



ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΠΕΛΟΠΟΝΝΗΣΟΥ  
ΣΧΟΛΗ ΟΙΚΟΝΟΜΙΑΣ ΚΑΙ ΤΕΧΝΟΛΟΓΙΑΣ  
ΤΜΗΜΑ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ ΚΑΙ ΤΗΛΕΠΙΚΟΙΝΩΝΙΩΝ  
ΠΙΜΣ ΣΤΗΝ ΕΠΙΣΤΗΜΗ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ

ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Εξοικονόμηση Ενέργειας Μη Επανδρωμένου  
Αεροσκάφους με χρήση εναλλακτικών πηγών -  
Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση της  
Διαδικασίας

ΔΗΜΗΤΡΙΟΣ Α. ΑΡΒΑΝΙΤΙΔΗΣ

A.M.: 2022202002002

Επιβλέπων

Dr. Δημήτριος Κ. Νασιόπουλος

Τρίπολη, Σεπτέμβριος 2021



## **Αφιέρωση**

*Θα ήθελα να αφιερώσω τη παρούσα εργασία στη σύζυγο μου Νεκταρία για την υπομονή της και για τη διαρκή στήριξη της!*

## Ευχαριστίες

*Η παρούσα διπλωματική εργασία εκπονήθηκε στο πλαίσιο του μεταπτυχιακού προγράμματος σπουδών της Σχολής Οικονομίας και Τεχνολογίας του Πανεπιστημίου Πελοποννήσου. Μέσω αυτής είχα τη δυνατότητα να διευρύνω τις γνώσεις μου πάνω σε πολλά αντικείμενα με ένα εξ αυτών να αποτελεί και η Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση μοντέλων και διαδικασιών μέσω του Anylogic.*

*Θα ήθελα να ευχαριστήσω όλους τους καθηγητές μου, που παρότι η τελευταία ενασχόληση και προσέγγιση μου, με την ακαδημαϊκή πλευρά των τομέων ενδιαφέροντος μου ήταν το 2006, κατάφεραν να μου υπενθυμίσουν και παράλληλα να μου εμφυσήσουν περαιτέρω γνώση που αναμφισβήτητα θα αποτελέσει θεμέλιο λίθο για τις επικείμενες επιδιώξεις μου, ακαδημαϊκές και επαγγελματικές.*

*Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω θερμά τον καθηγητή μου Δρ. Δημήτριο Νασιόπουλο για την καθοδήγηση του, για το ότι μου εμπιστεύτηκε την εκπόνηση της εν λόγω εργασίας και τέλος γιατί ήταν πάντα παρών!*

## Περίληψη

Παρά το γεγονός ότι η χρήση τους έγινε ιδιαίτερα δημοφιλής τα τελευταία χρόνια λόγω της δυνατότητας εντυπωσιακών εναέριων λήψεων, η προσπάθεια κατασκευής τους ξεκινά αρκετά χρόνια πριν με κύριο σκοπό την χρήση τους σε συνθήκες πολέμου. Η σύλληψη της ιδέας ενός μη επανδρωμένου αεροσκάφους που θα μπορεί να εκτελεί εντολές ένοπλης επίθεσης σε προκαθορισμένους στόχους εμφανίστηκε πρώτη φορά στην Αυστρία το 1849, όπου εξοπλίστηκαν ειδικής κατασκευής μπαλόνια με βόμβα, έχοντας στόχο τη Βενετία.

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη (Unmanned Aerial Vehicle - UAV, Unmanned Aerial System - UAS ή Remotely Piloted Aircraft System - RPAS) ή drones είναι τα κάθε είδους ιπτάμενα οχήματα που δεν έχουν χειριστή εντός της ατράκτου, αλλά πραγματοποιούν πτήσεις είτε αυτόνομα είτε μέσω τηλεκατεύθυνσης. Επί παραδείγματι, ο όρος UAV περιγράφει μόνο το αεροσκάφος χωρίς χειριστή. Ο όρος UAS περιλαμβάνει όλες τις συσκευές, το προσωπικό και τις διαδικασίες οι οποίες χρησιμοποιούνται προκειμένου το μη επανδρωμένο αεροσκάφος να θεωρείται ως ολοκληρωμένο σύστημα. Τέλος, ο όρος RPAS καθιερώθηκε σύμφωνα με την ισχύουσα νομοθεσία και με την ανάγκη όλες οι πτήσεις μη επανδρωμένων αεροσκαφών να έχουν τουλάχιστον έναν επιβλέποντα πιλότο στο έδαφος. Τα μη επανδρωμένα ιπτάμενα οχήματα συνήθως έχουν τη μορφή μικρού αεροπλάνου ή ελικοπτέρου με έναν ή περισσότερους κινητήρες και έλικες συντονισμένους για πλήρως ελεγχόμενη πτήση από ειδικό πρόγραμμα ή χειριστήριο εδάφους.

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη χρησιμοποιούνται όλο και περισσότερο για διάφορους σκοπούς. Ωστόσο, εξακολουθεί να υφίσταται ένα πολύ μεγάλο πρόβλημα, καθώς η αυτονομία των μπαταριών που χρησιμοποιούνται από αυτές τις RPAS συσκευές είναι πολύ μικρής διάρκειας, με συνέπεια να πρέπει κάποια στιγμή να προσγειωθούν προκειμένου να αντικατασταθούν οι μπαταρίες και να συνεχίσει η αποστολή τους.

Η παρούσα εργασία επιδιώκει με χρήση του εργαλείου AnyLogic να μελετήσει και να προτείνει το τρόπο και συνάμα τη διαδικασία που δύναται να ακολουθηθεί προκειμένου να αποφευχθούν οι εν λόγω αναγκαίες προσγειώσεις του συστήματος, μέσω της εξοικονόμησης της ενέργειας του εκάστοτε οχήματος. Ακολούθως παρατίθενται τρεις αυτοτελείς εργασίες.

Στη πρώτη εργασία εξετάζεται ένα σύστημα RPAS το οποίο εκτελεί επιτήρηση μίας περιοχής και εφαρμόζονται όλες οι δυνάμεις που εμφανίζονται σε ένα σύστημα που κινείται στη φύση.

Στη δεύτερη εργασία αναλύεται η κίνηση ενός drone που εκτελεί μία προκαθορισμένη διαδρομή και προκειμένου να επεκτείνουμε το χρόνο πτήσης του, προσαρτάμε στο σύστημα κάποια πρόσθετα χημικά στοιχεία.

Τέλος, στη τρίτη εργασία επιτυγχάνεται μέσω της εφαρμογής κάποιων εξωτερικών παραγόντων, η αύξηση του χρόνου πτήσης του συστήματος, ενάντια στο αρχικό του σχεδιασμό από το κατασκευαστή του. Η ανάλυση όλων των δυνάμεων καθώς και η μελέτη τους με σκοπό τη βελτιστοποίηση, κινούνται στο πλαίσιο πιστής τήρησης των διαλαμβανόμενων στην Αρχή Διατήρησης της Ενέργειας.

## **Abstract**

Although their use has become very popular in recent years due to the possibility of impressive aerial photography, the effort to build them begins several years ago with the main purpose of their use in war conditions. The idea of an unmanned aircraft capable of carrying out commands of an armed attack on predetermined targets first appeared in Austria in 1849, when specially designed bomb balloons were aimed at Venice.

Drones (Unmanned Aerial Vehicle - UAV, Unmanned Aerial System - UAS or Remotely Piloted Aircraft System - RPAS) or drones are all types of unmanned aerial vehicles, but operate either autonomously or by remote control. For example, the term UAV only describes an unmanned aircraft. The term UAS includes all equipment, personnel and procedures used in order for an unmanned aircraft to be considered a complete system.

Finally, the term RPAS was introduced in accordance with current legislation and the need for all unmanned aircraft to have at least one supervising pilot on the ground. Unmanned aerial vehicles (UAVs) are usually in the form of a small airplane or helicopter with one or more engines and propellers tuned for fully controlled flight by a special program or ground controller.

Drones are increasingly being used for a variety of purposes. However, there is still a very big problem, as the autonomy of the batteries used by these RPAS devices is very short, so they have to land at some point in order to replace the batteries and continue sending them.

The present work seeks to use the AnyLogic tool to study and suggest the way and at the same time the procedure that can be followed in order to avoid these necessary landings of the system, by saving the energy of each vehicle. The following are three independent tasks.

The first work examines an RPAS system that monitors an area and applies all the forces that appear in a system that moves in nature.

The second task analyzes the motion of a drone that performs a predetermined route and in order to extend its flight time, we attach some additional chemical elements to the system.

Finally, in the third work is achieved through the application of some external factors, the increase of the flight time of the system, against its original design by its manufacturer. The analysis of all the forces as well as their study in order to optimize, move in the context of faithful observance of those included in the Energy Conservation Authority.



## Περιεχόμενα

Αφιέρωση.....	iii
Ευχαριστίες .....	iv
Περίληψη .....	v
Abstract.....	vii
Περιεχόμενα.....	ix
Ευρετήριο Εικόνων .....	xii
Ευρετήριο Πινάκων.....	xv
1ο Κεφάλαιο: Εξοικονόμηση της Ενέργειας ενός RPAS (Remotely Piloted Aircraft System) με τη χρήση ηλιακών συλλεκτών, Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση .....	- 1 -
1.1 Energy management and saver .....	- 1 -
1.2 Background and Related Work .....	- 1 -
1.2.1 Solar Powered Charging .....	- 1 -
1.2.2 UAV και αερόπλοια μεγάλου υψομέτρου και πολύ μεγάλης αυτονομίας .....	- 2 -
1.2.3 Επιτήρηση και συλλογή δεδομένων.....	- 6 -
1.2.4 Επιτήρηση με πανοπτικές κάμερες.....	- 9 -
1.2.5 Τα drones στην αντιμετώπιση των εκρηκτικών μηχανισμών .....	- 11 -
1.3 Τα UAV στην υπηρεσία του στρατού .....	- 12 -
1.4 Αλήθειες για τα drones και τη λειτουργία τους .....	- 12 -
1.5 Μοντελοποίηση .....	- 14 -
1.5.1 Εισαγωγή.....	- 14 -
1.5.2 Αρχικό Κεφάλαιο .....	- 14 -
1.5.3 Σχεδιασμός μοντέλου .....	- 16 -
1.5.3.1 Κινητική Ενέργεια .....	- 16 -
1.5.3.2 Δυναμική Ενέργεια .....	- 17 -
1.5.3.3 Ενέργεια Αντίστασης Αέρα.....	- 17 -
1.5.3.4 Θερμική Ενέργεια .....	- 17 -
1.5.4 Βελτιστοποίηση μοντέλου .....	- 19 -
1.5.5 Συμπεράσματα .....	- 22 -
Πηγές – Βιβλιογραφία .....	- 28 -
Βιβλιογραφία Εικόνων.....	- 29 -

2ο Κεφάλαιο: Εξοικονόμηση της Ενέργειας ενός UAV – Drone με τη χρήση μπαταρίας κυψελών υδρογόνου, Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση.....	- 30 -
2.1 Εισαγωγή .....	- 30 -
2.1.1 Αντοχή .....	- 32 -
2.1.2 Ειδική ενέργεια.....	- 33 -
2.1.3 Ενέργεια και μάζα μπαταρίας.....	- 33 -
2.2 Ταξινόμηση των drones.....	- 34 -
2.3 Εφαρμογή των κυψελών καυσίμου στο σύστημα ισχύος ενός drone.....	- 35 -
2.4 Σύγκριση αποθηκευμένων ενεργειών.....	- 38 -
2.5 Μοντέλο προσομοίωσης συστήματος ισχύος Drone .....	- 41 -
2.6 Μοντελοποίηση .....	- 44 -
2.6.1 Εισαγωγή.....	- 44 -
2.6.2 Αρχικό Κεφάλαιο.....	- 44 -
2.6.3 Σχεδιασμός μοντέλου .....	- 47 -
2.6.3.1 Ενέργεια Ελίκων - Προπελών .....	- 47 -
2.6.3.2 Ενέργεια Μπαταρίας Επαναφόρτισης.....	- 47 -
2.6.3.3 Ενέργεια Μπαταρίας .....	- 48 -
2.6.3.4 Ενέργεια Μπαταρίας Κυψελών Υδρογόνου.....	- 48 -
2.6.3.5 Κινητική Ενέργεια .....	- 48 -
2.6.3.6 Ενέργεια Αντίστασης Αέρα.....	- 49 -
2.6.3.7 Θερμική Ενέργεια .....	- 49 -
2.6.3.8 Δυναμική Ενέργεια .....	- 49 -
2.6.4 Βελτιστοποίηση μοντέλου .....	- 52 -
2.6.5 Συμπεράσματα .....	- 57 -
Πηγές – Βιβλιογραφία .....	- 60 -
Βιβλιογραφία Εικόνων.....	- 62 -
Βιβλιογραφία Πινάκων .....	- 63 -
3ο Κεφάλαιο: Εξοικονόμηση της Ενέργειας ενός UAV με σκοπό την αύξηση του χρόνου πτήσης και της διανυθείσης απόστασης, Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση .....	- 64 -
3.1 Εισαγωγή .....	- 64 -
3.2 Στρατηγική Ενεργειακού ελέγχου και υποστήριξης με βάση το μοντέλο τρίτης τάξης του SG ...	- 64 -
3.2.1 Μοντέλο τρίτης τάξης SG.....	- 64 -

3.3 BESS (Battery Energy Storage System) .....	- 65 -
3.3.1 Δείκτες ευελιξίας του BESS .....	- 65 -
3.3.2 Ανάλυση Ευελιξίας του BESS .....	- 65 -
3.3.2.1 Δείκτες ευελιξίας του BESS .....	- 65 -
3.3.3 Η έννοια της αποδοτικότητας .....	- 67 -
3.3.4 Υπολογισμός της ώρας πτήσης .....	- 67 -
3.4 Μοντελοποίηση .....	- 68 -
3.4.1 Εισαγωγή.....	- 68 -
3.4.2 Αρχικό Κεφάλαιο .....	- 69 -
3.4.3 Σχεδιασμός μοντέλου .....	- 71 -
3.4.2.1 Ενέργεια Ελίκων - Προπελών .....	- 71 -
3.4.2.2 Ηλιακή Ενέργεια .....	- 71 -
3.4.2.3 Κινητική Ενέργεια του συστήματος του Drone .....	- 72 -
3.4.2.4 Ενέργεια Μπαταρίας .....	- 72 -
3.4.2.5 Ενέργεια Πλαισίου.....	- 72 -
3.4.2.6 Θερμική Ενέργεια .....	- 72 -
3.4.3 Βελτιστοποίηση μοντέλου .....	- 75 -
3.4.4 Συμπεράσματα .....	- 79 -
Πηγές – Βιβλιογραφία .....	- 85 -
Βιβλιογραφία Εικόνων.....	- 86 -

## Ευρετήριο Εικόνων

Εικόνα 1.1: PHASA-35 [1] .....	- 2 -
Εικόνα 1.2: Airbus Zephyr [2] .....	- 3 -
Εικόνα 1.3: JP Aerospace Ascender [3] .....	- 4 -
Εικόνα 1.4: Odysseus [4] .....	- 5 -
Εικόνα 1.5: AeroVironment's Global Observer Stratospheric Unmanned Aircraft [5] .....	- 5 -
Εικόνα 1.6: Darpa Projects [6] .....	- 6 -
Εικόνα 1.7: Μια τρέχουσα αντίληψη της Standoff Precision Strike [7] .....	- 7 -
Εικόνα 1.8: Φωτογραφία του Lockheed-Martin Polecat που κυκλοφόρησε στο Farnborough Airshow το 2006 [8] .....	- 8 -
Εικόνα 1.9: Lockheed Martin RQ-3 DarkStar [9] .....	- 8 -
Εικόνα 1.10: Κατασκοπευτικό αεροσκάφος της Πολεμικής Αεροπορίας των ΗΠΑ με κάμερες εξαιρετικά υψηλής ισχύος [10] .....	- 10 -
Εικόνα 1.11: Μια απεικόνιση της θερμότητας φορτώνεται σε ένα αεροσκάφος στη στρατόσφαιρα [11] -	11 -
Εικόνα 1.12: Long Endurance Multi-Intelligence Vehicle [12] .....	- 11 -
Εικόνα 1.13: Οι παράγοντες του μοντέλου προσομοίωσης [13] .....	- 16 -
Εικόνα 1.14: Έναρξη μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο $t=0$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [14] .....	- 18 -
Εικόνα 1.15: Πέρασ μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο $t=15$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [15] .....	- 18 -
Εικόνα 1.16: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο $t=15$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [16] .....	- 19 -
Εικόνα 1.17: Έναρξη βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=0$ [17] .....	- 23 -
Εικόνα 1.18: Έναρξη εξοικονόμησης ενέργειας στο χρονικό σημείο $t=7.49$ στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [18] .....	- 24 -
Εικόνα 1.19: Πέρασ βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=15$ [19] .....	- 24 -
Εικόνα 1.20: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο $t=15$ στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [20] .....	- 25 -
Εικόνα 1.21: Μοντέλο βελτιστοποίησης [21] .....	- 25 -
Εικόνα 1.22: Τελική Ενέργεια φτάνει τη μέγιστή αρνητική της τιμή στο χρονικό σημείο $t=12.50$ στη διαδικασία της εναλλακτικής βελτιστοποίησης [22] .....	- 27 -

Εικόνα 1.23: Τελική Ενέργεια γίνεται θετική στο χρονικό σημείο $t=17.89$ στη διαδικασία της εναλλακτικής βελτιστοποίησης [23] .....	- 27 -
Εικόνα 2.1: Boost Commercial UAV Flight Times With Hydrogen Fuel Cell Technology [1] .....	- 31 -
Εικόνα 2.2: Hydrogen fuel cell drone by Doosan Mobility Innovation [2] .....	- 31 -
Εικόνα 2.3: Hydrogen fuel cell drone by Doosan Mobility Innovation (2),[3].....	- 31 -
Εικόνα 2.4: Challenges of Fuel Cells Use in Small Drone Propulsion [4] .....	- 32 -
Εικόνα 2.5: DJI Mavic 2 Pro [5] .....	- 34 -
Εικόνα 2.6: Κυψέλη καυσίμου υδρογόνου [6] .....	- 37 -
Εικόνα 2.7: Οι μπαταρίες λιθίου καθιστούν τα quadcopters δυνατά Drone [7] .....	- 38 -
Εικόνα 2.8: Ειδική ενέργεια έναντι ενεργειακής πυκνότητας διαφορετικών τύπων μπαταριών[18,19], και καύσιμα μεταφοράς [2] σε υγρή και αέρια φάση με βάση LHV [20]. Το CNG είναι το συμπιεσμένο φυσικό αέριο, το LNG είναι το υγροποιημένο φυσικό αέριο και το LPG είναι το υγροποιημένο αέριο πετρελαίου [8] - 39 -	
Εικόνα 2.9: Μάζα μπαταρίας (LiPo) έναντι συστήματος κυψελών καυσίμου 200 W(στοίβα + BoP) μάζα για διαφορετικές ικανότητες αποθήκευσης ενέργειας [9] .....	- 40 -
Εικόνα 2.10: DJI Phantom 3 Professional Quadcopter 4K UHD Video Camera Drone [10] .....	- 43 -
Εικόνα 2.11: Οι παράγοντες του μοντέλου προσομοίωσης [11] .....	- 47 -
Εικόνα 2.12: Έναρξη μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο $t=0$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [12].....	- 50 -
Εικόνα 2.13: Μοντελοποίηση στο χρονικό σημείο $t=2.70$ όπου το $SUMENERGY1=E_{arx}$ [13].....	- 50 -
Εικόνα 2.14: Μοντελοποίηση στο χρονικό σημείο $t=3.40$ όπου το $E_{fin}>E_{arx}$ [14] .....	- 51 -
Εικόνα 2.15: Πέρασ μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο $t=15$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [15].....	- 51 -
Εικόνα 2.16: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο $t=15$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [16] .....	- 52 -
Εικόνα 2.17: Έναρξη βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=0$ [17] .....	- 57 -
Εικόνα 2.18: Έναρξη εξοικονόμησης ενέργειας στο χρονικό σημείο $t=1.48$ στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [18] .....	- 58 -
Εικόνα 2.19: Πέρασ βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=15$ [19].....	- 58 -
Εικόνα 2.20: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο $t=15$ στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [20] .....	- 59 -
Εικόνα 2.21: Μοντέλο βελτιστοποίησης [21] .....	- 59 -
Εικόνα 3.1 Στρατηγική ελέγχου ενεργής υποστήριξης που βασίζεται σε μοντέλο τρίτης τάξης SG [1] - 65 -	
Εικόνα 3.2 Απεικόνιση τριών διαστάσεων για ευελιξία: εύρος, ramp rate και διάρκεια [2].....	- 65 -

Εικόνα 3.3 Otus Quadcopter [3].....	- 66 -
Εικόνα 3.4 Παράδειγμα ώσης και βάρους ενός drone [4].....	- 67 -
Εικόνα 3.5 Διάγραμμα του χρόνου πτήσης με τη Χωρητικότητα της μπαταρίας [5].....	- 68 -
Εικόνα 3.6: Οι παράγοντες του μοντέλου προσομοίωσης [6] .....	- 71 -
Εικόνα 3.7: Έναρξη μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο $t=0$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [7] .....	- 74 -
Εικόνα 3.8: Μοντελοποίηση στο χρονικό σημείο $t=7.5$ (μεσοδιάστημα κίνησης) και $FT=0.012$ όπου το σύστημα χωρίς ηλιακά πάνελ αρχίζει να λειτουργεί [8] .....	- 74 -
Εικόνα 3.9: Πέρασ μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο $t=15$ και $FT=0.024$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [9] .....	- 75 -
Εικόνα 3.10: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο $t=15$ και $FT=0.024$ για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [10] .....	- 75 -
Εικόνα 3.11: Έναρξη βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=0$ [11] .....	- 80 -
Εικόνα 3.12: Έναρξη εξοικονόμησης ενέργειας στο χρονικό σημείο $t=2.02$ στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [12] .....	- 80 -
Εικόνα 3.13: Τροχιά μέγιστης βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=5.02$ στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [13] .....	- 81 -
Εικόνα 3.14: Πέρασ βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=15$ [14].....	- 81 -
Εικόνα 3.15: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο $t=15$ στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [15] .....	- 82 -
Εικόνα 3.16: Μοντέλο βελτιστοποίησης [16] .....	- 82 -
Εικόνα 3.17: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο $t=3.03$ στη διαδικασία της «ιδανικής» βελτιστοποίησης [17] .....	- 83 -
Εικόνα 3.18: Τροχιά μέγιστης βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο $t=6.11$ στη διαδικασία της «ιδανικής» βελτιστοποίησης με απουσία των ηλιακών πάνελ και της επίδρασης της θερμικής ενέργειας [18]... -	84 -

## Ευρετήριο Πινάκων

Πίνακας 1.1: Είδη Ενέργειας και ποσόστωση τροφοδότησης στη Μοντελοποίηση [1] .....	- 20 -
Πίνακας 1.2: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Δυναμική Ενέργεια [2].....	- 20 -
Πίνακας 1.3: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Αντίστασης του Αέρα [3].....	- 21 -
Πίνακας 1.4: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Κινητική Ενέργεια [4].....	- 21 -
Πίνακας 1.5: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Θερμική Ενέργεια [5].....	- 22 -
Πίνακας 1.6: Είδη Ενέργειας και ποσόστωση τροφοδότησης στη Βελτιστοποίηση [6].....	- 22 -
Πίνακας 1.7: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της εναλλακτικής βελτιστοποίησης [7] ..	- 26 -
Πίνακας 2.1: Ακρώνυμα[1].....	- 35 -
Πίνακας 2.2: Είδη Ενέργειας και ποσόστωση τροφοδότησης στη Μοντελοποίηση [2] .....	- 53 -
Πίνακας 2.3: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Προπελών [3].....	- 54 -
Πίνακας 2.4: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Επαναφόρτισης [4] .....	- 54 -
Πίνακας 2.5: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Μπαταρίας [5].....	- 54 -
Πίνακας 2.6: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Κυψελών Υδρογόνου [6].....	- 55 -
Πίνακας 2.7: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Κινητική Ενέργεια [7].....	- 55 -
Πίνακας 2.8: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Αντίστασης του Αέρα [8].....	- 56 -
Πίνακας 2.9: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Θερμική Ενέργεια [9].....	- 56 -
Πίνακας 2.10: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Δυναμική Ενέργεια [10].....	- 56 -
Πίνακας 3.1: Είδη Ενέργειας και ποσόστωση τροφοδότησης στη Μοντελοποίηση [1] .....	- 76 -
Πίνακας 3.2: Επεξήγηση ροών και παραγόντων της Ηλιακής Ενέργειας [2].....	- 77 -
Πίνακας 3.3: Επεξήγηση ροών και παραγόντων της Ενέργειας Προπελών [3] .....	- 77 -

Πίνακας 3.4: Επεξήγηση ροών και παραγόντων της Κινητικής Ενέργειας του Drone [4] .....	- 78 -
Πίνακας 3.5: Επεξήγηση ροών και παραγόντων της Κινητικής Ενέργειας του Frame [5] .....	- 78 -
Πίνακας 3.6: Επεξήγηση ροών και παραγόντων της Ενέργειας Μπαταρίας [6] .....	- 78 -
Πίνακας 3.7: Επεξήγηση ροών και παραγόντων της Θερμικής Ενέργειας [7] .....	- 79 -
Πίνακας 3.8: Επεξήγηση των ροών και παραγόντων του no_solarpanel [8] .....	- 83 -
Πίνακας 3.9: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της «ιδανικής» βελτιστοποίησης [9]-	84 -





# **1ο Κεφάλαιο: Εξοικονόμηση της Ενέργειας ενός RPAS (Remotely Piloted Aircraft System) με τη χρήση ηλιακών συλλεκτών, Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση**

## **1.1 Energy management and saver**

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη χρησιμοποιούνται όλο και περισσότερο για διάφορους σκοπούς, όπως παρακολούθηση δασών, εντοπισμό απειλούμενων ατόμων ή αντικειμένων σε μια μεγάλη περιοχή. Για χώρες όπου υπάρχει ένα τεράστιο συνοριακό αεροδρόμιο που καθίσταται δυσχερές να παρακολουθηθεί, όπου ακόμη και η παρακολούθηση από επανδρωμένα αεροσκάφη καταλήγει να είναι ιδιαίτερα κοστοβόρα είτε από πλευράς καυσίμου είτε συντήρησης του αεροσκάφους, τότε ενδείκνυται η χρήση μη επανδρωμένων ηλεκτρικών αεροσκαφών ως μία φθηνότερη λύση. Έτσι τα επανδρωμένα αεροσκάφη χρησιμοποιούνται περισσότερο σε περιπτώσεις που καθίσταται αναγκαίο.

Ωστόσο, εξακολουθεί να υφίσταται ένα πολύ μεγάλο πρόβλημα, καθώς η αυτονομία των μπαταριών που χρησιμοποιούνται από αυτές τις RPAS συσκευές είναι πολύ μικρής διάρκειας, με συνέπεια να πρέπει κάποια στιγμή να προσγειωθούν προκειμένου να αντικατασταθούν οι μπαταρίες και να συνεχίσει η αποστολή τους. Υπάρχουν πολλές μελέτες που γίνονται για τη μείωση της κατανάλωσης ενέργειας του ενσωματωμένου συστήματος του αεροσκάφους, καθώς και για την αλλαγή του σχεδιασμού τους, αλλά το επίκεντρο αυτής της εργασίας είναι να χρησιμοποιήσει τα ευρήματα από πραγματοποιηθείσες πτήσεις με ηλεκτρικά αεροσκάφη που χρησιμοποιούν solar cells.

## **1.2 Background and Related Work**

### **1.2.1 Solar Powered Charging**

Υπάρχουν πολλές εργασίες που πραγματοποιούνται για τη χρήση φωτοβολταϊκών πλακών σε RPA, όπου χρησιμοποιούνται για την αύξηση της διάρκειας της πτήσης και την κατά συνέπεια, επαναφόρτιση της μπαταρίας.

Αυτό που έχει μεγαλύτερη σημασία για εμάς είναι το γεγονός ότι αυτό βοηθά σημαντικά στην αύξηση της διάρκειας πτήσης ενός RPA, με γνώμονα ότι οι πτήσεις πρέπει να καλύψουν μία μεγάλη έκταση γης ή δάσους.

### 1.2.2 UAV και αερόπλοια μεγάλου υψομέτρου και πολύ μεγάλης αυτονομίας

Ένα παρόμοιο σύστημα παρουσίασε το 2019 η BAE Systems. Συγκεκριμένα, η βρετανική εταιρεία ανέπτυξε το σχέδιο (concept) PHASA-35 (Persistent High Altitude Solar Aircraft) για ένα UAV μεγάλου υψομέτρου υψηλής αυτονομίας (HALE) κινούμενο με ηλιακή ενέργεια, το οποίο θα μπορούσε να ίπταται για διάστημα μεγαλύτερο του έτους. Ο αριθμός 35 στο όνομα του αεροχήματος προέρχεται από το άνοιγμα πτέρυγας που είναι 35 μέτρα.



Εικόνα 1.1: PHASA-35 [1]

Ένα υπό κλίμακα μοντέλο του αεροχήματος που αναφέρεται ως PHASA-8 πέταξε το 2017. Σύμφωνα με την εταιρεία, το πρώτο πλήρους κλίμακας πρωτότυπο, αναμενόταν να είναι έτοιμο για δοκιμαστικές πτήσεις το 2019. Το PHASA-35 με βάρος περί των 150 κιλών, αναπτύχθηκε από την BAE Systems σε συνεργασία με τη βρετανική εταιρεία Prismatic, η οποία παρουσιάζει τον εαυτό της ως ειδική στη σχεδίαση, κατασκευή και παράδοση καινοτόμων αεροδιαστημικών συστημάτων. Η Prismatic είχε αναμειχθεί και στην ανάπτυξη του HALE UAV Zephyr της Airbus, το οποίο επίσης χρησιμοποιεί ηλιακή ενέργεια. Το Zephyr αναφερόταν ως «ψευδο-δορυφόρος» (“pseudo-satellite”), αναπτύχθηκε από την Airbus Defense and Space και αποκτήθηκε από το Βρετανικό Υπουργείο Άμυνας. Υφίστατο η εκτίμηση ότι το PHASA-35 καθότι βασίστηκε στο Zephyr αλλά πολύ υψηλότερων επιδόσεων από αυτό, θα επιδίωκε να ίπταται για διάστημα ενός έτους, εν αντιθέσει με το Zephyr που περιορίζονταν στο διάστημα των 45 ημερών περίπου.



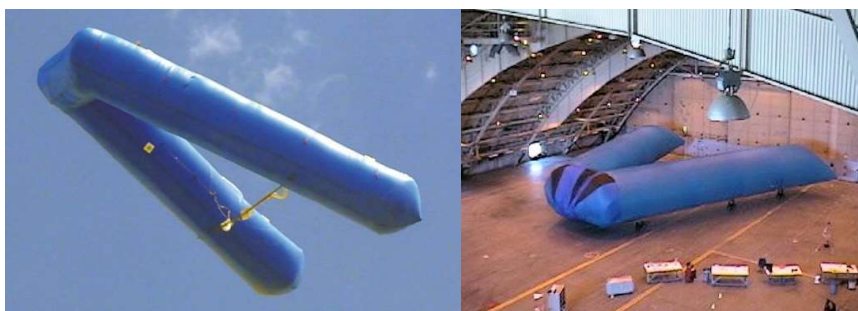
Εικόνα 1.2: Airbus Zephyr [2]

Όπως αναφέρθηκε πιο πάνω, το Zephyr σχεδιάστηκε για να επιχειρεί μέχρι 45 ημέρες διαρκώς σε ύψη μέχρι 70.000 πόδια, παραμένοντας πάνω από τα καιρικά φαινόμενα και τα δρομολόγια των πολιτικών αεροσκαφών. Με δυνατότητα χρήσης ως αναμεταδότης επικοινωνιών πέραν του ορίζοντα (over-the-horizon communications relay) και ως μέσο παροχής πληροφοριών. Η τελευταία εκδοχή του αεροχήματος, Zephyr-T (Twin-tail) αναπτύχθηκε από την Airbus DS, η οποία αύξησε το άνοιγμα πτέρυγας του βασικού αεροσκάφους από τα 25 στα 33 μέτρα, επιτρέποντάς του με αυτό το τρόπο, να μεταφέρει φορτίο 20 κιλών.

Το βρετανικό Υπουργείο Άμυνας σχεδίαζε να αγοράσει τρία Zephyr ως μέρος μίας ευρύτερης στρατηγικής που ανακοινώθηκε από την SDSR (Strategic Defense and Security Review) το 2015 ώστε να αυξήσει τις ικανότητες συλλογής πληροφοριών (ISR) της χώρας.

