

ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΟ ΕΚΠΑΙΔΕΥΤΙΚΟ ΙΔΡΥΜΑ ΔΥΤΙΚΗΣ ΕΛΛΑΔΑΣ
ΣΧΟΛΗ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΚΩΝ ΕΦΑΡΜΟΓΩΝ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΟΛΟΓΩΝ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΤΕ

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ
ΣΧΕΔΙΑΣΗ & ΚΑΤΑΣΚΕΥΗ
ΜΙΚΡΟ – ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΟΥ ΜΕ ΤΗ
ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑ ΤΡΙΣΔΙΑΣΤΑΤΗΣ
ΕΚΤΥΠΩΣΗΣ



ΣΠΟΥΔΑΣΤΕΣ : ΚΟΥΡΟΜΙΧΕΛΑΚΗΣ ΓΕΩΡΓΙΟΣ
ΔΙΔΑΧΟΣ ΝΙΚΟΛΑΟΣ

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ : ΓΙΑΝΝΟΠΟΥΛΟΣ ΓΕΩΡΓΙΟΣ

ΠΑΤΡΑ 2015

ΠΡΟΛΟΓΟΣ

Η παρούσα πτυχιακή εργασία έχει εκπονηθεί στο Τμήμα Μηχανολογίας του Τεχνολογικού Εκπαιδευτικού Ιδρύματος Πάτρας και αναφέρεται στον τρόπο κατασκευής ενός quadcopter. Στην εργασία αυτή αναλύεται ο τρόπος κατασκευής και λειτουργίας των quadcopters (τετρακοπτέρων) .

Τα τετρακόπτερα μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε στρατιωτικές εφαρμογές, σε αστικές εφαρμογές, όπως σε πυροσβεστικές αποστολές και σε χώρους μη-στρατιωτικής ασφάλειας, π.χ. η επιτήρηση των αγωγών μιας εγκατάστασης. Ακόμα μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε αποστολές έρευνας και διάσωσης βοηθώντας καταλυτικά στο να βρεθούν άνθρωποι οι οποίοι έχουν χαθεί ή έχουν παγιδευτεί μέσα στα συντρίμια κτιρίων ή επιπλέουν στην θάλασσα ψάχνοντας σε σημεία που για τον άνθρωπο είναι επικίνδυνα και πολύ δύσκολα προσβάσιμα.

Ευχαριστούμε θερμά τον επιβλέποντα καθηγητή μας κύριο Γεώργιο Γιαννόπουλο για την σπουδαία βοήθεια και καθοδήγηση που μας προσέφερε για την υλοποίηση της εργασίας. Ευχαριστούμε επίσης τα άτομα τα οποία εργάζονται στο εργαστήριο του cnc για την πολύτιμη βοήθεια τους.

N. Διδάχος - Γ. Κουρομιχελάκης

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Ο στόχος της πτυχιακής εργασίας αυτής είναι ο σχεδιασμός και η κατασκευή ενός quadcopter . Μέσω της διαδικασίας αυτής θα μελετήσουμε τον τρόπο λειτουργίας τους , αλλά και τον τρόπο χρήσης των ελικοπτέρων αυτών . Επίσης θα παρατηρήσουμε τις διαφορές που παρουσιάζονται με τα κοινά ελικόπτερα. Η ανάλυση του θέματος θα γίνει σε τέσσερα (4) κεφάλαια .

Στο πρώτο κεφάλαιο της εργασίας μας αναφερόμαστε στα υπολογιστικά συστήματα και στη χρήση τους αναλύοντας το κάθε σύστημα ξεχωριστά.

Το δεύτερο κεφάλαιο αναφέρεται στην ταχεία πρωτοτυποποίηση και στις μεθόδους με τις οποίες πραγματοποιείται , αλλά και στη συμβολή της στην ανάπτυξη των βιομηχανικών γραμμών παραγωγής.

Στο τρίτο κεφάλαιο θα αναφερθούμε σε επιστήμες οι οποίες μελετούν δυνάμεις που ασκούνται στα τετρακόπτερα αλλά και γενικά στα σε όλα τα ελικόπτερα ανεξάρτητα από τον τύπο του καθενός και στις δυνάμεις αυτές.

Στο τέταρτο κεφάλαιο αναφερόμαστε στα μη επανδρωμένα οχήματα , τη χρήση τους αλλά και την εξέλιξή τους. Επίσης αναφέρουμε την ιστορία τους , δηλαδή στο πως ξεκίνησαν αυτά τα οχήματα και ποιος ήταν αυτός που συνέλαβε την ιδέα.

Στο πέμπτο κεφάλαιο της εργασία μας αναφερόμαστε στην μοντελοποίηση του τετρακοπτέρου . Αρχικά μοντελοποιούμε ένα-ένα τα μέρη από τα οποία αποτελείται και στη συνέχεια γίνεται μοντελοποίηση ολόκληρου του τετρακοπτέρου και μ' αυτό τον τρόπο βλέπουμε πως συμπεριφέρεται και βάση των υπολογισμών που γίνονται βλέπουμε τι εξαρτήματα θα χρησιμοποιήσουμε για την υλοποίηση της κατασκευής μας.

Στο έκτο και τελευταίο κεφάλαιο θα αναφερθούμε στον τρόπο κατασκευής του τετρακοπτέρου δηλαδή στην συναρμολόγηση των πλαστικών μερών με τα ηλεκτρολογικά εξαρτήματα που χρειαστήκαμε αλλά και στο κόστος της κατασκευής αυτής.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΡΟΛΟΓΟΣ	3
ΠΕΡΙΛΗΨΗ	5
ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ	7
ΕΙΣΑΓΩΓΗ	11
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1	13
1.1 Χρήση υπολογιστικών συστημάτων για την ανάπτυξη προϊόντων.....	13
1.2 Ανάλυση συστημάτων C.A.D.....	13
1.3 Ανάλυση συστημάτων C.A.M.....	14
1.4 Ανάλυση συστημάτων C.A.E.....	14
1.5 Ανάλυση συστημάτων C.I.M.....	15
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2	17
2.1 Ταχεία προτυποποίηση.....	17
2.2 Κατασκευή πρωτότυπων μοντέλων.....	17
2.3 Οφέλη της χρήσης πρωτότυπων μοντέλων.....	18
2.4 Κύριες εφαρμογές των πρωτότυπων μοντέλων ταχείας προτυποποίησης.....	18
2.5 Τρόπος λειτουργίας και βασικά στάδια της ταχείας προτυποποίησης.....	19

2.6 Τεχνολογίες ταχείας προτυποποίησης.....	20
2.6.1 Στερεολιθογραφία.....	21
2.6.2 Επιλεκτική σύντηξη με την χρήση ακτινών λέιζερ.....	23
2.6.3 Συγκόλληση Λεπτών Φύλλων.....	24
2.6.4 Τρισδιάστατη Εκτύπωση.....	25
2.6.5 Στερεά Σκλήρυνση Επιφανείας.....	26
2.6.6 Εναπόθεση – Σύντηξη Διαδοχικών Στρώσεων.....	27
2.7 Ο τρισδιάστατος εκτυπωτής στον οποίο αναπαρήγαμε τα κομμάτια.....	29
<u>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3</u>	31
3.1 Αεροδυναμική.....	31
3.2 Αεροναυπηγική.....	31
3.2.1 Ιστορία Αεροναυπηγικής.....	32
3.3 Άνωση.....	32
3.4 Άντωση.....	32
3.5 Οπισθέλκουσα δύναμη.....	33
3.6 Αντίσταση και Ισχύς.....	35
<u>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4</u>	37
4.1 Η Χρησιμότητα των UAV και προβλήματα υλοποίησης.....	37
4.2 Το Quadrotor.....	38
4.3 Ιστορία του Quadrotor.....	39
4.4 Πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα των Quadrotor.....	42
<u>ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5</u>	47
5.1 Μοντελοποίηση κινητήρων.....	48

5.2 Οδήγηση κινητήρων.....	51
5.2.1 Brushless Electronic Speed Control (ESC).....	51
5.2.2 Μοντέλο ESC.....	52
5.3 Μοντελοποίηση μπαταρίας.....	53
5.4 Μοντελοποίηση ελίκων	56
5.4.1 Θεωρία του Δίσκου Ενέργειας σε Αιώρηση.....	57
5.4.2 Θεωρία Στοιχείων πτερύγωσης.....	61
5.4.3 Μοντέλο κίνησης οχήματος.....	65
5.4.3.1 Γραμμική επιτάχυνση.....	65
5.4.3.2 Αιώρηση.....	66
5.4.3.3 Γωνιακή ταχύτητα.....	67
5.4.4 Συνολικό μοντέλο.....	68
5.4.4.1 Αιώρηση.....	70
5.4.4.2 Επιτάχυνση και Αιώρηση.....	71
5.5 Υπολογισμοί.....	73
ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6	77
6.1 Υλοποίηση της κατασκευής.....	77
ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ	89
ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ	91

ΕΙΣΑΓΩΓΗ

Το quadcopter είναι ένα ελικόπτερο το οποίο κινείται και ανυψώνεται με τέσσερις ρότορες. Τα τετρακόπτερα ταξινομούνται στα στρεφειόπτερα (στα αεροσκάφη περιστρεφόμενων πτερυγίων) επειδή η ανύψωσή τους γίνεται από ένα σύνολο περιστρεφόμενων χορδών-αεροτομών. Στην αεροναυπηγική, η έννοια χορδή αναφέρεται στην νοητή ευθεία που συνδέει τα εμπρόσθια και οπίσθια άκρα μιας αεροτομής. Αντίθετα με τα περισσότερα ελικόπτερα τα quadcopters δε χρησιμοποιούν δύο σετ των ίδιων ελίκων, αλλά χρησιμοποιούν δύο δεξιόστροφους έλικες (CW) και δύο αριστερόστροφους (CCW). Αυτοί οι έλικες χρησιμοποιούν την μεταβολή των RPM(στροφών ανά λεπτό) για τον έλεγχο της ανύψωσης και της ροπής. Ο έλεγχος της κίνησης του τετρακοπτέρου επιτυγχάνεται μεταβάλλοντας τη ταχύτητα περιστροφής ενός ή περισσότερων δίσκων του ρότορα, αλλάζοντας έτσι τη ροπή του φορτίου και την ενέργεια ώθησης/ ανύψωσης. Νωρίς στην ιστορία της πτήσης τα quadcopter θεωρήθηκαν ως πιθανή λύση για ορισμένα από τα προβλήματα που εμφανίζονται στις κάθετες πτήσεις, όπως για παράδειγμα ο έλεγχος της ροπής, αφού η απόδοση από το ουραίο στροφέιο είναι μειωμένη καθώς το στροφέιο αυτό δε παράγει ωφέλιμο έργο ανύψωσης. Τα ο πρόβλημα αυτό αντιμετωπίζεται με την αντίστροφη περιστροφή των ελίκων. Ένας σημαντικός αριθμός σχεδίων εμφανίστηκαν στη δεκαετία του 1920 και του 1930. Τα ελικόπτερα αυτά ήταν από τα πρώτα με κάθετη προσγείωση και απογείωση (VTOL). Ωστόσο τα πρώτα πρότυπα υπέφεραν από κακή απόδοση. Πιο πρόσφατα σχέδια τηλεκατευθυνόμενων εναέριων οχημάτων (UAV) έχουν γίνει πολύ δημοφιλείς. Τα οχήματα αυτά χρησιμοποιούν ένα ηλεκτρονικό σύστημα ελέγχου και ηλεκτρονικούς αισθητήρες για την σταθεροποίησή τους. Υπάρχουν πολλά πλεονεκτήματα των quadcopter σε σχέση με τα κοινά ελικόπτερα. Με το μικρό τους μέγεθος γίνονται πολύ ευέλικτα και μπορούν να κάνουν ελιγμούς και να πετούν και σε εσωτερικούς χώρους αλλά και σε εξωτερικούς. Επίσης άλλο ένα σημαντικό πλεονέκτημα είναι δεν απαιτούν μηχανικές συνδέσεις και δε μεταβάλλεται η γωνία βήματος του πτερυγίου του δρομέα καθώς περιστρέφονται. Ακόμα ένα πλεονέκτημα είναι η χρήση τεσσάρων (4) ροτόρων επιτρέπει σε κάθε επιμέρους ρότορα να έχει μικρότερη διάμετρο, από το ισοδύναμο στροφέιο ενός κοινού ελικοπτέρου, που τους επιτρέπει να έχουν λιγότερη κινητική ενέργεια κατά τη διάρκεια της πτήσης. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα να μειώνεται η ζημιά που

προκαλείται σε περίπτωση που οι δρομείς χτυπήσουν τίποτα . Μερικές quadcopters μικρής κλίμακας έχουν τα πλαίσια που περικλείουν τους δρομείς, επιτρέποντας τις πτήσεις μέσω του πιο δύσκολες συνθήκες, με χαμηλότερο κίνδυνο καταστροφής του οχήματος ή το περιβάλλον του . Μερικά quadcopters μικρής κλίμακας έχουν τα πλαίσια που περικλείουν τους δρομείς, επιτρέποντας τις πτήσεις μέσω του πιο δύσκολες συνθήκες, με χαμηλότερο κίνδυνο καταστροφής του οχήματος ή του περιβάλλοντος του.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 1

1.1 ΧΡΗΣΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΙΚΩΝ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ ΓΙΑ ΤΗΝ ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΠΡΟΙΟΝΤΩΝ

Τα υπολογιστικά συστήματα έχουν εισαχθεί στις διαδικασίες ανάπτυξης προϊόντων, λόγω των δυνατοτήτων που παρέχουν στους σχεδιαστές. Με την βοήθεια των συστημάτων αυτών, ο σχεδιασμός, η ανάλυση, ο έλεγχος και η παραγωγή γίνονται πλέον αυτοματοποιημένα. Ο μηχανικός, έχει την δυνατότητα να επέμβει στο σχέδιο και να το επεξεργαστεί ανάλογα με τις απαιτούμενες ιδιότητες του τελικού προϊόντος. Αυτό παλαιότερα ήταν μια χρονοβόρα και απαιτητική διαδικασία, καθώς ο σχεδιαστής, έπρεπε να επαναλάβει την διαδικασία του σχεδιασμού, ώστε να καλύψει τα νέα δεδομένα. Έτσι, αναπτύχθηκαν νέα λογισμικά τα οποία βοηθούσαν, όχι μόνο στον σχεδιασμό, αλλά και στην μηχανολογική μελέτη, του προϊόντος. Αυτό είχε σαν αποτέλεσμα την δραματική μείωση του χρόνου παραγωγής. Παρακάτω παρουσιάζονται τα στάδια κατασκευής ενός προϊόντος με την χρήση υπολογιστικών συστημάτων.

1.2 ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ C.A.D. (COMPUTER -AIDED DESIGN)

Ο όρος CAD υποδηλώνει τη χρήση της τεχνολογίας των ηλεκτρονικών υπολογιστών για την σχεδίαση προϊόντων και συστημάτων. Τα λογισμικά που βασίζονται σε αυτή την τεχνολογία παρέχουν εργαλεία, με σκοπό μια απλούστερη διαδικασία σχεδιασμού. Η τεχνολογία αυτή, λόγω της τεράστιας οικονομικής της σημασίας, αποτελεί πλέον μια κινητήρια δύναμη στους τομείς της υπολογιστικής γεωμετρίας και της γραφικής σχεδίασης. Τα προγράμματα αυτά δίνουν τη δυνατότητα στο σχεδιαστή, να κάνει πολύ εύκολα αλλαγές και τροποποιήσεις με μεγαλύτερη ακρίβεια. Εκτός αυτού η δυνατότητα απεικόνισης λεπτομερειών δεν συγκρίνεται με τις παλιές μεθόδους. Η διακίνηση των σχεδίων με ηλεκτρονικό τρόπο γίνεται εύκολα, με την αποθήκευσή τους σε αρχεία, και όσο για το θέμα φθοράς, αυτό είναι ανύπαρκτο. Η ανάπτυξη αυτών των προγραμμάτων οδήγησε στην αυτοματοποίηση ορισμένων ενεργειών όπως η τοποθέτηση διαστάσεων στα σχέδια ή η διαγράμμιση επιφανειών. Με τον καιρό σχηματίστηκαν αρχεία τα οποία περιέλαβαν έτοιμα σχέδια τα οποία είχαν συχνή χρήση και μπορούσαν να τοποθετηθούν σε κάποιο μεγαλύτερο σχέδιο. Έτσι, ο

χρήστης δεν χρειαζόταν να τα σχεδιάσει από την αρχή και το μόνο που είχε να κάνει ήταν να καταφύγει σε μια βιβλιοθήκη C.A.D. όπου περιλαμβάνει τυποποιημένες διαστάσεις μηχανολογικών στοιχείων και να επιλέξει αυτό που του χρειάζεται, βοηθώντας τον έτσι στη σχεδίαση του τελικού προϊόντος. Η τρισδιάστατη γεωμετρική μοντελοποίηση (3D) με χρήση C.A.D. προσφέρει στον σχεδιαστή, καλύτερη αξιολόγηση και αστικοποίηση του προϊόντος, περισσότερες πληροφορίες για τα χαρακτηριστικά του, κάνοντας την διαδικασία παραγωγής πιο γρήγορη καθώς χρειάζονται λιγότερα πρωτότυπα για την ανάπτυξη του τελικού προϊόντος.

1.3 ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ C.A.M. (COMPUTER -AIDED MANUFACTURING)

Η τεχνολογία CAM αναφέρεται στην χρήση του ηλεκτρονικού υπολογιστή με σκοπό την διευκόλυνση των λειτουργιών της παραγωγής συμπεριλαμβανομένου του σχεδιασμού, της διαχείρισης, της μεταφοράς και της αποθήκευσης. Βασικός σκοπός της τεχνολογίας αυτής είναι η δημιουργία μιας ταχύτερης διαδικασίας παραγωγής. Παραδοσιακά ο όρος CAM έχει θεωρηθεί ως ένα εργαλείο προγραμματισμού αριθμητικού ελέγχου στο οποίο εμφανίζονται δισδιάστατα ή τρισδιάστατα μοντέλα. Παρά την ευκολία που παρέχουν τα λογισμικά αυτού του είδους, δεν εξαλείφουν την ανάγκη για εξειδικευμένους επαγγελματίες όπως είναι οι μηχανικοί παραγωγής, άρα και αξιοποιείται η αξία κάποιων εξειδικευμένων επαγγελματιών και παράλληλα βελτιώνονται η δεξιότητες των νέων μηχανικών.

1.4 ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ C.A.E. (COMPUTER -AIDED ENGINEERING)

Τα λογισμικά τύπου CAE περιλαμβάνουν όλα τα προηγούμενα που αναφέρθηκαν δηλαδή CAD και CAM και γενικά στόχος τους είναι η ενίσχυση και η παροχή βοήθειας στον μηχανικό παραγωγής. Ο όρος αυτός επινοήθηκε στα τέλη της δεκαετίας του 1970 από τον Dr. Jason Lemon, ιδρυτής της SDRC. Τα εργαλεία CAE χρησιμοποιούνται ευρέως στον τομέα της αυτοκινητοβιομηχανίας. Στην πραγματικότητα η χρήση τους στις αυτοκινητοβιομηχανίες έχει ως αποτέλεσμα την μείωση του κόστους ανάπτυξης αλλά και βελτίωση στην ασφάλεια, άνεση και ανθεκτικότητα των οχημάτων που παράγουν. Η διαδικασία της επαλήθευσης του σχεδιασμού ενός προϊόντος που παράγεται πλέον γίνεται μέσω προσομοίωσης στον υπολογιστή, πράγμα που επιτυγχάνεται μέσω των εργαλείων CAE. Με τα συστήματα αυτά ο σχεδιαστής-μηχανικός μπορεί να διαπιστώσει αν αυτό που σχεδιάζει ανταποκρίνεται στις προδιαγραφές του και να εντοπίσει προβλήματα που εμφανίζονται κατά τη λειτουργία του. Μέσα σε αυτό το πλαίσιο εντάσσονται τα προγράμματα ανάλυσης με τη μέθοδο των

πεπερασμένων στοιχείων (Finite Elements Analysis). Τα προγράμματα που χρησιμοποιούν τη μέθοδο αυτή βοηθούν το σχεδιαστή να αναλύσει τη συμπεριφορά του αντικειμένου κάτω από τα φορτία λειτουργίας του. Συγκεκριμένα υπάρχει η δυνατότητα υπολογισμού των τάσεων, παραμορφώσεων και δυνάμεων που αναπτύσσονται, σαν παράγωγα της φόρτισης. Ακόμα είναι δυνατός ο υπολογισμός και των τάσεων που αναπτύσσονται λόγω θερμικών φορτίων όπως και η ροή θερμότητας. Για την ανάλυση και μελέτη του, το μοντέλο χωρίζεται σε μικρά τμήματα (κυψέλες) σχηματίζοντας ένα πλέγμα (mesh) . Τα φορτία μπορούν να τοποθετηθούν στους κόμβους, ακμές ή και στην επιφάνεια κάθε κυψέλης. Το μέγεθος της κάθε κυψέλης εξαρτάται από την ακρίβεια η οποία απαιτείται: όσο μικρότερες είναι τόσο μεγαλύτερη είναι η ακρίβεια. Στα δεδομένα που εισάγονται στο πρόγραμμα περιλαμβάνονται φυσικές ιδιότητες, όπως πυκνότητα, αγωγιμότητα κ.λπ. Η απεικόνιση των αποτελεσμάτων στην οθόνη του υπολογιστή είναι συνήθως εντυπωσιακή. Ανάλογα με το μέγεθος των αναπτυσσόμενων τάσεων χρωματίζονται οι αντίστοιχες επιφάνειες ενώ υπάρχει η δυνατότητα απεικόνισης των παραμορφώσεων υπό κλίμακα. Επίσης η μέθοδος των πεπερασμένων στοιχείων χρησιμοποιείται για ανάλυση κίνησης ρευστών. Ιδιαίτερα σημαντική είναι η χρήση υπολογιστικών προγραμμάτων για την κινηματική ανάλυση ενός μηχανισμού ή και ολόκληρου μηχανικού συστήματος. Στην περίπτωση μάλιστα όπου το σύστημα είναι περίπλοκο, δίνεται η δυνατότητα στο μηχανικό να μελετήσει την αλληλεπίδραση των τμημάτων μεταξύ τους. Οι διαδικασίες σχεδιασμού και ανάλυσης ενός μοντέλου είναι δύσκολο να διαχωριστούν εντελώς, αφού τα αποτελέσματα της ανάλυσης τροφοδοτούν με νέα δεδομένα το σχεδιασμό και αντίστροφα. Αυτό έχει σαν αποτέλεσμα τη σύνδεση των προγραμμάτων C.A.D. - C.A.E.

1.5 ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ CIM (COMPUTER INTEGRATED MANUFACTURING)

Ο όρος C.I.M. αναφέρεται στην ολοκληρωμένη βιομηχανική παραγωγή με τη βοήθεια υπολογιστή. Η μέθοδος αυτή παρουσιάστηκε πρόσφατα μετά την εμφάνιση πακέτων τα οποία περιλάμβαναν προγράμματα C.A.D.-C.A.M.-C.A.E. Τα πλεονεκτήματα τα οποία παρουσιάζουν τα προγράμματα C.A.D./C.A.M./C.A.E. περιορίζονταν σημαντικά στις περιπτώσεις όπου οι εφαρμογές αυτές ήταν ξεχωριστές και δεν υπήρχε επικοινωνία μεταξύ των προγραμμάτων. Ο σχεδιασμός ενός εμβόλου, για παράδειγμα, ήταν πολύ εντυπωσιακός όταν γινόταν στο πρόγραμμα C.A.D., υποβαθμιζόταν όμως η αξία του από τη στιγμή που για την κατασκευή του πρωτοτύπου χρειαζόταν να προγραμματιστεί η εργαλειομηχανή από την αρχή και δεν ήταν δυνατή η μεταφορά των υπάρχοντων δεδομένων κατευθείαν σε αυτή. Οι πρώτες προσπάθειες είχαν σαν αποτέλεσμα τη

δημιουργία ενός προγράμματος I.G.E.S. (Initial Graphics Exchange Specification) το οποίο χρησιμοποιείται για τη μεταφορά δεδομένων ανάμεσα σε διαφορετικά προγράμματα. Η τελική λύση σε αυτό το πρόβλημα δόθηκε με τη δημιουργία ενός ολοκληρωμένου πακέτου το οποίο περιλαμβάνει προγράμματα C.A.D./C.A.M./C.A.E και επιτρέπει τη ροή των πληροφοριών από την ώρα του σχεδιασμού μέχρι την τελική παραγωγή του κομματιού. Τέτοιου είδους προγραμματιστικά πακέτα έχουν πλέον παρουσιάσει όλες οι μεγάλες εταιρίες λογισμικού, υποστηρίζοντάς τα με υπολογιστικές μονάδες μεγάλης ισχύος. Φυσικά το υψηλό κόστος αγοράς περιορίζει τη χρήση τέτοιων προγραμμάτων μόνο σε μεγάλες βιομηχανικές εφαρμογές. Από τη στιγμή που άρχισε η χρήση των υπολογιστών στη βιομηχανική παραγωγή οι στόχοι ήταν οι εξής:

- 1) Μείωση του χρόνου σχεδιασμού και ανάπτυξης του προϊόντος
- 2) Ελάττωση του συνολικού κόστους
- 3) Περιορισμός των λαθών.

