



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΘΕΣΣΑΛΙΑΣ

ΠΟΛΥΤΕΧΝΙΚΗ ΣΧΟΛΗ

ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ

Σχεδιασμός μη Επανδρωμένου Αεροχήματος (UAV) Υδρογόνου για Παράδοση Δεμάτων

υπό

ΧΡΗΣΤΟΥ ΚΑΡΑΓΙΑΝΝΗ

Διπλωματική Εργασία

Υπεβλήθη για την εκπλήρωση μέρους των απαιτήσεων για
την απόκτηση Master of Engineering

Βόλος, 2024

Σχεδιασμός μη Επανδρωμένου Αεροχήματος (UAV) Υδρογόνου για Παράδοση Δεμάτων

ΧΡΗΣΤΟΣ ΚΑΡΑΓΙΑΝΝΗΣ

Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας, 2024

Επιβλέπων Καθηγητής: Dr. Ing. Εμμανουήλ Μπουζάκης,
Αναπληρωτής Καθηγητής Κατεργασιών Μορφοποίησης Υλικών

© 2024 Χρήστος Καραγιάννης

Η έγκριση της διπλωματικής εργασίας από το Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών της Πολυτεχνικής Σχολής του Πανεπιστημίου Θεσσαλίας δεν υποδηλώνει αποδοχή των απόψεων του συγγραφέα (Ν. 5343/32 αρ. 202 παρ. 2).

Εγκρίθηκε από τα Μέλη της Τριμελούς Εξεταστικής Επιτροπής:

Πρώτος Εξεταστής (Επιβλέπων)	Δρ. Εμμανουήλ Μπουζάκης Αναπληρωτής Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας
Δεύτερος Εξεταστής	Δρ. Κερμανίδης Αλέξης Αναπληρωτής Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας
Τρίτος Εξεταστής	Δρ. Τσιακάρas Παναγιώτης Καθηγητής, Τμήμα Μηχανολόγων Μηχανικών, Πανεπιστήμιο Θεσσαλίας

Ευχαριστίες

Θα ήθελα να εκφράσω τις ειλικρινείς ευχαριστίες μου στον επιβλέποντα της διπλωματικής εργασίας μου, Αναπληρωτή Καθηγητή κ. Εμμανουήλ Μπουζάκη, για την πολύτιμη βοήθεια και καθοδήγησή του κατά τη διάρκεια της υλοποίησης της εργασίας μου.

Επίσης, είμαι ευγνώμων στα υπόλοιπα μέλη της εξεταστικής επιτροπής της διπλωματικής εργασίας μου, Αναπληρωτή Καθηγητή κ. Κερμανίδη Αλέξη, και Καθηγητή κ. Τσιακάρη Παναγιώτη για την προσεκτική ανάγνωση της εργασίας μου και για τις πολύτιμες υποδείξεις τους.

Τέλος, είμαι ευγνώμων στους γονείς μου, για την υποστήριξή τους όλα αυτά τα χρόνια.

Περιεχόμενα

Κεφάλαιο 1 – Εισαγωγή	8
1.1 – Στόχος Εργασίας	8
1.2 – Ιστορική αναδρομή UAVs	8
1.3 – Κατηγορίες UAVs	9
1.4 – Εφαρμογές UAVs	10
Κεφάλαιο 2 – Θεωρητικό Υπόβαθρο	12
2.1 – Ηλεκτρικά συστήματα UAVs	12
2.1.1 - Μπαταρίες Ιόντων Λιθίου	12
2.1.2 – Κυψέλες καυσίμου	14
2.1.3 – Υβριδικό σύστημα παροχής ενέργειας UAV	17
2.1.4 – Συστήματα ηλεκτροκινητήρων σε UAVs	18
2.2 – Μέθοδοι παραγωγής και υλικά για UAVs	20
2.2.1 - Μέθοδος προσθετικής παραγωγής FDM	20
2.2.2 – Υλικά σε UAVs – FRP	23
Κεφάλαιο 3 – Σχεδιασμός UAV	33
Κεφάλαιο 4 – Προσομοίωση Πεπερασμένων Στοιχείων	40
Κεφάλαιο 5 – Επίλογος	46
5.1 – Συμπεράσματα	46
5.2 – Επίλογος & Μελλοντική Έρευνα	47
Βιβλιογραφία	48

Κατάλογος πινάκων

Πίνακας 1 - Κατηγορίες UAVs με βάση την εμβέλεια και το βάρος [5]	9
Πίνακας 2 - Τύποι κυψελών καυσίμου [16]	16
Πίνακας 3 - Μηχανικές ιδιότητες (στεγνά δοκίμια) [27]	22
Πίνακας 4 - Μηχανικές ιδιότητες (Μετά από ελεγχόμενη απορρόφηση υγρασίας) [27]	22
Πίνακας 5 – Θερμικές ιδιότητες PA6-CF [27]	23
Πίνακας 6 - Μηχανικές ιδιότητες φύλλων CFRP [38]	31
Πίνακας 7 - Μηχανικές ιδιότητες σωλήνων CFRP [39]	32
Πίνακας 8 - Κατανομή βάρους εξαρτημάτων UAV	34
Πίνακας 9 - Ώση κινητήρα U8-II με έλικα 28" (Τροφοδοσία 25.9 V) [40]	34
Πίνακας 10 - Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV	46

Κατάλογος σχημάτων

Σχήμα 1 - Ποσοστά κόστους διαφόρων σταδίων της αλυσίδας [9]	11
Σχήμα 2 - Διάταξη ανόδου-καθόδου σε μια μπαταρία LiPo [11]	12
Σχήμα 3 - Σχηματισμός δένδριτών σε μπαταρίες [13]	13
Σχήμα 4 - Κατηγορίες μπαταριών συναρτήσει πυκνότητας ισχύος και ενέργειας [14]	14
Σχήμα 5 - Διάταξη κυψέλης καυσίμου [16]	14
Σχήμα 6 - Μορφή ηλεκτρολύτη [16]	15
Σχήμα 7 - Στοιβα κελιών κυψέλης καυσίμου [14]	15
Σχήμα 8 - Διάταξη υβριδικού συστήματος [18]	17
Σχήμα 9 - Αριστερά: Ηλεκτροκινητήρας χωρίς ψήκτρες (brushless), Δεξιά: Ηλεκτροκινητήρας με ψήκτρες (brushed) [21]	18
Σχήμα 10 – Εσωτερική διάταξη βηματικού κινητήρα [22]	19
Σχήμα 11 - Αρχή λειτουργίας εκτυπωτών FDM [24]	20
Σχήμα 12 - Επιφάνεια θραύσης δοκιμών FDM [25]	21
Σχήμα 13 - Φορέας και ενισχύσεις σε ένα σύνθετο υλικό	23
Σχήμα 14 - Διάταξη μορφοποίησης συμπίεσης [28]	24
Σχήμα 15 – Διάταξη έγχυσης ρητίνης [30]	25
Σχήμα 16 - Διάταξη μορφοποίησης με σάκο κενού [31]	25
Σχήμα 17 - Διάταξη μορφοποίησης σε αυτόκλειστο φούρνο [32]	26
Σχήμα 18 - Κατασκευή δοχείου πίεσης με περιέλιξη νήματος [33]	27
Σχήμα 19 - Διάταξη μορφοποίησης με εμβάπτιση [32]	27
Σχήμα 20 – Διάταξη έγχυσης υπό πίεση [34]	28
Σχήμα 21 - Διαδικασία περιτύλιξης ρολών [35]	29
Σχήμα 22 - Βήματα μορφοποίησης με κύστη [36]	29
Σχήμα 23 - Χάρτης υλικών μέτρου ελαστικότητας – πυκνότητας [37]	30
Σχήμα 24 - Χάρτης υλικών ορίου διαρροής – πυκνότητας [37]	31
Σχήμα 25 - UAV 3D CAD – Πανοραμική όψη	33
Σχήμα 26 - UAV 3D CAD - Μπροστινή όψη	33
Σχήμα 27 - Γωνίες pitch, roll και yaw σε ένα τετρακόπτερο [41]	36
Σχήμα 28 - Εκτυπωμένα εξαρτήματα UAV (Περιβάλλον: OrcaSlicer)	39
Σχήμα 29 - Ποσοστό μάζας διαφόρων εξαρτημάτων UAV	39
Σχήμα 30 - Κατανομή τάσεων σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C	41
Σχήμα 31 - Κατανομή τάσεων με τους κινητήρες στους 80°C	41
Σχήμα 32 - Κατανομή μετατόπισης σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C	42
Σχήμα 33 - Κατανομή θερμοκρασίας με τους κινητήρες στους 80°C	42
Σχήμα 34 - Κατανομή παραμορφώσεων σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C	43
Σχήμα 35 - Κατανομή παραμορφώσεων με τους κινητήρες στους 80°C	43
Σχήμα 36 - Κατανομή θερμοκρασίας σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C (σταθερή)	44
Σχήμα 37 - Κατανομή θερμοκρασίας με τους κινητήρες στους 80°C	44
Σχήμα 38 - Συντελεστής ασφαλείας σε συνθήκες λειτουργίας	45

Κατάλογος εξισώσεων

Εξίσωση 1 – Δύναμη άντωσης	36
Εξίσωση 2 - Ενέργεια [kWh] συναρτήσει ισχύος και χρόνου	37
Εξίσωση 3 - Ενέργεια [kWh] συναρτήσει χωρητικότητας και τάσης	38
Εξίσωση 4 - Χωρητικότητα [Ah]	38

Κεφάλαιο 1 – Εισαγωγή

1.1 – Στόχος Εργασίας

Μέσα στα τελευταία 20 έτη έχουν γίνει ραγδαίες εξελίξεις στον χώρο των μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων (unmanned aerial vehicles, UAVs), ενώ βλέπουμε ήδη την υιοθέτηση τους ήδη σε πληθώρα εφαρμογών στη βιομηχανία. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζουν τα UAVs κατακόρυφης απογείωσης και προσγείωσης (vertical takeoff and landing – VTOL UAVs), λόγω της ευελιξίας τους και της δυνατότητας προσέγγισης δυσπρόσιτων περιοχών. Οι χρήσεις των UAVs περιορίζονται ωστόσο σημαντικά από τον μέγιστο χρόνο πτήσης τους, ο οποίος είναι σχετικά χαμηλός όταν τροφοδοτούνται αποκλειστικά από μπαταρίες. Το πρόβλημα αυτό καλούνται να λύσουν τα UAVs με υβριδικά συστήματα παροχής ενέργειας με κυψέλες καυσίμου υδρογόνου, τα οποία μπορούν να πετύχουν χρόνους πτήσεις πολλαπλών ωρών.

Η εργασία αυτή θα εστιάσει πάνω σε μικρά UAVs κατακόρυφης απογείωσης και προσγείωσης με κυψέλη καυσίμου υδρογόνου, αναλύοντας την διαθέσιμη τεχνολογία, τις δυνατότητες και τους περιορισμούς τους. Αρχικά θα γίνει επιλογή ενός υβριδικού συστήματος κίνησης και στη συνέχεια θα σχεδιαστεί ένας σκελετός κατάλληλος για να υποδεχθεί αυτό το σύστημα. Με τον τρόπο αυτό θα αποτελέσει το θεμέλιο για την κατασκευή ενός UAV με σκοπό την παράδοση δεμάτων σε δυσπρόσιτες περιοχές.

1.2 – Ιστορική αναδρομή UAVs

Τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα, επίσης γνωστά ως “Drones”, αποτελούν εναέρια οχήματα χωρίς πιλότο ή επιβάτες. Το πρώτο καταγεγραμμένο UAV κατασκευάστηκε στη Γαλλία το 1782 από τους Joseph-Michel και Jacques-Étienne Montgolfier [1], ένα αερόστατο το οποίο πέταξε για περίπου 10 λεπτά αξιοποιώντας την δύναμη της άνωσης του θερμού αέρα που περιείχε. Το πρώτο μη παθητικό UAV κατασκευάστηκε από τον A.M. Low το 1916 [2] και χρησιμοποιήθηκε ως στόχος για προπόνηση στρατιωτών. Ο Low συνεργάστηκε με το ναυτικό σώμα της Αγγλίας, οδηγώντας στη δημιουργία ενός στόλου αποτελούμενου από περισσότερα από 400 UAVs για χρήση ως εναέριους στόχους, οι οποίοι ξεκίνησαν να χρησιμοποιούνται το 1935.

Μέσα στα επόμενα χρόνια οι στρατιωτικές εφαρμογές των UAVs επεκτάθηκαν σημαντικά, επιταχύνοντας την ανάπτυξη της τεχνολογίας. Το 2006 στις Η.Π.Α. έγινε νόμιμη η χρήση τους σε δημόσιους εναέριους χώρους με σκοπό τον εντοπισμό επιζώντων από φυσικές καταστροφές. Την ίδια χρονιά ιδρύθηκε η DJI, η οποία σύμφωνα με την Arc Group εξελίχθηκε στον μεγαλύτερο κατασκευαστή στην καταναλωτική αγορά της Κίνας το 2021 [3].

Μέσα στα τελευταία 10 χρόνια, εταιρίες όπως η Amazon, FedEx και άλλες ξεκίνησαν να μελετούν την πιθανή χρήση των drones ως μέσο παράδοσης δεμάτων, αναγνωρίζοντας τα σημαντικά πλεονεκτήματα που παρουσιάζει η χρήση τους, ειδικά για την διεκπεραίωση της τελικής παράδοσης δεμάτων από τοπικά κέντρα διαμετακίνησης στον τελικό τους προορισμό.

1.3 – Κατηγορίες UAVs

Τα UAVs μπορούν να διαχωριστούν με βάση το υψόμετρο στο οποίο μπορούν να πετάξουν. Μικρά UAVs (Low Altitude Platforms, LAP) πετούν σε χαμηλά υψόμετρα και διανύουν περιορισμένες αποστάσεις, λόγω της μικρής εμβέλειας των συστημάτων με μπαταρίες που χρησιμοποιούν. Μεγαλύτερα ωστόσο UAVs (High Altitude Platforms, HAP) μπορούν να πετύχουν πτήση για πολλές ώρες σε μεγάλο υψόμετρο. Συγκεκριμένα, ως LAP χαρακτηρίζονται UAVs που πετάνε σε υψόμετρα μικρότερα των 10 χιλιομέτρων, ενώ τα HAP λειτουργούν σε πολύ μεγάλα υψόμετρα που ξεπερνούν τα 10χλμ [4]. Οι Zakora και Molodchik διαχώρισαν τα UAVs με βάση την εμβέλεια και το βάρος τους [5]. Η ταξινόμηση που πρότειναν φαίνεται στον πίνακα 1.

Πίνακας 1 - Κατηγορίες UAVs με βάση την εμβέλεια και το βάρος [5]

Κατηγορία	Εύρος βάρους	Εύρος εμβέλειας
Micro & mini UAVs κοντινής εμβέλειας	$W \leq 5 \text{ kg}$	$25 \text{ km} \leq R \leq 40 \text{ km}$
Ελαφριά UAVs μικρής εμβέλειας	$5 \text{ kg} < W \leq 50 \text{ kg}$	$10 \text{ km} \leq R \leq 70 \text{ km}$
Ελαφριά UAVs μεσαίας εμβέλειας	$50 \text{ kg} < W \leq 100 \text{ kg}$	$70 \text{ km} \leq R \leq 250 \text{ km}$
Μεσαία UAVs	$100 \text{ kg} < W \leq 300 \text{ kg}$	$150 \text{ km} \leq R \leq 1000 \text{ km}$
Μεσαία βαριά UAVs	$300 \text{ kg} < W \leq 500 \text{ kg}$	$70 \text{ km} \leq R \leq 300 \text{ km}$
Βαριά μεσαίας εμβέλειας UAVs	$500 \text{ kg} \leq W$	$70 \text{ km} \leq R \leq 300 \text{ km}$
Βαριά UAVs μεγάλης εμβέλειας	$1500 \text{ kg} \leq W$	$R \leq 1500 \text{ km}$
Μη επανδρωμένα πολεμικά αεροσκάφη	$500 \text{ kg} < W$	$R \leq 1500 \text{ km}$

Το UAV που θα σχεδιαστεί στα πλαίσια αυτής της εργασίας ανήκει στην κατηγορία ελαφριών UAVs μικρής εμβέλειας, με το υβριδικό σύστημα κυψέλης καυσίμου υδρογόνου επιτυγχάνει υψηλή εμβέλεια σε χαμηλό βάρος. Συγκεκριμένα, το εκτιμώμενο βάρος του UAV ανέρχεται στα 9 κιλά, κοντά στο κατώτατο όριο της κατηγορίας, ενώ η εμβέλεια του εκτιμάται να είναι 64 Km, κοντά στο ανώτατο όριο της κατηγορίας του. Οι υπολογισμοί των τιμών βάρους και εμβέλειας του UAV αναλύονται στο κεφάλαιο 3.

Η εμβέλεια τους περιορίζεται επίσης και από το σήμα των κεραιών τους, σε περίπτωση που είναι τηλεχειριζόμενα ή σε περίπτωση που γίνεται αποστολή των καταγεγραμμένων δεδομένων σε κάποια βάση στο έδαφος. Συστήματα τα οποία περιλαμβάνουν μια τέτοια βάση ελέγχου, βοηθητικά συστήματα επικοινωνίας καθώς και τυχών συστήματα απογείωσης, προσγείωσης, και ανάκτησης, χαρακτηρίστηκαν από τους Gupta et. Al, ως UAS [6], (Unmanned Aerial Systems, Μη Επανδρωμένα Εναέρια Συστήματα). Τα UAVs ανήκουν στην κατηγορία των UAS, μπορούν να πετάξουν αυτόνομα, αλλά μπορούν επίσης να λειτουργήσουν με τηλεχειρισμό.

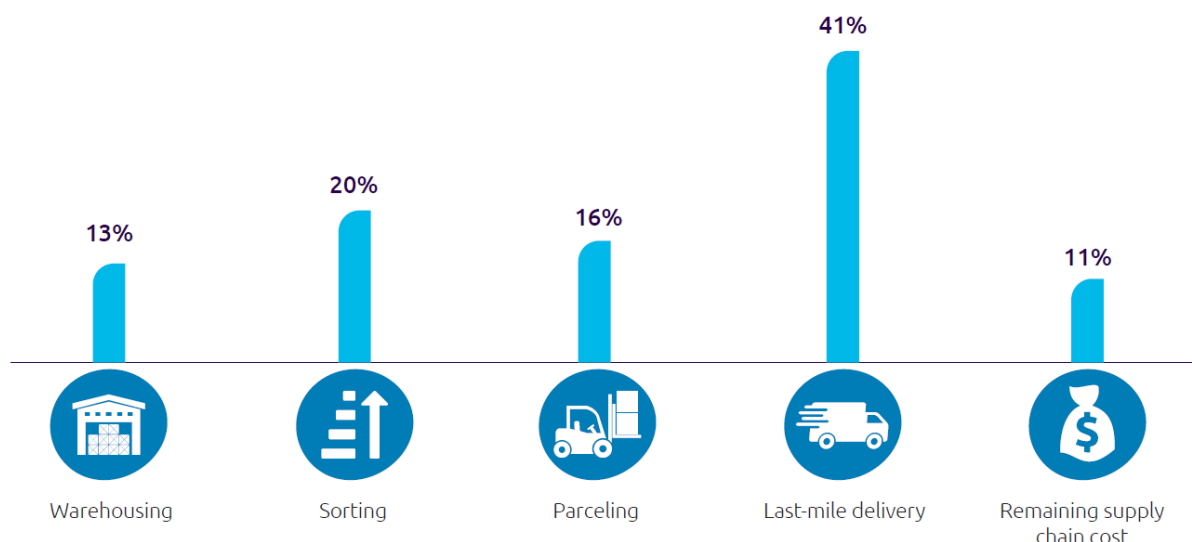
1.4 – Εφαρμογές UAVs

Η ραγδαία ανάπτυξη της τεχνολογίας των UAVs μέσα στην τελευταία 20ετία οφείλεται σε μεγάλο βαθμό στην πληθώρα νέων εφαρμογών που έχουν δοκιμαστεί και υιοθετηθεί. Όπως αναφέρθηκε στην ιστορική αναδρομή, η ανάπτυξη τους επιταχύνθηκε σημαντικά λόγω των στρατιωτικών εφαρμογών που εμφανίστηκαν από τις πρώτες κιόλας δεκαετίες των 1900, με το ίδιο φαινόμενο να επαναλαμβάνεται τα τελευταία χρόνια λόγω των πολιτικών εφαρμογών που αναπτύχθηκαν. Ιδιαίτερο ενδιαφέρον παρουσιάζουν εφαρμογές γύρω από την απομακρυσμένη παρακολούθηση, αναζήτηση και διάσωση, καθώς και την παράδοση δεμάτων, εφαρμογές οι οποίες όλες επωφελούνται ιδιαίτερα από την ασυναγώνιστη ευελιξία των UAVs.

Η απομακρυσμένη παρακολούθηση, γνωστή στην αγγλική βιβλιογραφία ως «remote monitoring» ή «remote sensing», είναι η διαδικασία κατά την οποία γίνεται συλλογή πληροφοριών από απόσταση και τυπικά ήταν συνδεδεμένη με δορυφόρους ή επανδρωμένα αέρια οχήματα που φέρουν αισθητήρες. Οι εξελίξεις στην τεχνολογία των UAVs [7], καθώς και στους απαραίτητους αισθητήρες μέσα στα τελευταία χρόνια, έχουν επιτρέψει την χρήση UAVs για εφαρμογές απομακρυσμένης παρακολούθησης τα τελευταία χρόνια. Βασικά πλεονεκτήματα της χρήσης τους αποτελεί η ευελιξία τους, που τους δίνει την δυνατότητα να πετούν σε χαμηλά υψόμετρα και με χαμηλές ταχύτητες, δίνοντας τους την δυνατότητα να συλλέγουν δεδομένα υψηλής ανάλυσης. Μπορούν επίσης να χρησιμοποιηθούν σε επικίνδυνες περιοχές, στις οποίες η χρήση ενός επανδρωμένου αεροσκάφους θα παρουσίαζε ρίσκο για τον χειριστή.

Στην περίπτωση των εφαρμογών αναζήτησης και διάσωσης, πολύ σημαντικό βήμα αποτελεί ο άμεσος οπτικός έλεγχος της κατάστασης. Σε πολλές περιπτώσεις, οι συνθήκες στην τοποθεσία μπορεί να είναι ιδιαίτερα επικίνδυνες, δυσκολεύοντας την πρόσβαση σε επανδρωμένα αεροσκάφη και καθυστερώντας την ανταπόκριση. Χαρακτηριστικό παράδειγμα αποτελεί η αναζήτηση επιζώντων μέσα σε ερείπια κτιρίων, όπου ένα UAV εξοπλισμένο με τους κατάλληλους αισθητήρες μπορεί πολύ γρήγορα να εντοπίσει επιζώντες ανιχνεύοντας τους παλμούς και την αναπνοή τους [8]. Σε αυτές τις καταστάσεις εκτάκτου ανάγκης τα ίδια UAVs μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την παράδοση δεμάτων πρώτων βοηθειών, προμηθεύοντας απαραίτητα φάρμακα ή προμήθειες, εξοικονομώντας πολύτιμο χρόνο και μεγιστοποιώντας τις πιθανότητες επιβίωσης των θυμάτων.

Η δυνατότητα των UAVs να μεταφέρουν φορτία δεν περιορίζεται ωστόσο μόνο σε καταστάσεις εκτάκτου ανάγκης. Ένας τομέας με ολοένα αυξανόμενο ενδιαφέρον είναι οι παραδόσεις του «τελευταίου μιλίου» (last-mile delivery), όρος ο οποίος αναφέρεται στις μεμονωμένες παραδόσεις δεμάτων από το κέντρο διαμετακίνησης της μεταφορικής εταιρίας στους τελικούς προορισμούς. Το συγκεκριμένο τμήμα της αλυσίδας παράδοσης περιλαμβάνει το μεγαλύτερο ποσοστό κόστους, και συνεπώς η βελτιστοποίηση του είναι ιδιαίτερα σημαντική. Το ποσοστό κόστους των τελικών παραδόσεων σύμφωνα με το ερευνητικό ινστιτούτο Cargemini ανέρχεται στο 41% του συνολικού [9]. Τα ποσοστά κόστους των διαφόρων σταδίων της αλυσίδας παρουσιάζονται στο σχήμα 1.