Στο μεταξύ, η κινεζική εταιρεία CASIC (China Aerospace Science and Industry Corporation) ξεκίνησε την ανάπτυξη στρατιωτικών μη επανδρωμένων αεροχημάτων που θα μπορούσαν να αποφεύγουν τα ραντάρ (evade radar) και τα εχθρικά αντιαεροπορικά όπλα. Ο υποδιευθυντής (deputy general manager) της CASIC, Wei Yiyin, είχε δηλώσει τότε, ότι η εταιρεία επικεντρώνεται στην ανάπτυξη stealth UAV μεγάλης αυτονομίας (long endurance) και ενός αεροχήματος του «εγγύς διαστήματος» (“near space drone”), με δυνατότητα να πετάει σε ύψος μεταξύ 20 και 100 χλμ. πάνω από την επιφάνεια της Γης. Η περιοχή του «εγγύς διαστήματος» είναι ένας χώρος στον οποίο δεν μπορούν να ανέλθουν τα αεροσκάφη σταθερών πτερύγων και ταυτοχρόνως δεν μπορούν να κατέλθουν οι δορυφόροι χαμηλής περιγήινης τροχιάς. Επίσης, η Αεροπορία των ΗΠΑ είχε εξετάσει στο παρελθόν το σχέδιο ενός προηγμένου αερόπλοιου, το οποίο θα αποτελέιτο ουσιαστικά από δύο μακρόστενα κυλινδρoειδή αερόπλοια σε σχήμα V. Και το σκάφος

αυτό θα κινείτο στο «εγγύς διάστημα» (“near space”), δηλαδή θα πετούσε στα ανώτερα στρώματα της ατμόσφαιρας, σε ύψος μεγαλύτερο των 100.000 ποδών. Το όχημα αναφερόταν ως NSMV (Near Space Maneuvering Vehicle). Το σχετικό πρόγραμμα προωθούνταν από το εργαστήριο διαστημικής μάχης (Space Battle lab) της Αεροπορίας των ΗΠΑ, σε συνεργασία με το Κέντρο Διαστημικού Πολέμου (Space Warfare Center), τα οποία βρίσκονται στην αεροπορική βάση Schriever στο Κολοράντο. Το σκάφος σχεδιάστηκε να αναλαμβάνει αποστολές συλλογής πληροφοριών και επικοινωνιών, λειτουργώντας ως φθινό και αξιόπιστο υποκατάστατο δορυφόρων, απελευθερώνοντας τα UAV RQ – 4 Global Hawk για αποστολές υψηλής προτεραιότητας. Για το πρόγραμμα είχε δείξει ενδιαφέρον η Διακλαδική Διοίκηση Ειδικών Επιχειρήσεων των ΗΠΑ. Το πρωτότυπο του σκάφους αναφερόταν ως “ascender” και κατασκευαζόταν από την JP Aerospace στο Σακραμέντο.



Εικόνα 1.3: JP Aerospace Ascender [3]

Σε μια νεότερη εξέλιξη, η αμερικανική εταιρεία Aurora Flights Sciences ανέπτυξε το ηλιοκίνητο μη επανδρωμένο αερόχημα επίδειξης τεχνολογίας μεγάλου υψομέτρου και υψηλής αυτονομίας (HALE) Odysseus, η ύπαρξη του οποίου γνωστοποιήθηκε τον Νοέμβριο του 2018. Η εταιρεία ασχολήθηκε με παρόμοιες σχεδιάσεις από το 2008 στο πλαίσιο του προγράμματος Vulture της DARPA, το οποίο αποσκοπούσε στην ανάπτυξη «ψευδό-δορυφόρων μεγάλου υψομέτρου» (High altitude pseudo satellites/HAPS), στόχος των οποίων ήταν να λειτουργήσουν ως υποκατάστατα δορυφορικών συστημάτων, κυρίως σε ρόλους αναμετάδοσης τηλεπικοινωνιών, με πολύ μικρότερο κόστος από ό,τι οι δορυφόροι. Το Odysseus λειτουργεί πολύ πάνω από τα καιρικά φαινόμενα και τα άλλα αεροσκάφη με την ικανότητα να καλύπτει μια ευρεία γεωγραφική περιοχή διατηρώντας

παράλληλα το σταθμό του. Τροφοδοτείται από προηγμένα ηλιακά στοιχεία και κατασκευάζεται με ελαφριά υλικά, έχει μηδενικές εκπομπές και μπορεί να επανατοποθετηθεί και να επαναπρογραμματιστεί σύμφωνα με τις απαιτήσεις της αποστολής και την εξέλιξη της τεχνολογίας.



Εικόνα 1.4: Odysseus [4]

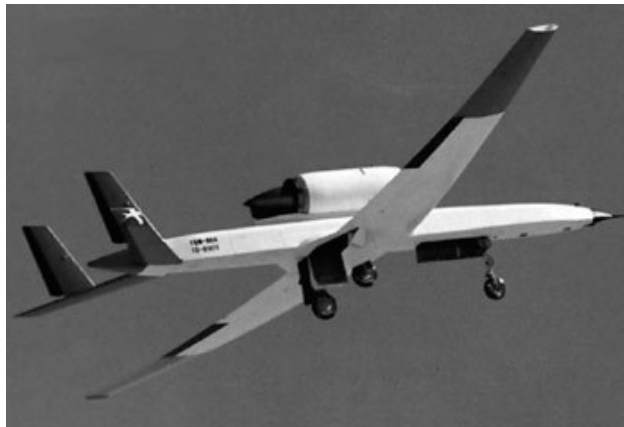
Στο παρελθόν η εταιρεία AeroVironment είχε αναπτύξει το μη επανδρωμένο αερόχημα Global Observer, το οποίο κινείτο με υδρογόνο, στο πλαίσιο του προγράμματος BAMS (Broad Area Maritime Surveillance) του Ναυτικού των ΗΠΑ, το οποίο προέβλεπε τη δημιουργία ενός προηγμένου μη επανδρωμένου αεροσκάφους συλλογής πληροφοριών. Το Global Observer ίπτατο σε ύψος 65.000 ποδών για διάστημα περίπου μίας εβδομάδας.



Εικόνα 1.5: AeroVironment's Global Observer Stratospheric Unmanned Aircraft [5]

Παρόμοιο με το αερόχημα της AeroVironment ήταν και ένα UAV κινούμενο με υδρογόνο που ανέπτυξε η Boeing το 2004, σε συνεργασία και με άλλες εταιρείες. Το αερόχημα θα μπορούσε να παραμένει στον αέρα για διάστημα περίπου δέκα ημερών και οι κινητήρες του θα χρησιμοποιούσαν υγρό υδρογόνο. Ο κινητήρας αναπτύχθηκε από την Boeing στο πλαίσιο συμβολαίου που έλαβε από το ερευνητικό εργαστήριο της Πολεμικής Αεροπορίας των ΗΠΑ (AFRL). Το αερόχημα είχε περίπου τις ίδιες διαστάσεις με το Condor που

ανέπτυξε η Boeing στη δεκαετία του 1980, το οποίο εφοδιαζόταν με δύο υπερτροφοδοτούμενους ελικοφόρους κινητήρες, που χρησιμοποιούσαν καύσιμο Avgas και ενδεχομένως να ενσωμάτωναν μεγάλο μέρος της τεχνολογίας που είχε αναπτυχθεί για αυτό. Το Condor αναπτύχθηκε στο πλαίσιο προγράμματος της DARPA. Η βασική του δομή ήταν όλη συνθετική, με σημαντικό ποσοστό χρήσης ανθρακονημάτων και κυψελοειδή εσωτερική δομή (honeycomb) από υλικό Nomex. Το βάρος της πτέρυγας ήταν μόλις 900 γραμμάρια ανά τετραγωνικό πόδι και παρόλο το μεγάλο του μέγεθος (61 μέτρα άνοιγμα πτέρυγας), το βάρος του αεροχήματος ήταν μόλις 3.400 κιλά. Το πρόγραμμα ήταν απόρρητο και παρόλο που το αεροσκάφος ήταν επιτυχημένο, τελικώς ακυρώθηκε, αφού δαπανήθηκαν περί τα 400 εκατομμύρια δολάρια και το μόνο πρωτότυπο που κατασκευάστηκε τέθηκε εκτός λειτουργίας το 1990 και τώρα εκτίθεται στο μουσείο Hiller στο Σαν Κάρλος στην Καλιφόρνια.



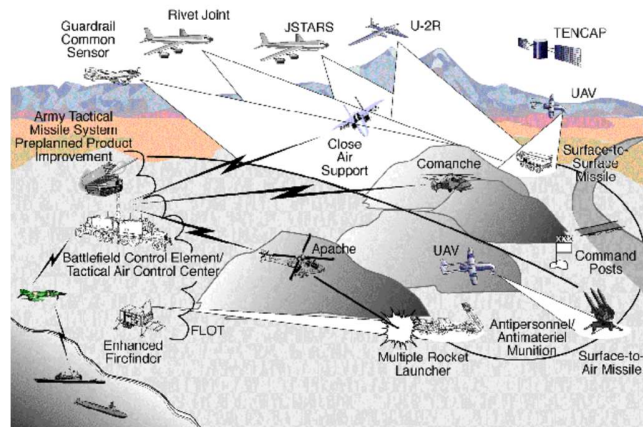
Air Force/Teledyne Ryan YQM-98 Tern (Cope-R).

Εικόνα 1.6: Darpa Projects [6]

### 1.2.3 Επιτήρηση και συλλογή δεδομένων

Αποστολή ενός αεροχήματος είναι η επιτήρηση, η συλλογή πληροφοριών και η αναγνώριση και αναμετάδοση επικοινωνιών (data relay).

Το αεροσκάφος του προγράμματος HALE (High – Altitude, Long Endurance) της Boeing αποσκοπούσε στην ανάπτυξη ενός αεροχήματος με αυτονομία δέκα ημερών. Το πρόγραμμα χρηματοδοτήθηκε από τη Διοίκηση Διαστήματος και Πυραυλικής Άμυνας (Space and Missile Defense Command/SMDC) του Στρατού των ΗΠΑ (US Army).



Εικόνα 1.7: Μια τρέχουσα αντίληψη της Standoff Precision Strike [7]

Ακόμη, η εταιρεία Aurora Flight Sciences παρουσίασε ένα μοντέλο πλήρους κλίμακος για ένα μη επανδρωμένο αερόχημα με κινητήρα υδρογόνου μεγάλης αυτονομίας, την ανάπτυξη του οποίου συνέδεσε με συγγενές πρόγραμμα της Boeing. Το αερόχημα αναφερόταν ως Orion HALL (High Altitude Long Loiter) και είχε αυτονομία πτήσης τεσσάρων ημερών. Ήταν μικρού μεγέθους και μπορούσε να μεταφέρει φορτίο κιλών. Εκτιμάται, επίσης, ότι η Lockheed Martin ανέπτυξε στις εγκαταστάσεις Skunk Works, στο πλαίσιο ενός «κρυφού» προγράμματος, ένα stealth μη επανδρωμένο αερόχημα μεγάλου υψομέτρου υψηλής αυτονομίας. Το άνοιγμα πτέρυγας του αεροχημάτος εκτιμάτο ότι έφθανε τα 35 μέτρα και θα μπορούσε να μεταφέρει φορτίο βάρους 1800 κιλών. Η προσωρινή ονομασία του ήταν PHAE (Penetrating High Altitude Endurance) και αναμενόταν να μπορεί να επιχειρεί σε ύψη μεταξύ 70.000 και 80.000 ποδών, όπου επιχειρούσαν τα επανδρωμένα κατασκοπευτικά αεροσκάφη U-2. Η εταιρεία Northrop Grumman προωθούσε επίσης την ιδέα ενός μη επανδρωμένου βομβαρδιστικού (UGSS/Unmanned Global Strike System) με το μέγεθος και το σχέδιο του βομβαρδιστικού stealth B-2, ακτίνα δράσης περίπου 11.000 χλμ. και ικανότητα μεταφοράς φορτίου βάρους εννέα τόνων. Με ανεφοδιασμό κατά τη διάρκεια της πτήσης, το αερόχημα θα μπορούσε να μένει στον αέρα για διάστημα μεγαλύτερο των 100 ωρών. Ακόμη, τα εργαστήρια προηγμένων ερευνητικών προγραμμάτων Skunk Works της Lockheed Martin παρουσίασαν στην αεροπορική έκθεση στο Φάρνμπορο τον Ιούλιο του 2006 το τρίτης γενεάς μη επανδρωμένο αερόχημα, επίδειξης τεχνολογίας μεγάλου μεγέθους, μεγάλου



υψομέτρου Polecat. Το αερόχημα έχει σχήμα ιπτάμενης πτέρυγας, η σχεδίαση της οποίας προέρχεται από την εποχή του Β΄ ΠΠ. Το αερόχημα, που αναφέρεται επίσης και ως P-175, ξεκίνησε να αναπτύσσεται από τον Μάρτιο του 2003 και αποτελεί ουσιαστικά μία αισθητά μικρότερη και μη επανδρωμένη έκδοση του B-2. Έχει άνοιγμα πτέρυγας 27 μέτρων και βάρος απογείωσης (gross weight) 4.000 κιλών, ενώ μπορεί να μεταφέρει φορτίο με βάρος 454 κιλών. Το επιχειρησιακό του υψόμετρο κυμαίνονταν περίπου στα 60.000 με 65.000 πόδια.



Εικόνα 1.8: Φωτογραφία του Lockheed-Martin Polecat που κυκλοφόρησε στο Farnborough Airshow το 2006 [8]

Το Polecat συγγενεύει με το stealth UAV Dark Star, το πρόγραμμα του οποίου είχε επισήμως σταματήσει στο παρελθόν, αλλά θεωρήθηκε πιθανόν ότι συνέχιζε ως «μυστικό» πρόγραμμα. Ορισμένοι ανεξάρτητοι αναλυτές εκτιμούν ότι τα αεροχήματα αυτά θα αναπτυχθούν και με κινητήρες υδρογόνου για βελτιστοποίηση της αυτονομίας τους.



Εικόνα 1.9: Lockheed Martin RQ-3 DarkStar [9]

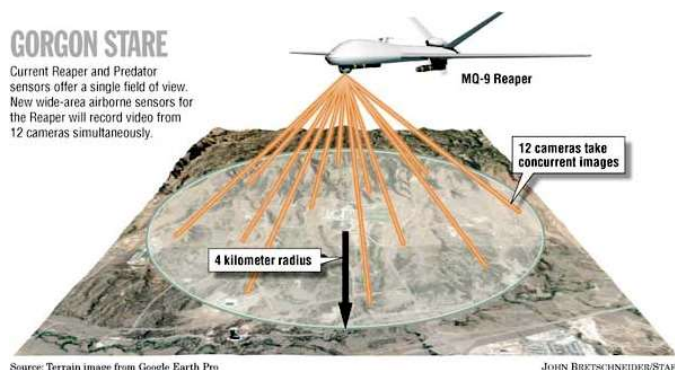
Ωστόσο, η πραγματική επανάσταση σε αυτόν τον χώρο έμελλε να έλθει με το αεροσκάφος που θα προέκυπτε από το πρόγραμμα “Vulture” («όρνεο»), που αναφέρθηκε προηγουμένως, και το οποίο στόχευε να μπορεί να ίπταται για διάστημα τουλάχιστον

πέντε ετών. Όλο αυτό το διάστημα θα παρέμενε στον αέρα χωρίς να ανεφοδιάζεται κατά τη διάρκεια της πτήσης από άλλα αεροσκάφη, χρησιμοποιώντας αποκλειστικά συστήματα ανανεώσιμων πηγών ενέργειας και μεταφέροντας φορτίο βάρους τουλάχιστον 460 κιλών. Το πρόγραμμα διευθυνόταν από την υπηρεσία προηγμένων ερευνητικών αμυντικών προγραμμάτων (DARPA), η οποία στις 21 Απριλίου 2008 υπέγραψε σχετικό συμβόλαιο με τις εταιρείες Aurora Flights, Boeing και Lockheed Martin, ως κυρίου κατασκευαστές. Οι τεχνολογικές προκλήσεις για τη δημιουργία του αεροσκάφους ήταν τεράστιες, ιδιαίτερα στον τομέα των συστημάτων παροχής και διαχείρισης ενέργειας που θα μπορούσαν να το κρατάνε στον αέρα για τόσο μεγάλα χρονικά διαστήματα. Το αεροσκάφος θα χρησιμοποιούσε προηγμένα συστήματα συλλογής ηλιακής ενέργειας, την οποία θα αποθήκευε ώστε να χρησιμοποιεί κατά τη διάρκεια της νύχτας.

Στόχος του ήταν να ίπταται στην στρατόσφαιρα ενώ θα χρησιμοποιούνταν για αποστολές συλλογής πληροφοριών και ως τηλεπικοινωνιακός κόμβος. Ένα τέτοιο αεροσκάφος θα ήταν πράγματι ένα στρατηγικό σύστημα που θα ανταγωνίζονταν επί ίσοις όροις τους δορυφόρους, ως προς τις επιχειρησιακές τους εφαρμογές. Οι τεχνολογικές προκλήσεις για τη δημιουργία του παρ' όλα αυτά ήταν τεράστιες.

#### **1.2.4 Επιτήρηση με πανοπτικές κάμερες**

Αξίζει να σημειωθεί ότι οι ικανότητες επιτήρησης των αεροχημάτων έχουν αυξηθεί σημαντικά χάρη σε «πανοπτικές» κάμερες που αναπτύχθηκαν στη δεκαετία του 2010 για τρομοκρατικές επιχειρήσεις. Για παράδειγμα, η Αεροπορία των ΗΠΑ τοποθέτησε στο παρελθόν στα αεροχήματα MQ-9 Reaper, νέες κάμερες ευρέως οπτικού πεδίου, ώστε να βελτιώσει τις ικανότητες επιτήρησης τους. Οι κάμερες αυτές ονομάζονται «βλέμμα της Γοργούς» (“Gorgon Stare”) και μπορούν να εποπτεύουν τον χώρο από δώδεκα διαφορετικές γωνίες. Υπό μία έννοια, με ένα μόνο αερόχημα εφοδιασμένο με αυτήν την κάμερα θα είναι σαν να έχεις 12 αεροχήματα με απλές κάμερες. Αντίστοιχο σύστημα του Στρατού των ΗΠΑ είναι το Constant Hawk, που τέθηκε σε λειτουργία το 2006, και των Πεζοναυτών το Angel Fire. Και τα δύο συστήματα τοποθετήθηκαν σε επανδρωμένα αεροσκάφη στο Ιράκ και το Αφγανιστάν. Το Angel Fire επιτρέπει σε πολλαπλούς χρήστες να λαμβάνουν εικόνα αλλά μπορεί να μεταδίδει πίσω μόνο σε έναν τη φορά, ενώ έχει περιορισμούς στη λειτουργία του κατά τη διάρκεια της ημέρας.



Εικόνα 1.10: Κατασκοπευτικό αεροσκάφος της Πολεμικής Αεροπορίας των ΗΠΑ με κάμερες εξαιρετικά υψηλής ισχύος [10]

Στο σημείο αυτό αξίζει να αναφερθεί ότι σύμφωνα με την τετραετή αμυντική επιθεώρηση (QDR) των αμερικανικών ενόπλων δυνάμεων που δόθηκε στη δημοσιότητα στις 6 Φεβρουαρίου 2006, περί το έτος 2025 η Αεροπορία των ΗΠΑ θα πρέπει να έχει αυξήσει κατά 50% τις ικανότητές της προβολής ισχύος σε μεγάλες αποστάσεις, ενώ το 45% περίπου των νέων της συστημάτων κρούσης σε μεγάλες αποστάσεις (LRS/Long Range Strike) να είναι μη επανδρωμένα. Για την κάλυψη της απαίτησης αυτής εξετάστηκε μία πληθώρα εναλλακτικών προτάσεων. Η πρώτη προέβλεπε τη δημιουργία «ιπτάμενων οπλοστασίων» (arsenal ships), τα οποία θα είναι τροποποιημένα επιβατικά αεροσκάφη, με κυρίαρχο υποψήφιο το Boeing 747, απ' όπου θα εκτοξεύονται μεγάλοι αριθμοί, πιθανώς εκατοντάδες, βλήματα προσβολής ακριβείας μεγάλου βεληνεκούς. Μια άλλη πρόταση ήταν η ανάπτυξη βομβαρδιστικών αεροσκαφών μεγάλης αυτονομίας και υψηλής υπερηχητικής ή υπέρ-υπερηχητικής ταχύτητας (supersonic και high supersonic αντιστοίχως). Μια τρίτη εναλλακτική πρόταση ήταν αυτή της ανάπτυξης μη επανδρωμένων βομβαρδιστικών stealth, πολύ μεγάλης αυτονομίας, τα οποία θα μπορούν να ίπτανται για μεγάλο χρονικό διάστημα πάνω από το χώρο ενδιαφέροντος. Τα μη επανδρωμένα αεροπορικά συστήματα (UCAS) θα αποτελούνταν από συστήματα βομβαρδιστικών αεροσκαφών μεγάλου μεγέθους, συνδυασμένων με έξυπνα βλήματα μεγάλου βεληνεκούς και προσβολής ακριβείας, τα οποία πιθανώς θα μεταφέρουν υποπυρομαχικά ώστε να λειτουργούν και τα ίδια ως βομβαρδιστικά και θα μπορούν και αυτά να περιφέρονται για μεγάλα χρονικά διαστήματα πάνω από το χώρο ενδιαφέροντος, ενώ ενδέχεται να έχουν την ικανότητα να μπορούν να επιστρέφουν και να προσγειώνονται σε κοντινές φιλικές βάσεις αν δεν βρουν κάτι αξιόλογο να καταστρέψουν. Τα «μητρικά

σκάφη» του συστήματος θα πετούν σε πολύ μεγάλο ύψος, περί τα 75.000 πόδια, έτσι ώστε να βελτιστοποιούν τα χαρακτηριστικά τους stealth, ακόμη και στο οπτικό φάσμα, και να αποφεύγουν τα περισσότερα αντιαεροπορικά συστήματα. Οι κινητήρες υδρογόνου και τα φωτοβολταϊκά συστήματα μπορεί να παίξουν κρίσιμο ρόλο στην ανάπτυξη των αεροσκαφών αυτών.

### 1.2.5 Τα drones στην αντιμετώπιση των εκρηκτικών μηχανισμών

Στο παρελθόν για την ενίσχυση των ικανοτήτων του στην αντιμετώπιση αυτοσχέδιων εκρηκτικών μηχανισμών (IED), ο Στρατός των ΗΠΑ σχεδίασε ένα αερόπλοιο, το Long Endurance Multi-Intelligence Vehicle, ικανό να ίπταται σε ύψος 20.000 ποδών προκειμένου να συλλέγει πληροφορίες για διάστημα περίπου τριών εβδομάδων. Στις προδιαγραφές του ήταν να μεταφέρει φορτίο βάρους 2500 λιβρών και μπορεί να είναι επανδρωμένο ή μη επανδρωμένο και να κινείται (dash) με ταχύτητες μέχρι 80 κόμβους. Σε σύγκριση με τα UAV, τα αερόπλοια δύνανται να ίπτανται για μεγάλα χρονικά διαστήματα.



Εικόνα 1.11: Μια απεικόνιση της θερμότητας φορτώνεται σε ένα αεροσκάφος στη στρατόσφαιρα [11]

Εικόνα 1.12: Long Endurance Multi-Intelligence Vehicle [12]

Το 2005 ο Στρατός των ΗΠΑ δοκίμασε ένα αερόπλοιο HiSentinel, σε ύψος 74.000 ποδών, για πέντε ώρες κινούμενο με μπαταρία. Παρόμοια αερόπλοια θα μπορούσαν να χρησιμοποιηθούν και για αναμεταδότες τηλεπικοινωνιών για κινητά τηλέφωνα. Ένα παρόμοιο αερόπλοιο θα μπορούσε να κάνει την ίδια δουλειά που κάνουν 10.000 πύργοι μικροκυμάτων για κινητά τηλέφωνα, ενώ 73 αερόπλοια διεσπαρμένα πάνω από τις Ηνωμένες Πολιτείες θα προσέφεραν κάλυψη των «δορυφορικών» τηλεπικοινωνιών σε όλη την επικράτεια. Επίσης, ένα παρόμοιο δίκτυο θα μπορούσε να προσφέρει ανανέωση

γεωγραφικών πληροφοριών σε συστήματα όπως είναι οι χάρτες της Google, με κόστος μικρότερο από ό,τι αυτό που απαιτείται από τους δορυφόρους και τα αεροσκάφη.

### **1.3 Τα UAV στην υπηρεσία του στρατού**

Τα UAV είναι ένα πρόσφατο φαινόμενο. Τα UAV είναι εναέρια οχήματα που δεν χρειάζονται πλοήγηση. Στη βιομηχανία τα ονοματίζουν ως μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα ή απομακρυσμένα πιλοτικά εναέρια συστήματα. Έχουν προγραμματισμένα σχέδια πτήσης και πετάνε είτε στην ευθεία είτε σε κύκλους. Πολλά από αυτά έχουν επίσης τη δυνατότητα να αιωρούνται απλά. Στρατιωτικές ή κυβερνητικές οργανώσεις τις χρησιμοποιούν σε λιγότερο προσβάσιμες περιοχές, όπως σε εμπόλεμες ζώνες. Μερικά από αυτά είναι αρκετά ελαφριά ώστε να ξεκινήσουν χειροκίνητα. Άλλα, όπως τα κατασκοπευτικά αεροπλάνα είναι μεγαλύτερα και απογειώνονται με την καθοδήγηση των πομπών. Πλέον, ο καθένας μπορεί να πιλοτάρει ένα drone. Στη πλειονότητα τους χρησιμοποιούνται για αεροφωτογράφιση, πάρα ταύτα έχουν και άλλους σκοπούς.

### **1.4 Αλήθειες για τα drones και τη λειτουργία τους**

Τα UAV, που αναπτύχθηκαν για πρώτη φορά από τον στρατό τη δεκαετία του 1990, είναι μια καινοτομία. Εγείρουν το θαυμασμό και τη περιέργεια. Μερικά πραγματικά και συνάμα ενδιαφέροντα γεγονότα για τα drones έχουν ως εξής:

#### **α. Ένα μοντέλο αεροπλάνου είναι ένα Drone**

Ένα από αυτά είναι ότι ένα μοντέλο αεροπλάνου είναι ένα drone. Τα drones είναι μηχανήματα που πετούν χωρίς χειριστή να τα ελέγχει. Αντιθέτως, οι πιλότοι πετούν μοντέλα αεροπλάνων εντός της οπτικής τους όρασης. Ένα μοντέλο αεροπλάνου δεν μπορεί να απομακρυνθεί από την περιφέρεια της όρασης ενός πιλότου, το οποίο το αποκλείει ως drone.

#### **β. Τα αεροσκάφη είναι σαν κάμερες παρακολούθησης**

Τα drones μπορεί να μοιάζουν με κάμερες του δρόμου επειδή έχουν τις ίδιες λειτουργίες. Τόσο από πλευρά έρευνας όσο και από πλευρά εγγραφής εικόνων. Ενάντια σε αυτή τη πεποίθηση, δεν μοιάζουν με κάμερες παρακολούθησης επειδή μεταφέρονται στον αέρα. Ίπτανται και δύνανται να παρακολουθούν τις κινήσεις ενός ατόμου όπου κι αν πάνε.

**γ. Μόνο η αστυνομία και ο στρατός χρησιμοποιούν drones**

Οι χρήσεις των Drones έχουν επεκταθεί. Πολλοί πολίτες τα χρησιμοποιούν πλέον. (DJI Phantom 3, Nano QX).

**δ. Η αστυνομία απαιτεί ένταλμα εάν ένα drone πετάει εντός κατοικημένης περιοχής**

Η αστυνομία χρησιμοποιεί συχνά εναέρια οχήματα για να ερευνήσει αυλές για μαριχουάνα. Το Ανώτατο Δικαστήριο των ΗΠΑ διαπίστωσε ότι δεν παραβιάζει τα συνταγματικά δικαιώματα να πετάξει ένα drone σε χαμηλό υψόμετρο. Η απόφαση επιτρέπει στην αστυνομία να χρησιμοποιεί τέτοιες συσκευές για την καταπολέμηση του εγκλήματος.

**ε. Η αστυνομία δεν μπορεί να χρησιμοποιήσει τα πλάνα που καταγράφονται από drone**

Η χρήση των βιντεοσκοπήσεων δεν αποτελεί παραβίαση των συνταγματικών δικαιωμάτων. Επί παραδείγματι ένας αστυνομικός διατηρεί το δικαίωμα να βρίσκεται σε μία σκηνή εγκλήματος, και παράλληλα δύναται να χρησιμοποιήσει τα αποδεικτικά στοιχεία που συλλέγει. Το ίδιο ισχύει για τα drone. Η αστυνομία μπορεί να χρησιμοποιήσει την βιντεοσκόπηση από τα drones, εφόσον αυτό δεν γίνεται σε απαγορευμένη περιοχή (π.χ. στρατιωτικές βάσεις).

**στ. Το να πετάς drone δεν απαιτεί δεξιότητα**

Οι έμπειροι πιλότοι μπορούν να κάνουν ένα drone να χορεύει στον αέρα.

**ζ. Όλα τα drones είναι οπλισμένα**

Δεν ισχύει. Τα drones βοηθούν τους ανθρώπους με πολλούς τρόπους. Ενώ ορισμένα drones έχουν στρατιωτικές χρήσεις, άλλα χρησιμοποιούνται για φωτογραφία και άλλους σκοπούς.

**η. Τα drones δεν μπορούν να μείνουν στον αέρα για πολύ**

Τα ελαφριά drones όπως το Blade Nano QX ή το Hubsan X4 δεν μπορούν να παραμείνουν στον αέρα για περισσότερο από 10 λεπτά.

Δεν είναι όλα τα drones mini-drone. Τα DJi Phantom drones μπορούν να μείνουν στον αέρα για περίπου μισή ώρα. Τα στρατιωτικά αεροσκάφη των ΗΠΑ μπορούν να αιωρούνται για πολλές ώρες κάθε φορά.

## **θ. Υπάρχουν περισσότερα πλεονεκτήματα στη χρήση drone**

Τα πλεονεκτήματα της χρήσης drones υπερτερούν των μειονεκτημάτων τους. Οι κατασκευαστές συνδυάζουν ρομποτική, σχεδιασμό πλαισίου αέρα και αισθητήρες με πολλούς τρόπους. Αυτές οι καινοτομίες δημιούργησαν θέσεις εργασίας και αύξησαν την ανταγωνιστικότητα των εταιρειών.

### **1.5 Μοντελοποίηση**

#### **1.5.1 Εισαγωγή**

Μετά το θεωρητικό κομμάτι σειρά παίρνει η μοντελοποίηση. Η μοντελοποίηση δίνει τη δυνατότητα να προσομοιωθούν οι παράγοντες που έχουν αναφερθεί και αναλυθεί προηγουμένως στο θεωρητικό κομμάτι. Με αυτή τη διαδικασία εξάγονται χρήσιμα συμπεράσματα προτού εφαρμοστεί σε πραγματικό επίπεδο. Για την προσομοίωση χρησιμοποιήθηκε το πρόγραμμα Anylogic PLE. Το παρόν μοντέλο καθώς και όλα τα υπόλοιπα μοντέλα που θα παρουσιαστούν είναι δυναμικά. Η δυναμικότητα του μοντέλου έγκειται στο γεγονός ότι αν αλλάξουμε μια τιμή στο μοντέλο αλλάζει η κατάσταση και τα αποτελέσματα της μοντελοποίησης. Εκμεταλλευόμενοι την ιδιότητα της δυναμικότητας του μοντέλου, μπορούμε να αναλύσουμε πολλές διαφορετικές καταστάσεις και να φτάσουμε στην βελτιστοποίηση της διαδικασίας.

#### **1.5.2 Αρχικό Κεφάλαιο**

Το πρώτο στοιχείο με το οποίο θα ξεκινήσουν και θα τελειώσουν όλα τα μοντέλα είναι το αρχικό κεφάλαιο το οποίο αναγράφεται ως TRPA. Στην αρχή το κεφάλαιο αυτό αντιστοιχεί στην επιδίωξη εξοικονόμησης ενέργειας ενός αυτόνομου drone, στο οποίο προσαρτώνται ηλιακά πάνελ για απορρόφηση ηλιακής ενέργειας. Στη συνέχεια, εφόσον το κεφάλαιο αυτό περάσει μέσα από τους παράγοντες που υπάρχουν στο μοντέλο επιστρέφει είτε με τη μορφή εξοικονόμησης και επαύξησης της ενέργειας με συνέπεια την μη απαίτηση επαναφόρτισης, είτε με τη μορφή μερικής απώλειας της, σε ενδεχόμενη εφαρμογή του παράγοντα των διαφορετικών καιρικών φαινομένων (βροχή, χιόνι, νύκτα, συννεφιά) και ταυτόχρονη για αστάθμητους παράγοντες δυσλειτουργία του 66,6% της επιφάνειας των ηλιακών πάνελ. Στο TRPA τοποθετείται το 100% της ενέργειας στο πλαίσιο πιστής

τήρησης της Α.Δ.Ε. (Αρχή Διατήρησης της Ενέργειας) ήτοι το άθροισμα των  $E_{\Delta\Upsilon\Nu}$  (dynamicenergy) και  $E_{\text{ΚΙΝ}}$  (kineticenergy).

### ***Κινητική Ενέργεια***

Βασικός παράγοντας της κίνησης ενός TRPA (drone) είναι η κινητική ενέργεια, καθώς μέσω αυτής πραγματοποιείται η όποια προγραμματισμένη ή μη κίνηση του συστήματος. Πόροι λοιπόν ρέουν από το TRPA προς το stock του solarenergy διαμέσω του flow solar. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

### ***Δυναμική Ενέργεια***

Εξίσου σημαντικός παράγοντας του TRPA είναι η δυναμική ενέργεια που εφαρμόζεται στο σύστημα εξαιτίας της βαρύτητας αλλά και της απώλειας της ενέργειας, ένεκα της κίνησης του drone με γνώμονα τις υψομετρικές διαβαθμίσεις αλλά και της διαμόρφωσης του εδάφους. Αυτό επιτυγχάνεται με τη ροή πόρων προς το stock του surface διαμέσω του flow altitude. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο στη διαμόρφωση των επιδρώντων δυνάμεων.

