



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ
ΙΩΑΝΝΙΝΩΝ

ΣΧΟΛΗ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ ΚΑΙ ΤΗΛΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΩΝ

ΤΜΗΜΑ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ ΚΑΙ ΤΗΛΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΩΝ

ΠΤΥΧΙΑΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

**ΕΚΤΙΜΗΣΗ ΚΑΤΑΝΑΛΩΣΗΣ ΑΠΟΣΤΟΛΩΝ ΜΗ
ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΩΝ ΟΧΗΜΑΤΩΝ**

Ευθύμιος Χαρίσης

Επιβλέπων: Γρηγόριος Δουμένης

Επίκουρος Καθηγητής, Μέλος ΔΕΠ

Άρτα, Ιούλιος 2025

POWER CONSUMPTION ESTIMATION FOR UNMANED AERIAL VEHICLES

Εγκρίθηκε από τριμελή εξεταστική επιτροπή

Άρτα, 18/5/2025

ΕΠΙΤΡΟΠΗ ΑΞΙΟΛΟΓΗΣΗΣ

Επιβλέπων καθηγητής

Γρηγόρης Δουμένης

Επικ. Καθηγητής,

Μέλος επιτροπής

Νικόλαος Γιανακέας

Αναπληρωτής Καθηγητής,

Μέλος επιτροπής

Φώτης Βαρτσιώτης

Επικ. Καθηγητής.

© Χαρίσης, Ευθύμιος,2025.

Με επιφύλαξη παντός δικαιώματος. All rights reserved.

Δήλωση μη λογοκλοπής

Δηλώνω υπεύθυνα και γνωρίζοντας τις κυρώσεις του Ν. 2121/1993 περί Πνευματικής Ιδιοκτησίας, ότι η παρούσα πτυχιακή εργασία είναι εξ ολοκλήρου αποτέλεσμα δικής μου ερευνητικής εργασίας, δεν αποτελεί προϊόν αντιγραφής ούτε προέρχεται από ανάθεση σε τρίτους. Όλες οι πηγές που χρησιμοποιήθηκαν (κάθε είδους, μορφής και προέλευσης) για τη συγγραφή της περιλαμβάνονται στη βιβλιογραφία.

Χαρίσης, Ευθύμιος

Υπογραφή

Σ. 

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στην παρούσα εργασία αφορά στην εκτίμηση της κατανάλωσης μη επανδρωμένων αεροχημάτων και ειδικά στην εκτίμηση κατανάλωσης πολυκόπτρων κατά την σχεδίαση της αποστολής. Αναφέρονται οι τύποι και οι εφαρμογές μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων, παρουσιάζονται οι παράγοντες κατανάλωσης ισχύος για πολυκόπτερα και αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας, και προτείνεται μια μεθοδολογία εκτίμησης της κατανάλωσης χρησιμοποιώντας το περιβάλλον MissionPlanner για την προσομοίωση πτήσεων καθώς και ανάλυση και επεξεργασία δεδομένων με χρήση Python, βασισμένη σε προτεινόμενα μαθηματικά μοντέλα από τη βιβλιογραφία.

Λέξεις-κλειδιά: Κατανάλωση ισχύος, μη επανδρωμένα οχήματα, πολυκόπτερα, python

ABSTRACT

This thesis presents a methodology for the practical estimation of the power consumption of a UAV during mission planning. The thesis presents the types and applications of unmanned aerial vehicles (UAVs), analyzes the power consumption factors for multicopter and fixed-wing aircraft, and proposes a methodology for estimating consumption using the MissionPlanner environment for flight simulation, as well as data analysis and processing using Python, based on mathematical models established in the literature.

Keywords: Power Consumption, Unmanned Aerial Vehicles, Python

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ	ix
ABSTRACT	x
ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ	xi
ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΩΝ/ΕΙΚΟΝΩΝ.....	xii
ΠΙΝΑΚΑΣ ΣΥΝΤΟΜΟΓΡΑΦΙΩΝ	xiii
ΑΠΟΔΟΣΗ ΟΡΩΝ / ΓΛΩΣΣΑΡΙΟ	xiv
1. Μη επανδρωμένα αεροχήματα.....	xv
1.1. Τύποι τροφοδοσίας	xv
1.1.2. Χρήση υβριδικών συστημάτων	xix
1.2. Τύποι αεροσκαφών	xx
1.3. Εφαρμογές	xxiv
2. Παράγοντες κατανάλωσης σε ηλεκτρικά UAVs.....	xxvii
2.1 Παράγοντες κατανάλωσης σε τετρακόπτερα.....	xxviii
2.2 Παράγοντες κατανάλωσης σε fixed wing.....	xxix
3. Μοντελοποίηση κατανάλωσης UAV (βιβλιογραφία)	xxxι
3.1 Βασικές αρχές μοντελοποίησης	xxxι
4. Εκτίμηση κατανάλωσης multi-rotor UAV σε περιβάλλον εξομοίωσης.....	xxxiii
4.1 Εργαλεία και τεχνικές	xxxiii
4.2 Πρόταση εκτίμησης κατανάλωσης multi-rotor UAV.....	xli
4.3 Εκτίμηση κατανάλωσης multi-rotor UAV σε εξομοίωση πτήσης.....	xlvi
5. Συμπεράσματα	li
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ	liii
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α	liii
ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ	lix

ΚΑΤΑΛΟΓΟΣ ΔΙΑΓΡΑΜΜΑΤΩΝ/ΕΙΚΟΝΩΝ

Εικόνα 1 ΜΕΑΣ - Μη Επανδρωμένο εναέριο σύστημα.....	xv
Εικόνα 2 ΜΕΑΣ – Μη επανδρωμένο αεροχέμα σε μορφή πτέρυγας.....	xvi
Εικόνα 3 τύποι κινητήρων ανάλογα με την διάταξη των κυλίνδρων [5]	xviii
Εικόνα 4 κινητήρας 2 χρόνων [5]	xix
Εικόνα 5 Κινητήρας τζετ για μοντελιστική χρήση	xix
Εικόνα 6 ενεργητικό σύστημα διαχείρισης ηλιακών πάνελ [8] Εικόνα 7 κυψέλη καυσίμου υδρογόνου [9]	xx
Εικόνα 8 κατηγοριοποίηση μη επανδρωμένων οχημάτων με βάση διάταξης κινητήρων	xxi
Εικόνα 9 είδη πολυκόπτερων [1]	xxiii
Εικόνα 10 περιστροφή ελίκων σε ένα τετρακόπτερο	xxiv
Εικόνα 11 ΜΕΑΣ Αεροψεκασμού για αγροτική χρήση	xxvi
Εικόνα 12 γραφική παράσταση κατανάλωσης μη επανδρωμένου σύμφωνα με παραμέτρους [23].....	xxvii
Εικόνα 13 Σχηματικό της διαδικασίας εκτίμησης της ενεργειακής κατανάλωσης [14]	xxx
Εικόνα 14 Μονοφασικό ισοδύναμο κύκλωμα ενός BLDC[14]	xxxi
Εικόνα 15 αρχιτεκτονική συστήματος sitl [20]	xxxiii
Εικόνα 16 Περιβάλλον πτήσης MissionPlanner	xxxiv
Εικόνα 17 Μπάρα επιλογών Missionplanner ardupilot.....	xxxiv
Εικόνα 18 περιβάλλον προσομοίωσης Missionplanner ardupilot.....	xxxv
Εικόνα 19 Κατάσταση σύνδεσης μη επανδρωμένου	xxxvi
Εικόνα 20 Πλήρη λίστα παραμέτρων (full parameter list).....	xxxvi
Εικόνα 21 Σχεδιασμός σχεδίου πτήσης	xxxvii
Εικόνα 22 Παράθυρο αλληλεπιδράσεων (actions).....	xxxvii
Εικόνα 23 Πλαϊνό μενού τύπου dropdown.....	xxxviii
Εικόνα 24 διαδικασία για όπλιση των μη επανδρωμένων.....	xxxviii
Εικόνα 25 Σχέδιο πτήσης σε εκτέλεση	xxxviii
Εικόνα 26 παράθυρο διαχείριση ιστορικών πτήσης	xxxix
Εικόνα 27 Γράφημα ιστορικού πτήσης(mission flight log)	xxxix
Εικόνα 28 Επιλογές παραθύρου διαχείρισης ιστορικών πτήσης	xl
Εικόνα 29 τερματικό πραγματικό περιβάλλοντος Visual Studio Code	xl
Εικόνα 30 απεικόνιση τάσης πολύκοπτερού	xlii
Εικόνα 31 Περιοχές πειράματος πτησεων από βιβλιογραφία [21]	xlviii
Εικόνα 32 Παράμετροι μη επανδρωμένου σε γλώσσα python	xlix
Εικόνα 33 Αποτελέσματα εξομοίωσης από τον κώδικα που προτάθηκε.....	l

ΠΙΝΑΚΑΣ ΣΥΝΤΟΜΟΓΡΑΦΙΩΝ

ΜΕΑΣμη επανδρωμένο εναέριο σύστημα

ΑΠΟΔΟΣΗ ΟΡΩΝ / ΓΛΩΣΣΑΡΙΟ

<i>UAV</i>	<i>Μη επανδρωμένο εναέριο όχημα</i>
<i>Multicopter</i>	<i>Εναέριο όχημα με πολλαπλούς έλικες</i>
<i>Single rotor</i>	<i>Εναέριο όχημα με ένα έλικα (ελικόπτερο)</i>

1. Μη επανδρωμένα αεροχήματα

Τα μη επανδρωμένα αεροχήματα γνωστά και ως UAV είναι μια κατηγορία η οποία έχει ανθήσει με πλήθος εφαρμογών και καινοτομιών τα τελευταία χρονιά έχοντας βρει εύπορο έδαφος τόσο στην πολιτική όσο και στην στρατιωτική αγορά. Διακρίνονται κυρίως για την ικανότητα τους να λειτουργούν αυτόνομα ή τηλεμετρικά μέσω τηλεκατευθύνσεων και σταθμούς εδάφους παρέχοντας την δυνατότητα επέμβασης από αέρος.

Τα χαρακτηριστικά των μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων διαφέρουν ανάλογα με τις απαιτήσεις της εφαρμογής, διαχωρίζονται ανάλογα με το μέγεθος, πηγή ενέργειας, σχήμα αλλά και τύπο πρόωσης όπως επίσης και με το μέγιστο ωφέλιμο βάρος [1]



Εικόνα 1 ΜΕΑΣ - Μη Επανδρωμένο εναέριο σύστημα

1.1. Τύποι τροφοδοσίας

Τα μη επανδρωμένα αεροχήματα, όπως απεικονίζεται στην εικόνα [1], λόγω της ευελιξίας εφαρμογών που διαθέτουν μπορούν να βασιστούν σε πάνω από μία πηγές ενέργειας όπως οι κινητήρες εσωτερικής καύσης [2] ηλεκτρικές πηγές ενέργειας όπως οι μπαταρίες, κυψέλες υδρογόνου [3] είτε χρησιμοποιώντας απομακρυσμένη φόρτιση με τη βοήθεια μικροκυμάτων ή laser [4], ακόμα χρησιμοποιώντας και απευθείας τροφοδοσία από το έδαφος (tethering).

Η ευελιξία η οποία χαρακτηρίζει την κατασκευή των μη επανδρωμένων οχημάτων μας δίνει τη δυνατότητα να χρησιμοποιήσουμε την κατάλληλη πηγή ενέργειας για την εφαρμογή που έχουμε σκοπό να πραγματοποιήσουμε αναλόγως με τους εξωτερικούς παράγοντες που έχουμε να αντιμετωπίσουμε και τα χαρακτηριστικά πτήσης που θέλουμε

1.1.1. Ηλεκτρικά

Τα ηλεκτρικά μη επανδρωμένα αεροχήματα είναι τα πιο συνηθισμένα σε καθημερινές εφαρμογές διότι ξεχωρίζουν για την αξιοπιστία τους, χαμηλό επίπεδο θορύβου και σχεδόν μηδενική ρύπανση. Χρησιμοποιώντας κυρίως μπαταρίες πολυμερών λιθίου (Li-Po) λόγω της υψηλής χωρητικότητας και της ταχείας αποφόρτισης που προσφέρουν σε σχετικά μικρό όγκο κάνοντας τις ιδανικές για χρήση σε μη επανδρωμένα οχήματα είτε σαν κύρια πηγή ενέργειας είτε στην περίπτωση υβριδικών σαν εναλλακτική ή σταθεροποιητή.



Εικόνα 2 ΜΕΑΣ – Μη επανδρωμένο αεροχέμα σε μορφή πτέρυγας

Σε ένα ηλεκτρικό μη επανδρωμένο όχημα το κύριο πρόβλημα είναι η διάρκεια πτήσης, για αυτό το λόγο δεν προτιμάται για αποστολές που απαιτούν μεγάλη διάρκεια πτήσης χωρίς τη δυνατότητα επαναφόρτισης είτε χωρίς τη δυνατότητα εκμετάλλευσης ενός πιο αποτελεσματικού τρόπου πτήσης όπως είναι η πτέρυγα και άλλες μορφοποιήσεις με σταθερό άνοιγμα φτερών.

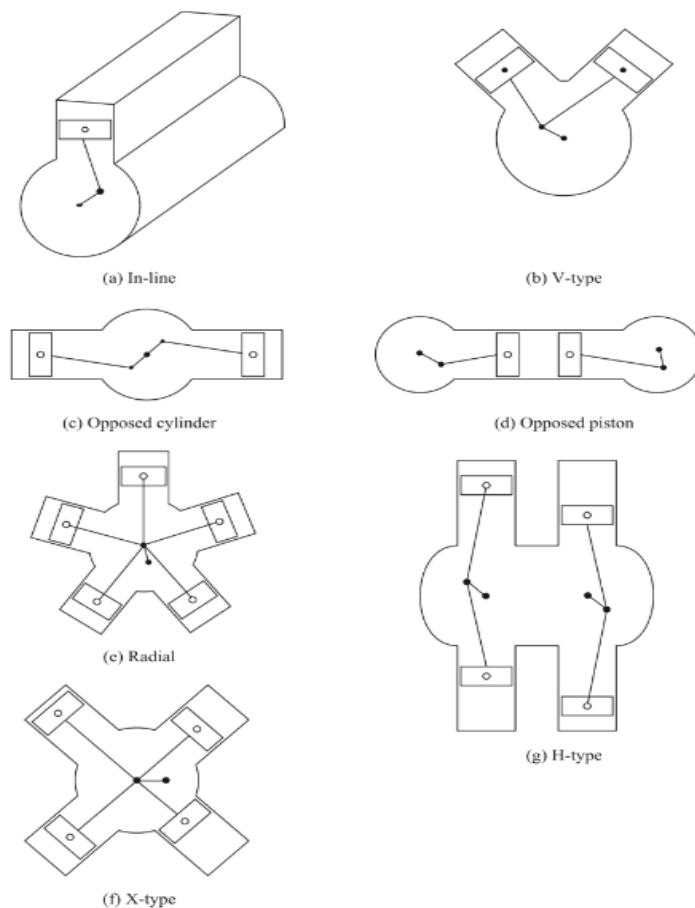
Παρόλα τα αρνητικά τους έχουν βρεθεί τρόποι προκειμένου να μεγιστοποιήσουμε το χρόνο πτήσης όπως είναι η ηλιακή φόρτιση [1], Η φόρτιση μέσω λέιζερ ή ραδιοκυμάτων [4], είτε χρησιμοποιώντας πολλαπλά οχήματα για διαδοχικές πτήσεις προκειμένου να επιτύχουμε την κάλυψη μιας περιοχής για όσο μεγαλύτερο χρονικό διάστημα γίνεται με τις τεχνικές swapping και hotswapping [1]

1.1.1. Κινητήρες εσωτερικής καύσης

Οι κινητήρες εσωτερικής καύσης σαν τεχνολογία έχουν εμφανιστεί από το 1807 και είδανε εμπορική επιτυχία από το 1860, ένας πολύ διαδεδομένος τρόπος παραγωγής ενέργειας που βρίσκεται σε αυτοκινούμενα οχήματα και έχει καταφέρει να γίνει ο πιο κοινός τρόπος αυτοκίνησης τόσο σε πολιτική όσο και σε εργοστασιακή κλίμακα.

