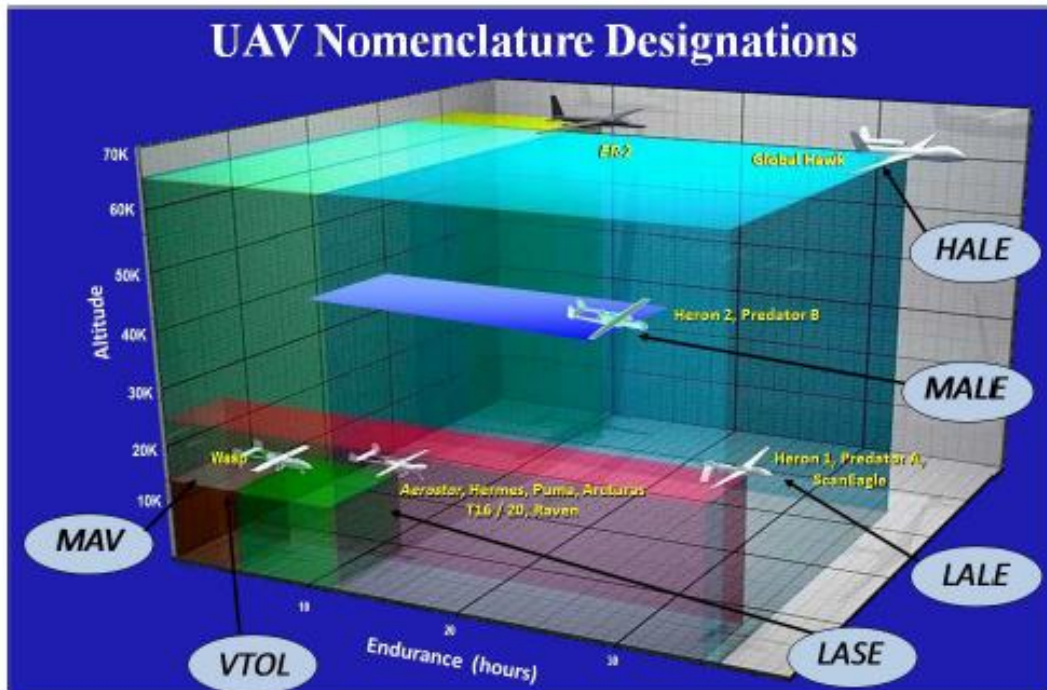
### 1.3.2 Κατηγοριοποίηση

Η κατηγοριοποίηση των drones είναι μια αρκετά δύσκολη διαδικασία λόγω των πολλών διαφορών που παρουσιάζουν ανάλογα με την εφαρμογή για την οποία προορίζονται. Χαρακτηριστικά όπως το βάρος, η έκταση του πτερυγίου, το φορτίο μεταφοράς, η εμβέλεια και η διάρκεια πτήσης, το μέγιστο υψόμετρο, η ταχύτητα, ο τύπος των κινητήρων καθώς και το κόστος παραγωγής, είναι σημαντικές παράμετροι σχεδιασμού που μπορούν να διακρίνουν διαφορετικούς τύπους drones και να παρέχουν πολλά και διάφορα συστήματα ταξινόμησης [20].

Η ταξινόμηση των οχημάτων UAV χρησιμοποιείται για να βοηθήσει στην κατανόηση των διαφορών των υφιστάμενων συστημάτων, αλλά παράλληλα έχει μεγάλη σημασία στη δημιουργία των εθνικών, ευρωπαϊκών και παγκόσμιων κανονιστικών πλαισίων. Αυτό συμβαίνει επειδή είναι απίθανο να δημιουργηθούν ρυθμιστικοί κανόνες που να μπορούν να εφαρμοστούν σε όλα τα είδη των οχημάτων UAV και ως εκ τούτου η ταξινόμηση των drones μπορεί να βοηθήσει στη δημιουργία διαφορετικών απαιτήσεων, που να μπορούν να ικανοποιήσουν τις διαφορετικές κατηγορίες των οχημάτων UAV βάσει των χαρακτηριστικών τους [21].

Στη βιβλιογραφία έχουν εμφανιστεί κατά καιρούς διαφορετικές ταξινομήσεις των drones βάσει πολλών και διαφορετικών παραμέτρων. Σύμφωνα με τους Watts, Ambrosia και Hinkley, τα drones διακρίνονται σε έξι κατηγορίες με βάση χαρακτηριστικά, όπως το μέγεθος, τη διάρκεια πτήσης και τις δυνατότητές τους (Εικόνα 14) [22].





Εικόνα 14: Διάκριση των drones με βάση το βάρος, τη διάρκεια πτήσης και τις δυνατότητες προσγείωσης – απογείωσης

Οι κατηγορίες αυτές και τα αντίστοιχα χαρακτηριστικά τους περιγράφονται στον Πίνακα 1 [22], [23]:

**Πίνακας 1: Κατηγορίες drones και χαρακτηριστικά κάθε κατηγορίας**

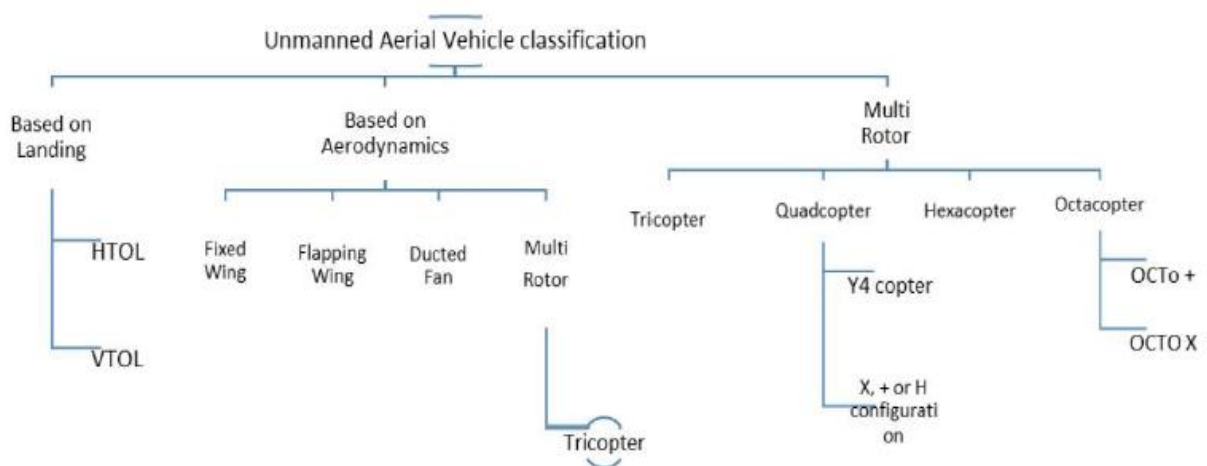
ΚΑΤΗΓΟΡΙΑ	ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΑ
<b>MAV or NAV</b> <b>(Micro Air Vehicles or Nano Air Vehicles)</b>	Μικρό μέγεθος (η στρατιωτική έκδοση αυτής της κατηγορίας των drones, μπορεί να χωρέσει ακόμη και σε ένα στρατιωτικό σακίδιο). Πτήσεις σε χαμηλό υψόμετρο (<330μ.) με μικρή διάρκεια πτήσης (5 – 30 λεπτά).
<b>VTOL</b> <b>(Vertical Take-Off &amp; Landing)</b>	Δεν απαιτείται ιδιαίτερος χώρος απογείωσης ή προσγείωσης και επομένως χρησιμοποιούνται σε καταστάσεις όπου οι περιορισμοί εδάφους απαιτούν αυτήν την εξειδικευμένη ικανότητα. Λειτουργούν σε διαφορετικά υψόμετρα, αλλά κατά κύριο λόγο πετούν σε χαμηλά υψόμετρα. Το μέγεθος των αεροσκαφών ποικίλει, αλλά επί του παρόντος το μικρό τους μέγεθος είναι το πιο δημοφιλές χαρακτηριστικό τους. Τα μικρότερα μεγέθους σκάφη αυτής της κατηγορίας έχουν περιορισμένο αριθμό μικροσκοπικών αισθητήρων, λειτουργούν με επαναφορτιζόμενες μπαταρίες και παρέχουν περιορισμένες λειτουργίες.
<b>LASE (Low Altitude, Short-Endurance)</b>	Γνωστά και ως sUAS (small unmanned aircraft systems) χαρακτηρίζονται από μικρής διάρκειας πτήσεις (από 45 λεπτά έως 2 ώρες) σε χαμηλά σχετικά υψόμετρο (έως 450 μ.). Το βάρος τους είναι σχετικά χαμηλό (2 – 5 Kg) και το πλάτος των φτερών τους είναι συνήθως μικρότερο των 3 μέτρων. Τα αεροσκάφη αυτής της κατηγορίας παρουσιάζουν αστάθεια, ειδικά σε καιρικές συνθήκες που επικρατούν. Συνήθως, συλλέγουν και αποθηκεύουν όλα τα δεδομένα επί του σκάφους, σε μια κάρτα SD. Ένα παράδειγμα αυτής της κατηγορίας είναι το MAVinci SIRIUS.
<b>LALE (Low Altitude, Long Endurance)</b>	Αυτή η κατηγορία αεροσκαφών μπορεί να πετάξει για περιόδους ακόμη και μεγαλύτερες από 20 ώρες, αρκετά χιλιόμετρα μακριά από τους επίγειους σταθμούς ελέγχου, μεταφέροντας ωφέλιμο φορτίο αρκετών κιλών.
<b>MALE (Medium Altitude, Long Endurance)</b>	Τα drones αυτής της κατηγορία χρησιμοποιούνται κυρίως σε στρατιωτικές εφαρμογές και είναι πολύ μεγαλύτερα σε μέγεθος από τα αεροσκάφη των προηγούμενων κατηγοριών. Λόγω των υψηλών επιχειρησιακών τους απαιτήσεων, διαθέτουν προηγμένα συστήματα αεροδυναμικής σχεδίασης και ελέγχου και μπορούν να λειτουργούν σε υψόμετρα άνω των 9000 μέτρων. Μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε πτήσεις μεγάλης διάρκειας (20 – 40 ώρες) και εκατοντάδων χιλιομέτρων μακριά από τους σταθμούς εδάφους. Παραδείγματα αυτής της κατηγορίας τα NASA Ikhana Predator-B και Heron IAI (Machatz-1). Παρέχουν σε πραγματικό σχεδόν χρόνο αεροφωτογραφίες με πολύ - φασματική απεικόνιση. Φέρουν μια ποικιλία εξεζητημένων αισθητήρων, όπως ηλεκτρο-οπτικούς (EO), υπέρυθρους (IR) καθώς και ραντάρ συνθετικής διάτρησης (SAR). Αυτό τα καθιστά ιδανικά όχι μόνο για επιχειρήσεις πυροπροστασίας αλλά και για οποιοδήποτε σενάριο καταστροφής.
<b>HALE (High Altitude, Long Endurance)</b>	Αποτελούν την κατηγορία με τα μεγαλύτερα και πιο σύνθετα UAVs, τα οποία μπορούν να λειτουργήσουν ακόμη και ως δορυφόροι "πολύ χαμηλής τροχιάς" παραμένοντας σε υψόμετρο άνω των 14 χιλιομέτρων για ημέρες, εβδομάδες ή και μήνες. Παράδειγμα αυτής της κατηγορίας είναι το Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk.

Σύμφωνα με το [24], τα drones κατηγοριοποιούνται με βάση δύο παραμέτρους: είτε το υψόμετρο στο οποίο εκείνα πετούν, υψηλό (HAPs - High Altitude Platforms) και χαμηλό (LAPs - Low Altitude Platforms), είτε τον τρόπο πτήσης, σταθερών πτερυγίων (fixed – wing) και περιστρεφόμενων πτερυγίων (rotary – wing). Με βάση τα παραπάνω χαρακτηριστικά προκύπτουν οι διάφορες λειτουργίες και δυνατότητες. Ο χρόνος πτήσης εξαρτάται από διάφορους παράγοντες, όπως: η πηγή ενέργειας (μπαταρία ή καύσιμο), το βάρος, ο τύπος, η ταχύτητα και η τροχιά (Εικόνα 15).



**Εικόνα 15: Κατηγοριοποίηση των οχημάτων UAV με βάση το υψόμετρο ή τον τρόπο πτήσης**

Σύμφωνα με τους Singhal, Bansod και Mathew (2018), τα drones κατηγοριοποιούνται με βάση τον τρόπο απογείωσης και προσγείωσης, τον τρόπο εκμετάλλευσης των αεροδυναμικών δυνάμεων, το βάρος τους και την εμβέλεια πτήσης [25] (Εικόνα 16).



**Εικόνα 16: Κατηγοριοποίηση των οχημάτων UAV των Singhal, Bansod και Mathew**

Βάσει του τρόπου εκμετάλλευσης των αεροδυναμικών δυνάμεων, τα drones μπορούν να χωριστούν σε: σταθερών πτερυγίων (fixed wing), παλλόμενων πτερυγίων (flapping wing), ducted fan και πολύ-ροτορικά (multi rotor), καθένα από τα οποία σχεδιάστηκε για συγκεκριμένη λειτουργία και παρουσιάζει πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα.

Τα drones σταθερών πτερυγίων (Εικόνα 17) είναι πολύ απλά στο σχεδιασμό τους, αλλά η κατασκευή τους θεωρείται κορεσμένη λόγω της επιτυχούς εφαρμογής μεγαλύτερων αεροσκαφών σταθερών πτερυγίων στα οποία έχουν πραγματοποιηθεί μικρές τροποποιήσεις και βελτιώσεις. Βασικά στοιχεία ανύψωσης του συγκεκριμένου τύπου drones αποτελούν τα σταθερά πτερύγια συγκεκριμένης αεροτομής σε συνδυασμό με την απαιτούμενη ωστική ταχύτητα. Λόγω της αεροτομής των πτερυγίων, η γωνία του αέρα που ρέει πάνω και κάτω από αυτά, δημιουργεί διαφορά ροής αέρα και επομένως διαφορετική ταχύτητα αέρα. Με τον τρόπο αυτό, η πίεση του αέρα στο κάτω μέρος των πτερυγίων είναι μεγαλύτερη και το drone ανυψώνεται. Κατάλληλη ροή αέρα στα πτερύγια δημιουργείται από την παράλληλη κίνηση στον άξονα του drone με ταχύτητα που επιτυγχάνεται με την βοήθεια ενός κινητήρα και προπελών ή με τη βοήθεια μηχανής jet. Για την εκκίνηση πτήσης τα drones σταθερών πτερυγίων απαιτούν μεγαλύτερη αρχική ταχύτητα σε σχέση με άλλα είδη οχημάτων UAV και λόγω ώθησης προς φορτίο μικρότερο της μονάδας [20]. Σε σύγκριση με τα πολυ-ροτορικά drones για το ίδιο ποσό ωφέλιμου φορτίου, τα drones σταθερών πτερυγίων απαιτούν μικρότερη ισχύ και ωστική φόρτιση (thrust loading) μικρότερη της μονάδας. Τα πηδάλια κλίσης (ailerons), ανόδου-καθόδου (elevator) και διεύθυνσης (rudder) χρησιμοποιούνται αντίστοιχα για περιστροφή (roll), πρόνευση (pitch) και γωνιακή απόκλιση (yaw), βασικών στοιχείων ελέγχου της πτήσης των αεροσκαφών, στοιχεία που χρησιμοποιούνται και στον έλεγχο πτήσης ενός drone σταθερών πτερυγίων. Ως πλεονεκτήματα αυτού του είδους των οχημάτων UAV μπορούν να θεωρηθούν η ταχύτητα πτήσης, το μεγάλο φορτίο μεταφοράς και η καλή αντοχή υλικού. Στα μειονεκτήματα συγκαταλέγονται η ανάγκη αεροδιαδρόμου απογείωσης, η ανάγκη αρκετού χώρου για ελιγμούς και η αδυναμία αιώρησης (hovering).



**Εικόνα 17: Drone σταθερών πτερυγίων**

Η λειτουργία των drones παλλόμενων πτερυγίων (Εικόνα 18) βασίζεται κυρίως στο πέταγμα εντόμων, όπως μικρά κολίβρια ή μεγάλες λιβελλούλες. Τα ελαφριά και εύκαμπτα πτερύγια τους σχεδιάστηκαν με βάση τα φτερά εντόμων και πτηνών που αποδεικνύουν περίτρανα τη μεγάλη σημασία που έχουν το βάρος και η ευελιξία των πτερυγίων στην αεροδυναμική. Ωστόσο, η δομή των drones παλλόμενων πτερυγίων είναι αρκετά πολύπλοκη λόγω της περίπλοκης αεροδυναμικής τους. Σε αντίθεση με τα drones σταθερών πτερυγίων, τα drones παλλόμενων πτερυγίων μπορούν να διατηρούν σταθερές πτήσεις σε περιπτώσεις δυνατών ανέμων. Η κίνηση στα πτερύγια δίνεται μέσω μηχανισμού ενεργοποίησης. Λόγω των πολλών πλεονεκτημάτων τους, όπως η μη παραγωγή θορύβου λόγω ανυπαρξίας κινητήρα, η δυνατότητα αιώρησης σε σταθερό ύψος και η ικανότητα πραγματοποίησης δύσκολων ελιγμών κατά την πτήση, τα συγκεκριμένα drones έχουν γίνει αντικείμενο πολλών μελετών. Στα μειονεκτήματά τους περιλαμβάνεται η αδυναμία μεταφοράς φορτίου λόγω της σχεδιαστικής και κατασκευαστικής τους πολυπλοκότητας.



**Εικόνα 18: Drone παλλόμενων πτερυγίων**

Υπάρχει μια κατηγορία drones τα οποία συνδυάζουν τα δύο είδη πτερυγίων που αναφέρθηκαν παραπάνω. Η κατηγορία αυτή χρησιμοποιεί σταθερά πτερύγια για τη δημιουργία ανύψωσης και παλλόμενα πτερύγια για την αιώρηση (Εικόνα 19). Ο σχεδιασμός αυτού του τύπου drones βασίζεται αποκλειστικά στη λιβελλούλα η οποία χρησιμοποιεί δύο ζεύγη φτερών για να ενισχύσει τις δυνάμεις ανύψωσης και ώθησης. Ο υβριδισμός των πτερυγίων αυξάνει τη συνολική απόδοση και την αεροδυναμική ισορροπία του drone [20].



**Εικόνα 19: Ducted fan drone**

Στα πολύ-ροτορικά drones, γνωστά και ως multicopter λόγω της ομοιότητάς τους με τα ελικόπτερα, η ώθηση που χρησιμοποιείται τόσο για την ανύψωση όσο και για την προώθηση, δημιουργείται από τις δύο ή περισσότερες λεπίδες (έλικες), οι οποίες περιστρέφονται γύρω από έναν σταθερό άξονα (ρότορα) του οχήματος UAV. Ο έλεγχος πτήσης των πολύ-ροτορικών drones πραγματοποιείται μέσω της ταχύτητας περιστροφής και της κλίσης του έλικα. Τα συγκεκριμένα drones έχουν δυνατότητα κάθετης απογείωσης και προσγείωσης (VTOL - Vertical Take-Off & Landing) και μπορούν να αιωρούνται, σε αντίθεση με τα οχήματα UAV σταθερών πτερυγίων [25]. Η ικανότητά τους να αιωρούνται και να διατηρούν την ταχύτητά τους, τα καθιστά ιδανικά για εφαρμογές επιτήρησης και παρακολούθησης. Το βασικό μειονέκτημά τους έγκειται στην ανάγκη περισσότερης κατανάλωσης ενέργειας, γεγονός που τους μειώνει την εμβέλεια πτήσης. Επίσης, παρουσιάζουν μικρή ταχύτητα πτήσης και περιορισμένη δυνατότητα μεταφοράς φορτίου. Ιδιαίτερο χαρακτηριστικό των πολύ-ροτορικών drones αποτελεί ο αριθμός και η θέση των κινητήρων και των ελίκων στο πλαίσιο του σκάφους, που δημιουργεί μια μεγάλη ποικιλία τόσο στα συστήματα περιστροφής όσο και στις προσεγγίσεις στην διάταξη και τοποθέτηση των συστημάτων αυτών στο σώμα του drone. Αυτό το χαρακτηριστικό τα διαχωρίζει σε υποκατηγορίες, κάθε μια από τις οποίες έχει διαφορετική ονομασία και συγκεκριμένο τύπο εφαρμογής. Έτσι τα πολύ-ροτορικά drones μπορούν να χωριστούν σε drones ενός (Monocopter), τριών (Tricopter), τεσσάρων (Quadcopter), έξι (Hexacopter) και οκτώ (Octacopter) ελίκων.

Τέλος, όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, πολλοί μελετητές ταξινομήσαν τα drones βάσει του βάρους, της εμβέλειας και του τρόπου πτήσης τους [25]. Στον πίνακα 2 παρουσιάζεται μια λίστα ταξινόμησης των drones με βάση αυτά τα χαρακτηριστικά:

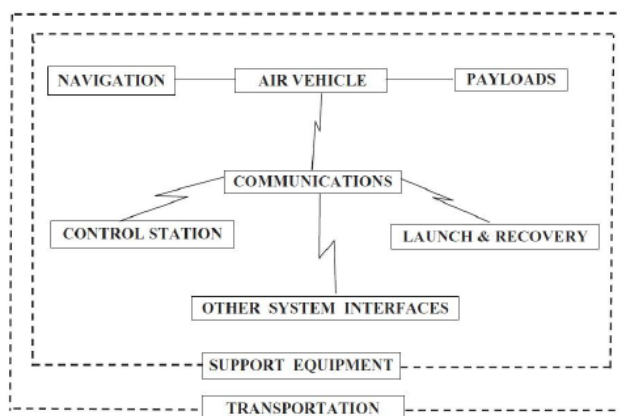
Πίνακας 2: Ταξινόμηση των drones βάσει του βάρους και της εμβέλειας πτήσης τους

Τύπος	Μέγιστο Βάρος (Kg)	Μέγιστη Εμβέλεια Πτήσης (Km)	Τρόπος Πτήσης
Nano	0,2	5	Fixed wing, multirotor
Micro	2	25	Fixed wing, multirotor
Mini	20	40	Fixed wing, multirotor
Light	50	70	Fixed wing, multirotor
Small	150	150	Fixed wing
Tactical	600	150	Fixed wing
MALE (Medium Altitude Long Endurance)	1000	200	Fixed wing
HALE (High Altitude Long Endurance)	1000	250	Fixed wing
Heavy	2000	1000	Fixed wing
Super Heavy	2500	1500	Fixed wing

### 1.3.3 Σύνθεση μη επανδρωμένου εναέριου συστήματος (UAS)

Από καθαρά τεχνικής άποψης, ένα σύστημα UAS περιλαμβάνει έναν αριθμό υποσυστημάτων, ένα εκ των οποίων είναι το drone. Τα βασικά μέρη (υποσυστήματα) ενός συστήματος UAS είναι τα εξής: ο σταθμός ελέγχου (Control Station - CS), το ωφέλιμο φορτίο (payload), το drone, το σύστημα πλοήγησης (Navigation system), ο εξοπλισμός δρομολόγησης, αποκατάστασης και ανάκτησης (launch, recovery and retrieval equipment), οι επικοινωνίες (Communications), οι διεπαφές (interfaces), ο εξοπλισμός υποστήριξης (support equipment) και η μεταφορά (transportation).

Η δομή ενός τυπικού συστήματος UAS παρουσιάζεται στην Εικόνα 20.

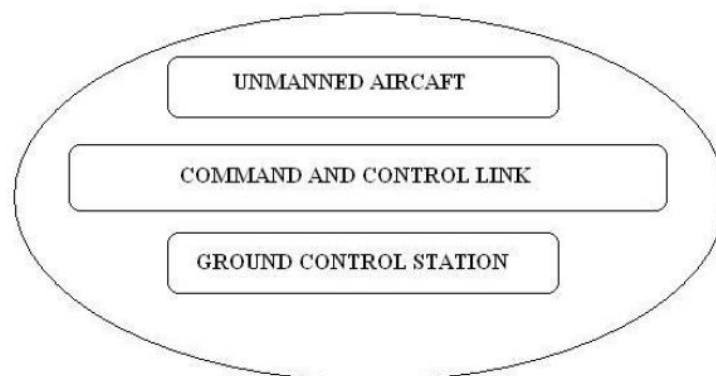


Εικόνα 20: Δομή ενός UAS εννέα επιπέδων

Στη συγκεκριμένη δομή κάθε υποσύστημα του UAS θεωρείται ως αναπόσπαστο μέρος του συστήματος. Κανένα υποσύστημα δεν είναι πιο σημαντικό από τα άλλα, αν και κάποια, συνήθως το drone, έχουν μεγαλύτερο αντίκτυπο στο σχεδιασμό όλων των υπόλοιπων υποσυστημάτων. Ενδεικτικό αυτής της αντίληψης είναι ότι στα πρώτα στάδια της ανάπτυξης των UAVs, ορισμένα drones σχεδιάστηκαν και κατασκευάστηκαν χωρίς να ληφθεί υπόψη ο τρόπος με τον οποίο θα τοποθετηθούν τα ωφέλιμα φορτία πάνω σε αυτό, ο τρόπος απογείωσης ή προσγείωσης, ο τρόπος επικοινωνίας με το drone ή ο τρόπος λειτουργίας του όλου συστήματος ώστε να επιτευχθεί μέγιστη απόδοση της χρήσης του drone στην εκάστοτε εφαρμογή. Οι μεταγενέστερες προσπάθειες που έγιναν ώστε να διορθωθούν τα λάθη του αρχικού σχεδιασμού του συστήματος ήταν καταδικασμένες σε αποτυχία ή το επιθυμητό αποτέλεσμα επιτυχανόταν μετά από μη αποδεχτούς συμβιβασμούς ή υπερβολικό κόστος.

Ανάλογα με τον τύπο του συστήματος UAS, τα υποσυστήματα αυτά θα πρέπει να μπορούν να λειτουργούν ταυτόχρονα, γεγονός που αυξάνει τη σημαντικότητα των διεπαφών τους. Τέλος, μεγάλη σημασία έχει και η αλληλεπίδραση του συστήματος UAS με το περιβάλλον καθώς παρουσιάζει μεγάλη εξάρτηση από τις καιρικές και τις περιβαλλοντικές συνθήκες της εκάστοτε περιοχής που χρησιμοποιείται.

Τα εννέα (9) αυτά υποσυστήματα μπορούν να ομαδοποιηθούν και να δημιουργήσουν τρία (3) μεγαλύτερα υποσυστήματα, τα οποία είναι: το drone, ο επίγειος σταθμός ελέγχου (GCS - Ground Control Station) και η ζεύξη επικοινωνιών, εντολών και ελέγχου του σταθμού GCS με το drone (Εικόνα 21) [19].



Εικόνα 21: Δομή ενός UAS τριών επιπέδων

#### 1.3.4 Συστατικά μέρη ενός drone

Τα στοιχεία από τα οποία αποτελείται ένα drone δεν είναι ίδια για όλα τα διαφορετικά είδη των UAVs που έχουν κατασκευαστεί κατά καιρούς. Επομένως, στα πλαίσια της παρούσας εργασίας θα γίνει μια αναφορά των συστατικών μερών ενός drone με βάση το σκεπτικό σχεδιασμού και κατασκευής του. Κατά τη μελέτη των συστατικών μερών ενός drone, αυτό που αρχικά ενδιαφέρει είναι η φυσική δομή του οχήματος UAV, δηλαδή ο τρόπος και τα υλικά κατασκευής του. Τις περισσότερες φορές ο σχεδιασμός και η κατασκευή ενός drone είναι παρόμοιος με αυτόν των επανδρωμένων αεροσκαφών. Το επόμενο στοιχείο αφορά τη μελέτη των συσκευών και των αισθητήρων με τα οποία είναι εξοπλισμένο ένα drone. Τέλος, σημαντικότερο ρόλο στο σχεδιασμό και την κατασκευή ενός drone παίζει το θέμα της αυτονομίας.

#### **1.3.4.1 Φυσική δομή**

Η μελέτη της φυσικής δομής ενός drone αφορά το σχεδιασμό της ατράκτου, τη διαμόρφωση του ωφέλιμου φορτίου και τις τεχνολογίες μπαταριών του. Ο σχεδιασμός της ατράκτου αφορά τόσο τη μορφολογία όσο και την επιλογή του υλικού κατασκευής της. Και τα δύο στοιχεία επηρεάζουν το συντελεστή αντανάκλασης, την κατανάλωση ενέργειας και την αντοχή ενός οχήματος UAV. Για να επιτευχθεί μεγάλη αντοχή, τα οχήματα UAV κατασκευάζονται ή επικαλύπτονται από αυτοθεραπευόμενα υλικά (self-healing materials), δηλαδή από υλικά που μπορούν να δημιουργήσουν ξανά την δομική τους ακεραιότητα αφού προηγουμένως υποστούν κάποια ζημιά. Τέτοια υλικά θεωρούνται τα βιοπολυμερή και τα ισομερή.

Πολλοί τύποι UAVs παρουσιάζουν περιορισμούς στο ωφέλιμο φορτίο που μπορούν να μεταφέρουν, καθώς το ωφέλιμο φορτίο αποτελεί περιοριστικό παράγοντα για τη διάρκεια πτήσης. Για το λόγο αυτό, κατά το σχεδιασμό των drones γίνεται ένα είδος συμβιβασμού μεταξύ του ωφέλιμου φορτίου και της διάρκειας πτήσης ώστε να ικανοποιούνται οι ανάγκες των χρηστών. Για παράδειγμα, ένα mini UAV δεν απαιτείται να είναι εξοπλισμένο με εξειδικευμένους αισθητήρες ανίχνευσης ή συσκευές μεγάλης επεξεργαστικής ικανότητας. Τα drones αυτού του τύπου μπορούν κάλλιστα να είναι εξοπλισμένα μόνο με συστήματα επικοινωνιακής ζεύξης και αισθητήρες απεικόνισης.

Η μπαταρία είναι ένα από τα σημαντικότερα στοιχεία των οχημάτων UAV καθώς αποτελεί πηγή ενέργειας όλων των ηλεκτρονικών συστημάτων τους, όπως οι αισθητήρες ή τα συστήματα ώθησης.

#### **1.3.4.2 Συσκευές και αισθητήρες**

Οι συσκευές και οι αισθητήρες με τους οποίους είναι εξοπλισμένο ένα drone ποικίλλουν ανάλογα με την εφαρμογή για την οποία έχει σχεδιαστεί. Σε ορισμένες περιπτώσεις, εάν ο σχεδιασμός το επιτρέπει, το UAV μπορεί να εξοπλιστεί με επιπρόσθετες συσκευές και αισθητήρες εκτός από τους ήδη υπάρχοντες. Το μέγεθος και οι δυνατότητες των συσκευών και των αισθητήρων των drones ποικίλουν αρκετά για τους διαφορετικούς τύπους αεροσκαφών. Για παράδειγμα, οι απαιτήσεις σε συσκευές και αισθητήρες ενός drone HALE είναι αρκετά διαφορετικές από ότι αυτές ενός micro UAV. Από τη στιγμή που οι συσκευές και οι αισθητήρες αποτελούν το ωφέλιμο φορτίο ενός οχήματος UAV, όπως έχει ήδη αναφερθεί, το συνολικό τους βάρος θα πρέπει να είναι όσο το δυνατόν μικρότερο, ώστε το drone να μπορεί να επιτυγχάνει μεγαλύτερης διάρκειας πτήση.

#### **1.3.4.3 Αυτονομία UAV**

Αυτονομία ενός UAV μπορεί να οριστεί ως η ικανότητά του στην εκτέλεση λειτουργιών και διαδικασιών όπως η λήψη και συλλογή πληροφοριών μέσω αισθητήρων, η διαχείριση της επικοινωνίας, ο σχεδιασμός της βέλτιστης διαδρομής, η αποφυγή συγκρούσεων, κ.α.

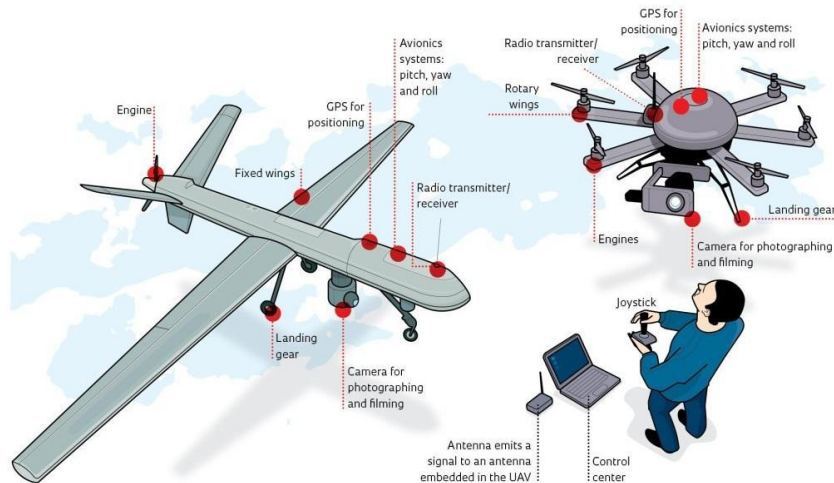
Κύριο πλεονέκτημα της ύπαρξης αυτονομίας στα οχήματα UAV είναι η δυνατότητα πραγματοποίησης πτήσεων μεγάλης διάρκειας και εμβέλειας χωρίς την παρέμβαση



του χειριστή. Ένα άλλο πλεονέκτημα είναι η δυνατότητα έγκαιρου ελέγχου πολλών οχημάτων UAV από έναν μόνο χειριστή. Επομένως, οι τεχνολογικές εξελίξεις έχουν επικεντρωθεί στην ενίσχυση του επιπέδου αυτονομίας των οχημάτων UAV [6]. Ωστόσο, το αυξανόμενο επίπεδο αυτονομίας των οχημάτων UAV δημιουργεί πρόσθετες προκλήσεις όσον αφορά την αξιοπιστία, τη δυνατότητα συντήρησης και εφοδιασμού τους. Αυτό συνεπάγεται την αναγκαιότητα διατήρησης της ισορροπίας μεταξύ του επιπέδου αυτονομίας και των συναφών προκλήσεων κατά το σχεδιασμό των drones.

### 1.3.5 Επίγειος σταθμός ελέγχου

Ο επίγειος σταθμός ελέγχου περιλαμβάνει τα συστήματα ελέγχου και τα συστήματα εκτόξευσης και ανάκτησης του drone. Ο επίγειος σταθμός ελέγχου αποτελεί ουσιαστικά το κέντρο ελέγχου της πτήσης του drone και έχει τη δυνατότητα επεξεργασίας και προβολής των δεδομένων που λαμβάνονται από το UAV. Πρόκειται για μια σταθερή ή φορητή συσκευή παρακολούθησης και χειρισμού του UAV και η λειτουργία της διευκολύνει την παρακολούθηση, το χειρισμό και την αξιοποίηση των πληροφοριών που μεταδίδει προς αυτή το drone. Τα μικρότερου μεγέθους drones μπορούν να τηλεχειριστούν μέσω ενός φορητού υπολογιστή και ενός μοχλού χειρισμού (joystick) (Εικόνα 22) [25].



**Εικόνα 22: Εξ αποστάσεως χειρισμός μικρότερων drone μέσω φορητού υπολογιστή και joystick**

Όπως έχει ήδη αναφερθεί, οι πληροφορίες αυτές μεταδίδονται από το UAV προς τον επίγειο σταθμό ελέγχου μέσω τεχνολογιών επικοινωνίας όπως RF, WiFi, FSO, ZigBee, κλπ. Εκτός από τα δεδομένα που λαμβάνονται από τους αισθητήρες του drone, οι αποστελλόμενες αυτές πληροφορίες μπορεί να περιέχουν και στοιχεία αλλαγής κατεύθυνσης ή να είναι τα αποτελέσματα της υπολογιστικής επεξεργασίας των δεδομένων των αισθητήρων. Η επικοινωνία μεταξύ του drone και του επίγειου σταθμού ελέγχου είναι αμφίδρομη.

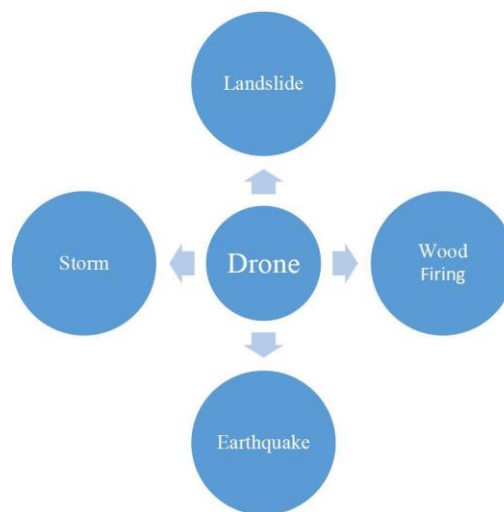
Τα drone HALE και MALE χρησιμοποιούν ενσωματωμένα συστήματα προσγείωσης. Ωστόσο, για τα μεσαίου και μικρού μεγέθους drones, απαιτούνται διαφορετικές τεχνικές εκτόξευσης και ανάκτησης. Τα συστήματα εκτόξευσης παρέχουν την απαιτούμενη αρχική ταχύτητα απογείωσης των UAV, ενώ τα συστήματα ανάκτησης βοηθούν στην προσγείωση. Αυτά τα συστήματα θα πρέπει να λειτουργούν κάτω από οποιεσδήποτε καιρικές και περιβαλλοντικές συνθήκες.

Κατά το σχεδιασμό τους θα πρέπει να λαμβάνεται υπόψη οποιαδήποτε ακραία περίπτωση, όπως για παράδειγμα ο διάδρομος απογείωσης και προσγείωσης να είναι ιδιαίτερα περιορισμένος. Το ζήτημα αυτό έχει γίνει αντικείμενο πολλών μελετών. Πάντως επί του παρόντος, ορισμένες από τις μεθόδους απογείωσης και προσγείωσης χρησιμοποιούν συστήματα εκτόξευσης, συστήματα αλεξίπτωτων, κάθετα και σχεδόν κάθετα συστήματα, καθώς και συστήματα χειροκίνητης απογείωσης και χειροκίνητης προσγείωσης [26].

## 1.4 Εφαρμογές μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων [27]

### 1.4.1 Διαχείριση καταστροφών

Η πιο σημαντική ίσως εφαρμογή για τα μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα είναι αυτή της διαχείρισης καταστροφικών συμβάντων, είτε πρόκειται για φυσικές καταστροφές είτε για συμβάντα που οφείλονται στην ανθρώπινη δραστηριότητα. Είναι πραγματικά σημαντική η βοήθεια που θα μπορούσαν να προσφέρουν τα μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα λόγω της ταχύτητάς τους, της ευκολίας ανάπτυξης, αλλά και του πλήθους των αισθητήρων με τους οποίους μπορούν να εξοπλιστούν. Στην ακόλουθη εικόνα βλέπουμε ενδεικτικά το εύρος των φυσικών καταστροφών στις οποίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν UAVs.

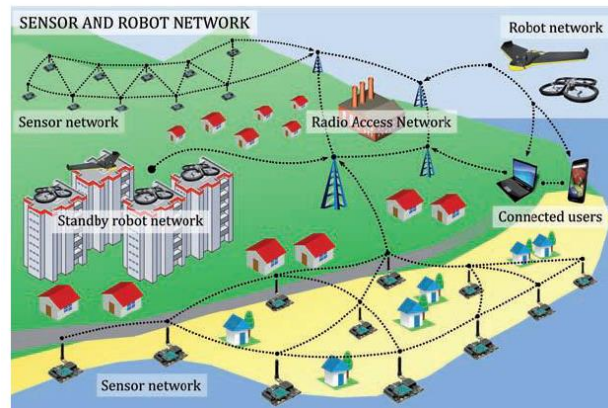


**Εικόνα 23: Διάφοροι τύποι φυσικών καταστροφών στις οποίες χρησιμοποιούνται drones**

Όπως είναι λογικό μετά από ένα καταστροφικό γεγονός και μέχρι να γίνει εκτίμηση των συνεπειών του αλλά και της γενικότερης κατάστασης, δεν υπάρχει αποδοτικός συντονισμός. Οι συμβατικές μέθοδοι κίνησης, επικοινωνίας και εποπτείας είναι πολύ πιθανό να υπολειπθούν ή και να μην λειτουργούν καθόλου. Για παράδειγμα σε έναν μεγάλο σεισμό, το καλωδιακό τηλεφωνικό δίκτυο αλλά και το δίκτυο κινητής τηλεφωνίας είναι πολύ πιθανό να καταρρεύσουν ή να υπερφορτωθούν. Επίσης οι οδικές προσβάσεις μπορεί να έχουν υποστεί καταστροφές. Σε τέτοιες περιπτώσεις η από αέρος επιτήρηση και έλεγχος με κατάλληλους αισθητήρες των περιοχών ενδιαφέροντος, μπορεί κυριολεκτικά να σώσει ζωές. Με τους on-board αισθητήρες και τις κάμερες, μπορεί να γίνει ανάλογα με την περίπτωση εκτίμηση της συνολικής κατάστασης, παρακολούθηση της

εξέλιξης των φαινομένων, έγκαιρη ανίχνευση ανοιχτών προσβάσεων, τραυματιών κ.λ.π.

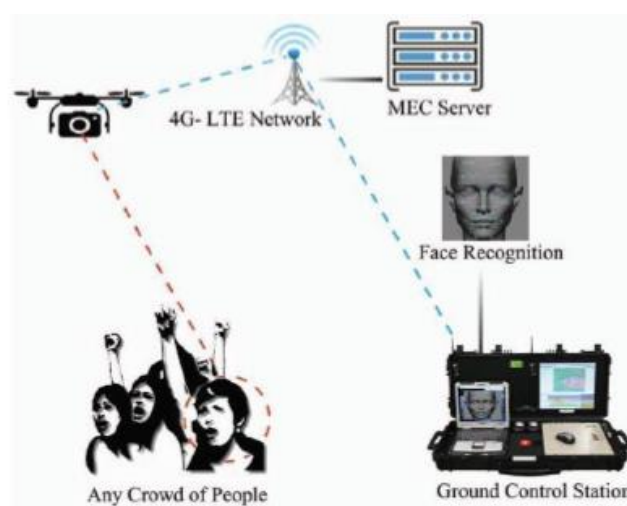
Επίσης όπως φαίνεται και στην ακόλουθη εικόνα, με την χρήση συνδυασμού δικτύων αισθητήρων και μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων, μπορεί να γίνει έγκαιρη διάγνωση πλημμυρών, κατολισθήσεων, άλλα και άλλων φυσικών καταστροφών αποφεύγοντας έτσι τα χειρότερα τόσο σε ανθρώπινο κόστος όσο και σε υλικό.



**Εικόνα 24:** Παράδειγμα μεικτού δικτύου αισθητήρων και UAV για πρόληψη πλημμυρών και κατολισθήσεων

#### 1.4.2 Χρήση από σώματα ασφαλείας

Τα σώματα ασφαλείας μπορούν να υποβοηθηθούν αισθητά στο έργο τους με την χρήση drones. Ανάλογα με την περίπτωση μπορεί να γίνεται εναέρια παρακολούθηση στόχων σε αστικό ή μη περιβάλλον (π.χ. έλεγχος προσφυγικών ροών σε θαλάσσιο χώρο, παρακολούθηση ύποπτου οχήματος σε αστικό περιβάλλον, κ.λ.π.). Με την εξέλιξη της τεχνολογίας στην αναγνώριση προσώπου, μπορεί να γίνει πολύ ευκολότερη η ταυτοποίηση υπόπτων ακόμα και αν βρίσκονται μέσα σε ένα πλήθος ανθρώπων όπως φαίνεται και στις ακόλουθες εικόνες.



**Εικόνα 25:** Σενάριο ελέγχου πλήθους

Ήδη στη χώρα μας, ειδικά μετά την καταστροφική πυρκαγιά στο Μάτι, άρχισαν να χρησιμοποιούνται drone από την Πυροσβεστική Υπηρεσία για παρακολούθηση των μετώπων φωτιάς και υποβοήθησης του συντονισμού των επίγειων μονάδων. Έχουν επίσης ήδη παρουσιαστεί υλοποιήσεις με δυνατότητες κατάσβεσης πυρκαγιών σε ψηλά ή δύσβατα σημεία, κυρίως σε αστικό περιβάλλον.

### 1.4.3 Αγροτικός τομέας

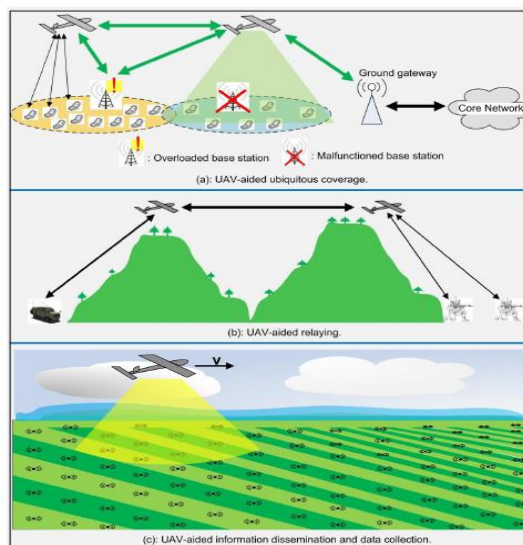
Η χρήση δικτύων αισθητήρων σε συνεργασία με τα μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα έχουν ήδη αρχίσει να χρησιμοποιούνται μεγιστοποιώντας την αποτελεσματικότητα των αγροτικών εργασιών και ταυτόχρονα το κέρδος του αγρότη. Δίκτυα αισθητήρων που μετρούν υγρασία, θερμοκρασία και άλλες παραμέτρους, μεταδίδουν τα συλλεχθέντα δεδομένα τους σε ένα drone που περιοδικά περιπολεί την περιοχή και κατόπιν αυτά συγκεντρώνονται και επεξεργάζονται από ένα κεντρικό server, ώστε να γνωρίζουμε ανά πάσα στιγμή την κατάσταση σε κάθε σημείο της καλλιεργούμενης έκτασης.



Εικόνα 26: Επιτήρηση καλλιεργειών

### 1.4.4 Κάλυψη δικτύου και τηλεπικοινωνιών

Σε περιπτώσεις που είναι δύσκολη ή ασύμφορη η δημιουργία τηλεπικοινωνιακών υποδομών, αυτό περιλαμβάνει και περιπτώσεις καταστροφών ή πολεμικών επιχειρήσεων, μπορεί αυτή να υποκατασταθεί εύκολα και γρήγορα από σμήνη μη επανδρωμένων ιπτάμενων οχημάτων που ο ρόλος τους είναι η αναμετάδοση της πληροφορίας από το ένα άκρο στο άλλο και η σύνδεση διακοπτόμενων υποδικτύων, όπως φαίνεται και στις ακόλουθες εικόνες.

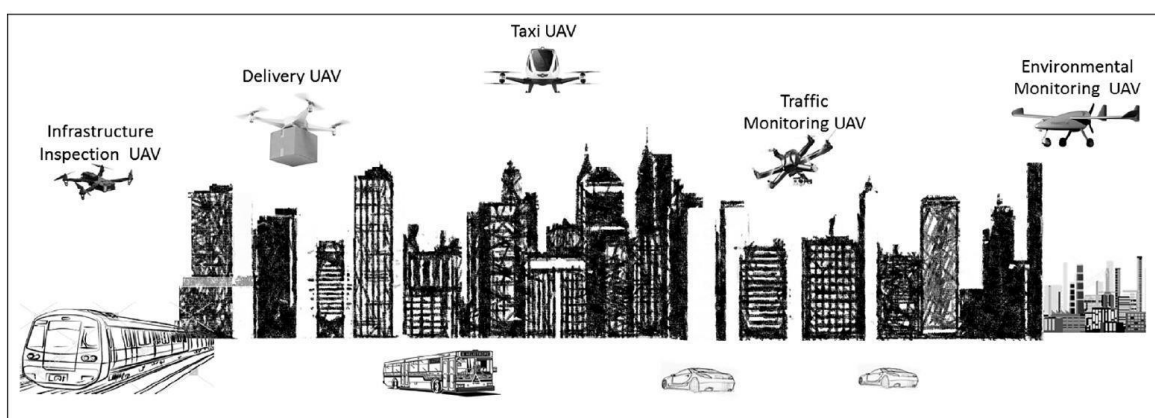


Εικόνα 27: Τρεις τυπικές περιπτώσεις υποβοηθούμενων από UAVs επικοινωνιών

### 1.4.5 Έξυπνες πόλεις

Το όραμα των έξυπνων πόλεων ακόμα απέχει από την πλήρη υλοποίησή του. Βασίζεται σε ένα συνδυασμό αποτελεσματικότητας και βελτιστοποίησης τεχνικών, τεχνολογικές καινοτομίες, ιστορικές και τεχνολογικές εξελίξεις, αλλά και λήψη και επεξεργασία δεδομένων σε πραγματικό χρόνο για την επίτευξη αυτών των στόχων.

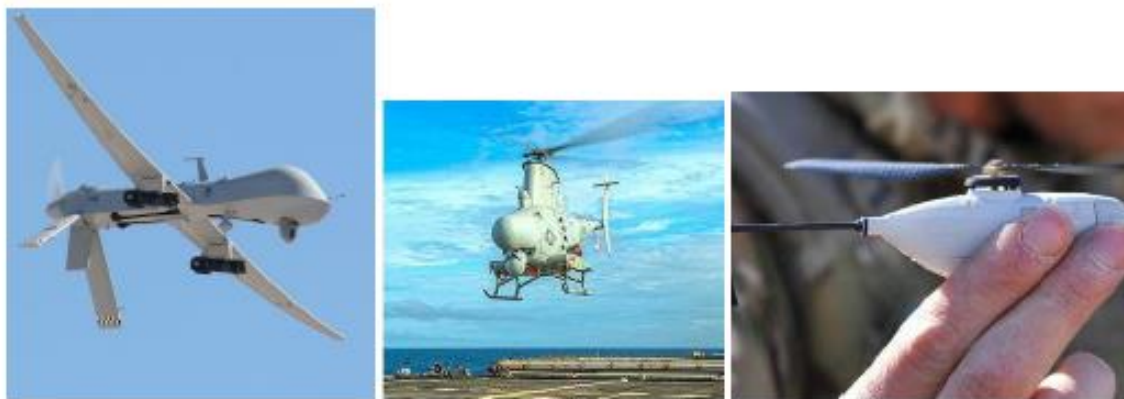
Τα UAVs μπορούν να παρέχουν μια μεγάλη ποικιλία εφαρμογών σε αστικό περιβάλλον, σε συνδυασμό με τεχνολογίες αισθητήρων (π.χ. RFID), ένα καλά δομημένο δίκτυο υποδομών, τεχνολογίες cloud και fog computing, IoT, ασύρματα δίκτυα αισθητήρων, κ.α. Αυτές οι εφαρμογές περιλαμβάνουν μεταφορές αντικειμένων και ατόμων, επιτήρηση δημοσίων χώρων, παρακολούθηση περιβαλλοντικών στοιχείων, έλεγχο και εξομάλυνση κυκλοφορίας, ακόμη και συλλογή δεδομένων για τη κατάσταση κάδων απορριμμάτων. Ενδεικτικά αυτές οι εφαρμογές παρουσιάζονται στις ακόλουθες φωτογραφίες.



Εικόνα 28: Εφαρμογές UAV σε μία έξυπνη πόλη

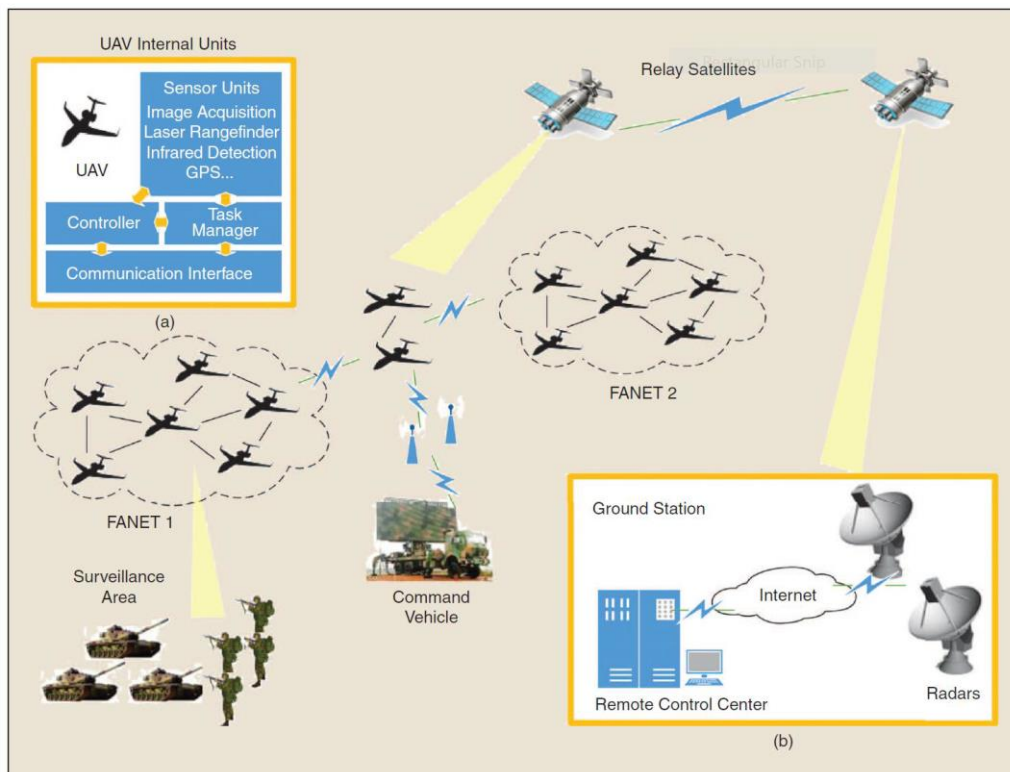
### 1.4.6 Στρατιωτικές εφαρμογές

Όπως συμβαίνει με τις περισσότερες τεχνολογίες έτσι και αυτή βρίσκει εφαρμογή και στον στρατιωτικό τομέα. Από απλή αναγνώριση εχθρικού εδάφους με μικρού γενικά μεγέθους drone μέχρι πολεμικές επιχειρήσεις με μεγάλα και οπλισμένα UAV όπως φαίνεται και στις ακόλουθες φωτογραφίες.