### ***Ενέργεια Αντίστασης Αέρα***

Ο τρίτος παράγοντας του TRPA είναι η ενέργεια που αναπτύσσεται από τη Δύναμη Αντίστασης Αέρα ( $F_A$ ), η οποία εφαρμόζεται στο σύστημα με αντίθετη φορά στη κίνηση. Αυτό επιτυγχάνεται με τη ροή πόρων προς το stock του airresistance διαμέσω του flow air. Εν συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί και διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο για τη κίνηση του συστήματος αλλά και τη λειτουργία του.

### ***Θερμική Ενέργεια***

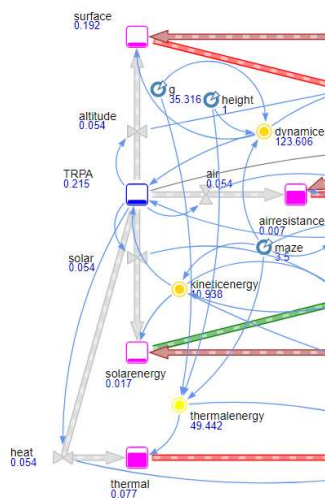
Ο τέταρτος και τελευταίος παράγοντας του TRPA είναι η ενέργεια που εφαρμόζεται στο σύστημα ως απόρροια της ενεργοποίησης τού, από την αρχή της κίνησης. Αυτό επιτυγχάνεται με τη ροή πόρων προς το stock του thermalloss διαμέσω του flow heat. Εν συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί και διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο για τη κίνηση του συστήματος αλλά και τη λειτουργία του.



### 1.5.3 Σχεδιασμός μοντέλου

Αρχικώς το 100% των πόρων του TRPA πρέπει να διαμοιραστεί στους τέσσερις παράγοντες οι οποίοι είναι solarenergy, surface, airresistance και thermal όπως φαίνεται και ακολούθως στην εικόνα 1.13.

Επιλέγεται να γίνει ισόποση κατανομή, δηλαδή από 25% στο καθένα. Αυτό επιτυγχάνεται με την χρήση μετατροπέα (converter) πάνω στην εκάστοτε ροή (flow) από το TRPA προς τον κάθε παράγοντα.



Εικόνα 1.13: Οι παράγοντες του μοντέλου προσομοίωσης [13]

#### 1.5.3.1 Κινητική Ενέργεια

Εν προκειμένω, το 25% των πόρων του TRPA πηγαίνουν στο solarenergy αφού στη ροή solar έχει τοποθετηθεί το ποσοστό τοις εκατό επί του TRPA. Στη συνέχεια μέσω της ροής gain που καθορίζει το μέγεθος της προσληφθείσας ενέργειας καταλήγει στο energyfilter. Όταν οι πόροι φτάσουν στο energyfilter πρέπει να εξακριβωθεί αν η ενέργεια που συγκεντρώθηκε στα ηλιακά πάνελ είναι μεγαλύτερη ή όχι του αθροίσματος των άλλων τριών ενεργειών που εξετάζονται, ώστε να καθίσταται το μοντέλο βιώσιμο. Αν όχι, τότε διακόπτεται η ροή προς το Finalenergy και προωθείται στο AltFinalenergy, αλλιώς συνεχίζεται. Αυτό επιτυγχάνεται με την εντολή που τοποθετείται στις ροές compare και alternative.

### **1.5.3.2 Δυναμική Ενέργεια**

Το επόμενο 25% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο surface με τον ίδιο τρόπο που εξηγήθηκε προηγουμένως. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο altitudeloss και με εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το energyfilter. Όταν οι πόροι φτάσουν στο energyfilter υπάρχει η συνθήκη και αν ικανοποιείται, οι πόροι ρέουν προς το totalenergy, όπου εκεί καθορίζεται αν η ενέργεια θα ρέει προς το Finalenergy ή στο AltFinalenergy.

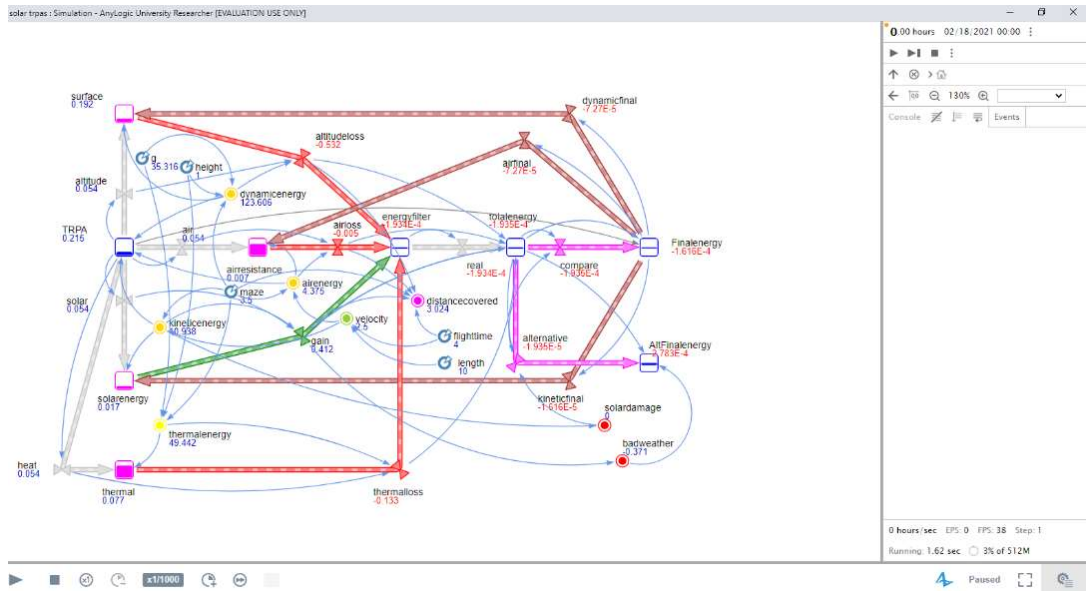
### **1.5.3.3 Ενέργεια Αντίστασης Αέρα**

Το επόμενο 25% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο airresistance με τον ίδιο τρόπο που εξηγήθηκε προηγουμένως. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο airloss και με εφαρμογή των παραμέτρων που τίθενται, θα προκύψει το μέγεθος της εφαρμοζόμενης στο σύστημα ενέργειας. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν στο energyfilter. Όταν οι πόροι φτάσουν στο energyfilter υπάρχει η συνθήκη και αν ικανοποιείται, οι πόροι ρέουν προς το totalenergy, όπου εκεί καθορίζεται αν η ενέργεια θα ρέει προς το Finalenergy ή στο AltFinalenergy.

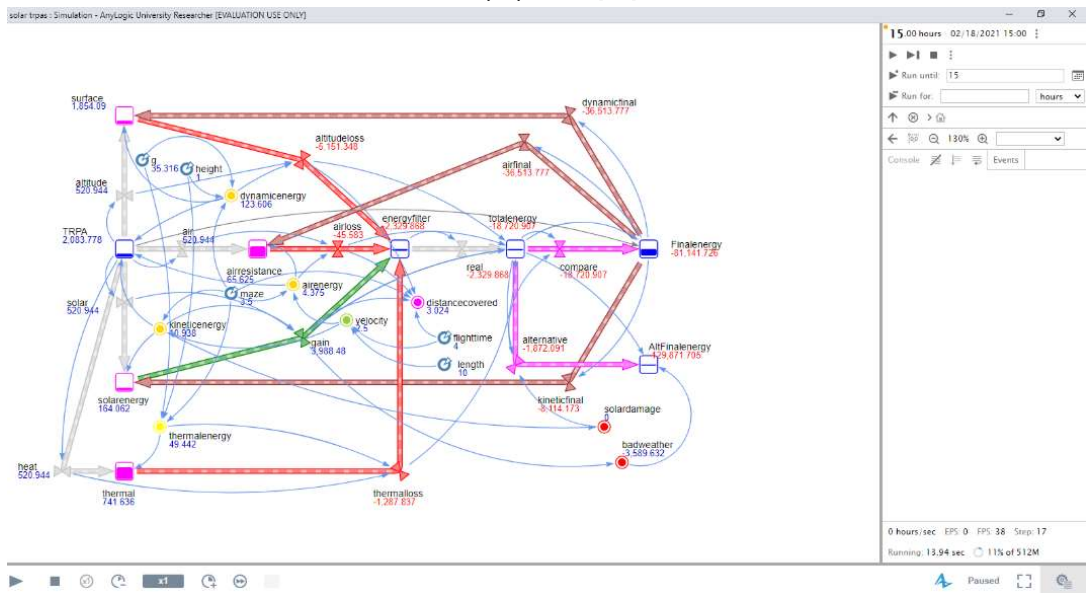
### **1.5.3.4 Θερμική Ενέργεια**

Το επόμενο 25% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο thermal με τον ίδιο τρόπο που εξηγήθηκε προηγουμένως. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο flow thermalloss και με εφαρμογή των παραμέτρων που τίθενται, θα προκύψει το μέγεθος της εφαρμοζόμενης στο σύστημα ενέργειας. Ακολουθώντας, οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν στο energyfilter. Όταν οι πόροι φτάσουν στο energyfilter υπάρχει η συνθήκη και αν ικανοποιείται, οι πόροι ρέουν προς το totalenergy, όπου εκεί καθορίζεται αν η ενέργεια θα οδεύσει προς το Finalenergy ή στο AltFinalenergy. Παρατίθεται screenshot μετά από 15 δευτερόλεπτα πραγματικού χρόνου ή αλλιώς 15 ωρών προσομοίωσης. Είναι εμφανές ότι η ποσόστωση των ενεργειών δεν ενδείκνυται για την εύρυθμη λειτουργία του συστήματος καθώς εκ του αποτελέσματος δεν υφίσταται καμία εξοικονόμηση ενέργειας. Αντιθέτως γίνεται κατανάλωση πέραν του κανονικού. Επί του υφιστάμενου υπό εξέταση μοντέλου, η

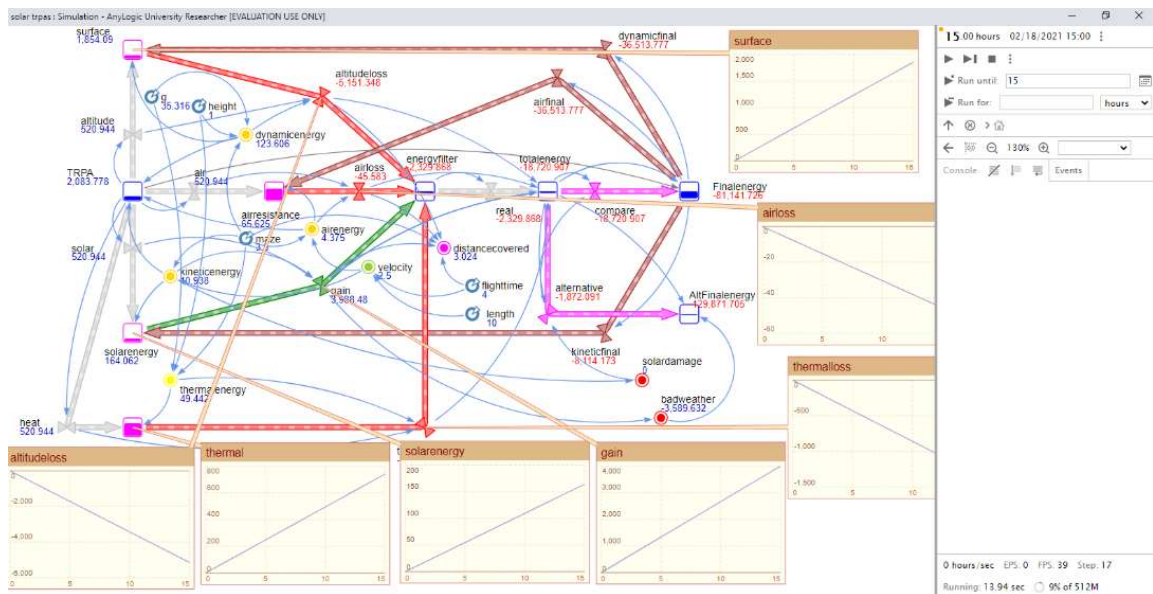
επεξήγηση που αποδίδεται για την αρνητική τιμή του Finalenergy και του AltFinalenergy είναι ότι ανά 4 ώρες (όπως έχει προκαθοριστεί η διάρκεια χρήσης της μπαταρίας) θα απαιτείται προσγείωση για εκ νέου φόρτιση.



Εικόνα 1.14: Έναρξη μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=0$  για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [14]



Εικόνα 1.15: Πέρας μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=15$  για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [15]



Εικόνα 1.16: Διαγράμματα ενεργειών και ροών του συστήματος στο χρονικό σημείο  $t=15$  για ισοποίηση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [16]

### 1.5.4 Βελτιστοποίηση μοντέλου

Στόχος του εξεταζόμενου συστήματος είναι η εξοικονόμηση ενέργειας, κάτι το οποίο μπορεί να επιτευχθεί με τη πρόσληψη ενέργειας από τον ήλιο (solar panels) ή με τη μείωση επίδρασης κάποιων δυνάμεων. Επιδίωξη μας είναι οι κατά το μέτρο του δυνατού, λιγότερες στάσεις για ανεφοδιασμό ή φόρτιση της μπαταρίας με αντίστοιχο όφελος την μη διακοπή της επιτήρησης του επιλεγμένου χώρου. Αυτό πρακτικά, στο σύστημα, σημαίνει ότι μετά την αρχική ενέργεια που υφίσταται και είναι το 100% των πόρων, οι πόροι που επανατροφοδοτούν τα surface, airresistance και solarenergy πρέπει να το οδηγούν στη μέγιστη δυνατή τιμή του, κάτι το οποίο συνεπάγεται την ολοένα αυξανόμενη τιμή της τελικής τιμής της ενέργειας, ήτοι όταν το σύστημα τείνει να προσγειωθεί. Προκειμένου να προσγειωθεί και με γνώμονα την Α.Δ.Ε., εύλογο είναι ότι η κινητική ενέργεια θα τείνει στο μηδέν, εν αντιθέσει την αρχικής ενέργειας όπου η ταχύτητα αυξάνεται διαρκώς προκειμένου το σύστημα να επιτύχει το σκοπό του όλου εγχειρήματος και παράλληλα να υπερκεράσει το άθροισμα των υπολοίπων αντίθετου μέτρου δυνάμεων που εφαρμόζονται. Για να επιτευχθεί αυτός ο στόχος έπρεπε να γίνουν τροποποιήσεις στις τιμές του. Εν προκειμένω, ο διαμοιρασμός της ενέργειας θα πραγματοποιηθεί ως ακολούθως (Πίνακας 1.1):

Είδος Ενέργειας	Ποσοστό (%)
Δυναμική Ενέργεια	20
Ενέργεια Αντίστασης του Αέρα	20
Κινητική Ενέργεια	40
Θερμική Ενέργεια	20

Πίνακας 1.1: Είδη Ενέργειας και ποσάτωση τροφοδότησης στη Μοντελοποίηση [1]

Ύστερα από μελέτη το μέγιστο δυνατό κέρδος επιτυγχάνεται αν διαφοροποιηθεί το ποσοστό των πόρων που ρέουν από το TRPA προς τα solarenergy, surface, airresistance και thermal. Τα surface, airresistance και thermal θα λάβουν έκαστο το 1/5 των πόρων (20%) και κατά συνέπεια το 40% θα πάει στο solarenergy. Τα ποσοστά αυτά τοποθετούνται στους μετατροπείς που φέρουν το όνομα της εκάστοτε ροής.

Πιο συγκεκριμένα:

α. Στη δυναμική ενέργεια όπου  $E_{ΔΥΝ}=m*g*h$ , στο altitudeloss επιδρούν ο παράγοντας dynamicenergy καθώς και οι παράμετροι maze, g και height, με συνέπεια την εφαρμογή τους ως εξής:

Ονομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze	3.5	Βάρος σε kg
g	9.81*3.6	Επιτάχυνση της βαρύτητας. Το 3,6 βοηθάει στη μετατροπή του m/s σε km/h
height	1	Km
dynamicenergy	maze*g*height	Δυναμική Ενέργεια
altitudeloss	-altitude*dynamicenergy*8/100	Έστω ότι κατά ποσοστό 8% μειώνεται το γινόμενο της ενέργειας
surface	dynamicenergy	-
altitude	TRPA*20/100	Η ροή προς το surface

Πίνακας 1.2: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Δυναμική Ενέργεια [2]

β. Στην ενέργεια αντίστασης του αέρα όπου εδώ υπολογίζεται ως το  $E_A=40\%*E_{ΚΙΝ}=40\%*1/2*m*v^2$ , στο airloss επιδρούν ο παράγοντας airenergy καθώς και οι παράμετροι velocity, flighttime, length και maze, με συνέπεια την εφαρμογή τους ως εξής:

Ονομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze	3.5	Βάρος σε kg
velocity	25	Ταχύτητα σε km/h

length	10	Ο χώρος επιτήρησης που πρέπει να καλύψει το σύστημα σε Km
airenergy	$1/2 * maze * velocity * velocity * 40 / 100$	Ενέργεια από την αντίσταση του αέρα
airloss	$-air * airenergy * 2 / 100$	Έστω ότι κατά ποσοστό 2% μειώνεται το γινόμενο της ενέργειας
airresistance	airenergy	-
air	TRPA*20/100	Η ροή προς το airresistance

Πίνακας 1.3: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Αντίστασης του Αέρα [3]

γ. Στην κινητική ενέργεια όπου  $E_{KIN} = 1/2 * m * v^2$ , στο gain επιδρούν ο παράγοντας solarenergy καθώς και οι παράμετροι velocity, flighttime, length και maze, με συνέπεια την εφαρμογή τους ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze	3.5	Βάρος σε kg
velocity	25	Ταχύτητα σε km/h
length	10	Ο χώρος επιτήρησης που πρέπει να καλύψει το σύστημα σε Km
kineticenergy	$1/2 * maze * velocity * velocity$	Κινητική Ενέργεια
gain	$solar * kineticenergy * 70 / 100$	Έστω ότι κατά ποσοστό 70% εφαρμόζεται το γινόμενο της ενέργειας
solarenergy	kineticenergy	
solar	TRPA*40/100	Η ροή προς το solarenergy
flighttime	4	h (ώρες)

Πίνακας 1.4: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Κινητική Ενέργεια [4]

δ. Στην θερμική ενέργεια όπου  $E_{\theta} = m * g * h * 40\%$ , στο gain επιδρούν ο παράγοντας solarenergy καθώς και οι παράμετροι velocity, flighttime, length και maze, με συνέπεια την εφαρμογή τους ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze	3.5	Βάρος σε kg
g	$9.81 * 3.6$	Επιτάχυνση της βαρύτητας. Το 3,6 βοηθάει στη μετατροπή του m/s σε km/h
height	1	Km

thermalenergy	$maze * g * height * 40 / 100$	Θερμική Ενέργεια
thermalloss	$-heat * thermalenergy * 5 / 100$	Έστω ότι κατά ποσοστό 5% μειώνεται το γινόμενο της ενέργειας
thermal	dynamicenergy	-
heat	$TRPA * 20 / 100$	Η ροή προς το thermal

Πίνακας 1.5: Επεξήγηση ροών και παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Θερμική Ενέργεια [5]

Εκ των ακολούθων διαγραμμάτων είναι εμφανείς οι διαφοροποιήσεις στη ροή του χρόνου.

\*Επισημαίνεται ότι το  $distancecovered = \sqrt{2 * flighttime * flighttime / maze}$  πέραν κάποιων εσωτερικών διεργασιών του συστήματος, δεν έχει κάποιο σημαίνοντα ρόλο, εξ ου και ο λόγος που δεν παρέχεται ως παράμετρος σε κάποια συνθήκη εκ των προαναφερθέντων.

### 1.5.5 Συμπεράσματα

Στόχος του συστήματος είναι η εξοικονόμηση ενέργειας και ο ει δυνατόν μικρότερος αριθμός στάσεων του drone για φόρτιση της μπαταρίας. Αυτό σημαίνει ότι στο σύστημα θα πρέπει βραχυπρόθεσμα η τελική ενέργεια να είναι μεγαλύτερη από την αρχική.

#### 1<sup>η</sup> Περίπτωση με το Finalenergy:

Πάρα ταύτα για να επιτευχθεί η μέγιστη κατά το δυνατόν ενέργεια στο σύστημα θα υποθέσουμε ότι η τελική ενέργεια του συστήματος, επαναδιανέμεται στους τρεις εκ των τεσσάρων παραγόντων μη συμπεριλαμβανομένης της θερμικής με ποσοστά ως ακολούθως:

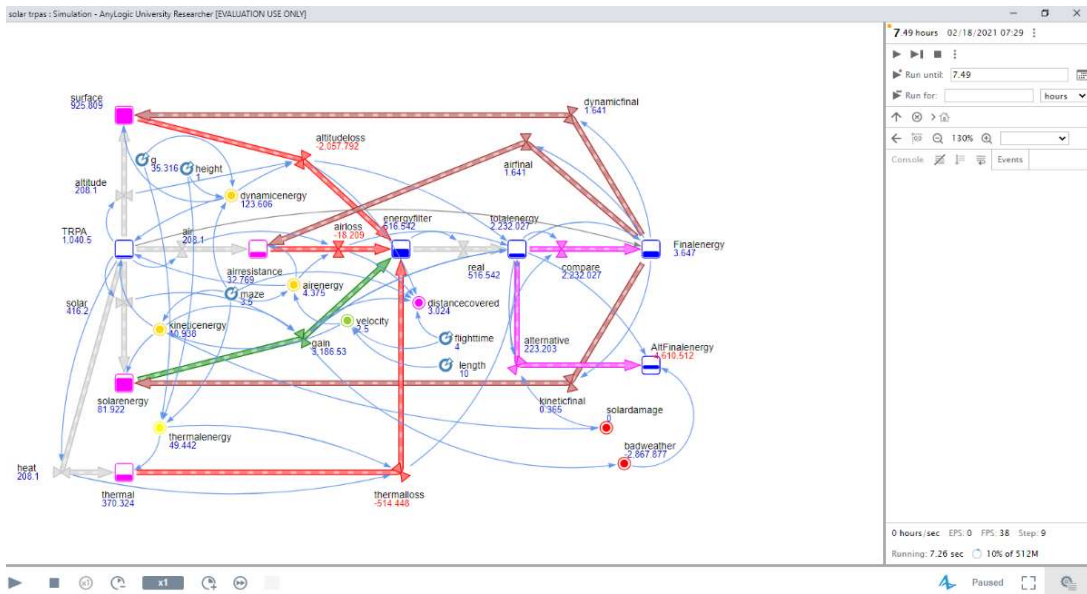
Ενέργεια	Ποσοστό (%)
Δυναμική	45
Αντίσταση του Αέρα	45
Κινητική	10

Πίνακας 1.6: Είδη Ενέργειας και ποσότητα τροφοδότησης στη Βελτιστοποίηση [6]

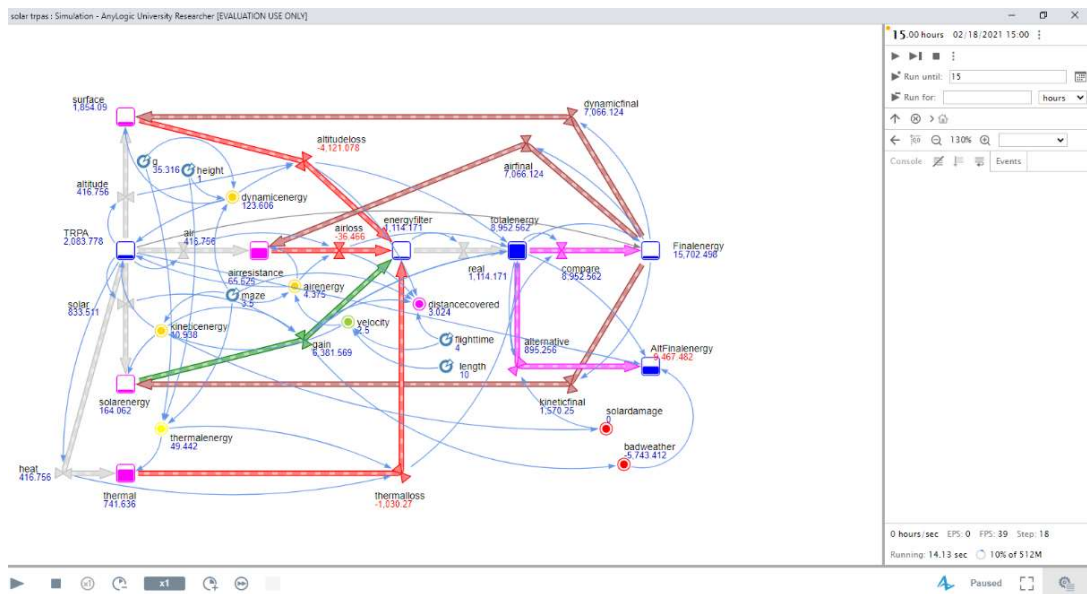
Ακολούθως παρατίθενται εικόνες που αποσαφηνίζουν το τοπίο στο πεδίο της ροής της ενέργειας στο σύστημα. Πιο συγκεκριμένα παρατηρείται ότι το TRPA στο  $t=0$  ξεκινά από την αρχική τιμή 100% όμως εν συνεχεία στην έξοδο ήτοι στο Finalenergy έχει αρνητικό



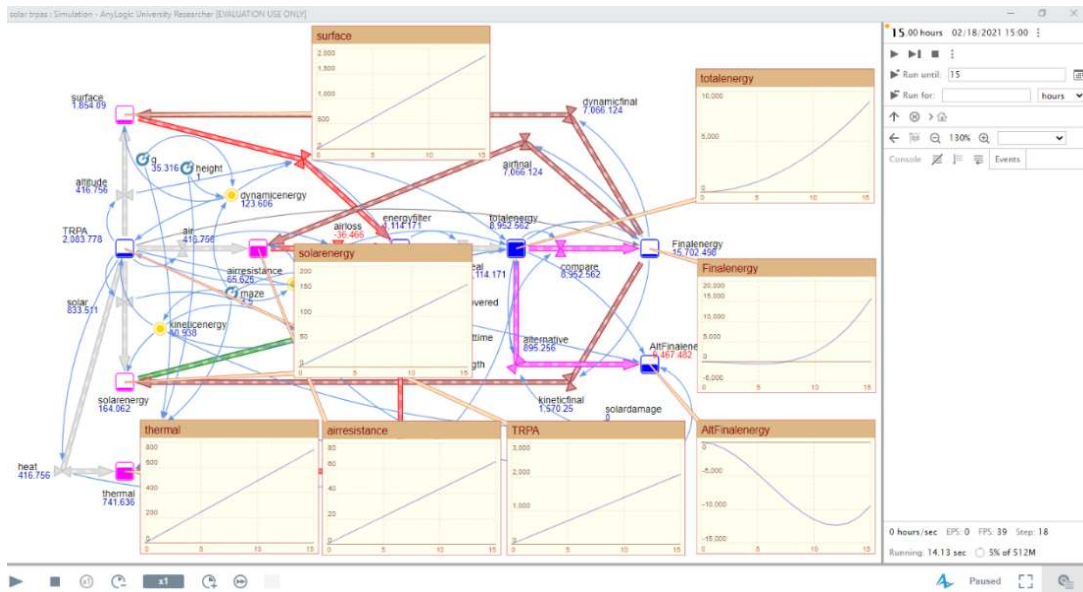




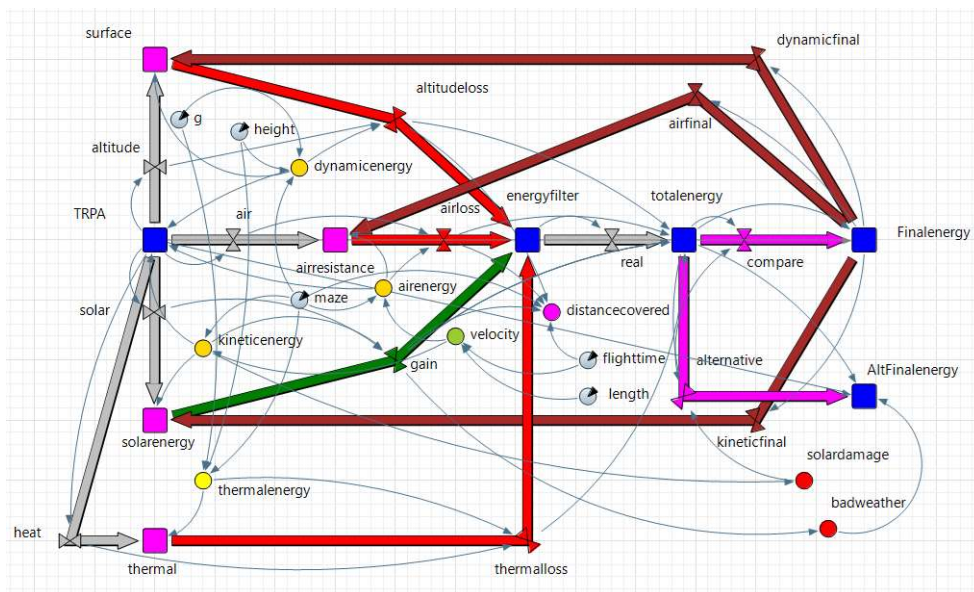
Εικόνα 1.18: Έναρξη εξοικονόμησης ενέργειας στο χρονικό σημείο  $t=7.49$  στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [18]



Εικόνα 1.19: Πέρας βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=15$  [19]



Εικόνα 1.20: Διαγράμματα ενεργειών και ροών του συστήματος στο χρονικό σημείο  $t=15$  στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [20]



Εικόνα 1.21: Μοντέλο βελτιστοποίησης [21]

## 2<sup>η</sup> Περίπτωση με το AltFinalenergy:

Μία εναλλακτική εξέταση της ροής του συστήματος θα επιφέρει διαφορετική συμπεριφορά και συνάμα αποτελέσματα στο μοντέλο. Συνεπώς εδώ θα υποθέσουμε ότι προκύπτουν συνθήκες διαφορετικές από πριν που επηρεάζουν αισθητά το σύστημα. Μία εξ αυτών

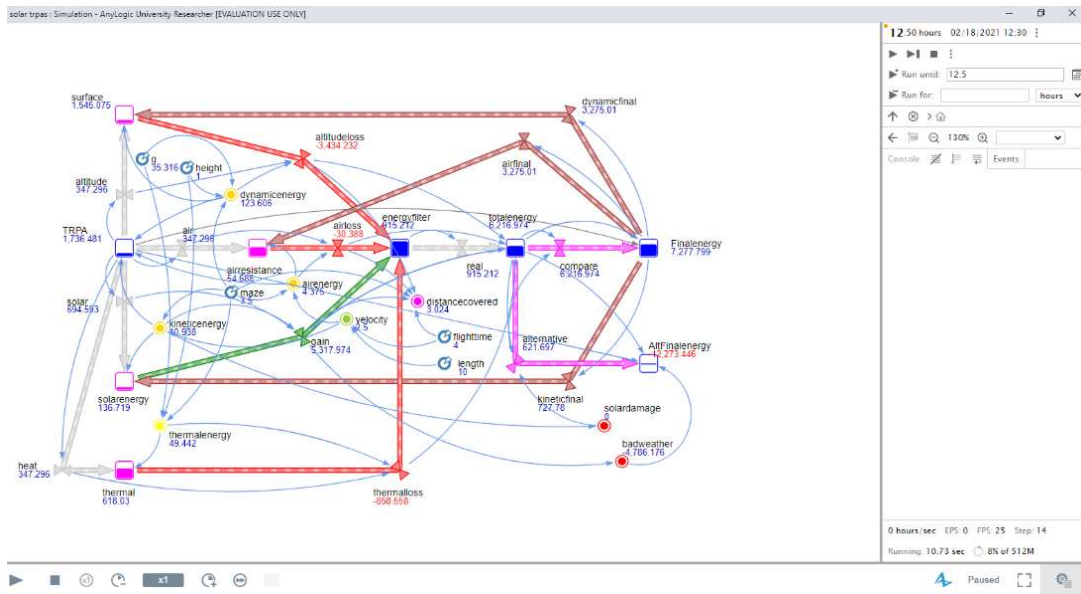
είναι η κλιματική αλλαγή ή η απώλεια του ήλιου και η δεύτερη θα είναι η απώλεια (δυσλειτουργία ενός ποσοστού των ηλιακών πάνελ λόγω ενός αστάθμητου παράγοντα (π.χ. χαλάζι)). Ας καθορίσουμε το ποσοστό των λειτουργικών πάνελ σε 33,4%. Ακολούθως παρατίθενται οι τιμές των παραμέτρων που εφαρμόζονται σε αυτή τη περίπτωση:

Ονομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
solardamage	$-2/3 * kineticenergy$	Απώλεια ηλιακής ενέργειας
badweather	$-gain * 90/100$	Άρρηκτα συνδεδεμένο με τις παραμέτρους της κινητικής ενέργειας
alternative	$totalenergy * 10/100 + solardamage$	-
AltFinalenergy	$alternative + totalenergy + badweather$	Εναλλακτική Τελική Ενέργεια

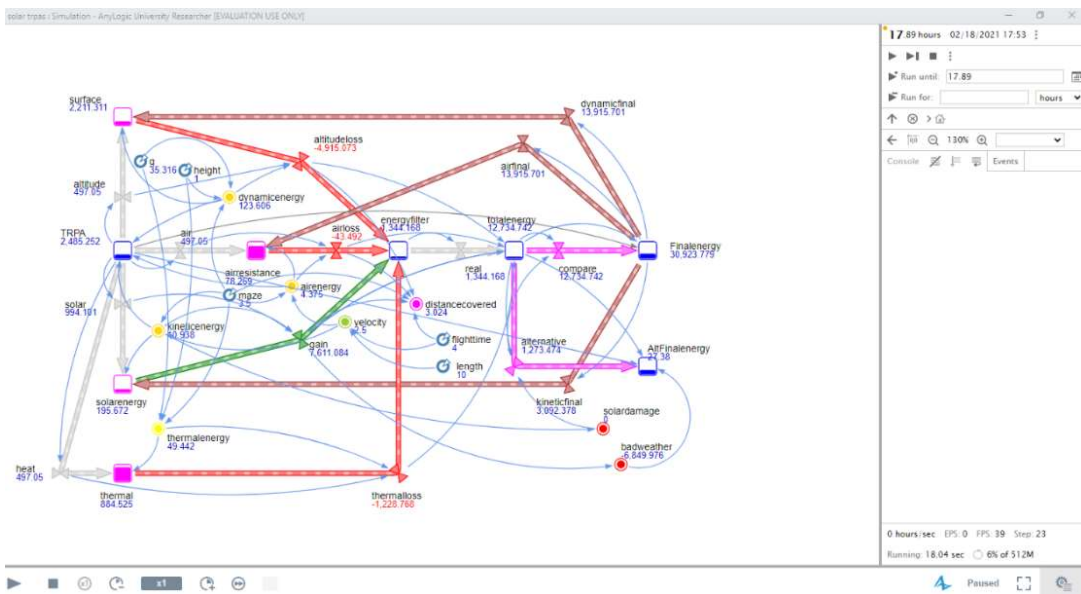
Πίνακας 1.7: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της εναλλακτικής βελτιστοποίησης [7]

Ακολούθως παρατίθενται εικόνες που αποσαφηνίζουν το τοπίο στο πεδίο της ροής της ενέργειας στο σύστημα. Πιο συγκεκριμένα παρατηρείται ότι το TRPA στο  $t=0$  ξεκινά από την αρχική τιμή 100% όμως εν συνεχεία στην έξοδο, ήτοι στο Finalenergy έχει αρνητικό πρόσημο, πράγμα που σημαίνει ότι η κίνηση επιβαρύνει τη μπαταρία. Στο  $t=12.5$  είναι εμφανές ότι το μοντέλο προσεγγίζει τη μέγιστη αρνητική τιμή του όπου  $AltFinalenergy = -7 * TRPA$  κατά προσέγγιση. Τέλος, στο  $t=15$  όπου το AltFinalenergy εξισώνεται με το άθροισμα **alternative+totalenergy+badweather**, μην επιτυγχάνοντας να είναι μεγαλύτερο από την αρχική ενέργεια. Πιο συγκεκριμένα το  $AltFinalenergy < 0$ .