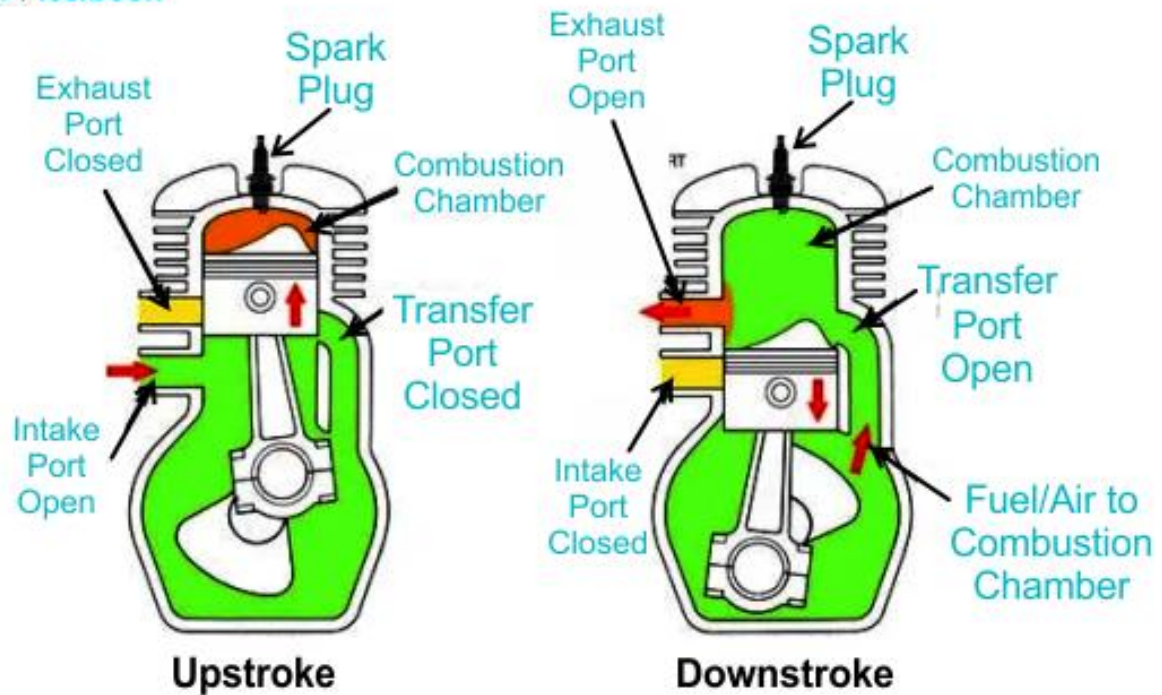
Υπάρχει πληθώρα τύπων κινητήρων εσωτερικής καύσης, όσον αφορά τους κινητήρες που χρησιμοποιούν σπίθα προκειμένου να επιτύχουν ανάφλεξη SI συνήθως τους κατηγοριοποιούμε αναλόγως με τον τύπο καυσίμου, αριθμό και τύπο εμβόλων ή διάταξης αυτών και τη χωρητικότητα του θαλάμου καύσης [5]. Κατά κόρον αυτού του είδους μηχανή χρησιμοποιείται σε μεγαλύτερης κλίμακας μη επανδρωμένα οχήματα λόγω του όγκου που καταλαμβάνει τόσο η ίδια η μονάδα όσο και τα καύσιμα που χρειάζονται προκειμένου να επιτύχουμε αρκετά ικανοποιητικούς χρόνους πτήσης. Μερικά από τα πλεονεκτήματα που απολαμβάνουμε χρησιμοποιώντας αυτή την τεχνολογία είναι ο άμεσος ανεφοδιασμός, μεγάλοι χρόνοι πτήσης και ικανοποιητική παραγωγή έργου που προσφέρουν αυτοί οι κινητήρες.

Ένας τρόπος που καταφέραμε να χρησιμοποιήσουμε κινητήρες εσωτερικής καύσης σε μη επανδρωμένα μικρότερου μεγέθους είναι χρησιμοποιώντας κινητήρες 2 χρόνων, τυπικά οι δίχρονοι κινητήρες είναι αερόψυκτοι γεγονός το οποίο μας επιτρέπει να γλιτώσουμε βάρος από το σύστημα υδρόψυξης που βρίσκεται σε τετράχρονους κινητήρες, δεν χρειάζονται λίπανση διότι το λάδι είναι αναμειγμένο με τη βενζίνη παρ' όλα αυτά τείνουν να ανεβάζουν παραπάνω θερμοκρασία γεγονός που μειώνει την μακροζωία τους.



Εικόνα 3 τύποι κινητήρων ανάλογα με την διάταξη των κυλίνδρων [5]

Ένα άλλο μειονέκτημα των συγκεκριμένων τύπων κινητήρα είναι και το αυξημένο ακουστικό αποτύπωμα που παράγουν λόγω των υψηλότερων στροφών που πρέπει να επιτύχουν για την παραγωγή του επιθυμητού έργου [6]. Παρόλα τα αρνητικά τους οι κινητήρες 2 χρόνων χρησιμοποιούνται σε πληθώρα μη επανδρωμένων αεροσκαφών τόσο στον εμπορικό όσο και στο μοντελιστικό χώρο. Τέλος έχουμε και κινητήρες τζετ που χρησιμοποιούνται κυρίως στον πολιτικό αεροπορικό τομέα, οι συγκεκριμένοι κινητήρες σε αντίθεση με τους κινητήρες SI χρησιμοποιούν κηροζίνη προκειμένου να επιτύχουν ανάφλεξη και είναι λιγότερο διαδεδομένοι λόγω της υψηλής κατανάλωσης και του μεγάλου κόστους αγοράς.



Εικόνα 4 κινητήρας 2 χρόνων [5]

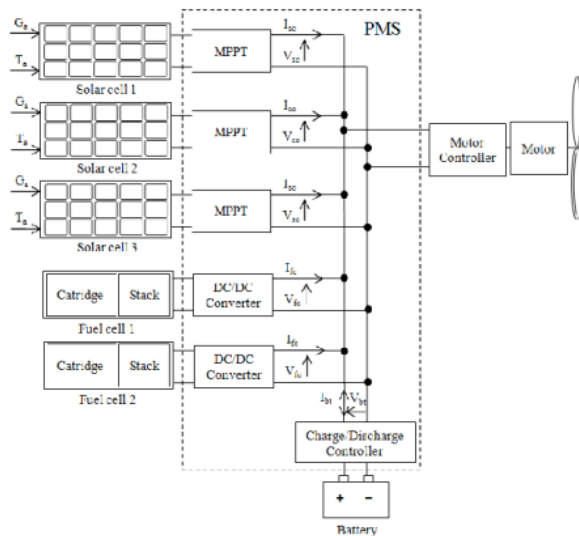


Εικόνα 5 Κινητήρας ζετ για μοντελιστική χρήση

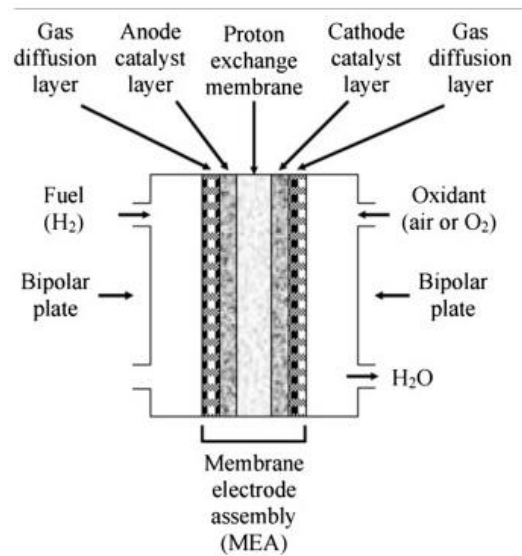
1.1.2. Χρήση υβριδικών συστημάτων

Μέχρι τώρα το μεγαλύτερο πρόβλημα που έχουμε να αντιμετωπίσουμε προκειμένου να επιτύχουμε μεγαλύτερους χρόνους πτήσης σε ηλεκτρικά μη επανδρωμένα οχήματα είναι η περιορισμένη χωρητικότητα που προσφέρουν οι μπαταρίες, για αυτό το λόγο έχουν αναπτυχθεί ποικίλα υβριδικά συστήματα που μας δίνουν τη δυνατότητα να επαναφορτίσουμε εν πτήση. Οι πιο συνήθεις τρόποι για να κάνουμε ένα σύστημα υβριδικό

είναι μαζί με την προσθήκη μπαταρίας να περιλαμβάνουμε κινητήρα εσωτερικής καύσης, φωτοβολταϊκό (solar panels), κυψέλες καυσίμων ή ακόμα και υπερπυκνωτές [7].



Εικόνα 6 ενεργητικό σύστημα διαχείρισης ηλιακών πάνελ [8]

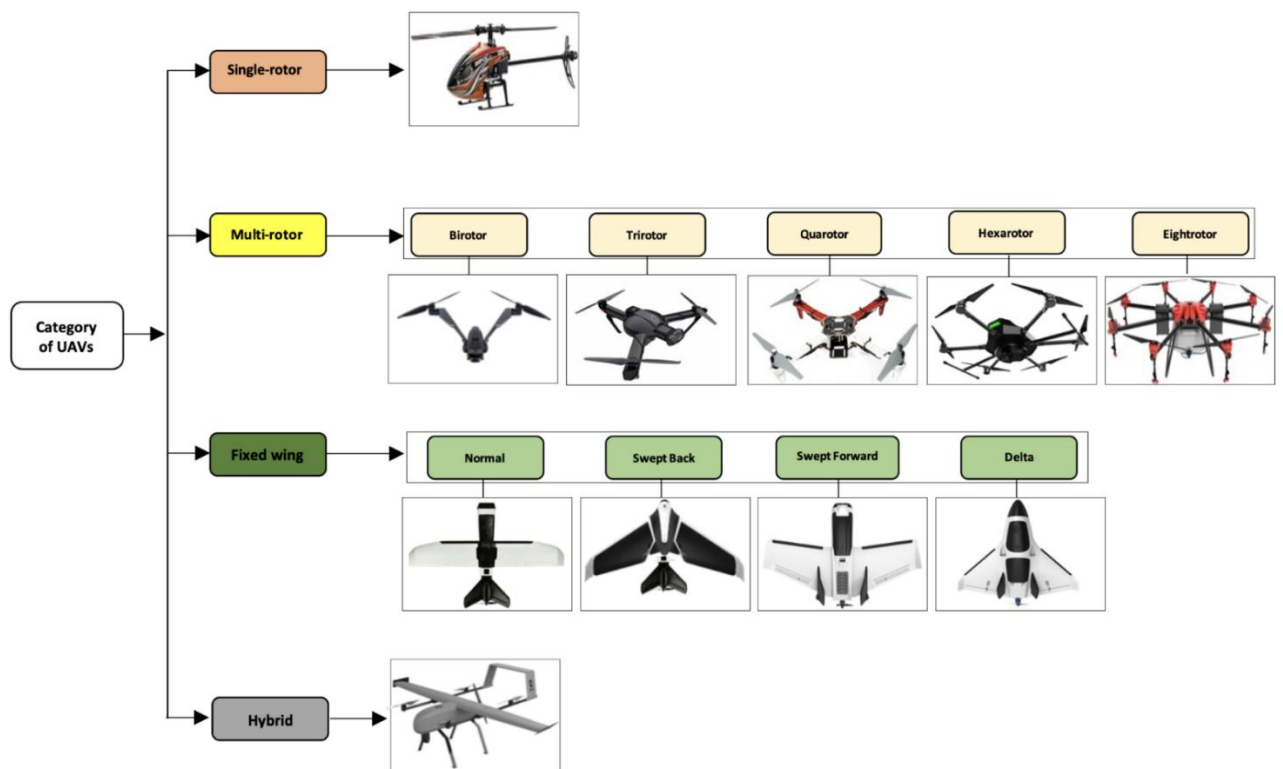


Εικόνα 7 κυψέλη καυσίμου υδρογόνου [9]

Σε μη επανδρωμένα οχήματα που χρησιμοποιούν φωτοβολταϊκά έχουμε την επιλογή να εγκαταστήσουμε ένα παθητικό σύστημα διαχείρισης για να γλιτώσουμε βάρος διότι δεν χρειάζεται ούτε μετατροπέα αλλά ούτε και διαχειριστή αν περιοριζόμαστε από το μέγεθος, αν όμως το μέγεθος δεν είναι μεγάλης βαρύτητας μπορεί να εγκατασταθεί ένα ενεργητικό σύστημα (Εικόνα 6) [8]. Παράλληλα με τα ηλιακά πάνελ μπορούν να χρησιμοποιηθούν κυψέλες καυσίμου είτε συνδυαστικά μαζί με μπαταρία είτε μόνες τους και ακόμα και σαν κύρια πηγή τροφοδοσίας. Μερικά από τα πλεονεκτήματα των κυψελών καυσίμων είναι η πυκνότητα ενέργειας που επιτυγχάνουν σε σχέση με το αντίστοιχο βάρος μπαταριών πολυμερών λιθίου με αποτελεσματικότητα που αγγίζει το 44% κάνοντας τις 2 φορές πιο αποτελεσματικές από κινητήρες εσωτερικής καύσης [9]

1.2. Τύποι αεροσκαφών

Οι τύποι αυτόνομων εναέριων οχημάτων αλλάζουν αναλόγως τα χαρακτηριστικά πτήσης που επιθυμούμε, του ωφέλιμου φορτίου που θέλουμε να κουβαλήσουμε, ή ακόμα και με το κλίμα στο οποίο θα γίνει η πτήση. Δύο από τις μεγαλύτερες κατηγορίες που μπορούμε να διαχωρίσουμε τον τύπο είναι το βάρος και το είδος ατράκτου. Η κατηγοριοποίηση των συγκεκριμένων μη επανδρωμένων οχημάτων μας επιτρέπει να ξεχωρίζουμε με ακρίβεια ποιο είδος μη επανδρωμένου οχήματος μας ταιριάζει για την αποστολή που πρέπει να βγάλουμε εις πέρας.



Εικόνα 8 κατηγοριοποίηση μη επανδρωμένων οχημάτων με βάση διάταξης κινητήρων

I. Κατηγοριοποίηση βάση βάρους

Το βάρος είναι ένα από τα κυριότερα χαρακτηριστικά για ένα μη επανδρωμένο εναέριο όχημα. Ιδιαίτερα στο σχεδιασμό για να αποφασίσουμε με τι τύπο μη επανδρωμένου οχήματος θα προχωρήσουμε για το πέρας της οποιασδήποτε αποστολής ζητηθεί να εκτελέσει, πρέπει πρώτα να ξέρουμε το βάρος του ωφέλιμου φορτίου όπως είναι τηλεπικοινωνίες, κάμερες, πακέτα προς παράδοση ή ότι άλλο εξοπλισμό χρειαζόμαστε προκειμένου να καταφέρουμε να συλλέξουμε τα δεδομένα που απαιτούμε.

Ανάλογα με τα παραπάνω δεδομένα μπορούμε να αποφασίσουμε τη μορφολογία του εναέριου οχήματος που εν τελεί καθορίζει και το τελικό βάρος. Σαν γενικό κανόνα οι κατηγορίες που μπορούμε να ξεχωρίσουμε τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα με βάση το βάρος τους είναι τα υπέρβαρα (super heavy), βαρέα (heavy), μεσαίας κατηγορίας (medium), και μικρά (micro) [10]. Υπέρβαρα ονομάζονται τα οχήματα τα οποία έχουν ωφέλιμο φορτίο πάνω από 2 τόνους, τα βαρέα έχουν συνήθως βάρος μεταξύ 200 και 2000 κιλών ενώ τα μεσαία κυμαίνονται από 50 έως 200 kg και τέλος τα μικρά με βάρος κάτω από 5 kg [10]. Η κατηγοριοποίηση των μη επανδρωμένων οχημάτων δεν έχει επακριβώς

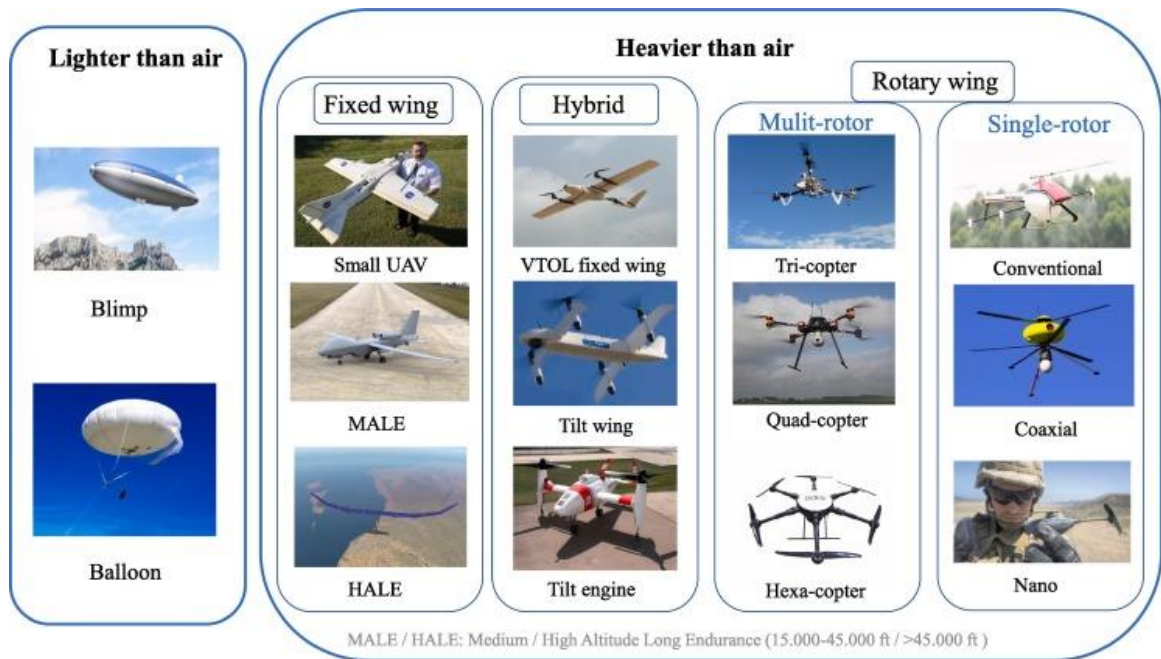
ορισμένες προδιαγραφές οπότε σε πολλαπλές πηγές βλέπουμε την κατηγοριοποίηση τους με συσχέτιση άλλων χαρακτηριστικών μαζί με το βάρος πίνακας[1] [11]

Classification by Weight		
<u>Designation</u>	<u>Weight Range</u>	<u>Example</u>
Super Heavy	>2000 kg	Global Hawk
Heavy	200 – 2000 kg	A-160
Medium	50 – 200 kg	Raven
Light	5 – 50 kg	RPO Midget
Micro	<5 kg	Dragon Eye

πίνακας 1 κατηγοριοποίηση βάση βάρους [10]

II. Τύπος ατράκτου

Όπως αναφέρθηκε και στα παραπάνω κεφάλαια η κατηγοριοποίηση των μη επανδρωμένων οχημάτων δεν έχει επακριβώς ορισμένη μεθοδολογία, παρ' όλα αυτά ο τύπος ατράκτου και η μορφολογία της διάταξης των κινητήρων μαζί με τις ικανότητες του μη επανδρωμένου οχήματος μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να βοηθήσει να κατανοήσουμε καλύτερα τις κατηγορίες που χρησιμοποιούνται. Οι 3 κύριες κατηγορίες που διακρίνονται τα μη επανδρωμένα οχήματα είναι τα με περιστροφικό φτερό, τα οχήματα με σταθερό άνοιγμα φτερών και τα υβριδικά. Τα πολυκόπτερα συνήθως κατηγοριοποιούνται με τον αριθμό των ελίκων και τη διάταξη αυτών, από τυπικά ελικόπτερα τα οποία χρησιμοποιούν έναν κύριο έλικα για ανύψωση και έναν έλικα στην ουρά για σταθεροποίηση μέχρι και πολυκόπτερα που χρησιμοποιούν 8 έλικες ή αλλιώς ονομαζόμενα οκτακόπτερα. Στην κατηγορία των οχημάτων με περιστροφικό φτερό έχουμε πολλαπλές κατηγορίες και κυρίως διακρίνονται από τον αριθμό και τη διάταξη των μοτέρ. Όπως προαναφέρθηκε τα συμβατικά ελικόπτερα χρησιμοποιούν έναν κύριο έλικα για την ανύψωση και έναν έλικα για σταθεροποίηση, μια κύρια αρχή προκειμένου να είναι δυνατή η πτήση με οχήματα που έχουν περιστροφικό φτερό είναι να μπορούμε να έχουμε πολλαπλές κατηγορίες και κυρίως διακρίνονται από τον αριθμό και τη διάταξη των μοτέρ.