Χαρακτηριστικό παράδειγμα της χρήσης C.I.M. είναι η εταιρία Allison Transmission θυγατρική της General Motors. Η εταιρία ειδικεύεται στο σχεδιασμό συστημάτων μετάδοσης κίνησης, από σχολικά λεωφορεία μέχρι και βαριά φορτηγά ή στρατιωτικά οχήματα. Σύμφωνα με την εταιρία ο χρόνος σχεδιασμού και ανάπτυξης ενός συγκεκριμένου προγράμματος μπορεί να μειωθεί από τα πέντε χρόνια στα δύο. Ανάλογα υπολογίζεται ότι το οικονομικό όφελος ανά κύκλο παραγωγής θα είναι από 200.000 μέχρι 400.000 δολάρια. Οι εκτιμήσεις αυτές βασίζονται στο γεγονός ότι θα μειωθεί ο αριθμός των πρωτοτύπων από τρία σε δύο. Οι μηχανικοί της εταιρίας υποστηρίζουν ότι με τη βοήθεια του συστήματος αυτού μπορούν να μελετήσουν μέχρι δέκα διαφορετικές λύσεις στο σχεδιασμό ενός κομματιού μέσα σε διάστημα μόλις τεσσάρων ωρών. Το διάστημα για την ίδια εργασία με την κλασική μέθοδο θα μπορούσε να πάρει μέχρι και δέκα εβδομάδες. Γενικά η χρήση του C.I.M. εκτιμάται ότι μπορεί να αποφέρει κέρδος, σε χρόνο, της τάξης του 27%, ενώ μπορεί να περιορίσει το κόστος κατά 32%. Το κέρδος σε χρόνο επιτρέπει τη ταχύτερη είσοδο του προϊόντος στην αγορά προλαβαίνοντας τους ανταγωνιστές και εκτείνει το διάστημα πώλησης, ενώ η μείωση του κόστους μπορεί να αποφέρει συμπίεση της τελικής τιμής σε πιο ανταγωνιστικά πλαίσια. Συμπερασματικά μπορούμε να πούμε ότι η είσοδος των υπολογιστών άλλαξε εκ βάθρων την αντίληψη περί σχεδιασμού, ανάπτυξης και παραγωγής ενός προϊόντος.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 2

2.1 ΤΑΧΕΙΑ ΠΡΩΤΟΤΥΠΟΠΟΙΗΣΗ

Ταχεία προτυποποίηση είναι μια νέα τεχνολογία κατασκευής μοντέλων στρώμα- στρώμα (layer by layer) που μείωσε το χρόνο κατασκευής μοντέλων κάθε πολυπλοκότητας σε ώρες αντί για ημέρες, εβδομάδες ή ακόμα και μήνες. Αποτελεί πλέον για πολλές εταιρείες έναν απαραίτητο κρίκο στην διαδικασία εξέλιξης των προϊόντων. Η πρώτη εμπορική διαδικασία παρουσιάστηκε στην Έκθεση Autofact στο Detroit, το Νοέμβριο του 1987, από την εταιρεία 3D Systems Inc. Σήμερα υπάρχουν πάνω από 30 διαδικασίες, μερικές από τις οποίες είναι εμπορικές, ενώ άλλες βρίσκονται υπό εξέλιξη σε εργαστήρια έρευνας. Παρ' όλα αυτά, ο όρος RP έχει καθιερωθεί να περιγράφει τις νέες τεχνολογίες που κατασκευάζουν μοντέλα προσθέτοντας υλικό και όχι αφαιρώντας. Παράγοντες που συνέβαλαν στην ανάπτυξη της Τεχνολογίας Ταχείας Κατασκευής Πρωτοτύπων (RP):

- Ο ανταγωνισμός και οι απαιτήσεις της παραγωγής δημιούργησε την ανάγκη ελαχιστοποίησης του χρόνου.
- Τα σύνθετα , σύγχρονα προϊόντα προϋποθέτουν αυξημένο εξοπλισμό για την υλοποίηση ενός πρωτότυπου μοντέλου.
- Οι συμβατικοί τρόποι κατεργασίας απαιτούν εβδομάδες για την κατασκευή ενός πρωτοτύπου.
- Η πολυπλοκότητα της γεωμετρίας στα σημερινά προϊόντα.

2.2 ΚΑΤΑΣΚΕΥΗ ΠΡΩΤΟΤΥΠΩΝ ΜΟΝΤΕΛΩΝ

Μέχρι τα τέλη της δεκαετίας του 1980 την κατασκευή των πρωτοτύπων πραγματοποιούσαν, κατά τρόπο σχεδόν αποκλειστικό, ειδικευμένοι τεχνικοί χρησιμοποιώντας συμβατικές κατά κύριο λόγο εργαλειομηχανές και πολλή χειρονακτική εργασία και επιδεξιότητα. Με την εξέλιξη της τεχνολογίας, και την εμφάνιση εργαλειομηχανών NC, η διαδικασία δημιουργίας πρωτότυπων, έγινε πιο αυτοματοποιημένη, και ο ρόλος του μηχανικού/σχεδιαστή περιοριζόταν κυρίως στον σχεδιασμό/ανάπτυξη του προϊόντος και στον προγραμματισμό των εργαλειομηχανών και όχι στις δεξιότητες του. Το σημαντικότερο όφελος από τις C.N.C. εργαλειομηχανές ήταν η δυνατότητα κατασκευής πολύπλοκων

γεωμετριών απευθείας από ψηφιακά αρχεία C.A.D. που ο τεχνίτης δεν μπορούσε να φέρει ης πέρας οπ φαίνεται στο σχέδιο 8. Παρόλα αυτά, ο απαιτούμενος χρόνος για την δημιουργία πρωτότυπων μοντέλων, ήταν αρκετά μεγάλος (από ημέρες έως μήνες) και, συνακόλουθα ,το κόστος τους υψηλό. Για δύσκολες περιπτώσεις ο χρόνος κατασκευής αποτελούσε μέχρι και το 50% του συνολικού χρόνου και κόστους σχεδιασμού/ανάπτυξης του προϊόντος αντίστοιχα . Για τους λόγους αυτούς ο αριθμός των πρωτοτύπων ήταν κατά κανόνα περιορισμένος και, προφανώς οι δυνατότητες επανασχεδιασμού ή τροποποιήσεων ήταν και αυτές κατ' ανάγκη περιορισμένες. Έκτοτε και μέχρι σήμερα έχει σημειωθεί στην κατασκευή πρωτοτύπων αξιοσημείωτη πρόοδος, ειδικά στο επίπεδο του απαιτούμενου χρόνου και κόστους, ώστε πλέον να χρησιμοποιείται ο όρος Ταχεία Κατασκευή Πρωτοτύπων (ΤΚΠ).

2.3 ΟΦΕΛΗ ΤΗΣ ΧΡΗΣΗΣ ΠΡΩΤΟΤΥΠΩΝ ΜΟΝΤΕΛΩΝ

Τα οικονομικά οφέλη και η εξοικονόμηση χρόνου της χρήσης ενός τρισδιάστατου εκτυπωτή προέρχονται από:

- 1) Τους ελέγχους και δοκιμές των μοντέλων
- 2) Την βελτίωση του σχεδίου πριν την παραγωγή και την ελαχιστοποίηση των σφαλμάτων
- 3) Την αναγνώριση των πλεονεκτημάτων και μειονεκτημάτων
- 4) Την αύξηση της παραγωγικότητας και της δημιουργικότητας - περισσότερα σχέδια και πειράματα με νέα προϊόντα
- 5) Τη συντομότερη εισαγωγή ενός προϊόντος στην αγορά (ανταγωνιστικό πλεονέκτημα)
- 6) Τον αισθητά μικρότερο χρόνο του κύκλου σχεδιασμού
- 7) Τη συντομότερη λήψη των αποφάσεων
- 8) Το κύρος και την προβολή της εταιρείας

2.4 ΚΥΡΙΕΣ ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ ΤΩΝ ΠΡΟΤΥΠΩΝ ΜΟΝΤΕΛΩΝ ΤΑΧΕΙΑΣ ΠΡΩΤΟΤΥΠΟΠΟΙΗΣΗΣ

- 1) Αρχιτεκτονική (αρχιτεκτονικά μοντέλα ακριβείας)
- 2) Ιατρική (ιατρική τεχνολογία πχ. βοηθήματα βαρηκοΐας)
- 3) Διακόσμηση
- 4) Βιομηχανία οικιακών συσκευών
- 5) Βιομηχανία ειδών σπορ
- 6) Αμυντικά συστήματα
- 7) Αεροναυπηγική
- 8) Κατασκευή εργαλείων

- 9) Ηλεκτρονική και
10) Καλούπια παραγόμενα με τη βοήθεια της ταχείας προτυποποίησης ταχεία προτυποποίηση δεν χρησιμοποιείται όμως μόνο για την ανάπτυξη προϊόντων, έχει και έναν πιο παραγωγικό χαρακτήρα που οι περισσότεροι δεν γνωρίζουν. Τα μοντέλα που εκτυπώνονται μπορούν να χρησιμοποιηθούν επίσης ως καλούπια ή για την κατασκευή καλουπιών για μια μικρή παραγωγή προϊόντων και εργαλείων. Κάποιες από τις τεχνικές που χρησιμοποιούνται ευρέως είναι οι ακόλουθες:

Reaction Injection Molding (RIM): Δημιουργία καλουπιού σιλικόνης από το πρωτότυπο και εν συνεχεία παραγωγή με την χρήση συστήματος έγχυσης ρητινών.

Rapid Tooling: Χρήση του εκτυπωμένου μοντέλου ως καλούπι για την παραγωγή προϊόντων σιλικόνης.

Vacuum Forming: Το πρωτότυπο χρησιμοποιείται ως καλούπι για την διαμόρφωση υπό κενό π.χ. πλαστικού συσκευασίας.

Sand Casting: Δημιουργία του αποτυπώματος του πρωτότυπου σε καλούπι από άμμο, στο οποίο γίνεται χύτευση μετάλλου.

Jewelry Molds Using VLT (Very Low Temperature) Rubber: Καλούπι το οποίο δημιουργείται από το πρωτότυπο και εύπλαστο σιλικονούχο ελαστικό.

Δεδομένο είναι τελικά ότι η ταχεία προτυποποίηση αποτελεί μια ουσιαστική αναβάθμιση για μια επιχείρηση, όχι μόνο οικονομικά, δημιουργικά και παραγωγικά αλλά και ως μοχλός της έρευνας και της ανάπτυξης.

2.5 Τρόπος λειτουργίας και βασικά στάδια της ταχείας προτυποποίησης

Όλες οι τεχνικές της ταχείας προτυποποίησης αποτελούνται από τα παρακάτω κοινά στάδια:

- 1) Δημιουργία CAD-μοντέλου με απευθείας σχεδίαση ή με σάρωση του αντικειμένου.
- 2) Μετατροπή των CAD-δεδομένων σε αρχεία STL. Επειδή τα διάφορα λογιστικά πακέτα CAD χρησιμοποιούν ένα μεγάλο αριθμό διαφορετικών αλγορίθμων για την αναπαράσταση και απεικόνιση των στερεών μοντέλων η μορφή STL (Standard Triangulation Language) έχει οριστεί ως πρότυπο για την επίτευξη σταθερότητας στον κλάδο της ταχείας προτυποποίησης. Το αρχείο STL είναι μια ανακατασκευή της οπτικής απεικόνισης της γεωμετρίας των αντικειμένων, από δομικά

τριγωνικά στοιχεία. Με την χρησιμοποίηση τ τριγωνικών στοιχείων δημιουργούνται πολυεπίπεδες καμπύλες επιφάνειες οι οποίες προσεγγίζουν τις αρχικές . Η αύξηση του αριθμού των τριγωνικών στοιχείων οδηγεί σε καλύτερη προσέγγιση της μορφής του αντικειμένου.

- 3) Παραγωγή του αντικειμένου στρώμα με στρώμα. Η γεωμετρία του αντικειμένου διαιρείται σε ένα πλήθος οριζόντιων τομών ,οι οποίες αντιστοιχούν στο πλήθος των στρωμάτων που κατασκευάζονται στη μηχανή προτυποποίησης . Αυτή η διαδικασία είναι πλήρως αυτοματοποιημένη.
- 4) Τελική επεξεργασία . Αυτό το στάδιο περιλαμβάνει τον καθαρισμό και το φινίρισμα του αντικειμένου .Ανάλογα με το υλικό που από το οποίο κατασκευάζεται το αντικείμενο λαμβάνει μέρος επιπλέον επεξεργασία , ώστε το τελικό παραγόμενο αντικείμενο να αποκτήσει καλύτερες μηχανικές ιδιότητες .

2.6 ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΕΣ ΤΑΧΕΙΑΣ ΠΡΩΤΟΤΥΠΟΠΟΙΗΣΗΣ

Υπάρχουν πάνω από 30 νέες τεχνολογικές μέθοδοι ταχείας προτυποποίησης μερικές από τις οποίες είναι εμπορικά διαθέσιμες. Χρησιμοποιούνται ευρέως, από τις βιομηχανικές γραμμές παράγωγης αλλά με την συνεχή εξέλιξη και την απλοποίηση των συστημάτων τους, έχουν κατασκευασθεί πλέον, μηχανές ταχείας προτυποποίησης ικανές για χρήση γραφείου. Οι μηχανές αυτές διαχωρίζονται ανάλογα με:

- Την αρχή λειτουργίας τους
- Το μέγεθος του κατασκευαζόμενου αντικείμενου
- Την ακρίβεια κατασκευής της μηχανής
- Τον τύπο του υλικού κατεργασίας
- Τις μηχανικές ιδιότητες του κατασκευαζόμενου εξαρτήματος

Οι πιο ευρέως διαδεδομένες τεχνολογίες που έχουν αναπτυχθεί και είναι εμπορικά διαθέσιμες για την κατασκευή πρωτότυπων αντικειμένων στις βιομηχανικές γραμμές παράγωγης είναι οι εξής:

- Στερεολιθογραφία (Stereolithography)
- Επιλεκτικής σύντηξης με την χρήση ακτινών λέιζερ (Selective Laser Sintering)
- Συγκόλλησης λεπτών φύλων (Laminated Object Manufacturing)

- Εναπόθεσης –Σύντηξης διαδοχικών στρώσεων (Fused Deposition Modeling)
- Τρισδιάστατης εκτύπωσης ink-jet (3D ink-jet Printing)
- Και μια παραλλαγή της Στερεολιθογραφίας γνωστή ως Solid Ground Curing

2.6.1 Στερεολιθογραφία (Stereolithography, STL)

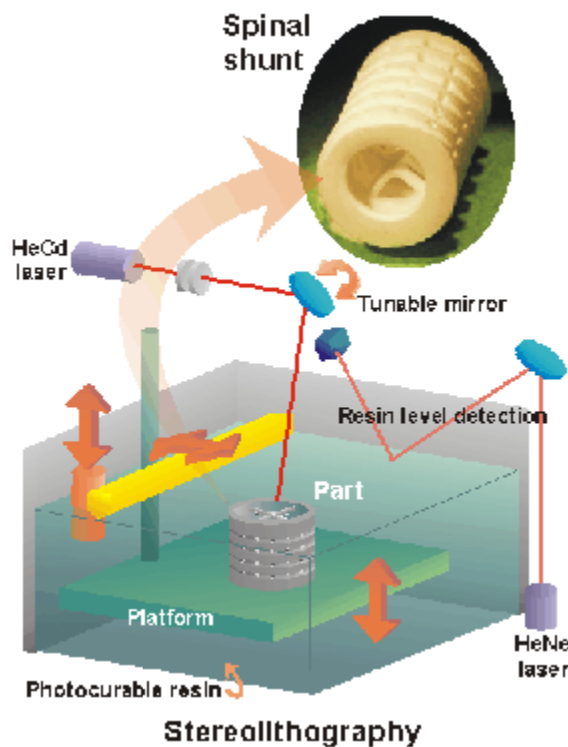
Το 1986, ο Charles W. Hull, καταχώρησε την Στερεολιθογραφία ως μια μέθοδο κατασκευής στερεών αντικειμένων, με διαδοχική εκτύπωση λεπτών στρώσεων σε ένα σκληρυνόμενο από το υπεριώδες φως υλικό. Την ίδια χρονιά, ίδρυσε την εταιρεία 3D System Inc, για να γενικεύσει και να εμπορευματοποιήσει την διαδικασία αυτή. Έχουν γίνει προσπάθειες, για την κατασκευή μαθηματικών μοντέλων της διαδικασίας της Στερεολιθογραφίας και αλγορίθμων σχεδιασμού, για να προσδιορισθεί, κατά πόσο ένα πρωτότυπο αντικείμενο μπορεί να κατασκευασθεί με αυτή την μέθοδο.

Η διαδικασία αυτή, περιγράφεται με μια συγκεντρωμένη δέσμη υπεριώδους φωτός, η οποία εστιάζεται στην επιφάνεια ενός δοχείου γεμάτο με φωτοπολυμερές υγρό. Η δέσμη φωτός, σχεδιάζει το αντικείμενο πάνω στην επιφάνεια του ρευστού στρώμα-στρώμα. Η διαδικασία αυτή βασίζεται στην αρχή του πολυμερισμού ή σταυρωτής σύνδεσης, για να δημιουργήσει ένα στερεό μέσω μιας πολύπλοκης διαδικασίας, στην οποία απαιτείται αυτοματισμός. Είναι μια διαδικασία κατασκευής, η οποία περιλαμβάνει μια δεξαμενή με φωτοσκληρυνόμενο υγρό (πολυμερής ρητίνη), και ένα υπεριώδες λέιζερ για να χτίσει τις στρώσεις του εξαρτήματος μια-μια κάθε φορά. Για κάθε στρώμα, η δέσμη λέιζερ, σχεδιάζει μια εγκάρσια τομή του σχεδίου στην επιφάνεια της υγρής ρητίνης. Η έκθεση σε υπεριώδες φως, στερεοποιεί το μοτίβο που σχεδιάστηκε, πάνω στην ρητίνη και το ενώνει με το κάτω στρώμα. Αφού το πρωτότυπο, έχει σχεδιαστεί, η πλατφόρμα κατεβαίνει κατά μια απόσταση ίση με το πάχος του κάθε στρώματος (0,05mm έως 0.15mm) . Η διαδικασία αυτή, επαναλαμβάνεται εωσότου ολοκληρωθεί το σχέδιο του τρισδιάστατου κομματιού. Αφού κατασκευασθεί το εξάρτημα, βυθίζεται σε ένα χημικό λουτρό, και στην συνέχεια τοποθετείται σε έναν υπεριώδες φούρνο, για να σκληρυνθεί περισσότερο. Με την μέθοδο αυτή, μπορούν να κατασκευασθούν, ταχύτατα πολύπλοκα σχέδια. Ο χρόνος κατασκευής, εξαρτάται από το μέγεθος και την πολυπλοκότητα του σχεδίου.

Οι περισσότερες μηχανές, παράγουν κομμάτια με μέγιστο μέγεθος 50x50x60 cm . Τα πρωτότυπα που παράγονται από την Στερεολιθογραφία, έχουν αυξημένη μηχανική αντοχή και μπορούν να επεξεργασθούν από εργαλειομηχανές C.N.C. Τα εξαρτήματα αυτά, μπορούν να χρησιμοποιηθούν ως κύρια τμήματα καλουπιών με χύτευση,

θερμομόρφωσης και χύτευση με εμφύσηση καθώς και διάφορες διαδικασίες χύτευσης μετάλλων.

Η στερεολιθογραφία, μπορεί να παράγει ένα μεγάλο εύρος σχημάτων, τα οποία συχνά έχουν μεγάλο κόστος (κόστος φωτοσκληρυνόμενης ρητίνης από 80 έως 210 δολάρια ανά λίτρο). Το κόστος των μηχανών αυτών ξεκινάει από 100.000\$ και μπορεί να φθάσει πάνω από 500.000\$ αν και πρόσφατα δημιουργήθηκαν μοντέλα χαμηλότερου κόστους. Στην παρακάτω εικόνα φαίνεται η αρχή λειτουργίας της στερεολιθογραφίας(Σχ. 2.6.1)



Σχήμα 2.6.1 : Αρχή λειτουργίας Στερεολιθογραφίας



(α)

(β)

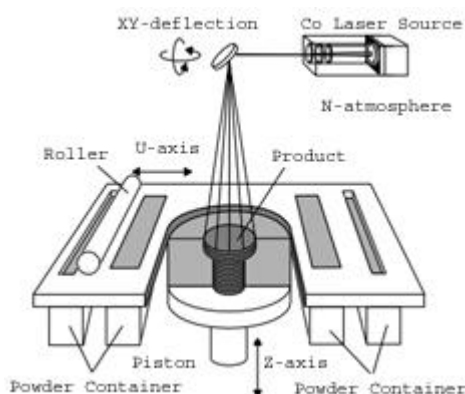
Σχήμα 2.6.2 : (α) Βιομηχανικού τύπου μηχανήμα Στερεολιθογραφίας, (β) Πρωτότυπο μοντέλο

2.6.2 Επιλεκτική σύντηξη με την χρήση ακτινών λέιζερ (Selective Laser Sintering, SLS)

Η επιλεκτική σύντηξη με την χρήση ακτινών λέιζερ (S.L.S.), αναπτύχθηκε και καταχωρήθηκε από τον Dr. Carl Deckard, στο πανεπιστήμιο του Τέξας στο Όστιν, στα μέσα της δεκαετίας του 1980. Σε αντίθεση με άλλες μεθόδους κατασκευής πρωτοτύπων, όπως η στερεολιθογραφία και η εναπόθεσης – σύντηξης διαδοχικών στρώσεων (F.D.M.), η μέθοδος αυτή, δεν απαιτεί δομές υποστήριξης και αυτό οφείλεται στο γεγονός, ότι το εξάρτημα που κατασκευάζεται περιβάλλεται από μη λιωμένη σκόνη καθ' όλη την διάρκεια κατασκευής . Είναι μια τεχνική κατασκευής πρωτοτύπων, που χρησιμοποιεί ένα λέιζερ υψηλής ισχύος, (π.χ. CO₂) για να λιώσει μικρά σωματίδια από πλαστικό, μέταλλο, κεραμικό και σκόνη γυαλιού στο επιθυμητό σχήμα. Το λέιζερ λιώνει επιλεκτικά, κονιοποιημένο υλικό, με σάρωση σε εγκάρσιες τομές από ένα ψηφιακό 3D αρχείο. Αφού, μια εγκάρσια διατομή έχει σχεδιασθεί, η επιφάνεια της σκόνης χαμηλώνει κατά ένα μήκος όσο το πάχος του στρώματος, και επαναλαμβάνεται η διαδικασία, έως ότου ολοκληρωθεί το εξάρτημα.

Επειδή, η πυκνότητα του τελικού εξαρτήματος, εξαρτάται από την μέγιστη ισχύ του λέιζερ και όχι από την διάρκεια της ακτινοβολίας, η μηχανές S.L.S. χρησιμοποιούν συνήθως παλμικό λέιζερ. Η μηχανή προθερμαίνει το κονιοποιημένο υλικό λίγο κάτω από το σημείο τήξης του, ώστε να καταστεί ευκολότερο για το λέιζερ να αυξήσει την θερμοκρασία των επιλεγμένων περιοχών στο σημείο τήξης. Μερικά μηχανήματα S.L.S., χρησιμοποιούν σκόνη ενός συστατικού, (π.χ. άμεση συσσωμάτωση μετάλλου με λέιζερ), ωστόσο οι περισσότερες μηχανές χρησιμοποιούν σκόνη δύο συστατικών, συνήθως είτε επικαλυμμένης σκόνης είτε ένα μείγμα σκόνης. Σε ενός συστατικού σκόνης, το λέιζερ λιώνει μόνο την εξωτερική επιφάνεια των σωματιδίων, (τήξη επιφανείας) ενώνοντας τους στερεούς μη λιωμένους πύρινες μεταξύ τους και με το προηγούμενο στρώμα. Σε σύγκριση με άλλες μεθόδους παραγωγής με πρόσθεση υλικού, οι μηχανές αυτές μπορούν να παράγουν εξαρτήματα από ένα ευρύ φάσμα εμπορικά διαθέσιμων υλικών σε σκόνη. Μερικά από αυτά είναι το νάιλον, το καθαρό γυαλί, πολυστυρόλιο, ή μέταλλα συμπεριλαμβανομένου του τιτανίου, του χάλυβα, μείγμα κράματος και σύνθετα. Η φυσική διαδικασία, μπορεί να είναι μερική τήξη, ή υγρής φάσης πυροσυσσωμάτωση. Ανάλογα με την πυκνότητα του υλικού (100%),

μπορούμε να πετύχουμε μηχανικές ιδιότητες, ανάλογες με αυτές από τις συμβατικές μεθόδους παραγωγής. Σε πολλές περιπτώσεις, μεγάλος αριθμός εξαρτημάτων, μπορεί να τοποθετηθεί μέσα στην σκόνη επιτρέποντας έτσι πολύ μεγάλη παραγωγικότητα.

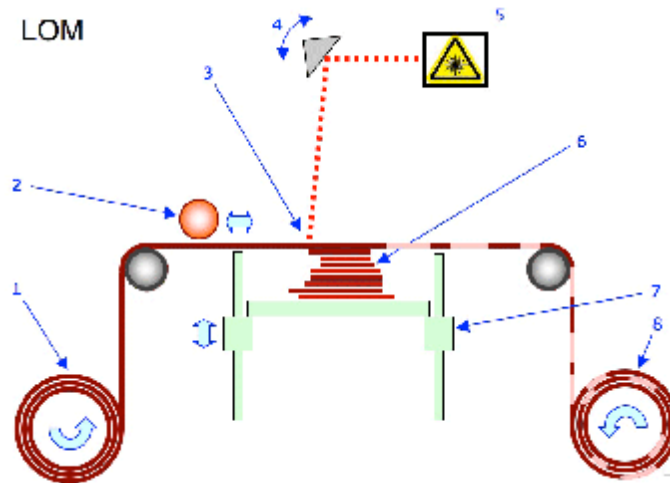


Σχήμα 2.6.2.1 : Αρχή λειτουργίας Selective Laser Sintering.

2.6.3 Συγκόλληση Λεπτών Φύλλων (Laminated Object Manufacturing, L.O.M.)

Είναι ένα σύστημα ταχείας προτυποποίησης, που αναπτύχθηκε από την εταιρεία Helisys Inc. Σε αυτή την μέθοδο, τα στρώματα δημιουργούνται με κόλλα και χαρτί, πλαστικό, ή μεταλλικά ελάσματα, που συγκολλούνται μεταξύ τους και κόβονται στο επιθυμητό σχήμα, με ακτίνα λέιζερ ή κάποιου είδους λεπίδα . Η διαδικασία ξεκινάει από ένα θερμαινόμενο κύλινδρο, ο οποίος προσκολλά το φύλλο σε ένα υπόστρωμα (τράπεζα), και στην συνέχεια το λέιζερ χαράζει τις επιθυμητές διαστάσεις του πρωτότυπου. Στην συνέχεια, χαράζει εγκοπές, για την πιο εύκολη απομάκρυνση του αποβλήτου. Η πλατφόρμα με το ολοκληρωμένο πια στρώμα, κατεβαίνει προς τα κάτω, για να λάβει θέση η επόμενη στρώση, και πλέον ένα νέο απλώνεται πάνω, και η διαδικασία επαναλαμβάνεται έως ότου ολοκληρωθεί το πρότυπο μοντέλο. Τα

πλεονεκτήματα της μεθόδου αυτής, είναι το χαμηλό κόστος, τα απλά υλικά κατεργασίας, και τα μεγάλα εξαρτήματα που μπορούμε να κατασκευάσουμε. Δεν χρειάζονται κάποια χημική επεξεργασία όπως σε άλλες μεθόδους, και τα τεχνικά χαρακτηριστικά του δοκιμίου, μοιάζουν με αυτά του ξύλου. Ένα μειονέκτημα που έχει η μέθοδος αυτή, είναι ότι έχουμε μικρότερη ακρίβεια σε σχέση με άλλες τεχνικές.