Συνεπώς το μοντέλο μετά την βελτιστοποίηση εξακολουθεί να μην είναι αποδοτικό και η τιμή της εξοικονόμησης να μη μπορεί να εξαχθεί για το **AltFinalenergy-TRPA**. Εξάγεται συνεπώς το συμπέρασμα ότι εφόσον έχουμε εξ αρχής δηλώσει ως χρόνο αυτονομίας του drone τις 4 ώρες ( $t=4$ ), βλέπουμε ότι προφανέστατα δε τίθεται θέμα εξοικονόμησης ενέργειας και κατά συνέπεια το μοντέλο θα χρειαστεί να σταματήσει για φόρτιση τουλάχιστον 5 φορές. Το σύστημα τελικά, θα αποκτήσει θετικό πρόσημο για  $t=17.89$ .



Εικόνα 1.22: Τελική Ενέργεια φτάνει τη μέγιστή αρνητική της τιμή στο χρονικό σημείο  $t=12.50$  στη διαδικασία της εναλλακτικής βελτιστοποίησης [22]



Εικόνα 1.23: Τελική Ενέργεια γίνεται θετική στο χρονικό σημείο  $t=17.89$  στη διαδικασία της εναλλακτικής βελτιστοποίησης [23]

## Πηγές – Βιβλιογραφία

- [1] [https://en.wikipedia.org/wiki/JP\\_Aerospace](https://en.wikipedia.org/wiki/JP_Aerospace)
- [2] [https://www.google.gr/search?q=NSMV+Near+Space+Maneuvering+Vehicle&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwjOu6bRgo3vAhUMLBoKHazCBQQQ\\_AUoAXoECAUQAaw&biw=1787&bih=815#imgrc=csuewgkd5-oD\\_M](https://www.google.gr/search?q=NSMV+Near+Space+Maneuvering+Vehicle&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwjOu6bRgo3vAhUMLBoKHazCBQQQ_AUoAXoECAUQAaw&biw=1787&bih=815#imgrc=csuewgkd5-oD_M)
- [3] [https://www.google.gr/search?q=\(HALE\)+Odysseus&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUK\\_EwiXqtSlg43vAhXBxlUKHSe2DG0Q\\_AUoAXoECAUQAaw&biw=1787&bih=815#imgrc=8o5HHiRP\\_rD084M](https://www.google.gr/search?q=(HALE)+Odysseus&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUK_EwiXqtSlg43vAhXBxlUKHSe2DG0Q_AUoAXoECAUQAaw&biw=1787&bih=815#imgrc=8o5HHiRP_rD084M)
- [4] <https://www.aerospacemanufacturinganddesign.com/article/aerospace-manufacturing-design-aerovironment-global-observer-unmanned-102610-amd/>
- [5] <https://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment>
- [6] [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_Martin\\_Polecat](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_Polecat)
- [7] [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_Martin\\_RQ-3\\_DarkStar](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_RQ-3_DarkStar)
- [8]
- [9] [https://www.wikiwand.com/en/Lockheed\\_Martin\\_RQ-3\\_DarkStar](https://www.wikiwand.com/en/Lockheed_Martin_RQ-3_DarkStar)
- [10] <https://www.nature.com/articles/d41586-019-01792-5>
- [11] [https://www.google.gr/search?q=gorgon+stare+camera&tbm=isch&source=iu&ictx=1&fir=34kaps\\_w4HYsVnM%252CW33i0GXef4Ci8M%252C\\_&vet=1&usg=AI4-kRrISosDhnC8K20cXySySj8BvnXHw&sa=X&ved=2ahUKEwiytbCdil3vAhUGzIUkHX-A18Q\\_h0wAHoECAwQAaw&biw=1787&bih=815#imgrc=DrNTqO\\_TPzmM8M](https://www.google.gr/search?q=gorgon+stare+camera&tbm=isch&source=iu&ictx=1&fir=34kaps_w4HYsVnM%252CW33i0GXef4Ci8M%252C_&vet=1&usg=AI4-kRrISosDhnC8K20cXySySj8BvnXHw&sa=X&ved=2ahUKEwiytbCdil3vAhUGzIUkHX-A18Q_h0wAHoECAwQAaw&biw=1787&bih=815#imgrc=DrNTqO_TPzmM8M)
- [12] DARPA TECHNICAL ACCOMPLISHMENTS/AN HISTORICAL REVIEW OF SELECTED DARPA PROJECTS/Volume I/Sidney G. Rw Richard H. Van Atta Seymour J. Deitchman/February 1990
- [13] Transformation and Transition: DARPA's Role in Fostering an Emerging Revolution in Military Affairs Volume 1/Overall Assessment Richard H. Van Atta, Project Leader and Michael J. Lippitz with Jasper C. Lupo Rob Mahoney Jack H. Nunn/INSTITUTE FOR DEFENSE ANALYSES/April 2003

## Βιβλιογραφία Εικόνων

- [1] ([https://en.wikipedia.org/wiki/BAE\\_Systems\\_PHASA-35](https://en.wikipedia.org/wiki/BAE_Systems_PHASA-35))
- [2] ([https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_Zephyr](https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_Zephyr))
- [3] [https://www.google.gr/search?q=ascender+JP+Aerospace&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwicjO2dhl3vAhXJyIUKHdn8BHsQ\\_AUoAXoECAgQAw&biw=1787&bih=815#imgrc=HNiKD W808H4InM](https://www.google.gr/search?q=ascender+JP+Aerospace&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwicjO2dhl3vAhXJyIUKHdn8BHsQ_AUoAXoECAgQAw&biw=1787&bih=815#imgrc=HNiKD W808H4InM)
- [4] <https://www.aurora.aero/odysseus-high-altitude-pseudo-satellite-haps/>
- [5] [https://www.google.gr/search?q=global+observer+aerovironment&tbm=isch&source=iu&ictx=1&fir=M-6j3l1u-vTmqM%252C32jqZC65y73bCM%252C%252Fm%252F0c40byn&vet=1&usg=AI4\\_-kSBqgz-FZGF876orkFqZWft901DDQ&sa=X&ved=2ahUKEwj167LHg43vAhVEQhoKHVm-A2YQ\\_B16BAgkEAE#imgrc=M-6j3l1u-vTmqM](https://www.google.gr/search?q=global+observer+aerovironment&tbm=isch&source=iu&ictx=1&fir=M-6j3l1u-vTmqM%252C32jqZC65y73bCM%252C%252Fm%252F0c40byn&vet=1&usg=AI4_-kSBqgz-FZGF876orkFqZWft901DDQ&sa=X&ved=2ahUKEwj167LHg43vAhVEQhoKHVm-A2YQ_B16BAgkEAE#imgrc=M-6j3l1u-vTmqM)
- [6] [https://www.google.gr/search?q=condor+darpa+1980&tbm=isch&source=iu&ictx=1&fir=o7J0JmO ct9wC1M%252CmLtb\\_OrxrSSFkM%252C\\_&vet=1&usg=AI4\\_-kSHxGNdMzQym WRDdxYvPOB5PajlQ&sa=X&ved=2ahUKEwik2sDPhY3vAhWhz4UKHXMMC d4Q9QF6BAgFEAE#imgrc=o7J0JmOct9wC1M](https://www.google.gr/search?q=condor+darpa+1980&tbm=isch&source=iu&ictx=1&fir=o7J0JmO ct9wC1M%252CmLtb_OrxrSSFkM%252C_&vet=1&usg=AI4_-kSHxGNdMzQym WRDdxYvPOB5PajlQ&sa=X&ved=2ahUKEwik2sDPhY3vAhWhz4UKHXMMC d4Q9QF6BAgFEAE#imgrc=o7J0JmOct9wC1M)
- [7] Transformation and Transition: DARPA's Role in Fostering an Emerging Revolution in Military Affairs Volume 1/Overall Assessment Richard H. Van Atta, Project Leader and Michael J. Lippitz with Jasper C. Lupo Rob Mahoney Jack H. Nunn/INSTITUTE FOR DEFENSE ANALYSES/April 2003
- [8] ([https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_Martin\\_Polecat](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_Polecat))
- [9] [https://www.google.gr/search?q=UAV+Dark+Star&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwi KsZndh43vAhUEtRoKHf3pAgoQ\\_AUoAXoECAgQAw&biw=1787&bih=815#imgrc=qidjErbo2KKmf M](https://www.google.gr/search?q=UAV+Dark+Star&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwi KsZndh43vAhUEtRoKHf3pAgoQ_AUoAXoECAgQAw&biw=1787&bih=815#imgrc=qidjErbo2KKmf M)
- [10] <https://www.wired.com/2009/02/gorgon-stare/>
- [11] <https://www.researchgate.net/figure/An-illustration-of-the-heat-loads-on-an-airship-in-the-stratosphere-Credit fig5 260428324>
- [12] [https://www.army.mil/article/41024/long\\_endurance\\_multi\\_intelligence\\_vehicle\\_lemv\\_agreement\\_signed](https://www.army.mil/article/41024/long_endurance_multi_intelligence_vehicle_lemv_agreement_signed)

## **2ο Κεφάλαιο: Εξοικονόμηση της Ενέργειας ενός UAV – Drone με τη χρήση μπαταρίας κυψελών υδρογόνου, Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση**

### **2.1 Εισαγωγή**

Η παγκόσμια αγορά drone αυξάνεται κάθε χρόνο. Ο αριθμός των εφαρμογών αυξάνεται από την αναζήτηση, τη διάσωση, την ασφάλεια και την επιτήρηση, έως την επιστήμη, την έρευνα και τα συστήματα μη επανδρωμένων φορτίων. Ένας περιοριστικός παράγοντας για την εκμετάλλευση drone είναι ότι για την αποθήκευση ενέργειας, συνήθως χρησιμοποιείται μία μπαταρία και κατά συνέπεια επηρεάζεται η διάρκεια της πτήσης. Μία πιθανή λύση θα μπορούσε να είναι η χρήση κυψελών καυσίμου.

Η παρούσα εργασία επικεντρώνεται στη χρήση της ισχύος των κυψελών καυσίμου ως εναλλακτική λύση για την κίνηση του drone. Ο στόχος της μελέτης είναι να προσδιορίσει πότε είναι καταλληλότερη, αναφορικά με τη μάζα του συστήματος, η χρήση μπαταρίας ή υβριδικού συστήματος (μπαταρία λιθίου και μπαταρία κυψελών καυσίμου) για την τροφοδοσία του drone.

Το μοντέλο επιτρέπει τον συγκερασμό διαφορετικών τύπων καυσίμων και συστημάτων μπαταρίας. Τα δεδομένα για το συντονισμό του μοντέλου έχουν ληφθεί από εμπορικά προϊόντα. Ένα υβριδικό σύστημα, φαίνεται να είναι ενδιαφέρον για μεγαλύτερες πτήσεις. Σήμερα, η πλειονότητα των εμπορικών drone είναι ηλεκτρικά και τροφοδοτούνται από μπαταρίες. Οι μπαταρίες έχουν πολλά μειονεκτήματα όταν οι επαγγελματίες χρήστες θέλουν να χρησιμοποιήσουν τα drone για κάποιες ειδικού τύπου εφαρμογές.

Πρώτον, το κύριο πρόβλημα είναι η αντοχή των μπαταριών. Σήμερα, για τα επαγγελματικά drone, ο χρόνος πτήσης περιορίζεται συνήθως στα 40 λεπτά [1].

Δεύτερον, ο χρόνος φόρτισης των μπαταριών εξακολουθεί να είναι πολύ μεγάλος σε σύγκριση με τον χρόνο επαναπλήρωσης των καυσίμων για συσκευές όπως κινητήρες εσωτερικής καύσης ή κυψελών καυσίμου. Μία πιθανή λύση για την επέκταση της χρήσης των drone σε περισσότερες εφαρμογές, θα μπορούσε να είναι η ανάπτυξη ενός υβριδικού συστήματος τροφοδοσίας που αποτελείται από κυψέλες καυσίμου και μπαταρία. Οι κυψέλες καυσίμου τροφοδοτούνται με γεννήτρια από υδρογόνο. Το υδρογόνο είναι το ελαφρύτερο στοιχείο στη φύση και έχει υψηλό LHV που είναι σχεδόν 120 MJ/kg, τρεις φορές υψηλότερο από τη βενζίνη [2].



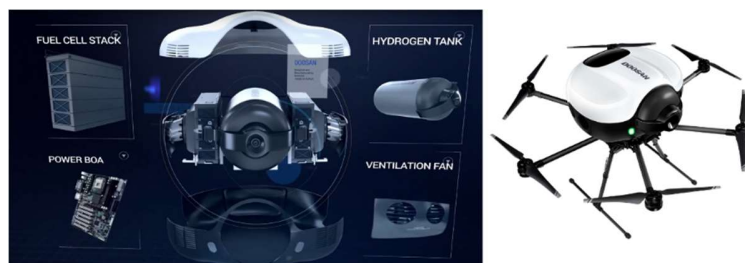
Εικόνα 2.1: Boost Commercial UAV Flight Times With Hydrogen Fuel Cell Technology [1]

Αυτός είναι ο λόγος για τον οποίο οι κυψέλες καυσίμου, ενδεχομένως θα μπορούσαν να έχουν υψηλή ειδική ενέργεια. Τα επαγγελματικά αεροσκάφη έχουν ασυνεχείς συνθήκες λειτουργίας και δεν λειτουργούν καθ' όλη τη διάρκεια της πτήσης στη μέγιστη ισχύ. Επομένως, οι κυψέλες καυσίμου θα μπορούσαν να λειτουργούν με σταθερή ισχύ ενώ η μπαταρία ξεπερνά τις κορυφές ισχύος κατά τη πτήση. Αυτός είναι ο λόγος για τον οποίο ένα υβριδικό σύστημα παρουσιάζει ενδιαφέρον.

Ένα άλλο πλεονέκτημα της χρήσης κυψελών καυσίμου, είναι ότι απαιτούνται λίγα λεπτά για να ξαναγεμίσουν τη δεξαμενή εάν χρησιμοποιείται υδρογόνο υπό πίεση. Επιπλέον, στο τέλος της διάρκειας λειτουργίας, τα περισσότερα συστατικά στοιχεία κυψελών καυσίμου μπορούν να ανακυκλωθούν ή να επαναχρησιμοποιηθούν. Ένα από τα μεγαλύτερα μειονεκτήματα των κυψελών καυσίμου αποτελεί το υψηλό κόστος [3].



Εικόνα 2.2: Hydrogen fuel cell drone by Doosan Mobility Innovation [2]



Εικόνα 2.3: Hydrogen fuel cell drone by Doosan Mobility Innovation (2),[3]



Ο στόχος αυτής της μελέτης είναι να προσδιορίσει, πότε είναι καταλληλότερη όσον αφορά τη μάζα, η χρήση μίας μπαταρίας ή ενός υβριδικού συστήματος (μπαταρία κυψελών καυσίμου) για την τροφοδοσία πολυκινητήριων drone.

Πραγματοποιήθηκε μία ανάλυση αγοράς drone και μία βιβλιογραφική ανασκόπηση σχετικά με το drone που τροφοδοτείται από κυψέλες καυσίμου, συμπεριλαμβανομένης μίας σύγκρισης για την αποθήκευση ενέργειας με διαφορετικούς τύπους μπαταριών και καυσίμων. Στις περισσότερες περιπτώσεις, η βιβλιογραφία αφορά μόνο σταθερή πτέρυγα drone όπως επί παραδείγματι στο προηγούμενο κεφάλαιο της παρούσης εργασίας, ενώ αυτή η έρευνα επικεντρώνεται στα πολυκινητήρια drone.



Εικόνα 2.4: Challenges of Fuel Cells Use in Small Drone Propulsion [4]

Για την σύγκριση διαφορετικών συστημάτων ισχύος, έχει αναπτυχθεί ένα μοντέλο αριθμητικής προσομοίωσης προκειμένου να επιλεγεί η καλύτερη διαμόρφωση μόλις καθοριστεί το προφίλ της αποστολής του drone. Το μοντέλο επιτρέπει τη σύγκριση διαφορετικών διαμορφώσεων κυψελών καυσίμου και συστημάτων μπαταρίας.

### 2.1.1 Αντοχή

Η βασική εξίσωση για την αντοχή των πτήσεων είναι:

$$t_e = E/P \quad (1)$$

όπου το E είναι η διαθέσιμη ενέργεια, το P είναι η κατανάλωση ενέργειας και το  $t_e$  είναι η αντοχή. Χρησιμοποιώντας αυτήν την εξίσωση, δύναται να συγκριθεί η απόδοση διαφορετικών ενεργειακών συστημάτων. Χρησιμοποιώντας την αντοχή ως βάση σύγκρισης, λαμβάνεται υπόψη η συνολική μάζα του ενεργειακού συστήματος και η επίδραση του στην κατανάλωση ενέργειας. Δεδομένου ότι είναι μία θεωρητική σύγκριση χρησιμοποιώντας όλη τη διαθέσιμη ενέργεια για πρόωση και υποτιθέμενη στατική

αιώρηση, δεν λαμβάνονται υπόψη παροδικές επιδράσεις από ελιγμούς και δυναμικές επιδράσεις στην αποδοτικότητα. Ωστόσο, η σχετικά μεικτή αντοχή θεωρείται ότι δίνει μια λογική ένδειξη της σχετικής απόδοσης ενός πολυκινητήριου drone με διαφορετικές πηγές ισχύος. Τα υπο-μοντέλα για την εκτίμηση της ενέργειας, της μάζας και της κατανάλωσης ενέργειας που σχετίζονται με τις πηγές ισχύος με βάση την μπαταρία και την κυψέλη καυσίμου παρέχονται παρακάτω.

### 2.1.2 Ειδική ενέργεια

Η ειδική ενέργεια  $\epsilon_S$  μιας πηγής ισχύος είναι ένας βαρυμετρικός δείκτης απόδοσης, προσδιορίζοντας την ποσότητα ενέργειας που αποθηκεύεται ανά μονάδα μάζας  $m$ :

$$\epsilon_S = E/m \quad (2)$$

Αυτή είναι μία σημαντική παράμετρος κατά τη σύγκριση διαφορετικών πηγών ισχύος για πολυκινητήρια drone, επειδή η κατανάλωση ισχύος μπορεί να είναι αρκετά ευαίσθητη στο βάρος. Έτσι, ο στόχος είναι η αποθήκευση όσο το δυνατόν περισσότερης ενέργειας, για όσο το δυνατόν μικρότερο βάρος. Γενικά, μια πηγή ισχύος με υψηλότερη ειδική ενέργεια θα δώσει καλύτερη αντοχή. Ωστόσο, εάν υπάρχει διαφορά στη συνολική μάζα της πηγής ισχύος, η αντοχή πρέπει να χρησιμοποιείται ως βάση σύγκρισης για τη κατανόηση και τον ποσοτικό προσδιορισμό της επίδρασης στην προωστική ισχύ.

### 2.1.3 Ενέργεια και μάζα μπαταρίας

Η χωρητικότητα της μπαταρίας  $E_{batt}$  και το βάρος  $m_{batt}$  μπορούν να προσαρμοστούν από τις προδιαγραφές της μπαταρίας ή μπορεί να υπολογιστεί από την Εξίσωση (3) χρησιμοποιώντας τη συγκεκριμένη ενέργεια  $\epsilon_S$ :

$$E_{batt} = \epsilon_S \cdot m_{batt} \cdot \eta_{DOD} \quad (3)$$

Η συγκεκριμένη ενέργεια σχετίζεται με τη χημική σύνθεση της μπαταρίας. Ο πιο συνηθισμένος τύπος μπαταρίας για πολυκινητήρια drone είναι οι μπαταρίες LiPo, οι οποίες συνήθως έχουν συγκεκριμένη ενέργεια  $180 \text{ Wh} \cdot \text{kg}^{-1}$ . Το βάθος εκφόρτισης  $\eta_{DOD}$  της μπαταρίας επηρεάζει τη διάρκεια του κύκλου ζωής. Ένα  $\eta_{DOD}$  της τάξης του 80%

θεωρείται βαθιά εκφόρτιση και με την υπέρβαση αυτού, οι μπαταρίες μπορεί να παρουσιάσουν μόνιμη ζημιά και περιορισμένο κύκλο ζωής. Αυτή η πτυχή είναι σημαντικό να ληφθεί υπόψη κατά τη σύγκριση των πηγών ενέργειας, έτσι ώστε να συγκρίνονται με την ποσότητα της αποτελεσματικής ενέργειας που δύναται να χρησιμοποιηθεί. Οι μπαταρίες είναι απλές στη χρήση τους, αλλά έχουν κάποια εγγενή μειονεκτήματα, όπως υποβάθμιση της απόδοσης με την πάροδο του χρόνου, μείωση της χωρητικότητας σε κρύο καιρό και εξάρτηση της χωρητικότητας από το ρυθμό εκφόρτισης.

## 2.2 Ταξινόμηση των drones

Τα επαγγελματικά drones διαφέρουν σημαντικά στην εμφάνιση, στις προδιαγραφές και στην τιμή. Ο ιταλικός κανονισμός ENAC (Ente Nazionale per l'Aviazione Civile) που ακολουθεί τους ευρωπαϊκούς κανονισμούς του EASA, διαιρεί τα επαγγελματικά drone σε δύο μεγάλες κατηγορίες [12]:

- α. αεροσκάφος με λειτουργική μάζα στην απογείωση κάτω των 25 kg
- β. αεροσκάφη με λειτουργική μάζα στην απογείωση ίση ή μεγαλύτερη από 25 kg και όχι μεγαλύτερη από 150 kg



Εικόνα 2.5: DJI Mavic 2 Pro [5]

Η πλειοψηφία των επαγγελματικών drone δεν έχει μάζα λειτουργίας στην απογείωση μεγαλύτερη από 25 kg. Ο κανονισμός ENAC υποδιαιρεί την εν λόγω κατηγορία σε τρεις επιπλέον κατηγορίες:

- α. drone με μάζα λειτουργίας μικρότερη από 0,3 kg
- β. drone με μάζα λειτουργίας μεταξύ 0,3 και 2 kg
- γ. drone με μάζα λειτουργίας μεταξύ 2 και 25 kg

<b>Acronyms AUVSI Association for Unmanned Vehicle Systems International</b>	
BMS	Battery Management System
BoP	Balance of Plant
CNG	Compressed Natural Gas
ENAC	Ente Nazionale Aviazione per l'Aviazione Civile
FC	Fuel Cells
HES	Horizon Energy System
LHV	Low Heating Value
LNG	Liquefied Natural Gas
LPG	Liquefied Petroleum Gas
MTOW	Maximum Take-Off Weight
MUAV	Multicopter Unmanned Aerial Vehicle
PEM	Polymer Electrolyte Membrane
SOC	State Of Charge
TMS	Thermal Management System
UAS	Unmanned Aerial System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

*Πίνακας 2.1: Ακρώνυμα[1]*

Τα επαγγελματικά αεροσκάφη που χρησιμοποιούνται στις περισσότερες εφαρμογές ζυγίζουν περισσότερο από 2 κιλά επειδή αντέχουν καλύτερα στις διαφορετικές καιρικές συνθήκες και μπορούν να μεταφέρουν βαρύτερο εξοπλισμό. Συνήθως, τα επαγγελματικά αεροσκάφη ζυγίζουν μεταξύ 5 και 10 κιλών, αλλά για ορισμένες εφαρμογές όπως η γεωργία, ενδέχεται να ζυγίζουν περισσότερο από 20 κιλά.

### **2.3 Εφαρμογή των κυψελών καυσίμου στο σύστημα ισχύος ενός drone**

Σε αυτό το κεφάλαιο, τα πολυκινητήρια αεροσκάφη έως 7 κιλά θεωρούνται ότι είναι περισσότερο κατάλληλα για χρήση στις περισσότερες από τις επαγγελματικές εφαρμογές. Στο [13], οι συγγραφείς αναλύουν τον αντίκτυπο της εναλλαγής από μπαταρίες σε κυψέλες καυσίμου ενός μη επανδρωμένου ελικοπτήρου και επιλέγουν την καταλληλότερη κυψέλη καυσίμου προκειμένου να μεγιστοποιήσουν την αντοχή της πτήσης χρησιμοποιώντας ένα μοντέλο αριθμητικής προσομοίωσης. Στόχος του έργου είναι η παράταση της διάρκειας της πτήσης από 20 λεπτά σε 2 ώρες με ένα υβριδικό σύστημα FuelCell και μπαταρίας.

Στο [14], παρουσιάζεται ο σχεδιασμός καθώς και η ανάπτυξη ενός συστήματος κυψελών καυσίμου ως πηγής ισχύος σε ένα UAV. Το σύστημα κυψελών καυσίμου αποτελείται από:

- μία στοίβα κυψελών καυσίμου
- μία γεννήτρια υδρογόνου νατρίου βοροϋδριδίου και
- ένα υβριδικό σύστημα διαχείρισης ισχύος

Η στοίβα PEMFC έχει ισχύ εξόδου 100 W. Κατά την απογείωση, το UAV τροφοδοτήθηκε από κυψέλες καυσίμου και μπαταρίες, ενώ κατά τη διάρκεια της πτήσης μόνο οι κυψέλες καυσίμου τροφοδότησαν το drone. Το drone που εξετάστηκε σε αυτή την έρευνα ήταν ένα είδος ανεμοπλάνου που ξεκίνησε με το χέρι. Αυτό το είδος απογείωσης προτιμάται για πτήσεις μεγάλης διάρκειας.

Το μέγιστο βάρος απογείωσης, συμπεριλαμβανομένου του ωφέλιμου φορτίου καυσίμου, ήταν 2,5 κιλά και το drone απαιτούσε ισχύ 80 W και 300 W αντιστοίχως, για πτήση και απογείωση. Ως στοίβα κυψελών καυσίμου χρησιμοποιήθηκε το προϊόν H-100 (Horizon Fuel Cell Technologies). Η στοίβα αποτελείται από 24 μεμονωμένα κελιά και κάθε κελί είχε ενεργή επιφάνεια 19,2 cm<sup>2</sup>. Η στοίβα κυψελών καυσίμου ήταν ένας τύπος air-breathing. Η ονομαστική ισχύς εξόδου ήταν 100Watt, 12,5 V και 8 A αντιστοίχως, ενώ η τάση ανοιχτού κυκλώματος ήταν 20,5 V.

Στο [15] το βοριοϋδρίδιο του νατρίου χρησιμοποιήθηκε ως μέθοδος αποθήκευσης του υδρογόνου. Στη μελέτη, επιλέχθηκε ένας μικτός τύπος πτέρυγας με drone λαμβάνοντας υπόψη την απόδοση καυσίμου και τη φέρουσα ικανότητα των στοιχείων κυψελών καυσίμου. Το drone είχε κενό βάρος 1,1 κιλά και 2,2 κιλά μέγιστου βάρους απογείωσης (MTOW), 517 W και 76 W αιτήματος ισχύος κατά την πτήση απογείωσης και προσγείωσης αντίστοιχα. Ως στοίβα PEMFC, επιλέχθηκε πάλι η στοίβα κυψελών καυσίμου Horizon H-100 και χρησιμοποιήθηκε μετά την εισαγωγή κάποιων τροποποιήσεων. Μία βοηθητική μπαταρία συνδέθηκε παράλληλα με τη στοίβα. Κατά τη διάρκεια της δοκιμαστικής πτήσης διάρκειας μίας ώρας, απαιτήθηκε μέγιστη ισχύς κατά την απογείωση της τάξης των 500 W. Το UAV κατανάλωσε 50 με 70 W και 100 με 170 W κατά τη διάρκεια της πτήσης και των ελιγμών, αντίστοιχα. Συνεπώς, η στοίβα κυψελών καυσίμου μπόρεσε να λειτουργήσει χωρίς την μπαταρία μόνο κατά τη διάρκεια της λειτουργίας πτήσης.

Στο [16] οι συγγραφείς εξέτασαν τον σωστό υπολογισμό της ηλεκτρικής αντοχής της πτήσης και τη σύγκριση μεταξύ της μπαταρίας (κύριας και εφεδρικής) αλλά και των κυψελών καυσίμου, με μία προσέγγιση βασισμένη στην αποστολή. Σε ένα δοκιμαστικό σενάριο, ένα ελαφρύ UAV που τροφοδοτείται από κυψέλη καυσίμου PEM συμπιεσμένου υδρογόνου συγκρίθηκε με το ίδιο αεροσκάφος που τροφοδοτείται από διαφορετικά είδη μπαταριών λιθίου. Οι συγγραφείς στο [17] εξέτασαν τη συμπεριφορά ενός drone με μάζα ατράκτου 7,4 kg. Η στοίβα κυψελών καυσίμου ήταν τύπου PEM, με ονομαστική ισχύ 500 W και 32 αυτο-υγραμένα κελιά. Η δεξαμενή υδρογόνου ήταν ένας κύλινδρος από ανθρακονήματα/εποξειδικό κύλινδρο με χωρητικότητα 0,63 L με δυνατότητα πλήρωσης 192 λίτρων υδρογόνου στα 31 MPa (17g H<sub>2</sub>). Η ενέργεια που αποθηκεύτηκε επί του σκάφους ήταν 1,93 MJ. Η ενεργειακή περιεκτικότητα των επιλεγμένων μπαταριών ήταν 1,80 MJ, 1,90 MJ και 1,85 MJ για τις μπαταρίες LiFePO<sub>4</sub>, LiPo και LiFP6, αντίστοιχα. Για την αξιολόγηση της αποτελεσματικότητας ολόκληρου του κινητήρα, έχει εφαρμοστεί λογισμικό προσομοίωσης. Εξετάστηκαν δύο διαφορετικές αποστολές, με ονομασία “smooth” και “rough”. Η πιο σημαντική παράμετρος κατά την απογείωση ήταν η μέγιστη ισχύς ανά μονάδα μάζας.