Εικόνα 9 είδη πολυκόπτερων [1]

Όπως προαναφέρθηκε, τα συμβατικά ελικόπτερα χρησιμοποιούν έναν κύριο έλικα για την ανύψωση και έναν έλικα για σταθεροποίηση, μια κύρια αρχή προκειμένου να είναι δυνατή η πτήση με οχήματα που έχουν περιστροφικό φτερό είναι να μπορούμε να αντισταθμίσουμε την ροπή από τον κινητήρα προκειμένου να μην παρατηρούμε περιστροφή του οχήματος γύρω από τον άξονά του. Αναλόγως τον αριθμό και την τοποθέτηση των ελικών αυτό επιτυγχάνεται είτε όπως προαναφέρθηκε τοποθετώντας ένα έλικα στην ουρά του οχήματος που παράγει ώση προς την αντίθετη φορά που περιστρέφεται ο κύριος ρότορας όταν μιλάμε για ένα συμβατικό ελικόπτερο είτε κάνοντας τους έλικες να περιστρέφονται αντίστροφα από τον ανταγωνιστή τους όπως παρατηρείται στα χαρακτηριστικά πτήσης ενός τετρακόπτερου.

Τα μη επανδρωμένα οχήματα με σταθερό άνοιγμα φτερών συνήθως κατηγοριοποιούνται με βάση τις ικανότητές τους, μερικά παραδείγματα είναι οι κατηγορίες MALE (medium altitude long endurance) και HALE (high altitude long endurance) [1]. Τέλος έχουμε τα υβριδικά τα οποία χαρακτηρίζονται από σταθερό άνοιγμα φτερών αλλά ακόμα και τη δυνατότητα να πραγματοποιήσουν κάθετη αποπροσγείωση είτε χρησιμοποιώντας έλικες με σταθερή θέση πάνω στην άτρακτο είτε περιστρέφοντας τα φτερά ή τους ίδιους τους κινητήρες.



Εικόνα 10 περιστροφή ελίκων σε ένα τετρακόπτερο

1.3. Εφαρμογές

Τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα προσφέρουν ένα μοναδικό πλεονέκτημα, σε οποίο σενάριο επιλέξουμε να τα χρησιμοποιήσουμε δεν απαιτείται να υπάρχει πιλότος πάνω στο όχημα. Μαζί με τα πλεονεκτήματα της ασφάλειας αυτό μας προσφέρει και τη δυνατότητα να μειώσουμε το μέγεθος και να μπορέσουμε να έχουμε ένα όχημα το οποίο μπορεί να εκτελέσει διαφορετικές αποστολές αναλόγως τις απαιτήσεις μας. Στον πολιτικό τομέα χρησιμοποιούνται κυρίως για αεροφωτογραφία ή για πτήσεις αναψυχής, για πολλά χρόνια τώρα έχουν καταταχθεί σαν χόμπι στο πεδίο του μοντελισμού αλλά η χρήση τους δεν είναι μόνο για αναψυχή. Η πραγματική αξία αυτής της τεχνολογίας φαίνεται κυρίως στον εργοστασιακό, αγροτικό και στον τομέα παροχής υπηρεσιών βρίσκοντας χρησιμότητα στις παρακάτω εφαρμογές. [1]

1. Παρακολούθηση της κίνησης σε πραγματικό χρόνο

Χρησιμοποιώντας μη επανδρωμένα οχήματα σε αντίθεση με τα ήδη καθιερωμένα συστήματα παρακολούθησης των δρόμων όπως είναι ραντάρ οι αισθητήρες καταφέρνουμε να επιτύχουμε μεγαλύτερη κάλυψη σε πραγματικό χρόνο όπως επίσης και ταχεία

ανταπόκριση σε περιστατικά ή τα ατυχήματα που μπορεί να έχουν συμβεί ακόμα και αν δεν υπάρχουν εγκαταστάσεις στην συγκεκριμένη περιοχή

2. Παρακολούθηση του περιβάλλοντος

Τα μη επανδρωμένα οχήματα μπορούν να μας ωφελήσουν παρέχοντας έναν άμεσο τρόπο να συλλέξουμε πληροφορίες από δύσβατα σημεία όπως βουνοκορφές ή κρατήρες ηφαιστειών, με τη χρήση βραχιόνων μπορούν να συλλέξουν δείγματα από περιοχές που η παρουσία ανθρώπου θα κρινόταν επικίνδυνη είτε υπερβολικά δύσκολη. Παράλληλα αυτή η τεχνολογία επιτρέπει την καταγραφή των ζημιών μετά από μια φυσική καταστροφή όπως είναι μια πλημμύρα προκειμένου να μπορέσουμε να ανταποκριθούμε άμεσα και εύστοχα.

3. Αγροτική χρήση

Στις αγροτικές εφαρμογές τα μη επανδρωμένα οχήματα ξεχωρίζουν σαν μια πάρα πολύ ελκυστική λύση διότι προσφέρουν πληθώρα εφαρμογών όπως είναι η συλλογή φωτογραφιών από χαμηλό υψόμετρο για την παρακολούθηση των καρπών ,τον ψεκασμό των χωραφιών, την ύδρευση τους, την συλλογή δεδομένων υγρασίας την διαχείριση μεγάλων εκτάσεων και την εξάλειψη των ζιζανίων.

4. Παράδοση πακέτων

Αρκετά χρόνια πριν η Amazon και πολλές άλλες εταιρείες δοκίμασαν να κάνουν παραδόσεις πακέτων με μη επανδρωμένα οχήματα χρησιμοποιώντας συντεταγμένες σε GPS και μια συσκευή επαλήθευσης προκειμένου να δουν ότι το πακέτο έχει παραδοθεί. Η παράδοση πακέτων μέσω αέρα μπορεί να αποδειχθεί σωτηρία ιδιαίτερα όσο αφορά την παράδοση φαρμάκων και ειδών πρώτης βοήθειας.

5. Έλεγχος ακεραιότητας εγκαταστάσεων και παρακολούθησης έργων

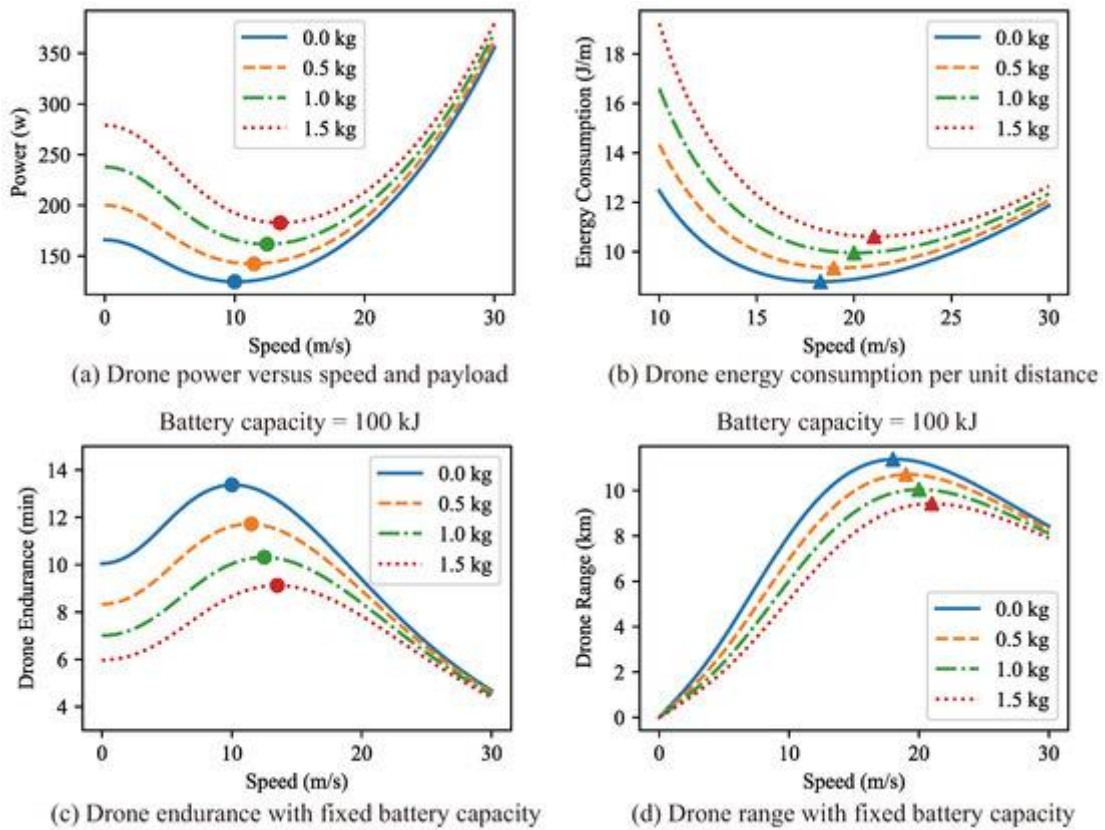
Οι κατασκευές μεγάλων κτηρίων και αυτοκινητοδρόμων πέρα από την πληθώρα μηχανημάτων που απαιτούν έχουν και έναν μεγάλο αριθμό εργαζομένων προκειμένου να μπορέσουν να διαχειριστούν το έργο και να επιβλέπουν τις εργασίες. Τα μη επανδρωμένα οχήματα μπορούν να εξαλείψουν την ανάγκη για μεταφορά αυτού του προσωπικού στο πεδίο χρησιμοποιώντας τα για ασύρματη παρακολούθηση ,στην περίπτωση των ήδη υπαρχουσών κατασκευών μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την ανακάλυψη τυχόν ελαττωμάτων και την παρακολούθηση της φθοράς προκειμένου να μπορέσουμε να προβούμε σε επισκευές.



Εικόνα 11 ΜΕΑΣ Αεροψεκασμού για αγροτική χρήση

2. Παράγοντες κατανάλωσης σε ηλεκτρικά UAVs

Η ραγδαία αύξηση της χρήσης μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων, λόγω των πολλών εφαρμογών που μπορούν να καλύψουν, έχει οδηγήσει στην αναζήτηση τρόπων για τη βελτιστοποίηση της κατανάλωσης ενέργειας, για να μπορέσουμε να επιμηκύνουμε τον χρόνο πτήσης και τη διάρκεια ζωής της μπαταρίας. Προκειμένου να το πετύχουμε αυτό έχουμε καταφύγει σε πολλές μεθόδους πρόβλεψης και βελτιστοποίησης της πιθανής κατανάλωσης σε κάθε δεδομένη αποστολή. Πριν καταφέρουμε όμως να βελτιστοποιήσουμε την κατανάλωση πρέπει να δούμε και να αναλύσουμε τους παράγοντες που επηρεάζουν τα μη επανδρωμένα οχήματα και να κατανοήσουμε τα μοντέλα κατανάλωσης τους



Εικόνα 12 γραφική παράσταση κατανάλωσης μη επανδρωμένου σύμφωνα με παραμέτρους [23]

2.1 Παράγοντες κατανάλωσης σε τετρακόπτερα

Οι παράγοντες κατανάλωσης σε μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα περιλαμβάνουν παραμέτρους όπως το βάρος η χωρητικότητα της μπαταρίας το μέγεθος της προπέλας γωνία πρόσπτωσης του ανέμου υψόμετρο όπως και οι παράγοντες επιτάχυνσης και επιβράδυνσης [12]. Παρακάτω θα παρατεθούν μοντέλα τα οποία εκμεταλλεύονται διαφορετικούς παραμέτρους το καθένα για να εκτιμήσουν την κατανάλωση σε διαφορετικές περιστάσεις.

I. D'Andrea et al

Στο συγκεκριμένο μοντέλο κατανάλωσης η μαθηματική φόρμουλα βασίζεται στη σχέση ώσης- οπισθέλκουσας.

$$P = \frac{\sum_{k=1}^3 m_k v_a}{370\eta r} + P_{avio} \quad (1)$$

Όπου m_k αντιπροσωπεύει τη μάζα του κάθε επιμέρους κομματιού του μη επανδρωμένου περιλαμβάνοντας το βάρος του ίδιου ($k=1$), το βάρος της μπαταρίας ($k=2$), και το βάρος του ωφέλιμου φορτίου ($k=3$). Η ταχύτητα του μη επανδρωμένου σχετικά με τον αέρα συμβολίζεται με v_a η σχέση ώσης- οπισθέλκουσας συμβολίζεται με r , και τέλος P_{avio} είναι η ισχύς που χρειαζόμαστε για τα συστήματα πτήσης [12]

II. Dorling et al

Το συγκεκριμένο μοντέλο χρησιμοποιεί σαν παράγοντα μόνο την αιώρηση. Οπότε δεν μπορεί να αναλύσει την κατανάλωση κατά την απογείωση προσγείωση η πτήση

$$P = \frac{g(\sum_{k=1}^3 m_k)^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2n\rho\zeta}} \quad (2)$$

προέρχεται από την εξίσωση που χρησιμοποιείται προκειμένου να υπολογίσουμε την ώση ενός ελικοπτέρου και έχει απλουστευθεί και τροποποιηθεί προκειμένου να χρησιμοποιηθεί σε πολυκόπτερα, παίρνοντας υπόψη τον αριθμό κινητήρων και την επιφάνεια του έλικα [12]. Οι παράμετροι είναι m_k για τη μάζα του επανδρωμένου, (g) για την βαρύτητα και για την πυκνότητα του αέρα χρησιμοποιείται η μεταβλητή (ρ) όπως και για τα κινητήρια μέρη χρησιμοποιούμε το (n) για τον αριθμό κινητήρων και (ζ) για το εμβαδό του έλικα. [13]

III. Stolaroff et al

Το συγκεκριμένο μοντέλο σχεδιάστηκε χρησιμοποιώντας τις δυνάμεις που παρουσιάζονται σε ένα μη επανδρωμένο λόγω του βάρους του της παρασιτικής οπισθέλκουσας αλλά και της επαγόμενης οπισθέλκουσας.