Εικόνα 29: UAV υψηλού, μεσαίου και χαμηλού υψομέτρου αντίστοιχα

Η χρήση μη επανδρωμένων οχημάτων μειώνει το κόστος και σαφώς τον κίνδυνο για απώλειες φίλιου προσωπικού. Επίσης όπως αναφέρθηκε και παραπάνω, UAVs μπορούν να χρησιμοποιηθούν ως αναμεταδότες για δεδομένα ή επικοινωνίες.



Εικόνα 30: Χρήσεις UAV στο σύγχρονο πεδίο μάχης

## 1.5 Τρόποι Απογείωσης και Ανάκτησης των UAV [28]

Στα επανδρωμένα αεροσκάφη, όπως είναι γνωστό, η απογείωση (ή αλλιώς *taxing*) 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 *drone*s, οι τρόποι που μπορούν να απογειωθούν και να ανακτηθούν ποικίλουν. 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.

### 1.5.1 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 και η απογείωση με καταπέλτη για τα βαρύτερα UAV. 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 [29].

Ο καταπέλτης μπορεί να είναι:

**α. 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.

**β. Πνευματικός:** χρησιμοποιεί έναν κομπρέσορα για 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 αμοκαταπέλτη.

**γ. Υδραυλικός:** 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.

**δ. Ηλεκτρομαγνητικός:** 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.

**ε. Με σκοινί (ηλεκτρικό ή μη):** χρησιμοποιεί την εναλλαγή της δυναμικής ενέργειας του σχοινιού 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 όπως 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 σχετικές 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 αναφέρθηκε, 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 31: Απογείωση UAV σταθερού εκπτετάσματος

### 1.5.2 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). Εκτός της συμβατικής προσγείωσης, οι πιο γνωστοί τρόποι ανάκτησης είναι [30]:

#### α. Skyhook (Insitu, 2009)

Το σύστημα αυτό, 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.



Εικόνα 32: Σύστημα "SkyHook"



### **β. Γραμμή Σύλληψης (Watts, 2007)**

Αυτό το σύστημα είναι παρόμοιος 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.

### **γ. 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 σημαντικά μικρότερο αυτού του ScanEagle και έχει λειτουργήσει με επιτυχία από τον Αυστραλιανό Στρατό στο Ιράκ.

### **δ. Δίχτυ (Blending Wing UAV, 2007)**

Ένα UAV σχεδιασμένο από τη NASA, χρησιμοποιεί ένα σύστημα ανάκτησης με δίκτυο για επίγειες ανακτήσεις. Το UAV είναι εξοπλισμένο με γάντζους κατάλληλους για δίκτυο στη μύτη του και στις άκρες των φτερών του, έτσι ώστε να εξασφαλίσει ότι το όχημα δεν θα σκίσει και δε θα διαπεράσει το δίκτυο κατά τη σύγκρουση. Ακόμα, διασφαλίζει ότι δεν θα υπάρξει ζημιά στις προπέλες όταν το UAV έρθει σε επαφή με το δίκτυο, παρέχοντας έτσι μια βιώσιμη σύλληψη του αεροσκάφους.



**Εικόνα 33: Ανάκτηση UAV με δίκτυο**

#### **ε. 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.

#### **στ. 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 στο 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.

#### **ζ. Ανάκτηση με προσθαλάσσωση**

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.

## 2. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΠΡΩΩΣΗΣ – ΗΛΕΚΤΡΙΚΕΣ ΜΗΧΑΝΕΣ [8]

Ένα σύστημα πρόωσης έχει ως στόχο τη μετατροπή ενέργειας σε μορφή κατάλληλη, ώστε να επιτρέπεται η κίνηση ενός μηχανισμού και κατ' επέκταση ενός οχήματος. Στην περίπτωση των αεροσκαφών, το σύστημα πρέπει να φροντίσει για την παραγωγή δυνάμεων ικανών να υπερνικήσουν την αντίσταση του αέρα και το βάρος τους. Τα επι μέρους στοιχεία ενός τέτοιου συστήματος αποτελούν μία πηγή παραγωγής κάποιας μορφής ενέργειας, ένα μέσο μετατροπής της ενέργειας αυτής σε μηχανικό έργο και ένα μηχανισμό υπεύθυνο για την αξιοποίηση του έργου αυτού προς παραγωγή δυνάμεων πρόωσης και άντωσης. Απαραίτητη είναι επίσης η παρουσία ενός συστήματος ελέγχου, το οποίο φροντίζει για τη διαχείριση της παραγόμενης ισχύος. Τα συστήματα αυτά διακρίνονται σε δύο βασικές κατηγορίες: Τα ηλεκτρικά συστήματα πρόωσης και τα συστήματα πρόωσης καυσίμου.

### 2.1 Συστήματα πρόωσης καυσίμου

Η πλειοψηφία των οχημάτων σήμερα, βασίζεται σε συστήματα αυτής της κατηγορίας. Εδώ η χημική ενέργεια ενός καυσίμου, μέσω της ανάφλεξης μετατρέπεται σε αξιοποιήσιμη μορφή από κάποιο μηχανισμό κίνησης. Το καύσιμο είναι συνήθως βενζίνη ή ντίζελ, προϊόντα που προέρχονται από την επεξεργασία πετρελαίου. Η καύση τους παράγει CO<sub>2</sub> και άλλα παραπροϊόντα που εμπίπτουν στην κατηγορία των αερίων του θερμοκηπίου.

Όσον αφορά τα αεροχήματα και πιο συγκεκριμένα τα αεροσκάφη, κατά κύριο λόγο συναντούμε Μηχανές Εσωτερικής Καύσης (ΜΕΚ). Μία ΜΕΚ ορίζεται ως μία θερμική μηχανή στο εσωτερικό της οποίας η ανάφλεξη ενός καυσίμου αντιδρά, σε πρώτο στάδιο, με το οξυγόνο που περιέχεται στο θάλαμο καύσης. Δημιουργούνται έτσι θερμά αέρια, η εκτόνωση των οποίων ασκεί την απαραίτητη δύναμη στα κινητά μέρη της μηχανής (συνήθως έμβολα ή πτερύγια). Οι ΜΕΚ διακρίνονται σε δύο βασικές κατηγορίες, ανάλογα τον τρόπο μετατροπής της θερμικής ενέργειας σε μηχανικό έργο.

Στην **πρώτη κατηγορία** έχουμε τις **έμβολοφόρες μηχανές**, που διακρίνονται ανάλογα με τα χρονικά στάδια λειτουργίας τους σε δίχρονες, τετράχρονες και εξάχρονες. Λαμβάνοντας ως παράδειγμα έναν τετράχρονο κινητήρα εσωτερικής καύσης, συναντάμε τέσσερις φάσεις λειτουργίας (Εικόνα 34) [28]:

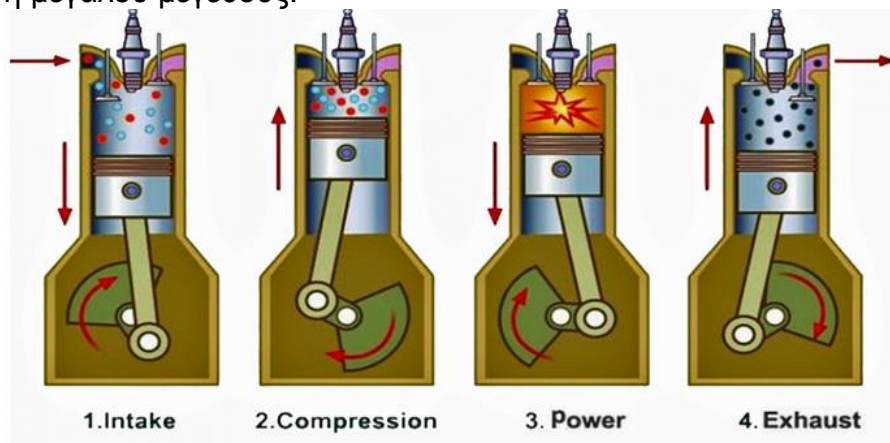
**α. An intake stroke**: Το εισαγωγικό στάδιο που εισάγει νέο μείγμα στον κύλινδρο. Για να αυξηθεί η μάζα που εισάγεται, η βαλβίδα που είναι υπεύθυνη για την εισαγωγή ανοίγει αμέσως πριν ξεκινήσει το στάδιο και κλείνει αμέσως μετά.

**β. 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.

**γ. 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.

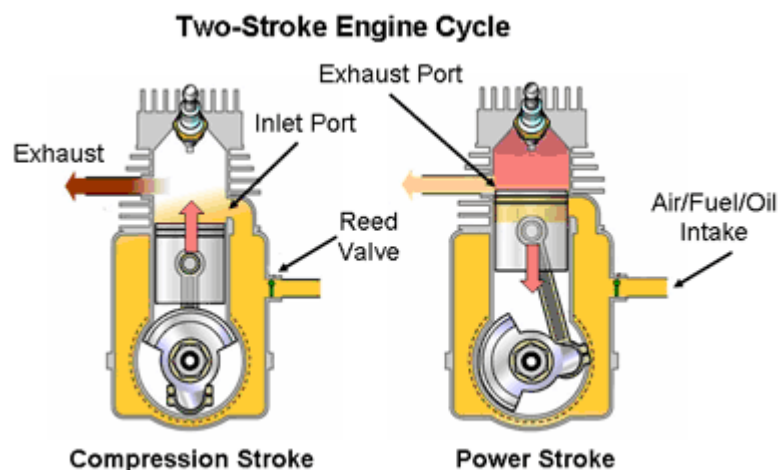
**δ. An exhaust stroke:** Τέλος, έχουμε το στάδιο εξόδου κατά το οποίο τα εναπομείναντα καυσαέρια στο προηγούμενο στάδιο εξέρχονται από τον κύλινδρο, αρχικά επειδή η πίεση του κυλίνδρου μπορεί να είναι σημαντικά υψηλότερη από την πίεση στην έξοδο των καυσαερίων και ύστερα καθώς σαρώνονται από το έμβολο. Όπως το έμβολο κινείται προς τη συγκεκριμένη θέση ανοίγει η βαλβίδα εισαγωγής, ενώ αμέσως μετά η βαλβίδα εξόδου κλείνει και ο κύκλος ξεκινάει ξανά.

Ο θερμοδυναμικός κύκλος που περιγράφει την παραπάνω διαδικασία είναι γνωστός ως κύκλος Otto λόγω του εφευρέτη του, Nikolaus August Otto (1832-1891), που κατασκεύασε την πρώτη μηχανή που λειτούργησε υπό αυτές τις αρχές το 1876. Οι εμβολοφόρες μηχανές χρησιμοποιούνται σε μη επανδρωμένα αεροσκάφη μεγάλου μεγέθους.



Εικόνα 34: Τέσσερα στάδια εμβολοφόρας MEK

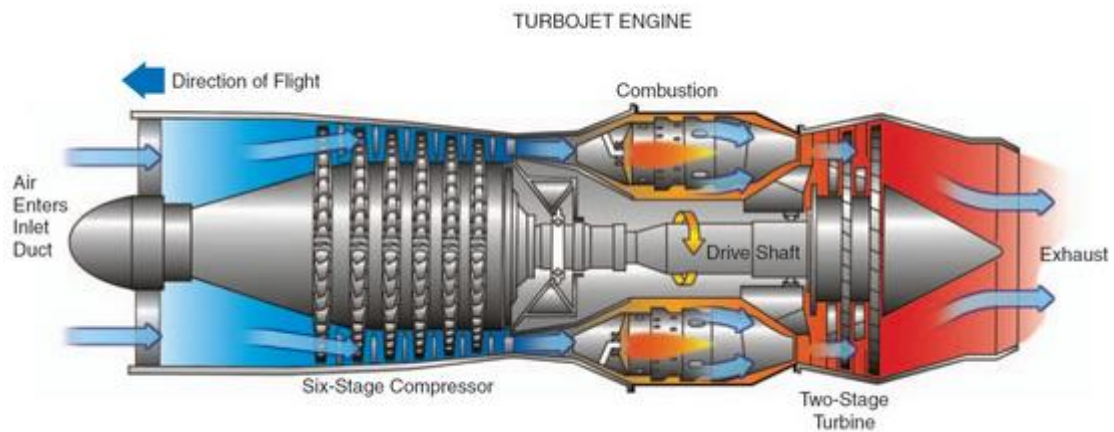
Για να αποκτήσουμε μεγαλύτερη ισχύ εξόδου για δεδομένο μέγεθος μηχανής και ένα απλούστερο σχέδιο βαλβίδας, αναπτύχθηκε η two-stroke μηχανή. Τα δύο στάδια λειτουργίας είναι: το στάδιο συμπίεσης και το στάδιο ισχύος.



Εικόνα 35: Δύο στάδια εμβολοφόρας MEK

Στη **δεύτερη κατηγορία** τοποθετούνται οι λεγόμενες **περιστροφικές μηχανές ή στρόβιλοι**. Κοινώς γνωστές ως τουρμπίνες αερίου, η αρχή λειτουργίας τους είναι ίδια με αυτή ενός ατμοηλεκτρικού σταθμού παραγωγής, με χρήση ατμοσφαιρικού αέρα αντί για νερό. Με τη βοήθεια ενός συμπιεστή, αυξάνεται αρχικά η πίεση του εισερχόμενου αέρα, ενώ στη συνέχεια πραγματοποιείται η ανάμιξη αυτού με κάποιο καύσιμο. Ακολουθεί η ανάφλεξη (combustion) του μίγματος, κατά την οποία

δημιουργείται ροή αερίων υψηλής θερμοκρασίας. Τα αέρια αυτά εισέρχονται στην τουρμπίνα, όπου η εκτόνωσή τους έως την πίεση εξάτμισης παράγει μηχανικό έργο στον άξονα του στροβίλου. Το παραγόμενο έργο αξιοποιείται επίσης προς κίνηση του συμπιεστή αλλά και άλλων μηχανισμών. Η ενέργεια που δε χρησιμοποιείται αποβάλλεται υπό τη μορφή καυσαερίων υψηλής θερμοκρασίας και ταχύτητας. Αναλόγως την εφαρμογή του στροβίλου, καθορίζεται ο βαθμός αξιοποίησης της ενέργειας αυτής, ώστε να μεγιστοποιείται η απόδοση του συστήματος. Από θερμοδυναμικής σκοπιάς, η διαδικασία περιγράφεται από τον κύκλο Brayton (George Brayton/1830-1892) [31]. Στην κατηγορία αυτή υπάγονται πολλές από τις γνωστότερες τεχνολογίες προώθησης αεροσκαφών, όπως οι κινητήρες turboprop και οι Jet κινητήρες.



**Εικόνα 36: Τουρμπίνα αερίου**

Το μεγάλο μειονέκτημα των μηχανών εσωτερικής καύσης, παρά τη μεγάλη ισχύ που παρέχουν, είναι ο συνολικός **βαθμός απόδοσης** τις χαρακτηρίζει, ο οποίος **δεν ξεπερνά το 35%**. Εκτός αυτού, η λειτουργία τους συνεπάγεται άμεσα την εκπομπή αερίων βλαβερών προς το περιβάλλον. Οι παράγοντες αυτοί, σε συνδυασμό με τη ραγδαία αύξηση του κόστους καυσίμου, οδήγησαν τους κατασκευαστές στην αναζήτηση εναλλακτικών τεχνολογιών πρόωσης οχημάτων [32]. Ιδιαίτερα, όσον αφορά τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη μικρού αλλά και μεσαίου μεγέθους, εξετάστηκε εξαρχής η δυνατότητα ενσωμάτωσης τεχνολογιών ηλεκτρικής πρόωσης, με στόχο μία πιο οικονομική και φιλική προς το περιβάλλον πτήση.

## 2.2 Ηλεκτρικά συστήματα πρόωσης

### 2.2.1 Γενικά στοιχεία

Ένα ηλεκτρικό σύστημα πρόωσης αποτελείται από τα κάτωθι βασικά στοιχεία. Αρχικά, μία πηγή ρεύματος ή τάσης φροντίζει για την παραγωγή ηλεκτρικής ισχύος. Το ρόλο αυτό αναλαμβάνουν συνήθως μπαταρίες, υπερπυκνωτές, φωτοβολταϊκά πάνελ, κυψέλες καυσίμου ή κάποιας άλλης μορφής ΑΠΕ, όπως οι ανεμογεννήτριες. Συνήθως η τάση και το ρεύμα που παράγονται από την πηγή χρειάζονται κάποια προσαρμογή, για τη μεταφορά τους μέσω ενός κεντρικού ζυγού κατάλληλων προδιαγραφών, προς τροφοδοσία του φορτίου. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιούνται διαφόρων ειδών μετατροπείς. Τέτοιοι μπορεί να είναι:

μετατροπείς συνεχούς/συνεχούς, ανορθωτές ή αντιστροφείς. Επιπλέον περιλαμβάνονται οι απαραίτητες καλωδιώσεις, οι οποίες καταλήγουν στον πίνακα ελέγχου του συστήματος. Ένας κεντρικός ελεγκτής (κύκλωμα βασισμένο σε έναν μικροεπεξεργαστή) συνδέεται επίσης στον πίνακα και αναλαμβάνει την εποπτεία του συνολικού συστήματος, δηλαδή παρακολουθεί τα διάφορα μεγέθη, που λαμβάνονται από αισθητήρες (συνθήκες πίεσης, θερμοκρασίας κλπ) και φροντίζει για τη διατήρησή τους εντός των επιτρεπόμενων ορίων. Μέσω αυτού είναι δυνατή η αποστολή εντολών στο σύστημα (αύξηση του επιπέδου παραγωγής των πηγών, ή μεταβολή της συνεισφοράς αυτών στο συνολικό φορτίο κλπ). Τέλος, η παραγόμενη ισχύς καταλήγει σε κάποιου τύπου ηλεκτρικό κινητήρα, ο οποίος φροντίζει για την κίνηση του μηχανισμού πρόωσης. Φυσικά υπάρχει επικοινωνία μεταξύ του κεντρικού ελεγκτή και του ελεγκτή που περιλαμβάνεται στο σύστημα ρύθμισης στροφών του κινητήρα.

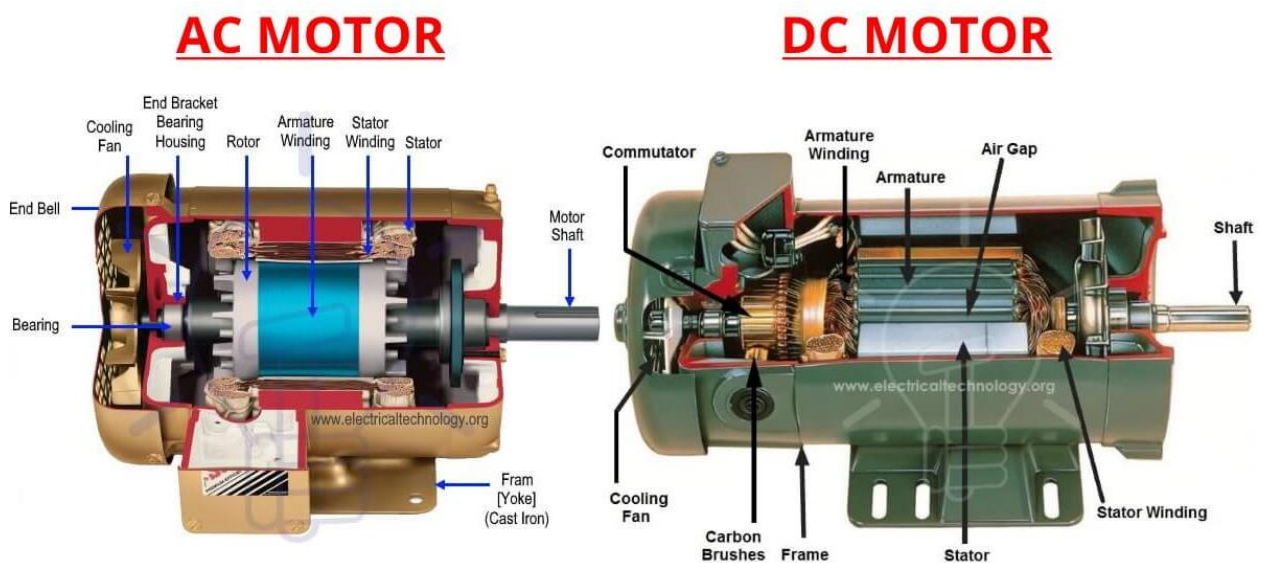
### 2.2.2 Ηλεκτρικοί κινητήρες

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 [33].

Η βασική αρχή λειτουργίας των ηλεκτρικών κινητήρων είναι η εξής: όταν ένας αγωγός διαρρέεται από ηλεκτρικό ρεύμα, ενώ βρίσκεται μέσα σε μαγνητικό πεδίο, αναπτύσσεται σε αυτόν δύναμη που τείνει να τον κινήσει προς ορισμένη κατεύθυνση. Χωρίζονται σε δύο βασικές κατηγορίες: τους κινητήρες εναλλασσόμενου ρεύματος (AC) και τους κινητήρες συνεχούς ρεύματος (DC).

Οι **κινητήρες εναλλασσόμενου ρεύματος** αποτελούνται από δύο βασικά στοιχεία: ένα σταθερό κοίλο κύλινδρο (στάτη) και ένα στρεφόμενο κύλινδρο (δρομέα) τοποθετημένο στο εσωτερικό του στάτη. Οι δύο κύλινδροι διαχωρίζονται μεταξύ τους από ένα μικρό διάκενο αέρα. Η ηλεκτρική ενέργεια τροφοδοσίας ενός κινητήρα τέτοιου τύπου παρέχεται στο κύριο τύλιγμα της μηχανής (τύλιγμα τυμπάνου), το οποίο μπορεί να βρίσκεται είτε στο στάτη είτε στο δρομέα. Το μαγνητικό κύκλωμα συμπληρώνεται μέσα από το σιδηρομαγνητικό υλικό του άλλου βασικού στοιχείου. Εκεί τοποθετείται το τύλιγμα διέγερσης ή πεδίου. Τα τυλίγματα τυμπάνου και διέγερσης αποτελούνται από σύρματα χαλκού μονωμένα με βερνίκι. Όσον αφορά το υλικό κατασκευής του στάτη και του δρομέα προτιμάται η χρήση κάποιου σιδηρομαγνητικού υλικού, ώστε να καθίσταται επαρκώς μικρή η μαγνητική αντίσταση των δρόμων της μαγνητικής ροής. Κλείνοντας με το φυσικό κομμάτι, το εσωτερικό του στάτη κατασκευάζεται σε μορφή μονωμένων μεταξύ τους ελασμάτων, προς ελάττωση των απωλειών δινορευμάτων [34]. Καθώς τροφοδοτούμε το τύλιγμα του στάτη με εναλλασσόμενο ρεύμα, παρατηρείται μεταβολή του μαγνητικού πεδίου στο εσωτερικό του, όπου και οφείλεται η άσκηση ηλεκτρομαγνητικών δυνάμεων στο τύλιγμα του δρομέα, οι οποίες οδηγούν στην περιστροφική κίνηση αυτού. Αν η μέση ταχύτητα περιστροφής είναι ευθέως ανάλογη της συχνότητας της εφαρμοζόμενης εναλλασσόμενης τάσης ο κινητήρας χαρακτηρίζεται ως σύγχρονος, ενώ στην αντίθετη περίπτωση ως ασύγχρονος.

Στους **κινητήρες συνεχούς ρεύματος**, ο στάτης αποτελείται από το ζύγωμα, δηλαδή το εξωτερικό προστατευτικό τμήμα της μηχανής και τους μαγνητικούς πόλους, οι οποίοι στερεώνονται στο ζύγωμα και κατασκευάζονται από ελατό σίδηρο ή χάλυβα. Το υλικό κατασκευής τους εξαρτάται από το αν έχουμε κινητήρα με τυλίγματα στους πόλους, ή μόνιμων μαγνητών. Βασική διαφορά με τους κινητήρες εναλλασσόμενου ρεύματος, είναι η παρουσία του συλλέκτη και των ψυκτρών. Αναφορικά με το συλλέκτη, πρόκειται περί μίας κυλινδρική διάταξης μονωμένων μεταλλικών επιφανειών, η οποία τοποθετείται στον άξονα της μηχανής, ενώ από τις δύο επιφάνειες αυτού, ξεκινούν τα δύο άκρα του τυλίγματος του δρομέα. Βρίσκεται σε επαφή με τις ψύκτρες, που φροντίζουν ώστε ο δρομέας να τροφοδοτείται με ρεύμα κατάλληλης πολικότητας από την πηγή. Πιο συγκεκριμένα, ο ρόλος του συστήματος συλλέκτη-ψυκτρών είναι η περιοδική αντιστροφή του ρεύματος τροφοδοσίας. Το ρεύμα αυτό μεταφέρεται στο τύλιγμα του δρομέα και ακολουθείται η ίδια διαδικασία με αυτή των κινητήρων εναλλασσόμενου ρεύματος.



**Εικόνα 37: Κινητήρας εναλλασσόμενου ρεύματος (αριστερά) και συνεχούς ρεύματος (δεξιά)**

Οι AC κινητήρες έχουν ανέλθει δυναμικά στο προσκήνιο τις τελευταίες δεκαετίες, παρά την ευρεία αποδοχή των κινητήρων συνεχούς ρεύματος κατά τα πρώτα χρόνια κυκλοφορίας τους στην αγορά. Το γεγονός αυτό οφείλεται αφενός στα θέματα που ανακύπτουν σχετικά με τις διαδικασίες συντήρησης των DC κινητήρων (κυρίως λόγω της παρουσίας ψυκτρών), αφετέρου δε στην αξιόπιστη λειτουργία, την υψηλή πυκνότητα ισχύος που παρέχουν και τον υψηλό βαθμό απόδοσης που χαρακτηρίζει τους AC κινητήρες [33]. Έτσι, με την ανάπτυξη στην τεχνολογία των κινητήρων εναλλασσόμενου ρεύματος, οι DC κινητήρες έχουν περιοριστεί κατά τα τελευταία χρόνια σε εφαρμογές μικρής κλίμακας.

Οι κινητήρες **μόνιμων μαγνητών - brushless DC** έχουν αναπτυχθεί τα τελευταία χρόνια και βρίσκουν ευρεία αποδοχή σε πλήθος εφαρμογών. Πρόκειται ουσιαστικά περί κινητήρων συνεχούς ρεύματος μόνιμων μαγνητών. Το σύστημα ελέγχου αυτού του τύπου κινητήρα αποτελείται από ένα μικροεπεξεργαστή, με την ενσωμάτωση ενός αντιστροφέα, ο οποίος καθιστά περιττή την παρουσία ψυκτρών και συλλέκτη με αποτέλεσμα να αυξάνεται ο χρόνος λειτουργίας/διάρκεια ζωής της μηχανής. Χαρακτηρίζονται από **πολύ υψηλό βαθμό απόδοσης, που κυμαίνεται από 85%~95%**. Τα στοιχεία αυτά σε συνδυασμό με τον υψηλό λόγο ισχύος-βάρους,

καθιστούν τους brushless DC κινητήρες τη δημοφιλέστερη επιλογή σε αεροχήματα (Εικόνα 38).



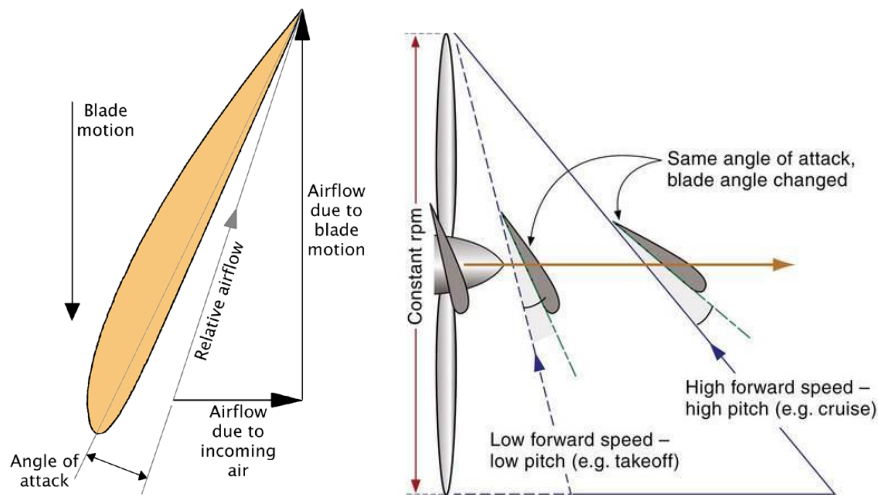
Εικόνα 38: Κινητήρας brushless DC

Σε εφαρμογές αυτού του τύπου, ανεξαρτήτως την τεχνολογίας του κινητήρα που επιλέγεται, ο άξονάς του συνδέεται στη συνέχεια με τον εναλλάκτη του συστήματος δημιουργώντας έτσι μία ανεξέλεγκτη ισχύ, η οποία περνάει από ένα ρυθμιστή ανορθωτή και τροφοδοτεί το μηχανισμό προώθησης του αεροσκάφους. Ο μηχανισμός περιλαμβάνει συνήθως έλικες ή προπέλες, δηλαδή δύο ή περισσότερα πτερυγία συνδεδεμένα σε έναν κοινό κόμβο περιστροφής. Η διατομή των πτερυγίων ομοιάζει σχηματικά προς αυτή των φτερών, με τις δύο πλευρές τους να είναι καμπυλωτές, ενώ το πλάτος τους παρατηρείται μεγαλύτερο προς το κέντρο από ότι στα άκρα. Με την περιστροφική κίνηση των πτερυγίων, δημιουργείται διαφορά πίεσης μεταξύ των ρευμάτων αέρα στο εμπρόσθιο και το πίσω μέρος του έλικα. Στην άνω πλευρά του πτερυγίου δημιουργείται θετική πίεση, που έχει ως αποτέλεσμα το «τράβηγμα» του αέρα, ενώ στην κάτω πλευρά του πτερυγίου έχουμε τη δημιουργία αρνητικής πίεσης, ή αλλιώς «σπρώξιμο» του αέρα προς τα πίσω. Το φαινόμενο αυτό συμβαίνει ταυτοχρόνως σε όλα τα πτερυγία, ενώ η ροή του αέρα αυξάνεται με την αύξηση της ταχύτητας περιστροφής. Έτσι επιτυγχάνεται η κίνηση του αεροσκάφους.

Τόσο η **γωνία προσβολής (Angle Of Attack)** όσο και η **γωνία κλίσης** των πτερυγίων (**Pitch**) παίζουν σημαντικό ρόλο στην απόδοση του συστήματος. Ως γωνία προσβολής ορίζεται η γωνία μεταξύ της γραμμής αναφοράς ενός σώματος (π.χ. τη χορδή μίας αεροτομής) και του διανύσματος που αντιπροσωπεύει τη σχετική κίνηση μεταξύ του σώματος αυτού και του ρευστού/αερίου μέσα στο οποίο κινείται. Με αύξηση της γωνίας προσβολής αυξάνονται οι τιμές των δυνάμεων άντωσης και οπισθέλκουσας έως την κρίσιμη τιμή της γωνίας, οπότε και επέρχεται απώλεια στήριξης του αεροσκάφους. Διατηρώντας την προπέλα στην κατάλληλη γωνία προσβολής, εξασφαλίζεται η μέγιστη ώση του αεροσκάφους για την ελάχιστη κατανάλωση ενέργειας. Η γωνία αυτή ρυθμίζεται μέσω της ταχύτητας περιστροφής του κινητήρα. Όσον αφορά τη γωνία κλίσης των πτερυγίων, μία προπέλα εκπίπτει σε μία εκ των κάτωθι κατηγοριών. Στις προπέλες σταθερής κλίσης (*fixed-pitch*), τα πτερυγία είναι μονίμως συνδεδεμένα στον κόμβο σύνδεσης (*hub*), και η γωνία τους δεν μπορεί να μεταβληθεί. Αντιθέτως, στις προπέλες ελεγχόμενης κλίσης (*controllable pitch*) είναι δυνατή η κίνηση των πτερυγίων περί τον κατακόρυφο άξονα, κατά τη διάρκεια της πτήσης και έτσι η μεταβολή της γωνίας κλίσεως. Αυτό επιτυγχάνεται με τη βοήθεια μηχανικών και υδραυλικών διατάξεων και οδηγεί σε

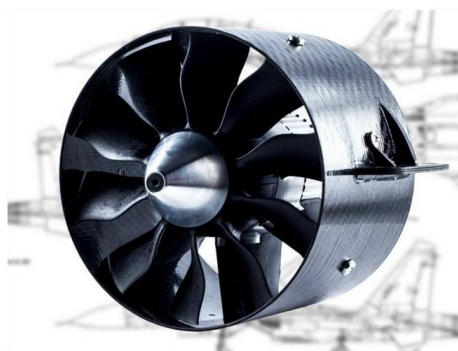


αύξηση του βαθμού απόδοσης του συνολικού συστήματος. Τέλος διατίθενται και προπέλλες ρυθμιζόμενες στο έδαφος, όπου η γωνία κλίσης μπορεί να αλλάξει υπό την προϋπόθεση ότι το αεροσκάφος είναι προσεδαισμένο.



**Εικόνα 39: Γωνία προσβολής και γωνία κλίσεως πτερυγίων**

Ένας ακόμη προωθητικός μηχανισμός, που συναντάμε κυρίως σε ηλεκτροκίνητα UAV μικρού μεγέθους, είναι αυτός των ducted fans (Εικόνα 40). Κάθε μονάδα του μηχανισμού αυτού αποτελείται από έναν έλικα, στο εσωτερικό ενός άδειου σωλήνα, όπως αναφέρθηκε πρωτίτερα. Με κατάλληλη τοποθέτηση αυτών στο αερόχημα παρέχεται η δυνατότητα καθέτου προσγείωσης και απογείωσης αυτού. Συγκριτικά με τη χρήση μίας συμβατικής προπέλλας, η τεχνολογία αυτή είναι περισσότερο αποδοτική και λιγότερο θορυβώδης. Βέβαια πρόκειται περί μίας πιο περίπλοκης κατασκευής, που αυξάνει επιπλέον το κόστος και το βάρος του οχήματος. Η τεχνολογία των ducted fans χρησιμοποιείται και σε αεροσκάφη μεγαλύτερου μεγέθους, όπου τοποθετείται επιπλέον μία άτρακτος στο κέντρο του σωλήνα και ένας μηχανισμός σταθεροποίησης της ροής του αέρα.



**Εικόνα 40: Μηχανισμός ducted fan**

### 2.2.3 Υβριδικά συστήματα ηλεκτρικής ισχύος

Παρά τα πλεονεκτήματα που παρουσιάζει η χρήση ανανεώσιμων πηγών ενέργειας, απαραίτητη προϋπόθεση για τη διασύνδεσή τους σε ένα δίκτυο ηλεκτρικής ισχύος είναι η παρουσία κάποιου τύπου ηλεκτρικού συσσωρευτή. Το γεγονός αυτό καθίσταται αναγκαίο λόγω της στοχαστικής συμπεριφοράς των ΑΠΕ, γεγονός που προκύπτει από την άμεση συσχέτιση μεταξύ της παραγόμενης ισχύος και των καιρικών συνθηκών. Έτσι έχουμε τη δημιουργία ενός υβριδικού συστήματος ηλεκτρικής ισχύος.

Τα συστήματα αυτά περιλαμβάνουν τη χρήση δύο ή περισσότερων πηγών παραγωγής ενέργειας, ενώ παράλληλα ρυθμίζουν την ομαλή λειτουργία αυτών προς ικανοποίηση των απαιτήσεων φορτίου. Ένας άλλος ορισμός αναφέρει πως ένα σύστημα ισχύος, με χρήση ΑΠΕ, χαρακτηρίζεται ως υβριδικό εφόσον περιλαμβάνει τη χρήση μίας ανανεώσιμης πηγής ενέργειας και μίας συμβατικής πηγής, ή περισσότερων ανανεώσιμων, ή καμίας συμβατικής ενεργειακής πηγής [35]. Τα συστήματα αυτά κατατάσσονται σε πολλές κατηγορίες με βάση κάποια χαρακτηριστικά τους, όπως είναι ο αριθμός των πηγών που χρησιμοποιούνται, η μέγιστη τιμή της παραγόμενης ισχύος ή η δυνατότητα τους να αποθηκεύουν μέρος της περισσευούμενης ενέργειας υπό οποιαδήποτε μορφή. Η σημαντικότερη διάκριση γίνεται με βάση τον τρόπο διασύνδεσης των πηγών στο σύστημα. Έτσι διακρίνουμε τη σειριακή και την παράλληλη σύνδεση.

Κατά τη **σειριακή σύνδεση** μία κύρια πηγή παραγωγής ενέργειας, τροφοδοτεί μία συστοιχία μπαταριών. Οι ενεργειακές απαιτήσεις καλύπτονται αποκλειστικά από τις μπαταρίες, ενώ όταν η στάθμη φόρτισής τους πέσει κάτω από μία συγκεκριμένη τιμή, η κύρια πηγή ενεργοποιείται προς φόρτιση αυτών. Η κατασκευαστική υλοποίηση είναι απλή, όμως λόγω της χαμηλής αποδοτικότητας και του αυξημένου βάρους, η σύνδεση αυτή απορρίπτεται για εφαρμογές αεροπλοΐας.

Στην **παράλληλη σύνδεση**, υπάρχει επικοινωνία μεταξύ των πηγών τροφοδοσίας ενώ παρέχεται ξανά η δυνατότητα φόρτισης των μπαταριών από την κύρια πηγή τροφοδοσίας. Φυσικά κρίνεται αναγκαία η ύπαρξη ενός συστήματος αυτομάτου ελέγχου προς συντονισμό της «συμπεριφοράς» των επι μέρους στοιχείων. Έτσι καταλήγουμε σε μπαταρίες μικρότερου μεγέθους, καθώς παρέχεται η δυνατότητα εκφόρτισης και επαναφόρτισης αυτών, καθ' όλη τη διάρκεια λειτουργίας του συστήματος.

### 3. ΗΛΕΚΤΡΙΚΟΙ ΣΥΣΣΩΡΕΥΤΕΣ

#### 3.1 Γενικά [36]

Η μπαταρία είναι μία συσκευή η οποία μετατρέπει τη χημική ενέργεια σε ηλεκτρική και αντίστροφα. Αποτελείται από ηλεκτροχημικά κύτταρα και έχει εξωτερικές συνδέσεις που της επιτρέπουν να συνδεθεί με ηλεκτρικές συσκευές για να τους παρέχει ηλεκτρική τροφοδοσία.



Εικόνα 41: Διάφοροι τύποι μπαταριών

Ο όρος μπαταρία αποδίδεται στον Benjamin Franklin ο οποίος τον χρησιμοποίησε για να περιγράψει μία εφεύρεση του που αποθήκευε υψηλής τάσης ηλεκτρικό φορτίο. Η καταβολή της λέξης εντοπίζεται στον στρατό όπου αναφερόταν σε όπλα που λειτουργούν μαζί, όπως ακριβώς και τα κύτταρα της μπαταρίας. Η πρώτη ηλεκτροχημική μπαταρία ανήκει στον Alessandro Volta, έναν Ιταλό φυσικό το 1800. Ο Volta στοιβάζοντας πλάκες χαλκού και ψευδαργύρου διαχωρισμένες από φύλλα χαρτιού νοτισμένα με αλατόνερο, κατάφερε να παράγει σταθερό ρεύμα για σημαντικό χρονικό διάστημα. Φυσικά, για να φτάσουμε σε σημείο οι μπαταρίες να είναι αξιόπιστη πηγή ενέργειας πρέπει να ανατρέξουμε στον 19ο αιώνα.

Οι μπαταρίες μπορούν να χρησιμοποιηθούν μεμονωμένα ή σε ομάδες ανάλογα με την ανάγκη του φορτίου. Ποικίλλουν σε μορφή και μεγέθη, από μικροσκοπικές μονάδες που τροφοδοτούν ρολόγια μέχρι μπαταρίες σε μέγεθος δωματίου που παρέχουν ενέργεια σε μεγάλα data centers. Παρ' ότι οι μπαταρίες έχουν πολύ μικρότερη ενεργειακή πυκνότητα από τα υγρά καύσιμα, η φορητότητα, η ευκολία και η αξιοπιστία είναι χαρακτηριστικά που τις κάνουν απαραίτητες σε πλήθος εφαρμογών.

#### 3.2 Αρχή λειτουργίας [8], [36]

Μια μπαταρία μπορεί να αποτελείται από ένα ή περισσότερα **ηλεκτροχημικά στοιχεία** (κύτταρα) συνδεδεμένα σε σειρά ή παράλληλα, με τον πλήθος τους να είναι ανάλογο με την τάση λειτουργίας που ζητάμε. Τα κύτταρα αυτά, περικλείονται σε μία αεροστεγή κατασκευή που προσφέρει στήριξη και διατηρεί τη δομή του ηλεκτρολύτη. Το δοχείο αυτό συνίσταται από μονωτικό υλικό (π.χ. εβονίτη, πλαστικό, γυαλί) το οποίο περικλείει τον ηλεκτρολύτη μέσα στον οποίο είναι βυθισμένα τα ηλεκτρόνια. Καθένα από αυτά τα στοιχεία συνιστά μία συσκευή παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας. Αποτελείται από τρία συστατικά μέρη:

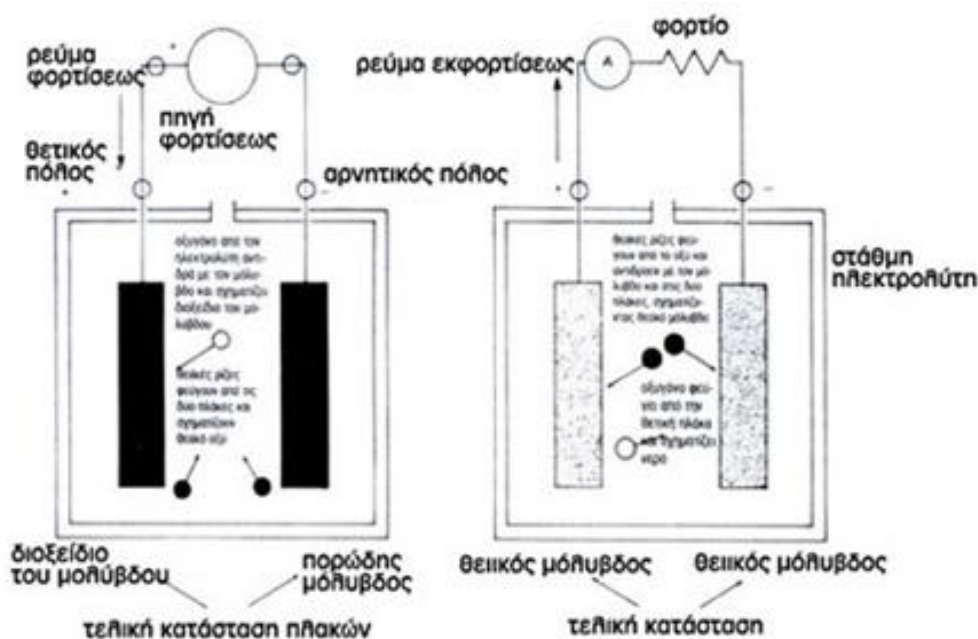
α. Το **αρνητικό ηλεκτρόδιο** ή **άνοδο**, το οποίο παραχωρεί ηλεκτρόνια στο εξωτερικό κύκλωμα και οξειδώνεται κατά τη διάρκεια της ηλεκτροχημικής διαδικασίας.

β. Το **θετικό ηλεκτρόδιο** ή **κάθοδο**, το οποίο δέχεται ηλεκτρόνια από το εξωτερικό κύκλωμα κατά τη διάρκεια της ηλεκτροχημικής διαδικασίας.

γ. Τον **ηλεκτρολύτη**, ο οποίος έχει διπλό ρόλο: Αφενός λειτουργεί ως μονωτής, όσον αφορά την κίνηση των ηλεκτρονίων μεταξύ των ηλεκτροδίων, ώστε να μην έχουμε φαινόμενα βραχυκυκλώσεως κατά τη κατάσταση ηρεμίας της μπαταρίας. Αφετέρου διευκολύνει τη ροή των θετικά φορτισμένων ιόντων, κατά τη λειτουργία υπό φορτίο, ώστε να μεταφέρονται μέσω αυτού από την άνοδο στην κάθοδο και όχι μέσω του συνδεόμενου φορτίου.

Τα υλικά των ηλεκτροδίων και του ηλεκτρολύτη επιλέγονται έτσι ώστε η ηλεκτρομαγνητική δύναμη και το επαγόμενο ρεύμα που αναπτύσσεται μεταξύ των ακροδεκτών της μπαταρίας να είναι επαρκή ώστε να οδηγήσουν το φορτίο. Μίας και το πλήθος των ιόντων της ανόδου είναι πεπερασμένο, μια μπαταρία συγκεκριμένου μεγέθους μπορεί να παρέχει μέχρι ένα συγκεκριμένο ποσό ενέργειας στο φορτίο και στη συνέχεια εξαντλείται.

Η κίνηση των ιόντων οφείλεται στην αντίθετη πολικότητα των ηλεκτροδίων αλλά και στην φύση των υλικών τους. Για την άνοδο επιλέγεται ένα μέταλλο που οξειδώνεται εύκολα (χάνει ηλεκτρόνια) όπως ψευδάργυρος (Zn), κάδμιο (Cd), μόλυβδος (Pb) και λίθιο (Li). Αντίστοιχα για την κάθοδο διαλέγουμε ένα οξείδιο μετάλλου όπως μαγνησίου (MnO<sub>2</sub>), νικελίου (NiOH) ή μολύβδου (PbO<sub>2</sub>) που γρήγορα μεταβαίνει σε μη-οξειδωμένη κατάσταση όταν δέχεται τα ηλεκτρόνια της ανόδου. Η επιλογή των στοιχείων καθορίζει και τις χημικές αντιδράσεις, και γίνεται με βάση τα ζητούμενα χαρακτηριστικά εξόδου, το βάρος, το κόστος κ.α. Μέσα από την εξωτερική σύνδεση της μπαταρίας, τα ηλεκτρόνια βρίσκουν δίοδο για να ταξιδέψουν δημιουργώντας έτσι την απαραίτητη διαφορά τάσης μεταξύ των ηλεκτροδίων (open-circuit voltage). Κατά τη φόρτιση, ο χαρακτηρισμός των δύο ηλεκτροδίων αντιστρέφεται, ώστε να αποθηκευτεί ενέργεια στην μπαταρία με την αντίθετη πορεία των ιόντων [37].



Εικόνα 42: Αρχή λειτουργίας ηλεκτρικού συσσωρευτή

Όσον αφορά τον ηλεκτρολύτη, αυτός μπορεί να χαρακτηριστεί επίσης ως αγωγός ιόντων. Περιέχει κάποιο άλας (θετικά και αρνητικά ιόντα) εντός ενός διαλύτη, ο οποίος μπορεί να είναι σε υγρή μορφή ή μορφή γέλης (gel). Διακρίνεται στις ακόλουθες κατηγορίες [8]:

**α. Οργανικός Ηλεκτρολύτης:** Συνήθως αποτελείται από ένα ανόργανο μίγμα εντός ενός οργανικού διαλύτη πολύ χαμηλής ηλεκτρικής αγωγιμότητας. Επιλέγεται για μπαταρίες που πρόκειται να χρησιμοποιηθούν σε αρκετά μεγάλο εύρος τάσης, δηλαδή αρκετά υψηλότερα της ονομαστικής τιμής, και σε πολύ χαμηλές θερμοκρασίες. Πρόκειται περί τοξικού και εύφλεκτου μίγματος, για το λόγο αυτό απαιτείται ιδιαίτερη προσοχή κατά την ενσωμάτωσή του στα στοιχεία της μπαταρίας[37].

**β. Υδατικός Ηλεκτρολύτης:** Εδώ ο διαλύτης είναι το νερό. Μπορεί να παρουσιάζει ουδέτερη όξινη ή αλκαλική συμπεριφορά. Χρησιμοποιείται στις γνωστές μας αλκαλικές μπαταρίες (υδροξειδίου του καλίου). Πρόκειται για μη εύφλεκτο μίγμα, ενώ το κόστος παρασκευής του είναι μικρότερο από αυτό ενός οργανικού ηλεκτρολύτη. Επίσης η χρήση του νερού ως διαλύτη προσδίδει υψηλή ηλεκτρική αγωγιμότητα στο μίγμα, καθιστώντας τον υδατικό ηλεκτρολύτη μία ιδιαίτερα ελκυστική επιλογή για εφαρμογές μεγάλης ισχύος. Η τάση λειτουργίας του είναι μικρότερη από αυτή του οργανικού ηλεκτρολύτη, ενώ παρουσιάζει πιο ευαίσθητη συμπεριφορά σε φαινόμενα διάβρωσης, με αποτέλεσμα να μειώνεται η συνολική διάρκεια ζωής της μπαταρίας

**γ. Στερεός Ηλεκτρολύτης:** Χρησιμοποιείται σε μπαταρίες όπου τα ηλεκτρόδια βρίσκονται σε στερεά κατάσταση. Αποτελεί καλό αγωγό ιόντων, ενώ δρα ως μονωτής για τα ηλεκτρόνια. Είναι μη εύφλεκτος, ικανός να λειτουργήσει σε υψηλές θερμοκρασίες. Επίσης δεν παρουσιάζονται προβλήματα σχετικά με τη διαρροή ποσότητας ηλεκτρολύτη προς το περιβάλλον. Προς το παρόν οι πρακτικές εφαρμογές είναι αρκετά περιορισμένες, λόγω της υψηλής τιμής αντίστασης του μίγματος, γεγονός που συνεπάγεται σημαντικές απώλειες ισχύος.

### 3.3 Είδη μπαταριών [36]

Οι μπαταρίες χωρίζονται σε δύο μεγάλες κατηγορίες:

#### α. Πρωτεύουσες

Είναι σχεδιασμένες ώστε να χρησιμοποιούνται μία φορά μέχρι να εξαντληθεί η ενέργειά τους. Μετά την πρώτη χρήση πρέπει να αντικαθίστανται καθώς οι χημικές διεργασίες του εσωτερικού της είναι μη αναστρέψιμες. Οι εφαρμογές τους είναι γνωστές, αφού τις συναντάμε σε πολλές φορητές συσκευές που έχουν μικρές απαιτήσεις ρεύματος όπως τηλεκοντρόλ, ρολόγια κτλ. Αποτελούν το 90% της παγκόσμιας αγοράς. Τα απόβλητα που παράγουν κατά την αποσύνθεσή τους είναι επικίνδυνα καθώς τοξικά βαρέα μέταλλα και ισχυρά οξέα ή αλκάλια διασκορπίζονται στο περιβάλλον μέσα από μία αργή διαδικασία. Περίπου 15 εκατομμύρια τέτοιες μπαταρίες πετιούνται στα σκουπίδια κάθε χρόνο με μόνο ένα μικρό ποσοστό να ανακυκλώνεται.

## β. Δευτερεύουσες

Σε αντίθεση με τις πρωτεύουσες μπαταρίες, αυτές είναι επαναφορτιζόμενες. Αυτό σημαίνει ότι αν συνδεθούν σε μία εξωτερική DC πηγή ισχύος μέσω κατάλληλου φορτιστή η χημική διαδικασία της εκφόρτισης μπορεί να αντιστραφεί. Έτσι, αυτό το είδος μπαταρίας είναι ένα πολύ καλό μέσο αποθήκευσης ηλεκτρικής ενέργειας. Από την άλλη, με κάθε φόρτιση υπάρχει μια μικρή απώλεια στη συνολική χωρητικότητα της μπαταρίας της τάξης του 1% [8].

### 3.4 Χαρακτηριστικά μεγέθη ηλεκτρικού συσσωρευτή

Τα χαρακτηριστικά μεγέθη ενός ηλεκτρικού συσσωρευτή τα οποία χρησιμοποιούνται για να τον περιγράψουν είναι τα κάτωθι:

α. **Ονομαστική τάση:** Η τιμή της εξαρτάται από τον αριθμό των ηλεκτροχημικών στοιχείων που είναι συνδεδεμένα εν σειρά, καθένα εκ των οποίων χαρακτηρίζεται από μία ονομαστική τιμή τάσης. Πρόκειται για ένα θεωρητικό μέγεθος καθώς, όταν η μπαταρία είναι πλήρως φορτισμένη η τιμή της είναι λίγο μεγαλύτερη της ονομαστικής, ενώ όταν έχουμε πλήρη εκφόρτιση η τιμή της είναι λίγο μικρότερη.