Εικόνα 2.6: Κυψέλη καυσίμου υδρογόνου [6]

Αυτή η παράμετρος επηρεάζει την επιτάχυνση και το απαιτούμενο μήκος διαδρόμου. Από αυτή την άποψη, η καλύτερη λύση για τη κίνηση, ήταν η μπαταρία LiPo με 45 W/kg έναντι 28 W/kg για το σύστημα κυψελών καυσίμου. Συμπερασματικά, οι μπαταρίες ήταν η καλύτερη επιλογή για εφαρμογή χαμηλής ενέργειας και ο κινητήρας με βάση τις κυψέλες καυσίμου έδωσε τα βέλτιστα αποτελέσματα για υψηλότερο ενεργειακό περιεχόμενο από 4 MJ.

## 2.4 Σύγκριση αποθηκευμένων ενεργειών

Πραγματοποιήθηκε σύγκριση των αποθηκευμένων ενεργειών, προκειμένου να κατανοηθεί πότε το υδρογόνο μετατρέπεται σε πιο κατάλληλο από άλλα καύσιμα ή μπαταρίες για εφαρμογές ενός drone. Για τη σύγκριση των διαφόρων καυσίμων και μπαταριών, εξετάστηκαν συγκεκριμένα η ενέργεια και η ενεργειακή πυκνότητα.

Οι μπαταρίες ιόντων λιθίου (Li-ion) είναι ο καλύτερος τύπος εμπορικών μπαταριών όσον αφορά τη συγκεκριμένη ενέργεια. Υπάρχουν διάφοροι τύποι μπαταριών ιόντων λιθίου που διαφέρουν από τα στοιχεία που χρησιμοποιούνται ως κάθοδος και άνοδος. Η συγκεκριμένη ενέργεια των μπαταριών ιόντων λιθίου κυμαίνεται από 93 έως 200 Wh/kg (από 0,35 έως 0,72 MJ/kg) [18].



Εικόνα 2.7: Οι μπαταρίες λιθίου καθιστούν τα quadcopters δυνατά Drone [7]

Οι μπαταρίες λιθίου με θείο και οι μπαταρίες λιθίου με οξυγόνο θα μπορούσαν να έχουν συγκεκριμένη ενέργεια, υψηλότερη από αυτή των ιόντων λιθίου, αλλά αυτοί οι τύποι μπαταριών βρίσκονται ακόμη σε πρώιμο στάδιο ανάπτυξης [19]. Στην ακόλουθη εικόνα 2.8 φαίνεται η σύγκριση μεταξύ καυσίμων και διαφορετικών τύπων μπαταριών. Είναι προφανές ότι το υδρογόνο έχει την υψηλότερη ειδική ενέργεια. Το πετρέλαιο ντίζελ είναι το καύσιμο με την υψηλότερη ενεργειακή πυκνότητα, πάρα ταύτα η ειδική του ενέργεια είναι τρεις φορές χαμηλότερη από αυτή του υδρογόνου [2]. Κάθε τύπος μπαταρίας εν συγκρίσει με τα καύσιμα μεταφοράς, έχει χαμηλότερη ενεργειακή περιεκτικότητα. Για την βελτίωση των κριτηρίων της σύγκρισης, πρέπει να ληφθεί υπόψη η μάζα ολόκληρου του συστήματος ισχύος. Ως εκ τούτου, έγινε μια βαθύτερη σύγκριση ενέργειας λαμβάνοντας υπόψη τα στοιχεία καυσίμου PEM και τον τύπο μπαταρίας Lithium Polymer (LiPo). Εξετάστηκαν τρεις εμπορικές στοίβες κυψελών καυσίμου χαμηλού βάρους (τύπου

ανοιχτής καθόδου) με διαφορετικές δυνάμεις (200, 500 και 1000 W) [21]. Για τις εν λόγω μπαταρίες έχουν επιλεγεί εμπορικά προϊόντα [22], [23]. Το Balance of Plant (BoP) του συστήματος FC αποτελείται από:

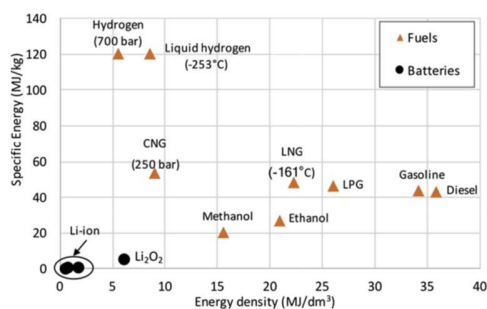
- ❖ ανεμιστήρες (ο αριθμός των ανεμιστήρων εξαρτάται από τη δύναμη της στοίβας FC)
- ❖ ελεγκτής στοίβας
- ❖ βαλβίδα εξαέρωσης
- ❖ δεξαμενή υδρογόνου
- ❖ ρυθμιστή πίεσης
- ❖ Μετατροπέα DC / AC

Το BoP του συστήματος μπαταριών αποτελείται από:

- ❖ Σύστημα διαχείρισης μπαταριών (BMS)
- ❖ Σύστημα θερμικής διαχείρισης (TMS) που αποτελείται συνήθως από ανεμιστήρες και ελεγκτές
- ❖ Μετατροπέα DC / AC

Δεδομένης της ισχύος των κυψελών καυσίμου και της καμπύλης πόλωσης, ο ρυθμός ροής υδρογόνου υπολογίζεται σύμφωνα με την εξίσωση (4) [16]:

$$m_{FC} = M_{H_2} \cdot n_{FC} \cdot i_{FC} / n \cdot F \text{ (g/s) (4)}$$



Εικόνα 2.8: Ειδική ενέργεια έναντι ενεργειακής πυκνότητας διαφορετικών τύπων μπαταριών [18,19], και καύσιμα μεταφοράς [2] σε υγρή και αέρια φάση με βάση LHV [20]. Το CNG είναι το συμπιεσμένο φυσικό αέριο, το LNG είναι το υγροποιημένο φυσικό αέριο και το LPG είναι το υγροποιημένο αέριο πετρελαίου [8]

όπου  $M_{H_2}$  είναι η γραμμομοριακή μάζα του υδρογόνου που είναι 2,016 g/mol,  $n$  είναι ο αριθμός ηλεκτρονίων γραμμομορίων που απαιτούνται για κάθε γραμμομόριο υδρογόνου

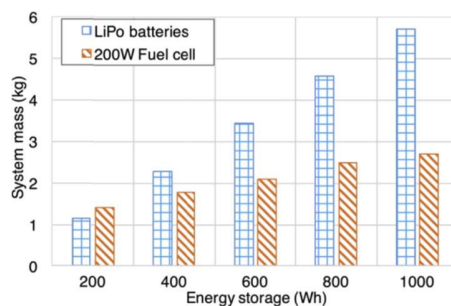


και είναι ίσος με 2, F είναι η σταθερά Faraday που έχει τιμή 96,485 C/mol, το  $n_{FC}$  είναι ο αριθμός κελιών στη στοίβα και το  $i_{FC}$  είναι το ρεύμα κυψελών καυσίμου.

Η απόδοση της στοίβας κυψελών καυσίμου, που υπολογίζεται από το μοντέλο προσομοίωσης που περιγράφεται παρακάτω, υπολογίζεται σύμφωνα με την Εξίσωση (5):

$$\eta_{FC} = 2 \cdot F \cdot P_{FC} / n_{FC} \cdot i_{FC} \cdot \Delta H \quad (5)$$

όπου το F είναι η σταθερά Faraday, το  $\Delta H$  είναι η ενέργεια χημικής αντίδρασης και είναι 284.000 J/mol, το  $n_{FC}$  είναι ο αριθμός κυψελών στη στοίβα, το  $i_{FC}$  είναι το ρεύμα κυψελών καυσίμου και το  $P_{FC}$  είναι η ισχύς κυψελών καυσίμου. Η μάζα του συστήματος μπαταρίας εξαρτάται από την αποθηκευμένη ενέργεια και έχει υπολογιστεί χρησιμοποιώντας την ενέργεια της συγκεκριμένης μπαταρίας. Κάθε εξεταζόμενη μπαταρία έχει διαφορετική μάζα και ειδική ενέργεια. Με αυτόν τον τρόπο, δύναται να εκτιμηθεί η επίδραση της αποθηκευμένης ενέργειας στη μάζα της μπαταρίας και του συστήματος κυψελών καυσίμου. Στο σύστημα κυψελών καυσίμου, μόνο η μάζα του υδρογόνου αυξάνεται γραμμικά καθώς, σε κάθε περίπτωση, η ισχύς είναι σταθερή και έτσι το βάρος της κυψέλης καυσίμου είναι σταθερό. Σε αυτήν την περίπτωση, το βάρος της δεξαμενής υδρογόνου εξετάστηκε με γνώμονα ότι θα επιλεγούν διαθέσιμα εμπορικά προϊόντα. Για το σύστημα χαμηλής ισχύος 200 W, στην εικόνα 2.9, το σύστημα κυψελών καυσίμου ζυγίζει λιγότερο από το σύστημα μπαταρίας όταν η αποθηκευμένη ενέργεια είναι υψηλότερη από 333 Wh (1,8 kg FC έναντι 1,9 kg μπαταρία). Η εν λόγω διαφορά αυξάνεται, όταν αυξάνεται η αποθηκευμένη ενέργεια.



Εικόνα 2.9: Μάζα μπαταρίας (LiPo) έναντι συστήματος κυψελών καυσίμου 200 W(στοίβα + BoP) μάζα για διαφορετικές ικανότητες αποθήκευσης ενέργειας [9]

Συμπερασματικά, στις εξεταζόμενες περιπτώσεις, οι μπαταρίες LiPo είναι καλύτερες από τις κυψέλες καυσίμου όσον αφορά το βάρος, για εφαρμογές χαμηλής αποθηκευμένης ενέργειας (σύντομος χρόνος πτήσης).

## 2.5 Μοντέλο προσομοίωσης συστήματος ισχύος Drone

Για τη σύγκριση διαφορετικών επιλεγόμενων ισχύων drone, έχει εφαρμοστεί ένα μοντέλο προσομοίωσης για την ανάλυση της ζήτησης ενέργειας και ισχύος σύμφωνα με το προφίλ της πτήσης. Το μοντέλο αναπτύχθηκε λαμβάνοντας υπόψη ένα επαγγελματικό πολυκινητήριο drone με τέσσερις έλικες. Αυτός ο τύπος drone ονομάζεται quadcopter ή quadrotor.

Αρχικώς, καθορίστηκε μία συσχέτιση μεταξύ της ταχύτητας του drone και της ισχύος που απαιτείται από το drone. Με αυτόν τον συσχετισμό, είναι δυνατό να υπολογιστεί η ισχύς που ζητήθηκε από το drone όταν έχει αντιστοιχιστεί το προφίλ πτήσης.

Το μοντέλο προσομοίωσης ελικοπτέρου που προτάθηκε από τους συντάκτες στο [24] έχει τροποποιηθεί προκειμένου να προσομοιώνει την καμπύλη ταχύτητας ισχύος του quadcopter. Το εξεταζόμενο drone δεν έχει τον πίσω ρότορα και έχει τέσσερις έλικες αντί για έναν. Η απαιτούμενη ισχύς έλικα είναι το άθροισμα τριών διαφορετικών δυνάμεων: επαγόμενη, προφίλ και παράσιτη.

Η επαγόμενη ισχύς συνδέεται με την παραγωγή ώθησης ρότορα, η οποία λογίζεται «θετική» ισχύς. Απαιτείται ισχύς προφίλ για να γυρίσει ο ρότορας. Επιπροσθέτως, απαιτείται παράσιτη δύναμη για να ξεπεραστεί η έλξη του ελικοπτέρου. Για τον υπολογισμό της συνολικής ισχύος χρησιμοποιείται η εξίσωση (6):

$$P=D*V+k*T*V_i+\rho*A*(\Omega*R)^3*\sigma*C_{d0}*(1+4.6*\mu^2)/8 \quad (6)$$

Το πρώτο μέρος της εξίσωσης (6) είναι η επαγόμενη δύναμη. Το k είναι ένας εμπειρικός παράγοντας που λαμβάνει υπόψη την απώλεια tip loss [33], τη μη ομοιόμορφη εισροή καθώς και άλλες απώλειες. Το T είναι η ώθηση του ρότορα και μπορεί να προσεγγιστεί ως W (βάρος του drone) κατά την πτήση hover και low speed ή ως η τετραγωνική ρίζα του  $\sqrt{(W^2 + D^2)}$  για μέτρια και υψηλή ταχύτητα πτήσης, όπου το D είναι η δύναμη έλξης. Στην περίπτωση ενός quadcopter, κάθε έλικας δίνει το ένα τέταρτο της συνολικής ώσης που απαιτείται για να πετάξει το drone. Ως εκ τούτου, το βάρος που χρησιμοποιείται για

τον υπολογισμό της ώσης διαιρείται με το τέσσερα. Το  $V_i$  είναι η επαγόμενη ταχύτητα και μπορεί να υπολογιστεί σύμφωνα με την εξίσωση:

$$V_i = T/2 * \rho * A * V \text{ για } V > 0,1 * \Omega * R \text{ (7)}$$

όπου το  $A$  είναι η περιοχή της έλικας, το  $V$  είναι η ταχύτητα του drone, το  $\Omega$  είναι η γωνιακή ταχύτητα της έλικας και το  $R$  είναι η ακτίνα της έλικας. Το δεύτερο στοιχείο της εξίσωσης (6) είναι η ισχύς του προφίλ. Το  $C_{d0}$  είναι ο συντελεστής έλξης της έλικας. Η σταθερότητα του ρότορα είναι ο λόγος μεταξύ της περιοχής των λεπίδων και της περιοχής του δίσκου. Αυτός ο συντελεστής υπολογίζεται με την εξίσωση (8):

$$\sigma = n * R * c / \pi * R^2 \text{ (8)}$$

όπου  $n$  είναι ο αριθμός των λεπίδων και  $c$  είναι η χορδή των λεπίδων. Η παράμετρος  $m$  είναι η αναλογία, που ορίζεται από την εξίσωση (9):

$$\mu = V * \cos_{ad} / \Omega * R \text{ (9)}$$

όπου το  $ad$  είναι η γωνία προσβολής του δίσκου. Το τελευταίο συστατικό της κύριας εξίσωσης ισχύος του ρότορα είναι η παράσιτη ισχύς. Η δύναμη έλξης που εξετάζεται σε αυτόν τον τύπο προκαλείται κυρίως από τον κεντρικό κόμβο drone που αποτελείται από το πλαίσιο και το σύστημα ισχύος. Η δύναμη έλξης ορίζεται από την εξίσωση (10):

$$D = C_D * \rho * A * V^2 / 2 \text{ (10)}$$

όπου το  $C_D$  είναι ο συντελεστής μεταφοράς του κεντρικού κόμβου drone. Όταν το drone βρίσκεται σε φάση απογείωσης και προσγείωσης, θεωρείται ότι η απαιτούμενη ώθηση είναι 1,8 φορές η ώθηση της αιώρησης (λόγος ώσης προς βάρος) και η κατακόρυφη ταχύτητα drone  $V_c$ , είναι 2 m/s. Η επαγόμενη ισχύς υπολογίζεται σύμφωνα με τη θεωρία ορμής για κάθετη αναρρίχηση [25], χρησιμοποιώντας την εξίσωση (11):

$$P_i = T * (V_i + V_c) \text{ (11)}$$

όπου  $T$  είναι η ώθηση των ελίκων, το  $V_i$  είναι η επαγόμενη ταχύτητα και το  $V_c$  είναι η κατακόρυφη ταχύτητα drone. Η εξίσωση (12) χρησιμοποιείται για την εκτίμηση της ώσης κάθε έλικα,  $T_p$ :

$$T_p = 2 \cdot \rho \cdot A \cdot (V_i + V_c) \cdot V_i \quad (12)$$

Κατά την κατακόρυφη πτήση, η επαγόμενη ταχύτητα  $V_i$  υπολογίζεται με την εξίσωση (13):

$$V_i = V_h \cdot (-V_c / V_h + \sqrt{(V_c / V_h)^2 + 1}) \quad (13)$$

όπου  $V_h$  είναι η επαγόμενη ταχύτητα στο hover, που υπολογίζεται με την εξίσωση (7). Ο αριθμός της αξίας  $M$ , είναι ο λόγος μεταξύ της επαγόμενης ισχύος και της συνολικής ισχύος που απαιτείται για να ανέβει. Η εξίσωση (14) επιτρέπει τον υπολογισμό αυτής της αναλογίας:

$$M = P_i / (P_i + P_0) \quad (14)$$

Η συνολική ισχύς είναι το άθροισμα της επαγόμενης ισχύος και της ισχύος προφίλ  $P_0$ . Η ισχύς προφίλ είναι η δύναμη που απαιτείται για να ξεπεραστεί η αεροδυναμική έλξη των ελίκων. Όταν το drone ανεβαίνει, κάνει ελιγμούς ή είναι σε κατάσταση κατάβασης, ο λόγος ώσης προς το βάρος είναι σχεδόν 1,6 και η κατακόρυφη ταχύτητα του drone είναι 1 m/s. Για τον κινητήρα και τον ελεγκτή ταχύτητας, θεωρείται συνολική απόδοση 0,9 σε όλα τα σημεία της αποστολής. Με τη συσχέτιση ταχύτητας - ισχύος του drone και το προφίλ πτήσης ως μεταβλητή, το μοντέλο μπορεί να υπολογίσει την απαιτούμενη ισχύ κατά την πτήση. Στην υβριδική διαμόρφωση, ενδέχεται να προκύψουν τρεις διαφορετικές συνθήκες λειτουργίας:



Εικόνα 2.10: DJI Phantom 3 Professional Quadcopter 4K UHD Video Camera Drone [10]

α.  $P_{\text{drone}} > P_{\text{FC}}$ : χρησιμοποιούνται τόσο οι κυψέλες καυσίμου όσο και η μπαταρία για την επίτευξη της απαιτούμενης ισχύος.

β.  $P_{\text{drone}} < P_{\text{FC}}$  και το SOC <100%: οι κυψέλες καυσίμου λειτουργούν με τη μέγιστη ισχύ για να τροφοδοτήσουν το drone και να επαναφορτίσουν την μπαταρία.

γ.  $P_{\text{drone}} < P_{\text{FC}}$  και το SOC 100%: οι κυψέλες καυσίμου τροφοδοτούν μόνο το drone. Το μοντέλο εκτιμά την κατάσταση φόρτισης (State Of Charge) της μπαταρίας σύμφωνα με την καμπύλη εκφόρτισης και την κατανάλωση υδρογόνου χρησιμοποιώντας την εξίσωση (4). Το μοντέλο δίνει τη συνολική μάζα υδρογόνου που απαιτείται για την εξεταζόμενη πτήση και αυτά τα δεδομένα χρησιμοποιούνται για το μέγεθος της δεξαμενής καυσίμου.

## **2.6 Μοντελοποίηση**

### **2.6.1 Εισαγωγή**

Μετά το θεωρητικό κομμάτι, σειρά παίρνει η μοντελοποίηση. Η μοντελοποίηση δίνει τη δυνατότητα να προσομοιωθούν οι παράγοντες που έχουν αναφερθεί και αναλυθεί προηγουμένως, στο θεωρητικό κομμάτι. Με αυτή τη διαδικασία εξάγονται χρήσιμα συμπεράσματα προτού εφαρμοστεί σε πραγματικό επίπεδο.

Για την προσομοίωση χρησιμοποιήθηκε το πρόγραμμα Anylogic PLE. Η δυναμικότητα του μοντέλου έγκειται στο γεγονός ότι αν αλλάξουμε μια τιμή στο μοντέλο αλλάζει η κατάσταση και τα αποτελέσματα της μοντελοποίησης. Εκμεταλλευόμενοι την ιδιότητα της δυναμικότητας του μοντέλου, μπορούμε να αναλύσουμε πολλές διαφορετικές καταστάσεις και να φτάσουμε στην βελτιστοποίηση της διαδικασίας. Επισημαίνεται ότι εν αντιθέσει με τα προαναφερθέντα, στο ακόλουθο μοντέλο εξετάζεται η κίνηση του UAV με τη ταυτόχρονη χρήση της μπαταρίας λιθίου αλλά και της μπαταρίας κυψελών καυσίμου, εν προκειμένω του υδρογόνου.

### **2.6.2 Αρχικό Κεφάλαιο**

Το πρώτο στοιχείο με το οποίο θα ξεκινήσουν και θα τελειώσουν όλα τα μοντέλα είναι το UAV. Στην αρχή το κεφάλαιο αυτό αντιστοιχεί στην επιδίωξη εξοικονόμησης ενέργειας ενός αυτόνομου UAV - drone, στο οποίο προσαρτώνται κυψέλες υδρογόνου καθώς και εφεδρική μπαταρία. Στη συνέχεια, εφόσον το stock αυτό αναλυθεί και περάσει μέσα από τους παράγοντες που υπάρχουν στο μοντέλο επιστρέφεται ξανά είτε με τη μορφή εξοικονόμησης και επαύξησης της ενέργειας με συνέπεια την μη απαίτηση

επαναφόρτισης, είτε με τη μορφή υπέρμετρης κατανάλωσης ενέργειας εξαιτίας της αφαίρεσης των πρόσθετων στοιχείων που παρέχουν ενέργεια, πλην της κύριας μπαταρίας. Αρχικά στο UAV τοποθετείται το 100% της ενέργειας στο πλαίσιο πιστής τήρησης της Α.Δ.Ε (Αρχή Διατήρησης της Ενέργειας). που θα επιδράσει στο σύστημα κατά τη διαδικασία της απογείωσης σε χρόνο  $t=0$ , ήτοι το άθροισμα των  $E_{PROP}$  (propellerenergy),  $E_{RECH}$ (rechargeenergy),  $E_{BATT}$ (batteryenergy) και  $E_{FC}$ (hydracellsenergy). Σε χρόνο  $t=T/2$  όπου  $T$  ο συνολικός χρόνος που απαιτείται προκειμένου το σύστημα να πραγματοποιήσει μία πλήρη κίνηση από το  $E_{APX}$  μέχρι  $E_{FIN}$ , θα ασκηθούν επιπρόσθετα και άλλες δυνάμεις που θα επηρεάσουν την ισορροπία του συστήματος. Κατά συνέπεια για το μισό χρόνο της κίνησης θα επιδράσουν όλες οι δυνάμεις στο σύστημα.

**Για χρόνο  $t=0$  έως  $T$ :**

#### ***Ενέργεια Προπελών***

Βασικός παράγοντας της κίνησης του εν λόγω UAV (drone) είναι η ενέργεια που παράγεται από την ενεργοποίηση των προπελών, καθώς μέσω αυτής ενεργοποιείται η κίνηση του συστήματος. Πόροι λοιπόν ρέουν από το UAV προς το stock του Totalpropellerenergy διαμέσω του propflow. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

#### ***Ενέργεια Μπαταρίας Επαναφόρτισης***

Ένας άλλος παράγοντας της κίνησης του UAV (drone) είναι η ενέργεια που είναι αποθηκευμένη σε μία επιπλέον μπαταρία που έχουμε τοποθετήσει στο σύστημα, καθώς μέσω αυτής φορτίζεται η βασική μπαταρία. Πόροι λοιπόν ρέουν από το UAV προς το stock του Totalrechargeenergy διαμέσω του rechflow. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

#### ***Ενέργεια Μπαταρίας***

Ιδιαίτερα σημαίνων παράγοντας της κίνησης του UAV (drone) είναι η ενέργεια που παράγεται από την ενεργοποίηση της μπαταρίας, καθώς μέσω αυτής πραγματοποιείται η εύρυθμη λειτουργία του συστήματος. Πόροι λοιπόν ρέουν από το UAV προς το stock του Totalbatteryenergy διαμέσω του battflow. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

### ***Ενέργεια Μπαταρίας Κυψελών Υδρογόνου***

Ένας διαφορετικός παράγοντας εν συγκρίσει με το προηγούμενο κεφάλαιο της παρούσης εργασίας, για την κίνηση ενός συστήματος UAV (drone), είναι η ενέργεια που είναι αποθηκευμένη στις κυψέλες υδρογόνου, καθώς μέσω αυτών φορτίζεται η βασική μπαταρία. Πόροι λοιπόν ρέουν από το UAV προς το stock του TotalHydroCellsenergy διαμέσω του HCflow. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

***Για χρόνο  $t=T/2$  έως  $T$ :***

### ***Κινητική Ενέργεια***

Βασικός παράγοντας της κίνησης του εν λόγω UAV (drone) είναι η κινητική ενέργεια, καθώς μέσω αυτής πραγματοποιείται η όποια προγραμματισμένη ή μη κίνηση του συστήματος. Πόροι λοιπόν δημιουργούνται και ρέουν από το UAV προς το stock του Totalkineticenergy διαμέσω του kinflow. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

### ***Ενέργεια Αντίστασης Αέρα***

Ο τρίτος παράγοντας του UAV (drone) είναι η ενέργεια που αναπτύσσεται από τη Δύναμη Αντίστασης Αέρα ( $F_A$ ), η οποία εφαρμόζεται στο σύστημα με αντίθετη φορά κίνησης. Αυτό επιτυγχάνεται με τη ροή πόρων προς το stock του Totalairresistance διαμέσω του resflow. Εν συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί και διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο για τη κίνηση του συστήματος αλλά και τη λειτουργία του.

### ***Θερμική Ενέργεια***

Άλλος ένας παράγοντας του UAV είναι η ενέργεια που εφαρμόζεται στο σύστημα ως απόρροια της ενεργοποίησης τού, από την αρχή της κίνησης. Αυτό επιτυγχάνεται με τη ροή πόρων προς το stock του Totalthermalenergy διαμέσω του thermflow. Εν συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί.

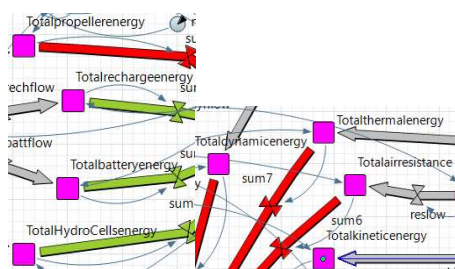
### ***Δυναμική Ενέργεια***

Εξίσου σημαντικός παράγοντας του UAV (drone) είναι η δυναμική ενέργεια που εφαρμόζεται στο σύστημα εξαιτίας της βαρύτητας αλλά και της απώλειας ενέργειας ένεκα

της κίνησης του drone με γνώμονα τις υψομετρικές διαβαθμίσεις αλλά και της διαμόρφωσης του εδάφους. Αυτό επιτυγχάνεται με τη ροή πόρων προς το stock του Totaldynamicenergy διαμέσω του dynflow. Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο στη διαμόρφωση των επιδρώντων δυνάμεων.

### 2.6.3 Σχεδιασμός μοντέλου

Αρχικώς το 100% των πόρων του UAV πρέπει να διαμοιραστεί στους τέσσερις παράγοντες οι οποίοι είναι Totalpropellerenergy, Totalbatteryenergy, Totalrechargeenergy και TotalHydroCellsenergy όπως φαίνεται και ακολούθως στην εικόνα 2.11. Επιλέγεται αρχικώς να αφαιρεθούν οι κυψέλες υδρογόνου καθώς και η πρόσθετη μπαταρία με συνέπεια η κατανομή, να γίνει με 75% στο Totalbatteryenergy και 25% στο Totalpropellerenergy. Αυτό επιτυγχάνεται με την χρήση μετατροπέα (converter) πάνω στην εκάστοτε ροή (flow) από το UAV προς το κάθε παράγοντα.



Εικόνα 2.11: Οι παράγοντες του μοντέλου προσομοίωσης [11]

#### 2.6.3.1 Ενέργεια Ελίκων - Προπελών

Εν προκειμένω, το 25% των πόρων του UAV πηγαίνουν στο Totalpropellerenergy αφού στη ροή propflow έχει τοποθετηθεί το ποσοστό τοις εκατό επί του UAV. Στη συνέχεια μέσω της ροής sum1 που καθορίζει το μέγεθος της προσληφθείσας ενέργειας καταλήγει στο SUMENERGY1.

#### 2.6.3.2 Ενέργεια Μπαταρίας Επαναφόρτισης

Παρότι εδώ δεν διατίθεται κάποιο ποσοστό εκ της αρχικής ενέργειας (0%) η ροή θα όδευε προς το Totalrechargeenergy με τον ίδιο τρόπο που εξηγήθηκε προηγουμένως.



Αντίστοιχα όταν οι πόροι έφταναν στο rechflow, θα γινόταν εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων και θα προέκυπτε το μέγεθος της αντίστοιχης ενέργειας.

### **2.6.3.3 Ενέργεια Μπαταρίας**

Το επόμενο 75% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο Totalbatteryenergy με τον ίδιο προαναφερθέντα τρόπο. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο sum3 και με εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το SUMENERGY1.

### **2.6.3.4 Ενέργεια Μπαταρίας Κυψελών Υδρογόνου**

Παρότι ούτε και εδώ δεν διατίθεται κάποιο ποσοστό εκ της αρχικής ενέργειας (0%), η ροή θα όδευε προς το TotalHydroCellsenergy με τον ίδιο προαναφερθέντα τρόπο. Αντίστοιχα όταν οι πόροι έφταναν στο rechflow, θα γινόταν εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων και θα προέκυπτε το μέγεθος της αντίστοιχης ενέργειας. Πάρα ταύτα στο SUMENERGY2, όπως αναφέρθηκε ανωτέρω έχουμε την επίδραση τεσσάρων νέων δυνάμεων εν μέσω της χρονικής περιόδου  $E_{mid}$  της πτήσης ( $T/2$ ). Για λόγους μη απόκλισης από την αρχική μας τοποθέτηση και λαμβάνοντας υπόψη την Α.Δ.Ε. θέτουμε πως το flowtotamsum1 ισούται με  $\frac{1}{2} * SUMENERGY1$ . Συνέπεια αυτού είναι το άθροισμα των νέων ενεργειών να ισούται με το έτερο 50% της  $E_{arx}$ . Κάπου εδώ πρέπει να επισημανθεί πως όταν οι πόροι φτάσουν στο SUMENERGY1 και αφού έχουν επιδράσει στο σύστημα οι τέσσερις εκ των οκτώ δυνάμεων προστίθεται το άθροισμα των υπολοίπων ενεργειών που εξετάζονται, ώστε να καθίσταται το μοντέλο βιώσιμο. Κάτι το οποίο εξακριβώνεται στο επόμενο στάδιο (stock) του SUMENERGY2. Το σύνολο της παραγόμενης ενέργειας καταλήγει στο  $E_{fin}$ , όπου σε περίπτωση αρνητικής τιμής ή μικρότερης του  $E_{arx}$ , εύλογα εξάγεται το συμπέρασμα ότι η ενέργεια δεν επαρκεί για την αιώρηση ή τη πτήση του UAV.

### **2.6.3.5 Κινητική Ενέργεια**

Εν προκειμένω, το 25% των πόρων του UAV πηγαίνουν στο Totalkineticenergy με τον ίδιο προαναφερθέντα τρόπο. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο sum5 και με

εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το SUMENERGY2.

#### **2.6.3.6 Ενέργεια Αντίστασης Αέρα**

Το επόμενο 25% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο Totalairresistance με τον ίδιο προαναφερθέντα τρόπο. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο sum6 και με εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το SUMENERGY2.

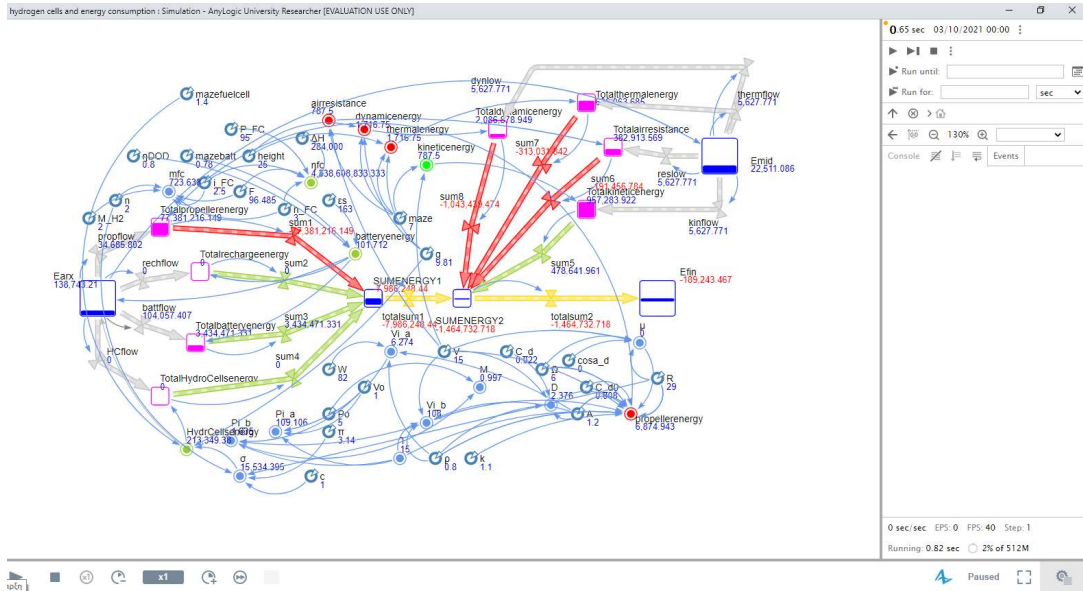
#### **2.6.3.7 Θερμική Ενέργεια**

Το επόμενο 25% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο Totalthermalenergy με τον ίδιο τρόπο που εξηγήθηκε προηγουμένως. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο flowsum7 και με εφαρμογή των παραμέτρων που τίθενται, θα προκύψει το μέγεθος της εφαρμοζόμενης στο σύστημα ενέργειας. Ακολουθως, οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν στο SUMENERGY2.