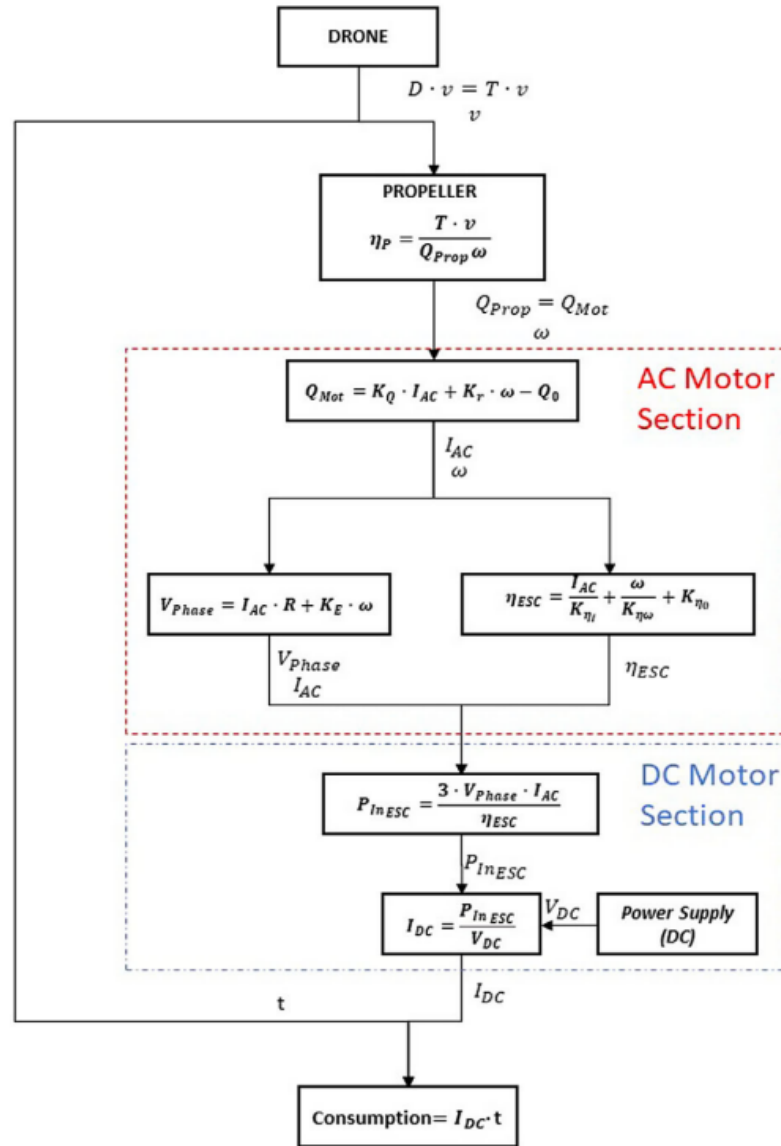
$$P = \frac{T(v_a \sin(a) + v_i)}{\eta} \quad (3)$$

$$\text{Όπου } T = g \sum_{k=1}^3 m_k + 0.5\rho \sum_{k=1}^3 C_{D_k} A_k v_a^2 \quad (4)$$

Με τον παράγοντα οπισθέλκουσας να είναι C_{D_k} και η προβολική επιφάνεια κάθε εξαρτήματος του μη επανδρωμένου κάθετα προς την κατεύθυνση κίνησης A_k . Η ώση που παράγεται (T) γωνία πρόσπτωσης (α) αποτελεσματικότητα μετάδοσης (η) και η επαγόμενη ταχύτητα που προκαλείται από το όχημα v_i

2.2 Παράγοντες κατανάλωσης σε fixed wing

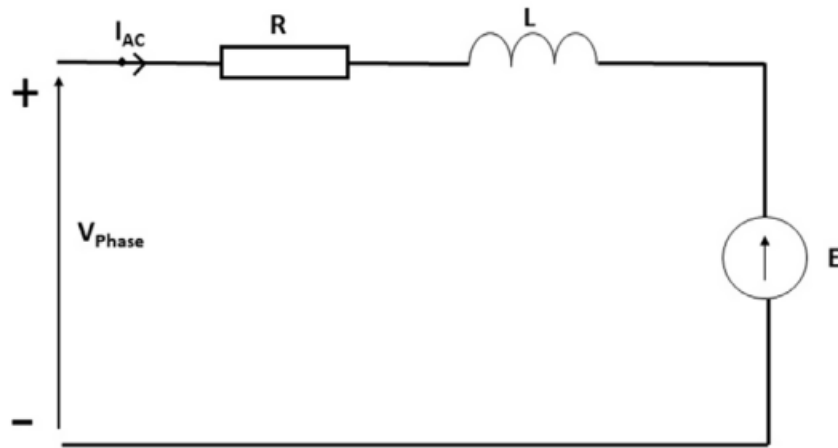
Τα μη επανδρωμένα με σταθερό άνοιγμα φτερών διαφέρουν σε σχέση με τους υπόλοιπους τύπους μη επανδρωμένων έχοντας αρκετά προτερήματα αλλά και μειονεκτήματα. Το σταθερό άνοιγμα φτερών μας επιτρέπει να εκμεταλλευόμαστε τα ρεύματα αέρα και να δημιουργούμε ώση χρησιμοποιώντας τις σταθερές επιφάνειες γεγονός που μας επιτρέπει να εξοικονομήσουμε ενέργεια διότι δεν χρειαζόμαστε πολλαπλά μοτέρ για να καταφέρουμε να επιτύχουμε πτήση. Τα μειονεκτήματά τους περιλαμβάνουν την αδυναμία αιώρησης όπως και την αδυναμία αποπροσγείωσης κάθετα, το μεγάλο άνοιγμα φτερών που απαιτείται αυξάνει το εμβαδό της επιφάνειας του μη επανδρωμένου γεγονός που κάνει δύσκολη τη μεταφορά αλλά και την αποθήκευση προκειμένου να μπορέσουμε να εκτιμήσουμε την κατανάλωση πρέπει πρώτα να βρούμε τους παράγοντες κατανάλωσης. Ονομαστικά έχουμε ισχύς εισόδου στον κινητήρα, απόδοση **ESC**, ροπή κινητήρα, και σχέση προπέλας.



Εικόνα 13 Σχηματικό της διαδικασίας εκτίμησης της ενεργειακής κατανάλωσης [14]

Στο παραπάνω σχηματικό [14] αναλύεται η διαδικασία της μαθηματικής μοντελοποίησης που χρησιμοποιήθηκε για την εκτίμηση κατανάλωσης χρησιμοποιώντας πειραματικά δεδομένα αλλά και βιβλιογραφία, από αυτό το σχηματικό(Εικόνα 13) μπορούμε να εξάγουμε τους παραμέτρους που χρησιμοποιήθηκαν για να καταλήξουμε στον τύπο $I_{DC} \cdot t$ που μας δίνει την τελική κατανάλωση. Για να επιτευχθεί αυτό ξεκινάμε με το ηλεκτρικό μοντέλο κατανάλωσης ενός **BLDC (brushless d/c motor)** που δίνεται από το V_{Phase} όπου συμβολίζει την τάση της κάθε φάσης χρησιμοποιώντας ένα μονοφασικό ισοδύναμο κυκλώματος(Εικόνα 14) όπου R είναι η αντίσταση του κυκλώματος L είναι η αυτεπαγωγή και E είναι η ηλεκτρεγερτική δύναμη. Έπειτα υπολογίζεται η ισχύς του κινητήρα από την μεταβλητή P_{inMot} την απόδοση του **ESC (electronic speed control)** η_{ESC} και την ροπή της

προπέλας με χρήση δεδομένων από το πανεπιστήμιο του Ιλινόι Q_{mot} . Αναλύοντας το παραπάνω μοντέλο μπορέσαμε να κατανοήσουμε μερικές από τους παράγοντες κατανάλωσης σε ένα μη επανδρωμένο με σταθερό άνοιγμα φτερών



Εικόνα 14 Μονοφασικό ισοδύναμο κύκλωμα ενός BLDC[14]

3. Μοντελοποίηση κατανάλωσης UAV (βιβλιογραφία)

Η μοντελοποίηση ενός συστήματος είναι ένα περίπλοκο εγχείρημα διότι απαιτείται η συνολική ανάλυση πολλαπλών παραγόντων όπως ο σχεδιασμός του μη επανδρωμένου το περιβάλλον, η θερμοκρασία, η υγρασία, ο άνεμος και η ατμοσφαιρική πυκνότητα που επηρεάζουν την κατανάλωση στην πτήση και παράλληλα έχουμε πολλαπλούς μεταβλητούς παράγοντες όπως είναι το βάρος του φορτίου και το μήκος της διαδρομής. Προκειμένου να μπορέσουμε να βρούμε μια ακριβής εκτίμηση η οποία μπορεί να χρησιμοποιηθεί στον πραγματικό κόσμο χωρίς μεγάλη απόκλιση θα χρειαστούμε τόσο θεωρητικά μοντέλα όσο και πρακτικές μετρήσεις όμως για να καταφέρουμε τον καλύτερο πιθανό παραλληλισμό μεταξύ θεωρίας και πράξης.

3.1 Βασικές αρχές μοντελοποίησης

Αρκετά μοντέλα μπορούν να χρησιμοποιηθούν και για τις 2 βασικές κατηγορίες όπως είναι τα UAV με σταθερό άνοιγμα φτερών αλλά και τα multirotor-UAV. Μοντέλα βασισμένα σε πειραματικά δεδομένα [15] [12] που συνδυάζουν δεδομένα από πολλά είδη UAV tg και βασίζονται σε δεδομένα από πραγματικά πειράματα και περιέχουν

προσεγγίσεις μηχανικής μάθησης. Άλλος ένας τρόπος γενικής εκτίμησης κατανάλωσης είναι να προσεγγίσεις και να προσπαθήσεις να εκτιμήσεις το κυριότερο μέλος του την μπαταρία [16] δείχνοντας ότι η κατανάλωση είναι και θέμα ηλεκτροχημείας εφόσον η μπαταρία επηρεάζεται από την εσωτερική της αντίσταση αλλά και το SOC(state of charge)

$$P_{battery} = \frac{P_{motor}}{\eta_{battery}(SOC)} \quad (5)$$

Τέλος οι περιβαλλοντικοί παράγοντες όπως ο άνεμος, υγρασία, βαρομετρικό, και άλλοι παράγοντες που μπορούν να επηρεάσουν την αεροδυναμική συμπεριφορά παίζουν μεγάλο ρόλο στην κατανάλωση ενός μη επανδρωμένου [17]

3.2 Παράγοντες κατανάλωσης quadrotor

Η βασική ισχύς που απαιτείται από ένα πολύκοπτερο στην πιο απλή της μορφή δίνεται από τον τύπο $P = k(m_{bat} + m_{payload})$ [18] αυτού του είδους εκτίμηση γίνεται βάση φορτίου και συναντάται κυρίως περιπτώσεις που ο γρήγορος υπολογισμός κατανάλωσης είναι κρίσιμος για αυτό ενσωματώθηκε και σε μη επανδρωμένα η κύρια τους δουλειά είναι να μεταφέρουν φορτίο [15]. Ένα από τα πιο ρεαλιστικά μοντέλα [19]

$$P_{total} = P_{induced} + P_{parasitic} + P_{profile} \quad (6)$$

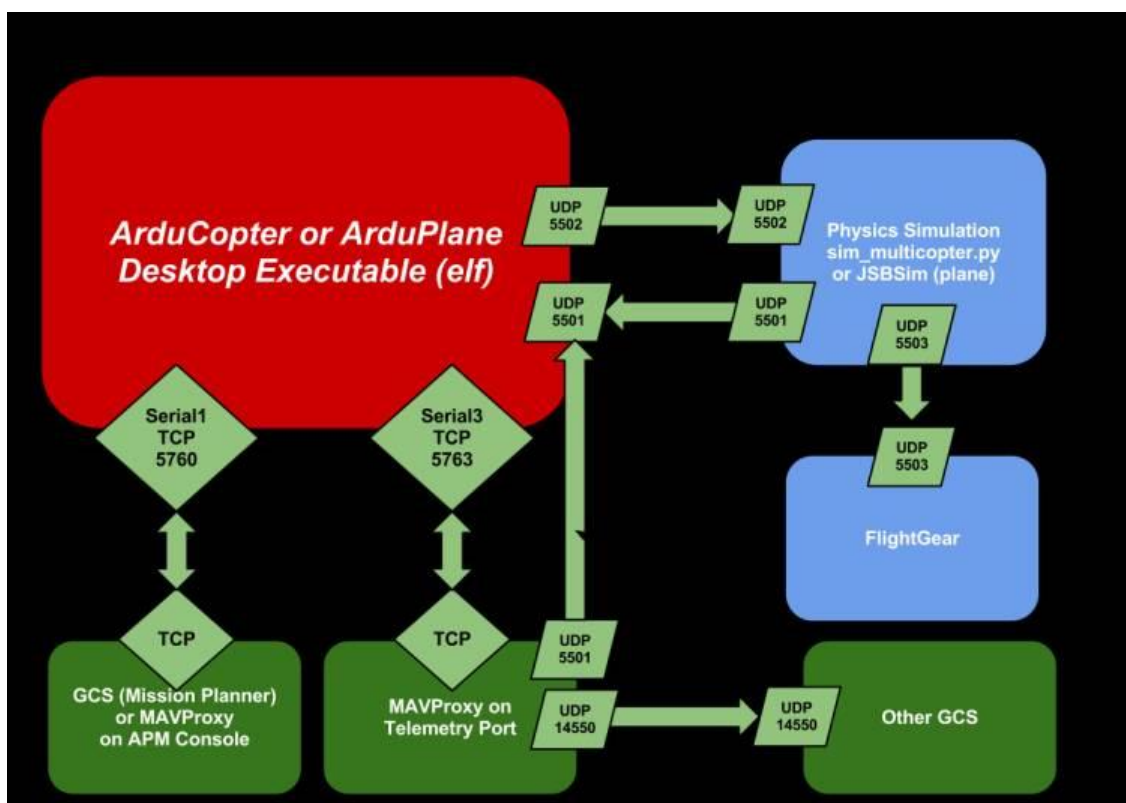
που προτάθηκαν και έχουν χρησιμοποιηθεί σε πολλαπλά συγγράμματα όπως είναι και αυτό που αναλύουμε στο κεφάλαιο 4.2 διότι βασίζεται σε αεροδυναμικά δεδομένα και προσφέρει μοντελοποίηση υψηλής ακρίβειας.

4. Εκτίμηση κατανάλωσης multi-rotor UAV σε περιβάλλον εξομοίωσης

Εξετάσαμε παραπάνω τις παραμέτρους και τις μεθόδους που μπορούν να χρησιμοποιηθούν για την εκτίμηση της κατανάλωσης σε μη επανδρωμένα συστήματα. Προκειμένου να μπορέσουμε να πάρουμε έγκυρα αποτελέσματα έχουν δημιουργηθεί αρκετά εργαλεία που μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε. Μερικά από αυτά θα αναλυθούν παρακάτω. Για να μπορέσουμε να πάρουμε όμως αυτά τα δεδομένα πρέπει πρώτα να έχουμε ένα μη επανδρωμένο σύστημα προκειμένου να μπορέσουμε να τρέξουμε τις πτήσεις μας, αν αυτό δεν είναι δυνατό ή δεν θέλουμε να διακινδυνεύσουμε την επένδυσή μας επειδή δεν είναι ακόμα έτοιμη για πτήση μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε εικονικά περιβάλλοντα προκειμένου να εξομοιώσουμε ένα μη επανδρωμένο σύστημα. Το εικονικό αυτό σύστημα τρέχει είτε σε ardupilot ή σε pixihawk4 σε ένα περιβάλλον sitl) [20].

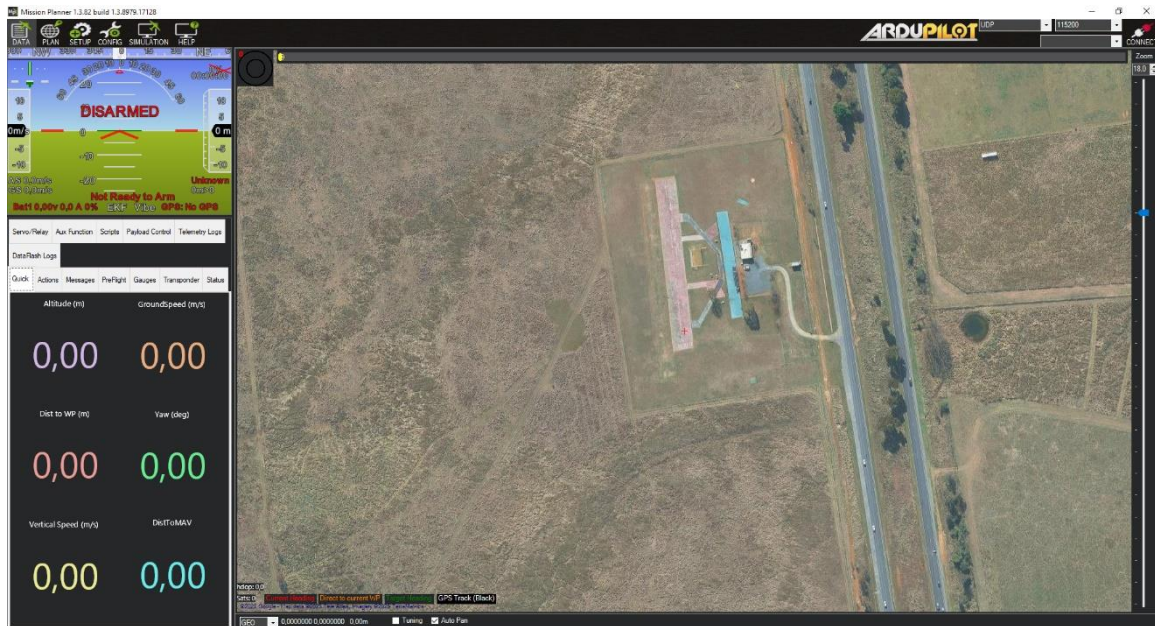
4.1 Εργαλεία και τεχνικές

Χρησιμοποιώντας αυτό το περιβάλλον μπορούμε να εξομοιώσουμε τον πιλότο χωρίς να χρειάζεται να έχουμε το υλικό στα χέρια μας. Δημιουργείται ένα εικονικό μη επανδρωμένο το οποίο τρέχει στον υπολογιστή μας.