Σχήμα 1 - Ποσοστά κόστους διαφόρων σταδίων της αλυσίδας [9]

Μια πιθανή λύση για την μείωση του κόστους αυτών των διανομών είναι η χρήση UAVs για την παράδοση δεμάτων, με πολλαπλές μεγάλες εταιρίες όπως η Amazon και η DHL να δοκιμάζουν ήδη την χρήση τους στις διανομές. Πέρα από την μείωση του κόστους, η χρήση των UAVs στις παραδόσεις δεμάτων μειώνει σημαντικά τους παραγόμενους ρύπους, ειδικά σε αστικά κέντρα βεβαρημένα από κυκλοφοριακή συμφόρηση, ενώ με τη χρήση καυσίμου υδρογόνου που έχει παραχθεί από ανανεώσιμες πηγές ενέργειας μπορούμε να επιτύχουμε διανομές με συνολικά μηδενικούς ρύπους [10].

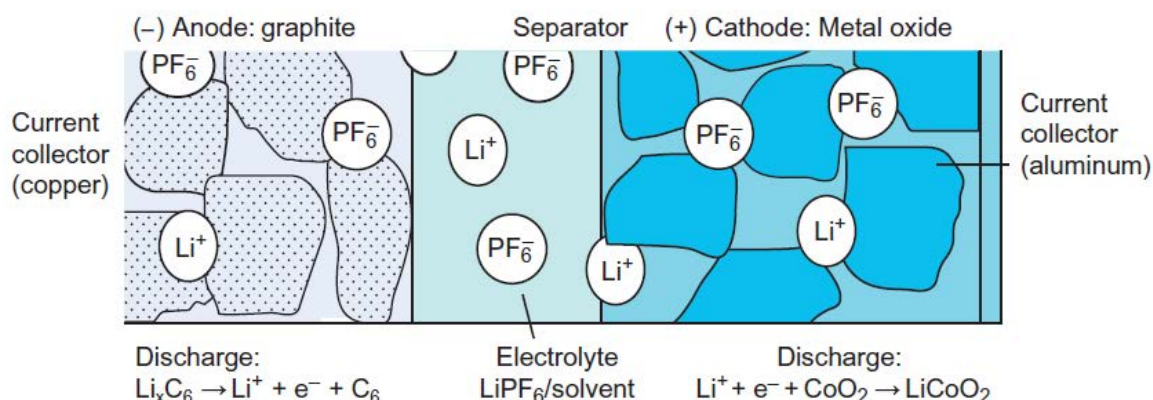
Βασικό περιορισμό των UAVs με μπαταρίες ιόντων λιθίου στην παράδοση δεμάτων είναι οι περιορισμένοι χρόνοι πτήσης τους, οι οποίοι ανάλογα με το βάρος του δέματος μπορεί να μειωθούν σε βαθμό που καθιστά την χρήση τους μη πρακτική. Αυτό το βασικό πρόβλημα καλούνται να λύσουν τα UAVs με κυψέλες καυσίμου υδρογόνου, οι οποίες έχουν σημαντικά υψηλότερη πυκνότητα ενέργειας από τις μπαταρίες ιόντων λιθίου, και συνεπώς ελαχιστοποιώντας το βάρος του συστήματος παροχής ενέργειας. Στα επόμενα κεφάλαια αρχικά θα οριστούν οι σχετικές έννοιες που αναφέρθηκαν, και στη συνέχεια θα μελετηθεί η επιλογή ενός συστήματος κυψέλης καυσίμου για χρήση πάνω σε UAV κατάλληλο για τη μεταφορά δεμάτων με μέγιστο βάρος 2 κιλά, καθώς και ο σχεδιασμός ενός σκελετού ικανού να το υποστηρίξει.

Κεφάλαιο 2 – Θεωρητικό Υπόβαθρο

2.1 – Ηλεκτρικά συστήματα UAVs

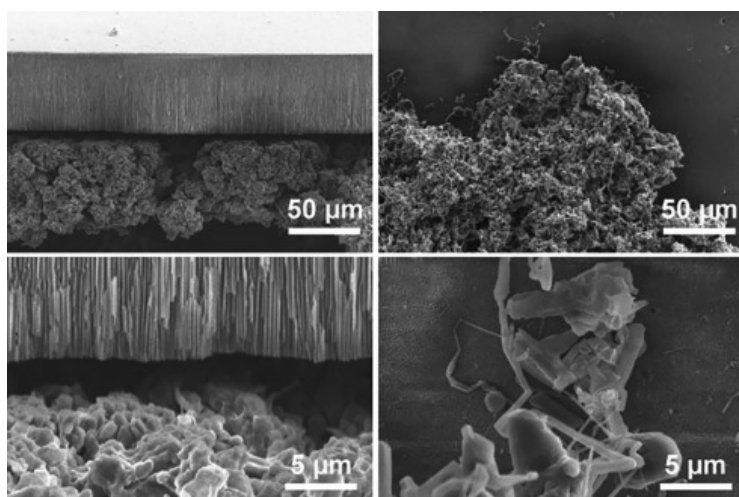
2.1.1 - Μπαταρίες Ιόντων Λιθίου

Οι μπαταρίες ιόντων λιθίου (Li-ion) εισήχθησαν στην αγορά την δεκαετία του 1990 με την πρώτη μπαταρία να εισάγεται στην αγορά από την Sony το 1991. Από την εισαγωγή τους στην αγορά μέχρι σήμερα, η πυκνότητα ενέργειας τους έχει τριπλασιαστεί, ενώ η τιμή τους έχει μειωθεί κατά μια τάξη μεγέθους [11]. Οι μπαταρίες αυτές περιέχουν μια διάταξη ανόδου-καθόδου, διαχωρισμένες από έναν ηλεκτρολύτη. Τυπικά η άνοδος, (αρνητικό ηλεκτρόδιο), περιέχει ενώσεις λιθίου-άνθρακα, ενώ η κάθοδος, (θετικό ηλεκτρόδιο), περιέχει οξείδιο του λιθίου σαν ενεργό υλικό. Τα δύο ηλεκτρόδια επίσης περιλαμβάνουν κάποιο παράγοντα συγκράτησης, και ένα αγωγίμο φιλμ εξωτερικά, το οποίο τυπικά είναι κατασκευασμένο από γραφίτη. Ανάμεσα τους βρίσκεται ένας ηλεκτρολύτης, ο οποίος μπορεί να είναι κάποιο υγρό που περιέχει διαλυμένα ιόντα, πολυμερές, ή κεραμικό στερεό και περιέχει άλατα λιθίου [12]. Οι μπαταρίες ιόντων λιθίου που χρησιμοποιούν πολυμερές ως ηλεκτρολύτη είναι γνωστές ως μπαταρίες λιθίου-πολυμερούς (LiPo). Η διάταξη ανόδου-ηλεκτρολύτη-καθόδου απεικονίζεται στο σχήμα 2.



Σχήμα 2 - Διάταξη ανόδου-καθόδου σε μια μπαταρία LiPo [11]

Ανάμεσα στα πλεονεκτήματα των μπαταριών λιθίου-πολυμερούς βρίσκεται η ευκολία παρασκευής τους σε διαφορετικά σχήματα, η σχετικά υψηλή ασφάλεια, και ο μειωμένος σχηματισμός δένδριτών, ένα φαινόμενο κατά το οποίο μεταλλικές μικροδομές σχηματίζονται στην διεπαφή μεταξύ αρνητικού ηλεκτροδίου και ηλεκτρολύτη κατά τη φόρτιση, δημιουργώντας κίνδυνο βραχυκυκλώματος [13]. Στο σχήμα 3 φαίνεται η μορφή των δένδριτών που έχουν σχηματιστεί σε μια μπαταρία ιόντων λιθίου.



Σχήμα 3 - Σχηματισμός δένδριτών σε μπαταρίες [13]

Σημαντικά χαρακτηριστικά των συσκευών αποθήκευσης ενέργειας αποτελούν η πυκνότητα ενέργειας και η πυκνότητα ισχύος. Ως πυκνότητα ενέργειας ορίζεται η αναλογία της χωρητικότητας της μπαταρίας σε Wh, ως προς το βάρος της σε kg [14].

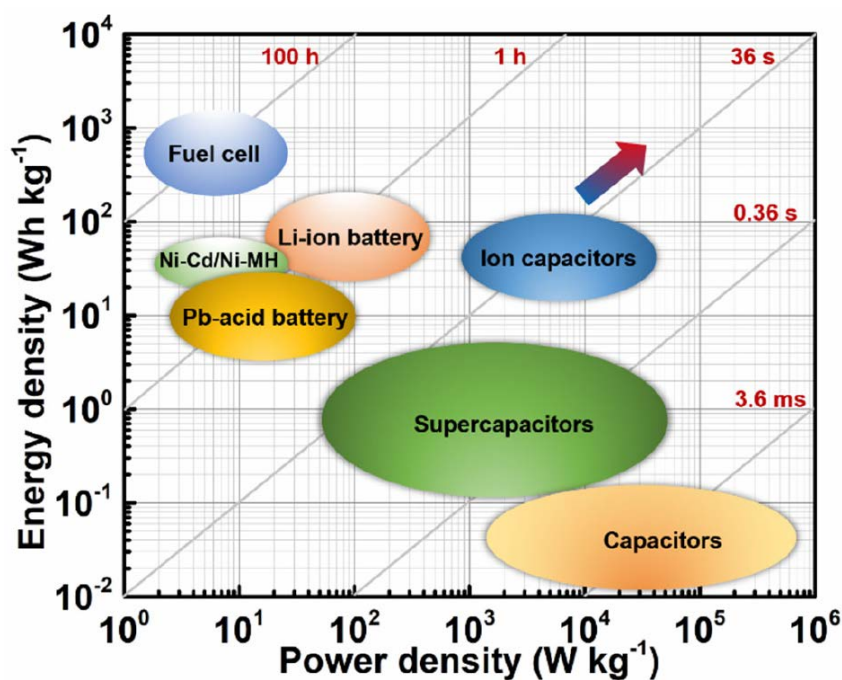
$$\text{Πυκνότητα ενέργειας} = \frac{\text{Χωρητικότητα [Wh]}}{\text{Βάρος [kg]}}$$

Στην αγγλική βιβλιογραφία ο όρος αυτός είναι γνωστός και ως specific energy, ενώ σε μερικές περιπτώσεις ως energy density ορίζεται και η χωρητικότητα ανά μονάδα όγκου [Wh/L] [15]. Στην περίπτωση φορητών συσκευών, και πιο συγκεκριμένα μη επανδρωμένων αεροσκαφών όπως το UAV που θα σχεδιαστεί στα πλαίσια αυτής της εργασίας, η υψηλή πυκνότητα ενέργειας του συστήματος αποθήκευσης ενέργειας είναι πολύ σημαντική, καθώς ελαχιστοποιείται το βάρος του οχήματος, ελαχιστοποιώντας την απαιτούμενη ενέργεια για την πτήση και συνεπώς αυξάνοντας την εμβέλεια.

Ως πυκνότητα ισχύος αντίστοιχα ορίζεται η αναλογία της μέγιστης παρεχόμενης ισχύος ανά μονάδα βάρους [15].

$$\text{Πυκνότητα ισχύος} = \frac{\text{Ισχύς [W]}}{\text{Βάρος [kg]}}$$

Στην αγγλική βιβλιογραφία ο όρος αυτός είναι γνωστός ως power density. Με την εξέλιξη της τεχνολογίας των συσκευών αποθήκευσης ενέργειας, τόσο η πυκνότητα ισχύος, όσο και η πυκνότητα ενέργειας αυξάνονται, παραμένει ωστόσο δύσκολο να μεγιστοποιηθούν ταυτοχρόνως. Στο σχήμα 4 απεικονίζεται ένας χάρτης υλικών ο οποίος κατηγοριοποιεί τις πιο κοινές κατηγορίες συσκευών αποθήκευσης ενέργειας με βάση αυτά τα δυο μεγέθη.

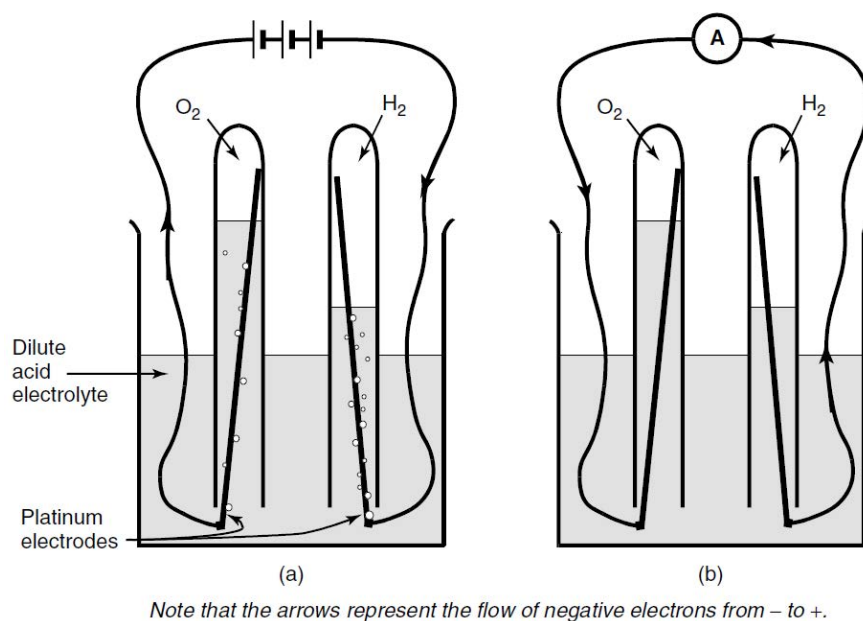


Σχήμα 4 - Κατηγορίες μπαταριών συναρτήσει πυκνότητας ισχύος και ενέργειας [14]

Βλέπουμε ότι οι μπαταρίες ιόντων λιθίου ξεπερνούν τις παλαιότερες μπαταρίες νικελίου-καδμίου και μόλυβδου τόσο σε πυκνότητα ενέργειας όσο και σε πυκνότητα ισχύος. Σε εφαρμογές ωστόσο που απαιτούν μέγιστη πυκνότητα ισχύος, οι πυκνωτές παραμένουν η βέλτιστη επιλογή, ενώ σε περίπτωση που η μέγιστη πυκνότητα ενέργειας είναι επιθυμητή, βέλτιστη επιλογή αποτελούν τα συστήματα που λειτουργούν με κυψέλη καυσίμου.

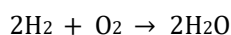
2.1.2 – Κυψέλες καυσίμου

Οι κυψέλες καυσίμου είναι διατάξεις παραγωγής ηλεκτρικής ενέργειας οι οποίες δέχονται κάποιο καύσιμο, τυπικά υδρογόνο, και παράγουν ηλεκτρικό ρεύμα. Αποτελούνται από δυο ηλεκτρόδια, διαχωρισμένα από έναν ηλεκτρολύτη. Η διάταξη φαίνεται στο σχήμα 5:

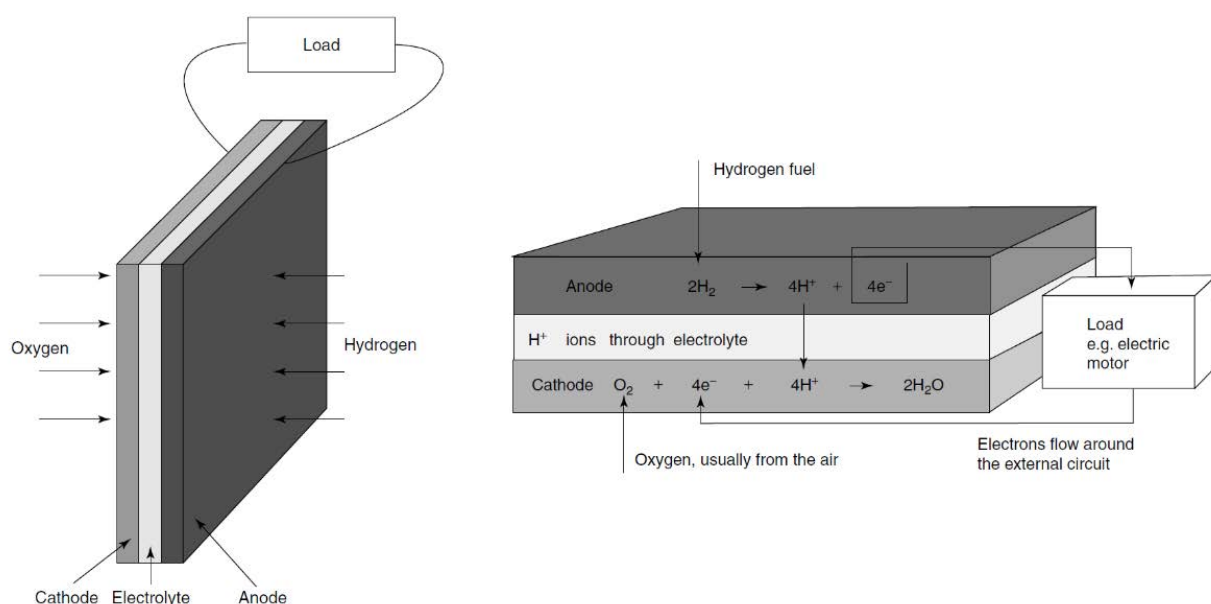


Σχήμα 5 - Διάταξη κυψέλης καυσίμου [16]

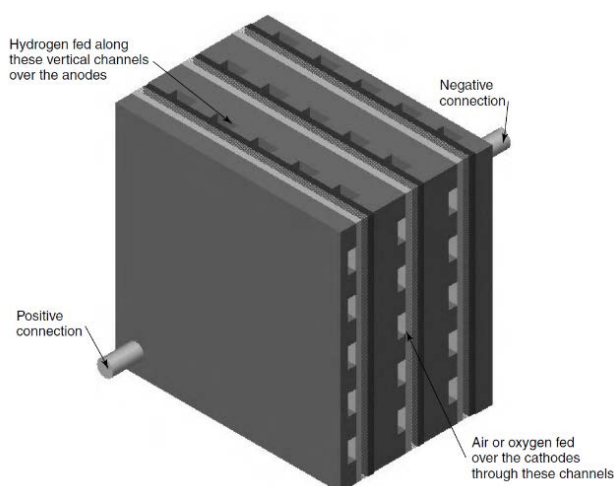
Στην περίπτωση α, παρουσιάζεται η διαδικασία της ηλεκτρόλυσης, κατά την οποία εφαρμόζεται στα ηλεκτρόδια ηλεκτρική τάση, και το ηλεκτρικό ρεύμα που διέρχεται από τον ηλεκτρολύτη διασπά το νερό σε υδρογόνο και οξυγόνο. Στην περίπτωση β παρουσιάζεται η βασική λειτουργία μιας κυψέλης καυσίμου, όπου το υδρογόνο παρέχεται ως καύσιμο, και ενώνεται με οξυγόνο προκαλώντας έτσι την παραγωγή ηλεκτρικού ρεύματος. Η χημική αυτή αντίδραση μπορεί να χαρακτηριστεί ως καύση του υδρογόνου και είναι η παρακάτω:



Για να μεγιστοποιηθεί η ένταση του ηλεκτρικού ρεύματος που παράγεται, τα ηλεκτρόδια τυπικά είναι επίπεδα και πορώδη, ενώ ο ηλεκτρολύτης ανάμεσα τους βρίσκεται σε μορφή λεπτού φιλμ. Η διάταξη αυτή παρουσιάζεται στο σχήμα 6:



Σχήμα 6 - Μορφή ηλεκτρολύτη [16]



Σχήμα 7 - Στοιβα κελιών κυψέλης καυσίμου [14]

Η τάση ενός κελιού κυψέλης καυσίμου είναι πολύ χαμηλή όταν το φορτίο απορροφάει υπολογίσιμη ένταση ρεύματος. Για το λόγο αυτό οι κυψέλες συνδέονται σε σειρά για να δημιουργήσουν μια στοίβα (fuel cell stack). Μια στοίβα κελιών απεικονίζεται στο σχήμα 7. Με τον τρόπο αυτό η τάση των κελιών προστίθεται, προκειμένου να επιτευχθεί η επιθυμητή τάση εξόδου. Η σύνδεση γίνεται μέσω διπολικών πλακών, οι οποίες συνδέουν την επιφάνεια της καθόδου ενός κελιού, με την επιφάνεια της ανόδου του γειτονικού του. Οι διπολικές αυτές πλάκες περιέχουν και κανάλια μέσα από τα οποία τροφοδοτείται το υδρογόνο και το οξυγόνο, ή και κάποιο άλλο ρευστό υπεύθυνο για την ψύξη της κυψέλης [16].

Αυτός ο τύπος κυψέλης καυσίμου τυπικά ψύχεται μέσω του παρεχόμενου αέρα. Ποσότητα αέρα μεγαλύτερη από την απαιτούμενη για την αντίδραση τροφοδοτείται μέσα στα κελιά, κάτι το οποίο ωστόσο ξοδεύει ενέργεια για να επιτευχθεί. Η περίπλοκη εσωτερική γεωμετρία των κυψελών δημιουργεί πιθανά προβλήματα διαρροών, τόσο του καυσίμου υδρογόνου όσο και του αέρα, και αποτελεί βασικό εμπόδιο στο σχεδιασμό τους.

Οι κυψέλες καυσίμου διαχωρίζονται σε 6 βασικές κατηγορίες με βάση το καύσιμο και τον ηλεκτρολύτη που χρησιμοποιούν. Οι κατηγορίες αυτές είναι οι παρακάτω [17]:

- Αλκαλικής μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων - AFC
- Μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων - PEMFC
- Άμεσης μεθανόλης - DMFC
- Φωσφορικού οξέος - PAFC
- Τηγμένου άνθρακα - MCFC
- Στερεού οξέος – SOFC

Κάποια βασικά χαρακτηριστικά των 6 αυτών κατηγοριών συνοψίζονται στον πίνακα 2:

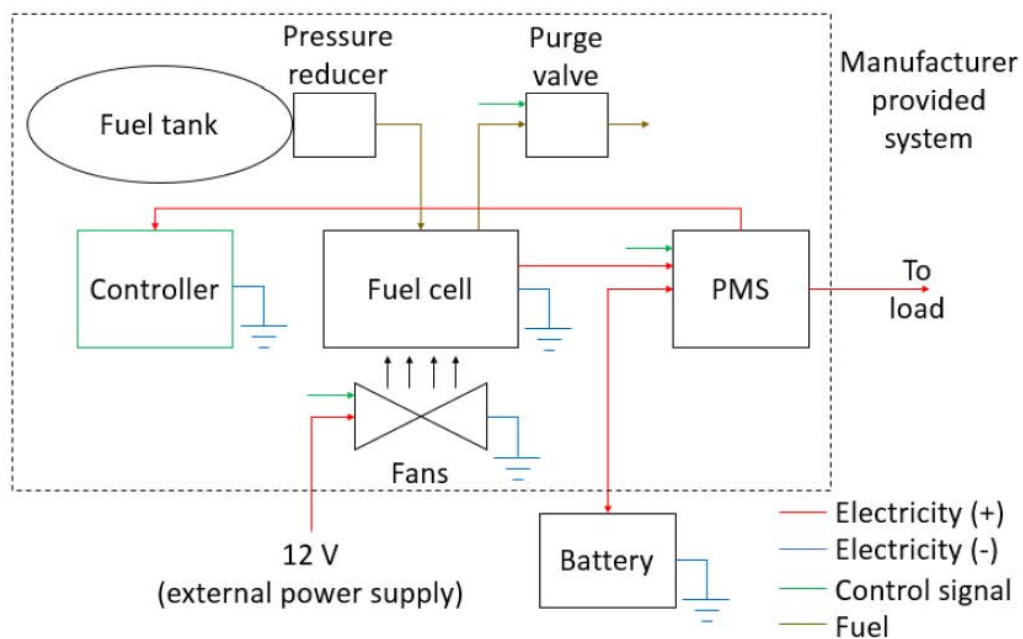
Πίνακας 2 - Τύποι κυψελών καυσίμου [16]

Fuel cell type	Mobile ion	Operating temperature	Applications and notes
Alkaline (AFC)	OH^-	50–200°C	Used in space vehicles, e.g. Apollo, Shuttle.
Proton exchange membrane (PEMFC)	H^+	30–100°C	Vehicles and mobile applications, and for lower power CHP systems
Direct methanol (DMFC)	H^+	20–90°C	Suitable for portable electronic systems of low power, running for long times
Phosphoric acid (PAFC)	H^+	~220°C	Large numbers of 200-kW CHP systems in use.
Molten carbonate (MCFC)	CO_3^{2-}	~650°C	Suitable for medium- to large-scale CHP systems, up to MW capacity
Solid oxide (SOFC)	O^{2-}	500–1000°C	Suitable for all sizes of CHP systems, 2 kW to multi-MW.