β. **Τάση αποκοπής:** Αποτελεί το κατώτατο όριο έως το οποίο επιτρέπεται να εκφορτιστεί η μπαταρία. Είναι το μέγεθος που καθορίζει την κατάσταση πλήρους εκφόρτισης.

γ. **Τάση ανοιχτοκυκλώσεως:** Αναφέρεται στην τάση μεταξύ των ακροδεκτών, υπό κενό φορτίο.

δ. **Τερματική τάση:** Είναι η διαφορά δυναμικού μεταξύ των ακροδεκτών της μπαταρίας, όταν βρίσκεται υπό φορτίο.

ε. **Μέση τάση:** Είναι η μέση τιμή της τάσης κατά την εκφόρτιση.

στ. **Τάση φόρτισης:** Ορίζεται η τάση στην οποία πρέπει να διατηρείται η μπαταρία κατά τη διαδικασία φόρτισης.

ζ. **Αιωρούμενη τάση:** η τιμή στην οποία παραμένει η μπαταρία όταν βρίσκεται εκτός φορτίου και φορτιστή.

η. **Ρεύμα εκφόρτισης:** Ορίζεται η τιμή του ρεύματος φορτίου το οποίο καλείται να παρέχει η μπαταρία, υπό τερματική τάση. Η τιμή αυτή μπορεί να είναι κοντά στο ονομαστικό ρεύμα εκφόρτισης, ή πολλές φορές πολλαπλάσια ή υποπολλαπλάσια αυτού.

θ. **Ρεύμα φόρτισης:** Ορίζεται η τιμή του ρεύματος υπό την οποία πραγματοποιείται η φόρτιση της μπαταρίας.

ι. **Μέγιστο ρεύμα** συνεχούς εκφόρτισης: Το όριο αυτό καθορίζεται συνήθως από τον κατασκευαστή για να αποτρέψει ενδεχόμενη βλάβη της μπαταρίας από ένα μεγάλο επαγόμενο ρεύμα.

ια. **Εσωτερική Αντίσταση:** Κατά τη μετατροπή της χημικής ενέργειας των ηλεκτροδίων σε ηλεκτρική, παρατηρούνται θερμικές απώλειες, οι οποίες οφείλονται στην ωμική συμπεριφορά μέρους των υλικών κατασκευής των ηλεκτροχημικών στοιχείων. Θεωρώντας ως  $\Delta V$  τη διαφορά της τάσης ανοιχτοκυκλώσεως από την τερματική τάση και  $I$  το ρεύμα εκφόρτισης, ορίζεται η **εσωτερική αντίσταση** της μπαταρίας ως ο λόγος  $\Delta V / I$ . Η τιμή της είναι μεταβλητή και εξαρτάται κατά κύριο λόγο από το φορτίο, ενώ αυξάνεται κατά τη μακροχρόνια χρήση της μπαταρίας,

αφού παρατηρείται σχηματισμός ανεπιθύμητων χημικών ενώσεων μειωμένης αγωγιμότητας στους ακροδέκτες.

**ιβ. Χωρητικότητα:** Τα συνολικά Ampere/ώρα που περιέχει η μπαταρία όταν αυτή αποφορτίζεται με συγκεκριμένο ρυθμό από την ονομαστική τάση μέχρι την τάση αποκοπής.

**ιγ. Ενέργεια:** Τα συνολικά Watt/ώρα που περιέχει η μπαταρία όταν αυτή αποφορτίζεται με συγκεκριμένο ρυθμό από την ονομαστική τάση μέχρι την τάση αποκοπής.

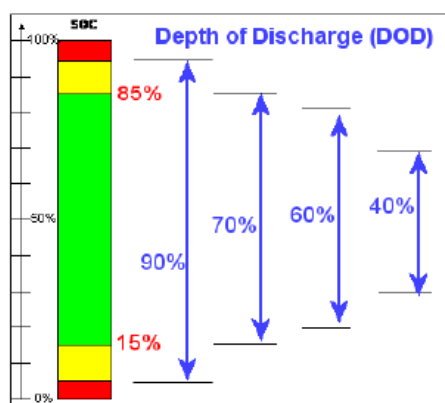
**ιδ. Κύκλος ζωής:** Ο αριθμός επαναφορτίσεων που μπορεί να υποστεί μία δευτερεύουσα μπαταρία πριν πάψει να ικανοποιεί τις προδιαγραφές κατασκευής.

**ιε. Ρυθμός αυτοεκφόρτισης:** Αναπόφευκτα οι χημικές αντιδράσεις μέσα στη μπαταρία δεν σταματούν ποτέ, έστω κι αν προχωρούν με πολύ αργό ρυθμό εκτός φορτίου. Αυτό τον ρυθμό τον ονομάζουμε ρυθμό αυτοεκφόρτισης και εξαρτάται από τη θερμοκρασία, το είδος της μπαταρίας και το σημείο του κύκλου ζωής όπου βρίσκεται.

**ιστ. Διάρκεια ζωής ραφιού:** Ο χρόνος που μπορεί να διατηρήσει μια μπαταρία την τάση της πάνω από μία ορισμένη τιμή εκτός φορτίου.

**ιζ. Κατάσταση φόρτισης (State of charge/SOC)(%):** Το ποσοστό της τρέχοντας χωρητικότητας σε σχέση με την συνολική. Συνήθως υπολογίζεται με βάση το ρεύμα εξόδου. Αναλόγως την τεχνολογία της μπαταρίας, η κατάσταση φόρτισης μπορεί να κυμαίνεται από 100% έως 50%, ενώ, σε κάποιες περιπτώσεις, επιτρέπεται να λάβει τιμές έως το 30%. Περαιτέρω εκφόρτιση της μπαταρίας μειώνει σημαντικά τη διάρκεια ζωής της.

**ιη. Βάθος εκφόρτισης (Depth of Discharge / DOD)(%):** Το ποσοστό της χωρητικότητας που έχει απωλέσει η μπαταρία σε σχέση με την συνολική. Είναι δηλαδή συμπληρωματικό μέγεθος του SOC. Έτσι, όταν η κατάσταση φόρτισης βρίσκεται στο 100% το βάθος εκφόρτισης βρίσκεται στο 0%, ενώ η αντιστοιχία είναι πλήρης και για τα υπόλοιπα ποσοστά (πχ για SOC 70% έχουμε DOD 30%). Πρέπει να σημειωθεί πως το βάθος εκφόρτισης μπορεί να λάβει τιμές και μεγαλύτερες από τη μονάδα. Αυτό συμβαίνει συνήθως κατά τον πρώτο καιρό χρήσης μιας μπαταρίας, όπου η περιεχόμενη τάση παρουσιάζει τιμή υψηλότερη της ονομαστικής.



Εικόνα 43: Η σχέση μεταξύ SOC και DOD

**ιθ. Κατάσταση υγείας:** Αποτελεί ένα μέτρο σύγκρισης μεταξύ της παρούσας απόδοσης μίας μπαταρίας και της απόδοσης που αυτή είχε κατά τον πρώτο καιρό χρήσης της.

**κ. Διάρκεια ζωής επαναφορτιζόμενης μπαταρίας:** Ορίζεται το συνολικό χρονικό διάστημα κατά το οποίο επιτρέπεται ο χαρακτηρισμός της ως λειτουργική. Συνδέεται άμεσα με τον αριθμό των κύκλων φόρτισης και εκφόρτισης, καθώς και με μέγιστο επιτρεπόμενο DOD.

**κα. Ειδική ενέργεια:** Μετράται σε Wh/kg και εκφράζει τη συνολική ενέργεια που περιέχεται στα ηλεκτρόδια της μπαταρίας, ως προς το συνολικό βάρος της.

**κβ. Ενεργειακή πυκνότητα:** Μετράται σε Wh/l και εκφράζει το ίδιο ποσό ενέργειας, ως προς τον όγκο της μπαταρίας.

**κγ. Ειδική ισχύς:** Αποτελεί τη μέγιστη ποσότητα ισχύος ανά μονάδα βάρους, που μπορεί να παρέχει η μπαταρία σε μία συγκεκριμένη χρονική στιγμή και μετράται σε W/kg. Εξαρτάται από την τερματική τάση, καθώς και από το μέγιστο ρυθμό εκφόρτισης του συσσωρευτή.

### 3.5 Τύποι ηλεκτρικών συσσωρευτών [8], [36]

#### α. Μπαταρίες μολύβδου-οξέως (Lead-Acid)

Είναι ο πιο κοινός τύπος μπαταρίας σε μέσα μεταφοράς, αφού εκτός από αεροπλάνα χρησιμοποιείται και σε αυτοκίνητα, σκάφη κα. Κάθε κύτταρο αποτελείται από ηλεκτρόδια από μόλυβδο τα οποία είναι τοποθετημένα μέσα σε υγρό ηλεκτρολύτη από διάλυμα θειικού οξέος. Η κάθοδος περιέχει διοξείδιο του μολύβδου ώστε να αρχίσει η οξειδοαναγωγική διαδικασία. Κατά την λειτουργία, ο ηλεκτρολύτης μετατρέπεται σταδιακά σε νερό και το υλικό των ηλεκτροδίων σε θειικό μόλυβδο. Έτσι, μετρώντας την πυκνότητα του ηλεκτρολύτη μπορούμε εύκολα να υπολογίσουμε το SOC. Κάποια ποσότητα του νερού διαφεύγει στο περιβάλλον και θέλει συχνή αναπλήρωση.

Λόγο της μακροχρόνιας παρουσίας τους στην αγορά, οι μπαταρίες μολύβδου-οξέως θεωρούνται ως η πιο αξιόπιστη και ασφαλής επιλογή. Παρουσιάζουν καλή απόδοση σε υψηλές και χαμηλές θερμοκρασίες ενώ ο μόλυβδος περιλαμβάνεται στα ανακυκλώσιμα στοιχεία, με αποτέλεσμα οι μπαταρίες αυτού του τύπου να αποτελούν μία πιο φιλική προς το περιβάλλον επιλογή, συγκριτικά με δευτερεύουσες μπαταρίες διαφορετικής τεχνολογίας (πχ τις μπαταρίες νικελίου-καδμίου). Η τάση ανοιχτοκυκλώσεως λαμβάνει τιμή 2 Volt/στοιχείο και είναι η υψηλότερη τιμή που συναντάται σε ηλεκτρικούς συσσωρευτές με παρουσία υδατικού διαλύτη. Από τη άλλη πλευρά, η χρήση τους παρουσιάζει και κάποια μειονεκτήματα, όπως είναι η χαμηλή ειδική ενέργεια (συνήθως 30-40 Wh/kg) και η σχετικά μικρή διάρκεια ζωής τους (200-500 κύκλοι, για βάθος εκφόρτισης 50%). Χρησιμοποιούνται κυρίως στην αυτοκινητοβιομηχανία, τόσο σε συμβατικά όσο και σε ηλεκτρικά ή υβριδικά οχήματα. Συχνά, συναντώνται σε συστήματα αδιάλειπτης παροχής ισχύος μεγάλων βιομηχανικών εγκαταστάσεων, καθώς και σε γενικότερες εγκαταστάσεις αποθήκευσης ηλεκτρικής ενέργειας. Παρά το βάρος και τον όγκο που διαθέτουν, προτιμώνται έναντι άλλων τεχνολογιών, λόγω του χαμηλού κόστους και της αξιόπιστης λειτουργίας τους.



## **β. VRLA (Valve-Regulated Lead-Acid)**

Αυτό το είδος μπαταριών μολύβδου-οξέος αποκαλείται αλλιώς και σφραγισμένη ή χωρίς συντήρηση μπαταρία μολύβδου-οξέος (Sealed L-A). Όπως προδίδει αυτός ο όρος, αυτού του είδους οι μπαταρίες δεν απαιτούν συντήρηση καθώς δεν εμφανίζουν απώλειες νερού σε αντίθεση με τις απλές L-A μπαταρίες. Η χημικές διαδικασίες είναι οι ίδιες με αυτές που αναφέρθηκαν παραπάνω.

Δομικά, η διαφορά έγκειται στη δομή του ηλεκτρολύτη. Αυτός δεν είναι σε υγρή μορφή, αλλά έχει απορροφηθεί από πολύ λεπτές γυάλινες ίνες σφηνωμένες πάνω σε μία ματ επιφάνεια που δεν αλλοιώνονται από την παρουσία του οξέος. Η κατασκευή αυτή μεγιστοποιεί την επιφάνεια συγκράτησης του ηλεκτρολύτη. Τα ηλεκτρόδια μπορούν να πάρουν οποιαδήποτε μορφή. Το πλεονέκτημα αυτής της διάταξης είναι οι βελτιωμένες παραμέτρους εκφόρτισης όμως απαιτούν σταθερές συνθήκες φόρτισης ελεγχόμενες από ειδική συσκευή σταθεροποίησης τάσης. Ο ηλεκτρολύτης μπορεί να λάβει και τη μορφή γέλης (gel) μετά την ανάμιξη του με πυρογενές πυρίτιο (fumed silica). Σε αυτή την περίπτωση, η μπαταρία έχει μεγαλύτερη αντοχή στις δονήσεις λόγω της δομής της ενώ δεν έχει σημασία ο προσανατολισμός της.

Ο όρος valve αναφέρεται στην ύπαρξη μίας βαλβίδας προστασίας που έχουν όλα τα κύτταρα της μπαταρίας. Ο ρόλος της είναι η απελευθέρωση της πίεσης σε περίπτωση υπέρτασης στην φόρτιση της μπαταρίας για οποιοδήποτε λόγο. Τότε, οι βαλβίδες ανοίγουν επιτρέποντας στο περίσσιο αέριο που έχει δημιουργηθεί να διαφύγει ώστε η πίεση να επανέλθει σε κανονικές τιμές.

## **γ. Μπαταρίες νικελίου-καδμίου**

Στις μπαταρίες Νικελίου-Καδμίου το θετικό ηλεκτρόδιο αποτελείται από υδροξείδιο του Νικελίου ενώ το αρνητικό από Κάδμιο. Στο εσωτερικό, το υλικό διαχωρισμού είναι κάποιο πορώδες υλικό εμποτισμένο με υδροξείδιο του καλίου που παίζει το ρόλο του ηλεκτρολύτη.

Οι μπαταρίες νικελίου-καδμίου χαρακτηρίζονται από υψηλή ειδική ενέργεια (40-60 Wh/kg), καθώς και ενεργειακή πυκνότητα (50-150 Wh/l). Η διάρκεια ζωής τους είναι επίσης αυξημένη, καθώς μπορούν να εκτελέσουν περί τους 500-1000 κύκλους φόρτισης/εκφόρτισης υπό ικανοποιητικό βάθος εκφόρτισης. Τέλος η αποθήκευσή τους είναι δυνατή υπό οποιαδήποτε στάθμη φόρτισης, χωρίς αυτό να συνεπάγεται αρνητικές επιπτώσεις στη λειτουργία τους, όπως στην περίπτωση των μπαταριών της προηγούμενης κατηγορίας.

Χρησιμοποιούνται επί σειρά ετών ως μπαταρίες εκκίνησης αεροσκαφών, καθώς και προς αποθήκευση ενέργειας σε ηλεκτρικά δίκτυα. Το κόστος προμήθειάς τους είναι αρκετά υψηλό, λόγω της πολυπλοκότητας κατασκευής τους, ενώ η χρήση του καδμίου δημιουργεί αρκετά προβλήματα σχετικά με τη διαδικασία ανακύκλωσης των ηλεκτροχημικών στοιχείων, αφού πρόκειται περί ενός άκρωτος τοξικού μετάλλου.

## **γ. Μπαταρίες νικελίου-υδριδίου μετάλλου**

Μία νέα τεχνολογία που έχει αναπτυχθεί κατά τα τελευταία χρόνια, είναι αυτή των μπαταριών **νικελίου-υδριδίου μετάλλου**. Σε αυτή την κατηγορία ηλεκτρικών συσσωρευτών χρησιμοποιείται υδρογόνο, περιεχόμενο σε ένα κράμα μετάλλου, ως

υλικό κατασκευής του αρνητικού ηλεκτροδίου. Αντικαθίσταται έτσι το κάδμιο, και η μπαταρία παρουσιάζει πιο φιλική προς το περιβάλλον συμπεριφορά. Μία NiMH μπαταρία έχει 2 με 3 φορές τη χωρητικότητα μίας NiCd ίδιου μεγέθους και ακόμη μεγαλύτερη ενεργειακή πυκνότητα (140-300 Wh/L). Η ειδική ενέργεια βελτιώνεται επίσης περί το 30%-40%, αλλά ο ρυθμός αυτοεκφόρτισης καθώς και το κόστος κατασκευής αυξάνονται σημαντικά.

#### δ. Μπαταρίες Λιθίου

Αποτελεί ένα από τα πιο δημοφιλή είδη δευτερεύουσας μπαταρίας. Τα υλικά των ηλεκτροδίων είναι ένα οξειδίο μετάλλου όπως λιθίου-κοβαλτίου ή μαγγανίου για το θετικό, και για το αρνητικό χρησιμοποιείται γραφίτης. Ο ηλεκτρολύτης είναι μη υδατικός προκειμένου να μην αντιδρά με το ευδιάλυτο λίθιο. Συνήθως επιλέγεται ένα άλας λιθίου εντός οργανικού διαλύτη. Τα κινούμενα σωματίδια κατά την κανονική λειτουργία, είναι κατιόντα λιθίου.

Το ενδιαφέρον σχετικά με τις μπαταρίες ιόντων-λιθίου ήταν έντονο από τα πρώτα χρόνια εισαγωγής τους στην αγορά. Παρουσιάζουν κάποια σημαντικά πλεονεκτήματα σχετικά με τις κατηγορίες μπαταριών που προαναφέρθηκαν, ενώ βασικό αποθαρρυντικό παράγοντα για την ενσωμάτωσή τους σε κάποιο δίκτυο ηλεκτρικής ενέργειας αποτελεί το υψηλό αρχικό κόστος προμήθειας. Η ειδική ενέργεια κυμαίνεται σε αρκετά υψηλά επίπεδα και είναι της τάξεως των 150 Wh/kg, ενώ η ενεργειακή πυκνότητα μπορεί να ξεπεράσει τις 400 Wh/l. Ως αποτέλεσμα, οι μπαταρίες αυτές αποτελούν την ιδανικότερη επιλογή σε εφαρμογές όπου το βάρος και ο όγκος του συνολικού συστήματος διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο.

Τα τελευταία χρόνια, ως φυσικό επακόλουθο των μεγάλων ερευνητικών προγραμμάτων που αναπτύχθηκαν, έχει εμφανιστεί μία νέα, πολλά υποσχόμενη κατηγορία επαναφορτιζόμενων μπαταριών λιθίου, γνωστές ως μπαταρίες **λιθίου-θείου**. Οι μπαταρίες αυτές παρουσιάζουν πολύ υψηλή ειδική ενέργεια (500-1000 Wh/kg) και εκτιμάται πως μπορεί να αντικαταστήσουν τους ηλεκτρικούς συσσωρευτές ιόντων-λιθίου στο μέλλον, λόγω του χαρακτηριστικού αυτού σε συνδυασμό με τη χαμηλή οικονομική επιβάρυνση που συνεπάγεται η διαδικασία παραγωγής του θείου. Η πυκνότητα ενέργειάς τους δεν αποτελεί πλέον μία θεωρητική τιμή, καθώς μπορεί να αξιοποιηθεί σε ποσοστό μεγαλύτερο του 80%. Ανησυχίες έχουν εκφραστεί σχετικά με θέματα ασφάλειας, ενώ περιοριστικό παράγοντα προς την εξάπλωσή μπαταριών της συγκεκριμένης τεχνολογίας αποτελεί και ο μέγιστος αριθμός κύκλων φόρτισης/εκφόρτισης που τις χαρακτηρίζει (~100).



Εικόνα 44: Μπαταρίες ιόντων λιθίου / πολυμερών λιθίου / λιθίου θείου

### 3.6 Εφαρμογές στην ηλεκτρικών συσσωρευτών στην αεροπλοΐα

Στην αεροπλοΐα, οι μπαταρίες βρίσκουν πλήθος εφαρμογών. Μερικά παραδείγματα είναι η τροφοδοσία επί εδάφους, η εφεδρική ισχύς, η συμμετοχή στην DC τροφοδοσία, η εκκίνηση του κινητήρα ενώ μπαταρία τροφοδοτεί και το μαύρο κουτί του αεροπλάνου. Συνήθως, οι μπαταρίες που επιλέγονται είναι δευτερεύουσες δηλαδή επαναφορτιζόμενες, αφού πολλές από τις λειτουργίες αυτές επιτελούνται σε κάθε πτήση του αεροπλάνου. Υπάρχουν συγκεκριμένοι τύποι μπαταριών που μπορούν να ανταπεξέλθουν στις ιδιαίτερες απαιτήσεις μιας πτήσης ενώ παράλληλα είναι ανθεκτικές στις ακραίες περιβαλλοντικές συνθήκες πίεσης και θερμοκρασίας. Η επιλογή τους γίνεται προσεκτικά με βάση το είδος της εφαρμογής, το βάρος, το κόστος, το μέγεθος, τη διάρκεια ζωής, τη συντήρηση, το ρυθμό φόρτισης-εκφόρτισης και πολλά άλλα από τα χαρακτηριστικά που αναφέραμε προηγουμένως. [36]

Όσον αφορά τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη, θα πρέπει να αναφέρουμε πως τα ηλεκτρικά UAV μπορεί να είναι μικρού ή μεσαίου βάρους, ενώ τροφοδοτούνται από ένα υβριδικό ή αμιγώς ηλεκτρικό σύστημα ισχύος. Το σύστημα αυτό αποτελείται από δύο κύρια μέρη: μία μονάδα παραγωγής ηλεκτρικής ισχύος, προς τροφοδοσία του μηχανισμού πρόωσης και των ηλεκτρικών φορτίων, και μία μονάδα κατανομής ενέργειας, που περιλαμβάνει τη μονάδα ελέγχου και διάφορες συσκευές κατανομής και ρύθμισης φορτίου. Μία συστοιχία ηλεκτρικών συσσωρευτών είναι ικανή να τροφοδοτήσει το συνολικό σύστημα για ένα σύντομο χρονικό διάστημα. Σε UAV που προορίζονται για ψυχαγωγικούς σκοπούς συναντούμε συνήθως μπαταρίες ιόντων-λιθίου ή πολυμερών-λιθίου, ικανές να παρέχουν αυτονομία πτήσης για μερικά λεπτά της ώρας. Φυσικά, δεν ισχύει το ίδιο σε μη επανδρωμένα αεροσκάφη που χρησιμοποιούνται για στρατιωτικό σκοπό και γενικότερα για εκτέλεση πτήσεων αυξημένων ενεργειακών απαιτήσεων. Σε αυτή την περίπτωση, η εξασφάλιση του συνόλου της ενέργειας από ηλεκτρικούς συσσωρευτές κρίνεται ιδιαίτερα ασύμφορη, καθώς θα οδηγούσε σε μπαταρίες πολύ μεγάλου μεγέθους και αυξημένου βάρους. Έτσι την τροφοδοσία του μεγαλύτερου μέρους του φορτίου αναλαμβάνει μία ξεχωριστή πηγή παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας, ενώ ο ρόλος των μπαταριών περιορίζεται στην κάλυψη του επιπρόσθετου φορτίου κατά τις απαιτητικές φάσεις πτήσεως, καθώς και στην ασφαλή προσγείωση του αεροσκάφους σε περίπτωση βλάβης της πρωτεύουσας πηγής τροφοδοσίας [8].



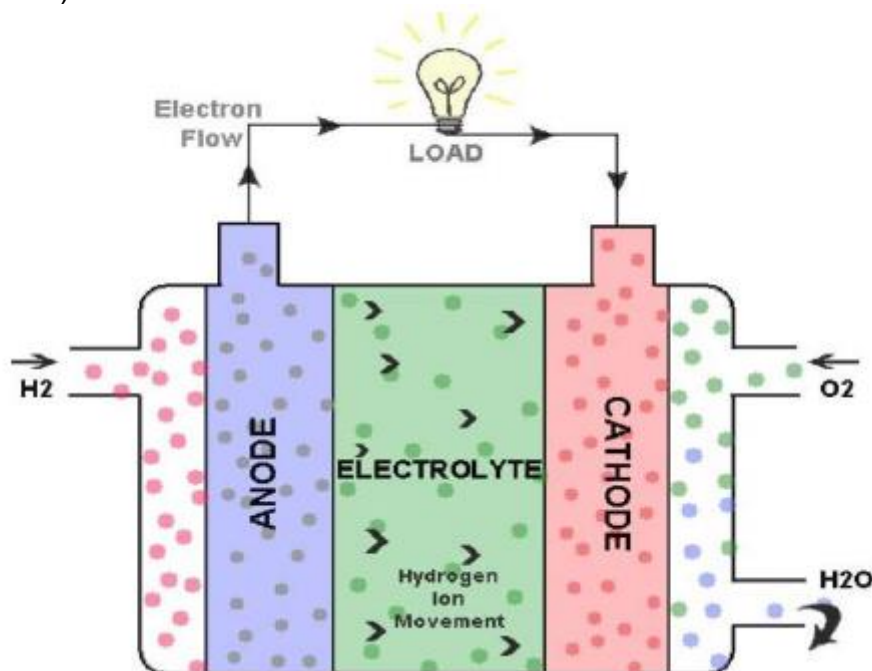
## 4. ΚΥΨΕΛΕΣ ΚΑΥΣΙΜΟΥ

### 4.1 Ορισμός [38], [39]

Η κυψέλη καυσίμου είναι ένας ηλεκτροχημικός μετατροπέας ενέργειας που μετατρέπει την χημική ενέργεια του καυσίμου απευθείας σε ηλεκτρική παράγοντας συνεχή ηλεκτρική τάση. Η διαδικασία παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας από **καύσιμα** περιλαμβάνει αρκετά στάδια ενεργειακών μετατροπών. Συγκεκριμένα :

- α. Μετατροπή της χημικής ενέργειας του καυσίμου σε θερμότητα μέσω της καύσης.
- β. Η θερμότητα αυτή μετά χρησιμοποιείται για παραγωγή ατμού υψηλής πίεσης.
- γ. Ο ατμός χρησιμοποιείται για την λειτουργία ενός στροβίλου, όπου η θερμική ενέργεια μετατρέπεται σε μηχανική.
- δ. Τέλος η μηχανική ενέργεια χρησιμοποιείται για τη λειτουργία μιας γεννήτριας, η οποία παράγει ηλεκτρική ενέργεια.

Η κυψέλη καυσίμου **παρακάμπτει** όλες τις παραπάνω μετατροπές και παράγει ηλεκτρική ενέργεια μέσω μόνο ενός σταδίου χωρίς να εμπλέκονται κινούμενα μέρη (Εικόνα 45).



Εικόνα 45: Η κυψέλη καυσίμου παράγει συνεχή ηλεκτρική τάση απευθείας από καύσιμο

### 4.2 Αρχή λειτουργίας [38], [39]

Η αρχή λειτουργίας μιας κυψέλης καυσίμου μοιάζει με αυτή ενός ηλεκτροχημικού συσσωρευτή. Μία κυψέλη καυσίμου έχει έναν ηλεκτρολύτη, ένα θετικό και ένα αρνητικό ηλεκτρόδιο και παράγει συνεχή ηλεκτρική τάση μέσω ηλεκτροχημικών αντιδράσεων. Σε αντίθεση με την μπαταρία, μία κυψέλη καυσίμου απαιτεί συνεχή τροφοδοσία καυσίμου και οξυγόνου και τα ηλεκτρόδια της δεν υποβάλλονται σε αλλαγές ως προς τη χημική τους σύσταση. Οι μπαταρίες παράγουν ηλεκτρική

ενέργεια μέσω ηλεκτροχημικών αντιδράσεων στις οποίες συμμετέχουν αντιδρώντα στοιχεία, που υπάρχουν ήδη σε μία μπαταρία. Γι' αυτό το λόγο οι μπαταρίες εκφορτίζονται όταν τα αντιδρώντα εξαντλούνται. Αντίθετα, μία κυψέλη καυσίμου δεν μπορεί να εκφορτιστεί εφόσον της παρέχονται τα αντιδρώντα συνεχώς, δηλαδή το καύσιμο και το οξυγόνο. Τυπικά αντιδρώντα για μία κυψέλη καυσίμου είναι το υδρογόνο και το οξυγόνο, όχι κατά ανάγκη υψηλής καθαρότητας. Το υδρογόνο ως καύσιμο μπορεί να παρουσιάζεται είτε ως μίγμα με άλλα αέρια (όπως CO<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>, CO), είτε υπό μορφή υδρογονανθράκων όπως το φυσικό αέριο (CH<sub>4</sub>) είτε σε μορφή υγρών υδρογονανθράκων όπως μεθανόλη (CH<sub>3</sub>OH). Το οξυγόνο που παρέχεται στις κυψέλες καυσίμου προέρχεται από τον ατμοσφαιρικό αέρα. Τέλος τα προϊόντα που παράγονται από την ηλεκτροχημική αντίδραση που συμβαίνει σε μια κυψέλη καυσίμου είναι το νερό και αρκετή ποσότητα θερμότητας.

Συγκεκριμένα λοιπόν, ο υδρογόνο τροφοδοτεί την άνοδο της κυψέλης, το αρνητικό ηλεκτρόδιο, το οποίο ερχόμενο σε επαφή με τον καταλύτη διαχωρίζεται σε θετικά φορτισμένα ιόντα υδρογόνου και ηλεκτρόνια. Ο καταλύτης βρίσκεται μεταξύ του ηλεκτρολύτη και των ηλεκτροδίων. Τα ηλεκτρόνια τα οποία απελευθερώθηκαν μεταφέρονται μέσω εξωτερικού ηλεκτρικού κυκλώματος προς την κάθοδο δημιουργώντας ηλεκτρισμό αφού ο ηλεκτρολύτης αποτρέπει τη διέλευση τους μέσω αυτού. Για αυτό το λόγο η άνοδος και ο καταλύτης πρέπει να είναι αγωγίμα υλικά. Τα θετικά φορτισμένα ιόντα του υδρογόνου διαπερνούν τον ηλεκτρολύτη και ενώνονται με το οξυγόνο το οποίο τροφοδοτεί την κάθοδο, το θετικά φορτισμένο ηλεκτρόδιο, και παράγεται νερό. Στο σχηματισμό του νερού συμμετέχουν εκτός των μορίων του οξυγόνου και των ιόντων του υδρογόνου, τα ηλεκτρόνια τα οποία διοχετεύτηκαν μέσω του εξωτερικού ηλεκτρικού κυκλώματος στην κάθοδο.

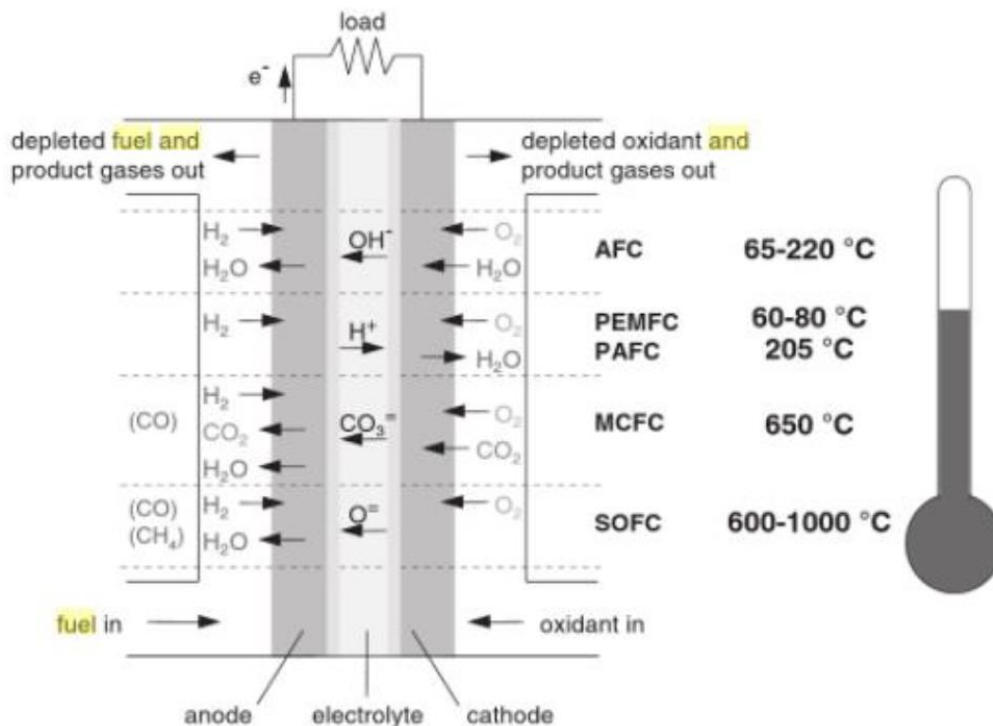
Οι παραπάνω αντιδράσεις σε μία απλή κυψέλη καυσίμου παράγουν τάση περίπου 0.7V. Προκειμένου να παραχθούν μεγαλύτερες (και πρακτικά αξιοποιήσιμες) τάσεις, χρησιμοποιούνται περισσότερες κυψέλες σε σειρά (fuel cell stack). Στον πίνακα 3 φαίνονται οι αντιδράσεις τόσο στην άνοδο όσο και στην κάθοδο των διάφορων τύπων κυψελών καυσίμου.

**Πίνακας 3: Αντιδράσεις στην άνοδο και κάθοδο των διάφορων τύπων κυψελών καυσίμου**

Είδος Κυψέλης Καυσίμου	Αντίδραση Ανόδου	Αντίδραση Καθόδου
AFC	$H_2 + 2(OH)^- \rightarrow 2H_2O + 2e^-$	$\frac{1}{2} O_2 + H_2O + 2e^- \rightarrow 2(OH)^-$
PEM+PAFC	$H_2 \rightarrow 2H^+ + 2e^-$	$\frac{1}{2} O_2 + 2H^+ + 2e^- \rightarrow H_2O$
MCFC	$H_2 + CO_3^{2-} \rightarrow H_2O + CO_2 + 2e^-$ $CO + CO_3^{2-} \rightarrow 2CO_2 + 2e^-$	$\frac{1}{2} O_2 + CO_2 + 2e^- \rightarrow CO_3^{2-}$
SOFC	$H_2 + O^{2-} \rightarrow H_2O + 2e^-$ $CO + O^{2-} \rightarrow CO_2 + 2e^-$ $CH_4 + 4O^{2-} \rightarrow 2H_2O + CO_2 + 8e^-$	$\frac{1}{2} O_2 + 2e^- \rightarrow O^{2-}$

- CO=μονοξείδιο του άνθρακα
- CO<sub>2</sub>=διοξείδιο του άνθρακα
- CO<sub>3</sub><sup>2-</sup>= ιόν του άνθρακα
- H<sup>+</sup>=ιόν υδρογόνου
- H<sub>2</sub>=υδρογόνο
- e<sup>-</sup> = ηλεκτρόνιο
- H<sub>2</sub>O=νερό
- O<sub>2</sub>=οξυγόνο
- OH<sup>-</sup>=ιόν υδροξυλίου

Στην Εικόνα 46 φαίνονται οι τύποι των κυψελών καυσίμου, οι αντιδράσεις και η θερμοκρασία λειτουργίας τους. Περαιτέρω ανάλυση γίνεται παρακάτω.



Εικόνα 46: Είδη, αντιδρώντα και θερμοκρασίες λειτουργίας των κυψελών καυσίμου

#### 4.3 Ιστορική αναδρομή των κυψελών καυσίμου [38]

Η αρχή λειτουργίας των κυψελών καυσίμου ανακαλύφθηκε το 1839 από τον Sir William Grove. Το 1842 ο Grove δημιούργησε την πρώτη κυψέλη καυσίμου, η οποία παρήγαγε ηλεκτρική ενέργεια συνδυάζοντας υδρογόνο και οξυγόνο. Ωστόσο, παρά τις σποραδικές προσπάθειες ώστε να γίνουν οι κυψέλες καυσίμου πρακτικές συσκευές, παρέμεναν απλά μία επιστημονική περιέργεια για σχεδόν έναν αιώνα. Αυτή την περίοδο ο W.F.Ostwald, έδωσε αρκετές πληροφορίες για το πως θεωρητικά λειτουργεί μία κυψέλη καυσίμου. Συγκεκριμένα συνειδητοποίησε ότι η μετατροπή ενέργειας στην καύση περιορίζεται από την απόδοση Carnot και καταλήγει σε ατμοσφαιρική μόλυνση, ενώ οι κυψέλες καυσίμου που παράγουν ηλεκτρική ενέργεια έχουν υψηλή απόδοση και δεν μολύνουν το περιβάλλον. Έτσι κατέληξε ότι θα πάρει αρκετά χρόνια μέχρι να γίνουν οι κυψέλες καυσίμου πρακτικές συσκευές. Ο Francis T. Bacon ξεκίνησε να εργάζεται πάνω στις κυψέλες καυσίμου το 1937, προκειμένου οι διατάξεις αυτές να αποκτήσουν μια πιο πρακτική εφαρμογή. Μετά από συνεχείς προσπάθειες ανέπτυξε μια συστοιχία κυψελών καυσίμου ονομαστικής ισχύος 6 kW στα τέλη της δεκαετίας του 1950. Παρόλα αυτά, η πρώτη ουσιαστική εφαρμογή των κυψελών καυσίμου έγινε σε ένα σύστημα στο πλαίσιο διαστημικού προγράμματος των Ηνωμένων Πολιτειών Αμερικής. Η εταιρία General Electric ανέπτυξε κυψέλες καυσίμου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων που χρησιμοποιήθηκαν στο πρόγραμμα Gemini στις αρχές του 1960. Στη συνέχεια ακολούθησε το διαστημικό πρόγραμμα Apollo, στο οποίο χρησιμοποιήθηκαν κυψέλες καυσίμου για παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας με σκοπό την κάλυψη των ανθρώπινων καθώς και τηλεπικοινωνιακών αναγκών στο δορυφόρο. Αυτές οι κυψέλες καυσίμου κατασκευάστηκαν από τους Pratt και Whitney, και βασίστηκαν στην ιδέα του Bacon. Στα μέσα της δεκαετίας του 1960 η εταιρία General Motors

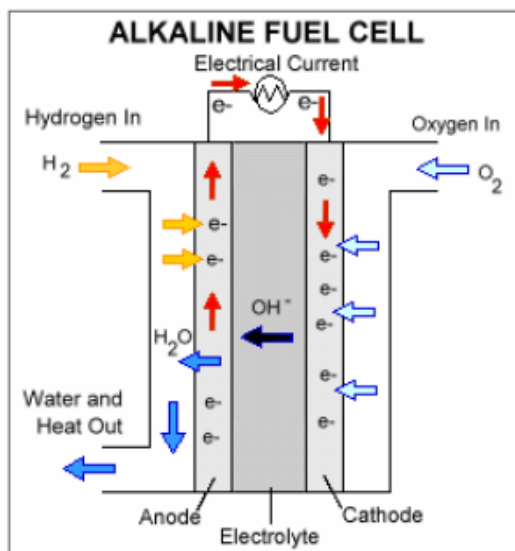
κατασκεύασε ένα πειραματικό φορτηγό όχημα με κυψέλες καυσίμου. Το 1989 η εταιρία Perry Energy Systems σε συνεργασία με την Ballard κατασκεύασαν ένα υποβρύχιο, που τροφοδοτούνταν από συστοιχία κυψελών καυσίμου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων. Το 1993 η εταιρία Ballard παρουσίασε αστικά λεωφορεία που τροφοδοτούνταν από κυψέλες καυσίμου. Η Energy Partners, μια θυγατρική της Perry Energy Systems δημιούργησε το πρώτο ηλεκτρικό αυτοκίνητο τροφοδοτούμενο από κυψέλες καυσίμου το 1993. Οι αυτοκινητοβιομηχανίες υποστηριζόμενες από το Υπουργείο Ενέργειας των Η.Π.Α., περί τα τέλη του προηγούμενου αιώνα κατασκεύασαν πειραματικά αυτοκίνητα που χρησιμοποιούσαν την τεχνολογία κυψελών καυσίμου.

#### 4.4 Τύποι κυψελών καυσίμου [38], [39]

Οι κυψέλες καυσίμου ανάλογα με τον τύπο του ηλεκτρολύτη που χρησιμοποιούν, χωρίζονται στις ακόλουθες κατηγορίες :

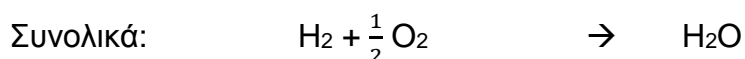
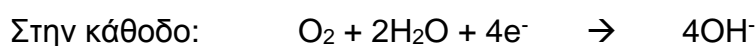
##### 4.4.1 Αλκαλικές κυψέλες καυσίμου (Alcaline Fuel Cells / AFC)

Ως ηλεκτρολύτης χρησιμοποιείται διάλυμα υδροξειδίου του καλίου (KOH) σε συγκέντρωση 85 wt% όταν η κυψέλη λειτουργεί σε θερμοκρασία 250°C και σε συγκέντρωση 35 – 50 wt% για θερμοκρασίες μικρότερες των 120°C. Ο ηλεκτρολύτης διατηρείται σε μία μήτρα (συνήθως σε αμίαντο) και χρησιμοποιούνται ηλεκτροκαταλύτες όπως νικέλιο (Ni), άργυρος (Ag), οξειδία μετάλλων και ευγενή μέταλλα (Εικόνα 47). Τέτοιου είδους κυψέλες καυσίμου χρησιμοποιήθηκαν στο διαστημικό πρόγραμμα Apollo.



Εικόνα 47: Αλκαλική κυψέλη καυσίμου

Σε μία αλκαλική κυψέλη καυσίμου, λαμβάνουν χώρα οι κάτωθι ηλεκτροχημικές αντιδράσεις:





### Πλεονεκτήματα:

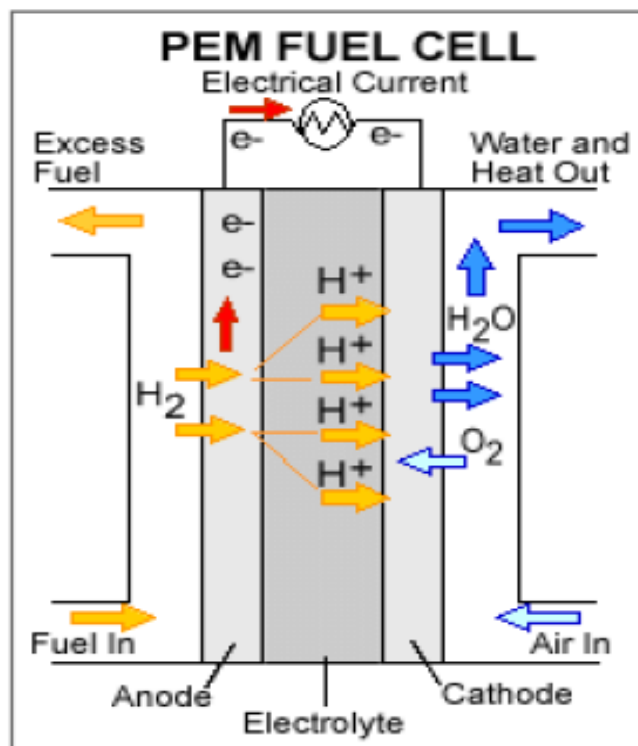
1. Υψηλή απόδοση για χρήση  $H_2$  ως καύσιμο και  $O_2$  ως οξειδωτική ουσία.
2. Χρησιμοποιεί ένα ευρύ φάσμα ηλεκτροκαταλυτών.

### Μειονεκτήματα:

1. Η ευαισθησία του ηλεκτρολύτη στο διοξείδιο του άνθρακα  $CO_2$  δημιουργεί την ανάγκη για χρήση καθαρού υδρογόνου σαν καύσιμο.
2. Λόγω της ευαισθησίας που αναφέραμε πρέπει να αφαιρείται το  $CO_2$  από τον ατμοσφαιρικό αέρα που χρησιμοποιείται ως οξειδωτική ουσία. Ενώ αυτό δεν είναι τεχνικά δύσκολο, έχει σημαντικό αντίκτυπο στο μέγεθος και το κόστος του συστήματος.

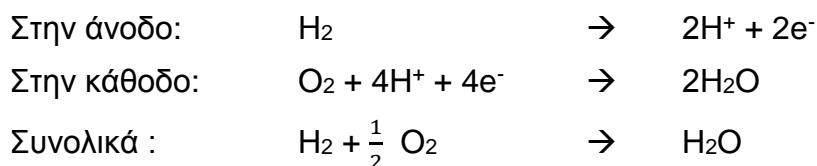
#### 4.4.2 Κυψέλες καυσίμου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων (PEMFC)

Ως ηλεκτρολύτης χρησιμοποιείται πολυμερές περφλουροσουλφιδικό οξύ. Ο καταλύτης αποτελείται από πλάτινα που εναποτίθεται σε στρώμα άνθρακα. Εάν η τροφοδοσία με υδρογόνο περιέχει μέρη μονοξειδίου του άνθρακα, τότε χρησιμοποιούνται κράματα λευκόχρυσου (Pt) – ρουθηνίου (Ru) ως καταλύτες. Η θερμοκρασία λειτουργίας αυτών των κυψελών κυμαίνεται μεταξύ  $6^\circ C$  και  $80^\circ C$  (Εικόνα 48). Τα PEMFC είναι ιδιαίτερα ανταγωνιστικά για εφαρμογές στην αυτοκίνηση, αλλά και σε σταθμούς ηλεκτρικής ενέργειας μικρής κλίμακας για καταναμενημένη παραγωγή.



Εικόνα 48: Κυψέλη καυσίμου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων

Οι χημικές αντιδράσεις που συμβαίνουν μεταξύ των στοιχείων κατά τη λειτουργία μίας PEMFC συνοψίζονται παρακάτω:



#### **Πλεονεκτήματα:**

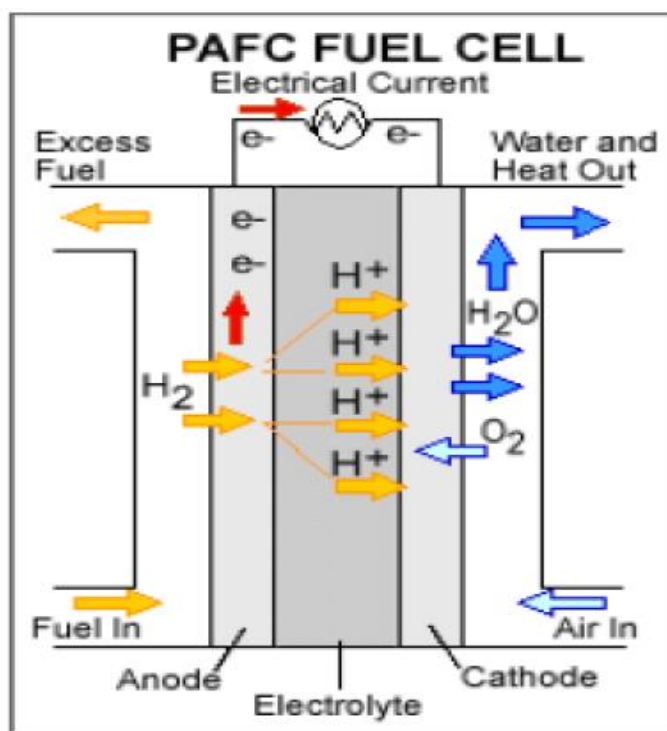
1. Ο στερεός ηλεκτρολύτης παρέχει καλό διαχωρισμό του καυσίμου από την οξειδωτική ουσία.
2. Η χαμηλή θερμοκρασία λειτουργίας επιτρέπει γρήγορη εκκίνηση.
3. Δεν είναι απαραίτητα ακριβά υλικά για την κατασκευή τους.
4. Υψηλή πυκνότητα ισχύος η οποία φτάνει τα 2 W/cm<sup>2</sup>.
5. Είναι κατάλληλος για εφαρμογή όπου είναι διαθέσιμο καθαρό υδρογόνο.

#### **Μειονεκτήματα:**

1. Η χαμηλή και σε στενά πλαίσια θερμοκρασία λειτουργίας τους καθιστά τη θερμική διαχείριση δύσκολη (την απαγωγή θερμότητας), ειδικά σε υψηλή πυκνότητα ισχύος και καθιστά επίσης δύσκολο τη χρήση της αποβαλλόμενης θερμότητας για συμπαραγωγή ή σε κάποιο άλλο θερμοδυναμικό κύκλο.
2. Η διαχείριση του νερού είναι μια πολύπλοκη διαδικασία γιατί πρέπει να διασφαλίζεται σωστή «ενυδάτωση» της μεμβράνης και ταυτόχρονα να αποφεύγεται τυχόν «πλημμύρα».
3. Το καύσιμο πρέπει να είναι καθαρό γιατί είναι ιδιαίτερα ευαίσθητες σε ρύπους συμπεριλαμβανομένων των CO, θείου και αμμωνία.
4. Μερικά από τα προβλήματα μπορούν να εξουδετερωθούν μειώνοντας την πυκνότητα του ρεύματος και αυξάνοντας την περιεκτικότητα των ηλεκτροδίων σε λευκόχρυσο (Pt), με αποτέλεσμα όμως την αύξηση του κόστους του συστήματος.
5. Με καύσιμα υδρογονανθράκων απαιτείται εκτεταμένη επεξεργασία καυσίμου με αποτέλεσμα να αυξάνεται το μέγεθος, το κόστος και η πολυπλοκότητα και να μειώνεται η απόδοση στο 30%.

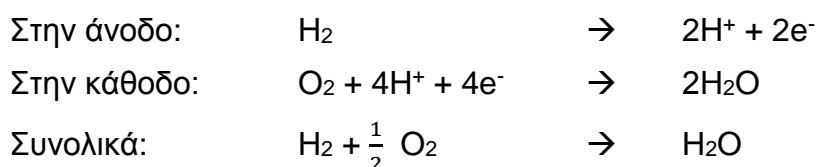
### 4.4.3 Κυψέλες καυσίμου φωσφορικού οξέος (Phosphoric Acid Fuel Cells / PAFC)

Ως ηλεκτρολύτης χρησιμοποιείται το φωσφορικό οξύ. Η μήτρα που χρησιμοποιείται για να διατηρηθεί το φωσφορικό οξύ είναι συνήθως καρβίδιο του πυριτίου (SiC) και ο ηλεκτροκαταλύτης τόσο στην άνοδο όσο και στην κάθοδο είναι λευκόχρυσος (Εικόνα 49). Η θερμοκρασία λειτουργίας τους κυμαίνεται μεταξύ 150°C και 220°C. Τα PAFC έχουν εισέλθει στην παγκόσμια αγορά σε σταθμούς βάσης με ισχύ της τάξεως των 200 kW.



Εικόνα 49: Κυψέλη φωσφορικού οξέος

Οι ηλεκτροχημικές διαδικασίες που λαμβάνουν χώρα σε μία PAFC είναι:



#### Πλεονεκτήματα

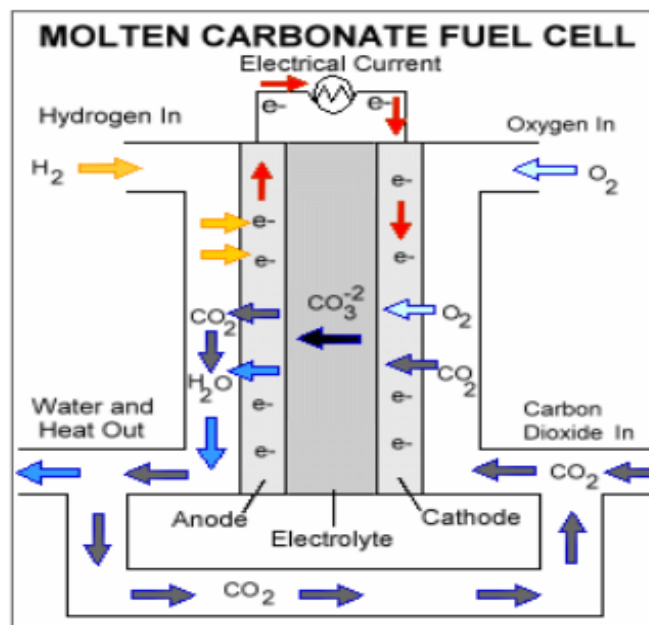
1. Είναι λιγότερο ευαίσθητες στο από τις PEMFC και τις AFC στο CO<sub>2</sub> με ανοχή μέχρι 1%.
2. Η θερμοκρασία λειτουργίας είναι αρκετά χαμηλή και επιτρέπεται η χρήση διαφόρων υλικών στο υπόλοιπο σύστημα που περιβάλλει την κυψέλη. Επίσης επιτρέπει τη διαχείριση της θερμότητας και τη χρήση της για συμπαραγωγή.
3. Η απόδοση είναι αρκετά υψηλή και κυμαίνεται από 37% έως 42%.