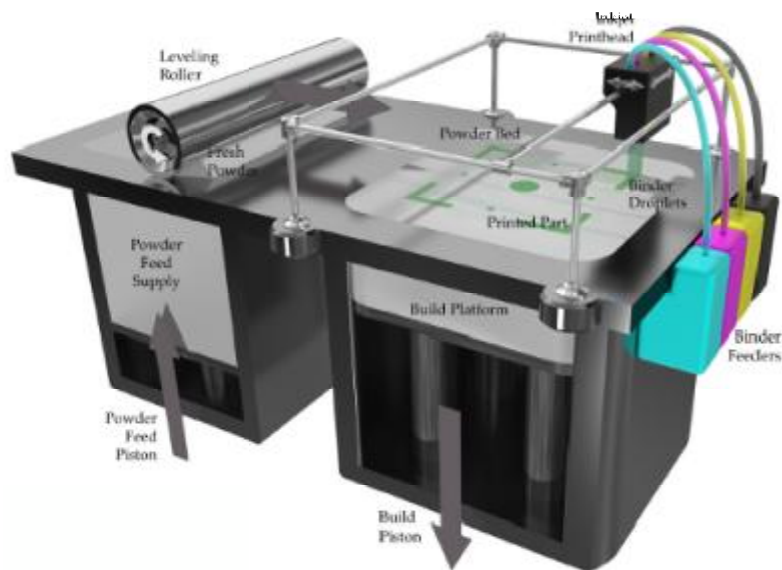


Σχήμα 2.6.3.1 : Αρχή λειτουργίας LAMINATED OBJECT MANUFACTURING

2.6.4 Τρισδιάστατη Εκτύπωση (3D INK- JET PRINTING)

Η διαδικασία 3D Printing είναι μια διαδικασία Ταχείας Προτυποποίησης η οποία αναπτύχθηκε από την IBM και στη συνέχεια πουλήθηκε στην εταιρεία Stratasys Inc. Και αυτή η διαδικασία κατασκευάζει μοντέλα χτίζοντας layer by layer .

Αρχικά, στρώνεται ένα μικρό στρώμα από σκόνη στην επιφάνεια του εμβόλου. Από ένα μοντέλο σχεδιασμένο σε σύστημα C.A.D, υπολογίζονται οι απαραίτητες πληροφορίες για τα στρώματα, μέσω ενός αλγορίθμου. Χρησιμοποιώντας τεχνολογία παρόμοια με αυτή των ink-jet εκτυπωτών, ένα υλικό ενοποιεί τα σωματίδια στα σημεία εκείνα όπου το αντικείμενο πρέπει να είναι ένα σώμα. Το έμβολο τότε, χαμηλώνει τόσο ώστε να απλωθεί η νέα σκόνη και να ενοποιηθεί επιλεκτικά. Αυτή η διαδικασία, στρώμα-στρώμα επαναλαμβάνεται μέχρι να ολοκληρωθεί το μοντέλο. Με μια κατάλληλη θερμική διαδικασία, αφαιρείται η ελεύθερη σκόνη αφήνοντας πίσω το μοντέλο. Πολλοί επιμένουν πως η διαδικασία 3D Printing είναι πιο ευέλικτη από όλες τις τεχνολογίες.



Σχήμα 2.6.4.1: Αρχή λειτουργίας 3D ink-jet Printing

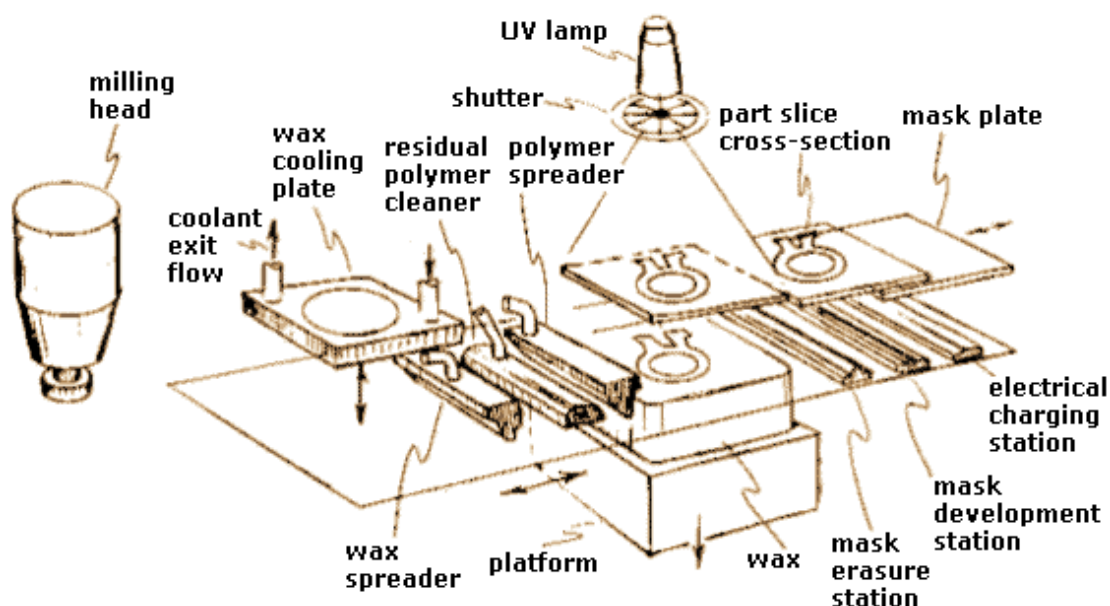
2.6.5 Στερεά Σκλήρυνση Επιφανείας (Solid Ground Curing, SGC)

Το σύστημα SOLIDER αναπτύχθηκε από την εταιρεία Cubital. Έχει την ίδια αρχή λειτουργίας με την στερεολιθογραφία, με σημαντικά όμως διαφορετική διαδικασία.

1. Πρώτη διαφορά. Το διάλυμα μετακινείται και οριζόντια μεταφέροντας τον ενεργό χώρο διαδικασίας σε διαφορετικούς σταθμούς στη μηχανή.
2. Δεύτερη διαφορά. Η πηγή φωτός και η διαδικασία. Χρησιμοποιείται λάμπα υπεριώδους φωτός που φωτίζει το θάλαμο και στερεοποιείται όλο η στρώση. Για να διαλέξουμε την περιοχή που πρέπει να στερεοποιηθεί, δημιουργείται μια μάσκα σε μια γυάλινη επιφάνεια και σβήνεται διαδοχικά μετά τη χρήση της. Η γυάλινη πλάκα με τη μάσκα τοποθετείται μεταξύ της λάμπας και της επιφάνειας του χώρου εργασίας .
3. Τρίτη διαφορά. Τα μοντέλα χτίζονται περικυκλωμένα από κερί, περιορίζοντας την ανάγκη χρήσης κατασκευών για υποστήριξη. Μόλις μια στρώση έχει εκτεθεί στο υπεριώδες φως της λάμπας, οι περιοχές που δεν έχουν στερεοποιηθεί, αυτές που γεμίζουν με υπολείμματα, αντικαθίστανται με κερί.

Αυτό επιτυγχάνεται με εξάλειψη των καταλοίπων και στρώνοντας έναν layer από κερί. Πετυχαίνουμε την σκλήρυνση του κεριού με μια παγωμένη μεταλλική πλάκα και διαδοχικά ο layer επεξεργάζεται στο σωστό ύψος.

Οι τελευταίες βελτιώσεις που ανακοινώθηκαν από την Cubital είναι η δυνατότητα να αλλάζει το μέγεθος του χώρου κατεργασίας και μια επιπλέον λάμπα υπεριώδους φωτός. Το σύστημα αυτό της Cubital μπορεί να πετύχει πάχος layer ίσο με 0.1-0.2 mm, μπορεί να κατασκευάσει έναν layer σε 70 sec και κοστίζει 470.000 \$.



Σχήμα 2.6.5.1 : Αρχή Λειτουργίας Solid Ground Curing

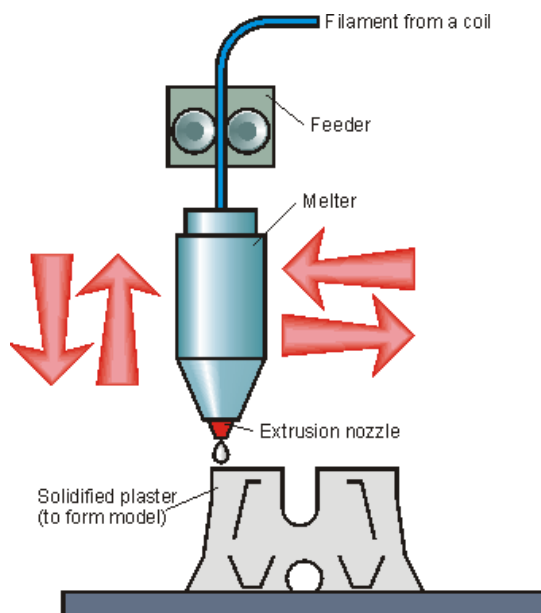
2.6.6 Εναπόθεση – Σύντηξη Διαδοχικών Στρώσεων (Fused Deposition Modeling, F.D.M.)

Είναι μια τεχνολογία κατασκευής, πρόσθεσης υλικού, που χρησιμοποιείται κυρίως για την μοντελοποίηση, την προτυποποίηση και την παραγωγή εφαρμογών.

Το F.D.M., λειτουργεί σε μια αρχή πρόθεσης υλικού, απλώνοντας το υλικό σε στρώματα. Ένα πλαστικό νήμα, ξετυλίγεται από ένα ρολό, το οποίο προωθείται σε ένα ακροφύσιο εξώθησεως (hotend). Το ακροφύσιο, λιώνει το υλικό και μπορεί να κινείται σε οριζόντια και κάθετη διεύθυνση, με ένα ελεγκτή αριθμητικού ελέγχου (N.C. Controller). Το μοντέλο ή εξάρτημα, παράγεται, με εξώθηση υλικού, σε εύπλαστη μορφή, από ένα θερμοπλαστικό υλικό, για τον σχηματισμό στρωμάτων, καθώς το υλικό σκληραίνει αμέσως μετά από την εξώθησή του από το ακροφύσιο (Σχ. 2.6.6.1). Η κίνηση του

Hotend, γίνεται με βηματικούς κινητήρες ή σερβοκινητήρες, και η τεχνολογία αυτή αναπτύχθηκε από τον S. Scott Crump, στα τέλη του 1980, και εμφανίστηκε στο εμπόριο το 1990. Ο όρος F.D.M., είναι εμπορικό σήμα της Stratasys Inc, και ακριβός ισοδύναμος όρος, είναι το F.F.F. (Fused Filament Fabrication) που επινοήθηκε, από τα μέλη των RepRap Project, για να δώσει μια φράση που θα μπορούσε να είναι νόμιμο χωρίς περιορισμούς.

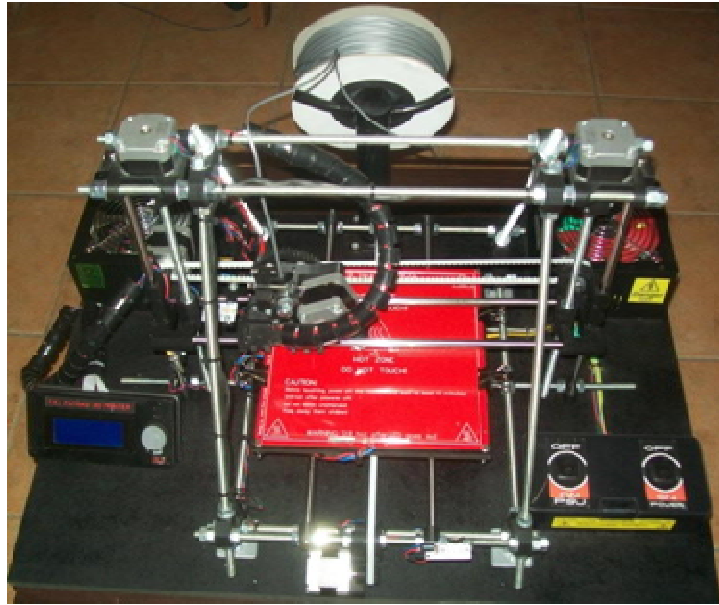
Η μέθοδος F.D.M., ξεκινάει με μια διαδικασία λογισμικού, που αναπτύχθηκε από την εταιρεία Stratasys Ltd, το οποίο επεξεργάζεται ένα αρχείο STL μέσα σε λίγα λεπτά, και με μαθηματικό τρόπο τεμαχίζει, και προσανατολίζει το μοντέλο, για την διαδικασία κατασκευής, του και δημιουργούνται αυτόματα δομές υποστήριξης εάν απαιτούνται. Το θερμοπλαστικό υλικό υγροποιείται και εναποτίθενται μέσω ενός ακροφυσίου, το οποίο ακολουθεί μια διαδρομή η οποία καθορίζεται από το αρχείο C.A.D. του σχεδίου. Το υλικό αποτίθενται σε στρώματα λεπτού πάχους έως 0,01mm, και το εξάρτημα φτιάχνεται από κάτω προς τα πάνω, ένα στρώμα κάθε φορά (Σχήμα 20). Τα υλικά που χρησιμοποιεί, είναι το ABS, (ακρολονονιτρίλιο βουταδιαίνειο συρόλιο) πολυμερές, PLA (πολυγαλακτικό οξύ), πολυανδρικά, πολυκαπρολακτόνη, πολυφαινισουλφόνες και κερι με διαφορετικές αντοχές και θερμοκρασιακές ιδιότητες.



Σχήμα 2.6.6.1 : Αρχή Λειτουργίας Fused Deposition Modeling

2.7 Ο τρισδιάστατος εκτυπωτής στον οποίο αναπαράγαμε τα κομμάτια

Ο «PRUSA MENDEL LM8UU» ανήκει στην κατηγορία των RepRap. Οι RepRap μηχανές είναι τρισδιάστατοι εκτυπωτές γραφείου (Desktop 3D Printers), οι όποιοι είναι ικανοί να δημιουργούν αντικείμενα τριών διαστάσεων σχεδιασμένα από Η/Υ. Το RepRap δημιουργήθηκε από μια ομάδα μηχανικών από όλη την Ευρώπη, με επικεφαλής τον Adrian Bowyer που είχε ως στόχο την δημιουργία ενός project ελεύθερο στο κοινό, για την κατασκευή πλαστικών αντικειμένων. Το Prusa Mendel πήρε το όνομά του από τον δημιουργό του Josef Prusa ο οποίος βασιζόμενος στο project του Bowyer κατασκεύασε και εξέλιξε την μηχανή Prusa Mendel LM8UU. Είναι μια μηχανή ταχείας προτυποποίησης η οποία έχει την δυνατότητα κατασκευής μικρών αντικειμένων, μεγάλης ακρίβειας, σχεδιασμένα σε ψηφιακά αρχεία C.A.D. Ως πρώτη ύλη, χρησιμοποιεί πλαστικό νήμα (ABS ή PLA) το οποίο τίκεται σε κατάλληλη θερμοκρασία, με σκοπό την κατασκευή του επιθυμητού αντικειμένου. Αποτελείται από το κύριο σώμα, που πάνω σε αυτό, βρίσκονται οι βηματικοί κινητήρες οι οποίοι εκτελούν τις κινήσεις των τεσσάρων αξόνων (X,Y,Z,E). Η τράπεζα μαζί με την θερμαινόμενη πλάκα (heatbed), αποτελούν την περιοχή εκτύπωσης και καθορίζουν το μέγιστο μέγεθός της. Επιπλέον στο κύριο σώμα, είναι τοποθετημένο το εργαλειοφορείο της μηχανής, το οποίο φέρει πάνω του το θερμαινόμενο ακροφύσιο (hotend), καθώς και τον μηχανισμό εξώθησης του πλαστικού (extruder). Η μετάδοση κίνησης, από τις βηματικούς κινητήρες γίνεται με διάταξη κοχλία-περικόχλιο για τον άξονα Z, ενώ για του άξονες X και Y χρησιμοποιείται οδοντωτός ιμάντας σε συνεργασία με οδοντωτό τροχό. Η κίνηση αυτή μεταφέρεται πάνω σε λείους άξονες (γλίστρες) οι οποίοι λειτουργούν σαν οδηγοί για την τράπεζα και το εργαλειοφορείο. Η πλακέτα αριθμητικού ελέγχου (NC), ελέγχει τους βηματικούς κινητήρες, με την χρήση εντολών (κώδικας G και M) τις οποίες μπορούμε να εισάγουμε μέσω κάρτας μνήμης ή του control panel είτε μέσω ηλεκτρονικού υπολογιστή.



Σχήμα 2.7.1 : PRUSA MENDEL LM8UU

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 3

3.1 ΑΕΡΟΔΥΝΑΜΙΚΗ

Η Αεροδυναμική είναι ένας από τους κλάδους της Μηχανικής των ρευστών και ειδικότερα της Δυναμικής. Ο επιστημονικός κλάδος αυτός ερευνά και μελετά τους νόμους που διέπουν τη ροή του ατμοσφαιρικού αέρα ή άλλων αερίων γύρω από διάφορα σώματα που έχουν ειδική μορφή με περιορισμένη τη μία από τις τρεις διαστάσεις τους κατά κατεύθυνση κίνησης, καθώς και τη κίνηση αυτών μέσα στον αέρα. Σκοπός αυτής της μελέτης είναι ή έρευνα των δυνάμεων που ασκούνται έτσι ώστε να είναι αφενός προβλέψιμη η κίνησή τους αφετέρου η καλύτερη σχεδίαση και βελτιστοποίηση των μεγεθών τους προς τον επιδιωκόμενο σκοπό. Η δε βελτιστοποίηση αυτή μπορεί να σχετίζεται είτε με την επίτευξη μείωσης της αντίστασης στη κίνηση του σώματος, είτε με την επίτευξη μέγιστης άντωσης με ελάχιστη οπισθέλκουσα δύναμη. Η Αεροδυναμική μέχρι πριν δύο δεκαετίες ήταν πειραματική επιστήμη και βασιζόταν ιδιαίτερα στις αεροδυναμικές σήραγγες. Μετά όμως την ανάπτυξη των ηλεκτρονικών υπολογιστών αναπτύχθηκε έντονα και η υπολογιστική αεροδυναμική με συνέπεια πείραμα και θεωρία να συμβάλουν πλέον στη πλήρη μελέτη της, έτσι ώστε η υπολογιστική να συμπληρώνει με αποτελεσματικότητα την πειραματική αεροδυναμική.

3.2 ΑΕΡΟΝΑΥΠΗΓΙΚΗ

Η Αεροναυπηγική είναι η επιστήμη και το επάγγελμα που ασχολείται με την ανάπτυξη, στο σχεδιασμό, την κατασκευή, τη δοκιμή και τη λειτουργία των ιπτάμενων οχημάτων. Το 1960 ο όρος διευρύνθηκε για να περιλαμβάνει και οχήματα που κινούνται στο διάστημα. Ένας από τους ακρογωνιαίους λίθους της αεροναυπηγικής είναι η αεροδυναμική καθώς μελετά την κίνηση του αέρα και τους τρόπους που αυτός αλληλεπιδρά με τα αντικείμενα που βρίσκονται σε κίνηση, όπως τα αεροσκάφη. Οι βασικές αρχές στις οποίες βασίζεται η αεροναυπηγική είναι θεμελιώδης για τη λειτουργία όλων των αεροσκαφών. Προωθητικά συστήματα με μεγάλη θερμοδυναμική και προωθητική απόδοση, δομές ελαχίστου βάρους και μέγιστης ανθεκτικότητας, εξωτερικά σχήματα ευσταθή κατά την πτήση και με μέγιστη αεροδυναμική αποδοτικότητα, συστήματα ελέγχου και κατευθύνσεως μεγάλης ακρίβειας και κατάλληλος σχεδιαστικός συμβιβασμός όλων των παραπάνω δίνει τη δυνατότητα στα αεροσκάφη να επιτυγχάνουν τις προβλεπόμενες επιδόσεις.

3.2.1 Ιστορία Αεροναυπηγικής

Οι πρώτες αναφορές αεροναυπηγικής στην ιστορία εμφανίζονται σε αρχαία αιγυπτιακά γραπτά, όπου περιγράφεται ο τρόπος πτήσης των πτηνών. Αεροναυπηγικές αναφορές εμφανίζονται επίσης στην αρχαία Κίνα όπου οι απλοί άνθρωποι πετούσαν χαρταετούς πριν από χιλιάδες χρόνια. Στον Μεσαίωνα οι Άραβες επιστήμονες κατανόησαν τον ακριβή μηχανισμό κίνησης των πτηνών στον αέρα. Πριν ακόμα υπάρξει επιστημονική έρευνα στον τομέα της αεροναυπηγικής, ο άνθρωπος προσπαθούσε να σκεφτεί τρόπους για να πετάξει. Σύμφωνα με την ελληνική μυθολογία, ο Δαίδαλος και ο γιός του ο Ίκαρος κατασκεύασαν δύο ζευγάρια φτερά από πούπουλα και κεριά και τα χρησιμοποίησαν για να δραπέτεύσουν από το Λαβύρινθο στην Κρήτη όπου τους κρατούσε φυλακισμένους ο βασιλιάς Μίνωας. Όταν ο άνθρωπος ξεκίνησε να μελετά μεθοδικά τον τρόπο πτήσης, ξεκίνησε να καταλαβαίνει τις βασικές αρχές του αέρα και της αεροδυναμικής.

3.3 ΑΝΩΣΗ

Άνωση ονομάζεται η συνισταμένη δύναμη που δέχεται ένα σώμα από το ρευστό μέσα στο οποίο βρίσκεται. Η άνωση έχει κοινή διεύθυνση με το βάρος του σώματος, και αντίθετη φορά.

Η άνωση εκδηλώνεται σε κάθε σώμα που βρίσκεται εντός ρευστού, παρουσία βαρυτικού πεδίου και γίνεται αντιληπτή ως δύναμη που δρα αντίθετα στο βάρος. Στην περίπτωση σωμάτων που ανυψώνονται λόγω της άνωσης που ασκεί σε αυτά η ατμόσφαιρα (αεροπλάνα, ελικόπτερα) η ισορροπία επέρχεται λόγω της μείωσης του ειδικού βάρους της ατμόσφαιρας καθ' ύψος. Το σώμα ανέρχεται μέχρι το ύψος όπου η άνωση εξισώνεται με το βάρος, και εκεί ηρεμεί. Στην κατάσταση αυτή λέμε ότι το σώμα αιωρείται.

3.4 ΑΝΤΩΣΗ

Άντωση ή δυναμική άνωση ονομάζεται η κάθετη στην κίνηση συνιστώσα της δύναμης που ασκείται σε ένα σώμα όταν αυτό βρίσκεται σε κίνηση σε σχέση με το ρευστό που το περιβάλλει. Η μελέτη του φαινομένου της άντωσης εμπίπτει στον κλάδο της φυσικής που ονομάζεται δυναμική των ρευστών. Η άντωση εμφανίζεται σε σώματα που παρουσιάζουν ασυμμετρία όταν τα εξετάζουμε κατά άξονα παράλληλο με την διεύθυνση της κίνησης. Στην περίπτωση αυτή λόγω διαφοράς ταχυτήτων του ρευστού μεταξύ δύο πλευρών του σώματος δημιουργείται δύναμη που ωθεί το σώμα προς μια συγκεκριμένη κατεύθυνση. Για να συμβεί κάτι τέτοιο το σώμα δεν θα πρέπει να είναι

συμμετρικό ή αν είναι συμμετρικό θα πρέπει να περιστρέφεται και να περιρέεται ταυτόχρονα από το ρευστό. Μαθηματικά η δυναμική άνωση εκφράζεται από τον εξής τύπο:

$$L = \frac{1}{2} * C_L * \rho * A * U^2 \quad (3.1)$$

όπου:

C_L : συντελεστής άνωσης (Lift coefficient) , για τον οποίο ισχύει :

$$C_L = \frac{2 * L}{\rho * A * U^2} \quad (3.2)$$

όπου:

L : δύναμη της άνωσης

ρ : πυκνότητα ρευστού

A : εμβαδό πτερυγίου

U : σχετική ταχύτητα ρευστού -σώματος

ρ : πυκνότητα ρευστού

A : η επιφάνεια του σώματος που είναι κάθετη στη ροή

U: ταχύτητα σώματος ως προς το ρευστό

Τα αεροσκάφη (ελικόπτερα, αεροπλάνα κ.τ.λ.) στηρίζονται σε αυτή την αρχή προκειμένου να απογειωθούν, να ανέρχονται, να κατέρχονται και να διατηρούνται σε συγκεκριμένο ύψος κατά τη διάρκεια της πτήσης. Η διατομή των πτερυγίων τους είναι τέτοια ώστε στην κάτω πλευρά να αναπτύσσονται μεγαλύτερες ταχύτητες και κατά συνέπεια μικρότερες πιέσεις από ότι στην πάνω πλευρά, δημιουργώντας έτσι την άνωση.

