



# **ΠΑΝΕΠΙΣΤΗΜΙΟ ΔΥΤΙΚΗΣ ΑΤΤΙΚΗΣ**

## **ΣΧΟΛΗ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ**

### **ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΛΗΡΟΦΟΡΙΚΗΣ ΚΑΙ ΥΠΟΛΟΓΙΣΤΩΝ**

#### **Πρόγραμμα Μεταπτυχιακών Σπουδών Προηγμένες Τεχνολογίες Υπολογιστικών Συστημάτων**

#### **ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ**

**Μελέτη για αξιοποίηση φωτοβολταϊκών συστοιχιών σε μη  
επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας**

**Ιωάννης Χ. Πολίτης  
Α.Μ. 21025**

**Εισηγητής: Δρ. Βουτσινάς Στυλιανός**



## ΔΙΠΛΩΜΑΤΙΚΗ ΕΡΓΑΣΙΑ

Μελέτη για αξιοποίηση φωτοβολταϊκών συστοιχιών σε μη επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας

Ιωάννης Πολίτης  
Α.Μ. 21025

Εισηγητής:

Δρ. Βουτσινάς Στυλιανός

Εξεταστική Επιτροπή:

Βογιατζής Ιωάννης	
Φατούρος Σταύρος	
Βουτσινάς Στυλιανός	

Ημερομηνία εξέτασης 10/02/2023



## ΔΗΛΩΣΗ ΣΥΓΓΡΑΦΕΑ ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗΣ ΕΡΓΑΣΙΑΣ

Ο/η κάτωθι υπογεγραμμένος Πολίτης Ιωάννης του Χαριλάου, με αριθμό μητρώου 21025, φοιτητής του Προγράμματος Μεταπτυχιακών Σπουδών «Προηγμένες Τεχνολογίες Υπολογιστικών Συστημάτων» του Τμήματος Μηχανικών Πληροφορικής και Υπολογιστών της Σχολής Μηχανικών του Πανεπιστημίου Δυτικής Αττικής, δηλώνω ότι:

«Είμαι συγγραφέας αυτής της μεταπτυχιακής εργασίας και ότι κάθε βοήθεια την οποία είχα για την προετοιμασία της, είναι πλήρως αναγνωρισμένη και αναφέρεται στην εργασία. Επίσης, οι όποιες πηγές από τις οποίες έκανα χρήση δεδομένων, ιδεών ή λέξεων, είτε ακριβώς είτε παραφρασμένες, αναφέρονται στο σύνολό τους, με πλήρη αναφορά στους συγγραφείς, τον εκδοτικό οίκο ή το περιοδικό, συμπεριλαμβανομένων και των πηγών που ενδεχομένως χρησιμοποιήθηκαν από το διαδίκτυο. Επίσης, βεβαιώνω ότι αυτή η εργασία έχει συγγραφεί από μένα αποκλειστικά και αποτελεί προϊόν πνευματικής ιδιοκτησίας τόσο δικής μου, όσο και του Ιδρύματος.

Παράβαση της ανωτέρω ακαδημαϊκής μου ευθύνης αποτελεί ουσιώδη λόγο για την ανάκληση του πτυχίου μου».

Επιθυμώ την απαγόρευση πρόσβασης στο πλήρες κείμενο της εργασίας μου μέχρι ..... και έπειτα από αίτηση μου στη Βιβλιοθήκη και έγκριση του επιβλέποντα καθηγητή.

Ο Δηλών

Πολίτης Χ. Ιωάννης





## Περιεχόμενα

ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ .....	9
ΠΕΡΙΛΗΨΗ .....	11
1.1. Εισαγωγή .....	13
1.2. Μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (UAV) .....	14
1.3. Σχεδιασμός μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων .....	18
1.4. Ιστορία της πτήσης με ηλιακή ενέργεια .....	19
1.4.1. Σύνδεση δύο πρωτοποριακών τεχνολογιών, της ηλεκτρικής πτήσης και οι ηλιακές κυψέλες .....	19
1.4.2. Πρώιμα στάδια της ηλιακής αεροπλοΐας .....	20
1.4.3. Το όνειρο της επανδρωμένης ηλιακής πτήσης .....	21
1.4.4. Στο δρόμο για Εναέριας Πλατφόρμες μεγάλης διάρκειας – μεγάλου υψομέτρου πτήσης και Αέρινη Πτήση .....	22
2.1. Τύποι UAV .....	26
2.2. Πηγές ισχύος UAV .....	27
2.2.1. Μπαταρίες .....	27
2.2.2. Υδρογόνο FC .....	29
2.2.3. Κινητήρας εσωτερικής καύσης .....	30
2.2.4. Ηλιακή ενέργεια .....	31
2.2.5. Σύγκριση κύριων πηγών ενέργειας .....	32
2.2.6. Πιθανές λύσεις για τη βελτίωση του χρόνου πτήσης .....	33
2.2.6.1. Παραγωγή υβριδικών συστημάτων .....	33
2.3. Τύποι UAV, αυτονομία και αρχιτεκτονικές συστημάτων .....	36
2.3.1. Τύποι UAV .....	36
2.3.2. Επίπεδα αυτονομίας .....	38
2.3.3. Προς πλήρως αυτόνομες λειτουργίες .....	39
2.4. Τεχνικές πλοήγησης .....	43
2.4.1. Παραδείγματα πλοήγησης .....	43
2.4.2. Μέθοδοι βάσει χάρτη έναντι μεθόδων χωρίς χάρτη .....	45
2.4.3. Συνολική δομή ελέγχου πλοήγησης .....	46
2.4.4. Τοπικός σχεδιασμός διαδρομών .....	48
2.4.5. Τοπικός σχεδιασμός τροχιών .....	49
2.4.6. Αντιδραστικές μέθοδοι .....	52
3.1. Ηλιακά μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα .....	55

3.1.1. Ρυθμίσεις αεροδυναμικής και ατράκτου .....	55
3.1.2. Σύστημα ενέργειας και προώσεως .....	59
3.2. Διαστασιολόγηση ηλιακού UAV.....	59
3.2.1. Παράμετροι αποστολής (Βήμα 1) .....	60
3.2.2. Αξιολόγηση ηλιακών πόρων (Βήμα 2) .....	61
3.2.3. Ηλιακή ενέργεια που συλλέγεται και παράμετροι πτερύγων (Βήμα 3) .....	63
3.2.4. Προφίλ αποστολής (Βήματα 4 και 5) .....	63
3.2.4.1. Ισχύς για επίπεδη πτήση .....	63
3.2.4.2. Ισχύς για πτήσης αναρρίχησης .....	64
3.2.5. Πρόβλεψη βάρους (Βήμα 6) .....	68
3.2.5.1. Σταθερά βάρη.....	68
3.2.5.2. Πρόβλεψη βάρους των ηλιακών κυψελών.....	68
3.2.5.3. Πρόβλεψη βάρους του μπλοκ αποθήκευσης ενέργειας .....	69
3.2.5.4. Πρόβλεψη βάρους της δομής του αεροσκάφους.....	69
3.2.5.5. Πρόβλεψη βάρους του συστήματος πρόωσης .....	69
3.3. Σχετική εργασία.....	70
3.3.1. Σχεδιασμός UAV λαμβάνοντας υπόψη τη δικτύωση .....	70
3.3.2. Σχεδιασμός UAV λαμβάνοντας υπόψη τις αεροτομές.....	71
3.3.3. Σχεδιασμός UAV λαμβάνοντας υπόψη τη γεωμετρία των πτερύγων .....	71
4.1. Συμπεράσματα .....	72
4.2. Κύρια επιτεύγματα.....	74
4.3. Γενική επισκόπηση εργασίας .....	76
4.4. Πιθανές εφαρμογές και το μέλλον της Ηλιακή Αεροπλοΐας .....	76
Βιβλιογραφικές αναφορές .....	78



## **ΕΥΧΑΡΙΣΤΙΕΣ**

Αρχικά, θα ήθελα να ευχαριστήσω τον καθηγητή κ. Στυλιανό Βουτσινά για την δυνατότητα που μου έδωσε να ασχοληθώ με ένα τόσο ενδιαφέρον θέμα, καθώς επίσης για τις συμβουλές και την καθοδήγησή του κατά τη διάρκεια εκπόνησης της διπλωματικής μου εργασίας.

Τέλος, θα ήθελα να ευχαριστήσω την οικογένειά μου, η οποία συνέβαλε σε προσωπικό επίπεδο και σε μεγάλο βαθμό στην προσπάθεια να υλοποιήσω την παρούσα εργασία, καθώς επίσης και για την συνεχή υποστήριξη τους όλα αυτά τα χρόνια.



## ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Η παρούσα διπλωματική εργασία ασχολείται με τη χρήση φωτοβολταϊκής συστοιχίας με τη σημερινή τεχνολογία για την πτήση μη επανδρωμένου αεροσκάφους σταθερής πτέρυγας. Τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα έχουν υποστεί ραγδαίες εξελίξεις τις τελευταίες δεκαετίες. Αυτό τα έχει κάνει πολύ δημοφιλή για διάφορες στρατιωτικές και πολιτικές εφαρμογές, επιτρέποντάς μας να φτάσουμε σε μέρη που προηγουμένως ήταν δύσκολο να φτάσουμε και επίσης την εξοικονόμηση χρόνου και ανθρωπίνων ζωών. Μια ιδιαίτερα επιθυμητή κατεύθυνση κατά την ανάπτυξη μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων είναι η επίτευξη πλήρως αυτόνομων αποστολών και η εκτέλεση των ειδικών καθηκόντων τους με ελάχιστη ανθρώπινη αλληλεπίδραση.

## ABSTRACT

This thesis deals with the use of a photovoltaic array with the current technology for the flight of a fixed-wing unmanned aircraft. Unmanned Aerial Vehicles have undergone rapid developments in recent decades. This has made them very popular for various military and civilian applications allowing us to reach places that were previously hard to reach in addition to saving time and human lives. A highly desirable direction when developing unmanned aerial vehicles is towards achieving fully autonomous missions and performing their dedicated tasks with minimum human interaction.



# Κεφάλαιο 1

## Εισαγωγή στην αξιοποίηση φωτοβολταϊκών συστοιχιών σε μη επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας

### 1.1. Εισαγωγή

Στο Κεφάλαιο 1, γίνεται μια πρώτη αναφορά στην αξιοποίηση φωτοβολταϊκών συστοιχιών σε μη επανδρωμένα αεροσκάφη UAV. Στο Κεφάλαιο 2, βλέπουμε τύπους UAV και τεχνικές πλοήγησης. Στο Κεφάλαιο 3, βλέπουμε μεθόδους και υλικά κατασκευής UAV. Στο Κεφάλαιο 4, το τελευταίο κεφάλαιο της παρούσας εργασίας εξάγονται μερικά συμπεράσματα για περαιτέρω συζήτηση.

Καθώς ο κόσμος εξαρτάται περισσότερο από την τεχνολογία, αυξάνεται επίσης η απαίτηση για αυτόνομες και πιο μηχανοποιημένες λειτουργίες, που αφαιρούν την πιθανότητα ανθρώπινου λάθους (Zhai et al., 2017). Λειτουργίες που περιλαμβάνουν οπτικές επιθεωρήσεις κατάστασης, σε περιοχές απρόσιτες από τον άνθρωπο, απαιτούν μυστικότητα, ζητήματα ασφάλειας και βιωσιμότητας, γεγονός που με τη σειρά του απαιτεί το αντικείμενο που χρησιμοποιείται για τέτοιο σκοπό να είναι ήσυχο και μικρό (Pan et al., 2019). Τα αυτόνομα μηχανοκίνητα οχήματα προσφέρουν αυτά τα χαρακτηριστικά, ωστόσο, έχουν περιορισμούς όσον αφορά την κινητικότητα, καθώς απαιτούν μια επιφάνεια για να λειτουργήσουν και τέτοιες επιφάνειες συχνά δεν είναι διαθέσιμες. Αυτό φέρνει την πρόσθετη απαίτηση ενός οχήματος που δεν απαιτεί επιφάνεια λειτουργίας, μιας που είναι ψηλά, μετατοπίζοντας την εστίαση στα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (unmanned aerial vehicles, UAVs).

Τα UAV μπορεί να είναι σχετικά μικρά, πολύ ευκίνητα και αθόρυβα, που τείνουν να επηρεάζονται λιγότερο από εξωτερικές επιρροές, όπως η κατεύθυνση του ανέμου. Εκτός από όλα αυτά τα πλεονεκτήματα, έχουν επίσης ένα ευρύ φάσμα εφαρμογών. Ωστόσο, τα μικρότερα UAV δεν λύνουν πλήρως το ζήτημα της μηχανοποίησης καθώς έχουν ένα κυρίαρχο ελάττωμα, το τροφοδοτικό είναι ανεπαρκές (Alwateer et al., 2019). Τα μεγαλύτερα drones, όπως αυτά που χρησιμοποιούνται κυρίως σε στρατιωτικές εφαρμογές, προσφέρουν το πλεονέκτημα των επαρκών (και σε πολλές περιπτώσεις περισσότερο από επαρκείς) τροφοδοτικών, ωστόσο αυτό το πλεονέκτημα τα καθιστά πολύ μεγαλύτερα, και αρκετά θορυβώδη. Η πτυχή της επαρκούς παροχής ρεύματος είναι επιτακτική, καθώς οδηγεί σε μεγάλη αντοχή πτήσης, είναι επίσης σημαντικό το drone να επηρεάζεται ελάχιστα από το περιβάλλον (Tang and Shao, 2015).

Τα τελευταία χρόνια η απαίτηση για UAV σε διαφορετικούς τομείς εφαρμογής, είτε εμπορικούς, ψυχαγωγικούς ή δημόσιους, έχει δεκαπλασιαστεί, προς το παρόν η ζήτηση αυτή καταναλώνεται κυρίως από στρατιωτική χρήση, αλλά αναμένεται να μετατοπιστεί εκθετικά σε περισσότερους σκοπούς αναψυχής και δημόσιας χρήσης (Alwateer et al., 2019; Ruan et al., 2018). Μια σημαντική εφαρμογή είναι η χρήση για παρακολούθηση εγκληματικής συμπεριφοράς, κλοπής και λαθροθηρίας (Claesson et al., 2017). Υπάρχει επίσης μια πολύ μεγάλη αγορά για χρήση για σκοπούς επιστημονικής παρακολούθησης (δειγματοληψία νερού, κατολισθήσεις και ηφαιστειακή δραστηριότητα) (Loke et al., 2016; Shukla et al., 2016; Bacco et al., 2018; Ding et al., 2017).

Οι κινητήρες εσωτερικής καύσης παραμένουν επί του παρόντος ένα από τα προτιμώμενα τροφοδοτικά για τα περισσότερα στρατιωτικά και εμπορικά UAV,

ωστόσο, τα ηλεκτρικά συστήματα προσφέρουν υψηλότερη αποτελεσματικότητα και τείνουν να είναι πιο αξιόπιστα, με το πρόσθετο πλεονέκτημα ότι έχουν χαμηλές έως καθόλου εκπομπές αερίων θερμοκηπίου και χαμηλό θόρυβο (Pan et al., 2019). Αυτός είναι και ο λόγος για τον οποίο τα ηλεκτρικά συστήματα για εφαρμογές UAV γίνονται όλο και πιο διαδεδομένα. Το πεδίο των ηλεκτρικών συστημάτων εκτείνεται στις μπαταρίες, τις κυψέλες καυσίμου (Fuel Cells, FCs) και την ηλιακή ενέργεια, μεταξύ άλλων, αυτά τα συστήματα θα συζητηθούν περαιτέρω στην εργασία. Όλα τα αναφερόμενα ηλεκτρικά συστήματα χρησιμοποιούν μπαταρία (γενικά για να αυξήσουν την ενεργειακή πυκνότητα του συστήματος κατά τις απαιτήσεις αιχμής ενέργειας), ωστόσο, οι μπαταρίες δεν προσφέρουν ενεργειακή πυκνότητα πολύ μεγαλύτερη από αυτή της κύριας πηγής ενέργειας, καθώς έχουν υψηλή πυκνότητα ισχύος αλλά χαμηλή ενεργειακή πυκνότητα. Ως εκ τούτου, η προσθήκη της μπαταρίας μπορεί να αυξήσει την αντοχή του συστήματος, αλλά δεν την αυξάνει στο επιθυμητό σημείο.

Από τότε που εμφανίστηκαν τα drones πολλοί δημιουργοί αξιολογούν και επαναξιολογούν την αποτελεσματικότητά τους και πιο συγκεκριμένα τις επιλογές για την αύξηση του χρόνου πτήσης (Lee et al., 2016; Yoo et al., 2015). Υπάρχουν δύο κύριες επιλογές, αλλαγή της πηγής ενέργειας με τρόπο που να αυξάνει τη χωρητικότητά της ή ανεφοδιασμός της πηγής ενέργειας σποραδικά (Zhou et al., 2018). Η τελευταία επιλογή απαιτεί εξωτερικό σταθμό ανεφοδιασμού. Αυτό από μόνο του παρουσιάζει περισσότερους περιορισμούς: το drone θα πρέπει να προσγειώνεται περιοδικά και να ανεφοδιάζεται με καύσιμα – μειώνοντας τον πραγματικό χρησιμοποιήσιμο χρόνο πτήσης. Σταθμοί θα απαιτηθούν κατά μήκος της διαδρομής πτήσης – περιορισμός της διαδρομής, μείωση της κινητικότητας και αύξηση της πολυπλοκότητας. Τέλος, αυτή η μέθοδος αυξάνει άσκοπα το συνολικό κόστος.

Η πρώτη επιλογή έχει πολλές περισσότερες δυνατότητες και μπορεί να είναι πολύ απλούστερες και πιο αποδοτικές από την δεύτερη, όπως: αύξηση της χωρητικότητας της πηγής ενέργειας αντικαθιστώντας την με μεγαλύτερη (ή διαφορετικό τύπο πηγής ενέργειας) ή συνδυάζοντας την υπάρχουσα πηγή ενέργειας με άλλη για να εκμεταλλευτούμε τα οφέλη του συνδυασμού. Όλες οι επιλογές (Lu et al., 2018) έχουν τα πλεονεκτήματα και τα μειονεκτήματά τους και αυτά θα συζητηθούν περαιτέρω σε αυτό το έγγραφο. Αυτή η εργασία θα συζητήσει εν συντομία τους τρεις κύριους τύπους drones, δίνοντας περισσότερες λεπτομέρειες για τις κύριες πηγές ενέργειας και τις ελλείψεις τους, εστιάζοντας σε πιθανές λύσεις με τη μορφή υβριδικών συστημάτων και πώς αυτά μπορούν να επηρεάσουν κάθε τύπο drone.

## 1.2. Μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (UAV)

Η ενέργεια που παράγεται από τον ήλιο, τόσο ως πηγή θερμότητας όσο και ως πηγή φωτός, είναι σήμερα μία από τις περισσότερο υποσχόμενες εναλλακτικές λύσεις για την κάλυψη της παγκόσμιας ενεργειακής ζήτησης. Μεταξύ των διαφόρων εφαρμογών ηλιακής ενέργειας, μπορούμε να αναφέρουμε τους ηλιακούς σταθμούς, την εμπορική και οικιακή χρήση, τις μεταφορές, την αγροτική ηλεκτροδότηση, τους ηλιακούς δρόμους, τους δορυφόρους και τα μη επανδρωμένα οχήματα. Τα μη επανδρωμένα οχήματα είναι μηχανοκίνητα οχήματα που δεν έχουν άνθρωπο χειριστή, λειτουργούν αυτόνομα ή εξ αποστάσεως. Αυτά τα οχήματα μπορούν να μεταφέρουν διάφορα φορτία ανάλογα με τον τύπο, τη λειτουργικότητα, τα χαρακτηριστικά τους, τους στόχους και τα προφίλ της αποστολής τους (Valavanis and Vachtsevanos, 2015).

Αυτοί οι τύποι οχημάτων ταξινομούνται ως μη επανδρωμένα οχήματα εδάφους, μη επανδρωμένα υποβρύχια οχήματα, μη επανδρωμένα οχήματα επιφανείας (που λειτουργούν στην επιφάνεια του νερού), μη επανδρωμένα διαστημόπλοια και μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα. Τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα (UAV) παρουσιάζουν αρκετά πλεονεκτήματα σε σύγκριση με τα επανδρωμένα αεροσκάφη, κυρίως σε σχέση με τους ανθρώπινους περιορισμούς. Έτσι, για αποστολές που μπορούν να εκθέσουν τον πιλότο σε μεγάλο φόρτο εργασίας ή κινδύνους, το UAV συνιστάται ιδιαίτερα.

Ο αριθμός των περιοχών εφαρμογής όπου τα UAV μπορούν να γίνουν χρήσιμα είναι σχεδόν απεριόριστος και κυμαίνεται από στρατιωτικές έως καθημερινές μη στρατιωτικές εργασίες, όπως γεωργία ακριβείας, επικοινωνίες, έρευνα και διάσωση, επιθεώρηση εγκαταστάσεων και υποδομών, ατμοσφαιρικοί δορυφόροι, περιβαλλοντικές μελέτες, χαρτογράφηση και συνεχής επιτήρηση των συνόρων (Valavanis and Vachtsevanos, 2015).

Αυτές οι εφαρμογές έχουν αποτελέσει αντικείμενο ενδιαφέροντος σε διάφορους τύπους έρευνας τα τελευταία χρόνια. Στο (Shakhatreh et al., 2019; Otto et al., 2018; Hayat et al., 2016), η εκτεταμένη έρευνα συζητά πολλαπλές εφαρμογές UAV, όπως η τηλεπισκόπηση (RS), η έρευνα και διάσωση (SAR), η γεωργία ακριβείας (PA), η επιθεώρηση υποδομών, η παρακολούθηση της οδικής κυκλοφορίας και η παράδοση αγαθών.

Η ανάπτυξη συμβατικής επίγειας υποδομής επικοινωνιών δεν είναι εφαρμόσιμη σε ορισμένα πρακτικά σενάρια, για παράδειγμα, σε επικίνδυνα σημεία, πολύπλοκα εδάφη ή περιοχές καταστροφής. Από την άλλη πλευρά, τα UAV εξοπλισμένα με ενσωματωμένους ασύρματους πομποδέκτες μπορούν να αποτελέσουν εναλλακτική υποδομή επικοινωνίας λόγω της υψηλής ικανότητας ελιγμών και κάλυψης (Sun et al., 2019). Στο (Mozaffari et al., 2019; Hellaoui et al., 2020; Azari et al., 2020; Xie et al., 2016; Singh and Silva, 2018), οι συγγραφείς παρουσιάζουν μια λεπτομερή έρευνα σχετικά με τη συμβολή των UAV, τα οφέλη και τις προκλήσεις στις ασύρματες επικοινωνίες. Στο (Khan et al., 2020; Zhang et al., 2019), οι συγγραφείς παρουσιάζουν μια λεπτομερή έρευνα σχετικά με τη χρήση της τεχνολογίας 5G σε δίκτυα επικοινωνίας που βασίζονται σε UAV.

Στις επικοινωνίες, οι δορυφόροι χρησιμοποιούνται ευρέως σε αποστολές λήψης εικόνων. Ωστόσο, η εκτόξευση ενός δορυφόρου δεν είναι εύκολο κατόρθωμα, καθώς απαιτεί σύγχρονη τεχνολογία και τεράστια επένδυση σε χρόνο και χρήμα. Επιπλέον, υπάρχει μια πρόσφατη συζήτηση σχετικά με την αυξανόμενη ποσότητα διαστημικών απορριμμάτων που προκαλούνται από δορυφόρους εκτός λειτουργίας στην τροχιά της Γης (Tan and Rajendran, 2019). Για αποστολές λήψης εικόνων σε περιοχές περιορισμένου μεγέθους, η χρήση ενός UAV απαιτεί λιγότερο χρόνο σχεδιασμού και υλοποίησης, έχοντας καλύτερη αναλογία κόστους-οφέλους. Η έρευνα στο (Bansod et al., 2017) συγκρίνει την τηλεπισκόπηση με δορυφόρους και UAV (Radoglou et al., 2020).

Η χρήση μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων σε εφαρμογές παρακολούθησης της κυκλοφορίας γίνεται όλο και πιο δημοφιλής. Σε σύγκριση με τις παραδοσιακές συσκευές παρακολούθησης, τα UAV είναι πιο οικονομικά. Επιπλέον, οι παραδοσιακές συσκευές παρακολούθησης της κυκλοφορίας καταγράφουν τις συνθήκες κυκλοφορίας σε σταθερές τοποθεσίες. Ως εκ τούτου, απαιτούνται πολλές μονάδες για την παρακολούθηση ενός μεμονωμένου οδικού τμήματος. Αντίθετα, μερικά UAV μπορούν να καλύψουν ένα συνεχές τμήμα του δρόμου ή ακόμα και ένα κυκλοφοριακό δίκτυο.

Σε φυσικές καταστροφές όπως πλημμύρες, τσουνάμι και σεισμούς ή ανθρωπογενείς καταστροφές, όπως τρομοκρατικές επιθέσεις, τα συστήματα τηλεπικοινωνιών μπορεί να επηρεαστούν εν μέρει ή πλήρως. Τέτοιες καταστάσεις απαιτούν γρήγορες λύσεις για την παροχή επικοινωνιακής κάλυψης για την υποστήριξη επιχειρήσεων διάσωσης (Deng et al., 2014). Τα UAV μπορούν να παρέχουν έγκαιρες προειδοποιήσεις για καταστροφές και να βοηθήσουν στην επιτάχυνση των επιχειρήσεων διάσωσης και ανάκτησης όταν διακόπτεται το δημόσιο δίκτυο επικοινωνίας. Στο (Yfantis, 2019), αναπτύχθηκε νέα έρευνα χρησιμοποιώντας UAV με αναγνώριση προτύπων και δυνατότητα παροχής εικόνων και συμβουλών σε πραγματικό χρόνο, για παράδειγμα κατά τη διάρκεια δασικών πυρκαγιών, στους πυροσβέστες. Εκτός αυτού, το UAV μπορεί να έχει έναν δρομολογητή που επιτρέπει στους πυροσβέστες να επικοινωνούν μέσω email, μηνυμάτων κειμένου και φωνητικού ταχυδρομείου όταν η πυρκαγιά καταστρέφει την υποδομή επικοινωνίας.

Υπάρχει ένα αυξανόμενο ενδιαφέρον για χρήσεις UAV σε εκτεταμένα κατασκευαστικά έργα παρακολούθησης (Liu et al., 2014) και αυτόνομης πλοήγησης για επιθεώρηση γραμμών ηλεκτρικής ενέργειας υψηλής τάσης (Jones, 2005; Luque-Vega et al., 2014; Sampredo et al., 2014; Li et al., 2014), αγωγούς πετρελαίου και φυσικού αερίου, ανεμογεννήτριες και επιθεώρηση υποδομής πύργων GSM (Mohamadi, 2014).

Τα UAV μπορούν να μεταφέρουν τρόφιμα, πακέτα και άλλα αγαθά (Fandetti, 2015). Επιπλέον, τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη ασθενοφόρων στον τομέα της υγειονομικής περίθαλψης μπορούν να παραδίδουν φάρμακα, εμβόλια και δείγματα αίματος μέσα και έξω από μη προσβάσιμα μέρη. Με τη μαζική ανάπτυξη του ηλεκτρονικού εμπορίου, οι ταχυδρομικές εταιρείες αναγκάστηκαν να βρουν νέες μεθόδους για να επεκταθούν πέρα από τα παραδοσιακά επιχειρηματικά τους μοντέλα παράδοσης αλληλογραφίας. Ως εκ τούτου, διαφορετικές ταχυδρομικές εταιρείες έχουν αναλάβει διάφορες δοκιμές UAV για να δοκιμάσουν τη σκοπιμότητα και την κερδοφορία των υπηρεσιών παράδοσης με UAV.

Οι αναφερόμενες εφαρμογές απαιτούν από το αεροσκάφος να εκτελεί πτήσεις μεγάλης διάρκειας. Ωστόσο, οι δυνατότητες των πηγών ενέργειας περιορίζουν αυτόν τον τύπο πτήσης. Ένας τέτοιος περιορισμός έχει αποτελέσει αντικείμενο ενδιαφέροντος σε διάφορες έρευνες παγκοσμίως, με στόχο την υιοθέτηση εναλλακτικών μορφών ενέργειας, όπως η φωτοβολταϊκή ηλιακή ενέργεια, που προκάλεσε τον όρο Solar UAV. Ορισμένοι τομείς έρευνας κατέχουν εξέχουσα θέση στα ηλιακά UAV, όπως η βελτίωση της κατανάλωσης ενέργειας (Wu and Wang, 2019) και των μεθόδων επαναφόρτισης (Scheiman and Hoheisel, 2018) και η ανάπτυξη πιο αποδοτικών εξαρτημάτων (Dobbs and Yu, 2018). Η ηλιακή ενέργεια ως πηγή ενέργειας επιτρέπει στα ηλιακά UAV να εκτελούν πτήσεις μεγάλης αντοχής, ή ακόμα και αέναες πτήσεις, με σχεδόν μηδενικές εκπομπές. Επιπλέον, το Solar UAV είναι εξαιρετικά αποδοτικό επειδή δεν απαιτείται ανεφοδιασμός.

Η αρχή λειτουργίας ενός ηλιακού UAV είναι να συλλαμβάνει την ενέργεια της ηλιακής ακτινοβολίας και να τη μετατρέπει σε ηλεκτρική ενέργεια για να τροφοδοτεί το προωθητικό σύστημα, και τα ενσωματωμένα συστήματα. Η πλεονάζουσα ηλεκτρική ενέργεια αποθηκεύεται σε ένα μπλοκ για την κάλυψη της ζήτησης ενέργειας όταν δεν υπάρχει ηλιακή ακτινοβολία, όπως σε πολύ συννεφιασμένες μέρες ή ακόμα και σε νυχτερινές λειτουργίες. Η περιοχή των ηλιακών κυψελών, από την οποία προέρχεται η ενέργεια που απαιτείται για την πτήση του αεροσκάφους, επηρεάζει την περιοχή των πτερύγων και το συνολικό



βάρος του αεροσκάφους, το οποίο με τη σειρά του επηρεάζει την ποσότητα ενέργειας που απαιτείται.

Η κατανόηση και η βελτίωση των βημάτων σχεδιασμού αυτού του κρίσιμου τύπου συστήματος αντιπροσωπεύει μια σημαντική τεχνολογική πρόοδο. Όχι μόνο για UAV με ηλιακή ενέργεια, αλλά και για όλα τα φωτοβολταϊκά συστήματα, τα οποία μπορούν να αυξήσουν σημαντικά τη συνολική απόδοση και να βελτιώσουν το κόστος-όφελος.

Προηγούμενες μελέτες που σχετίζονται με ηλιακά UAV (Oettershagen et al., 2017; Noth, 2008; Leutenegger et al., 2010) έχουν πραγματοποιήσει μια απόδειξη της ιδέας αυτού του τύπου αεροσκάφους. Η υπερσύγχρονη αέναη πτήση αεροσκαφών χαμηλού ύψους με ηλιακή ενέργεια επιτεύχθηκε από UAV, με βάση τις μελέτες στο (Noth, 2008). Αυτό το UAV πέτυχε πτήση 81 ωρών. Επιπλέον, με βάση το (Noth, 2008; Leutenegger et al., 2010), οι συγγραφείς ανέπτυξαν ένα εννοιολογικό πλαίσιο σχεδίασης και ανάλυσης βασισμένο σε Matlab για UAV με ηλιακή ενέργεια.

Στο (Bertoli et al., 2015), οι συγγραφείς πρότειναν μια μεθοδολογία για τον εννοιολογικό σχεδιασμό του Solar UAV, με βάση το (Noth, 2008), και πραγματοποίησαν εντατική έρευνα για να επαληθεύσουν την ακρίβεια του έργου για ορισμένες αλλαγές παραμέτρων αποστολής από προσομοιώσεις που πραγματοποιήθηκαν σε ένα πλαίσιο που αναπτύχθηκε στο Matlab. Η εργασία στο (Silva, 2019) εφάρμοσε τη μεθοδολογία που προτείνεται στο (Bertoli et al., 2015), προτείνοντας κάποιες απλοποιήσεις στις παραμέτρους εισόδου, όπως η χρήση εμπορικά διαθέσιμων ηλιακών κυψελών και μπλοκ αποθήκευσης. Μετά την εκτέλεση προσομοιώσεων με ηλιακά UAV, η ακρίβεια της μεθοδολογίας επαληθεύτηκε χρησιμοποιώντας δεδομένα αεροσκαφών προηγούμενων συγγραφέων, με συνεπή αποτελέσματα. Ένα νέο πλαίσιο Matlab και ένα μοντέλο εδάφους ενός ηλιακού UAV κατασκευάστηκαν για την επικύρωση της μεθοδολογίας που προτείνεται στο (Bertoli et al., 2015).

Πρόσφατες εργασίες στα Solar UAV (Zhao et al., 2020; Ahn and Ahn, 2019) έχουν δείξει ενδιαφέρον για την ανάπτυξη αλγορίθμων σχεδίασης, με δυνατότητα βελτιστοποίησης παραμέτρων. Στο (Bakar et al., 2021) οι συγγραφείς πρότειναν μια λύση βελτιστοποίησης χρησιμοποιώντας γενετικούς αλγόριθμους.

Ως εκ τούτου, σημαντική είναι η κατανόηση των κύριων παραμέτρων στο σχεδιασμό ενός ηλιακού UAV χαμηλού υψομέτρου μεγάλης αντοχής (Low Altitude Long Endurance, LALE), που βασίζεται στο (Oettershagen et al., 2017), και να επεκτείνει αυτές τις μεθοδολογίες πέρα από τις αρχικές αναφορές που προτείνονται στο (Bertoli et al., 2015; Silva, 2019). Μια πρόταση προτείνει ένα μοντέλο για το μέγεθος των ηλιακών UAV που απογειώνονται και προσγειώνονται σε διάδρομο, λειτουργούν με μεταβλητή αντοχή και συναρμολογούνται με εξαρτήματα που διατίθενται στο εμπόριο. Ένας από τους κύριους στόχους της προτεινόμενης μεθοδολογίας είναι να απλοποιήσει τον αριθμό των παραμέτρων που παρέχονται από τον χρήστη. Επιπλέον, αυτή η μεθοδολογία στοχεύει στην κατασκευή ενός ηλιακού UAV με αυτόματο κύκλο λειτουργίας, που μπορεί να απογειώνεται αυτόματα όταν οι μπαταρίες φτάνουν σε πλήρη φόρτιση, απαραίτητο για απογείωση, επίπεδη πτήση και προσγείωση. Όταν η φόρτιση της μπαταρίας πέσει κάτω από ένα όριο ασφαλείας, λόγω της χαμηλής ηλιακής ακτινοβολίας, το αεροσκάφος προσγειώνεται για να επαναφορτίσει τις μπαταρίες. Έτσι, ξεκινά ένας νέος κύκλος αποστολής. Ως εκ τούτου, είναι απαραίτητη μια λεπτομερής μελέτη της παροχής ενέργειας που ευθύνεται για την απογείωση και την προσγείωση του αεροσκάφους, καθώς και τον αντίκτυπό της στο μέγεθος του αεροσκάφους.

- Ανάπτυξη ενός πλήρους μοντέλου για την εκτίμηση της ηλιακής ακτινοβολίας την ημέρα του έτους με λιγότερη συχνότητα ηλιακού φωτός, χωρίς να παρέχονται δεδομένα από μετεωρολογικούς σταθμούς για συγκεκριμένο χώρο αποστολής. Ο χρήστης χρειάζεται μόνο να ενημερώσει τη θέση λειτουργίας και ο αλγόριθμος εκτιμά την προσπίπτουσα ηλιακή ακτινοβολία σε αυτήν τη θέση.
- Απλοποίηση της εισαγωγής αεροδυναμικών δεδομένων από το μοντέλο, χρησιμοποιώντας μια βάση δεδομένων αεροδυναμικών προφίλ, που περιέχει τις διάφορες αεροδυναμικές παραμέτρους που είναι απαραίτητες για το μέγεθος του αεροσκάφους.
- Ανάπτυξη ενός μοντέλου για την εκτίμηση της ισχύος που απαιτείται για την πτήση, συμπεριλαμβανομένων των διαφορετικών φάσεων πτήσης (απογείωση, ανάβαση, κατάβαση και προσγείωση). Αυτό το μοντέλο πρέπει να βρει τη βέλτιστη σχέση μεταξύ του συνολικού βάρους του αεροσκάφους και της ισχύος που απαιτείται για τη διατήρηση της πτήσης, καθώς είναι επιθυμητή η υψηλότερη τιμή του λόγου μάζας/ισχύος. Τέτοιες παράμετροι είναι κοντά στο σχετικό προφίλ της αποστολής.
- Ανάπτυξη ενός δωρεάν πλαισίου ανοιχτού κώδικα, που είναι εύκολος στη χρήση και που επιτρέπει τον ορισμό της διαδρομής του αεροσκάφους, εκτός από την εκτέλεση του μεγέθους του αεροσκάφους, τη λεπτομερή ανάλυση των περιορισμών σχεδιασμού και τη βελτιστοποίηση του αεροσκάφους.

### 1.3. Σχεδιασμός μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων

Ο σχεδιασμός και η ανάπτυξη μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων (UAV), με επίκεντρο τις περιπτώσεις χρήσης επόμενης γενιάς, είναι ένα από τα αυξανόμενα ερευνητικά θέματα για έξυπνα περιβάλλοντα πόλεων (Kumar et al., 2020; Rani et al., 2021). Ο τομέας UAV με επίκεντρο τις έξυπνες υπηρεσίες περιλαμβάνει εναέρια παράδοση, έξυπνη υγειονομική περίθαλψη, έξυπνο σπίτι, διαδίκτυο οχημάτων, προσομοίωση σχεδιασμού, παρακολούθηση ρύπανσης, έξυπνη γεωργία, διαχείριση καταστροφών, βιομηχανικό Διαδίκτυο των πραγμάτων και πράσινη κινητικότητα (Kaiwartya and Kumar, 2014; Khatri et al., 2018). Έχει αναδειχθεί ως μια εξέχουσα περιοχή ανάπτυξης για να φέρει επανάσταση στις περιπτώσεις χρήσης επόμενης γενιάς με τη βοήθεια UAV στην καθημερινή ζωή (Kumar et al., 2020). Ένα UAV σταθερής πτέρυγας είναι ένας τύπος μη επανδρωμένου εναέριου οχήματος. Σε κοινή θέα, μοιάζει με ένα σε σμίκρυνση μοντέλο ενός επιβατικού αεροσκάφους με έλικες για την ώθησή του και μερικές φορές για την επίτευξη κάθετης απογείωσης και προσγείωσης (Azari et al., 2020). Ένα UAV σταθερής πτέρυγας ελέγχεται είτε εξ αποστάσεως από έναν άνθρωπο χειριστή είτε αυτόνομα μέσω ενός ενσωματωμένου υπολογιστικού μηχανισμού (Ahmed et al., 2020). Ένα UAV με σταθερές πτέρυγες μπορεί να πετάξει χρησιμοποιώντας την ανύψωση που δημιουργείται από την κίνηση του αεροσκάφους προς τα εμπρός και το σχήμα των πτερύγων του. Τα αυτοκινούμενα UAV με σταθερές πτέρυγες βασίζονται συνήθως στην ώθηση που δημιουργείται από μια έλικα που περιστρέφεται από κινητήρα εσωτερικής καύσης ή ηλεκτροκινητήρα. Τα ανεμόπτερα εκτοξεύονται είτε με εκτοξευτή είτε με ρυμούλκηση από άλλο αεροσκάφος. Και στις δύο περιπτώσεις, οι πτέρυγες, τα πτερύγια και το πηδάλιο ελέγχουν την κύλιση, το βήμα και την εκτροπή του drone (Pai, 2021). Εκτός από τις μπαταρίες και τους συμβατικούς κινητήρες βενζίνης ή ντίζελ, ένα ηλεκτρικό UAV με

σταθερές πτέρυγες μπορεί να λειτουργεί και με άλλες πηγές ενέργειας, όπως η ηλιακή ενέργεια (Zhang et al., 2019).