### Μειονεκτήματα:

1. Στην κάθοδο, η αντίδραση μείωσης του οξυγόνου είναι πιο αργή απ' ό τι σε μια AFC και είναι απαραίτητη η χρήση λευκόχρυσου καταλύτη.
2. Η επεξεργασία καυσίμου είναι αρκετά περίπλοκη για την επίτευξη καλής απόδοσης, όχι όμως τόσο περίπλοκη όσο είναι για μία PEMFC.
3. Η ιδιαίτερη διαβρωτική φύση του φωσφορικού οξέος απαιτεί τη χρήση ακριβών υλικών.

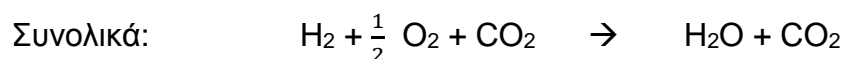
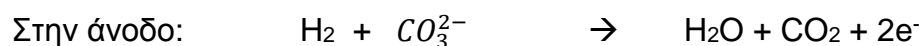
#### 4.4.4 Κυψέλες καυσίμου τήγματος ανθρακικών αλάτων (MCFC)

Ο ηλεκτρολύτης αποτελείται από ανθρακικά αλκάλια μέσα σε μία κεραμική μήτρα από αλουμίνιο λιθίου  $\text{LiAlO}_2$ . Οι θερμοκρασίες λειτουργίας βρίσκονται μεταξύ  $600^\circ\text{C}$  και  $700^\circ\text{C}$  (Εικόνα 50). Σε τόσο υψηλές θερμοκρασίες δεν απαιτούνται ευγενή μέταλλα ως καταλύτες. Αυτού του τύπου κυψέλες καυσίμου έχουν εφαρμοστεί σε πειραματικούς σταθμούς βάσης παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας.



Εικόνα 50: Κυψέλη καυσίμου τήγματος ανθρακικών αλάτων

Οι ηλεκτροχημικές διαδικασίες που λαμβάνουν χώρα σε μία MCFC είναι:



### Πλεονεκτήματα:

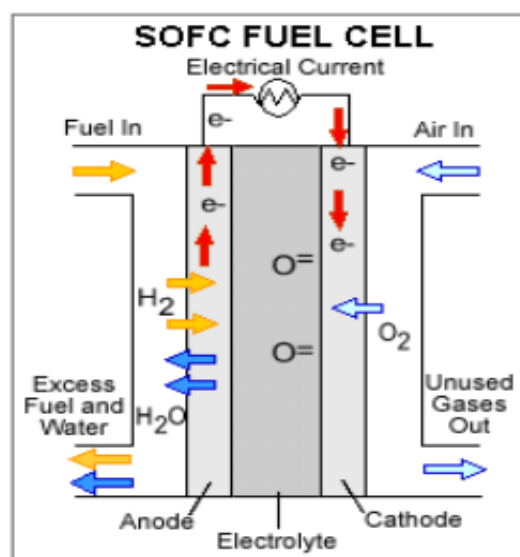
1. Δεν απαιτούνται ακριβοί ηλεκτροκαταλύτες λόγω της υψηλής θερμοκρασίας λειτουργίας.
2. Μπορούν να χρησιμοποιούν καύσιμα όπως μονοξείδιο του άνθρακα CO και άλλους υδρογονάνθρακες, τα οποία μετατρέπονται σε υδρογόνο εντός της στοιβάς (internal reforming).
3. Υψηλή απόδοση που φτάνει το 45%.
4. Η παραγόμενη θερμότητα χρησιμοποιείται σε κάποιο άλλο θερμοδυναμικό κύκλο με αποτέλεσμα η απόδοση να ξεπερνά το 55%.

### Μειονεκτήματα:

1. Ο διαβρωτικός και κινητός ηλεκτρολύτης απαιτεί τα υλικά της κυψέλης να είναι ακριβά.
2. Η υψηλή θερμοκρασία λειτουργίας δημιουργεί προβλήματα στα υλικά, επηρεάζοντας τη μηχανική σταθερότητα και τη διάρκεια ζωής της στοιβάς.
3. Η αντίσταση που παρουσιάζουν οι κυψέλες είναι αρκετά υψηλή με αποτέλεσμα η πυκνότητα ισχύος να περιορίζεται σε 100-200 mW/cm<sup>2</sup>.
4. Μία πηγή διοξειδίου του άνθρακα CO<sub>2</sub> χρειάζεται στην κάθοδο αυξάνοντας το κόστος κατασκευής του συστήματος. Κανονικά σε άλλα είδη κυψελών το CO<sub>2</sub> προέρχεται από το καύσιμο της ανόδου, εφόσον βέβαια περιέχει.

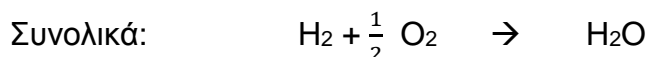
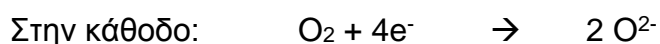
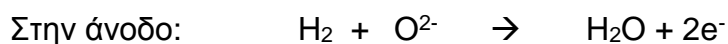
#### 4.4.5 Κυψέλες καυσίμου στερεού οξειδίου (SOFC)

Ως ηλεκτρολύτης χρησιμοποιείται ένα μη πορώδες στερεό οξείδιο. Αυτές οι κυψέλες λειτουργούν στους 600°C με 1000°C, στις οποίες έχουμε αγωγή ιόντων οξυγόνου (Εικόνα 51). Τα SOFC, όμοια με τα MCFC, χρησιμοποιούνται σε πειραματικούς σταθμούς βάσης παραγωγής αλλά και σε φορητές μονάδες ως βοηθητική πηγή σε οχήματα.



Εικόνα 51: Κυψέλη καυσίμου στερεών οξειδίων

Οι ηλεκτροχημικές διαδικασίες που λαμβάνουν χώρα σε μία SOFC είναι:



### **Πλεονεκτήματα:**

1. Επειδή ο ηλεκτρολύτης είναι στερεός η κυψέλη μπορεί να πάρει διάφορα σχήματα όπως π.χ. σωληνοειδή.
2. Η στέρα κεραμική κατασκευή της κυψέλης αποτρέπει από προβλήματα διάβρωσης.
3. Εξαιτίας και πάλι του στερεού ηλεκτρολύτη δεν υπάρχουν με το ηλεκτρόδιο προβλήματα στην επαφή του καυσίμου και τον ηλεκτρολύτη ταυτόχρονα και επιπλέον δεν υπάρχει πρόβλημα «πλημμύρας» (flooding) του ηλεκτρολύτη.
4. Το μονοξείδιο του άνθρακα CO μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως καύσιμο όπως και στις MCFC.
5. Δεν υπάρχει ανάγκη από CO<sub>2</sub> στην κάθοδο όπως στις MCFC.
6. Χρησιμοποιούνται φθηνά υλικά για την κατασκευή τους.
7. Υψηλές πυκνότητες ρεύματος επιτυγχάνονται όπως και στις PEMFC.
8. Εξαιτίας της υψηλής θερμοκρασίας λειτουργίας η θερμότητα που παράγεται μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε έναν άλλο θερμοδυναμικό κύκλο ή για συμπαραγωγή.
9. Υψηλή απόδοση από 40% έως 50% με δυνατότητα να ξεπεραστεί το 60% σε υβριδικά συστήματα όπως και με τις MCFC.

### **Μειονεκτήματα:**

1. Λόγω της υψηλής θερμοκρασίας λειτουργίας δημιουργούνται περιορισμοί τόσο κατά την επιλογή των διαφόρων υλικών όσο και κατά την κατασκευή τους.
2. Μειωμένη διάρκεια ζωής.

Πολλές φορές οι κυψέλες καυσίμου μεθανόλης (DMFC) αποτελούν ξεχωριστή κατηγορία, αλλά με βάση τα ανωτέρω κριτήρια (το είδος του ηλεκτρολύτη) εμπεριέχονται στις κυψέλες καυσίμου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων, όπου ως καύσιμο χρησιμοποιούν μεθανόλη αντί για υδρογόνο.

Στον πίνακα 4 συνοψίζονται τα βασικά στοιχεία των παραπάνω τύπων κυψελών καυσίμου.

**Πίνακας 4: Βασικά στοιχεία για τα διάφορα είδη κυψελών καυσίμου**

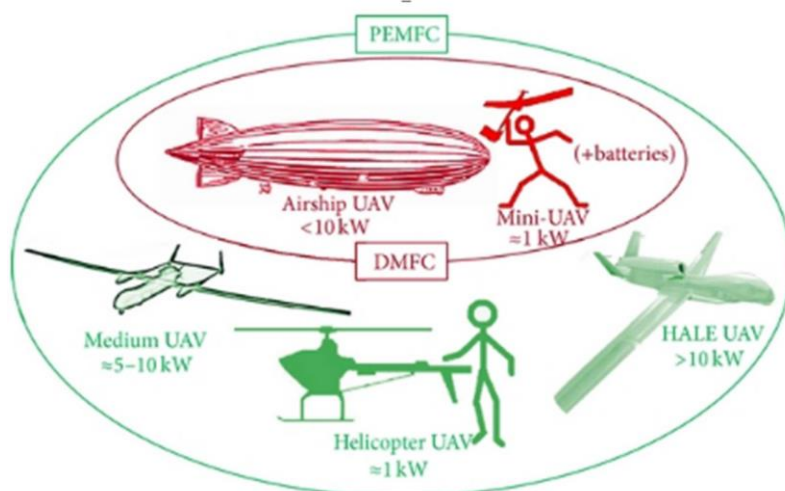
	<b>AFC</b>	<b>PEMFC</b>	<b>PAFC</b>	<b>MCFC</b>	<b>SOFC</b>
<b>ΗΛΕΚΤΡΟΛΥΤΗΣ</b>	ΚΟΗ σε μήτρα από αμίαντο	Πολυμερές περφλουρο-σουλφιδικό οξύ	Υγρό φωσφορικό οξύ μέσα σε SiC	Ανθρακικά αλκάλια μέσα σε μία κεραμική μήτρα από LiAlO <sub>2</sub>	Μη πορώδες στερεό οξειδίο
<b>ΗΛΕΚΤΡΟΔΙΑ</b>	Άνθρακας	Από στοιχεία μετάπτωσης (ψευδάργυρος, κοβάλτιο, σίδηρος, άργυρος και λευκόχρυσος)	Άνθρακας	Νικέλιο και οξειδία του νικελίου	Κεραμικά (μείγμα με μέταλλο)
<b>ΚΑΤΑΛΥΤΗΣ</b>	Λευκόχρυσος	Λευκόχρυσος	Λευκόχρυσος	Ίδιο υλικό με τους ηλεκτρολύτες	Ίδιο υλικό με τους ηλεκτρολύτες
<b>ΕΣΩΤΕΡΙΚΟΙ ΣΥΝΔΕΣΜΟΙ</b>	Μεταλλικοί	Από άνθρακα ή μεταλλικοί	Γραφίτης	Ανοξειδωτος χάλυβας ή νικέλιο	Νικέλιο, κεραμικοί ή χαλύβδινοι
<b>ΘΕΡΜΟΚΡΑΣΙΑ ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑΣ</b>	65–220 °C	60–80 °C	150–220 °C	600–700 °C	600–1000 °C
<b>ΙΟΝΤΑ</b>	OH <sup>-</sup>	H <sup>+</sup>	H <sup>+</sup>	CO <sub>3</sub> <sup>=</sup>	O <sub>2</sub> <sup>-</sup>
<b>ΕΞΩΤΕΡΙΚΟΣ ΕΠΕΞΕΡΓΑΣΤΗΣ ΚΑΥΣΙΜΟΥ</b>	Ναι	Ναι	Ναι	Όχι. Μόνο σε μερικά καύσιμα	Όχι. Μόνο σε μερικά καύσιμα
<b>ΕΞΩΤΕΡΙΚΗ ΜΕΤΑΤΡΟΠΗ CO ΣΕ ΥΔΡΟΓΟΝΟ</b>	Ναι και καθαρισμός για απομάκρυνση του CO	Ναι και καθαρισμός για απομάκρυνση του CO και CO <sub>2</sub>	Ναι	Όχι	Όχι
<b>ΚΥΡΙΑ ΜΕΡΗ ΚΥΨΕΛΗΣ</b>	Με βάση άνθρακα	Με βάση άνθρακα	Με βάση γραφίτη	Από ανοξειδωτα υλικά	Κεραμικά
<b>ΔΙΑΧΕΙΡΗΣΗ ΝΕΡΟΥ</b>	Εξατμιζόμενο	Εξατμιζόμενο	Εξατμιζόμενο	Αέριο	Αέριο
<b>ΔΙΑΧΕΙΡΗΣΗ ΘΕΡΜΟΤΗΤΑΣ</b>	Επεξεργασία καυσίμου και βοήθεια στην κυκλοφορία του ηλεκτρολύτη	Επεξεργασία καυσίμου και αποβολή σε υγρό ψυκτικό	Επεξεργασία καυσίμου και αποβολή σε υγρό ψυκτικό ή παραγωγή ατμού	Επεξεργασία καυσίμου και εσωτερική διαμόρφωση	Επεξεργασία καυσίμου και εσωτερική διαμόρφωση
<b>ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ</b>	Μικρές μονάδες. Χρήση σε διαστημικές εφαρμογές.	Οικιακή και εμπορική παραγωγή Συστήματα κίνησης οχημάτων	Εμπορική παραγωγή. Μεγάλα οχήματα (λεωφορεία)	Εμπορική και βιομηχανική παραγωγή. Μονάδες μεγάλης ισχύος (MW)	Οικιακή, εμπορική και βιομηχανική παραγωγή (μεγάλη ισχύς).

#### 4.5 Εφαρμογές σε UAV [28]

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. 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 [40].

Περίπου 20 fuel cell UAVs έχουν παρουσιαστεί μέχρι τώρα, ένα από τα οποία είναι και το ScanEagle της Insitu/Boeing που ενσωμάτωσε την PEMFC της Ballard Company και μια μπαταρία ιόντων-λιθίου για να καλύψει με υβριδικό τρόπο τις ενεργειακές απαιτήσεις των αποστολών του. 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 52: Εφαρμογές εναέριας πρόωσης των PEM και DM Κυψελών Καυσίμου



## 5. ΗΛΕΚΤΡΟΝΙΚΑ ΙΣΧΥΟΣ [28], [41]

### 5.1 Εισαγωγή

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.

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

### 5.2 Κατηγορίες

Τα ηλεκτρονικά συστήματα ισχύος χωρίζονται στις εξής κατηγορίες:

**α. Μετατροπείς AC-DC ή ανορθωτικές διατάξεις:** Μετατροπή εναλλασσόμενου σε συνεχές ρεύμα.

**β. Ρυθμιστής AC-AC ή μετασχηματιστές:** Μετατροπή του εναλλασσόμενου σε εναλλασσόμενο ρεύμα διαφορετικού πλάτους.

**γ. Μετατροπείς DC-AC ή αντιστροφείς:** Μετατροπή του συνεχούς σε εναλλασσόμενο ρεύμα.

**δ. Μετατροπείς DC-DC:** Μετατροπή συνεχούς ρεύματος σε συνεχές, διαφορετικής τάσης και έντασης.

#### 5.2.1 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.

### 5.2.2 Μετατροπείς 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.

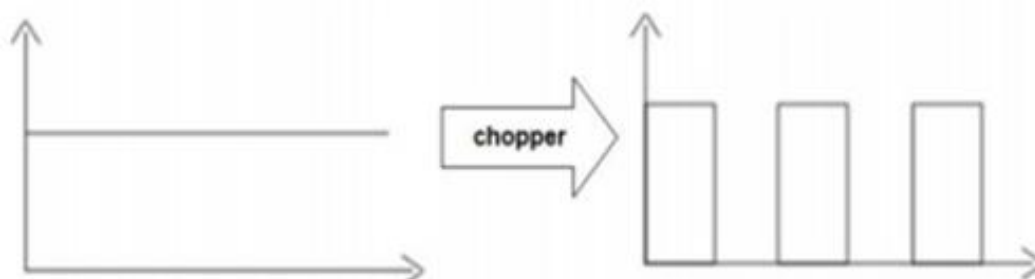
Το απλούστερο κύκλωμα ενός AC ρυθμιστή αποτελείται από δύο θυρίστορ συνδεδεμένα αντιπαράλληλα. Το πρώτο θυρίστορ λαμβάνει παλμό στη θετική ημιπερίοδο και το δεύτερο στην αρνητική και οι δύο παλμοί απέχουν μεταξύ τους διάστημα που αντιστοιχεί σε γωνία  $180^\circ$ . Άλλοι AC-AC μετατροπείς είναι ο τριφασικός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

### 5.2.3 Μετατροπείς 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. Για χαμηλές ισχύεις μπορεί να γίνει δεκτή ακόμα και τετραγωνική AC τάση εξόδου.

### 5.2.4 Μετατροπείς DC-DC

Οι DC-DC μετατροπείς ονομάζονται και καταμηστές ή ψαλιδιστές (choppers). 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 53: Γενική αρχή λειτουργίας DC-DC μετατροπών

### 5.3 Βασικές έννοιες

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:

α. 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)

β. 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).

### 5.4 Αξιοπιστία DC-DC μετατροπέων

Οι παράγοντες αξιολόγησης των DC-DC μετατροπέων είναι:

- α. Η κυμάτωση του ρεύματος στο πηνίο
- β. Η μέγιστη διακοπτική συχνότητα
- γ. Η συνθήκη για συνεχές ρεύμα στο πηνίο
- δ. Η κυμάτωση/παραμόρφωση της τάσεως και του ρεύματος εξόδου (THD)
- ε. Η κυμάτωση/παραμόρφωση του ρεύματος εισόδου (THD)

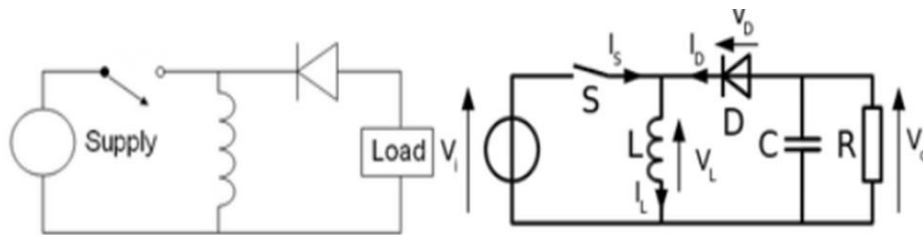
### 5.5 Κατηγορίες DC-DC μετατροπέων

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:

α. **Μετατροπέας υποβιβασμού τάσης (buck converter):** Η τάση εξόδου του  $V_o$  δίνεται από την εξίσωση  $V_o=D \cdot V_i$  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.

**β. Μετατροπέας ανύψωσης τάσης (boost converter):** Η αντίστοιχη εξίσωση που δίνει την τάση εξόδου είναι  $V_o = \frac{1}{1-D} * V_i$  με  $D < 1$ .

**γ. Μετατροπέας υποβιβασμού-ανύψωσης(buck-boost converter):** αποτελεί ένα συνδυασμό των προηγούμενων δύο (buck & boost). Εδώ, η σχέση που ενώνει τις τάσεις εισόδου-εξόδου είναι  $V_o = -\frac{D}{1-D} * V_i$  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.



Εικόνα 54: Ισοδύναμο ηλεκτρικό κύκλωμα του DC-DC μετατροπέα ανύψωσης-υποβιβασμού

## 6. DC ΜΙΚΡΟΔΙΚΤΥΑ

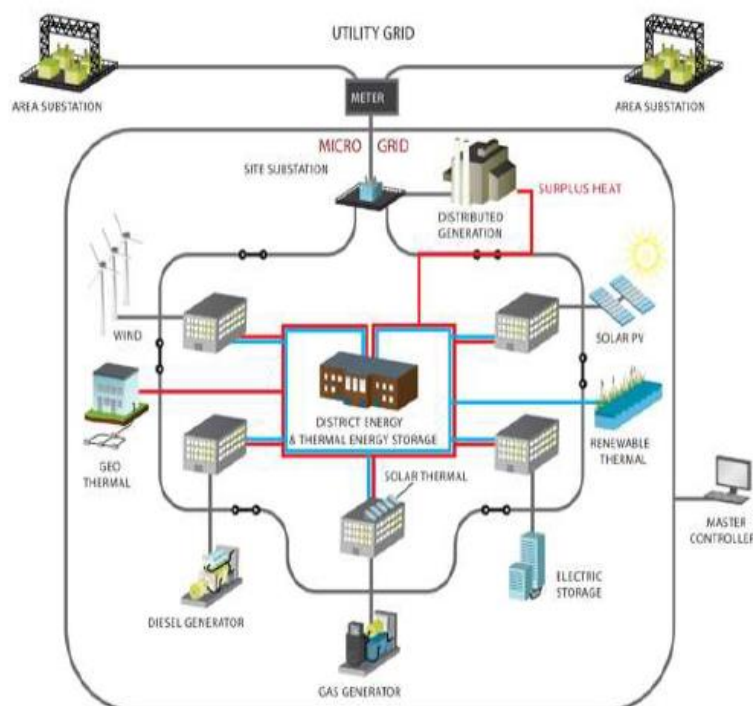
### 6.1 Εισαγωγή – ορισμός [42]

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.

Μπορεί να λειτουργήσει είτε σε λειτουργία συνδεδεμένος στο δίκτυο ή 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 οικονομικοί λόγοι.

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 παρέχονται 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 [43].

**Μικροδίκτυο**, ένα τοπικό δίκτυο ενέργειας, που προσφέρει η ενοποίηση των κατανεμημένων 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.



Εικόνα 55: Δομή ενός μικροδικτύου

Τα Μικροδίκτυα περιλαμβάνουν διεσπαρμένες μικροπηγές (DERS) αποτελούμενες από συστήματα φωτοβολταϊκών, ανεμογεννήτριες, κυψέλες καυσίμων, μικροτουρμπίνες, γεννήτριες πετρελαίου και μπαταρίες για να σχηματίσουν ένα ολόκληρο σύστημα που είναι μεγαλύτερο από τα μέρη τους. Έτσι ένα μικροδίκτυο μπορεί να εγκατασταθεί εκεί όπου υπάρχει μία από τις παραπάνω φυσικές πηγές ενέργειας και μπορεί να καλύπτει τις καταναλώσεις της περιοχής όπου εγκαθίσταται.

Ωστόσο, ανεξάρτητα από το μέγεθός τους, πλήρως διασυνδεδεμένα συστήματα με κατανομημένη παραγωγή ενέργειας που δεν μπορούν να λειτουργήσουν σε islanded λειτουργία δεν είναι μικροδίκτυα, αλλά αντ' αυτού μπορεί να οριστούν ως ενεργά δίκτυα διανομής. Ένα ενεργό δίκτυο διανομής μπορεί να οριστεί ως ένα ηλεκτρικό δίκτυο διανομής με τα συστήματα για τον έλεγχο ενός συνδυασμού DERS, που αποτελούνται από γεννήτριες και μονάδες αποθήκευσης. Ωστόσο, τα ενεργά δίκτυα διανομής δεν έχουν την ικανότητα νησιδοποίησης και μπορεί ως εκ τούτου να είναι πολύ μεγαλύτερα σε μέγεθος από μια αντίστοιχη ονομαστική ισχύ μικροδικτύου.

Η ποικιλία των ορισμών αποδεικνύει ότι τα μικροδίκτυα έχουν διαφορετικές λειτουργίες και με τη σειρά τους ένα πλήθος χαρακτηριστικών. Ωστόσο, η βασική ιδέα είναι να συγκεντρώσει και να ενσωματώσει τις διεσπαρμένες μικροπηγές (γνωστές επίσης ως πηγές κατανομημένης παραγωγής ενέργειας και κατανομημένης αποθήκευσης) και τα φορτία, ιδανικά κοντά στον τελικό χρήστη, προκειμένου να βελτιστοποιηθεί η ισχύς του στην κατανάλωση και να του παρέχει την ακόλουθη λειτουργικότητα και τις συνθήκες λειτουργίας:

**α.** Παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας για την κάλυψη της ζήτησης ηλεκτρικής κατανάλωσης του καταναλωτή.

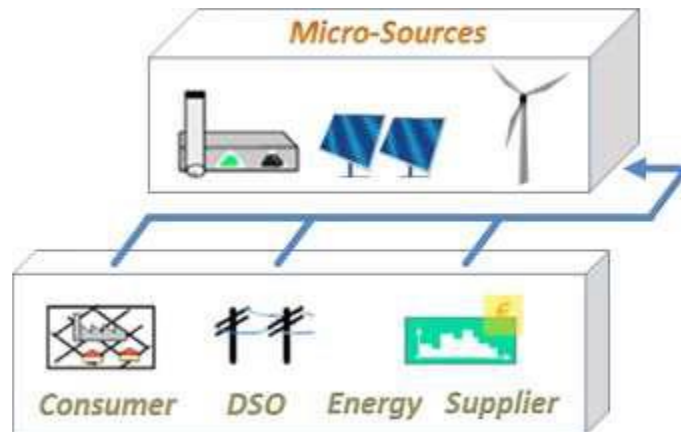
**β.** Διαχείριση της ενέργειας από την πλευρά της προσφοράς και της ζήτησης, έτσι ώστε να λαμβάνονται υπόψη οι βασικές απαιτήσεις της λειτουργίας του συστήματος ηλεκτρικής ενέργειας, όπως η ισορροπία ισχύος, η ποιότητα της τάσης, η ευελιξία και η ηλεκτρική ασφάλεια.

**γ.** "Peer to peer" ομότιμη συμμετοχή και διάθεση των πόρων. Δεν υπάρχουν μονάδες, όπως ένας κεντρικός ελεγκτής ή μια κεντρική μονάδα αποθήκευσης που να έχουν κρίσιμο ρόλο στη λειτουργία του μικροδικτύου. Δηλαδή το μικροδίκτυο μπορεί να λειτουργεί και ανεξάρτητα από τις μονάδες που είναι συνδεδεμένο.

**δ.** "Plug and play" λειτουργικότητα σε δύο επίπεδα:

- Ευέλικτο σύστημα, όπου οι συσκευές μπορούν να λειτουργήσουν ομαλά και

- Να είναι σε θέση να εισέλθουν σε islanded λειτουργία μετά την αποσύνδεση από το κεντρικό δίκτυο σε ένα κεντρικό σημείο, όπου πλέον αρκετή ισχύς παράγεται για τη μείωση των διακοπών και μετέπειτα να είναι σε θέση να επανασυνδεθούν και να συγχρονιστούν με το κύριο δίκτυο.



Εικόνα 56: Δείγμα μικροπηγής-δυνατότητα κυριότητας σε δίκτυο

## 6.2 Πλεονεκτήματα μικροδικτύων [44]

Τα μικροδίκτυα έχουν αρκετά πλεονεκτήματα, τα οποία συνοπτικά είναι:

- α. Η συνολική απόδοση της ενέργειας αυξάνεται με τις εφαρμογές συμπαραγωγής (ΣΗΘ) που αποτελούν βασικό χαρακτηριστικό των μικροδικτύων. Έτσι, ενώ πριν είχαμε μεγάλη κεντρική παραγωγή ισχύος και τοπική παραγωγή θερμότητας, με την δημιουργία των μικροδικτύων τόσο η παραγωγή ισχύος όσο και θερμότητας γίνεται τοπικά. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα η κατανάλωση της ενέργειας που βασίζεται σε ορυκτά καύσιμα να μειώνεται κατά το 1/3.
- β. Ελαχιστοποίηση της συνολικής κατανάλωσης ενέργειας.
- γ. Αυξημένη αξιοπιστία και προσαρμοστικότητα του συστήματος ενέργειας.
- δ. Υψηλή μείωση των απωλειών από μεταφορά της ηλεκτρικής ενέργειας, αφού η παραγωγή γίνεται τοπικά.
- ε. Οφέλη για το δίκτυο, όπως δυνατότητα τοπικής παραγωγής, ελέγχου τάσης και συχνότητας.
- στ. Σε περιόδους αιχμής φορτίου αποτρέπει την κατάρρευση μειώνοντας το φορτίο του δικτύου.
- ζ. Το μικροδίκτυο μπορεί να ενεργήσει για να μετριάσει το κόστος της ηλεκτρικής ενέργειας για τους χρήστες της, δημιουργώντας το σύνολο ή μέρος του ζητούμενου φορτίου.
- η. Το μικροδίκτυο συντελεί σε σημαντική μείωση των εκπομπών διοξειδίου του άνθρακα.
- θ. Τα μικροδίκτυα ενισχύουν την χρήση ανανεώσιμων πηγών ενέργειας (ΑΠΕ).
- ι. Οι επιπτώσεις από την χρήση μεγάλων γεωγραφικών εκτάσεων (για εγκαταστάσεις κτλ) αποφεύγονται.

### 6.3 Μειονεκτήματα μικροδικτύων [44]

Τα μικροδίκτυα παρουσιάζουν και αυτά με τη σειρά τους ένα σύνολο μειονεκτημάτων τα οποία σε καμία περίπτωση δεν επισκιάζουν τα πλεονεκτήματά τους. Συγκεκριμένα αυτά είναι:

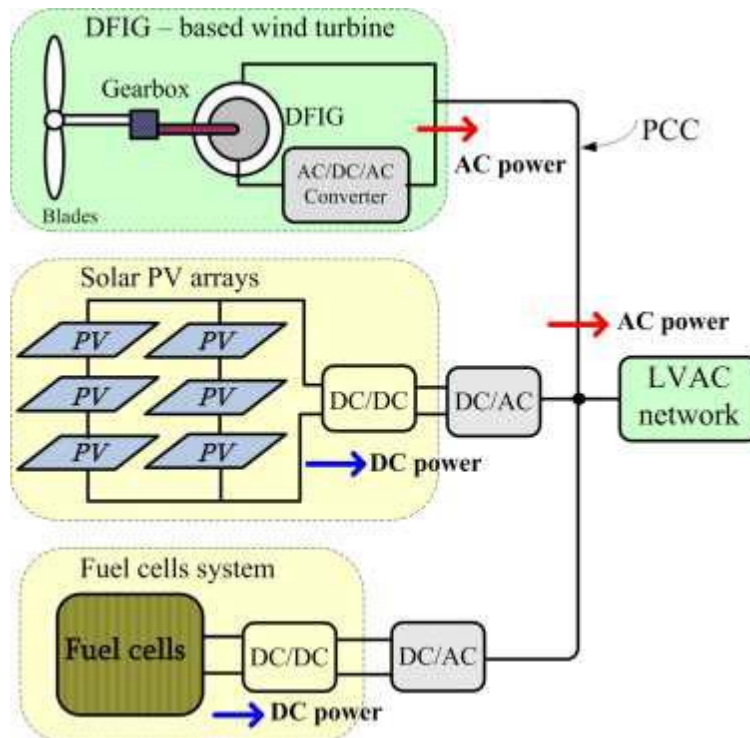
- α. Η τάση, η συχνότητα και η ισχύς της ποιότητας είναι τρεις κύριες παράμετροι που πρέπει να εξεταστούν και να ελέγχονται σε αποδεκτά επίπεδα, ενώ παράλληλα διατηρείται το ισοζύγιο ενέργειας και ισχύος.
- β. Η ηλεκτρική ενέργεια πρέπει να αποθηκεύεται σε συστοιχίες μπαταριών, με αποτέλεσμα να απαιτείται αρκετός χώρος αλλά και συντήρηση.
- γ. Ο επανασυγχρονισμός με το κεντρικό δίκτυο παρουσιάζει ορισμένες φορές δυσκολία.
- δ. Η τοποθέτηση αξιόπιστων διατάξεων προστασίας αποτελεί μια εκ των σημαντικότερων προκλήσεων σε ότι αφορά την λειτουργία ενός μικροδικτύου.
- ε. Θέματα όπως η αναμονή φορτίου και η ακριβής μέτρηση της ενέργειας (παραγόμενης και λαμβανόμενης από το δίκτυο) ίσως σταθούν εμπόδια στην ανάπτυξη των μικροδικτύων αρχικά.
- στ. Πρότυπα διασύνδεσης πρέπει να αναπτυχθούν για να εξασφαλιστεί η συνοχή. (Ωστόσο το IEEE P1547, ένα πρότυπο που προτείνεται από το Ινστιτούτο Ηλεκτρολόγων και Ηλεκτρονικών Μηχανικών καταλήγει στην πλήρωση αυτού του κενού).

### 6.4 Προσδιορισμός AC μικροδικτύου

Όλες οι μονάδες παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας με εναλλασσόμενη AC ισχύ είναι άμεσα συνδεδεμένες με το ζυγό εναλλασσόμενης τάσης (AC bus link) και με το κύριο σύστημα μετατροπής ισχύος για τη σταθερή σύζευξη τους. Παραδείγματα τέτοιων μονάδων που παράγουν στην έξοδο τους AC ισχύ είναι οι ανεμογεννήτριες, το βιοαέριο και οι στρόβιλοι. Αυτά συνήθως συνδέονται άμεσα ή μπορεί να χρειαστούν AC/DC/AC μετατροπείς ισχύος για να επιτρέπουν τη σταθερή σύζευξη τους με τα δίκτυα χαμηλής τάσης εναλλασσόμενου ρεύματος. Στην περίπτωση αυτή, το δίκτυο χαμηλής τάσης AC μπορεί να διασυνδεθεί με το κεντρικό σύστημα μέσω ενός μετασχηματιστή [42].

Επιπλέον, τα φορτία AC συνδέονται απευθείας, ενώ τα φορτία DC έχουν ανάγκη τους μετατροπείς ρεύματος AC/DC για να συνδεθούν με τα δίκτυα AC. Από την άλλη πλευρά, οι μονάδες παραγωγής που παράγουν έξοδο συνεχούς ρεύματος (π.χ. οι ηλιακές φωτοβολταϊκές συστοιχίες, οι κυψέλες καυσίμου και οι συσκευές αποθήκευσης ενέργειας (μπαταρίες)) μπορούν να συνδεθούν με τη γραμμή των δικτύων AC χρησιμοποιώντας DC/AC μετατροπείς. Το σχήμα δείχνει την τυπική διαμόρφωση των μονάδων παραγωγής με την έξοδο AC ισχύος (π.χ. ανεμογεννήτριες) και αυτά με την DC έξοδο ισχύος (π.χ. συστήματα ΦΒ και κυψέλες καυσίμου) συνδεδεμένο με το δίκτυο χαμηλής τάσης εναλλασσόμενου ρεύματος [45].





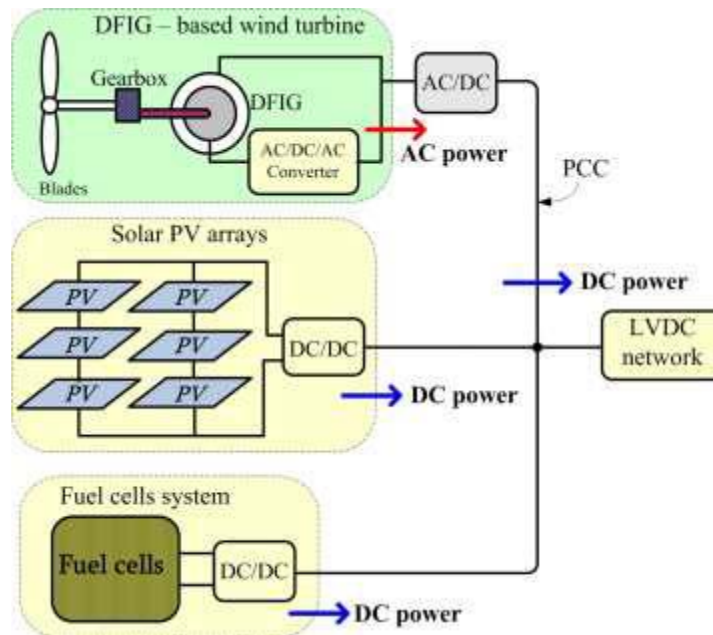
Εικόνα 57: Τυπική διαμόρφωση μονάδων παραγωγής με δίκτυο χαμηλής AC τάσης

## 6.5 Προσδιορισμός DC μικροδικτύου

Η λειτουργία των σημερινών καταναλωτικών εξοπλισμών και της μελλοντικής διανεμημένης ανανεώσιμης ενέργειας χρειάζονται για 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 [42].

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 αρθρωτή 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) [42].

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. Το σχήμα απεικονίζει το δίκτυο DC με τις μονάδες παραγωγής συνδεδεμένες με αυτό μέσω της κοινής γραμμής DC. Για το σκοπό αυτό, οι μονάδες παραγωγής AC (πχ ανεμογεννήτριες) για τη σύνδεση τους με το δίκτυο DC χρειάζονται μετατροπείς, ενώ οι μονάδες παραγωγής DC συνδέονται άμεσα όπως φαίνεται στην εικόνα [45].



Εικόνα 58: Τυπική διαμόρφωση μονάδων παραγωγής για σύνδεση με δίκτυο DC τάσης

## 6.6 Εμφάνιση των DC μικροδικτύων [42]

Τα σύστημα ηλεκτρικής ενέργειας σχεδιάστηκαν για να μετακινούν από τον κεντρικό σταθμό εναλλασσόμενο ρεύμα (AC), μέσω των γραμμών μεταφοράς υψηλής τάσης και των γραμμών διανομής τάσεως, προς τα νοικοκυριά και τις επιχειρήσεις που χρησιμοποιούν στην πλειοψηφία στα φώτα πυρακτώσεως, εναλλασσόμενου ρεύματος και σε άλλο εξοπλισμό AC. Όμως ο σημερινός καταναλωτικός εξοπλισμός και η μελλοντική διανομή ανανεώσιμης πηγής ενέργειας απαιτεί την επανεξέταση αυτού του μοντέλου. Ηλεκτρονικές συσκευές (όπως υπολογιστές, λαμπτήρες φθορισμού, συστήματα μετάδοσης μεταβλητής ταχύτητας και πολλά άλλα οικιακά και επιχειρηματικά συστήματα, συσκευές και εξοπλισμός) χρειάζονται συνεχές ρεύμα (DC). Ωστόσο, όλες αυτές οι συσκευές συνεχούς ρεύματος όπως αναφέρθηκε και πιο πάνω απαιτούν τη μετατροπή του εναλλασσόμενου ρεύματος του κτιρίου σε συνεχές, μια μετατροπή δηλαδή που χρησιμοποιεί αναποτελεσματικούς ανορθωτές.

Επιπλέον, η καταναλωμένη ανανεώσιμη πηγή ενέργειας (όπως το φωτοβολταϊκό πάνελ) παράγει συνεχές ρεύμα, αλλά θα πρέπει να μετατραπεί σε AC ώστε να συνδεθεί με το ηλεκτρικό σύστημα του κτιρίου και αργότερα να μετατραπεί σε DC για τελικές χρήσεις. Αυτές οι μετατροπές AC-DC (ή DC-AC-DC στην περίπτωση του φωτοβολταϊκού) οδηγεί σε σημαντικές απώλειες ενέργειας.

Γι' αυτό και μια πιθανή λύση είναι ένα μικροδίκτυο DC, το οποίο είναι ένα δίκτυο συνεχούς ρεύματος στο εσωτερικό ενός κτιρίου που ελαχιστοποιεί ή εξαλείφει εντελώς αυτές τις απώλειες μετατροπών.

Στο σύστημα του μικροδικτύου DC, το εναλλασσόμενο ρεύμα (AC) μετατρέπεται σε συνεχές κατά την είσοδό του στο DC δίκτυο χρησιμοποιώντας ένα ανορθωτή υψηλής απόδοσης, το οποίο στη συνέχεια διανέμεται στο DC εξοπλισμό που εξυπηρετείται από το δίκτυο συνεχούς ρεύματος. Κατά μέσο όρο, το σύστημα αυτό μειώνει τις AC σε DC απώλειες μετατροπής από μια μέση απώλεια περίπου 32% στο 10%. Επιπλέον, μια στέγη με φωτοβολταϊκά (PV) και άλλες καταναλωμένες

πηγές ενέργειας DC μπορούν να τροφοδοτήσουν άμεσα σε DC εξοπλισμούς, μέσω του μικροδικτύου DC, χωρίς την απώλεια ενέργειας της διπλής μετατροπής (DC-AC-DC ή AC-DC), η οποία θα χρειαζόταν εάν η DC παραγωγή τροφοδοτούνταν από ένα AC σύστημα [46].

## **6.7 AC εναντίον DC μικροδίκτυα [42]**

Κοιτάζοντας πίσω από έναν αιώνα στο αγώνα για την κυριαρχία στο χώρο της ηλεκτρικής ενέργειας, έγινε μεγάλη μάχη μεταξύ AC και DC για το ποια μορφή ρεύματος από τις δύο θα επικρατήσει στην πρώτη θέση. Τέσσερα μόνο είναι τα σημαντικά σημεία που πρέπει να επισημανθούν :

- α.** Η παραγωγή ενέργειας για πελάτες χονδρικής σε μεγάλες εγκαταστάσεις ήταν φθηνότερη από ότι σε πολλούς μικρούς καταναμημένους σταθμούς.
- β.** Το εναλλασσόμενο ρεύμα θα μπορούσε να διανύσει μεγάλες αποστάσεις με μικρές απώλειες, σε αντίθεση με το συνεχές.
- γ.** Οι λαμπτήρες πυρακτώσεως που αποτελούσαν την πλειοψηφία του φορτίου λειτουργούσαν με AC ρεύμα.
- δ.** Οι ημιαγωγοί δεν είχαν ακόμη εφευρεθεί.

Οι κατευθυντήριες αρχές των Smart Grid υπενθυμίζουν, ότι η εξίσωση ισχύος πρέπει να αναλαμβάνει την προστασία του περιβάλλοντος περισσότερο, και να έχει μια αυξανόμενη ανάγκη για καταναμημένη παραγωγή DC, όπως είναι η φωτοβολταϊκή και η DC αποθήκευση. Εν τω μεταξύ, οι ηλεκτρονικές συσκευές αποτελούν το ταχύτερα αναπτυσσόμενο τμήμα του φορτίου.

Η δυναμική των LED ως πηγή φωτός για τις κοινές εφαρμογές φωτισμού που χρειάζεται DC ρεύμα θα κυριαρχήσει στην αγορά φωτισμού. Τα φωτοβολταϊκά πάνελ επίσης έχουν καθοριστεί για τη διανομή σε DC φωτισμό. Αυτή η ενέργεια, όπως στο παράδειγμα φωτισμού, φέρνει στους χρήστες και στους παραγωγούς βασικά οφέλη που το μοντέλο AC δεν προσφέρει, αποφεύγοντας απώλειες μεταφοράς και διανομής και απώλειες μετατροπής στο κτίριο. Όλα αυτά οδηγούν σε μια καλή αξιολόγηση για την εξοικονόμηση ενέργειας που προσφέρουν τα DC μικροδίκτυα.

Σε περίπτωση που η εξοικονόμηση προέρχεται από τη βελτιωμένη παροχή ηλεκτρικού ρεύματος μόνο 70% ή 75% απόδοση θεωρείται ως μέσο εύρος για τροφοδοτικά εναλλασσόμενου ρεύματος και 90% χρησιμοποιείται για το μετατροπέα υψηλής απόδοσης που θα μπορούσε να χρησιμοποιηθεί σε ένα μικροδίκτυο DC. Οι μετατροπείς αυτοί διατίθενται σήμερα στην αγορά. Ο παρακάτω πίνακας δείχνει τους τομείς αυτούς, τα σχετικά φορτία, καθώς και τις δυνατότητες εξοικονόμησης:

Πίνακας 5: Πίνακας φορτίων και εξοικονόμησης ενέργειας

Device	MWh used	Potential DC microgrid savings	MWh saved
Refrigerators	160,158,600	40% <sup>19</sup>	64,063,440
Indoor/Outdoor Lighting	103,113,000	15%	15,466,950
Furnace Fan	39,193,200	25%	9,798,300
Microwave	19,801,800	15%	2,970,270
Color TV	33,960,600	15%	5,094,090
VCR / DVD	11,593,800	15%	1,739,070
Cable Boxes	2,975,400	15%	446,310
Satellite Dish	1,846,800	15%	277,020
Desktops	17,647,200	15%	2,647,080
Laptops	1,333,800	15%	200,070
Printers	4,617,000	15%	692,550
Pool Filter Pump	10,054,800	25%	2,513,700
Ceiling Fan	9,849,600	30%	2,954,880
Water Pump	5,643,000	25%	1,410,750
Stereo Systems	5,130,000	15%	769,500
Evaporative Cooling	3,283,200	25%	820,800
Portable Stereos	718,200	15%	107,730
Cordless telephones/answer	4,514,400	15%	677,160
Rechargeable tools	2,154,600	15%	323,190
Residual <sup>20</sup>	82,285,200	10%	8,228,520
<b>Total</b>	<b>519,874,200</b>		<b>121,201,380</b>

Όλα αυτά οδηγούν στα παρακάτω συμπεράσματα:

#### α. Ικανότητα εξοικονόμησης παραγωγής (MW)

Αυτά τα μεγάλα δυνητικά οφέλη από την αποδοτικότητα θα έχουν άμεσο θετικό αντίκτυπο στην παραγωγή και την ικανότητα σχεδιασμού προς όφελος όλων των ενδιαφερόμενων φορέων στο δίκτυο. Χρησιμοποιώντας σύγχρονα δεδομένα από το 2006 για την ανάλυση του φορτίου, φαίνεται πώς ένα μικρότερο φορτίο θα αποφέρει μεγάλα οφέλη. Για παράδειγμα, εξοικονομώντας 337 TWh της παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας, οι διαχειριστές των δικτύων θα μπορούσαν να έχουν τη δυνατότητα να κλείσουν ή να μην κατασκευάσουν περίπου 75 GW σταθμούς παραγωγής.

#### β. Μεταφορά και διανομή

Το κύριο πλεονέκτημα του εναλλασσόμενου ρεύματος είναι η αποτελεσματικότητα του ως προς τη διαχείριση και μεταφορά ισχύος σε μεγάλες αποστάσεις. Η μείωση των φορτίων κατά την τελική χρήση και η διευκόλυνση της τοπικής παραγωγής οδηγεί σε μείωση των φορτίων για τα συστήματα μεταφοράς και διανομής. Ως εκ τούτου, θα πρέπει να χρησιμοποιείται στο μέγιστο το εναλλασσόμενο ρεύμα του δικτύου για να υπάρχει μέγιστο όφελος, όπως γίνεται και με τα DC μικροδίκτυα που μειώνουν τα φορτία κατά την τελική χρήση και να διευκολύνουν την επί τόπου παραγωγή. Άλλα συστήματα συνεχούς μεταφοράς υψηλής τάσης είναι έξω από το πεδίο εφαρμογής της παρούσας ανάλυσης.

Είναι ενδιαφέρον να σημειωθεί, ωστόσο, ότι οι βραχυπρόθεσμες γραμμές υψηλής τάσης συνεχούς ρεύματος λειτουργούν μεταξύ των μεγάλων εδαφικών υπηρεσιών του δικτύου, έτσι ώστε τα μεγάλα δίκτυα του εναλλασσόμενου ρεύματος να είναι συγχρονισμένα και να μπορούν να παραμένουν συνδεδεμένα μεταξύ τους, χωρίς απαραίτητα την ανάγκη να ταιριάζουν με τη φάση των γειτονικών τους. Αυτή η απομονωμένη περιοχή είναι σημαντική όταν ένα μεγάλο τμήμα του δικτύου βγαίνει εκτός λειτουργίας. Με τις DC συνδέσεις στις γειτονικές περιοχές του δικτύου, η on-line επιστροφή είναι ευκολότερη όταν η επανερχόμενη γεννήτρια δεν πρέπει να συγχρονιστεί με μια ακριβή φάση ενός συνδεδεμένου συστήματος.

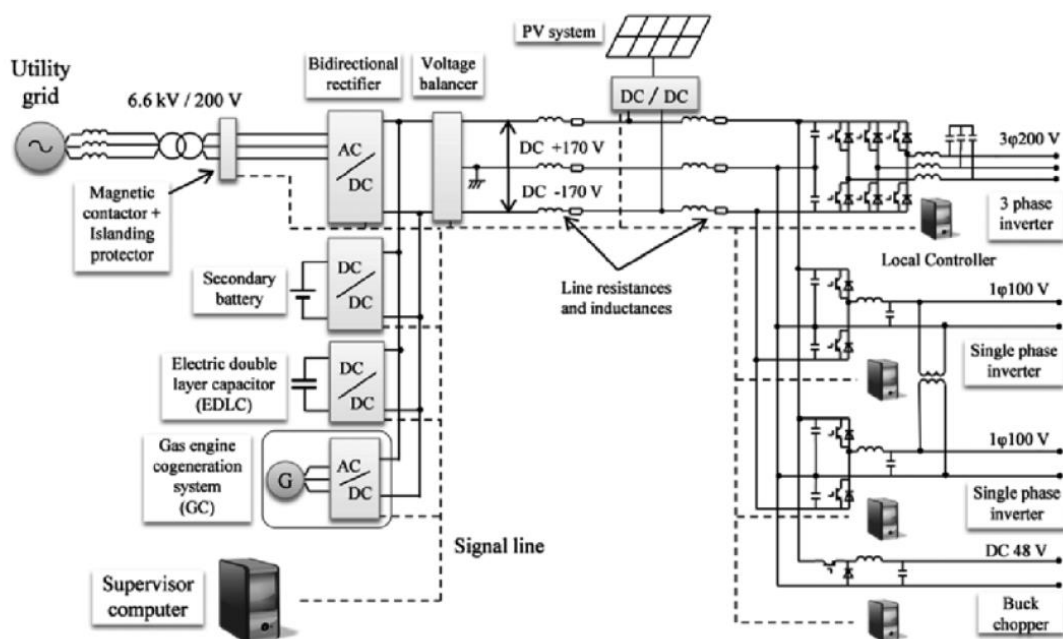
Πρόσθετα οφέλη για την επί τόπου παραγωγή ηλεκτρικής ενέργειας από τις πηγές συνεχούς ρεύματος (π.χ. ηλιακή φωτοβολταϊκή, μικρές ανεμογεννήτριες, κυψέλες καυσίμου και γεννήτριες συνεχούς ρεύματος)

Τα DC μικροδίκτυα είναι πιο αποτελεσματικά, καθώς παράγουν λιγότερη θερμότητα στο εσωτερικό του κτιρίου και αυτό το ηλεκτρικό όφελος απόδοσης μπορεί να εξηγηθεί λόγω του ότι αποφεύγεται ένα σημαντικό φορτίο ψύξης.

Πρέπει επίσης να σημειωθεί ότι οι πολλαπλές πηγές ρεύματος στα DC μικροδίκτυα μπορούν να λειτουργήσουν πιο ομαλά. Δεν χρειάζεται να ταιριάζει η φάση όπως απαιτείται στα συστήματα εναλλασσόμενου ρεύματος και η αποτελεσματικότητα που παρατηρείται οφείλεται σε μπαταρίες, μικρές ανεμογεννήτριες, κυψέλες καυσίμου και γεννήτριες συνεχούς ρεύματος. Αυτό έχει μεγάλες δυνατότητες με την έννοια ότι θα μπορούσε να ανταποκριθεί κοντά σε πραγματικό χρόνο για την αυξημένη ζήτηση φορτίου, παρέχοντας μεγαλύτερη χωρητικότητα της μπαταρίας. Επιπλέον συνδυάζοντας πολλαπλές μικροπηγές ρεύματος υπάρχει η πιθανότητα πολλά διαφορετικά καύσιμα να μπορούν να χρησιμοποιηθούν στο εργοτάξιο, πράγμα που αυξάνει την εγγενή ασφάλεια του συστήματος.

## 6.8 DC Μικροδίκτυα

Το block διάγραμμα ενός DC μικροδικτύου φαίνεται στην παρακάτω Εικόνα:



Εικόνα 59: DC μικροδίκτυο

### 6.8.1 Συστατικά μέρη DC Μικροδικτύου [8]

Ένα DC μικροδίκτυο αποτελείται από τα κάτωθι επί μέρους στοιχεία:

**α. Μία ή περισσότερες πηγές ηλεκτρικής ενέργειας:** Οι πηγές αυτές μπορεί να παράγουν, σε πρώτο στάδιο, είτε συνεχή είτε εναλλασσόμενη τάση/ρεύμα, ενώ με τη μεσολάβηση των ηλεκτρονικών ισχύος του συστήματος, όλα τα AC μεγέθη ανορθώνονται σε DC μορφή.

**β. Διατάξεις αποθήκευσης:** Για την κάλυψη υψηλών τιμών ζήτησης και την αποθήκευση περίσσειας ενέργειας ένα DC μικροδίκτυο (ιδιαίτερα όταν βρίσκεται σε απομονωμένη λειτουργία) μπορεί να χρησιμοποιεί ενέργεια που αποθηκεύεται σε υπερπυκνωτές, υπεραγωγίμα πηνία, συσσωρευτές ή ακόμα και υπό δυναμική μορφή (μέσω αντλιών, συμπιεστών κλπ)

**γ. Ηλεκτρονικά Ισχύος:** Φροντίζουν για την μετατροπή της παραγόμενης ενέργειας στην κατάλληλη μορφή, προς τροφοδοσία του μικροδικτύου, ενώ μέσω αυτών καθίσταται δυνατή η αποτελεσματική ρύθμιση του ποσοστού συμμετοχής των πηγών τροφοδοσίας. Σε περίπτωση διασυνδεδεμένης λειτουργίας ο ρόλος τους αποκτά και άλλες διαστάσεις, όπως τον έλεγχο της της ροής ισχύος από και προς το μικροδίκτυο.