3.5 ΟΠΙΣΘΕΛΚΟΥΣΑ ΔΥΝΑΜΗ

Οπισθέλκουσα δύναμη ή αντίσταση ονομάζεται η δύναμη η οποία έχει τον ίδιο φορέα με αυτόν της ταχύτητας αλλά αντίθετη φορά και εμφανίζεται κατά την κίνηση αντικειμένων εντός ρευστού. Η παρουσία της δύναμης οφείλεται

στη διαφορετική πίεση η οποία επικρατεί στις δύο πλευρές ενός σώματος. Μαθηματικά η αντίσταση εκφράζεται ως:

$$D = \frac{1}{2} * C_d * \rho * A * U^2 \quad (3.3)$$

όπου:

C_d : Συντελεστής αντίστασης σώματος (εξαρτάται κατά βάση από τη γεωμετρία)

ρ : πυκνότητα του ρευστού

A : Η μέγιστη μετωπική επιφάνεια του κινούμενου σώματος

U : Η σχετική ταχύτητα σώματος-ρευστού

Η αντίσταση είναι η κυρίαρχη δύναμη η οποία αντιτίθεται στην κίνηση των σωμάτων και οφείλεται, όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, στη διαφορετική πίεση η οποία επικρατεί στις δύο πλευρές ενός σώματος. Για να γίνει κατανοητή η ύπαρξη της διαφοράς αυτής στην πίεση μεταξύ των πλευρών ενός σώματος θα εξετάσουμε ένα παράδειγμα από την καθημερινότητα. Ένας άνθρωπος γυμνάζεται στον στίβο ενός γηπέδου μια ημέρα κατά την οποία δεν φυσάει. Κατά τη διάρκεια της προθέρμανσης του στην αρχή περπατάει με μια χαμηλή ταχύτητα, την οποία στην συνέχεια αυξάνει συνεχώς και φτάνει σε σημείο να κάνει χαλαρό τρέξιμο. Όταν περπατάει δεν νιώθει σχεδόν καμία δύναμη να αντιστέκεται στην κίνηση του. Ο αέρας στην περίπτωση αυτή έχει μια μικρή σχετική ταχύτητα σε σχέση με τον άνθρωπο. Καθώς αυξάνει την ταχύτητα του νιώθει όλο και περισσότερο μια δύναμη να αντιστέκεται στην κίνηση του.

Τώρα η ταχύτητα του σε σχέση με τον αέρα είναι μεγαλύτερη με πριν. Για να καταλάβουμε τι γίνεται θεωρούμε τον άνθρωπο ακίνητο και τον αέρα να κινείται σε σχέση με αυτόν. Στην αρχή η ορμή του αέρα είναι μικρή, λόγω της μικρής του ταχύτητας, και στην συνέχεια αυξάνεται συνέχεια. Κατά την σύγκρουση των μορίων του αέρα με το σώμα του ανθρώπου η ορμή αυτή μειώνεται κατά πολύ και σε πολλές περιπτώσεις μηδενίζεται κιόλας. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα την άσκηση δύναμης από τον αέρα στον άνθρωπο λόγω της ανταλλαγής αυτής ορμής που συντελείται μεταξύ ανθρώπου-αέρα, διότι ως γνωστόν από τον νόμο του Νεύτωνα έχουμε:

$$SF = \frac{dp}{dt} = \frac{d(m * u)}{dt} \quad (3.4)$$

Όπου :

p : ορμή

Ισχύει , επίσης : $p = m * u$

όπου

m : μάζα του σώματος

u : ταχύτητα του σώματος

Η δύναμη αυτή που ασκείται λοιπόν στον άνθρωπο διαιρεμένη με τη μετωπική του επιφάνεια μας δίνει μια πίεση η οποία ασκείται επάνω του στην πλευρά του η οποία έρχεται σε επαφή με τον αέρα. Εκεί λοιπόν έχουμε αυξημένη πίεση σε σχέση με την οπίσθια πλευρά του στην οποία επικρατεί ατμοσφαιρική πίεση (ίσως και χαμηλότερη). Η διαφορά αυτή των πιέσεων είναι η αντίσταση. Το παραπάνω παράδειγμα μπορεί να γενικευθεί για οποιοδήποτε σώμα κινείται εντός ρευστού.

3.6 Αντίσταση και Ισχύς

Είδαμε πιο πάνω πως η αντίσταση δίνεται ως $D = \frac{1}{2} * C_d * \rho * A * U^2$ η ισχύς

ως γνωστόν δίνεται από την σχέση $P = D * u$, αντικαθιστώντας λοιπόν

βρίσκουμε ότι $P = \frac{1}{2} * C_d * \rho * A * U^3$. Βλέπουμε δηλαδή πως η ισχύς είναι

ανάλογη του κύβου της ταχύτητας. Για παράδειγμα ένα αεροσκάφος παράγει μια συγκεκριμένη ποσότητα ισχύος, προκειμένου,λοιπόν, να διπλασιάσει την ταχύτητα του πρέπει να παράξει οχταπλάσια ισχύ.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 4

4.1 Εισαγωγή στα Multirotors

Τα εναέρια οχήματα πολλών στροφείων είναι γνωστά στο διεθνή χώρο με την ονομασία Multi – Rotor Aerial Vehicles (MRAV) ή με μια λέξη multirotors ή ακόμα και multicopters. Επίσης, με τη λέξη στροφείο αφήνουμε να εννοηθεί ότι το όχημα είναι καθέτου απογείωσης και προσγείωσης (Vertical Take off and Landing – VTOL).

Τα στροφεία στα οχήματα αυτά δεν έχουν σχέση με το γνωστό στροφείο του ελικοπτέρου στο οποίο τα πτερύγια είναι μεταβλητού βήματος μέσω μηχανισμού. Τα στροφεία στα οποία αναφερόμαστε εδώ, είναι ουσιαστικά έλικες, όπως αυτές των αεροσκαφών, όπου το βήμα των πτερυγίων είναι σταθερό. Η γενικότερη κατηγορία οχημάτων στην οποία ανήκει και το multirotor είναι τα rotorcrafts (στροφειόπτερα) τα οποία είναι ιπτάμενες μηχανές βαρύτερες από τον αέρα που χρησιμοποιούν μία ή περισσότερες περιστρεφόμενες πτέρυγες (πτερύγια) για να παράγουν άνωση. Η επίσημη σύντμηση για τέτοιου είδους οχήματα που ταυτόχρονα είναι και μη επανδρωμένα, είναι RUAV (Rotorcraft Unmanned Aerial Vehicle). Το RUAV είναι ένα μη επανδρωμένο όχημα που φέρει έστω μια μικρή αυτονομία στη πλοήγησή του, φέρει δηλαδή κάποιο ηλεκτρονικό κύκλωμα ελέγχου. Όταν το RUAV έχει πλήρη αυτονομία και μπορεί να πλοηγηθεί χωρίς ανθρώπινη παρέμβαση ονομάζεται RUAS (Rotorcraft Unmanned Aerial System). Ως UAV αναφέρονται τα μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα σταθερής πτέρυγας (fixed – wing).

Το multirotor ή MRAV λοιπόν είναι ένα RUAV με το χαρακτηριστικό όμως ότι φέρει παραπάνω από δύο έλικες. Ο έλεγχος της κίνησής τους εν γένει, επιτυγχάνεται μεταβάλλοντας τη σχετική ταχύτητα περιστροφής μεταξύ των στροφείων, ώστε να μεταβληθεί η ώση και η ροπή. Επειδή όμως ο έλεγχος αυτός είναι αρκετά πολύπλοκος, τον αναλαμβάνει ενσωματωμένος μικροελεγκτής στο MRAV, ο οποίος με μετρήσεις από κατάλληλους αισθητήρες, επίσης ενσωματωμένους στο όχημα, καταφέρνει να το σταθεροποιεί. Τα MRAV έχουν συνήθως 3 έλικες (trirotor ή tricopter), ή 4 έλικες (quadrotor ή quadcopter), 6 έλικες (hexadrotor ή hexacopter) (Σχ.4.1.1) έλικες (octorotor ή octocopter) (Σχ. 4.1.2) ή και παραπάνω έλικες



Σχήμα 4.1.1 : DJI F550 Hexacopter (έξι έλικες)



Σχήμα 4.1.2 : OHS Octocopter Basic (8 έλικες)

4.2 Η Χρησιμότητα των UAV και προβλήματα υλοποίησης

Ένα UAV (Unmanned Aerial Vehicle), είναι ένα αεροσκάφος χωρίς να υπάρχει άμεσος χειρισμός αυτού από κάποιον πιλότο. Οι πτήσεις τους πραγματοποιούνται είτε αυτόνομα, ελεγχόμενες μέσω υπολογιστών, οι οποίοι υπάρχουν μέσα στο αεροσκάφος, είτε μέσω ενός χειριστηρίου, το οποίο θα βρίσκεται έξω από το αεροσκάφος αυτό ή μέσα σε ένα άλλο συνοδευτικό αεροσκάφος και ο έλεγχος του θα γίνεται μέσω του πιλότου. Υπάρχει μια τεράστια ποικιλία από UAV, διαφορετικού σχήματος, μεγέθους, διαμόρφωσης

και χαρακτηριστικών. Ιστορικά τα UAV ελέγχονταν κατά την πτήση τους από πιλότους μέσω ενός χειριστηρίου, αλλά ο αυτόνομος έλεγχος, με το πέρασμα των χρόνων, εφαρμόζεται ολοένα και περισσότερο. Τα UAV έχουν αναπτυχθεί κατά κύριο λόγο για στρατιωτικές εφαρμογές, όμως υπάρχει μια σταδιακή αύξηση χρησιμοποίησής τους και σε αστικές εφαρμογές, όπως σε πυροσβεστικές αποστολές και σε χώρους μη-στρατιωτικής ασφάλειας, π.χ η επιτήρηση των αγωγών μιας εγκατάστασης. Τα UAV συχνά προτιμούνται για αποστολές οι οποίες είναι αδύνατο να υλοποιηθούν από επανδρωμένα αεροσκάφη. Τέλος, τα UAV μπορούν να χρησιμοποιηθούν σε αποστολές έρευνας και διάσωσης, βοηθώντας καταλυτικά στο να βρεθούν άνθρωποι οι οποίοι έχουν χαθεί, ή έχουν παγιδευτεί μέσα στα συντρίμια κτιρίων, ή επιπλέουν στην θάλασσα ψάχνοντας σε σημεία που για τον άνθρωπο είναι επικίνδυνα και πολύ δύσκολα προσβάσιμα. Πέρα όμως από τα αρκετά πλεονεκτήματα που μας προσφέρουν τα UAV σαν κατασκευές, στην υλοποίησή τους πρέπει να ξεπεράσουμε κάποια σημαντικά προβλήματα. Το κυριότερο, από τα προβλήματα αυτά, είναι πως όλα τα αισθητήρια παράγουν “θορύβους” με αποτέλεσμα οι μετρήσεις τους να μην είναι τόσο ακριβείς. Ένα εξίσου σημαντικό πρόβλημα, κατά την υλοποίηση μιας τέτοιας κατασκευής είναι πως βάζοντας ένα UAV σε έναν άγνωστο χώρο, αυτό δεν θα έχει κάποια προηγούμενη πληροφορία. Για να μπορέσει λοιπόν να φτάσει σε ένα απομακρυσμένο στόχο μέσα στον χώρο αυτό, πρέπει να αποκτήσει γνώση του χώρου και να την αποθηκεύσει με τέτοιο τρόπο, που να είναι εφικτή αργότερα η αξιοποίησή της για τον σχεδιασμό ενός βέλτιστου μονοπατιού, προς τον τελικό στόχο.

4.3 Το Quadrotor

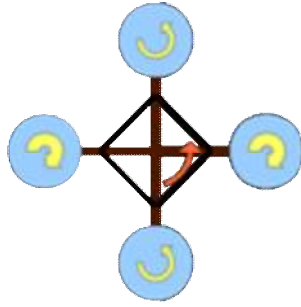
Στο σημείο αυτό κρίνεται απαραίτητη η παρουσίαση της βασικής κατασκευής του ελικοπτέρου quadrotor καθώς και του τρόπου με τον οποίον ίπταται και εκτελεί τους διάφορους ελιγμούς. Έτσι μπορούν στη συνέχεια να γίνουν κατανοητά και πιο σύνθετα ζητήματα όπως η πλήρης μοντελοποίηση του και διάφορα αεροδυναμικά φαινόμενα που το επηρεάζουν.

Το quadrotor είναι ένας τύπος ελικοπτέρου που χρησιμοποιεί τέσσερις, ίσης διαμέτρου, έλικες για την ανύψωση και για την προώθησή του. Οι τέσσερις έλικες τοποθετούνται συμμετρικά πάνω σε έναν σκελετό σχήματος σταυρού, ενώ στο κέντρο του σκελετού αυτού βρίσκεται το ωφέλιμο φορτίο. Οι έλικες του ελικοπτέρου περιστρέφονται ανά δύο αντίστροφα έτσι ώστε η συνολική ροπή που εφαρμόζεται στο κέντρο του να είναι μηδενική. Με αυτόν τον τρόπο δεν χρειάζεται βοηθητικός έλικας όπως στα συμβατικά ελικόπτερα. Ένα παράδειγμα ελικοπτέρου quadrotor φαίνεται παρακάτω, στο σχήμα:

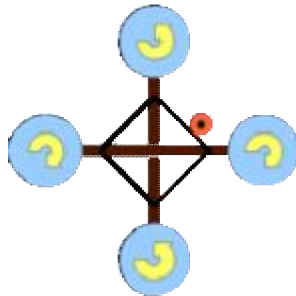


Σχήμα 4.3.1 : Traxxas - QR-1 Quad-Rotor Helicopter

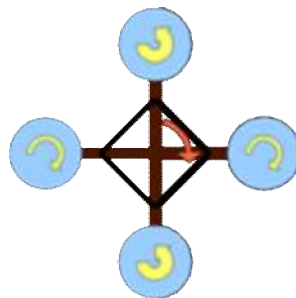
Η κίνηση του ελικοπτήρου quadrotor ελέγχεται αποκλειστικά από τις γωνιακές ταχύτητες των τεσσάρων ελίκων του. Όταν οι τέσσερις έλικες κινούνται με την ίδια ακριβώς γωνιακή ταχύτητα, τότε το ελικόπτερο ανυψώνεται. Συγχρόνως η κλίση του διατηρείται σταθερή ενώ δεν περιστρέφεται γύρω από το κέντρο μάζας του επειδή είναι εντελώς συμμετρικό. Για να επιτευχθεί η περιστροφή του ελικοπτήρου γύρω από το κέντρο μάζας του χρειάζεται να αυξομειωθεί η ταχύτητα δύο ομοίως περιστρεφόμενων κινητήρων. Όταν αλλάξει η ταχύτητα ενός κινητήρα τότε αλλάζει και η ροπή του σύμφωνα με τη χαρακτηριστική ροπής-ταχύτητας του κινητήρα-φορτίου (φορτίο θεωρείται ο έλικας του κινητήρα). Επειδή όμως λόγω του τρίτου νόμου του Νεύτωνα η ροπή του ρότορα του κινητήρα ισούται κάθε χρονική τιμή με τη ροπή του στάτη, η μείωση ή αύξηση της ροπής του κινητήρα ισοδυναμεί με μείωση ή αύξηση της ροπής που δέχεται η βάση από τον κινητήρα. Επομένως η βάση τείνει να περιστραφεί γύρω από τον κάθετο άξονά της, όταν οι ροπές των τεσσάρων κινητήρων δεν είναι εξισορροπημένες. Οι ροπές αυτές, επειδή οφείλονται στην αντίσταση του αέρα (αυτή καθορίζει την προσφερόμενη ροπή του κινητήρα) αναφέρονται και ως ροπές αντίστασης - drag moments. Στα Σχήματα 4.3.2 και 4.3.4 φαίνεται πώς επιτυγχάνεται η περιστροφή του ελικοπτήρου γύρω από τον κάθετο άξονά του όταν μεταβάλλονται οι ταχύτητες των κινητήρων που περιστρέφονται με την ίδια φορά. Στο (Σχ. 4.3.2) το ελικόπτερο περιστρέφεται με ανθρωπολογιακή φορά και στο (Σχ. 4.3.4) με ωρολογιακή φορά.



Σχήμα 4.3.2 : Ανθωρολογιακή περιστροφή ελικοπτέρου γύρω από το κάθετο αξονά του



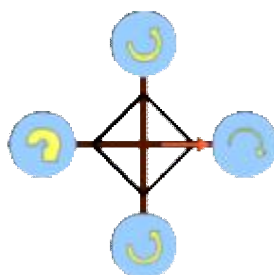
Σχήμα 4.3.3 : Ανύψωση ελικοπτέρου αξονά του



Σχήμα 4.3.4 : Ωρολογιακή περιστροφή ελικοπτέρου γύρω από το κάθετο αξονά του

Η παράλληλη προς το έδαφος κίνηση του ελικοπτέρου επιτυγχάνεται όταν αυτό αποκτήσει κάποια κλίση ως προς το έδαφος. Αυτό συμβαίνει όταν ένας κινητήρας έχει μικρότερη ταχύτητα από τον απέναντί του, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 4.3.5. Τότε η ώθηση του ελικοπτέρου, που αναπαριστάται από μια

δύναμη κάθετη στους έλικες, θα αναλύεται σε δύο συνιστώσες, μία οριζόντια και μια κάθετη προς το έδαφος. Η οριζόντια συνιστώσα είναι αυτή που προκαλεί και την παράλληλη προς το έδαφος κίνηση του ελικοπτέρου ενώ η κάθετη αυτή που εξισορροπεί το βάρος. Συγχρόνως, όπως φαίνεται και στο Σχήμα 1.5, οι άλλοι δύο έλικες (έλικες 1 και 3) κινούνται με χαμηλότερη ταχύτητα ώστε η ολική ροπή γύρω από το κέντρο του ελικοπτέρου να διατηρείται στο μηδέν και έτσι αυτό να μην περιστρέφεται γύρω από τον εαυτό του.

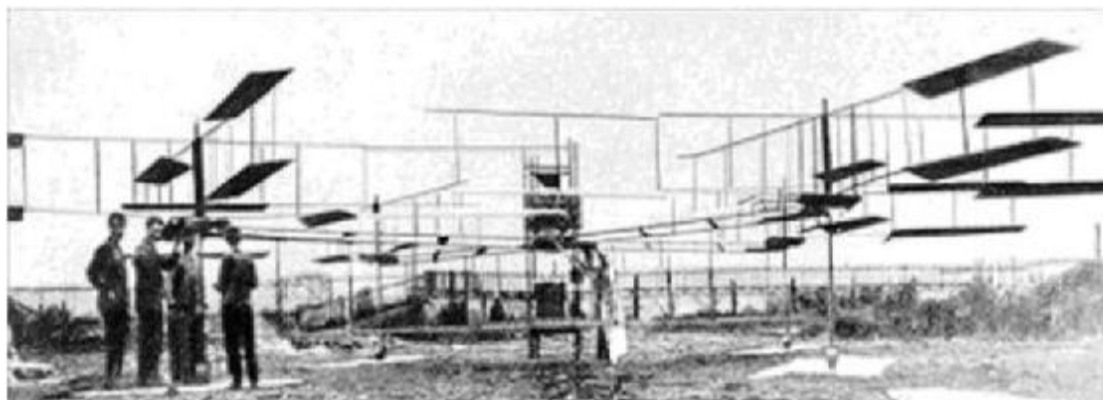


Σχήμα 4.3.5 : πλαγια κίνηση ελικοπτέρου

4.4 ΙΣΤΟΡΙΑ ΤΟΥ QUADROPTOR

Το ελικόπτερο Quadrotor, παρ' ότι έχει λάβει ιδιαίτερο ενδιαφέρον τα τελευταία χρόνια, δεν είναι καινούρια ιδέα. Τα πρώτα Quadrotor τοποθετούνται στις αρχές του 20ου αιώνα, όταν οι μηχανικοί δοκίμαζαν διάφορους τύπους μηχανών καθέτου προσγείωσης. Τα Quadrotor μάλιστα προέκυψαν χρονολογικά νωρίτερα από τα συμβατικά ελικόπτερα μιας έλικας, όπως τα γνωρίζουμε σήμερα. Σε αυτή την ενότητα παρουσιάζεται η ιστορία της αεροπλοΐας από τη σκοπιά των ελικοπτέρων Quadrotor. Το 1904 ο Γάλλος επιστήμονας και ακαδημαϊκός Charles Richet κατασκεύασε ένα μικρό, μη επανδρωμένο ελικόπτερο. Αν και το ελικόπτερο αυτό δεν είχε επιτυχία, προκάλεσε το ενδιαφέρον ενός από τους μαθητές του, του μετέπειτα πρωτοπόρου της αεροπλοΐας, Louis Brequet. Κατά το 1906 ο Lois Brequet μαζί με τον αδερφό του Jacques ξεκίνησαν να πειραματίζονται με το ελικόπτερο αυτό, υπό την καθοδήγηση του καθηγητή τους Charles Richet. Ο Louis Brequet μελέτησε προσεκτικά τα ατρακτοειδή σχήματα, εστιάζοντας την προσοχή του στο αεροπλάνο των αδερφών Wright που μόλις τρία χρόνια πριν (1903) είχε κάνει την πρώτη του επιτυχή πτήση. Το 1907, έχοντας κατανοήσει πλήρως την αεροδυναμική θεωρία του ελικοπτέρου, οι αδερφοί Brequet κατασκεύασαν το πρώτο ελικόπτερο quadrotor. Το ελικόπτερο αυτό ονομάστηκε Gyroplane No. ~1 (Σχ. 4.4.1) και αποτελείτο από έναν ασάλινο σκελετό σε σχήμα σταυρού στις άκρες του οποίου υπήρχαν τέσσερις έλικες. Ο

κάθε έλικας αποτελείτο από οκτώ πτερύγια, τα οποία ήταν χωρισμένα σε δύο παράλληλες τετράδες. Τα οκτώ πτερύγια ήταν μηχανικά ενωμένα και μπορούσαν να περιστρέφονται συγχρόνως. Επομένως το ελικόπτερο αυτό είχε 32 συνολικά πτερύγια που συνεισέφεραν στην ανύψωσή του. Οι έλικες κινούνταν από μία μηχανή 40 hp που βρισκόταν δίπλα στον πιλότο. Το ελικόπτερο αυτό κατάφερε να ανυψωθεί και να πετάξει αλλά για πολύ σύντομο χρονικό διάστημα επειδή δεν είχε ευστάθεια, ούτε κατάλληλα μέσα



Σχήμα 4.4.1 : Το Quadrotor των αδερφών Brequet (1907)

ελέγχου. Παρ' ολ' αυτά το Gyroplane No. 1 ήταν το πρώτο μηχανοκίνητο ελικόπτερο στην ιστορία που μπορούσε να μεταφέρει το βάρος ενός ανθρώπου. Το 1922 ένας Ρώσος μετανάστης στην Αμερική, ο Georges de Bothezat κατόπιν συνεργασίας με τον αμερικανικό στρατό κατασκεύασε ένα από τα μεγαλύτερα ελικόπτερα που είχαν κατασκευαστεί εκείνη την εποχή. Ήταν ένα ελικόπτερο quadrotor με



Σχήμα 4.4.2 : Το Quadrotor του de Bothezat (1922) σε δύο διαφορετικά πλάνα

έξι πτερύγια σε κάθε κύριο έλικα, ενώ διέθετε επίσης τέσσερις βοηθητικές έλικες, ανά δύο ίδιες. Το ίδιο έτος το ελικόπτερο αυτό πέταξε επιτυχώς πολλές φορές, αν και σε χαμηλά ύψη. Μέχρι τα τέλη του 1923 είχε κάνει περίπου 100 πτήσεις φτάνοντας σε ύψος μόλις τα 5 μέτρα. Αν και απέδειξε ότι ένα ελικόπτερο quadrotor είναι υλοποιήσιμο, το ελικόπτερο αυτό είχε σημαντικά προβλήματα. Η μηχανή του δεν ήταν αρκετά ισχυρή, δεν ελεγχόταν πλήρως, ήταν πολύπλοκο μηχανικά και είχε μικρή αξιοπιστία.



Σχήμα 4.4.3 : Το Quadrotor “Oehmichen No.2” (1922)

Το 1922, παράλληλα με τον de Bothezat, ο Etienne Oehmichen, πρώην υπάλληλος της Peugeot, κατασκεύασε ένα ελικόπτερο που αποτελείτο από τέσσερις κύριους έλικες και οκτώ μικρότερους βοηθητικούς όπως φαίνεται στο (Σχ. 4.4.3). Το ελικόπτερο διέθετε μια μηχανή 120 hp η οποία στη συνέχεια αντικαταστάθηκε από μία πιο ισχυρή μηχανή 180 hp. Το ελικόπτερο αυτό ονομάστηκε Oehmichen No.2 και ήταν το πιο πετυχημένο από το 6 διαφορετικά μοντέλα που είχε κατασκευάσει ο συγκεκριμένος μηχανικός. Το Oehmichen No.2 έκανε πολλές πτήσεις στο διάστημα 1923-1924 αποδεικνύοντας ότι μια μηχανή κάθετης πτήσης θα μπορούσε να έχει κάποια ευστάθεια και ευκινησία. Τον Απρίλιο του 1924 απονεμήθηκε στον Oehmichen βραβείο από την FAI (Fédération Aéronautique Internationale) για μια επιτυχή πτήση 360 μέτρων. Ήταν το πρώτο βραβείο που απένειμε ο οργανισμός FAI σε ελικόπτερο. Η επιτυχία του Oehmichen No.2 συνεχίστηκε, και ένα μήνα αργότερα, τον Μάιο του 1924, πραγματοποίησε μια κλειστή διαδρομή ενός χιλιομέτρου, μένοντας στον αέρα για 7 λεπτά και 40 δευτερόλεπτα.

Στα χρόνια που ακολούθησαν η προσοχή των μηχανικών στράφηκε στα συμβατικά ελικόπτερα με μία ή δύο το πολύ κύριες έλικες. Η ανάπτυξη αυτών των ελικοπτέρων ήταν ραγδαία, έτσι ώστε σιγά σιγά να παίρνουν την μορφή που έχουν και σήμερα. Παρ' όλη την υπεροχή των ελικοπτέρων μιας

έλικας κατά καιρούς κατασκευάστηκαν ελικόπτερα quadrotor. Ένα από αυτά ήταν το Convertawings Model "A" που



Σχήμα 4.4.4 : Convertawings Model "A" (δεκαετία 1950)

κατασκευάστηκε το 1956. Αποτελείτο από τέσσερις έλικες με δυο πτερύγια ο καθένας που κινούνταν συνολικά από δύο μηχανές. Ο έλεγχός του επιτυγχάνετο μεταβάλλοντας την ώθηση καθενός από τους τέσσερις κινητήρες. Το Convertawings Model "A" πραγματοποίησε πολλές επιτυχείς πτήσεις τη δεκαετία του 1950 και ήταν το πρώτο που πραγματοποιούσε έμπροσθεν πτήση με πολύ μεγάλη επιτυχία. Παρ' όλ' αυτά η ανάπτυξη του ελικοπτέρου εγκαταλείφθηκε λόγω μειωμένου ενδιαφέροντος από την πλευρά της αγοράς.