Ένα συμβατικό UAV σταθερής πτέρυγας είναι ένα σε σμίκρυνση μοντέλο επιβατικού αεροσκάφους με ελκυστήρα ή έλικα τύπου ώθησης για να παρέχει την απαραίτητη ώθηση για την κίνηση του προς τα εμπρός (Youn et al., 2020). Το όχημα περιέχει ένα σώμα ατράκτου με μέγεθος όπως απαιτείται από το ωφέλιμο φορτίο, μια έλικα για ώθηση, μια ορθογώνια πτέρυγα για την απαραίτητη παραγωγή ανύψωσης και μια συμβατική ουρά για την επίτευξη ροπών κλίσης και εκτροπής (Mei and Zhang, 2019). Η διαμόρφωση UAV είναι επίσης ένα μοντέλο αεροσκάφους σε σμίκρυνση όπου ένα μικρό εμπρόσθιο πτερύγιο τοποθετείται μπροστά από την κύρια πτέρυγα ενός αεροσκάφους με σταθερές πτέρυγες. Αυτά δεν χρησιμοποιούνται ιδιαίτερα στην κατηγορία UAV, καθώς τα μειονεκτήματα υπερτερούν των πλεονεκτημάτων. Διατίθενται απλές διαμορφώσεις που είναι εύκολες στην κατασκευή και πιο κατάλληλες για τις απαιτούμενες εφαρμογές (Zhang et al., 2013). Η διαμόρφωση του ιπτάμενου πτερυγίου είναι η διαμόρφωση χωρίς συγκεκριμένη άτρακτο. Δεν έχει οριζόντιες επιφάνειες ουράς, με αποτέλεσμα μικρότερη αντίσταση και μεγαλύτερη περιοχή πτερυγίων με καλύτερη εμβέλεια και αντοχή από τη συμβατική διαμόρφωση UAV. Η κατασκευή αυτού του UAV είναι απλή με την έννοια ότι τα απαιτούμενα τμήματα των πτερυγίων κατασκευάζονται και προσαρμύζονται (Kitsios et al., 2020).

Το σώμα μικτής πτέρυγας (Blended Wing Body, BWB) είναι ένα σχέδιο χωρίς ουρά που ενσωματώνει την πτέρυγα και την άτρακτο. Αποτελείται από ένα μεσαίο τμήμα και ένα πτερύγιο εξωτερικού τμήματος, ενώ το ενδιάμεσο τμήμα είναι η περιοχή ανάμειξης όπου το κεντρικό σώμα συνδέεται ομαλά και αναμειγνύεται στη γεωμετρία της πτέρυγας. Αυτός ο τύπος έχει πολλά πλεονεκτήματα όπως η δυνατότητα για ελλειπτική κατανομή ανύψωσης, ομαλή μεταβαλλόμενη κατανομή διατομής, επαρκή χώρο εγκατάστασης κινητήρα και επιτρέπει αρκετές περιπτώσεις χρήσης επόμενης γενιάς για drones.

## 1.4. Ιστορία της πτήσης με ηλιακή ενέργεια

### 1.4.1. Σύνδεση δύο πρωτοποριακών τεχνολογιών, της ηλεκτρικής πτήσης και οι ηλιακές κυψέλες.

Η χρήση ηλεκτρικής ενέργειας για την πρόωση αεροχημάτων δεν είναι νέα. Η πρώτη έγινε με ένα αερόστατο γεμάτο με υδρογόνο στην Γαλλία το 1884 που κέρδισε ένα αγώνα 10km γύρω από το Villacoublay και το Medon. Εκείνη τη στιγμή, το ηλεκτρικό σύστημα ήταν ανώτερο από τον μοναδικό του αντίπαλο, την ατμομηχανή αλλά στη συνέχεια με την άφιξη των βενζινοκινητήρων, οι προσπάθειες για την ηλεκτρική πρόωση για εναέρια οχήματα εγκαταλείφθηκαν και ο τομέας αυτός παρέμεινε αδρανής για σχεδόν έναν αιώνα.

Στις 30 Ιουνίου 1957, ο συνταγματάρχης H.J. Taplin του Ηνωμένου Βασιλείου έκανε την πρώτη επίσημα καταγεγραμμένη ηλεκτρικά ραδιοελεγχόμενη πτήση με το μοντέλο του "Radio Queen", το οποίο χρησιμοποιούσε έναν κινητήρα μόνιμου μαγνήτη και μια μπαταρία Αργύρου - Ψευδαργύρου. Δυστυχώς, δεν έκανε περαιτέρω πειράματα. Οι εξελίξεις στον τομέα προήλθαν από τον Γερμανό Fred Militky, που πέτυχε για πρώτη φορά μια επιτυχημένη πτήση με ένα μη ελεγχόμενο μοντέλο αεροσκάφους τον Οκτώβριο του 1957. Από τότε η ηλεκτρική πτήση

εξεισώσαν συνεχώς με συνεχείς βελτιώσεις στους τομείς των ηλεκτροκινητήρων και των μπαταριών.

Τρία χρόνια πριν από τα πειράματα του Taplin και του Militky το 1954, γεννήθηκε η τεχνολογία των φωτοβολταϊκών κυψελών στα Bell Telephone Laboratories. Ο Ντάριλ Τσάπιν, ο Calvin Fuller και ο Gerald Pearson ανέπτυξαν το πρώτο φωτοβολταϊκό στοιχείο πυριτίου ικανό να μετατρέπει την ενέργεια του ήλιου σε ενέργεια αρκετή για να λειτουργεί καθημερινά ο ηλεκτρικός εξοπλισμός. Η πρώτη απόδοση ήταν στο 4%, μα γρήγορα η απόδοση βελτιώθηκε στο 11%.

Θα χρειαστούν άλλες δύο δεκαετίες για να δούμε ολοκληρωμένη την τεχνολογία ηλεκτροκινητήρων, φωτοβολταϊκών κυψελών και μπαταριών να χρησιμοποιείται για την πρόωση ηλεκτρικών μοντέλων αεροπλάνων.

#### 1.4.2. Πρώιμα στάδια της ηλιακής αεροπλοΐας.

Στις 4 Νοεμβρίου του 1974, έγινε η πρώτη πτήση αεροσκάφους με ηλιακή ενέργεια στην αποξηραμένη λίμνη στο Camp Irwin, στην Καλιφόρνια. Το αεροπλάνο Sunrise I, σχεδιασμένο από τον R.J. Boucher από την Astro Flight Inc. στο πλαίσιο σύμβασης με την ARPA, πέταξε 20 λεπτά σε υψόμετρο περίπου 100m κατά την πρώτη του πτήση. Είχε άνοιγμα πτερύγων 9,76m, ζύγιζε 12,25 κιλά και η ισχύς εξόδου των 4.096 ηλιακών κυψελών ήταν 450W.

Πραγματοποιήθηκαν πτήσεις για τρεις έως τέσσερις ώρες κατά τη διάρκεια του χειμώνα, αλλά το Sunrise I υπέστη σοβαρή ζημιά όταν έπεσε σε μια αμμοθύελλα. Έτσι, μια βελτιωμένη έκδοση, το Sunrise II, κατασκευάστηκε και δοκιμάστηκε στις 12 Σεπτεμβρίου 1975. Με το ίδιο άνοιγμα πτερύγων, το βάρος του μειώθηκε σε 10,21kg και τα 4.480 ηλιακά κύτταρα μπόρεσαν αυτή τη φορά να αποδώσουν 600W χάρη στην απόδοσή τους στο 14%. Μετά από πολλές εβδομάδες δοκιμών, αυτή η δεύτερη έκδοση συνεντρίβη λόγω βλάβης στο σύστημα τηλεκατεύθυνσης. Παρόλα αυτά είχε γραφτεί μία ακόμη σημαντική σελίδα στην πτήση με ηλιακή ενέργεια.

Στην άλλη πλευρά του Ατλαντικού, ο Χέλμουτ Μπρους εργαζόταν στη Γερμανία σε ένα ηλιακό μοντέλο αεροπλάνου το καλοκαίρι του 1975. Δυστυχώς, λόγω υπερθέρμανσης των ηλιακών κυψελών το μοντέλο του, δεν μπόρεσε να πετύχει κάποιο ικανοποιητικό επίπεδο πτήσης. Ένα χρόνο αργότερα, με το Solaris στις 16 Αυγούστου του 1976, ολοκλήρωσε τρεις πτήσεις των 150 δευτερολέπτων φτάνοντας σε ύψος 50m. Από τότε, πολλοί κατασκευαστές μοντέλων αεροπλάνων προσπάθησαν να τα κάνουν να πετάξουν με ηλιακή ενέργεια, αυτό το πάθος γίνεται όλο και πιο προσιτό. Στην αρχή η αυτονομία περιοριζόταν σε λίγα δευτερόλεπτα, αλλά αυτά γρήγορα έγιναν λεπτά και μετά ώρες.

Μερικοί άνθρωποι διακρίθηκαν όπως ο Dave Beck από το Wisconsin, ΗΠΑ, που σημείωσε δύο ρεκόρ στο μοντέλο αεροπλάνου ηλιακής κατηγορίας F5 open SOL της FAI. Τον Αύγουστο του 1996, το Solar Solitude του πέταξε μια απόσταση 38,84 km σε ευθεία γραμμή και δύο χρόνια αργότερα, έφτασε στο υψόμετρο των 1283m. Κορυφαίος της κατηγορίας εξακολουθεί να είναι ο Wolfgang Schaepfer που κατέχει πλέον όλα τα επίσημα ρεκόρ: διάρκεια (11h 34m 18s), απόσταση σε ευθεία γραμμή (48,31km), υψόμετρο (2.065m), ταχύτητα (80,63km/h), απόσταση σε κλειστό κύκλο (190km) και ταχύτητα σε κλειστό κύκλο (62,15km/h). Αυτά τα κατάφερε σε επιδείξεις με το Solar Excel από το 1990 έως το 1999 στη Γερμανία. Μπορούμε να αναφέρουμε επίσης τα μικροσκοπικά μοντέλα MikroSol, PicoSol και NanoSol του Δρ. Sieghard Dienlin. Το PicoSol, το μικρότερο, ζύγιζε μόνο 159,5g με άνοιγμα πτερύγων 1,1m και τα ηλιακά πάνελ του μπορούσαν να παρέχουν ισχύ 8,64W.

#### 1.4.3. Το όνειρο της επανδρωμένης ηλιακής πτήσης.

Αφού πέταξαν ηλιακά μοντέλα αεροπλάνων και απέδειξαν ότι ήταν εφικτή με επαρκείς συνθήκες φωτισμού, η νέα πρόκληση που γοήτευσε τους πρωτοπόρους στα τέλη της δεκαετίας του '70 θα γίνονταν αφορμή για επανδρωμένες πτήσεις που κινούνταν αποκλειστικά από τον ήλιο. Στις 19 Δεκεμβρίου του 1978, οι Βρετανοί David Williams και Fred απογείωσαν το Solar One στην παρθενική του πτήση στο Lasham Airfield, Hampshire. Πρώτα προοριζόταν να περάσει το κανάλι της Μάγχης με την χρήση ανθρώπινης μυϊκής δύναμης αλλά αποδείχθηκε πολύ βαρύ και έτσι μετατράπηκε σε αερόχημα ηλιακής ενέργειας. Η ιδέα ήταν να χρησιμοποιηθεί μπαταρία νικελίου - καδμίου για αποθήκευση αρκετής ενέργειας για πτήσεις μικρής διάρκειας. Οι κατασκευαστές του ήταν πεπεισμένοι ότι με ηλιακές κυψέλες υψηλής απόδοσης όπως αυτές που χρησιμοποιούνται στο Sunrise, μπορούσε να πετάξει χωρίς να χρειάζεται μπαταρίες, αλλά η πολύ ακριβή τιμή τους ήταν ένας σημαντικός περιορισμός.

Στις 29 Απριλίου 1979, ο Larry Mauro πέταξε για πρώτη φορά το Solar Riser, μια ηλιακή έκδοση του ανεμόπτερου Easy Riser, στο αεροδρόμιο Flabob της Καλιφόρνια. Το ηλιακό πάνελ των 350W δεν είχαν αρκετή ισχύ για να κινήσουν μόνα τους τον κινητήρα και έτσι χρησιμοποιήθηκε και εδώ ηλιακός φορτιστής μπαταρίας. Μετά από τρεις ώρες φόρτισης η συστοιχία μπαταριών νικελίου - καδμίου ήταν σε θέση να τροφοδοτήσει τον κινητήρα για περίπου δέκα λεπτά. Η μεγαλύτερη πτήση που κάλυψε ήταν περίπου 800m σε υψόμετρα που ποικίλλουν μεταξύ τους από 1,5m έως και 5m.

Αυτό το κρίσιμο πρόβλημα για πτήση μόνο με την ενέργεια του ήλιου χωρίς καμία αποθήκευση το κατάφεραν ο Δρ. Paul B. Mc Cready και η AeroVironment Inc, η εταιρεία που ίδρυσε το 1971 στην Πασαντένα της Καλιφόρνια. Στις 23 Αυγούστου του 1977, έγινε επίδειξη μιάς βιώσιμης και ελεγχόμενης πτήσης με ανθρώπινη μυϊκή δύναμη με το Gossamer Condor, που στις 12 Ιουνίου του 1979 ολοκλήρωσε μια διέλευση του στενού της Μάγχης με το ανθρωποκίνητο Gossamer Άλμπατρος. Μετά από αυτές τις επιτυχίες, ο Dupont υποστήριξε τον Dr. Mac Cready σε μια προσπάθεια τροποποίησης μιας μικρότερης έκδοσης του Gossamer Albatross, που ονομάζεται Gossamer Penguin, για την μεταφορά ενός ανθρώπου με τη χρήση ηλιακής ενέργειας ο R.J. Boucher, σχεδιαστής των Sunrise I και II, εργάστηκε ως βασικός σύμβουλος στο έργο αυτό. Παρείχε τον κινητήρα και οι ηλιακές κυψέλες που ελήφθησαν από τις δύο κατεστραμμένες εκδόσεις του Sunrise. Στις 18 Μαΐου του 1980, το Gossamer Penguin, με τον 13χρονο γιο του MacCready, Marshall, επί του αεροσκάφους, συνειδητοποίησαν πως είναι η πρώτη πτήση στον κόσμο με πιλότο, με τη χρήση ηλιακής ενέργειας.

Ωστόσο, το Gossamer Penguin δεν ήταν ασφαλές για έναν πιλότο που το πετούσε, παρά μόνο για λίγα μέτρα πάνω από το έδαφος. Η εταιρεία Dupont, με την ενθάρρυνση από τα αποτελέσματα του Gossamer Penguin, έγινε χορηγός του MacCready για την κατασκευή ενός νέου ηλιακού αεροπλάνου που θα διέσχιζε τη Μάγχη. Το νέο αεροσκάφος ονομάστηκε Solar Challenger ήταν ένα υψηλοπτέρυγο μονοπλάνο 14,2m με 16.128 ηλιακές κυψέλες που προσέφεραν 2.500W στο επίπεδο της θάλασσας. Στις 7 Ιουλίου του 1981, πέταξε από το Pontoise - Cormeilles κοντά στο Παρίσι στο Manston Βάση της RAF κοντά στο Λονδίνο σε 5 ώρες και 23 λεπτά καλύπτοντα μία απόσταση 262,3km με μοναδική πηγή ενέργειας την ηλιακή ενέργεια και χωρίς μέσον αποθήκευσης της ενέργειας επί του σκάφους.

Ο Günter Rochelt ήταν ο σχεδιαστής και ο κατασκευαστής του Solair I, ενός ηλιακού αεροπλάνου με άνοιγμα πτερύγων 16m που βασίζεται στο Canard 2FL από

την Avia Fiber ελαφρώς τροποποιημένο και εφοδιασμένο με 2.499 ηλιακές κυψέλες παρέχοντας 1.800W. Ο Rochelt προσκάλεσε μέλη της ομάδας Solar Challenger να τον επισκεφτούν. Η Ομάδα αποδέχτηκε την πρόσκληση και εντυπωσιάστηκε πολύ από την ποιότητα του αεροπλάνου. Ωστόσο με ηλιακές κυψέλες λίγο περισσότερο από το ήμισυ της επιφάνειας των πτερύγων, το Solair δεν είχε αρκετή ενέργεια για να ανυψωθεί και έτσι ενσωμάτωσαν έναν συσσωρευτή νικελίου - καδμίου 22,7 κιλών.

Ο Rochelt δεν επιχείρησε τη διέλευση της Μάγχης, αλλά στις 21 Αυγούστου του 1983 πέταξε το Solair I, κυρίως με ηλιακή ενέργεια και επίσης με τα ανοδικά ρεύματα θερμού αέρα σε μία πτήση διάρκειας 5 ωρών 41 λεπτών. Το 1986, ο Eric Raymond ξεκίνησε το σχεδιασμό του Sunseeker στις Ηνωμένες Πολιτείες. Το Solar Riser το 1979 το Solar Challenger δύο χρόνια αργότερα και η συνάντηση με τον Günter Rochelt στη Γερμανία τον είχε πείσει να φτιάξει το δικό του επανδρωμένο αεροσκάφος με ηλιακή ενέργεια. Στα τέλη του 1989 το Sunseeker πέταξε ως ανεμόπτερο και τον Αύγουστο του 1990 διέσχισε τις ΗΠΑ σε 21 πτήσεις με ηλιακή ενέργεια με 121 ώρες στον αέρα.

Στην πόλη Ulm της Γερμανίας, διοργανώνονταν τακτικά αεροπορικοί αγώνες στη μνήμη του Albrecht Berblinger, πρωτοπόρου στις ιπτάμενες μηχανές πριν από 200 χρόνια. Για την εκδήλωση του 1996, πρόσφεραν ελκυστικά βραβεία για ανάπτυξη ενός πρακτικά χρησιμοποιήσιμου ηλιακού αεροσκάφους που θα πρέπει να είναι σε θέση να μείνει στον αέρα τουλάχιστον με τη μισή ηλιακή ενέργεια που μπορεί να δώσει μια καλή καλοκαιρινή μέρα με καθαρό ουρανό.

Αυτός ο διαγωνισμός κινητοποίησε πολλούς παγκοσμίως και ανακοινώθηκαν περισσότερα από 30 έργα, αλλά μόνο μερικά από αυτά έφτασαν στον διαγωνισμό και μόνο ένα ήταν έτοιμο να πετάξει για τον τελικό γύρο του διαγωνισμού. Στις 7 Ιουλίου, το μοτοανεμόπτερο «Icaré 2» του καθ. Rudolf O Voit - Nitschmann από το Πανεπιστήμιο της Στουτγκάρδης κέρδισε το βραβείο των 100.000DM.

Δύο άλλοι ενδιαφέροντες ανταγωνιστές ήταν το «O Sole Mio» από την ιταλική ομάδα του Dr. Antonio Bubbico και το «Solair II» της ομάδας του καθ. Günter Rochelt που επωφελήθηκε από την εμπειρία που αποκτήθηκε με το «Solair I». Και τα δύο αυτά έργα παρουσιάστηκαν σε προχωρημένο στάδιο ανάπτυξης, αλλά δεν ήταν αξιόπλοα την ώρα του διαγωνισμού. Η πρώτη πτήση του «Solair II» πραγματοποιήθηκε δύο χρόνια αργότερα τον Μάιο του 1998.

#### 1.4.4. Στο δρόμο για Εναέριες Πλατφόρμες μεγάλης διάρκειας - μεγάλου υψομέτρου πτήσης και Αέναη Πτήση

Μετά την επιτυχία του Solar Challenger, η κυβέρνηση των ΗΠΑ έδωσε χρηματοδότηση στην Aero Vironment Inc. να μελετήσει τη σκοπιμότητα μιας μακράς διάρκειας πτήσης με τη χρήση ηλιακής ενέργειας και ύψους άνω των 19.812km (65.000 πόδια). Το πρωτότυπο HALSOL απέδειξε την ορθότητα της αεροδυναμικής και δομικής σχεδίασης, αλλά υπέφερε από τεχνολογικές αστοχίες των υποσυστημάτων του, κυρίως για την αποθήκευση ενέργειας, που ήταν ανεπαρκής για αυτό το είδος αποστολών. Έτσι, το έργο πήρε την κατεύθυνση της ηλιακής πρόωσης χωρίς αποθήκευση με το Pathfinder που πέτυχε την πρώτη του πτήση στο Dryden το 1993. Όταν η χρηματοδότηση για αυτό το πρόγραμμα έληξε, το αεροσκάφος με άνοιγμα πτερύγων 30m και βάρους 254 κιλών έγινε μέρος της τεχνολογίας αεροσκαφών αισθητήρων, περιβαλλοντικής έρευνας της NASA πρόγραμμα (ERAST) που ξεκίνησε το 1994. Το 1995, ξεπέρασε το ρεκόρ ύψους του Solar Challenger για αεροσκάφη με ηλιακή ενέργεια όταν έφτασε τα 15.392m (50.500 πόδια) και δύο χρόνια αργότερα σημείωσε το ρεκόρ στα 21.802m (71.530 πόδια).

Το 1998, το Pathfinder τροποποιήθηκε σε μια νέα έκδοση, το Pathfinder Plus, η οποία είχε μεγαλύτερο άνοιγμα πτερύγων και νέες τεχνολογίες ηλιακής ενέργειας, αεροδυναμικής και πρόωσης. Ο κύριος στόχος ήταν να επικυρωθούν αυτά τα νέα στοιχεία πριν να αρχίσει το χτίσιμο του διαδόχου του, του Centurion. Το Centurion θεωρήθηκε ότι ήταν ένα πρωτότυπο επίδειξης τεχνολογίας για έναν μελλοντικό στόλο αεροσκαφών με ηλιακή ενέργεια που θα μπορούσε να παραμείνει στον αέρα για εβδομάδες ή μήνες για την πραγματοποίηση επιστημονικών αποστολών δειγματοληψίας και απεικόνισης ή λειτουργώντας ως τηλεπικοινωνιακή πλατφόρμα αναμετάδοσης.

Με διπλό άνοιγμα πτερύγων σε σύγκριση στο Pathfinder, ήταν σε θέση να μεταφέρει 45 κιλά εξοπλισμού τηλεπισκόπησης και συλλογής δεδομένων για χρήση σε επιστημονικές μελέτες του περιβάλλοντος της Γης και επίσης 270 κιλά αισθητήρων, τηλεπικοινωνιακού εξοπλισμού και εξοπλισμού απεικόνισης έως 24.400m (80.000 πόδια) υψόμετρο. Μια μπαταρία λιθίου παρείχε αρκετή ενέργεια στο αεροπλάνο για δύο έως πέντε ώρες πτήσης μετά τη δύση του ηλίου, αλλά ήταν ανεπαρκές να πετάξει όλη τη νύχτα. Το τελευταίο πρωτότυπο της σειράς που ονομάστηκε Helios προοριζόταν να είναι το απόλυτο «αιώνιο αεροπλάνο», που ενσωματώνει αποθήκευση ενέργειας για νυχτερινές πτήσεις.

Για τη NASA, οι δύο πρωταρχικοί στόχοι ήταν να επιδείξουν σταθερή πτήση σε ένα υψόμετρο κοντά στα 30.480m (100.000 πόδια) και πτήση χωρίς στάση για τουλάχιστον 24 ώρες, συμπεριλαμβανομένων τουλάχιστον 14 ωρών πάνω από 15.240 m (50.000 πόδια). Το 2001 το Helios πέτυχε τον πρώτο στόχο κοντά στη Χαβάη με ανεπίσημο παγκόσμιο ρεκόρ υψομέτρου 29.524m (96.863 πόδια) και πτήση 40 λεπτών πάνω από τα 29.261m (96.000 πόδια). Δυστυχώς, δεν έφτασε ποτέ στον δεύτερο στόχο καθώς καταστράφηκε όταν έπεσε στον Ειρηνικό Ωκεανό στις 26 Ιουνίου 2003 λόγω δομικών αστοχιών.

Στην Ευρώπη, πολλά έργα πραγματοποίησαν πτήσεις πλατφόρμας σε μεγάλο υψόμετρο, με μεγάλη διάρκεια πτήσης (HALE). Στο DLR Institute of Flight Systems, αναπτύχθηκε το Solitair στο πλαίσιο μιας μελέτης από το 1994 έως το 1998. Το ηλιακό αεροσκάφος επίδειξης σχεδιάστηκε για ετήσιες επιχειρήσεις σε βόρεια ευρωπαϊκά γεωγραφικά πλάτη ικανοποιώντας το σύνολο των ενεργειακών αναγκών του αεροσκάφους μόνο με πάνελ ηλιακής ενέργειας. Μέχρι στιγμής, κατασκευάστηκε ένα μοντέλο αεροσκάφους με άνοιγμα πτερύγων 5,2m με ρυθμιζόμενα ηλιακά πάνελ για βέλτιστη απορρόφηση της ηλιακής ακτινοβολίας. Υπήρξαν πετυχημένες δοκιμές πτήσης και εξακολουθούν να εκτελούνται διάφορα έργα σε αυτήν την κλίμακα.

Το έργο Helinet, χρηματοδοτούμενο από Ευρωπαϊκό Πρόγραμμα, διεξήχθη μεταξύ Ιανουαρίου 2000 και Μαρτίου 2003 με στόχο τη μελέτη σκοπιμότητας μιας ηλιακά κινούμενης πλατφόρμας μεγάλου ύψους πτήσης με άνοιγμα πτερύγων 73m και 750 κιλών με το όνομα Heliplat. Προοριζόταν να χρησιμοποιηθεί για ευρυζωνικές επικοινωνίες και παρατήρηση της Γης. Στο έργο συμμετείχαν δέκα Ευρωπαίοι εταίροι και οδήγησε στην κατασκευή ενός πρωτοτύπου υπό κλίμακα με άνοιγμα πτερύγων 24m. Το Πολυτεχνείο του Τορίνο, ο γενικός συντονιστής του έργου, εξακολουθεί να ηγείται της έρευνας για το Heliplat και επίσης για μια νέα πλατφόρμα με το όνομα Shampo.

Ο στόχος του Helios ήταν να αποδείξει τη σκοπιμότητα της αέναης πτήσης για ένα μη επανδρωμένο αεροπλάνο που επιτεύχθηκε στις 22 Απριλίου του 2005. Ο Alan Cocconi, πρόεδρος και ιδρυτής της AcPropulsion, πέταξε το Solong του με διάρκεια πτήσης 24 ώρες και 11 λεπτά χρησιμοποιώντας μόνο την ηλιακή ενέργεια που προερχόταν από τις ηλιακές κυψέλες εκμεταλλευόμενος επίσης τα θερμικά

ανοδικά ρεύματα αέρος. Το αεροσκάφος με άνοιγμα των πτερύγων 4,75m και βάρους 11,5 κιλών επιβεβαίωσε τις δυνατότητές του δύο μήνες αργότερα στις 3 Ιουνίου με πτήση διάρκειας 48 ωρών και 16 λεπτών στην έρημο Κολοράντο της Καλιφόρνια.

Η QinetiQ, μια βρετανική εταιρεία, είναι επίσης πολύ δραστήρια στον τομέα των ηλιακά κινουμένων πλατφορμών HALE. Δύο αεροσκάφη Zephyr δοκιμάστηκαν για πρώτη φορά στο Νέο Μεξικό τον Δεκέμβριο του 2005, επιτυγχάνοντας μέγιστη διάρκεια πτήσης 6 ωρών και φτάνοντας σε υψόμετρο 7.925m (26.000 πόδια). Μετά από μια πτήση 18 ωρών τον Ιούλιο του 2006, ένα Zephyr ξεπέρασε το επίσημο παγκόσμιο ρεκόρ για την μεγαλύτερη διάρκεια σε μη επανδρωμένη πτήση με μια πτήση 54 ωρών στο Νέο Μεξικό στις 10 Σεπτεμβρίου 2007, φτάνοντας σε μέγιστο ύψος 17.786m (58.355 πόδια). Με βάρος μόνο 30 κιλά και 18m άνοιγμα πτερύγων, το αεροσκάφος χρησιμοποίησε ηλιακή ενέργεια για την άνοδο, επιστρέφοντας στη χρήση ισχύος από μία μπαταρία θείου - λιθίου καθώς έπεφτε το σούρουπο. Η QinetiQ αναμένει στις μελλοντικές της πτήσεις διάρκεια μερικών μηνών σε υψόμετρο πάνω από 15.240m (50.000 πόδια).

Το Zephyr επιλέχθηκε πρόσφατα ως βάση εναέριας πλατφόρμας για το Σύστημα Τηλεπισκόπησης HALE UAV στο πλαίσιο του έργου Pegasus. Ο στόχος της πλατφόρμας είναι να μπορεί να μεταφέρει ωφέλιμο φορτίο 100kg προκειμένου να εκπληρώσει τις αποστολές της που είναι η παρακολούθηση δασικών πυρκαγιών, η αστική χαρτογράφηση, η παρακολούθηση ακτών, η ανίχνευση πετρελαιοκηλίδων και πολλά άλλα.

Το επόμενο όνειρο ήταν να αποδειχτεί η συνεχής πτήση με πιλότο επί του σκάφους και έγινε πραγματικότητα με το Solar - Impulse, ένα έργο που ανακοινώθηκε επίσημα στην Ελβετία το 2003. Ένας πυρήνας είκοσι πέντε ειδικών που περιβάλλεται από περίπου σαράντα επιστημονικούς συμβούλους από διάφορα πανεπιστήμια όπως το EPFL (Switzerland), εργάστηκαν πάνω σε ένα ελαφρύ ηλιακό αεροσκάφος με άνοιγμα πτερύγων 80m και βάρους 2.000 κιλών.

Το αεροσκάφος είναι ένα μονοθέσιο μονοπλάνο που τροφοδοτείται από φωτοβολταϊκά στοιχεία και είναι ικανό να απογειωθεί με τη δική του δύναμη. Το πρωτότυπο, που συχνά αναφέρεται ως Solar Impulse 1, σχεδιάστηκε για να παραμείνει στον αέρα έως και 36 ώρες. Πραγματοποίησε την πρώτη του δοκιμαστική πτήση τον Δεκέμβριο του 2009. Τον Ιούλιο του 2010, πέταξε έναν ολόκληρο ημερήσιο ηλιακό κύκλο, συμπεριλαμβανομένων σχεδόν εννέα ωρών νυχτερινής πτήσης, σε μια πτήση 26 ωρών. Οι Piccard και Borschberg ολοκλήρωσαν επιτυχημένες πτήσεις με ηλιακή ενέργεια από την Ελβετία στην Ισπανία και στη συνέχεια στο Μαρόκο το 2012, και πραγματοποίησαν μια πτήση πολλαπλών σταδίων στις ΗΠΑ το 2013. Ένα δεύτερο αεροσκάφος, που ολοκληρώθηκε το 2014 και ονομάζεται Solar Impulse 2, φέρει περισσότερα ηλιακά κύτταρα και πιο ισχυρούς κινητήρες, μεταξύ άλλων βελτιώσεων.

Στις 9 Μαρτίου του 2015, ο Piccard και ο Borschberg άρχισαν να κάνουν τον γύρο της υδρογείου με το Solar Impulse 2, αναχωρώντας από το Άμπου Ντάμπι των Ηνωμένων Αραβικών Εμιράτων. Το αεροσκάφος ήταν προγραμματισμένο να επιστρέψει στο Άμπου Ντάμπι τον Αύγουστο του 2015 μετά από ένα ταξίδι πολλών σταδίων σε όλο τον κόσμο. Μέχρι τον Ιούνιο του 2015, το αεροπλάνο είχε διασχίσει την Ασία, και τον Ιούλιο του 2015, ολοκλήρωσε το μεγαλύτερο σκέλος του ταξιδιού του, από την Ιαπωνία στη Χαβάη.

Κατά τη διάρκεια αυτού του σκέλους, οι μπαταρίες του αεροσκάφους υπέστησαν θερμική ζημιά και χρειάστηκαν μήνες για να αντικατασταθούν. Εγκαταστάθηκε ένα σύστημα ψύξης της μπαταρίας και το Solar Impulse 2 ξανάρχισε



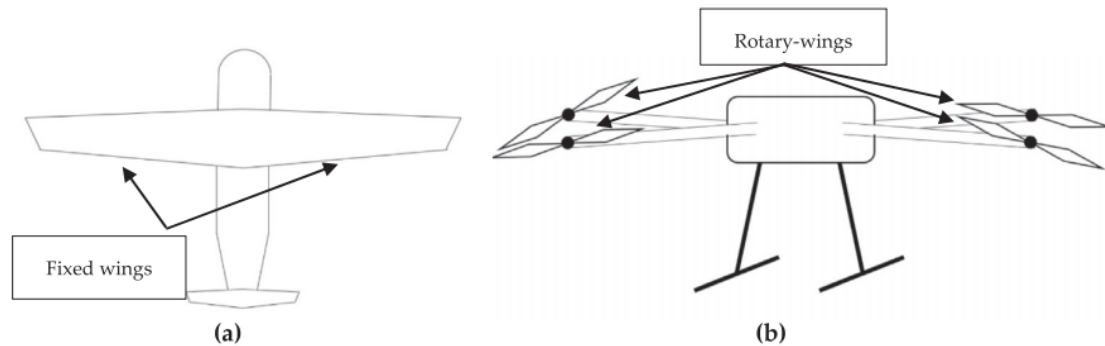
το ταξίδι του τον Απρίλιο του 2016, όταν πέταξε στην Καλιφόρνια. Συνέχισε στις ΗΠΑ μέχρι να φτάσει στη Νέα Υόρκη τον Ιούνιο του 2016. Αργότερα τον ίδιο μήνα, το αεροσκάφος διέσχισε τον Ατλαντικό Ωκεανό και έφτασε στην πόλη της Σεβίλλης. Σταμάτησε στην Αίγυπτο πριν επιστρέψει στο Άμπου Ντάμπι στις 26 Ιουλίου του 2016, περισσότερο από 16 μήνες μετά την αναχώρησή του, ολοκληρώνοντας τον πρώτο γύρο της Γης μήκους περίπου 42.000km (26.000 μίλια) με πιλότο σε αεροσκάφος σταθερών πτερύγων που χρησιμοποιεί μόνο ηλιακή ενέργεια. Φυσικά η ιστορία συνεχίζεται. Στις αρχές του 2007, η DARPA ανακοίνωσε την έναρξη ενός νέου ηλιακού προγράμματος το HALE.

## **Κεφάλαιο 2**

### **Βιβλιογραφική ανασκόπηση**

## 2.1. Τύποι UAV

Πριν συζητηθούν οι διαφορετικές πηγές ενέργειας, θα συζητηθούν εν συντομία οι δύο κύριοι τύποι UAV (που φαίνονται στο **Σχήμα 2.1**). Υπάρχουν δύο κύριοι τύποι UAV, τύποι σταθερών πτερυγών και τύποι περιστροφικών πτερυγίων. Ο πρώτος έχει γενικά την όψη ενός αεροσκάφους που έχει μια σταθερή πτέρυγα και στις δύο πλευρές της ατράκτου και ο δεύτερος αποτελείται από ένα σώμα που ταξιδεύει χρησιμοποιώντας πολλαπλούς ρότορες



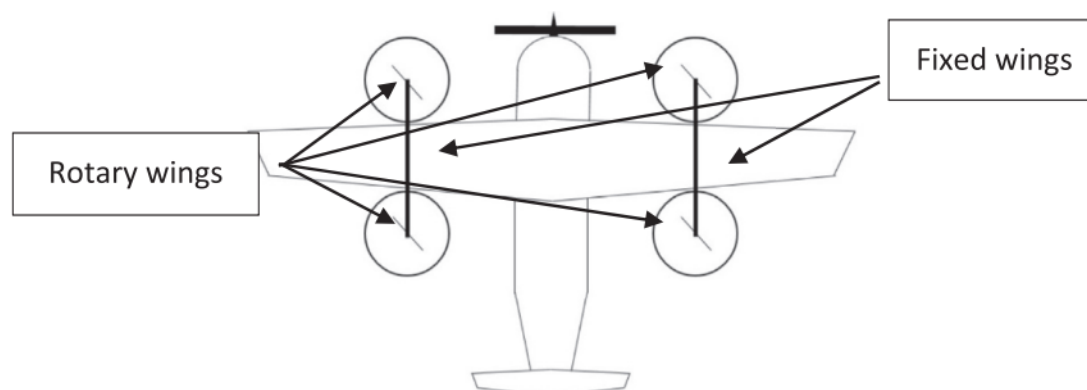
**Εικόνα 2.1.** Τύποι drone. Πάνω (α), drone σταθερής πτέρυγας, και πάνω (β), drone με περιστροφικά πτερύγια.

Οι τύποι περιστροφικών πτερυγίων τείνουν να είναι πιο δημοφιλείς καθώς μπορούν να απογειώνονται και να προσγειώνονται κάθετα, επομένως δεν απαιτούν εκτοξευτή ή διάδρομο προσγείωσης, μπορούν να αιωρούνται και είναι πολύ ευέλικτοι, καθιστώντας τους καταλληλότερους για εφαρμογές ελιγμών μεγαλύτερης ακρίβειας. Ωστόσο, αυτοί οι τύποι UAV απαιτούν περισσότερη μηχανική και ηλεκτρονική πολυπλοκότητα που οδηγεί σε πιο περίπλοκη συντήρηση, μείωση του χρόνου λειτουργίας και αύξηση του κόστους. Οι τύποι περιστροφικών πτερυγίων έχουν επίσης το μειονέκτημα των μικρότερων δυνατοτήτων φορτίου, αυξάνοντας τις απαιτήσεις ισχύος, μειώνοντας τη διάρκεια λειτουργίας και αυξάνοντας ακόμη περισσότερο το κόστος.