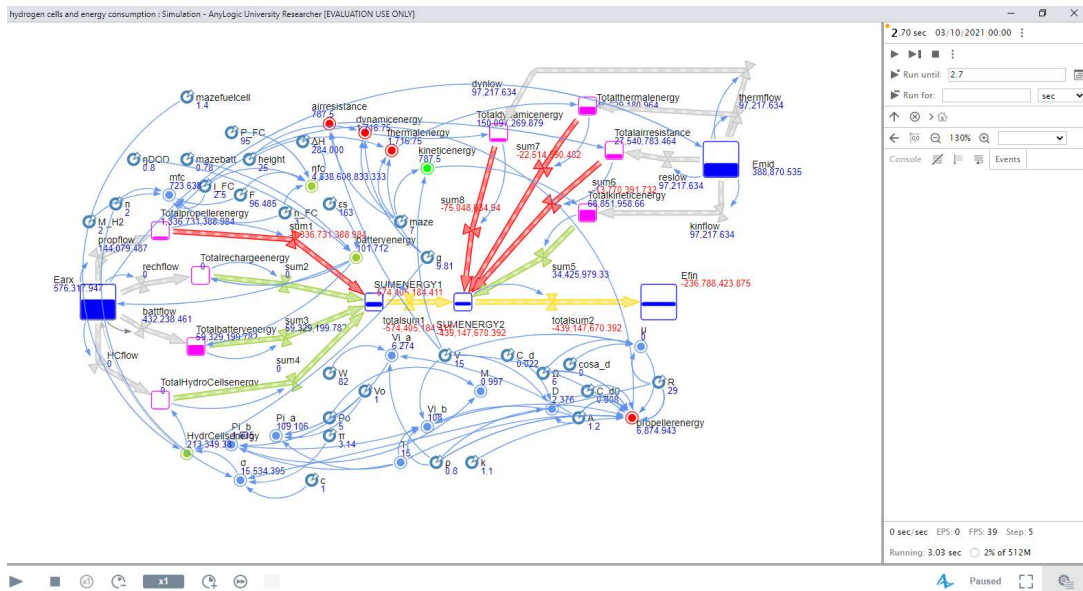
#### **2.6.3.8 Δυναμική Ενέργεια**

Τέλος άλλο ένα 25% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο surface με τον ίδιο τρόπο που εξηγήθηκε προηγουμένως. Αντίστοιχα όταν οι πόροι φτάσουν στο sum8 και με εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το SUMENERGY2. Παρατίθεται screenshot μετά από 15 δευτερόλεπτα πραγματικού χρόνου. Είναι εμφανές ότι η ποσόστωση των ενεργειών δεν ενδείκνυται για την εύρυθμη λειτουργία του συστήματος καθότι εκ του αποτελέσματος δεν υφίσταται καμία εξοικονόμηση ενέργειας από την απογείωση  $t=0$ . Αντιθέτως γίνεται κατανάλωση πέραν του επιθυμητού. Επί του υφιστάμενου υπό εξέταση μοντέλου, η επεξήγηση που αποδίδεται για την αρνητική τιμή της τελικής ενέργειας είναι πως παρότι πραγματοποιήθηκε εκμετάλλευση των διατιθέμενων πόρων για συνέχιση της πτήσης, το

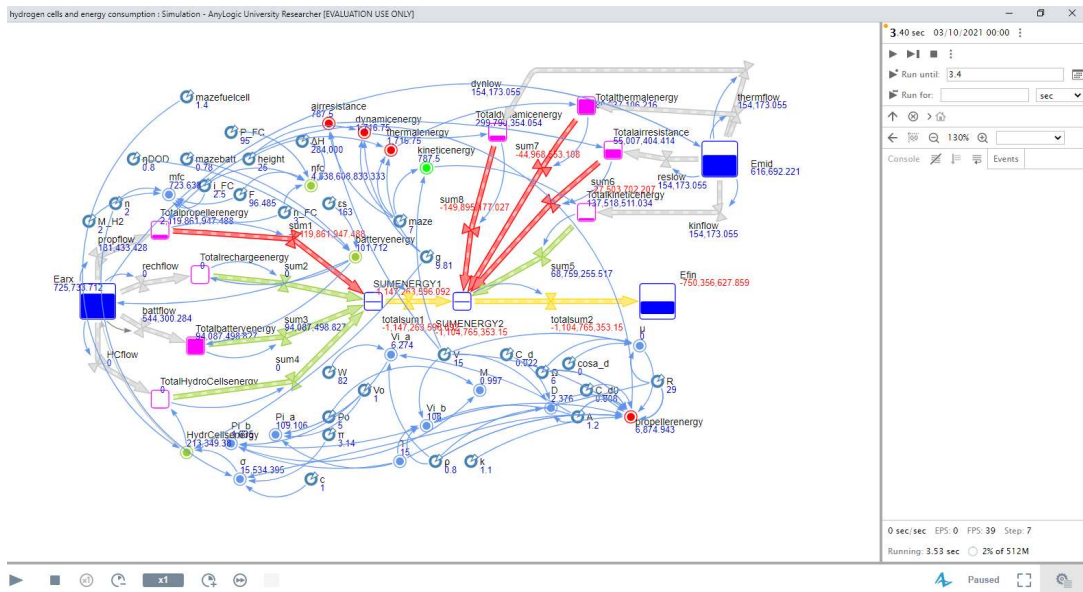
UAV θα πρέπει να προσγειωθεί για φόρτιση των πηγών. Πιο συγκεκριμένα διαπιστώθηκε όπως φαίνεται και από εικόνα 2.14 ότι τη χρονική στιγμή  $t=3.40$  το σύστημα δεν έχει άλλη ενέργεια καθώς το άθροισμα της υφιστάμενης με την αρχική είναι μικρότερο από το 0.



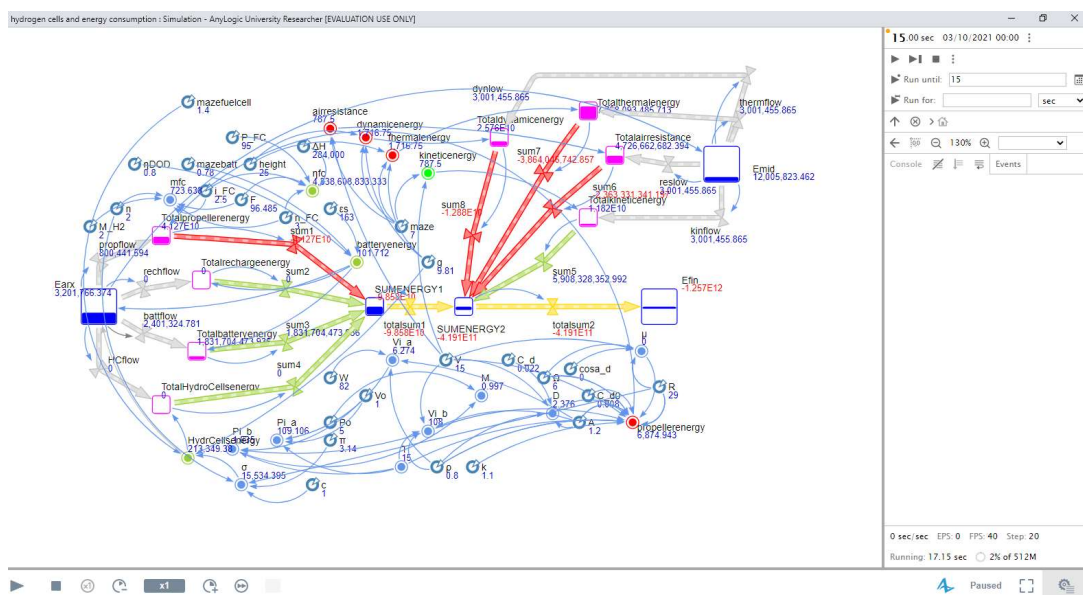
Εικόνα 2.12: Έναρξη μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=0$  για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [12]



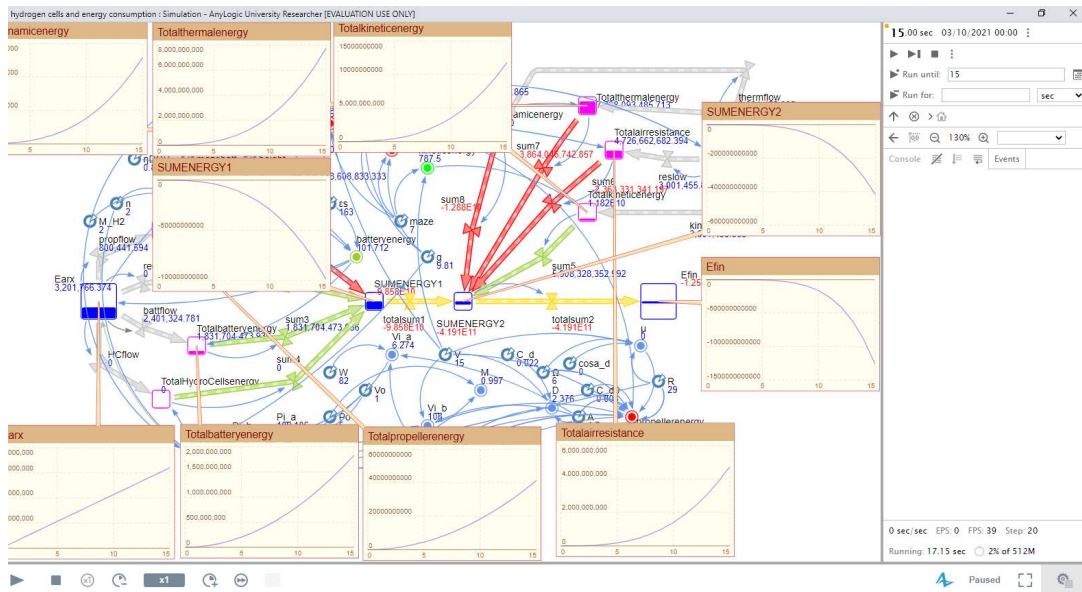
Εικόνα 2.13: Μοντελοποίηση στο χρονικό σημείο  $t=2.70$  όπου το  $SUMENERGY1=E_{arx}$  [13]



Εικόνα 2.14: Μοντελοποίηση στο χρονικό σημείο  $t=3.40$  όπου το  $E_{fin} > E_{arx}$  [14]



Εικόνα 2.15: Πέρασ μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=15$  για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [15]



Εικόνα 2.16: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο  $t=15$  για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [16]

## 2.6.4 Βελτιστοποίηση μοντέλου

Στόχος του εξεταζόμενου συστήματος είναι η εξοικονόμηση ενέργειας, κάτι το οποίο μπορεί να επιτευχθεί με τη πρόσληψη ενέργειας από τις κυψέλες υδρογόνου ή με τη προσθήκη δεύτερης μπαταρίας και τη παράλληλη αύξηση της επίδρασης κάποιων δυνάμεων. Επιδίωξη μας, είναι η κατά το μέτρο του δυνατού λιγότερες στάσεις για ανεφοδιασμό ή φόρτιση της μπαταρίας με αντίστοιχο όφελος την μη διακοπή της ανατιθέμενης αποστολής. Αυτό πρακτικά, στο σύστημα, σημαίνει ότι μετά την αρχική ενέργεια που υφίσταται και αποτελεί το 100% των πόρων, οι πόροι που επανατροφοδοτούν τα stocks, πρέπει να το οδηγούν στη μέγιστη δυνατή τιμή του, κάτι το οποίο συνεπάγεται την ολοένα αυξανόμενη τιμή της τελικής τιμής της ενέργειας, ήτοι όταν το σύστημα τείνει να προσγειωθεί. Σκοπός του όλου εγχειρήματος είναι η μη διακοπή της πτήσης μέσω της ελαχιστοποίησης της απαίτησης του συστήματος για ενέργεια και παράλληλα ο υπερκερασμός του αθροίσματος των υπολοίπων αντίθετου μέτρου δυνάμεων που εφαρμόζονται. Για να επιτευχθεί αυτός ο στόχος έπρεπε να γίνουν τροποποιήσεις στις τιμές του. Εν προκειμένω, ο διαμοιρασμός της ενέργειας θα γίνει ως ακολούθως (Πίνακας 2.2):

Είδος Ενέργειας	Ποσοστό (%)
Ενέργεια Ελίκων - Προπελών	12,5
Ενέργεια Μπαταρίας Επαναφόρτισης	12,5
Ενέργεια Μπαταρίας	12,5
Ενέργεια Μπαταρίας Κυψελών Υδρογόνου	12,5
Κινητική Ενέργεια	12,5
Ενέργεια Αντίστασης του Αέρα	12,5
Θερμική Ενέργεια	12,5
Δυναμική Ενέργεια	12,5

Πίνακας 2.2: Είδη Ενέργειας και ποσοστωση τροφοδότησης στη Μοντελοποίηση [2]

Ύστερα από μελέτη, το μέγιστο δυνατό κέρδος επιτυγχάνεται αν διαφοροποιηθεί το ποσοστό των πόρων που ρέουν από το UAV προς τα stocks. Όλα θα λάβουν εξίσου 12,5% επί της αρχικώς δοθείσης ενέργειας του εξεταζόμενου συστήματος. Τα ποσοστά αυτά τοποθετούνται στους μετατροπείς που φέρουν το όνομα της εκάστοτε ροής.

Πιο συγκεκριμένα:

α. Στην ενέργεια προπελών - ελίκων όπου  $Totalpropellerenergy = propellerenergy * propflow$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Ονομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
D	$C_d * \rho * A * V^2 / 2$	Οπισθέλκουσα (κάθετη) δύναμη
V	15	Ταχύτητα (m/s)
k	1.10	Εμπειρικός παράγοντας
$V_{i_b}$	$T / 2 * \rho * A * V$	Επαγωγική Ταχύτητα
$\rho$	0.8	σταθερά
A	1.2	Περιοχή της έλικας
$\Omega$	6	Γωνιακή ταχύτητα έλικας
R	29	ακτίνα Έλικας
$C_{d0}$	0.008	Συντελεστής κάθετης οπισθέλκουσας έλικας
$\mu$	$V * \cos \alpha_d / \Omega * R$	Προηγμένη αναλογία
$C_d$	0.022	Συντελεστής κάθετης οπισθέλκουσας της έλικας του κεντρικού κόμβου drone
T	15	Ωθηση ρότορα
$\cos \alpha_d$	0	Συνημίτονο της γωνίας προσβολής του drone

propellerenergy	$D*V+k*T*V_i_b+(\rho*A*\Omega*R*\Omega*R*\Omega*R*\sigma*C_{d0}*(1+4.6*\mu^2)/8)$	Ενέργεια προπελών
sum1	-Totalpropellerenergy	-
propflow	$E_{arx}*12.5/100$	Η ροή προς το Totalpropellerenergy

Πίνακας 2.3: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Προπελών [3]

β. Στην ενέργεια επαναφόρτισης (δεύτερης μπαταρίας) του συστήματος, όπου  $Totalrechargeenergy=batteryenergy*rechflow*20/100$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
$\epsilon_s$	163	Δείκτης βαρυμετρικής απόδοσης (E / m) ποσότητας ενέργειας ανά μονάδα μάζας
$\eta_{DOD}$	0.8	βάθος εκφόρτισης της μπαταρίας με επηρεασμό του κύκλου ζωής της
mazebatt	0.78	Βάρος μπαταρίας (Kg)
batteryenergy	$\epsilon_s*\eta_{DOD}*mazebatt*20\%$	Ενέργεια Επαναφόρτισης
sum2	Totalrechargeenergy*20%	-
rechflow	$E_{arx}*12.5/100$	Η ροή προς το Totalrechargeenergy

Πίνακας 2.4: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Επαναφόρτισης [4]

γ. Στην ενέργεια της μπαταρίας (primarybattery) όπου  $Totalbatteryenergy=batteryenergy*battflow$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
$\epsilon_s$	163	Δείκτης βαρυμετρικής απόδοσης (E/m) ποσότητας ενέργειας ανά μονάδα μάζας
$\eta_{DOD}$	0.8	βάθος εκφόρτισης της μπαταρίας επηρεάζει με επηρεασμό του κύκλου ζωής της
mazebatt	0.78	Βάρος μπαταρίας (Kg)
batteryenergy	$\epsilon_s*\eta_{DOD}*mazebatt$	Ενέργεια Μπαταρίας
Sum3	Totalbatteryenergy	-
battflow	$E_{arx}*12.5/100$	Η ροή προς το Totalbatteryenergy

Πίνακας 2.5: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Μπαταρίας [5]

δ. Στην ενέργεια των κυψελών υδρογόνου όπου  $TotalHydroCellsenergy=HydrCellsenergy*HCflow$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
$\sigma$	$n*R*c/\pi*R*R$	Στερεότητα ρότορα
mazehydrCELL	1.4	Βάρος μπαταρίας κυψελών
n	2	Αριθμός λεπίδων
$\pi$	3,14159265	Μαθηματική σταθερά ( $\pi = P/\delta$ )
R	29	Ακτίνα Έλικα
g	9.81	Επιτάχυνση της βαρύτητας σε $m/s^2$
HydrCellsenergy	$\sigma*mazehydrCELL*g$	Ενέργειας μπαταρίας κυψελών
sum4	TotalHydroCellsenergy	-
HCflow	$E_{airx}*12.5/100$	Η ροή προς το TotalHydroCellsenergy

Πίνακας 2.6: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Κυψελών Υδρογόνου [6]

ε. Στην κινητική ενέργεια όπου  $Totalkineticenergy=kineticenergy*kinflow$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze (drone)	7	Βάρος του drone (kg)
V	15	Ταχύτητα σε m/s
kineticenergy	$0.5*maze*V*V$	Κινητική Ενέργεια
sum5	Totalkineticenergy	-
kinflow	$E_{mid}*25/100$	-
$E_{mid}$	$E_{airx}/2$	Η ενέργεια στο μέσο της διαδρομής του συστήματος

Πίνακας 2.7: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Κινητική Ενέργεια [7]

στ. Στην ενέργεια που εφαρμόζεται από την αντίσταση του αέρα όπου  $Totalairresistance=airresistance*resflow*40/100$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze (drone)	7	Βάρος του drone (kg)
V	15	Ταχύτητα σε m/s



airresistance	$0.5 \cdot \text{maze} \cdot V \cdot V$	Ενέργεια Αντίστασης
sum6	-Totalairresistance	-
resflow	$E_{\text{mid}} \cdot 25/100$	-
$E_{\text{mid}}$	$E_{\text{ax}}/2$	Η ενέργεια στο μέσο της διαδρομής του συστήματος

Πίνακας 2.8: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στην Ενέργεια Αντίστασης του Αέρα [8]

ζ. Στην θερμική ενέργεια που αναπτύσσεται στο σύστημα όπου  $\text{Totalthermalenergy} = \text{thermalenergy} \cdot \text{thermflow} \cdot 30/100$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze (drone)	7	Βάρος του drone (kg)
g	9.81	Επιτάχυνση της βαρύτητας σε $\text{m/s}^2$
height	25	Το ύψος στο οποίο ίπταται
thermalenergy	$\text{maze} \cdot \text{g} \cdot \text{height}$	Θερμική Ενέργεια
sum7	-Totalthermalenergy	-
thermflow	$E_{\text{mid}} \cdot 25/100$	-
$E_{\text{mid}}$	$E_{\text{ax}}/2$	Η ενέργεια στο μέσο της διαδρομής του συστήματος

Πίνακας 2.9: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Θερμική Ενέργεια [9]

η. Στη δυναμική ενέργεια που αναπτύσσεται στο σύστημα όπου  $\text{Totaldynamicenergy} = \text{dynamicenergy} \cdot \text{dynflow}$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
maze (drone)	7	Βάρος του drone (kg)
g	9.81	Επιτάχυνση της βαρύτητας σε $\text{m/s}^2$
height	25	Το ύψος στο οποίο ίπταται
dynamicenergy	$\text{maze} \cdot \text{g} \cdot \text{height}$	Δυναμική Ενέργεια
sum8	-Totaldynamicenergy	-
dynflow	$E_{\text{mid}} \cdot 25/100$	-
$E_{\text{mid}}$	$E_{\text{ax}}/2$	Η ενέργεια στο μέσο της διαδρομής του συστήματος

Πίνακας 2.10: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της βελτιστοποίησης στη Δυναμική Ενέργεια [10]

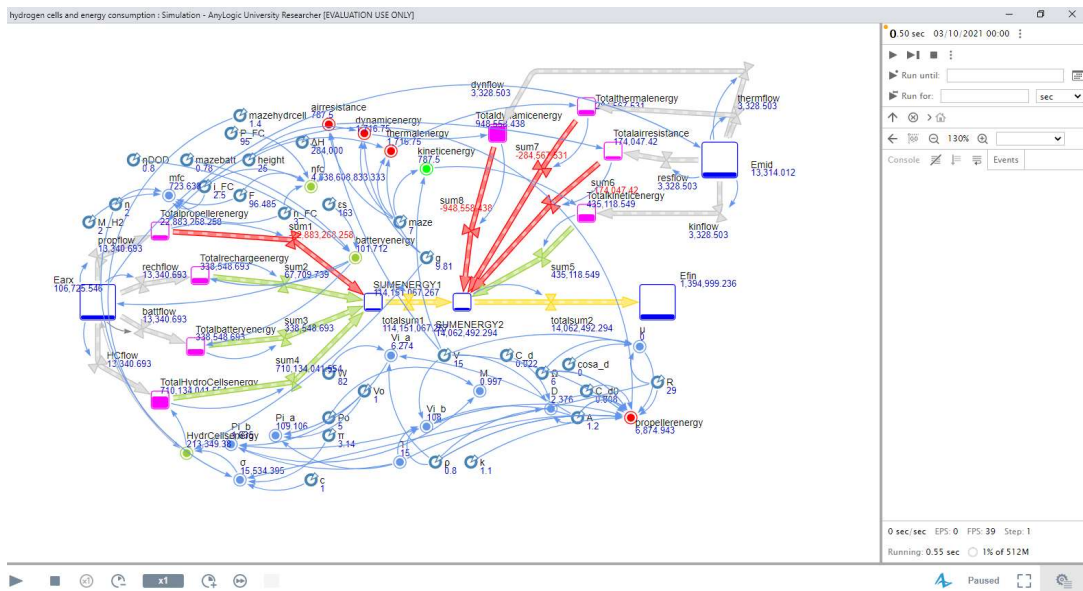
Εκ των διαγραμμάτων είναι εμφανείς οι διαφοροποιήσεις στη ροή του χρόνου.

## 2.6.5 Συμπεράσματα

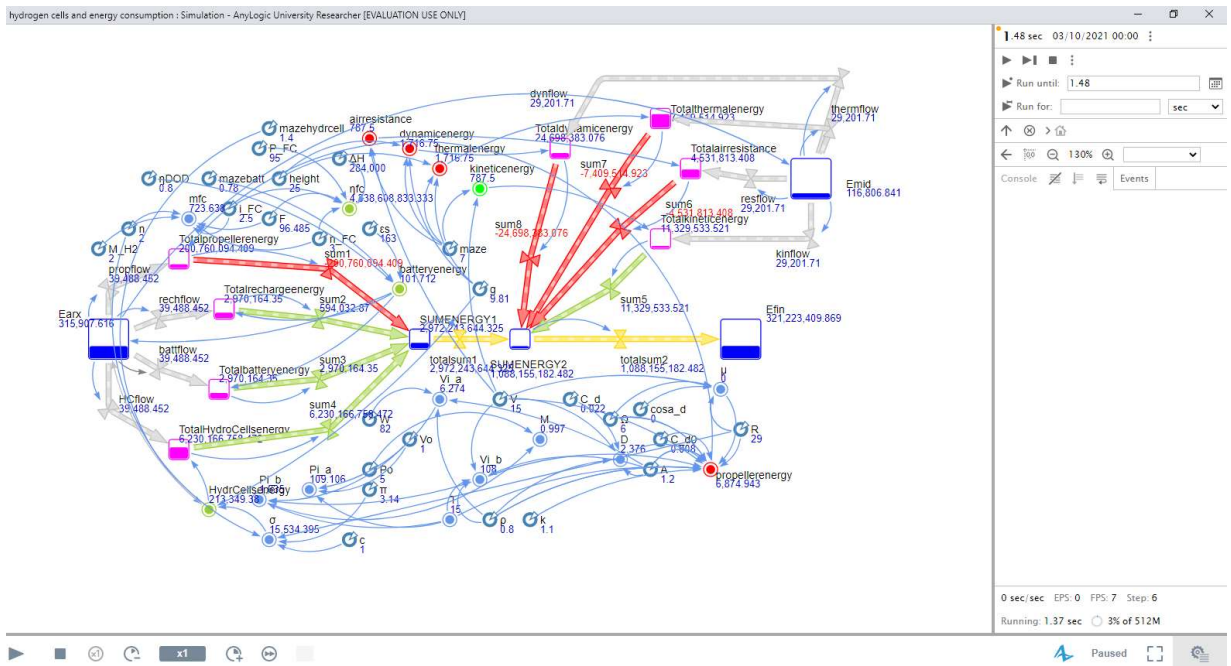
Στόχος του συστήματος είναι να γίνεται εξοικονόμηση ενέργειας καθώς και η επίτευξη του όσο το δυνατόν μικρότερου αριθμού στάσεων για επανατροφοδότηση του UAV. Αυτό σημαίνει ότι αναφορικά με το σύστημα, θα πρέπει το λιγότερο η τελική του ενέργεια να είναι μεγαλύτερη από την αρχική βραχυπρόθεσμα.

Ακολουθως παρατίθενται εικόνες που αποσαφηνίζουν το τοπίο στο πεδίο της ροής της ενέργειας στο σύστημα. Πιο συγκεκριμένα, παρατηρείται ότι το UAV στο  $t=0$  ξεκινά από την αρχική τιμή 100% και εν συνεχεία στην έξοδο, ήτοι στο  $E_{FIN}$  με γεωμετρική πρόοδο, η τελικώς παραγόμενη ενέργεια αυξάνεται. Στο  $t=1.48$  είναι εμφανές ότι το μοντέλο εισέρχεται σε τροχιά μέγιστης βελτιστοποίησης καθότι το  $E_{FIN} > E_{arx}$ .

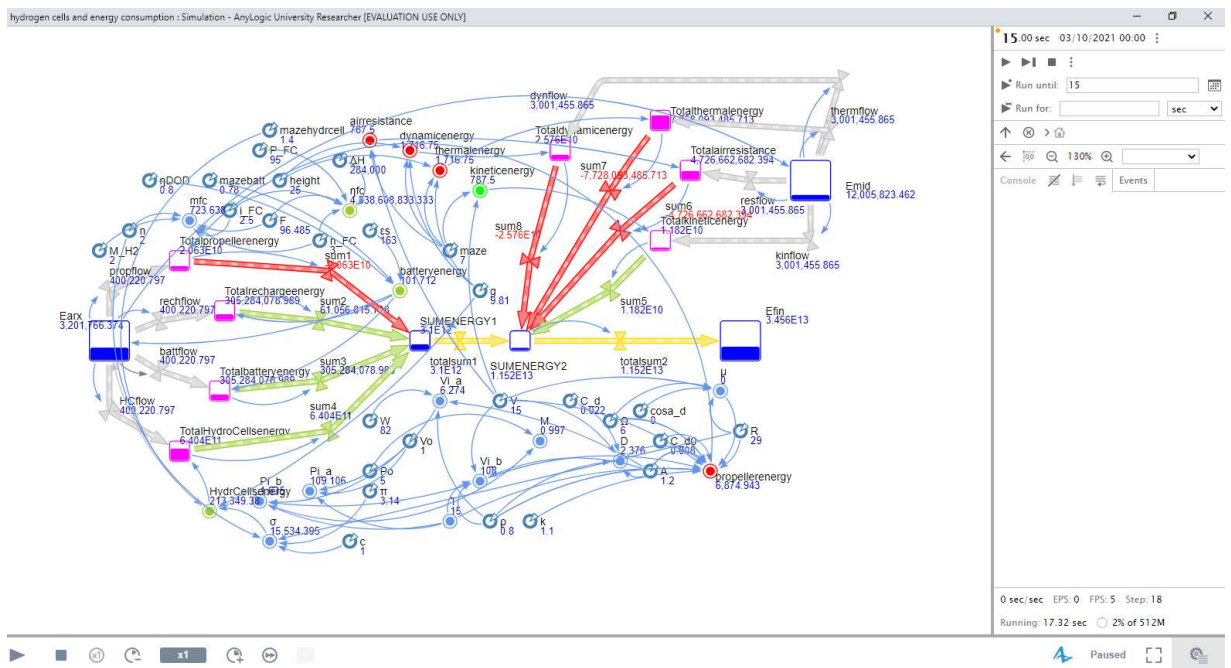
Τέλος, στο  $t=15$  βλέπουμε ότι το  $E_{FIN}$  επιτυγχάνει να είναι εκθετικά μεγαλύτερο από την αρχική ενέργεια. Πιο συγκεκριμένα το  $E_{FIN} \approx 10^{13} * E_{arx}$ . Συνεπώς το μοντέλο μετά την βελτιστοποίηση είναι παρασάγγας αποδοτικότερο και εύκολα γίνεται αντιληπτό ότι η τιμή της εξοικονόμησης εύκολα υπολογίζεται από το άθροισμα  $E_{FIN} - E_{arx}$ , με αποτέλεσμα να επιτυγχάνεται η βελτιστοποίηση.



Εικόνα 2.17: Έναρξη βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=0$  [17]



Εικόνα 2.18: Έναρξη εξοικονόμησης ενέργειας στο χρονικό σημείο  $t=1.48$  στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [18]



Εικόνα 2.19: Πέρας βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=15$  [19]



## Πηγές – Βιβλιογραφία

- [1] Kesselman S. The first 1,000 commercial UAS exemptions 2014.
- [2] Demirel Y. Energy: production, conversion, storage, conservation, and coupling. Springer; 2012.
- [3] Belmonte N, Luetto C, Staulo S, Rizzi P, Baricco M. Case studies of energy storage with fuel cells and batteries for stationary and mobile applications. Challenges 2017;8:9.
- [4] Tractica. Commercial drone shipments to surpass 2.6 million units annually by 2025. 2015 [Online]. Available: <https://www.tractica.com/newsroom/press-releases/commercialdrone-shipments-to-surpass-2-6-million-units-annually-by-2025-according-to-tractica/> [Accessed 19 January 2017].
- [5] Finnegan P. World civil unmanned aerial systems market profile & forecast. 2016.
- [6] Jenkins D, Vasigh B. The economic impact of unmanned aircraft systems integration in the United States. 2013.
- [7] Lux Research. Led by agriculture, market for commercial drones will reach \$1.7 billion in 2025. 2014 [Online]. Available: <http://www.luxresearchinc.com/news-and-events/pressreleases/read/led-agriculture-market-commercial-droneswill-reach-17-billion> [Accessed 19 January 2017].
- [8] Camhi J. The drones report. 2016.
- [9] Markets and Markets. Small drones market worth 10.04 billion USD by 2020. 2014 [Online]. Available: <http://www.marketsandmarkets.com/PressReleases/small-uav.asp> [Accessed 19 January 2017].
- [10] ABI Research. Small unmanned aerial systems market exceeds US\$8.4 billion by 2019, dominated by the commercial sector and driven by commercial applications.2015 [Online]. Available: <https://www.abiresearch.com/press/small-unmanned-arial-systems-market-exceedsus84-b/> [Accessed 19 January 2017].
- [11] Shapiro G. Message to FAA: time to let U.S. lead on drones.2014 [Online]. Available: <https://www.cta.tech/News/Blog/Articles/2014/October/Message-to-FAA-Time-to-Let-U-SLead-on-Drones.aspx> [Accessed 19 January 2017].
- [12] ENAC. Regolamento e Mezzi Aerei a Pilotaggio Remoto. Italy.2015.
- [13] Yacoubi M, Lemone C, Bourguignon A, Hendrick P. Study of the propulsion system of a VTOL MUAV using fuel cells. In: 9th National congress on theoretical and applied mechanics; 2012. p. 5.
- [14] Kim K, Kim T, Lee K, Kwon S. Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles. J Power Sources 2011;196(21):9069e75.
- [15] Kim T. NaBH<sub>4</sub> (sodium borohydride) hydrogen generator with a volume-exchange fuel tank for small unmanned aerial vehicles powered by a PEM (proton exchange membrane) fuel cell. Energy 2014;69:721e7.
- [16] Donateo T, Ficarella A, Spedicato L, Arista A, Ferraro M. A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries. Appl Energy 2017;187:807e19.
- [17] Bradley TH, Moffitt BA, Mavris DN, Parekh DE. Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft. J Power Sources 2007;171(2):793e801.
- [18] Rao Z, Wang S. A review of power battery thermal energy management. Renew Sustain Energy Rev 2011;15(9):4554e71.
- [19] Huamin Z, Xianfeng L, Hongzhang Z. Li-S and Li-O<sub>2</sub> batteries with high specific energy: research and development. Springer; 2017.
- [20] Julien P, Bergthorson JM. Sustainable Energy & Fuels Enabling the metal fuel economy: green recycling of metal fuels. R Soc Chem 2017;1:615e25.
- [21] HES. Aerostacks A-series. 2017 [Online]. Available: <https://www.hes.sg/ultra-light-stacks> [Accessed 7 November 2017].
- [22] Tattu Gen Ace. Gens ace 5000 mAh 22.2V 45C 6S1P lipo battery pack. 2017 [Online]. Available: <http://www.gensace.de/gens-ace-5000mah-22-2v-45c-6s1p-lipo-battery-pack.html> [Accessed 7 November 2017].
- [23] Tattu Gen Ace. Tattu 30000 mAh 22.2V 25C 6S1P lipo battery pack. 2017 [Online]. Available: <http://www.gensace.de/tattu-30000mah-22-2v-25c-6s1p-lipo-battery-pack.html> [Accessed 7 November 2017].
- [24] Beibei R, Shuzhi Sam G, Chang C, Cheng-Heng F, Tong Heng L. Modeling, control and coordination of helicopter systems. Springer; 2012.