Σήμερα τα ελικόπτερα quadrotor περιορίζονται σχεδόν αποκλειστικά για μικρά, μη επανδρωμένα, αυτόνομα ελικόπτερα (UAV) που στοχεύουν σε εμπορικές αλλά και στρατιωτικές εφαρμογές. Παραδείγματα τέτοιων εφαρμογών είναι η εξερεύνηση, η ανίχνευση στόχων και η διάσωση. Τα σημερινά quadrotor περιλαμβάνουν συνήθως τέσσερις ηλεκτρικούς κινητήρες, έναν για κάθε έλικα, ενώ ο σκελετός τους έχει στις περισσότερες των υλοποιήσεων σχήμα σταυρού. Για τον έλεγχό τους χρησιμοποιούνται σύνθετα ηλεκτρονικά συστήματα, το κόστος των οποίων μεταβάλλεται ανάλογα με την σχεδίαση και το σκοπό της εφαρμογής.

4.5 Πλεονεκτήματα και Μειονεκτήματα Quadrotor

Το ελικόπτερο quadrotor επιλέχθηκε σε αυτή την εργασία μεταξύ άλλων τύπων ελικοπτέρων που χρησιμοποιούνται σαν UAV, επειδή εμφανίζει σημαντικά πλεονεκτήματα. Κατ' αρχάς έχει απλή μηχανική κατασκευή. Αποτελείται από τέσσερις έλικες στους οποίους δεν χρειάζεται να

μεταβάλλεται η κλίση όπως σε ένα τυπικό ελικόπτερο. Επομένως είναι λιγότερο επιρρεπής σε βλάβες, ενώ έχουν και μικρότερα έξοδα συντήρησης. Επίσης, επειδή οι έλικες τους είναι περισσότεροι και μικρότεροι, σε σχέση πάντα με άλλα ελικόπτερα, αποθηκεύουν μικρότερα ποσά κινητικής ενέργειας. Επομένως σε κάποια σύγκρουση θα συμβεί μικρότερη ζημιά στον έλικα ή στο αντικείμενο με το οποίο το ελικόπτερο συγκρούεται. Η ζημιά αυτή μπορεί να περιοριστεί στο ελάχιστο αν οι έλικες κλειστούν μέσα σε ένα κατάλληλο προστατευτικό πλαίσιο. Τα παραπάνω βέβαια ισχύουν κυρίως για ελικόπτερα μικρού μεγέθους, γιατί αν το quadrotor έχει μεγάλο μέγεθος οι ζημιές που μπορεί να προκαλέσει στο περιβάλλον του είναι σημαντικές. Ένα άλλο πλεονέκτημα του quadrotor είναι ότι λόγω της συμμετρίας του έχει σχετικά απλές δυναμικές εξισώσεις ενώ επίσης έχει και περιορισμένα γυροσκοπικά φαινόμενα. Επίσης οι τέσσερις έλικες του προσδίδουν μεγάλη ανυψωτική δύναμη, με αποτέλεσμα να μπορούν να σηκώσουν αυξημένο φορτίο σε σχέση με το βάρος τους. Το σημαντικότερο πλεονέκτημα των quadrotor όμως είναι ότι συνδυάζουν ευκολία στον έλεγχο και στην κατασκευή με πολύ υψηλή ικανότητα ελιγμών με αποτέλεσμα να είναι μια πολύ καλή επιλογή για UAV εφαρμογές.

Το quadrotor όμως παρουσιάζει και κάποια μειονεκτήματα. Λόγω των τεσσάρων ελίκων που τροφοδοτούνται από τέσσερις ηλεκτρικές μηχανές, η κατανάλωση ισχύος είναι αυξημένη. Αυτό είναι ένα σημαντικό μειονέκτημα για τα UAVs που τροφοδοτούνται από μια μπαταρία. Επομένως απαιτούνται ακριβές μπαταρίες, αλλιώς η αυτονομία του ελικοπτέρου είναι πολύ περιορισμένη. Άλλα μειονεκτήματα είναι το σχετικά μεγάλο μέγεθος (επειδή περιλαμβάνει τέσσερις έλικες) και το μεγαλύτερο βάρος από άλλους τύπους ελικοπτέρων.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 5

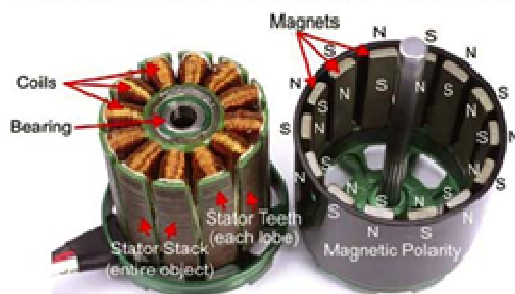
5.1 Μοντελοποίηση Κινητήρων

Το ελικόπτερο quadrotor περιλαμβάνει τέσσερις κινητήρες που κινούν, ο κάθε ένας, έναν έλικα. Ο τύπος και το μέγεθος των κινητήρων μπορούν να διαφέρουν ανάλογα με το μέγεθος και τη σχεδίαση του ελικοπτερού. Γενικά στα αυτόνομα ελικόπτερα quadrotor μικρού μεγέθους χρησιμοποιούνται δύο τύποι κινητήρων: Συνεχούς Ρεύματος (DC) ή Brush-Less DC (BLDC).

Οι κινητήρες συνεχούς ρεύματος χρησιμοποιούνται κατά κανόνα σε φθηνότερες κατασκευές και συνήθως μαζί με γρανάζια, γιατί δεν διαθέτουν αρκετή ροπή για να κινήσουν κατευθείαν τον έλικα. Το κύριο πλεονέκτημά τους, εκτός από το χαμηλότερο κόστος, είναι ο πιο εύκολος και αποτελεσματικός έλεγχος. Ο δεύτερος τύπος κινητήρων που χρησιμοποιούνται είναι οι Brush-Less DC κινητήρες οι οποίοι, αντίθετα με αυτό που υπονοεί η ονομασία τους, είναι σύγχρονοι τριφασικοί κινητήρες πολλαπλών πόλων ή κινητήρες reluctance. Προκειμένου να ελεγχθούν είναι απαραίτητος ένας ηλεκτρονικός μετατροπέας ισχύος που μετατρέπει το συνεχές ρεύμα εισόδου σε τριφασικό εναλλασσόμενο. Οι κινητήρες αυτοί δεν περιλαμβάνουν ψύκτρες όπως οι κλασσικοί κινητήρες συνεχούς ρεύματος, επομένως είναι πιο αξιόπιστοι με μεγαλύτερη διάρκεια ζωής. Οι κινητήρες συνεχούς ρεύματος χωρίς ψήκτρες (Brushless DC motors) είναι ουσιαστικά σύγχρονοι τριφασικοί κινητήρες μόνιμου μαγνήτη. Είναι μια αντιστροφή των κινητήρων συνεχούς ρεύματος μόνιμου μαγνήτη, όπου τώρα το μαγνητικό πεδίο παράγεται από το δρομέα και ο στάτης φέρει τα τυλίγματα. Αντί για ψήκτρες και συλλέκτη, ένα ηλεκτρονικό κύκλωμα (Electronic Speed Control - ESC) αναγνωρίζει τη θέση του δρομέα και ρυθμίζει την παροχή ρεύματος στα τυλίγματα του στάτη έτσι ώστε να παράγει ένα περιστρεφόμενο μαγνητικό πεδίο. Τα τυλίγματα του στάτη μπορεί να είναι σε σύνδεση αστέρα ή σε σύνδεση τριγώνου, με τη σύνδεση αστέρα να προσδίδει υψηλότερη ροπή σε χαμηλές στροφές, αλλά όχι υψηλές στροφές (μεγαλύτερη σταθερά ροπής). Η απουσία ψηκτρών τους καθιστά πιο αξιόπιστους και αποδοτικούς από του Η/Κ συνεχούς ρεύματος μόνιμου μαγνήτη. Παράλληλα, η υψηλή ειδική ισχύς τους (W/kg) τους καθιστά ιδανικούς για εφαρμογές σε ιπτάμενα οχήματα. Χρειάζονται όμως απαραίτητα αισθητήρα γωνιακής θέσης και οδήγηση. Χωρίζονται δε σε δύο κατηγορίες: 1) στους Outrunner (περιστρεφόμενου κελύφους) στους οποίους ο δρομέας που φέρει τους μόνιμους μαγνήτες είναι το κέλυφος ενώ ο στάτης που φέρει τα τυλίγματα είναι σταθερά εδραζόμενος στο εσωτερικό του Η/Κ (Σχ. 5.1) και 2) στους Inrunner (περιστρεφόμενου πυρήνα) στους οποίους ο δρομέας που

φέρει του μόνιμους μαγνήτες είναι στο εσωτερικό του Η/Κ και ο στάτης που φέρει τα τυλίγματα είναι το κέλυφος του Η/Κ.

OUTRUNNER COMPONENTS

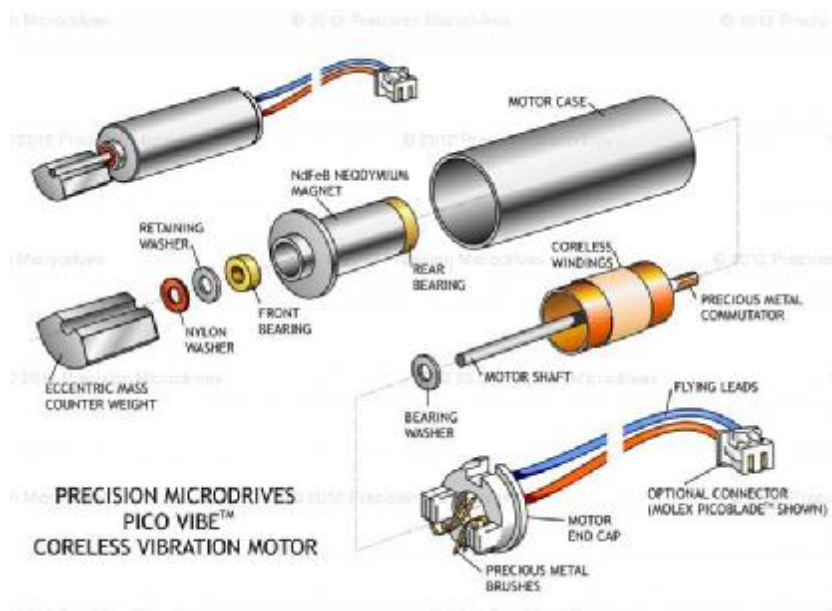


Σχήμα 5.1.1 : δείγμα outrunner BLDC Η/Κ. Συναρμολογημένος (αριστερά) και αποσυναρμολογημένος (δεξιά)

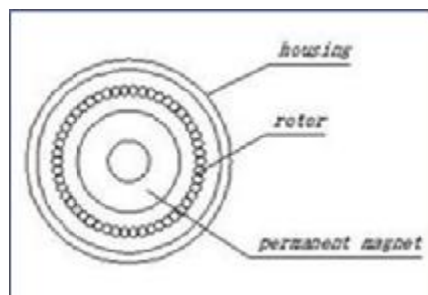
Οι outrunner σε σχέση με τους inrunner εμφανίζουν υψηλότερη ροπή σε χαμηλές στροφές (υψηλότερη σταθερά ροπής K_T και χαμηλότερη σταθερά ΑΗΕΔ K_e ή σταθερά στροφών K_V) και ενδείκνυται η χρήση τους για απευθείας σύνδεση με το φορτίο (π.χ. έλικα) χωρίς τη χρήση μειωτήρα στροφών. Τα μεγέθη των outrunner BLDC Η/Κ ξεκινούν από διαμέτρους των 10mm, μάζας 2g και μερικών watt, και φτάνουν σε διαμέτρους των 150mm, μάζας 5kg και ισχύ μερικών kW (Σχ. 5.1.2). Είναι κατάλληλα δε για μεγάλα Micro RUAV (MAV) έως μικρά Full – Scale RUAV. Οι Coreless DC είναι Η/Κ συνεχούς ρεύματος μόνιμου μαγνήτη με τη μόνη διαφορά ότι ο δρομέας δεν έχει πυρήνα σιδήρου. Έτσι, ο μόνιμος μαγνήτης βρίσκεται εσωτερικά των τυλιγμάτων του δρομέα (Σχ. 5.1.3-5.1.4). Το όφελος είναι οι μεγάλες επιταχύνσεις, λόγω της ελαττωμένης ροπής αδρανείας του δρομέα. Επίσης, η διάταξη αυτή, επιτρέπει την κατασκευή τέτοιων Η/Κ πολύ μικρού μεγέθους, ιδανικούς για MAV. Για εφαρμογές μικρότερου μεγέθους, όπως για παράδειγμα σε MAV, γίνεται χρήση inrunner BLDC Η/Κ οι οποίοι ξεκινούν από διαμέτρους των 2mm, ή χρήση Coreless DC Η/Κ οι οποίοι ξεκινούν από διαμέτρους 3 με 4mm.



Σχήμα 5.1.2 : Δείγμα outrunner BLDC Η/Κ



Σχήμα 5.1.3 : Δομή Coreless DC Η/Κ



Σχήμα 5.1.4 : Δομή Coreless DC Η/Κ

Το μεγαλύτερο πλεονέκτημά τους παρ' ολ' αυτά είναι η μεγάλη ισχύς που αποδίδουν σε σχέση με το μέγεθός τους. Ένας τέτοιος κινητήρας έχει την απαιτούμενη ροπή για να κινήσει κατ' ευθείαν έναν έλικα, χωρίς να απαιτούνται γρανάζια. Επίσης με την τυποποίηση και τη βελτίωση των ηλεκτρονικών μετατροπέων ο έλεγχος τους είναι ικανοποιητικός. Το μειονέκτημα αυτών των κινητήρων είναι ουσιαστικά το υψηλό κόστος στο οποίο πρέπει να συνυπολογιστεί και αυτό του μετατροπέα ισχύος. Οι εξισώσεις που περιγράφουν το μοντέλο του Η/Κ είναι οι εξής :

$$V_k = e_a + i_a \times R_a \quad (5.1)$$

$$e_a = K_e \omega = K_T \omega = N / K_V \quad (5.2)$$

Η σχέση που συνδέει τη σταθερά ροπής K_T με τη σταθερά στροφών K_V (RPM/V) είναι :

$$K_e = K_T = \frac{30}{\rho} \times \frac{1}{K_V} \quad (5.3)$$

$$M = K_T \times i_a \quad (5.4)$$

Η ροπή τριβών απαιτεί αντιστάθμιση από το ρεύμα απωλειών i_0 και είναι :

$$M_0 = K_T \times i_0 \quad (5.5)$$

Η ροπή στον άξονα του Η/Κ είναι :

$$M_{mot} = K_T (i_a - i_0) \quad (5.6)$$

Από τις εξισώσεις (5.1) έως (5.6) έχουμε για τη ροπή στον άξονα του Η/Κ :

$$M_{mot} = \frac{K_T}{R_a} V_k - \frac{K_T^2}{R_a} \omega - K_T i_0 \quad (5.7)$$

Η ισχύς που καταναλώνει ο Η/Κ είναι :

$$P_{in} = V_k i_a \quad (5.8)$$

Η ισχύς στον άξονα του Η/Κ :

$$P_{mot} = M_{mot} \omega = K_T (i_a - i_0) \omega = e_a (i_a - i_0) = (V_k - i_a R_a)(i_a - i_0) \quad (5.9)$$

Οι στροφές του Η/Κ σε RPM είναι :

$$N = (V_k - i_a R_a) K_V \quad (5.10)$$

Ο βαθμός απόδοσης του Η/Κ είναι :

$$\eta = \frac{P_{mot}}{P_{IN}} = \frac{(V_k - i_a R_a) K_V}{V_k i_a} \quad (5.11)$$

Παραγωγίζοντας την (5.11) ως προς i_a βρίσκουμε το ρεύμα για μέγιστο n_{mot} :

$$i_{a,max} = \sqrt{i_0 \frac{V_k}{R_a}} \quad (5.12)$$

5.2 Οδήγηση Κινητήρων (Drives)

Η οδήγηση των BLDC Η/Κ γίνεται με ηλεκτρονικές διατάξεις που ονομάζονται brushless ESC (Electronic Speed Controller) οι οποίες για να μεταβάλλουν τις στροφές του Η/Κ μετατρέπουν το συνεχές ρεύμα της μπαταρίας σε εναλλασσόμενο μεταβλητής συχνότητας με διαφορά φάσης 120° για κάθε φάση από τις τρεις. Στους DC Η/Κ μόνιμου μαγνήτη (Coreless ή μη) η οδήγηση από τα brushed ESC είναι απλούστερη, καθώς για τη μεταβολή των στροφών χρειάζεται μόνο η μεταβολή της τάσης τροφοδοσίας τους.

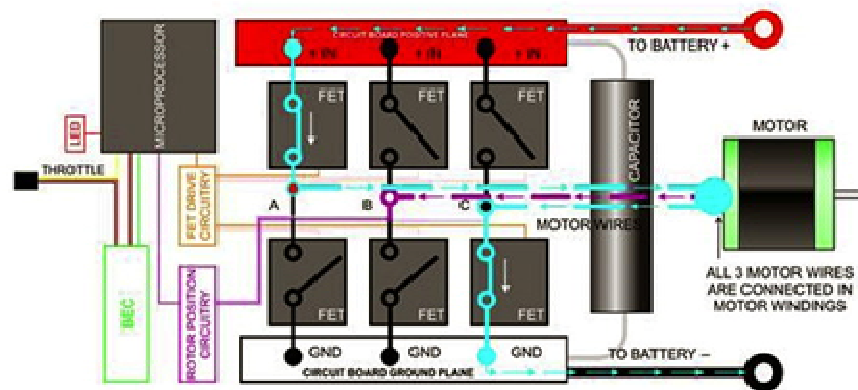
5.2.1 Brushless Electronic Speed Control (ESC)

Επειδή το ESC πρέπει να κατευθύνει την περιστροφή του δρομέα, χρειάζεται κάποια πληροφορία για τη γωνιακή θέση του δρομέα σχετικά με τα τυλίγματα του στάτη. Κάποιοι τύποι ESC για να το επιτύχουν αυτό, χρησιμοποιούν αισθητήρες Hall ή encoder με τα οποία πρέπει να είναι εφοδιασμένος ο Η/Κ. Αν ο κινητήρας όμως δεν έχει αισθητήρες Hall ή encoder, τότε τα ESC είναι τύπου sensorless. Στην περίπτωση αυτή μετρούν την ΑΗΕΔ στα μη οδηγούμενα τυλίγματα καταλαβαίνοντας έτσι τη γωνιακή θέση του δρομέα.

Τα περισσότερα ESC του εμπορίου είναι sensorless, αφού οι BLDC Η/Κ που αφορούν σε χρήση τηλεκατευθυνόμενων μοντέλων και RUAV δεν έχουν αισθητήρες Hall ή encoder. Για να περιστρέψει το ESC το μαγνητικό πεδίο, εναλλάσσει την πολικότητα των φάσεων ανά ζεύγη. Οι συνδυασμοί για μια περιστροφή του μαγνητικού πεδίου είναι 6. Για μια περιστροφή του δρομέα, το μαγνητικό πεδίο πρέπει να περιστραφεί τόσες φορές όσες και ο

αριθμός των ζευγών των πόλων του δρομέα. Τα βασικά στοιχεία από τα οποία αποτελείται ένα brushless ESC είναι : τα τρανζίστορ ισχύος, το κύκλωμα οδήγησης των τρανζίστορ, ο μικροεπεξεργαστής και το κύκλωμα ανίχνευσης της θέσης του δρομέα (Σχ. 5.2.1.1). Η διαδικασία ρύθμισης των στροφών που εκτελεί το ESC είναι αρκετά πολύπλοκη και δε θα την αναπτύξουμε εδώ. Αρκεί να αναφέρουμε ότι το ESC δέχεται ως είσοδο ένα σήμα PWM και ανάλογα με το duty cycle του σήματος μεταβάλλεται και ο ρυθμός περιστροφής του μαγνητικού πεδίου στον Η/Κ, συνεπώς και οι μηχανικές του στροφές.

CURRENT FLOW THROUGH A SINGLE CIRCUIT



Σχήμα 5.2.1.1 : Δομή sensorless ESC

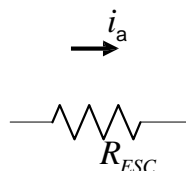
Τα brushless ESC που είναι διαθέσιμα στο εμπόριο είναι κατάλληλα για τιμές ρεύματος από 2 έως κάποιες εκατοντάδες ampere. Ένα τυπικό brushless ESC παρουσιάζεται στο (Σχ. 5.2.1.2). Διακρίνουμε δεξιά τους τρεις ακροδέκτες για τη σύνδεση των φάσεων του Η/Κ και τους δύο ακροδέκτες αριστερά για τη σύνδεση στη μπαταρία. Ο ακροδέκτης για την είσοδο του PWM σήματος διακρίνεται ελάχιστα κάτω από το μαύρο ακροδέκτη αριστερά.



Σχήμα 5.2.1.2 : Δείγμα brushless ESC

5.2.2 Μοντέλο ESC

Αυτό που μας ενδιαφέρει στη λειτουργία του ESC είναι η ισχύς που καταναλώνει κατά τη λειτουργία του. Ο υπολογισμός αυτός είναι αρκετά πολύπλοκος και αρκεί να αναφέρουμε ότι το ESC καταναλώνει λιγότερη ισχύ όταν λειτουργεί στις μέγιστες στροφές. Παρ' όλα αυτά, για να εντάξουμε το ESC στους υπολογισμούς, θεωρούμε ότι είναι μια σταθερή αντίσταση συνδεδεμένη σε σειρά με τον Η/Κ. Το φυσικό μοντέλο παρουσιάζεται στο (Σχ. 5.2.2.1).



Σχήμα 5.2.2.1 : Φυσικό μοντέλο ESC.

Η τιμή της αντίστασης που επιλέξαμε είναι μια τυπική τιμή για την αντίσταση πλήρους ανοικτής λειτουργίας (ON Resistance) ενός τρανζίστορ, η οποία είναι μικρότερη για μεγαλύτερα ESC και κυμαίνεται μεταξύ 0.005Ω και 0.03Ω

$$R_{ESC} = 0.025 \Omega \quad (5.13)$$

Τα ESC χαρακτηρίζονται επίσης και από το μέγιστο ρεύμα συνεχούς λειτουργίας i_{ESC} το οποίο δεν πρέπει να υπερβαίνει ο Η/Κ στο μέγιστο φορτίο του.

5.3 Μπαταρίες (Batteries)

Ο τύπος των μπαταριών που επιλέχθηκαν είναι Lithium – Polymer (LiPo), λόγω της μεγάλης πυκνότητας ενέργειας (Wh/kg) που προσφέρουν η οποία είναι απαραίτητη για ιπτάμενα οχήματα. Δείγμα τέτοιας μπαταρίας φαίνεται στο (Σχ. 5.3.1), όπου διακρίνονται τα κυριότερα τεχνικά χαρακτηριστικά της, όπως η χωρητικότητα C (σε Ah), η ονομαστική τάση λειτουργίας V_b (σε V), ο μέγιστος ρυθμός συνεχούς λειτουργίας DR_c (σε C, δηλαδή $C \cdot DR_c = A$), ο αριθμός των στοιχείων που είναι συνδεδεμένα σε σειρά και ο αριθμός τέτοιων σειρών που είναι παράλληλα συνδεδεμένες. Οι μπαταρίες αυτές είναι συστοιχίες μικρότερων στοιχείων (cells) συνδεδεμένα σε σειρά ή παράλληλα ανάλογα με την χωρητικότητα και την τάση που θέλουμε να έχει συνολικά η μπαταρία. εκφόρτισης. Κάθε στοιχείο (cell) έχει ονομαστική τάση 3.7V η οποία για πλήρως φορτισμένο cell φτάνει περίπου τα 4.2V και για ξεφόρτιστο περίπου τα 2.7V. Οι διαστάσεις του μπορεί να κυμαίνονται από 5 mm^3 έως 50 mm^3 με αντίστοιχες χωρητικότητες από 0.1Ah έως 5Ah.

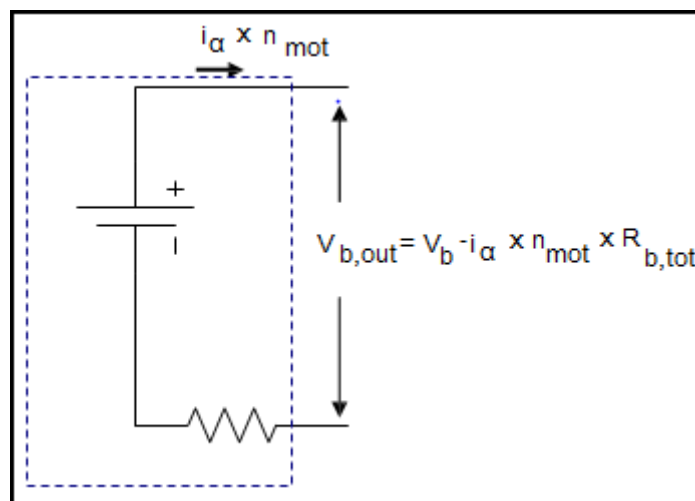


Σχήμα 5.3.1 : Δείγμα μπαταρίας LiPo

Για να επιτύχουμε την επιθυμητή τάση μιας μπαταρίας επιλέγουμε τον αριθμό n_c των στοιχείων που θα συνδεθούν σε σειρά. Έπειτα ανάλογα την

χωρητικότητα που επιθυμούμε να έχει η μπαταρία, επιλέγουμε το μέγεθος του κάθε στοιχείου που είναι ανάλογο με την χωρητικότητα. Αν θέλουμε όμως κάποια χωρητικότητα που υπερβαίνει τη χωρητικότητα του μεγαλύτερου διαθέσιμου στοιχείου, τότε επιλέγουμε το πλήθος n_p των συστοιχιών (που η κάθε μια αποτελείται από n_c στοιχεία συνδεδεμένα σε σειρά) που θα συνδεθούν παράλληλα και θα μας δώσουν την επιθυμητή χωρητικότητα. Πάντα όμως πρέπει όλα τα επιμέρους στοιχεία να έχουν την ίδια χωρητικότητα. Κάθε συστοιχία έχει χωρητικότητα ίση με τη χωρητικότητα του ενός στοιχείου. Έτσι, μια μπαταρία που αποτελείται από n_c σε σειρά στοιχεία και n_p συστοιχίες, έχει τάση $n_c \cdot 3.7V$ και χωρητικότητα $n_p \cdot C_{sc}$ όπου C_{sc} η χωρητικότητα σε Ah του κάθε στοιχείου, και πλήθος στοιχείων $n_c \cdot n_p$. Η μπαταρία μοντελοποιείται ως μια πηγή τάσης V_b με εσωτερική αντίσταση $R_{b,tot}$.