Οι τύποι σταθερών πτερυγών έχουν το πλεονέκτημα της πολύ απλούστερης δομής, σε σύγκριση με τους περιστροφικούς τύπους, επιτρέποντας απλούστερη συντήρηση και πιο αποτελεσματική αεροδυναμική, μειώνοντας το λειτουργικό κόστος και αυξάνοντας τον χρόνο πτήσης. Οι σταθερές πτέρυγες δίνουν επίσης στο σκάφος φυσική ικανότητα ολίσθησης, μειώνοντας την κατανάλωση ενέργειας, ενώ το ίδιο το αεροσκάφος μπορεί να μεταφέρει μεγαλύτερα φορτία για μεγαλύτερες αποστάσεις χρησιμοποιώντας λιγότερη ισχύ, μειώνοντας και πάλι το κόστος και αυξάνοντας την απόδοση. Τα μειονεκτήματα αυτού του τύπου περιλαμβάνουν την ανάγκη ύπαρξης διαδρόμου ή συσκευής εκτόξευσης για απογείωση και προσγείωση, πρέπει να βρίσκονται σε συνεχή κίνηση προς τα εμπρός και επομένως δεν μπορούν να αιωρούνται όπως μπορεί ένας περιστροφικός τύπος και τείνουν να είναι πολύ μεγαλύτερου μεγέθους και πιο ογκώδεις σε σύγκριση. Όλα αυτά μειώνουν την ικανότητα ελιγμών του UAV (Sato and Naknishi, 2014).

Μεταξύ όλων των drones με περιστροφικά πτερύγια και σταθερής πτέρυγας υπάρχει ένας μοναδικός τύπος drone που συνδυάζει και τους δύο τύπους. Ως συνδυασμός παρέχει τη σταθερότητα και την ικανότητα ελιγμών ενός drone με περιστροφικά πτερύγια και τη μεγάλη εμβέλεια πτήσης ενός drone με σταθερές πτέρυγες. Επιπλέον, δεν απαιτείται διάδρομος προσγείωσης ή πρόσθετος εξοπλισμός

για την απογείωση (Cc., 2019). Ένα παράδειγμα συνδυασμού drone φαίνεται στο **Σχήμα 2.2**. Και οι τρεις τύποι έχουν αντίστοιχες εφαρμογές που ταιριάζουν στα πλεονεκτήματα και τα μειονεκτήματά τους και υπάρχουν επίσης πολλές διαφορετικές πηγές ενέργειας που χρησιμοποιούνται σε αυτά τα drones.



**Εικόνα 2.2.** Drone τύπου transition.

## 2.2. Πηγές ισχύος UAV

Υπάρχουν πολλές διαφορετικές πηγές ενέργειας διαθέσιμες στην αγορά, όπως μπαταρίες, ηλιακή ενέργεια, FC, κινητήρες εσωτερικής καύσης κ.λπ., οι περισσότερες από τις οποίες μπορούν να εφαρμοστούν σε drones. Με τα χρόνια ορισμένες από αυτές τις πηγές ενέργειας αγνοήθηκαν καθώς έχουν περισσότερα μειονεκτήματα παρά πλεονεκτήματα σχετικά για τη συγκεκριμένη εφαρμογή, ορισμένες από αυτές έχουν πολύ μεγάλο βάρος ή μέγεθος, ώστε να περιορίζονται σε συγκεκριμένες κινήσεις ή απλά να μην έχουν αρκετά μεγάλη ενεργειακή πυκνότητα. Οι περισσότερες πηγές ενέργειας ορίζονται χρησιμοποιώντας τις αντίστοιχες πυκνότητες ενέργειας και ισχύος.

Η πυκνότητα ισχύος αναφέρεται στην ποσότητα ισχύος που μπορεί να παρέχει η πηγή σε μια συγκεκριμένη περίπτωση, ενώ η πυκνότητα ενέργειας αναφέρεται στην ενέργεια που μπορεί να αποθηκευτεί εντός της πηγής, επομένως σε πόσο χρόνο μπορεί να δοθεί αυτή η ποσότητα ισχύος. Αναφορικά με το διάγραμμα Ragone από υπερπυκνωτές (Super Capacitors, SC) έχουν μεγάλη πυκνότητα ισχύος (80-75.000 W/kg) αλλά μικρή ενεργειακή πυκνότητα (0,09-0,10Wh/kg), επιτρέποντάς τους να παρέχουν μεγάλη ποσότητα ισχύος αλλά για μικρό χρονικό διάστημα (Aravindan et al., 2018). Οι FC έχουν μεγάλη ενεργειακή πυκνότητα (200-3.000Wh/kg) αλλά χαμηλή πυκνότητα ισχύος (1,5-20W/kg), επιτρέποντάς τους έτσι να παρέχουν μια μέση (χαμηλή) ποσότητα ισχύος για παρατεταμένη χρονική περίοδο. Οι πυκνωτές ιόντων λιθίου βρίσκονται στη μέση παρέχοντας συγκριτικά μεγάλη ποσότητα ισχύος (πυκνότητα ισχύος, 1.000-55.000W/kg) για μια αναμφισβήτητη μεγάλη χρονική περίοδο (πυκνότητα ενέργειας, 18-350Wh/kg) (Aravindan et al., 2018).

Προκειμένου να προσδιοριστούν οι ελλείψεις των διαφορετικών UAV που διατίθενται στην αγορά, απαιτείται μια πιο εις βάθος έρευνα για τις διαφορετικές πηγές ενέργειας. Αυτή η ενότητα θα επικεντρωθεί στους κύριους τύπους πηγών ενέργειας που χρησιμοποιούνται σε εφαρμογές drone.

### 2.2.1. Μπαταρίες

Υπάρχουν πολλοί διαφορετικοί τύποι μπαταριών που χρησιμοποιούνται στα UAV, καθένας από τους οποίους έχει τα αντίστοιχα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα. Οι

τύποι περιλαμβάνουν: Μολύβδου Οξέος (Pb-Οξύ), Νικελίου Καδμίου (Ni-Cd), Νικελίου Υδρίδιο Μετάλλου (NiMH), Αλκαλικό, Λιθίου Πολυμερούς (Li-Po), Λιθίου Ιόντων (Li-Ion), Οξειδίο του Ψευδαργύρου (Zn-O<sub>2</sub>), Λιθίου-Αέρα (Li-Air) και Λιθίου -Θειονυλο-χλωρίδιου (Li-SOCl<sub>2</sub>) (Ci et al., 2016). Οι πιο κοινές μπαταρίες για drones είναι οι Li-Po και οι Li-Ion. Οι Li-SOCl<sub>2</sub> –μπαταρίες έχουν δύο φορές μεγαλύτερη ενεργειακή πυκνότητα ανά kg σε σύγκριση με τις προαναφερθείσες και οι μπαταρίες Li-Air μπορεί να είναι έως και επτά φορές υψηλότερης ενεργειακής πυκνότητας, ωστόσο, δυστυχώς δεν είναι τόσο ευρέως διαθέσιμες και είναι πολύ πιο ακριβές από τις μπαταρίες Li-Po και Li - Ion. Μια άλλη παραλλαγή των μπαταριών λιθίου, οι Λιθίου-Θείου (Li-S), προσφέρουν επίσης υψηλότερη πυκνότητα σε σύγκριση με τις Li-Ion με μειωμένο κόστος, καθιστώντας τες την προφανή επιλογή για την αντικατάσταση των μπαταριών Li-Ion στο εγγύς μέλλον.

Ο καταλληλότερος τύπος μπαταρίας καθορίζεται συγκρίνοντας την πυκνότητα ισχύος, την ενεργειακή πυκνότητα, το βάρος, τον όγκο, τη διάρκεια ζωής του κύκλου, το κόστος, την ασφάλεια και την συντήρηση (για να αναφέρουμε μερικά κριτήρια) των διαφόρων επιλογών. Καθένα από τα κριτήρια επηρεάζει διαφορετικές πτυχές του drone, η πυκνότητα ισχύος επηρεάζει τις δυνατότητες επιτάχυνσης, η ενεργειακή πυκνότητα καθορίζει το εύρος, η διάρκεια ζωής καθορίζει πόσο συχνά θα πρέπει να αντικατασταθεί η μπαταρία, το βάρος και ο όγκος επηρεάζουν την εμβέλεια του συστήματος και το κόστος επηρεάζει τη διαθεσιμότητα (Rajashakara, 2013). Οι μπαταρίες Pb-Acid, NiMH και Li-Ion είναι οι πιο δημοφιλείς για εφαρμογές ηλεκτρικών οχημάτων (Electric Vehicles, EV), καθώς είναι σε θέση να ικανοποιήσουν τις απαιτήσεις των EV.

Οι μπαταρίες ιόντων λιθίου είναι σε θέση να παρέχουν υψηλή ενέργεια και ισχύ ανά μονάδα μάζας μπαταρίας, είναι επίσης ελαφρύτερες και πιο συμπαγείς από τις άλλες επαναφορτιζόμενες μπαταρίες. Άλλα πλεονεκτήματα περιλαμβάνουν υψηλή ενεργειακή απόδοση, χωρίς εφέ μνήμης και σχετικά μεγάλη διάρκεια ζωής. Το μόνο σημαντικό μειονέκτημα αυτών των μπαταριών είναι το κόστος που είναι σημαντικά μεγαλύτερο από τις άλλες δύο (Vidal et al., 2019).

Οι μπαταρίες Li-Air θα μπορούσαν να προκαλέσουν σημαντική αύξηση στην εμβέλεια των EV καθώς έχουν πολύ υψηλή ενεργειακή πυκνότητα, σχεδόν συγκρίσιμη με αυτή της βενζίνης. Μπορούν να κρατήσουν 5-10 φορές την ενέργεια μιας μπαταρίας ιόντων λιθίου, με το ίδιο βάρος, ή διπλάσια ενέργεια για τον ίδιο όγκο. Για σύγκριση, έχουν εκτιμώμενη ενεργειακή πυκνότητα περίπου 2.000-3.500 Wh/kg, η οποία είναι πολύ μεγαλύτερη από οποιαδήποτε άλλη γνωστή μπαταρία. Μια μικρή μπαταρία λιθίου-αέρα έχει ήδη σχεδιαστεί με πυκνότητα 600mAh/g σε σύγκριση με την πυκνότητα 100-150mAh/g μιας μπαταρίας Li-Ion ίδιου μεγέθους (Wagner et al., 2010; Karden et al., 2007). Μεταξύ όλων αυτών των πλεονεκτημάτων βρίσκονται μερικά μειονεκτήματα, μια επαναφορτιζόμενη έκδοση αυτής της μπαταρίας αποτελεί πρόκληση, καθώς έχει πολύ περιορισμένο αριθμό κύκλων εκφόρτισης/επαναφόρτισης, έχει πολύ αργό ρυθμό επαναφόρτισης και είναι εξαιρετικά επικίνδυνη εάν υπάρχουν υδρατμοί, καθώς το λίθιο αντιδρά βίαια με το οξυγόνο.

Οι μπαταρίες Li-Po προτιμώνται έναντι των περισσότερων άλλων μπαταριών σε φορητές συσκευές και στις ηλεκτρικές μεταφορές (EV και τα υβριδικά τους αντίστοιχα) λόγω της ανώτερης ενεργειακής πυκνότητας, της ισορροπίας ισχύος προς ενέργεια και της μεγάλης διάρκειας ζωής τους (Kim et al., 2012; Meng et al., 2015). Τα κύρια πλεονεκτήματα των drones που λειτουργούν με μπαταρία σχετίζονται με τη δυνατότητα φόρτισης σχεδόν οπουδήποτε, μεταφοράς γενικά χωρίς περιορισμούς και

εύκολης επαναφόρτισης με απλή αντικατάσταση της μπαταρίας. Τα μειονεκτήματα περιλαμβάνουν μικρές ποσότητες των κύκλων επαναφόρτισης και συγκρίσιμα χαμηλές ενεργειακές πυκνότητες.

### 2.2.2. Υδρογόνο FC

Καθώς τα οχήματα ανανεώσιμων καυσίμων γίνονται πιο δημοφιλή, ερευνώνται εναλλακτικές πηγές ενέργειας αντί των μπαταριών, μία από τις οποίες έχει να κάνει με FC. Τα FC μπορούν να χωριστούν σε διαφορετικές κατηγορίες, π.χ., μεμβράνη ανταλλαγής πρωτονίων (Proton Exchange Membrane, PEM) FC (επίσης γνωστή ως κυψέλη καυσίμου πολυμερούς ηλεκτρολύτη [Kalogirou, 2014]), FC φωσφορικού οξέος (Phosphoric Acid FC, PAFC), στερεού οξέος FC (Solid Acid FC, SAFC), αλκαλικό FC (Alkaline FC, AFC), υψηλής θερμοκρασίας FC (High Temperature FC, HTFC) και ηλεκτρικής αποθήκευσης FC (Electric Storage FC, ESFC).

Ένα PEMFC λειτουργεί με παρόμοιο τρόπο με αυτόν μιας μπαταρίας, υπάρχουν δύο ηλεκτρόδια, μια άνοδος και μια κάθοδος, που διαχωρίζονται μέσω μιας μεμβράνης και συνδέονται χρησιμοποιώντας έναν ηλεκτρολύτη. Ένα καύσιμο παρέχεται στην άνοδο και ένα οξειδωτικό στην κάθοδο, η οποία στη συνέχεια αντιδρά με τον ηλεκτρολύτη καθώς και μεταξύ τους προκαλώντας τη ροή ηλεκτρονίων στο εξωτερικό κύκλωμα από το ένα ηλεκτρόδιο στο άλλο δημιουργώντας τάση. Αυτή η χημική διαδικασία παράγει δύο τύπους υποπροϊόντων, ένα από το καύσιμο και ένα από το οξειδωτικό. Ένα FC υδρογόνου έχει καύσιμο υδρογόνο και οξειδωτικό τον αέρα, παράγοντας έτσι νερό και αέρα ως υποπροϊόντα. Αυτά τα FC έχουν ενεργειακή πυκνότητα έως και 150 φορές μεγαλύτερη από αυτή μιας μπαταρίας Li-Po. Στις πρόσφατες εξελίξεις αναπτύχθηκε ένα UAV σταθερών πτερύγων με δυνατότητα εκτόξευσης που είναι ικανό για πτήση 10 ωρών σε απόσταση 500km. Ένα άλλο σχέδιο drone χρησιμοποιεί την κοίλη δομή του σώματός του για να αποθηκεύει υδρογόνο αντί για αέρα, επιτρέποντας την εξάλειψη του βάρους που έχει η συνήθης αποθήκευση του υδρογόνου. Για την εφαρμογή FC υδρογόνου σε οχήματα, τα FC απαιτείται να έχουν υψηλή πυκνότητα ισχύος, ταχεία απόκριση στα φορτία και υποδομή παροχής υδρογόνου. Οι PAFC χρησιμοποιούν υδρογόνο ως καύσιμο και το υγρό φωσφορικό οξύ είναι ο ηλεκτρολύτης (Ganguly et al., 2012). Αυτό το FC έχει μερικά μειονεκτήματα όπως: το φωσφορικό ιόν απορροφάται στην επιφάνεια του καταλύτη εμποδίζοντας την ηλεκτροχημική αντίδραση, απώλεια οξέος όταν λειτουργεί σε υψηλές θερμοκρασίες για παρατεταμένες χρονικές περιόδους, τα σωματίδια καταλύτη πλατίνας μεταναστεύουν και σχηματίζουν μεγαλύτερα σωματίδια στο ηλεκτρόδιο μειώνοντας την ενεργή επιφάνεια του και σε υψηλές τάσεις εμφανίζεται σταδιακή διάβρωση άνθρακα (Kumar et al., 2018).

Τα SAFC χρησιμοποιούν ένα στερεό όξινο υλικό ως ηλεκτρολύτη. Τα στερεά οξέα είναι χημικά ενδιάμεσα μεταξύ αλάτων και οξέων, σε χαμηλές θερμοκρασίες δρουν σαν άλατα, ενώ σε υψηλότερες θερμοκρασίες υφίστανται μετάβαση φάσης για να δράσουν σαν οξέα. Αυτό αυξάνει την αγωγιμότητα και επιτρέπει αυξημένη αποτελεσματικότητα του FC. Ο ηλεκτρολύτης του PEMFC είναι μια όξινη πολυμερής μεμβράνη με βάση το νερό (σταθερά σε υγρή κατάσταση) ενώ το SAFC έχει ένα οξύ που μεταβαίνει από στερεό σε υγρό όταν απαιτείται. Αυτός ο τύπος FC μπορεί να λειτουργήσει χρησιμοποιώντας αέριο υδρογόνο που λαμβάνεται από μια ποικιλία διαφορετικών καυσίμων, αυξάνοντας τις περιοχές εφαρμογής τους (Haile et al., 2001, 2007).

Τα AFC είναι μια από τις πρώτες τεχνολογίες FC που αναπτύχθηκαν και έχουν ένα υγρό διάλυμα υδροξειδίου του καλίου (KOH) ως ηλεκτρολύτη (Uzunoglu and Alam, 2018). Αυτό το FC πλεονεκτεί καθώς έχει υψηλή απόδοση, χαμηλότερο κόστος και απλή δομή, ωστόσο οι ελλείψεις τους περιλαμβάνουν αρκετά μικρή διάρκεια λειτουργίας λόγω του KOH που διαβρώνει τα μέρη του FC και απαιτείται καθαρό οξυγόνο στο σύστημα καθώς είναι πολύ δυσανεκτικό στο διοξείδιο του άνθρακα..

Τα HTFC έχουν δύο κύριους τύπους, τα στερεά οξειδία FC (SOFC) και τα τηγμένα ανθρακικά FC (Molten Carbonate FC, MCFC). Ο πρώτος χρησιμοποιεί ένα στερεό κεραμικό ανόργανο οξείδιο ως ηλεκτρολύτη (Dharmalingam et al., 2019). Ο τελευταίος χρησιμοποιεί ένα μείγμα λιωμένου καλίου και ανθρακικού λιθίου ως ηλεκτρολύτη (Steilen and Jorissen, 2019), αλλά είναι άσχετο με τη χρήση σε UAV και δεν θα συζητηθεί περαιτέρω. Τα SOFC δεν περιορίζονται στο πιο κοινό επίπεδο σχήμα και έχουν συχνά τη μορφή κυλινδρικού σωλήνα, λειτουργούν μόνο σε υψηλές θερμοκρασίες που επιτρέπουν τη χρήση πιο φθηνών καταλυτών και μπορούν να λειτουργήσουν με μια ποικιλία καυσίμων, χωρίς την ανάγκη καθαρισμού (Thanomjit et al., 2003). Το τελευταίο FC είναι το ESFC που είναι μια συμβατική μπαταρία που περιλαμβάνει τη χρήση υδρογόνου και οξυγόνου ως εναλλακτικές εισόδους για τη φόρτιση της μπαταρίας.

Τα PEMFC απαιτούν σχετικά χαμηλές θερμοκρασίες λειτουργίας, διατηρώντας παράλληλα υψηλή απόδοση, πυκνότητα ισχύος και ταχεία απόκριση στις αλλαγές φορτίου, γεγονός που τα καθιστά την προτιμώμενη παραλλαγή για EV ή άλλες εφαρμογές που απαιτούν μια πηγή ενέργειας μικρής σε μέγεθος και μικρού βάρους (Mehta and Cooper, 2003; Mohammed et al., 2001; Barreras et al. 2005; Jeon et al., 2007). Τα FC που χρησιμοποιούνται επί των drones περιέχουν μια μπαταρία buffer (Li-Po) που χρησιμοποιείται για να συμπληρώνει την ισχύ όταν απαιτείται μέγιστη ισχύς. Αυτό επιτρέπει στο FC να έχει μεγαλύτερο χρόνο χρήσης ανά πτήση, καθώς δεν αποστραγγίζεται κατά τις περιπτώσεις αιχμής ισχύος. Ωστόσο, αυτές οι μπαταρίες κάνουν το σύστημα να είναι βαρύτερο και μειώνουν τη διάρκεια ζωής του αεροσκάφους καθώς οι μπαταρίες έχουν περιορισμένη διάρκεια ζωής. Αυτή η διάρκεια ζωής είναι μικρότερη από αυτή του FC. Ένα άλλο ζήτημα είναι ότι το FC επαναφορτίζει συνεχώς την μπαταρία μόλις η τάση πέσει κάτω από τη βέλτιστη τιμή, το οποίο στη συνέχεια μειώνει τη συνολική εμβέλεια του FC.

Τα πλεονεκτήματα των FC σε drones περιλαμβάνουν μη άμεση ρύπανση, είναι χωρίς ήχο, μεγάλη ενεργειακή πυκνότητα και σχεδόν άμεση επαναφόρτιση. Τα μειονεκτήματα σχετίζονται με το ότι το μέγεθος είναι σημαντικά μεγαλύτερο από τα συμβατικά drones με μπαταρίες, το λειτουργικό κόστος εξαρτάται από τη διαθεσιμότητα αερίου υδρογόνου (Gong et al., 2018) και το μέγεθος της δεξαμενής αερίου υδρογόνου περιορίζει την κατασκευή του drone. Η δεξαμενή υδρογόνου πρέπει να λαμβάνεται υπόψη κατά την εξισορρόπηση του drone, λαμβάνοντας υπόψη ότι το βάρος μειώνεται καθώς η δεξαμενή αδειάζει.

### 2.2.3. Κινητήρας εσωτερικής καύσης

Οι κινητήρες βενζίνης και ντίζελ εμπίπτουν στον όρο κινητήρες εσωτερικής καύσης και αποτελούνται από τα ίδια εξαρτήματα σχετικά, ένα μπλοκ κινητήρα που περιέχει (μεταξύ άλλων) έναν θάλαμο καύσης, έμβολα, μπεκ ψεκασμού καυσίμου και μια βαλβίδα εισαγωγής και εξαγωγής. Ένας δίχρονος κινητήρας, ο πιο συχνά

χρησιμοποιούμενος κινητήρας εσωτερικής καύσης, αποτελείται από δύο διαδρομές και τέσσερα στάδια, εισαγωγή, συμπίεση, ανάφλεξη και εξαγωγή. Μία από τις κύριες διαφορές μεταξύ των κινητήρων βενζίνης και ντίζελ είναι ότι οι πρώτοι έχουν μπουζί, ενώ οι δεύτεροι δεν το απαιτούν λόγω της αυτανάφλεξης του ντίζελ όταν βρίσκονται υπό μεγάλη πίεση. Οι κινητήρες ντίζελ απαιτούν μερικές φορές έναν προθερμαντήρα για να θερμάνει το ντίζελ πριν εισέλθει στον θάλαμο, καθώς οι κινητήρες ντίζελ μπορεί να έχουν επιπλοκές κατά την εκκίνηση σε κρύο καιρό. Άλλες διαφορές είναι ότι οι βενζινοκινητήρες έχουν μεγαλύτερη ταχύτητα περιστροφής σε σύγκριση με τους ντίζελ, καθώς έχουν ελαφρύτερα έμβολα, μπιέλες και στροφαλοφόρο άξονα (χαμηλότεροι λόγοι συμπίεσης) και λόγω της ευκολότερης ανάφλεξης της βενζίνης από το ντίζελ. Ωστόσο, οι βενζινοκινητήρες έχουν χαμηλότερη απόδοση από τους κινητήρες ντίζελ. Αυτό περιλαμβάνει τη θερμική απόδοση (Hodgkinson, 2019).

Η κηροζίνη, η μεθανόλη, η αιθανόλη και το προπάνιο LPG είναι όλες οι παραλλαγές των διαθέσιμων λύσεων με βενζίνη και ορισμένες από αυτές έχουν αξιοσημείωτη απόδοση, με μία απόδοση ενός βενζινοκίνητου UAV σταθερής πτέρυγας να είναι περισσότερες από 20 ώρες με ένα γεμάτο ρεζερβουάρ βενζίνης. Το βάρος του drone μειώνεται συνεχώς κατά την πτήση λόγω της μείωσης του βάρους του καυσίμου, αυξάνοντας έτσι την εμβέλεια. Οι κινητήρες ντίζελ έχουν την υψηλότερη αποτελεσματική απόδοση από όλους τους κινητήρες εσωτερικής καύσης, μπορούν επίσης να λειτουργήσουν με μια ποικιλία καυσίμων, μερικά από τα οποία έχουν υψηλότερη ενεργειακή πυκνότητα και είναι ασφαλέστερα για το περιβάλλον και το εξωτερικό σύστημα, απαιτεί χαμηλότερες τάσεις επιτρέποντας καλύτερη προσαρμοστικότητα στο περιβάλλον (Grote et al., 2019; Reif, 2014). Οι κινητήρες ντίζελ είναι γενικά πιο στιβαροί από τους βενζινοκινητήρες, αλλά αυτό τους οδηγεί επίσης να είναι βαρύτεροι και πιο ογκώδεις, κάτι που είναι αντιπαραγωγικό όταν χρησιμοποιούνται σε ένα drone.

Τα πλεονεκτήματα των drones με κινητήρα εσωτερικής καύσης περιλαμβάνουν μεγαλύτερους χρόνους πτήσης, στιβαρότητα, μικρό μέγεθος, ελαφρύ και καλή ειδική κατανάλωση καυσίμου. Τα μειονεκτήματα είναι ότι είναι βαρύτερα σε σύγκριση με τα drones που λειτουργούν με μπαταρία και απαιτούν πιο περίπλοκη συντήρηση.

#### 2.2.4. Ηλιακή ενέργεια

Η μετατροπή του ηλιακού φωτός σε ηλεκτρική ενέργεια γίνεται συνήθως με τη μετατροπή του φωτός σε ηλεκτρικό ρεύμα μέσω του φωτοβολταϊκού (Photovoltaic, PV) φαινομένου. Αυτό το ρεύμα είτε χρησιμοποιείται απευθείας είτε η ενέργεια αποθηκεύεται σε μια μπαταρία και η μπαταρία παρέχει ισχύ στο σύστημα. Υπάρχουν δύο κύριες τεχνολογίες που χρησιμοποιούνται για την ηλιακή ενέργεια, τα φωτοβολταϊκά συστήματα και η συγκεντρωμένη ηλιακή ενέργεια (CSP). Το πρώτο είναι μια άμεση μετατροπή του ηλιακού φωτός σε ηλεκτρική ενέργεια και το δεύτερο χρησιμοποιείται για την παραγωγή ατμού που επιτρέπει σε έναν στρόβιλο να παράγει ηλεκτρική ενέργεια (Liu and Ning, 2014; Lojek, 2007; Fraas and Partain, 2010). Τα ηλιακά πάνελ χρησιμοποιούνται γενικά στα drones με σταθερές πτέρυγες, καθώς απαιτούν μεγάλη επιφάνεια, αλλά μπορούν επίσης να χρησιμοποιηθούν για να επεκτείνουν την εμβέλεια ενός drone τύπου ρότορα (χρησιμοποιείται για την υποστήριξη της κύριας ισχύος του). Τα drones με ηλιακή ενέργεια είναι αθόρυβα, έχουν χαμηλό λειτουργικό κόστος, χαμηλό κόστος συντήρησης και εξαιρετικό αποτύπωμα άνθρακα, ωστόσο, για να είναι αποτελεσματικά απαιτείται μεγάλη

επιφάνεια για τα πάνελ, αυξάνοντας έτσι το μέγεθος του drone και τα πάνελ επίσης χρειάζονται ηλιακό φως για να λειτουργήσουν.

### 2.2.5. Σύγκριση κύριων πηγών ενέργειας

Κάθε μία από τις πηγές ενέργειας στην προηγούμενη ενότητα έχει τα πλεονεκτήματα και τα μειονεκτήματά της, αυτά θα συζητηθούν σε αυτήν την ενότητα με ιδιαίτερη έμφαση στις ακόλουθες πτυχές, ειδική ενέργεια, χρόνος πτήσης, βάρος, ικανότητα ωφέλιμου φορτίου, χρόνος εκφόρτισης/επαναφόρτισης και κόστος. Για τη σύγκριση αυτή θα αξιολογηθούν οι πιο κοινές πηγές ενέργειας που χρησιμοποιούνται σε drones. Το drone με μπαταρία Li-Po θα αξιολογηθεί για τη διακύμανση της μπαταρίας καθώς τείνουν να δίνουν τα καλύτερα αποτελέσματα (Chen et al., 2018) και είναι η πιο κοινή μπαταρία που χρησιμοποιείται σε drones αυτή τη στιγμή.

Προκειμένου να συγκριθούν επαρκώς οι πηγές, έχει επιλεγεί ένα σημείο αναφοράς της ικανότητας ωφέλιμου φορτίου περίπου 5kg για κάθε drone, κάτι που επιτρέπει μια πιο λογική σύγκριση μεταξύ των πηγών. Αξίζει να σημειωθεί ότι ο χρόνος πτήσης του drone με κινητήρα εσωτερικής καύσης και FC εξαρτάται από το μέγεθος της δεξαμενής καυσίμου.

Για να συγκριθούν τα διαφορετικά drones θα απαιτηθεί μια βάση αναφοράς. Αυτή η βάση μπορεί να είναι οι αναλογίες χρόνου πτήσης προς βάρος, ωφέλιμο φορτίο προς χρόνο πτήσης, ωφέλιμο φορτίο προς βάρος, χρόνος πτήσης προς κόστος και χρόνος πτήσης προς χρόνο επαναφόρτισης. Για την πρώτη αναλογία προτιμάται μια τιμή μεγαλύτερη από 1 και όσο μεγαλύτερη τόσο το καλύτερο, καθώς αυτό δείχνει ότι ο χρόνος πτήσης των UAV επηρεάζεται λιγότερο από το βάρος τους, επομένως, λιγότερες απώλειες. Η δεύτερη αναλογία προτιμά τιμές μικρότερες αλλά πιο κοντά στο 1, καθώς αυτό αντικατοπτρίζει έναν καλό χρόνο πτήσης, ενώ εξακολουθεί να περιλαμβάνει μια ικανότητα ωφέλιμου φορτίου, η οποία είναι ευεργετική καθώς μπορεί να έχει ευρύτερο πεδίο εφαρμογής. Τιμές πάνω από 0 για την τρίτη αναλογία δείχνουν ότι το UAV είναι ικανό να φέρει βάρος πάνω από το δικό του, αυξάνοντας και πάλι το πεδίο εφαρμογής του, όσο μεγαλύτερο – τόσο το καλύτερο. Για την τέταρτη αναλογία είναι επιθυμητό το drone να έχει μεγάλο χρόνο πτήσης και μικρότερο συγκρίσιμο κόστος, καθώς αυτό υποδηλώνει καλή σχέση τιμής-ποιότητας, επομένως είναι επιθυμητή μια τιμή πιο κοντά ή μεγαλύτερη από 1. Και για την τελική αναλογία προτιμάται ο χρόνος πτήσης να είναι πολύ μεγαλύτερος από τον χρόνο επαναφόρτισης, καθώς αυτό δείχνει πολύ καλή απόδοση και για άλλη μια φορά επιτρέπει στο UAV να χρησιμοποιηθεί σε πολλά περισσότερα πεδία, επομένως είναι επιθυμητή η τιμή μεγαλύτερη από 1.

Οι έντονες μορφοποιημένες τιμές υποδεικνύουν που ελήφθη η καλύτερη τιμή για κάθε αναλογία, επομένως από την εξέταση των αποτελεσμάτων φαίνεται ότι τα drones καύσης είναι η καλύτερη επιλογή. Οι μπαταρίες έχουν την καλύτερη αναλογία ωφέλιμου φορτίου προς χρόνο πτήσης, ενώ οι άλλες αναλογίες υστερούν πολύ σε σχέση με τις άλλες πηγές ενέργειας. Οι FC υδρογόνου έρχονται στη δεύτερη θέση σε σύγκριση με την καύση, καθώς έχουν την καλύτερη αναλογία χρόνου πτήσης προς βάρος και ήταν είτε δεύτεροι είτε τρίτοι καλύτεροι για όλες τις άλλες αναλογίες. Αυτό επιτρέπει στα FC να κλίνουν προς το να είναι η καλύτερη επιλογή για χρήση επί των drones καθώς τα FC υστερούν μόνο όσον αφορά το κόστος. Είναι αρκετά ελαφριά, έχουν εξαιρετικό χρόνο πτήσης, έχουν μεγάλη τιμή στην αναλογία ωφέλιμου φορτίου προς βάρος και να επαναφορτίζονται πολύ γρήγορα, αυτό τους επιτρέπει να έχουν πολύ περισσότερες εφαρμογές από τις περισσότερες από τις άλλες επιλογές. Τα drones που τροφοδοτούνται από FC υδρογόνου είναι κυρίως περιορισμένα όσον



αφορά το κόστος, το μέγεθος της δεξαμενής καυσίμου και την απόκτηση του καυσίμου υδρογόνου.

Μερικά από τα πλεονεκτήματα και τα μειονεκτήματα κάθε πηγής ενέργειας έχουν καταγραφεί καθώς και οι πιθανοί συνδυασμοί για κάθε πηγή. Τα κύρια κριτήρια για τον προσδιορισμό της αποτελεσματικότητας κάθε πηγής σχετίζονται με τον χρόνο πτήσης, την ισχύ αιχμής, το μέγεθος, τον θόρυβο, τον ρυθμό φόρτισης /εκφόρτισης και τον αριθμό των συνδυασμών στους οποίους μπορεί να αποτελεί μέρος κάθε πηγή. Σε κάθε πηγή δόθηκε βαθμολογία από 4 έως 1, με 4 ως η χειρότερη και 1 η καλύτερη, μόνο και μόνο για να συγκριθούν οι πηγές μεταξύ τους. Από τον πίνακα, οι μπαταρίες είναι οι καλύτερες όταν λαμβάνεται υπόψη μόνο το μέγεθος, καθώς λείπουν σε όλες τις άλλες κατηγορίες, οι FC υδρογόνου φαίνονται να είναι μια καλή επιλογή καθώς βρίσκονται στην πρώτη τριάδα σε όλες τις κατηγορίες, οι κινητήρες εσωτερικής καύσης είναι μια καλή επιλογή εάν το μέγεθος και ο θόρυβος δεν είναι πρόβλημα και τα ηλιακά πάνελ είναι η καλύτερη επιλογή αν και έχουν τη χαμηλότερη μέγιστη ισχύ.

Τα drones με FC υδρογόνου λειτουργούν με τη χρήση μιας μπαταρίας buffer που τα καθιστά ουσιαστικά ένα υβριδικό σύστημα. Αυτή η μπαταρία είναι συνήθως μπαταρία Li-Po και λύνει, ως ένα βαθμό, το πρόβλημα της κακής απόδοσης μέγιστης ισχύος. Ωστόσο, οι μπαταρίες Li-Po χρειάζονται πολύ χρόνο για να επαναφορτιστούν, έχουν μικρή διάρκεια ζωής και χαμηλή πυκνότητα ισχύος. Αν και αυτό αυξάνει την απόδοση του FC, σε ένα βαθμό μειώνει επίσης τον συνολικό χρόνο ζωής του και δεν προσφέρει τόσο μεγάλη αύξηση στη συνολική πυκνότητα ισχύος του συστήματος. Αυτό ανοίγει ένα παράθυρο για περαιτέρω έρευνα για την επίλυση του προβλήματος της πυκνότητας ισχύος.

#### 2.2.6. Πιθανές λύσεις για τη βελτίωση του χρόνου πτήσης

Υπάρχουν ορισμένες πιθανές λύσεις για τη βελτίωση του χρόνου πτήσης των drones που τροφοδοτούνται από αυτές τις διαφορετικές πηγές ενέργειας, π.χ.:

1. Τεχνικές ασύρματης φόρτισης, οι οποίες περιλαμβάνουν, συστοιχίες φωτοβολταϊκών, λέιζερ και απόρριψη μπαταριών
2. Τεχνικές που βασίζονται σε ηλεκτρομαγνητικό πεδίο (Electro-Magnetic Field, EMF).
3. Υβριδισμός

Οι πρώτες δύο τεχνικές αφορούν drones με μπαταρίες ή drones που περιέχουν μπαταρίες. Η τρίτη τεχνική μπορεί να εφαρμοστεί σε όλες τις προαναφερόμενες πηγές ενέργειας και επομένως θα είναι η μόνη λύση που θα συζητηθεί περαιτέρω.

##### 2.2.6.1. Παραγωγή υβριδικών συστημάτων

Τα υβριδικά συστήματα περιέχουν δύο ή περισσότερους τύπους πηγών ενέργειας, γενικά η μία χρησιμοποιείται για την παραγωγή της άλλης ή η μία προτιμάται και η άλλη χρησιμοποιείται σε συγκεκριμένες χρονικές στιγμές για τη βελτίωση της αποτελεσματικότητας. Η αρχή πίσω από αυτό είναι ότι μία από τις πηγές ενέργειας έχει περισσότερα πλεονεκτήματα από την άλλη σε κάποιες συνθήκες, ενώ η άλλη παρέχει εξειδικευμένα πλεονεκτήματα που είναι ωφέλιμα σε ορισμένες χρονικές στιγμές κατά τη λειτουργία. Αυτό βοηθά στη βελτίωση της ενεργειακής απόδοσης και της απόδοσης καυσίμου του συστήματος (Rajashekara, 2002; Emadi et al., 2005; Chen et al., 2018). Είναι προφανές ότι ορισμένες από τις πηγές ενέργειας έχουν

πλεονεκτήματα έναντι των άλλων και το αντίστροφο. Υπάρχουν μειονεκτήματα σε ορισμένες από τις πηγές που μπορούν να επιλυθούν ή να βελτιωθούν χρησιμοποιώντας εναλλακτικές πηγές. Εδώ λαμβάνεται υπόψη η έννοια του υβριδισμού. Συνδυάζοντας δύο ή περισσότερες πηγές ενέργειας μπορούν να συνδυαστούν τα πλεονεκτήματά τους και να ελαχιστοποιηθούν τα μειονεκτήματά τους. Ωστόσο, ιδιαίτερη προσοχή χρειάζεται να δοθεί στη μέθοδο υβριδισμού.

Υπάρχουν γενικά πέντε κατηγορίες υβριδικών οχημάτων, τα παράλληλα (Parallel, PH), τα ήπια παράλληλα (Mild Parallel, MPH), τα power split ή τα σειριακά παράλληλα (Series Parallel, SPH), τα σειριακά (Series, SH) και τα Plug In Hybrid (PIH). Το PH μπορεί να λειτουργήσει χρησιμοποιώντας μία από τις πηγές που χρησιμοποιούνται στο υβριδικό ξεχωριστά και όταν χρησιμοποιούνται και τα δύο, η χρήση κατανέμεται εξίσου. Το MPH προτιμά τη χρήση του ενός και χρησιμοποιεί το άλλο όταν απαιτείται βοήθεια. Το SPH μπορεί να χρησιμοποιήσει και τα δύο σε ποικίλες αναλογίες, δηλαδή 100% και των δύο ή 60% το ένα και 40% το άλλο, επομένως μπορεί κανείς να ρυθμίσει την αποτελεσματικότητα. Γενικά, το SPH χρησιμοποιεί επίσης μόνο τη μία πηγή ενέργειας, είτε όταν απαιτείται βοήθεια είτε όταν οι απαιτήσεις ισχύος είναι πολύ χαμηλές προκειμένου να μειωθεί η χρήση καυσίμου. Το SH χρησιμοποιεί τη μία πηγή ενέργειας (ηλεκτρική ενέργεια) ως κύρια πηγή ενέργειας και χρησιμοποιεί την άλλη (γεννήτρια βενζίνης/ντίζελ) για να επαναφορτίσει την κύρια πηγή, επομένως η δεύτερη πηγή ενέργειας δεν συνδέεται με το κύριο σύστημα ισχύος. Το PIH χρησιμοποιεί μόνιμα την κύρια πηγή ενέργειας και χρησιμοποιεί την ισχύ του δικτύου μέσω βύσματος για επαναφόρτιση, αποφεύγοντας έτσι τη χρήση της μηχανής εσωτερικής καύσης για το σκοπό αυτό. Η χρήση του κινητήρα εσωτερικής καύσης εναπόκειται στη διακριτική ευχέρεια του οδηγού, καθιστώντας αυτήν την επιλογή πιο καθαρή από τις πέντε (Yilmaz and Krein, 2013; Emadi et al., 2008).