**δ. Σύστημα διανομής:** Πρόκειται περί καλωδιώσεων μεταξύ των επί μέρους στοιχείων του μικροδικτύου, με στόχο τη σύνθεση ενός ολοκληρωμένου ηλεκτρικού δικτύου. Συνήθως παρατηρείται η παρουσία ενός κεντρικού ζυγού (DC bus), στον οποίο συνδέονται οι πηγές τροφοδοσίας και τα ηλεκτρικά φορτία, μέσω ηλεκτρονικών ισχύος. Στην κατηγορία αυτή συμπεριλαμβάνονται επίσης οι διατάξεις προστασίας καθώς και οι διατάξεις ηλεκτρονικού ελέγχου.

**ε. Ηλεκτρικά φορτία:** Όπως σε όλα τα ηλεκτρικά δίκτυα, έτσι και εδώ, η παραγόμενη ηλεκτρική ενέργεια μεταβιβάζεται σε κάποιον τελικό καταναλωτή, προς κάλυψη των ενεργειακών αναγκών του.

### 6.8.2 Πλεονεκτήματα DC Μικροδικτύων [42]

Το κύριο πλεονέκτημα ενός DC μικροδικτύου είναι ότι παρέχει μια καλύτερη συμμόρφωση της διεσπαρμένης παραγωγής (DER) και των φορτίων. Για παράδειγμα, η ηλιακή φωτοβολταϊκή ενέργεια και η αποθήκευση των μπαταριών θα χρησιμοποιήσουν μόνο μια μετατροπή DC-DC στα DC μικροδίκτυα γεγονός που παρέχει μια απλούστερη και οικονομικά αποδοτικότερη δομή με ένα πολύ πιο εύκολο έλεγχο στρατηγικής.

Το DC μικροδίκτυο διευκολύνει επίσης τη συμμετοχή των περιστρεφόμενων μηχανών εναλλασσόμενου ρεύματος με μεταβλητή συχνότητα. Η εφαρμογή της μεταβλητής συχνότητας σε συστήματα εναλλασσόμενου ρεύματος θα απαιτούσε μετατροπή AC-DC-AC για να δεσμεύσει τέτοιες παραγωγικές μονάδες με συχνότητα στα συστήματα εναλλασσόμενου ρεύματος. Επιπλέον, αυτές οι λιγότερες AC-DC-AC μετατροπές οδηγούν στη μείωση των απωλειών μετατροπής της ενέργειας και στη μείωση των απαιτούμενων συστημάτων ψύξης και αερισμού σε εφαρμογή με έντονη χρήση ηλεκτρικής ενέργειας, όπως τα κέντρα δεδομένων.

Μικρότερες απώλειες καλωδίων έχουμε στα DC μικροδίκτυα, οι οποίες οφείλονται στην απουσία των επιπτώσεων στο δέρμα καθώς και στην απουσία άεργου ισχύος

σε αγωγούς, που προσφέρουν μια πιο οικονομική παροχή ισχύος από εκείνο στα AC μικροδίκτυα.

Οι στρατηγικές ελέγχου που εφαρμόζονται σε DC μικροδίκτυα είναι λιγότερο πολύπλοκες από εκείνες στα AC μικροδίκτυα. Τα AC μικροδίκτυα χρησιμοποιούν ενεργό (P-f) και άεργο (Q-V) καμπύλες ελέγχου, ενώ τα DC μικροδίκτυα έχουν μόνο P-V καμπύλες ελέγχου και αμβλύνουν την ανάγκη για την αντιστάθμιση άεργου ισχύος και τη μείωση κυκλοφορούντων άεργων ρευμάτων.

Οι απλουστευμένες στρατηγικές ελέγχου συμβάλουν στην αύξηση της ανθεκτικότητας του DC μικροδικτύου. Επιπλέον, η εξάλειψη της γωνίας φάσης της συχνότητας και της τάσης διευκολύνει τον επανασυγχρονισμό του DC μικροδικτύου με το κεντρικό δίκτυο. Σε τέτοιες περιπτώσεις, η προσαρμογή της συχνότητας του μικροδικτύου με την αντίστοιχη γωνία φάσης δεν είναι πλέον ένα κρίσιμο ζήτημα επανασυγχρονισμού για τα μικροδίκτυα.

Τέλος, υψηλότερη ποιότητα ισχύος προσφέρεται από τα DC μικροδίκτυα καθώς η άεργος ισχύς και οι αρμονικές δεν παίζουν ρόλο στα συστήματα συνεχούς ρεύματος [47].

### **6.8.3 Μειονεκτήματα DC μικροδικτύων [42]**

Τα DC μικροδίκτυα παρουσιάζουν επίσης μια σειρά από περιορισμούς και προκλήσεις. Από την πλευρά της λειτουργίας τους, η χρήση της διαφοράς τάσης ως κινητήρια δύναμη για τη ροή ισχύος μπορεί να επηρεάσει το προφίλ της τάσης στα DC μικροδίκτυα, ειδικά όταν τα μικροδίκτυα ελέγχονται με την bus signaling μέθοδο (DBS). Σε τέτοιες περιπτώσεις, ο προγραμματισμός της παραγωγής και κατανομής του φορτίου των DERS καθορίζεται με βάση μόνο των τελικών συνεχών τάσεων.

Από άποψη προστασίας οι DC διακόπτες είναι πιο ογκώδης και πιο ακριβοί από αυτούς στα συστήματα εναλλασσόμενου ρεύματος.

Τέλος πολλές στρατηγικές προστασίας πρέπει να εφαρμοστούν στο DC μικροδίκτυο καθώς ο περιορισμός του ρεύματος σφάλματος του μετατροπέα σε συνδυασμό με τα DERS αμφισβητούν την παραδοσιακή μέθοδος προστασίας έναντι του ρεύματος [47].

## **6.9 DC μικροδίκτυα και UAV [28]**

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 αναφέρθηκαν, 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), εφόσον αυτό δε συνεπάγεται σημαντικές θερμικές απώλειες μεταφοράς. Ακόμα, το DC σύστημα διανομής ενός UAV είναι ιδιαίτερα απλό, και αποτελεί πάντα μία ενιαία οντότητα.



## 7. ΕΝΕΡΓΕΙΑΚΕΣ ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ ΠΤΗΣΕΩΣ

### 7.1 Γενικά

Τα τελευταία χρόνια, καταβάλλονται μεγάλες προσπάθειες για την ενσωμάτωση των ανανεώσιμων πηγών ενέργειας (ΑΠΕ) στο σύστημα πρόωσης των μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων (UAV). Αυτό ισχύει για μικρά UAV, με ορίζοντα να επεκταθεί και σε μεγάλα UAV στις επόμενες δεκαετίες. Για να αντικατασταθούν τα συμβατικά συστήματα πρόωσης, θα πρέπει πρώτα να εξεταστούν οι ανάγκες ισχύος των αεροσκαφών. Η απαιτούμενη ισχύς εξαρτάται από το στάδιο πτήσης του UAV από την απογείωση έως την προσγείωση, ενώ ο υπολογισμός της ποικίλλει σε σχέση με τον τύπο του συστήματος πρόωσης, ο οποίος χωρίζεται σε δύο κύριες κατηγορίες, τους κινητήρες με έλικα και τους κινητήρες jet. Ωστόσο, κατά την ανάλυσή τους, ανακύπτουν δύο σημαντικά εμπόδια. Πρώτον οι παράμετροι που απαιτούνται για την εκτίμηση ισχύος δεν δημοσιοποιούνται από τους κατασκευαστές και δεύτερον η ανάλυση αλλάζει σε σχέση με τον τύπο του κινητήρα. Η ενότητα αυτή επικεντρώνεται στη μαθηματική ανάλυση της απαιτούμενης ισχύος για σύστημα πρόωσης με έλικα και παρουσιάζεται εκτενώς για κάθε φάση πτήσης, βασιζόμενη σε μια μέθοδο εκτίμησης παραμέτρων που ισχύει για οποιονδήποτε τύπο αεροσκάφους [48][53]. Για την ανάλυση, έχει επιλεγεί το **UAV Penguin C** της εταιρίας **UAV FACTORY** [49].



Εικόνα 60: Το UAV Penguin C της εταιρίας UAV FACTORY

Τα προωθητικά συστήματα των UAV περιλαμβάνουν μια ποικιλία επιλογών όπως, έλικες που συνδέονται με κινητήρες εσωτερικής καύσης, κινητήρες wankel ή κινητήρες jet για τα μεγαλύτερα UAV, ενώ υπάρχει και η επιλογή για ηλεκτρικούς κινητήρες DC χωρίς ψήκτρες, κυψέλες καυσίμου, ηλιακά συστήματα και μπαταρίες για τα μικρότερα UAV. Εξετάζονται επίσης τα υβριδικά UAV, που περιλαμβάνουν ηλεκτρικές γεννήτριες που κινούνται από κινητήρες πρόωσης εσωτερικής καύσης. Στην περίπτωση που το UAV τροφοδοτείται με ρεύμα από κυψέλες καυσίμου, μπαταρίες ή άλλες ανανεώσιμες πηγές ενέργειας, όπως η ηλιακή, εκπέμπει

μηδενικούς ρύπους, ενώ υπάρχει διαβεβαίωση για την πολύ απαραίτητη, αθόρυβη λειτουργία κατά την πτήση.

Ένα μη επανδρωμένο αεροσκάφος, σχεδιασμένο για την εκτέλεση αποστολών παρακολούθησης, δεν είναι απαραίτητο να διαθέτει τη δυνατότητα μεταφοράς φορτίων υψηλού βάρους. Ως αποτέλεσμα, οι ενεργειακές απαιτήσεις πτήσεως είναι αρκετά μειωμένες συγκριτικά με ένα επανδρωμένο αεροσκάφος, ή κάποιου άλλου τύπου UAV. Φυσικά, αν η απαιτούμενη ενέργεια προς τροφοδοσία του συστήματος προώθησης (συχνότερα μία ή περισσότερες προπέλες/έλικες) εξασφαλίζεται μέσω καυσίμων, η μεταφορά βαρύτερου φορτίου (περισσότερα καύσιμα), συνεπάγεται άμεσα την αύξηση της αυτονομίας πτήσεως. Η χρήση ηλεκτροκινητήρων έναντι ΜΕΚ προτιμάται, λόγω των πλεονεκτημάτων τους στην εκτέλεση αποστολών αυτού του τύπου. Στη μεγαλύτερη πλειοψηφία τους, τα σύγχρονα ηλεκτροκίνητα UAV μικρού και μεσαίου μεγέθους τροφοδοτούνται από συστοιχίες μπαταριών, ενώ σε κάποιες περιπτώσεις έχουμε και την παρουσία κάποιας ανανεώσιμης πηγής ηλεκτρικής ενέργειας, προς δημιουργία ενός υβριδικού συστήματος ηλεκτρικής ισχύος. Στα συστήματα αυτά οι μπαταρίες επιτελούν συνήθως το βοηθητικό ρόλο της συμπλήρωσης του απαιτούμενου φορτίου, όταν η κύρια πηγή τροφοδοσίας αδυνατεί να το καλύψει εξ ολοκλήρου, ενώ σε περίπτωση αστοχίας αυτής, αναλαμβάνουν την τροφοδοσία των λειτουργιών έκτακτης προσγείωσης. Φυσικά και το αντίθετο μπορεί να συμβαίνει (πχ σε συστήματα που ενσωματώνουν Φ/Β στοιχεία και μπαταρίες, μπορεί ο ρόλος των Φ/Β να περιορίζεται στη φόρτιση των μπαταριών). Σε κάθε περίπτωση, η λειτουργία του αεροσκάφους αποτελεί μία ιδιαίτερα οικονομική και φιλική προς το περιβάλλον διαδικασία. Ο ισχυρισμός αυτός βασίζεται στο γεγονός πως, με την συμπερίληψη ΑΠΕ στο σύστημα τροφοδοσίας, το βάθος εκφόρτισης των μπαταριών μπορεί να αυξομειώνεται κατ' επιλογήν κατά τη διάρκεια της πτήσης, με αποτέλεσμα η διάρκεια ζωής τους να αυξάνεται σημαντικά. Με βάση την υπάρχουσα τεχνολογία, η ενσωμάτωση φωτοβολταϊκών στοιχείων καθώς και κυψελών καυσίμου είναι δυνατή, με πλήθος μοντέλων να είναι ήδη διαθέσιμα στην αγορά [8].

Όσον αφορά την επιλογή του ηλεκτρικού κινητήρα του συστήματος, τη βέλτιστη εναλλακτική για εφαρμογές στην αεροπλοΐα αποτελούν οι **brushless-DC κινητήρες**, λόγω του υψηλού βαθμού απόδοσης (**θεωρητικά ~95%**) και του μειωμένου βάρους που συνεπάγεται η απουσία ψυκτών. Η αξιολόγηση του συνολικού συστήματος προώθησης κινητήρα-προπέλας, αποτελεί ένα ιδιαίτερα σύνθετο ζήτημα. Η **συνολική απόδοση του συστήματος** μπορεί να κυμαίνεται από **70% έως 90%**, αναλόγως τη φάση πτήσεως, ενώ αν ληφθεί υπόψιν και η χρονική διάρκεια της κάθε φάσης, η μέση απόδοση αυξάνεται ή μειώνεται αναλόγως [8].

Στην ενότητα αυτή θα γίνει μαθηματική ανάλυση της απόδοσης του UAV Penguin C της UAV FACTORY. Ο κύριος σκοπός είναι να υπολογιστεί η απαιτούμενη ισχύς του UAV σε οποιοδήποτε στάδιο πτήσης. Για το λόγο αυτό, οι άγνωστες παράμετροι οι οποίες δεν είναι δημόσιες από τους κατασκευαστές, εκτιμώνται γρήγορα και εύκολα, χωρίς την ανάγκη χρονοβόρας εξειδικευμένης ανάλυσης, δεδομένου ότι το επίκεντρο αυτής της εργασίας, είναι η εκτίμηση ισχύος του UAV και όχι η λεπτομερή σχεδίαση ενός νέου αεροσκάφους. Οι άγνωστες παράμετροι υπολογίζονται χρησιμοποιώντας κυρίως δεδομένα από το φύλλο προδιαγραφών του, διευκολύνοντας τον υπολογισμό της απαιτούμενης ισχύος ανά φάση πτήσης.

## 7.2 Περιγραφή του UAV [49]

Το UAV Penguin C είναι λετονικής σχεδίασης και κατασκευής, της εταιρείας UAV FACTORY, διαθέτει σταθερά πτερύγια (fixed-wing UAV) και μηχανισμό πρόωσης με έλικα. Έχει μήκος 2,3 μέτρα, άνοιγμα φτερών 3,3 μέτρα, ύψος 0,202 μέτρα και μέγιστο βάρος απογείωσης 23 κιλά. Έχει τη δυνατότητα να μεταφέρει έως 10 λίτρα καυσίμου που του επιτρέπουν διάρκεια πτήσης έως 20 ώρες. Το μέγιστο υψόμετρο πτήσης του είναι τα 5000 μέτρα και η μέγιστη ταχύτητά του μπορεί να αγγίξει τα 32m/sec. Για να το επιτύχει αυτό χρησιμοποιεί ένα δίχρονο κινητήρα EFI που αποδίδει 3,4 ίππους (2,5kW).



Εικόνα 61: Συστατικά μέρη του UAV Penguin

Το συνολικό σύστημα του μη επανδρωμένου αεροχήματος, αποτελείται από το σταθμό ελέγχου εδάφους (GCS), την κεραία επικοινωνιών και τον καταπέλτη εκτόξευσης.



Εικόνα 62: Καταπέλτης του UAV Penguin C

Στο κάτω μέρος του, το UAV διαθέτει γυροσκοπικό οπτικό αισθητήρα της εταιρείας OCTOPUS, ο οποίος χρησιμοποιείται σε όλο το εύρος των επιχειρήσεων, από έρευνα και διάσωση, φύλαξη συνόρων, παρακολουθήσεις και ειδικές επιχειρήσεις με εξαιρετικά αποτελέσματα.



Εικόνα 63: Γυροσκοπικός οπτικός αισθητήρας

Από το σταθμό ελέγχου εδάφους (**GCS - Ground Control Station**) πραγματοποιείται ο έλεγχος και η πτήση του UAV από κατάλληλα εκπαιδευμένους χειριστές.



Εικόνα 64: Σταθμός ελέγχου εδάφους (GCS)

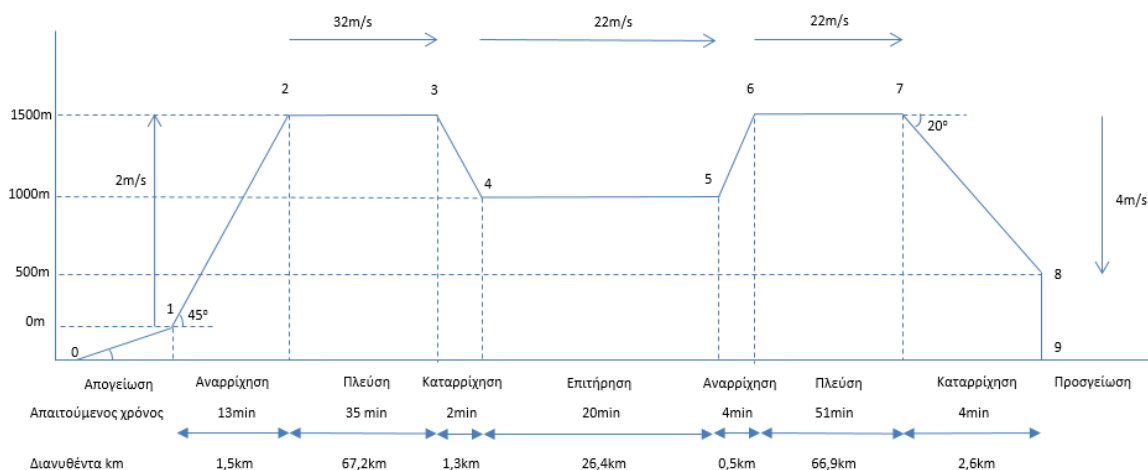
Η απογείωση του αεροχήματος γίνεται μέσω πεπιεσμένου αέρα από καταπέλτη 4 μέτρων (Εικόνα 62) και η προσγείωση με την βοήθεια αλεξιπτώτου και προστατευτικού αερόσακου (Εικόνα 65). Το σύνολο των τεχνικών χαρακτηριστικών του UAV Penguin C παρουσιάζεται στα Παραρτήματα 1 έως 3.



Εικόνα 65: Αλεξίπτωτο προσγείωσης

### 7.3 Προφίλ πτήσης

Το σενάριο της αποστολής που θα εκτελέσει το μη επανδρωμένο αεροσκάφος εμπίπτει στην κατηγορία αποστολών παρακολούθησης - συλλογής πληροφοριών. Ο στόχος που επιλέχθηκε, απέχει 70km από τη βάση του UAV, ενώ η συνολική διάρκεια πτήσης υπολογίστηκε στα 131 λεπτά. Αρχικά, το UAV τοποθετείται πάνω στον καταπέλτη εκτόξευσης, προκειμένου να αναπτύξει την απαραίτητη ταχύτητα απογείωσης  $V_{takeoff} = 24m/s$ . Στην συνέχεια ακολουθεί αναρρίχσή του με ρυθμό 2m/s μέχρι το επιθυμητό υψόμετρο πτήσης, το οποίο έχει οριστεί στα 1500 μέτρα, καθώς όπως προκύπτει από τα τεχνικά χαρακτηριστικά του UAV, δεν είναι ανιχνεύσιμο εξαιτίας του θορύβου της μηχανής, από τα 1000 μέτρα και πάνω. Η γωνία αναρρίχησης του UAV θεωρήθηκε στις 45°. Κατά τη φάση πλεύσης, το UAV κινείται προς τον επιθυμητό προορισμό με τη μέγιστη ταχύτητα πλεύσης, δηλαδή 32m/s. Όταν φθάσει στην περιοχή επιτήρησης, το UAV κατεβαίνει στα 1000 μέτρα προκειμένου να εκτελέσει την αποστολή του για συλλογή πληροφοριών. Στη περιοχή παραμένει για 20 λεπτά, πετώντας κυκλικά γύρω από το στόχο, με μειωμένη πλέον ταχύτητα στα 22m/s. Όταν ολοκληρώσει την επιτήρηση, ανεβαίνει ξανά σε υψόμετρο 1500 μέτρων και συνεχίζει να πλέει ταχύτητα 22m/s μέχρι να φθάσει εγγύς της βάσης. Στο σημείο αυτό, αρχίζει η καταρρίχηση με ρυθμό 4m/s και γωνία 20° μέχρι τα 500 μέτρα, όπου αναπτύσσει το αλεξίπτωτο και τους αερόσακους για την προσγείωσή του. Όλα τα παραπάνω στοιχειοθετούν το προφίλ της πτήσης του UAV, το οποίο παρουσιάζεται αναλυτικά στην Εικόνα 66.

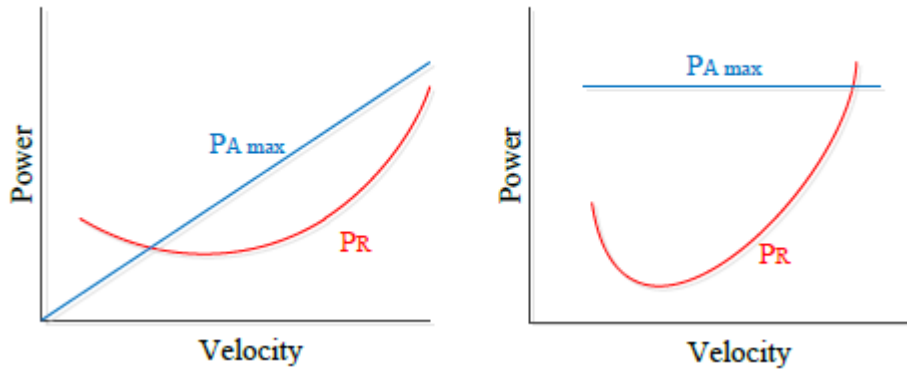


Εικόνα 66: Προφίλ πτήσης

## 7.4 Ορισμός τεχνικών παραμέτρων

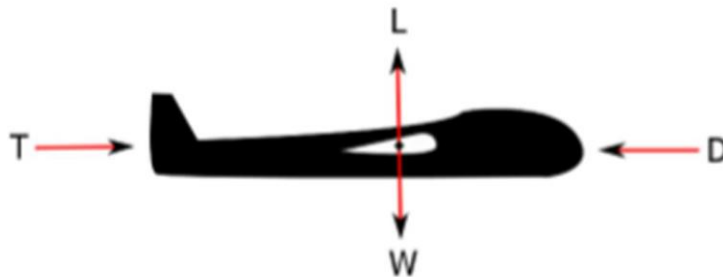
Τα UAV επιτήρησης μεγάλου υψομέτρου, είναι μεγάλα αεροσκάφη με πτερύγια τα οποία τροφοδοτούνται από συστήματα πρόωσης, όπως παλινδρομικός κινητήρας / έλικα, turboprop, turbofan και turbojet. Η επιλογή της κατάλληλης πρόωσης εξαρτάται από το σχεδιασμό και την επιθυμητή απόδοση του αεροσκάφους, καθώς υπάρχει ένας συσχετισμός μεταξύ της ώσης και της απόδοσης. Η έλικα είναι η πιο αποτελεσματική προωθητική συσκευή, αλλά σε υψηλές ταχύτητες καθίσταται αναποτελεσματική καθώς η ώθηση περιορίζεται από την ταχύτητα άκρου της έλικας. Αντίθετα, ο αεριωθούμενος κινητήρας, παράγει την κατάλληλη ώθηση για τις διηχητικές (transonic) και υπερηχητικές (supersonic) ταχύτητες, αλλά είναι λιγότερο αποτελεσματικός από την έλικα. Λόγω αυτής της συσχέτισης, τα αεροσκάφη χαμηλής ταχύτητας τροφοδοτούνται από έναν συνδυασμό παλινδρομικού κινητήρα / έλικα, ενώ τα αεροσκάφη υψηλής ταχύτητας τροφοδοτούνται από κινητήρες τζετ. Οι κινητήρες turbofan, ένας μεγάλος δηλαδή ανεμιστήρας που οδηγείται από ένα turbojet, έχουν σχεδιαστεί έτσι ώστε να δημιουργούν την ώθηση των κινητήρων jet σε συνδυασμό με την απόδοση των ελίκων. Οι κινητήρες turboprop, δηλαδή έλικα που κινείται από ένα στρόβιλο αερίου, είναι κατάλληλοι για αεροσκάφη με ταχύτητες που κυμαίνονται μεταξύ 300-400 mi/h.

Στους κινητήρες με βάση την έλικα (κινητήρες εμβόλων και turboprop) η ώθηση που παράγεται είναι μεταβλητή, ενώ η διαθέσιμη ισχύς από το σύστημα πρόωσης είναι σταθερή καθώς αλλάζει η ταχύτητα. Επιπλέον, η διαθέσιμη ισχύς μπορεί να είναι σημαντική ακόμη και αν το αεροσκάφος είναι ακίνητο. Για το λόγο αυτό, τα αεροσκάφη που κινούνται με έλικα βαθμολογούνται ως προς την ισχύ. Από την άλλη πλευρά, οι κινητήρες jet (turbojets και turbofans) βαθμολογούνται ως προς την ώση, καθώς η ώση τους είναι ανεξάρτητη από την ταχύτητα και μπορεί να μετρηθεί ακόμη και αν το αεροσκάφος βρίσκεται στο έδαφος ακόμα, με τους κινητήρες σε λειτουργία, ενώ αυξάνεται γραμμικά η διαθέσιμη ισχύς με την ταχύτητα, όπως απεικονίζεται στην Εικόνα 67. Για το λόγο αυτό, τα αεροσκάφη αεριωθούμενων αεροσκαφών βαθμολογούνται ως προς την ώθηση. Και στις δύο περιπτώσεις η μέγιστη ταχύτητα του αεροσκάφους καθορίζεται από τη διασταύρωση της διαθέσιμης και απαιτούμενης ισχύος έτσι ώστε το αεροσκάφος να παραμείνει στον αέρα.



Εικόνα 67: Διαθέσιμη ( $P_A$ ) και απαιτούμενη ισχύς ( $P_R$ ) για αεροπλάνα jet (αριστερά) και αεροπλάνα με έλικα (δεξιά)

Όλες οι παράμετροι, οι οποίες αναλύονται παρακάτω, αφορούν αεροσκάφη με έλικα, καθώς ανάλογος είναι και ο τύπος του UAV Penguin C που εξετάζεται.



Εικόνα 68: Φυσικές δυνάμεις αεροναυπηγικής του αεροσκάφους κατά τη διάρκεια της πλεύσης του

Ως **φόρτιση ισχύος** ορίζεται ως ο λόγος  $\frac{T}{W}$ , όπου  $T$  είναι η ώση που παράγεται από τη μηχανή και  $W$  το βάρος του αεροσκάφους. Το μέγεθος αυτό είναι ευθέως ανάλογο της επιτάχυνσης του αεροσκάφους και κατ' επέκταση του ρυθμού αναρρίχησης. Η τιμή του μεταβάλλεται συνεχώς κατά τη διάρκεια της πτήσης ενώ η εκτίμηση που αναφέρεται συνήθως αφορά τη μέγιστη στατική ώση προς το μέγιστο βάρος απογείωσης σε μηδενικό υψόμετρο πτήσης. Κατά τη φάση πλεύσης, παρατηρείται η ισότητα  $\frac{T}{W} = \frac{D}{L}$ , λόγω ισορροπίας των δυνάμεων κατά τον κατακόρυφο και οριζόντιο άξονα. Σε περίπτωση που η φόρτιση ισχύος είναι μεγαλύτερη της μονάδας και η οπισθέλκουσα παρουσιάζει επαρκώς μικρή τιμή, παρέχεται η δυνατότητα κάθετης επιτάχυνσης του αεροχήματος.

Ο **λόγος άντωσης προς οπισθέλκουσα**  $\frac{L}{D}$  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 υψηλός λόγος  $\frac{L}{D}$  (γι' αυτό συνήθως μας ενδιαφέρει η μέγιστη τιμή σε κάθε αεροσκάφος) είναι ένα από τα κύρια χαρακτηριστικά κατά τη σχεδίαση 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.

Ως **πτερυγικός φόρτος** ορίζεται ο λόγος  $\frac{W}{S}$ , όπου  $W$  είναι το συνολικό βάρος του αεροχήματος και  $S$  η επιφάνεια των φτερών του. Στην ουσία δηλώνει πόσο βάρος είναι ικανή να σηκώσει κάθε μονάδα επιφάνειας της πτέρυγας. Το μέγεθος αυτό είναι ιδιαίτερα σημαντικό, καθώς συνδέεται άμεσα με τις επιδόσεις του αεροσκάφους, όπως την ταχύτητα απώλειας στήριξης, τη μέγιστη ταχύτητα, την ταχύτητα απογείωσης, την ευχέρεια πραγματοποίησης ελιγμών κλπ. Πιο συγκεκριμένα, μικρότερες τιμές πτερυγικού φόρτου μεταφράζονται σε χαμηλότερες ταχύτητες απογείωσης/προσγείωσης και αύξηση της ευκινησίας του αεροχήματος. Αντίθετα, υψηλότερος πτερυγικός φόρτος (τα πολεμικά αεροσκάφη) συνεπάγεται μείωση της επιτάχυνσης κατά τη φάση της αναρρίχησης, καθώς και μεγαλύτερη ευστάθεια καθ' όλη τη διάρκεια της πτήσης.

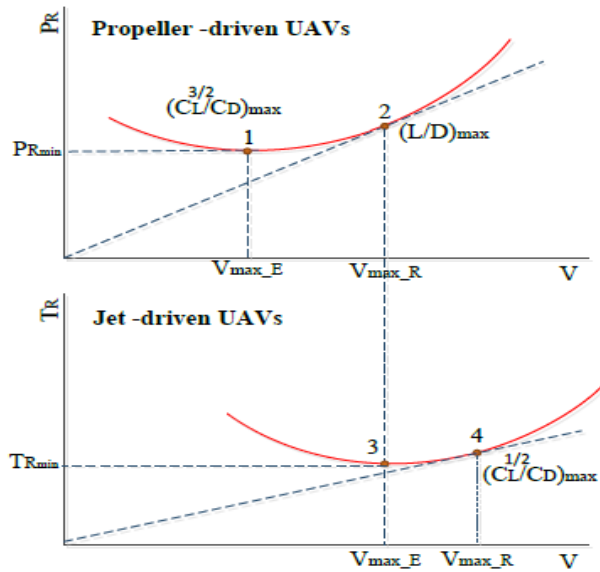
Η **μέγιστη εμβέλεια (R)**, δηλαδή η μέγιστη απόσταση που μπορεί να πετάξει ένα αεροσκάφος με ένα φορτίο καυσίμου, δίνεται από την εξίσωση Breguet. Προκειμένου ένα αεροσκάφος που κινείται με έλικα, να έχει τη μέγιστη δυνατή εμβέλεια, θα πρέπει να έχει την υψηλότερη δυνατή απόδοση έλικας και αναλογίας μικτού προς κενό βάρος, τη χαμηλότερη ειδική κατανάλωση καυσίμου και τη μέγιστη αναλογία άντωσης προς οπισθέλκουσα, όπως δίδεται στην εξίσωση:

$$R_{pr} = \frac{n_{pr}}{c_p} \left( \frac{L}{D} \right)_{max} \ln \frac{w_0}{w_{empty}} \quad (8.1)$$

Η **διάρκεια**, δηλαδή ο χρόνος που το αεροσκάφος μπορεί να μείνει στον αέρα με ένα φορτίο καυσίμου, έχει διαφορετικά χαρακτηριστικά πτήσης από αυτά που αναφέρονται στη μέγιστη εμβέλεια, εξαρτάται από το σύστημα πρόωσης του αεροσκάφους όπως φαίνεται στην Εικόνα 69 και δίδεται από την παρακάτω εξίσωση:

$$E_{pr} = \frac{n_{pr}}{c_p} \sqrt{2\rho_i S} \frac{c_L^{3/2}}{c_D} \left( w_{empty}^{-1/2} - w_0^{-1/2} \right) \quad (8.2)$$

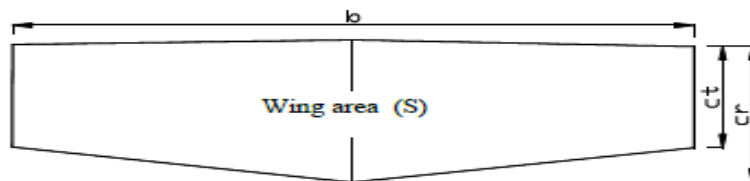




Εικόνα 69: Συνθήκες μέγιστης εμβέλειας και διάρκειας για αεροπλάνα με έλικα (επάνω) και αεροπλάνα jet (κάτω)

Η επιφάνεια της πτέρυγας ( $S$ ) του UAV υπολογίζεται από τον κάτωθι τύπο:

$$\frac{S}{2} = \frac{(c_t + c_r) * b / 2}{2} \quad (8.3)$$



Εικόνα 70: Wingspan ( $b$ ), wing area ( $S$ ), wing tip ( $c_t$ ) and root ( $c_r$ )

Το **μεικτό βάρος απογείωσης του αεροσκάφους ( $w_0$ )** είναι το άθροισμα του βάρους του πληρώματος ( $w_{crew}$ ), το οποίο στην προκειμένη περίπτωση είναι μηδενικό, του βάρους του φορτίου ( $w_{payload}$ ), του βάρους των καυσίμων ( $w_{fuel}$ ) και του βάρους του αεροσκάφους όταν είναι άδειο ( $w_{empty}$ ):

$$w_0 = w_{crew} + w_{payload} + w_{fuel} + w_{empty} \quad (8.4)$$

Γνωρίζοντας το ειδικό βάρος της αεροπορικού καυσίμου ( $w_{gas}$ ), η **χωρητικότητα του ρεζερβουάρ καυσίμου** είναι:

$$Tank\ capacity = \frac{w_{fuel}}{w_{gas}} \quad (8.5)$$

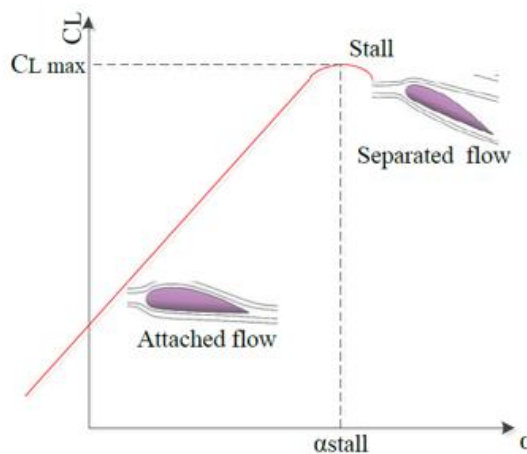
Ο υπολογισμός της εμβέλειας και της διάρκειας που αναλύθηκε προηγουμένως, συνεπάγεται την εκτίμηση του βάρους στο τέλος της πτήσης. Θα πρέπει να λαμβάνεται υπόψη ότι η δεξαμενή καυσίμου του αεροσκάφους στο τέλος της πτήσης δεν είναι εντελώς άδεια, αλλά υπάρχει ένα ποσό σε ποσοστό 6%, ως αποθεματικό το οποίο είναι παγιδευμένο στο σύστημα τροφοδοσίας. Έτσι το **βάρος του καυσίμου που μένει στο τέλος της πτήσης ( $w_{frsvd}$ )** είναι:

$$w_{frsvd} = 0,06 * w_{fuel} \quad (8.6)$$

Συνεπώς, το **βάρος του αεροσκάφους στο τέλος της πτήσης ( $w_{final}$ )** δεν είναι το  $w_{empty}$ , αλλά εκτιμάται, λαμβάνοντας υπόψη ότι δεν υπάρχουν άλλες αλλαγές στο βάρος του UAV εκτός από το βάρος του καυσίμου:

$$w_{final} = w_0 - (w_{fuel} - w_{frsvd}) \quad (8.7)$$

Μια άλλη πολύ σημαντική παράμετρος στην αεροπλοΐα είναι ο **συντελεστής άντωσης - lift coefficient ( $C_L$ )**. Όπως απεικονίζεται στην Εικόνα 71, ο συντελεστής άντωσης της αεροτομής αυξάνεται γραμμικά με τη γωνία προσβολής, έως ότου η τιμή της γωνίας φτάσει σε μία μεγάλη τιμή, έτσι ώστε να συμπεριφέρεται μη γραμμικά, φτάνοντας σε μια μέγιστη τιμή  $C_{Lmax}$ . Μετά από αυτή την τιμή, ο συντελεστής άντωσης, αρχίζει να μειώνεται, καθώς η γωνία προσβολής αυξάνεται περαιτέρω. Αυτό συμβαίνει λόγω του διαχωρισμού ροής από το επάνω μέρος της αεροτομής και της πρόκλησης απώλειας στήριξης.



Εικόνα 71: Συντελεστής άντωσης - lift coefficient ( $C_L$ )

**Ταχύτητα απώλεια στήριξης (stall speed -  $V_{stall_i}$ )** ορίζεται η μικρότερη ταχύτητα που μπορεί να αναπτύξει ένα αεροσκάφος για να διατηρήσει την πορεία του, να μη χάσει την στήριξή του και πέσει. Εξαρτάται από την πυκνότητα του αέρα ( $\rho_i$ ) στο υψόμετρο της πτήσης ( $i$ ), το βάρος του αεροσκάφους στο συγκεκριμένο ύψος ( $w_i$ ) και τον μέγιστο συντελεστή άντωσης ( $C_{Lmax_i}$ ):

$$V_{stall_i} = \sqrt{\frac{2 w_i}{\rho_i S C_{Lmax_i}}} \quad (8.8)$$

## 7.5 Ανάλυση βάρους UAV ανά στάδιο πτήσης

Το βάρος του UAV αλλάζει συνεχώς, λόγω της κατανάλωσης καυσίμου κατά τη διάρκεια της πτήσης. Η πτήση διαχωρίζεται σε  $k$  στάδια, από την απογείωση έως την προσγείωση, με κάθε στάδιο να απαιτεί ξεχωριστή ισχύ. Σύμφωνα με το προφίλ της αποστολής, κάθε στάδιο πτήσης σχετίζεται με το κλάσμα βάρους του, το οποίο είναι το βάρος στο τέλος του σταδίου ( $w_j$ ) διαιρεμένο με το βάρος στην αρχή του σταδίου ( $w_{j-1}$ ):

$$\text{Segment weight ratio} = \frac{w_j}{w_{j-1}} \quad (8.9)$$

Συνεπώς το βάρος του UAV στο τέλος του  $k$  σταδίου ( $w_k$ ) σχετίζεται με το αρχικό βάρος του ( $w_0$ ) ως εξής:

$$\frac{w_k}{w_0} = \frac{w_1}{w_0} \frac{w_2}{w_1} \frac{w_{k-1}}{w_2} \dots \frac{w_k}{w_{k-1}} \quad (8.10)$$

Οι λόγοι βάρους για τα στάδια της απογείωσης, αναρρίχησης και προσγείωσης, εκτιμώνται με βάση τα ιστορικά δεδομένα και οι τιμές τους δίνονται στον Πίνακα 6.

Πίνακας 6: Εκτιμώμενες τιμές λόγων βάρους ανά στάδιο πτήσης

Segment	Weight ratio Value	Segment	Weight ratio Value
Takeoff	0,97	Loiter	1
Climb	0,985	Landing	0,995

Στα υπόλοιπα στάδια, όπου το αεροσκάφος κατεβαίνει από το υψόμετρο πλεύσης είτε σε χαμηλότερο υψόμετρο είτε κατά την προσέγγιση προσγείωσης, ο λόγος βάρους προσεγγίζεται με βάση την υπόθεση ότι η κατανάλωση καυσίμου είναι αμελητέα και η οριζόντια απόσταση που καλύπτεται αποτελεί μέρος της συνολικής εμβέλειας. Σε όλα τα υπόλοιπα στάδια, το κλάσμα βάρους σε κάθε τμήμα πτήσης, προκύπτει από την εξίσωση Breguet ως εξής:

$$\ln \frac{w_{j-1}}{w_j} = \frac{c_p}{n_{pr}} \frac{R_{j-1,j}}{(L/D)_{max}} \quad (8.11)$$

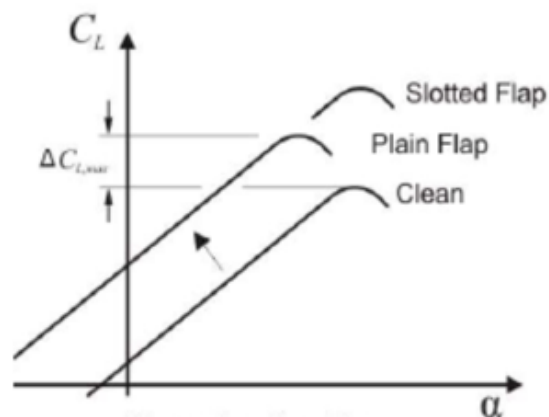
όπου  $R_{j-1,j}$  είναι η απόσταση που έχει καλυφθεί στο συγκεκριμένο στάδιο.

## 7.6 Μαθηματική ανάλυση ανά στάδιο πτήσης

Καθώς η απαραίτητη ισχύς του UAV αλλάζει σε κάθε στάδιο της πτήσης, από την απογείωση έως την προσγείωση, η πτήση χωρίζεται σε φάσεις. Η ισχύς που απαιτείται για τους ελιγμούς δεν διερευνάται, καθώς δεν εμπίπτει στο πεδίο αυτής της εργασίας.

### 7.6.1 Φάση απογείωσης

Το  $C_{Lmax}$  εξαρτάται από τη σχεδίαση της αεροτομής, αλλά μπορεί να αλλάξει δυναμικά με τη χρήση των πτερυγίων (flaps) που είναι τοποθετημένα στις άκρες των φτερού (Εικόνα 72).



Εικόνα 72: Η επίδραση των πτερυγίων στο CL

Οι απαραίτητες τιμές των συντελεστών άντωσης κατά τη διάρκεια της πλεύσης, της απογείωσης και της προσγείωσης για διαφορετικούς τύπους αεροσκαφών απεικονίζονται στον Πίνακα 7.

Πίνακας 7: Μέγιστοι συντελεστές άντωσης κατά τη διάρκεια της πλεύσης, της απογείωσης και της προσγείωσης

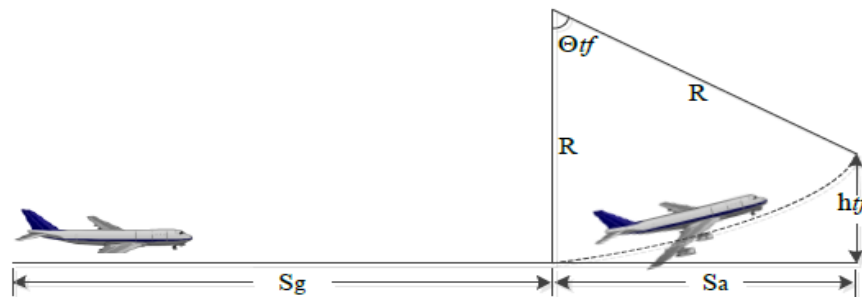
Aircraft type	$C_{Lmax}$	$C_{Lmax,TO}$	$C_{Lmax,L}$
Single engine propeller driven	1,3 – 1,9	1,3 – 1,9	1,6 – 2,3
Twin engine propeller driven	1,2 – 1,8	1,4 – 2,0	1,6 – 2,5
Fighter	1,2 – 1,8	1,4 – 2,0	1,6 – 2,6
Supersonic cruise	1,2 – 2,8	1,6 – 2,0	1,8 – 2,2
Jet transport	1,2 – 1,8	1,6 – 2,2	1,8 – 2,8
Business jet	1,4 – 1,8	1,6 – 2,2	1,6 – 2,6

Για τη φάση της απογείωσης, επειδή το UAV πρέπει να δημιουργήσει την απαραίτητη άντωση για να απογειωθεί όσο το δυνατόν γρηγορότερα, έχει τα πτερυγία κάτω, ώστε να επιτύχει τον μέγιστο συντελεστή άντωσης που υποδηλώνεται ως  $C_{Lmax,TO}$ . Η ταχύτητα απώλειας στήριξης (stall speed) κατά την απογείωση ( $V_{stall,TO}$ ) δίνεται από την παρακάτω εξίσωση:

$$V_{stall\_TO} = \sqrt{\frac{2 w_0}{\rho_0 S} \frac{1}{C_{Lmax\_TO}}} \quad (8.12)$$

Η **απόσταση απογείωσης (S<sub>TO</sub>)** αποτελείται από την επίγεια απόσταση (ground roll segment) και από την εναέρια απόσταση (airborne distance), όπως φαίνεται στην Εικόνα 73.

$$S_{TO} = S_a + S_g \quad (8.13)$$



Εικόνα 73: Φάση απογείωσης

Η **επίγεια απόσταση (ground roll segment)** είναι η απόσταση πριν την απογείωση του αεροσκάφους και δίνεται από τη σχέση:

$$S_g = \frac{1,21 w_0 / S}{g * \rho_0 * C_{Lmax\_TO} * T / w_0} \quad (8.14)$$

Αναφερόμενοι στην Εικόνα 73, η **ακτίνα πτήσης R** είναι:

$$R = \frac{6,96}{g} V_{stall\_TO}^2 \quad (8.15)$$

Η **απόσταση που καλύπτεται εφόσον το αεροσκάφος απογειωθεί (S<sub>a</sub>)**, μέχρι να φτάσει σε ύψος 50ft (h<sub>tf</sub>) για στρατιωτικά αεροσκάφη ή 35 ft για πολιτικά αεροσκάφη, εξαρτάται από τη γωνία ανύψωσης  $\theta_{tf}$ , όπως φαίνεται στην Εικόνα 73:

$$\theta_{tf} = \cos^{-1} \left( 1 - \frac{h_{tf}}{R} \right) \quad (8.16)$$

$$S_a = R * \sin(\theta_{tf}) \quad (8.17)$$

Η ταχύτητα απογείωσης του UAV ( $V_{TO}$ ) υπολογίζεται ως αναλογία της ταχύτητας απώλειας στήριξης κατά την απογείωση:

$$V_{TO} = 0,77 * V_{stall\_TO} \quad (8.18)$$

Η απαιτούμενη ισχύς κατά την απογείωση για τα UAV με έλικα ( $P_{R\_TO}$ ), δίνεται από το λόγο ώσης προς βάρος:

$$P_{R\_TO} = T * V_{TO} = \frac{T}{w_0} * w_0 * V_{TO} \quad (8.19)$$

Κατά την απογείωση, αλλά και σε κάθε φάση της πτήσης, θεωρείται ότι η απαιτούμενη ισχύς ( $P_R$ ) ισούται με τη διαθέσιμη ισχύ ( $P_A$ ) από το σύστημα πρόωσης του αεροσκάφους.

Λαμβάνοντας υπόψη την απόδοση της έλικας, η διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα  $P_{shaft}$  (hp) κατά την απογείωση, δηλαδή η ιπποδύναμη που παρέχεται από τον κινητήρα απευθείας στον άξονα, δίνεται από την εξίσωση:

$$P_{shaft\_TO} = \frac{P_{A\_TO}}{n_{pr} * 550} \quad (8.20)$$

Από την βιβλιογραφία, προκύπτει ότι η απόδοση της έλικας είναι μεταξύ 0,8 με 0,9, συνεπώς για την παρούσα εργασία υιοθετούμε την τιμή **0,85**.

### 7.6.2 Φάση αναρρίχησης

Σε αυτή τη φάση, το UAV ανεβαίνει από το επίπεδο της θάλασσας στο υψόμετρο πλεύσης, με δεδομένο ρυθμό ανόδου. Ο συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης (**zero-lift drag coefficient**)  $C_{D,0}$ , δηλαδή η παράσιτη έλξη που υπάρχει όταν η ανύψωση του αεροπλάνου είναι μηδέν, είναι:

$$C_{D,0} = \frac{S_{wet}}{S_{ref}} * C_{fe} \quad (8.21)$$

όπου  $C_{fe}$  είναι ο συντελεστής τριβής, δίνεται από τον Πίνακα 8 και στην παρούσα εργασία είναι 0,0055. Ο λόγος  $\frac{S_{wet}}{S_{ref}}$  είναι η αναλογία υγρής επιφάνειας προς την περιοχή αναφοράς πτερυγίων.

Πίνακας 8: Equivalent skin-friction drag coefficient for subsonic  $C_{fe}$

Aircraft type	$C_{fe}$	Aircraft type	$C_{fe}$
Single engine light aircraft	0,0055	Jets	0,003-0,004
Twin engine light aircraft	0,0045	Twins	0,004-0,007
Fighter air force	0,0035	Singles	0,005-0,007
Fighter navy	0,0040	Sailplane	0,003
Supersonic cruise aircraft	0,0025		
Transport bomber and civil	0,0030		
Military cargo	0,0035		
Seaplane propeller	0,0065		
Seaplane jet	0,0040		

Η **υγρή επιφάνεια**  $S_{wet}$ , είναι η συνολική επιφάνεια του αεροσκάφους που θα βρεχόταν εάν βυθιστεί στο νερό και μπορεί να υπολογιστεί ως εξής:

$$S_{wet} = 3,4 * \frac{(A_{top} + A_{side})}{2} \quad (8.22)$$

Ο **συντελεστής οπισθέλκουσας λόγω άντωσης**  $K$  ορίζεται ως:

$$K = \frac{1}{4 * C_{D,0} * \left(\frac{L}{D}\right)_{max}^2} \quad (8.23)$$

Η **απαιτούμενη ισχύς κατά την αναρρίχηση** ( $P_{R\_CL}$ ) στο επίπεδο της θάλασσας υπολογίζεται ως εξής:

$$P_{R\_CL} = W_0 * \left( CR_{max} + \left( \frac{2}{\rho_0} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W_0}{S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right) \quad (8.24)$$

Συνεπώς η **διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα** κατά τη φάση της αναρρίχησης, θεωρώντας ότι  $P_{R\_CL} = P_{A\_CL}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CL} = \frac{P_{A\_CL}}{n_{pr} * 550} \quad (8.25)$$

### 7.6.3 Φάση πλεύσης

Το αεροσκάφος ταξιδεύει σταθερά με δεδομένη ταχύτητα και υψόμετρο. Η απαίτηση προκειμένου το αεροσκάφος να διατηρήσει αυτές τις συνθήκες πτήσης, είναι ότι η παραγόμενη ώθηση (T) από το σύστημα πρόωσης να ξεπεράσει ακριβώς την οπισθέλκουσα (D).

$$T = D \text{ και } L = W \quad (8.26)$$

Ο **συντελεστής αντίστασης ( $C_D$ )** σχετίζεται με την ανύψωση μέσω της ακόλουθης εξίσωσης που ονομάζεται drag polar:

$$C_D = C_{D0} + K * C_L^2 \quad (8.27)$$

όπου  $C_D$  είναι ο **συντελεστής αντίστασης**, ( $C_{D0}$ ) είναι ο **συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης** και  $K * C_L^2$  είναι η **οπισθέλκηση λόγω ανύψωσης**.

Ο **λόγος ώσης προς βάρος ή αλλιώς φόρτιση ισχύος** υπολογίζεται στο τέλος του k σταδίου της πλεύσης, με δεδομένη ταχύτητα  $V_k$  και βάρος αεροσκάφους  $w_k$ , για πυκνότητα αέρα στο υψόμετρο  $\rho_k$  ως εξής:

$$\frac{T}{w_k} = \frac{1}{2} \rho_k V_k^2 \frac{C_{D,0}}{w_k/S} + \frac{2K}{\rho_k V_k^2} \frac{w_k}{S} \quad (8.28)$$

Η απαιτούμενη ισχύς του αεροσκάφους είναι:

$$P_{R\_CR} = \frac{T}{w_k} * w_k * V_k \quad (8.29)$$

Έτσι, η **διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα** κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CR} = \frac{P_{RCR}}{n_{pr} * 550} \quad (8.30)$$

### 7.6.4 Φάση προσγείωσης

Κατά την προσγείωση, η ώθηση του κινητήρα βρίσκεται σε κατάσταση αδράνειας ή οπισθοπορείας και το αεροσκάφος χρησιμοποιεί το 25% της ισχύος του για διορθωτικούς ελιγμούς και άλλες λειτουργίες.