Το φυσικό μοντέλο παρουσιάζεται της μπαταρίας στο (Σχ. 5.3.2). Αυτό που μας ενδιαφέρει εδώ είναι η πτώση τάσης στους ακροδέκτες της μπαταρίας κατά τη σύνδεσή της σε κάποιο φορτίο. Αυτή η πτώση τάσης εξαρτάται από την εσωτερική αντίσταση του κάθε στοιχείου της μπαταρίας και το ρεύμα που διαπερνά τη μπαταρία. Επίσης, μας ενδιαφέρει η ισχύς της μπαταρίας που καθορίζεται από την τάση λειτουργίας και το μέγιστο ρυθμό εκφόρτισης συνεχούς λειτουργίας, αλλά και η ενέργεια της μπαταρίας που εξαρτάται από την τάση λειτουργίας και την χωρητικότητά της. Η ενέργεια της μπαταρίας προσδιορίζει στη συνέχεια τη διάρκεια λειτουργίας για συγκεκριμένο φορτίο.



Σχήμα 5.3.2 : Φυσικό μοντέλο μπαταρίας.

Αν η μπαταρία τροφοδοτεί n_{mot} Η/Κ οι οποίοι απορροφούν το ίδιο ρεύμα i_a και η συνολική εσωτερική αντίσταση της μπαταρίας είναι $R_{b,tot}$ τότε η τάση στους ακροδέκτες της μπαταρίας θα είναι

$$V_{b,out} = V_b - i_a \times n_{mot} \times R_{b,tot} \quad (5.14)$$

Αν η μπαταρία έχει n_c στοιχεία συνδεδεμένα σε σειρά και n_p στοιχεία (ή σειρές) παράλληλα συνδεδεμένα η ισχύς και η ενέργεια ενός στοιχείου είναι P_{sc} και E_{sc} αντίστοιχα, ο μέγιστος ρυθμός εκφόρτισης συνεχούς λειτουργίας του είναι DR_c , η χωρητικότητα του είναι C_{sc} και η συνολική χωρητικότητα της μπαταρίας είναι C_{tot} τότε η ισχύς και ενέργεια του ενός στοιχείου και η συνολική ισχύς και ενέργεια της μπαταρίας θα είναι :

$$C_{tot} = n_p C_{sc} \quad (5.15)$$

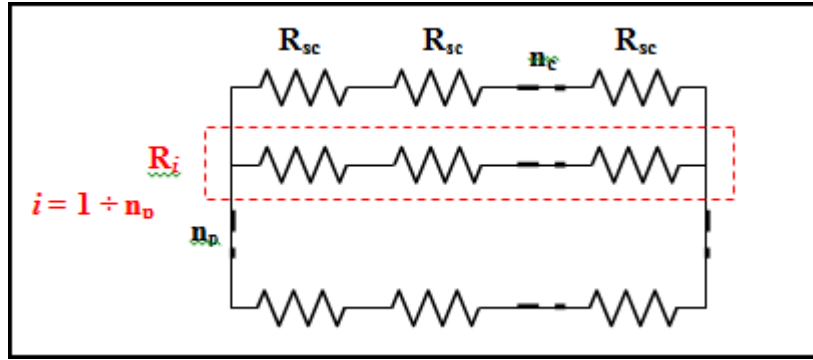
$$P_{sc} = 3,7 DR_c C_{sc} \quad (5.16)$$

$$E_{sc} = 3,7 C_{sc} \quad (5.17)$$

$$P_{b,tot} = P_{sc} n_c n_p \quad (5.18)$$

$$E_{b,tot} = E_{sc} n_c n_p \quad (5.19)$$

Για να υπολογίσουμε την ολική αντίσταση της μπαταρίας, χρησιμοποιούμε τους νόμους του Kirchoff στο κύκλωμα όπως φαίνεται στο (Σχ. 5.3.3) όπου R_{sc} είναι η αντίσταση κάθε στοιχείου, R_i η αντίσταση μιας συστοιχίας στοιχείων συνδεδεμένων σε σειρά και n_p ο αριθμός παράλληλα συνδεδεμένων συστοιχιών.



Σχήμα 5.3.3 : Φυσικό μοντέλο συνολικής αντίστασης μπαταρίας.

Η αντίσταση R_i θα είναι :

$$R_i = n_c R_{sc} \quad , \quad \text{με } i = 1, n_p \quad (5.20)$$

Η συνολική αντίσταση θα είναι :

$$R_{b,tot} = \frac{\sum_{j=1}^{n_p} R_j}{n_p} = \frac{(n_c R_{sc})^{n_p}}{n_p (n_c R_{sc})^{n_p-1}} = \frac{n_c R_{sc}}{n_p} \quad (5.21)$$

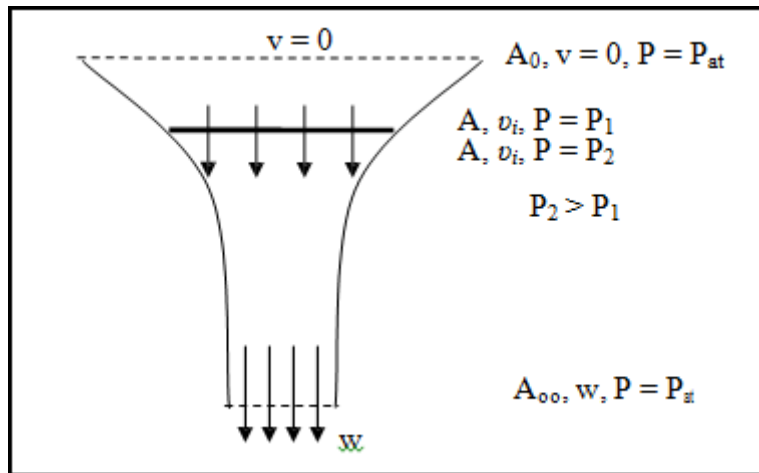
Πρέπει να αναφέρουμε σε αυτό το σημείο ότι εάν η σύνδεση ήταν διαφορετική, δηλαδή n_p στοιχεία συνδεδεμένα παράλληλα και n_c συστοιχίες (παράλληλα συνδεδεμένων στοιχείων) σε σειρά οι εξισώσεις είναι ακριβώς οι ίδιες.

5.4 Μοντελοποίηση ελίκων (Propellers)

Για οχήματα κατηγοριών micro RUAV (MAV) έως και full scale multicopter RUAV, οι έλικες του εμπορίου που αφορούν σε τηλεκατευθυνόμενα μοντέλα είναι τις περισσότερες φορές και η επιλογή για τέτοιες εφαρμογές. Στην περίπτωση αυτή, ο κατασκευαστής δίνει ως πληροφορία μόνο τη διάμετρο και το γεωμετρικό βήμα (pitch) της έλικας. Για να μπορέσουμε όμως να μοντελοποιήσουμε τις έλικες αυτές με ικανοποιητική ακρίβεια πρέπει να γνωρίζουμε αρκετά από τα γεωμετρικά και αεροδυναμικά χαρακτηριστικά τους, τα οποία από τη μια δεν δίδονται ως πληροφορία από τον κατασκευαστή, από την άλλη δε η μέτρησή τους είναι πολύπλοκη διαδικασία, ειδικά όταν θέλουμε να επιλέξουμε ανάμεσα από πολλές έλικες. Συνεπώς, υπάρχει η ανάγκη για την εκτίμηση των επιδόσεων μιας έλικας γνωρίζοντας ελάχιστα από γεωμετρικά χαρακτηριστικά της. Παράλληλα υπάρχει η δυνατότητα να σχεδιαστεί μια έλικα για δεδομένες επιδόσεις.

5.4.1 Θεωρία του Δίσκου Ενέργειας σε Αιώρηση (Actuator Disk Theory)

Η θεωρία του δίσκου ενέργειας (Actuator Disk, ή Rotor Momentum Theory) βασίζεται στην εφαρμογή του θεωρήματος διατήρησης της ορμής, μάζας και ενέργειας σε κατάλληλο όγκο αναφοράς που περιβάλλει την έλικα η οποία θεωρείται μια επιφάνεια, που καλείται δίσκος ενέργειας, όπως φαίνεται στο (Σχήμα 5.4.1.1) . Στο δίσκο ενέργειας υπάρχει συνέχεια της αξονικής ταχύτητας και ασυνέχεια πίεσης. Οι παραδοχές στην εφαρμογή των θεωρημάτων είναι ότι η ροή είναι μόνιμη και μονοδιάστατη (τα ρευστομηχανικά μεγέθη σε επίπεδο παράλληλο στο δίσκο είναι ομοιόμορφα) το ρευστό είναι ασυμπύεστο και μη συνεκτικό. Όπως φαίνεται και στο (Σχ. 5.4.1.2) η ταχύτητα του αέρα είναι μηδενική έναντι του δίσκου και καθώς εισέρχεται στο σωλήνα ροής επιταχύνεται και περνάει μέσα από το δίσκο με μια ταχύτητα u_i και εξέρχεται από αυτόν στο άπειρο με μια μεγαλύτερη ταχύτητα w .



Σχήμα 5.4.1.1 : Φυσικό μοντέλο δίσκου ενέργειας για αιώρηση.

Από τη διατήρηση της μάζας έχουμε για την παροχή μάζας \dot{m} στο σωλήνα ροής :

$$\dot{m} = \rho A u_i \quad (5.22)$$

Όπου ρ η πυκνότητα του αέρα και A το εμβαδόν του δίσκου ενέργειας.

Από τη διατήρηση της ορμής έχουμε για την ώση T του δίσκου ενέργειας

$$T = \rho \int_{\text{disk}} u_i^2 dS = \dot{m} w \quad (5.23)$$

Από τη διατήρηση της ενέργειας έχουμε ότι το έργο που παράγει ο δίσκος είναι ίσο με την ισχύ που απορρόφησε το ρευστό, οπότε έχουμε :

$$T u_i = \frac{1}{2} r \frac{\partial \dot{V}}{\partial t} d S \frac{\partial \dot{V}}{\partial t} = \frac{1}{2} m \dot{w}^2 \quad (5.24)$$

Από τις εξισώσεις (5.23) –(5.24) παίρνουμε τη σχέση μεταξύ της επαγόμενης ταχύτητας u_i στο δίσκο και της ταχύτητας εξόδου w από το σωλήνα ροής :

$$u_i = \frac{1}{2} w \quad (5.25)$$

Από τις εξισώσεις (46) και (48) έχουμε :

$$T = \dot{m} w = \dot{m} 2u_i = 2r A u_i^2 \quad (5.26)$$

Έτσι αν λυσουμε την εξίσωση (5.26) ως προς u_i τότε έχουμε :

$$u_i = \sqrt{\frac{T}{2rA}} = \sqrt{\frac{\partial \dot{V}}{\partial t} \frac{1}{2rA}} \quad (5.27)$$

Στην αιώρηση η συνολική ώση ισούται με το βάρος του οχήματος, συνεπώς αν το όχημα περιλαμβάνει n_{mot} έλικες και η συνολική του μάζα είναι m_{tot} η ώση της κάθε έλικας θα είναι :

$$T = \frac{m_{tot} g}{n_{mot}} = mg \quad (5.28)$$

όπου mg η ώση που πρέπει να έχει κάθε μια έλικα. Άρα η εξίσωση (50) γίνεται :

$$u_h \circ u_i = \sqrt{\frac{mg}{2rA}} \quad (5.29)$$

Όπου u_h είναι η επαγόμενη ταχύτητα κατά την αιώρηση , η οποία ταυτίζεται με την επαγομενη ταχύτητα στο δίσκο της κάθε έλικας u_i .

Η επαγόμενη ιδανική ισχύς κατά την αιώρηση είναι :

$$P_i = T u_i = T \sqrt{\frac{T}{2rA}} = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2rA}} \quad (5.30)$$

Η ισχύς αυτή είναι ιδανική καθώς δεν περιέχει την ισχύ απωλειών που προέρχεται από τα συνεκτικά φαινόμενα και τις απώλειες ακροπτερυγίου, οι οποίες δεν έχουν ληφθεί υπ' όψιν. Από την εξίσωση (52) συμπεραίνουμε ότι για δεδομένη ώση η χρήση έλικας μεγάλης διαμέτρου ελαττώνει την

απαιτούμενη ισχύ. Βέβαια, αυξάνοντας τη διάμετρο της έλικας αυξάνουν και οι απώλειες και ταυτόχρονα οι γεωμετρικοί και κατασκευαστικοί περιορισμοί, με αποτέλεσμα να περιορίζεται η αύξηση της διαμέτρου. Σημαντικά μεγέθη που χαρακτηρίζουν τη λειτουργία της έλικας – στροφείου σε αιώρηση είναι :

- 1) Ο συντελεστής κέρδους (Figure of Merit) ο οποίος είναι ιδιαίτερα χρήσιμος, διότι εκφράζει την απόδοση της έλικας σε αιώρηση ως το λόγο της ιδανικής ισχύς προς την πραγματική ισχύ :

$$FM = \frac{P_i}{P_{actual}} = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2rA}} = \frac{1}{P_{actual}} \quad (5.31)$$

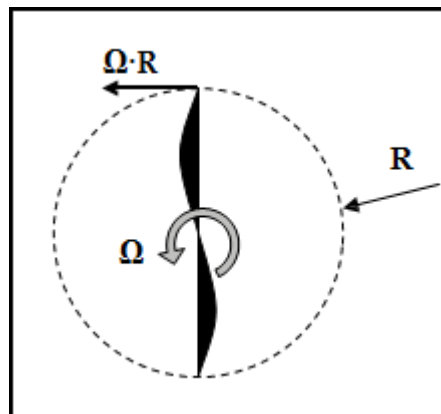
- 2) Η φόρτιση του δίσκου ενέργειας (Disk Loading) που είναι ο λόγος της ώσης προς το εμβαδόν του δίσκου ενέργειας :

$$DL = \frac{T}{A} \quad (5.32)$$

- 3) Η φόρτιση ισχύος (Power Loading) που είναι η απαίτηση ώσης για δεδομένη ισχύ :

$$PL = \frac{T}{P} \quad \text{with } P = P_{actual} \quad PL = \sqrt{\frac{2rA}{T}} = \sqrt{\frac{2r}{DL}} \quad (5.33)$$

Οι συντελεστές της ώσης, της ροπής και της ισχύος προκύπτουν από την αδιαστατοποίηση της ώσης, της ροπής και της ισχύος μέσω της επιφάνειας του δίσκου ενέργειας A και της γραμμικής ταχύτητας του ακροπτερυγίου ΩR (Σχ. 5.4.1.2).



Σχήμα 5.4.1.2 : Βασικά μεγέθη έλικας όταν αυτή περιστρέφεται .

- 4) Συντελεστής ώσης (Thrust Coefficient) :

$$c_T = \frac{T}{r A (WR)^2} \quad (5.34)$$

5) Συντελεστής ροπής (Torque Coefficient) :

$$c_M = \frac{M}{r A (WR)^2 R} \quad (5.35)$$

6) Συντελεστής ισχύος (Power Coefficient) :

$$c_P = \frac{P}{r A (WR)^3} \quad (5.36)$$

Επειδή $P = MW$ συνεπάγεται ότι $c_P = c_M \cdot c_T$.

Οπότε αν εκφράσουμε τις παραπάνω σχέσεις νε τη διάμετρο D και και τις στροφές N σε RPM έχουμε :

$$C_T = \frac{T}{r \frac{\pi N}{60} \frac{\pi}{4} D^2 D^4} \quad (5.37)$$

$$C_M = \frac{M}{r \frac{\pi N}{60} \frac{\pi}{4} D^2 D^5}$$

(5.38)

$$C_P = \frac{P}{r \frac{\pi N}{60} \frac{\pi}{4} D^3 D^5}$$

(5.39)

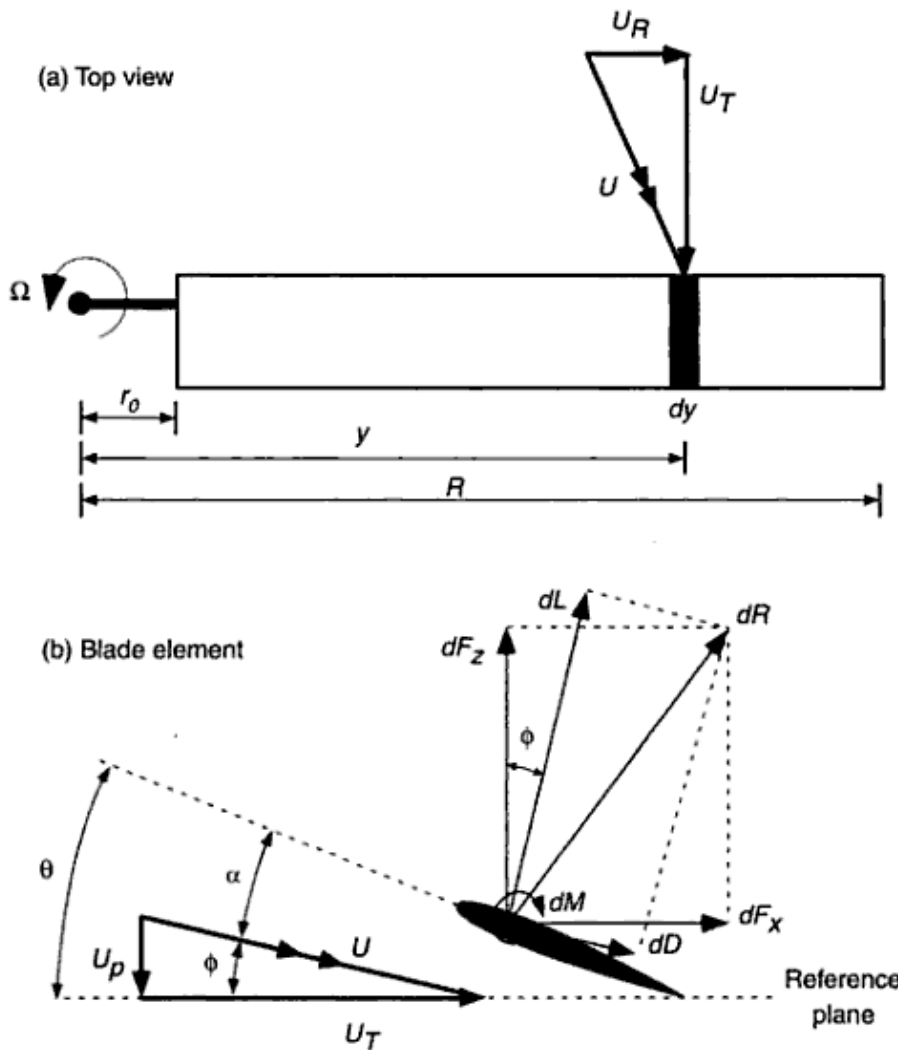
Όπου οι σχέσεις μεταξύ των συντελεστών είναι :

$$C_T = \frac{p^3}{4} c_T, \quad C_M = \frac{p^3}{8} c_M, \quad C_P = \frac{p^4}{4} c_P, \quad C_M = \frac{C_P}{2p} \quad (5.40)$$

5.4.2 Θεωρία Στοιχείων Πτερύγωσης (Blade Element Theory – BET)

Στη θεωρία στοιχείων πτερύγωσης (BET) κάθε πτερύγιο του στροφείου αποτελείται από άπειρες δυσδιάστατες αεροτομές. Οι δυνάμεις (άνωση και οπισθέλκουσα) υπολογίζονται ακτινικά για κάθε επιμέρους αεροτομή και η ολοκλήρωση των δυνάμεων αυτών για κάθε πτερύγιο προσδιορίζει την ώση και τη ροπή στον άξονα του στροφείου. Ο υπολογισμός γίνεται για ένα πτερύγιο και οι επιδόσεις του στροφείου προκύπτουν από πολλαπλασιασμό επί τον αριθμό πτερυγίων του στροφείου. Εδώ απλά παραθέτουμε τις τελικές

εξισώσεις για την ώση, την ισχύ και τους αντίστοιχους συντελεστές. Στο (Σχ. 5.4.2.1) διακρίνουμε τις ταχύτητες και δυνάμεις επί των επιμέρους αεροτομών κάθε πτερυγίου



Σχήμα 5.4.2.1 : Δυνάμεις και ταχύτητες σε στοιχείο πτερύγωσης

Όπως παρατηρούμε στο (Σχ. 5.4.2.1) , η τοπική ταχύτητα U σε κάθε στοιχείο πτερύγωσης σε μια ακτινική απόσταση y από τον άξονα περιστροφής, προκύπτει από την επαγόμενη ταχύτητα $U_p = u_i$ ως αποτέλεσμα της επαγόμενης εισροής, και από την περιφερειακή ταχύτητα $U_T = W \times y$. Συνεπώς, η τοπική ταχύτητα είναι :

$$U = \sqrt{U_p^2 + U_T^2} \gg U_T, \text{ για } U_T \gg U_p \quad (5.41)$$

Η σχετική γωνία εισροής ϕ (ή επαγόμενη γωνία πρόσπτωσης) είναι :

$$j = \arctan \frac{U_p}{U_T} \approx \frac{U_p}{U_T}, \text{ για μικρές γωνίες } j \quad (5.42)$$

Εάν η γωνία βήματος (pitch angle) είναι θ , τότε η γωνία πρόσπτωσης α θα είναι :

$$a = \theta - j = \theta - \frac{U_p}{U_T} \quad (5.43)$$

Αν c είναι το μήκος χορδής της αεροτομής, N_b είναι ο αριθμός πτερυγίων, C_l και C_d είναι ο συντελεστής άνωσης και αντίστασης της αεροτομής αντίστοιχα, και θεωρήσουμε ότι η οπισθέλκουσα είναι τουλάχιστον μια τάξη μεγέθους μικρότερη από την άνωση, τότε για την ώση έχουμε :

$$T = \frac{1}{2} \rho N_b \int_0^R U^2 c C_l dy \quad (5.44)$$

$$\text{Για την ισχύ : } P = \frac{1}{2} \rho N_b \int_0^R U^2 c (j C_l + C_d) y dy \quad (5.45)$$

$$\text{Για την ροπή } M = \frac{1}{2} \rho N_b \int_0^R U^2 c (j C_l + C_d) y dy \quad (5.46)$$

Θεωρώντας ότι το μήκος χορδής c της αεροτομής είναι σταθερό τότε η στερεότητα σ (solidity) του στροφέιου είναι :

$$s = \frac{A_{blade}}{A_{rotor}} = \frac{N_b c R}{\rho R^2} = \frac{N_b c}{\rho R} \quad (5.47)$$

Για το συντελεστή ώσης έχουμε:

$$c_T = \frac{1}{2} s \int_0^1 C_l r^2 dr, \text{ με } r = \frac{y}{R} \quad (5.48)$$

Για τους συντελεστές ροπής και ισχύος έχουμε :

$$c_M \text{ } ^0 c_P = \frac{1}{2} s \int_0^1 (j C_l + C_d) r^3 dr \quad (5.49)$$

Εάν η αδιάστατη ακτίνα είναι $r = \frac{y}{R}$ όπου R η ακτίνα του πτερυγίου, τότε για το λόγο επαγόμενης εισροής I_i (induced inflow ratio) θα έχουμε :

$$l_i = \frac{u_i}{WR} = \frac{u_i}{W} \frac{a}{R} \frac{\omega}{\omega} = \frac{U_p}{U_T} \frac{a}{R} \frac{\omega}{\omega} = j \times r \times j = \frac{l_i}{r} \quad (5.50)$$

Συνεπώς, οι συντελεστές ροπής και ισχύος γίνονται :

$$c_M \text{ } c_P = \frac{1}{2} \int_0^1 l_i (C_l r^2 + C_d r^3) dr \quad (5.51)$$

Αν C_{la} είναι η κλίση της καμπύλης $C_l(a)$, και a_0 η γωνία πρόσπτωσης για μηδενική άνωση η οποία θεωρούμε ότι εντάσσεται στην γωνία βήματος q , τότε ο συντελεστής άνωσης είναι :

$$C_l = C_{la}(a - a_0) = C_{la}(q - j - a_0) = C_{la}(q - j) \quad (5.52)$$

Άρα, ο συντελεστής ώσης γίνεται :

$$c_T = \frac{s C_{la}}{2} \int_0^1 (q r^2 - l_i r) dr \quad (5.53)$$

Αν συνδυάσουμε την θεωρία αυτή με τη θεωρία του δίσκου ενέργειας (Momentum Theory) καταλήγουμε στη συνδυασμένη θεωρία Blade Element Momentum Theory (BEMT).