Ο τύπος της υβριδικής μεθόδου που χρησιμοποιείται εξαρτάται από πολλές πτυχές, όπως το κόστος, τη διαθεσιμότητα, τη προτίμηση του χρήστη και την εφαρμογή. Ορισμένες περιοχές στον κόσμο απέχουν πολύ από μια αξιόπιστη πηγή ενέργειας, επομένως η χρήση ανανεώσιμων πηγών ενέργειας καθίσταται επιτακτική, αλλά αυτές οι πηγές τείνουν να έχουν χαμηλή ενεργειακή πυκνότητα και κακή σταθερότητα. Για να καταπολεμηθεί αυτό, η ανανεώσιμη πηγή συνδυάζεται με κάτι λιγότερο ανανεώσιμο ή άλλη ανανεώσιμη πηγή (Chen et al., 2017). Ένα άλλο πλεονέκτημα των υβριδικών συστημάτων μπορεί να είναι η μείωση του αποτυπώματος του άνθρακα. Προκειμένου να καλυφθούν οι ανάγκες σε ενέργεια, τα υβριδικά τροφοδοτικά γίνονται όλο και πιο δημοφιλή. Μερικά από αυτά τα υβριδικά τροφοδοτικά, τα ηλιακά υβρίδια, τα υβριδικά βενζινοηλεκτρικά, τα plug-in υβριδικά ηλεκτρικά (PHE) και τα υβρίδια που περιέχουν SC, εξηγούνται περαιτέρω παρακάτω.

Τα ηλιακά υβριδικά συστήματα περιλαμβάνουν τον συνδυασμό συστημάτων φωτοβολταϊκών και CSP μεταξύ τους ή άλλες μορφές παραγωγής ενέργειας όπως το ντίζελ, ο άνεμος ή το βιοαέριο. Αυτός ο υβριδισμός επιτρέπει στο σύστημα να διαμορφώνει την παραγωγή ισχύος ανάλογα με τη ζήτηση ή να μειώνει τις διακυμάνσεις που προκαλούνται από την ηλιακή ενέργεια (Kraemer et al., 2008). Τα υβριδικά drones ηλιακής ενέργειας προσφέρουν εκπληκτικές αντοχές. Τα συνδεδεμένα συστήματα εμπίπτουν επίσης σε αυτούς τους τύπους drones. Πρόκειται για συστήματα που επιτρέπουν απεριόριστο χρόνο πτήσης εντός μικρής ακτίνας. Αυτοί οι τύποι UAV χρησιμοποιούνται περισσότερο για στρατιωτική ή βιομηχανική εφαρμογή και ως εκ τούτου δεν παρουσιάζουν ενδιαφέρον για αυτήν την εργασία.

Τα υβριδικά βενζίνης-ηλεκτρικά χρησιμοποιούνται κυρίως για αναγεννητική θραύση. Καθώς το όχημα επιβραδύνει για να σταματήσει, η ενέργεια χρησιμοποιείται για την επαναφόρτιση των μπαταριών, ανάλογα με τις συνθήκες οδήγησης, η ισχύς μπορεί να κατανεμηθεί μεταξύ των δύο πηγών ή το όχημα μπορεί να απενεργοποιηθεί και να επανεκκινηθεί ευκολότερα χρησιμοποιώντας έναν ηλεκτροκινητήρα όταν το όχημα φτάσει σε στάση (Shah, 2009). Για εφαρμογές UAV, αυτοί οι τύποι συνδυάζουν τις γρήγορες αντιδράσεις ενός ηλεκτροκινητήρα με τα πλεονεκτήματα της πτήσης με βενζίνη. Τα συστήματα Hybrid Electric (PHE) χρησιμοποιούν έναν κινητήρα εσωτερικής καύσης για να συμπληρώνουν τον ηλεκτρικό κινητήρα όταν τα επίπεδα της μπαταρίας είναι πολύ χαμηλά. Ο ηλεκτροκινητήρας τροφοδοτείται κυρίως με χρήση φωτοβολταϊκών συστοιχιών. Το κύριο μειονέκτημα σε αυτό το υβριδικό σύστημα είναι η αναγκαιότητα του κινητήρα εσωτερικής καύσης (Fathabadi, 2018).

Ένας πυκνωτής αποτελείται από δύο ηλεκτρόδια (άνοδος και κάθοδος) που διαχωρίζονται από έναν ηλεκτρολύτη (Zou et al., 2005). Οι παραλλαγές των πυκνωτών διαφοροποιούνται ανάλογα με τον τύπο των ηλεκτροδίων και του ηλεκτρολύτη που χρησιμοποιούνται. Οι ηλεκτροστατικοί πυκνωτές αποθηκεύουν φορτία μέσω διηλεκτρικής πόλωσης, η ενεργειακή τους πυκνότητα δεν είναι πολύ υψηλή, ωστόσο η πυκνότητα ισχύος είναι, γεγονός που τους καθιστά κατάλληλους για εφαρμογές που απαιτούν μικρή διάρκεια, υψηλή απόδοση και υψηλή ισχύ εξόδου. Οι SC μπορούν να ταξινομηθούν σε δύο κατηγορίες, τους πυκνωτές διπλής στρώσης (Double Layer Capacitors, DLC) και τους ηλεκτροχημικούς πυκνωτές (Electrochemical Capacitors, EC). Η πρώτη περιλαμβάνει ένα διαχωρισμό φορτίων στη διεπιφάνεια των ηλεκτροδίων και των ηλεκτρολυτών, η χωρητικότητα είναι ανάλογη με το εμβαδόν του ηλεκτροδίου. Το τελευταίο λειτουργεί με την αρχή των γρήγορων οξειδοαναγωγικών αντιδράσεων Faraday, επομένως βασίζεται σε υψηλές αναστρέψιμες αντιδράσεις οξειδοαναγωγής που συμβαίνουν στην επιφάνεια των ηλεκτροδίων ή στο εσωτερικό των ηλεκτροδίων για να παράγουν τη συγκεκριμένη χωρητικότητα. Το δυναμικό διάσπασης του ηλεκτρολύτη περιορίζει την τάση των πυκνωτών στο μέγιστο όριο των 3V. Επομένως απαιτείται σύνδεση σε σειρά για να αυξηθεί η τάση εργασίας, η οποία μειώνει ταυτόχρονα την ενεργή χωρητικότητα.

Το SC βασίζεται στην υψηλή τάση λειτουργίας ενός ηλεκτρολυτικού πυκνωτή και συνδυάζει το ηλεκτρολυτικό και το EC για να έχει τα καλύτερα χαρακτηριστικά με υψηλή τάση εργασίας, ειδική χωρητικότητα και πυκνότητα ενέργειας (Zou et al., 2005). Τα SC έχουν το πλεονέκτημα της γρήγορης φόρτισης, της μεγάλης πυκνότητας ισχύος και της μεγάλης διάρκειας κύκλου ζωής με κύριο μειονέκτημα τη χαμηλή ενεργειακή τους πυκνότητα. Τα πλεονεκτήματά τους τα καθιστούν την καλύτερη επιλογή για τη συμπλήρωση μιας άλλης πηγής ενέργειας που απαιτεί αύξηση της μέγιστης ισχύος. Οι SC έχουν τη δυνατότητα να παρέχουν γρήγορες εκρήξεις ενέργειας κατά τις απαιτήσεις αιχμής ισχύος και να αποθηκεύουν ενέργεια και ισχύ που διαφορετικά θα χάνονταν. Έχουν πολύ χαμηλότερη ενεργειακή πυκνότητα από τις μπαταρίες, αλλά είναι εξαιρετικοί στο να συμπληρώνουν αυτές τις ελλείψεις ενέργειας (Lu et al., 2007; Burke and Miller, 2002).

Οι χρήσεις των SC σε drones βρίσκονται ακόμη στα αρχικά στάδια εφαρμογής και ως εκ τούτου υπάρχουν πολύ περιορισμένοι πόροι που περιγράφουν λεπτομερώς την αποτελεσματικότητά τους. Η φόρτιση και η εκφόρτιση των SC γίνεται πολύ γρήγορα σε σύγκριση με τις μπαταρίες, έχουν υψηλή πυκνότητα ισχύος και σχεδόν απεριόριστους κύκλους επαναφόρτισης. Από την άλλη πλευρά, μπορεί να είναι μεγάλα και ογκώδη, πρέπει να χρησιμοποιούνται ως συμπλήρωμα της κύριας

τροφοδοσίας και δεν μπορούν να λειτουργήσουν αποτελεσματικά ως κύρια πηγή ενέργειας. Η χρήση SC σε drones είναι συνήθως στη χωρητικότητα συμπλήρωσης, χρησιμοποιούνται ως δευτερεύουσα πηγή για τη συμπλήρωση της κύριας πηγής όταν απαιτείται μέγιστη ισχύς και ως εκ τούτου υπάρχουν πολλά διαφορετικά υβριδικά συστήματα που περιέχουν SC.

Μια FC αέρα αλουμινίου (Aluminum Air FC, AAFC) μπορεί να συνδυαστεί με SC για να σχηματίσει μια πηγή ενέργειας. Τα AAFC έχουν υψηλότερη ενεργειακή πυκνότητα από τις περισσότερες άλλες μπαταρίες, αλλά έχουν χαμηλότερη πυκνότητα ισχύος, επομένως από μόνο του, το AAFC δεν είναι μια βιώσιμη κινητήρια πηγή ενέργειας. Όπως αναφέρθηκε παραπάνω, τα SC έχουν υψηλή πυκνότητα ισχύος, γρήγορη φόρτιση και εκφόρτιση, αλλά κακή ενεργειακή πυκνότητα. Αυτό τα καθιστά ιδανικά για τη συμπλήρωση του AAFC. Υπάρχουν τρία στάδια στην τροφοδοσία αυτού του συστήματος, το στάδιο 1 περιλαμβάνει μόνο τη χρήση του AAFC όταν υπάρχει χαμηλή ζήτηση ισχύος, το στάδιο 2 χρησιμοποιεί τόσο AAFC όσο και SC για μεγαλύτερες απαιτήσεις ισχύος και το στάδιο 3 είναι αυτό που συμβαίνει συνεχώς, γνωστό ως αναγεννητική θραύση, όπου το SC φορτίζεται μέσω της χρήσης ενέργειας που συνήθως χάνεται όταν το σύστημα είναι σε αδράνεια (Zhang et al., 2016).

Η μπαταρία ιόντων λιθίου έχει πολλά πλεονεκτήματα σε σχέση με άλλες μπαταρίες, όπως υψηλή τάση, μικρό βάρος, χαμηλή αυτοεκφόρτιση και μεγάλη διάρκεια ζωής. Το μειονέκτημα των μπαταριών ιόντων λιθίου είναι ότι εάν χρησιμοποιούνται σε εφαρμογές υψηλής ζήτησης ισχύος, η απόδοσή τους ως προς το βάρος, το κόστος και τη διάρκεια ζωής υποβαθμίζεται τρομερά. Με την προσθήκη των SC, η μπαταρία μπορεί να ικανοποιήσει τις μέσες απαιτήσεις ισχύος ενώ οι SC ικανοποιούν τις απαιτήσεις μέγιστης ισχύος κατά την επιτάχυνση ή την αναγεννητική θραύση (Mesbahi et al., 2016).

#### 2.2.6.2. Σύγκριση υβριδικών λύσεων

Συγκρίνοντας τις διαφορετικές υβριδικές μεθόδους που παρουσιάζονται σε αυτήν την ενότητα, είναι δυνατό να προσδιοριστεί πόσο σχετικές και επίσης αποτελεσματικές είναι. Τα υβρίδια FC και SC έχουν τα καλύτερα πλεονεκτήματα και έχουν πιο λίγα μειονεκτήματα σε σύγκριση με τις άλλες υβριδικές μεθόδους, τα υβρίδια Li-Ion και SC έρχονται σε δεύτερη μοίρα καθώς έχουν το μειονέκτημα μιας περιορισμένης διάρκειας κύκλου σε σύγκριση με το FC και το υβριδικό SC. Οι άλλες υβριδικές μέθοδοι είναι επίσης πολύ συμφέρουσες, ωστόσο έχουν το μειονέκτημα ότι είναι αρκετά μεγαλύτερες και πιο περίπλοκες από τις δύο τελευταίες.

### 2.3. Τύποι UAV, αυτονομία και αρχιτεκτονικές συστημάτων

#### 2.3.1. Τύποι UAV

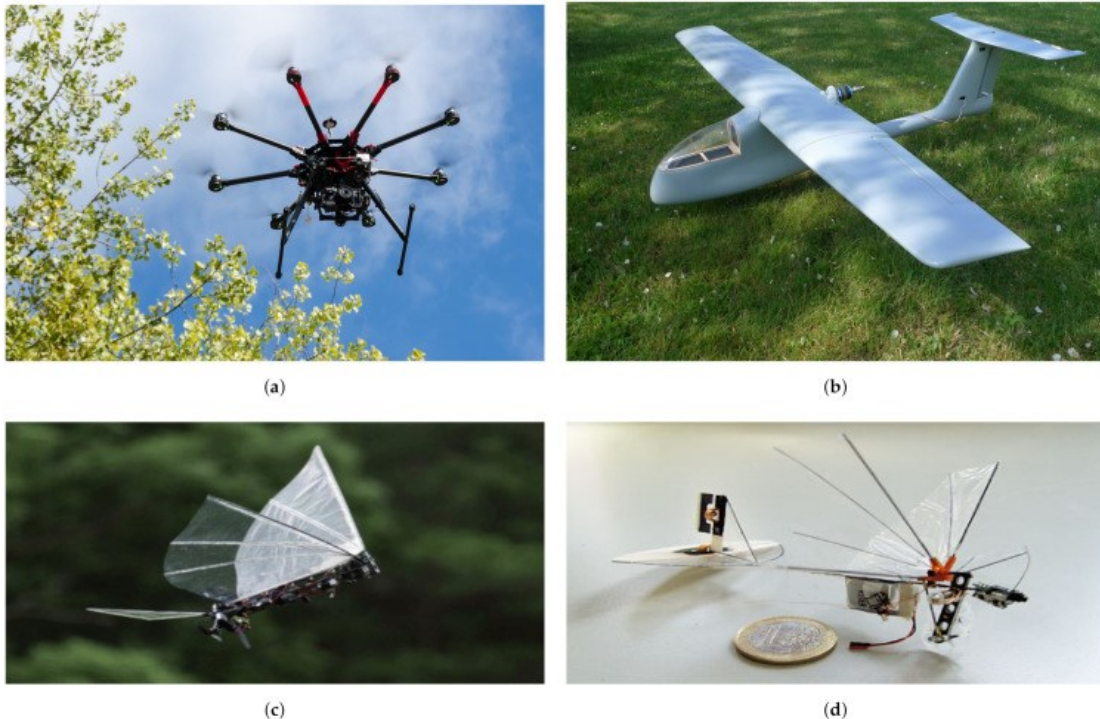
Τα UAV μπορούν να ταξινομηθούν βάσει πολλών παραγόντων όπως το μέγεθος, το μέσο βάρος απογείωσης, τη διαμόρφωση ελέγχου, το επίπεδο αυτονομίας κ.λπ. Για παράδειγμα, οι ταξινομήσεις UAV βάσει μεγέθους σύμφωνα με την Αυστραλιανή Αρχή Ασφάλειας Πολιτικής Αεροπορίας (CASA) είναι:

- Micro: λιγότερο από 250g
- Πολύ Μικρό: 0,25kg -2kg
- Μικρό: 2kg -25kg

- Μέτρια: 25kg -150kg
- Μεγάλο: Πάνω από 150kg.

Τα μεγάλα UAV χρησιμοποιούνται κυρίως σε τακτικές αποστολές και στρατιωτικές εφαρμογές. Για πιο λεπτομερείς ταξινομήσεις που σχετίζονται με τη στρατιωτική χρήση, βλ. (Valavanis and Vachtsevanos, 2015). Με βάση τις διαμορφώσεις ελέγχου, τα UAV μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σε (βλ. **Εικόνα 2.3**):

- μονού ρότορα (Cai et al., 2005, 2008): ελικόπτερο
- multi-rotor (Mahony et al., 2012; Phang et al., 2014): tricopter, quadrotor, hexacopter, κ.λπ.
- σταθερής πτέρυγας (Shkarayev et al., 2007; Keane et al., 2017);
- υβρίδιο (Cetinsoy et al., 2012; Ozdemir et al., 2014);
- πτερύγια που χτυπούν (Gerdes et al., 2012; Karásek, 2014): Ορνιθόπτερα και Εντομόπτερα.



**Εικόνα 2.3.** Διαφορετικοί τύποι UAV με βάση τις διαμορφώσεις ελέγχου. (α) Multicopter (Εξακόπτερο), (β) Fixed-Wing, (γ) Ornithopter flapping-wing UAV (Robo Raven) (Holness et al., 2018), (δ) UAV με πτερύγια εντομόπτερου (DelFly Micro).

Τα εναέρια οχήματα μονού ρότορα όπως τα ελικόπτερα δεν έχουν χρησιμοποιηθεί πολύ ως πλατφόρμες UAV. Οι πολλαπλοί ρότορες από την άλλη έχουν γίνει η πιο δημοφιλής επιλογή στις περισσότερες μη στρατιωτικές εφαρμογές όσον αφορά την ευελιξία. Οι πολλαπλοί ρότορες, όπως τετράτορες, εξακόπτερα και οκτοκόπτερα με ρότορες σταθερού βήματος μοιράζονται παρόμοια δυναμικά μοντέλα για έλεγχο. Ωστόσο, τα τετράτορα είναι φθηνότερα, ταχύτερα και εξαιρετικά ευέλικτα, ενώ τα εξακόπτερα και τα οκτοκόπτερα μπορούν να προσφέρουν καλύτερη σταθερότητα πτήσης, ανοχή σε σφάλματα και μεγαλύτερη χωρητικότητα ωφέλιμου φορτίου. Οι πολλαπλοί ρότορες με ρότορες σταθερού βήματος είναι υποενεργοποιημένα

συστήματα όπου δεν είναι δυνατός ο πλήρης έλεγχος όλων των βαθμών ελευθερίας. Υπήρξαν πρόσφατες προόδους στην ανάπτυξη πανκατευθυντικών UAV με κλίση ρότορα (Kaufman et al., 2014; Allenspach et al., 2020).

Οι πολλαπλοί ρότορες γενικά ανήκουν στην κατηγορία των οχημάτων κάθετης απογείωσης και προσγείωσης (VTOL) με δυνατότητα αιώρησης στη θέση τους. Αντίθετα, τα UAV σταθερής πτέρυγας είναι οχήματα οριζόντιας απογείωσης και προσγείωσης (HTOL) και δεν μπορούν να αιωρούνται σε μια συγκεκριμένη θέση λόγω περιορισμών. Ωστόσο, τα UAV σταθερής πτέρυγας έχουν πλεονεκτήματα όπως μεγάλη αντοχή (δηλαδή, χρόνος πτήσης) και υψηλότερες εφικτές ταχύτητες σε σύγκριση με τους πολλαπλούς ρότορες. Τα υβριδικά UAV συνδυάζουν και τις δύο διαμορφώσεις, σταθερών πτερύγων και πολλαπλούς ρότορες χρησιμοποιώντας τα πλεονεκτήματα και των δύο, όπως κάθετη απογείωση και προσγείωση, αιώρηση και πτήσεις μεγάλης αντοχής. Ωστόσο, αυτά τα οχήματα είναι ακόμη υπό ανάπτυξη και απαιτείται περισσότερη έρευνα για αξιόπιστο έλεγχο, ειδικά κατά την εναλλαγή μεταξύ των τρόπων πτήσης.

Ένας άλλος τύπος UAV είναι με πτερύγια που χτυπούν εμπνευσμένα από πουλιά (Ορνιθόπτερα) και έντομα (Εντομόπτερα). Αυτός ο τύπος είναι ακόμα υπό ανάπτυξη λόγω της πολυπλοκής δυναμικής του και των αναμενόμενων προβλημάτων ισχύος (Gerdes et al., 2012). Πρόσφατα, νέα βιο-εμπνευσμένα υβριδικά μη επανδρωμένα οχήματα έχουν επίσης προταθεί για τη διαχείριση της πλοήγησης σε διαφορετικούς τομείς, όπως τα υποβρύχια οχήματα (Stewart et al., 2018; 2019) και τα εναέρια οχήματα (Kalantari and Spenko, 2014; Mulgaonkar et al., 2016).

### 2.3.2. Επίπεδα αυτονομίας

Η πλήρης ικανότητα εκτέλεσης αποστολών/καθηκόντων με ελάχιστη ανθρώπινη αλληλεπίδραση είναι ένας απώτερος στόχος για τα μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα. Διαφορετικά επίπεδα αυτονομίας μπορούν να επιτευχθούν προς αυτόν τον στόχο ανάλογα με την πολυπλοκότητα των εργασιών και το εάν υπάρχει ή όχι μια πλήρως αυτόνομη λύση για τη συγκεκριμένη εφαρμογή. Αυτά τα επίπεδα μπορούν να περιγραφούν με βάση τον τρόπο λειτουργίας των UAV σύμφωνα με το Εθνικό Ινστιτούτο Προτύπων και Τεχνολογίας (NIST) ως εξής (Huang, 2004):

- Πλήρως αυτόνομο: Το UAV μπορεί να εκτελέσει μια εργασία/αποστολή χωρίς ανθρώπινη αλληλεπίδραση, όπου όλες οι αποφάσεις λαμβάνονται επί του σκάφους με βάση τις παρατηρήσεις αισθητήρων που προσαρμόζονται στις επιχειρησιακές και περιβαλλοντικές αλλαγές.
- Ημιαυτόνομος: Απαιτείται ανθρώπινος χειριστής για τον σχεδιασμό αποστολής υψηλού επιπέδου και για αλληλεπίδραση κατά τη διάρκεια της κίνησης, όταν απαιτούνται ορισμένες αποφάσεις που το UAV δεν είναι σε θέση να λάβει. Το όχημα μπορεί να διατηρήσει αυτόνομη λειτουργία μεταξύ αυτών των αλληλεπιδράσεων. Για παράδειγμα, ένας χειριστής μπορεί να παρέχει μια λίστα σημείων διαδρομής για να καθοδηγήσει το όχημα όπου μπορεί να καταφέρει να κινηθεί με ασφάλεια προς αυτές τις θέσεις με δυνατότητα αποφυγής εμποδίων.
- Τηλεχειριζόμενος: Ο τηλεχειριστής βασίζεται στην ανάδραση από αισθητήρες επί του οχήματος για να μετακινήσει το όχημα είτε στέλνοντας απευθείας εντολές ελέγχου είτε ενδιάμεσους στόχους χωρίς δυνατότητες αποφυγής εμποδίων. Αυτή η λειτουργία μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε εφαρμογές Beyond-Line-of-Sight (BLOS).

- Τηλεχειριζόμενος: Απαιτείται ένας απομακρυσμένος πιλότος για τον χειροκίνητο έλεγχο του UAV χωρίς ανάδραση αισθητήρων που μπορεί να χρησιμοποιηθεί σε εφαρμογές Line-of-Sight (LOS).

### 2.3.3. Προς πλήρως αυτόνομες λειτουργίες

Η ανάπτυξη ενός πλήρως αυτόνομου UAV είναι ένα πολύ δύσκολο και πολύπλοκο πρόβλημα. Μια αρθρωτή προσέγγιση τόσο για τον αρχιτεκτονικό σχεδιασμό υλικού όσο και λογισμικού υιοθετείται συνήθως στη βιβλιογραφία από τα περισσότερα υπάρχοντα αυτόνομα UAV για μια απλούστερη και ανεκτική σε σφάλματα λύση.

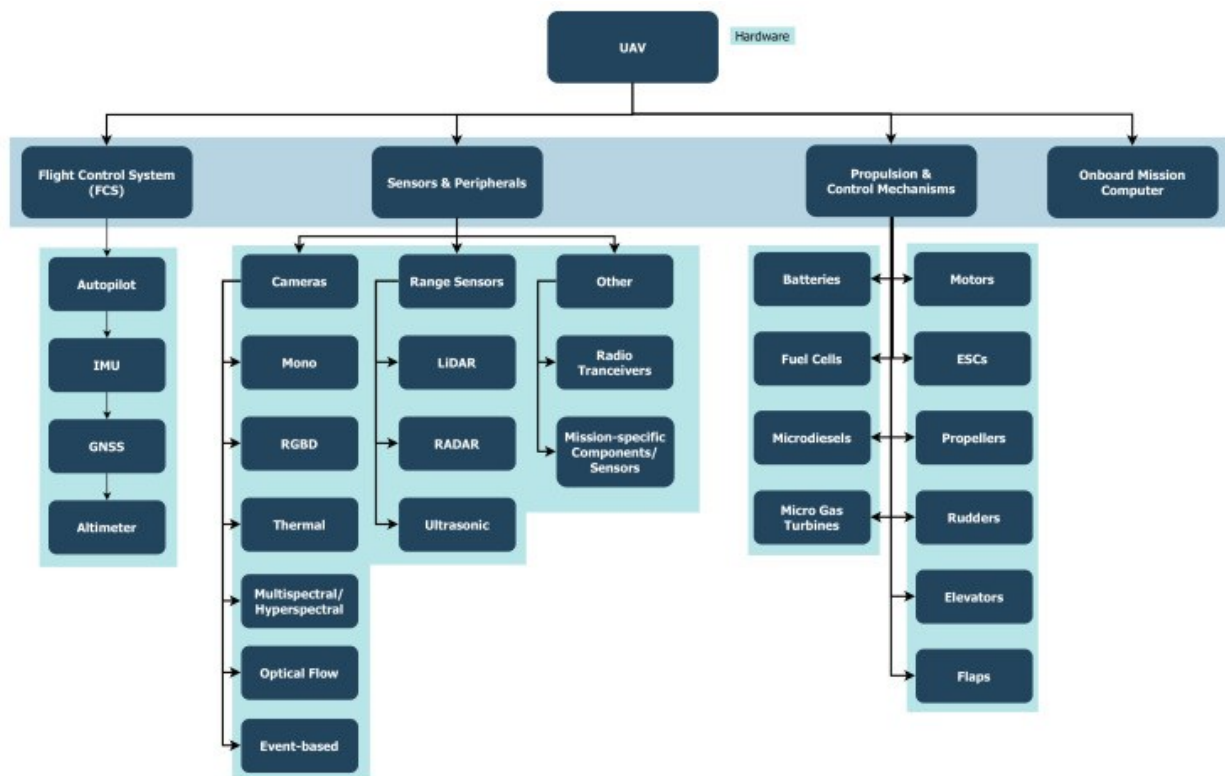
Σε επίπεδο υλικού, ένα UAV στην απλούστερη μορφή του αποτελείται από ένα πλαίσιο, ένα σύστημα πρόωσης και ένα σύστημα ελέγχου πτήσης (FCS). Το μέγεθος και το σύστημα πρόωσης του UAV μπορεί να σχεδιαστεί για να υποστηρίζει το απαιτούμενο ωφέλιμο φορτίο και τον χρόνο πτήσης σύμφωνα με τις απαιτήσεις της αποστολής. Ένα σύστημα πρόωσης αποτελείται από μια πηγή ισχύος (π.χ. μπαταρίες, κυψέλες καυσίμου, μικρο-ντίζελ ή και μικροστρόβιλους αερίου), οδηγούς κινητήρων ή ηλεκτρονικούς ελεγκτές ταχύτητας (ESC), κινητήρες (π.χ. κινητήρες συνεχούς ρεύματος χωρίς ψήκτρες), έλικες ή και επιφάνειες ελέγχου (πηδάλια).

Το σύστημα ελέγχου πτήσης είναι απλώς ένα ενσωματωμένο σύστημα που αποτελείται από τον αυτόματο πιλότο, τα αεροηλεκτρονικά και άλλο υλικό που σχετίζεται άμεσα με τον έλεγχο πτήσης (Valavanis and Vachtsevanos, 2015). Για παράδειγμα, οι κύριοι αισθητήρες που είναι κρίσιμοι για τον έλεγχο πτήσης περιλαμβάνουν αδρανειακές μονάδες μέτρησης (IMU), βαρόμετρα/υψόμετρα (για χρήση σε εξωτερικούς χώρους). Τα υπάρχοντα εμπορικά προϊόντα προσφέρουν πλήρη συστήματα που συνδυάζουν αυτούς τους αισθητήρες, τα οποία είναι γνωστά ως Συστήματα Αναφοράς Επικεφαλίδας Στάσης (AHRS). Οι πιο προηγμένες λύσεις περιλαμβάνουν το ενσωματωμένο φίλτράρισμα Kalman για τα δεδομένα από όλους τους αισθητήρες για την παροχή απόλυτων λύσεων εντοπισμού θέσης. Αυτά αναφέρονται ως Συστήματα Αδρανειακής Πλοήγησης (INS). Το επόμενο εξάρτημα είναι η υπολογιστική μονάδα (π.χ. ένας μικροελεγκτής), η οποία χρησιμοποιείται συνήθως για την εφαρμογή της λογικής του αυτόματου πιλότου για αξιόπιστο και ανεκτικό σε σφάλματα έλεγχο πτήσης. Στην ιδανική περίπτωση, η υπολογιστική μονάδα πρέπει να υπόκειται σε περιορισμούς σε πραγματικό χρόνο. Δηλαδή, η απόκρισή του πρέπει να είναι εντός καθορισμένων χρονικών περιορισμών. Γενικά, η μονάδα FCS (σύστημα ελέγχου πτήσης) είναι υπεύθυνη για τον υπολογισμό εντολών ελέγχου χαμηλού επιπέδου, την εκτίμηση των καταστάσεων του οχήματος (υψόμετρο, στάση, ταχύτητα, κ.λπ.) με βάση τα δεδομένα αισθητήρα, την καταγραφή κρίσιμων πληροφοριών για ανάλυση μετά την πτήση και τη διασύνδεση με εξαρτήματα υψηλότερου επιπέδου είτε με ενσύρματη σύνδεση ή μέσω άλλων συνδέσμων επικοινωνίας. Η ύπαρξη ενός FCS αρκεί για να επιτρέψει τη λειτουργία πλοήγησης τηλελειτουργίας, όπου ένας απομακρυσμένος χειριστής μπορεί να στείλει απευθείας σημεία ή και εντολές ελέγχου. Είναι επίσης δυνατό να επιτευχθούν ημιαυτόνομες λειτουργίες σε απλά περιβάλλοντα όπου εφαρμόζονται μέθοδοι αντιδραστικού ελέγχου με χαμηλό υπολογιστικό κόστος στον αυτόματο πιλότο για την παροχή βασικών δυνατοτήτων αποφυγής σύγκρουσης και διασύνδεση με εξαρτήματα υψηλότερου επιπέδου είτε με ενσύρματη σύνδεση είτε μέσω άλλων συνδέσμων επικοινωνίας. αντιδραστικού ελέγχου με χαμηλό υπολογιστικό κόστος στον αυτόματο πιλότο για την παροχή βασικών δυνατοτήτων αποφυγής σύγκρουσης.

Για πιο σύνθετες εργασίες/αποστολές, απαιτείται ένας ενσωματωμένος υπολογιστής με υψηλότερη επεξεργαστική ισχύ, δηλαδή ένας υπολογιστής

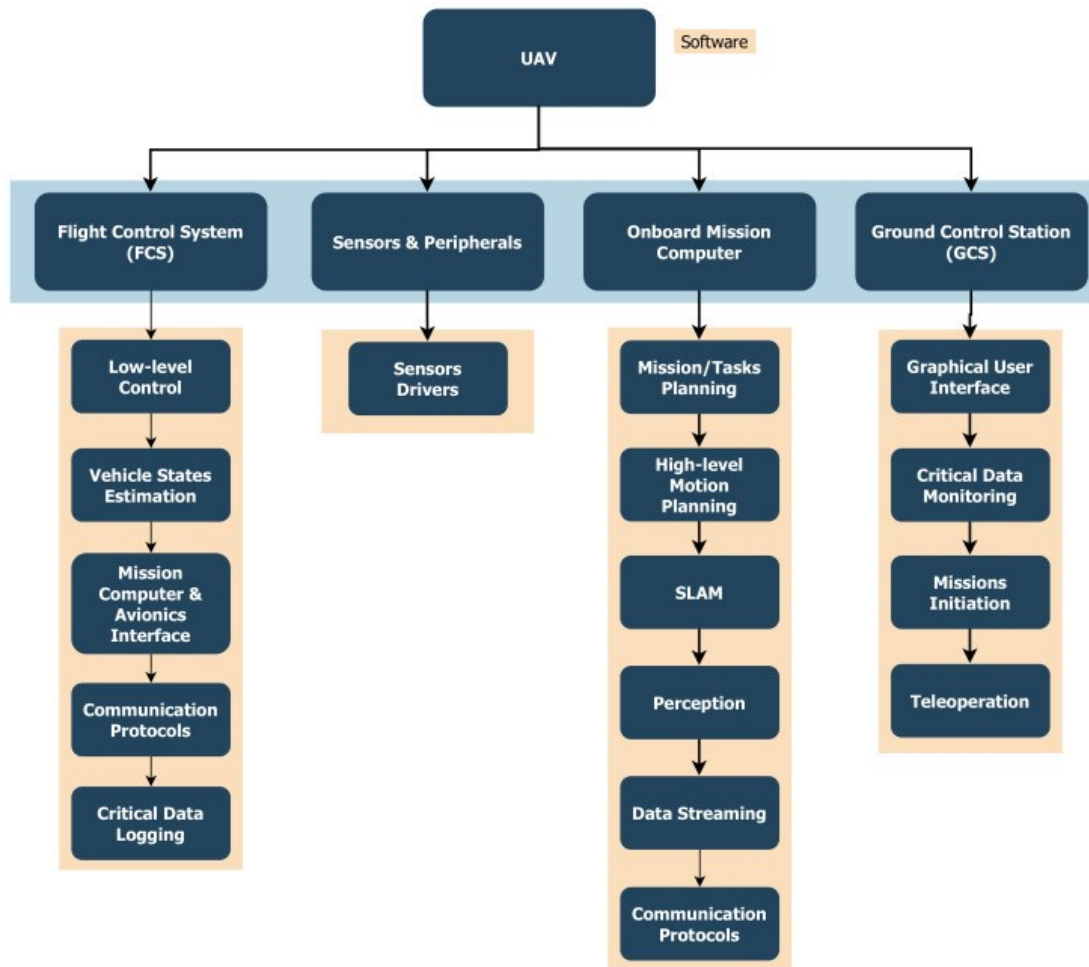
αποστολής, για την επίτευξη πλήρως αυτόνομων λειτουργιών, δεδομένου ότι χρησιμοποιείται ένα UAV με το κατάλληλο μέγεθος και ισχύ. Σε αυτή τη δομή, ο υπολογιστής αποστολής συνήθως υλοποιεί υψηλού επιπέδου σχεδιασμό αποστολής και κίνησης βασίζομενος σε πληροφορίες που ερμηνεύονται από αισθητήρια δεδομένα υψηλού εύρους ζώνης εκτός από την εκτέλεση απαιτούμενων διαδικασιών με ακριβό υπολογιστικό κόστος. Μπορεί επίσης να έχει τη δική του σύνδεση επικοινωνίας με έναν Σταθμό Ελέγχου εδάφους (GCS) για τη ροή δεδομένων υψηλού εύρους ζώνης.

Μπορούν να χρησιμοποιηθούν διαφορετικοί τύποι αισθητήρων για προηγμένη αντίληψη και σχεδιασμό, ανάλογα με τις απαιτήσεις της αποστολής, το διαθέσιμο ωφέλιμο φορτίο, την ισχύ UAV και τις περιβαλλοντικές συνθήκες. Παραδείγματα κοινώς χρησιμοποιούμενων αισθητήρων είναι οι κάμερες (μονοφάλαμιες, RGBD, θερμικές, υπερφασματικές κ.λπ.), οι αισθητήρες εμβέλειας (LiDAR, RADAR, υπερήχων) και άλλοι ειδικοί αισθητήρες εργασίας (π.χ. αρπάγες, ψεκαστήρες κ.λπ.). Μια σύνοψη των στοιχείων υλικού και λογισμικού που χρησιμοποιούνται με τα UAV παρουσιάζονται στην **Εικόνα 2.4** και **Εικόνα 2.5**, και ένα παράδειγμα εξακοπτέρου παρουσιάζεται στην **Εικόνα 2.6** εμφανίζει τα στοιχεία του συστήματος για κάποια περίπτωση χρήσης.