Η κυψέλη καυσίμου που επιλέχθηκε για χρήση στο UAV είναι τύπου μεμβράνης ανταλλαγής πρωτονίων (PEM). Ο συγκεκριμένος τύπος κυψέλης καυσίμου λειτουργεί σε χαμηλές θερμοκρασίες και χαρακτηρίζεται από το χαμηλό του βάρος και γρήγορο χρόνο εκκίνησης, ενώ ταυτοχρόνως διαθέτει μεγαλύτερη διάρκεια ζωής και το κόστος κατασκευής του είναι χαμηλότερο συγκριτικά με άλλα είδη [17].

2.1.3 – Υβριδικό σύστημα παροχής ενέργειας UAV

Τα πολυκόπτερα UAV αποτελούν αεροδυναμικώς ασταθή οχήματα και απαιτούν τη χρήση ενός ελεγκτή πτήσης προκειμένου να μπορούν να εκτελέσουν σταθερή και σε μερικές περιπτώσεις αυτόνομη πτήση. Ο ελεγκτής αυτός δέχεται την ισχύ από το σύστημα τροφοδοσίας και εισόδους από κάποια συσκευή τηλεχειρισμού και αισθητήρες που βρίσκονται πάνω στο UAV, και τροφοδοτεί τους κινητήρες. Τυπικά το σύστημα τροφοδοσίας αποτελεί μια απλή μπαταρία ιόντων λιθίου, με την οποία μπορούν ωστόσο να επιτευχθούν περιορισμένοι χρόνοι πτήσης. Αυτός ο περιορισμός δεν μπορεί να ξεπεραστεί με τη χρήση μεγαλύτερης μπαταρίας, καθώς η επιπλέον ενέργεια που απαιτείται για την πτήση λόγω του αυξημένου βάρους της μπαταρίας μειώνει την εμβέλεια περιορίζοντας την σε κάποια μέγιστη τιμή. Για το λόγο αυτό, συστήματα UAV που χρησιμοποιούνται σε εφαρμογές που απαιτούν μεγάλη εμβέλεια χρησιμοποιούν υβριδικά συστήματα ενέργειας τα οποία περιλαμβάνουν κυψέλες καυσίμου υδρογόνου σε συνδυασμό με μπαταρίες ιόντων λιθίου ή/και πυκνωτές. Ένα τέτοιο σύστημα προσφέρει την εξαιρετική εμβέλεια που προσφέρει μια κυψέλη καυσίμου λόγω της υψηλής πυκνότητας ενέργειας που χαρακτηρίζει αυτά τα συστήματα, αλλά και την απαιτούμενη ισχύ για την απογείωση και χειρισμό του UAV λόγω της υψηλής πυκνότητας ενέργειας που προσφέρουν οι μπαταρίες ιόντων λιθίου και οι πυκνωτές. Μια διάταξη υβριδικού συστήματος τροφοδοσίας απεικονίζεται στο σχήμα 8.

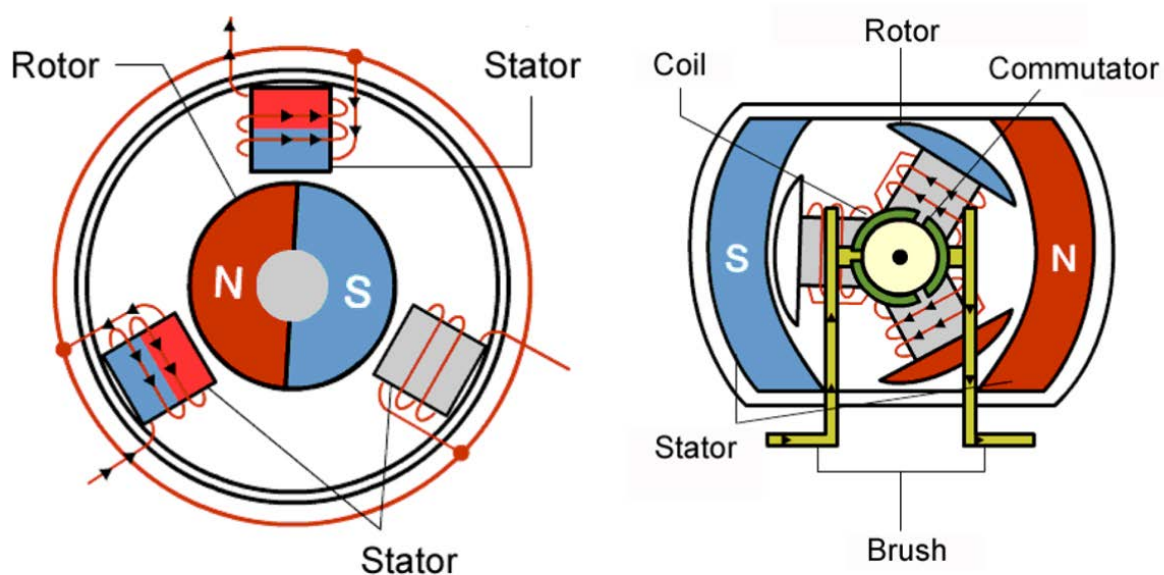


Σχήμα 8 - Διάταξη υβριδικού συστήματος [18]

Ένα ιδιαίτερα διαδεδομένο υλικολογισμικό (firmware) ελέγχου UAVs είναι το Copter firmware της Ardupilot, το οποίο μαζί με το λογισμικό mission planner επιτρέπουν την εύκολη ρύθμιση και έλεγχο πολλών διαφορετικών κατηγοριών UAVs. Το υλικολογισμικό αυτό είναι δωρεάν και διαθέτει ανοιχτό κώδικα (open source), ενώ είναι συμβατό με ελεγκτές βασισμένους σε Arduino, καθώς και τον δημοφιλή ελεγκτή PixHawk. Η ευκολία χρήσης, το χαμηλό κόστος και οι δυνατότητες του συγκεκριμένου συνδυασμού software και hardware έχει οδηγήσει πολλές ομάδες ερευνητών να τα επιλέξουν για πειραματική χρήση [19], [20]. Για το σχεδιασμό του UAV αυτής της εργασίας έχει επιλεγθεί ο ελεγκτής PixHawk®.

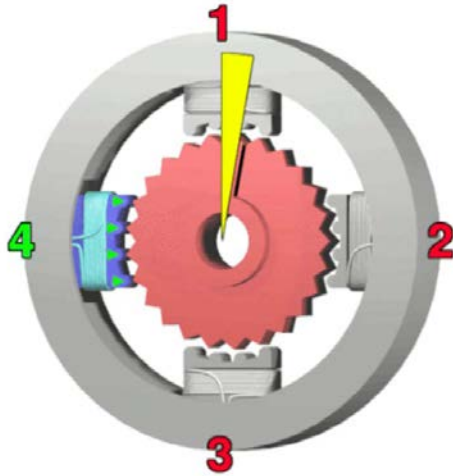
2.1.4 – Συστήματα ηλεκτροκινητήρων σε UAVs

Οι πιο διαδεδομένοι κινητήρες στα σύγχρονα UAVs είναι οι ηλεκτροκινητήρες συνεχούς ρεύματος χωρίς ψήκτρες (brushless direct current motors, BLDC motors). Το συγκεκριμένο είδος κινητήρα διαθέτει ένα κεντρικό περιστρεφόμενο άξονα ο οποίος είναι μόνιμος μαγνήτης, και περιελίξεις πηνίων περιμετρικά που παράγουν μαγνητικό πεδίο το οποίο προκαλεί την περιστροφή του άξονα του κινητήρα. Μια παλαιότερη προσέγγιση χαμηλού κόστους ήταν οι κινητήρες με «ψήκτρες» ή «καρβουνάκια», brushed dc motors, οι οποίοι έχουν αντεστραμμένη αρχή λειτουργίας, με τα πηνία να βρίσκονται πάνω στον περιστρεφόμενο άξονα και τους μόνιμους μαγνήτες περιμετρικά στα τοιχώματα. Αυτή η προσέγγιση απαιτεί την παροχή ηλεκτρικού ρεύματος στα περιστρεφόμενα πηνία, η οποία γίνεται μέσω επαφής του περιστρεφόμενου άξονα με αγωγίμα «καρβουνάκια» (brushes), τα οποία ωστόσο φθείρονται με την χρήση του κινητήρα και περιορίζουν σημαντικά τη διάρκεια ζωής του. Στο σχήμα 9 απεικονίζεται η διαφορά των BLDC με τους BDC κινητήρες.



Σχήμα 9 - Αριστερά: Ηλεκτροκινητήρας χωρίς ψήκτρες (brushless), Δεξιά: Ηλεκτροκινητήρας με ψήκτρες (brushed) [21]

Μία τρίτη κατηγορία ηλεκτροκινητήρων είναι οι βηματικοί κινητήρες, (stepper motors), οι οποίοι έχουν παρόμοια αρχή λειτουργίας με αυτή των κινητήρων BLDC, με τη διαφορά ότι η κίνηση τους γίνεται σε διακριτά «βήματα», με την περιστροφή του άξονα τους να γίνεται με διακριτές περιστροφές συγκεκριμένων μοιρών. Οι τρισδιάστατοι εκτυπωτές FDM που συνοπτικά περιγράφονται στην επόμενη ενότητα χρησιμοποιούν βηματικούς κινητήρες για την κίνηση της κεφαλής τους με ακρίβεια, οι οποίοι τυπικά έχουν μέγεθος ορισμένο κατά το πρότυπο NEMA (ακρωνύμιο για το national electrical manufacturers association), NEMA 17 και περιστρέφονται σε βήματα 1.8 ή πιο σπάνια 0.9 μοιρών. Η πυκνότητα της οδόντωσης των βηματικών κινητήρων ορίζει τις μοίρες του κάθε βήματος. Η διάταξη ενός βηματικού κινητήρα φαίνεται στο σχήμα 10.



Σχήμα 10 – Εσωτερική διάταξη βηματικού κινητήρα [22]

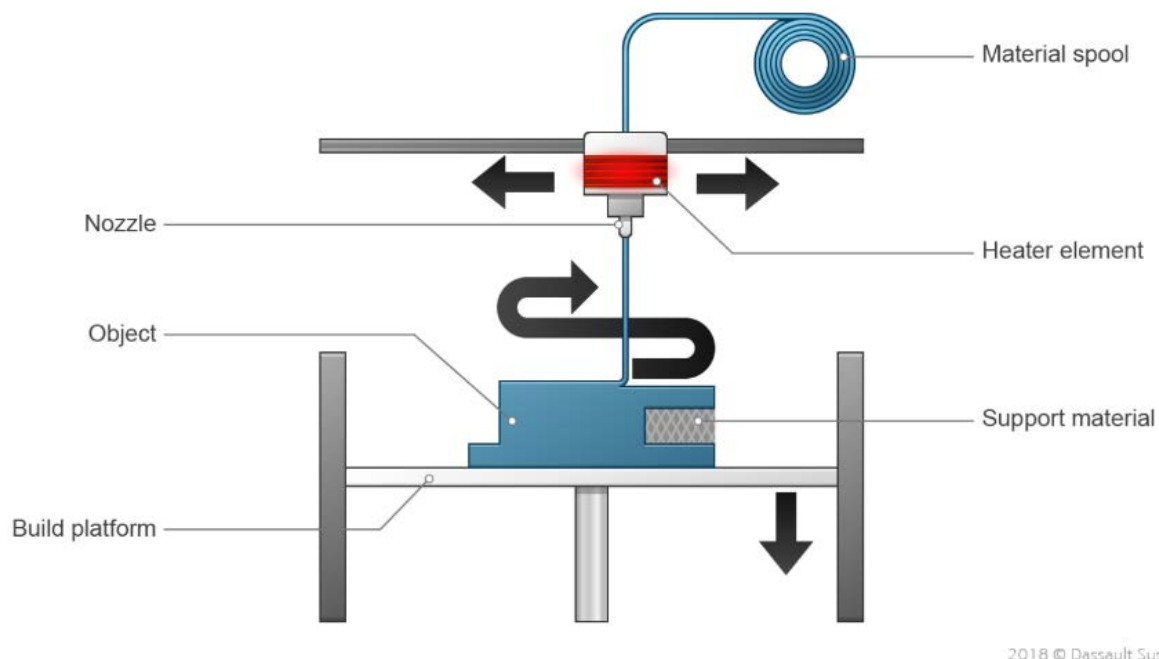
Η τροφοδοσία των ηλεκτροκινητήρων γίνεται από μια συσκευή που ονομάζεται ηλεκτρονικός ελεγκτής ταχύτητας (electronic speed controller, ESC). Η ταχύτητα του ηλεκτροκινητήρα επηρεάζεται από την παρεχόμενη τάση αλλά και από το φορτίο που του εφαρμόζεται ως ροπή. Κρατώντας σταθερή την εφαρμοζόμενη τάση τροφοδοσίας, αύξηση στο φορτίο μειώνει την ταχύτητα του κινητήρα, ενώ κρατώντας σταθερό το φορτίο και αυξάνοντας την τάση αυξάνεται η ταχύτητα του κινητήρα [23]. Η σχέση μεταξύ εφαρμοζόμενης τάσης και ταχύτητας αποτελεί χαρακτηριστικό του κινητήρα και εκφράζεται με την σταθερά ταχύτητας K_v . Η σταθερά αυτή μας περιγράφει πόσες στροφές θα αναπτύξει ο κινητήρας για κάθε 1V τάσης που εφαρμόζεται σε αυτόν. Η σταθερά αυτή είναι αντιστρόφως ανάλογη με τον αριθμό των στροφών που έχουν τα πηνία του στάτορα, με μεγάλους αριθμούς στροφών να οδηγούν σε μεγάλη ροπή, αλλά μικρότερο αριθμό K_v και συνεπώς μικρότερη μέγιστη ταχύτητα περιστροφής.

Κατά την επιλογή κινητήρα για το UAV που μελετάται σε αυτή την εργασία έπρεπε να ληφθεί υπόψιν το σύστημα τροφοδοσίας που επιλέχθηκε. Η επιλεγμένη κυψέλη καυσίμου προτείνεται να συνδεθεί σε υβριδικό κύκλωμα με μπαταρία ιόντων λιθίου 8 κελιών, δηλαδή 28.9V. Οι κινητήρες του UAV επιλέχθηκαν ώστε να έχουν έναν αριθμό K_v τέτοιο που όταν συνδεθούν σε μπαταρία 8s, και για τους επιλεγμένους έλικες που θα διαθέτουν, να παράγουν επαρκή ώση για να επιτευχθεί η πτήση του UAV όσο πιο αποδοτικά γίνεται. Βλέποντας τα δεδομένα του κατασκευαστή συμπεραίνουμε ότι χρησιμοποιώντας μεγαλύτερους έλικες και κινητήρες με χαμηλό αριθμό K_v που λειτουργούν σε σχετικά μικρούς αριθμούς στροφών ανά λεπτό, μπορούμε να πετύχουμε καλύτερη αναλογία γραμμάρων ώσης ανά καταναλισκόμενο watt ισχύος. Για τον λόγο αυτό οι κινητήρες που επιλέχθηκαν διαθέτουν μια σταθερά $K_v = 150$. Από τα δεδομένα του κατασκευαστή βλέπουμε επίσης την μέγιστη επιτρεπτή κατανάλωση ισχύος των κινητήρων, και συνεπώς μπορούμε να υπολογίσουμε την απαιτούμενη ένταση ρεύματος που θα πρέπει να μπορούν να παρέχουν τα ESCs των κινητήρων, η οποία υπολογίζεται να είναι λίγο πάνω από 20A για τον κάθε κινητήρα.

2.2 – Μέθοδοι παραγωγής και υλικά για UAVs

2.2.1 - Μέθοδος προσθετικής παραγωγής FDM

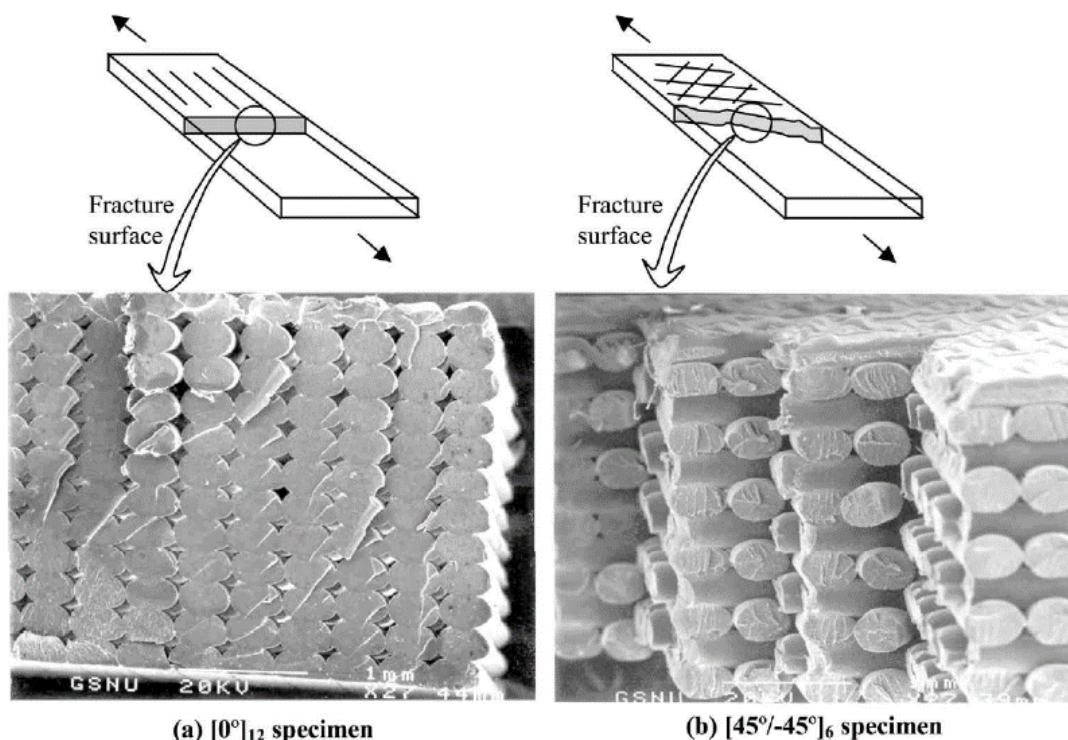
Για την κατασκευή των εξαρτημάτων που θα ενώνουν τα επιμέρους στοιχεία του σκελετού θα γίνει χρήση τρισδιάστατου εκτυπωτή της κατηγορίας Fused Deposition Modelling (FDM). Οι εκτυπωτές FDM δέχονται πρώτη ύλη σε μορφή θερμοπλαστικού νήματος, το οποίο λιώνουν και εναποθέτουν σε μια επιφάνεια εκτύπωσης (Build platform στο σχήμα 11), σε στρώσεις οι οποίες στοιβάζονται η μια πάνω στην άλλη για να σχηματίσουν το τελικό αντικείμενο. Ο τρόπος με τον οποίο θα σχηματιστούν οι στρώσεις του αντικειμένου γίνεται σε λογισμικό που ονομάζεται slicer, ονομασία που προέρχεται από την λειτουργία του, τον διαχωρισμό δηλαδή (slicing) του τρισδιάστατου μοντέλου σε στρώσεις (layers). Τα λογισμικά αυτά δέχονται ένα τρισδιάστατο μοντέλο το οποίο συνήθως βρίσκεται σε μορφή πλέγματος (3d mesh), και το μετατρέπουν σε ένα αρχείο .gcode το οποίο αποτελεί μια σειρά εντολών που μπορεί να διαβάσει ο τρισδιάστατος εκτυπωτής. Η αρχή λειτουργίας ενός εκτυπωτή FDM παρουσιάζεται στο σχήμα 11:



2018 © Dassault Systèmes

Σχήμα 11 - Αρχή λειτουργίας εκτυπωτών FDM [24]

Χρησιμοποιώντας την συγκεκριμένη μέθοδο έχουμε την δυνατότητα να παράγουμε δοκιμαστικά τεμάχια γρήγορα και φθηνά, μια διαδικασία γνωστή ως rapid prototyping, μειώνοντας έτσι το κόστος και επιταχύνοντας την ανάπτυξη του σκελετού του UAV. Βασικό μειονέκτημα της συγκεκριμένης μεθόδου προσθετικής παραγωγής αποτελεί η ανισοτροπία των τεμαχίων που παράγει. Οι 2 βασικοί λόγοι που οδηγούν σε ανισοτροπία σε αντικείμενα που έχουν παραχθεί με την μέθοδο FDM είναι το πορώδες που περιέχουν, και η περιορισμένη αντοχή στην κατεύθυνση κάθετα των στρώσεων. Στο σχήμα 12 απεικονίζεται η επιφάνεια θραύσης δοκιμών εκτυπωμένων σε διαφορετικές διευθύνσεις.



Σχήμα 12 - Επιφάνεια θραύσης δοκιμίων FDM [25]

Παρατηρούμε ότι ο τρόπος με τον οποίο στοιβάζονται οι κυλινδρικές στρώσεις του υλικού αφήνει κενά ανάμεσα σε διαδοχικές στρώσεις αλλά και εντός της ίδιας στρώσης. Οι πόροι αυτοί αποτελούν σημεία εκκίνησης ρωγμών και μειώνουν την αντοχή του αντικειμένου. Κατά την εκτύπωση, η κάθε στρώση λιώνει μερικώς την αμέσως προηγούμενη της και ενώνεται σε αυτή, σχηματίζοντας το αντικείμενο. Επειδή η προηγούμενη στρώση δεν τήκεται πλήρως, η ένωση τους είναι ατελής, και οδηγεί σε μείωση της αντοχής σε αυτή τη διεύθυνση.

Οι μηχανικές ιδιότητες των αντικειμένων μπορούν να βελτιωθούν μέσω της διαδικασίας της πυροσυσσωμάτωσης. Με αυτή την μετεπεξεργασία η ανισοτροπία μειώνεται σημαντικά, ενώ ταυτόχρονα αυξάνεται η αντοχή σε κρούση και σε υψηλές θερμοκρασίες [26]. Το υλικό που επιλέχθηκε για χρήση στον σκελετό του UAV είναι το ενισχυμένο με ίνες άνθρακα πολυαμίδιο PA6-CF12 της εταιρίας Polymaker. Τα πολυαμίδια, γνωστά και με την εμπορική ονομασία Nylon®, αποτελούν μια οικογένεια θερμοπλαστικών με αντοχή σε υψηλές θερμοκρασίες και υψηλή αντοχή σε κρούση. Το καθαρό PA6 έχει χαμηλό μέτρο ελαστικότητας συγκριτικά με άλλα θερμοπλαστικά, και για αυτό πολύ συχνά ενισχύεται με ίνες άνθρακα ή γυαλιού.

Η ενίσχυση αυτή μειώνει επίσης σημαντικά τις παραμορφώσεις που προκύπτουν στην εκτύπωση λόγω συρρίκνωσης του αντικειμένου κατά την ψύξη του, αλλά και στην διαδικασία της πυροσυσσωμάτωσης. Κατά την πυροσυσσωμάτωση, το αντικείμενο θερμαίνεται μεταξύ των θερμοκρασιών υαλώδους μετάπτωσης και τήξης, επιτρέποντας στις αλυσίδες του πολυμερούς να διαταχθούν καλύτερα, οδηγώντας σε μια πιο σταθερή δομή, μειώνοντας τις παραμένουσες τάσεις και βελτιώνοντας τις μηχανικές ιδιότητες. Οι μηχανικές ιδιότητες του υλικού που επιλέχθηκε φαίνονται στους πίνακες 3 και 4. Τα δοκίμια έχουν όλα υποστεί μετεπεξεργασία πυροσυσσωμάτωσης για 6 ώρες στους 80 °C.