## 7.7 Υπολογισμοί Ισχύος του UAV Penguin C ανά στάδιο πτήσης

### 7.7.1 Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV Penguin C [50]

Μερικά από τα βασικά τεχνικά χαρακτηριστικά του UAV, τα οποία είναι απαραίτητα για τη μαθηματική ανάλυση, φαίνονται στον Πίνακα 9, ενώ το σύνολο των τεχνικών χαρακτηριστικών του αεροχήματος, του κινητήρα και του εκτοξευτή παρουσιάζονται στα Παραρτήματα 1-3:

Πίνακας 9: Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV Penguin C με μηχανή εσωτερικής καύσης

1	Μέγιστο Υψόμετρο Πτήσης	16404,2ft	5000m
2	Υψόμετρο Πλοήγησης	4921,26ft	1500m
3	Υψόμετρο Επιτήρησης	3280,84ft	1000m
4	Άνοιγμα Φτερών b	10,83ft	3,3m
5	Επιφάνεια πτερύγων	8,50ft <sup>2</sup>	0,79m <sup>2</sup>
6	Μήκος	7,55ft	2,3m
7	Ύψος	0,66ft	0,202m
8	Μήκος Απογείωσης - Εκτοξευτή	13,12ft	4m
9	Μέγιστη Ταχύτητα Πλεύσης	104,99 ft/s	32 m/s
10	Μέση Ταχύτητα Πλεύσης	72,18 ft/s	22 m/s
11	Ταχύτητα Αναρρίχησης	6,56 ft/s	2 m/s
12	Ταχύτητα Καθόδου	16,40 ft/s	4 m/s
13	Ταχύτητα απογείωσης στο τέλος του εκτοξευτή	78,74 ft/s	24 m/s
14	Ταχύτητα Απώλειας Στήριξης σε Πλεύση	42,65 ft/s	13 m/s
15	Μέγιστη Διάρκεια Πτήσης	20h	
16	Μέγιστο Βάρος Απογείωσης $w_0$	51lb	23 kg
17	Βάρος UAV χωρίς καύσιμο $w_{empty}$	29lb	13,2kg
18	Βάρος UAV χωρίς φορτίο και καύσιμο $w'_{empty}$	25 lb	11,5 kg
19	Βάρος Καυσίμου $w_{fuel}$	22 lb	9,8 kg
20	Βάρος Φορτίου $w_{payload}$	4 lb	1,7 kg
21	Ειδικό Βάρος Καυσίμου $w_{gas}$	6,1 lb/gal	0,73372kg/lt
22	$(L/D)_{max}$	22	
23	Βαθμός Απόδοσης προπέλας $\eta_{pr}$	0,85	
24	Ειδική Κατανάλωση Καυσίμου $c_p$	0,66 (b/(hp*h))	3,33333E-07 lb/((ft*lb/s)*s)
25	Χωρητικότητα δεξαμενής (US gal)	1,98 US gal	7,5lt
26	Πυκνότητα αέρα σε μηδενικό ύψος $\rho_0$	0,0023769 slugs/ft <sup>3</sup>	1,2250 kg/m <sup>3</sup>
27	Πυκνότητα αέρα σε ύψος 1000m $\rho_1$	0,0023081 slugs/ft <sup>3</sup>	1,1117 kg/m <sup>3</sup>
28	Πυκνότητα αέρα σε ύψος 1500m $\rho_2$	0,0022743 slugs/ft <sup>3</sup>	1,0581 kg/m <sup>3</sup>
29	CL <sub>max_TO</sub>	1,7	1,3
30	A <sub>top</sub> (ft <sup>2</sup> )	15,07 ft <sup>2</sup>	1,4 m <sup>2</sup>
31	A <sub>side</sub> (ft <sup>2</sup> )	2,37 ft <sup>2</sup>	0,22 m <sup>2</sup>

### 7.7.2 Φάση απογείωσης (Τμήμα 0-1)

Όταν το UAV εκτοξεύεται από τη ράμπα εκτόξευσης, δεν υπάρχει ουσιαστικά στάδιο απογείωσης. Ωστόσο η θερμική μηχανή και η μπαταρία είναι ενεργοποιημένες αλλά η ισχύς κατανάλωσης θεωρείται αμελητέα δεδομένου ότι ο εκτοξευτής παρέχει στο UAV την απαραίτητη ισχύ προκειμένου να αποκτήσει την κατάλληλη ταχύτητα που απαιτείται για να απογειωθεί. Επομένως:

$$P_{launch} = 0 W$$

Η επιφάνεια των πτερυγίων του UAV δίδεται και είναι:

$$S = 8,5 ft^2 = 0,79 m^2$$

Η ταχύτητα απώλειας στήριξης κατά την φάση της απογείωσης είναι:

$$V_{stall_{TO}} = \sqrt{\frac{2 w_0}{\rho_0} \frac{1}{S C_{Lmax_{TO}}}} = \sqrt{\frac{2}{0,0023769} \frac{51}{8,5} \frac{1}{1,7}} \rightarrow V_{stall_{TO}} = 54,3 \frac{ft}{s} = 16,7 \frac{m}{s}$$

Η οποία είναι πολύ μικρότερη από τα 24 m/s, την οποία αποκτάει το UAV στο τέλος του εκτοξευτή και με την οποία εισέρχεται στη φάση της αναρρίχησης.

Ο χρόνος εκτόξευσης στην προκειμένη φάση είναι αμελητέος και ενδεικτικά θεωρούμε ότι είναι 1s, ενώ η απόσταση που διανύει το UAV είναι όση το μήκος του εκτοξευτή, δηλαδή 4m.

### 7.7.3 Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 1-2)

Στη φάση αυτή το UAV αναρριχάται από το επίπεδο της επιφάνειας της θάλασσας μέχρι τα 1500m με ρυθμό 2m/s.

Η επιφάνεια  $S_{wet}$  του UAV είναι:

$$S_{wet} = 3,4 * \frac{(A_{top} + A_{side})}{2} = 29,644 ft^2 = 2,754 m^2$$

Οπότε ο συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης  $C_{D,0}$  είναι:

$$C_{D,0} = \frac{S_{wet}}{S_{ref}} * C_{fe} = \frac{29,644}{8,5} * 0,0055 \rightarrow C_{D,0} = 0,019$$

Και ο συντελεστής οπισθέλκουσας λόγω άντωσης  $K$  είναι:

$$K = \frac{1}{4 * C_{D,0} * \left(\frac{L}{D}\right)_{max}^2} = \frac{1}{4 * 0,019 * 22^2} = 0,027$$

Συνεπώς ο υπολογισμός της απαιτούμενης ισχύος, η οποία είναι ίση με τη διαθέσιμη ισχύ έχει ως εξής:

$$P_{RCL} = w_0 * \left( CR_{max} + \left( \frac{2}{\rho_0} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{w_0}{S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right)$$

$$= 51 * \left( 6,56 + \left( \frac{2}{0,0023769} \sqrt{\frac{0,027}{3 * 0,0198,5}} \frac{51}{22} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{22} \right) = 488,713 \frac{ft * lb}{s}$$

Και η ισχύς στον άξονα είναι:

$$P_{shaft\_CL(1-2)} = \frac{P_{A\_CL}}{n_{pr} * 550} = \frac{488,713}{0,85 * 550} = 1,045hp = 779,536W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να φθάσει το UAV στα 1500m έχει υπολογιστεί στα 13min ενώ αν θεωρήσουμε ότι η αναρρίχηση γίνεται με γωνία 45°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 1500m.

#### 7.7.4 Φάση πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα 32m/s (Τμήμα 2-3)

Στη φάση αυτή το UAV έχει φθάσει σε υψόμετρο 1500m και κινείται με ταχύτητα 32m/s. Η πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο υψόμετρο δίνεται 0,0022743slugs/ft<sup>3</sup>.

Αρχικά θα πρέπει να υπολογίσουμε το βάρος του UAV στο τέλος του κάθε τμήματος της πτήσης. Από ιστορικά στοιχεία του Πίνακα 6 και με βάση τις εξισώσεις (8.11) και (8.12) προκύπτει ο Πίνακας 10:

Πίνακας 10: Πίνακας λόγων βάρους του UAV Penguin C

Segment	Range (ft)	Range (km)	Weight ratio	Value
0-1			w1/w0	1
Takeoff				
1-2			w2/w1	0,985
Climb				
2-3	229658,793	70,000	w3/w2	0,996
Cruise				
3-4			w4/w3	1
Loiter				
4-5	86614,173	26,400	w5/w4	0,998
Surveillance				
5-6			w6/w5	0,985
Climb				
6-7	229658,793	70,000	w7/w6	0,996
Cruise				
7-8			w8/w7	1
Loiter				
8-9			w9/w8	1
Landing				
Total			w9/w0	0,961

Σε αντίθεση με τον Πίνακα 6 όπου ο λόγος  $w_1/w_0$  δίνεται ίσος με 0,97, στον Πίνακα 10 θεωρούμε ότι ο λόγος είναι 1 καθώς λόγω της χρήσης του εκτοξευτή, δεν υπάρχει κατανάλωση καυσίμου και επομένως το βάρος του διατηρείται σταθερό.

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 2-3 είναι:

$$\frac{w_3}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3}{w_0 w_1 w_2} = 0,97983 \rightarrow w_3 = 49,74lb$$

Η φόρτιση ισχύος υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\begin{aligned} \frac{T}{w_3} &= \frac{1}{2} \rho_{1500} V_{cr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_3/S} + \frac{2K}{\rho_{1500} V_{cr}^2} \frac{w_3}{S} \\ &= \frac{1}{2} 0,0022743 * 105^2 \frac{0,019}{\frac{49,74}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0022743*105^2} * \frac{49,74}{8,5} = 0,05366 \end{aligned}$$

Οπότε η διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CR(2-3)} = \frac{P_{RCR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_3} * w_3 * V_{cr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,05366 * 49,74 * 105}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_CR(2-3)} = 0,59937hp = 446,94675W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να διανύσει το UAV τα 67,2km με 32m/s, έχει υπολογιστεί στα 35min.

### 7.7.5 Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 3-4)

Στη φάση αυτή το UAV καταρριχάται από τα 1500m με ρυθμό 4m/s μέχρι τα 1000m, για να ξεκινήσει η φάση της επιτήρησης. Ο χρόνος καθόδου έχει υπολογιστεί στα 2min και αν θεωρήσουμε ότι κάθοδος γίνεται με γωνία 20°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 1,3km.

Από τα ιστορικά δεδομένα του Πίνακα 6 βλέπουμε ότι ο λόγος βαρών  $w_4/w_3$  είναι 1. Συνεπώς η κατανάλωση καυσίμου είναι αμελητέα και επομένως:

$$P_{loiter(3-4)} = 0 W$$

### 7.7.6 Φάση επιτήρησης με 22m/s (Τμήμα 4-5)

Στη φάση αυτή το UAV βρίσκεται σε υψόμετρο 1000m και κινείται κυκλικά από την περιοχή επιτήρησης με ταχύτητα 22m/s για 60min, διανύοντας συνολικά 26,4km. Η πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο υψόμετρο δίνεται 0,0023081 slugs/ft<sup>3</sup>.

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 4-5 είναι:

$$\frac{w_5}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3 w_4 w_5}{w_0 w_1 w_2 w_3 w_4} = 0,97530 \rightarrow w_5 = 49,66lb$$

Η φόρτιση ισχύος υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\begin{aligned} \frac{T}{w_5} &= \frac{1}{2} \rho_{1000} V_{sr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_5/S} + \frac{2K}{\rho_{1000} V_{sr}^2} \frac{w_5}{S} \\ &= \frac{1}{2} 0,0023081 * 72,18^2 \frac{0,019}{\frac{49,66}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0023081*72,18^2} * \frac{49,66}{8,5} = 0,04591 \end{aligned}$$

Οπότε η διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_SR(4-5)} = \frac{P_{RSR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_5} * w_5 * V_{sr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,04591 * 49,66 * 72,18}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_SR(4-5)} = 0,35201hp = 262,4967W$$

### 7.7.7 Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 5-6)

Στη φάση αυτή το UAV αναρριχάται από τα 1000m στα 1500m με ρυθμό 2m/s. Συνεπώς ο υπολογισμός της απαιτούμενης ισχύος, η οποία είναι ίση με τη διαθέσιμη ισχύ έχει ως εξής:

$$\begin{aligned} P_{RCL} &= w_5 * \left( CR_{max} + \left( \frac{2}{\rho_{1000} \sqrt{3C_{D,0}}} \sqrt{\frac{K}{S} w_5} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right) \\ &= 49,66 * \left( 6,56 + \left( \frac{2}{0,0023081 \sqrt{3 * 0,019}} \sqrt{\frac{0,027}{8,5} 49,66} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{22} \right) = 479,335 \frac{ft * lb}{s} \end{aligned}$$

Και η ισχύς στον άξονα είναι:

$$P_{shaft\_CL(5-6)} = \frac{P_{A\_CL}}{n_{pr} * 550} = \frac{479,335}{0,85 * 550} = 1,025hp = 764,578W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να φθάσει το UAV στα 1500m έχει υπολογιστεί στα 4min ενώ αν θεωρήσουμε ότι η αναρρίχηση γίνεται με γωνία 45°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 500m.

### 7.7.8 Φάση πλεύσης με 22m/s (Τμήμα 6-7)

Στη φάση αυτή το UAV βρίσκεται σε υψόμετρο 1500m και επιστρέφει στη βάση του με ταχύτητα 32m/s. Η πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο υψόμετρο δίνεται 0,0022743slugs/ft<sup>3</sup>.

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 6-7 είναι:

$$\frac{w_7}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3 w_4 w_5 w_6 w_7}{w_0 w_1 w_2 w_3 w_4 w_5 w_6} = 0,95563 \rightarrow w_7 = 48,72lb$$

Η φόρτιση ισχύος υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\begin{aligned} \frac{T}{w_7} &= \frac{1}{2} \rho_{1500} V_{cr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_7/S} + \frac{2K}{\rho_{1500} V_{cr}^2} \frac{w_7}{S} \\ &= \frac{1}{2} 0,0022743 * 72,18^2 \frac{0,019}{\frac{48,72}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0022743*72,18^2} * \frac{48,72}{8,5} = 0,04588 \end{aligned}$$

Οπότε η διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CR(6-7)} = \frac{P_{RCR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_7} * w_7 * V_{cr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,04588 * 48,72 * 72,18}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_CR(6-7)} = 0,50197hp = 374,31963W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να διανύσει το UAV τα 66,9km με 22m/s, έχει υπολογιστεί στα 51min.

### 7.7.9 Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 7-8)

Στη φάση αυτή το UAV καταρριχάται από τα 1500m με ρυθμό 4m/s μέχρι τα 500m, όπου και ανοίγει το αλεξίπτωτο για την προσγείωσή του. Ο χρόνος καθόδου έχει

υπολογιστεί στα 4min και αν θεωρήσουμε ότι κάθοδος γίνεται με γωνία 20°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 2,6km. Από τα ιστορικά δεδομένα του Πίνακα 6 βλέπουμε ότι ο λόγος βαρών  $w_8/w_7$  είναι 1. Συνεπώς η κατανάλωση καυσίμου είναι αμελητέα και επομένως:

$$P_{loiter(7-8)} = 0 W$$

### 7.7.10 Φάση προσγείωσης (Τμήμα 8-9)

Κατά την φάση της προσγείωσης, η μηχανή και η μπαταρία του UAV αποσυνδέονται και ενεργοποιείται ο μηχανισμός του αλεξιπτώτου μαζί με τους αερόσακους ασφαλείας. Συνεπώς στη φάση αυτή δεν υπάρχει κατανάλωση ενέργειας. Η συνολική διάρκεια της προσγείωσης υπολογίζεται στα 2 λεπτά.

$$P_{landing} = 0 W$$

### 7.7.11 Σύνοψη

Τα αποτελέσματα της ανάλυσης ισχύος που απαιτείται σε κάθε φάση της πτήσης του UAV Penguin C, με αποκλειστική χρήση της **μηχανής εσωτερικής καύσης UAV28\_EFI**, φαίνονται στον παρακάτω Πίνακα:

**Πίνακας 11: Συνοπτική παρουσίαση προφίλ πτήσης**

Φάση	Υψόμετρο Πτήσης (km)	Ταχύτητα (m/s)	Απαιτούμενη Ιπποδύναμη Άξονα (W)	Απαιτούμενη Ισχύς Αισθητήρα (W)	Συνολική Απαιτούμενη Ισχύς (W)	Χρονική Διάρκεια (min)	Ενέργεια (Wh)	
Απογείωση	(0-1)	0	24	0,000	0,000	0,000	0,02	<b>0,000</b>
Αναρρίχηση	(1-2)	0 – 1,5	2	779,536	40,000	819,536	13	<b>177,566</b>
Πλεύση	(2-3)	1,5	32	446,948	40,000	486,947	35	<b>284,052</b>
Καταρρίχηση	(3-4)	1,500 – 1	4	0,000	40,000	40,000	2	<b>1,333</b>
Επιτήρηση	(4-5)	1	22	262,497	40,000	302,497	20	<b>100,832</b>
Αναρρίχηση	(5-6)	1 – 1,5	2	764,578	40,000	804,578	4	<b>53,639</b>
Πλεύση	(6-7)	1,5	22	374,320	40,000	414,320	51	<b>352,172</b>
Καταρρίχηση	(7-8)	1,5 – 0,5	4	0,000	40,000	40,000	4	<b>2,667</b>
Προσγείωση	(8-9)	0,5 - 0	0	0,000	0,000	0,000	2	<b>0,000</b>
Συνολική διάρκεια πτήσης						131	<b>972,261</b>	





## **8. ΥΒΡΙΚΑ ΣΥΣΤΗΜΑ ΠΤΗΣΗΣ - ΕΝΕΡΓΕΙΑΚΕΣ ΑΠΑΙΤΗΣΕΙΣ**

### **8.1 Υβριδικά Συστήματα Ηλεκτρικής Πρόωσης**

Σκοπός της παρούσας διπλωματικής εργασίας είναι η μελέτη, η ανάλυση και η προσομοίωση των ενεργειακών απαιτήσεων του UAV Penguin C, το οποίο σε αντίθεση με την προηγούμενη ενότητα θα χρησιμοποιεί υβριδικό σύστημα πρόωσης. Θα μελετηθούν δύο σενάρια με διαφορετικά υβριδικά συστήματα και θα γίνει σύγκριση των αποτελεσμάτων που θα προκύψουν καθώς και αξιολόγηση της απόδοσής τους.

Με τον όρο υβριδικό σύστημα πρόωσης, νοείται η χρησιμοποίηση δύο ή περισσότερων πηγών ενέργειας σε συνδυασμό με ηλεκτρικό συσσωρευτή για τη δυνατότητα αποθήκευσης ενέργειας και χρήσης της σε μετέπειτα χρονική στιγμή.

Στο πρώτο σενάριο, το σύστημα θα αποτελείται μία μηχανή εσωτερικής καύσης, συνδεδεμένη σε σειρά με μία γεννήτρια DC μόνιμων μαγνητών καθώς και έναν ηλεκτρικό συσσωρευτή. Στο δεύτερο σενάριο, το σύστημα θα αποτελείται πάλι από ένα ηλεκτρικό DC κινητήρα μόνιμων μαγνητών, ο οποίος τροφοδοτείται από μία κυψέλη καυσίμου συνδεδεμένη παράλληλα με ένα ηλεκτρικό συσσωρευτή.

#### **8.1.1 Πλεονεκτήματα υβριδικών συστημάτων [28]**

##### **8.1.1.1 Κατανάλωση καυσίμου**

Οι ηλεκτρικές μηχανές διαθέτουν υψηλό βαθμό απόδοσης σε σχέση με τις μηχανές εσωτερικής καύσης με αποτέλεσμα την αποδοτικότερη κατανάλωση ενέργειας. Επιπλέον σε καταστάσεις χαμηλών ενεργειακών απαιτήσεων, ο κινητήρας εσωτερικής καύσης αποσυνδέεται από το σύστημα πρόωσης και αναλαμβάνει ο ηλεκτρικός κινητήρας με αποτέλεσμα την μείωση της κατανάλωσης καυσίμου.

##### **8.1.1.2 Οικονομικό Όφελος**

Τα υβριδικά συστήματα πρόωσης αποτελούν μία εξαιρετική λύση στο πρόβλημα της μείωσης των ορυκτών καυσίμων καθώς και στις περιβαλλοντολογικές συνέπειες που προκύπτουν από τη χρήση τους. Για αυτό το λόγο, παγκοσμίως παρέχονται οικονομικά οφέλη για την απόκτηση και λειτουργία συστημάτων που χρησιμοποιούν αντίστοιχα συστήματα.

##### **8.1.1.3 Αθόρυβη λειτουργία**

Η χρήση υβριδικών συστημάτων πρόωσης είναι σχετικά αθόρυβη σε σύγκριση με την ηχορύπανση και τις δονήσεις που προκαλούν οι μηχανές εσωτερικής καύσης. Το παραπάνω είναι ιδιαίτερα σημαντικό, ιδιαίτερα για στρατιωτικά UAV, καθώς μπορεί να αποτελέσει σημαντικό πλεονέκτημα για την εκπλήρωση των αποστολών τους.

#### **8.1.1.4 Μειωμένοι Ρύπτοι - Φιλικότερο προς το περιβάλλον**

Ένα από τα πλεονεκτήματα των υβριδικών συστημάτων είναι και η μείωση των εκπομπών του CO<sub>2</sub>. Σε ένα υβριδικό σύστημα, η λειτουργία ηλεκτρικής μηχανής και η αποθήκευση ενέργειας σε ένα ηλεκτρικό συσσωρευτή, έχει ως αποτέλεσμα την παραγωγή 25-30% λιγότερων ρύπων έναντι ενός συστήματος με συμβατικό σύστημα προώθησης.

#### **8.1.2 Μειονεκτήματα υβριδικών συστημάτων [28]**

##### **8.1.2.1 Υψηλό κόστος**

Το κόστος αγοράς και κτήσης ενός υβριδικού συστήματος είναι σημαντικά υψηλότερο έναντι των συμβατικών.

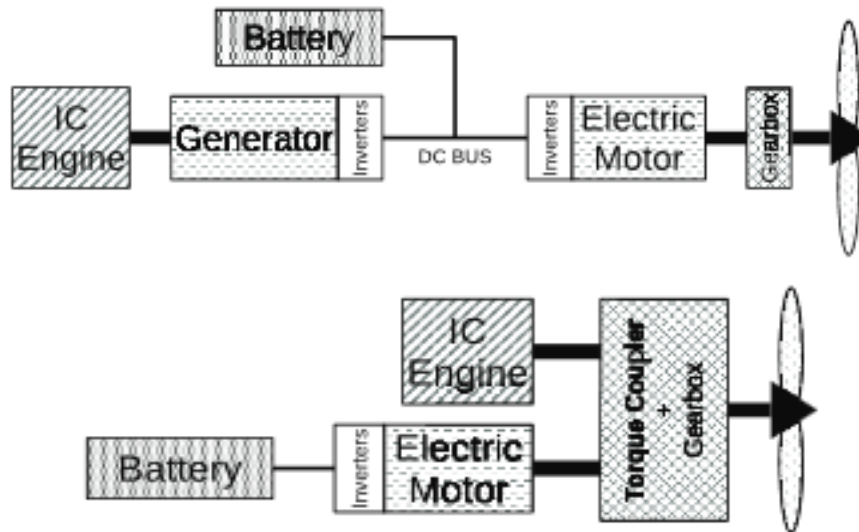
##### **8.1.2.2 Μειωμένη Ισχύς**

Γενικότερα, τα υβριδικά συστήματα πρόωσης έχουν χαμηλότερες δυνατότητες ισχύος από τα συμβατικά παρόμοιου μεγέθους, γιατί το μέγεθος της βενζινομηχανής τους είναι μικρότερο από την αντίστοιχη μηχανή που χρησιμοποιεί ένα συμβατικό όχημα. 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.

#### **8.2 Πρώτο Σενάριο (ΜΕΚ - DC Γεννήτρια - Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion)**

Ένα υβριδικό σύστημα πρόωσης καταναλώνει πολύ λιγότερο καύσιμο σε σχέση με συστήματα που λειτουργούν αποκλειστικά με μηχανές εσωτερικής καύσης. Επιπλέον, ο ηλεκτρικός συσσωρευτής, εκτός από την τροφοδότηση του συστήματος προώθησης μπορεί παράλληλα να τροφοδοτεί και τον λοιπό ηλεκτρονικό εξοπλισμό που φέρει το UAV, μέσω της ενέργειας που έχει αποθηκεύσει σε προγενέστερο χρόνο μέσω της φόρτισης από τη γεννήτρια. Συνεπώς δεν απαιτείται η εγκατάσταση πολλών συσσωρευτών που δεσμεύουν χώρο και αυξάνουν το μέγιστο βάρος απογείωσης του UAV.

Τα πιο συνηθισμένα υβριδικά συστήματα πρόωσης, παρουσιάζονται στην Εικόνα 74 και είναι το σειριακό και το παράλληλο. Στο εξεταζόμενο σενάριο, θα χρησιμοποιηθεί ο σειριακός τύπος πρόωσης. Αν και απαιτεί 3 μηχανές για το σύστημα πρόωσής του και συνεπώς αυξάνεται το βάρος του συστήματος, παρουσιάζει διάφορα πλεονεκτήματα όπως αποτελεσματικότερη λειτουργία του κινητήρα, απλούστερη διαμόρφωση και λιγότερη πολυπλοκότητα, ενώ παράλληλα η ηλεκτρική γεννήτρια μπορεί να χρησιμοποιηθεί ως βοηθητική μονάδα ισχύος.



Εικόνα 74: Σειριακό (πάνω) και παράλληλο (κάτω) υβριδικό σύστημα πρόωσης.

Για τον υπολογισμό των ενεργειακών απαιτήσεων του UAV ανά στάδιο πτήσης, θα εφαρμοστεί η μεθοδολογία που εφαρμόστηκε και στο Κεφάλαιο 8. Τροποποιώντας το σύστημα τροφοδοσίας του μη επανδρωμένου αεροσκάφους, προκειμένου να εγκατασταθεί το νέο υβριδικό σύστημα πρόωσης, το βάρος του αυξάνεται κατά 6,2kg. Προκειμένου όμως να έχουμε το ίδιο μέτρο σύγκρισης, αφαιρούμε την συγκεκριμένη μάζα από το καύσιμο έτσι ώστε να το μέγιστο βάρος απογείωσης να παραμείνει ίδιο 23kg (Πίνακας 12). Τα υπόλοιπα χαρακτηριστικά που απαιτούνται για τους υπολογισμούς παραμένουν τα ίδια όπως στον Πίνακα 9.

Πίνακας 12: Ανάλυση βάρους UAV Penguin C με υβριδικό σύστημα MEK

1	Βάρος UAV χωρίς αισθητήρα και καύσιμο $w_{empty}$	22lb	10kg
2	Βάρος καυσίμου $w_{fuel}$	9 lb	4,12 kg
3	Βάρος αισθητήρα $w_{payload}$	3,75 lb	1,7 kg
4	Βάρος μηχανής	1,32 lb	0,6 kg
5	Βάρος ηλεκτρικού συσσωρευτή	7,94 lb	3,6 kg
6	Βάρος μετατροπών	1,10 lb	0,5 kg
7	Βάρος DC γεννήτριας	5,07 lb	2,3 kg
	Σύνολο	50lb	22,8kg

### 8.2.1 Φάση απογείωσης (Τμήμα 0-1)

Επειδή το UAV εκτοξεύεται από τη ράμπα εκτόξευσης, δεν απαιτείται ισχύς από τη μηχανή του. Συνεπώς:

$$P_{launch} = 0 W$$

Ο χρόνος εκτόξευσης στην προκειμένη φάση είναι αμελητέος και ενδεικτικά θεωρούμε ότι είναι 1s, ενώ η απόσταση που διανύει το UAV είναι όση το μήκος του εκτοξευτή, δηλαδή 4m.

### 8.2.2 Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 1-2)

Στη φάση αυτή το UAV αναρριχάται από το επίπεδο της επιφάνειας της θάλασσας μέχρι τα 1500m με ρυθμό 2m/s.

Η επιφάνεια  $S_{wet}$  του UAV είναι:

$$S_{wet} = 3,4 * \frac{(A_{top} + A_{side})}{2} = 29,644 ft^2 = 2,754 m^2$$

Οπότε ο συντελεστής οπισθέλκουσας μηδενικής άντωσης  $C_{D,0}$  είναι:

$$C_{D,0} = \frac{S_{wet}}{S_{ref}} * C_{fe} = \frac{29,644}{8,5} * 0,0055 \rightarrow C_{D,0} = 0,019$$

Και ο συντελεστής οπισθέλκουσας λόγω άντωσης  $K$  είναι:

$$K = \frac{1}{4 * C_{D,0} * \left(\frac{L}{D}\right)_{max}^2} = \frac{1}{4 * 0,019 * 22^2} = 0,027$$

Συνεπώς ο υπολογισμός της απαιτούμενης ισχύος, η οποία είναι ίση με τη διαθέσιμη ισχύ έχει ως εξής:

$$\begin{aligned} P_{RCL} &= w_0 * \left( CR_{max} + \left( \frac{2}{\rho_0} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{w_0}{S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right) \\ &= 50 * \left( 6,56 + \left( \frac{2}{0,0023769} \sqrt{\frac{0,027}{3 * 0,019}} \frac{50}{8,5} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{22} \right) = 488,7 \frac{ft * lb}{s} \end{aligned}$$

Και η ισχύς στον άξονα είναι:

$$P_{shaft\_CL(1-2)} = \frac{P_{A\_CL}}{n_{pr} * 550} = \frac{488,713}{0,85 * 550} = 1,045 hp = 778,536 W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να φθάσει το UAV στα 1500m έχει υπολογιστεί στα 13min ενώ αν θεωρήσουμε ότι η αναρρίχηση γίνεται με γωνία 45°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 1500m.

### 8.2.3 Φάση πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα 32m/s (Τμήμα 2-3)

Στη φάση αυτή το UAV έχει φθάσει σε υψόμετρο 1500m και κινείται με ταχύτητα 32m/s. Η πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο υψόμετρο δίνεται 0,0022743slugs/ft<sup>3</sup>.

Αρχικά θα πρέπει να υπολογίσουμε το βάρος του UAV στο τέλος του κάθε τμήματος της πτήσης. Από ιστορικά στοιχεία του Πίνακα 6 και με βάση τις εξισώσεις (8.11) και (8.12) προκύπτει ο Πίνακας 13:

Πίνακας 13: Πίνακας λόγων βάρους του UAV Penguin C

Segment	Range (ft)	Range (km)	Weight ratio	Value
0-1			w1/w0	1
Takeoff				
1-2			w2/w1	0,985
Climb				
2-3	229658,793	70,000	w3/w2	0,996
Cruise				
3-4			w4/w3	1
Loiter				
4-5	86614,173	26,400	w5/w4	0,998
Surveillance				
5-6			w6/w5	0,985
Climb				
6-7	229658,793	70,000	w7/w6	0,996
Cruise				
7-8			w8/w7	1
Loiter				
8-9			w9/w8	1
Landing				
Total			w9/w0	0,951

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 2-3 είναι:

$$\frac{w_3}{w_0} = \frac{w_1}{w_0} \frac{w_2}{w_1} \frac{w_3}{w_2} = 0,97983 \rightarrow w_3 = 49,74lb$$

Η φόρτιση ισχύος υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\frac{T}{w_3} = \frac{1}{2} \rho_{1500} V_{cr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_3/S} + \frac{2K}{\rho_{1500} V_{cr}^2} \frac{w_3}{S}$$

$$= \frac{1}{2} 0,0022743 * 105^2 \frac{0,019}{\frac{49,74}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0022743*105^2} * \frac{49,74}{8,5} = 0,05366$$

Οπότε η **διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα** κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CR(2-3)} = \frac{P_{RCR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_3} * w_3 * V_{cr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,05366 * 49,74 * 105}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_CR(2-3)} = 0,59937hp = 446,94675W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να διανύσει το UAV τα 67,2km με 32m/s, έχει υπολογιστεί στα 35min.

### 8.2.4 Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 3-4)

Στη φάση αυτή το UAV καταρριχάται από τα 1500m με ρυθμό 4m/s μέχρι τα 1000m, για να ξεκινήσει η φάση της επιτήρησης. Ο χρόνος καθόδου έχει υπολογιστεί στα 2min και αν θεωρήσουμε ότι κάθοδος γίνεται με γωνία 20°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 1,3km.

Από τα ιστορικά δεδομένα του Πίνακα 6 βλέπουμε ότι ο λόγος βαρών  $w_4/w_3$  είναι 1. Συνεπώς η κατανάλωση καυσίμου είναι αμελητέα και επομένως:

$$P_{loiter(3-4)} = 0 W$$

### 8.2.5 Φάση επιτήρησης με 22m/s (Τμήμα 4-5)

Στη φάση αυτή το UAV βρίσκεται σε υψόμετρο 1000m και κινείται κυκλικά από την περιοχή επιτήρησης με ταχύτητα 22m/s για 60min, διανύοντας συνολικά 26,4km. Η πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο υψόμετρο δίνεται 0,0023081 slugs/ft<sup>3</sup>.

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 4-5 είναι:

$$\frac{w_5}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3 w_4 w_5}{w_0 w_1 w_2 w_3 w_4} = 0,97530 \rightarrow w_5 = 49,66lb$$

Η **φόρτιση ισχύος** υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\begin{aligned} \frac{T}{w_5} &= \frac{1}{2} \rho_{1000} V_{sr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_5/S} + \frac{2K}{\rho_{1000} V_{sr}^2} \frac{w_5}{S} \\ &= \frac{1}{2} 0,0023081 * 72,18^2 \frac{0,019}{\frac{49,66}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0023081*72,18^2} * \frac{49,66}{8,5} = 0,04591 \end{aligned}$$

Οπότε η **διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα** κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_SR(4-5)} = \frac{P_{RSR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_5} * w_5 * V_{sr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,04591 * 49,66 * 72,18}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_SR(4-5)} = 0,35201hp = 262,4967W$$

### 8.2.6 Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 5-6)

Στη φάση αυτή το UAV αναρριχάται από τα 1000m στα 1500m με ρυθμό 2m/s. Συνεπώς ο υπολογισμός της **απαιτούμενης ισχύος**, η οποία είναι ίση με τη **διαθέσιμη ισχύ** έχει ως εξής:

$$P_{RCL} = w_5 * \left( CR_{max} + \left( \frac{2}{\rho_{1000}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{w_5}{S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right)$$

$$= 49,66 * \left( 6,56 + \left( \frac{2}{0,0023081} \sqrt{\frac{0,027}{3 * 0,019}} \frac{49,66}{8,5} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{22} \right) = 479,335 \frac{ft * lb}{s}$$

Και η **ισχύς στον άξονα** είναι:

$$P_{shaft\_CL(5-6)} = \frac{P_{A,CL}}{n_{pr} * 550} = \frac{479,335}{0,85 * 550} = 1,025hp = 764,578W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να φθάσει το UAV στα 1500m έχει υπολογιστεί στα 4min ενώ αν θεωρήσουμε ότι η αναρρίχηση γίνεται με γωνία 45°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 500m.

### 8.2.7 Φάση πλεύσης με 22m/s (Τμήμα 6-7)

Στη φάση αυτή το UAV βρίσκεται σε υψόμετρο 1500m και επιστρέφει στη βάση του με ταχύτητα 32m/s. Η πυκνότητα του αέρα στο συγκεκριμένο υψόμετρο δίνεται 0,0022743slugs/ft<sup>3</sup>.

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 6-7 είναι:

$$\frac{w_7}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3 w_4 w_5 w_6 w_7}{w_0 w_1 w_2 w_3 w_4 w_5 w_6} = 0,95563 \rightarrow w_7 = 48,72lb$$

Η **φόρτιση ισχύος** υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\frac{T}{w_7} = \frac{1}{2} \rho_{1500} V_{cr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_7/S} + \frac{2K}{\rho_{1500} V_{cr}^2} \frac{w_7}{S}$$

$$= \frac{1}{2} 0,0022743 * 72,18^2 \frac{0,019}{\frac{48,72}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0022743*72,18^2} * \frac{48,72}{8,5} = 0,04588$$

Οπότε η **διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα** κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CR(6-7)} = \frac{P_{RCR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_7} * w_7 * V_{cr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,04588 * 48,72 * 72,18}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_CR(6-7)} = 0,50197hp = 374,31963W$$

Ο χρόνος που απαιτείται για να διανύσει το UAV τα 66,9km με 22m/s, έχει υπολογιστεί στα 51min.

### 8.2.8 Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 7-8)

Στη φάση αυτή το UAV καταρριχάται από τα 1500m με ρυθμό 4m/s μέχρι τα 500m, όπου και ανοίγει το αλεξίπτωτο για την προσγείωσή του. Ο χρόνος καθόδου έχει υπολογιστεί στα 4min και αν θεωρήσουμε ότι κάθοδος γίνεται με γωνία 20°, η οριζόντια απόσταση που θα έχει διανύσει είναι 2,6km. Από τα ιστορικά δεδομένα του Πίνακα 6 βλέπουμε ότι ο λόγος βαρών  $w_8/w_7$  είναι 1. Συνεπώς η κατανάλωση καυσίμου είναι αμελητέα και επομένως:

$$P_{loiter(7-8)} = 0 W$$

### 8.2.9 Φάση προσγείωσης (Τμήμα 8-9)

Κατά την φάση της προσγείωσης, η μηχανή και η μπαταρία του UAV αποσυνδέονται και ενεργοποιείται ο μηχανισμός του αλεξιπτώτου μαζί με τους αερόσακους ασφαλείας. Συνεπώς στη φάση αυτή δεν υπάρχει κατανάλωση ενέργειας. Η συνολική διάρκεια της προσγείωσης υπολογίζεται στα 2 λεπτά.

$$P_{landing} = 0 W$$



## 8.2.10 Σύνοψη

Τα αποτελέσματα της ανάλυσης ισχύος που απαιτείται σε κάθε φάση της πτήσης του UAV Penguin C, με υβριδικό σύστημα **μηχανής εσωτερικής καύσης – γεννήτρια και συσσωρευτή Li-Ion**, φαίνονται στον παρακάτω Πίνακα:

**Πίνακας 14: Συνοπτική παρουσίαση προφίλ πτήσης υβριδικού συστήματος με ΜΕΚ**

Φάση	Υψόμετρο Πτήσης (km)	Ταχύτητα (m/s)	Απαιτούμενη Ιπποδύναμη Άξονα (W)	Απαιτούμενη Ισχύς Αισθητήρα (W)	Συνολική Απαιτούμενη Ισχύς (W)	Χρονική Διάρκεια (min)	Ενέργεια (Wh)	
Απογείωση	(0-1)	0	24	0,000	0,000	0,000	0,02	<b>0,000</b>
Αναρρίχηση	(1-2)	0 – 1,5	2	779,536	40,000	819,536	13	<b>177,566</b>
Πλεύση	(2-3)	1,5	32	446,948	40,000	486,947	35	<b>284,052</b>
Καταρρίχηση	(3-4)	1,500 – 1	4	0,000	40,000	40,000	2	<b>1,333</b>
Επιτήρηση	(4-5)	1	22	262,497	40,000	302,497	20	<b>100,832</b>
Αναρρίχηση	(5-6)	1 – 1,5	2	764,578	40,000	804,578	4	<b>53,639</b>
Πλεύση	(6-7)	1,5	22	374,320	40,000	414,320	51	<b>352,172</b>
Καταρρίχηση	(7-8)	1,5 – 0,5	4	0,000	40,000	40,000	4	<b>2,667</b>
Προσγείωση	(8-9)	0,5 - 0	0	0,000	0,000	0,000	2	<b>0,000</b>
Συνολική διάρκεια πτήσης						131	<b>972,261</b>	

## 8.3 Δεύτερο Σενάριο (Κυψέλη Καυσίμου - Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion)

Το δεύτερο σενάριο περιλαμβάνει υβριδικό σύστημα πρόωσης με κυψέλη καυσίμου και ηλεκτρικό συσσωρευτή. Με τροποποίηση του συστήματος τροφοδοσίας του μη επανδρωμένου αεροσκάφους, προκειμένου να εγκατασταθεί το νέο υβριδικό σύστημα πρόωσης, το βάρος του μειώνεται στα 21kg (Πίνακας 15). Τα υπόλοιπα χαρακτηριστικά που απαιτούνται για τους υπολογισμούς παραμένουν τα ίδια όπως στον Πίνακα 9.

**Πίνακας 15: Ανάλυση βάρους UAV Penguin C με υβριδικό σύστημα κυψέλης καυσίμου**

1	Βάρος UAV χωρίς αισθητήρα και καύσιμο $w_{empty}$	22lb	10kg
2	Βάρος κυψέλης καυσίμου	4,41lb	2kg
3	Βάρος δεξαμενής υδρογόνου	3,31lb	1,5kg
4	Βάρος μετατροπέων	1,1lb	0,5kg
5	Βάρος ηλεκτρικού συσσωρευτή	7,94lb	3,6kg
6	Βάρος αισθητήρα	3,75lb	1,7kg
7	Βάρος ηλεκτρικού κινητήρα	3,31lb	1,5kg
8	Βάρος υδρογόνου	0,35lb	0,16kg
	Σύνολο	46lb	21kg

### 8.3.1 Φάση απογείωσης (Τμήμα 0-1)

$$P_{launch} = 0 W$$

### 8.3.2 Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 1-2)

$$P_{RCL} = w_0 * \left( CR_{max} + \left( \frac{2}{\rho_0} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{w_0}{S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right)$$

$$= 46 * \left( 6,56 + \left( \frac{2}{0,0023769} \sqrt{\frac{0,027}{3 * 0,0198,5}} \frac{46}{22} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{22} \right) = 439,882 \frac{ft * lb}{s}$$

Και η ισχύς στον άξονα είναι:

$$P_{shaft\_CL(1-2)} = \frac{P_{A\_CL}}{n_{pr} * 550} = \frac{439,882}{0,85 * 550} = 0,941hp = 701,648W$$

### 8.3.3 Φάση πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα 32m/s (Τμήμα 2-3)

Το βάρος του UAV καθόλη τη διάρκεια της πτήσης παραμένει σταθερό καθώς η ποσότητα του υδρογόνου που καταναλώνεται είναι αμελητέα, της τάξης των μερικών gr.

Πίνακας 16: Πίνακας λόγων βάρους του UAV Penguin C με κυψέλη καυσίμου

Segment	Range (ft)	Range (km)	Weight ratio	Value
0-1			w1/w0	1
Takeoff				
1-2			w2/w1	1
Climb				
2-3	229658,793	70,000	w3/w2	1
Cruise				
3-4			w4/w3	1
Loiter				
4-5	86614,173	26,400	w5/w4	1
Surveillance				
5-6			w6/w5	1
Climb				
6-7	229658,793	70,000	w7/w6	1
Cruise				
7-8			w8/w7	1
Loiter				
8-9			w9/w8	1
Landing				
Total			w9/w0	1

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 2-3 είναι:

$$\frac{w_3}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3}{w_0 w_1 w_2} = 1 \rightarrow w_3 = 46lb$$

Η φόρτιση ισχύος υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\begin{aligned} \frac{T}{w_3} &= \frac{1}{2} \rho_{1500} V_{cr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_3/S} + \frac{2K}{\rho_{1500} V_{cr}^2} \frac{w_3}{S} \\ &= \frac{1}{2} 0,0022743 * 105^2 \frac{0,019}{\frac{46}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0022743*105^2} * \frac{46}{8,5} = 0,05584 \end{aligned}$$

Οπότε η διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CR(2-3)} = \frac{P_{RCR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_3} * w_3 * V_{cr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,05584 * 46 * 105}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_CR(2-3)} = 0,58059hp = 432,944W$$

### 8.3.4 Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 3-4)

$$P_{loiter(3-4)} = 0W$$

### 8.3.5 Φάση επιτήρησης με 22m/s (Τμήμα 4-5)

$$\frac{w_5}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3 w_4 w_5}{w_0 w_1 w_2 w_3 w_4} = 1 \rightarrow w_5 = 46lb$$

Η φόρτιση ισχύος υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\begin{aligned} \frac{T}{w_5} &= \frac{1}{2} \rho_{1000} V_{sr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_5/S} + \frac{2K}{\rho_{1000} V_{sr}^2} \frac{w_5}{S} \\ &= \frac{1}{2} 0,0023081 * 72,18^2 \frac{0,019}{\frac{46}{8,5}} + \frac{2*0,027}{0,0023081*72,18^2} * \frac{46}{8,5} = 0,04557 \end{aligned}$$

Οπότε η **διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα** κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_SR(4-5)} = \frac{P_{RSR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_5} * w_5 * V_{sr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,04557 * 46 * 72,18}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_SR(4-5)} = 0,32572hp = 242,89011W$$

### 8.3.6 Φάση αναρρίχησης (Τμήμα 5-6)

$$P_{RCL} = w_5 * \left( CR_{max} + \left( \frac{2}{\rho_{1000}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{w_5}{S} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \right)$$

$$= 46 * \left( 6,56 + \left( \frac{2}{0,0023081} \sqrt{\frac{0,027}{3 * 0,0198,5}} \frac{46}{22} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1,155}{22} \right) = 441,896 \frac{ft * lb}{s}$$

Και η **ισχύς στον άξονα** είναι:

$$P_{shaft\_CL(5-6)} = \frac{P_{A,CL}}{n_{pr} * 550} = \frac{441,896}{0,85 * 550} = 0,945hp = 704,859W$$

### 8.3.7 Φάση πλεύσης με 22m/s (Τμήμα 6-7)

Το βάρος του UAV στο τέλος του τμήματος 6-7 είναι:

$$\frac{w_7}{w_0} = \frac{w_1 w_2 w_3 w_4 w_5 w_6 w_7}{w_0 w_1 w_2 w_3 w_4 w_5 w_6} = 1 \rightarrow w_7 = 46lb$$

Η **φόρτιση ισχύος** υπολογίζεται στο τέλος του σταδίου πλεύσης και είναι:

$$\frac{T}{w_7} = \frac{1}{2} \rho_{1500} V_{cr}^2 \frac{C_{D,0}}{w_7/S} + \frac{2K}{\rho_{1500} V_{cr}^2} \frac{w_7}{S}$$

$$= \frac{1}{2} 0,0022743 * 72,18^2 \frac{0,019}{\frac{46}{8,5}} + \frac{2 * 0,027}{0,0022743 * 72,18^2} * \frac{46}{8,5} = 0,047432$$

Οπότε η **διαθέσιμη ιπποδύναμη άξονα** κατά τη διάρκεια της φάσης πλεύσης, λαμβάνοντας υπόψη ότι  $P_{RCR} = P_{ACR}$ , είναι:

$$P_{shaft\_CR(6-7)} = \frac{P_{RCR}}{n_{pr} * 550} = \frac{\frac{T}{w_7} * w_7 * V_{cr}}{n_{pr} * 550} = \frac{0,047432 * 46 * 72,18}{0,85 * 550} \rightarrow$$

$$P_{shaft\_CR(6-7)} = 0,47432hp = 353,70174W$$

### 8.3.8 Φάση καταρρίχησης (Τμήμα 7-8)

$$P_{loiter(7-8)} = 0 W$$

### 8.3.9 Φάση προσγείωσης (Τμήμα 8-9)

$$P_{landing} = 0 W$$

### 8.3.10 Σύνοψη

Τα αποτελέσματα της ανάλυσης ισχύος που απαιτείται σε κάθε φάση της πτήσης του UAV Penguin C, με υβριδικό σύστημα **κυψέλη καυσίμου και συσσωρευτή Li-Ion**, φαίνονται στον παρακάτω Πίνακα:

**Πίνακας 17: Συνοπτική παρουσίαση προφίλ πτήσης υβριδικού συστήματος με κυψέλη καυσίμου**

Φάση	Υψόμετρο Πτήσης (km)	Ταχύτητα (m/s)	Απαιτούμενη Ιπποδύναμη Άξονα (W)	Απαιτούμενη Ισχύς Αισθητήρα (W)	Συνολική Απαιτούμενη Ισχύς (W)	Χρονική Διάρκεια (min)	Ενέργεια (Wh)	
Απογείωση	(0-1)	0	24	0,000	0,000	0,000	0,02	0,000
Αναρρίχηση	(1-2)	0 – 1,5	2	701,648	40,000	741,648	13	160,690
Πλεύση	(2-3)	1,5	32	432,944	40,000	472,944	35	275,884
Καταρρίχηση	(3-4)	1,500 – 1	4	0,000	40,000	40,000	2	1,333
Επιπήρηση	(4-5)	1	22	242,890	40,000	282,890	20	94,297
Αναρρίχηση	(5-6)	1 – 1,5	2	704,859	40,000	744,859	4	49,657
Πλεύση	(6-7)	1,5	22	353,702	40,000	393,702	51	334,646
Καταρρίχηση	(7-8)	1,5 – 0,5	4	0,000	40,000	40,000	4	2,667
Προσγείωση	(8-9)	0,5 - 0	0	0,000	0,000	0,000	2	0,000
Συνολική διάρκεια πτήσης							131	919,175



## 9. ΕΠΙΛΟΓΗ ΣΤΟΙΧΕΙΩΝ ΚΥΚΛΩΜΑΤΩΝ - ΔΙΑΣΤΑΣΙΟΛΟΓΗΣΗ

### Σενάρια προσομοίωσης

Έχοντας προβεί στο προηγούμενο κεφάλαιο σε αναλυτικό υπολογισμό των ενεργειακών απαιτήσεων του UAV και για τα δύο υβριδικά συστήματα πρόωσης, θα γίνει διαστασιολόγηση και επιλογή των κατάλληλων υποσυστημάτων που θα απαρτίζουν τον συνολικό μηχανισμό πρόωσης.

### 9.1 Πρώτο Σενάριο (ΜΕΚ–DC Γεννήτρια-Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion)

Στο πρώτο σενάριο, όπως έχει αναφερθεί στο προηγούμενο κεφάλαιο, το σύστημα πρόωσης αποτελείται από μία μηχανή εσωτερικής καύσης, συνδεδεμένη σε σειρά με μία DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών καθώς και έναν DC κινητήρα μόνιμων μαγνητών. Όλα τα στοιχεία που απαρτίζουν το σύστημα επιλέχθηκαν με τρόπο που να ικανοποιούν τις πτητικές ενεργειακές ανάγκες του UAV και παράλληλα το συνολικό βάρος τους να μην υπερβαίνει το μέγιστο βάρος απογείωσης του UAV.

#### 9.1.1 Μηχανή εσωτερικής καύσης

Η μηχανή εσωτερικής καύσης που επιλέχθηκε, είναι η δίχρονη μηχανή RCGF 10cc SE – Stinger, έχει ονομαστική ισχύ εξόδου 1,9hp στις 15000ΣΑΛ, με εύρος λειτουργίας από 2000 έως 15000ΣΑΛ, συνολικό βάρος 623gr.

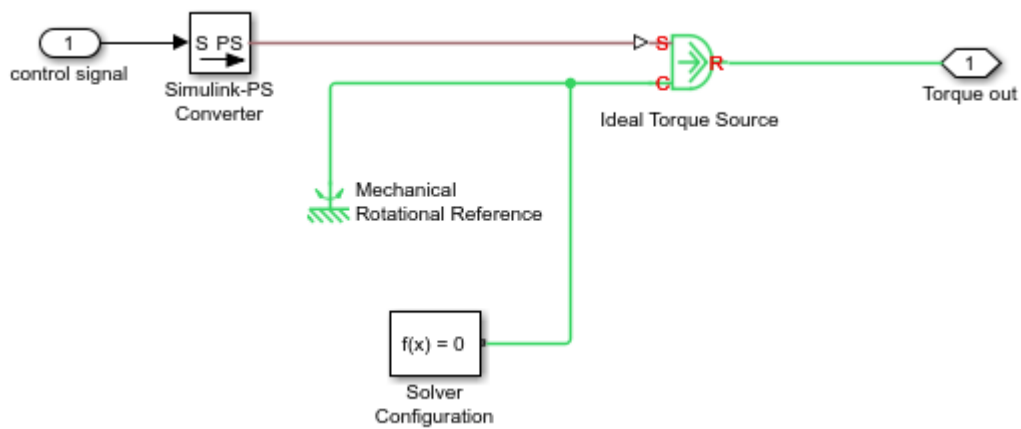


**Εικόνα 75: Μηχανή εσωτερικής καύσης RCGF 10cc SE – Stinger**

Η μηχανή έχει επιλεγεί να λειτουργεί σε ισχύ εξόδου  $1,52\text{hp} = 1135\text{W}$ , προκειμένου να τροφοδοτεί την DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών που είναι συνδεδεμένη σε σειρά μαζί της και η μέγιστη ισχύς που παρέχει στο άξονα της είναι  $1010\text{W}$ . Η μηχανή τίθεται σε λειτουργία κατά την εκτόξευση του UAV και παρέχει σταθερή ισχύ εξόδου  $1010\text{W}$  σε κατά τις φάσεις της πρώτης αναρρίχησης και της πλεύσης με μέγιστη ταχύτητα  $32\text{m/s}$ . Στις αναφερόμενες φάσεις ο DC κινητήρας μόνιμων μαγνητών τροφοδοτείται από τον ηλεκτρικό συσσωρευτή του συστήματος.

Σύμφωνα με την εταιρεία κατασκευής του κινητήρα, η μέση κατανάλωση καυσίμου της συγκεκριμένης μηχανής είναι  $27,78\text{gr/min}$ . Συνεπώς, με βάση την παραπάνω υπόθεση, ο συνολικός χρόνος λειτουργίας του είναι  $48\text{min}$ , οπότε το συνολικό καύσιμο που θα καταναλωθεί είναι  $1333\text{gr} = 1,33\text{kg}$ . Η προτεινόμενη από τον κατασκευαστή αναλογία βενζίνης/λαδιού είναι 30:1, επομένως  $1,29\text{kg}$  βενζίνη και  $44\text{gr}$  λάδι.