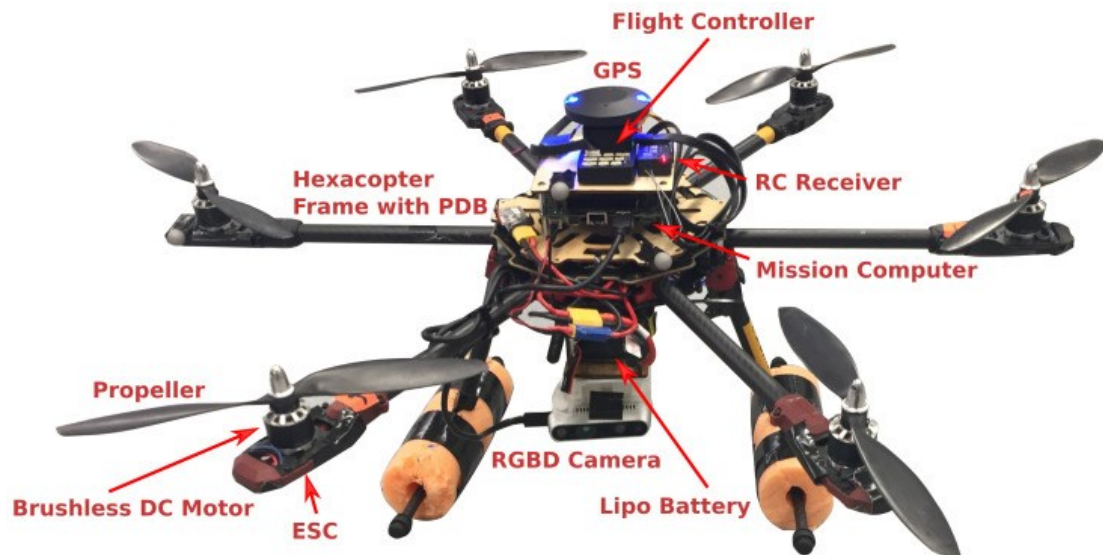


**Εικόνα 2.4.** Αρχιτεκτονική συστήματος που δείχνει στοιχεία υλικού που χρησιμοποιούνται συνήθως με τα UAV.





**Εικόνα 2.5.** Αρχιτεκτονική συστήματος που δείχνει στοιχεία λογισμικού που χρησιμοποιούνται συνήθως με UAV.



**Εικόνα 2.6.** Παράδειγμα ρύθμισης UAV τύπου UAV εξακοπτέρου με FCS, υπολογιστή αποστολής και αισθητήρα RGBD.

Η αρχιτεκτονική λογισμικού της αυτόνομης στοίβας που εφαρμόζεται στον υπολογιστή αποστολής αποτελείται συνήθως από πολλές διεργασίες / ενότητες που εκτελούνται παράλληλα και ένα ενδιάμεσο λογισμικό ανταλλαγής μηνυμάτων χρησιμοποιείται για την ανταλλαγή μηνυμάτων μεταξύ διεργασιών στον υπολογιστή αποστολής ή με άλλους υπολογιστές στο ίδιο δίκτυο (για παράδειγμα, συστήματα πολλαπλών UAV). Ορισμένες από αυτές τις μονάδες σχετίζονται με τις πτυχές κινητικότητας που μπορούν να εξασφαλίσουν ασφαλή πλοήγηση, κάτι που μπορεί να είναι κοινό μεταξύ των περισσότερων συστημάτων UAV και άλλων αυτόνομων κινητών ρομπότ. Άλλες ενότητες θα εφαρμόσουν λογική που είναι συγκεκριμένη για την εφαρμογή, έτσι ώστε το UAV να μπορεί να εκτελέσει αυτόνομα την ανατεθείσα εργασία. Για παράδειγμα, σε εφαρμογές πυρόσβεσης, απαιτείται ένα UAV για τον αυτόνομο εντοπισμό και την κατάσβεση πυρκαγιών, το οποίο απαιτεί να περιλαμβάνονται πρόσθετες μονάδες στην αυτόνομη στοίβα, συμπεριλαμβανομένων αγωγών όρασης υπολογιστή και μηχανισμού ελέγχου πυροσβεστήρα. Σε πολλές εφαρμογές τηλεπισκόπησης, η κύρια εργασία θα μπορούσε να είναι μόνο η συλλογή δεδομένων είτε με τη μορφή εικόνων είτε πληροφοριών από άλλους ενσωματωμένους αισθητήρες προς ανάλυση και επεξεργασία μετά την πτήση.

Οι μονάδες που σχετίζονται με την κινητικότητα είναι τα βασικά στοιχεία που απαιτούνται για τη διασφάλιση της πλοήγησης χωρίς σύγκρουση σε όλες τις εφαρμογές. Λαμβάνοντας υπόψη μόνο τα στοιχεία που σχετίζονται με την κινητικότητα, υιοθετείται στη βιβλιογραφία μια δημοφιλής αρθρωτή δομή για αυτόνομη πλοήγηση, η οποία αποτελείται από τις ακόλουθες ενότητες / υποσυστήματα:

- Αντίληψη.
- Τοπική προσαρμογή και χαρτογράφηση.
- Σχεδιασμός κίνησης και αποφυγή εμποδίων.
- Έλεγχος.

Αυτή η αρθρωτή προσέγγιση για την αντιμετώπιση του προβλήματος πλοήγησης προσφέρει έναν ευέλικτο επεκτάσιμο σχεδιασμό με ανοχή σε σφάλματα. Ωστόσο, άλλα πιθανά σχέδια μπορούν επίσης να φανούν για λιγότερο σύνθετες εργασίες ή για οχήματα με πολύ περιορισμένους πόρους, συνδυάζοντας τον έλεγχο και τον σχεδιασμό, χωρίς την ανάγκη εντοπισμού και χαρτογράφησης.

## 2.4. Τεχνικές πλοήγησης

Ένα κρίσιμο μέρος της αυτόνομης πλοήγησης είναι να διασφαλιστεί ότι το όχημα μπορεί να κινηθεί αποφεύγοντας τις συγκρούσεις με το περιβάλλον του. Αυτό είναι ένα γενικό πρόβλημα στη ρομποτική που μπορεί να αντιμετωπιστεί με σχεδιασμό κίνησης. Γενικά, το πρόβλημα σχεδιασμού κίνησης μπορεί να περιγραφεί ως προσπάθεια εύρεσης τροχιών χωρίς σύγκρουση μεταξύ αρχικών και τελικών διαμορφώσεων ενώ ικανοποιούνται ορισμένοι κινηματικοί και δυναμικοί περιορισμοί. Η διάσταση του χώρου διαμόρφωσης ισούται με τον αριθμό των ελεγχόμενων βαθμών ελευθερίας. Για παράδειγμα, οι κινήσεις σχεδιασμού για τετράγωνα μπορούν να πραγματοποιηθούν σε ένα χώρο με τις τρισδιάστατες συντεταγμένες θέσης τους και τη γωνία κατεύθυνσης (εκτροπή), ενώ οι κινήσεις για πανκατευθυντικά (πλήρως ενεργοποιημένα) UAV μπορούν να προγραμματιστούν λαμβάνοντας υπόψη όλες τις μεταφορικές και περιστροφικές καταστάσεις (6 Degrees Of Freedom, 6DOF).

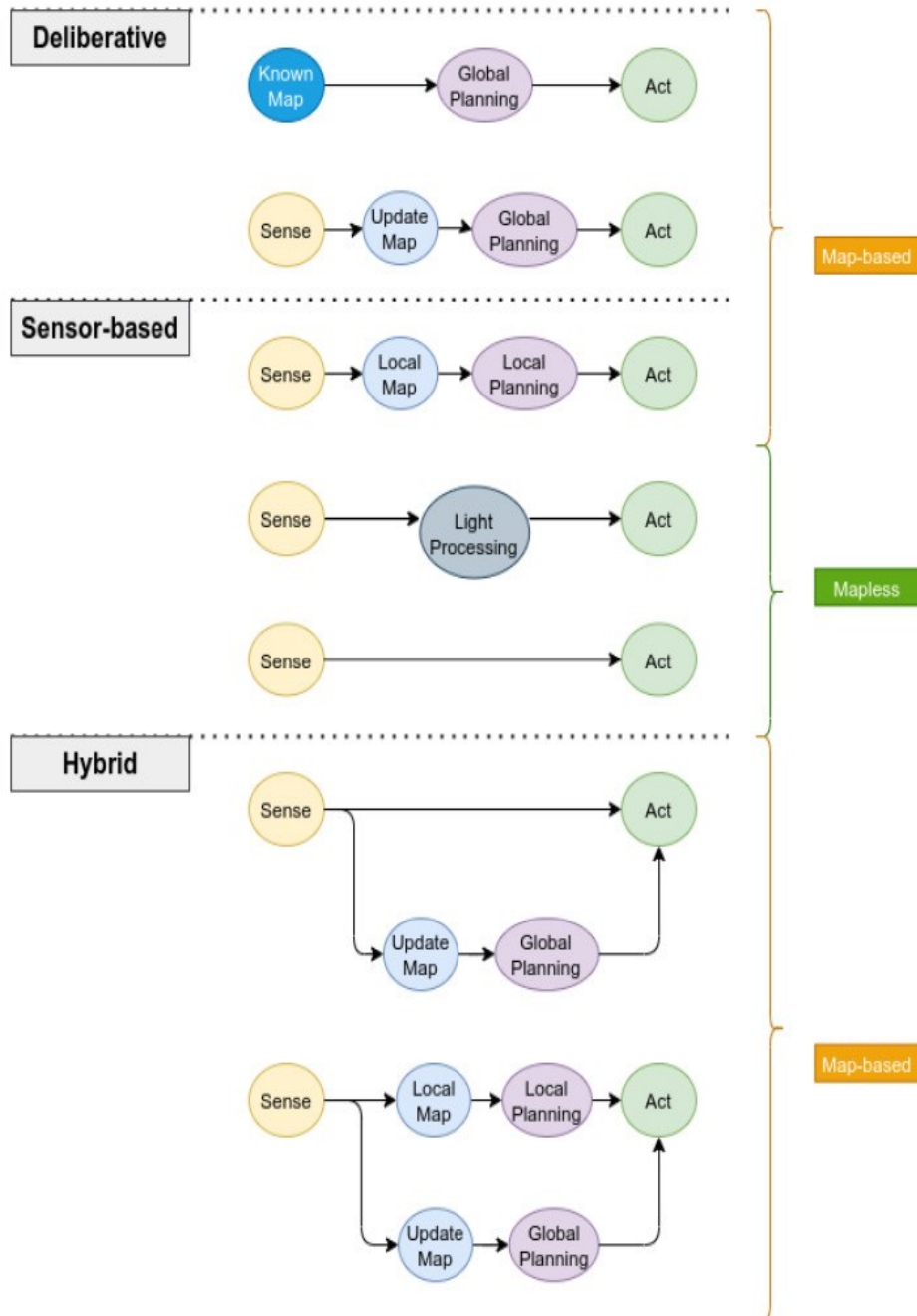
Σε μια αποσυνδεδεμένη προσέγγιση, το σύστημα ελέγχου UAV μπορεί να εκτελέσει κινήσεις που έχουν προγραμματιστεί από ένα σύστημα υψηλού επιπέδου, δηλαδή έναν σχεδιαστή κίνησης, όπου αυτά τα σχέδια πρέπει να είναι εφικτά και ασφαλή (δηλαδή, χωρίς σύγκρουση). Σε άλλες υλοποιήσεις, ο σχεδιασμός κίνησης μπορεί να συνδυαστεί με το σχεδιασμό του συστήματος ελέγχου όπου αναπτύσσονται νόμοι ελέγχου για να δημιουργήσουν άμεσα ελιγμούς αποφυγής εμποδίων με βάση μετρήσεις αισθητήρων. Ορισμένοι αναφέρονται σε αυτές στη βιβλιογραφία με χαλαρούς όρους ως μεθόδους αποφυγής εμποδίων/σύγκρουσης. Οι πτήσεις σε μεγάλο ύψος υιοθετούν συνήθως την ορολογία αποφυγής σύγκρουσης και οι πτήσεις σε χαμηλό ύψος μπορούν να χρησιμοποιούν τον γενικότερο όρο αποφυγής εμποδίων. Αυτή η ορολογία υιοθετείται επίσης πιο συχνά σε συστήματα πολλαπλών UAV για τη διαφοροποίηση μεταξύ μεθόδων που λαμβάνουν υπόψη μόνο την αποφυγή σύγκρουσης μεταξύ των οχημάτων εντός του συστήματος και σε εκείνες που εξετάζουν επίσης την αποφυγή εμποδίων σε περιβάλλοντα γεμάτο εμπόδια.

### 2.4.1. Παραδείγματα πλοήγησης

Οι υπάρχουσες τεχνικές πλοήγησης για αυτόνομα κινητά ρομπότ γενικά μπορούν να ταξινομηθούν σε διαβουλευτικές, βασισμένες σε αισθητήρες (τοπικός σχεδιασμός) ή υβριδικές (βλ. **Εικόνα 2.7**). Οι διαβουλευτικές προσεγγίσεις απαιτούν πλήρη γνώση του περιβάλλοντος που παρουσιάζεται ως χάρτης. Οι μέθοδοι καθολικού σχεδιασμού διαδρομής μπορούν στη συνέχεια να χρησιμοποιηθούν για την αναζήτηση ασφαλών και βέλτιστων μονοπατιών. Οι κλασικοί αλγόριθμοι σχεδιασμού διαδρομής μπορούν να κατηγοριοποιηθούν σε:

- Μέθοδοι που βασίζονται στην αναζήτηση (π.χ. Dijkstra,  $A^*$ ,  $D^*$ , και τα λοιπά.);
- Μέθοδοι δυναμικού πεδίου (π.χ. λειτουργία πλοήγησης, σχεδιαστής μετώπου κύματος κ.λπ.).

- Γεωμετρικές μέθοδοι (π.χ. αποσύνθεση κυττάρου, γενικευμένα διαγράμματα Νογοποι, γραφήματα ορατότητας κ.λπ.).
- Μέθοδοι που βασίζονται σε δειγματοληψία (π.χ. PRM, RRT, RRT\*, FMT, BIT, κ.λπ.).
- Μέθοδοι που βασίζονται στη βελτιστοποίηση (PSO, γενετικοί αλγόριθμοι κ.λπ.).



**Εικόνα 2.7.** Διαφορετικά πρότυπα που υιοθετήθηκαν για την αυτόνομη πλοήγηση από μια προοπτική υψηλού επιπέδου.

Πολλές από αυτές τις μεθόδους μπορούν να βρουν τα βέλτιστα μονοπάτια εάν υπάρχουν σε βάρος της απαίτησης πλήρους γνώσης για το περιβάλλον που δεν είναι

κατάλληλο σε άγνωστα και δυναμικά περιβάλλοντα. Για πιο λεπτομερείς πληροφορίες σχετικά με τέτοιες μεθόδους προγραμματισμού, ο αναγνώστης παραπέμπεται στο (LaValle, 2006).

Από την άλλη πλευρά, οι μέθοδοι που βασίζονται σε αισθητήρες βασίζονται άμεσα σε τρέχουσες μετρήσεις αισθητήρων ή σε ένα σύντομο ιστορικό των παρατηρήσεων των αισθητήρων (δηλ. έναν τοπικό χάρτη) για να σχεδιάσουν ασφαλείς διαδρομές σε πραγματικό χρόνο. Ο ορίζοντας προγραμματισμού μπορεί συνήθως να είναι πολύ σύντομος για κάποιο χρονικό διάστημα εκ των προτέρων ή θα μπορούσε να εκτελείται σε κάθε κύκλο ενημέρωσης ελέγχου. Μια ειδική κατηγορία τέτοιων μεθόδων αποτελείται από αντιδραστικές προσεγγίσεις όπου οι μετρήσεις αισθητήρων συνδέονται με ενέργειες ελέγχου είτε απευθείας (Hoy et al., 2015) είτε μετά από επεξεργασία (Tobaruela and Rodríguez, 2017). Οι μέθοδοι που βασίζονται σε αισθητήρες προσφέρουν λύσεις με εξαιρετική υπολογιστική απόδοση που τις καθιστά ευνοϊκές για προβλήματα πλοήγησης σε άγνωστα και δυναμικά περιβάλλοντα. Αυτές οι μέθοδοι δεν δημιουργούν παγκόσμιες βέλτιστες λύσεις καθώς δεν χρησιμοποιούν πλήρη γνώση για το περιβάλλον κατά τη διάρκεια της κίνησης. Ωστόσο, είναι δυνατό να βρεθούν τοπικές βέλτιστες λύσεις. Στην πράξη, είναι σύνηθες να θυσιάζουμε τη βέλτιστη ταχύτητα υπολογισμού, ειδικά όταν εξετάζουμε μικρο-UAV με γρήγορη δυναμική και περιορισμένη υπολογιστική ισχύ. Οι μέθοδοι που βασίζονται σε αισθητήρες είναι επίσης επιρρεπείς στο να κολλήσουν μερικές φορές.

Οι υβριδικές προσεγγίσεις συνδυάζουν τόσο συμβουλευτικές όσο και μεθόδους βασισμένες σε αισθητήρες για να δημιουργήσουν μια πιο προηγμένη συμπεριφορά πλοήγησης που επωφελείται από τα πλεονεκτήματα και των δύο κατηγοριών. Βασίζεται στον τοπικό σχεδιασμό χαμηλής καθυστέρησης για τη διαχείριση άγνωστων και δυναμικών εμποδίων, ενώ χρησιμοποιεί μια μέθοδο σχεδιασμού υψηλού επιπέδου για την καθοδήγηση του οχήματος χρησιμοποιώντας τη συσσωρευμένη γνώση για το περιβάλλον.

#### 2.4.2. Μέθοδοι βάσει χάρτη έναντι μεθόδων χωρίς χάρτη

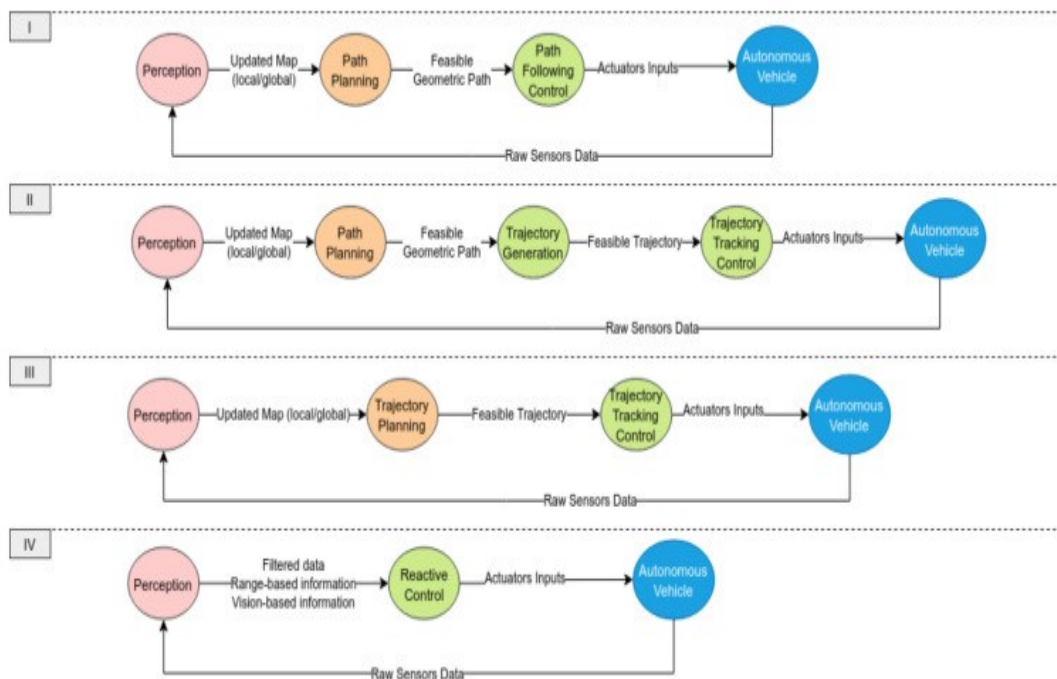
Οι μέθοδοι πλοήγησης μπορούν εναλλακτικά να ταξινομηθούν σε προσεγγίσεις που βασίζονται σε χάρτη ή προσεγγίσεις χωρίς χάρτη (DeSouza and Kak, 2002; Bonin-Font et al., 2008). Αυτή η ταξινόμηση υπογραμμίζει την υπολογιστική πολυπλοκότητα, συμπεριλαμβανομένων των απαιτήσεων μνήμης και αν αυτές βασίζονται σε ακριβή εντοπισμό και χαρτογράφηση ή όχι.

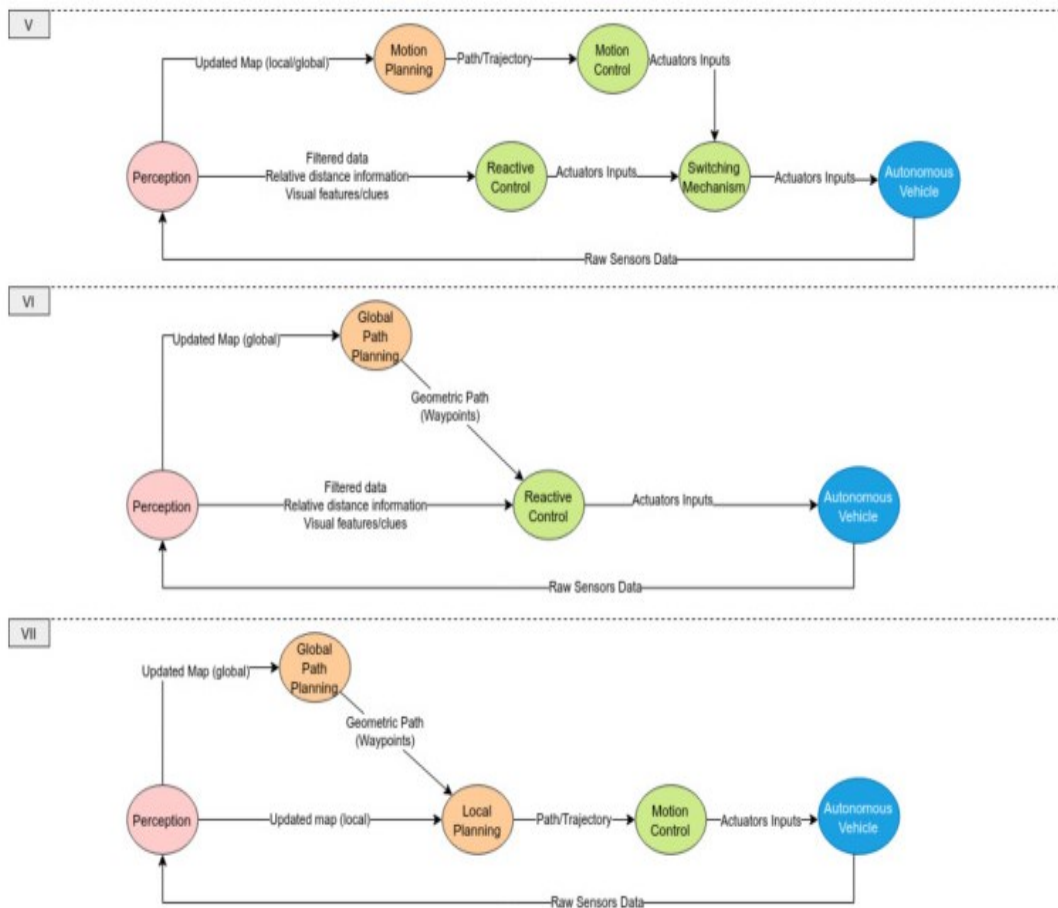
Οι στρατηγικές που βασίζονται σε χάρτη απαιτούν μια τοπική (ή καθολική) αναπαράσταση χάρτη του περιβάλλοντος που μπορεί να παρέχεται πριν από την έναρξη της πλοήγησης (συμβουλευτικές προσεγγίσεις) ή μπορεί να κατασκευαστεί κατά τη διάρκεια της πλοήγησης με βάση μετρήσεις αισθητήρων (μερικές προσεγγίσεις που βασίζονται σε αισθητήρες). Ασφαλείς διαδρομές μπορούν στη συνέχεια να βρεθούν χρησιμοποιώντας αλγόριθμους τοπικού/σφαιρικού σχεδιασμού που βασίζονται είτε σε μετρικούς είτε σε τοπολογικούς χάρτες. Επομένως, τέτοιες μέθοδοι είναι απαιτητικές όσον αφορά τους υπολογιστικούς πόρους, τον χρόνο προγραμματισμού και τις απαιτήσεις μνήμης, κάτι που εξαρτάται σε μεγάλο βαθμό από το μέγεθος του περιβάλλοντος και την πολυπλοκότητά του. Παρόλα αυτά, οι μέθοδοι που βασίζονται σε τοπικούς χάρτες χρησιμοποιούνται πολύ συχνά με τα UAV για τη δημιουργία τοπικών βέλτιστων λύσεων για τεχνολογικές προόδους, όπου είναι δυνατό να υπάρχουν μικροί υπολογιστές με υψηλή επεξεργαστική ισχύ.

Αντίθετα, οι στρατηγικές χωρίς χάρτη (αντιδραστικές μέθοδοι) βασίζονται άμεσα σε μετρήσεις αισθητήρων για τη λήψη αποφάσεων κίνησης χωρίς την ανάγκη διατήρησης καθολικών χαρτών και ακριβούς εντοπισμού (εκτός από τη χρήση GNSS). Ως εκ τούτου, οι ενέργειες ελέγχου μπορούν να συνδυαστούν άμεσα είτε με οπτικές ενδείξεις από τμηματοποίηση εικόνας, οπτική ροή ή παρακολούθηση χαρακτηριστικών σε επόμενα καρέ σε μεθόδους που βασίζονται στην όραση (Bonin-Font et al., 2008) από αισθητήρες εμβέλειας, όπως σχετική απόσταση από εμπόδια, κενά ή οριοθετημένα αντικείμενα. Αυτές οι μέθοδοι προσφέρουν την καλύτερη υπολογιστική πολυπλοκότητα για την αποφυγή εμποδίων, καθώς ο έλεγχος συνδυάζεται με τον προγραμματισμό μέσω επεξεργασίας των δεδομένων αισθητήρων που μπορεί να παρέχει πολύ γρήγορες ανατακλαστικές αντιδράσεις στα εμπόδια. Επιπλέον, οι γρήγορες αντιδράσεις σε εμπόδια που επιτυγχάνονται με αντιδραστικές μεθόδους έχουν το κόστος της δημιουργίας μη βέλτιστων λύσεων σε ορισμένες περιπτώσεις λόγω του γεγονότος ότι δεν χρησιμοποιούν πληροφορίες σχετικά με εμπόδια που είχαν προηγουμένως αντιληφθεί.

### 2.4.3. Συνολική δομή ελέγχου πλοήγησης

Από άποψη ελέγχου, στη βιβλιογραφία υιοθετήθηκαν διαφορετικές δομές για την αντιμετώπιση της υψηλής πολυπλοκότητας του προβλήματος πλοήγησης. Όπως αναφέρθηκε προηγουμένως, η πιο κοινή δομή βασίζεται στον προγραμματισμό και τον έλεγχο αποσύνδεσης λόγω της απλότητάς της στο σχεδιασμό. Μπορεί κανείς να κατηγοριοποιήσει τις υπάρχουσες μεθόδους σε επτά διαφορετικές δομές ελέγχου, όπως φαίνεται στην **Εικόνα 2.8**. Οι δομές I–III δείχνουν τη γενική αποσυνδεδεμένη προσέγγιση όπου ο σχεδιασμός και ο έλεγχος κίνησης είναι αποσυνδεδεμένοι, ενώ η δομή IV χρησιμοποιείται από αντιδραστικές προσεγγίσεις που συνδέουν άμεσα τον σχεδιασμό και τον έλεγχο. Οι δομές V–VII αντιστοιχούν σε υβριδικές προσεγγίσεις που μπορεί να είναι συνδυασμός των δομών I–IV.





**Εικόνα 2.8.** Διαφορετικές αυτόνομες δομές ελέγχου πλοήγησης.

Σε αποσυνδεδεμένες προσεγγίσεις, ορισμένες μέθοδοι σχεδιασμού κίνησης απλοποιούν περαιτέρω το πρόβλημα υποδιαιρώντας το σε δύο στάδια. Το πρώτο στάδιο απλώς προσπαθεί να βρει μια γεωμετρική διαδρομή χωρίς σύγκρουση που να ικανοποιεί κινηματικούς περιορισμούς. Οι περιορισμοί μπορούν να εξεταστούν απευθείας στον αλγόριθμο σχεδιασμού ή ολόκληρη η διαδικασία μπορεί να αποσυντεθεί περαιτέρω στην εύρεση μιας ασφαλούς διαδρομής, πρώτα αγνοώντας αυτούς τους περιορισμούς και στη συνέχεια εφαρμόζοντας τεχνικές εξομάλυνσης διαδρομής για την ικανοποίηση των κινηματικών περιορισμών. Στη συνέχεια, ακολουθεί ένα στάδιο δημιουργίας τροχιάς για να ληφθούν οι εφικτές τροχιές που ικανοποιούν δυναμικούς περιορισμούς. Άλλες προσεγγίσεις αντιμετώπισαν αυτό το πρόβλημα σχεδιάζοντας απευθείας τροχιές χρησιμοποιώντας μεθόδους που βασίζονται στη βελτιστοποίηση, το οποίο είναι πιο δύσκολο να λυθεί.

Για να γίνει διάκριση μεταξύ διαφορετικών παραδειγμάτων σχεδιασμού κίνησης, επισημαίνουμε τις διαφορές μεταξύ σχεδιασμού διαδρομής και σχεδιασμού τροχιάς. Ο σχεδιασμός διαδρομής είναι η διαδικασία εύρεσης μιας γεωμετρικής διαδρομής χωρίς σύγκρουση μεταξύ της αρχικής και της τελικής θέσης χωρίς νόμο χρονισμού. Στον σχεδιασμό τροχιάς, ένας νόμος χρονισμού συνδέεται με την προγραμματισμένη γεωμετρική διαδρομή χωρίς σύγκρουση που αναπαρίσταται ως τροχιά που περιλαμβάνει πληροφορίες για υψηλότερες παραγώγους (δηλαδή, ταχύτητα, επιτάχυνση, κ.λπ.). Οι τροχιές σχεδιάζονται ως επί το πλείστον για να ικανοποιούν δυναμικούς περιορισμούς οι οποίοι στη συνέχεια μπορούν να περάσουν

σε ένα σύστημα ελέγχου που υιοθετεί ένα σχέδιο ελέγχου παρακολούθησης τροχιάς. Μία από τις κοινές προσεγγίσεις για τον σχεδιασμό τροχιάς είναι η χρήση ενός αλγόριθμου σχεδιασμού διαδρομής για την εύρεση μιας αρχικής γεωμετρικής διαδρομής που ακολουθείται από τη διατύπωση της δημιουργίας τροχιάς ως πρόβλημα βελτιστοποίησης για τον σχεδιασμό τοπικών βέλτιστων τροχιών γύρω από την αρχική διαδρομή με αρκετούς περιορισμούς. Εναλλακτικά, ορισμένες προσεγγίσεις υιοθετούν ιδέες από την καθοδήγηση πυραύλων, εφαρμόζοντας τη διαδρομή ακολουθώντας νόμους ελέγχου για την παρακολούθηση της γεωμετρικής διαδρομής δεδομένου ότι ικανοποιεί μη ολονομικούς περιορισμούς όποτε υπάρχουν χωρίς να δημιουργεί τροχιά.

#### 2.4.4. Τοπικός σχεδιασμός διαδρομών

Ορισμένες υπάρχουσες μέθοδοι αντιμετωπίζουν το πρόβλημα μέσω της εφαρμογής αλγορίθμων σχεδιασμού διαδρομής τοπικά για την εύρεση εφικτών γεωμετρικών μονοπατιών υποθέτοντας ένα γενικό 2D/3D κινηματικό μοντέλο. Παραδείγματα αυτών των μεθόδων περιλαμβάνουν μεθόδους που βασίζονται σε δειγματοληψία (Aoude et al., 2013; Yang et al., 2010), βασισμένες σε γραφήματα (Liu et al., 2016; Sanchez-Lopez et al., 2019) και σε μεθόδους που βασίζονται στη βελτιστοποίηση (Miller et al., 2011; Chen et al., 2016). Αυτές οι μέθοδοι αναπτύσσονται σε υψηλό επίπεδο λαμβάνοντας υπόψη μόνο κινηματικούς περιορισμούς, υποθέτοντας ότι υπάρχει ένας ελεγκτής χαμηλού επιπέδου που ακολουθεί για την εκτέλεση των σχεδιαζόμενων μονοπατιών ικανοποιώντας ταυτόχρονα τους δυναμικούς περιορισμούς παρόμοιους με τη δομή ελέγχου I. Μπορούν επίσης να συνδυαστούν με μια μέθοδο δημιουργίας τροχιάς παρόμοια με τη δομή II.

Η υιοθέτηση μεθόδων που βασίζονται σε δειγματοληψία βοηθά στην αντιμετώπιση του προβλήματος του χώρου τρισδιάστατης αναζήτησης για τη δημιουργία μονοπατιών χωρίς σύγκρουση σε πραγματικό χρόνο, το οποίο ελήφθη υπόψη σε πολλές εργασίες. Στο Yang et al. (2010), προτάθηκε ένας αλγόριθμος σχεδιασμού για UAV με περιστροφικά πτερύγια. Αποσυνδέει το πρόβλημα του σχεδιασμού κίνησης σε δύο στάδια, δηλαδή στον σχεδιασμό διαδρομής και στην εξομάλυνση διαδρομής, η οποία είναι μια κοινή προσέγγιση για την απλούστευση του προβλήματος, ειδικά όταν πρέπει να ικανοποιηθούν μη ολονομικοί περιορισμοί (π.χ. για UAV σταθερής πτέρυγας). Για παράδειγμα, βλέπε (Roberge et al., 2018; Sahingoz, 2014). Ένας αλγόριθμος προγραμματισμού βασισμένος σε δειγματοληψία, ο RRR, υιοθετήθηκε για την αναζήτηση μονοπατιών χωρίς σύγκρουση ακολουθούμενο από έναν αλγόριθμο εξομάλυνσης διαδρομής, έτσι ώστε η εξομαλυνόμενη διαδρομή να μπορεί να ικανοποιήσει τη συνέχεια καμπυλότητας και τους μη ολονομικούς περιορισμούς. Μια αναλυτική λύση για τον υιοθετημένο αλγόριθμο εξομάλυνσης διαδρομής παρουσιάστηκε επίσης στο (Yang et al., 2010) εξετάζοντας την εξομάλυνση τρισδιάστατων μονοπατιών. Ένας έλεγχος πρόβλεψης μοντέλου παρακολούθησης διαδρομής (MPC) χρησιμοποιήθηκε στο (Yang et al., 2010) για να διασφαλιστεί ότι το όχημα μπορεί να παρακολουθεί τις προγραμματισμένες διαδρομές και διατυπώθηκε με βάση ένα γραμμικό μοντέλο κίνησης χωρίς περιορισμούς. Ένας άλλος αλγόριθμος σχεδιασμού διαδρομής σε πραγματικό χρόνο προτάθηκε στο (Aoude et al., 2013) βασίζεται σε τυχαία δέντρα με ταχεία εξερεύνηση (CC-RRT) για ασφαλή πλοήγηση σε 2D περιορισμένα και δυναμικά περιβάλλοντα. Ο σχεδιασμός κίνησης βασίζεται σε μια προτεινόμενη πρόβλεψη τροχιάς που βασίζεται σε ομαδοποίηση για να μοντελοποιήσει και να προβλέψει τη μελλοντική συμπεριφορά των δυναμικών εμποδίων. Αυτός ο



αλγόριθμος πρόβλεψης κίνησης συνδυάζει τις διεργασίες Gauss (GPs) με τον αλγόριθμο RRT-Reach που βασίζεται σε δειγματοληψία για να αντιμετωπίσει τις ελλείψεις του GP, όπως το υψηλό υπολογιστικό κόστος. Μια άλλη παραλλαγή RRT, δηλαδή το RRT κλειστού βρόχου, χρησιμοποιήθηκε στο (Lin and Saripalli, 2017) για τη διαχείριση της πλοήγησης σε 3D δυναμικά περιβάλλοντα. Στο (Schmid et al., 2020), μια προσέγγιση βασισμένη στη δειγματοληψία υιοθετήθηκε σε ένα ενημερωτικό πλαίσιο σχεδιασμού διαδρομής όπου ο στόχος είναι να δημιουργηθούν ασφαλείς διαδρομές που μπορούν να μεγιστοποιήσουν τις πληροφορίες που συλλέγονται κατά την κίνηση, κάτι που είναι σημαντικό για την εξερεύνηση άγνωστων περιβαλλόντων.

Ορισμένες άλλες εργασίες διατύπωσαν το πρόβλημα του τρισδιάστατου σχεδιασμού διαδρομής ως ένα βέλτιστο πρόβλημα ελέγχου, όπως (Miller et al., 2011; Chen et al., 2016). Οι συγγραφείς του (Miller et al., 2011) διατύπωσαν το πρόβλημα βέλτιστου ελέγχου σε 2D για να ικανοποιήσουν τους περιορισμούς χρόνου και κινδύνου, καθώς το πρόβλημα βέλτιστου ελέγχου 3D θα ήταν πιο δύσκολο να λυθεί. Στη συνέχεια, προσεγγίστηκε μια τρισδιάστατη διαδρομή σε τελικό στάδιο με βάση έναν χάρτη ύψους εδάφους. Αντίθετα, η μέθοδος στο (Chen et al., 2016) παρουσίασε έναν σχεδιαστή διαδρομής που βασίζεται σε μια τρισδιάστατη διατύπωση προβλήματος βέλτιστου ελέγχου όπου χρησιμοποιήθηκε ένα μοντέλο βασισμένο σε τεχνητό δυναμικό πεδίο (APF). Άλλες μέθοδοι που βασίζονται στη βελτιστοποίηση θεωρούν τον παράλληλο γενετικό αλγόριθμο και τη βελτιστοποίηση σμήνος σωματιδίων όπως στο (Roberge et al., 2012).

#### 2.4.5. Τοπικός σχεδιασμός τροχιών

Μια πιο δημοφιλής προσέγγιση για την αντιμετώπιση του προβλήματος τοπικού σχεδιασμού για τα UAV είναι μέσω του σχεδιασμού εφικτών τροχιών για περαιτέρω ικανοποίηση δυναμικών περιορισμών και βέλτιστης ομαλότητας διαδρομής σε σχέση με υψηλότερα παράγωγα που επιτρέπουν κινήσεις υψηλής ταχύτητας. Η δημιουργία ομαλών τροχιών είναι σημαντική για εφαρμογές υψηλής ταχύτητας για την αποφυγή ξαφνικών αλλαγών στις επιταχύνσεις των ενεργοποιητών και για τα προβλήματα μηχανικών κραδασμών (Gasparetto et al., 2015). Ως εκ τούτου, μπορεί να φανεί από τη βιβλιογραφία ότι οι δομές ελέγχου II–III χρησιμοποιούνται συνήθως για επιθετικούς ελιγμούς, είτε με συνδυασμό σχεδιασμού διαδρομής και δημιουργίας τροχιάς, όπως στο (Deits and Tedrake, 2015; Oleynikova et al., 2016; Liu et al., 2017) ή με άμεσο σχεδιασμό τροχιάς, όπως στο (Ryll et al., 2019; Tordesillas et al., 2019).

Γενικά, πολλές από αυτές τις προσεγγίσεις αντιπροσωπεύουν τις τροχιές ως τμηματικά πολώνυμα όπου οι πολωνυμικοί συντελεστές χρησιμοποιούνται ως μεταβλητές απόφασης στο πρόβλημα βελτιστοποίησης. Ορισμένα έργα χρησιμοποιούν πολωνυμικές βάσεις Bernstein και B-splines και χρησιμοποιούν τις ιδιότητές τους κατά τη διατύπωση του προβλήματος (Tordesillas et al., 2019; Zhou et al., 2019). Για παράδειγμα, οι καμπύλες Bezier είναι γνωστές για την κυρτή ιδιότητα κύτους τους, όπου ένα ολόκληρο τμήμα τροχιάς μπορεί να περιέχεται σε μια κυρτή περιοχή προσθέτοντας περιορισμούς στα σημεία ελέγχου Bezier.