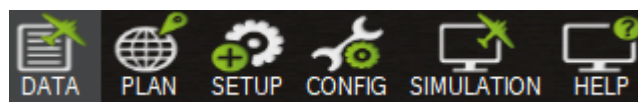
Εικόνα 15 αρχιτεκτονική συστήματος sitl [20]

Αυτή την εξομοίωση μπορούμε να την τρέξουμε είτε στο εσωτερικό εργαλείο του MissionPlanner είτε σε περιβάλλον wsl σαν ξεχωριστό σύστημα, προκειμένου να μπορέσουμε να πετύχουμε καλύτερη παραμετροποίηση και έλεγχο του μη επανδρωμένου ή μπορούμε να τρέξουμε κάποιο άλλο σύστημα πιλότου όπως είναι το rixihawk. Για το παράδειγμά μας θα χρησιμοποιήσουμε το περιβάλλον MissionPlanner με το ενσωματωμένο σύστημα προσομοίωσης.



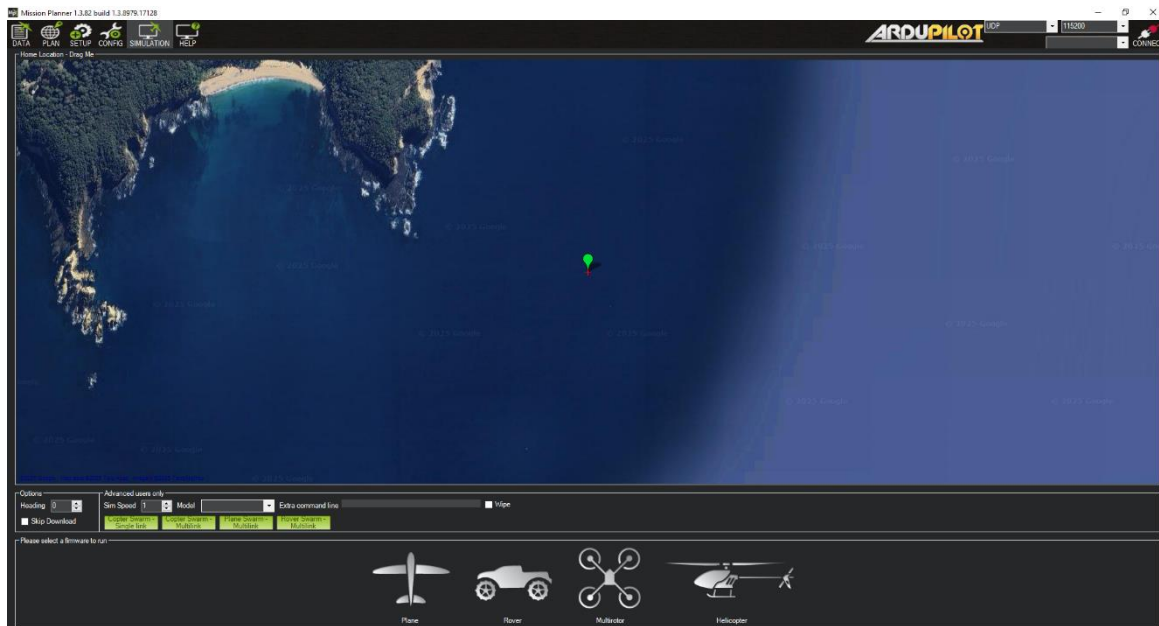
Εικόνα 16 Περιβάλλον πτήσης MissionPlanner

Το συγκεκριμένο πρόγραμμα έχει σχεδιαστεί να λειτουργεί ως ένα κέντρο ελέγχου εδάφους και παρέχει χρήσιμες πληροφορίες όπως είναι το υψόμετρο, ταχύτητα εδάφους, μοίρες περιστροφής ταχύτητα ανέμου και κυριότερα τον τεχνητό ορίζοντα. Παράλληλα μπορεί να γίνει η παραμετροποίηση του μη επανδρωμένου, να οριστεί σχέδιο πτήσης και να εκτελεσθεί αυτόματα εφόσον το μη επανδρωμένο έχει πιλότο που υποστηρίζει την χρήση ardupilot.



Εικόνα 17 Μπάρα επιλογών Missionplanner ardupilot

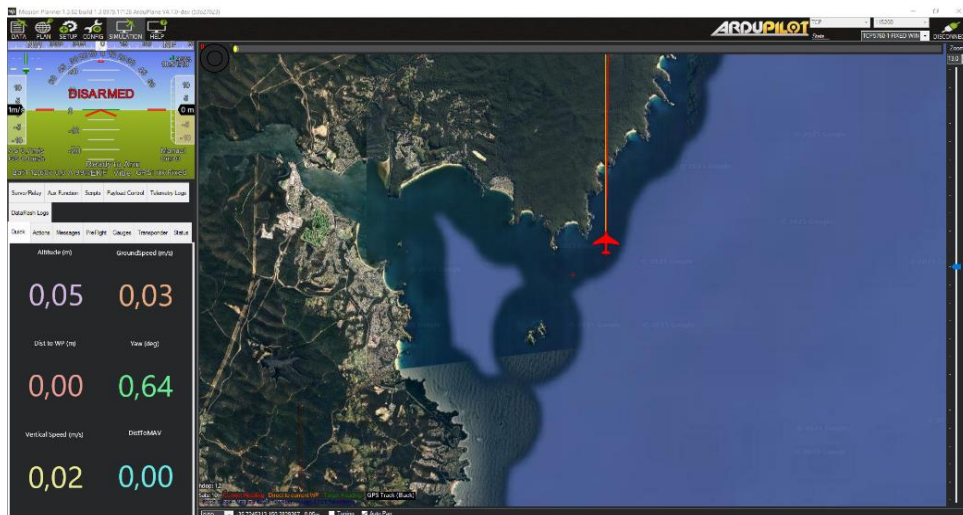
Στην πάνω μπάρα αριστερά εικόνα[17] μπορούμε να δούμε 6 παράθυρα και ανάμεσα σε αυτά είναι το παράθυρο εξομοίωσης στο οποίο θα επικεντρωθούμε. Προκειμένου να μπορέσουμε να ξεκινήσουμε την εξομοίωση μας πρέπει πρώτα να πάμε στο παράθυρο εξομοίωσης(simulation) έπειτα πρέπει να ορίσουμε το τι είδους μη επανδρωμένο θέλουμε να εξομοιώσουμε. Το Mission Planer έχει 4 βασικά είδη, ελικόπτερο αυτοκινούμενο τετρακόπτερο που μπορεί να οριστεί και ως εξακόπτερο και οκτακόπτερο και τέλος αεροπλάνο.



Εικόνα 18 περιβάλλον προσομοίωσης Missionplanner ardupilot

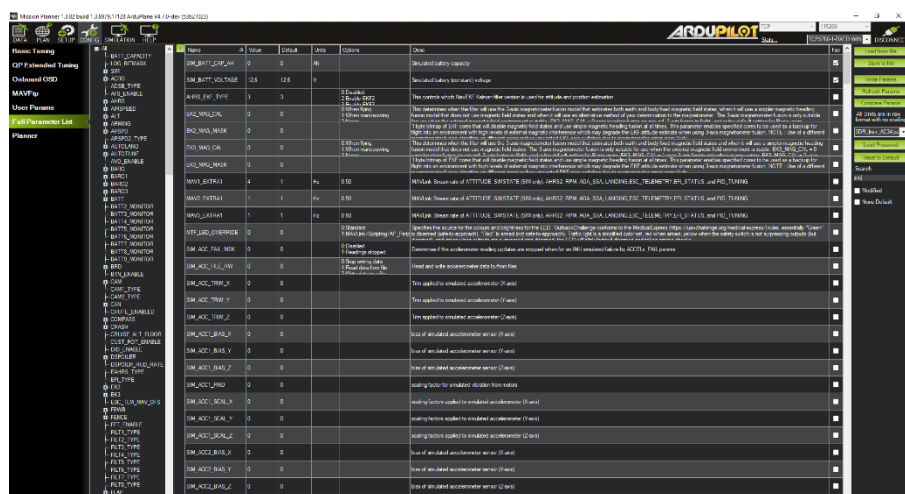
Στο παρακάτω παράδειγμα θα εξετάσουμε μια εξομοίωση πτήσης αεροπλάνου που προσφέρει το πιο λεπτομερές μοντέλο από τις τέσσερις κατηγορίες, μπορεί η εξομοίωση να χρησιμοποιηθεί περιορισμένα και για τις άλλες τρεις κατηγορίες παρόλο που δεν έχει γίνει λεπτομέρειες μοντελοποίησης στην κατανάλωση για τις υπόλοιπες κατηγορίες διότι λείπει το πλήρες μοντέλο.

Επιλέγουμε την κατηγορία αεροπλάνο(plane) και χρησιμοποιούμε την επιλογή Latest(dev) που συνήθως έχει τους πιο προηγμένους αλγόριθμους εκτός και αν μέσω πειραματισμού προκύψουν προβλήματα, σε αυτή την περίπτωση προτιμούμε το stable. Αφού φορτώσει έχουμε συνδεθεί στο εικονικό μας μη επανδρωμένο που τρέχει σε ένα περιβάλλον **sitl** εικόνα[18].



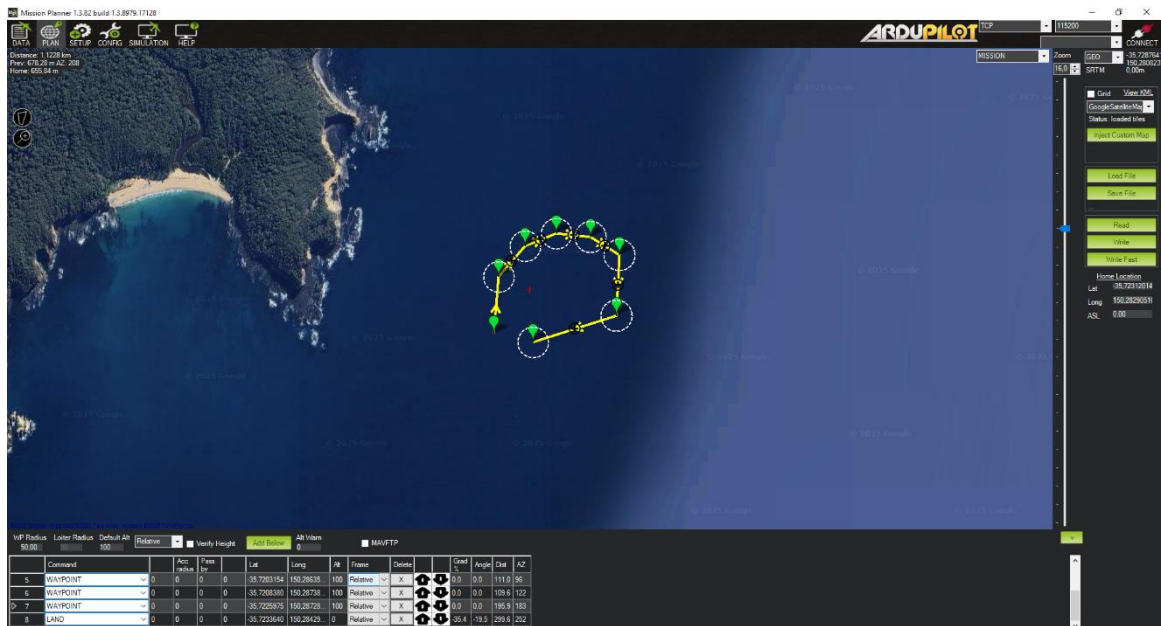
Εικόνα 19 Κατάσταση σύνδεσης μη επανδρωμένου

Χρησιμοποιούμε τα παράθυρα πάνω αριστερά και πηγαίνουμε στην καρτέλα παραμετροποίησης(config) και ανοίγουμε την υποκατηγορία με τις πλήρεις παραμέτρους προκειμένου να μπορέσουμε να ρυθμίσουμε το μη επανδρωμένο για την εξομοίωση ώστε να μπορεί να εξομοιώνει όσο πιο κοντά γίνεται τα μοντέλα που εξετάζουμε.



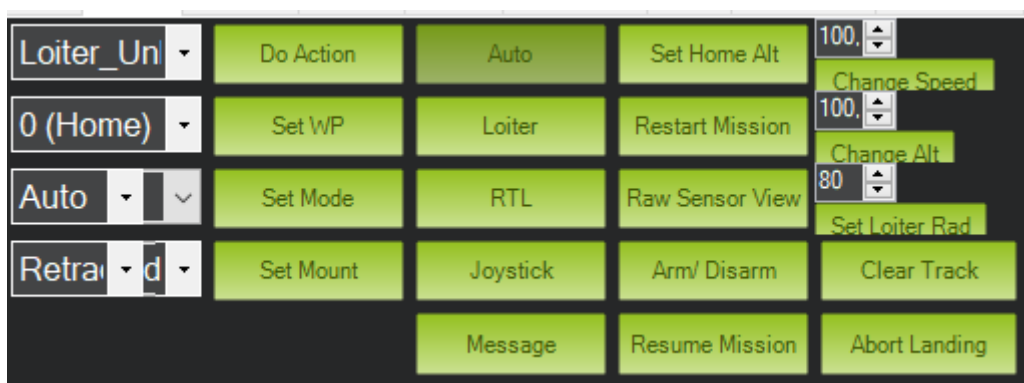
Εικόνα 20 Πλήρη λίστα παραμέτρων (full parameter list)

Πριν τελειώσουμε την παραμετροποίηση αλλάζουμε την τιμή SIM_BATT_CAP_AH στα milliampere που θέλουμε να έχει η μπαταρία μας, και την τιμή SIM_BATT_VOLTAGE στα βολτ που θέλουμε προκειμένου να εξομοιώσουμε το πόσα κελιά έχει μπαταρία μας . Τέλος πατάμε το κουμπί write params για να ανεβάσουμε τα δεδομένα στο μη επανδρωμένο μας . Έπειτα καταχωρούμε το σχέδιο πτήσης και πατάμε το κουμπί Write για να το ανεβάσουμε στο σύστημα μας ακριβώς όπως θα κάναμε με ένα κανονικό μη επανδρωμένο.



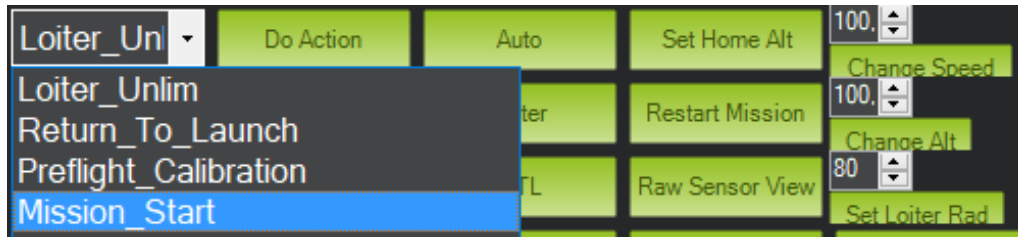
Εικόνα 21 Σχεδιασμός σχεδίου πτήσης

Μετά από αυτό το βήμα είμαστε έτοιμοι να ξεκινήσουμε την εξομοίωση και πάμε στην καρτέλα Data. Πατώντας το κουμπί Actions βρίσκουμε τις εικονικές επιλογές προκειμένου να ξεκινήσει η πτήση μας.

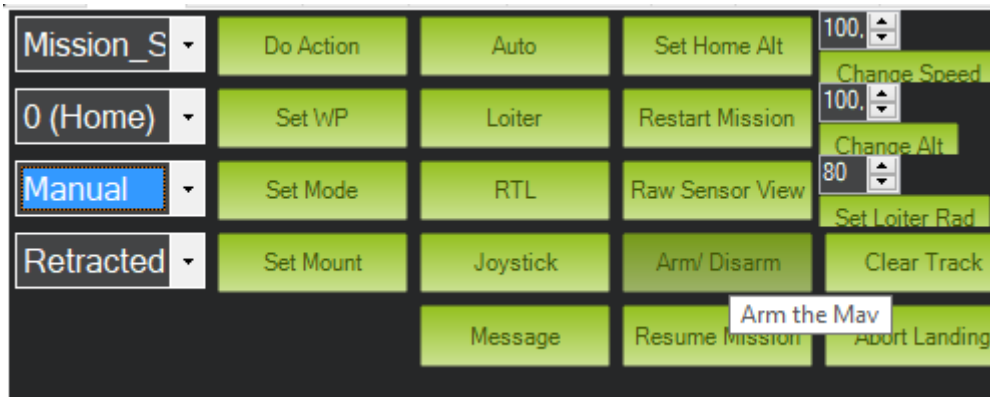


Εικόνα 22 Παράθυρο αλληλεπιδράσεων (actions)

Στην πρώτη στήλη ορίζουμε στο μενού την επιλογή mission start στην τρίτη στήλη αλλάζουμε το αυτόματο σε οποιοδήποτε άλλο της επιλογής μας προκειμένου να μπορέσουμε να οπλίσουμε. Αφού οπλίσουμε στην πρώτη στήλη πατάμε το Do action για να ξεκινήσουμε την αποστολή μας.