- [25] Seddon J. Basic helicopter aerodynamics. BSP Professional Books; 1990.
- [26] MathWorks. Battery. 2017 [Online]. Available: [https://it.mathworks.com/help/physmod/sps/powersys/ref/battery.html?s\\_tid=Ogn\\_loc\\_drop](https://it.mathworks.com/help/physmod/sps/powersys/ref/battery.html?s_tid=Ogn_loc_drop) [Accessed 7 November 2017].
- [27] Power Stream. High discharge current 18650 rechargeable cylindrical lithium ion batteries. 2017 [Online]. Available: <https://www.powerstream.com/18650-high-discharge-rate.htm> [Accessed 7 November 2017]
- [28] Fuel cells for airborne usage: Energy storage Comparison/F. Ustolin\*, R. Taccani/Universit\_a degli studi di Trieste, Dipartimento di Ingegneria e Architettura, Trieste, Italy/i n t e r n a t i o n a l journal o f hydrogen energy 4 3 (2018)
- [29] Suitability Analysis of Implementing a Fuel Cell on a Multicopter Drone/Journal of Aerospace Technology and Management On-line version ISSN 2175-9146/J. Aerosp. Technol. Manag. vol.12 São José dos Campos 2020 Epub Aug 10, 2020/<https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1172>
- [30] <https://encyclopedia2.thefreedictionary.com/parasite+power>
- [31] <https://math.usu.edu/~powell/ormlab-html/node6.html>
- [32] <https://math.usu.edu/~powell/ormlab-html/node7.html>
- [33] <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1260/030952409790291226?journalCode=wiea>

## Βιβλιογραφία Εικόνων

- [1] <https://www.suasnews.com/2019/04/boost-commercial-uav-flight-times-with-hydrogen-fuel-cell-technology/>
- [2] [https://www.youtube.com/watch?v=r\\_NW7pV3760](https://www.youtube.com/watch?v=r_NW7pV3760)
- [3] <https://fuelcellsworks.com/news/doosan-mobility-innovation-releases-series-of-videos-of-its-hydrogen-fuel-cell-drone/>
- [4] <https://dronebelow.com/2018/10/23/challenges-of-fuel-cells-use-in-small-drone-propulsion/>
- [5] <https://uavcoach.com/professional-drones/>
- [6] <https://www.commercialuavnews.com/infrastructure/hydrogen-fuel-cells-drones>
- [7] <https://quadquestions.com/blog/2014/12/26/quadcopter-battery/>
- [8] [Fuel cells for airborne usage: Energy storage Comparison/F. Ustolin\\*, R. Taccani/Universit a degli studi di Trieste, Dipartimento di Ingegneria e Architettura, Trieste, Italy/i n t e r n a t i o n a l journal o f hydrogen energy 4 3 \(2018\)](#)
- [9] [Fuel cells for airborne usage: Energy storage Comparison/F. Ustolin\\*, R. Taccani/Universit a degli studi di Trieste, Dipartimento di Ingegneria e Architettura, Trieste, Italy/i n t e r n a t i o n a l journal o f hydrogen energy 4 3 \(2018\)](#)
- [10] <https://www.amazon.com/DJI-Phantom-Professional-Quadcopter-Renewed/dp/B07D1CSMCS>

## Βιβλιογραφία Πινάκων

- [1] Fuel cells for airborne usage: Energy storage Comparison/F. Ustolin\*, R. Taccani/Università degli studi di Trieste, Dipartimento di Ingegneria e Architettura, Trieste, Italy/International journal of hydrogen energy 43 (2018)



### **3ο Κεφάλαιο: Εξοικονόμηση της Ενέργειας ενός UAV με σκοπό την αύξηση του χρόνου πτήσης και της διανυθείσης απόστασης, Μοντελοποίηση και Βελτιστοποίηση**

#### **3.1 Εισαγωγή**

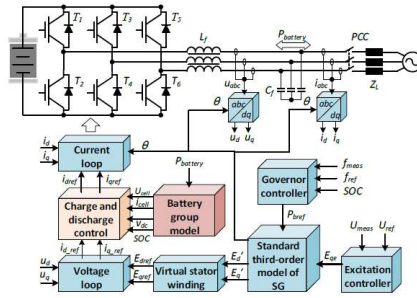
Δεδομένου ότι η παραγωγή ανανεώσιμης ενέργειας και οι συνδεδεμένες στο δίκτυο θύρες μετατροπών δεν έχουν σχεδόν καθόλου απόσβεση και αδράνεια, το σύστημα παραγωγής ανανεώσιμης ενέργειας παρουσιάζει χαμηλή αδράνεια και ασθενή χαρακτηριστικά απόσβεσης [1]. Αναφορικά με την απορροφούμενη ισχύ ή την ισχύ εξόδου του BESS, ο σταθμός αποθήκευσης ενέργειας της μπαταρίας μπορεί να σταθεροποιήσει τη μη ισορροπημένη ισχύ στο σύστημα ισχύος και να βελτιώσει την ικανότητα υποστήριξης της σταθερής συχνότητας του συστήματος για την παραγωγή ενέργειας από ανανεώσιμες πηγές, με ένα φιλικό προσκείμενο στο δίκτυο φωτοβολταϊκό [2].

Σε συνέχεια της παραπάνω θεώρησης, με το παρόν προτείνεται μια στρατηγική ελέγχου υποστήριξης για το BESS με το μοντέλο τρίτης τάξης των σύγχρονων γεννητριών. Μέσω του σχεδιασμού του συντελεστή ρύθμισης, αναλύεται η δυναμική διαδικασία του υπόψη σταθμού αποθήκευσης ενέργειας της μπαταρίας που συμμετέχει στην απόκριση της συχνότητας του δικτύου ισχύος και επιδρά στη σταθερότητα της συχνότητας του συστήματος παραγωγής ενέργειας από ανανεώσιμες πηγές, στο βάθος της διαμόρφωσης συχνότητας του BESS.

#### **3.2 Στρατηγική Ενεργειακού ελέγχου και υποστήριξης με βάση το μοντέλο τρίτης τάξης του SG**

##### **3.2.1 Μοντέλο τρίτης τάξης SG**

Η συνολική δομή ελέγχου του BESS που βασίζεται στο μοντέλο της σύγχρονης γεννήτριας τρίτης τάξης φαίνεται στην Εικόνα 3.1.

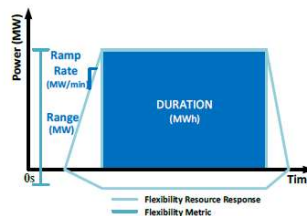


Εικόνα 3.1 Στρατηγική ελέγχου ενεργής υποστήριξης που βασίζεται σε μοντέλο τρίτης τάξης SG [1]

Προκειμένου να προσομοιωθεί το σύστημα διέγερσης και το σύστημα ρύθμισης της ταχύτητας του SG, θα πρέπει να επιτευχθεί οι μετατροπείς του δικτύου BESS να έχουν χαρακτηριστικά αδράνειας και χαρακτηριστικά απόσβεσης. Ένα τυπικό μοντέλο τρίτης τάξης του SG δημιουργείται με βάση την εξίσωση κίνησης του ρότορα δεύτερης τάξης και την εξίσωση παροδικής ηλεκτρικής κίνησης πρώτης τάξης.

### 3.3 BESS (Battery Energy Storage System)

#### 3.3.1 Δείκτες ευελιξίας του BESS



Εικόνα 3.2 Απεικόνιση τριών διαστάσεων για ευελιξία: εύρος, ramp rate και διάρκεια [2]

#### 3.3.2 Ανάλυση Ευελιξίας του BESS

##### 3.3.2.1 Δείκτες ευελιξίας του BESS

Η ευελιξία του BESS μπορεί να αναλυθεί σε τρεις διαστάσεις:

- α. Στο απόλυτο εύρος ισχύος εξόδου ισχύος (MW)
- β. Στην ταχύτητα της αλλαγής εξόδου ισχύος ή τον ramp rate (MW/min) και

γ. Στη διάρκεια των επιπέδων ενέργειας (MWh) [3]

$$\Delta P_{\text{battery}} = -(k_m \cdot \Delta f - D \Delta \omega) \quad (1)$$

Τότε ο κανονισμός μονάδας ισχύος του BESS μπορεί να εκφραστεί ως τύπος (2):

$$k_{\text{battery}} = -\Delta P_{\text{battery}} / \Delta f = (K_m - D) \quad (2)$$

Ο συντελεστής διαφοράς του BESS μπορεί να εκφραστεί ως τύπος (3) :

$$\sigma_{\text{battery}} \% = 100 / k_{\text{battery}} = 100 / (K_m - D) \quad (3)$$

Το BESS διανέμει ένα μέρος της υποστήριξης ισχύος σύμφωνα με το δικό του συντελεστή διαφοράς, όταν το φορτίο του συστήματος ισχύος συμβάλλει και συνεισφέρει στην διαμόρφωση της συχνότητας εξόδου.

Ο στόχος αυτού του κεφαλαίου, είναι να δείξει μια απλή διαδικασία για την παράταση του χρόνου πτήσης του multicopter. Πολλές έννοιες που παρουσιάζονται εδώ, ισχύουν επίσης για drone σταθερής πτέρυγας.

Η διαδικασία βελτιστοποίησης είναι ένας βρόχος (loop), οπότε πρέπει να ξεκινήσουμε κάνοντας κάποιες παραδοχές.



Εικόνα 3.3 Otus Quadcopter [3]

Το πρώτο βήμα είναι να καταλάβουμε πώς μπορεί να πετάξει και να απογειωθεί ένα drone. Η περιστροφή των ελίκων δημιουργεί ώθηση και συνάμα, επιτρέπει στο drone να απογειωθεί και να αιωρείται. Στην αιώρηση (hover), η συνδυασμένη ώθηση των ελίκων είναι ίση με το συνολικό βάρος του drone.



Εικόνα 3.4 Παράδειγμα ώσης και βάρους ενός drone [4]

Για να διατηρηθεί μια καλή αρχή ελέγχου, η μέγιστη ώθηση που επιτυγχάνεται από τον έλικα πρέπει να είναι περίπου διπλάσια από την ώθηση αιώρησης. Εξυπακούεται ότι αυτό δεν αποτελεί παραδοχή αλλά προϊόν μίας θεωρητικής προσέγγισης.

### 3.3.3 Η έννοια της αποδοτικότητας

Η αποδοτικότητα είναι ο λόγος της εξόδου διαιρεμένος με την είσοδο. Εδώ, οι έλικες μετατρέπουν τη μηχανική ενέργεια σε ώθηση.

$$\text{PropellerEfficiency} = \text{Thrust} / \text{MechanicalPower} = \text{Thrust} / \text{Torque} * \text{RotationSpeed} \quad (4)$$

### 3.3.4 Υπολογισμός της ώρας πτήσης

Η χωρητικότητα της μπαταρίας μπορεί να εκφραστεί ως ο συνολικός χρόνος πτήσης (FT) σε ώρες, πολλαπλασιαζόμενος με την παραγόμενη ισχύ (Ισχύς σε Watt):

$$\text{FlightTime} * \text{Power} = E_{\text{battery}} \quad (5)$$

Η χωρητικότητα της μπαταρίας ( $E_{\text{battery}}$ ) είναι ίση με το βάρος της μπαταρίας ( $W_{\text{battery}}$  σε γραμμάρια) πολλαπλασιαζόμενη με την ενεργειακή πυκνότητα ( $\sigma_{\text{battery}}$  σε Wh/g):

$$E_{\text{battery}} = \sigma_{\text{battery}} * W_{\text{battery}} \quad (6)$$

Η συνολική ισχύς (Ισχύς σε Watt) είναι ίση με το βάρος του drone ( $W_{\text{drone}} \text{ (g)} = W_{\text{frame}} \text{ (g)} + W_{\text{battery}} \text{ (g)}$ ) διαιρούμενο με την απόδοση των προπελών (σε g/W):

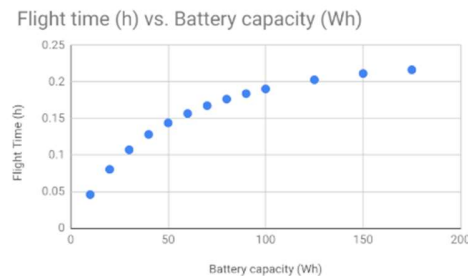
$$\text{Power} = W_{\text{drone}} / \text{propEfficiency} \quad (7)$$

Η απόδοση της έλικας είναι συνάρτηση του συνολικού βάρους του drone με το πλήθος των προπελών στο drone. Έτσι, με το συνδυασμό των εξισώσεων, έχουμε τον χρόνο πτήσης:

$$FT = \sigma_{\text{battery}} * W_{\text{battery}} * \eta_{\text{prop}} * \frac{(W_{\text{frame}} + W_{\text{battery}})}{\text{Number of Propeller}} / (W_{\text{frame}} + W_{\text{battery}}) \quad (8)$$

Η αύξηση του βάρους της μπαταρίας αυξάνει τον λόγο στην παραπάνω εξίσωση, αλλά μειώνει την απόδοση της προπέλας.

Στο ακόλουθο διάγραμμα παρατηρούμε την επίδραση της μεταβολής της χωρητικότητας της μπαταρίας. Είναι εμφανές πως η αύξηση της χωρητικότητας της μπαταρίας αυξάνει κατά αναλογία το χρόνο πτήσης κατά λίγα λεπτά.



Εικόνα 3.5 Διάγραμμα του χρόνου πτήσης με τη Χωρητικότητα της μπαταρίας [5]

### 3.4 Μοντελοποίηση

#### 3.4.1 Εισαγωγή

Μετά το θεωρητικό κομμάτι σειρά παίρνει η μοντελοποίηση. Η μοντελοποίηση δίνει τη δυνατότητα να προσομοιωθούν οι παράγοντες που έχουν αναφερθεί και αναλυθεί προηγουμένως, στο θεωρητικό κομμάτι. Με αυτή τη διαδικασία εξάγονται χρήσιμα συμπεράσματα προτού εφαρμοστεί σε πραγματικό επίπεδο.

Για την προσομοίωση χρησιμοποιήθηκε το πρόγραμμα Anylogic PLE. Η δυναμικότητα του μοντέλου έγκειται στο γεγονός ότι αν αλλάξουμε μια τιμή στο μοντέλο αλλάζει η κατάσταση καθώς και τα αποτελέσματα της μοντελοποίησης. Εκμεταλλευόμενοι την ιδιότητα της δυναμικότητας του μοντέλου, μπορούμε να αναλύσουμε πολλές διαφορετικές καταστάσεις και να φτάσουμε στην βελτιστοποίηση της διαδικασίας. Επισημαίνεται ότι εν αντιθέσει με τα προηγούμενα κεφάλαια, εδώ θα εξεταστεί και η δυνατότητα διαμέσω της

ακόλουθης ανάλυσης για επέκταση του χρόνου πτήσης του συστήματος κάτι που εύλογα συνεπάγεται την αύξηση της απόστασης που δύναται να διανύσει.

### **3.4.2 Αρχικό Κεφάλαιο**

Το πρώτο στοιχείο με το οποίο θα ξεκινήσουν και θα τελειώσουν όλα τα μοντέλα είναι το TRPA. Στην αρχή το κεφάλαιο αυτό αντιστοιχεί στην επιδίωξη εξοικονόμησης ενέργειας ενός αυτόνομου UAV - drone, στο οποίο προσαρτώνται ηλιακά πάνελ προκειμένου να επιτυγχάνεται πρόσληψη ικανής ποσότητας ηλιακής ενέργειας για την απρόσκοπτη κίνηση του. Στη συνέχεια, εφόσον το stock αυτό αναλυθεί και περάσει μέσα από τους παράγοντες που υπάρχουν στο μοντέλο, επιστρέφεται ξανά είτε με τη μορφή εξοικονόμησης και επαύξησης της ενέργειας με συνέπεια την μη απαίτηση επαναφόρτισης, είτε με τη μορφή μεγάλης κατανάλωσης ενέργειας, ένεκα της αφαίρεσης των πρόσθετων στοιχείων που παρέχουν ενέργεια πλην της μπαταρίας.

Αρχικά στο TRPA τοποθετείται το 100% της ενέργειας στο πλαίσιο πιστής τήρησης της Α.Δ.Ε. (Αρχή Διατήρησης της Ενέργειας) που θα επιδράσει στο σύστημα κατά τη διαδικασία της απογείωσης σε χρόνο  $t=0$ , ήτοι η  $E_{BATTERY}$  (batteryenergy). Κατά τη διάρκεια της κίνησης του συστήματος, θα επιδράσουν κι άλλες δυνάμεις με απόρροια την παραγωγή των ενεργειών  $E_{DRONE}$ (droneenergy),  $E_{SOLAR}$ (solarenergy),  $E_{PROP}$ (propellerenergy),  $E_{FRAME}$ (frameenergy) και στο τέλος της κίνησης η  $E_{THERMAL}$ (thermalenergy).

#### ***Ανάλυση των δυνάμεων στην αρχή της κίνησης:***

##### ***Ηλιακή Ενέργεια***

Βασικός παράγοντας της κίνησης του εν λόγω UAV (drone) είναι η ενέργεια που προσλαμβάνεται από τις ακτίνες του ήλιου, καθώς διαδραματίζει πολύ σημαντικό ρόλο στην ενεργοποίηση της κίνησης του συστήματος. Πόροι λοιπόν ρέουν από το TRPA προς το stock του  $E_{solar}$  διαμέσω του  $soperc$ . Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και τη λειτουργία του drone.

##### ***Ενέργεια Προπελών***

Βασικός παράγοντας της κίνησης του εν λόγω UAV (drone) είναι η ενέργεια που παράγεται από την ενεργοποίηση των προπελών, καθώς μέσω αυτής ενεργοποιείται η

κίνηση του συστήματος. Πόροι λοιπόν ρέουν από το TRPA προς το stock του  $E_{prop}$  διαμέσω του  $prop_{perc}$ . Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

### ***Κινητική Ενέργεια του συστήματος του Drone***

Βασικός παράγοντας της κίνησης του εν λόγω UAV (drone) είναι η κινητική ενέργεια του drone, ήτοι «σώμα» και μπαταρία καθώς μέσω αυτής πραγματοποιείται η όποια προγραμματισμένη ή μη, κίνηση του συστήματος. Πόροι λοιπόν δημιουργούνται και ρέουν από το TRPA προς το stock του  $E_{drone}$  διαμέσω του  $dr_{perc}$ . Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

### ***Ενέργεια Πλαισίου***

Ένας διαφορετικός παράγοντας εν συγκρίσει με αυτά που έχουν αναλυθεί μέχρι στιγμής αποτελεί η ενέργεια πλαισίου. Πόροι λοιπόν ρέουν από το TRPA προς το stock του  $E_{frame}$  διαμέσω του  $fr_{perc}$ . Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

### ***Ενέργεια Μπαταρίας***

Ιδιαίτερα σημαίνων παράγοντας της κίνησης του UAV (drone) είναι η ενέργεια που παράγεται από την ενεργοποίηση της μπαταρίας, καθώς μέσω αυτής πραγματοποιείται η εύρυθμη λειτουργία του συστήματος και το κυριότερο είναι η ενέργεια που ωθεί το drone σε κίνηση καθώς εμπεριέχει τη μοναδική δύναμη που εφαρμόζεται στην αρχή της κίνησης  $t=0$ . Πόροι λοιπόν ρέουν από το TRPA προς το stock του  $E_{battery}$  διαμέσω του  $batt_{perc}$ . Στη συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί για την αρμονική κίνηση και λειτουργία του drone.

### ***Ανάλυση των προστιθέμενων δυνάμεων στο πέρας της κίνησης:***

#### ***Θερμική Ενέργεια***

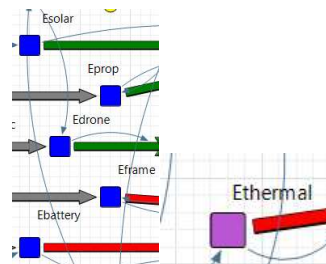
Στο τέλος της κίνησης του συστήματος εφαρμόζονται κάποιες δυνάμεις που στο υφιστάμενο παράδειγμα θα ερμηνευτούν ως τη μετουσίωση σε μία ενέργεια που επιδρά αρνητικά στο σύστημα. Αυτό πραγματοποιείται με τη ροή πόρων προς το stock του  $E_{thermal}$

διαμέσω του  $\eta_{perc}$ . Εν συνέχεια εφαρμόζονται οι παράμετροι που έχουν τεθεί και διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο για τη κίνηση του συστήματος αλλά και τη λειτουργία του.

### 3.4.3 Σχεδιασμός μοντέλου

Αρχικώς το 100% των πόρων του UAV πρέπει να διαμοιραστεί στους πέντε παράγοντες οι οποίοι είναι  $E_{BATTERY}$ ,  $E_{DRONE}$ ,  $E_{PROP}$ ,  $E_{FRAME}$  όπως φαίνεται και ακολούθως στην εικόνα 3.6. Επιλέγεται αρχικώς η κατανομή της ενέργειας να γίνει ισόποσα με 20% σε κάθε stock εκ των προαναφερθεισών ενεργειών εκτός της  $E_{SOLAR}$ .

Αυτό επιτυγχάνεται με την χρήση μετατροπέα (converter) πάνω στην εκάστοτε ροή (flow) από το TRPA προς το κάθε παράγοντα. Στη συνέχεια και περί τα μέσα της διαδρομής του συστήματος και αφού έχει γίνει η συγκέντρωση όλων των ενεργειών στο BESS (Battery Energy Storage System), εξετάζεται σε παράλληλο χρόνο η απόδοση του συστήματος με την αφαίρεση των ηλιακών πάνελ. Στο τέλος, εφαρμόζεται όπως αναφέρθηκε και ανωτέρω η επίδραση της  $E_{thermal}$ .



Εικόνα 3.6: Οι παράγοντες του μοντέλου προσομοίωσης [6]

#### 3.4.2.1 Ενέργεια Ελίκων - Προπελών

Εν προκειμένω, το 20% των πόρων του TRPA πηγαίνουν στο  $E_{PROP}$  αφού στη ροή  $s_{operc}$  έχει τοποθετηθεί το ποσοστό τοις εκατό επί του TRPA. Στη συνέχεια μέσω της ροής  $bess2$  που καθορίζει το μέγεθος της προσληφθείσας ενέργειας καταλήγει στο BESS.

#### 3.4.2.2 Ηλιακή Ενέργεια

Το  $E_{SOLAR}$  δεν θα τροφοδοτηθεί καθότι λογίζεται ότι στη διάρκεια της μοντελοποίησης δεν έχουν ακόμη προσαρτηθεί τα ηλιακά πάνελ.



### **3.4.2.3 Κινητική Ενέργεια του συστήματος του Drone**

Το επόμενο 20% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο  $E_{DRONE}$  με τον ίδιο προαναφερθέντα τρόπο. Αντίστοιχα, όταν οι πόροι φτάσουν στο  $bess3$  και με εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το BESS.

### **3.4.2.4 Ενέργεια Μπαταρίας**

Το επόμενο 40% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο  $E_{BATTERY}$  με τον ίδιο προαναφερθέντα τρόπο. Κατά αντιστοιχία, όταν οι πόροι φτάσουν στο  $bess5$  και με εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το BESS.

### **3.4.2.5 Ενέργεια Πλαισίου**

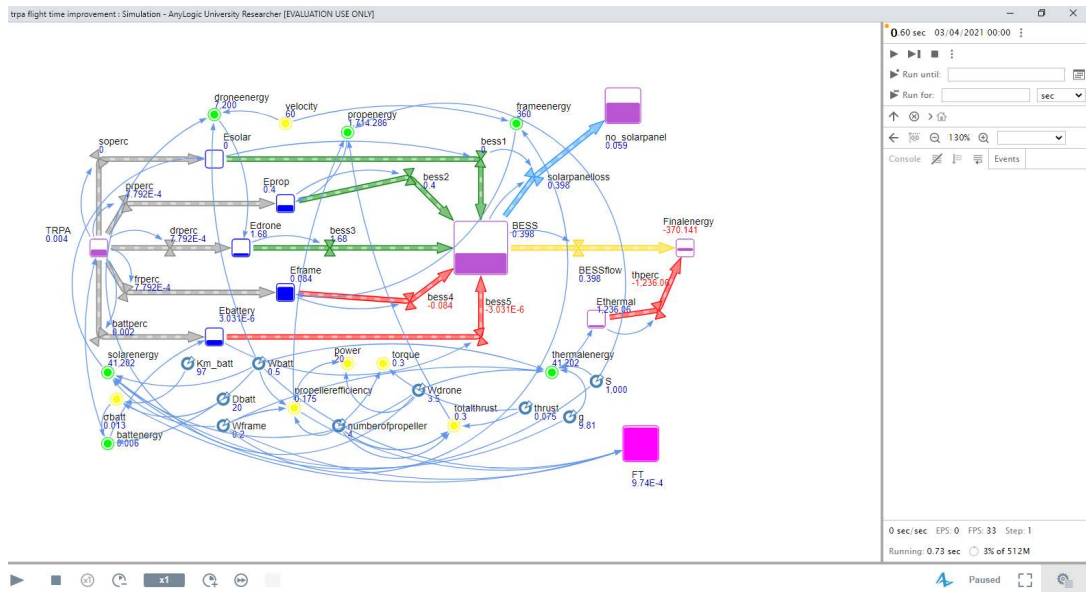
Το επόμενο 20% του αρχικού κεφαλαίου πηγαίνει στο  $E_{FRAME}$  με τον ίδιο προαναφερθέντα τρόπο. Αντίστοιχα, όταν οι πόροι φτάσουν στο  $bess4$  και με εφαρμογή των δοθέντων παραμέτρων θα προκύψει το μέγεθος της αναφερόμενης ενέργειας που εφαρμόζεται στο σύστημα. Με τον ίδιο τρόπο οι εν λόγω πόροι του αρχικού κεφαλαίου ρέουν προς το BESS.

### **3.4.2.6 Θερμική Ενέργεια**

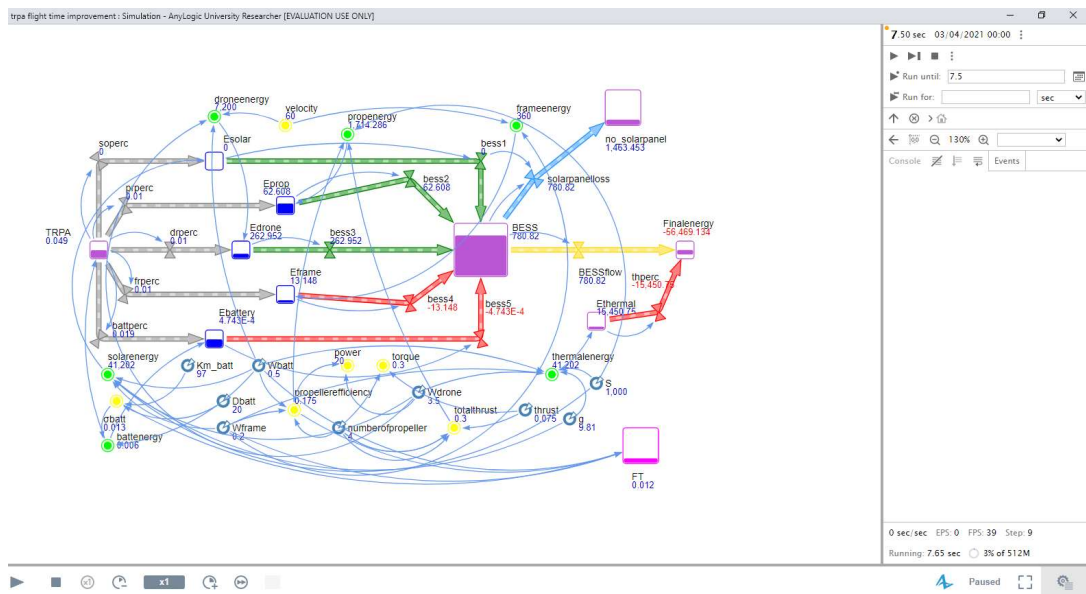
Εδώ επί της ουσίας δεν παρέχεται κάποιο ποσοστό ενέργειας επί του αρχικού παράγοντα TRPA. Πάρα ταύτα όπως αναφέρθηκε και προηγουμένως εξαιτίας της επίδρασης διαφόρων δυνάμεων προκύπτει θερμική ενέργεια η οποία εδώ λογίζεται ότι επηρεάζει το σύστημα κατά ένα ποσοστό της τάξης του 5% εκ της αρχικής τιμής του  $thermalenergy$ . Όταν το σύστημα φτάσει σε ένα συγκεκριμένο χρονικό σημείο περί τα μέσα της διαδρομής (BESS), θεωρήθηκε δόκιμο να εξεταστεί η επίδραση της ηλιακής ενέργειας στο σύστημα (εναλλακτικό). Συνεπώς, σε μία δεύτερη διαδρομή, αφαιρέθηκαν τα ηλιακά πάνελ και κατά

συνέπεια η θετική επίδραση της εν λόγω ενέργειας στο σύστημα. Πάρα ταύτα το εναλλακτικό σύστημα, σκόπιμα δεν δοκιμάζεται από τη θερμική ενέργεια.

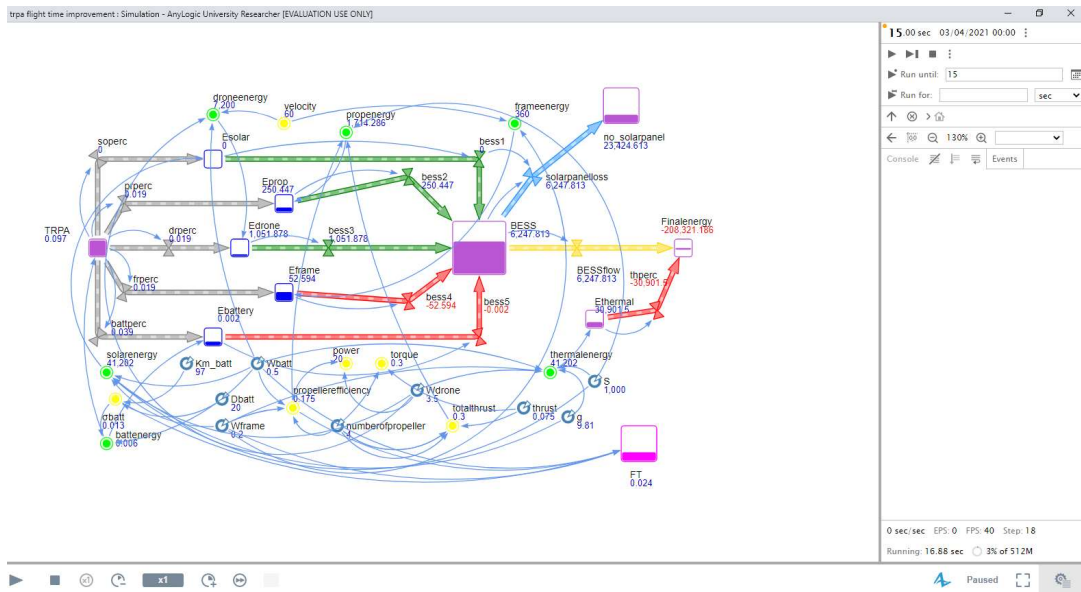
Όπως θα αποδειχθεί και ακολούθως, το μοντέλο δεν καθίσταται βιώσιμο, κάτι το οποίο εξακριβώνεται στο επόμενο στάδιο (stock) του Finalenergy. Το σύνολο της παραγόμενης ενέργειας σε περίπτωση αρνητικής τιμής ή μικρότερης της αρχικής ενέργειας του συστήματος (TRPA), εύλογα εξάγεται το συμπέρασμα ότι η ενέργεια δεν επαρκεί για την εξακολούθηση της πτήσης του UAV. Παρατίθεται screenshot μετά από 15 δευτερόλεπτα πραγματικού χρόνου. Είναι εμφανές ότι η ποσόστωση των ενεργειών δεν ενδείκνυται για την εύρυθμη λειτουργία του συστήματος καθότι εκ του αποτελέσματος δεν υφίσταται καμία εξοικονόμηση ενέργειας από την απογείωση  $t=0$ . Αντιθέτως, γίνεται κατανάλωση πέραν του επιθυμητού και προσδοκώμενου. Επί του υφιστάμενου υπό εξέταση μοντέλου, η επεξήγηση που αποδίδεται για την αρνητική τιμή της τελικής ενέργειας είναι πως παρότι πραγματοποιήθηκε εκμετάλλευση των διατιθέμενων πόρων για συνέχιση της πτήσης, το UAV θα πρέπει να προσγειωθεί για φόρτιση των πηγών ενέργειας καθώς το σύστημα δεν διαθέτει κάποιο παράγοντα για να προβεί σε επαναφόρτιση της μπαταρίας. Για την κατανόηση του μεγέθους της επιρροής της θερμικής ενέργειας στο σύστημα, έχει προστεθεί άλλος ένας παράγοντας ονόματι no\_solarpanel ο οποίος τυγχάνει της ίδιας επεξεργασίας με το Finalenergy με δεδομένα την απουσία των ηλιακών πάνελ, αλλά και την μη επίδραση των θερμικών απωλειών. Ο εν λόγω παράγοντας θα αναλυθεί λεπτομερώς στο τέλος του παρόντος κεφαλαίου.