Μια μέθοδος δημιουργίας τροχιάς για τετράτορες προτάθηκε στο (Mellinger and Kumar, 2011) για την εύρεση τροχιών μεταξύ καθορισμένων βασικών καρέ που παρέχονται από έναν σχεδιαστή υψηλού επιπέδου με περιορισμούς που μοιάζουν με διάδρομο, που αντιπροσωπεύουν την κυρτή αποσύνθεση του ελεύθερου χώρου. Αυτή η πρωτοποριακή προσέγγιση υιοθετήθηκε σε αρκετές μελέτες όπως (Liu et al., 2017; Watterson and Kumar, 2015). Η εργασία (Deits and Tedrake, 2015) διατύπωσε τη

δημιουργία τροχιάς ως ένα πρόβλημα βελτιστοποίησης μεικτού ακέραιου αριθμού για τη δημιουργία πολυωνυμικών τροχιών ελάχιστης κίνησης που περιορίζονται σε κυρτές περιοχές χωρίς σύγκρουση με άλλους περιορισμούς στην ταχύτητα και την επιτάχυνση. Οι συγγραφείς έχουν επίσης προτείνει έναν τρόπο δημιουργίας των ασφαλών κυρτών περιοχών χρησιμοποιώντας τον Επαναληπτικό Περιφερειακό Πληθωρισμό με Ημικαθορισμένο Προγραμματισμό (IRIS), ο οποίος προτάθηκε αρχικά στο (Deits and Tedrake, 2015).

Ομοίως, μια μέθοδος δημιουργίας τροχιάς σε πραγματικό χρόνο προτάθηκε στο (Liu et al., 2016) παρουσιάζοντας έναν άλλο τρόπο προσδιορισμού τέτοιων ασφαλών κυρτών περιοχών. Βασίζεται σε online ενσωματωμένους χάρτες voxel και αλγόριθμο σχεδιασμού μικρής εμβέλειας όπου χρησιμοποιεί μια  $A^*$ -μέθοδο αναζήτησης για να βρεθεί μια ασφαλής διαδρομή σε μια διακριτική αναπαράσταση γραφήματος του χάρτη voxel. Η διαδρομή στη συνέχεια διογκώνεται για να δημιουργήσει ένα σύνολο συνδεδεμένων πολυέδρων που καθορίζουν τις περιοχές χωρίς σύγκρουση γύρω από τη διαδρομή, με αποτέλεσμα περιορισμούς που μοιάζουν με διάδρομο. Αυτή η προσέγγιση αναπτύχθηκε περαιτέρω το (Liu et al., 2017) για να παρέχει μια πιο στιβαρή και αποτελεσματική λύση που εφαρμόστηκε στο (Mohta et al., 2018), παρουσιάζοντας ένα πλήρες σύστημα για αυτόνομες πτήσεις UAV πολλαπλών πτερυγίων σε εσωτερικά περιβάλλοντα χωρίς GPS. Στη συνέχεια, υπολογίζεται μια τροχιά ελαχίστου τραντάγματος παρόμοια με την προσέγγιση στο (Watterson and Kumar, 2015) όπου διατυπώνεται ένα κυρτό πρόβλημα βελτιστοποίησης με τον περιορισμό των τμημάτων της τροχιάς σε καθορισμένους διαδρόμους πτήσης με περιορισμούς για τη διασφάλιση της συνέχειας των γραμμών τροχιάς. Αυτή η προσέγγιση αποφεύγει την πιο περίπλοκη διατύπωση μη κυρτού προβλήματος που προκύπτει όταν εξετάζουμε το πρόβλημα σχεδιασμού τροχιάς με περιορισμούς που αντιστοιχούν σε συγκρούσεις με εμπόδια.

Οι εργασίες (Watterson and Kumar, 2015; Liu et al., 2017) υιοθετούν ένα παράδειγμα σχεδιασμού ορίζοντα υποχώρησης για τον σχεδιασμό τροχιών σε πεπερασμένα χρονικά διαστήματα με ασφαλείς πολιτικές διακοπής σε περίπτωση αποτυχίας σχεδιασμού. Οι εργασίες (Liu et al., 2016, 2017) υιοθετούν ένα παράδειγμα σχεδιασμού μικρής εμβέλειας όπου ένα σύνολο υποψηφίων στόχων εντός του τρέχοντος αισθητηρίου FOV (Field Of View) χρησιμοποιούνται για τον σχεδιασμό της τροχιάς μέχρι να επιτευχθεί ο παγκόσμιος στόχος. Σε αντίθεση με την έκφραση περιορισμών χωρίς σύγκρουση ως κυρτή αποσύνθεση του ελεύθερου χώρου, οι συγγραφείς του (Tordesillas and How, 2021) πρότειναν μια διαφορετική προσέγγιση για τον αποτελεσματικό χειρισμό δυναμικών και ακατάστατων περιβαλλόντων καθώς οι συγγραφείς ισχυρίστηκαν ότι η συμβατική κυρτή αποσύνθεση του ελεύθερου χώρου μπορεί να είναι συντηρητική και μπορεί να γίνει πιο δύσκολη σε δυναμικά περιβάλλοντα. Αυτή η προσέγγιση βασίζεται στη χρήση επιπέδων για την αναπαράσταση του διαχωρισμού μεταξύ των πολυεδρικών αναπαραστάσεων κάθε τμήματος τροχιάς. Επιπλέον, οι συγγραφείς χρησιμοποιούν μεταβλητές απόφασης για να αναπαραστήσουν αυτά τα επίπεδα μέσα στο πρόβλημα βελτιστοποίησης.

Μια άλλη μέθοδος βασισμένη στη βελτιστοποίηση προτάθηκε στο (Richter et al., 2016) ως επέκταση του (Mellinger and Kumar, 2011) διατυπώνοντας το πρόβλημα δημιουργίας ελάχιστης τροχιάς ως ένα μη περιορισμένο τετραγωνικό πρόγραμμα (QP). Αυτή η δημιουργία τροχιάς μπορεί να συνδυαστεί με έναν τρισδιάστατο κινηματικό σχεδιαστή για τη δημιουργία ασφαλών γεωμετρικών μονοπατιών όπου οι συγγραφείς έχουν λάβει υπόψη τον σχεδιαστή RRT\* στην

υλοποίησή τους. Απαιτούνται πρόσθετα επαναληπτικά βήματα εάν οι δημιουργημένες τροχιές βρέθηκαν σε σύγκρουση, όπου το πρόβλημα βελτιστοποίησης επιλύεται επανειλημμένα χρησιμοποιώντας ασφαλή ενδιάμεσα σημεία μέχρι να επιτευχθεί μια τροχιά χωρίς σύγκρουση.

Σε αντίθεση με τη δημιουργία τροχιάς που βασίζεται στη βελτιστοποίηση, όπου οι δυναμικοί περιορισμοί λαμβάνονται υπόψη στο πρόβλημα βελτιστοποίησης, τα motion primitives θεωρήθηκαν ως ένας απλούστερος υπολογιστικά αποδοτικός τρόπος για τη δημιουργία τροχιών χωρίς σύγκρουση σε 3D σε ορισμένα έργα όπως (Mueller et al., 2015; Paranjape et al., 2015). Τα motion primitives προσφέρουν μια ελαφριά αλγεβρική λύση στο πρόβλημα, η οποία στη συνέχεια μπορεί να ελεγχθεί για παραβίαση δυναμικών περιορισμών. Το χαμηλό υπολογιστικό κόστος τέτοιων μεθόδων επιτρέπει κινήσεις υψηλής ταχύτητας και επιθετικότητας, δεδομένου ότι είναι δυνατή η γρήγορη αναζήτηση σε έναν μεγάλο αριθμό motion primitives για την επίτευξη ενός συγκεκριμένου στόχου (Mueller et al., 2015).

Γενικά, η εξέταση δυναμικών περιορισμών και περιορισμών λόγω συγκρούσεων με εμπόδια στο πρόβλημα σχεδιασμού τροχιάς καθιστά δυσκολότερη την επίλυσή του σε πραγματικό χρόνο, προκαλώντας πιθανά προβλήματα σύγκλισης. Αυτό είναι γνωστό ως κινδυνώδης σχεδιασμός, το οποίο είναι ένα πρόβλημα σχεδιασμού κίνησης σε χώρο υψηλότερων διαστάσεων με διαφορετικούς περιορισμούς και περιορισμούς εμποδίων (LaValle and Kuffner, 2001). Ορισμένες προσεγγίσεις, ωστόσο, έχουν αντιμετωπίσει αυτό το πιο σύνθετο πρόβλημα αντί να αποσυνδέσουν τον σχεδιασμό διαδρομής και τη δημιουργία τροχιάς όπως (Lindqvist et al., 2020). Το έργο (Liu et al., 2017) αντιμετώπισε το πρόβλημα σχεδιασμού τροχιάς ως πρόβλημα 3D βέλτιστου ελέγχου (OCP) με περιορισμούς αποφυγής μαλακών εμποδίων σε ένα μη κυρτό πρόβλημα τετραγωνικής βελτιστοποίησης. Για τη μείωση του υπολογιστικού φόρτου επίλυσης του διαμορφωμένου OCP, εξετάστηκαν περιορισμοί που βασίζονται σε μειωμένο αριθμό εμποδίων, τα πιο απειλητικά. Στο (Spedicato and Notarstefano, 2017), ο σχεδιασμός και ο έλεγχος της τροχιάς σε περιορισμένα περιβάλλοντα επιτεύχθηκε μέσω μιας διατύπωσης ως βέλτιστου προβλήματος ελέγχου ελάχιστου χρόνου με αρκετούς περιορισμούς σε καταστάσεις και εισόδους και βασίστηκε στο πλήρες δυναμικό μοντέλο 6DOF. Το γενικό πρόβλημα αναδιατυπώθηκε χρησιμοποιώντας μια αλλαγή των συντεταγμένων και τη χαλάρωση των περιορισμών εισόδου κατάστασης για να μειωθεί η υψηλή υπολογιστική πολυπλοκότητα του αρχικού περιορισμένου προβλήματος.

Το πρόβλημα σχεδιασμού κίνησης για UAV με πολλαπλούς ρότορες μεταξύ δυναμικών εμποδίων αντιμετωπίστηκε στο (LaValle and Kuffner, 2001) σε επίπεδο ελέγχου χρησιμοποιώντας έναν μη γραμμικό ελεγκτή πρόβλεψης μοντέλου (NMPC) που βασίζεται σε μια συνάρτηση κόστους όσον αφορά το σφάλμα παρακολούθησης, το κόστος εισόδου και το κόστος ομαλότητας εισόδου. Η αντιμετώπιση του σχεδιασμού διαδρομής χρησιμοποιώντας μια καθαρή δομή NMPC είναι δύσκολη, καθώς είναι υπολογιστικά ακριβό να λυθούν προβλήματα βελτιστοποίησης μη κυρτών σε πραγματικό χρόνο. Επομένως, οι (LaValle and Kuffner, 2001) θεώρησαν έναν νέο λύτη για τέτοια μη γραμμικά μη κυρτά προβλήματα γνωστά ως Εγγύς Μέσος Νεύτωνα για Βέλτιστο Έλεγχο (PANOC) (Sathya et al., 2018; Stella et al., 2017) για να κάνει τη λύση πιο ελκυστική. Υπάρχει μια εφαρμογή ανοιχτού κώδικα αυτού του λύτη που είναι το OpenEn (Optimization Engine). Μια παρόμοια προσέγγιση εξετάστηκε επίσης στο (Mansouri et al., 2020).

Η διαμόρφωση του τρισδιάστατου σχεδιασμού τροχιάς ως Τετραγωνικό Πρόγραμμα (QP) εξετάστηκε επίσης στο (Tordesillas et al., 2019; Oleynikova et al.,

2016). Στο (Oleynikova et al., 2016), προτάθηκε μια μέθοδος βασισμένη στη βελτιστοποίηση για τη δημιουργία τοπικά βέλτιστων ασφαλών τροχιών για UAV με πολλαπλούς ρότορες χρησιμοποιώντας πολυωνυμικές σφαίρες υψηλής τάξης. Το πρόβλημα βελτιστοποίησης διατυπώθηκε για να ελαχιστοποιήσει το κόστος που σχετίζεται με παράγωγα υψηλότερης τάξης της τροχιάς (π.χ. snap) και συγκρούσεις με το περιβάλλον. Η αντικειμενική συνάρτηση υπολογίζει το κόστος σύγκρουσης χρησιμοποιώντας μια συνάρτηση Ευκλείδειου Υπογεγραμμένου Πεδίου Απόστασης (ESDF) με έναν τρισδιάστατο τοπικό χάρτη του περιβάλλοντος που βασίζεται σε voxel. Το πρόβλημα βελτιστοποίησης διατυπώθηκε ως ένα μη περιορισμένο τετραγωνικό πρόγραμμα (QP) έτσι ώστε να μπορεί να λυθεί σε πραγματικό χρόνο. Το έργο (Tordesillas et al., 2019) υιοθέτησε μια διατύπωση τετραγωνικού προγράμματος μικτού ακέραιου που επιτρέπει στον λύτη να επιλέξει την κατανομή διαστήματος τροχιάς και η κατανομή χρόνου βρίσκεται από έναν αλγόριθμο αναζήτησης γραμμής που έχει αρχικοποιηθεί με έναν ευρετικό υπολογισμό από την προηγούμενη επανάληψη επανασχεδιασμού. Ένας άλλος κινδυναιμικός σχεδιαστής τετράτροχων εισήχθη στο (Ye et al., 2020) χρησιμοποιώντας μια μέθοδο βασισμένη στη δειγματοληψία σε συνδυασμό με ένα πρόσθετο στάδιο που βασίζεται στη βελτιστοποίηση χρησιμοποιώντας μια ακολουθία QP για να βελτιώσει την ομαλότητα και τη συνέχεια της λαμβανόμενης τροχιάς.

Πρόσφατα, υπήρξε επίσης κάποιο αυξανόμενο ενδιαφέρον στον τομέα του σχεδιασμού τροχιάς με επίγνωση της αντίληψης, λαμβάνοντας υπόψη τους περιορισμούς αντίληψης στο πρόβλημα σχεδιασμού. Οι αναπτυγμένες μέθοδοι σε αυτόν τον τομέα λαμβάνουν υπόψη την ποιότητα της αντίληψης για να ελαχιστοποιήσουν την αβεβαιότητα εκτίμησης κατάστασης (Zhang and Scaramuzza, 2018), η οποία μπορεί να επιτευχθεί με τη διατήρηση συγκεκριμένων αντικειμένων / χαρακτηριστικών στο αισθητήριο FOV του οχήματος. Παραδείγματα τέτοιων μεθόδων μπορούν να φανούν στο (Zhang and Scaramuzza, 2018; Falanga et al., 2018).

#### 2.4.6. Αντιδραστικές μέθοδοι

Οι περισσότερες από τις υπάρχουσες αντιδραστικές μεθόδους αναπτύσσονται σε υψηλότερο επίπεδο λαμβάνοντας υπόψη διαφορετικά κινηματικά μοντέλα UAV 2D/3D με ταχύτητες/επιταχύνσεις ως εισόδους ελέγχου. Η αποφυγή σύγκρουσης μπορεί να διασφαλιστεί αυστηρά για ορισμένες από αυτές τις μεθόδους υπό ορισμένες τεχνικές παραδοχές σε αντίθεση με άλλες μεθόδους σχεδιασμού κίνησης. Για παράδειγμα, ο σχεδιασμός μπορεί να βασίζεται σε υποθέσεις που γίνονται σχετικά με τα εμπόδια (σχήμα, μέγεθος, προφίλ ταχύτητας, κ.λπ.), περιβάλλον (στατικό ή δυναμικό) και ικανότητες αίσθησης (βασισμένη στην όραση, με βάση την απόσταση, FOV, εμβέλεια κ.λπ.). Πολλές από τις υπάρχουσες αντιδραστικές μεθόδους είναι επίπεδες, οι οποίες μπορούν γενικά να εφαρμοστούν σε διάφορους τύπους κινητών ρομπότ, συμπεριλαμβανομένων των UAV που κινούνται σε σταθερό ύψος. Παραδείγματα τέτοιων μεθόδων περιλαμβάνουν (Toibero et al., 2009; Teimoori and Savkin, 2010). Η υιοθέτηση αυτών των μεθόδων για οχήματα που μπορούν να πλοηγηθούν σε 3D, όπως τα UAV, γίνεται λιγότερο αποτελεσματική. Ως εκ τούτου, υπάρχει αυξανόμενο ενδιαφέρον για την ανάπτυξη μεθόδων τρισδιάστατης αντιδραστικής πλοήγησης, οι οποίες θα είναι η κύρια εστίαση σε αυτήν την ενότητα, επιπλέον σε ορισμένες από τις προσεγγίσεις που βασίζονται σε δισδιάστατη όραση, επαρκώς κατάλληλες για UAV σε ορισμένες εφαρμογές.

Ένας αριθμός γεωμετρικών μεθόδων αποφυγής αντιδραστικής σύγκρουσης που επικεντρώνονται σε μη συνεργατικά σενάρια (δηλαδή, δυναμικά περιβάλλοντα) για UAV σταθερής πτέρυγας ή οχήματα με μη ολονομικούς περιορισμούς, υιοθετώντας την ιδέα των κώνων σύγκρουσης όπως (Mujumdar and Padhi, 2011; Wang et al., 2018). Πολλές από αυτές τις προσεγγίσεις χρησιμοποιούν γραμμικούς ή μη γραμμικούς νόμους καθοδήγησης για να ευθυγραμμίσουν το διάνυσμα ταχύτητας (δηλαδή, ελέγχοντας τις γωνίες πορείας και διαδρομής πτήσης) σε μια συγκεκριμένη κατεύθυνση, διατηρώντας παράλληλα μια σταθερή σχετική απόσταση από το εμπόδιο για την αποφυγή συγκρούσεων. Η εργασία (Mujumdar and Padhi, 2011) πρότεινε δύο νόμους καθοδήγησης για την αποφυγή σύγκρουσης σε στατικά και δυναμικά περιβάλλοντα που βασίζονται σε κώνους σύγκρουσης όπου το όχημα καθοδηγείται για να παρακολουθεί την επιφάνεια μιας σφαίρας ασφαλείας γύρω από το εμπόδιο. Ομοίως, οι εργασίες (Wang et al., 2018; Lin et al., 2020) υιοθέτησαν κώνους σύγκρουσης για την ασφαλή καθοδήγηση των UAV σταθερών πτερύγων σε 3D δυναμικά περιβάλλοντα. Στο (Belkhouche and Bendjilali, 2012), ένας νόμος τρισδιάστατης αντιδραστικής πλοήγησης προτάθηκε με βάση τη σχετική κινηματική μεταξύ του οχήματος και των εμποδίων που είναι αποσυνδεδεμένα σε οριζόντια και κατακόρυφα επίπεδα. Τα εμπόδια μοντελοποιήθηκαν ως σφαίρες και χρησιμοποιήθηκαν κώνοι σύγκρουσης για την αποφυγή εμποδίων. Αυτή η μέθοδος αναπτύχθηκε περαιτέρω στο (Belkhouche, 2017) όπου προτάθηκε μια αντιδραστική βέλτιστη προσέγγιση για τον σχεδιασμό κίνησης σε δυναμικά περιβάλλοντα.

Μια διαφορετική εφαρμογή των κώνων σύγκρουσης πραγματοποιήθηκε στο (Wiig et al., 2020) για AUV. Ωστόσο, η ίδια ιδέα μπορεί να εφαρμοστεί και στα UAV. Δεν έγιναν υποθέσεις σχετικά με το σχήμα του εμποδίου. Ωστόσο, τα εμπόδια μοντελοποιήθηκαν ως σφαίρες για μαθηματική ανάπτυξη και υποτέθηκε μόνο ότι ο κώνος σύγκρουσης στο εμπόδιο μπορεί να ερμηνευτεί από μετρήσεις αισθητήρων. Αυτή η μέθοδος βασίστηκε στη διατήρηση μιας σταθερής γωνίας αποφυγής από ένα κοντινό εμπόδιο, διασφαλίζοντας παράλληλα μια ελάχιστη σχετική απόσταση. Το ίδιο πρόβλημα αντιμετωπίστηκε διαφορετικά στο (Wu et al., 2021) όπου αναπτύχθηκε μια νέα τρισδιάστατη μέθοδος αποφυγής εμποδίων εμπνευσμένη από τη φύση για UAV βασισμένη σε έννοιες από τη δυναμική των ρευστών. Μια άλλη τρισδιάστατη αντιδραστική προσέγγιση αναπτύχθηκε στο (Elmokadem, 2019; Elmokadem and Savkin, 2021) υιοθετώντας την ιδέα των επιπέδων αποφυγής με μεγαλύτερη ευελιξία στην επιλογή του προσανατολισμού αυτών των επιπέδων κατά την πλοήγηση γύρω από εμπόδια.

Μια διαφορετική κατηγορία τρισδιάστατων αντιδραστικών μεθόδων τροποποίησε την προσέγγιση Velocity Obstacle (VO) για να επιτρέψει την πλοήγηση σε δυναμικά περιβάλλοντα όπως το (Yang et al., 2013; Tan et al., 2020). Στο (Yang et al., 2013), η προτεινόμενη μέθοδος βασίστηκε στην αποσύνδεση της τρισδιάστατης κίνησης για την επίτευξη σταθερής σχετικής έδρασης και ανύψωσης τόσο στο οριζόντιο όσο και στο κατακόρυφο επίπεδο ταυτόχρονα. Θεωρήθηκε ότι η επιθυμητή σχετική έδραση και υψόμετρο σε σχέση με το μη συνεργάσιμο όχημα μπορούν να εκτιμηθούν χρησιμοποιώντας κάμερες επί του σκάφους. Επιπλέον, οι συγγραφείς του (Tan et al., 2020) πρότειναν μια βελτίωση της μεθόδου Velocity Obstacle (VO) για το χειρισμό τρισδιάστατων στατικών και δυναμικών περιβαλλόντων.

Το τεχνητό δυναμικό πεδίο εξετάστηκε επίσης σε ορισμένες προσεγγίσεις για τη διαχείριση της πλοήγησης σε δυναμικά περιβάλλοντα όπως στο (Zhu et al., 2026; Roussos et al., 2010). Οι προσεγγίσεις (Zhu et al., 2026; Roussos et al., 2010) ανέπτυξαν τροποποιημένες μεθόδους APF για τρισδιάστατα μη ολονομικά οχήματα,

ενώ η εργασία (Santos et al., 2017) σχεδίασε έναν αντιδραστικό ελεγκτή APF. Η προσέγγιση στο (Santos et al., 2017) συνδυάζει τον νόμο ελέγχου αποφυγής εμποδίων που βασίζεται στο τεχνητό δυναμικό πεδίο με έναν νόμο ελέγχου παρακολούθησης τροχιάς χρησιμοποιώντας ένα σχήμα που βασίζεται σε μηδενικό χώρο στο κινηματικό επίπεδο όπου η είσοδος αποφυγής εμποδίων έχει την υψηλότερη προτεραιότητα. Στη συνέχεια προτάθηκε ένας δυναμικός ελεγκτής για τη δημιουργία εισόδου χαμηλού επιπέδου για να διασφαλιστεί ότι οι ταχύτητες που παράγονται από τον κινηματικό ελεγκτή μπορούν να παρακολουθούνται.

Οι συγγραφείς του (Hrabar et al., 2011) πρότειναν μια διαφορετική προσέγγιση τρισδιάστατης πλοήγησης για τα UAV με στροφείο όπου προσδιορίζεται ένα σημείο διαφυγής κάθε φορά που ανιχνεύεται ένα εμπόδιο. Η ανίχνευση εμποδίων πραγματοποιήθηκε επεκτείνοντας έναν κυλινδρικό όγκο ασφαλείας από τη θέση UAV κατά μήκος της κατεύθυνσης κίνησης σε μια τρισδιάστατη αναπαράσταση τοπικού χάρτη του περιβάλλοντος. Το σημείο διαφυγής καθορίζεται πραγματοποιώντας μια αναζήτηση μέσω ενός συνόλου ομόκεντρων ελλειψοειδών γύρω από τα ανιχνευμένα εμπόδια αυξάνοντας επαναληπτικά τις ακτίνες των ελλείψεων μέχρι να βρεθεί ένα ασφαλές σημείο διαφυγής. Λόγω της χαμηλής πολυπλοκότητας του αλγορίθμου, ανήκει στην κατηγορία αντιδρώντων.

Στο (Nguyen et al., 2018) προτάθηκε μια υπολογιστικά ελαφριά προσέγγιση μέσω παραμορφώσεων σε πραγματικό χρόνο μιας προκαθορισμένης τρισδιάστατης διαδρομής με βάση τη διασταύρωση μεταξύ δύο τρισδιάστατων επιφανειών που προσδιορίζονται σύμφωνα με τον ελεύθερο χώρο και τα εμπόδια. Η μία ή και οι δύο επιφάνειες τροποποιούνται παρουσία εμποδίων έτσι ώστε η τομή μεταξύ των δύο επιφανειών να παρέχει μια διαδρομή γύρω από το εμπόδιο. Για το σκοπό αυτό, οι κατάλληλες συναρτήσεις πρέπει να επιλεγούν προσεκτικά για να αντιπροσωπεύουν το εμπόδιο όπου οι συγγραφείς θεώρησαν μια Gaussian συνάρτηση της οποίας οι παράμετροι απαιτούν σωστό συντονισμό. Προτάθηκε επίσης ένας ελεγκτής που ακολουθεί τη διαδρομή με βάση το πλήρες δυναμικό μοντέλο με πολλαπλούς ρότορες όπου υιοθετήθηκε μια διαδοχική προσέγγιση ελέγχου για τη θέση και τη στάση. Αυτό εφαρμόστηκε περαιτέρω στο (Iacono and Sgorbissa, 2018) όπου χρησιμοποιήθηκε κάμερα βάθους για τον εντοπισμό εμποδίων. Μια άλλη τρισδιάστατη αντιδραστική μέθοδος που υιοθετεί την ιδέα των παραμορφώσιμων διαδρομών σε πραγματικό χρόνο γύρω από δυναμικά εμπόδια προτάθηκε επίσης στο (Elmokadem, 2020).

Ένας αριθμός αντιδραστικών μεθόδων εξετάζει τη δομή που βασίζεται στην όραση, όπως (Oleynikova et al., 2015; Potena et al., 2019). Στο (Oleynikova et al., 2015), προτάθηκε μια αντιδραστική προσέγγιση βασισμένη στην όραση για τετρακύλινδρο MAV (Micro Aerial Vehicle) που βασίζεται στην ενσωματωμένη στερεοσκοπική όραση. Τα εμπόδια εντοπίζονται από χάρτες ανισότητας UV που βασίζονται σε στερεοσκοπικές εικόνες. Ένας βραχυπρόθεσμος τοπικός χάρτης κατασκευάζεται για σκοπούς σχεδιασμού που αντιπροσωπεύει προσεγγίσεις των ανιχνευμένων εμποδίων ως ελλειψοειδή. Ως εκ τούτου, δεν απαιτείται ακριβής χιλιομετρική, δεδομένου ότι δεν κατασκευάζεται παγκόσμιος χάρτης. Ο αλγόριθμος αποφυγής εμποδίων είναι κυρίως 2D για την εύρεση της συντομότερης διαδρομής κατά μήκος των άκρων των εμποδίων. Από την άλλη, τα έργα (Bucki et al., 2020; Lee et al., 2021) πρότειναν τρισδιάστατες μεθόδους σχεδιασμού τροχιάς που βασίζονται σε όραση χωρίς χάρτη χρησιμοποιώντας εικόνες βάθους που μπορούν να θεωρηθούν αντιδραστικές καθώς ο ορίζοντας σχεδιασμού γίνεται πολύ σύντομος. Μια διαφορετική τρισδιάστατη αντιδραστική μέθοδος βασισμένη στην όραση προτάθηκε

στο (Potena et al., 2019) με βάση το NMPC που πλοηγούνται σε δυναμικά περιβάλλοντα.

Ορισμένες άλλες μέθοδοι βασίστηκαν σε τρισδιάστατες μετρήσεις απόστασης (δηλαδή, τρισδιάστατα νέφη σημείων) που ελήφθησαν από αισθητήρες LiDAR ή κάμερες βάθους όπως (Elmokadem and Savkin, 2021; Mansouri et al., 2020). Η μέθοδος που προτείνεται στο (Mansouri et al., 2020) συνδύασε την τρισδιάστατη αποφυγή σύγκρουσης με τον έλεγχο σε ένα μη γραμμικό σχήμα προγνωστικού ελέγχου μοντέλων λαμβάνοντας υπόψη τόσο δυναμικούς όσο και γεωμετρικούς περιορισμούς ταυτόχρονα. Υιοθέτησε μια προσέγγιση χωρίς χάρτη, βασιζόμενη σε μια μέθοδο ομαδοποίησης υποχώρου που εφαρμόζεται σε τρισδιάστατα νέφη σημείων που λαμβάνονται απευθείας από έναν 3D αισθητήρα LiDAR. Αντίθετα, μια τρισδιάστατη αντιδραστική προσέγγιση προτάθηκε στο (Elmokadem and Savkin, 2021) για να επιτρέπεται η πλοήγηση σε περιβάλλοντα που μοιάζουν με τούνελ. Οι νόμοι ελέγχου καθοδήγησης αναπτύχθηκαν για να καθοδηγήσουν το UAV εξάγοντας απευθείας ενδείξεις από τρισδιάστατα νέφη σημείων για να καθορίσουν μια προοδευτική κατεύθυνση για να προχωρήσουμε μέσα από τη σήραγγα.

Έννοιες από τη μηχανική μάθηση εξετάστηκαν επίσης πρόσφατα σε ορισμένες αντιδραστικές μεθόδους για την αντιμετώπιση προβλημάτων αποφυγής εμποδίων για UAV. Ωστόσο, αυτές οι μέθοδοι είναι πιο ακριβές υπολογιστικά από άλλες αντιδραστικές μεθόδους και εξακολουθούν να υπάρχουν ανησυχίες σχετικά με το πόσο εγγυημένη είναι η αποφυγή σύγκρουσης, καθώς η απόδοση εξαρτάται από το πόσο καλό είναι το στάδιο εκπαίδευσης/μάθησης. Επιπλέον, πολλές από τις υπάρχουσες προσεγγίσεις εξετάζουν τη δημιουργία μόνο αποφάσεων κίνησης σε 2D χωρίς να χρησιμοποιούν την πλήρη ικανότητα ελιγμών των UAV. Οι περισσότερες από αυτές τις μεθόδους βασίζονται στη βαθιά μάθηση ενίσχυσης [136], (Ross et al., 2013; Zhang et al., 2015).

## **Κεφάλαιο 3** **Υλικά και μέθοδοι**

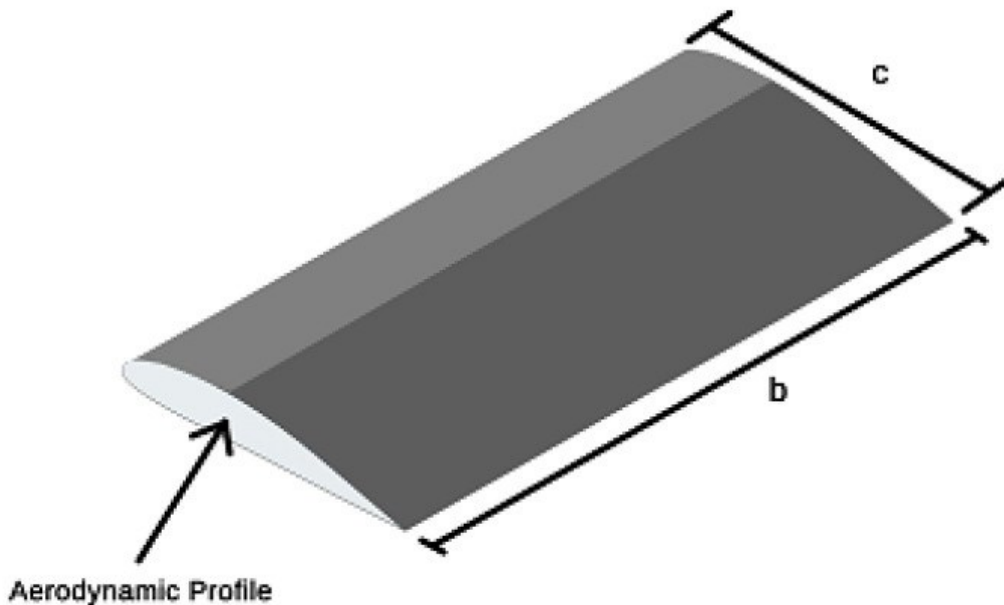
### **3.1. Ηλιακά μη επανδρωμένα εναέρια οχήματα**

Οι απαιτήσεις λειτουργίας της αποστολής καθορίζουν τα χαρακτηριστικά του UAV, όπως το σχήμα, το μέγεθος, την απόδοση και το κόστος. Επιπλέον, άλλες παράμετροι, όπως η γεωγραφική θέση, η αεροδυναμική, τα φωτοβολταϊκά και τα χαρακτηριστικά πρόωσης, επηρεάζουν άμεσα το αεροσκάφος. Από αυτές τις παραμέτρους, ο σχεδιαστής δημιουργεί έναν αρχικό σχεδιασμό του αεροσκάφους ως σημείο εκκίνησης για ένα πιο λεπτομερές έργο ή ως το πρώτο έργο επανάληψης (Bertoli et al., 2015).

#### **3.1.1. Ρυθμίσεις αεροδυναμικής και ατράκτου**

Η αεροδυναμική θεωρία που χρησιμοποιείται για τα UAV είναι η ίδια με αυτή που χρησιμοποιείται για τον εννοιολογικό σχεδιασμό συμβατικών αεροσκαφών (Najafi, 2011). Δεν διερευνούμε τις αεροδυναμικές θεωρίες σε βάθος, αρκεί να αναπτύξουμε το έργο εστιάζοντας στο μέγεθος του φωτοβολταϊκού συστήματος.

Οι πτέρυγες του αεροσκάφους μπορούν να λάβουν διάφορα γεωμετρικά σχήματα ανάλογα με το σκοπό του σχεδιασμού, αλλά οι κύριοι τύποι είναι



ορθογώνιες, τραπεζοειδείς, ελλειπτικές και μικτές. Κάθε ένας έχει τα ιδιαίτερα χαρακτηριστικά του με πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα σε σύγκριση μεταξύ τους. Η ορθογώνια πτέρυγα έχει χαμηλή αεροδυναμική απόδοση σε σύγκριση με μια τραπεζοειδή ή ελλειπτική πτέρυγα. Το πλεονέκτημά της είναι η μεγαλύτερη ευκολία κατασκευής και το χαμηλότερο κόστος κατασκευής σε σύγκριση με άλλα είδη. Επιπλέον, το ορθογώνιο σχήμα διευκολύνει τη συναρμολόγηση των ηλιακών κυψελών. Το επίπεδο εμβαδόν μιας ορθογώνιας πτέρυγας μπορεί να υπολογιστεί από:

$$S = bc, \quad (1)$$

όπου  $b$  είναι το άνοιγμα των πτερύγων και  $c$  είναι το μήκος της χορδής του προφίλ. Η αναλογία διαστάσεων  $AR$  αντιπροσωπεύει την αναλογία μεταξύ του ανοίγματος των πτερύγων και της χορδής προφίλ, όπως φαίνεται στην ακόλουθη εξίσωση (Rodrigues, 2013):

$$AR = \frac{b}{c}. \quad (2)$$

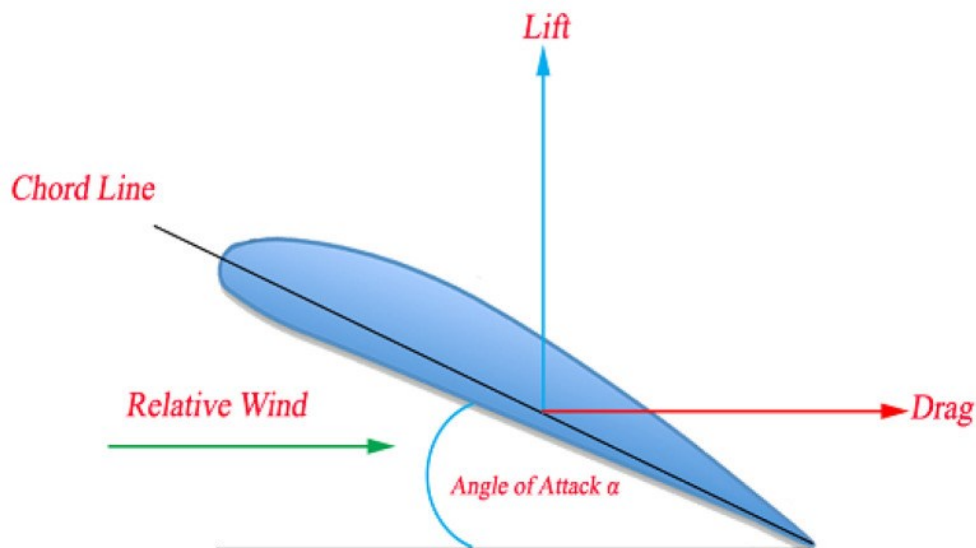
Η **Εικόνα 3.1** δείχνει ένα ορθογώνιο πτερύγιο και τα κύρια γεωμετρικά χαρακτηριστικά του, συμπεριλαμβανομένου του αεροδυναμικού προφίλ του, που ορίζεται από την επιφάνεια του πτερυγίου προκειμένου να ληφθεί μια αεροδυναμική αντίδραση από τη ροή του περιβάλλοντος υγρού.

**Εικόνα 3.1.** Κύρια χαρακτηριστικά μιας ορθογώνιας πτέρυγας.

Κάθε αεροδυναμικό προφίλ έχει τα αεροδυναμικά χαρακτηριστικά του, τα οποία εξαρτώνται μόνο από το γεωμετρικό του σχήμα, τις διαστάσεις, την κάμψη, το πάχος και την ακτίνα αιχμής. Τα κύρια αεροδυναμικά χαρακτηριστικά ενός προφίλ είναι ο συντελεστής ανύψωσης, οπισθέλκουσας και ροπής, η θέση του αεροδυναμικού κέντρου και η αεροδυναμική του απόδοση (Rodrigues, 2013).

Η γωνία προσβολής  $\alpha$  είναι ο όρος που χρησιμοποιείται από την αεροδυναμική για να ορίσει τη γωνία που σχηματίζεται μεταξύ της χορδής της





γραμμής προφίλ και της σχετικής κατεύθυνσης του ανέμου. Αντιπροσωπεύει μια παράμετρο που επηρεάζει αποφασιστικά την ικανότητα δημιουργίας ανύψωσης. Συνήθως, η αυξημένη γωνία προσβολής αυξάνει τη δύναμη ανύψωσης μέχρι ένα ορισμένο σημείο στο οποίο μειώνεται απότομα. Η αύξηση της γωνίας επίθεσης επιτρέπει επίσης τη δημιουργία οπισθέλκουσας. Η εξάρτηση της ανύψωσης και της έλξης με τη γωνία προσβολής μπορεί να μετρηθεί με τους συντελεστές ανύψωσης και οπισθέλκουσας. Το **Σχήμα 3.2** δείχνει ένα αεροδυναμικό προφίλ και την αντίστοιχη γωνία προσβολής του.