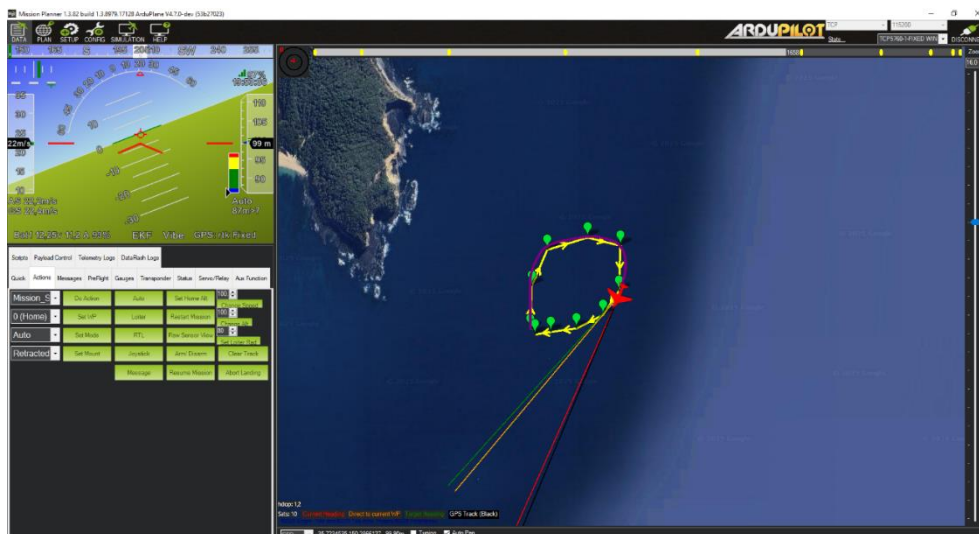


Εικόνα 23 Πλαϊνό μενού τύπου dropdown



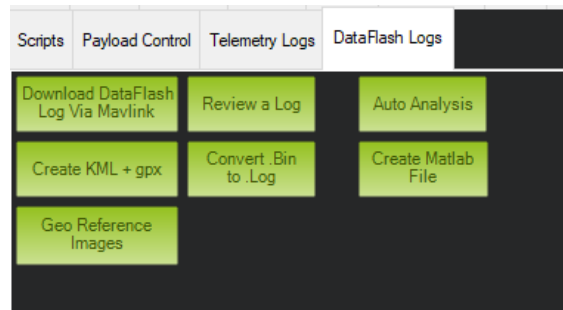
Εικόνα 24 διαδικασία για όπλιση των μη επανδρωμένων

Εκείνη τη στιγμή πρέπει να δούμε στην οθόνη το μη επανδρωμένο να μας να αρχίσει να κινείται σύμφωνα με το προκαθορισμένο πλάνο.



Εικόνα 25 Σχέδιο πτήσης σε εκτέλεση

Μετά το πέρας της αποστολής μπορούμε να κατεβάσουμε το ιστορικό της πτήσης προκειμένου να έχουμε πρόσβαση στα δεδομένα κατανάλωσης. Πηγαίνοντας στο data flash logs-> download dataflash log via mavlink εικόνα[26] .



Εικόνα 26 παράθυρο διαχείριση ιστορικών πτήσης

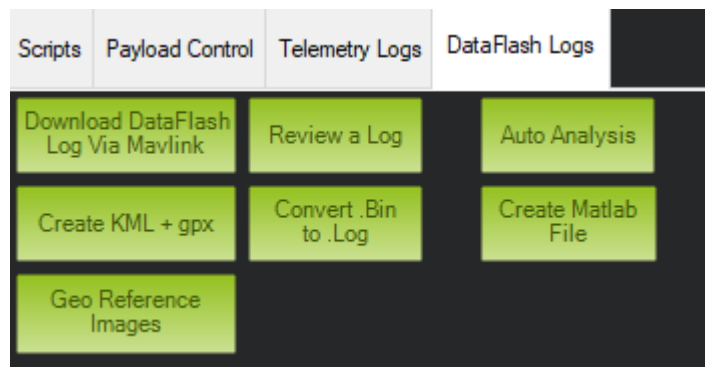
Όταν ανοίξουμε το ιστορικό και επιλέξουμε τις παραμέτρους που μας ενδιαφέρουν στην κατηγορία BAT θα μπορέσουμε να δούμε το γράφημα κατανάλωσης για τη συγκεκριμένη πτήση.



Εικόνα 27 Γράφημα ιστορικού πτήσης(mission flight log)

Προκειμένου να εξάγουμε τα δεδομένα μας για επεξεργασία εκτός του MissionPlanner μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε δύο διαφορετικούς τρόπους χρησιμοποιώντας python και matlab . Ο πρώτος τρόπος είναι ο πιο απλός εφόσον έχουμε γνώση του προγράμματος matlab, επιλέγουμε την καρτέλα DATA στο MissionPlanner και έπειτα κλικάρουμε το DataFlash Logs. Αν δεν έχουμε κατεβάσει το ιστορικό της πτήσης ακολουθούμε τη διαδικασία που αναλύσαμε παραπάνω προκειμένου να τα αποθηκεύσουμε, αφού το

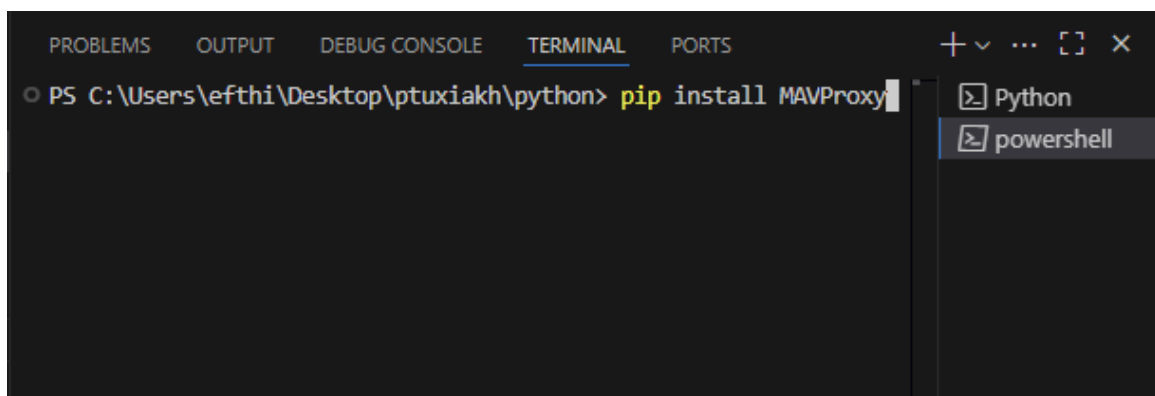
αποθηκεύσουμε στον υπολογιστή μας πατάμε το κουμπί στην ίδια κατηγορία που ήμασταν πριν με όνομα Create Matlab file.



Εικόνα 28 Επιλογές παραθύρου διαχείρισης ιστορικών πτήσης

Εφόσον επιλέξουμε το αρχείο που θέλουμε θα δημιουργηθεί στον ίδιο φάκελο ένα αρχείο με το ίδιο όνομα και κατάληξη .mat.

Για να επεξεργαστούμε τα αποτελέσματα σε γλώσσα python η διαδικασία γίνεται λίγο πιο περίπλοκη. Αν υποθέσουμε ότι γραφουμε γλωσσα python σε περιβάλλον VisualStudio Code πρέπει να αρχίσουμε τα βήματά μας εγκαθιστώντας την βιβλιοθήκη MAVproxy, αυτό είναι απαραίτητο για να μπορέσουμε να μετατρέψουμε την δομή της καταγραφής πτήσης μας από .bin σε .csv, υπάρχει τρόπος να διαβάσουμε απευθείας το αρχικό αρχείο αλλά είναι καλή πρακτική να το μετατρέψουμε για να είναι πιο εύκολη η ανάγνωση του από τη γλώσσα προγραμματισμού. Ξεκινάμε την εγκατάσταση της MAVProxy δίνοντας την εντολή `pip install MAVProxy` σε ένα powershell τερματικό που μπορεί να είναι και μέσα στο περιβάλλον του Visual Studio Code.



Εικόνα 29 τερματικό πραγματικό περιβάλλοντος Visual Studio Code

Μετά το πέρας της εκτέλεσης θα εγκατασταθεί η απαραίτητη βιβλιοθήκη προκειμένου να μπορέσουμε να χρησιμοποιήσουμε την εντολή

```
mavlogdump.py --format csv --output my.csv > mylog.BIN
```

Όπου mavlogdump.py είναι το κεντρικό script από τη βιβλιοθήκη MAVProxy το οποίο διαβάζει το αρχείο μας, **--format csv** είναι το διακριτικό της εντολής που μας επιτρέπει να ορίσουμε τι είδους αρχείο θέλουμε να παράξουμε και μπορεί να χρησιμοποιηθεί για να παράξει και αρχεία .json , .klm, .gpx. Για να ονομάσουμε το αρχείο εξόδου χρησιμοποιούμε την εντολή **--output my.csv** όπου στη συγκεκριμένη περίπτωση θα παράξει ένα αρχείο που λέγεται **my.csv** και τέλος σαν όρισμα παίρνουμε το όνομα του αρχείου .bin που θέλουμε να χρησιμοποιήσουμε.

Εναλλακτικά όμως μπορούμε να βελτιστοποιήσουμε την εντολή μας δίνοντας παραπάνω ορίσματα για να περιορίσουμε τον όγκο του αρχείου και να αποκτήσουμε τα δεδομένα που πραγματικά χρειαζόμαστε, μια τέτοια εντολή είναι η **--types MSG** όπου η μεταβλητή **MSG** μπορεί να αντικατασταθεί από τον τύπο μηνύματος που χρειαζόμαστε όπως είναι **GPS,BAT**. Αν θέλαμε να τραβήξουμε μόνο τα μηνύματα για το gps και την μπαταρία θα ορίζαμε την εντολή ως

```
mavlogdump.py --format csv --output gps_bat.csv --types GPS,BAT > mylog.BIN
```

Σημαντική υποσημείωση είναι ότι προκειμένου να καταφέρουμε να εξορύξουμε τα σωστά αποτελέσματα πρέπει οι μεταβλητές που θα δοθούν στην εντολή να είναι με τα ακριβή ονόματα που έχουμε μέσα στο αρχείο, για να είμαστε σίγουροι ποια πεδία έχουμε μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε την εντολή

```
mavlogdump.py --types mylog.BIN
```

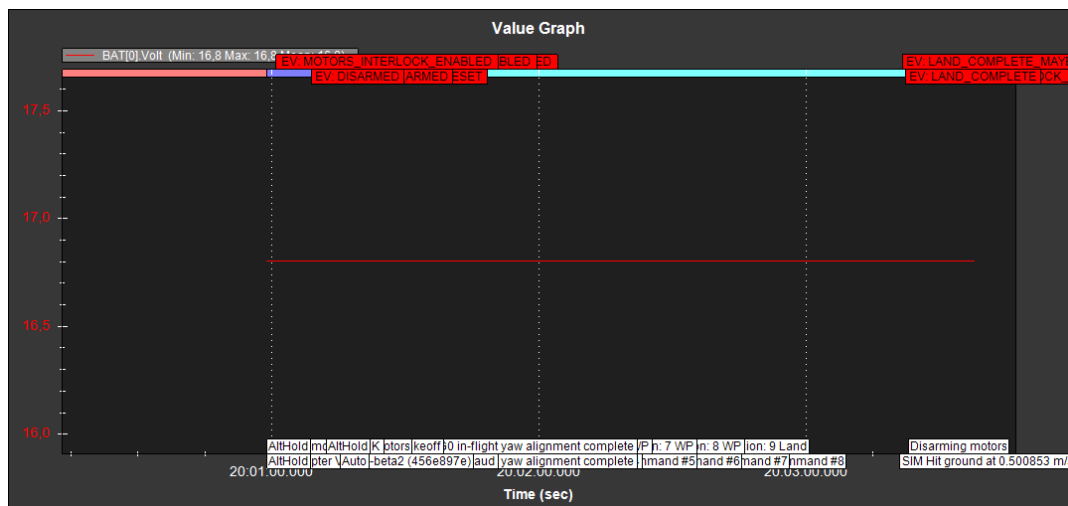
4.2 Πρόταση εκτίμησης κατανάλωσης multi-rotor UAV

Το κύριο εργαλείο που θα χρησιμοποιήσουμε για να ανακτήσουμε τα αρχεία πτήσης όπως αναλύθηκε παραπάνω θα είναι το MissionPlanner, δεν υποστηρίζει απευθείας υπολογισμό κατανάλωσης αλλά μας δίνει μεταβλητές προκειμένου να μπορέσουμε να το υπολογίσουμε εμείς. Αυτές οι μεταβλητές είναι BAT.Volt όπου δηλώνει τα βολτ που χρησιμοποιούσε το μη επανδρωμένο σε σχέση με τον χρόνο κάτι το οποίο θα αναλύσουμε παρακάτω ότι δεν

είναι ακριβές στην προσομοίωση πολυκόπτερου. Περιέχει επίσης τη μεταβλητή BAT.Curr η οποία υποδηλώνει τα αμπέρ στο χρονικό διάστημα της πτήσης και τέλος τη μεταβλητή BAT.Consumed που μας δίνει τη συνολική κατανάλωση της μπαταρίας. Αξίζει να σημειωθεί ότι η συγκεκριμένη τιμή είναι υπολογισμένη από τον πιλότο και δεν αποτελεί ακριβής μέτρηση. Για έναν απλό υπολογισμό θα μπορούσαμε να χρησιμοποιήσουμε τον τύπο

$$E = \sum (I_i V_i t) \quad (7)$$

Παρατηρούμε ότι η εκτίμηση κατανάλωσης στον Simulator του Mission Planner είναι ανακριβής για πολυκόπτερα (multi-rotor UAVs), διότι η τάση της μπαταρίας παραμένει σταθερή εικόνα[30].



Εικόνα 30 απεικόνιση τάσης πολυκόπτερου

Απεικονίζεται με μια σταθερή γραμμή καθ' όλη τη διάρκεια της πτήσης και δεν λαμβάνει υπόψιν της το πραγματικό μοντέλο. Σε μια κανονική πτήση θα πρέπει όταν το μη επανδρωμένο απαιτούσε παραπάνω ενέργεια όπως σε έναν ελιγμό ή μια απότομη άνοδο να βλέπουμε πτώση στα βολτ και παράλληλα να λειτουργεί αθροιστικά με την πτώση από την αποφόρτιση.

Στο κεφ. 4.2 παρουσιάζουμε μια πρόταση για την αναλυτική εκτίμηση της κατανάλωσης σε μια αποστολή, με βάση βιβλιογραφία για την μοντελοποίηση της κατανάλωσης ισχύος [20] επεκτείνοντας το θεωρητικό μοντέλο της κατανάλωσης ενέργειας ενός μη επανδρωμένου με ένα κινητήρα προκειμένου να μπορέσει να εφαρμοστεί σε πολύκοπτερά με ζυγό αριθμό κινητήρων. Ενσωματώνει εξισώσεις για οριζόντια κάθετη και μικτή πτήση

ώστε να μπορέσει να υπολογιστεί το συνολικό ενεργειακό αποτύπωμα κάνοντας την παραδοχή ότι:

- Το βάρος που έχει καθοριστεί στην έλικα για ένα ελικόπτερο W_r χωρίζεται ισομερώς ανάμεσα στον αριθμό των κινητήρων (n) σε ένα πολύκοπτερο $W_r = \frac{W}{n}$
- η ώση ενός πολυκόπτερου έχει χαρακτηριστεί ως T
- η ώση του i -οστού κινητήρα ορίζετε ως T_i και το άθροισμα τους στην συνολική ώση $T = \sum T_i$

Κάθε έλικας έχει συγκεκριμένες παραμέτρους όπως αυτοί στον πίνακα 2

ΠΙΝΑΚΑΣ 2			
Συμβολισμός	Σημασία		
δ	Συντελεστής αντίστασης	$S_{FP\parallel}$	Ισοδύναμη επιφάνεια επίπεδης πλάκας του σκάφους σε οριζόντια θέση
ρ	Πυκνότητα αέρα σε kg/m^3	C_T	συντελεστής ώθησης
s	Στερεότητα έλικα	v_0	Μέση επαγόμενη ταχύτητα έλικα σε αιώρηση
A	Εμβαδόν δίσκου έλικα σε m^2		
Ω	Γωνιακή ταχύτητα περιστροφής έλικα σε rad/s		
R	Ακτίνα έλικα σε μέτρα(m)		
k	Παράγοντας διορθώσεων για την επαγόμενη ισχύ		
W	Βάρος UAV σε Newton		
$\tilde{k}$	Λόγος ώσης προς βάρος $\tilde{k} = \frac{T}{W}$		

πίνακας 2 Τιμές παραμετροποίησης έλικα

οι τελικές εξισώσεις τού συγγράμματος βασίζονται στις απλές εξισώσεις για μονοκινητήρια μη επανδρωμένα έχοντας:

- Αιώρηση χωρίς οριζόντια ή κάθετη πτήση

$$P_1 = \underbrace{\frac{\delta}{8} \rho s A \Omega^3 R^3}_{\triangleq P_0} + \underbrace{(1+k) \frac{W^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}}}_{\triangleq P_i} \quad (8)$$

Όπου P_0 Προφίλ ισχύος λεπίδας και

P_i Επαγόμενη ισχύ.