Πίνακας 3 - Μηχανικές ιδιότητες (στεγνά δοκίμια) [27]

Ιδιότητα	Πρότυπο	Τυπική τιμή
Young's modulus (X-Y)	ISO 527, GB/T 1040	7453 ± 656 MPa
Young's modulus (Z)	ISO 527, GB/T 1040	4354 ± 206 MPa
Tensile strength (X-Y)	ISO 527, GB/T 1040	105. ± 5.0 MPa
Tensile strength (Z)	ISO 527, GB/T 1040	67.7 ± 4.7 MPa
Elongation at break (X-Y)	ISO 527, GB/T 1040	3.0 ± 0.3 %
Elongation at break (Z)	ISO 527, GB/T 1040	2.5 ± 0.7 %
Bending modulus (X-Y)	ISO 178, GB/T 9341	8339 ± 369 MPa
Bending strength (X-Y)	ISO 178, GB/T 9341	169.0 ± 4.7 MPa
Charpy impact strength (X-Y)	ISO 179, GB/T 1043	13.34 ± 0.5 kJ/m ²

Πίνακας 4 - Μηχανικές ιδιότητες (Μετά από ελεγχόμενη απορρόφηση υγρασίας) [27]

Ιδιότητα	Πρότυπο	Τυπική τιμή
Young's modulus (X-Y)	ISO 527, GB/T 1040	5666 ± 469 MPa
Young's modulus (Z)	ISO 527, GB/T 1040	4713 ± 282 MPa
Tensile strength (X-Y)	ISO 527, GB/T 1040	81.7 ± 6.0 MPa
Tensile strength (Z)	ISO 527, GB/T 1040	64.4 ± 5.6 MPa
Elongation at break (X-Y)	ISO 527, GB/T 1040	4.6 ± 0.5 %
Elongation at break (Z)	ISO 527, GB/T 1040	1.8 ± 0.4 %
Bending modulus (X-Y)	ISO 178, GB/T 9341	6387 ± 1120 MPa
Bending strength (X-Y)	ISO 178, GB/T 9341	152.2 ± 15.7 MPa
Charpy impact strength (X-Y)	ISO 179, GB/T 1043	32.8 ± 1.03 kJ/m ²

Ο πίνακας 3 μας δείχνει τις ιδιότητες του υλικού όταν αυτό δεν έχει προλάβει να απορροφήσει υγρασία, αμέσως μετά την εκτύπωση. Σε αυτή την περίπτωση παρατηρείται το μέγιστο μέτρο

ελαστικότητας αλλά και αντοχή σε εφελκυσμό. Στον πίνακα 4 τα δοκίμια έχουν πρώτα υποστεί επεξεργασία απορρόφησης υγρασίας σε περιβάλλον 70% υγρασία για 15 ημέρες. Μετά την επεξεργασία αυτή τα δοκίμια παρουσιάζουν μειωμένη αντοχή σε εφελκυσμό και μέτρο ελαστικότητας, αλλά σημαντικά αυξημένη αντοχή στην κρούση, κάτι το οποίο τα καθιστά λιγότερο ψαθυρά και συνεπώς καταλληλότερα για εφαρμογές όπως χρήση σε ένα σκελετό UAV ο οποίος μπορεί να φορτιστεί απότομα κατά την προσγείωση. Τα εξαρτήματα PA6-CF για το σκελετό του UAV θα υποστούν πυροσυσσωμάτωση βυθισμένα σε συμπιεσμένη άχνη αλατιού, τεχνική που ελαχιστοποιεί τις παραμορφώσεις που προκύπτουν κατά τη διαδικασία.

Οι θερμικές ιδιότητες του επιλεγμένου PA6-CF αναγράφονται στον πίνακα 5:

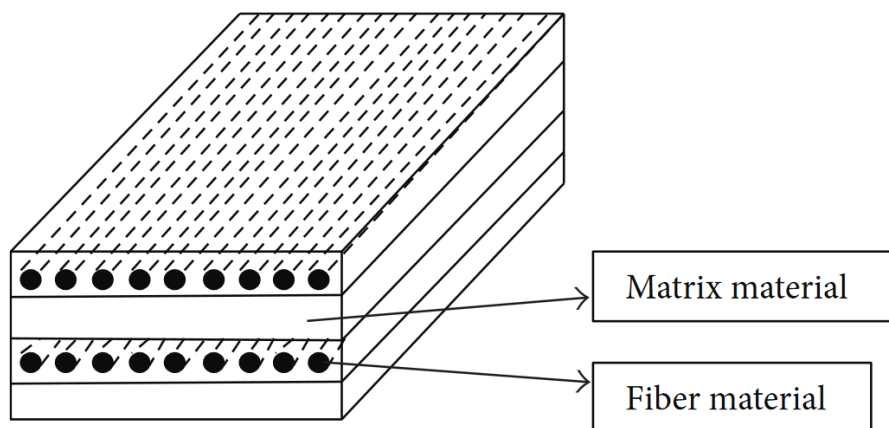
Πίνακας 5 – Θερμικές ιδιότητες PA6-CF [27]

Ιδιότητα	Πρότυπο	Τυπική τιμή
Glass transition temperature	DSC, 10°C/min	74.2°C
Melting temperature	DSC, 10°C/min	218.5°C
Crystallization temperature	DSC, 10°C/min	184.6°C
Decomposition temperature	TGA, 20°C/min	>370°C
Vicat softening temperature	ISO 306, GB/T 1633	N/A
Heat deflection temperature (1.8MPa)	ISO 75 1.8MPa	173°C
Heat deflection temperature (0.45MPa)	ISO 75 0.45MPa	215°C
Thermal conductivity	N/A	N/A
Heat shrinkage rate	N/A	N/A

Παρατηρούμε ότι το συγκεκριμένο υλικό παρουσιάζει ιδιαίτερα υψηλή θερμοκρασία θερμικής παραμόρφωσης (heat deflection temperature), γεγονός το οποίο αποτέλεσε βασικό κριτήριο επιλογής του.

2.2.2 – Υλικά σε UAVs – FRP

Μια από τις πιο διαδεδομένες κατηγορίες υλικών στον χώρο των μη επανδρωμένων οχημάτων αποτελούν τα πολυμερή ενισχυμένα με ίνες (fiber reinforced polymers, FRP). Τα υλικά αυτά ανήκουν στην κατηγοριών των σύνθετων υλικών (composites), και αποτελούνται από ένα φορέα (matrix material), ο οποίος τυπικά είναι μια εποξική ρητίνη, και σωματίδια ενίσχυσης, τα οποία συνήθως βρίσκονται σε μορφή ινών (fibers). Η μορφή ενός FRP φαίνεται στο σχήμα 14.



Σχήμα 13 - Φορέας και ενισχύσεις σε ένα σύνθετο υλικό

Οι απαιτήσεις τις εφαρμογής ορίζουν την επιλογή των ινών, με τις ίνες άνθρακα, γυαλιού και Kevlar να αποτελούν κάποιες από τις πιο δημοφιλείς στην αγορά. Τα εξαρτήματα που έχουν επιλεγεί για τον σκελετό του UAV είναι κατασκευασμένα από CFRP (carbon fiber reinforced polymers), οι ίνες ενίσχυσης της μήτρας δηλαδή είναι ίνες άνθρακα. Βασικό τους πλεονέκτημα αποτελεί το χαμηλό τους βάρος συγκριτικά με την στιβαρότητα και την αντοχή τους. Τα εξαρτήματα από CFRP μπορούν να παραχθούν με διαφορετικές μεθόδους, επιτυγχάνοντας διαφορετικά αποτελέσματα ανάλογα με τις απαιτήσεις τις εφαρμογής. Οι βασικές μέθοδοι παραγωγής εξαρτημάτων CFRP είναι οι παρακάτω:

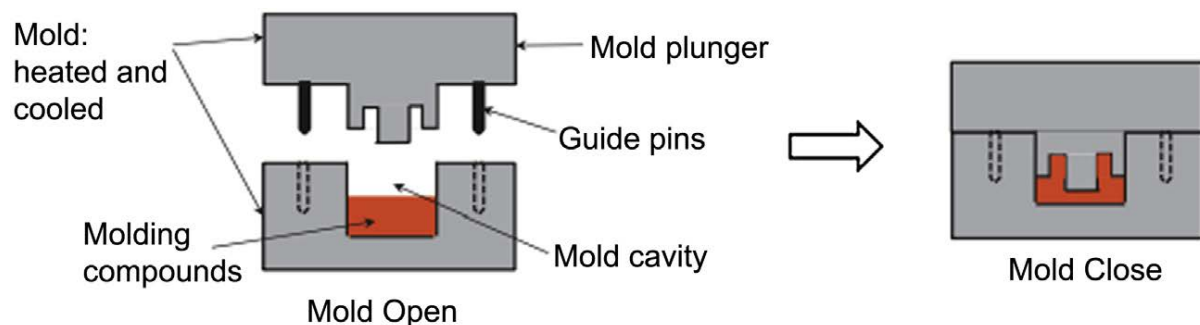
1. Μορφοποίηση συμπίεσης (Compression Molding)

Κατά τη μορφοποίηση συμπίεσης τα φύλλα ανθρακονημάτων τοποθετούνται σε καλούπι και προστίθεται ρητίνη, στη συνέχεια το καλούπι κλείνει και συμπιέζεται μέχρι να ολοκληρωθεί η σκλήρυνση της ρητίνης. Η κοιλότητα του καλουπιού τυπικά επιστρώνεται με μια λεπτή αντικολλητική στρώση (mold release agent), η οποία βοηθά στον διαχωρισμό του καλουπιού και την αφαίρεση του εξαρτήματος. Το σχήμα 14 απεικονίζει ένα καλούπι μορφοποίησης συμπίεσης.

Πλεονεκτήματα: Κατάλληλο για μαζική παραγωγή και σύνθετα σχήματα.

Μειονεκτήματα: Υψηλό κόστος εργασίας και καλουπιού, περιορισμένο μέγεθος εξαρτημάτων.

Εφαρμογές: Εξαρτήματα αυτοκινήτων, εξαρτήματα UAV.



Σχήμα 14 - Διάταξη μορφοποίησης συμπίεσης [28]

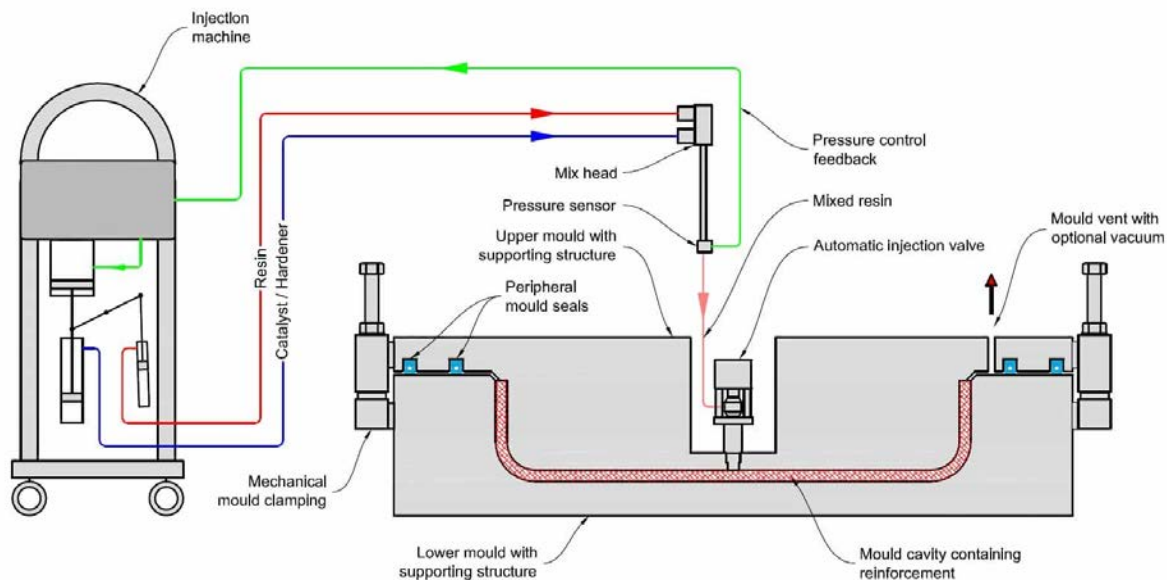
2. Έγχυση Ρητίνης (Resin Transfer Molding - RTM)

Κατά την έγχυση ρητίνης οι στρώσεις ανθρακονημάτων τοποθετούνται στο καλούπι και συμπιέζονται προτού προστεθεί η ρητίνη, μεγιστοποιώντας την αναλογία όγκου των ινών προς τον συνολικό όγκο του εξαρτήματος. Η ρητίνη προωθείται με ελεγχόμενη πίεση μέσα στο καλούπι διαβρέχοντας τις ίνες και εκτοπίζοντας τον παγιδευμένο αέρα, ο οποίος εξέρχεται από αεραγωγούς συνδεδεμένους σε κενό αέρος [29]. Η διάταξη ενός μηχανήματος έγχυσης ρητίνης φαίνεται στο σχήμα 15.

Πλεονεκτήματα: Υψηλής ποιότητας φινίρισμα επιφάνειας, καλή διαστασιακή ακρίβεια, μείωση εκπομπών πτητικών ενώσεων.

Μειονεκτήματα: Απαίτηση ειδικού εξοπλισμού, υψηλό κόστος, πολυπλοκότητα κατεργασίας.

Εφαρμογές: Πάνελ αυτοκινήτων, εξαρτήματα αεροδιαστημικής.



Σχήμα 15 – Διάταξη έγχυσης ρητίνης [30]

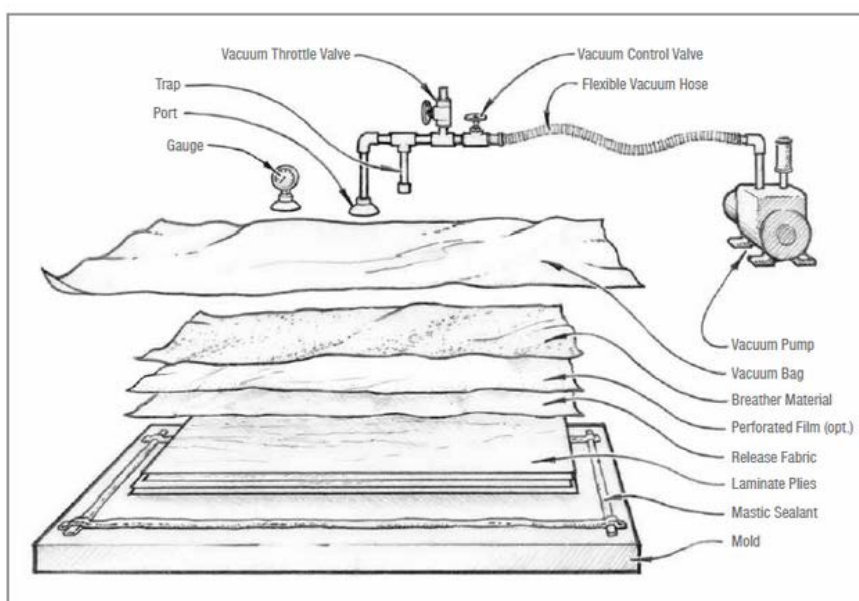
3. Μορφοποίηση συμπίεσης με σάκο κενού (Vacuum bagging)

Κατά την μορφοποίηση συμπίεσης με σάκο κενού οι ίνες και η ρητίνη τοποθετούνται όπως στην απλή μορφοποίηση συμπίεσης, αλλά η συμπίεση για την σκλήρυνση της ρητίνης γίνεται με χρήση σάκου κενού, ο οποίος εξασφαλίζει ότι οι εμποτισμένες με ρητίνη ίνες θα ακολουθήσουν πλήρως την γεωμετρία του καλουπιού. Το σχήμα 16 απεικονίζει τη διάταξη μορφοποίησης με σάκο κενού.

Πλεονεκτήματα: Βελτιωμένη αναλογία ίνας προς ρητίνη και μείωση πορώδους.

Μειονεκτήματα: Απαιτεί επιπλέον εξοπλισμό και αναλώσιμα που ανεβάζουν το κόστος, αυξημένη πολυπλοκότητα.

Εφαρμογές: Εξαρτήματα που απαιτούν τη βέλτιστη αναλογία ρητίνης-ινών (ελάχιστο δυνατό βάρος).



Σχήμα 16 - Διάταξη μορφοποίησης με σάκο κενού [31]

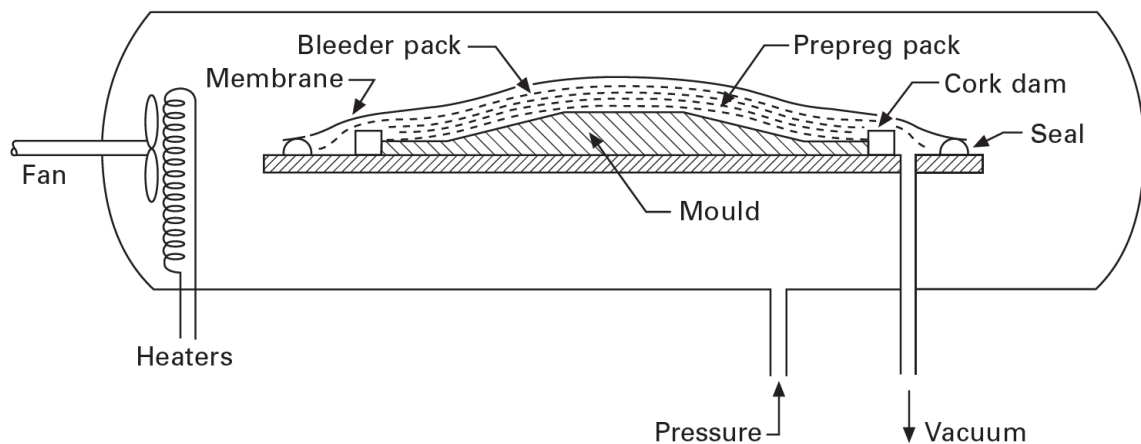
4. Μορφοποίηση σε αυτόκλειστο φούρνο (Autoclave molding)

Η μορφοποίηση σε αυτόκλειστο φούρνο αποτελεί προηγμένη μέθοδο παραγωγής σύνθετων εξαρτημάτων, κατά την οποία η σκλήρυνση του εξαρτήματος γίνεται μέσα σε θάλαμο που κρατά το καλούπι σε ελεγχόμενη πίεση και θερμοκρασία. Η χρήση σάκου κενού είναι δυνατή και στην περίπτωση μορφοποίησης σε αυτόκλειστο φούρνο. Η διάταξη της συγκεκριμένης μεθόδου απεικονίζεται στο σχήμα 17.

Πλεονεκτήματα: Υψηλής ποιότητας μέρη με εξαιρετικές μηχανικές ιδιότητες.

Μειονεκτήματα: Υψηλό κόστος και απαίτηση εξειδικευμένου εξοπλισμού.

Εφαρμογές: Εξαρτήματα που απαιτούν τις βέλτιστες δυνατές μηχανικές ιδιότητες.



Σχήμα 17 - Διάταξη μορφοποίηση σε αυτόκλειστο φούρνο [32]

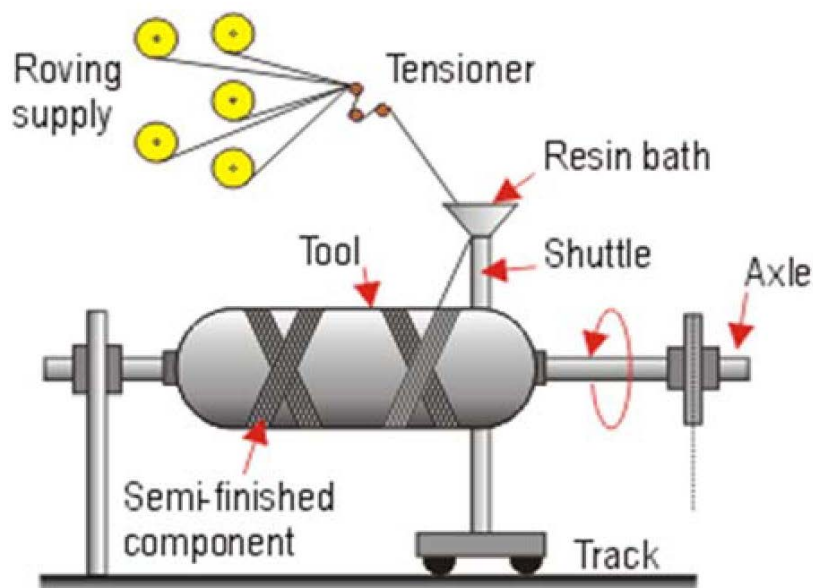
5. Περιέλιξη νήματος (Filament Winding)

Η περιέλιξη νήματος αποτελεί μια εξειδικευμένη μέθοδο παραγωγής αξονοσυμμετρικών εξαρτημάτων, κατά την οποία συνεχείς ίνες άνθρακα τυλίγονται σε ένα περιστρεφόμενο πυρήνα, (mandrel στην αγγλική βιβλιογραφία), αφότου πρώτα εμποτιστούν με ρητίνη, οδηγώντας στον σχηματισμό ενός κελύφους CFRP. Το σχήμα 18 απεικονίζει την διαδικασία παραγωγής ενός δοχείο πίεσης με τη μέθοδο περιέλιξης νήματος.

Πλεονεκτήματα: Απλότητα, ιδανική μέθοδος παραγωγής ελαφριών κυλινδρικών σχημάτων υψηλής αντοχής όπως δοχεία πίεσης.

Μειονεκτήματα: Περιορίζεται σε αξονοσυμμετρικά μέρη, πολύπλοκες γεωμετρίες είναι δύσκολο να παραχθούν.

Εφαρμογές: Δοχεία πίεσης, κελύφη πυραύλων, σωλήνες.



Σχήμα 18 - Κατασκευή δοχείου πίεσης με περιέλιξη νήματος [33]

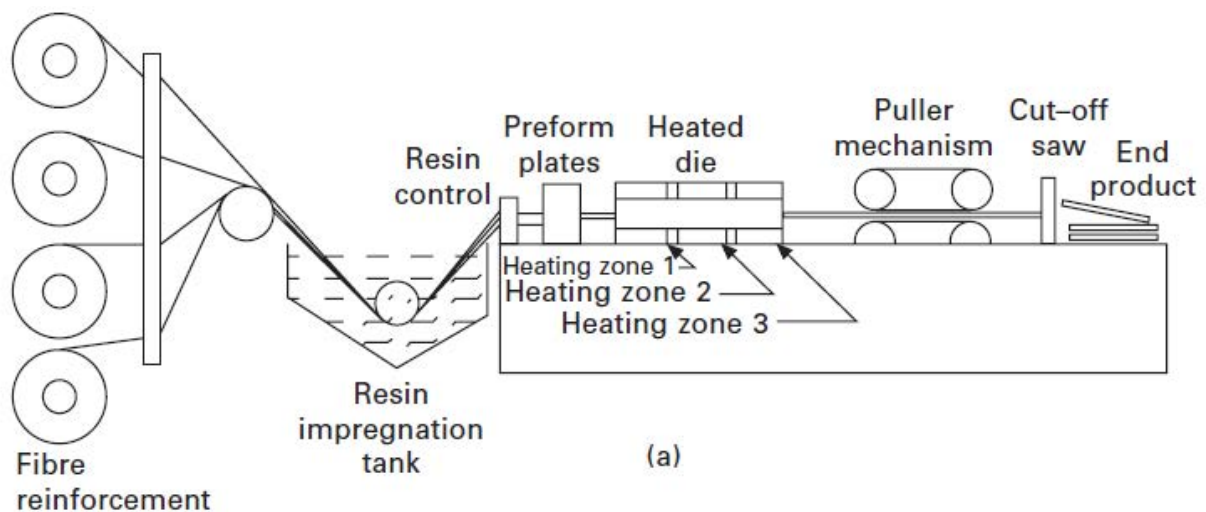
6. Μορφοποίηση με εμβάπτιση (Pulltrusion)

Η μορφοποίηση με εμβάπτιση είναι μια συνεχής διαδικασία κατά την οποία οι ίνες περνούν μέσα από λουτρό ρητίνης και στη συνέχεια περνάνε μέσα από μια θερμαινόμενη μήτρα για να σχηματιστεί το τεμάχιο. Η συγκεκριμένη μέθοδος είναι ιδανική για την παραγωγή εξαρτημάτων σταθερής διατομής όπως οι τετραγωνικής διατομής σωλήνες που θα αποτελέσουν τους βραχίονες συγκράτησης των κινητήρων του UAV. Το σχήμα 19 απεικονίζει μια τυπική διάταξη μορφοποίησης με εμβάπτιση.

Πλεονεκτήματα: Υψηλή παραγωγικότητα και σταθερή ποιότητα.

Μειονεκτήματα: Περιορίζεται σε προφίλ με σταθερή διατομή.

Εφαρμογές: Δοκοί, ράβδοι, ράγες, δομικά προφίλ.