Χρησιμοποιώντας λοιπόν τον υπολογισμό της ώσης από τη θεωρία του δίσκου ενέργειας, έχουμε :

$$dT = 2r u_i^2 dA = 4pr u_i^2 y dy \quad (5.54)$$

$$dc_T = 4l_i^2 r dr \quad (5.55)$$

Από τις εξισώσεις (75) και (77) έχουμε :

$$dc_T = 4l_i^2 r dr = \frac{s C_{la}}{2} \int_0^1 (q r^2 - l_i r) dr \quad (5.56)$$

Άρα, καταλήγουμε σε μια σχέση για το $l_i(R)$:

$$l_i(R) = \frac{s C_{la}}{16} \sqrt{1 + \frac{32}{s C_{la}} q r} - \frac{\omega}{\omega} \quad (5.57)$$

Από τα παραπάνω παρατηρούμε ότι με δεδομένη την γνώση της ακτινικής διανομής γεωμετρικών και αεροδυναμικών χαρακτηριστικών της πτερύγωσης μπορούμε να υπολογίσουμε την ώση, ροπή και ισχύ του στροφείου ή αντίστροφα, για δεδομένη ισχύ και ώση, μπορούμε να σχεδιάσουμε την

πτερύγωση του στροφείου. Στη θεωρία BET μπορούμε να εφαρμόσουμε κάποιες επιπλέον απλοποιήσεις, ώστε να καταλήξουμε σε απλούστερες σχέσεις για τους συντελεστές ώσης, ροπής και ισχύος. Θεωρούμε αμεληταία την ισχύ της εξίσωσης (5.45) και ακόμα ότι η συστροφή του πτερυγίου μεταβάλλεται γραμμικά με την ακτίνα, δηλαδή :

$$q(r) = q_{0,75} + (r - 0,75)q_{tw}, \quad r = \frac{y}{R} \quad (5.58)$$

όπου $q_{0,75}$ είναι η γωνία του βήματος (pitch) στην ακτίνα αναφοράς, δηλαδή $0.75 \cdot R$ (3/4 της ακτίνας του πτερυγίου). Τέλος, χρησιμοποιούμε την θεωρία του δίσκου ενέργειας για απλή αιώρηση από την οποία έχουμε ότι :

$$l_i \circ l_h = \frac{u_h}{WR} = \frac{\sqrt{\frac{T}{2rA}}}{WR} = \frac{\sqrt{\frac{c_T r A (WR)^2}{2rA}}}{WR} = \sqrt{\frac{c_T}{2}} \quad (5.59)$$

Συνεπώς, ο συντελεστής ώσης θα είναι :

$$c_T = \frac{1}{2} s C_{la} \frac{\alpha_{0,75}}{\xi} - \frac{1}{2} \sqrt{\frac{c_T}{2}} \frac{\ddot{\theta}}{\dot{\theta}} \quad (5.60)$$

Η παραπάνω σχέση επιλύεται επαναληπτικά για την εύρεση του c_T αν είναι γνωστή η στερεότητα s , το βήμα $q_{0,75}$ και το C_{la}

Στη συνέχεια, θεωρώντας ότι $C_d = C_{d0} = s t a q.$, όπου C_{d0} ο συντελεστής αντίστασης της αεροτομής για μηδενική άνωση θα έχουμε για το συντελεστή ισχύος :

$$c_P = \frac{c_T^2}{\sqrt{2}} + \frac{1}{8} s C_{d0} \quad (5.61)$$

Όπου παρατηρούμε ότι ο συντελεστής ισχύος εξαρτάται από ότι εξαρτάται και ο συντελεστής ώσης συν το C_{d0} .

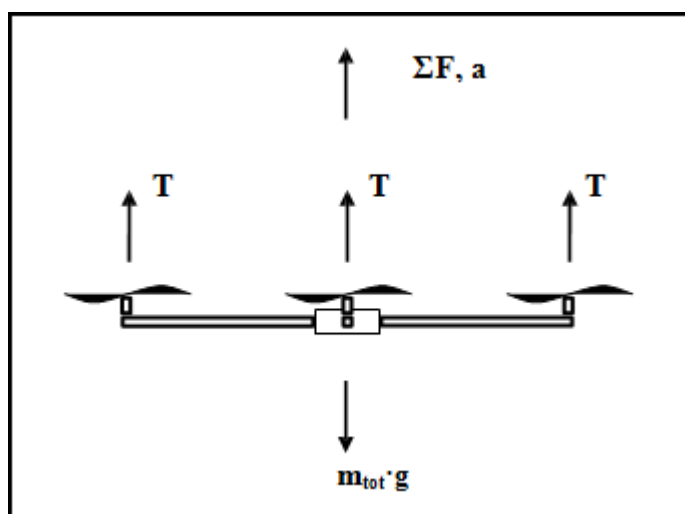
5.4.3 Μοντέλο Κίνησης Οχήματος

Ο σκελετός του οχήματος (frame ή airframe) διαμορφώνεται ανάλογα με τον αριθμό και τη διάταξη των Η/Κ που διαθέτει. Εδώ ασχολούμαστε μόνο με την περίπτωση όπου οι άξονες όλων των Η/Κ είναι παράλληλοι μεταξύ τους και

κάθετοι στον ορίζοντα κατά τη διάρκεια της αιώρησης. Το φορτίο (payload) βρίσκεται στο κέντρο του οχήματος και οι Η/Κ με τις έλικες στην περιφέρεια.

5.4.3.1 Γραμμική Επιτάχυνση

Για την περίπτωση που το όχημα ξεκινά μια επιταχυνόμενη κατακόρυφη ανοδική κίνηση το φυσικό μοντέλο παρουσιάζεται στο παρακάτω σχήμα (Σχ. 5.4.3.1.1). Οι δυνάμεις που επιδρούν κατά την εκκίνηση της επιταχυνόμενης κίνησης είναι η ώση T κάθε έλικας και το συνολικό βάρος του οχήματος. Η επιτάχυνση της στιγμή της εκκίνησης είναι a .



Σχήμα 5.4.3.1.1: φυσικό μοντέλο κατακόρυφης ανοδικής κίνησης.

Στην επιτάχυνση, όλοι οι Η/Κ λειτουργούν στη μέγιστη ισχύ και οι έλικες στη μέγιστη ώση, η οποία είναι και η μέγιστη στατική ώση, εφ' όσον το όχημα είναι στην αρχή της επιτάχυνσης άρα η ταχύτητά του είναι μηδενική. Η σχέση που περιγράφει τη στιγμή αυτή είναι :

$$\Sigma F = m_{tot} \times a \text{ ή } n_{mot} T_{acc} - m_{tot} \times g = m_{tot} \times a \quad (5.62)$$

Όπου T_{acc} είναι η στατική ώση της κάθε έλικας και είναι η μέγιστη ώση για κάθε έλικα που μπορεί να παραχθεί από το σύστημα πρόωσης, n_{mot} είναι ο αριθμός των Η/Κ, m_{tot} είναι η συνολική μάζα του οχήματος, g η επιτάχυνση της βαρύτητας και a η επιτάχυνση του οχήματος προς τα επάνω. Λύνοντας την Εξ. (89) ως προς T_{acc} , έχουμε :

$$T_{acc} = \frac{m_{tot}}{n_{mot}}(g + a) \quad (5.63)$$

5.4.3.2 Αιώρηση

Στην αιώρηση το φυσικό μοντέλο είναι ίδιο με πριν (Σχήμα 40), μόνο που τώρα η επιτάχυνση a είναι μηδέν και κατ' επέκταση και η συνολική δύναμη. Η σχέση που περιγράφει την αιώρηση είναι :

$$SF = 0 \Rightarrow n_{mot} \times T_{hov} - m_{tot} \times g = 0 \quad (5.64)$$

Όπου T_{hov} είναι η στατική ώση κάθε έλικας στην αιώρηση. Λύνοντας την Εξ. (5.64) ως προς T_{hov} , έχουμε :

$$T_{hov} = \frac{m_{tot}}{n_{mot}} \times g \quad (5.65)$$

Από τις εξισώσεις (5.29) και (5.30) συμπεραίνουμε ότι η επαγόμενη – ιδανική ισχύς αιώρηση θα είναι :

$$P_{i,hov} = \frac{\sqrt{2} T_{hov}^{3/2}}{\sqrt{r \times \rho \times D_p^2}} \quad (5.66)$$

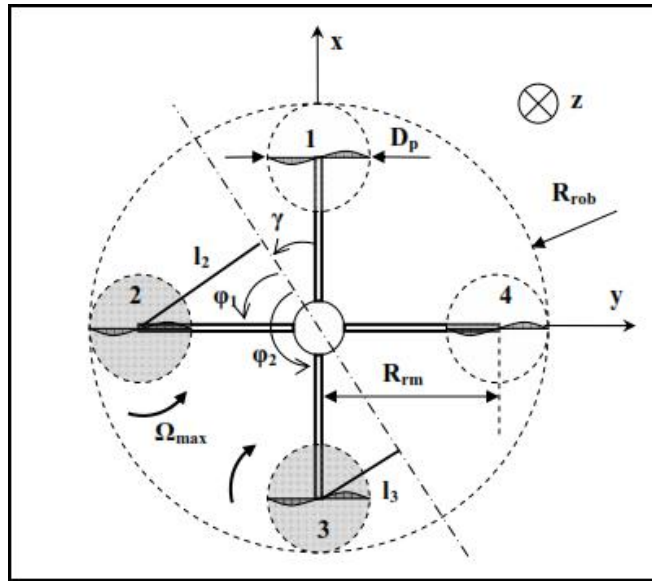
Συνεπώς ο συντελεστής κέρδους (Figure of Merit) που ορίζεται στην εξίσωση (5.31), θα είναι :

$$FM = \frac{P_{i,hov}}{P_{actual}} = \frac{\sqrt{2} T_{hov}^{3/2}}{\sqrt{r \times \rho \times D_p^2}} \times \frac{1}{P_{actual}} \quad (5.67)$$

όπου P_{actual} η συνολική ισχύς στον άξονα της έλικας και D_p η διάμετρος της.

5.4.3.3 Γωνιακή Επιτάχυνση

Για τη γωνιακή επιτάχυνση θεωρούμε ότι το όχημα από την κατάσταση της αιώρησης ξεκινάει μια περιστρεφόμενη κίνηση γύρω από ένα άξονα που βρίσκεται στο επίπεδο που ορίζει ο δίσκος της έλικας όπως φαίνεται στο παρακάτω σχήμα (Σχ. 5.4.3.3.1). Για να έχουμε περιστροφή ως προς τον άξονα περιστροφής θα πρέπει οι Η/Κ 2 και 3 να έχουν τέτοιες στροφές μεταξύ τους ώστε να παράγουν ίδια ροπή ως προς τον κάθετο άξονα του άξονα περιστροφής.



Σχήμα 5.4.3.3.1: Δυνάμεις σε περιστρεφόμενη κίνηση

Έστω όμως ότι οι Η/Κ λειτουργούν και οι δύο στις ίδιες και μέγιστες στροφές, παράγουν δηλαδή τη μέγιστη στατική ώση. Η ροπή αδρανείας του σκελετού ως προς το σωματόδετο σύστημα αναφοράς είναι I_c , η ροπή αδρανείας του κάθε Η/Κ με την έλικά στο τοπικό σύστημα αναφοράς του είναι I_m , η μάζα κάθε Η/Κ είναι m_{mot} , η απόσταση κάθε Η/Κ από το κέντρο μάζας του οχήματος είναι R_{rm} , η γωνία κάθε ράβδου (rad) με τον άξονα περιστροφής είναι j_i , και η απόσταση κάθε Η/Κ από τον άξονα περιστροφής είναι I_i . Τότε, για ζυγό αριθμό Η/Κ n_{mot} θα λειτουργούν κατά τη γωνιακή επιτάχυνση οι $\frac{n_{mot}}{2}$ ηλεκτροκινητήρες. Η ροπή αδρανείας των Η/Κ ως προς τον άξονα περιστροφής βρίσκεται με χρήση του θεωρήματος των παράλληλων αξόνων και ισούται με το διπλάσιο της συνεισφοράς των Η/Κ του ενός ημιεπιπέδου λόγω συμμετρίας. Η σχέση τότε που περιγράφει τη γωνιακή επιτάχυνση γύρω από τον άξονα που σχηματίζει γωνία γ με τον άξονα x , είναι:

$$I_c + 4I_m + 2m_{mot} \sum_{i=1}^{n_{mot}/2} I_i^2 \ddot{\alpha} = \sum_{i=1}^{n_{mot}/2} T_i I_i \ddot{\alpha} \quad (5.68)$$

$$I_c + 4I_m + 2m_{mot} R_{rm}^2 \sum_{i=1}^{n_{mot}/2} \sin^2 \frac{2p}{n_{mot}} i - g \ddot{\alpha} = T_{acc} \times R_{rm} \times \sum_{i=1}^{n_{mot}/2} \sin \frac{2p}{n_{mot}} i - g \ddot{\alpha}$$

Λύνοντας την παραπάνω εξίσωση ως προς την επιτάχυνση a , έχουμε :

$$a = \frac{T_{acc} R_{rm} \sum_{i=1}^{n_{mot}/2} \sin^2 \frac{2p}{n_{mot}} i - g}{\sum_{i=1}^{n_{mot}/2} \sin^2 \frac{2p}{n_{mot}} i - g} \quad (5.69)$$

Παραγωγίζοντας την παραπάνω εξίσωση (5.69) ως προς g διαπιστώνουμε ότι η επιτάχυνση a μεγιστοποιείται για γωνία $g_{a \max}$ ίση με το μισό της γωνίας που σχηματίζουν δύο διαδοχικοί ράβδοι, δηλαδή:

$$g_{a \max} = \frac{p}{n_{mot}} \quad (5.70)$$

Παραγωγίζοντας την εξίσωση (5.69) ως προς R_{rm} διαπιστώνουμε ότι η επιτάχυνση a μεγιστοποιείται για ακτίνα τοποθέτησης των Η/Κ $R_{rm, a \max}$ ίση με:

$$R_{rm, a \max} = \sqrt{\frac{I_c + 4I_m}{2m_{mot}}} \quad (5.71)$$

Είναι προφανές ότι η ακτίνα τοποθέτησης των Η/Κ δε μπορεί να λάβει τέτοιες τιμές λόγω γεωμετρικών περιορισμών του οχήματος

5.4.4 Συνολικό Μοντέλο

Όλες οι προηγούμενες εξισώσεις όλων των που περιγράφηκαν παραπάνω συνδέονται μεταξύ τους για την εξαγωγή των εξισώσεων που περιγράφουν συνολικά το όχημα. Το πιο σημαντικό είναι σύνδεση του μοντέλου της μπαταρίας με το σύστημα πρόωσης που αποτελείται από τα ESC τους Η/Κ και τις έλικες. Οι εξισώσεις που προκύπτουν για σύνδεση μπαταριών με το σύστημα πρόωσης στη γενική περίπτωση λειτουργίας είναι :

$$V_k = e_a + iR_a \quad (5.72)$$

$$V_k + iR_{ESC} = V_b - n_{mot} iR_{bat, tot} \quad (5.73)$$

$$e_a = V_b - i(R_a + R_{ESC} + n_{mot} R_{bat, tot}) \quad (5.74)$$

$$N = [V_b - i(R_a + R_{ESC} + n_{mot} R_{bat, tot})] \times K_V \quad (5.75)$$

Η εξίσωση (5.75) ισχύει όταν το ESC έχει τάση εξόδου V_m τη μέγιστη δυνατή, τότε $V_m = V_k$ και οι στροφές N του Η/Κ είναι και οι μέγιστες. Σε οποιαδήποτε άλλη περίπτωση η τάση εξόδου του ESC είναι $V_m < V_k$.

$$R_{tot} = R_a + R_{ESC} + n_{mot} R_{bat,tot} \quad (5.76)$$

Όπου R_{tot} η ισοδύναμη ηλεκτρική αντίσταση που «καταλαβαίνει» ο κάθε Η/Κ.

Η συνολική μάζα του οχήματος είναι :

$$m_{tot} = m_{bat,tot} + m_{mot} \times n_c + m_{ESC} + m_{fr} + m_{pl} \quad (5.77)$$

Όπου m_{pl} η μάζα του φορτίου.

Εξίσωση δυνάμεων:

$$SF = m_{tot} \times a \quad n_{mot} \times T - m_{tot} \times g = m_{tot} \times a \quad (5.78)$$

Εξίσωση ισχύος Η/Κ – έλικα :

$$P_m = P \quad (V_b - i \times R_{tot}) \times (i - i_0) = C_p r \frac{\omega N \dot{\theta}^3}{60 \phi} D_p^5 \quad (5.79)$$

Εξίσωση ροπής Η/Κ – έλικα :

$$M_m = M \quad K_T \times (i - i_0) = \frac{1}{2p} C_p r \frac{\omega N \dot{\theta}^2}{60 \phi} D_p^5 \quad (5.80)$$

Ισχύς συστήματος :

$$P_{IN} = V_b \times i \times n_{mot} \quad (5.81)$$

Καταναλισκόμενη συνολική ενέργεια :

$$E_{IN} = P_{IN} \times t_{tot} \quad (5.82)$$

όπου t_{tot} η συνολική διάρκεια πτήσης.

Απαίτηση ισχύος μπαταριών :

$$P_{IN} \leq P_{bat,tot} \quad (5.83)$$

Εξίσωση ενέργειας μπαταριών με συνολική καταναλισκόμενη ενέργεια :

$$E_{IN} \leq E_{bat,tot} \quad (5.84)$$

5.4.4.1 Αιώρηση

Στην περίπτωση που έχουμε μόνο αιώρηση θεωρούμε ότι το όχημα έχει απαίτηση ώσης ίσης με το βάρος του. Οι Η/Κ θα λειτουργούν συνεχώς στις μέγιστες στροφές, με αποτέλεσμα η τάση εξόδου V_m του ESC να είναι η μέγιστη δυνατή, δηλαδή $V_m = V_k$. Οι εξισώσεις που περιγράφουν το σύστημα σε αυτήν την περίπτωση είναι οι ίδιες με τις εξισώσεις που παρουσιάστηκαν παραπάνω με τη μόνη διαφορά ότι το ρεύμα που καταναλώνει ο κάθε Η/Κ είναι i_{hov} και οι στροφές που έχει ο άξονας είναι N_{hov} .

Εξίσωση δυνάμεων:

$$SF = 0 \Rightarrow n_{mot} \times T = m_{tot} \times g \quad (5.85)$$

Εξίσωση ισχύος Η/Κ – έλικα :

$$P_m = P \Rightarrow (V_b - i_{hov} \times R_{tot}) \times (i_{hov} - i_0) = C_p r \frac{\omega_{hov}^3}{60} \frac{D_p^5}{\phi} \quad (5.86)$$

Εξίσωση ροπής Η/Κ – έλικα :

$$M_m = M \Rightarrow K_T \times (i_{hov} - i_0) = \frac{1}{2p} C_p r \frac{\omega_{hov}^2}{60} \frac{D_p^5}{\phi} \quad (5.87)$$

Ισχύς συστήματος :

$$P_{IN} = V_b \times i_{hov} \times n_{mot} \quad (5.88)$$

Καταναλισκόμενη συνολική ενέργεια :

$$E_{IN} = P_{IN} \times t_{tot} \quad (5.89)$$

Απαίτηση ισχύος μπαταριών :

$$P_{IN} \leq P_{bat,tot} \quad (5.90)$$

Εξίσωση ενέργειας μπαταριών με συνολική καταναλισκόμενη ενέργεια :

$$E_{IN} \leq E_{bat,tot} \quad (5.91)$$

5.4.4.2 Επιτάχυνση και Αιώρηση

Σ' αυτήν την περίπτωση το όχημα λειτουργεί στη μέγιστη ισχύ για εκτέλεση ελιγμών ή για την αιώρηση με μεγαλύτερο φορτίο από το προδιαγεγραμμένο και τον υπόλοιπο χρόνο πτήσης αιωρείται. Προφανώς, πρέπει το όχημα να μπορεί να σηκώνει παραπάνω από μια φορά το βάρος του ώστε η περίσσεια αυτή ισχύ να του επιτρέπει να επιταχύνει. Οι εξισώσεις για την περίπτωση αυτή είναι :

Εξίσωση στροφών:

$$N_{acc} = (V_b - i_{acc} \times R_{tot}) \times K_V \quad (5.92)$$

Εξίσωση δυνάμεων κατά την επιτάχυνση :

$$\begin{aligned} SF = m_{tot} > a \quad \& \quad n_{mot} > T_{acc} - m_{tot} > g = m_{tot} > a = (f_w - 1)m_{tot} > g \quad \& \\ n_{mot} \times C_T \times \frac{V_{acc}}{60} \times \frac{\ddot{\theta}^2}{\varnothing} \times D_p^4 = f_w \times m_{tot} \times g \end{aligned} \quad (5.93)$$

Όπου ο συντελεστής f_w (weight factor) δηλώνει πόσες φορές το όχημα σηκώνει το βάρος του. Μπορούμε εύκολα να διαπιστώσουμε από την (5.93) ότι η μέγιστη επιτάχυνση που θα αποκτήσει το όχημα θα είναι :

$$a = (f_w - 1) \times g \quad (5.94)$$

Εξίσωση ισχύος Η/Κ – έλικας κατά την επιτάχυνση :

$$P_m = P \quad \& \quad (V_b - i_{acc} \times R_{tot}) \times (i_{acc} - i_0) = C_p r \frac{V_{acc}}{60} \frac{\ddot{\theta}^3}{\varnothing} D_p^5 \quad (5.95)$$

Εξίσωση ροπής Η/Κ – έλικας κατά την επιτάχυνση :

$$M_m = M \quad \& \quad K_T \times (i_{acc} - i_0) = \frac{1}{2p} C_p r \frac{V_{acc}}{60} \frac{\ddot{\theta}^2}{\varnothing} D_p^5 \quad (5.96)$$

Ισχύς συστήματος :

$$P_{IN,acc} = V_b \times i_{acc} \times n_{mot} \quad (5.97)$$

Καταναλισκόμενη συνολική ενέργεια :

$$E_{IN,acc} = P_{IN} \times \alpha_{tot} \times ATP \quad (5.98)$$

όπου ATP το ποσοστό του συνολικού χρόνου πτήσης όπου το όχημα λειτουργεί στην μέγιστη ισχύ.

Όταν το όχημα αιωρείται οι Η/Κ θα λειτουργούν σε χαμηλότερες από τις μέγιστες στροφές, συνεπώς το ESC θα έχει τάση εξόδου V_m τέτοια ώστε $V_m < V_k$. Θα λειτουργεί δηλαδή σε λιγότερη από τη μέγιστη τάση εξόδου.

$$N_{hov} = (V_m - i_{hov} \times R_{tot}) \times K_V \quad (5.99)$$

Εξίσωση δυνάμεων κατά την αιώρηση :

$$\begin{aligned} SF = 0 \Rightarrow n_{mot} \times T_{hov} &= m_{tot} \times g \\ n_{mot} \times C_T \times \left(\frac{\omega_{hov}}{60} \right)^2 \times D_p^4 &= m_{tot} \times g \end{aligned} \quad (5.100)$$

Εξίσωση ισχύος Η/Κ – έλικας κατά την αιώρηση :

$$P_m = P \Rightarrow (V_m - i_{hov} \times R_{tot}) \times (i_{hov} - i_0) = C_p r \left(\frac{\omega_{hov}}{60} \right)^3 D_p^5 \quad (5.101)$$

Εξίσωση ροπής Η/Κ – έλικας κατά την αιώρηση:

$$M_m = M \Rightarrow K_T \times (i_{hov} - i_0) = \frac{1}{2p} C_p r \left(\frac{\omega_{hov}}{60} \right)^2 D_p^5 \quad (5.102)$$

Καταναλισκόμενη ισχύς κατά την αιώρηση:

$$P_{IN,hov} = V_b \times i_{hov} \times n_{mot} \quad (5.103)$$

Καταναλισκόμενη ενέργεια κατά την αιώρηση:

$$E_{IN,hov} = P_{IN,hov} \times \alpha_{tot} (1 - ATP) \quad (5.104)$$

Απαίτηση ισχύος μπαταριών :

$$P_{IN,acc} \leq P_{bat,tot} \quad (5.105)$$

Εξίσωση ενέργειας μπαταριών με συνολική καταναλισκόμενη ενέργεια :

$$E_{IN,hov} + E_{IN,acc} = E_{bat,tot} \quad (5.106)$$

5.5 ΟΙ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΙ

Οι φάσεις λειτουργίας κατά την πτήση ενός quadcopter είναι δύο, στην μία φάση το όχημα λειτουργεί με την μέγιστη ώση για να επιταχύνει, όπου σ' αυτήν την φάση καθορίζεται και η μέγιστη ισχύς του συστήματος πρόωσης και στην δεύτερη φάση το όχημα αιωρείται.

Για τους υπολογισμούς μας έχουμε τα εξής δεδομένα : $m_{tot} = 0.22g$, $C_T = 0.082$, $D_p = 0.127m$

Για τη φάση της επιτάχυνσης (μέγιστης ώσης – ισχύος) :

Από την εξίσωση (5.93) υπολογίζουμε τη μέγιστη ώση κάθε έλικας:

$$T_{acc} = \frac{f_w m_{tot} g}{n_{mot}} = \frac{2 \times 0.22 \times 9.81}{4} \frac{K_g \times m}{s^2} = 1.08N \quad (5.107)$$

Όπου f_w είναι ο συντελεστής που δείχνει πόσες φορές το όχημα μπορεί να σηκώσει το βάρος $B = m_{tot} \times g = 0,22 \times 9.81 = 2,16N$ του αφού η συνολική ώση θα είναι $ST_{acc} = 4 \times T_{acc} = 4 \times 1,08 = 4,32N$, m_{tot} η ολική μάζα του τεταρκοπτερου και n_{mot} ο αριθμός των Η/Κ.

$$\text{Ισχύει } 1N = 1 \frac{K_g \times m}{s^2}$$

Από την εξίσωση (5.93) υπολογίζουμε τις στροφές για τη μέγιστη ώση :

$$N_{acc} = 60 \sqrt{\frac{T_{acc}}{C_T r D_p^4}} = 60 \sqrt{\frac{1.08}{0.082 \times 468.6 \times 0.127^4}} = 623.66RPM \approx 624RPM$$

Όπου C_T είναι ο συντελεστής ώσης της έλικας, r είναι η πυκνότητα της έλικας και D_p η διάμετρος της έλικας.