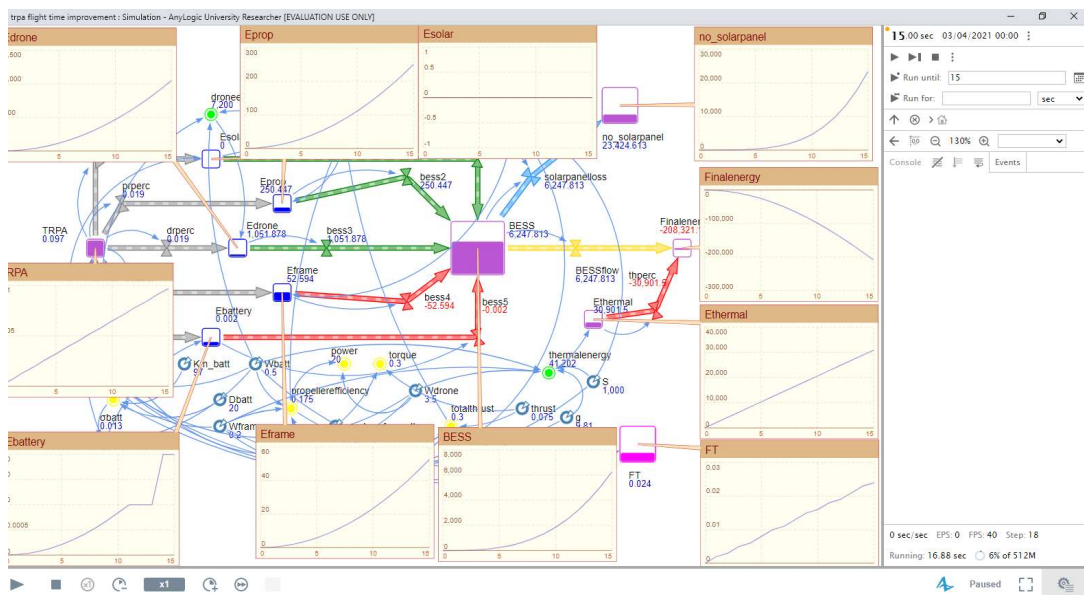
Εικόνα 3.7: Έναρξη μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=0$  για ισοποίηση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [7]



Εικόνα 3.8: Μοντελοποίηση στο χρονικό σημείο  $t=7.5$  (μεσοδιάστημα κίνησης) και  $FT=0.012$  όπου το σύστημα χωρίς ηλιακά πάνελ αρχίζει να λειτουργεί [8]



Εικόνα 3.9: Πέρασ μοντελοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=15$  και  $FT=0.024$  για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [9]



Εικόνα 3.10: Διαγράμματα ενεργειών και ρών του συστήματος στο χρονικό σημείο  $t=15$  και  $FT=0.024$  για ισόποση κατανομή ενέργειας μεταξύ των παραγόντων [10]

### 3.4.3 Βελτιστοποίηση μοντέλου

Στόχος του εξεταζόμενου συστήματος είναι η επέκταση του χρόνου πτήσης και κατά συνέπεια της τελικώς διανυθείσας απόστασης μέσω της εξοικονόμηση ενέργειας, κάτι το

οποίο μπορεί να επιτευχθεί με τη πρόσληψη ενέργειας από τα ηλιακά πάνελ που έχουν προσαρτηθεί στο UAV. Επιδίωξη μας είναι η κατά το μέτρο του δυνατού λιγότερες στάσεις για ανεφοδιασμό ή φόρτιση της μπαταρίας, με αντίστοιχο όφελος την μη διακοπή της ανατιθέμενης αποστολής. Αυτό πρακτικά για το σύστημα, σημαίνει ότι μετά την αρχική ενέργεια που παρέχεται και αποτελεί το 100% των πόρων, οι πόροι που επανατροφοδοτούν τα stocks, πρέπει να το οδηγούν στη μέγιστη δυνατή τιμή του, κάτι το οποίο συνεπάγεται την ολοένα αυξανόμενη τιμή της τελικής τιμής της ενέργειας, ήτοι όταν το σύστημα τείνει να προσγειωθεί.

Σκοπός του όλου εγχειρήματος είναι η μη διακοπή της πτήσης μέσω της ελαχιστοποίησης απαίτησης του συστήματος για ενέργεια και παράλληλα ο υπερκερασμός του αθροίσματος των υπολοίπων αντίθετου μέτρου δυνάμεων που εφαρμόζονται. Για να επιτευχθεί αυτός ο στόχος έπρεπε να γίνουν τροποποιήσεις στις τιμές του. Εν προκειμένω, ο διαμοιρασμός της ενέργειας θα γίνει ως ακολούθως (Πίνακας 3.1):

Είδος Ενέργειας	Ποσοστό (%)
Ενέργεια Ελίκων - Προπελών	10
Ηλιακή Ενέργεια	45
Κινητική Ενέργεια Drone	15
Κινητική Ενέργεια Frame	15
Θερμική Ενέργεια	-
Ενέργεια Μπαταρίας	15

Πίνακας 3.1: Είδη Ενέργειας και ποσόστωση τροφοδότησης στη Μοντελοποίηση [1]

Ύστερα από μελέτη, το μέγιστο δυνατό κέρδος επιτυγχάνεται αν διαφοροποιηθεί το ποσοστό των πόρων που ρέουν από το UAV προς τα stocks. Όλα θα λάβουν διαφορετικά ποσοστά επί της αρχικώς δοθείσης ενέργειας του εξεταζόμενου συστήματος.

Τα ποσοστά αυτά, τοποθετούνται στους μετατροπείς που φέρουν το όνομα της εκάστοτε ροής. Πιο συγκεκριμένα:

α. Στην ηλιακή ενέργεια όπου  $E_{solar} = \text{solarenergy} * \text{soperc} + 3000$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Ονομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
$W_{batt}$	0.5	Βάρος μπαταρίας

g	9.81	Επιτάχυνση της βαρύτητας σε m/s <sup>2</sup>
S	1000	Το σύνολο της απόστασης που εξετάζεται
W <sub>frame</sub>	0.2	Βάρος πλαισίου
W <sub>drone</sub>	3.5	Βάρος drone
solarenergy	$(W_{batt}+W_{frame}+W_{drone}) * g * S$	Ηλιακή Ενέργεια
bess1	E <sub>solar</sub>	Η ροή προς το BESS
soperc	TRPA*45/100	Η ροή προς το E <sub>solar</sub>

Πίνακας 3.2: Επεξήγηση παραγόντων της Ηλιακής Ενέργειας [2]

β. Στην ενέργεια προπελών όπου  $E_{prop} = propenergy * rperc$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
totalthrust	thrust*numberofpropeller	Ωθηση του συστήματος από όλες τις προπέλες (4)
thrust	0.075	Ωθηση του συστήματος από μία προπέλα
S	1000	Το σύνολο της απόστασης που εξετάζεται
numberofpropeller	4	Αριθμός προπελών
propellerefficiency	$(W_{frame}+W_{batt})/numberofpropeller$	Αποτελεσματικότητα προπελών
W <sub>frame</sub>	0.2	Βάρος πλαισίου
W <sub>batt</sub>	0.5	Βάρος μπαταρίας
torque	numberofpropeller*thrust	Ροπή
propenergy	totalthrust*S/propellerefficiency	Ενέργεια Προπελών
bess2	E <sub>prop</sub>	Η ροή προς το BESS
rperc	TRPA*10/100	Η ροή προς το E <sub>prop</sub>

Πίνακας 3.3: Επεξήγηση παραγόντων της Ενέργειας Προπελών [3]

γ. Στην κινητική ενέργεια του Drone όπου  $E_{drone} = droneenergy * drperc$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
velocity	60	Ταχύτητα σε m/s
W <sub>batt</sub>	0.5	Βάρος μπαταρίας
W <sub>drone</sub>	3.5	Βάρος drone
power	W <sub>drone</sub> /propellerefficiency	Η δύναμη των προπελών

droneenergy	$0.5*(W_{drone}+W_{batt})*velocity*velocity$	Κινητική Ενέργεια
Bess3	$E_{drone}$	Η ροή προς το BESS
drperc	$TRPA*15/100$	Η ροή προς το $E_{drone}$

Πίνακας 3.4: Επεξήγηση παραγόντων της Κινητικής Ενέργειας του Drone [4]

δ. Στην κινητική ενέργεια του Frame όπου  $E_{frame}=frameenergy*frperc$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
velocity	60	Ταχύτητα σε m/s
Wframe	0.2	Βάρος πλαισίου
frameenergy	$0.5*W_{frame}*velocity*velocity$	Κινητική Ενέργεια
Bess4	$-E_{frame}$	Η ροή προς το BESS
frperc	$TRPA*15/100$	Η ροή προς το $E_{frame}$

Πίνακας 3.5: Επεξήγηση παραγόντων της Κινητικής Ενέργειας του Frame [5]

ε. Στην ενέργεια της μπαταρίας όπου  $E_{battery}=battenergy*battperc$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
Wbatt	0.5	Βάρος μπαταρίας
sbatt	$1/(Km\_batt-Dbatt)$	Ενεργειακή πυκνότητα
Km_batt	97	Αναλογικός συντελεστής συχνότητας ισχύος μπαταρίας
Dbatt	20	Συντελεστής απόσβεσης μπαταρίας
battenergy	$sbatt*W_{batt}$	Ενέργεια μπαταρίας
Bess5	$-E_{battery}$	Η ροή προς το BESS
battperc	$TRPA*15/100$	Η ροή προς το $E_{battery}$

Πίνακας 3.6: Επεξήγηση παραγόντων της Ενέργειας Μπαταρίας [6]

στ. Στην θερμική ενέργεια όπου  $E_{thermal}=thermalenergy*5/100$ , επιδρούν οι ακόλουθοι παράγοντες ως εξής:

Όνομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
Wbatt	0.5	Βάρος μπαταρίας
Wdrone	3.5	Βάρος drone
Wframe	0.2	Βάρος πλαισίου
g	9.81	Επιτάχυνση της βαρύτητας σε $m/s^2$

S	1000	Το σύνολο της απόστασης που εξετάζεται
thermalenergy	$(W_{\text{drone}}+W_{\text{batt}}+W_{\text{frame}})*g*S$	Θερμική Ενέργεια
BESSflow	BESS	Η ροή από το BESS προς το Finalenergy
Finalenergy	thperc + BESSflow	Τελική ενέργεια
thperc	$-E_{\text{thermal}}$	Η ροή προς το Finalenergy
BESS	bess2 + bess3 + bess1 + bess5 + bess4	Το άθροισμα των ενεργειών που επιδρούν στο σύστημα (Battery Energy Storage System)

Πίνακας 3.7: Επεξήγηση παραγόντων της Θερμικής Ενέργειας [7]

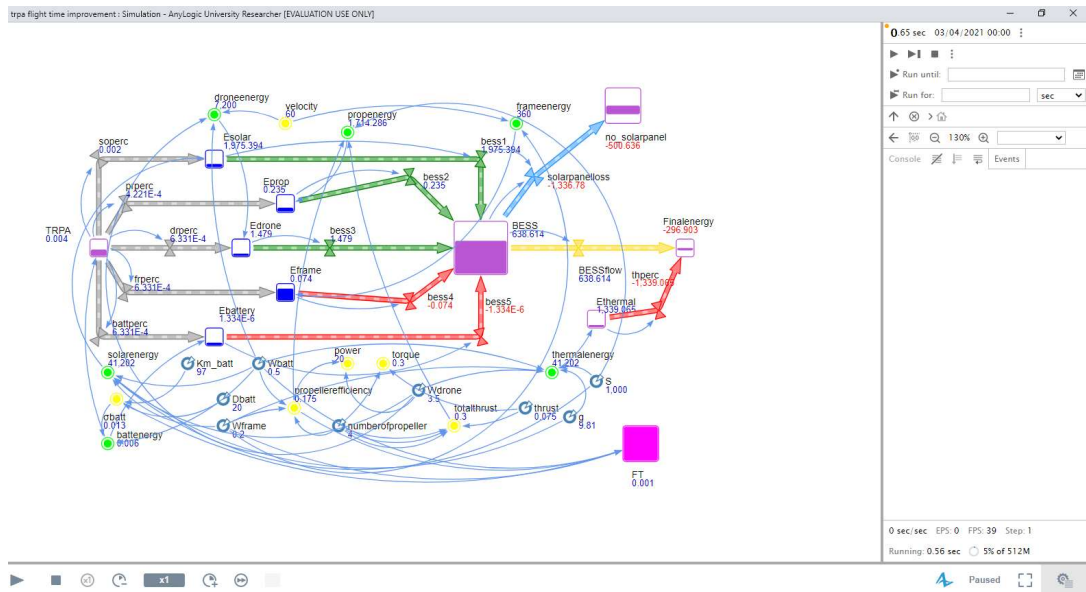
Εκ των προηγούμενων διαγραμμάτων είναι εμφανείς οι διαφοροποιήσεις στη ροή του χρόνου.

### 3.4.4 Συμπεράσματα

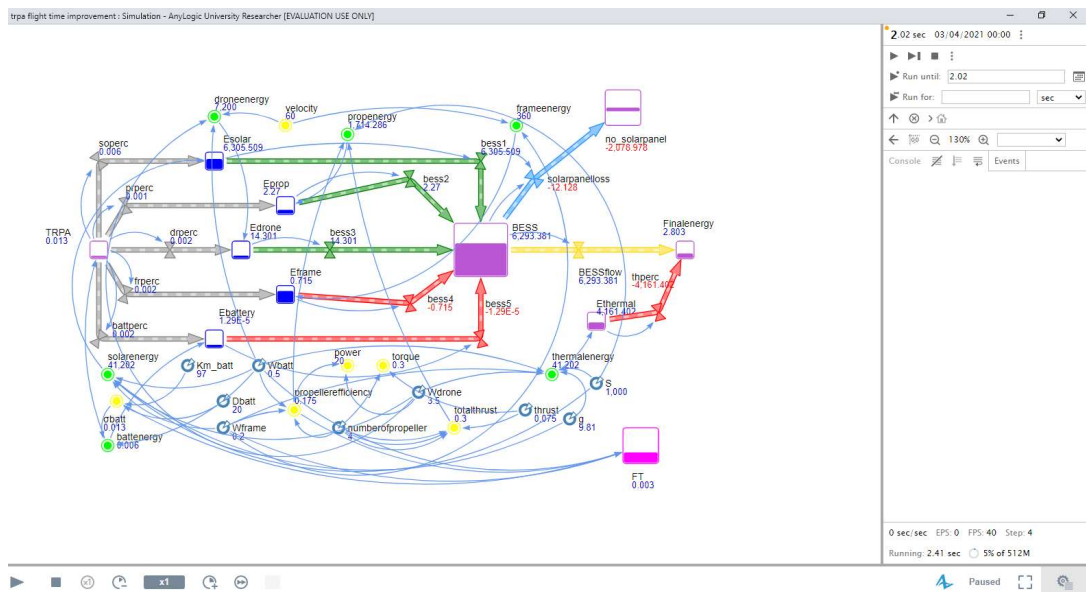
Στόχος του συστήματος είναι να γίνεται εξοικονόμηση ενέργειας, αλλά και η επίτευξη του όσο το δυνατόν μικρότερου αριθμού στάσεων για επανατροφοδότηση του UAV. Αυτό σημαίνει ότι αναφορικά με το σύστημα, θα πρέπει το λιγότερο η τελική του ενέργεια να είναι μεγαλύτερη από την αρχική, βραχυπρόθεσμα. Ακολούθως παρατίθενται εικόνες που αποσαφηνίζουν το τοπίο στο πεδίο της ροής ενέργειας στο σύστημα. Πιο συγκεκριμένα παρατηρείται ότι το UAV στο  $t=0$  ξεκινά από την αρχική τιμή 100% και εν συνεχεία στην έξοδο, ήτοι στο Finalenergy με γεωμετρική πρόοδο, η τελικώς παραγόμενη ενέργεια αυξάνεται. Στο  $t=2.02$  το Finalenergy $>0$ . Στο  $t=5.02$  είναι εμφανές ότι το μοντέλο εισέρχεται σε τροχιά μέγιστης βελτιστοποίησης καθότι το Finalenergy  $>BESS$ .

Τέλος, στο  $t=15$  βλέπουμε ότι το Finalenergy επιτυγχάνει να είναι μεγαλύτερο από την αρχική ενέργεια. Πιο συγκεκριμένα το Finalenergy $\approx 4,2*BESS$ . Συνεπώς το μοντέλο μετά την βελτιστοποίηση είναι παρασάγγας αποδοτικότερο και εύκολα γίνεται αντιληπτό ότι η τιμή της εξοικονόμησης εύκολα υπολογίζεται από το άθροισμα Finalenergy - TRPA, με αποτέλεσμα να επιτυγχάνεται η βελτιστοποίηση.



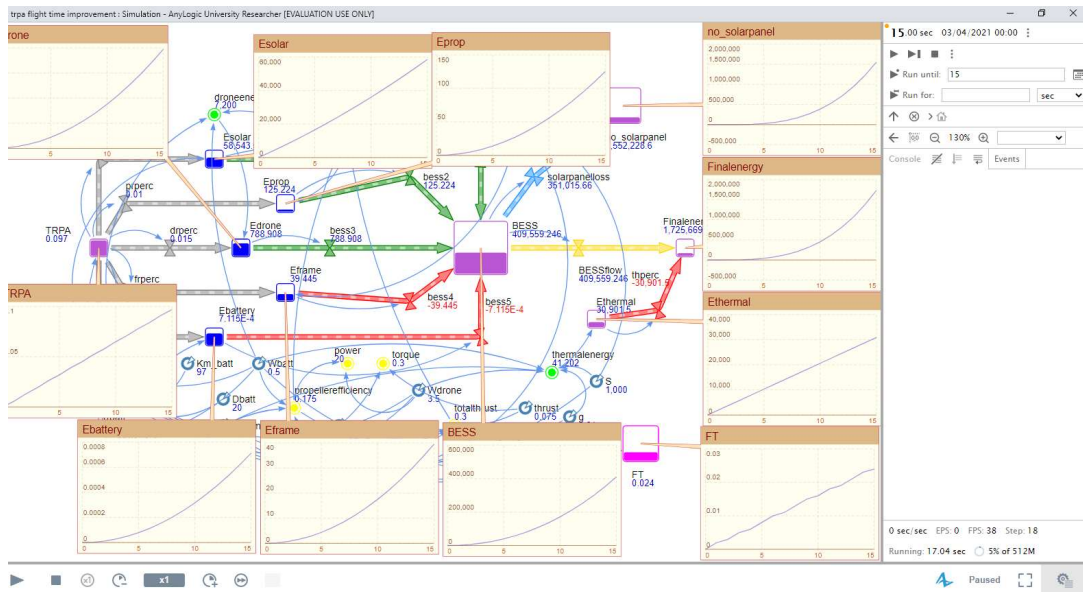


Εικόνα 3.11: Έναρξη βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο t=0 [11]

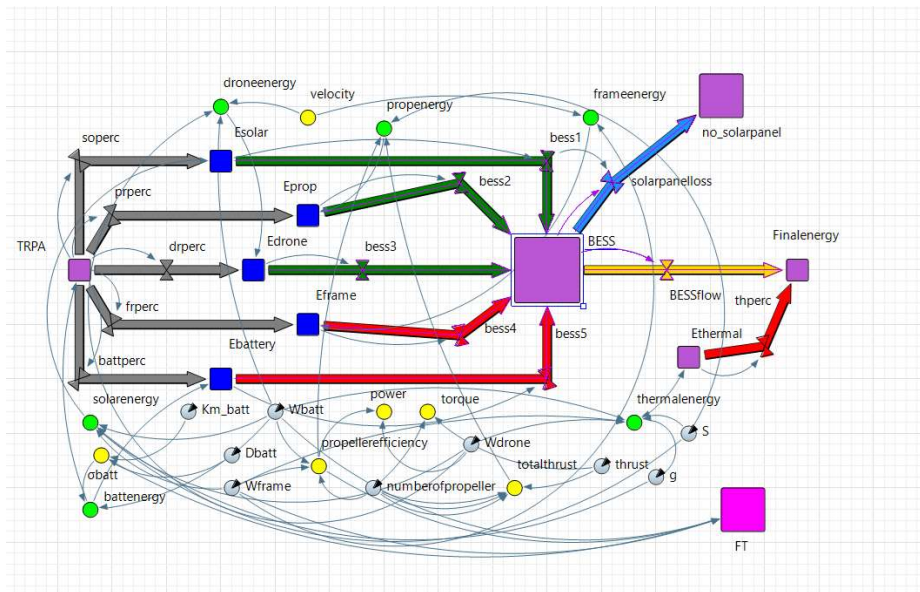


Εικόνα 3.12: Έναρξη εξοικονόμησης ενέργειας στο χρονικό σημείο t=2.02 στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [12]





Εικόνα 3.15: Διαγράμματα ενεργειών και ροών του συστήματος στο χρονικό σημείο  $t=15$  στη διαδικασία της βελτιστοποίησης [15]



Εικόνα 3.16: Μοντέλο βελτιστοποίησης [16]

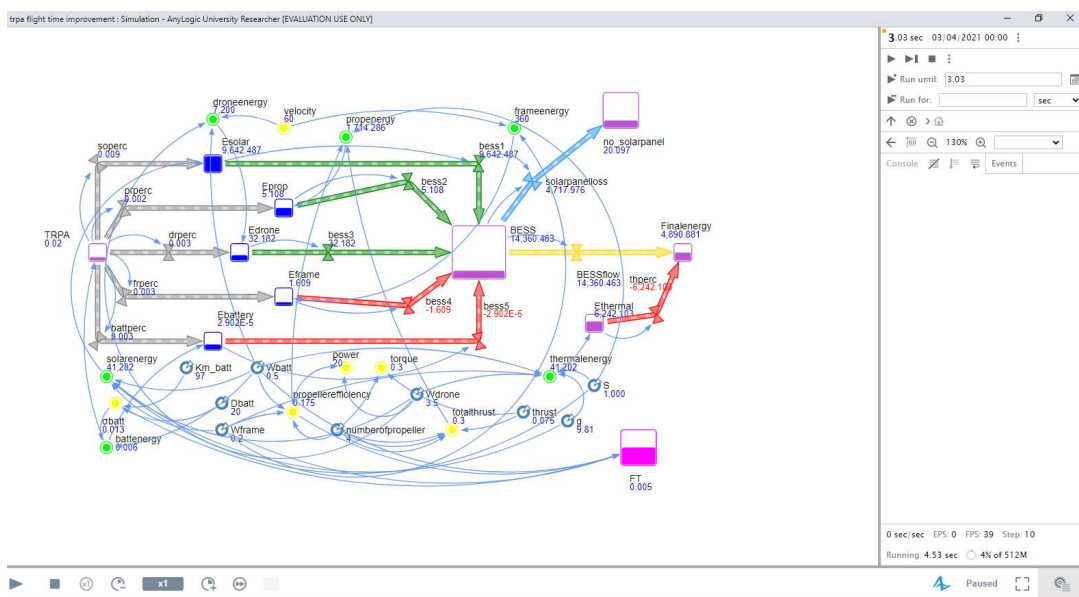
Ο παράγοντας `no_solarpanel` αναλύεται ως ακολούθως:

Ονομασία	Τύπος - Τιμή
<code>no_solarpanel</code>	<code>solarpanelloss</code>
<code>solarpanelloss</code>	<code>BESS - bess1</code>

BESS	bess2 + bess3 + bess1 + bess5 + bess4
bess1	Esolar

Πίνακας 3.8: Επεξήγηση των παραγόντων του no\_solarpanel [8]

Εδώ παρατηρούμε ότι στη διαδικασία της μοντελοποίησης καθώς και της βελτιστοποίησης, η τιμή είναι θετική. Συνεπώς, καθίσταται αντιληπτό ότι «ιδανικά», χωρίς θερμικές απώλειες και παρά την απουσία των ηλιακών πάνελ, αναπόφευκτα το εν λόγω σύστημα θα ίππεται.



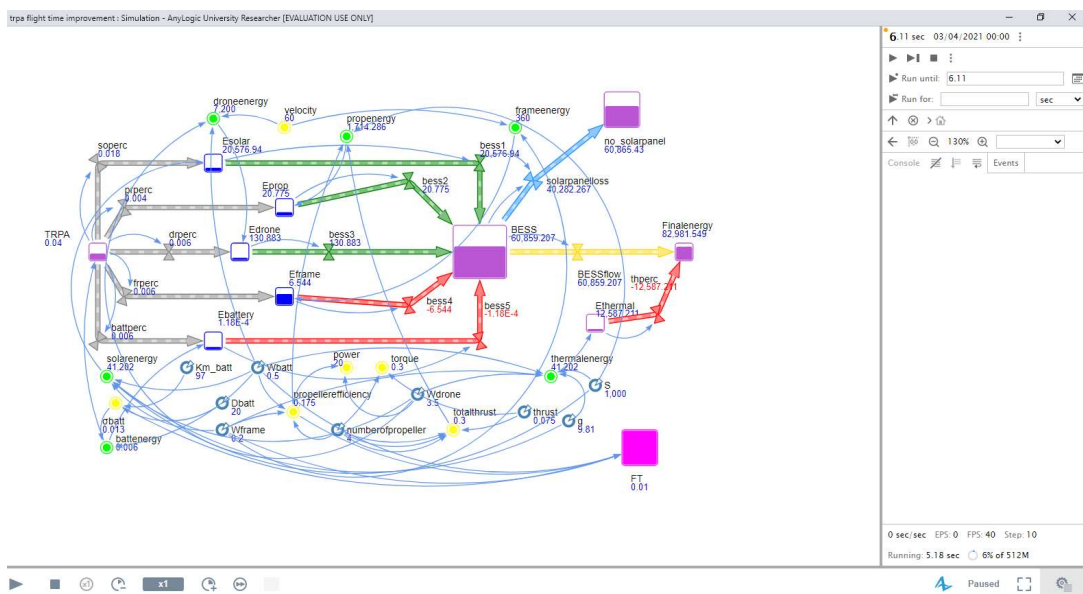
Εικόνα 3.17: Διαγράμματα ενεργειών και ροών του συστήματος στο χρονικό σημείο t=3.03 στη διαδικασία της «ιδανικής» βελτιστοποίησης [17]

Συνεπώς, η «ιδανική» βελτιστοποίηση με τα δοθέντα δεδομένα κρίνεται ως επιτυχής αν λάβουμε υπόψη ότι η μπαταρία των ηλιακών πάνελ φέρει ήδη 3000Joule κατά την έναρξη αυτής. Πάρα ταύτα εκ των διαλαμβανομένων, καθόσον το ζητούμενο εδώ είναι η αύξηση του χρόνου πτήσης, ακολούθως αναλύονται οι παράγοντες του FT ως εξής:

Ονομασία	Τύπος – Τιμή	Επεξήγηση
FT	$(\sigma_{batt} * W_{batt} / (W_{frame} + W_{batt})) * \text{propellerefficiency}$	Flight Time
$\sigma_{batt}$	$1 / (K_m\_batt - D_{batt})$	Συντελεστής διαφοράς

Km_batt	97	Αναλογικός συντελεστής συχνότητας ισχύος
Dbatt	20	Συντελεστής απόσβεσης
Wbatt	0.5	Βάρος μπαταρίας
Wframe	0.2	Βάρος πλαισίου
propellerefficiency	$(Wframe+Wbatt)/numberofpropeller$	Αποτελεσματικότητα προπελών
numberofpropeller	4	Αριθμός προπελών

Πίνακας 3.9: Επεξήγηση παραγόντων στη διαδικασία της «ιδανικής» βελτιστοποίησης [9]



Εικόνα 3.18: Τροχιά μέγιστης βελτιστοποίησης στο χρονικό σημείο  $t=6.11$  στη διαδικασία της «ιδανικής» βελτιστοποίησης με απουσία των ηλιακών πάνελ και της επίδρασης της θερμικής ενέργειας [18]

Συνεπώς, στο χρόνο  $t=15$  το συνολικό FlightTime είναι  $FT=0.024$  και το σύστημα έχει ήδη θετική τιμή η οποία ισούται με  $Finalenergy \approx 4,2 * BESS$  ενώ η  $no\_solarpanel \approx 3,79 * BESS$ . Το εντυπωσιακό εδώ είναι ότι η τιμή της  $Finalenergy$  ξεπερνάει τη τιμή της  $no\_solarpanel$ . Το FT του UAV έχει παραταθεί με αποτέλεσμα ο χρόνος με πραγματική κατανάλωση ενέργειας να είναι  $t_{real} = 15 - 0.024 = 14.976 \text{ sec}$  και κατά συνέπεια διανύονται 998,4m με 1,6m “κέρδος” από την ενέργεια των ηλιακών πάνελ.

## Πηγές – Βιβλιογραφία

- [1] Wen Y, Dai Y, Daqiang B I, et al. A Grid Friendly PV/BESS Distributed Generation Control Strategy [J]. Proceedings of the C see, 2017, 37(2):464-475.
- [2] Yingjie T, Muttaqi K M, Paul C P, et al. Enhanced Frequency Regulation Using Multilevel Energy Storage in Remote Area Power Supply Systems [J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2018:1-1.
- [3] Ela E, Milligan M, Bloom A, et al. Wholesale electricity market design with increasing levels of renewable generation: Incentivizing flexibility in system operations [J]. The Electricity Journal, 2016, 29(4):51-60.
- [4] Serban I, Marinescu C. Control Strategy of Three- Phase Battery Energy Storage Systems for Frequency Support in Microgrids and with Uninterrupted Supply of Local Loads [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2014, 29(9):5010-5020.
- [5] International Conference on Applied Energy 2019-Aug 12-15, 2019, Västerås, Sweden Paper ID: 941/THIRD-ORDER SYNCHRONOUS MACHINE MODEL BASED ACTIVE SUPPORT CONTROL OF BESS AND ITS CONTRIBUTION ANALYSIS FOR PRIMARY FREQUENCY RESPONSE
- [6] <https://www.rcbenchmark.com/blogs/articles/how-to-increase-drone-flight-time-and-lift-capacity>
- [7] Katiraei F, Mohammad RI, Peter WL. Micro-grid autonomous operation during and subsequent to islanding process. IEEE Transactions on power delivery 2005; 20.1:248-257.
- [8] Hatziargyriou, N, et al. Microgrids. IEEE power and energy magazine 2007;5.4:78-94.
- [9] Int. Energy Agency, Photovoltaic power systems programme, trends in photovoltaic applications- Survey report of selected IEA countries between 1992 and 2012, IEA-PVPS T1-23:2013, 2013.
- [10] Thresher R, Michael R, Paul V. To capture the wind. IEEE Power and Energy Magazine 2007;5.6:34-46.
- [11] Kim YS, Kim ES, Moon SI. Frequency and voltage control strategy of standalone microgrids with high penetration of intermittent renewable generation systems. IEEE Transactions on Power Systems 2016;31.1:718-728.
- [12] Olivares DE, et al. Trends in microgrid control. IEEE Transactions on smart grid 2014;5.4:1905-1919.
- [13] Han H, et al. Review of power sharing control strategies for islanding operation of AC microgrids. IEEE Transactions on Smart Grid 2016;7.1:200-215.
- [14] Micallef A, et al. Secondary control for reactive power sharing and voltage amplitude restoration in droop-controlled islanded microgrids.2012 3rd IEEE International Symposium on Power Electronics for Distributed Generation Systems (PEDG). IEEE, 2012.
- [15] Bergen AR. Power systems analysis. Pearson Education India, 2009.

## Βιβλιογραφία Εικόνων

- [1] International Conference on Applied Energy 2019-Aug 12-15, 2019, Västerås, Sweden Paper ID: 941/THIRD-ORDER SYNCHRONOUS MACHINE MODEL BASED ACTIVE SUPPORT CONTROL OF BESS AND ITS CONTRIBUTION ANALYSIS FOR PRIMARY FREQUENCY RESPONSE
- [2] International Conference on Applied Energy 2019-Aug 12-15, 2019, Västerås, Sweden Paper ID: 941/THIRD-ORDER SYNCHRONOUS MACHINE MODEL BASED ACTIVE SUPPORT CONTROL OF BESS AND ITS CONTRIBUTION ANALYSIS FOR PRIMARY FREQUENCY RESPONSE
- [3] <https://www.rcbenchmark.com/blogs/articles/how-to-increase-drone-flight-time-and-lift-capacity>
- [4] <https://www.rcbenchmark.com/blogs/articles/how-to-increase-drone-flight-time-and-lift-capacity>
- [5] International Conference on Applied Energy 2019-Aug 12-15, 2019, Västerås, Sweden Paper ID: 941/THIRD-ORDER SYNCHRONOUS MACHINE MODEL BASED ACTIVE SUPPORT CONTROL OF BESS AND ITS CONTRIBUTION ANALYSIS FOR PRIMARY FREQUENCY RESPONSE