**Εικόνα 3.2.** Ορισμός της γωνίας προσβολής του αεροδυναμικού προφίλ

Ο συντελεστής ανύψωσης αντιπροσωπεύει την αποτελεσματικότητα του προφίλ στη δημιουργία της δύναμης ανύψωσης, που συνήθως προσδιορίζεται σε αεροδυναμική σήραγγα ή από συγκεκριμένο λογισμικό που προσομοιώνει μια αεροδυναμική σήραγγα. Ο συντελεστής ανύψωσης είναι συνάρτηση του μοντέλου προφίλ, του αριθμού Reynolds και της γωνίας προσβολής.

Ο συντελεστής οπισθέλκουσας αντιπροσωπεύει πόση δύναμη οπισθέλκουσας παράγει το αεροδυναμικό προφίλ. Το αεροδυναμικό προφίλ είναι αεροδυναμικά αποδοτικό όταν παράγει μεγάλους συντελεστές ανύψωσης και μικρούς συντελεστές οπισθέλκουσας. Για ένα αεροδυναμικό προφίλ, ο συντελεστής οπισθέλκουσας είναι

επίσης συνάρτηση του αριθμού Reynolds και της γωνίας προσβολής. Οι δυνάμεις που δρουν σε ένα πτερύγιο μπορούν να υπολογιστούν εφαρμόζοντας τις ακόλουθες εξισώσεις (Rodrigues, 2013):

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L, \quad (3)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D, \quad (4)$$

όπου L αντιπροσωπεύει τη δύναμη ανύψωσης,

- D αντιπροσωπεύει τη δύναμη έλξης,
- $\rho$  αντιπροσωπεύει την πυκνότητα του αέρα,
- $v$  είναι η ταχύτητα της ροής,
- S είναι η επιφάνεια της πτέρυγας,
- $C_D$  είναι ο συντελεστής οπισθέλκουσας και
- $C_L$  είναι ο συντελεστής ανύψωσης.

Για πτέρυγα πεπερασμένων διαστάσεων, ο συντελεστής οπισθέλκουσας  $C_D$  είναι το άθροισμα της έλξης του προφίλ  $C_{D0}$  με την επαγόμενη οπισθέλκουσα  $C_{Di}$ , που δημιουργείται από τις δίνες στην άκρη της πτέρυγας (Rodrigues, 2013):

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}. \quad (5)$$

Η έλξη του προφίλ  $C_{D0}$  είναι πειραματικό δεδομένο και περιέχει όλες τις σύνθετες εξαρτήσεις του αεροδυναμικού προφίλ. Μαθηματικά, για μια πτέρυγα με  $AR \geq 4$ , ορίζουμε την επαγόμενη οπισθέλκουσα ως (Rodrigues, 2013):

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR}, \quad (6)$$

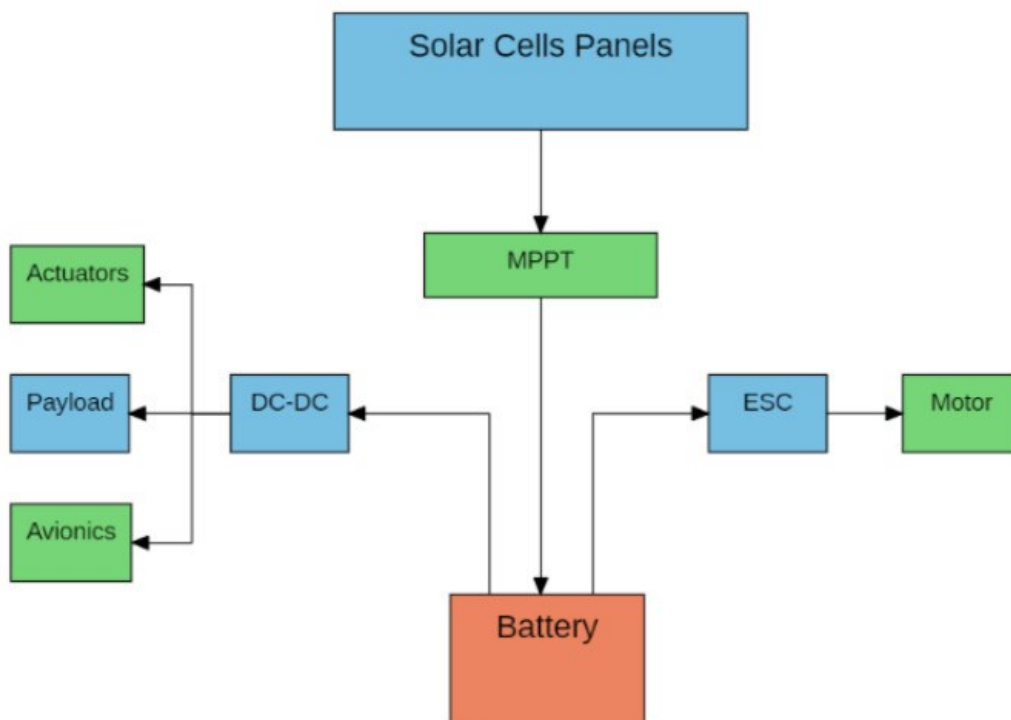
όπου e είναι ο συντελεστής απόδοσης ανοίγματος πτερύγων ή παράγοντας απόδοσης Oswald. Αυτός ο παράγοντας αντιπροσωπεύει μια παράμετρο που εξαρτάται από το γεωμετρικό μοντέλο και τον λόγο διαστάσεων του πτερυγίου. Ο συντελεστής απόδοσης Oswald μπορεί να εκτιμηθεί από:

$$e = \frac{1}{Q + P\pi AR}, \quad (7)$$

όπου το Q περιέχει το μέρος του επαγόμενου συντελεστή οπισθέλκουσας και ο όρος P χρησιμοποιείται για να εκφράσει το ιξώδες τμήμα του επαγόμενου συντελεστή οπισθέλκουσας (Nita and Scholz, 2012).

Οι περισσότεροι από τους συγγραφείς παρέχουν εκφράσεις του παράγοντα Oswald με τη μορφή (7) που προτάθηκε προηγουμένως. Άλλοι παρέχουν εμπειρικές λύσεις (Nita and Scholz, 2012). Στο (Obert, 2009) ο συγγραφέας παρέχει ένα εμπειρικό διάγραμμα που προέκυψε από πτητικές δοκιμές αρκετών σύγχρονων και λιγότερο σύγχρονων αεροσκαφών. Πρότεινε 1,05 και 0,007 για τις τιμές του Q και P αντίστοιχα δηλαδή:

$$e = \frac{1}{1.05 + 0.007\pi AR},$$



### 3.1.2. Σύστημα ενέργειας και προώσεως

Τα ηλιακά κύτταρα, τα μπλοκ αποθήκευσης ενέργειας, το σύστημα πρόωσης, τα ωφέλιμα φορτία και τα ηλεκτρονικά ισχύος καθορίζουν την αρχιτεκτονική των συστημάτων ενέργειας και πρόωσης ενός ηλιακού UAV. Το σύστημα πρόωσης περιλαμβάνει τον κινητήρα, την έλικα και τον ελεγκτή του κινητήρα, ενώ τα ηλεκτρονικά ισχύος μπορούν να χρησιμοποιήσουν βοηθητικά συστήματα που βελτιστοποιούν τις μετατροπές ισχύος, όπως μετατροπείς MPPT και DC/DC. Τέλος, έχουμε το ωφέλιμο φορτίο, τους ενεργοποιητές και τα ηλεκτρονικά συστήματα του αεροσκάφους. Η **Εικόνα 3.3** δείχνει το βασικό ηλεκτρικό σύστημα ενός Solar UAV.

**Εικόνα 3.3.** Βασικό ηλεκτρικό σύστημα ηλιακού UAV.

## 3.2. Διαστασιολόγηση ηλιακού UAV

Η διαδικασία διαστασιολόγησης του αεροσκάφους είναι ένα από τα αρχικά βήματα κατά τον αεροναυτικό σχεδιασμό. Κανονικά, χρησιμοποιεί ιστορικά δεδομένα και ανάλυση παλινδρόμησης από προηγούμενα έργα για να εκτελέσει αυτήν την εκτίμηση (Raymer, 1989). Μόλις δημιουργήσουμε τον εννοιολογικό σχεδιασμό για το αεροσκάφος, πρέπει να διασφαλίσουμε ότι το εκτιμώμενο βάρος είναι επαρκώς ακριβές για να καλύψει τις απαιτήσεις της αποστολής (Zhang and Masood, 2017).

Κατά το σχεδιασμό ενός ηλιακού UAV, νέες μεταβλητές, όπως ένα πάνελ ηλιακών κυψελών, κάνουν τη διαδικασία πιο περίπλοκη και διαδραστική. Επιπλέον, η προσθήκη ενός πάνελ ηλιακών κυψελών για την κάλυψη της ζήτησης ενέργειας επηρεάζει άμεσα την περιοχή των πτερύγων. Επομένως, επηρεάζει άμεσα το συνολικό βάρος του αεροσκάφους και την ενεργειακή του ζήτηση. Πρέπει να διαστασιολογήσουμε ένα ηλιακό UAV σύμφωνα με ορισμένα βήματα σχεδιασμού:

- Ορίζουμε τις παραμέτρους αποστολής: βάρος ωφέλιμου φορτίου και ζήτηση ισχύος, ταχύτητα πτήσης, αντοχή, τοποθεσία αποστολής, υψόμετρο λειτουργίας, μοντέλο ηλιακής κυψέλης και μπαταρίας και προσδιορίζουμε το αεροδυναμικό προφίλ, προσδιορίζοντας τα  $C_D$ ,  $C_{D0}$  και  $e$ .
- Επαρκής έρευνα του διαθέσιμου ηλιακού πόρου στην τοποθεσία της αποστολής την ημέρα του έτους με λιγότερη συχνότητα ηλιακού φωτός.
- Υποθέτουμε μια τιμή για την επιφάνεια του ηλιακού πάνελ, υπολογίζουμε την ηλιακή ενέργεια που συλλέγεται. Με βάση την επιφάνεια του ηλιακού πάνελ, υπολογίζουμε την επιφάνεια των πτερύγων και ορίζουμε τη χορδή της πτέρυγας ( $c$ ) με βάση το πλάτος της ηλιακής κυψέλης. Έχοντας το άνοιγμα των πτερύγων και το  $AR$ , με βάση τη χορδή και την επιφάνεια των πτερύγων. Υπολογίζουμε τις δυνάμεις ανύψωσης και έλξης.
- Υποθέτουμε μια τιμή για το συνολικό βάρος του αεροσκάφους.
- Υπολογίζουμε την απαιτούμενη πρόωση και τη συνολική ζήτηση ενέργειας (ισχύς για το προφίλ αποστολής) και την συγκρίνουμε με την τιμή της ηλιακής ενέργειας που συλλέγεται.
- Προσαρμογή μεγέθους του μπλοκ αποθήκευσης και του συνολικού βάρους του αεροσκάφους.

Η επανάληψη στα βήματα 3 έως 6 μπορεί να απαιτηθεί αρκετές φορές. Για παράδειγμα, στο μέγεθος στο βήμα 6, το αποτέλεσμα για το συνολικό βάρος μπορεί να απαιτεί αύξηση της ισχύος για πτήση, καθώς απαιτεί μεγαλύτερη ανύψωση για να υποστηρίξει το μεγαλύτερο βάρος.

### 3.2.1. Παράμετροι αποστολής (Βήμα 1)

Ο ορισμός του υψόμετρου λειτουργίας του αεροσκάφους είναι μία από τις θεμελιώδεις απαιτήσεις της αποστολής. Από αυτή την παράμετρο, λαμβάνουμε την απόλυτη πίεση και την πυκνότητα αέρα που απαιτούνται για τον υπολογισμό των δυνάμεων ανύψωσης και έλξης στην πτέρυγα. Επιπλέον, το γεωγραφικό πλάτος και το μήκος της αποστολής είναι απαραίτητα για τον καθορισμό του ηλιακού πόρου που είναι διαθέσιμος στην περιοχή λειτουργίας.

Το ωφέλιμο φορτίο είναι το αποτελεσματικό φορτίο που μπορεί να εκτελέσει ένα αεροπλάνο σε μια συγκεκριμένη αποστολή. Το μέγεθος και η μάζα του ωφέλιμου φορτίου και η κατανάλωση ηλεκτρικής ενέργειας είναι οι κύριοι καθοριστικοί παράγοντες της διάταξης, του μεγέθους και της συνολικής μάζας του αεροσκάφους.

Η αντοχή πτήσης του αεροσκάφους μπορεί να κυμαίνεται από, για παράδειγμα, 1 ώρα για ένα σύστημα επιτήρησης μικρής εμβέλειας έως πάνω από 24 ώρες για ένα σύστημα επιτήρησης μεγάλης εμβέλειας. Ο όγκος και η μάζα του μπλοκ αποθήκευσης ισχύος καθορίζουν την αντοχή. Επομένως, έχει σημασία στον ορισμό της συνολικής μάζας του αεροσκάφους.

Η επιχειρησιακή ανάγκη της αποστολής καθορίζει την ταχύτητα πτήσης. Αυτή η ταχύτητα είναι ένας κυρίαρχος παράγοντας στη διαμόρφωση της πρόωσης του αεροσκάφους. Το μικρότερο βάρος και η μεγαλύτερη απόδοση της ηλιακής κυψέλης είναι μια σημαντική πτυχή της απόδοσης του αεροσκάφους. Επιπλέον, η προσθήκη άκαμπτων ηλιακών κυψελών στο αεροσκάφος μπορεί να επηρεάσει το σχήμα της πτέρυγας UAV. Οι ημι-εύκαμπτες κυψέλες, όπως το SunPower C60, είναι ιδανικές, λόγω του χαμηλού βάρους, της υψηλής απόδοσης και της ευκολίας συναρμολόγησης.

Η ειδική ενεργειακή πυκνότητα (Wh/kg) είναι η κύρια παράμετρος που πρέπει να λαμβάνεται υπόψη κατά την επιλογή του μπλοκ αποθήκευσης ισχύος ενός UAV, καθώς οποιαδήποτε αύξηση του βάρους απαιτεί αυξημένη ισχύ πρόωσης. Λόγω της υψηλής ειδικής ενεργειακής της πυκνότητας, τα περισσότερα από τα σημερινά ηλιακά αεροσκάφη, όπως το Sky-Sailor (Noth, 2008), χρησιμοποιούν μπαταρίες ιόντων λιθίου, όπως το μοντέλο NCR 18650B.

### 3.2.2. Αξιολόγηση ηλιακών πόρων (Βήμα 2)

Αυτό το στάδιο του έργου επιδιώκει να ποσοτικοποιήσει την προσπίπτουσα ηλιακή ακτινοβολία στο φωτοβολταϊκό πάνελ σε μια περιοχή. Για κρίσιμα συστήματα, όπως αυτά που χρησιμοποιούνται στα UAV, είναι απαραίτητο να ρυθμίζεται το μέγεθος του συστήματος ώστε να λειτουργεί την ημέρα με τη χαμηλότερη συχνότητα ηλιακής ακτινοβολίας. Εάν το σύστημα μπορεί να λειτουργήσει υπό αυτές τις συνθήκες, μπορεί να λειτουργήσει και τις άλλες ημέρες του χρόνου.

Ορισμένες παράμετροι, όπως η διάρκεια της ηλιοφάνειας και η νεφοκάλυψη, επηρεάζουν τη διαθέσιμη ηλιακή ακτινοβολία. Αυτή η ακτινοβολία είναι ο καθοριστικός παράγοντας για τον καθορισμό του εμβαδού των πτερυγίων του αεροσκάφους. Υπάρχουν πολλά μοντέλα για την εκτίμηση της αξίας της ηλιακής ακτινοβολίας. Μερικά από αυτά είναι εμπειρικά μοντέλα που χρησιμοποιούν μαθηματικούς τύπους. Υπάρχουν επίσης μοντέλα που βασίζονται σε ατμοσφαιρικά χαρακτηριστικά και δορυφορικά δεδομένα όπως η απορρόφηση του όζοντος και η σκέδαση Rayleigh για την πρόβλεψη της ηλιακής ακτινοβολίας (Choudhary et al., 2019). Είναι απαραίτητο να επισημανθεί ότι το προφίλ πτήσης και αποστολής του αεροσκάφους θα ολοκληρωθεί σύμφωνα με τον σχεδιασμό των παραδοχών του αεροσκάφους. Για να ληφθούν υπόψη οι γενικές καιρικές συνθήκες για ένα συγκεκριμένο έργο αεροσκάφους, υπάρχουν απαραίτητες δοκιμές για την ανάδραση του σχεδιασμού ή την αντιστοίχιση των συνθηκών του χώρου με το προφίλ πτήσης ή αποστολής. Μια λογική λύση για τον γενικό καιρό είναι να υποθέσουμε έναν εμπειρικό παράγοντα  $< 1$  για να πολλαπλασιάσουμε με την υπολογισμένη αυτονομία. Ο σχεδιαστής ή ο χρήστης θα αποκτήσει πιο ρεαλιστική εικόνα μετά την αξιολόγηση των αποτελεσμάτων.

Σε αυτή την έρευνα, χρησιμοποιήσαμε ένα μοντέλο που λαμβάνει υπόψη την ποσότητα του διαθέσιμου ηλιακού φωτός και την πιθανότητα κάλυψης νεφών. Η πρώτη παράμετρος που βρέθηκε είναι η απόκλιση  $\delta$ , και η γωνιακή θέση του ήλιου στο ηλιακό μεσημέρι. Για να βρούμε την απόκλιση για μια ημέρα  $n$  του έτους, χρησιμοποιούμε το (Duffie and Beckman, 2006):

$$\delta = 23.45 \sin\left(360 \frac{284+n}{365}\right), \quad (8)$$

όπου  $n$  είναι η ημέρα του έτους, που καθορίζεται ως ακολουθία, που κυμαίνεται από 1 την 1η Ιανουαρίου έως 365 την 31η Δεκεμβρίου. Έτσι, η εξίσωση (8) παράγει 365 τιμές απόκλισης  $\delta$ , με μια παραλλαγή στην παράμετρο  $n$ .

Η επόμενη παράμετρος είναι η ωριαία γωνία του ηλιοβασιλέματος  $\omega_s$ , που λαμβάνεται ως συνάρτηση του γεωγραφικού πλάτους  $\varphi$  και της απόκλισης  $\delta$  και υπολογίζεται από:

$$\omega_s = \cos^{-1}(\tan \varphi \tan \delta). \quad (9)$$

Από το  $\omega_s$ , λάβαμε τον αριθμό των ωρών (N) με τη διαθεσιμότητα του ήλιου, σύμφωνα με το (Bahel et al., 1987):

$$N = \frac{2}{15} * \omega_s. \quad (10)$$

Οι τιμές απόκλισης παράγουν 365 τιμές του  $\omega_s$  στην Εξίσωση (9) και N στην Εξίσωση (10), η μικρότερη από τις τιμές του N αντιστοιχεί στην ημέρα του έτους με τη χαμηλότερη συχνότητα εμφάνισης ηλιακής ακτινοβολίας.

Για υψόμετρα μικρότερα από 2,5km, υπολογίσαμε τη συνολική μέση ημερήσια κοσμική ακτινοβολία  $H_0$ , διαθέσιμη από τον ήλιο χρησιμοποιώντας (Bahel et al., 1987):

$$H_0 = \frac{24*1367}{\pi} \left( 1 + 0.033 \cos \frac{360N}{365} \right) * \left( \cos \varphi \cos \delta \sin \omega_s + \frac{\pi \omega_s}{180} \sin \varphi \sin \delta \right). \quad (11)$$

Υπολογίσαμε τη μέση ημερήσια, μηνιαία ακτινοβολία  $\bar{H}$  σε μια οριζόντια επιφάνεια, λαμβάνοντας υπόψη τις επιπτώσεις της ατμόσφαιρας, χρησιμοποιώντας (Bahel et al., 1987):

$$\bar{H} = H_0 * \left[ 0.16 + 0.87 \frac{\bar{n}}{N} - 0.61 \left( \frac{\bar{n}}{N} \right)^2 + 0.34 \left( \frac{\bar{n}}{N} \right)^3 \right], \quad (12)$$

όπου  $\bar{N}$  είναι ο ημερήσιος μηνιαίος μέσος όρος των ωρών με τη διαθεσιμότητα του ήλιου, δηλαδή, η μέση διάρκεια της ημέρας του μήνα, που υπολογίζεται ως ο μέσος όρος του αριθμού των ωρών N για κάθε μήνα του έτους,  $\bar{n}$  είναι η μηνιαία μέση ημερήσια ηλιακή ακτινοβολία (ώρες), διαθέσιμη σε πολλές εκατοντάδες μετεωρολογικούς σταθμούς σε πολλές χώρες.

Προτείνεται η χρήση της πηγής δεδομένων Global Solar Atlas που λαμβάνει υπόψη την ημερήσια μέση παγκόσμια οριζόντια ακτινοβολία για να λάβει την τιμή του  $\bar{n}$ . Διαιρέσαμε την ημερήσια μέση παγκόσμια οριζόντια ακτινοβολία με την ονομαστική ηλιακή ενέργεια, δηλ.  $1000 \frac{W}{m^2}$ , για να υπολογίσουμε το n. Τέλος, υπολογίζεται η συνολική ωριαία ακτινοβολία  $I_b$  ανά τετραγωνικό μέτρο, κατά (Duffie and Beckman, 2006):

$$I_b = \bar{H} * \left[ \frac{\pi}{24} (c + d \cos \omega) \frac{\cos \omega - \cos \omega_s}{\sin \omega_s - \frac{\pi \omega_s}{180} \cos \omega_s} \right], \quad (13)$$

όπου  $\omega$  είναι η ωριαία γωνία για κάθε ώρα της ημέρας (ώρα), και παρέχεται από τη σχέση:

$$\omega = (15\text{Hour} - 180)\pi/180, \quad (14)$$

για ακτίνια ή για βαθμούς χρησιμοποιώντας τη σχέση:

$$\omega = (\text{Hour} - 12) * 15. \quad (15)$$

Οι σταθερές c και d αντιστοιχούν στο (Duffie and Beckman, 2006):

$$c = 0.409 + 0.5016 \sin(\omega_s - 60), \quad d = 0.6609 - 0.4767 \sin(\omega_s - 60).$$

Προσθέσαμε την ακτινοβολία  $I_b$  για κάθε ώρα κατά τη διάρκεια της ημέρας για να βρούμε τη συνολική ηλιακή ενέργεια σε μία ημέρα ( $I_T$  ανά τετραγωνικό μέτρο).

### 3.2.3. Ηλιακή ενέργεια που συλλέγεται και παράμετροι πτερύγων (Βήμα 3)

Αρχικά, υποθέσαμε μια τιμή για το εμβαδόν του πάνελ των ηλιακών κυψελών και, στη συνέχεια, υπολογίσαμε το εμβαδόν των πτερυγίων, λαμβάνοντας υπόψη τη συνολική επιφάνεια του πάνελ των ηλιακών κυψελών διαιρούμενη με έναν παράγοντα πλήρωσης, δηλαδή:

$$S = \frac{\text{Panel}_{\text{area}}}{\text{Fill}_{\text{Factor}}} \quad (16)$$

Ο συντελεστής πλήρωσης είναι εμπειρικός και εξαρτάται από το μοντέλο ηλιακής κυψέλης που χρησιμοποιείται. Για παράδειγμα, σε ένα ηλιακό πάνελ, εξετάζουμε την αποτελεσματική περιοχή του πάνελ ηλιακών κυψελών που είναι τοποθετημένο σε αυτό το πάνελ. Η ηλιακή ενέργεια λαμβάνεται σύμφωνα με (Wilkins et al., 2009) από:

$$P_{\text{solar}} = I_T * A_C * \eta_{\text{sc}} * \eta_{\text{mppt}} * \eta_{\text{cbr}}, \quad (17)$$

όπου  $I_T$  είναι το συνολικό ποσό ηλιακής ακτινοβολίας την ημέρα του έτους με τη χαμηλότερη επίπτωση ηλιακής ακτινοβολίας,  $A_C$  είναι το εμβαδόν των ηλιακών κυψελών,  $\eta_{\text{sc}}$  και  $\eta_{\text{mppt}}$  είναι οι αποδόσεις των ηλιακών κυψελών και του ανιχνευτή μέγιστης ισχύος, αντίστοιχα. Η παράμετρος  $\eta_{\text{cbr}}$  αντιπροσωπεύει τις απώλειες στο επίπεδο της ηλιακής μονάδας που προκαλούνται κυρίως από την κύρτωση της διάταξης των κυψελών. Αυτές οι απώλειες είναι συνήθως της τάξης του 10%.

Το αεροδυναμικό προφίλ ορίζει τους συντελεστές ανύψωσης και οπισθέλκουσας. Επομένως, μια βάση δεδομένων που περιέχει τα λεπτομερή χαρακτηριστικά διαφόρων αεροδυναμικών προφίλ θα ήταν ιδανική για τους σχεδιαστές ηλιακών UAV. Το Airfoil tools είναι μια ηλεκτρονική βάση δεδομένων που περιέχει λεπτομερείς πληροφορίες για χιλιάδες αεροδυναμικά προφίλ. Αυτές οι πληροφορίες μπορούν να καθορίσουν τις τιμές των συντελεστών, έλξης και προφίλ του πτερυγίου.

### 3.2.4. Προφίλ αποστολής (Βήματα 4 και 5)

Το πρώτο βήμα για τον προσδιορισμό της συνολικής απαιτούμενης ισχύος για μια αποστολή UAV είναι ο καθορισμός των τμημάτων της αποστολής πτήσης ή του προφίλ της αποστολής. Το προφίλ της αποστολής μπορεί να χωριστεί σε απογείωση, ανάβαση, κρουαζιέρα ή πτήση σε επίπεδο, κάθοδος και προσγείωση.

#### 3.2.4.1. Ισχύς για επίπεδη πτήση

Στην οριζόντια πτήση, οι δυνάμεις ανύψωσης και βάρους είναι ίσες, καθώς και οι δυνάμεις έλξης και ώθησης. Άρα, έχουμε δύο εξισώσεις (Torabi et al., 2011):

$$L = W, \quad D = T. \quad (18)$$

Η ισχύς που απαιτείται για πτήση σε οριζόντιο επίπεδο παρέχεται από το (Oettershagen et al., 2017):

$$P_{\text{level}} = \left( \frac{C_D}{C_L^3} \right) \sqrt{\frac{2(m_{\text{tot}}g)^3}{\rho(h)A_{\text{wing}}}}, \quad (19)$$

όπου  $m_{tot}$  είναι η συνολική μάζα του αεροπλάνου,  $g$  είναι η σταθερά της βαρύτητας,  $A_{wing}$  είναι η περιοχή της πτέρυγας, και  $\rho(h)$  είναι η εξαρτώμενη από το υψόμετρο πυκνότητα αέρα.

Λαμβάνοντας υπόψη την απόδοση των διαφορετικών εξαρτημάτων του συστήματος πρόωσης, η συνολική ισχύς σε επίπεδο πτήσης προσδιορίζεται από:

$$P_{level} = \frac{P_{level}}{\eta_{prop}} + P_{av} + P_{pld}, \quad (20)$$

όπου  $\eta_{prop}$  περιλαμβάνει απόδοση έλικα, κιβώτιο ταχυτήτων, κινητήρα και ελεγκτή κινητήρα,  $P_{av}$  είναι η αεροηλεκτρονική δύναμη και  $P_{pld}$  είναι η ισχύς του ωφέλιμου φορτίου.

#### 3.2.4.2. Ισχύς για πτήσης αναρρίχησης

Για την εκτίμηση της ισχύος στην πτήση αναρρίχησης, επιλέγουμε μια λογική γωνία αναρρίχησης  $\alpha_{cl}$  (μεταξύ  $20^\circ$  για μοντέλα που εκτοξεύονται με το χέρι και  $10^\circ$  για αεροσκάφη με πολύ μεγάλες πτέρυγες) με ταχύτητα αναρρίχησης  $v_{cl}$  (Leutenegger et al., 2010).

Σε πτήση κρουαζιέρας, η δύναμη ώσης είναι η αντίστοιχη δύναμη έλξης, αλλά για την πτήση ανάβασης, η εκτίμηση χρησιμοποιεί τον σταθερό ρυθμό ανόδου. Εδώ, η φυσική διαφορά σχετικά με την επίπεδη πτήση είναι ότι η ώθηση όχι μόνο δρα για να υπερνικήσει την αντίσταση, αλλά στις πτήσεις αναρρίχησης υποστηρίζει επίσης ένα στοιχείο βάρους. Επομένως, η απαιτούμενη ώθηση για αναρρίχηση παρέχεται από το (John, 2010):

$$T = D + W \sin \alpha_{cl}. \quad (21)$$

Η καθαρή ισχύς κατά τη διάρκεια της πτήσης ανάβασης είναι:

$$P_{net} = T v_{cl} = D v_{cl} + W v_{cl} \sin \alpha_{cl}, \quad (22)$$

όπου  $v_{cl}$  είναι η ταχύτητα αναρρίχησης, που παρέχεται ως συνάρτηση της ταχύτητας ακινητοποίησης. Η ταχύτητα ακινητοποίησης είναι η ελάχιστη ταχύτητα με την οποία ένα αεροσκάφος μπορεί να απογειωθεί με ασφάλεια από το έδαφος. Για ασφάλεια, απαιτείται η ταχύτητα αναρρίχησης να είναι μεγαλύτερη από την ταχύτητα αναρρίχησης. Θεωρώντας μια τιμή 20% υψηλότερη, έχουμε (Hull, 2010):

$$v_{cl} = 1.2 V_{stall} = 1.2 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{l_{max}}}}, \quad (23)$$

όπου  $C_{l_{max}}$  είναι ο μέγιστος συντελεστής ανύψωσης του αεροσκάφους. Είναι απαραίτητο να πολλαπλασιαστεί η καθαρή ισχύς κατά τη διάρκεια της αναρρίχησης με το χρόνο αναρρίχησης για να ληφθεί η ισχύς που καταναλώνεται κατά τη διάρκεια της πτήσης αναρρίχησης, δηλαδή:

$$P_{climb} = \frac{P_{net}}{\eta_{prop}} * \text{χρόνος αναρρίχησης}. \quad (24)$$

Λάβαμε τον χρόνο αναρρίχησης από τον ρυθμό ανόδου και την κατακόρυφη ταχύτητα του αεροπλάνου. Από το (Rodrigues, 2013) προέρχεται η έκφραση:



$$\frac{R}{C} = \frac{dh}{dt} = v_{cl} \sin a_{cl} = v_{cl} \cdot \frac{T-D}{W}, \quad (25)$$

όπου  $h$  σημαίνει υψόμετρο,  $T$  για ώθηση,  $D$  για έλξη,  $W$  για βάρος και  $a_{cl}$  για τη γωνία ανόδου. Θεωρώντας  $T - D$  ως η πλεονάζουσα ισχύς γίνεται η Εξίσωση (25):

$$\frac{R}{C} = v_{cl} \cdot \frac{\text{πλεονάζουσα ισχύς}}{W}. \quad (26)$$

Η ταχύτητα είναι απλώς ο χρονικός ρυθμός μεταβολής της απόστασης. Σε αυτήν την περίπτωση, η απόσταση είναι το υψόμετρο  $h$ , επομένως:

$$dt = \frac{dh}{R/C}. \quad (27)$$

όπου  $dt$  είναι μια μικρή αύξηση του χρόνου που απαιτείται για τη μικρή προσαύξηση  $dh$  σε υψόμετρο. Ως εκ τούτου, η ώρα να αναρριχηθεί από υψόμετρο  $h_1$  σε άλλο  $h_2$  προκύπτει με την ολοκλήρωση της εξίσωσης (27) (John, 2012):

$$t = \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{R/C}. \quad (28)$$

Για σταθερή αναρρίχηση, έχουμε:

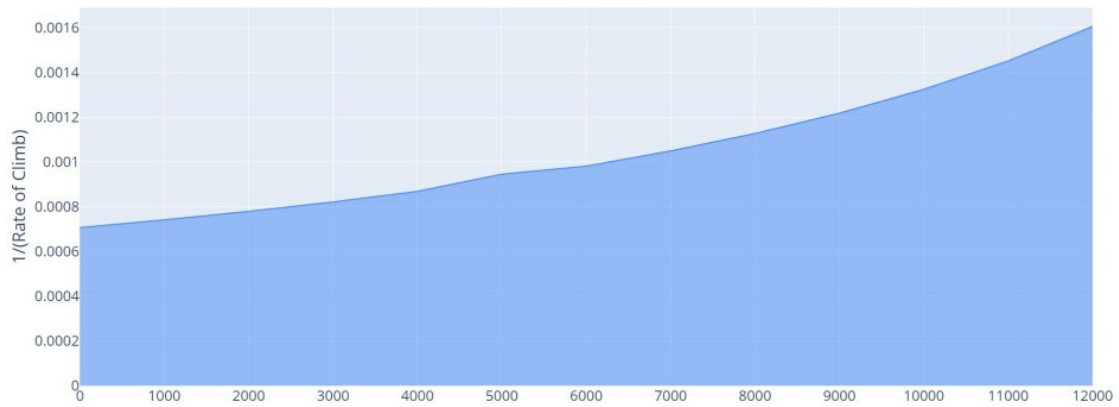
$$L = W \cos a_{cl}. \quad (29)$$

Καθώς το υψόμετρο αυξάνεται,  $L$  (και ως εκ τούτου  $C_L$ ) μειώνεται, επομένως η επαγόμενη αντίσταση είναι επίσης μικρότερη. Ως αποτέλεσμα, η συνολική αντίσταση για την πτήση αναρρίχησης είναι μικρότερη από την πτήση επιπέδου με την ίδια ταχύτητα (John, 2012). Αναδιάταξη της εξίσωσης (3) για να ληφθεί  $C_L$ :

$$C_L = \frac{W \cos \theta}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}. \quad (30)$$

Από τη νέα τιμή του  $C_L$ , υπολογίζουμε το  $C_{Di}$  από την εξίσωση (6), το  $C_d$  από την εξίσωση (5), και το  $D$  από την εξίσωση (4). Με τη μείωση της συνολικής οπισθέλκουσας του αεροσκάφους, έχουμε μείωση της πλεονάζουσας ισχύος, μειώνοντας την  $R/C$  σύμφωνα με την Εξίσωση (26).

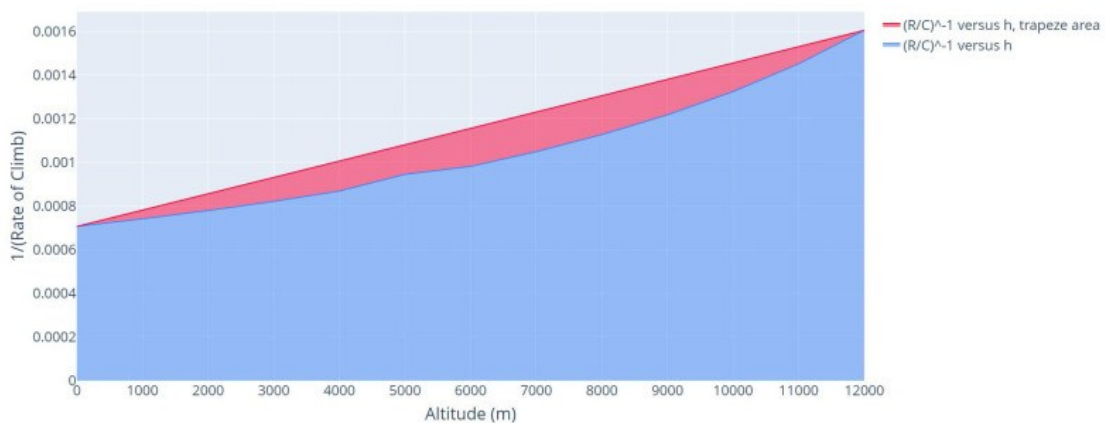
Λάβαμε τον χρόνο αναρρίχησης από διαφορετικές τιμές  $C_L$ , που προκύπτει από την απόσταση που διανύθηκε μεταξύ του υψομέτρου απογείωσης και του υψομέτρου κρουαζιέρας. Για να υπολογίσουμε γραφικά τον χρόνο ανάβασης, σχεδιάζουμε το  $R/C^{-1}$  έναντι των τιμών υψομέτρου σε ένα γράφημα, όπως φαίνεται στην **Εικόνα 3.4**. Η περιοχή κάτω από την καμπύλη από το υψόμετρο απογείωσης έως το υψόμετρο κρουαζιέρας είναι η ώρα για αναρρίχηση (John, 2012).



**Εικόνα 3.4.**  $(R/C)^{-1}$  έναντι της καμπύλης υψόμετρου. Υψόμετρο απογείωσης 0, υψόμετρο κρουαζιέρας 12.000m.

Για ασφάλεια σχεδιάστηκαν μόνο οι τιμές  $R/C$  του αρχικού και του τελικού υψόμετρου, φέρνοντας την περιοχή του  $(R/C)^{-1}$  σε σχέση με το γράφημα υψόμετρου πιο κοντά στην περιοχή ενός τραπεζιού, όπως φαίνεται στην κόκκινη περιοχή της **Εικόνας 3.5**. Έτσι, η περιοχή που λαμβάνεται υπόψη στην εκτίμηση του χρόνου αναρρίχησης είναι το άθροισμα της μπλε περιοχής και της κόκκινης περιοχής. Τέλος, ο χρόνος ανάβασης πολλαπλασιάζεται επί 2, θεωρώντας την πτωτική πτήση ίση με την πτήση αναρρίχησης, δηλαδή:

$$t_{\text{climb}} = 2t. \quad (31)$$



**Εικόνα 3.5.**  $(R/C)^{-1}$  έναντι υψόμετρου, τραπεζοειδής περιοχή. Υψόμετρο απογείωσης 0, υψόμετρο κρουαζιέρας 12.000m.