Από την εξίσωση (5.95) υπολογίζουμε το ρεύμα για τις στροφές αυτές :

$$i_{acc} = K_V C_p r \frac{N_{acc}^2}{60^3} D_p^5 + i_0 = 2900 \times 0.026 \times 468.6 \times \frac{624^2}{60^3} \times 0.127^5 + 1 = 3.1A$$

Όπου K_V είναι σταθερά των στροφών του Η/Κ και C_p συντελεστής ισχύος της έλικας

Από την εξίσωση (5.92) υπολογίζουμε την τάση που πρέπει να έχει η μπαταρία :

$$V_{acc} = \frac{N_{acc}}{K_V} + i_{acc} R_{tot} = \frac{624}{2900} + 3.1 \times 1.49 = 4.83V \quad (5.108)$$

Όπου R_{tot} είναι ισοδύναμη αντίσταση Η/Κ

Η τάση εξόδου του ESC, στα άκρα του Η/Κ :

$$V_{k,acc} = \frac{N_{acc}}{K_V} + i_{acc} R_a = \frac{624}{2900} + 3.1 \times 0.185 = 0.8V \quad (5.109)$$

Όπου R_a αντίσταση τυλιγμάτων Η/Κ

Η ισχύς που καταναλώνει ο κάθε Η/Κ :

$$P_{min,acc} = V_{k,acc} \times i_{acc} = 0.8 \times 3.2 = 2.56w \quad (5.110)$$

Οι μέγιστες στροφές που μπορεί να έχει είναι :

$$N_{max} = (V_b - i_0 R_{tot}) K_V = (7.4 - 1 \times 1.49) \times 2900 = 3079RPM \quad (5.111)$$

Όπου V_b η ονομαστική τάση μπαταρίας

Από την εξίσωση (5.96) υπολογίζουμε την ισχύ του συστήματος κατά την επιτάχυνση:

$$P_{IN,acc} = V_b i_{acc} n_{mot} = 7.4 \times 3.1 \times 4 = 91.76w \quad (5.112)$$

Από την εξίσωση (5.97) υπολογίζουμε την καταναλισκόμενη ενέργεια συστήματος κατά την επιτάχυνση :

$$E_{IN,acc} = P_{IN,acc} t_{tot} ATP = 91.76 \times 15 \times 60 \times 0.1 = 8258.4J \quad (5.113)$$

Όπου t_{tot} ο συνολικός χρόνος πτήσης και ATP είναι ποσοστό του συνολικού χρόνου πτήσης όπου το όχημα επιταχύνει

Για τη φάση της αιώρησης :

$$T_{hov} = \frac{m_{tot} g}{n_{mot}} = \frac{0.22 \times 9.81}{4} = 0.54N \quad (5.114)$$

Στροφές κατά την αιώρηση :

$$N_{hov} = 60 \frac{C_T r D_p^4}{C_p} \frac{T_{hov} \dot{\omega}^{1/2}}{\dot{\omega}^{1/2}} = 60 \frac{0,54}{0,082 \times 468,6 \times 0,127^4} = 440,99 \text{ RPM} \approx 441 \text{ RPM}$$

Από την εξίσωση (5.101) υπολογίζουμε το ρεύμα για τις στροφές αυτές :

$$i_{hov} = K_V C_p r \frac{N_{hov}^2}{60^3} D_p^5 + i_0 = 2900 \times 0,026 \times 468,6 \times \frac{441^2}{60^3} \times 0,127^5 + 1 = 2,05 \text{ A}$$

Η τάση εξόδου του ESC, στα άκρα του Η/Κ :

$$V_{k,hov} = \frac{N_{hov}}{K_V} + i_{hov} R_a = \frac{441}{2900} + 2,1 \times 0,185 = 0,53 \text{ V} \quad (5.115)$$

Η ισχύς που καταναλώνει ο κάθε Η/Κ κατά την αιώρηση :

$$P_{\min,hov} = V_{k,hov} i_{hov} = 0,53 \times 2,05 = 1,1 \text{ W} \quad (5.116)$$

Από την εξίσωση (5.102) υπολογίζουμε την καταναλισκόμενη ισχύ του συστήματος κατά την αιώρηση :

$$P_{IN,hov} = V_b i_{hov} n_{mot} = 7,4 \times 2,05 \times 4 = 60,68 \text{ W} \quad (5.117)$$

Από την εξίσωση (5.103) υπολογίζουμε την καταναλισκόμενη ενέργεια του συστήματος κατά την αιώρηση:

$$E_{IN,hov} = P_{IN,hov} t_{tot} (1 - ATP) = 60,68 \times 15 \times 60 \times (1 - 0,1) = 49150,8 \text{ J} \quad (5.118)$$

Από τις εξισώσεις (5.113) και (5.118) υπολογίζουμε τη συνολική ενέργεια που καταναλώνει το σύστημα :

$$E_{tot} = E_{IN,acc} + E_{IN,hov} = 8258,4 + 49150,8 = 57409,2 \text{ J} \quad (5.119)$$

Περιορισμοί

$$V_b - V_{acc} \quad 3 \text{ 0 } \text{ P } 7,4 - 4,83 \quad 3 \text{ 0 } \text{ P } 2,57 \quad 3 \text{ 0}$$

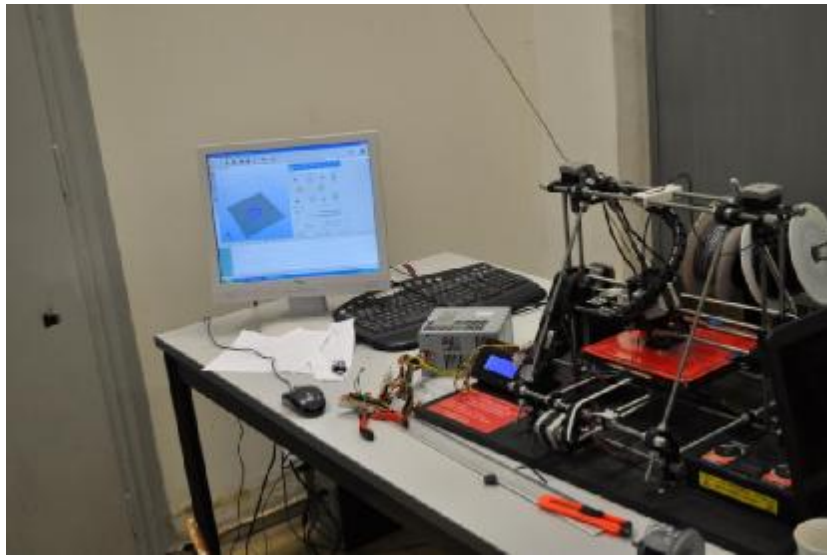
$$N_{\max} - N_{acc} \quad 3 \text{ 0 } \text{ P } 3079 - 624 \quad 3 \text{ 0 } \text{ P } 2455 \quad 3 \text{ 0}$$

$$i_{acc} - i_{hov} \quad 3 \text{ 0 } \text{ P } 3,1 - 2,05 \quad 3 \text{ 0 } \text{ P } 1,05 \quad 3 \text{ 0}$$

ΚΕΦΑΛΑΙΟ 6

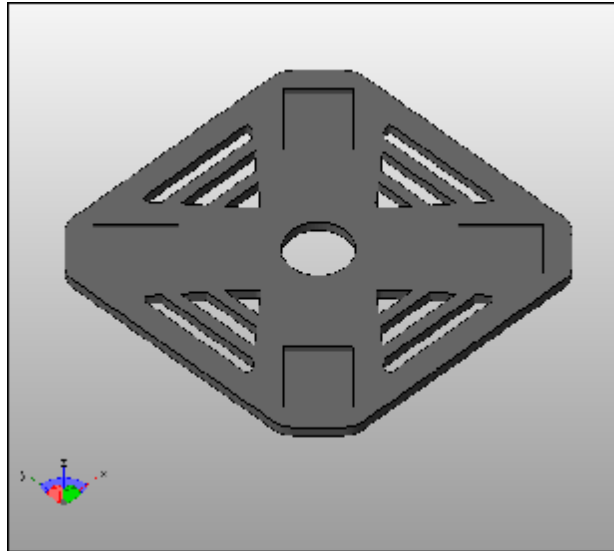
6.1 ΥΛΟΠΟΙΗΣΗ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ

- ✓ Βήμα 1^ο : Το πρώτο βήμα για την υλοποίηση της κατασκευής μας ήταν η τρισδιάστατη εκτύπωση των κομματιών που απεικονίζεται στα παρακάτω σχέδια. Παρακάτω παρατίθενται εικόνες από την τρισδιάστατη εκτύπωση και του τρισδιάστατου εκτυπωτή.



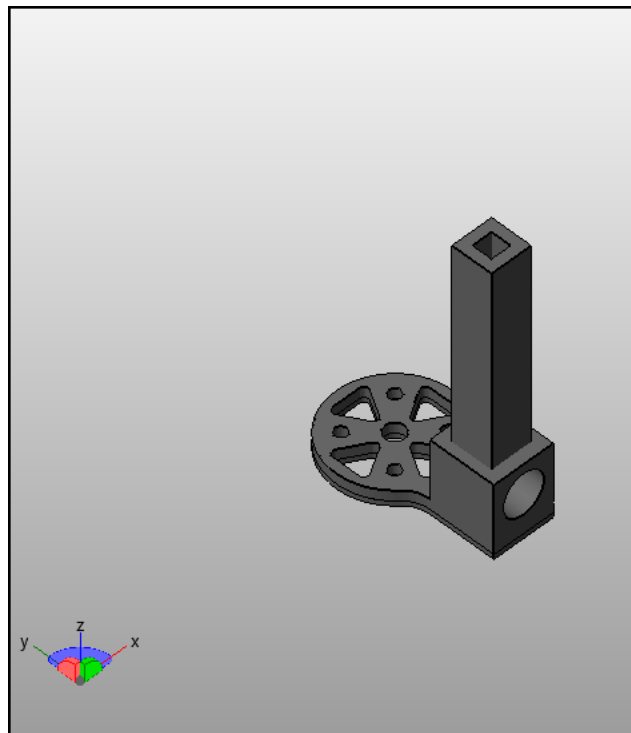
Σχήμα 6.1.1: Η τρισδιάστατη μηχανή εν ώρα εκτύπωσης

- 1) Στο παρακάτω σχέδιο απεικονίζεται το άνω μέρος του τετρακοπτέρου μας το οποίο είναι τοποθετημένο περιστρεφόμενο κατά 180° .



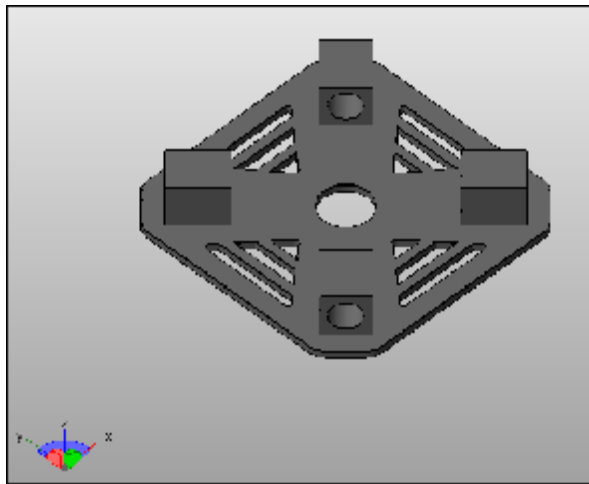
Σχήμα 6.1.1 : Άνω μέρος τετρακοπτέρου

- 2) Στο κάτωθι σχέδιο απεικονίζεται μία (1) από τα τέσσερα (4) συνολικά στηρίγματα του τετρακοπτέρου τα οποία επίσης είναι τοποθετημένα περιστρεμμένα κατά 180° . Στα στηρίγματα αυτά είναι τοποθετημένα τα τέσσερα (4) μοτέρ που δίνουν κίνηση στους τέσσερεις (4) έλικες.



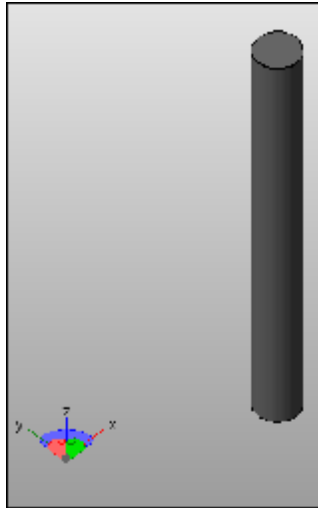
Σχήμα 6.1.2 : Στήριγμα τετρακοπτέρου

- 3) Στο παρακάτω σχέδιο απεικονίζεται το κάτω μέρος του τετρακοπτέρου μας το οποίο συνδέεται μέσω τεσσάρων (4) ξύλινων ράβδων με τα παραπάνω τέσσερα (4) στηρίγματα . Σε αντίθεση με τα δύο παραπάνω μέρη του τετρακοπτέρου αυτό είναι τοποθετημένο όπως ακριβώς το βλέπουμε στο σχέδιο. Επίσης σε αυτό το κομμάτι του τετρακοπτέρου στηρίζονται και οι ελεγκτές των στροφών των κινητήρων (ESC).



Σχήμα 6.1.3 : Κάτω μέρος τετρακοπτέρου

- 4) Στο τελευταίο σχέδιο απεικονίζεται μία (1) εκ των τεσσάρων (4) ράβδων οι οποίες συνδέουν το κάτω μέρος του τετρακοπτέρου με τα τέσσερα (4) στηρίγματα. Εδώ πρέπει να αναφέρουμε ότι οι ράβδοι που χρησιμοποιήσαμε εμείς είναι ξύλινοι γιατί η ποιότητα των εκτυπωμένων ραβδών ήταν παρα πολύ κακή και ήταν αδύνατο να χρησιμοποιηθούν στην κατασκευή μας.



Σχήμα 6.1.4 : 'Ξύλινη' ράβδος τετρακοπτέρου

✓ Βήμα 2^ο : Το δεύτερο βήμα μας ήταν να παραγγείλουμε από ιστοσελίδες και να αγοράσουμε τα εξαρτήματα τα οποία χρειαζόμασταν για την κατασκευή μας και που θα παραθέσουμε παρακάτω αναλυτικά. Τα εξαρτήματα αυτά είναι :

1) Οι κινητήρες

Οι κινητήρες που χρησιμοποιήσαμε είναι τύπου Turnigy 1811 brushless outrunner 2900 Kv , όπου Kv είναι περίπου οι στροφές ανα λεπτό (rpm) που μπορεί κανείς να περιμένει από έναν κινητήρα (χωρίς φορτίο) σε μια ορισμένη τάση και εκφράζεται σε rpm/v. Χρησιμοποιείται, δηλαδή, ο όρος αυτός (Kv) αντί για rpm ,επειδή λόγω απωλειών οι στροφές είναι πάντα ένα κλάσμα λιγότερες. Οι κινητήρες αυτοί επιλέχθηκαν λόγω της μεγάλης αξιοπιστίας που παρουσιάζουν σε σχέση με άλλους παρόμοιους κινητήρες , λόγω των επιδόσεών τους και εξαιτίας των τεχνικών χαρακτηριστικών που διαθέτουν. Στο (Σχ. 6.1.5) απεικονίζεται ένας από τους τέσσερις (4) κινητήρες που επιλέξαμε και παρακάτω αναφέρονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά που μας έδωσε ο κατασκευαστής.



Σχήμα 6.1.5 : Turnigy 1811 brushless Outrunner 2900kv

Χαρακτηριστικά των τεσσάρων κινητήρων :

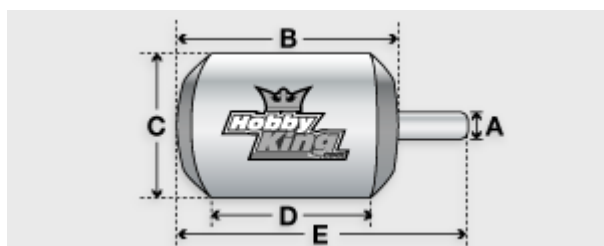
Διαστάσεις : 23 mm ´ 18 mm,31mm(μαζί με τον άξονα)

Βάρος : 12 g

Διάμετρος άξονα : F 2mm

Μήκος μπροστινού άξονα : 8mm

Τύπος μαγνήτη : 45SH



Σχήμα 6.1.6 : Διαστασιολόγηση του motor

Kv	(rpm/v)	2900
I	(A)	5.8
V	(V)	7.4
Διάμετρος A	(mm)	2
Διάμετρος C	(mm)	21
Μήκος B	(mm)	23
Μήκος E	(mm)	31
P	(w)	200

2) ESC (ELECTRONIC SPEED CONTROLLER)

Οι ηλεκτρονικές διατάξεις που επιλέξαμε για την οδήγηση των Η/Κ είναι τύπου Turnigy Plush 10 A brushless speed controllers. Οι συγκεκριμένοι ελεγκτές είναι πολύ καλής ποιότητας με ένα ευρύ φάσμα προγραμματισμού και καλή απόκριση στο γκάζι σε σύγκριση με άλλους ελεγκτές στο ίδιο εύρος τιμών. Στο Σχήμα 38 απεικονίζεται ένας από τους (4) τέσσερις που χρησιμοποιήσαμε και στη συνέχεια αναφέρονται αναλυτικά τα τεχνικά χαρακτηριστικά τους που μας έδωσε ο κατασκευαστής.



Σχήμα 6.1.7 : TURNIGY Plush 10amp 9gram Speed Controller.

Συνεχές ρεύμα	10A
Εναλασσόμενο ρεύμα	12A
Λειτουργία BEC	Γραμμική
BEC (Battery eliminator circuit)	5v / 2A
Lipo Cells	2-4
NiMH	5-12
Βάρος	9g
Μέγεθος	27x17x6mm

3) Μπαταρία (battery)

Η μπαταρία που επιλέξαμε είναι τύπου Turnigy Lipo Pack (800 mAh 2s 20c) όπου το 2s υποδηλώνει τον αριθμό των στοιχείων τα οποία είναι συνδεδεμένα σε σειρά n_c (παράλληλα συνδεδεμένα δεν έχει) και το 20c υποδηλώνει τον ρυθμό αποφόρτισης της μπαταρίας DR_c . Η μπαταρία αυτή επιλέχθηκε λόγω της αξιοπιστίας της και των τεχνικών χαρακτηριστικών της. Στο Σχήμα 39 απεικονίζεται η συγκεκριμένη μπαταρία και στη συνέχεια αναφέρονται τα τεχνικά χαρακτηριστικά της, όπως τα έχει δώσει ο κατασκευαστής.



Σχήμα 6.1.8 : Μπαταρία τύπου Turnigy Lipo Pack (800 mAh 2s 20c)



Σχήμα 6.1.9 : Σχεδιάγραμμα της παραπάνω μπαταρίας

Ελάχιστη χωρητικότητα (mAh)	800
Διαμόρφωση	2s1p / 7.4V / 2 cell
Αποφόρτιση (c)	20
Βάρος (g)	48
Τύπος βύσματος	JST-XH
Μήκος A (Σχήμα 40) (mm)	55
Μήκος B (Σχήμα 40) (mm)	28
Μήκος C (Σχήμα 40) (mm)	14

4) Έλικες (Propellers)

Οι έλικες που επιλέξαμε είναι τύπου 5030. Οι τρεις(3) είναι αριστερόστροφες (CCW) και οι άλλες τρεις δεξιόστροφες(CW) . Στο παρακάτω σχήμα (Σχ.6.1.10) φαίνονται οι συγκεκριμένες έλικες και έπειτα αναφέρονται τα τεχνικά της χαρακτηριστικά.

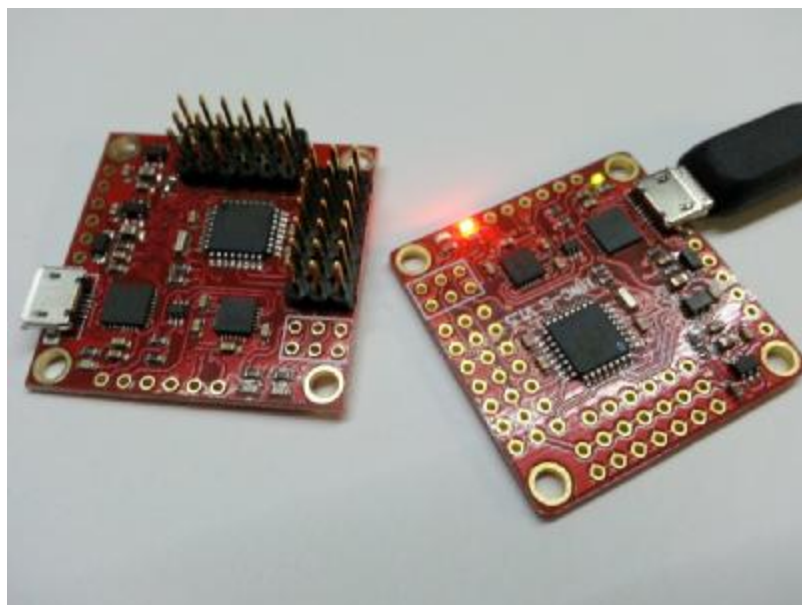


Σχήμα 6.1.10 : Propellers 5030

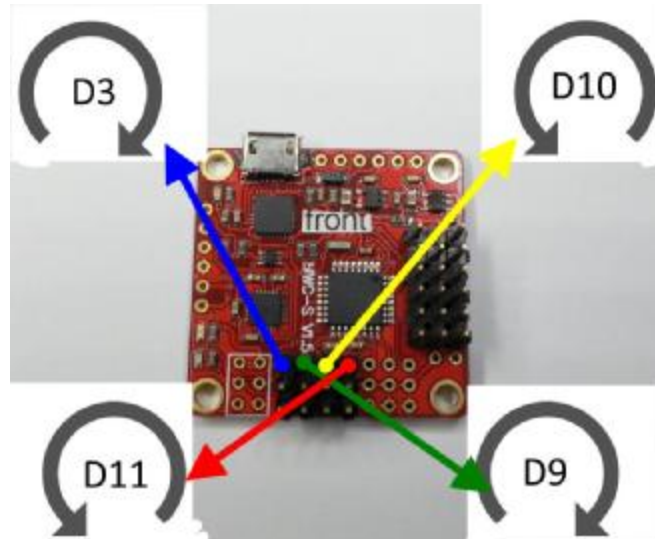
Γεωμετρικό βήμα (mm)	76
Βάρος (g)	7
Διάμετρος κεντρικής οπής (mm)	4
D_p (mm)	127
r	468.6

5) Ελεγκτής πτήσης (Flight Controller)

Ο ελεγκτής πτήσης που επιλέξαμε είναι τύπου Flip MWC Flight Controller 1.5 και έχει τα κάτωθι τεχνικά χαρακτηριστικά :



Σχήμα 6.1.11: Ο ελεγκτής πτήσης



Σχήμα 6.1.13:Σκαρίφημα για τη σύνδεση των Η/Κ

μικροελεγκτής	ATmega328
Επιταχυνσιόμετρο(αισθητήρας επιτάχυνσης)	MPU6050
Θύρα USB	CP2102
Μήκος	36 mm
Πλάτος	36 mm
Σειριακή θύρα για bluetooth	1(μια)
Ρυθμιστής τάσης	5V LDO

- ✓ Βήμα 3^ο : Το τρίτο βήμα ήταν η συναρμολόγηση των εξαρτημάτων που προαναφέραμε και η υλοποίηση της κατασκευής μας. Παρακάτω δείχνουμε εικόνες από τα εξαρτήματα αυτά και πως τα τοποθετήσαμε. Αρχικά συνδέσαμε τους Η/Κ με τα ESC (ελεγκτές οδήγησης) και πάνω στους Η/Κ προσθέσαμε και τους έλικες. Στην φωτογραφία αυτή απεικονίζονται οι τέσσερις διατάξεις αυτές πριν τοποθετηθούν στο τετρακόπτερο.



Σχήμα 6.1.11 : Οι τέσσερις διατάξεις στις οποίες είναι συδεδεμένα με τη σειρά ESC-H/K-έλικες.

Στη συνέχεια τοποθετήσαμε τις τέσσερις άνωθι διατάξεις πάνω στον σκελετό που απεικονίζεται στην παρακάτω φωτογραφία.



Σχήμα 6.1.12 : Ο σκελετός πάνω στον οποίο τοποθετήθηκαν οι Η/Κ.



Σχήμα 6.1.13 : Λίγο πριν την στερέωση των εξαρτημάτων μας δείχνουμε πως θα τα τοποθετήσουμε πάνω στο σκελετό του τετρακοπτέρου



Σχήμα 6.1.14 : Το τετρακόπτερό μας στην τελική του μορφή



Σχήμα 6.1.15 : Κάτοψη τετρακοπτέρου



Σχήμα 6.1.16 : Πλάγια όψη της κατασκευής μας

6.2 Κόστος κατασκευής

Κόστος κινητήρων	36.8 \$
Ξύλινες ράβδοι	1.5 \$
ESC	37.6 \$
Έλικες	3.5 \$
Μπαταρία	5.8 \$
Ελεγκτής πτήσης	30 \$
Σύνολο	115.2\$=100,84 ευρώ

Να διευκρινήσουμε σε αυτό το σημείο ότι τα παραπάνω εξαρτήματα είναι αυτά που έχουμε είδη αγοράσει και δεν συμπεριλάβαμε το τηλεχειρηστήριο και τον επτακάναλο δέκτη τα οποία για οικονομικούς λόγους δεν τα συμπεριλάβαμε στην κατασκευή μας

ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Από τους υπολογισμούς που κάναμε ότι η κατασκευή μας είναι δυνατόν να λειτουργήσει αφού η μέγιστη ώση που υπολογίσαμε είναι κατά δύο φορές μεγαλύτερη από το βάρος της κατασκευής μας και οι Η/Κ μπορούν να δώσουν την ισχύ που χρειάζεται για να γίνει η πτήση. Δηλαδή:

$$ST_{acc} = 4 \times T_{acc} = 4 \times 1,08 = 4,32N$$

$$B = m_{tot} \times g = 0,22 \times 9,81 = 2,16N$$

Παρατηρούμε ότι $ST_{acc} = 2 \times B$

Επίσης παρατηρούμε ότι η ισχύς των τεσσάρων Η/Κ υπερνικά την συνολική ισχύ της επιτάχυνσης. Δηλαδή :

$$P_{IN,acc} = V_b i_{acc} n_{mot} = 7,4 \times 3,1 \times 4 = 91,76w$$

$$SP_{IN,acc} = 4 \times P_{IN,acc} = 366,4w$$

$$SP_{H/K} = 4 \times P_{H/K} = 4 \times 200 = 800w$$

Άρα βλέπουμε ότι $SP_{IN,acc} < SP_{H/K}$

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

[1] http://RepRap.org/wiki/Main_Page

[2] Rapid Manufacturing: An Industrial Revolution for the Digital Age

N.HOPKINSON, R.J.M. HAGUE, P.M. DICKENS

[3] www.wohlerassociates.com

[4] <http://en.wikipedia.org/wiki/Quadcopter>

[5] <http://en.wikipedia.org/wiki/Quadcopter#History>

[6] Αμπάτης χ. “ ΠΑΡΑΜΕΤΡΙΚΟΣ ΣΧΕΔΙΑΣΜΟΣ ΚΑΙ ΒΕΛΤΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΕΝΑΕΡΙΩΝ ΡΟΜΠΟΤ ΠΟΛΛΩΝ ΣΤΡΟΦΕΙΩΝ” Μεταπτυχιακή εργασία

[7] Θάνου Μ. “PID Έλεγχος για Quadrotor” Διπλωματική εργασία