Σχήμα 19 - Διάταξη μορφοποίησης με εμβάπτιση [32]

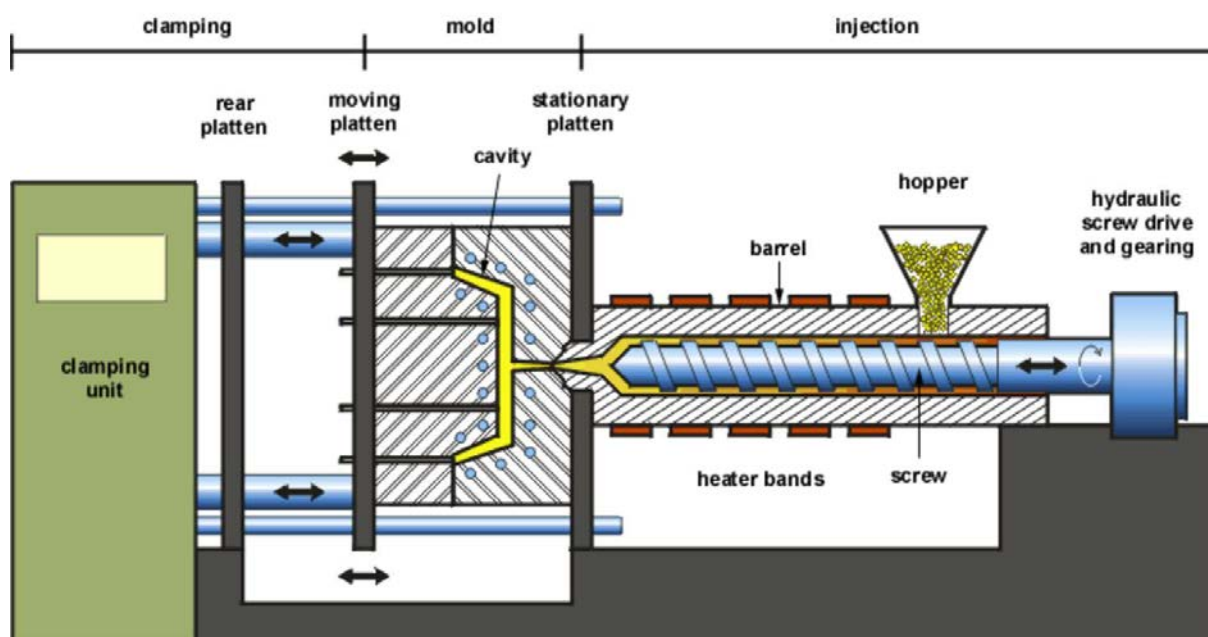
7. Έγχυση υπό Πίεση (Injection Molding)

Στην έγχυση υπό πίεση, θερμοπλαστικό σε μορφή pellets θερμαίνεται και συμπιέζεται σε καλούπι όπου παίρνει το τελικό σχήμα και σκληραίνει αφότου κρυώσει. Στην περίπτωση που η πρώτη ύλη περιλαμβάνει κομμένες ίνες άνθρακα, η μέθοδος μπορεί να παράγει εξαρτήματα που ανήκουν στην κατηγορία CFRP, χωρίς ωστόσο να διαθέτουν την αντίστοιχη αντοχή λόγω της τυχαίας κατανομής των ινών στο εξάρτημα. Η διάταξη ενός μηχανήματος έγχυσης υπό πίεση απεικονίζεται στο σχήμα 20.

Πλεονεκτήματα: Υψηλός ρυθμός παραγωγής και κατάλληλο για πολύπλοκα και μικρά μέρη.

Μειονεκτήματα: Χαμηλότερες μηχανικές ιδιότητες σε σύγκριση με μεθόδους συνεχούς ίνας.

Εφαρμογές: Εξαρτήματα μαζικής παραγωγής που δεν απαιτούν τις βέλτιστες δυνατές μηχανικές ιδιότητες.



Σχήμα 20 – Διάταξη έγχυσης υπό πίεση [34]

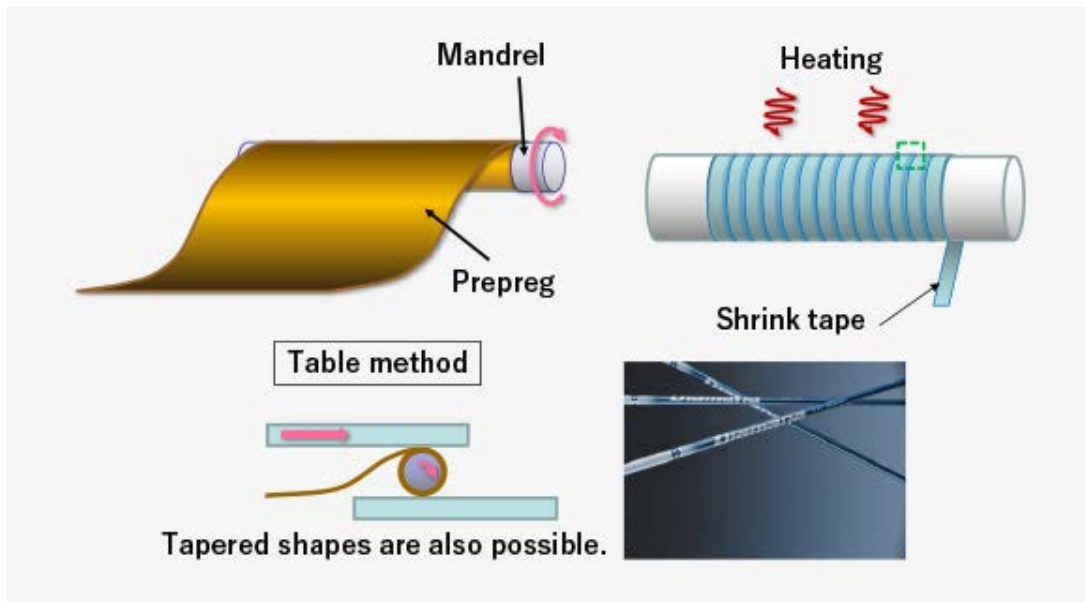
8. Περιτύλιξη Ρόλων (Roll Wrapping)

Ταινία ή φύλλο από ίνες άνθρακα τυλίγεται γύρω από έναν πυρήνα (mandrel) μέσω μιας ελικοειδούς κίνησης, με τρόπο παρόμοιο με αυτό στην περίπτωση της περιέλιξης νήματος. Η διάταξη των ινών επηρεάζει τις μηχανικές ιδιότητες του αντικειμένου. Η συγκεκριμένη τεχνική προτιμάται για την απλότητα της. Η διαδικασία της μεθόδου απεικονίζεται στο σχήμα 21.

Πλεονεκτήματα: Κατάλληλο για τη δημιουργία κυλινδρικών σχημάτων με υψηλή αντοχή

Μειονεκτήματα: Περιορίζεται σε σωληνοειδή σχήματα και απαιτεί πυρήνα.

Εφαρμογές: Πλαίσια ποδηλάτων, καλάμια ψαρέματος, μπαστούνια γκολφ.



Σχήμα 21 - Διαδικασία περιτύλιξης ρολών [35]

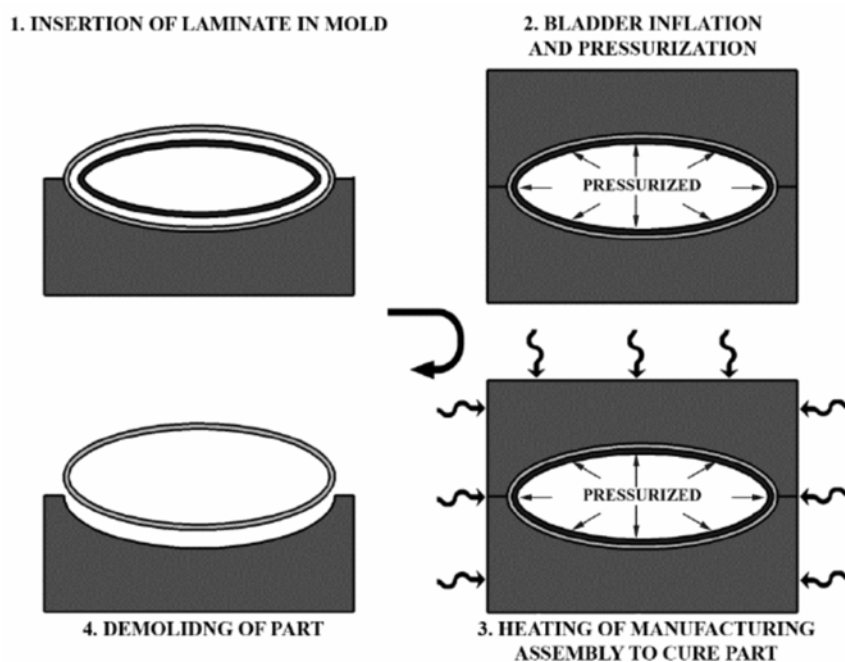
9. Μορφοποίηση με κύστη (Bladder Molding)

Κατά την μορφοποίηση με κύστη, ίνες άνθρακα που έχουν ήδη απορροφήσει ρητίνη τοποθετούνται γύρω από μια κύστη με σχήμα κοντά σε αυτό του τελικού εξαρτήματος. Αυτή στη συνέχεια διογκώνεται ώστε να συμπιέσει τις ίνες άνθρακα και τη ρητίνη στα τοιχώματα του καλουπιού υπό ελεγχόμενη θερμοκρασία. Τα βήματα της μορφοποίησης με κύστη απεικονίζονται στο σχήμα 22.

Πλεονεκτήματα: Κατάλληλο για την παραγωγή κοίλων και σύνθετων σχημάτων.

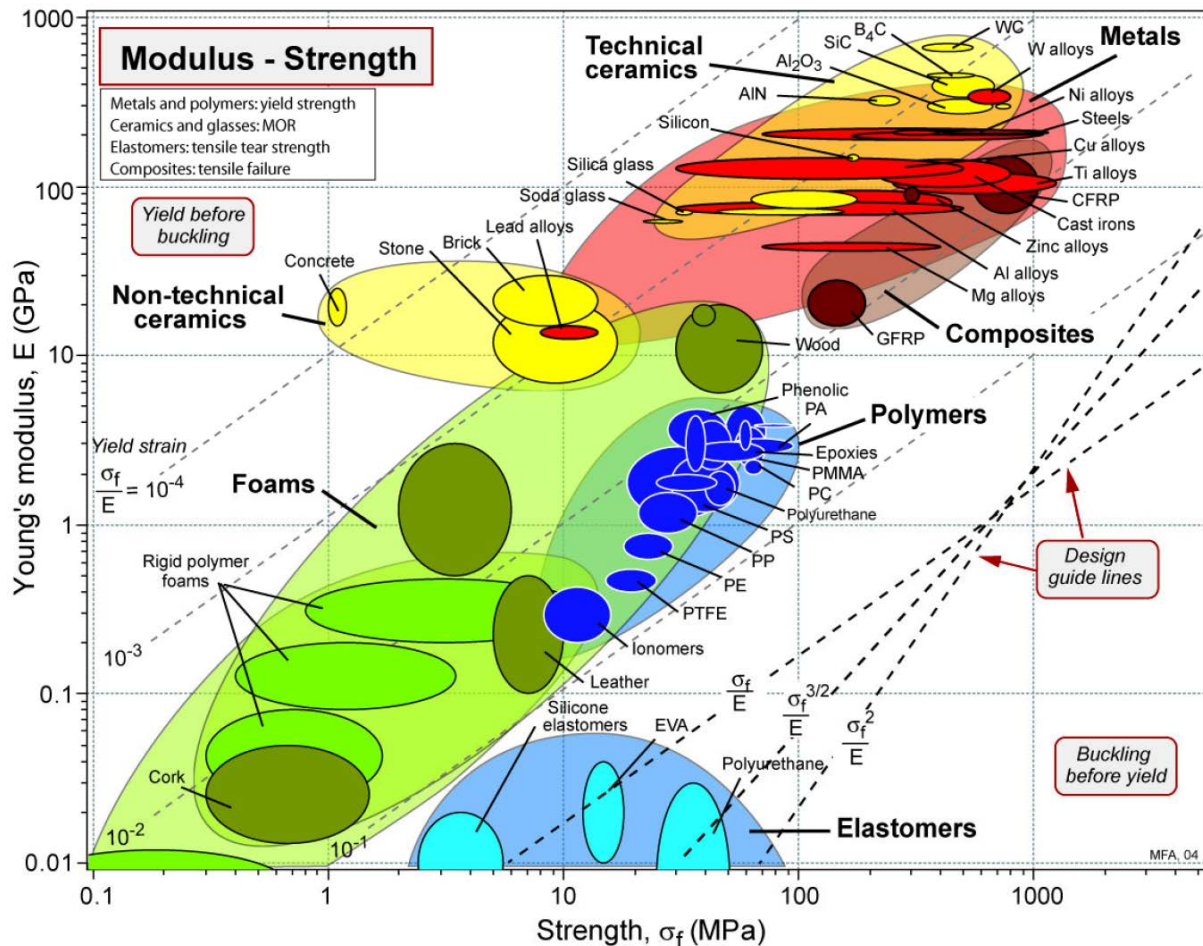
Μειονεκτήματα: Πολύπλοκη διαδικασία και απαιτεί ακριβή έλεγχο.

Εφαρμογές: Κράνη, κοίλος αθλητικός εξοπλισμός, εξαρτήματα αυτοκινήτων.

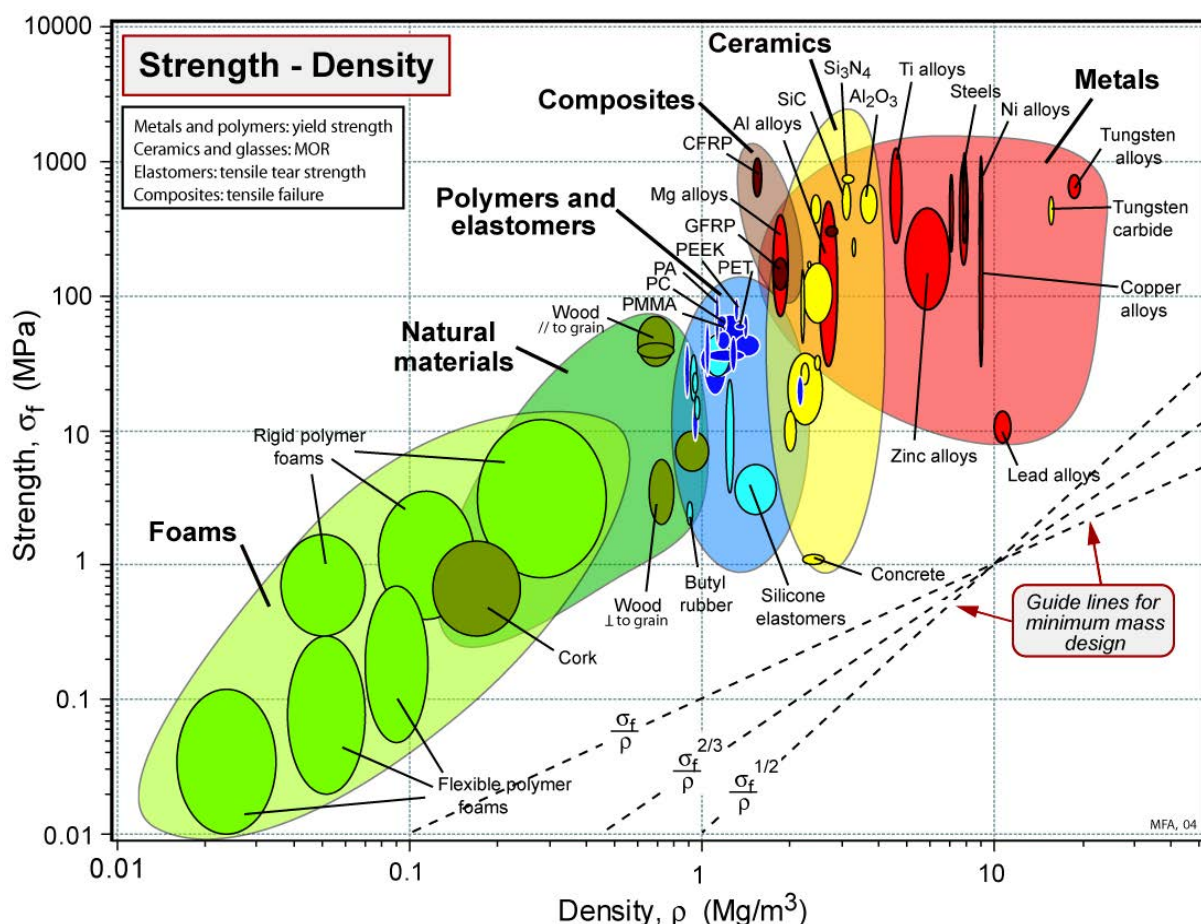


Σχήμα 22 - Βήματα μορφοποίησης με κύστη [36]

Τα κυλινδρικά στοιχεία και οι τετράγωνοι CFRP βραχίονες που επιλέχθηκαν για χρήση στο UAV έχουν κατασκευαστεί με την μέθοδο pultrusion, εξασφαλίζοντας την μέγιστη αντοχή στην διεύθυνση φόρτισης. Τα 2 φύλλα που αποτελούν τον σκελετό παρασκευάστηκαν με μορφοποίηση σε αυτόκλειστο φούρνο. Ανεξαρτήτως της μεθόδου παραγωγής, τα CFRP εξαρτήματα ανήκουν στην ίδια κατηγορία υλικών. Στα σχήματα 23 και 24 μπορούμε να συγκρίνουμε το μέτρο ελαστικότητας και το όριο διαρροής των CFRPs, με άλλες γνωστές κατηγορίες υλικών.



Σχήμα 23 - Χάρτης υλικών μέτρου ελαστικότητας – πυκνότητας [37]



Σχήμα 24 - Χάρτης υλικών ορίου διαρροής – πυκνότητας [37]

Στο σχήμα 23 παρατηρούμε ότι η κατηγορία των σύνθετων υλικών στην οποία ανήκουν τα εξαρτήματα CFRP παρουσιάζει μέτρο ελαστικότητας αντίστοιχο με εκείνου των μετάλλων ενώ έχει σημαντικά χαμηλότερη πυκνότητα. Αντίστοιχη εικόνα βλέπουμε και στο σχήμα 24, το οποίο αποτελεί χάρτη υλικών για το όριο θραύσης. Οι μηχανικές ιδιότητες των συγκεκριμένων εξαρτημάτων CFRP που επιλέχθηκαν όπως δίνονται από τον κατασκευαστή αναγράφονται στους πίνακες 6 και 7:

Για τα φύλλα CFRP:

Πίνακας 6 - Μηχανικές ιδιότητες φύλλων CFRP [38]

Ιδιότητα	Μονάδες	Τιμή (1 mm)	Τιμή (2 mm)	Τιμή (3 mm)
Πάχος Φύλλου	mm	1	2	3
Βάρος	kg/m ²	1,28	2,4	4,08
Πυκνότητα	g/cm ³	1,15	1,02	1,27
Αντοχή Εφελκυσμού 0/90°	MPa	503	558	644
Αντοχή Εφελκυσμού 45°	MPa	557	622	443
Μέτρο Εφελκυσμού 0/90°	GPa	37,2	43,9	47,4
Μέτρο Εφελκυσμού 45°	GPa	32,3	34,5	27,1
Μέτρο Ελαστικότητας 0/90°	GPa	32,4	35,1	10,3
Μέτρο Ελαστικότητας 0/90°	GPa	31,6	35,3	10,5
Επιμήκυνση κατά τη θραύση 0/90°	%	2,27	2,91	3,88
Επιμήκυνση κατά τη θραύση 45°	%	3,13	4,11	4,1

Για τους μορφοποιημένους με εμβάπτιση βραχίονες και πόδια:

Πίνακας 7 - Μηχανικές ιδιότητες σωλήνων CFRP [39]

Ιδιότητα	Μονάδες	Τιμή
Αντοχή Εφελκυσμού Κατά Μήκος	MPa	400 - 500
Αντοχή Εφελκυσμού Κατά Πλάτος	MPa	18 - 30
Μέτρο Εφελκυσμού Κατά Μήκος	GPa	28 - 40
Μέτρο Εφελκυσμού Κατά Πλάτος	GPa	8 - 12
Αντοχή Κάμψης Κατά Μήκος	MPa	250 - 400
Αντοχή Κάμψης Κατά Πλάτος	MPa	80 - 150
Μέτρο Κάμψης Κατά Μήκος	GPa	20 - 30
Μέτρο Κάμψης Κατά Πλάτος	GPa	10 - 15
Αντοχή Συμπίεσης Κατά Μήκος	MPa	200 - 320
Αντοχή Συμπίεσης Κατά Πλάτος	MPa	60 - 100
Μέτρο Συμπίεσης Κατά Μήκος	GPa	10 - 20
Μέτρο Συμπίεσης Κατά Πλάτος	GPa	8 - 20
Αντοχή σε Διάτμηση	MPa	30 - 40
Μέγιστη Θερμοκρασία	°C	80
Σκληρότητα Barcol	-	25 - 45
Πυκνότητα	g/cm ³	1.30 - 1.50

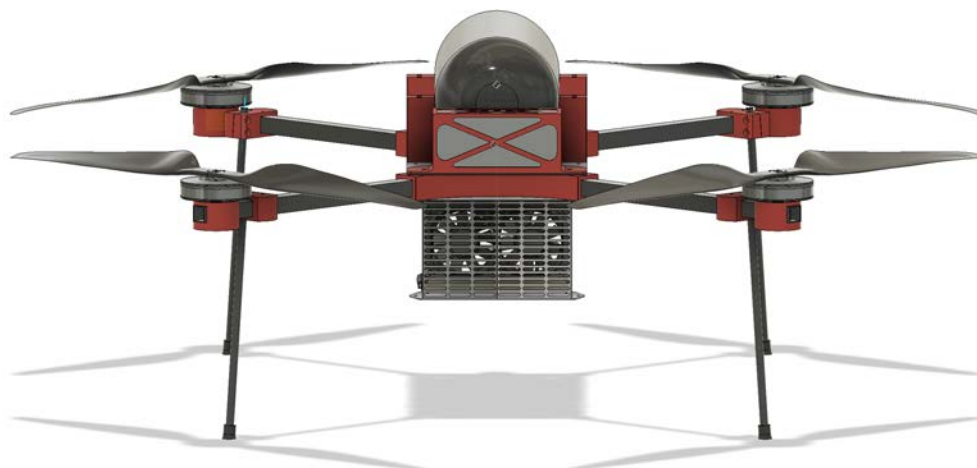
Για την κατασκευή του σκελετού του UAV έχουν επιλεγεί εξαρτήματα CFRP σε απλά σχήματα ευρέως διαθέσιμα στην αγορά σε χαμηλό κόστος, τα οποία θα ενωθούν με FDM 3d εκτυπωμένα εξαρτήματα και κοχλιοσυνδέσεις. Με τον τρόπο αυτό εξασφαλίζεται χαμηλό κόστος παραγωγής, αλλά και χαμηλή πολυπλοκότητα. Μια εναλλακτική προσέγγιση που θα επέτρεπε την παραγωγή εξαρτημάτων CFRP ειδικής γεωμετρίας που ενδεχομένως θα μπορούσαν να συναρμολογηθούν άμεσα χωρίς τη χρήση των εκτυπωμένων συνδετικών εξαρτημάτων θα ήταν να εκτυπωθούν καλούπια τα οποία να χρησιμοποιηθούν στη συνέχεια για μορφοποίηση συμπίεσης. Με τον τρόπο αυτό αυξάνεται η πολυπλοκότητα της κατασκευής, αλλά βελτιστοποιείται περαιτέρω το σχέδιο καθώς ελαχιστοποιείται η χρήση εκτυπωμένων εξαρτημάτων, τα οποία έχουν σημαντικά κατώτερες μηχανικές ιδιότητες για το βάρος τους, και συνεπώς οδηγούμαστε σε έναν συνολικά ελαφρύτερο σκελετό.

Κεφάλαιο 3 – Σχεδιασμός UAV

Στο αρχικό στάδιο του σχεδιασμού προσδιορίστηκαν οι στόχοι απόδοσης του UAV. Συγκεκριμένα, εξετάστηκαν οι απαιτήσεις αυτονομίας, φορτίου και ταχύτητας. Ως αρχικός στόχος ορίστηκε η δυνατότητα μεταφοράς φορτίου 2 kg (που θα συγκρατείται με δίκτυ συνδεδεμένο στο κάτω μέρος του UAV), με ταχύτητα 30 km/h, και συνολική διάρκεια πτήσης μεγαλύτερη των 2 ωρών. Το κεντρικό τμήμα του σκελετού του UAV, το οποίο αποτελείται από 2 πλάκες CFRP, διαστασιολογήθηκε γύρω από την φιάλη υδρογόνου χωρητικότητας 3 L που επιλέχθηκε να χρησιμοποιηθεί για την τροφοδοσία της κυψέλης. Η κυψέλη καυσίμου που επιλέχθηκε είναι η A800 της H3Dynamics. Η A800 είναι κυψέλη τύπου PEM 45 κελιών, λειτουργεί σε θερμοκρασίες 0-40°C, και είναι ικανή να παράγει 800W ισχύος ζυγίζοντας μόλις 1.23 kg. Ο σχεδιασμός του μοντέλου έγινε στο λογισμικό CAD Autodesk Fusion. Δυο όψεις του μοντέλου φαίνονται στα σχήματα 25 και 26.