Στο περιβάλλον Matlab/Simulink, η μηχανή εσωτερικής καύσης προσομοιώθηκε ως μία πηγή ροπής η οποία τροφοδοτεί την DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών και παρουσιάζεται παρακάτω:



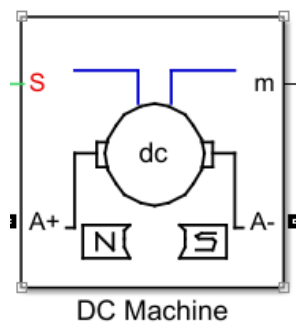
Εικόνα 76: Προσομοίωση μηχανής εσωτερικής καύσης σε Matlab/Simulink

### 9.1.2 DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών

Η γεννήτρια που επιλέχθηκε είναι η TG233X, η οποία τροφοδοτείται με μέγιστη ροπή  $T=0,77\text{Nm}$ , έχει απόδοση 89% και παρέχει μέγιστη ισχύ στον άξονα 1010W. Το πλεονέκτημά της είναι οι χαμηλές απαιτήσεις ισχύος στον άξονα αλλά και το μικρό της βάρος. Όπως φαίνεται στην Εικόνα 77, η γεννήτρια τροφοδοτείται από μία πηγή ροπής (μηχανή εσωτερικής καύσης) και συνδέεται με έναν μετατροπέα υποβιβασμού προκειμένου να υποβιβάσει την τάση των 95V που παράγει, σε τάση 48V. Η τάση των 48V είναι και η τάση του κεντρικού ζυγού διανομής.



Εικόνα 77: DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών

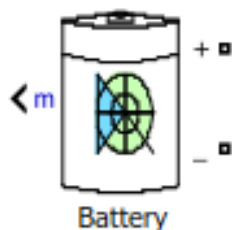


Εικόνα 78: Γεννήτρια μόνιμων μαγνητών Matlab/Simulink



### 9.1.3 Ηλεκτρικός Συσσωρευτής

Ο ηλεκτρικός συσσωρευτής που επιλέχθηκε είναι τεχνολογίας Li-Ion, έχει ονομαστική τάση εισόδου 36V και χωρητικότητα 25Ah. Κάθε ηλεκτρικός συσσωρευτής αποτελείται από στοιχεία των οποίων η τάση ορίστηκε 3,6V ανά στοιχείο ενώ η αντίσταση σειράς ορίστηκε στα 0,014Ω ανά στοιχείο. Στην παρακάτω Εικόνα φαίνεται το ισοδύναμο του συσσωρευτή που χρησιμοποιήθηκε:



Εικόνα 79: Ηλεκτρικός συσσωρευτής σε περιβάλλον Matlab/Simulink

Η διαστασιολόγηση του ηλεκτρικού συσσωρευτή βασίστηκε στην κάλυψη του μεγαλύτερου μέρους των ενεργειακών απαιτήσεων της πτήσης (93%), στα μέγιστα ρεύματα φόρτισης και εκφόρτισής του αλλά και στο μέγιστο επιτρεπόμενο βάρος απογείωσης του UAV.

Επιπλέον παρουσιάζονται τα επιμέρους χαρακτηριστικά που ορίστηκαν στο περιβάλλον Matlab/Simulink για τον συσσωρευτή:

Πίνακας 18: Πίνακας χαρακτηριστικών ηλεκτρικών συσσωρευτών

Παράμετροι Συσσωρευτή	
Ονομαστική Τάση (V)	36
Τάση Πλήρους Φόρτισης (V)	42
Τάση Αποκοπής (V)	30
Τάση Φόρτισης (V)	39
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
Ενεργειακή Πυκνότητα (Wh/kg)	250

Σε συνάρτηση με τις ενεργειακές απαιτήσεις του UAV κατά την διάρκεια της αποστολής αλλά και την σταθερή παρεχόμενη ισχύ της μηχανής εσωτερικής καύσης σε συγκεκριμένες φάσεις της αποστολής, παρουσιάζεται στον παρακάτω Πίνακα η κατάσταση λειτουργίας του ηλεκτρικού συσσωρευτή.

Πίνακας 19: Πίνακας κατάστασης λειτουργίας ηλεκτρικού συσσωρευτή

Φάση		Συνολική ισχύς (W)	Διάρκεια (min)	Ισχύς Γεννήτριας (W)	Ισχύς Συσσωρευτή (W)	Λειτουργία Συσσωρευτή
0-1	Απογείωση	0,000	0	0	0,000	-
1-2	Αναρρίχηση	819,536	13	1010	-190,464	Φόρτιση
2-3	Πλεύση	486,947	35	1010	-523,053	Φόρτιση
3-4	Καταρρίχηση	40,000	2	0	40,000	Εκφόρτιση
4-5	Επιτήρηση	302,497	20	0	302,497	Εκφόρτιση
5-6	Αναρρίχηση	804,578	4	0	804,578	Εκφόρτιση
6-7	Πλεύση	414,320	51	0	414,320	Εκφόρτιση
7-8	Καταρρίχηση	40,000	4	0	40,000	Εκφόρτιση
8-9	Προσγείωση	0,000	2	0	0,000	-

#### 9.1.4 Κεντρικός Ζυγός Διανομής (DC Bus)

Από τα σενάρια που εξετάζονται στην παρούσα διπλωματική εργασία, προκύπτει ότι οι πηγές τροφοδοσίας παράγουν αποκλειστικά DC τάση, γεγονός που κρίνει συμφέρουσα τη μεταφορά και διανομή της παραγόμενης ισχύος, μέσω ενός DC ζυγού. Με την επιλογή αυτή επιτυγχάνεται ελαχιστοποίηση των απωλειών μετατροπής της ηλεκτρικής ενέργειας σε τάση και ρεύμα κατάλληλων προδιαγραφών (μέτρο, κυμάτωση κλπ), διότι χρησιμοποιούνται αποκλειστικά μετατροπείς DC/DC των οποίων η απόδοση είναι εξαιρετικά υψηλή, περίπου 90%. Με δεδομένο ότι οι ενεργειακές απαιτήσεις της πτήσης δεν υπερβαίνουν τις 1000Wh και επειδή οι απώλειες μεταφοράς υπό χαμηλή τάση είναι ελάχιστες, ο κεντρικός ζυγός διανομής επιλέχθηκε να λειτουργεί σε ονομαστική τάση 48V.

Για τον υπολογισμό του συνολικού μήκους του καλωδίου του ζυγού, εφαρμόστηκε ο κανόνας Chuck Cunningham, σύμφωνα με τον οποίο η άτρακτος αποτελεί το 80% του ανοίγματος των φτερών του UAV, ενώ το καλώδιο θα πρέπει να εκτείνεται τουλάχιστον δύο φορές όσο το προαναφερόμενο μήκος. Συνεπώς με το εκπέτασμα των φτερών να είναι 3,3m, το μήκος της άτρακτου είναι 2,64m ενώ με τον διπλασιασμό του προκύπτει 5,28m. Αν θεωρήσουμε και ένα ποσοστό ασφαλείας 30%, τότε το συνολικό **μήκος του DC bus ορίζεται περίπου στα 7m**.

Η μέγιστη μεταφερόμενη ισχύς που μεταφέρει ο κεντρικός ζυγός είναι 823W. Οπότε **υπό τάση 48V**, το μέγιστο ρεύμα που μεταφέρει είναι 17,15A. Συνεπώς το καλώδιο που επιλέχθηκε είναι διατομής 8,37mm<sup>2</sup> (AWG10), με ικανότητα μεταφοράς ρεύματος μέγιστης τιμής 24A. Η αντίσταση ενός τέτοιου καλωδίου ορίζεται στα 2,061Ω/km, με την αγωγιμότητα και τη χωρητικότητα αυτού να ισούνται με 0.438mH/km και 0.644μF/km αντίστοιχα [51]. Συνεπώς για το DC bus του UAV, τα χαρακτηριστικά του καλωδίου, φαίνονται στον παρακάτω Πίνακα:

Πίνακας 20: Χαρακτηριστικά στοιχεία κεντρικού ζυγού διανομής

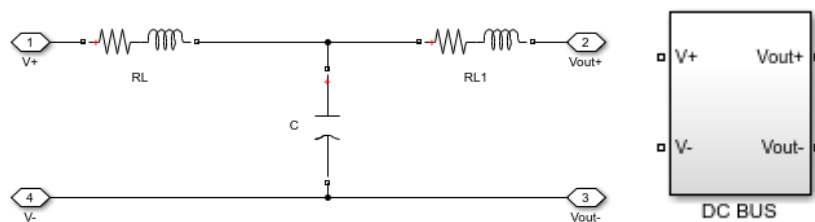
Μήκος (m)	7
Διατομή (mm <sup>2</sup> )	8,37
Αντίσταση (mΩ)	14,43
Χωρητικότητα (nF)	4,51
Επαγωγή (μH)	3,07
Μέγιστο ρεύμα διανομής (A)	24

Ο Πίνακας με το ρεύμα του κεντρικού ζυγού σε κάθε φάση της αποστολής φαίνεται παρακάτω:

Πίνακας 21: Ρεύμα κεντρικού ζυγού διανομής ανά φάση πτήσης

Φάσεις	Ρεύμα DC_bus (A)
Απογείωση	0,00
Αναρρίχηση	17,07
Πλεύση 32m/s	10,14
Καταρρίχηση	0,83
Επιτήρηση 22m/s	6,30
Αναρρίχηση	16,76
Πλεύση 22m/s	8,63
Καταρρίχηση	0,83
Προσγείωση	0,00

Παρακάτω, παρουσιάζεται το υποσύστημα προσομοίωσης του κεντρικού ζυγού διανομής DC bus σε T ισοδύναμο μοντέλο, έτσι όπως προσομοιώθηκε στο Matlab/Simulink:



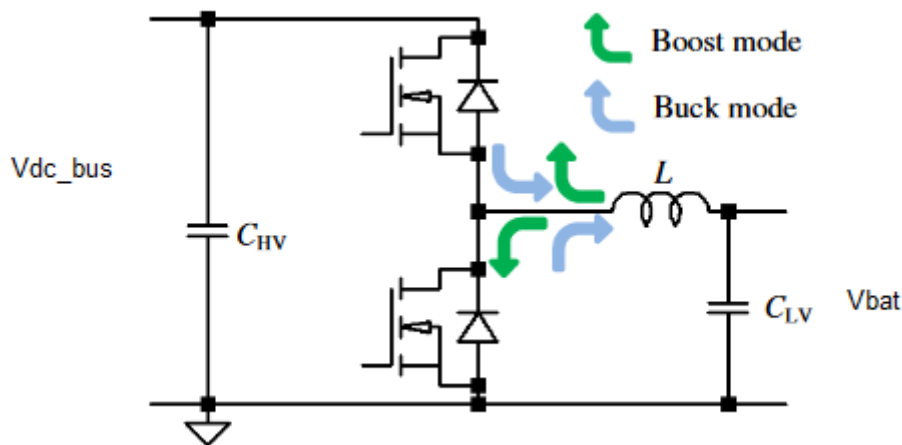
Εικόνα 80: Κεντρικός ζυγός διανομής της προσομοίωσης

### 9.1.5 Μετατροπείς Ισχύος DC-DC

Όπως αναφέρθηκε στην προηγούμενη παράγραφο, το υβριδικό σύστημα πρόωσης του μη επανδρωμένου αεροχήματος, διαθέτει ένα κεντρικό ζυγό διανομής DC bus ο οποίος είναι υπό τάση 48V. Για το λόγο αυτό θα πρέπει τόσο η DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών όσο και ο ηλεκτρικός συσσωρευτής να συνδεθούν στον ζυγό μέσω κατάλληλων DC-DC μετατροπέων ισχύος. Συγκεκριμένα ο ηλεκτρικός συσσωρευτής θα πρέπει να συνδεθεί με ένα buck-boost μετατροπέα προκειμένου

να επιτυγχάνεται η αμφίδρομη δρομολόγηση του ρεύματος, καθώς σε ορισμένες φάσεις της αποστολής, είναι δυνατή η φόρτισή του από την περίσσεια ενέργειας που παράγει η γεννήτρια. Επιπλέον η DC γεννήτρια απαιτείται να συνδεθεί στον ζυγό με ένα μετατροπέα υποβιβασμού τάσης.

Για να μελετηθεί η λειτουργία των μετατροπέων, πρέπει να αναφερθεί ότι η επιτρεπτή κυμάτωση για την τάση στην έξοδο του μετατροπέα είναι  $\Delta V=2\%$  και για το ρεύμα  $\Delta i=2\%$ . Επιπλέον επιλέχθηκε η συχνότητα των MOSFET να είναι 25kHz, δηλαδή  $T=40\mu s$ .



Εικόνα 81: Λειτουργία ανύψωσης (boost) και υποβιβασμού (buck) boost converter

### 9.1.5.1 Υποβιβασμός τάσης

Για τη λειτουργία υποβιβασμού τάσης των μετατροπέων DC-DC, ισχύει η παρακάτω εξίσωση που συνδέει την τάση εισόδου, στην προκειμένη περίπτωση την τάση του κεντρικού ζυγού διανομής, με την τάση εξόδου, δηλαδή την τάση του ηλεκτρικού συσσωρευτή:

$$V_{bat} = D * V_{DC\_bus} \quad (8.31)$$

όπου D, είναι ο βαθμός χρησιμοποίησης.

Για την μείωση της κυμάτωσης του ρεύματος εξόδου, χρησιμοποιείται ένα πηνίο χαμηλής τάσης, η αυτεπαγωγή της οποίας δίνεται από τη σχέση:

$$L = \frac{V_{bat} * (1-D)}{\Delta i_{bat} * f} \quad (8.32)$$

Για την μείωση της κυμάτωσης στην τάση του συσσωρευτή, χρησιμοποιείται ένας πυκνωτής χαμηλής τάσης, η χωρητικότητά του οποίου δίνεται από τη σχέση:

$$C_{LV} = \frac{V_{bat} * (1-D)}{8 * f^2 * L * \Delta V_{bat}} \quad (8.33)$$

### 9.1.5.2 Ανύψωση τάσης

Για τη λειτουργία ανύψωσης τάσης των μετατροπέων DC-DC, ισχύει η παρακάτω εξίσωση:

$$D = 1 - \frac{V_{bat}}{V_{DC\_bus}}$$

Για την μείωση της κυμάτωσης στην τάση του κεντρικού ζυγού διανομής, χρησιμοποιείται ένας πυκνωτής υψηλής τάσης, η χωρητικότητα του οποίου δίνεται από τη σχέση:

$$C_{DC\_bus} = \frac{I_{bus\_max} * D}{0,02 * f * V_{DC\_bus}} \quad (8.34)$$

Το μέγιστο ρεύμα του DC\_bus παρουσιάζεται κατά την φάση της πρώτης αναρρίχησης και είναι:

$$I_{max} = \frac{P_{max}}{48V} = \frac{819,536W}{48V} = 17,07A \quad (8.35)$$

Το φορτίο που αποθηκεύεται ή καταναλώνεται σε κάθε φάση της αποστολής προκύπτει από την παρακάτω σχέση:

$$\Delta Q = \frac{I(A) * t(sec)}{25 * 3600} \quad (8.36)$$

**Πίνακας 22: Ενεργειακά στοιχεία ηλεκτρικού συσσωρευτή υβριδικού συστήματος με ΜΕΚ**

Φάση	Διάρκεια (min)	Ισχύς Συσσωρευτή (W)	Λειτουργία	Βαθμός Χρήσης (D)	Τάση Συσσωρευτή (V)	Ρεύμα Συσσωρευτή (A)	ΔQ (%)	SOC
Απογείωση	0	0,000		0,000	0			75,0
Αναρρίχηση	13	-190,464	Φόρτιση	0,853	40,94	-4,65	-4,031	79,0
Πλεύση 32m/s	35	-523,053	Φόρτιση	0,862	41,38	-12,64	-29,496	100,0
Καταρρίχηση	2	40,000	Εκφόρτιση	0,182	39,26	1,02	0,1358	99,9
Επιτήρηση 22m/s	20	302,497	Εκφόρτιση	0,183	39,22	7,71	10,284	89,6
Αναρρίχηση	4	804,578	Εκφόρτιση	0,195	38,64	20,82	5,552	84,0
Πλεύση 22m/s	51	414,320	Εκφόρτιση	0,186	39,07	10,60	36,054	48,0
Καταρρίχηση	4	40,000	Εκφόρτιση	0,181	39,31	1,02	0,271	47,7
Προσγείωση	2	0,000		0,000	0	0	0	47,7

### 9.1.5.3 Μετατροπές υποβιβασμού-ανύψωσης για συσσωρευτή

Κατόπιν των παραπάνω θα υπολογιστούν τα αντίστοιχα στοιχεία του buck-boost converter. Η ελάχιστη τερματική τάση του συσσωρευτή είναι 38,64V με βαθμό χρησιμοποίησης  $D=0,195$  ενώ το μέγιστο ρεύμα φόρτισης είναι 12,64A. Συνεπώς

$$L = \frac{38,64 * (1 - 0,195)}{25000 * 0,02 * 12,64} = 4,92mH$$

$$C_{LV} = \frac{38,64 * (1 - 0,195)}{8 * 25000^2 * 4,92 * 10^{-3} * 0,02 * 38,64} = 1,64\mu F$$

Το μέγιστο ρεύμα του DC\_bus παρουσιάζεται κατά την φάση της πρώτης αναρρίχησης και είναι:

$$I_{max} = \frac{P_{max}}{48V} = \frac{819,536W}{48V} = 17,07A$$

$$C_{DC\_bus} = \frac{17,07 * 0,181}{0,02 * 48 * 25000} = 128,736\mu F$$

### 9.1.5.4 Μετατροπές υποβιβασμού για DC γεννήτρια

Ο μετατροπείας υποβιβάζει την τάση της γεννήτριας από τα 95V στα 48V του DC bus. Οπότε:

$$D = \frac{48}{95} = 0,505$$

$$L = \frac{48*(1-0,505)}{25000*0,2*21,042} = 226\mu H$$

$$C_{LV} = \frac{48*(1-0,505)}{8*25000^2*226*10^{-6}*0,02*48} = 21,903\mu F$$

$$C_{Γεν} = \frac{48*0,505}{0,02*95*25000} = 510,316\mu F$$

**Πίνακας 23: Ισχύς και ρεύματα μετατροπών υβριδικού συστήματος με MEK**

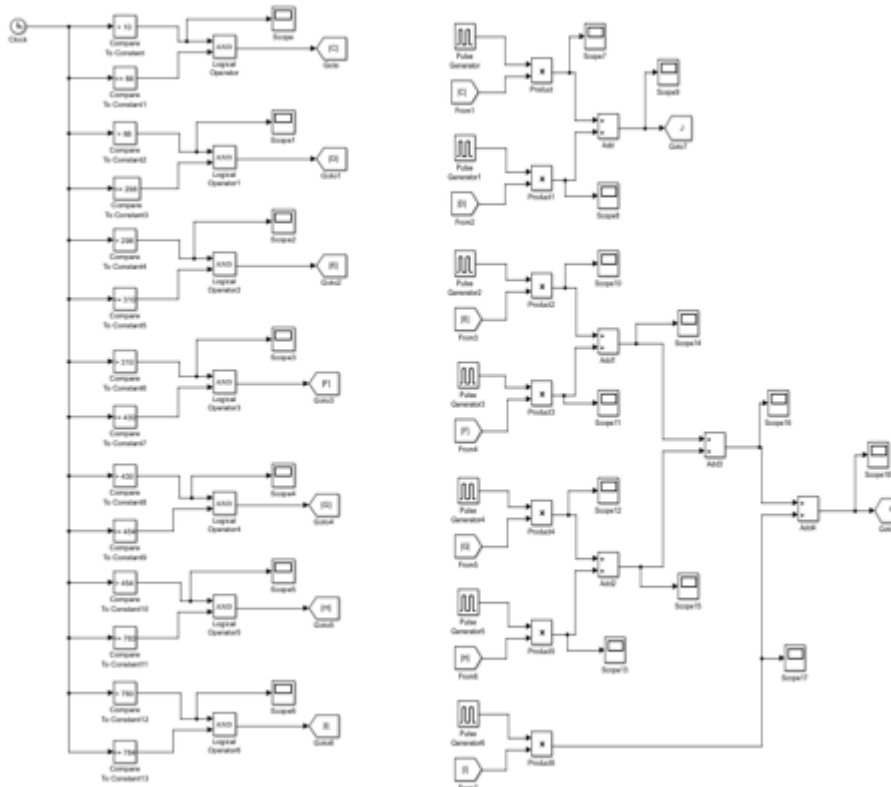
Φάση	Ισχύς Εξόδου Μετατροπέα Γεννήτριας (W)	Ισχύς Εξόδου Συσσωρευτή (W)	Ρεύμα Εξόδου DC Γεννήτριας (A)	Ρεύμα Εξόδου Μετατροπέα Συσσωρευτή (A)
Απογείωση	0	0,000	0	0,00
Αναρρίχηση	1010	-190,464	21,042	3,97
Πλεύση 32m/s	1010	-523,053	21,042	10,90
Καταρρίχηση	0	40,000	0,000	-0,83
Επιτήρηση 22m/s	0	302,497	0,000	-6,30
Αναρρίχηση	0	804,578	0,000	-16,76
Πλεύση 22m/s	0	414,320	0,000	-8,63
Καταρρίχηση	0	40,000	0,000	-0,83
Προσγείωση	0	0,000	0,000	0,00

Όπως φαίνεται από τον Πίνακα 22, έχει γίνει υπόθεση ότι ο συσσωρευτής έχει ξεκινήσει με μία στάθμη 75% καθώς το φαινόμενο της αυτοεκφόρτισης ή της μη έγκαιρης φόρτισης του συσσωρευτή, μπορεί να επηρεάσει τη μέγιστη στάθμη του.

Επιπλέον κατά την προσομοίωση στο περιβάλλον του Matlab/Simulink, όλοι οι χρόνοι έχουν διαιρεθεί με το 10 προκειμένου να μπορέσει να πραγματοποιηθεί η προσομοίωση.

### 9.1.6 Λοιπά υποσυστήματα

Για ορθή λειτουργία του Buck-Boost converter στο περιβάλλον του Matlab/Simulink, απαιτείται η χρήση ενός ελεγκτή ο οποίος σε κάθε φάση της πτήσης θα καθορίζει την λειτουργία του. Αυτός υλοποιείται με το παρακάτω κύκλωμα το οποίο ορίζει μηδενικό duty cycle στον ένα και συγκεκριμένο στον άλλο έτσι ώστε πάντα η τάση του DC-bus να παραμένει 48V.



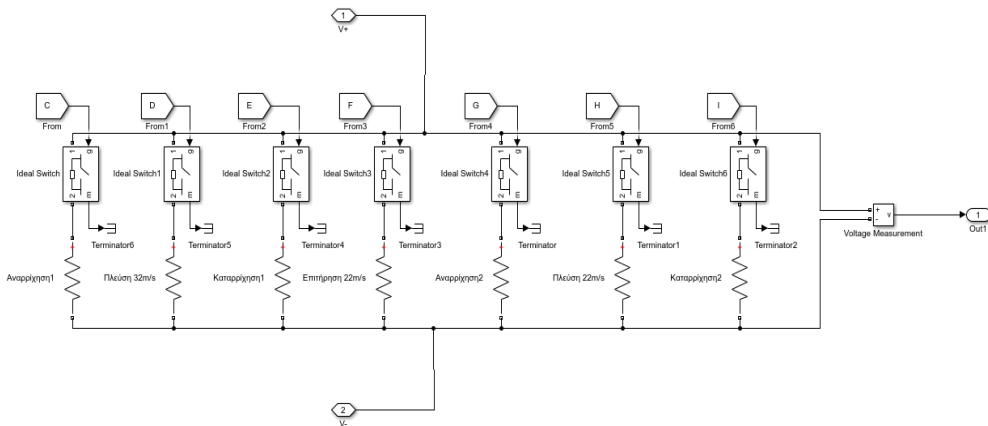
**Εικόνα 82: Υποσύστημα ελέγχου βαθμού χρησιμοποίησης των MOSFET του buck-boost converter του ηλεκτρικού συσσωρευτή**

Ο χρόνος της κάθε φάσης προσομοιώνεται με το υποσύστημα στα αριστερά, με την βοήθεια της λογικής πύλης AND. Εάν βρίσκεται μεταξύ των χρόνων της φάσης της αποστολής, τότε η έξοδος στη συγκεκριμένη φάση είναι 1 ενώ όλες οι άλλες είναι 0.

Στην δεξιά Εικόνα, παρουσιάζονται υποσυστήματα, κάθε ένα από τα οποία εκτελεί ένα πολλαπλασιασμό του αποτελέσματος του tag που έχει λάβει από το δεξιό υποσύστημα, δηλαδή τη φάση της αποστολής, με ένα παλμό ο οποίος περιέχει το βαθμό χρησιμοποίησης για το αντίστοιχο Mosfet. Το αποτέλεσμα του πολλαπλασιασμού το προωθεί σε ένα από τα δύο tag. Στο κάτω tag συγκεντρώνονται όλοι οι παλμοί των φάσεων εκφόρτισης (κάθε φορά μόνο ένας θα είναι μη μηδενικός και στη συνέχεια το αποτέλεσμα προωθείται στο επάνω Mosfet εκφόρτισης του μετατροπέα της μπαταρίας) ενώ στο επάνω tag συγκεντρώνονται αντίστοιχα όλοι οι παλμοί φόρτισης.

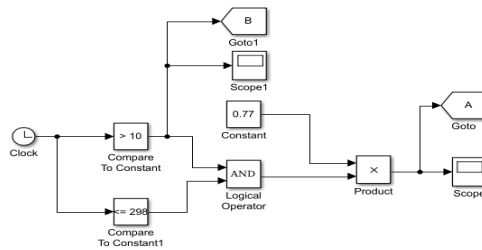
Το υποσύστημα του φορτίου υλοποιείται ως ένα κύκλωμα παράλληλων αντιστάσεων, μία για κάθε φάση της αποστολής. Άγει μόνο η αντίσταση της οποίας ο διακόπτης είναι κλειστός. Η ενεργοποίηση του διακόπτη πραγματοποιείται από τα tags του παραπάνω υποσυστήματος. Αναλόγως της φάσης της αποστολής, η κατάλληλη αντίσταση τραβάει το ανάλογο ρεύμα για την κάλυψη της ισχύος της φάσης.





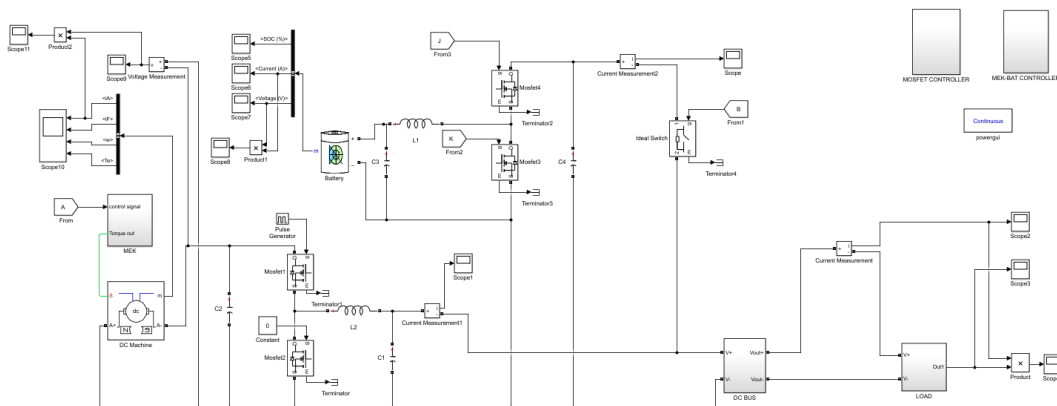
**Εικόνα 83: Υποσύστημα προσομοίωσης του φορτίου της αποστολής**

Επιπλέον το παρακάτω υποσύστημα υλοποιεί έναν ελεγκτή με διακόπτες, το οποίο συνδέει ή αποκόπτει κάθε φορά από το σύστημα την γεννήτρια με τη θερμική μηχανή ή την μπαταρία ή και τα δύο αναλόγως της φάσης της αποστολής.



**Εικόνα 84: Υποσύστημα σύνδεσης/αποσύνδεσης της DC γεννήτριας και του ηλεκτρικού συσσωρευτή**

Το τελικό υβριδικό σύστημα MEK – DC γεννήτριας – Ηλεκτρικού Συσσωρευτή το οποίο υλοποιήθηκε στο περιβάλλον Matlab/Simulink, παρουσιάζεται στην παρακάτω Εικόνα:



**Εικόνα 85: Προσομοίωση υβριδικού συστήματος MEK – DC γεννήτριας – Ηλεκτρικού Συσσωρευτή**

## 9.2 Δεύτερο Σενάριο (Κυψέλη καυσίμου - Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion)

Στο δεύτερο σενάριο, το σύστημα πρόωσης του μη επανδρωμένου αεροχήματος αποτελείται από μία κυψέλη καυσίμου και έναν ηλεκτρικό συσσωρευτή. Η κυψέλη καυσίμου τροφοδοτείται από καθαρό υδρογόνο και έχει ονομαστική ισχύ 600W (Παράρτημα 7). Η δεξαμενή υδρογόνου είναι χωρητικότητας 6l και περιέχει 160gr υδρογόνου, ικανή να παρέχει έως 1920Wh ενέργειας. Με βάση τον παρακάτω τύπο [52]:

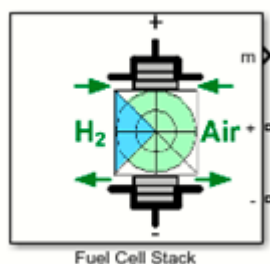
$$H_2 usage = 1,05 * 10^{-8} \frac{P_e}{V_c} kg * s^{-1} \quad (8.37)$$

όπου  $P_e$  η ισχύς της κυψέλης καυσίμου (600W) και  $V_c$  η τάση του κάθε cell (0,65V), προκύπτει ότι η κατανάλωση της κυψέλης είναι **0,5815gr/min**. Επομένως με 160gr υδρογόνου, ο συνολικός χρόνος τροφοδοσίας του UAV είναι 275min ή 4,6h.

Παράλληλα επιλέχθηκε ένας ηλεκτρικός συσσωρευτής ο οποίος θα μπορεί να εξυπηρετεί τις ενεργειακές ανάγκες της αποστολής και προστιθέμενος στα υπόλοιπα στοιχεία που συνθέτουν τον μηχανισμό πρόωσης, το μέγιστο βάρος απογείωσης δεν θα υπερβαίνει τα 23kg. Οι ενεργειακές ανάγκες του UAV ανέρχονται στις 919,175Wh. Συνεπώς τα λειτουργικά χαρακτηριστικά του ηλεκτρικού συσσωρευτή είναι 36V/25Ah, δηλαδή 900Wh (Παράρτημα 5).

### 9.2.1 Κυψέλη καυσίμου

Ορισμένα από τα βασικά πλεονεκτήματα της κυψέλης καυσίμου είναι η μηδενική κατανάλωση ορυκτού καυσίμου καθώς και η απόρροιά του, δηλαδή η εκπομπή μηδενικών περιβαλλοντολογικών ρίπων. Επιπλέον η λειτουργία της είναι αθόρυβη, γεγονός που καθιστά τη χρήση της εξαιρετικά ενδιαφέρουσα ειδικά σε στρατιωτικών σκοπών UAV. Η κυψέλη καυσίμου που επιλέχθηκε είναι η AEROSTAK 500 της εταιρείας HES. Στο περιβάλλον Matlab/Simulink ορίστηκαν όλες οι παράμετροι με βάση τα τεχνικά χαρακτηριστικά της, όπως στοιχεία ονομαστικής λειτουργίας, αριθμός κυψελών, πίεση ροής αέρα και καυσίμου, ανάλυση χρησιμοποίησης στοιχείων καυσίμου και παρουσιάζονται παρακάτω:



Εικόνα 86: Συστοιχία κυψελών καυσίμου σε περιβάλλον Matlab/Simulink

### 9.2.2 Ηλεκτρικός Συσσωρευτής

Για την κάλυψη των ενεργειακών αναγκών του συγκεκριμένου σεναρίου, ο ηλεκτρικός συσσωρευτής που επιλέχθηκε είναι ο ίδιος με το προηγούμενο σενάριο, τεχνολογίας Li-Ion, 36V/25Ah. Σε συνάρτηση με τις ενεργειακές απαιτήσεις του UAV αλλά και την σταθερή παρεχόμενη ισχύ της κυψέλης καυσίμου σε συγκεκριμένες

φάσεις της αποστολής, παρουσιάζεται στον παρακάτω Πίνακα η κατάσταση λειτουργίας του ηλεκτρικού συσσωρευτή.

**Πίνακας 24: Πίνακας κατάστασης λειτουργίας ηλεκτρικού συσσωρευτή**

Φάση		Συνολική ισχύς (W)	Διάρκεια (min)	Ισχύς Κυψέλης Καυσίμου (W)	Ισχύς Συσσωρευτή (W)	Λειτουργία Συσσωρευτή
0-1	Απογείωση	0,000	0	0	0,000	-
1-2	Αναρρίχηση	741,648	13	600	141,648	Εκφόρτιση
2-3	Πλεύση	472,944	35	600	-127,056	Φόρτιση
3-4	Καταρρίχηση	40,000	2	0	40,000	Εκφόρτιση
4-5	Επιτήρηση	282,890	20	0	282,890	Εκφόρτιση
5-6	Αναρρίχηση	744,859	4	0	744,859	Εκφόρτιση
6-7	Πλεύση	393,702	51	0	393,702	Εκφόρτιση
7-8	Καταρρίχηση	40,000	4	0	40,000	Εκφόρτιση
8-9	Προσγείωση	0,000	2	0	0,000	-

### 9.2.3 Κεντρικός Ζυγός Διανομής (DC Bus)

Τα χαρακτηριστικά του κεντρικού ζυγού διανομής παραμένουν ίδια με τα χαρακτηριστικά του προηγούμενου σεναρίου καθώς η γεωμετρία του UAV παραμένει αμετάβλητη ενώ παράλληλα οι ενεργειακές του απαιτήσεις είναι ανάλογες. Συνεπώς ο Πίνακας με το ρεύμα του κεντρικού ζυγού σε κάθε φάση της αποστολής φαίνεται παρακάτω:

**Πίνακας 25: Ρεύμα κεντρικού ζυγού διανομής ανά φάση πτήσης**

Φάσεις	Ρεύμα DC_bus (A)
Απογείωση	0,00
Αναρρίχηση	15,45
Πλεύση 32m/s	9,85
Καταρρίχηση	0,83
Επιτήρηση 22m/s	5,89
Αναρρίχηση	15,52
Πλεύση 22m/s	8,20
Καταρρίχηση	0,83
Προσγείωση	0,00

### 9.2.4 Μετατροπείς Ισχύος DC-DC

Στο συγκεκριμένο σενάριο, για τον ηλεκτρικό συσσωρευτή θα χρησιμοποιηθεί και πάλι DC buck-boost converter, ενώ για την κυψέλη καυσίμου θα χρησιμοποιηθεί μετατροπέας ανύψωσης τάσης από τα 30V στα 48V. Παρακάτω φαίνεται ο Πίνακας με τα ενεργειακά στοιχεία του συσσωρευτή:

**Πίνακας 26: Ενεργειακά στοιχεία ηλεκτρικού συσσωρευτή υβριδικού συστήματος με Fuel Cell**

Φάση	Διάρκεια (min)	Ισχύς Συσσωρευτή (W)	Λειτουργία	Βαθμός Χρησ/σης (D)	Τάση Συσσωρευτή (V)	Ρεύμα Συσσωρευτή (A)	ΔQ (%)	SOC (%)
Απογείωση	0	0,000		0,000	0			75
Αναρρίχηση	13	141,648	Εκφόρτιση	0,182	39,26	3,61	3,127	72
Πλεύση 32m/s	35	-127,056	Φόρτιση	0,862	41,38	-3,07	-7,165	79
Καταρρίχηση	2	40,000	Εκφόρτιση	0,182	39,26	1,02	0,136	79
Επιτήρηση 22m/s	20	282,890	Εκφόρτιση	0,183	39,22	7,21	9,618	69
Αναρρίχηση	4	744,859	Εκφόρτιση	0,195	38,64	19,28	5,141	64
Πλεύση 22m/s	51	393,702	Εκφόρτιση	0,186	39,07	10,08	34,259	30
Καταρρίχηση	4	40,000	Εκφόρτιση	0,181	39,31	1,02	0,271	30
Προσγείωση	2	0,000		0,000	0	0	0,000	30

#### 9.2.4.1 Μετατροπές υποβιβασμού-ανύψωσης για συσσωρευτή

Κατόπιν των παραπάνω θα υπολογιστούν τα αντίστοιχα στοιχεία του buck-boost converter. Η ελάχιστη τερματική τάση του συσσωρευτή είναι 38,64V με βαθμό χρησιμοποίησης  $D=0,195$  ενώ το μέγιστο ρεύμα φόρτισης είναι 3,07A. Συνεπώς

$$L = \frac{38,64 * (1 - 0,195)}{25000 * 0,02 * 3,07} = 20,26mH$$

$$C_{LV} = \frac{38,64 * (1 - 0,195)}{8 * 25000^2 * 20,262 * 10^{-3} * 0,02 * 38,64} = 0,3973\mu F$$

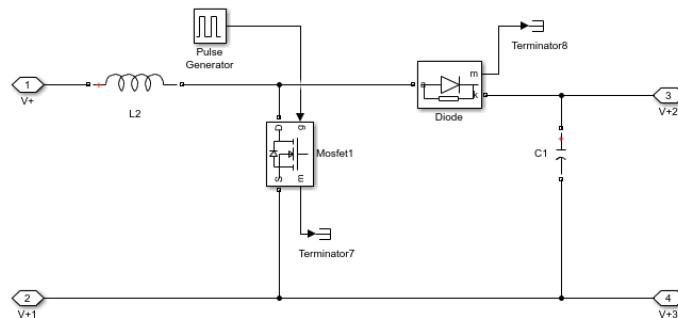
Το μέγιστο ρεύμα του DC\_bus παρουσιάζεται κατά την φάση της δεύτερης αναρρίχησης και είναι:

$$I_{max} = \frac{P_{max}}{48V} = \frac{744,859W}{48V} = 15,52A$$

$$C_{DC\_bus} = \frac{15,52 * 0,195}{0,02 * 48 * 25000} = 126,1\mu F$$

### 9.2.4.2 Μετατροπέας ανύψωσης για Κυψέλη Καυσίμου

Ο μετατροπέας ανυψώνει την τάση της κυψέλης καυσίμου από τα 30V στα 48V του DC bus και φαίνεται στην παρακάτω Εικόνα.



Εικόνα 87: Μετατροπέας ανύψωσης σε περιβάλλον Matlab/Simulink

Για τον προσδιορισμό των στοιχείων του ισχύει ότι:

$$D = 1 - \frac{30}{48} = 0,375$$

$$L = \frac{30 \cdot 0,375}{25000 \cdot 0,2 \cdot 12,5} = 0,18 \text{mH}$$

$$C_{HV} = \frac{12,5 \cdot 0,375}{0,02 \cdot 48 \cdot 25000} = 195,31 \mu\text{F}$$

Πίνακας 27: Ισχύς και ρεύματα μετατροπών υβριδικού συστήματος με Fuel Cell

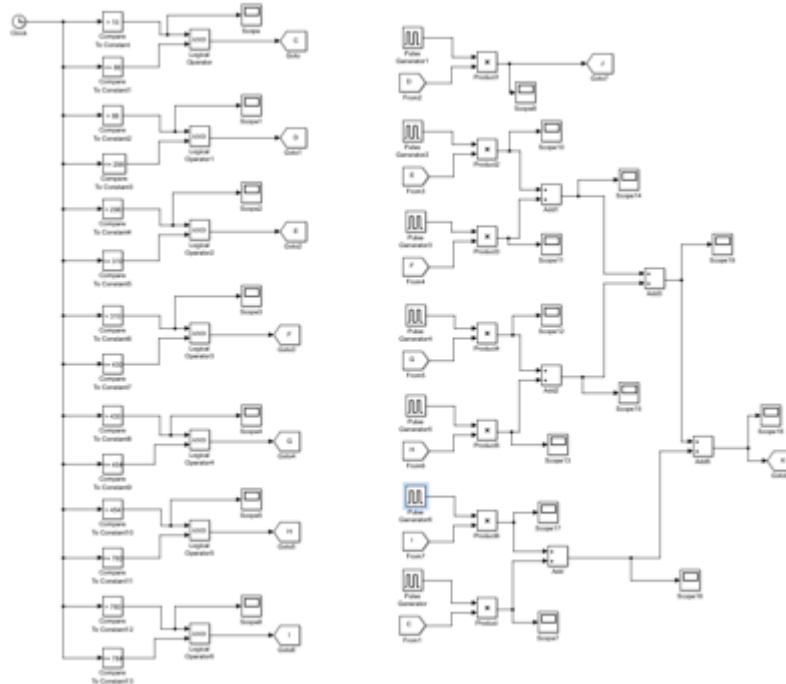
Φάση	Ισχύς Εξόδου Μετατροπέα Κυψέλης Καυσίμου (W)	Ισχύς Εξόδου Συσσωρευτή (W)	Ρεύμα Εξόδου Κυψέλης Καυσίμου (A)	Ρεύμα Εξόδου Μετατροπέα Συσσωρευτή (A)
Απογείωση	0	0,000	0	0,00
Αναρρίχηση	600	141,648	12,500	-2,95
Πλεύση 32m/s	600	-127,056	12,500	2,65
Καταρρίχηση	0	40,000	0,000	-0,83
Επιτήρηση 22m/s	0	282,890	0,000	-5,89
Αναρρίχηση	0	744,859	0,000	-15,52
Πλεύση 22m/s	0	393,702	0,000	-8,20
Καταρρίχηση	0	40,000	0,000	-0,83
Προσγείωση	0	0,000	0,000	0,00

Όπως φαίνεται από τον Πίνακα 26, έχει γίνει υπόθεση ότι ο συσσωρευτής έχει ξεκινήσει με μία στάθμη 75% καθώς το φαινόμενο της αυτοεκφόρτισης ή της μη έγκαιρης φόρτισης του συσσωρευτή, μπορεί να επηρεάσει τη μέγιστη στάθμη του.

Επιπλέον κατά την προσομοίωση στο περιβάλλον του Matlab/Simulink, όλοι οι χρόνοι έχουν διαιρεθεί με το 10 προκειμένου να μπορέσει να πραγματοποιηθεί η προσομοίωση.

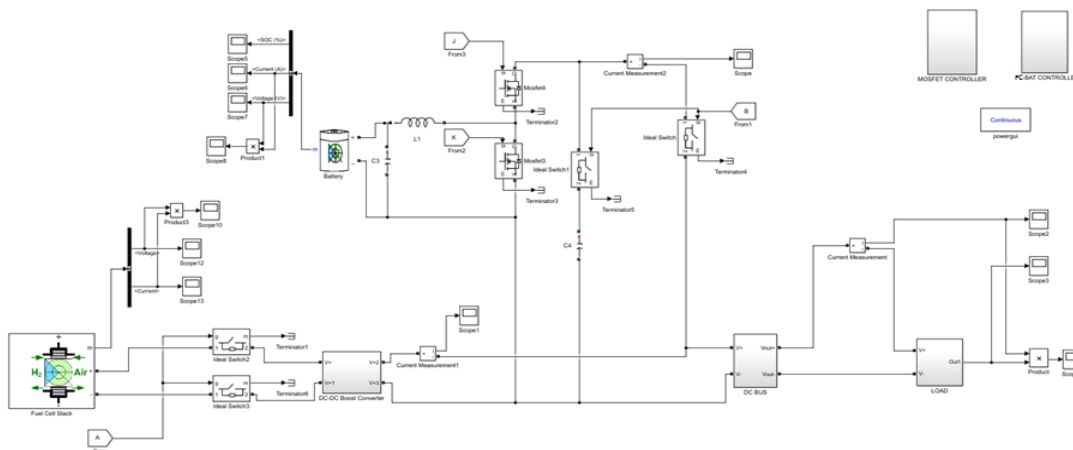
### 9.2.5 Λοιπά υποσυστήματα

Τα υπόλοιπα υποσυστήματα παραμένουν ίδια όπως και στο προηγούμενο σενάριο εκτός από το υποσύστημα ελέγχου βαθμού χρησιμοποίησης των MOSFET του buck-boost converter του ηλεκτρικού συσσωρευτή, το οποίο τροποποιείται όπως παρακάτω:



**Εικόνα 88: Υποσύστημα ελέγχου βαθμού χρησιμοποίησης των MOSFET του buck-boost converter του ηλεκτρικού συσσωρευτή**

Το τελικό υβριδικό σύστημα Κυψέλης Καυσίμου – Ηλεκτρικού Συσσωρευτή το οποίο υλοποιήθηκε στο περιβάλλον Matlab/Simulink, παρουσιάζεται στην παρακάτω Εικόνα:



**Εικόνα 89: Προσομοίωση υβριδικού συστήματος Κυψέλης Καυσίμου – Ηλεκτρικού Συσσωρευτή**

## 10. ΑΠΟΤΕΛΕΣΜΑΤΑ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗΣ

Στην παρούσα ενότητα παρουσιάζονται τα αποτελέσματα της προσομοίωσης που πραγματοποιήθηκε για κάθε ένα από τα σενάρια. Σε σχέση με την αναλυτικό τρόπο υπολογισμού των παραμέτρων των υβριδικών συστημάτων πρόωσης, που μελετήθηκε σε προηγούμενο Κεφάλαιο, διαπιστώνονται ορισμένες αποκλίσεις. Οι αποκλίσεις αυτές οφείλονται κυρίως στο γεγονός ότι για να μπορέσει η προσομοίωση να ολοκληρωθεί σε ένα εύλογο χρονικό διάστημα, καθώς ο πραγματικός χρόνος της αποστολής διαρκεί 132 λεπτά περίπου, όλοι χρόνοι που εισήλθαν στα μοντέλα διαιρέθηκαν δια του 10 εκτός από τη φάση της εκτόξευσης όπου ορίστηκε αυθαίρετα στα 10sec.

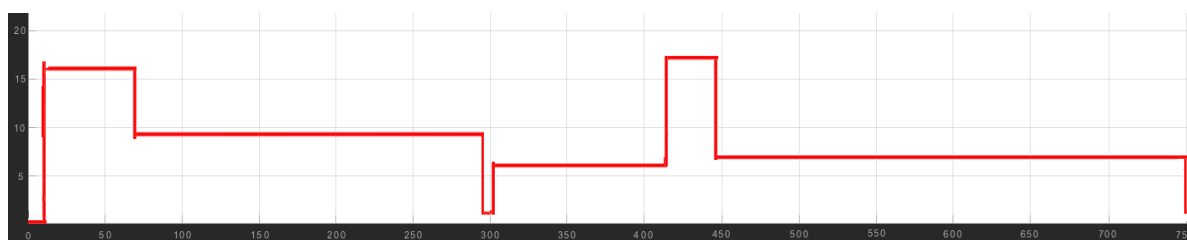
### 10.1 Πρώτο Σενάριο (Μηχανή Εσωτερικής Καύσης – DC Γεννήτρια - Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion)

#### 10.1.1 Φορτίο

Από τις παρακάτω γραφικές παραστάσεις διαπιστώνουμε ότι η τάση στα άκρα του φορτίου, σε όλη τη διάρκεια της αποστολής διατηρείται σταθερή και ίση με τα 48V, τάση την οποία έχουμε ορίσει να έχει ο κεντρικός ζυγός διανομής. Οι μικρές αποκλίσεις που παρουσιάζονται, οφείλονται τόσο στη διαίρεση του χρόνου όσο και στο γεγονός ότι κατά τον προσδιορισμό των παραμέτρων των μετατροπών, ορίσαμε ως μέγιστη δυνατή κυμάτωση τόσο της τάσης όσο και του ρεύματος 2%.

Επιπλέον διαπιστώνουμε ότι η μέγιστη απαιτούμενη ισχύς κατά την διάρκεια της αποστολής, παρουσιάζεται κατά τις φάσεις των αναρριχήσεων, οι οποίες ωστόσο διαρκούν ελάχιστα. Από την άλλη η ελάχιστη ισχύς παρουσιάζεται κατά τις φάσεις των καταρριχήσεων, κάτι το οποίο ήταν αναμενόμενο.

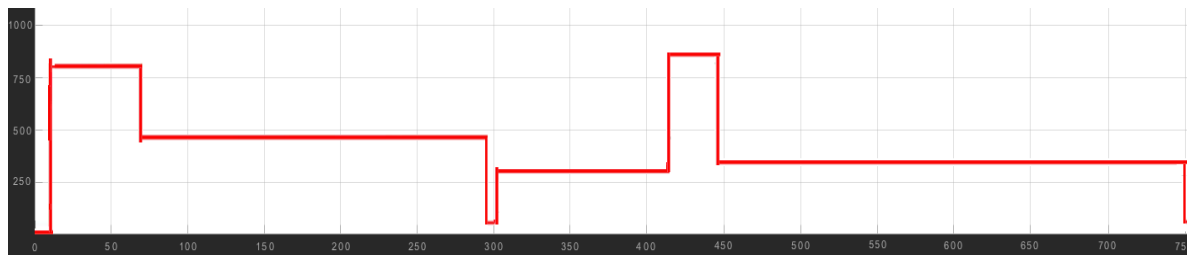
Στο συνολικό απαιτούμενο φορτίο, συμπεριλαμβάνεται και η ισχύς που απαιτεί για να λειτουργήσει ο αισθητήρας και η οποία δεν είναι αμελητέα (40W).



Εικόνα 90: Συνολικό Ρεύμα Φορτίου



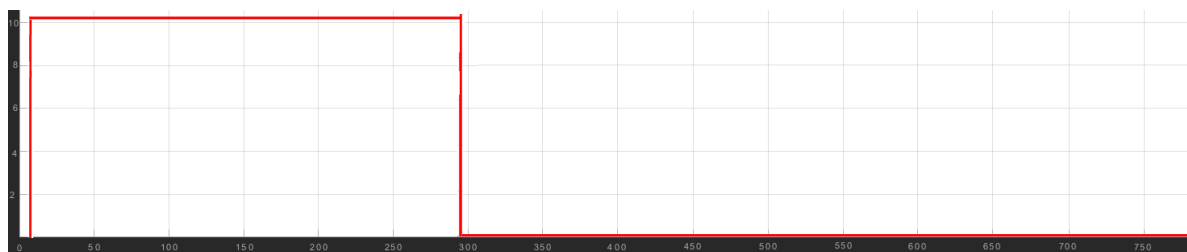
Εικόνα 91: Τάση Λειτουργίας Φορτίου



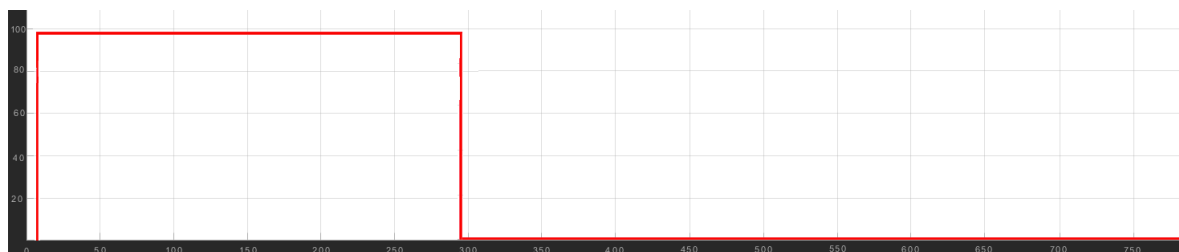
Εικόνα 92: Συνολική Ισχύς Φορτίου

### 10.1.2 DC Γεννήτρια

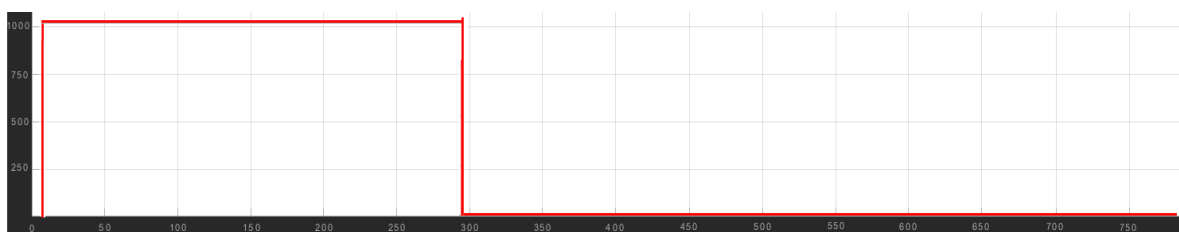
Η γεννήτρια έχει οριστεί να λειτουργεί μόνο κατά τις φάσεις της αναρρίχησης και της πλεύσης με 32m/s. Όπως είναι αναμενόμενο, παρέχει σταθερή ισχύ στο κύκλωμα 1010W, με την τάση στα άκρα της να είναι 95V. Όπως φαίνεται και στο διάγραμμα, μετά το τέλος της πλεύσης με 32m/s, ο ελεγκτής της γεννήτριας ορίζει την αποσύνδεσή της από το κύκλωμα.