- Οριζόντια πτήση με ταχύτητα V

Έχοντας τον λόγο ώσης προς βάρος Να είναι $\tilde{k} \approx 1$

$$P_2(V, \tilde{k}) = P_0 \left(1 + \frac{3V^2}{\Omega^2 R^2} \right) + P_i \tilde{k} \left(\sqrt{\tilde{k}^2 + \frac{V^4}{4v_0^4}} - \frac{V^2}{2v_0^2} \right)^{1/2} + \frac{1}{2} S_{FP\parallel} \rho V^3, \quad (9)$$

- Κάθετη πτήση(άνοδος/κάθοδος) με ταχύτητα V και ώση T

$$P_3(V, T) = P_1 + \frac{1}{2}TV + \frac{T}{2} \sqrt{V^2 + \frac{2T}{\rho A}}, \quad (10)$$

Στην βιβλιογραφία προτείνεται¹ ότι προκειμένου να υπολογίσουμε τα μοντέλα για ένα πολύκοπτερο πρέπει πρώτα να ορίσουμε τη σχέση μεταξύ ελικοπτέρου και πολύ κοπτερού. Σε ένα πολύκοπτερο συνήθως υποθέτουμε ότι κάθε κινητήρας είναι πανομοιότυπος και συμμετρικά κατανεμημένος οπότε ισχύει η θεωρία της αξονικής ορμής. Για να υπολογισθεί το μοντελοποιούμε σαν ένα σύνολο από πολλά μονοκινητήρια μη επανδρωμένα. Για τους υπολογισμούς αυτούς έχουμε:

- υπολογισμός καταναλώσεις αιώρησης ανά έλικα

$$P_h^i = W_r^{3/2} \rho^{-1/2} s A^{-1/2} C_T^{-3/2} \frac{\delta}{8} + (1+k) \frac{W_r^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}}. \quad (11)$$

- Υπολογισμός συνολικής κατανάλωσης αιώρησης

$$\begin{aligned} P_{mh} &= \sum_{i=1}^n P_h^i \\ &= n \times W_r^{3/2} \times \left(\rho^{-1/2} s A^{-1/2} C_T^{-3/2} \frac{\delta}{8} + \frac{(1+k)}{\sqrt{2\rho A}} \right) \\ &= \underbrace{\frac{W_r^{3/2}}{\sqrt{n\rho A}} C_T^{-3/2} \frac{\delta}{8} s}_{\triangleq P_{bl}} + \underbrace{(1+k) \frac{W_r^{3/2}}{\sqrt{2n\rho A}}}_{\triangleq P_{in}}, \end{aligned} \quad (12)$$

¹ Η Μαθηματική ανάλυση στο παρόν κεφάλαιο προέρχεται από την αναφορά [11] και παρατίθεται σχεδόν αυτούσια για λόγους πληρότητας του κειμένου.

- Υπολογισμός οριζόντιας πτήσης για κάθε έλικα

$$\begin{aligned}
P_f^i(V) = & W_r^{3/2} \rho^{-1/2} s A^{-1/2} C_T^{-3/2} \frac{\delta}{8} + \frac{3}{8} \delta \sqrt{\frac{W_r \rho A}{C_T}} s V^2 \\
& + (1+k) \frac{W_r^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \left(\sqrt{1 + \frac{V^4}{4v_0^4} - \frac{V^2}{2v_0^2}} \right)^{1/2} \\
& + \frac{1}{2} S_{FP\parallel} \rho V^3.
\end{aligned} \tag{13}$$

- Συνολικός υπολογισμός οριζόντιας πτήσης

$$\begin{aligned}
P_{mf}(V) = & \sum_{i=1}^n P_f^i(V) \\
= & n \times \left[W_r^{3/2} \rho^{-1/2} s A^{-1/2} C_T^{-3/2} \frac{\delta}{8} + \frac{3}{8} \delta \sqrt{\frac{W_r \rho A}{C_T}} s V^2 \right. \\
& + (1+k) \frac{W_r^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \left(\sqrt{1 + \frac{V^4}{4v_0^4} - \frac{V^2}{2v_0^2}} \right)^{1/2} \\
& \left. + \frac{1}{2} S_{FP\parallel} \rho V^3 \right] \\
= & P_{bl} + \frac{3}{8} \delta \sqrt{\frac{W n \rho A}{C_T}} s V^2 + P_{in} \left(\sqrt{1 + \frac{V^4}{4v_0^4} - \frac{V^2}{2v_0^2}} \right)^{1/2} \\
& + \frac{n}{2} S_{FP\parallel} \rho V^3.
\end{aligned} \tag{14}$$

- Ώση ανά έλικα σε άνοδο/κάθοδο

$$\begin{aligned}
T_a^i = & W_r + \frac{1}{2} S_{FP\perp} \rho V^2 \\
T_d^i = & W_r - \frac{1}{2} S_{FP\perp} \rho V^2.
\end{aligned} \tag{15}$$

- Ισχύς ανά έλικα σε άνοδο/κάθοδο

$$\begin{aligned}
P_a^i(V, T_a^i) = & P_h^i + \frac{1}{2} T_a^i V + \frac{T_a^i}{2} \sqrt{V^2 + \frac{2T_a^i}{\rho A}}, \\
P_d^i(V, T_d^i) = & P_h^i + \frac{1}{2} T_d^i V + \frac{T_d^i}{2} \sqrt{V^2 + \frac{2T_d^i}{\rho A}}.
\end{aligned} \tag{16}$$

- Συνολική ισχύς ανόδου/καθόδου

$$\begin{aligned}
P_{ma}(V, T_a) &= \sum_{i=1}^n P_a^i(V, T_a^i) \\
&= n \times \left(P_h^i + \frac{1}{2} T_a^i V + \frac{T_a^i}{2} \sqrt{V^2 + \frac{2T_a^i}{\rho A}} \right) \\
&= P_{mh} + \frac{1}{2} W V + \frac{n}{4} S_{FP\perp} \rho V^3 \\
&\quad + \left(\frac{W}{2} + \frac{n}{4} S_{FP\perp} \rho V^2 \right) \sqrt{\left(1 + \frac{S_{FP\perp}}{A}\right) V^2 + \frac{2W}{n\rho A}} \quad (17)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
P_{mf}(V) &= \sum_{i=1}^n P_f^i(V) \\
&= n \times \left[W_r^{3/2} \rho^{-1/2} s A^{-1/2} C_T^{-3/2} \frac{\delta}{8} + \frac{3}{8} \delta \sqrt{\frac{W_r \rho A}{C_T}} s V^2 \right. \\
&\quad + (1+k) \frac{W_r^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \left(\sqrt{1 + \frac{V^4}{4v_0^4}} - \frac{V^2}{2v_0^2} \right)^{1/2} \\
&\quad \left. + \frac{1}{2} S_{FP\parallel} \rho V^3 \right] \\
&= P_{bl} + \frac{3}{8} \delta \sqrt{\frac{W n \rho A}{C_T}} s V^2 + P_{in} \left(\sqrt{1 + \frac{V^4}{4v_0^4}} - \frac{V^2}{2v_0^2} \right)^{1/2} \\
&\quad + \frac{n}{2} S_{FP\parallel} \rho V^3. \quad (18)
\end{aligned}$$

Γνωρίζοντας τις παραπάνω εξισώσεις μπορούμε να υπολογίσουμε την συνολικά καταναλισκόμενη ισχύ για κάθε τύπο πτήσης.

$$\begin{aligned}
P_{total}(\mathbf{V}_{total}) &= P_{mh} + \frac{3}{8} \sqrt{n} \delta \sqrt{\frac{W \rho A}{C_T}} s \|\mathbf{V}_{\parallel}\|^2 + P_{in} \left[\left(\sqrt{1 + \frac{\|\mathbf{V}_{\parallel}\|^4}{4v_0^4}} - \frac{\|\mathbf{V}_{\parallel}\|^2}{2v_0^2} \right)^{1/2} - 1 \right] + \frac{n}{2} S_{FP\parallel} \rho \|\mathbf{V}_{\parallel}\|^3 + \frac{1}{2} W \|\mathbf{V}_{\perp}\| \\
&\quad + sgn(\mathbf{V}_{\perp}) \frac{n}{4} S_{FP\perp} \rho \|\mathbf{V}_{\perp}\|^3 + \left(\frac{W}{2} + sgn(\mathbf{V}_{\perp}) \frac{n}{4} S_{FP\perp} \rho \|\mathbf{V}_{\perp}\|^2 \right) \sqrt{\left(1 + \frac{sgn(\mathbf{V}_{\perp}) S_{FP\perp}}{A}\right) \|\mathbf{V}_{\perp}\|^2 + \frac{2W}{n\rho A}} \\
&\quad + (sgn(\|\mathbf{V}_{\perp}\|) - 1) \frac{W}{2} \sqrt{\frac{2W}{n\rho A}} \quad (20)
\end{aligned}$$

Όπου το $P_{total}(V_{total}) = P_{mh} + \Delta P_{\parallel}(V_{\parallel}) + \Delta P_{\perp}(V_{\perp})$ τα οποία δίνονται από τους τύπους

$$\begin{aligned} \Delta P_{\perp}(\mathbf{V}_{\perp}) = & \frac{1}{2}W \|\mathbf{V}_{\perp}\| + \text{sgn}(\mathbf{V}_{\perp}) \frac{n}{4} S_{FP\perp} \rho \|\mathbf{V}_{\perp}\|^3 \\ & + \left(\frac{W}{2} + \text{sgn}(\mathbf{V}_{\perp}) \frac{n}{4} S_{FP\perp} \rho \|\mathbf{V}_{\perp}\|^2 \right) \\ & \times \sqrt{\left(1 + \frac{\text{sgn}(\mathbf{V}_{\perp}) S_{FP\perp}}{A}\right) \|\mathbf{V}_{\perp}\|^2 + \frac{2W}{n\rho A}} \\ & + (\text{sgn}(\|\mathbf{V}_{\perp}\|) - 1) \frac{W}{2} \sqrt{\frac{2W}{n\rho A}}, \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \Delta P_{\parallel}(\mathbf{V}_{\parallel}) = & \frac{3}{8} \sqrt{n} \delta \sqrt{\frac{W\rho A}{C_T}} s \|\mathbf{V}_{\parallel}\|^2 \\ & + P_{in} \left[\left(\sqrt{1 + \frac{\|\mathbf{V}_{\parallel}\|^4}{4v_0^4}} - \frac{\|\mathbf{V}_{\parallel}\|^2}{2v_0^2} \right)^{1/2} - 1 \right] \\ & + \frac{n}{2} S_{FP\parallel} \rho \|\mathbf{V}_{\parallel}\|^3, \end{aligned} \quad (22)$$

Όπου για $\Delta P_{\perp}(V_{\perp})$ δίνεται το $\text{sgn}(\text{πρόσημο})$ το οποίο ορίζει διαφορετικά για άνοδο κάθοδο και αιώρηση.

$$P_{\perp}(\mathbf{V}_{\perp}) = \begin{cases} P_{ma}(\|\mathbf{V}_{\perp}\|) & \mathbf{V}_{\perp} > 0 \\ P_{mh} & \mathbf{V}_{\perp} = 0, \\ P_{md}(\|\mathbf{V}_{\perp}\|) & \mathbf{V}_{\perp} < 0 \end{cases} \quad (23)$$

4.3 Εκτίμηση κατανάλωσης multi-rotor UAV σε εξομοίωση πτήσης

Παρακάτω θα αναλύσουμε μια μεθοδολογία εκτίμηση της κατανάλωσης βασισμένη στην βιβλιογραφία παίρνοντας πρακτικά δεδομένα αλλά και θεωρητικό υπόβαθρο. Τρέχουμε μια εξομοίωση στο MissionPlanner αλλά αυτή τη φορά επιλέγουμε την κατηγορία quadrotor και την έκδοση stable για να αποφύγουμε προβλήματα συμβατότητας. Τρέχουμε την πτήση μας όπως ακριβώς αναλύσαμε στο 4.1 αλλάζοντας το σχέδιο πτήσης για να περιλαμβάνει ανοδική και καθοδική πορεία με γενικό σχήμα παραλληλογράμμου όπως στη βιβλιογραφία, έπειτα κατεβάζουμε τα αρχεία πτήσης μας.



Εικόνα 31 Περιοχές πειράματος πτησεων από βιβλιογραφία [21]

Από το ιστορικό πτήσης θα χρησιμοποιήσουμε 2 είδη μηνύματος προκειμένου να μπορέσουμε να εκτιμήσουμε την κατανάλωση και θα χρησιμοποιήσουμε την εντολή `mavlogdump.py` για να τα εκμαιεύσουμε από το αρχείο του σχεδίου πτήσης. Το πρώτο μήνυμα που θα χρειαστούμε έχει το όνομα κατηγορίας MSG, μέσα του αποθηκεύει μηνύματα που δέχεται ο πιλότος κατά τη διάρκεια της πτήσης και περιέχει μηνύματα για την χρονική στιγμή που καταφθάνουμε σε κάθε waypoint, μπορούμε να το χρησιμοποιήσουμε προκειμένου να μας δώσει μια κατανόηση για τη χρονική στιγμή όπου τελειώσει κάθε κομμάτι(segment) της πτήσης ώστε να μπορέσουμε να υπολογίσουμε αργότερα το πόσο κατανάλωση είχαμε μεταξύ waypoints.

Το δεύτερο μήνυμα που θα χρειαστούμε ονομάζεται `xkf1` όπου μέσα του καταγράφεται η κίνηση σε άξονες `x,y,z`. Χρησιμοποιούμε τις παρακάτω εντολές προκειμένου να εξάγουμε τα μηνύματα αφού φροντίσουμε όλα τα αρχεία που χρειαζόμαστε να είναι στον ίδιο φάκελο που τρέχει το πρόγραμμά μας.

```
mavlogdump.py log.bin --types MSG --format csv > msg.csv
```

```
mavlogdump.py log.bin --types XKF1 --format csv > xkf1.csv
```

Επειδή οι τύποι μηνυμάτων στο αρχείο xkfl είναι πολλοί μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε το παρακάτω script προκειμένου να πάρουμε μόνο τις τιμές που μας ενδιαφέρουν(Παράρτημα Α). Για να ορίσουμε τις τιμές των παραμέτρων μας πρέπει να γραφτούν σαν μεταβλητές μέσα στο πρόγραμμα που θα κάνει τους τελικούς υπολογισμούς

```
# === DRONE PHYSICAL PARAMETERS ===  
W = 20          # weight in Newtons  
rho = 1.168     # air density (kg/m³)  
s = 0.045       # rotor solidity  
A = 0.214       # rotor disk area (m²)  
R = 0.26        # rotor radius (m)  
CT = 0.001195   # thrust coefficient  
delta = 0.011   # profile drag coefficient  
k = 0.11        # incremental induced power factor  
v0 = 6.325      # induced hover velocity (m/s)  
n = 4           # number of rotors  
SFP_parallel = 0.009 # horizontal projected area (m²)  
SFP_perp = 0.377   # vertical projected area (m²)
```

Εικόνα 32 Παράμετροι μη επανδρωμένου σε γλώσσα python

Στο σύγγραμμα που μελετάμε δεν έχουν δοθεί ακριβείς συντεταγμένες ώστε να μπορέσουμε να σχεδιάσουμε το ίδιο πλάνο πτήσης, μπορούμε όμως να εξάγουμε τα δεδομένα ότι κάνανε πτήση σε υψόμετρο περίπου 20 m με ταχύτητα 0-15m/s, καθοδική και ανιούσα κίνηση σε υψόμετρο 0-110 μέτρων, με ταχύτητες 0-5 m/s (ανιούσα) και 0-3 m/s (καθοδική). Μπορούμε να σχεδιάσουμε το μονοπάτι που θα ακολουθήσει το UAV μόνο κατά προσέγγιση(εικόνα).

Για να εκτιμήσουμε την κατανάλωση της αποστολής πρέπει να τη χωρίσουμε σε τμήματα αναλόγως το κάθε waypoint το οποίο μπορούμε να βρούμε αποτελεσματικά μέσα από τη μεταβλητή MSG με την ακριβή χρονική τιμή που αναγράφεται με το διακριτικό TimeUS, Έπειτα μπορούμε με βάση τις ταχύτητες που πήραμε από το αρχείο xkfl που εμπεριέχουν το ίδιο διακριτικό να υπολογίσουμε τη χρονική περίοδο που πήρε για να φτάσει από το σημείο Α στο σημείο Β. Ξέροντας το V και έχοντας τις παραμέτρους μας στο πρόγραμμά μας μπορούμε να υπολογίσουμε

- ισχύς αιώρησης
- ισχύς ανόδου/καθόδου

- ισχύς οριζόντιας πτήσης

με τους τύπους που δόθηκαν παραπάνω και χρησιμοποιώντας την εξίσωση

$$P_{total}(V_{total}) = P_{mh} + \Delta P_{\parallel}(V_{\parallel}) + \Delta P_{\perp}(V_{\perp})$$

μπορούμε να τους αθροίσουμε για να βρούμε την τελική κατανάλωση.

Με τη βοήθεια της Python μπορεί να γραφτεί ένα πρόγραμμα² που μας επιτρέπει χρησιμοποιώντας τα μηνύματα από το ιστορικό πτήσης που αναφέραμε παραπάνω(MSG,xlm1) για να υπολογίσουμε την τελική κατανάλωση αλλά παράλληλα να μπορέσουμε να έχουμε και υπολογισμούς για το κάθε κομμάτι της πτήσης μας (παράρτημα B).