Σχήμα 25 - UAV 3D CAD – Πανοραμική όψη



Σχήμα 26 - UAV 3D CAD - Μπροστινή όψη

Λαμβάνοντας υπόψιν το βάρος των κύριων εξαρτημάτων του UAV καθώς και των 2 φύλλων CFRP που αποτελούν το κεντρικό τμήμα του σκελετού, υπολογίστηκε το φορτίο που θα χρειαστεί να φέρουν οι βραχίονες του σκελετού τα οποία συγκρατούν τους 4 ηλεκτροκινητήρες. Το συνολικό βάρος πτήσης με δέμα 2 kg αγγίζει τα 9.3 kg. Οι εκτιμήσεις βάρους των επιμέρους εξαρτημάτων που λήφθηκαν υπόψιν σε αυτό το στάδιο αναφέρονται στον πίνακα 8.

Πίνακας 8 - Κατανομή βάρους εξαρτημάτων UAV

Εξάρτημα	Όνομα/Περιγραφή	Βάρος τεμαχίου [kg]	Αρ. τεμαχίων	Συνολικό βάρος
Κινητήρες	T-Motor U8 II KV150	0,277	4	1,108
Έλικες	T-Motor G28*9.2 CF	0,05	2	0,1
Ελεγκτές ταχύτητας	T-Motor Alpha 60A 12s	0,063	4	0,252
Μπαταρία	8s - 29.6v - 5000mAh – 65C	0,66	1	0,66
Κυψέλη καυσίμου	H3D Aerostack A-800	1,23	1	1,23
Δοχείο υδρογόνου	H3DYNAMICS F3 (3L)	1,75	1	1,75
Φύλλα ανθρακονημάτων	EasyComposites 250x470x1mm	0,33	2	0,66
Σωλήνες ανθρακονημάτων	EasyComposites 8-7 (πόδια)	0,028	4	0,12
Ελεγκτής Πίεσης	H3DYNAMICS	0,3	1	0,3
Φορτίο	-	2	1	2
Λοιπά	3D Printed parts + καλώδια	0,5	1	0,5
Τετράγωνοι σωλήνες ανθρακονημάτων	EasyComposites 20-17 (βραχίονες κινητήρων)	0,079	4	0,314
			Σύνολο	9,334

Οι τελικές επιλογές κινητήρων και προπελών έγιναν με βάση το υπολογισμένο βάρος 9.3kg. Ως προαπαιτούμενο για να διατηρηθεί η ευελιξία του UAV ήταν η αναλογία ώσης προς βάρος να ξεπερνά το 2:1. Με βάση τα δεδομένα του κατασκευαστή [40], οι ηλεκτροκινητήρες T-Motor U8 II 150 KV, με παροχή 25.9 V και συνδυασμένοι με τους επιλεγμένους έλικες T-Motor G28*9.2", ξεπερνούν σε συνολική ώση το βάρος του UAV δουλεύοντας στο 62% της μέγιστης ισχύος τους. Ο πίνακας 9 περιέχει τις τιμές ώσης για ολόκληρο το εύρος ισχύος από 0 έως 100%.

Πίνακας 9 - Ώση κινητήρα U8-II με έλικα 28" (Τροφοδοσία 25.9 V) [40]

Ισχύς %	Ώση (g) ανά κινητήρα	Ώση (N) ανά κινητήρα	RPM	Ισχύς (W)	Απόδοση (g/W)	Συνολική ώση (N) για 4 κινητήρες
40%	1176	11.53	1383	70	16.9	46.12
42%	1237	12.13	1444	74	16.72	48.52
44%	1353	13.28	1497	84	16.11	53.12
46%	1465	14.37	1545	94	15.59	57.48

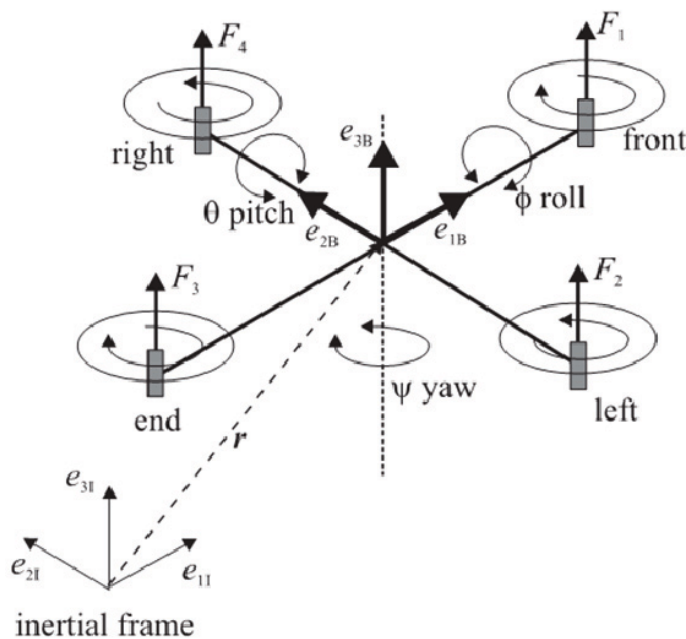
Ισχύς %	Ώση (g) ανά κινητήρα	Ώση (N) ανά κινητήρα	RPM	Ισχύς (W)	Απόδοση (g/W)	Συνολική ώση (N) για 4 κινητήρες
48%	1561	15.30	1587	103	15.13	61.20
50%	1648	16.16	1640	110	14.93	64.64
52%	1785	17.51	1708	125	14.28	70.04
54%	1905	18.69	1750	134	14.17	74.76
56%	2006	19.67	1811	146	13.74	78.68
58%	2153	21.11	1856	161	13.39	84.44
60%	2227	21.85	1899	168	13.27	87.40
62%	2334	22.89	1938	180	12.97	91.56
64%	2450	24.02	1984	194	12.63	96.08
66%	2549	25.00	2023	206	12.37	100.00
68%	2726	26.73	2082	230	11.85	106.92
70%	2877	28.22	2135	247	11.64	112.88
75%	3149	30.88	2238	283	11.12	123.52
80%	3479	34.12	2352	326	10.66	136.48
90%	4058	39.80	2557	415	9.77	159.20
100%	4879	47.85	2798	552	8.84	191.40

Βλέπουμε ότι σε ταχύτητα περιστροφής 1938rpm οι κινητήρες καταναλώνουν 180 W ισχύος για να παράγουν 2334 g ώσης το καθένα, φτάνοντας απόδοση της τάξεως των 13 g ώσης ανά Watt. Συνολικά, υπό αυτές τις συνθήκες, παράγονται 9.336 kg ώσης, επιτρέποντας στο UAV να αιωρείται. Κατά την απογείωση, καθώς και την εκτέλεση χειρισμών που απαιτούν μεγάλη ισχύ, ζητώντας το 100% από τους κινητήρες, μπορούν να καταναλωθούν μέχρι 552 W ανά κινητήρα, αποδίδοντας 4879 g ώσης. Η απόδοση σε αυτή την περίπτωση μειώνεται σημαντικά σε 8.84 γραμμάρια ανά Watt, αλλά επιτυγχάνεται μια συνολική ώση 19.516 kg, η οποία αντιστοιχεί σε 2.1 φορές το βάρος του UAV, και συνεπώς πληροί το αρχικό κριτήριο αναλογίας ώσης/βάρους που τέθηκε.

Κατά τη διάρκεια της πτήσης με 62% ισχύ, η συνολική κατανάλωση ενέργειας από τους κινητήρες ανέρχεται στα 720 W, παραμένει δηλαδή 80 W κάτω από το όριο της κυψέλης καυσίμου A800 όταν το UAV αιωρείται χωρίς να κινείται οριζόντια. Το υβριδικό σύστημα παροχής ενέργειας του UAV αναμένεται να έχει κάποιες επιπλέον απώλειες ενέργειας λόγω μετατροπών DC-DC και

τροφοδοσίας του συστήματος ελέγχου, οι οποίες ωστόσο αναμένεται να καλύπτονται από τα εναπομείναντα 80 W. Όταν κατά τη διάρκεια της πτήσης απαιτείται η κατανάλωση ισχύος μεγαλύτερης από 800 W, η μπαταρία ιόντων λιθίου που είναι παράλληλα συνδεδεμένη με την κυψέλη καυσίμου θα τροφοδοτεί επίσης τους κινητήρες, ενώ στις περιπτώσεις που η παραγωγή ενέργειας της κυψέλης είναι μεγαλύτερη από την ζήτηση των κινητήρων, η μπαταρία θα επαναφορτίζεται.

Κατά τη διάρκεια της πτήσης έχει επιλεγθεί η ταχύτητα των 30 km/h ως ένας καλός συμβιβασμός μεταξύ ταχύτητας διανομής και εμβέλειας. Για να επιτευχθεί οριζόντια κίνηση, τα τετρακόπτερα UAVs «γέρνουν» προς την κατεύθυνση που θέλουν να κινηθούν κατά μια γωνία που είναι γνωστή ως pitch. Η γεωμετρία της πτήσης περιγράφεται στο σχήμα 27.



Σχήμα 27 - Γωνίες pitch, roll και yaw σε ένα τετρακόπτερο [41]

Μέσω της γωνίας pitch, η ώση που παράγεται από τους κινητήρες πλέον έχει 2 συνιστώσες, μια κατακόρυφη που ισορροπεί το βάρος του UAV, και μια οριζόντια που πρέπει να είναι μεγαλύτερη της άντωσης ώστε να μπορεί να διατηρεί την ζητούμενη οριζόντια ταχύτητα. Για να υπολογιστεί η απαιτούμενη ισχύς για την οριζόντια κίνηση του UAV, πρέπει να υπολογιστεί η άντωση. Για τον υπολογισμό της υποθέτουμε ένα συντελεστή άντωσης $C_d=0.5$, ενώ το εμβαδόν της διατομής του UAV υπολογίστηκε με βάση το σχέδιο ίσο με $A = 0.13 \text{ m}^2$. Η άντωση (drag) υπολογίζεται με βάση την εξίσωση 1:

Εξίσωση 1 – Δύναμη άντωσης

$$F_d = \frac{1}{2} \rho u^2 C_d A$$

Στην παραπάνω σχέση αντικαθιστούμε $\rho \approx 1.225 \text{ kg/m}^3$, $u = 8.33 \text{ m/s}$ και προκύπτει $F_d=2.75 \text{ N}$. Το νούμερο αυτό είναι πολύ χαμηλό συγκριτικά με την δύναμη άνωσης που πρέπει να παράγουν οι κινητήρες για να μπορέσουν να διατηρήσουν το UAV στον αέρα, κάτι το οποίο οδηγεί σε μικρή απαιτούμενη κατανάλωση ενέργειας για την διατήρηση της επιθυμητής ταχύτητας των 30 km/h. Για τον υπολογισμό της απαιτούμενης γωνίας pitch θ , λύνουμε το παρακάτω σύστημα 2x2:

$$\begin{aligned}
T * \cos(\theta) &= m * g \\
T * \cos(\theta) &= 9.3 * 9.81 \\
T * \cos(\theta) &= 91.23N \quad (1)
\end{aligned}$$

Και

$$\begin{aligned}
T * \sin(\theta) &= F_d \\
T * \sin(\theta) &= 2.75N \quad (2) \\
(1), (2) &\rightarrow \tan(\theta) = \frac{F_d}{m} = 0.03 \\
\theta &= \arctan(0.03) \rightarrow \theta = 1.72^\circ
\end{aligned}$$

Έχοντας γνωστή την γωνία θ , μπορούμε να αντικαταστήσουμε στην σχέση 1 για να υπολογίσουμε την συνολική ώση που πρέπει να παράγουν οι κινητήρες για να κρατούν το UAV στον αέρα και να εξασφαλίζουν οριζόντια κίνηση 30km/h.

$$T = \frac{91.23N}{\cos(1.72^\circ)} \rightarrow T = 91.28 N$$

Βλέπουμε ότι κατά την πτήση στις ταχύτητες σχεδιασμού η κατανάλωση ισχύος που απαιτείται για να υπερνικήσει την δύναμη της άντωσης είναι σχεδόν αμελητέα, και συνεπώς οι κινητήρες θα πρέπει να λειτουργούν και πάλι σε 62% ισχύ, την τιμή δηλαδή στην οποία λειτουργούν για να πετύχουν την αιώρηση του UAV.

Από το φύλλο οδηγιών της κυψέλης A800 βλέπουμε ότι η κυψέλη τροφοδοτείται με υδρογόνο πίεσης 0.7 bar ενώ η μέγιστη κατανάλωση ανέρχεται σε 8.3 L/min. Η επιλεγμένη δεξαμενή έχει χωρητικότητα 3 L υδρογόνου αποθηκευμένου σε 300 bar πίεση. Αν βρίσκεται σε θερμοκρασία 21 βαθμών κελσίου μπορεί να υπολογιστεί η μάζα του υδρογόνου που περιέχει, η οποία ανέρχεται σε 62 g. Σε πίεση 0.7 bar και θερμοκρασία 21°C, 62 g υδρογόνου καταλαμβάνουν όγκο 0.743 m³, δηλαδή 1075 L. Αυτό σημαίνει ότι με τη μέγιστη δυνατή κατανάλωση υδρογόνου, το UAV θα μπορεί να διατηρείται σε πτήση για 130 λεπτά. Διατηρώντας μια μέση ταχύτητα πτήσης ίση με 30 km/h, το UAV να ταξιδέψει για πάνω από 64 km προτού χρειαστεί ανατροφοδότηση. Πολλαπλασιάζοντας την παραγόμενη ισχύ της κυψέλης καυσίμου, με τη διάρκεια λειτουργίας που επιτυγχάνεται με το δοχείο υδρογόνου 3L που χρησιμοποιείται (εξίσωση 2), προκύπτει η συνολική ενέργεια που παράγεται από την κυψέλη.

Εξίσωση 2 - Ενέργεια [kWh] συναρτήσει ισχύος και χρόνου

$$\begin{aligned}
\text{Ενέργεια [kWh]} &= \text{Ισχύς [kW]} * \text{Χρόνος [h]} \\
E &= 0.8 kW * 2.16 h = 1.728 kWh
\end{aligned}$$

Η ενέργεια δηλαδή που μπορεί να αξιοποιηθεί από το αποθηκευμένο υδρογόνο ανέρχεται σε 1.73 kWh.

Η μπαταρία που χρησιμοποιείται στο υβριδικό σύστημα είναι μπαταρία ιόντων λιθίου 8 κελιών στη σειρά (8s), και συνεπώς έχει τάση 29.6 V, και για 5000 mAh χωρητικότητας ζυγίζει 660 γραμμάρια. Το ενεργειακό περιεχόμενο της μπαταρίας μπορεί επίσης να υπολογιστεί χρησιμοποιώντας την εξίσωση 3.

$$\begin{aligned} \text{Ενέργεια [Wh]} &= \text{Χωρητικότητα [Ah]} * \text{Τάση [V]} \\ E &= 5 \text{ Ah} * 29.6 \text{ V} = 148 \text{ Wh} = 0.148 \text{ kWh} \end{aligned}$$

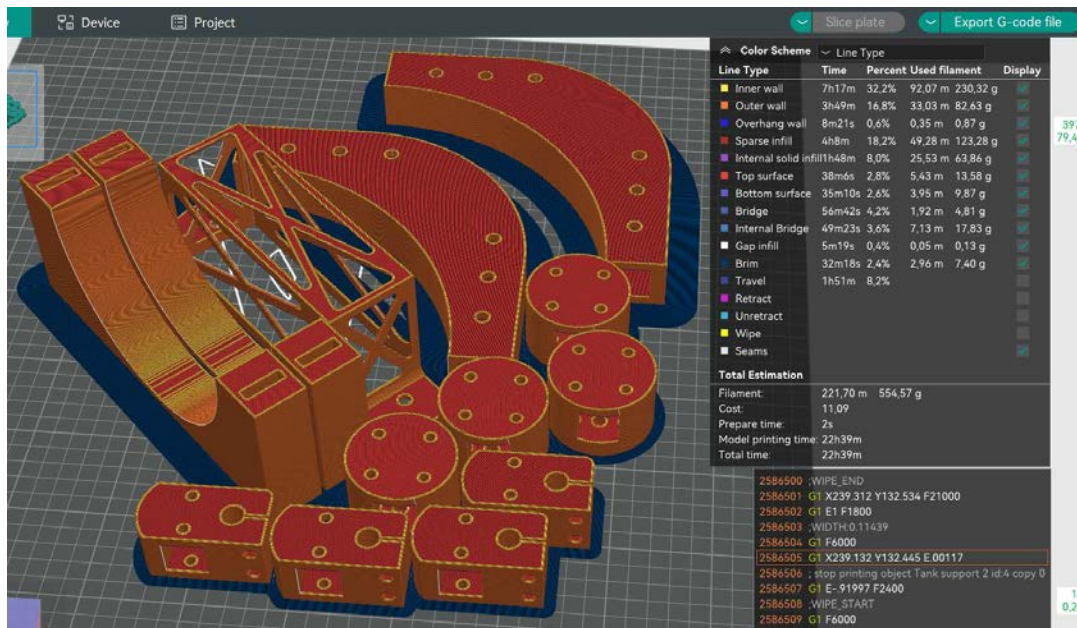
Συνεπώς, η συνολική διαθέσιμη ενέργεια του υβριδικού συστήματος ανέρχεται στις 1.88 kWh. Στην περίπτωση που αντί για υβριδικό σύστημα κυψέλης καυσίμου χρησιμοποιούσαμε μόνο μπαταρίες ιόντων λιθίου 29.6 V για την κίνηση του UAV, η ισοδύναμη χωρητικότητα μπαταρίας υπολογίζεται ως έχει:

$$\text{Χωρητικότητα [Ah]} = \frac{\text{Ενέργεια [Wh]}}{\text{Τάση [V]}} = \frac{1880 \text{ Wh}}{29.6 \text{ V}} = 63.51 \text{ Ah}$$

Θα χρειαζόταν δηλαδή να χρησιμοποιηθεί μπαταρία χωρητικότητας πάνω από 12 φορές μεγαλύτερη από αυτή της βοηθητικής μπαταρίας του υβριδικού συστήματος. Ωστόσο λόγω της χαμηλής πυκνότητας ενέργειας των μπαταριών συγκριτικά με τις κυψέλες καυσίμου, η μάζα μιας τέτοιας μπαταρίας θα ήταν περίπου ίση με τη συνολική μάζα του UAV. Συγκεκριμένα, μια μπαταρία LiPo 29.6 V – 62 Ah της MaxAmps Batteries, ζυγίζει 8896 γραμμάρια [42], δηλαδή μόλις 438 γραμμάρια λιγότερο από το UAV πλήρως φορτωμένο κατά την πτήση με δέμα 2 kg.

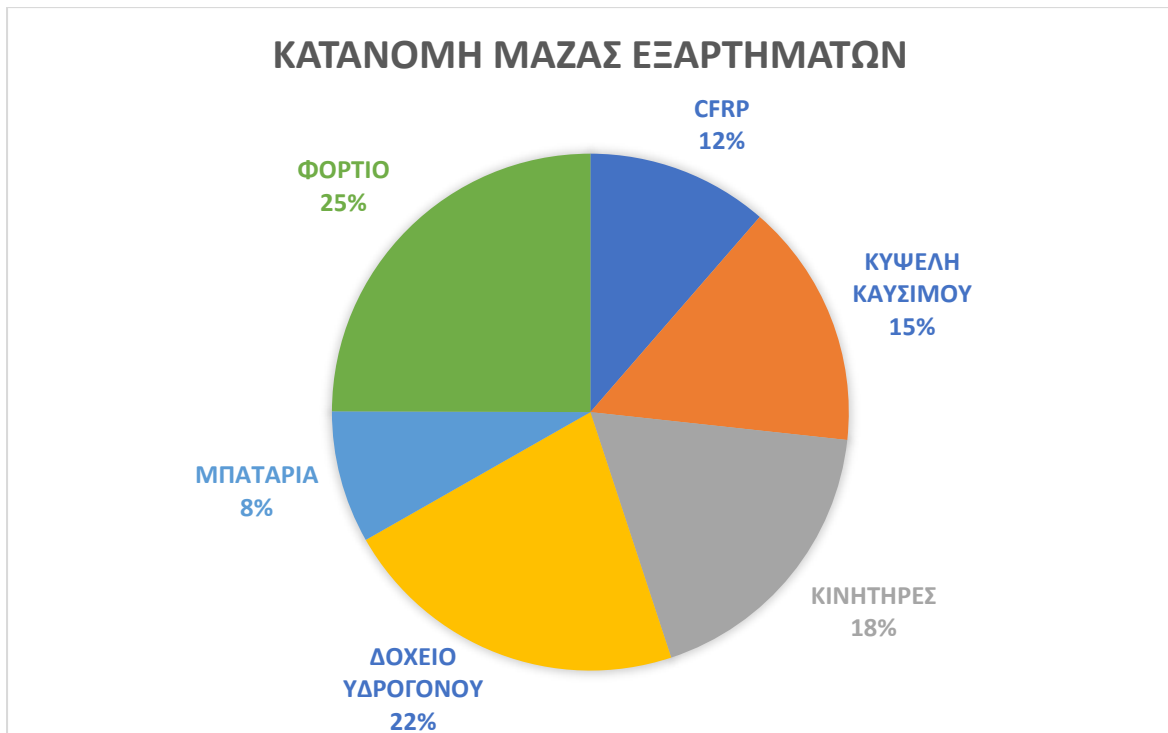
Βασικό κριτήριο σχεδιασμού του σκελετού του UAV αποτέλεσε και το κόστος. Παρόλο που πλέον υπάρχουν στην αγορά διαθέσιμοι σκελετοί για μεγάλα UAV παράδοσης δεμάτων, σχεδόν όλες οι διαθέσιμες επιλογές εστιάζουν σε συστήματα κίνησης βασισμένα αποκλειστικά σε μπαταρίες, και συνεπώς έχουν περιορισμένους χρόνους πτήσης. Αντιθέτως, οι ελάχιστες επιλογές που εστιάζουν σε υβριδικά συστήματα κίνησης με κυψέλη καυσίμου υδρογόνου, είναι ήδη σχεδιασμένες αποκλειστικά για συγκεκριμένα συστήματα, και πωλούνται σαν ολοκληρωμένα UAV έτοιμα προς χρήση. Στα πλαίσια αυτής της εργασίας, θα σχεδιαστεί ένας σκελετός που να μπορεί να υποστηρίξει την κυψέλη καυσίμου A800 της H3Dynamics που επιλέχθηκε για την κατασκευή ενός τέτοιου UAV. Η χρήση απλών εξαρτημάτων από ανθρακονήματα όπως φύλλα και σωλήνες προσφέρει εξαιρετικά υψηλή στιβαρότητα διατηρώντας το βάρος και το κόστος χαμηλό. Η συναρμολόγηση αυτών των εξαρτημάτων σε ένα λειτουργικό σκελετό UAV επιτυγχάνεται μέσω της χρήσης τρισδιάστατα εκτυπωμένων εξαρτημάτων με την μέθοδο προσθετικής παραγωγής FDM. Το υλικό που επιλέχθηκε για την κατασκευή των εκτυπωμένων εξαρτημάτων είναι πολυαμίδιο ενισχυμένο με ίνες άνθρακα PA6-CF12. Μετά την εκτύπωση, τα εξαρτήματα θα υποστούν πυροσυσσωμάτωση σε άχνη αλατιού προκειμένου να βελτιωθεί η ένωση των στρώσεων τους και να αυξηθεί η αντοχή τους σε υψηλές θερμοκρασίες.