Εικόνα 93: Ρεύμα Εξόδου DC Γεννήτριας



Εικόνα 94: Τάση Εξόδου DC Γεννήτριας

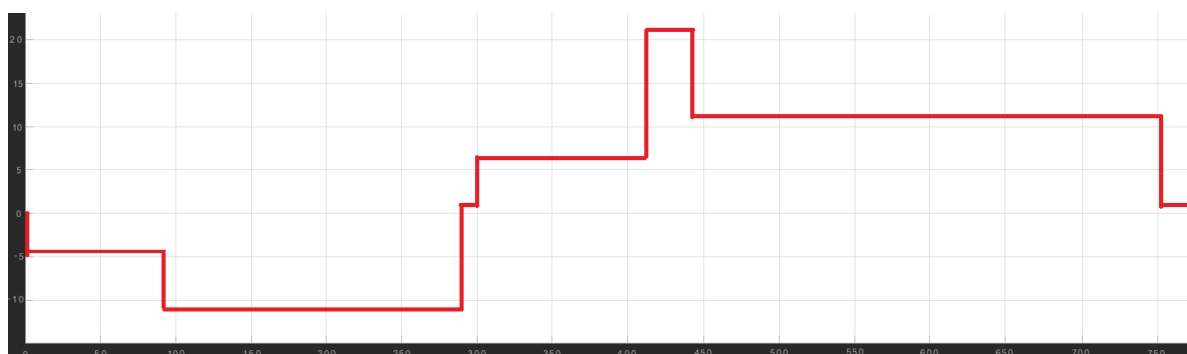


Εικόνα 95: Ισχύς Εξόδου DC Γεννήτριας

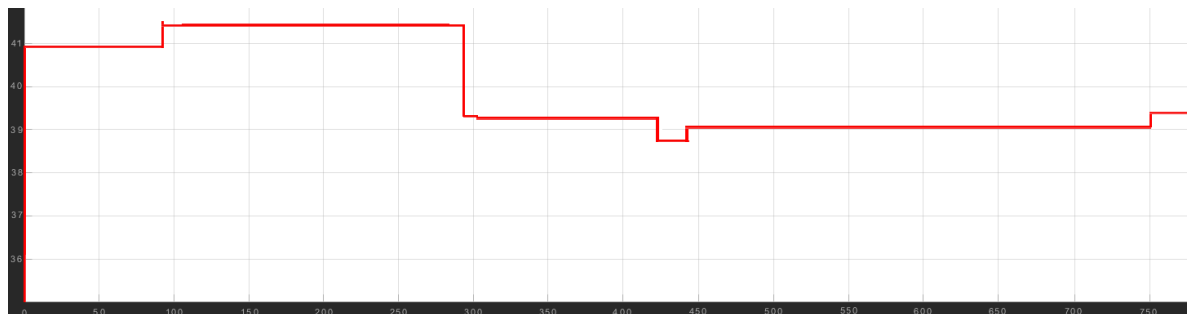


### 10.1.3 Ηλεκτρικός Συσσωρευτής 36V/25Ah

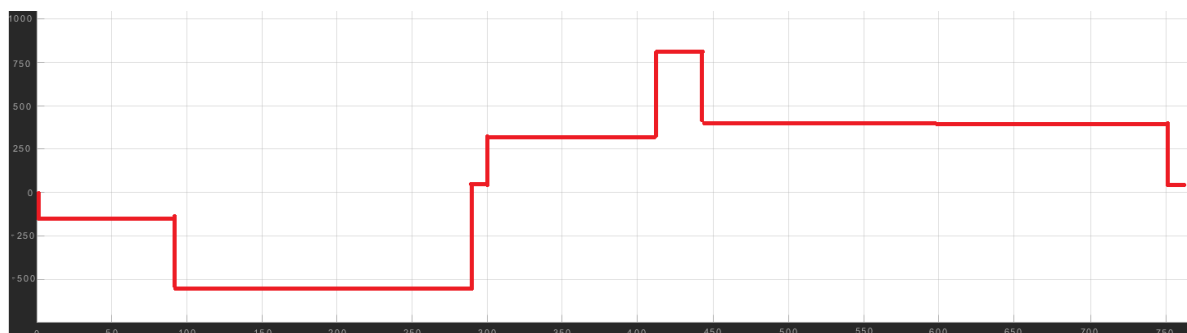
Όπως αναφέρθηκε στο προηγούμενο Κεφάλαιο, ο συσσωρευτής έχει οριστεί να έχει μία αρχική στάθμη φόρτισης SOC 75%. Από τα διαγράμματα διαπιστώνουμε ότι ο συσσωρευτής κατά τις φάσεις της αναρρίχησης και της πλεύσης με 32m/s, φορτίζεται έως ότου φθάσει στη μέγιστη στάθμη φόρτισης SOC 100%. Με την αποσύνδεση της γεννήτριας, τις ενεργειακές απαιτήσεις της αποστολής, της αναλαμβάνει εξολοκλήρου ο συσσωρευτής. Στο τέλος της αποστολής διαπιστώνουμε ότι η στάθμη της φόρτισης έχει φθάσει στο 47,7% το οποίο είναι φυσικά πάνω από το όριο του 30% προκειμένου να διατηρήσει μία υγιή κατάσταση λειτουργίας. Τέλος από το διάγραμμα της ισχύος διαπιστώνουμε ότι όταν η ισχύς είναι αρνητική, ο συσσωρευτής φορτίζεται ενώ όταν είναι θετική εκφορτίζεται.



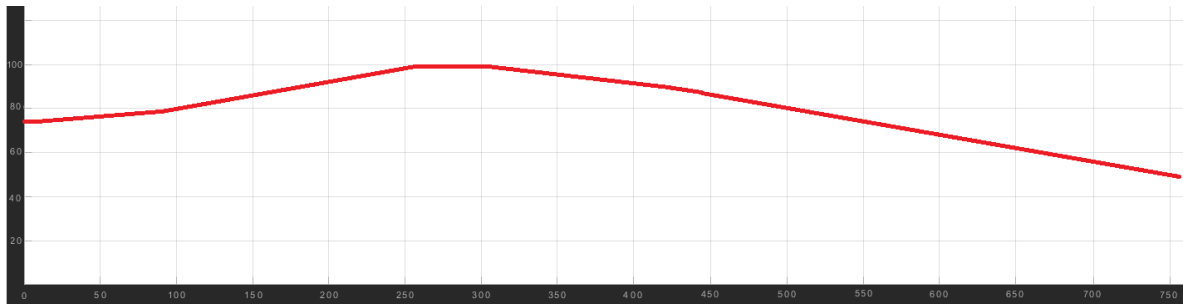
Εικόνα 96: Ρεύμα Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή



Εικόνα 97: Τάση Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή



Εικόνα 98: Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή

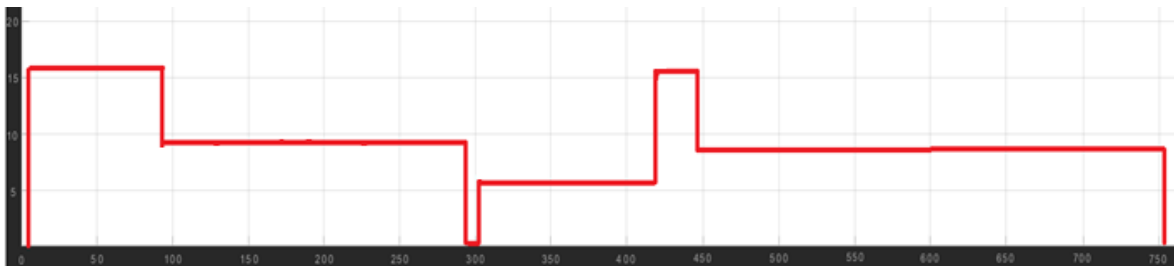


Εικόνα 99: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή

## 10.2 Δεύτερο Σενάριο (Κυψέλη Καυσίμου - Ηλεκτρικός Συσσωρευτής Li-Ion)

### 10.2.1 Φορτίο

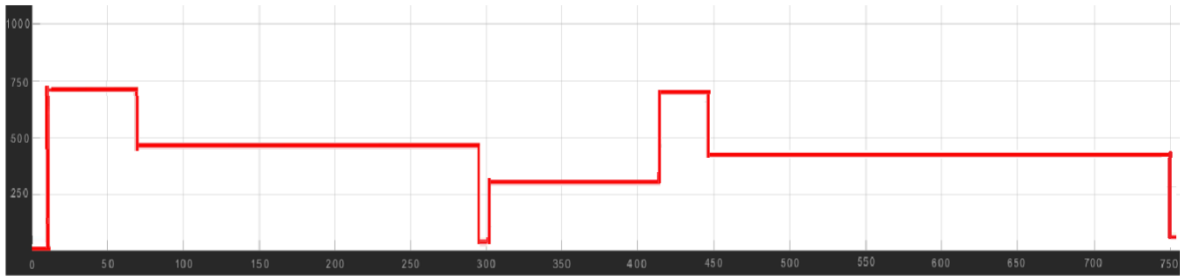
Όπως και στο προηγούμενο σενάριο, από τις παρακάτω γραφικές παραστάσεις διαπιστώνουμε ότι η τάση στα άκρα του φορτίου, σε όλη τη διάρκεια της αποστολής διατηρείται σταθερή και ίση με τα 48V, τάση την οποία έχουμε ορίσει να έχει ο κεντρικός ζυγός διανομής. Οι αποκλίσεις και πάλι οφείλονται στη διαίρεση του χρόνου και στον ορισμό της μέγιστης δυνατής κυμάτωσης τόσο στην τάση όσο και στο ρεύμα 2%. Επιπλέον διαπιστώνουμε ότι η μέγιστη απαιτούμενη ισχύς κατά την διάρκεια της αποστολής, παρουσιάζεται κατά τις φάσεις των αναρριχήσεων, οι οποίες ωστόσο διαρκούν ελάχιστα.



Εικόνα 100: Ρεύμα Λειτουργίας Φορτίου



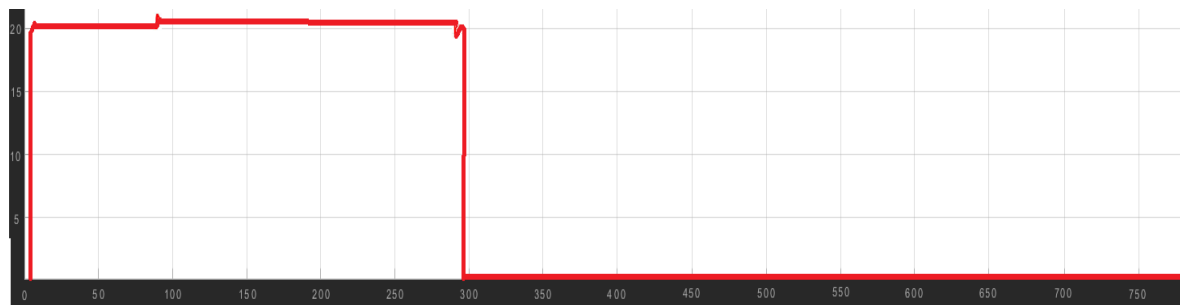
Εικόνα 101: Τάση Λειτουργίας Φορτίου



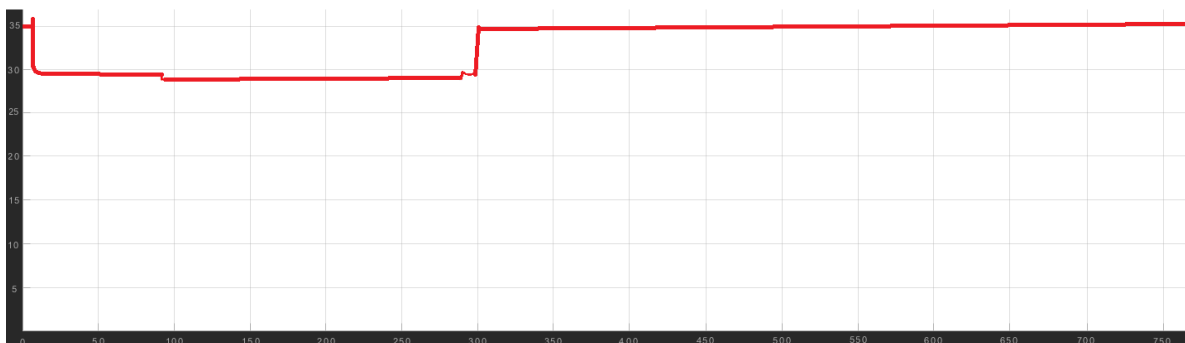
Εικόνα 102: Ισχύς Φορτίου

### 10.2.2 Κυψέλη Καυσίμου

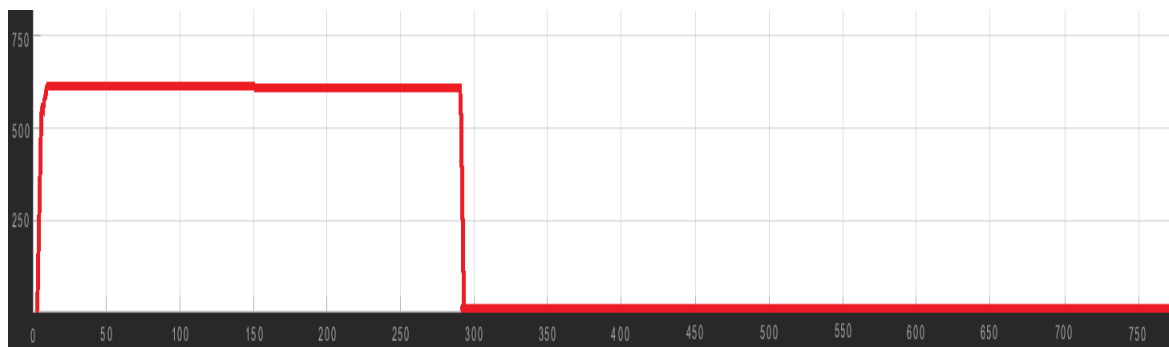
Η κυψέλη καυσίμου έχει οριστεί να είναι συνδεδεμένη στο σύστημα κατά της φάσεις της αναρρίχησης και της πλεύσης με 32m/s. Στη διάρκεια αυτή τροφοδοτεί το σύστημα με τη μέγιστη ισχύ της, 600W, με ρεύμα 20A και τάση 30V. Όταν αποσυνδεθεί από το κύκλωμα, ενώ η ισχύς της μηδενίζεται, η κυψέλη αυξάνει την τάση της στα 35V καθώς είναι η τάση κενού φορτίου.



Εικόνα 103: Ρεύμα Κυψέλης Καυσίμου



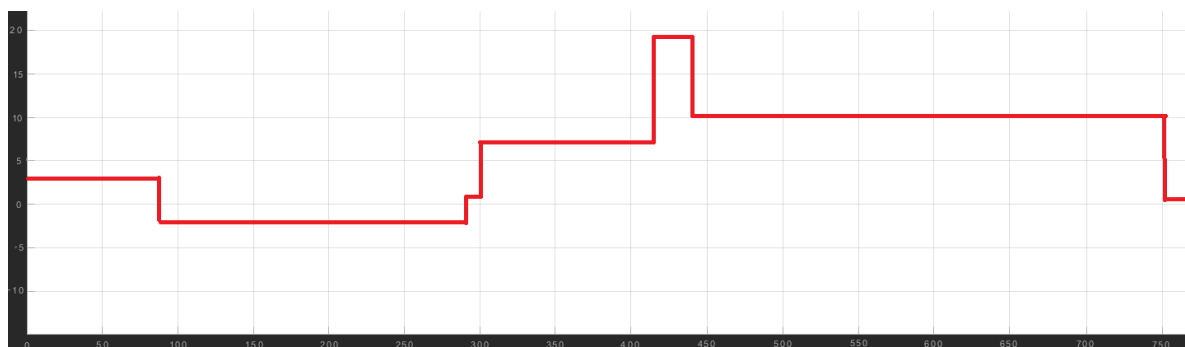
Εικόνα 104: Τάση Λειτουργίας Κυψέλης Καυσίμου



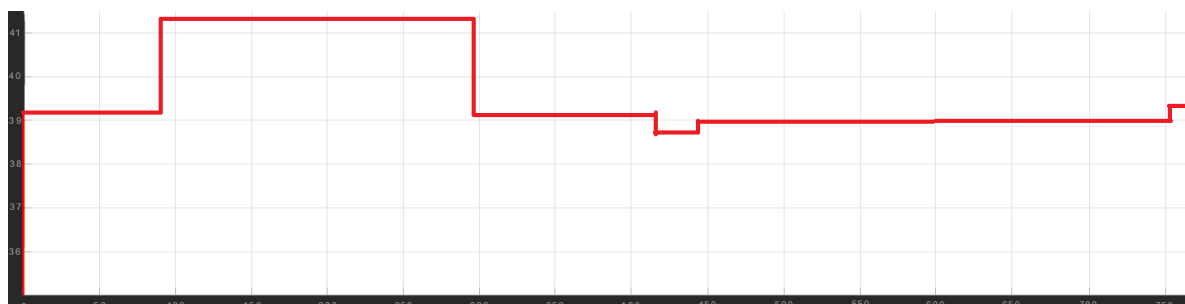
Εικόνα 105: Ισχύς Εξόδου Κυψέλης Καυσίμου

### 10.2.3 Ηλεκτρικός Συσσωρευτής 36V/25Ah

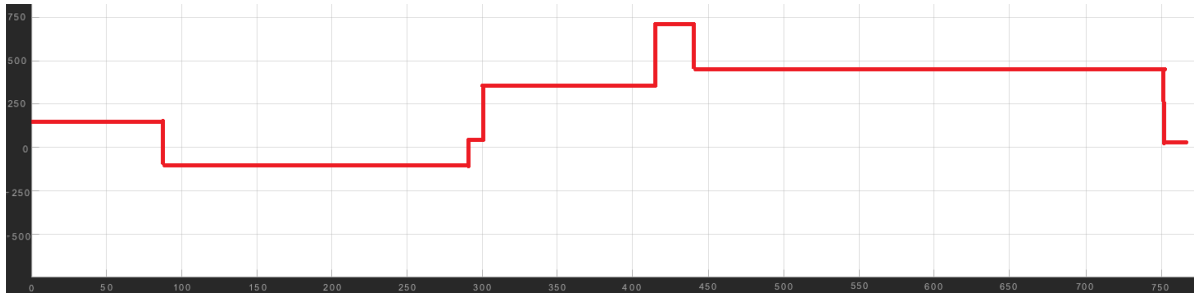
Όπως έχει αναφερθεί, ο συσσωρευτής έχει οριστεί να έχει μία αρχική στάθμη φόρτισης SOC 75%. Από τα διαγράμματα διαπιστώνουμε ότι ο συσσωρευτής μόνο κατά τη φάση της πλεύσης με 32m/s, φορτίζεται έως ότου φθάσει σε στάθμη φόρτισης SOC 79%. Με την αποσύνδεση της κυψέλης, τις ενεργειακές απαιτήσεις της αποστολής, της αναλαμβάνει εξολοκλήρου ο συσσωρευτής. Στο τέλος της αποστολής διαπιστώνουμε ότι η στάθμη της φόρτισης έχει φθάσει στο 30% το οποίο είναι ακριβώς το όριο αποφόρτισης για να διατηρήσει μία υγιή κατάσταση λειτουργίας. Τέλος από το διάγραμμα της ισχύος διαπιστώνουμε ότι όταν η ισχύς είναι αρνητική, ο συσσωρευτής φορτίζεται ενώ όταν είναι θετική εκφορτίζεται.



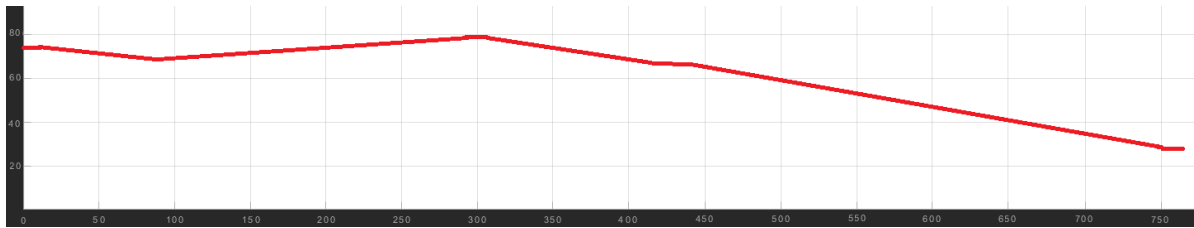
Εικόνα 106: Ρεύμα Ηλεκτρικού Συσσωρευτή



Εικόνα 107: Τάση Λειτουργίας Ηλεκτρικού Συσσωρευτή



**Εικόνα 108: Ισχύς Εξόδου Ηλεκτρικού Συσσωρευτή**



**Εικόνα 109: SOC Ηλεκτρικού Συσσωρευτή**



## 11. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ - ΠΡΟΤΑΣΕΙΣ

Το μη επανδρωμένο αερόχημα Penguin C της εταιρείας UAV Factory, αποτελεί μία πλατφόρμα πολλαπλών ρόλων τόσο σε πολιτικό όσο στρατιωτικό περιβάλλον. Στην κύρια έκδοσή του, για την εκπλήρωση των ενεργειακών του αναγκών, χρησιμοποιεί ένα κινητήρα εσωτερικής καύσης 3,4hp, πολύ μεγαλύτερης ισχύος από τα σενάρια τα οποία μελετήθηκαν ενώ ταυτόχρονα φέρει ένα ηλεκτρικό συσσωρευτή ο οποίος χρησιμοποιείται μόνο για τη τροφοδοσία του βοηθητικού εξοπλισμού του UAV.

Από τη συγκριτική ανάλυση των αποτελεσμάτων διαπιστώνουμε ότι οι ενεργειακές ανάγκες για την εκτέλεση της συγκεκριμένης αποστολής που επιλέχθηκε είναι μεγαλύτερες στη περίπτωση του συστήματος με MEK σε σχέση με το σενάριο της κυψέλης καυσίμου που απαιτεί λιγότερη ενέργεια.

<b>MEK – DC γεννήτρια – Ηλεκτρικός Συσσωρευτής</b>	<b>Κυψέλη Καυσίμου – Ηλεκτρικός Συσσωρευτής</b>
<b>972,261 Wh</b>	<b>919,175 Wh</b>

Το παραπάνω οφείλεται στο γεγονός ότι οι ενεργειακές απαιτήσεις, όπως φαίνεται και στο Κεφάλαιο των υπολογισμών, βασίζονται κυρίως στα γεωμετρικά χαρακτηριστικά του UAV, αλλά και στο μέγιστο βάρος απογείωσης. Στην πρώτη περίπτωση το βάρος μεταβάλλεται λόγω κατανάλωσης καυσίμου, ενώ στη δεύτερη περίπτωση, το καύσιμου που καταναλώνεται είναι της τάξης των μερικών gr υδρογόνου και θεωρείται αμελητέο. Επιπλέον το συνολικό σύστημα της κυψέλης καυσίμου, έχει μικρότερο βάρος συγκριτικά με το τον κινητήρα MEK και την DC-γεννήτρια με αποτέλεσμα το μέγιστο βάρος απογείωσης να είναι μικρότερο και συνεπώς να απαιτεί λιγότερη ενέργεια.

### 11.1 Πλεονεκτήματα χρήσης υβριδικού συστήματος MEK

Τα βασικά πλεονεκτήματα χρήσης υβριδικού συστήματος MEK έναντι μία απλής μηχανής εσωτερικής καύσης συνοψίζονται παρακάτω:

α. Ο συνδυασμός MEK μικρότερης ισχύος-κυβικών από τον συμβατικό κινητήρα του UAV, με DC γεννήτρια μόνιμων μαγνητών και ηλεκτρικού συσσωρευτή, επιτρέπει την εξοικονόμηση στην κατανάλωση καυσίμου, καθώς ο MEK έχει μικρότερη κατανάλωση από τον συμβατικό ενώ παράλληλα η περίσσεια ενέργειας που μπορεί να παράγει ανάλογα με την αποστολή, αποθηκεύεται στον ηλεκτρικό συσσωρευτή προκειμένου να αναλάβει αργότερα την τροφοδότηση του συστήματος.

β. Η μείωση της κατανάλωσης ενέργειας έχει άμεση συνέπεια την μείωση στους περιβαλλοντολογικούς ρύπους και συνεπώς είναι πιο φιλικό προς το περιβάλλον.

γ. Λόγω της μικρότερης ισχύος του κινητήρα MEK, αλλά και την αθόρυβη λειτουργία της DC γεννήτριας, μειώνεται αισθητά ο θόρυβος που προκαλείται από τους κραδασμούς, παράγοντας ιδιαίτερα σημαντικός για χρήση του UAV σε στρατιωτικές εφαρμογές ή σε εφαρμογές ασφαλείας.

- δ. Υπάρχει η δυνατότητα αποσύνδεσης και αυτοεκκίνησης της MEK μέσω της ηλεκτρικής γεννήτρια και του ηλεκτρικού συσσωρευτή. Συνεπώς δεν απαιτείται η συνεχής λειτουργία της άρα και η κατανάλωση καυσίμου.
- ε. Ευκολία στην παραμετροποίηση των στοιχείων του συστήματος, αναλόγως με την αποστολή υπολογίζοντας όμως πάντα το μέγιστο βάρος απογείωσης.
- στ. Χαμηλότερο κόστος συντήρησης.

### **11.2 Μειονεκτήματα χρήσης υβριδικού συστήματος MEK**

Το βασικότερο μειονέκτημα είναι το υψηλό κόστος αρχικής κτήσης του συστήματος, το οποίο όμως λόγω της ελαχιστοποίησης της κατανάλωσης καυσίμου, αντισταθμίζεται σε βάθος χρόνου. Η MEK που επιλέχθηκε καταναλώνει περίπου 35gr/min καυσίμου. Συνεπώς για το σύνολο της αποστολής και με την προϋπόθεση ότι θα είναι ενεργή μόνο κατά τις φάσεις αναρρίχησης και πλεύσης με 32m/s, δηλαδή 48min, θα καταναλώσει 1,68kg ή 2,27l καυσίμου.

### **11.3 Χρήση ηλεκτρικού συσσωρευτή υβριδικού συστήματος MEK**

Το σύνολο των Wh που απέδωσε ο συσσωρευτής στο σύστημα είναι 164Wh (αποδοθέντα μείον καταναλωθέντα) δηλαδή ποσοστό 16,87% των συνολικών απαιτήσεων.

### **11.4 Χρήση υβριδικού συστήματος κυψέλης καυσίμου**

Ένα από τα βασικά πλεονεκτήματα το συγκεκριμένου συστήματος είναι το μικρό βάρος της κυψέλης καυσίμου σε συνδυασμό με το ελάχιστο βάρος του υδρογόνου που χρησιμοποιείται. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα τη περαιτέρω μείωση του μέγιστου βάρους απογείωσης του UAV και συνεπώς την ελαχιστοποίηση των ενεργειακών αναγκών του.

Το σύνολο των Wh που απέδωσε ο συσσωρευτής στο σύστημα είναι 480Wh δηλαδή ποσοστό 52,23%.

Αντίστοιχα, το σύνολο των Wh που απέδωσε ο συσσωρευτής στο σύστημα είναι 439Wh (αποδοθέντα μείον καταναλωθέντα) δηλαδή ποσοστό 45,16% των συνολικών απαιτήσεων.

### **11.5 Βαθμός χρησιμοποίησης συσσωρευτή**

Όπως μπορέσαμε να διαπιστώσουμε από την παρούσα διπλωματική εργασία, με ένα υβριδικό σύστημα πρόωσης, μπορούμε να προγραμματίσουμε διαφορετικά είδη αποστολών, χωρίς να χρειάζεται να εκφορτιστεί ο συσσωρευτής μέχρι το τέλος της αποστολής. Στα δύο σενάρια που εξετάστηκαν, διαπιστώθηκε ότι αν και ο συσσωρευτής ήταν σε κατάσταση φόρτισης 75%, έγινε εφικτή η ολοκλήρωση των αποστολών και μάλιστα ο συσσωρευτής δεν έπεσε ποτέ κάτω από την κατώτατη στάθμη φόρτισης του 30% με αποτέλεσμα, να παρατείνεται ο κύκλος χρόνου ζωής της.



## 11.6 Σύγκριση των δύο υβριδικών συστημάτων

Από τη σύγκριση των δύο υβριδικών συστημάτων, διαπιστώθηκαν τα παρακάτω πλεονεκτήματα της κυψέλης καυσίμου σε σχέση με την ΜΕΚ και την DC γεννήτρια:

- α. Πλήρως φιλική προς το περιβάλλον καθώς έχει μηδενικούς ρύπους.
- β. Λόγω του μικρότερου βάρους, οι ενεργειακές απαιτήσεις του συστήματος είναι αρκετά μικρότερες.
- γ. Αθόρυβη λειτουργία κατά την διάρκεια της πτήσης
- δ. Μικρό κόστος συντήρησης
- ε. Μεγαλύτερη εργονομία στη διαχείριση των ενεργειακών απαιτήσεων

Τα βασικότερα μειονεκτήματα της κυψέλης καυσίμου είναι:

- α. Το υψηλό κόστος αρχικής κτήσης
- β. Μικρότερη διάρκεια πτήσης σε σχέση με θερμική μηχανή

Κατόπιν των παραπάνω, τα υβριδικά συστήματα παρά το μεγάλο αρχικό κόστος τους και την ανεκτή πολυπλοκότητά τους, συμβάλλουν στη προστασία του περιβάλλοντος με τη μείωση των ρύπων μέσω «πράσινης» και αθόρυβης χρήσης τους στα αεροπορικά μέσα. Επιπλέον παρουσιάζουν υψηλή προσαρμοστικότητα, και ευελιξία κατά την διάρκεια της πτήσης ενώ το μικρό τους βάρος και η ελάχιστη κατανάλωση καυσίμου καθιστούν την χρήση τους ιδιαίτερα σημαντική στον γενικότερο κλάδο της αεροπλοΐας.



## ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] X. Σκουρλής, “Drones: Τεχνολογίες, εφαρμογές, κανονιστικό πλαίσιο, δεξιότητες,” ΕΑΠ, 2019.
- [2] P. Boucher, “Domesticating the Drone: The Demilitarisation of Unmanned Aircraft for Civil Markets,” *Sci. Eng. Ethics*, vol. 21, no. 6, pp. 1393–1412, Dec. 2015, doi: 10.1007/s11948-014-9603-3.
- [3] S. Hayat, E. Yanmaz, and R. Muzaffar, “Survey on Unmanned Aerial Vehicle Networks for Civil Applications: A Communications Viewpoint,” 2016.
- [4] S. Chowdhury, A. Emelogu, M. Marufuzzaman, S. G. Nurre, and L. Bian, “Drones for disaster response and relief operations: A continuous approximation model,” *Int. J. Prod. Econ.*, vol. 188, pp. 167–184, Jun. 2017, doi: 10.1016/j.ijpe.2017.03.024.
- [5] B. Rao, A. G. Gopi, and R. Maione, “The societal impact of commercial drones,” *Technol. Soc.*, vol. 45, pp. 83–90, May 2016, doi: 10.1016/j.techsoc.2016.02.009.
- [6] H. Shakhathreh *et al.*, “Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges,” *IEEE Access*, vol. 7, pp. 48572–48634, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2909530.
- [7] M. Mozaffari, W. Saad, M. Bennis, and M. Debbah, “Mobile Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for Energy-Efficient Internet of Things Communications,” *IEEE Trans. Wirel. Commun.*, vol. 16, no. 11, pp. 7574–7589, Nov. 2017, doi: 10.1109/TWC.2017.2751045.
- [8] A. N. Δαύρος, “Μελέτη, ανάλυση, προσομοίωση υβριδικού συστήματος ανανεώσιμων πηγών ενέργειας διαχείρισης ηλεκτρικής ισχύος για μη επανδρωμένα αεροσκάφη (UAV) ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ,” ΕΜΠ, 2017.
- [9] K. Μαρκάτης, “DRONE TECHNOLOGY & DATA IN RESEARCH JOURNALISM,” Χαροκόπειο Πανεπιστήμιο, 2017.
- [10] J. F. Keane, J. F. Keane, and S. S. Carr, “A Brief History of Early Unmanned Aircraft,” *JOHNS HOPKINS APL Tech. Dig.*, pp. 559--570, 2013, [Online]. Available:<http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/summary?doi=10.1.1.686.7958>.
- [11] Z. Civric, “Elements of the Concept of Sustainability in the Works of Nikola Tesla (24th International Conference on Efficiency, Cost, Optimization, Simulation and Environmental Impact of Energy Systems - ECOS 2011),” *24th Int. Conf. Effic. Cost, Optim. Simul. Environ. Impact Energy Syst. (ECOS 2011)*.
- [12] B. A. Whitmore, “EVOLUTION OF UNMANNED AERIAL WARFARE: A HISTORICAL LOOK AT REMOTE AIRPOWER-A CASE STUDY IN INNOVATION,” 2016.
- [13] C. A. Theilmann, “Integrating Autonomous Drones into the National Aerospace System,” 2015.
- [14] S. Casey-Maslen, Homayounnejad, Maziar, H. Stauffer, and N. Weizmann, *Drones and other unmanned weapons systems under international law - Ghent University Library*. 2018.

- [15] I. G. R. Shaw, *Predator Empire* — University of Minnesota Press. 2016.
- [16] R. Whittle, *Predator: The Secret Origins of the Drone Revolution*. 2014.
- [17] N. Brulez, S. Piskorski, P. Eline, and F. D’Haeyer, *AR.Drone Developer Guide Date*. 2012.
- [18] J. C. Rosser, V. Vignesh, B. A. Terwilliger, and B. C. Parker, “Surgical and Medical Applications of Drones: A Comprehensive Review,” *JSLS: Journal of the Society of Laparoendoscopic Surgeons*, vol. 22, no. 3. NLM (Medline), Jul. 01, 2018, doi: 10.4293/JSLS.2018.00018.
- [19] S. G. Gupta, M. M. Ghonge, and P. M. Jawandhiya, “Review of Unmanned Aircraft System (UAS),” 2013. [Online]. Available: [www.ijarcet.org](http://www.ijarcet.org).
- [20] M. Hassanalian and A. Abdelkefi, “Classifications, applications, and design challenges of drones: A review,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 91. Elsevier Ltd, pp. 99–131, May 01, 2017, doi: 10.1016/j.paerosci.2017.04.003.
- [21] K. Dalamagkidis, “Classification of uavs,” in *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, Springer Netherlands, 2015, pp. 83–91.
- [22] A. C. Watts, V. G. Ambrosia, and E. A. Hinkley, “Unmanned aircraft systems in remote sensing and scientific research: Classification and considerations of use,” *Remote Sens.*, vol. 4, no. 6, pp. 1671–1692, Jun. 2012, doi: 10.3390/rs4061671.
- [23] N. Homainejad and C. Rizos, “APPLICATION OF MULTIPLE CATEGORIES OF UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS (UAS) IN DIFFERENT AIRSPACES FOR BUSHFIRE MONITORING AND RESPONSE,” 2015. doi: 10.5194/isprsarchives-XL-1-W4-55-2015.
- [24] M. Mozaffari, W. Saad, M. Bennis, Y. H. Nam, and M. Debbah, “A Tutorial on UAVs for Wireless Networks: Applications, Challenges, and Open Problems,” *IEEE Commun. Surv. Tutorials*, vol. 21, no. 3, pp. 2334–2360, Mar. 2019, doi: 10.1109/COMST.2019.2902862.
- [25] G. Singhal, B. Bansod, and L. Mathew, “Unmanned Aerial Vehicle Classification , Applications and Challenges: A Review,” *Preprint*, no. November, pp. 1–19, 2018.
- [26] G. Limnaios, “Current Usage of Unmanned Aircraft Systems (UAS) and Future Challenges: A Mission Oriented Simulator for UAS as a Tool for Design and Performance Evaluation,” Scienpress Ltd, 2014.
- [27] Π. Δαφνοπατίδης, “Ζητήματα επικοινωνιών σε μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα,” ΕΑΠ, 2019.
- [28] Ν. Α. Δαμιανάκης, “Μελέτη , Ανάλυση και Προσομοίωση κάλυψης των ενεργειακών απαιτήσεων μαχητικού μη επανδρωμένου αεροσκάφους (UAV) με ενσωμάτωση ΑΠΕ” ΕΜΠ, 2018.
- [29] M.R.Crump and C. Bil, “AN AUTONOMOUS CONTROL TECHNIQUE FOR LAUNCHING SHIP BASED UNMANNED AIRVEHICLES (UAVS) IN EXTREME CONDITIONS,” 2002.
- [30] N. Doyle, “Design and Development of a UAV Recovery System for use on RAN Patrol Boats,” pp. 1–29, 2010.

- [31] J. B. Heywood and S. Jae, “Internal Combustion Engine Fundamentals,” 2015.
- [32] Energy.Gov and O. ofEnergy E. & R. Energy, “Types of Fuel Cells | Department of Energy,” 2019. <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/types-fuel-cells>.
- [33] Γ. Κονταξής and Κ. Βουρνάς, *Εισαγωγή στα συστήματα ηλεκτρικής ενέργειας*. 2010.
- [34] O. Z. Sharaf and M. F. Orhan, “An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications,” *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 32. pp. 810–853, Apr. 2014, doi: 10.1016/j.rser.2014.01.012.
- [35] C. Stephen, *Electric Machinery Fundamentals*. 2012.
- [36] Δημοσθένη Γεωργόπουλου, “Μελέτη συστημάτων παροχής ηλεκτρικής ισχύος συνεχούς ρεύματος για μαχητικά αεροσκάφη χαμηλής παρατηρησιμότητας ( stealth ),” ΕΜΠ, 2019.
- [37] K. Schmidt-Rohr, “How Batteries Store and Release Energy: Explaining Basic Electrochemistry,” *J. Chem. Educ.*, vol. 95, no. 10, pp. 1801–1810, Oct. 2018, doi: 10.1021/acs.jchemed.8b00479.
- [38] F. Barbir, *PEM Fuel Cells: Theory and Practice*. 2005.
- [39] J. Larminie and A. Dicks, *Fuel Cell Systems Explained*. West Sussex, England: John Wiley & Sons, Ltd.,, 2003.
- [40] NATO, “Fuel Cells and Other Emerging Manportable Power Technologies for the NATO Warfighter – Part II : Power Sources for Unmanned Applications,” 2014.
- [41] Μανιάς Στέφανος, *Ηλεκτρονικά ισχύος 2η εκδοση*. 2017.
- [42] Π. Αικατερίνη, “Κατασκευή DC μικροδικτύου σε περιβάλλον Matlab / Simulink και μελέτη τεχνικών ελέγχου,” ΕΜΠ, 2015.
- [43] M. Soshinskaya, W. H. J. Crijns-Graus, J. M. Guerrero, and J. C. Vasquez, *Microgrids: Experiences, barriers and success factors*, vol. 40. Elsevier Ltd, 2014.
- [44] Α. Θ. Αλεξανδρίδης, “Μοντελοποίηση και δυναμική ανάλυση μικροδικτύου,” ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΑΤΡΩΝ, 2012.
- [45] J. J. Justo, F. Mwasilu, J. Lee, and J. W. Jung, *AC-microgrids versus DC-microgrids with distributed energy resources: A review*, vol. 24. 2013.
- [46] B. R. Blasi, M. Professor, and F. Hasler, “DC MICROGRIDS: REVIEW AND APPLICATIONS,” 2013.
- [47] N. R. Rahmanov, N. M. Tabatabaei, K. Dursun, and O. Z. Kerimov, “Combined Ac-Dc Microgrids: Case Study - Network Development and Simulation,” no. September, pp. 157–161, 2012.
- [48] J. D. Anderson and J. David, *Aircraft performance and design*. 1999.
- [49] UAV Factory, “UAV Factory – Unmanned Platforms and Subsystems,” 2020. <https://www.uavfactory.com/product/74>.
- [50] UAV Factory, “UAV Factory - Penguin C Tech Specs,” 2020.

<https://www.uavfactory.com/en/products/commercial/penguin-c-uas/tech-specs>.

- [51] “American Wire Gauge Conductor Size Table.”. [Online]. Available: <https://www.solaris-shop.com>.
- [52] J. Larminie and A. Dicks, “Appendix 2: Useful Fuel Cell Equations,” in *Fuel Cell Systems Explained*, West Sussex, England: John Wiley & Sons, Ltd.,, 2013, pp. 395–400.
- [53] E.I. Zountouridou, G.C. Kiokes, A.L. Dimeas, and N.D. Hatziaargyriou, “A Guide to Unmanned Aerial Vehicles Performance Analysis – The MQ-9 Reaper Case Study”, under publication.

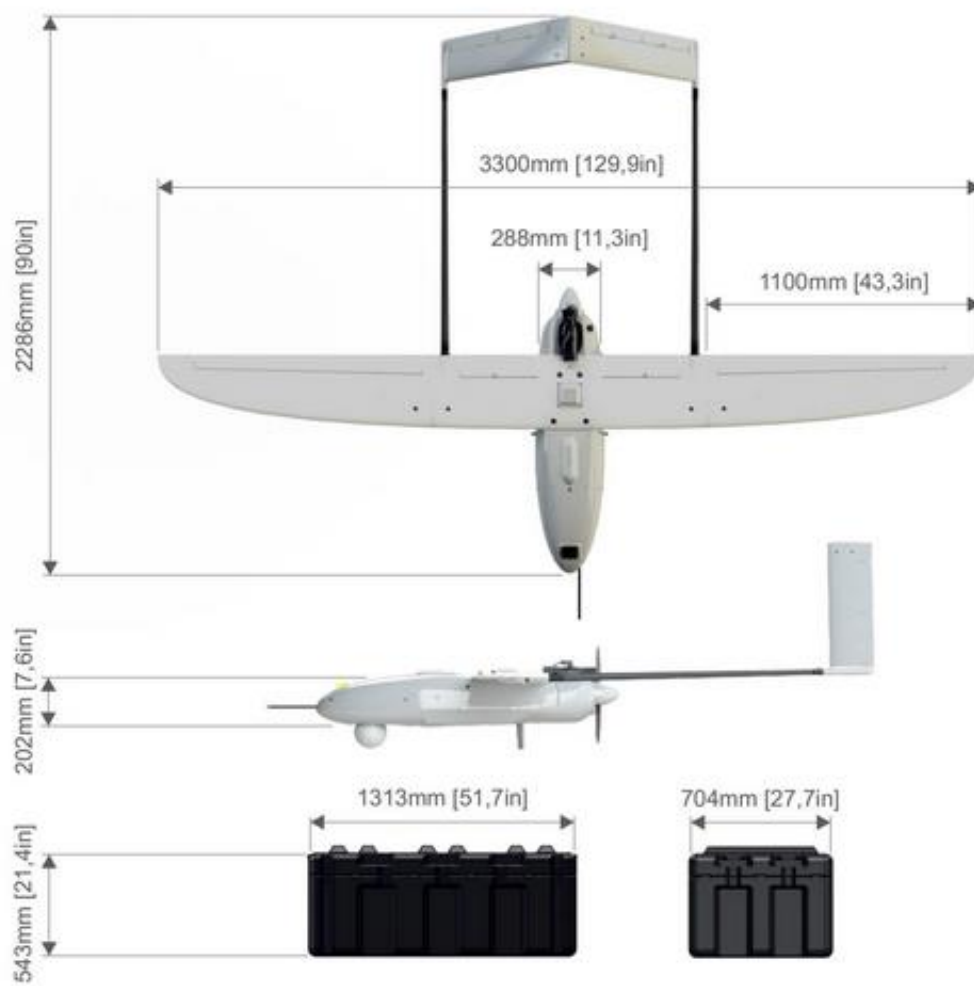
## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 1

Στο Παράρτημα 1 παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά του αεροχήματος Penguin C της εταιρίας UAV FACTORY.



AIRCRAFT SPECIFICATIONS			
Wingspan	3.3 m / 10.8 ft		
MTOW	23 kg / 50.7 lbs.		
Endurance	20+ hours		
Range	100 km / 60 miles		
Cruise speed	19-22 m/s / 37-43 knots		
Max level speed	32 m/s / 62.2 knots		
Ceiling	5000 m / 16 400 ft AMSL		
Takeoff Method	Pneumatic Catapult, fully autonomous		
Maximum takeoff altitude	3000m / 10 000 ft AMSL		
Recovery	Parachute recovery, airbag		
Operational temperature	-40 C to +50 C / -40 F to +122 F		
Anti-icing measures	Heated Pitot tube. Continuous flight operations in icing conditions is not approved.		
Environmental protection	< 5 millimeters / hour rain. Pitot with drain.		
PROPULSION SYSTEM			
Engine type	28cc EFI engine with the lowest acoustic signature in this class of aircraft		
Temperature control system	Automatically controlled via mechanical flap		
Fuel type	98 Octane, oil mix		
Generator system	100W onboard generator system		
EPSILON PAYLOAD SPECIFICATIONS	135	140/140Z	175
Global shutter EO HD sensor, 30x zoom	•	•	•
LWIR sensor with 60 mm lens ( 7.7° FOV)		•	
LWIR sensor with 3.3x optical zoom (24.2- 7.7° FOV)		•	
MWIR sensor with 15x optical zoom (24.2-1.5° FOV)			•
Laser range finder		•	•
Laser Illuminator		•	•
Onboard Processing Unit, High precision Geo-Location, Moving Map software	•	•	•
DATA LINK SPECIFICATIONS			
Frequency	2.304-2.364 GHz, 2.405-2.470 GHz, 5.00-5.800 GHz		
Link Rate	Up to 12 Mbps		
Encryption	128 bit AES / 256 bit AES		

Εικόνα 110: Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV Penguin C



Εικόνα 111: Διαστάσεις UAV Penguin C



## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 2

Στο Παράρτημα 2 παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά της μηχανής εσωτερικής καύσης του αεροχήματος Penguin C της εταιρίας UAV FACTORY.



UAV28-EFI specifications	
Engine type	Fuel Injected two-stroke, single cylinder, air cooled
Power	2.5 kW (3.4 hp)
Fuel Consumption	400 g/kWh in cruise
Fuel type	Automotive 95+ octane (RON)
Displacement	28 cc (1.74 cu in)
Speed range	1600-8500 rpm
Engine life	>500 hours <sup>*</sup>
Oil/gasoline ratio	1:50 / 2% mix
Recommended 2-bladed Propellers	16x10, 18x8, 18x10, 19x11, 20x8,
Recommended 3-bladed Propellers	16x8, 16x10
Engine weight (including generator, cooling system, servo, air filter)	1500 grams (3.3 lbs)
Muffler	Proprietary silent muffler
Muffler type	Combined reactive-dissipative
Sound level, measured from 30 m distance	59 dB
Detectability range @ 5000 RPM	<700 m (<2300 ft)

<sup>\*</sup> depends on operational conditions. The maintenance program needs to be performed at prescribed intervals.

Fuel pump specifications	
Fuel pump life	Over 2000 hours
Fuel priming	Self-priming
Weight	70 grams (0.15 lbs)

Engine Control Unit (ECU) specifications	
Throttle control	Fuel Injected two-stroke, single cylinder, air cooled
Autopilot compatibility	Compatible with all autopilot systems
Pump control	Integrated pump controller
Temperature control	Integrated controller with PWM output
Weight	170 grams (0.37 lbs)
Input voltage	10-24V
Power (ignition module, ECU, pump, servo, injectors)	<15W @ maximum RPM
Environmental protection	Fully sealed, IP64

Εικόνα 112: Τεχνικά χαρακτηριστικά μηχανής εσωτερικής καύσης



### ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 3

Στο Παράρτημα 3 παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά του καταπέλτη εκτόξευσης του αεροχήματος Penguin C της εταιρίας UAV FACTORY.



Parameter	6 kJ	12 kJ
Rail Length	4 m / 13.1 ft	6 m / 19.7ft
Maximum Launching Energy	6000 J	12 200 J
Maximum UAV Weight	35 kg / 77.2 lbs	60kg / 132 lbs
Maximum Launch Speed	24 m/s / 44 kts	24 m/s / 46 kts
Maximum Launch Pressure	10 Bar / 145 Psi	12 bar / 174 Psi
Packaging	Rugged case	Rugged Case
Packed Weight	110 kg / 242.5 lbs	1st case 80 kg, 2nd case 85 kg
Packed Size	1313 x 704 x 543 mm 51.7 x 27.7 x 21.4 in	2 cases 1313 x 704 x 543 mm 51.7 x 27.7 x 21.4 in
Input Voltage	11-16 VDC	11-16 VDC
Input Current	20 A	20 A
Fuse Protection	30 A	30 A
Typical Fill Time	<10 min	< 20 min
Operational Temperature	-20°C to +50°C	-20°C to +50°C

Εικόνα 113: Τεχνικά χαρακτηριστικά καταπέλτη εκτόξευσης



## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 4

Στο Παράρτημα 4 παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά του κινητήρα εσωτερικής καύσης RCGF 10cc SE -Stinger.



Type : 2 cycle piston valve type gasoline engine for airplane  
Displacement (cc) : 10cc (.61 cu in)  
Bore x Stroke (mm): 1.08 in (27.6mm)\*0.67 in (17mm)  
Carburetor : Walbro  
Ignition : DC-CDI (Computer Controlled auto advance, electronic ignition system)  
Power supply: 6-14V  
SPARK PLUG: M8 1/4-32  
Maximum Output : 1.9 hp @ 15000rpm  
Requires: Gasoline, 2-cycle oil, ignition battery & propeller  
speed rang : 2000-15000rpm  
Gasoline-Version : Pre-mixed Fuel, 25-40 (Gasoline):1 (recommended : 30:1) (90% high octane unleaded gasoline, Import gas into carbon fiber installations valves)  
Lubrication Oil : 2 cycle engine oil  
Propeller : 13\*7 9800 rpm; 14\*6 9000rpm (Standard Two leafs prop)  
recommended props :13 x 6, 14 x6,13X8,13X7  
recommended Airplane: 50 size plane,40 size plane  
Cooling System : Air Cooled  
RCGF Engine package Includes: electronic CDI ignition, muffler, spark plug, gaskets, bolts, throttle arm extension & manual.

### **Weight:**

Engine: 1.03 lb (468 g)  
Muffler: 1.4 oz (40 g)  
Ignition Module: 4.1 oz (115 g)  
Total: Weight: 1.37 lb (623 g)

### **Technical Data:**

Ignition Battery: 6-8.4NiCd or NiMH, 6.6V LiFe or 2S LiPo pack  
Gasoline/Oil Mix: 30:1  
Replacement Spark Plug: 1/4-32 or equivalent (M8)  
Idle Speed: 2000 rpm/min  
Static Thrust:  
8.38 lb (3.8 kg) @ 328 ft (100 m) altitude  
7.94 lb (3.6 kg) @ 5,900 ft (1800 m) altitude

**Εικόνα 114: Τεχνικά χαρακτηριστικά κινητήρα εσωτερικής καύσης OS GGT**



## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 5

Στο Παράρτημα 5 παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά του ηλεκτρικού συσσωρευτή 36V/25Ah.



Battery Model		3625
Voltage		36V
Capacity:		25AH
Type:		3.7v 3C 18650 cell
Source Resistance		40
Charge	Way of charge	CC/CV
	Standard charge Current	2A
	Max charge current	5A
	Charge Cut-off Voltage	42.0V
	Cell Overcharge protection Voltage	4.2V/CELL
Discharge	Continous Discharge Current	30Amp
	Peak Discharge Current	100Amp
	Cell Overdischarge Voltage	2.8v/cell
	Discharge Cut-off Voltage	28.0V
Cycle Life		1000 times

Εικόνα 115: Τεχνικά χαρακτηριστικά ηλεκτρικού συσσωρευτή 36V/25Ah





## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 6

Στο Παράρτημα 6 παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά της ηλεκτρικής DC γεννήτριας μόνιμων μαγνητών.



PERFORMANCE		TG233X
Max continuous torque	(Nm)	0.77
Max permissible speed	(RPM)	16000
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		TG233X
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)	2.957 (1.318)
Total motor assembly M1	lbs (kg)	1.632 (0.74)
Total motor assembly M2	lbs (kg)	1.682 (0.763)
Rotor Inertia	lbm-ft <sup>2</sup> (kg-m <sup>2</sup> )	9.30E-3 (3.92E-4)

Εικόνα 116: Τεχνικά χαρακτηριστικά ηλεκτρικής DC γεννήτριας μόνιμων μαγνητών



## ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 7

Στο Παράρτημα 7 παρουσιάζονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά του κυψέλης καυσίμου AEROSTAK 500.



## AEROSTAK 500

### SPECIFICATIONS

Stack Design	<b>45 cells</b>
Stack Rated Power	<b>500 W</b>
Stack Peak Power	<b>600 W</b>
Stack Voltage Range	<b>27.0 V - 42.8 V</b>
Stack Current Range	<b>0 - 25 A</b>
Air Input Temperature	<b>0 - 35°C</b>
Cooling	<b>Air (Integrated fan)</b>
Total FC System Weight	<b>1300 g</b>
FC System Dimensions (With Casing)	<b>194 mm x 105 mm x 166 mm</b>
Hydrogen Input Pressure	<b>0.6 - 0.8 bar</b>
Hydrogen Purity Required	<b>99.999 %</b>
Hydrogen Max. Consumption	<b>&lt; 7.6 L/min</b>
Start Up Time	<b>&lt; 30 s</b>
Suggested Hybrid LiPo	<b>8S (&gt;100C discharge rated)</b>

Εικόνα 117: Τεχνικά χαρακτηριστικά κυψέλης καυσίμου