Ακολουθώντας τη μεθοδολογία που προτάθηκε στο σύγγραμμα υπολογίζει την απαιτούμενη ισχύ για την αιώρηση την οριζόντια και την κάθετη πτήση και χρησιμοποιεί την τελική εξίσωση(20) για να υπολογίσει το αποτέλεσμα.

```
<---Power Summary by Waypoint--->
Waypoint 1: Avg Power = 264.27 W, Energy Used = 28013.57 J, Samples = 1138
Waypoint 2: Avg Power = 208.61 W, Energy Used = 5443.89 J, Samples = 281
Waypoint 3: Avg Power = 207.21 W, Energy Used = 3554.05 J, Samples = 185
Waypoint 4: Avg Power = 208.83 W, Energy Used = 3951.81 J, Samples = 204
Waypoint 5: Avg Power = 206.68 W, Energy Used = 4758.66 J, Samples = 248
Waypoint 6: Avg Power = 160.37 W, Energy Used = 20744.59 J, Samples = 1389

@ Total Flight Summary @
@ Total Energy Used @: 66581.84 J
PS C:\Users\efthi\Desktop\ptuxiak\python\teliko>
```

Εικόνα 33 Αποτελέσματα εξομίωσης από τον κώδικα που προτάθηκε

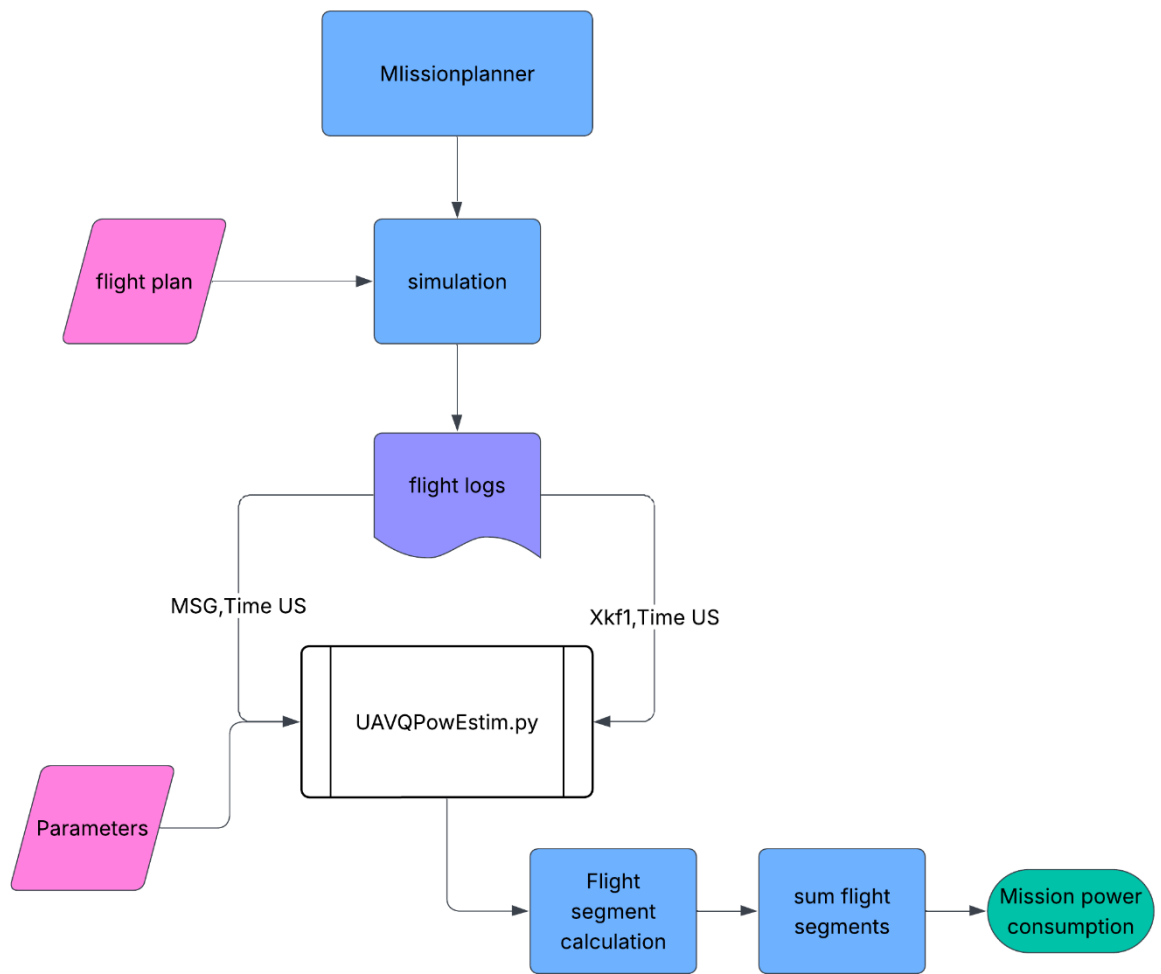
² Το πρόγραμμα πραγματοποιήθηκε με τη βοήθεια παραγωγικής τεχνητής νοημοσύνης (ChatGPT) για την αποσφαλμάτωση και την επίλυση τεχνικών δυσκολιών

5. Συμπεράσματα

Στην παρούσα πτυχιακή εργασία ασχοληθήκαμε με την εκτίμηση της κατανάλωσης ισχύος μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων και επικεντρωθήκαμε κυρίως στα πολυκόπτερα ή αλλιώς multirotor. Χρησιμοποιώντας το περιβάλλον MissionPlanner εξομοιώσαμε την πτήση ενός μη επανδρωμένου χρησιμοποιώντας παραμέτρους από τα αρχεία πτήσεων προκειμένου να υπολογίσουμε με χρήση της γλώσσας Python και του προγράμματος που προτάθηκε (παράρτημα Β) την συνολική απαίτηση ισχύος για την ολοκλήρωση μιας αποστολής.

Η κατανάλωση ενέργειας εξαρτάται από πολλαπλούς παράγοντες όπως το βάρος, το περιβάλλον, η διάταξη και ο αριθμός κινητήρων, αλλά κυρίως επηρεάζεται από τα χαρακτηριστικά πτήσης του κάθε μη επανδρωμένου. Τα υπάρχοντα μοντέλα αν και χρήσιμα καλύπτοντας κομμάτια της πτήσης, πρέπει να συνδυαστούν για να παράγουν ένα εύστοχο αποτέλεσμα για την καλύτερη εκτίμηση της ισχύος που απαιτείται για την πτήση ενός μη επανδρωμένου.

Μελλοντικές βελτιώσεις θα μπορούσαν να υπάρξουν για την καλύτερη ενσωμάτωση των περιβαλλοντικών παραμέτρων αλλά και των χαρακτηριστικών πτήσης χρησιμοποιώντας πειραματικά δεδομένα για να αυξήσουν την ακρίβεια των εξομοιώσεων διότι το MissionPlanner αν και πολύ χρήσιμο σαν εργαλείο εξομοίωσης παρέχοντας σημαντική ευελιξία για τη μελέτη ενός μη επανδρωμένου παρουσιάζει ανακρίβειες όπως σταθερή τάση μπαταρίας απαιτώντας συμπληρωματικούς υπολογισμούς.



ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Α

```
import pandas as pd

xkf1_file = 'xkf1.csv' #Αρχείο εισαγωγής
output_file = 'flight_log.csv' # τελικό αρχείο

#διαβάζουμε το αρχείο σε κωδικοποίηση utf-16 αλλιώς δεν μπορούμε να εξάγουμε
αρχεία
df = pd.read_csv(xkf1_file, encoding='utf-16')

# μετατροπή microseconds σε δευτερόλεπτα
df['time'] = df['TimeUS'] / 1e6

# Μηνύματα ταχύτητας που μας ενδιαφέρουν
df['Vx'] = df['VE']
df['Vy'] = df['VN']
df['Vz'] = -df['VD']

# κρατάμε μόνο τις τιμές που μας ενδιαφέρουν
# και τον χρόνο για να μπορέσουμε να συγχρονίσουμε με MSG
df_out = df[['time', 'Vx', 'Vy', 'Vz']]

# Εξάγουμε καινούριο αρχείο
df_out.to_csv(output_file, index=False)
```

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ Β

#UAVQPowEstim.py

import pandas as pd

import numpy as np

=== ΠΥΘΜΙΣΕΙΣ ===

input_file = 'flight_log.csv' # όνομα αρχείου πτήσης

msg_file = 'msg.csv' # όνομα αρχείου μηνυμάτων (waypoints)

=== ΠΑΡΑΜΕΤΡΟΙ === (ΑΛΛΑΖΟΥΜΕ ΣΥΜΦΩΝΑ ΜΕ ΤΟ ΜΕΛΟΣ ΠΟΥ ΘΕΛΟΥΜΕ ΝΑ ΕΞΟΜΟΙΩΣΟΥΜΕ)

W = 20 # βάρος (Newton)

rho = 1.168 # πυκνότητα αέρα (kg/m³)

s = 0.045 # rotor solidity

A = 0.214 # επιφάνεια δίσκου έλικα (m²)

R = 0.26 # ακτίνα έλικα (m)

CT = 0.001195 # thrust coefficient

delta = 0.011 # profile drag coefficient

k = 0.11 # incremental induced power factor

v0 = 6.325 # induced hover velocity (m/s)

n = 4 # αριθμός ελίκων

SFP_parallel = 0.009 # οριζόντια προβολή επιφάνειας (m²)

SFP_perp = 0.377 # κάθετη προβολή επιφάνειας (m²)

=== ΠΑΡΑΓΩΓΑ ===

Wr = W / n # βάρος ανά έλικα

P0 = (delta / 8) * rho * s * A * (np.sqrt(Wr / (CT * rho * A * R ** 2))) ** 3 * R ** 3 # blade profile power

```
Pi = (1 + k) * Wr ** (3 / 2) / np.sqrt(2 * rho * A) # induced power
```

```
# === ΣΥΝΑΡΤΗΣΕΙΣ ΥΠΟΛΟΓΙΣΜΟΥ ===
```

```
def hover_power():
```

```
    return n * (P0 + Pi) # συνολική ισχύς hover
```

```
def total_3d_power(Vx, Vy, Vz):
```

```
    V_horizontal = np.sqrt(Vx**2 + Vy**2) # οριζόντια ταχύτητα (m/s)
```

```
    V_vertical = Vz # κάθετη ταχύτητα (signed)
```

```
    Pmh = hover_power() # ισχύς hover
```

```
    # Οριζόντιοι όροι
```

```
    profile_term = (3 / 8) * np.sqrt(n) * delta * np.sqrt((W * rho * A) / CT) * s * V_horizontal**2 # profile drag
```

```
    induced_term = Pi * (np.sqrt(1 + (V_horizontal**4) / (4 * v0**4)) - (V_horizontal**2) / (2 * v0**2)) - 1) # induced drag
```

```
    parasite_term = (n / 2) * SFP_parallel * rho * V_horizontal**3 # parasite drag
```

```
    # Κάθετοι όροι
```

```
    sign_V_perp = np.sign(V_vertical) if V_vertical != 0 else 0 # πρόσημο ανόδου/καθόδου
```

```
    vertical_drag_cubic = sign_V_perp * (n / 4) * SFP_perp * rho * abs(V_vertical)**3 # κάθετη αντίσταση
```

```
    vertical_thrust = (W / 2) + sign_V_perp * (n / 4) * SFP_perp * rho * V_vertical**2 # απαιτούμενη ώση
```

```
    sqrt_inner = (1 + sign_V_perp * (SFP_perp / A)) * V_vertical**2 + (2 * W) / (n * rho * A) # διόρθωση
```

```
    vertical_thrust_correction = vertical_thrust * np.sqrt(sqrt_inner) # διόρθωση ώσης
```

```
special_correction = (sign_V_perp * abs(V_vertical) - 1) * (W / 2) * np.sqrt((2 * W) / (n * rho * A)) # ειδικός  
διορθωτικός όρος
```

```
# Συνολική ισχύς 3D (από εξίσωση 19)
```

```
total_power = Pmh + profile_term + induced_term + parasite_term + \  
  
(0.5 * W * V_vertical) + vertical_drag_cubic + vertical_thrust_correction + special_correction
```

```
return total_power
```

```
def assign_waypoints_from_msg(df_flight, df_msg):
```

```
# Φιλτράρισμα μηνυμάτων waypoint
```

```
df_reached = df_msg[df_msg['Message'].str.contains('Reached command|Mission: ')].copy()
```

```
df_reached['CNum'] = df_reached['Message'].str.extract(r'(?:#|Mission: )(\d+)')[0]
```

```
df_reached = df_reached.dropna(subset=['CNum'])
```

```
df_reached['CNum'] = df_reached['CNum'].astype(int)
```

```
df_reached = df_reached.sort_values('TimeUS').reset_index(drop=True)
```

```
# Αντιστοίχιση waypoint σε κάθε γραμμή πτήσης
```

```
df_flight['Waypoint'] = np.nan
```

```
cmd_idx = 0
```

```
for i, row in df_flight.iterrows():
```

```
while (cmd_idx + 1 < len(df_reached)) and (row['time'] * 1e6 >= df_reached.loc[cmd_idx + 1, 'TimeUS']):
```

```
cmd_idx += 1
```

```
df_flight.at[i, 'Waypoint'] = df_reached.loc[cmd_idx, 'CNum']
```

```
return df_flight
```

```

# === MAIN ===

if __name__ == "__main__":

    df_flight = pd.read_csv(input_file) # ανάγνωση flight log

    df_msg = pd.read_csv(msg_file, encoding='utf-16') # ανάγνωση msg log

    df_flight = assign_waypoints_from_msg(df_flight, df_msg) # αντιστοίχιση waypoint

    df_flight['total_power_W'] = df_flight.apply(lambda row: total_3d_power(row['Vx'], row['Vy'], row['Vz']), axis=1) #
υπολογισμός ισχύος ανά δείγμα

    df_flight['energy_J'] = df_flight['total_power_W'].cumsum() * np.mean(np.diff(df_flight['time'])) # συσσωρευμένη
ενέργεια

    # Ομαδοποίηση ανά waypoint

    summary = df_flight.groupby('Waypoint').agg(

        avg_power_W=('total_power_W', 'mean'), # μέση ισχύς

        total_energy_J=('energy_J', lambda x: x.max() - x.min()), # συνολική ενέργεια

        sample_count=('total_power_W', 'count') # αριθμός δειγμάτων

    ).reset_index()

    # Εκτύπωση ανά waypoint

    print("\n <---Power Summary by Waypoint---> ")

    for _, row in summary.iterrows():

        print(f"Waypoint {int(row['Waypoint'])}: Avg Power = {row['avg_power_W']:.2f} W, "

            f"Energy Used = {row['total_energy_J']:.2f} J, Samples = {int(row['sample_count'])}")

    total_energy_J = df_flight['energy_J'].max() # συνολική ενέργεια πτήσης

```

```
print("\n@ Total Flight Summary @")
```

```
print(f"@ Total Energy Used @: {total_energy_J:.2f} J")
```

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- [1] Z. Z. ,. M. B. Mohamed Nadir Boukoberine, «A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects,» *Science Direct*, 2019.
- [2] M. Adamski, «‘Analysis of propulsion systems of unmanned aerial vehicles’,» *Journal of Marine Engineering & Technology*, 2017.
- [3] T. A. W. a. N. Jenal, «Design and Initial Flight Tests of a Hydrogen Fuel Cell Powered Unmanned Air Vehicle (UAV),» *iopscience*, 2010.
- [4] B. C. M.-P. Prithvi Krishna Chittoor, «A Review on UAV Wireless Charging: Fundamentals, Applications, Charging Techniques and Standards,» *ieeexplore*, 2021.
- [5] H. Gupta, «FUNDAMENTALS OF INTERNAL COMBUSTION ENGINES,» 2013.
- [6] M. Adamski, «Analysis of propulsion systems of unmanned aerial vehicles,» 2017.
- [7] E. S. a. İ. Eminoglu, «Hybrid Power Systems in Multi-Rotor UAVs: A Scientific Research and Industrial Production Perspective,» *IEEEExplore*, 2022.
- [8] P. P. C. K. S. Y. ,. S. A. Bohwa Lee, «Power managements of a hybrid electric propulsion system for UAVs,» *SpringerLink*, 2012.
- [9] L. A. C. W. Z.F. Pan, «Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles,,» *Applied Energy*,.
- [10] D. M. Arjomandi, «CLASSIFICATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLES,» p. 49.
- [11] A. A. M. Hassanalain, «Classifications, applications, and design challenges of drones: A review,» *ScienceDirect*, 2017.

- [12] L. Mingming και P. Sangyoung, A Comparative Study on Energy Consumption Models for Drones, researchgate.net, 2022.
- [13] S. M. I. J. H. G. G. M. M. I. Kevin Dorling, «Vehicle Routing Problems for Drone Delivery,» <https://arxiv.org>, 2016.
- [14] E. Rodríguez-Novillo και A. Sanchez-Carmona, «Battery consumption estimation methodology for electric,» *The Aeronautical Journal*, 2022.
- [15] S. M. Ferrandez, T. Harbison, T. Weber, R. Sturges και R. Rich, « Optimization of a truck-drone in tandem delivery network using k-means and genetic algorithm,» *Journal of Industrial Engineering and Management (JIEM)*, 2016.
- [16] Y. Chen, D. Baek, A. Bocca, A. Macii, E. Macii και M. Poncino, «A case for a battery-aware model of drone energy consumption,» 2018.
- [17] H. Tennekes, *The Simple Science of Flight, Revised and Expanded Edition: From Insects to Jumbo Jets*, MIT Press, 2009.
- [18] K. H. J. M. G. G. & M. S. Dorling, «Vehicle routing problems for drone delivery,» *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2016.
- [19] Z. Liu, R. Sengupta και A. Kurzhanskiy, «A power consumption model for multi-rotor small unmanned aircraft systems,» 2017.
- [20] G. Hao, H. Baoqi, J. Bing και D. Hansu, «Modelling Power Consumptions for Multi-rotor UAVs,» *arXiv preprint*, 2022.
- [21] H. V. Abeywickrama, B. A. Jayawickrama, Y. He και E. Dutkiewicz, «Empirical power consumption model for UAVs,» 2018.
- [22] C. Di Franco και G. Buttazzo, «Energy-aware coverage path planning of UAVs,» 2015.

[Οπισθόφυλλο. Κενή σελίδα]