Υπολογίζοντας τους όγκους των εξαρτημάτων του σκελετού με βάση το τρισδιάστατο σχέδιο και γνωρίζοντας την πυκνότητα των υλικών του σκελετού και το βάρος των ηλεκτρονικών και του φορτίου, μπορούμε να υπολογίσουμε τα ποσοστά του συνολικού βάρους που καταλαμβάνει το κάθε εξάρτημα του UAV. Τα εξαρτήματα από CFRP υπολογίζεται να έχουν συνολικό όγκο $6.75 \times 10^5 \text{ mm}^3$ και βάρος 911.7 g. Από αυτά, τα 548.4 g είναι το βάρος των 2 κεντρικών φύλλων CFRP, ενώ οι βραχίονες στήριξης των κινητήρων καθώς και τα πόδια προσγείωσης ζυγίζουν 363.3 g. Το βάρος των εκτυπωμένων τεμαχίων υπολογίστηκε μέσα στον OrcaSlicer, και αναμένεται να είναι περίπου 550 g. Στο σχήμα 28 φαίνεται το περιβάλλον του slicer, η εκτίμηση βάρους των διαφόρων εξαρτημάτων, καθώς και η κατανομή του βάρους εντός των εξαρτημάτων.



Σχήμα 28 - Εκτυπωμένα εξαρτήματα UAV (Περιβάλλον: OrcaSlicer)

Τέλος, η κυψέλη καυσίμου ζυγίζει 1.23 kg, οι 4 κινητήρες μαζί με τους 4 ελεγκτές ταχύτητας ζυγίζουν 1.46 kg, το δοχείο πίεσης υδρογόνου ζυγίζει 1.75 kg [43], η μπαταρία ιόντων λιθίου ζυγίζει 0.664 kg, και 2 kg έχουν υπολογιστεί για το φορτίο. Η κατανομή μάζας των διαφόρων εξαρτημάτων φαίνεται στο σχήμα 29.



Σχήμα 29 - Ποσοστό μάζας διαφόρων εξαρτημάτων UAV

Κεφάλαιο 4 – Προσομοίωση Πεπερασμένων Στοιχείων

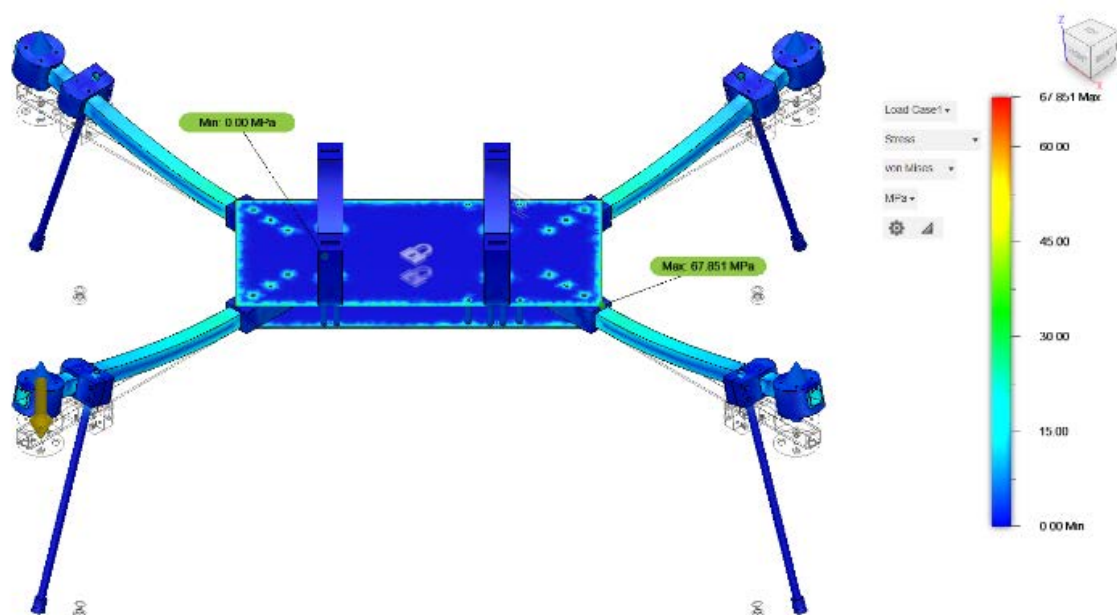
Για την επαλήθευση της αντοχής του σκελετού του UAV έγιναν προσομοιώσεις πεπερασμένων στοιχείων (Finite Element Analysis, FEA) για στατικά και θερμικά φορτία στο Autodesk Fusion. Χρησιμοποιήθηκε ολόκληρη η διάταξη του σκελετού με τα εξαρτήματα συναρμολογημένα όπως θα ήταν στο τελικό προϊόν. Για τις προσομοιώσεις επιλέχθηκαν οι μέγιστες φορτίσεις που εφαρμόζονται στον σκελετό κατά την απογείωση, όπου το UAV λειτουργώντας στο 100% της ισχύος του παράγει 19.516 kg ώσης, επιτυγχάνοντας μια κατακόρυφη επιτάχυνση ίση με $7 \frac{m}{s^2}$. Η προσομοίωση έγινε σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C, ενώ θεωρήθηκε ότι εναλλάσσει θερμότητα με τον αέρα μόνο μέσω εξαναγκασμένης συναγωγής. Ο συντελεστής συναγωγής έχει υπολογιστεί ίσος με 36 W/m²°C [44], τιμή που αντιστοιχεί σε ταχύτητα αέρα ίση με την ταχύτητα πτήσης που έχει επιλεχθεί, δηλαδή:

$$v = 30 \frac{km}{h} = 8.33 \frac{m}{s}.$$

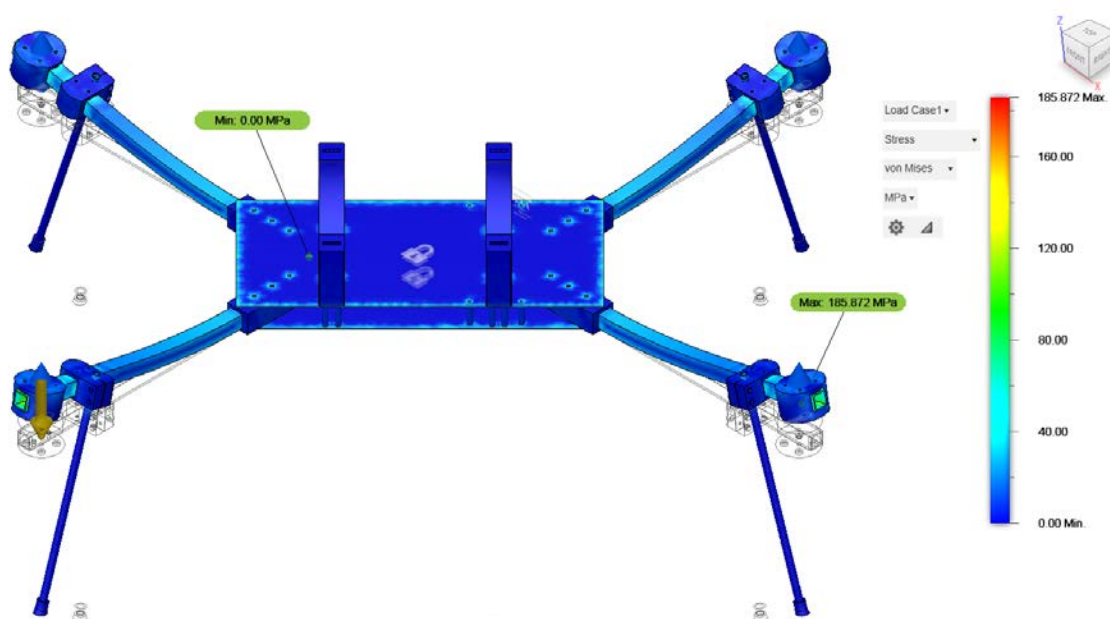
Με βάση τα δεδομένα του κατασκευαστή τα οποία διασταυρώθηκαν και με το εργαλείο xcopter calc [45], οι κινητήρες αναμένεται να λειτουργούν σε θερμοκρασία 80°C κατά την διάρκεια της πτήσης. Για την προσομοίωση θεωρήθηκε ότι η επιφάνεια των εκτυπωμένων εξαρτημάτων που έρχονται σε επαφή με τους κινητήρες θα έχει και αυτή θερμοκρασία 80°C, μελετώντας έτσι τις χειρότερες πιθανές συνθήκες λειτουργίας για το εξάρτημα. Το υλικό PA6-CF σύμφωνα με τα δεδομένα του κατασκευαστή έχει θερμοκρασία θερμικής παραμόρφωσης 173°C, η οποία είναι σημαντικά υψηλότερη από τη θερμοκρασία στην οποία θα λειτουργήσουν.

Οι ενώσεις μεταξύ των εκτυπωμένων εξαρτημάτων και των βραχιόνων στήριξης των κινητήρων θεωρήθηκαν τέλειες, χωρίς να επιτρέπουν σχετική κίνηση μεταξύ τους. Στις ενώσεις θεωρήθηκε επίσης θερμική αγωγιμότητα επαφής $h_c = 250 W/(m^2 K)$. Οι πλάκες CFRP θεωρήθηκαν πλήρως σταθερές για την προσομοίωση (fixed boundary condition, ex, ey, ez).

Κατά τις προσομοιώσεις μελετήθηκαν οι αναπτυσσόμενες τάσεις και παραμορφώσεις, καθώς και το θερμοκρασιακό προφίλ στον σκελετό. Αρχικά μελετήθηκε η επίδραση μόνο των στατικών φορτίων ώσης από τους κινητήρες, ενώ στη συνέχεια η προσομοίωση έγινε ξανά με τους κινητήρες σε θερμοκρασία 80°C. Παρακάτω φαίνονται σε ζευγάρια οι προσομοιώσεις τάσης, παραμόρφωσης και θερμοκρασίας για 30°C και 80°C.



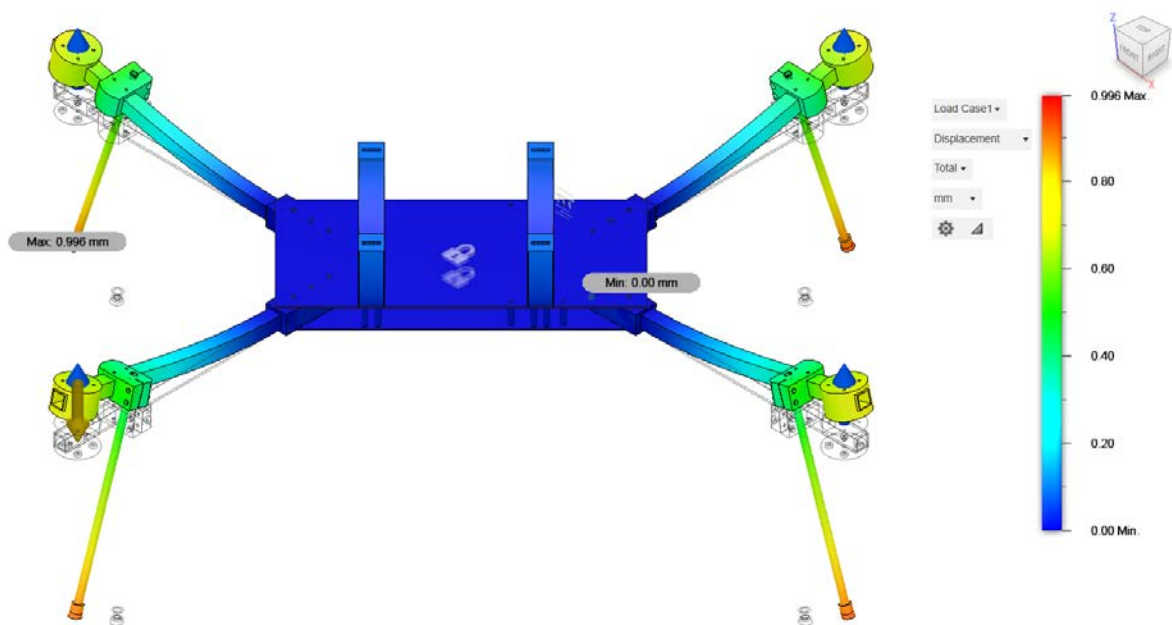
Σχήμα 30 - Κατανομή τάσεων σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C



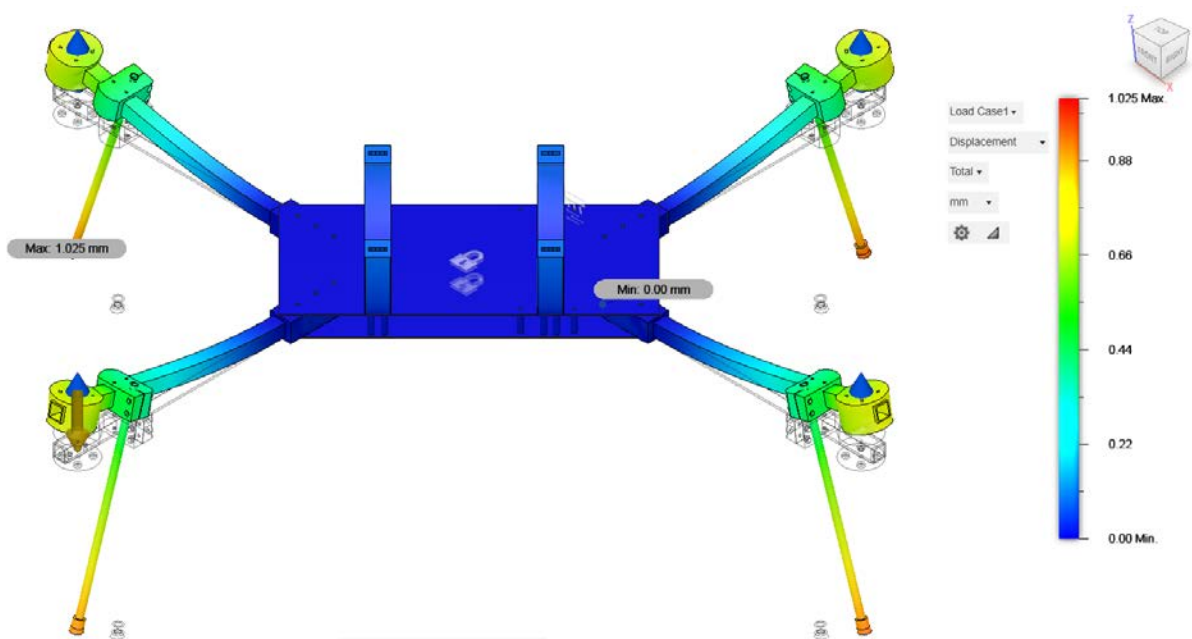
Σχήμα 31 - Κατανομή τάσεων με τους κινητήρες στους 80°C

Στην πρώτη περίπτωση (σχήμα 30 και σχήμα 31), βλέπουμε ότι στους 30°C η μέγιστη τάση παρουσιάζεται στη βάση των βραχιόνων με τιμή 67.85 MPa. Ανατρέχοντας στα δεδομένα του κατασκευαστή βλέπουμε ότι διαθέτουν αντοχή στην κάμψη εντός του εύρους 250-400 MPa, σημαντικά δηλαδή υψηλότερη από την μέγιστη τιμή τάσης.

Στην δεύτερη προσομοίωση (σχήμα 32 και σχήμα 33), με τους κινητήρες στους 80°C η μέγιστη τάση παρουσιάζεται περιμετρικά της οπής στην άκρη των βραχιόνων, μέσα από την οποία περνά ο κοχλίας που τους συνδέει με τις βάσεις των κινητήρων. Στην περίπτωση αυτή η μέγιστη τιμή είναι σημαντικά υψηλότερη στα 185.87 MPa, παραμένοντας ωστόσο χαμηλότερη της αντοχής των βραχιόνων.

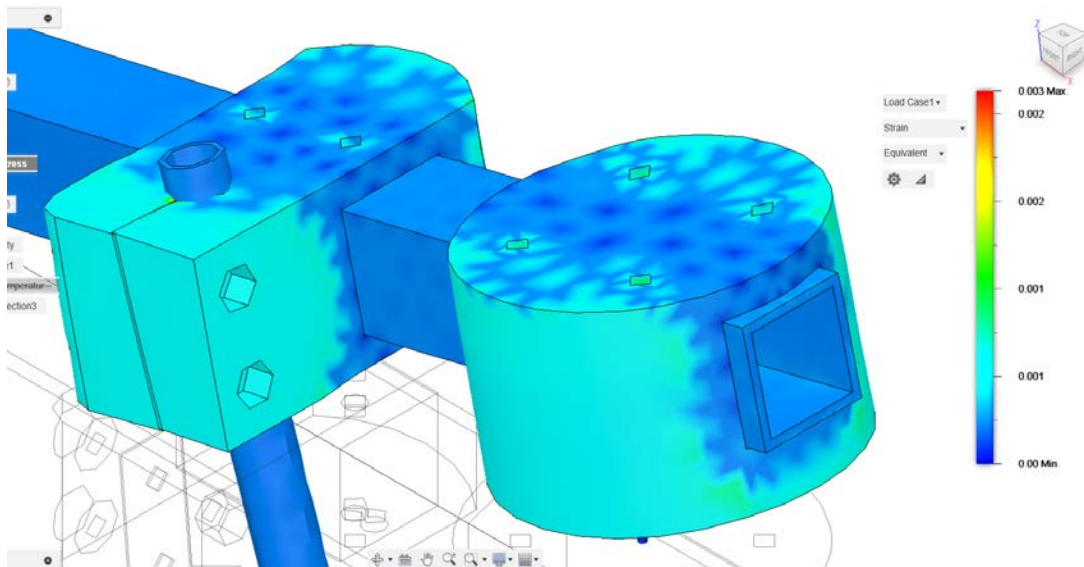


Σχήμα 32 - Κατανομή μετατόπισης σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C

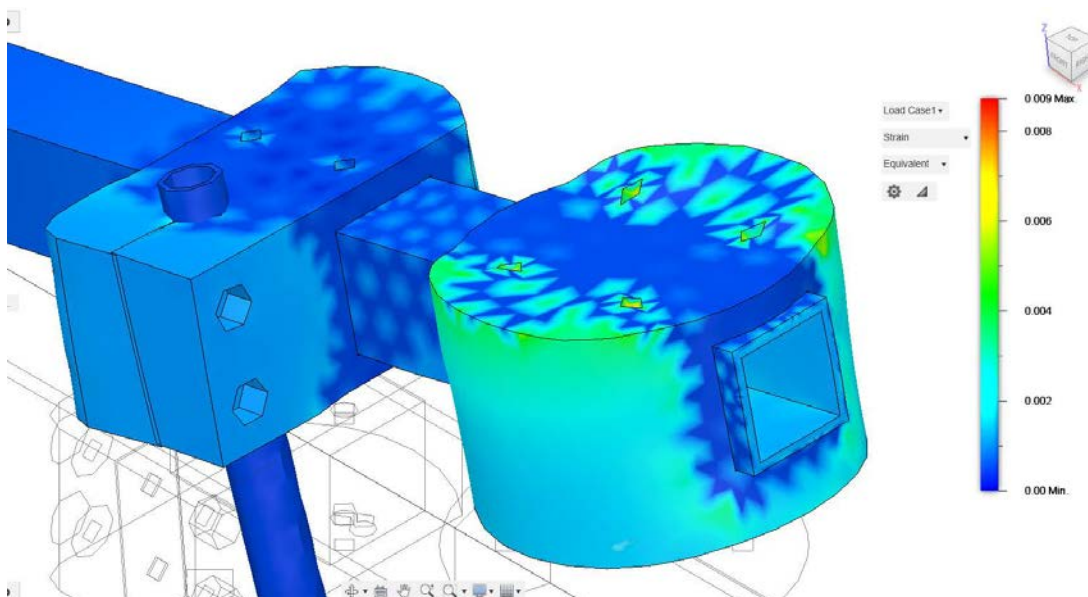


Σχήμα 33 - Κατανομή μετατόπισης με τους κινητήρες στους 80°C

Η διαφορά στην μέγιστη μετατόπιση είναι σημαντικά μικρότερη, με την αρχική προσομοίωση των 30°C να δείχνει μέγιστη μετατόπιση 0.996 mm (σχήμα 34), ενώ όταν λήφθηκε υπόψιν η θερμοκρασία των κινητήρων (σχήμα 35) αυτή ανέβηκε στα 1.025 mm. Και στις 2 περιπτώσεις η μέγιστη μετατόπιση παρουσιάστηκε σε σημείο που βρισκόταν στην βάση των ποδιών του UAV.

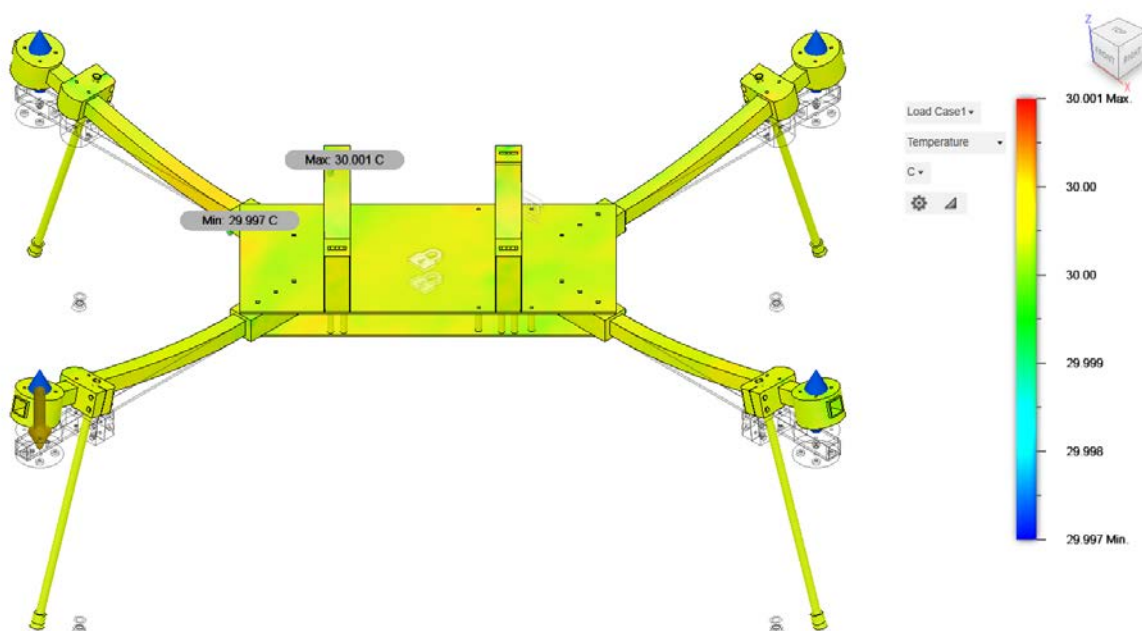


Σχήμα 34 - Κατανομή παραμορφώσεων σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C

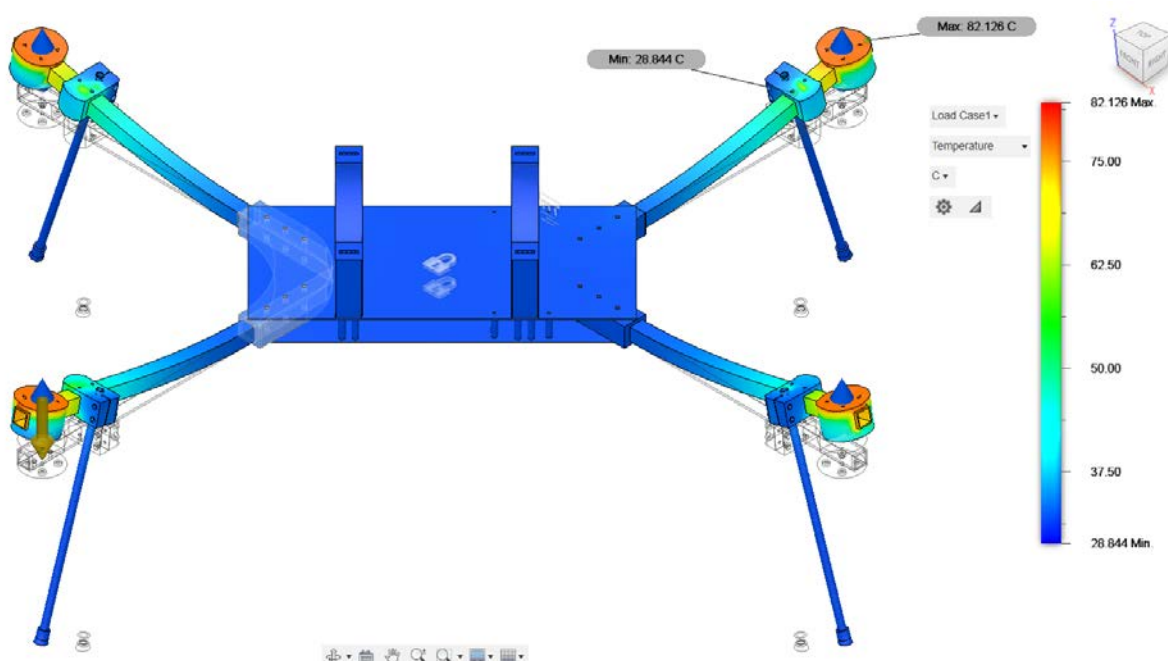


Σχήμα 35 - Κατανομή παραμορφώσεων με τους κινητήρες στους 80°C

Οι μέγιστες παραμορφώσεις και στις 2 περιπτώσεις παρουσιάζονται στην PA6-CF βάση των κινητήρων. Στην περίπτωση των 30°C (σχήμα 34), η μέγιστη τιμή παραμόρφωσης είναι μόλις 0.3%, ενώ με τους κινητήρες στους 80°C (σχήμα 35) η τιμή αυτή ανεβαίνει στο 0.9%. Και στις 2 περιπτώσεις το σημείο μέγιστης παραμόρφωσης βρίσκεται πάνω στην άνω επιφάνεια των βάσεων των κινητήρων, οι οποίες θεωρήθηκαν να έχουν ομοιόμορφη θερμοκρασία ίση με αυτή των κινητήρων.

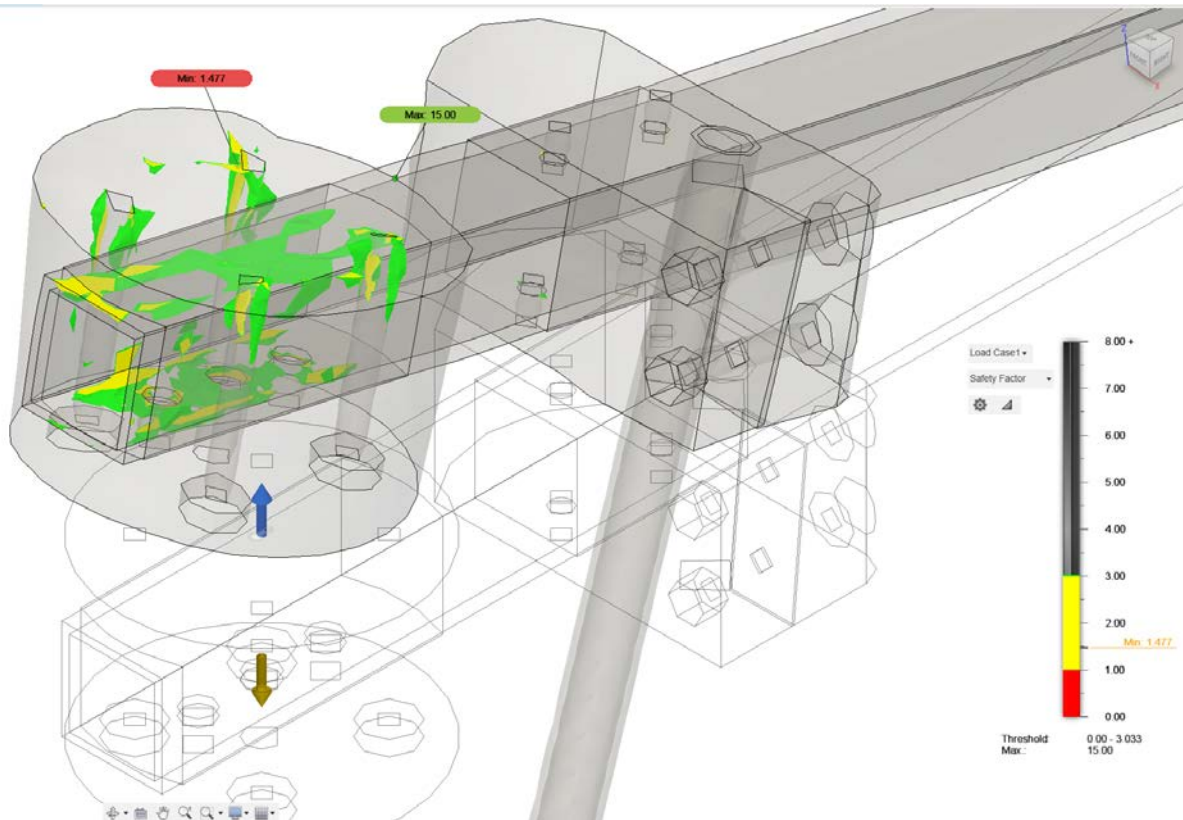


Σχήμα 36 - Κατανομή θερμοκρασίας σε θερμοκρασία περιβάλλοντος 30°C (σταθερή)



Σχήμα 37 - Κατανομή θερμοκρασίας με τους κινητήρες στους 80°C

Το προφίλ θερμοκρασιών στον σκελετό στην περίπτωση που υπάρχει εναλλαγή θερμότητας μόνο με τον 30°C αέρα περιβάλλοντος (σχήμα 36), αναμενόμενα είναι σταθερό στους 30°C. Στην δεύτερη περίπτωση με τους κινητήρες να λειτουργούν στους 80°C (σχήμα 37), παρατηρούμε ότι δημιουργείται ένα προφίλ κατά μήκος των βραχιόνων, με τη θερμοκρασία να φτάνει αυτή του περιβάλλοντος στο κέντρο του σκελετού. Η συγκεκριμένη προσομοίωση ωστόσο φαίνεται ότι έχει κάποιο περιθώριο σφάλματος καθώς υπάρχουν σημεία του σκελετού που φαίνεται να πιάνουν θερμοκρασία μικρότερη του περιβάλλοντος, καθώς και σημεία με θερμοκρασία ανώτερη των 80°C, κάτι το οποίο δεν είναι δυνατό για τις συνθήκες της προσομοίωσης.



Σχήμα 38 - Συντελεστής ασφαλείας σε συνθήκες λειτουργίας

Με βάση τις μηχανικές και θερμικές ιδιότητες των υλικών του σκελετού, το λογισμικό υπολογίζει ένα συντελεστή ασφαλείας για τις συνθήκες της προσομοίωσης, ο οποίος απεικονίζεται στο σχήμα 38. Παρατηρείται ότι ο ελάχιστος συντελεστής ασφαλείας έχει μια τιμή 1.477, και βρίσκεται περιμετρικά της οπής μέσα από την οποία περνά ο κοχλίας που συνδέει τον κινητήρα με την βάση.

Παρατηρούμε ότι οι φορτίσεις και θερμοκρασίες που δέχεται ο σκελετός είναι εντός προδιαγραφών των εξαρτημάτων, και συνεπώς το UAV μπορεί να ανταπεξέλθει στις συνθήκες πτήσης που έχουν επιλεχθεί. Μια μικρή περεταίρω βελτιστοποίηση του σχεδίου θα μπορούσε να επιτευχθεί μειώνοντας το πάχος των εξαρτημάτων CFRP, τα οποία εμφανίζουν συντελεστή ασφαλείας μεγαλύτερο του 2.5, κάτι το οποίο ωστόσο δεν ήταν προτεραιότητα λόγω του ότι καταλαμβάνουν μόλις το 12% του συνολικού βάρους του UAV, και συνεπώς δεν θα οδηγούσαν σε σημαντική αύξηση επιδόσεων.

Κεφάλαιο 5 – Επίλογος

5.1 – Συμπεράσματα

Στα αρχικά στάδια σχεδιασμού του UAV τέθηκαν στόχοι για την αυτονομία, ταχύτητα, μέγιστο φορτίο μεταφοράς και το κόστος. Με βάση αυτούς τους στόχους έγινε η επιλογή του συστήματος κίνησης και του συστήματος παροχής ενέργειας, ο σχεδιασμός του σκελετού, καθώς και η επιλογή των μεθόδων παραγωγής για την κατασκευή του. Τα τεχνικά χαρακτηριστικά του UAV συνοψίζονται στον πίνακα 10.

Πίνακας 10 - Τεχνικά χαρακτηριστικά UAV

Επιδόσεις		Σκελετός		Σύστημα κίνησης	
Χρόνος πτήσης	130'	Βάρος σκελετού	1.934 kg	Ισχύς κυψέλης καυσίμου	800 W
Ταχύτητα	30 km/h	Υλικό	CFRP/PA6CF	Τάση κυψέλης καυσίμου	27-42.8 V
Κατακόρυφη επιτάχυνση	7 m/s ²	Μέγεθος σκελετού*	44.76" (1137 mm)	Χωρητικότητα δοχ. Υδρογόνου	3 L @ 300 bar (62g)
Εμβέλεια	64 km	Μέγεθος ελίκων	28" (711.2 mm)	Χωρητικότητα μπαταρίας	5000 mAh
Φορτίο	2 kg	Συνολικό βάρος UAV	9.33 kg	Τάση μπαταρίας	29.6 V
Μέγιστη θερμοκρασία περιβάλλοντος**	40°C			Μέγιστη συνδυαστική ισχύς κινητήρων	2.2 kW
				Τάση τροφοδοσίας κινητήρων	25.9 V
				Συνολικό βάρος συστ. Κίνησης	5.4 kg
				Ελεγκτής	Pixhawk®
				Υλικολογισμικό	Copter®

*Διαγώνιος μεταξύ αξόνων κινητήρων

** Όριο λειτουργίας της κυψέλης καυσίμου

Προκειμένου να επιτευχθούν οι στόχοι χρόνου πτήσης και μέγιστου φορτίου μεταφοράς, ήταν αναγκαία η χρήση μεγάλων προπελών 28". Οι μεγάλοι έλικες είναι ικανοί να παράγουν σημαντικά μεγαλύτερη δύναμη ώσης ανά Watt που καταναλώνουν συγκριτικά με μικρότερους έλικες, οδηγώντας σε καλύτερη αυτονομία. Η χρήση μεγάλων προπελών ωστόσο οδηγεί σε αύξηση του μεγέθους του σκελετού, οι βραχίονες του οποίου πρέπει να μπορούν να δεχθούν την ώση των κινητήρων χωρίς να κάμπτονται. Τα επιλεγμένα εξαρτήματα από CFRP, σε συνδυασμό με τα 3D εκτυπωμένα συνδετικά κομμάτια από PA6-CF είναι ικανά να ανταπεξέλθουν στις συνθήκες πτήσης του UAV, διατηρώντας το κόστος κατασκευής του σκελετού ιδιαίτερα χαμηλό για το μέγεθος του. Εξαιρώντας πιθανά επιπλέον κόστη για κατασκευή πρωτότυπων εξαρτημάτων και δοκιμές, το κόστος του σκελετού υπολογίζεται να καταλήξει περίπου στα 250€*.

*Με βάση τις τρέχουσες τιμές Ευρωπαϊκών καταστημάτων για τα επιλεγμένα φύλλα και σωλήνες CFRP.

5.2 – Επίλογος & Μελλοντική Έρευνα

Μέσα στα τελευταία 20 χρόνια οι εφαρμογές των UAVs αυξάνονται εκθετικά, οδηγώντας στην ραγδαία ανάπτυξη της τεχνολογίας τους. Μια από τις σημαντικότερες εφαρμογές που συναντώνται ακόμη κυρίως σε θεωρητικό επίπεδο είναι η χρήση UAVs στις τελικές παραδόσεις δεμάτων (Last Mile Delivery). Με τη χρήση UAVs σε αυτή την εφαρμογή επιτυγχάνεται σημαντική μείωση του χρόνου, κόστους, και ρύπων που παράγονται κατά την διανομή. Ένα βασικό μειονέκτημα που περιορίζει την χρήση των UAVs στην παράδοση δεμάτων είναι η μικρή τους αυτονομία, η οποία δεν μπορεί να βελτιωθεί με την χρήση μεγάλων μπαταριών ιόντων λιθίου λόγω της σχετικά χαμηλής πυκνότητας ενέργειας τους. Μια πιθανή λύση στο πρόβλημα της χαμηλής αυτονομίας είναι η χρήση υβριδικών συστημάτων κυψέλης καυσίμου υδρογόνου, τα οποία συνδυάζουν την υψηλή πυκνότητα ισχύος των μπαταριών και την υψηλή πυκνότητα ενέργειας των κυψελών καυσίμου υδρογόνου.

Η έρευνα πάνω στις εφαρμογές των UAVs υδρογόνου εξακολουθεί να περιορίζεται από το υψηλό κόστος των κυψελών καυσίμου, καθώς και από την περιορισμένη διαθεσιμότητα σκελετών κατάλληλων να στεγάσουν τα επιθυμητά εξαρτήματα. Με την χρήση της μεθόδου προσθετικής παραγωγής FDM σε συνδυασμό με απλά εξαρτήματα CFRP, μπορεί εύκολα να κατασκευαστεί ένας σκελετός UAV ικανός να ανταπεξέλθει στις απαιτήσεις των μεταφορών δεμάτων, διατηρώντας το κόστος κατασκευής χαμηλό και προσφέροντας ασυναγώνιστη ευελιξία.

Έχοντας αναπτύξει το βασικό σχέδιο σκελετού για ένα τετρακόπτερο UAV, μελλοντικά θα μπορούσαν να μελετηθούν επιπλέον εφαρμογές προσαρμόζοντας τα επιμέρους στοιχεία του σκελετού ώστε να εξυπηρετήσουν τις ανάγκες μια νέας εφαρμογής. Η μετατροπή του σχεδίου σε πλήρως παραμετρικό θα μπορούσε να επιτρέψει σε χρήστες να εισάγουν τις επιθυμητές διαστάσεις του σκελετού και να παράγουν αυτόματα τα κατάλληλα αρχεία για την εκτύπωση των συνδεδετικών κομματιών και την κοπή των εξαρτημάτων CFRP.

Μια ακόμη προσέγγιση που θα μπορούσε να μελετηθεί για εφαρμογές UAVs υδρογόνου σε περιοχές με θερμοκρασίες άνω των 40°C, (άνω όριο λειτουργίας της κυψέλης A800), είναι η χρήση αφρού αλουμινίου ως κεντρικό τμήμα του σκελετού. Με τον τρόπο αυτό θα μπορούσε να επιτευχθεί μεταφορά θερμότητας από τους κινητήρες και την κυψέλη καυσίμου στον ίδιο τον σκελετό, αυξάνοντας σημαντικά τη θερμοχωρητικότητα αλλά και την συναγωγή θερμότητας προς το περιβάλλον.

Βιβλιογραφία

- [1] “Montgolifier Brothers History.” Accessed: Jun. 16, 2024. [Online]. Available: <https://www.britannica.com/biography/Montgolfier-brothers>
- [2] “H. R. Everett - Unmanned Systems of World Wars I and II (2015, The MIT Press)”.
- [3] ARC GROUP, “China’s thriving drone industry.” Accessed: Jun. 17, 2024. [Online]. Available: <https://arc-group.com/china-thriving-drone-industry/>
- [4] M. Hassanalain 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.
- [5] M. Hassanalain 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.
- [6] S. G. Gupta, M. M. Ghonge, and P. M. Jawandhiya, “Review of Unmanned Aircraft System (UAS),” 2013. [Online]. Available: www.ijarcet.org
- [7] G. Pajares, “Overview and current status of remote sensing applications based on unmanned aerial vehicles (UAVs),” *Photogramm Eng Remote Sensing*, vol. 81, no. 4, pp. 281–329, 2015, doi: 10.14358/PERS.81.4.281.
- [8] “FINDER Finds Its Way into Rescuers’ Toolkits.” Accessed: Jun. 17, 2024. [Online]. Available: [FINDER Finds Its Way into Rescuers’ Toolkits](#)
- [9] Pravin Chaudhary, “Navigating the complex web of last-mile deliveries,” 2023, [Online]. Available: [17/06/2024https://www.capgemini.com/in-en/insights/expert-perspectives/navigating-the-complex-web-of-last-mile-deliveries/](https://www.capgemini.com/in-en/insights/expert-perspectives/navigating-the-complex-web-of-last-mile-deliveries/)
- [10] N. Belmonte, S. Staulo, S. Fiorot, C. Luetto, P. Rizzi, and M. Baricco, “Fuel cell powered octocopter for inspection of mobile cranes: Design, cost analysis and environmental impacts,” *Appl Energy*, vol. 215, pp. 556–565, Apr. 2018, doi: 10.1016/j.apenergy.2018.02.072.
- [11] L. G. Chagas, S. Jeong, I. Hasa, and S. Passerini, “Ionic Liquid-Based Electrolytes for Sodium-Ion Batteries: Tuning Properties to Enhance the Electrochemical Performance of Manganese-Based Layered Oxide Cathode,” *ACS Appl Mater Interfaces*, vol. 11, no. 25, pp. 22278–22289, Jun. 2019, doi: 10.1021/acsami.9b03813.
- [12] P. Kurzweil and K. Brandt, “Overview of rechargeable lithium battery systems,” in *Electrochemical Power Sources: Fundamentals, Systems, and Applications Li-Battery Safety*, Elsevier, 2018, pp. 47–82. doi: 10.1016/B978-0-444-63777-2.00003-7.
- [13] K. J. Siczek, “Negative Electrode (Anode) Materials,” in *Next-Generation Batteries with Sulfur Cathodes*, Elsevier, 2019, pp. 117–131. doi: 10.1016/b978-0-12-816392-4.00008-6.
- [14] Y. Zhang et al., “Sodium-ion capacitors: Materials, Mechanism, and Challenges,” *ChemSusChem*, vol. 13, no. 10. Wiley-VCH Verlag, pp. 2522–2539, May 22, 2020. doi: 10.1002/cssc.201903440.

- [15] F. M. N. U. Khan, M. G. Rasul, A. S. M. Sayem, and N. Mandal, "Maximizing energy density of lithium-ion batteries for electric vehicles: A critical review," *Energy Reports*, vol. 9, pp. 11–21, Oct. 2023, doi: 10.1016/j.egyr.2023.08.069.
- [16] James. Larminie and Andrew. Dicks, *Fuel cell systems explained*. J. Wiley, 2003.
- [17] S. Mekhilef, R. Saidur, and A. Safari, "Comparative study of different fuel cell technologies," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 16, no. 1. Elsevier Ltd, pp. 981–989, 2012. doi: 10.1016/j.rser.2011.09.020.
- [18] M. Kapp and W. J. Smit, "Modelling of a fuel cell propulsion system for multicopters," 2019. [Online]. Available: <https://scholar.sun.ac.za>
- [19] H. T. Arat and M. G. Sürer, "Experimental investigation of fuel cell usage on an air Vehicle's hybrid propulsion system," *Int J Hydrogen Energy*, vol. 45, no. 49, pp. 26370–26378, Oct. 2020, doi: 10.1016/j.ijhydene.2019.09.242.
- [20] Y. Zhang, Q. Zhao, P. Mao, Q. Bai, F. Li, and S. Pavlova, "Design and Control of an Ultra-Low-Cost Logistic Delivery Fixed-Wing UAV," *Applied Sciences (Switzerland)*, vol. 14, no. 11, Jun. 2024, doi: 10.3390/app14114358.
- [21] Z. X. Tan and L. B. Ding, "Matlab/Simulation of Brushless DC motor vector control," in *Journal of Physics: Conference Series*, Institute of Physics, 2022. doi: 10.1088/1742-6596/2366/1/012048.
- [22] R. R. Pinninti, P. Srinivasarao, P. R. Reddy, and K. B. Saheb, "Design and Development of 10kva Solar Photovoltaic Cells with Fixed and Tilting Panels," *Certified International Journal of Engineering and Innovative Technology (IJEIT)*, vol. 9001, no. 1, 2008, [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/274372870>
- [23] "DC Motor Speed: Voltage and Torque Relationships." Accessed: Jun. 18, 2024. [Online]. Available: <https://www.precisionmicrodrives.com/dc-motor-speed-voltage-and-torque-relationships>
- [24] Dassault Systemes, "How 3D Printers Work: An Overview of 3D Printing Technologies." Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: <https://www.3ds.com/make/guide/process/3d-printing>
- [25] S. Hoon Ahn, C. Baek, S. Lee, and I. Shup Ahn, "ANISOTROPIC TENSILE FAILURE MODEL OF RAPID PROTOTYPING PARTS-FUSED DEPOSITION MODELING (FDM)," 2003. [Online]. Available: www.worldscientific.com
- [26] J. Li, R. Y. Bao, W. Yang, B. H. Xie, and M. B. Yang, "Effect of annealing temperature on the mechanical properties, thermal behavior and morphology of β -iPP/PA6 blends," *Mater Des*, vol. 40, pp. 392–399, Sep. 2012, doi: 10.1016/j.matdes.2012.04.022.
- [27] "Polymaker PA6-CF Technical Data Sheet." [Online]. Available: https://polymaker.com/wp-content/uploads/lana-downloads/PolyMide_PA6_CF_TDS_V5.2.pdf
- [28] M. N. M. Azlin, S. M. Sapuan, R. A. Ilyas, E. S. Zainudin, and M. Y. M. Zuhri, "Natural Polylactic Acid-Based Fiber Composites: A Review," in *Advanced Processing, Properties, and Applications of Starch and Other Bio-based Polymers*, Elsevier, 2020, pp. 21–34. doi: 10.1016/B978-0-12-819661-8.00003-2.

- [29] N. Hu, Ed., *Composites and Their Properties*. InTech, 2012. doi: 10.5772/2816.
- [30] “The difference between Resin Transfer Moulding (RTM) and Vacuum Resin Transfer Moulding (VRTM).” Accessed: Jun. 24, 2024. [Online]. Available: <https://composite-integration.co.uk/resin-transfer-moulding/>
- [31] Rachel Geerts, “Vacuum bagging basics.” Accessed: Jun. 24, 2024. [Online]. Available: <https://www.epoxyworks.com/index.php/vacuum-bagging-basics/>
- [32] P. J. Halley, “Rheology of Thermosets: The use of Chemorheology to Characterise and Model Thermoset Flow Behaviour,” in *Thermosets: Structure, Properties and Applications*, Elsevier, 2012, pp. 92–117. doi: 10.1533/9780857097637.1.92.
- [33] Beltlink, “Filament Winding Overview.” Accessed: Jun. 25, 2024. [Online]. Available: <https://beltlink.com/technical-documentation/Filament%20Winding%20Overview.pdf>
- [34] A. G. Banerjee, “Computer Aided Design of Side Actions for Injection Molding of Complex Parts.” [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/277126772>
- [35] Mitsubishi Chemical, “Molding Methods (Processing Methods) for Carbon Fiber & Carbon Fiber Reinforced Plastics.” Accessed: Jun. 25, 2024. [Online]. Available: <https://www.m-chemical.co.jp/carbon-fiber/en/about/molding/>
- [36] M. Cengiz Altan, “Bladder Assisted Composite Manufacturing (BACM): Challenges and Opportunities”, doi: 10.13140/2.1.2139.6169.
- [37] Mike Ashby, David Cebon, and Arlindo Silva, “Teaching Engineering Materials: Granta EduPack.” Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: <https://www.ansys.com/content/dam/amp/2021/august/webpage-requests/education-resources-dam-upload-batch-4/teaching-engineering-materials-granta-edupack-white-paper-PAPTEMEN21.pdf>
- [38] EasyComposites, “CF Sheet Datasheet.” Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: <https://media.easycomposites.co.uk/datasheets/EC-TDS-High-Strength-Carbon-Sheet.pdf>
- [39] EasyComposites, “CF Pulltrusions Datasheet.” Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: <https://media.easycomposites.co.uk/datasheets/EC-TDS-Carbon-Fibre-Pultrusions.pdf>
- [40] T-Motor, “T-Motor U8 II Efficiency Type UAV Motor KV150 .” Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: <https://store.tmotor.com/product/u8-v2-u-efficiency-kv150.html>
- [41] A. K. Ghasemi, G. Alizadeh, and K. Ghasemi, “Control of Quadrotor Using Sliding mode disturbance observer and Nonlinear H^∞ Control of Quadrotor Using Sliding mode disturbance observer and Nonlinear H^∞ ,” 2013. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/329427179>
- [42] MAXAMPS, “MAXAMPS 8s LIPO BATTERY.” Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: https://cdn.shopify.com/s/files/1/0609/0811/0079/files/MaxAmps_62000_8S2P_LiPo_Data_Sheet.pdf?v=1710516143

- [43] "H3Dynamics Aviation Brochure." Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: https://www.h3dynamics.com/_files/ugd/3029f7_20bd14d7c2e2474296b8986004002b18.pdf
- [44] Engineering Toolbox, "Convective Heat Transfer." Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: https://www.engineeringtoolbox.com/convective-heat-transfer-d_430.html
- [45] "Multicopter Calculator." Accessed: Jun. 19, 2024. [Online]. Available: <https://www.ecalc.ch/xcoptercalc.php>