Λαμβάνοντας υπόψη τα αεροσκάφη που απογειώνονται από ένα διάδρομο, μια σημαντική παράμετρος είναι η απόσταση που απαιτείται για την απογείωση και την προσγείωση και η συνολική ισχύς που απαιτείται για αυτό το στάδιο. Το ίδιο αεροσκάφος μπορεί να απαιτεί διαφορετικές αποστάσεις διαδρόμου για να λειτουργήσει, ανάλογα με ορισμένες παραμέτρους, όπως η θερμοκρασία του αέρα, το υψόμετρο, η ταχύτητα του ανέμου και η κλίση του διαδρόμου. Για να σηκωθεί ένα αεροσκάφος από το έδαφος, οι πτέρυγες πρέπει να παράγουν δύναμη ανύψωσης

μεγαλύτερη από το βάρος του αεροσκάφους. Τέσσερις μεταβλητές είναι απαραίτητες για την παραγωγή μιας τέτοιας δύναμης, η ταχύτητα του αέρα, η πυκνότητα του αέρα, η επιφάνεια των πτερύγων και ο συντελεστής ανύψωσης (Horonjeff et al., 2010). Οι αποστάσεις απογείωσης και προσγείωσης παρέχονται από (Rodrigues, 2013):

$$S_{\text{takeoff}} = \frac{1.44W^2}{g\rho SC_{l\max}\{T-[D+\mu(W-L)]\}}, \quad (32)$$

$$S_{\text{landing}} = \frac{1.69W^2}{g\rho SC_{l\max}[D+\mu(W-L)]}, \quad (33)$$

όπου  $\mu$  είναι ο συντελεστής τριβής μεταξύ των τροχών του αεροσκάφους και του εδάφους. Αυτός ο συντελεστής μπορεί να κυμαίνεται από 0,02 για λιθόστρωτους διαδρόμους έως 0,1 για διαδρόμους με γρασίδι. Στο (Rodrigues, 2013) παρέχεται ένας κατάλογος του συντελεστή τριβής με τον τύπο του υλικού του διαδρόμου.

Καθώς οι τιμές των δυνάμεων έλξης και ανύψωσης αλλάζουν καθώς αυξάνεται η ταχύτητα, ο υπολογισμός των εξισώσεων (31) και (32) γίνεται πολύ περίπλοκος. Ως τρόπος απλούστευσης της λύσης, ο συγγραφέας στο (Anderson, 1999) προτείνει τη χρήση του 70% της ταχύτητας απογείωσης για μια μέση ταχύτητα πτήσης. Οι εξισώσεις (3) και (4) υπολογίζουν τις τιμές του  $L$  και  $D$ , θεωρώντας  $v = 0,7v_{cl}$ , οπότε:

$$L = \frac{1}{2}\rho(0.7v_{cl})^2 SC_L,$$

$$D = \frac{1}{2}\rho(0.7v_{cl})^2 S(C_{D0} + \varphi C_{Di}),$$

όπου  $\varphi$  είναι το φαινόμενο εδάφους, η μειωμένη αεροδυναμική αντίσταση που δημιουργούν οι πτέρυγες ενός αεροσκάφους όταν βρίσκονται κοντά σε μια σταθερή επιφάνεια. Η τιμή του είναι:

$$\varphi = \frac{(12h/b)^2}{1+(12h/b)^2}, \quad (34)$$

όπου  $h$  είναι το ύψος μεταξύ της πτέρυγας και του εδάφους, και  $b$  είναι το άνοιγμα των πτερύγων. Ο χρόνος που απαιτείται για τη διαδρομή του διαδρόμου κατά την απογείωση είναι:

$$t_{\text{takeoff}} = \frac{S_{\text{takeoff}}}{0.7v_{cl}}, \quad (35)$$

και για προσγείωση:

$$t_{\text{landing}} = \frac{S_{\text{landing}}}{0.7v_{cl}}. \quad (36)$$

Τέλος, ο συνολικός χρόνος αναρρίχησης είναι το άθροισμα του χρόνου αναρρίχησης, του χρόνου απογείωσης και του χρόνου για την προσγείωση, δηλαδή:

$$\text{χρόνος αναρρίχησης} = t_{\text{climb}} + t_{\text{takeoff}} + t_{\text{landing}}, \quad (37)$$

που μπορεί τώρα να χρησιμοποιηθεί στην Εξίσωση (24).

### 3.2.5. Πρόβλεψη βάρους (Βήμα 6)

Η πρόβλεψη του βάρους είναι ένα ουσιαστικό μέρος της διαδικασίας σχεδιασμού του αεροσκάφους (Raymer, 1989). Επηρεάζει το κόστος και τα χαρακτηριστικά απόδοσης του αεροσκάφους (Niu, 1988). Μπορούμε να κατηγοριοποιήσουμε την πρόβλεψη βάρους με προσεγγίσεις πεπερασμένων στοιχείων, εμπειρικές και ημι-εμπειρικές. Η πρόβλεψη βάρους πεπερασμένων στοιχείων παρέχει ακριβείς και αξιόπιστες εκτιμήσεις της μάζας του σκελετού του αεροσκάφους, αλλά είναι συγκεκριμένες για το πρόβλημα, δεν γενικεύεται εύκολα και αυξάνει το υπολογιστικό κόστος της διαδικασίας. Οι εμπειρικές μέθοδοι υπολογίζουν τη μάζα της κύριας ομάδας συστατικών του αεροσκάφους, όπως πτέρυγα ή άτρακτο, χρησιμοποιώντας εμπειρικές εξισώσεις που συνδυάζουν γεωμετρικές παραμέτρους, ταχύτητες σχεδιασμού αεροσκάφους, συντελεστή φορτίου και άλλους στατιστικά προερχόμενους συντελεστές. Σε αυτή την προσέγγιση, υπολογίσαμε το βάρος των επιμέρους εξαρτημάτων του αεροσκάφους με τη βοήθεια μεθόδων προσαρμογής καμπύλης. Το άθροισμα αυτών των βαρών είναι το συνολικό κενό βάρος ή το μεικτό βάρος απογείωσης. Οι εμπειρικές μέθοδοι είναι ευκολότερες στην εφαρμογή και πιο αποτελεσματικές από την προσέγγιση των πεπερασμένων στοιχείων. Ωστόσο, είναι χαμηλής αξιοπιστίας. Οι ημιεμπειρικές μέθοδοι περιλαμβάνουν αναλυτικά εξισώσεις διορθωμένες με τη στατιστική συσχέτιση προερχόμενες από ιστορικά δεδομένα (Ajouy, 2010). Η ημιεμπειρική μέθοδος είναι η καταλληλότερη μέθοδος πρόβλεψης βάρους για την εννοιολογική σύνθεση σχεδιασμού αεροσκαφών. Αυτό συμβαίνει επειδή είναι εύκολο να εφαρμοστούν οι μέθοδοι αυτές καθώς και επαρκώς ακριβείς για τη φάση του εννοιολογικού σχεδιασμού (Okonkwo, 2016). Επομένως, τέτοια είναι η μέθοδος που επιλέχθηκε για την πρόβλεψη βάρους σε αυτή την έρευνα.

Η πρόβλεψη βάρους του ηλιακού UAV ξεκινά με την εικασία του μεικτού βάρους απογείωσης, η οποία λαμβάνει υπόψη τα βάρη της δομής, του συστήματος πρόωσης, των ηλιακών κυψελών, του μπλοκ αποθήκευσης και του ωφέλιμου φορτίου, με βάση την ακόλουθη εξίσωση κατανομής βάρους:

$$W_{\text{total}} = W_{\text{fixed}} + W_{\text{solarcells}} + W_{\text{energystorage}} + W_{\text{structure}} + W_{\text{propulsion}} \quad (38)$$

#### 3.2.5.1. Σταθερά βάρη

Ορισμένα σταθερά βάρη δεν εξαρτώνται από το μέγεθος άλλων τμημάτων του αεροσκάφους, όπως το ωφέλιμο φορτίο, το οποίο είναι μια παράμετρος αποστολής που ορίζεται στην αρχή του έργου. Εκτός από το ωφέλιμο φορτίο, μπορούμε να εξετάσουμε τα αεροηλεκτρονικά, όπως ο αυτόματος πιλότος, και τα μικροελεγχόμενα συστήματα, όπως μια πλακέτα Raspberry Pi. Έτσι, το σταθερό βάρος είναι:

$$W_{\text{fixed}} = W_{\text{payload}} + W_{\text{avionics}} \quad (39)$$

#### 3.2.5.2. Πρόβλεψη βάρους των ηλιακών κυψελών

Η χρήση ηλιακών κυψελών που διατίθενται στο εμπόριο απλοποιεί την πρόβλεψη μάζας αυτού του βήματος, καθώς ο κατασκευαστής παρέχει τις τιμές ονομαστικού βάρους. Η μάζα του ηλιακού πάνελ είναι:

$$W_{\text{solarcells}} = \frac{\text{Panel}_{\text{area}}}{\text{Cell}_{\text{area}}} * \text{Cell}_{\text{weight}} * g * k, \quad (40)$$

όπου  $\text{Cell}_{\text{area}}$  και  $\text{Cell}_{\text{weight}}$  είναι οι ονομαστικές τιμές του εμβαδού και του βάρους του ηλιακού στοιχείου που χρησιμοποιείται,  $g$  είναι η σταθερά της βαρύτητας και  $k$  είναι σταθερά ( $k > 1$ ) που αντιπροσωπεύει το τμήμα βάρους της ενθυλάκωσης του πάνελ ηλιακών κυψελών.

### 3.2.5.3. Πρόβλεψη βάρους του μπλοκ αποθήκευσης ενέργειας

Βασίσαμε το βάρος του μπλοκ αποθήκευσης ενέργειας στην ενέργεια που αποθηκεύτηκε για την αντοχή του ηλιακού UAV. Η ενέργεια που αποθηκεύεται είναι:

$$\text{Energy}_{\text{bat}} = \frac{1}{\eta_{\text{bat}}} (\text{P}_{\text{level}} * \text{T}_{\text{endurance}} + \text{P}_{\text{climb}}), \quad (41)$$

όπου  $\text{P}_{\text{level}}$  και  $\text{P}_{\text{climb}}$  υπολογίστηκαν από τις Εξισώσεις (20) και (24), αντίστοιχα, αλλά τώρα πρέπει να ληφθεί υπόψη η απόδοση του μπλοκ αποθήκευσης ενέργειας. Το  $\text{T}_{\text{endurance}}$  ορίζεται ως αντοχή πτήσης.

Από την εξίσωση (41), μπορούμε να διαιρέσουμε την ενέργεια που αποθηκεύεται στην μπαταρία με την ειδική ενεργειακή πυκνότητα της μπαταρίας (Wh/kg) που επιλέγεται κατά τον ορισμό του έργου και να πολλαπλασιαστεί με τη σταθερά της βαρύτητας, δηλαδή:

$$W_{\text{energystorage}} = \frac{\text{Energy}_{\text{bat}}}{\text{Density}_{\text{bat}}} * g. \quad (42)$$

Στο (Noth, 2008) προτείνεται αύξηση 10% στο βάρος του μπλοκ αποθήκευσης ενέργειας, του συστήματος πρόωσης και των ηλιακών κυψελών λόγω του βάρους της καλωδίωσης, των μετασχηματιστών, των ελεγκτών κ.λπ.

### 3.2.5.4. Πρόβλεψη βάρους της δομής του αεροσκάφους

Για την εκτίμηση του βάρους της δομής του αεροσκάφους, ο συγγραφέας στο (Noth, 2008) προτείνει ένα νέο εμπειρικό μοντέλο, επικυρωμένο χρησιμοποιώντας μια βάση δεδομένων που περιέχει τις παραμέτρους 415 αεροσκαφών διαφόρων διαστάσεων, χωρισμένα σε 92 τηλεκατευθυνόμενα μη επανδρωμένα μοντέλα και 323 επανδρωμένα αεροσκάφη. Η ακόλουθη εξίσωση χρησιμοποιείται για την εκτίμηση του βάρους της δομής του αεροσκάφους:

$$W_{\text{structure}} = gKS^{x_1}AR^{x_2}, \quad (43)$$

όπου  $g$  είναι η σταθερά της βαρύτητας,  $S$  είναι η επιφάνεια της πτέρυγας,  $AR$  είναι η αναλογία διαστάσεων. Τα  $K$ ,  $x_1$  και  $x_2$  είναι σταθερές που ποικίλλουν ανάλογα με την ποιότητα κατασκευής του αεροσκάφους και όπου λαμβάνονται από έναν πίνακα στο (Noth, 2008).

### 3.2.5.5. Πρόβλεψη βάρους του συστήματος πρόωσης

Οι συνθήκες εκτόξευσης αεροσκαφών έχουν σημαντική επίδραση στην αναλογία ισχύος προς μάζα των στοιχείων του συστήματος πρόωσης. Τα αεροπλάνα που απογειώνονται από έναν διάδρομο αυξάνουν ομαλά την ταχύτητά τους μέχρι την

απογείωση, επομένως η διαφορά μεταξύ της ισχύος απογείωσης και της ισχύος πτήσης επιπέδου είναι χαμηλή. Τα αεροσκάφη που εκτοξεύονται χειροκίνητα πρέπει να αυξήσουν την ταχύτητά τους και να αποκτήσουν υψόμετρο γρήγορα. Σε αυτές τις περιπτώσεις, ο κινητήρας πρέπει να παρέχει ισχύ εκκίνησης πολύ μεγαλύτερη από την ισχύ που παρέχεται σε οριζόντια πτήση. Αυτό το υπερβολικό μέγεθος είναι απαραίτητο για την απογείωση, αλλά βοηθά επίσης στην πτήση σε αντίθετους ανέμους και αναταράξεις (Noth, 2008).

Επομένως, για τη συνεισφορά του συστήματος πρόωσης στο συνολικό βάρος του αεροσκάφους, χρησιμοποιούμε τον ακόλουθο τύπο, που προτείνεται από τον (Noth, 2008), με βάση την υπερμεγέθυνση για αεροσκάφη που εκτοξεύονται με το χέρι, η οποία ήδη λαμβάνει υπόψη τη συμβολή του κινητήρα, ελεγκτή κινητήρα και έλικα:

$$W_{\text{propulsion}} = 0.008 * P_{\text{req}} * g. \quad (44)$$

Το εκτιμώμενο συνολικό βάρος θα πρέπει να συγκριθεί με το βάρος που ελήφθη αρχικά για τον υπολογισμό της ισχύος πρόωσης ( $m_{\text{tot}}$  στην Εξίσωση (19)), η οποία στην περίπτωση αυτή αντιστοιχεί στη δύναμη ανύψωσης που υπολογίζεται στην Εξίσωση (3). Εάν το εκτιμώμενο βάρος είναι μεγαλύτερο από το υποτιθέμενο βάρος, λαμβάνεται μια νέα τιμή για το αρχικό συνολικό βάρος και υπολογίζεται εκ νέου η ισχύς πρόωσης επίπεδης πτήσης.

### 3.3. Σχετική εργασία

#### 3.3.1. Σχεδιασμός UAV λαμβάνοντας υπόψη τη δικτύωση

Η δικτύωση με βάση την κινητικότητα στον ουρανό εισήχθη αρχικά λαμβάνοντας υπόψη τα εμπορικά UAV ως δρομολογητές (Sakhaee and Jamalipour, 2006). Επιτρέπει το Διαδίκτυο κατά την πτήση αντιμετωπίζοντας δύο βασικά ζητήματα: τη διαχείριση πόρων και την υποστήριξη Διαδικτύου μέσω δορυφόρου. Η αρχιτεκτονική πρόσβασης δεδομένων, η ομαδοποίηση των εναέριων κόμβων με επίκεντρο τη σταθερότητα και ένα αξιόπιστο σχήμα διάδοσης δεδομένων ήταν οι κύριες εξελίξεις της εργασίας. Ωστόσο, έχει μια νέα εφαρμογή για ad hoc σενάρια δικτύωσης σε εναέρια περιβάλλοντα. Προκειμένου να τονιστεί η σημασία των ad hoc δικτύων σε μη στρατιωτικές εφαρμογές, προτάθηκε μια περιμετρική δρομολόγηση (GPSR) στο (Karp and Kung, 2000). Αυτή η εργασία εξετάζει τους τρεις συμβατικούς τύπους διαμορφώσεων UAV συγκρίνοντας τις παραμέτρους όπως η ευκολία στη διαδικασία κατασκευής, η σταθερότητα, η ευκολία εκτόξευσης με το χέρι, η μάζα και η απόσταση από το έδαφος και κατανέμοντας το βάρος μεταξύ ενός και πέντε. Η συμβατική διαμόρφωση με ένα UAV υψηλής πτέρυγας είναι αποτελεσματική για βασικές εφαρμογές (Ariyanto et al., 2018).

Οι προκλήσεις σχεδιασμού περιπτώσεων χρήσης με επίκεντρο τη δικτύωση UAV έχουν αναθεωρηθεί κριτικά με πιθανές λύσεις (Shakeri et al., 2019). Διάφορα πρωτότυπα σχέδια έχουν παρουσιαστεί ως πιθανή λύση για εφαρμογές φυσικών συστημάτων στον κυβερνοχώρο. Ομοίως, ως περίπτωση χρήσης ενός συστήματος δικτύωσης UAV, έχει προταθεί μια αρχιτεκτονική UAV που επικεντρώνεται στη συνεργασία δικτύου μεταξύ των UAV (Carli et al., 2020). Μια άλλη περίπτωση χρήσης συνδεδεμένων drones έχει διερευνηθεί εστιάζοντας στην παράδοση δεμάτων (Cavone et al., 2021). Αυτές οι περιπτώσεις χρήσης με επίκεντρο τη δικτύωση UAV

έχουν δυνατότητες ανάπτυξης ως επιχειρηματικό σενάριο. Ωστόσο, αυτές οι μελέτες είναι πολύ γενικές χωρίς ιδιαίτερη εστίαση στην ποιότητα της υπηρεσίας στη στοχευμένη περίπτωση χρήσης UAV.

### 3.3.2. Σχεδιασμός UAV λαμβάνοντας υπόψη τις αεροτομές

Στην κατηγορία του εννοιολογικού σχεδιασμού ενός UAV με μικτές πτέρυγες, αυτή η εργασία εξετάζει τον εννοιολογικό σχεδιασμό ενός UAV μεγάλης αντοχής μεσαίας εμβέλειας σε διαμόρφωση σώματος μικτής πτέρυγας. Οι αεροτομές, συγκεκριμένα MH-108, MH-18 και FX 76-MP-120, επιλέχθηκαν για τη σχεδίαση και τρεις διαφορετικές τροποποιήσεις σχεδιάστηκαν με χρήση λογισμικού CAD και ανάλυση απόδοσης με χρήση CFD (Computational Fluid Dynamics). Πραγματοποιήθηκε επίσης ανάλυση σταθερότητας, καταλήγοντας στο συμπέρασμα ότι η διαμόρφωση με μια κάθετη ουρά στα άκρα των πτερύγων δίνει καλύτερα αποτελέσματα τόσο στις αναλύσεις CFD όσο και στις αναλύσεις σταθερότητας (Panagiotou et al., 2021). Οι Mosquera et al. (2022) συζήτησαν τη βελτιστοποίηση της απόδοσης των μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων σταθερής πτέρυγας με μια δοκιμή αεροδυναμικής σήραγγας ενός UAV μικτής πτέρυγας. Έλεγξαν τις παραμέτρους ευστάθειας και βρήκαν ότι έχει καλές συνθήκες σταθερότητας, εκτός από τα τμήματα απογείωσης και προσγείωσης.

Οι Panagiotou et al. (2019) παρουσίασαν τρία διαφορετικά σχέδια ενός επιβατικού αεροσκάφους στη διαμόρφωση μικτού πτερυγίου-σώματος. Τα βασικά χαρακτηριστικά του σχεδιασμού τους ήταν η απόδοση πτήσης και πεδίου, η στατική σταθερότητα, η ισορροπία και το βάρος. Ωστόσο, οι συγκρίσεις μεταξύ τους δεν παρουσιάστηκαν. Επιπλέον, οι Panagiotou et al. (2017) παρουσίασαν περαιτέρω την αεροδυναμική μελέτη τεσσάρων διαφορετικών πλατφορμών μικτού αμαξώματος. Παράμετροι σχεδίασης όπως η γωνία σάρωσης πτερυγίων, ο αριθμός των αεροτομών και η αναλογία διαστάσεων έχουν μελετηθεί στα τέσσερα μοντέλα με τη βοήθεια λογισμικού CFD. Τρεις διαφορετικές αεροτομές που χρησιμοποιήθηκαν για το μικτό σώμα πτερυγίων ήταν τα MH-91, E374 και NLF1015 από την κεντρική γραμμή της ατράκτου μέχρι το άκρο του πτερυγίου. Οι εξισώσεις Reynolds-Averaged Navier-Stroke (RANS) σε συνδυασμό με το μοντέλο χαμηλού στροβιλισμού Reynolds χρησιμοποιήθηκαν για να ληφθεί ακριβής διάτμηση και μέση τάση στις επιφάνειες των πτερύγων. Για την ανάλυση της εξωτερικής ροής χρησιμοποιήθηκαν μοντέλα στροβιλισμού όπως το k-omega SST και το Spalart-Allmaras.

### 3.3.3. Σχεδιασμός UAV λαμβάνοντας υπόψη τη γεωμετρία των πτερύγων

Οι Parisa et al. (2020) μελέτησαν τον εννοιολογικό σχεδιασμό ενός ενσωματωμένου σε VTOL UAV μικτού σώματος με πτερύγια. Σε αυτή τη διάταξη, μια προπέλα σε αγωγό που βρίσκεται στο μέσο του τμήματος της ατράκτου χρησιμοποιείται για την επίτευξη κάθετης απογείωσης και προσγείωσης. Δύο τρόποι λειτουργίας του ίδιου μοντέλου δοκιμάστηκαν πειραματικά και η ώθηση από τις τέσσερις προπέλες που βυθίστηκαν στην άτρακτο υπολογίστηκε σε διαφορετική γωνία προσβολής. Αυτή η εμβέλεια και η αντοχή περιορίζονται από τη χωρητικότητα της μπαταρίας που χρησιμοποιείται. Περαιτέρω, οι Salazar-Jiménez et al. (2018) συζήτησαν μια βαθιά ανάλυση δύο βασικών πτυχών: τη γεωμετρία των πτερύγων και την αεροδυναμική συμπεριφορά. Χρησιμοποίησαν τα εργαλεία CFD για να εκτιμήσουν τις διάφορες παραμέτρους με ακρίβεια. Στη συνέχεια, οι Rajesh A et al. (2017) εφάρμοσαν ένα συγκεκριμένο πτερύγιο. Κατέληξαν επίσης στο συμπέρασμα ότι η απόδοση είναι

πολύ βελτιωμένη λόγω της μείωσης της οπισθέλκουσας και της αύξησης του λόγου ανύψωσης προς έλξη. Επιπλέον, οι Escobar-Ruiz et al. (2019) έχουν χρησιμοποιήσει ηλιακές κυψέλες ειδικά ως κύρια πηγή ενέργειας στο σχεδιασμό μη επανδρωμένων εναέριων οχημάτων (UAV). Υπάρχουν τρία βασικά δομικά στοιχεία σε αυτόν τον μηχανισμό: προκαταρκτικός σχεδιασμός, εννοιολογικός σχεδιασμός και υπολογιστική ανάλυση ρευστοδυναμικής.

Επιπλέον, οι Lian et al. (2018) ανακάλυψαν ότι υπάρχει άμεση σύζευξη μεταξύ της αποτελεσματικότητας της πρόωσης και της αεροδυναμικής. Έχουν αναπτύξει την ολοκληρωμένη μέθοδο ανάλυσης για τη μέτρηση της απόδοσης διαφορετικών διαμορφώσεων με διάφορες θέσεις κινητήρα. Επιπλέον, οι Chiesa et al. (2016) έχουν χρησιμοποιήσει τα ιδιόκτητα εργαλεία για τον προκαταρκτικό και εννοιολογικό σχεδιασμό των UAV. Έχουν συμβάλει σημαντικά όσον αφορά τις σύγχρονες διαμορφώσεις για UAV. Επιπλέον, οι Grendysa et al. (2019) έχουν ανακαλύψει με επιτυχία τις βέλτιστες γεωμετρικές παραμέτρους. Έχουν επίσης αναπτύξει τη μέθοδο βελτιστοποίησης για ελαφριά UAV. Οι Aleisa et al. (2022) έλαβαν υπόψη δύο μοναδικά χαρακτηριστικά: αεροδυναμική χαμηλής ταχύτητας και πεδίο ροής. Τέλος, οι Arnhem et al. (2022) παρουσίασαν τις πειραματικές και αριθμητικές μελέτες. Για τη διαμόρφωση του αεροσκάφους, έχει πραγματοποιηθεί αεροδυναμική αλληλεπίδραση. Υπάρχουν πολλά σενάρια χρήσης UAV επόμενης γενιάς, συμπεριλαμβανομένων εφαρμογών στο Internet Of Things (Hua et al., 2018), και έχουν διερευνηθεί περιβάλλοντα οχημάτων (Hassan et al., 2018).

## **Κεφάλαιο 4**

### **Συμπεράσματα και συζήτηση**

#### **4.1. Συμπεράσματα**

Τα UAV γίνονται γρήγορα μια πανταχού παρούσα πηγή για βιομηχανική και εμπορική χρήση, καθώς προσφέρουν πολλά τεχνολογικά πλεονεκτήματα και πλεονεκτήματα ασφάλειας. Ωστόσο, για να επεκταθούν οι τομείς εφαρμογής τους χρειάζεται αναβάθμιση του συστήματος τροφοδοσίας για να αυξηθεί η αντοχή του. Υπάρχουν πολλές διαφορετικές πηγές ενέργειας για drones, το καθένα με τα δικά του πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα, μερικά περισσότερα από άλλα, ανάλογα με την εφαρμογή. Επί του παρόντος, οι πιο δημοφιλείς πηγές ενέργειας είναι οι κινητήρες εσωτερικής καύσης, οι FC και οι μπαταρίες. Μπορούν να εξαχθούν τα ακόλουθα συμπεράσματα:

#### *Πηγές ενέργειας*

- Τα drones με κινητήρα εσωτερικής καύσης προσφέρουν τα καλύτερα χαρακτηριστικά σε όλα τα επίπεδα, με το μεγαλύτερο μειονέκτημα να είναι η πτυχή της ρύπανσης.
- Τα ηλιακά συστήματα, αν και εξαιρετικά φιλικά προς το περιβάλλον με προτιμότερο χρόνο πτήσης, είναι πολύ πιο ακριβά από τις άλλες επιλογές.
- Εάν το κόστος μπορεί να δικαιολογηθεί από τα πλεονεκτήματα, οι κυψέλες καυσίμου υδρογόνου προσφέρουν μια εξαιρετική εναλλακτική λύση για τους κινητήρες εσωτερικής καύσης, καθώς έχουν μεγάλο χρόνο πτήσης, χαμηλό



βάρος και πολύ γρήγορο χρόνο ανεφοδιασμού. Είναι επίσης πολύ φιλικές προς το περιβάλλον.

- Τα SC έχουν αντίστροφα πλεονεκτήματα και μειονεκτήματα σε σύγκριση με τις άλλες πηγές ενέργειας.

#### *Πιθανές λύσεις*

- Οι περισσότερες από τις λύσεις αυξάνουν την πολυπλοκότητα του συστήματος.
- Οι κορυφαίες λύσεις είναι τα υβρίδια FC και SC και τα υβρίδια Li-Ion και SC.
- Τα υβριδικά συστήματα επιτρέπουν τη μείωση των ελλείψεων μιας πηγής ενέργειας συνδυάζοντάς την με μια άλλη πηγή ενέργειας που έχει αυτές τις πτυχές ως πλεονεκτήματα. Αυτό επιτρέπει στον χρήστη ή τον σχεδιαστή να αποφασίσει ποια μειονεκτήματα μπορεί να είναι ανεκτά.

Οι κινητήρες εσωτερικής καύσης είναι στιβαροί αλλά πολύ πιο βαρείς και έχουν περιορισμένη εφαρμογή, καθώς εφαρμόζονται κυρίως σε τύπους UAV σταθερών πτερύγων. Τα FC και οι μπαταρίες προσφέρουν μεγάλο χρόνο πτήσης και μεγαλύτερη εμβέλεια, καθώς είναι πιο ευέλικτα, αλλά και οι δύο δυσκολεύονται να παρέχουν ρεύμα αιχμής όταν απαιτείται και η παροχή τους αποστραγγίζει την πηγή με δραστικό ρυθμό.

Τα υβριδικά συστήματα τείνουν να προσφέρουν ένα πολύ καλό πλεονέκτημα σε σχέση με όλα τα άλλα συστήματα. Μπορούν να χρησιμοποιήσουν περισσότερες από μία πηγές ενέργειας για να αποκτήσουν τα συγκεκριμένα πλεονεκτήματα που έχει να προσφέρει κάθε πηγή ενέργειας. Αυτά τα συστήματα τείνουν επίσης να εξαλείψουν μικρά προβλήματα όπως παρατεταμένος χρόνος φόρτισης, σύντομους χρόνους πτήσης, κακή παροχή ρεύματος αιχμής, κ.λπ. Η πιο κοινή πηγή ενέργειας που χρησιμοποιείται στα υβριδικά συστήματα είναι τα SC, καθώς τείνουν να έχουν πλεονεκτήματα που ξεπερνούν τα μειονεκτήματα των άλλων πηγών ενέργειας.

Διαπιστώθηκε ότι ο χρόνος πτήσης των drones μπορεί να βελτιωθεί με την εφαρμογή ενός υβριδικού συστήματος. Αυτό το σύστημα, ωστόσο, θα πρέπει να είναι συγκρίσιμο σε βάρος και μέγεθος, σε ένα υπάρχον drone, αυξάνοντας παράλληλα την απόδοση προκειμένου να είναι μια βελτίωση σε σχέση με τα τρέχοντα συστήματα. Τα Hydrogen FC είναι ουσιαστικά ένα υβριδικό σύστημα καθώς περιέχουν μπαταρίες Li-Po, αλλά οι μπαταρίες Li-Po έχουν πολλά μειονεκτήματα όσον αφορά τη χρήση τους σε drones, έχουν χαμηλή ενεργειακή πυκνότητα, σύντομο χρόνο πτήσης, συγκριτικά μεγάλο χρόνο επαναφόρτισης, είναι επικίνδυνα για το περιβάλλον και έχουν περιορισμένη διάρκεια ζωής σε σύγκριση με τις άλλες πηγές ενέργειας. Καθώς τα SC έχουν υψηλή ενεργειακή πυκνότητα, σύντομη περίοδο επαναφόρτισης και σχεδόν απεριόριστη διάρκεια κύκλου, φαίνεται να είναι η προφανής αντικατάσταση της μπαταρίας Li-Po σε αυτό το σύστημα, αλλά απαιτείται περαιτέρω έρευνα για το πώς επηρεάζουν την αποτελεσματικότητα του συστήματος FC στο drone

Μετά από αρχικές σκέψεις και πληροφορίες σχετικά με τα σχέδια των ηλιακών UAV, παρουσιάστηκε μια εκτεταμένη μεθοδολογία για τον εννοιολογικό σχεδιασμό ηλιακών αεροπλάνων και συγκρίθηκε με αρχικές μελέτες. Η προτεινόμενη μεθοδολογία επιτρέπει την αξιολόγηση του ρόλου πολλών παραμέτρων για την εύρεση της βέλτιστης σχέσης μεταξύ του συνολικού βάρους του αεροσκάφους και της ισχύος που απαιτείται για την εκτέλεση της αναρρίχησης και επίπεδης πτήσης. Αυτή η μεθοδολογία χρησιμοποιεί μαθηματικά μοντέλα που συσχετίζουν το μέγεθος

όλων των στοιχείων του αεροσκάφους, υπό τις έννοιες των ισοζυγίων ενέργειας και μάζας κατά τη διάρκεια της ημέρας του έτους με λιγότερη συχνότητα ηλιακού φωτός.

Η σύγκριση των πληροφοριών ηλιακής ακτινοβολίας για την προτεινόμενη μεθοδολογία με πρώιμες εργασίες ηλιακών μοντέλων αποκαλύπτει ότι τα δεδομένα είναι συνεπή, ακόμη και με την απλοποίηση που υιοθετήθηκε, η οποία εκπληρώνει τον στόχο του νέου ηλιακού μοντέλου, να μειώσει τον αριθμό των παραμέτρων που παρέχει ο χρήστης.

Πραγματοποιήσαμε μια ανάλυση πολλαπλών παραμέτρων και δείξαμε την αλληλεπίδραση μεταξύ του λόγου μάζας/ισχύος, της ταχύτητας επίπεδης πτήσης, της μάζας ωφέλιμου φορτίου και της αντοχής πτήσης. Τέτοια στοιχεία ανάλυσης, τα οποία σχεδιάζουν παραμέτρους, είναι πιο ευαίσθητα στο μέγεθος του αεροσκάφους και έλαβαν την υψηλότερη ευαισθησία του λόγου μάζας/ισχύος με την ταχύτητα.

Η μεθοδολογία επιτρέπει στους συγγραφείς να αναπτύξουν ένα πλαίσιο με γραφική διεπαφή χρήστη, χρησιμοποιώντας Python για να απλοποιήσουν την αλληλεπίδραση με τον χρήστη. Δείχνουμε τη χρηστικότητα του πλαισίου και τα χαρακτηριστικά εξόδου μετά το μέγεθος και τη βελτιστοποίηση των παραμέτρων εξόδου ενός Solar UAV από ένα προτεινόμενο προφίλ αποστολής και περιορισμούς σύμφωνα με την αρχική συζήτηση και τους επιθυμητούς στόχους.

Για να απαιτηθεί ένας μικρός αριθμός καταχωρήσεων και δεδομένων από τον χρήστη, και λαμβάνοντας υπόψη τις ενέργειες απογείωσης, αναρρίχησης και προσγείωσης, η μεθοδολογία αποδεικνύεται επαρκής για την απόκτηση πιο ρεαλιστικών αποτελεσμάτων σε αυτόν τον τύπο αεροσκάφους, φέρνει νέα αποτελέσματα και μπορεί να θεωρείται ως βοηθητικό εργαλείο για τις εξελίξεις των ηλιακών UAV.

## 4.2. Κύρια επιτεύγματα

Η παρούσα εργασία παρουσίασε μια νέα μεθοδολογία για τον εννοιολογικό σχεδιασμό της ηλιακής ενέργειας για αεροπλάνα. Έχει το πλεονέκτημα ότι είναι πολύ ευέλικτο και μπορεί να χρησιμοποιηθεί για μεγάλο εύρος διαστάσεων, από UAV με άνοιγμα πτερύγων μικρότερο από ένα μέτρο έως επανδρωμένα αεροπλάνα. Είναι καθαρά αναλυτικό και βασίζεται στις έννοιες της ενέργειας και στα ισοζύγια μάζας κατά τη διάρκεια μιας ημέρας χρησιμοποιώντας μαθηματικά μοντέλα που συσχετίζουν το μέγεθος όλων των στοιχείων του αεροπλάνου. Αυτά τα μοντέλα χρησιμοποιούνται για αποτελεσματικότητα ή πρόβλεψη βάρους και αποτελούν βασικό μέρος αυτής της μεθόδου σχεδιασμού. Αυτά δεν μελετήθηκαν μόνο σε περιορισμένο πεδίο, αλλά σε πολύ μεγάλο εύρος, για ορισμένα μοντέλα με έως και 7 τάξεις μεγέθους, που περιλαμβάνει κινητήρες από 1mW έως 10kW.

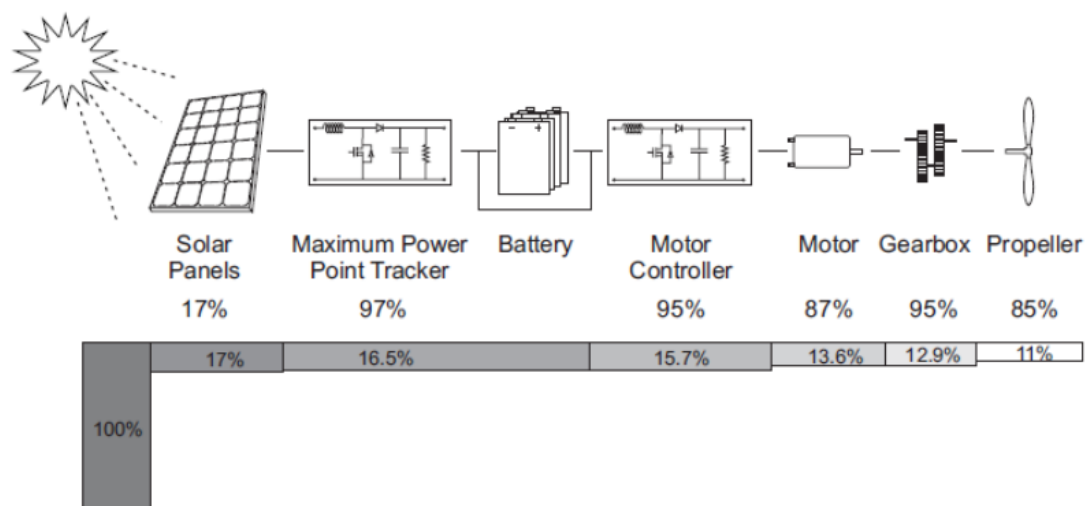
Τέλος, η μεθοδολογία σχεδιασμού αποτελείται από μια απλή ρουτίνα που λαμβάνει υπόψη 5 παραμέτρους που συνδέονται με την αποστολή και 25 με τις τεχνολογίες που χρησιμοποιούνται ως εισροές. Επιτρέπει στον σχεδιαστή να εξάγει τη διάταξη ενός ηλιακού αεροπλάνου γρήγορα, με πληροφορίες μεγέθους, βάρους και ισχύος.

Η μεθοδολογία χρησιμοποιήθηκε για τον εννοιολογικό σχεδιασμό ενός πρωτοτύπου που θα ενσωματώσει ένα μικρό ωφέλιμο φορτίο και με στόχο να αποδείξει τη σκοπιμότητα συνεχούς πτήσης στη Γη. Επίσης επέτρεψε να τονιστούν κάποιες γενικές αρχές. Για παράδειγμα, αποδείχθηκε ξεκάθαρα ότι το πιο περιοριστικό τεχνολογικά αυτή τη στιγμή είναι η αποθήκευση ενέργειας. Ακόμη και με τα καλύτερες μπαταρίες ιόντων λιθίου, η αποθήκευση ενέργειας αποτελεί

περισσότερο από το 40% του αεροπλάνου σε μεικτό βάρος. Για αυτόν τον λόγο, αυτό που είναι κρίσιμο για μια συνεχή ηλιακή πτήση δεν είναι η μέρα που πρέπει να είναι η μεγαλύτερη, αλλά η νύχτα που πρέπει να είναι συντομότερη. Μετά το ληφθέν σχέδιο, κατασκευάστηκαν τμήματα από το πρωτότυπο και δοκιμάστηκαν πλήρως.

Το FAETHON, επικύρωσε το θεωρητικό μέρος αυτής της εργασίας μέσω εξομοιώσεων και εργαστηριακών πειραμάτων και απέδειξε την αποτελεσματικότητα της μεθοδολογίας σχεδιασμού με την επίτευξη μια πτήσης άνω των 24 ωρών με χρήση μόνο ηλιακής ενέργειας. Με την ανάπτυξη αυτού του πρωτοτύπου, ένα σημαντικό ποσό πρακτικής γνώσης προστέθηκε και αποκτήθηκε εμπειρία σε διάφορους τομείς όπως η αεροδυναμική, κατασκευή ελαφριάς δομής, διαχείριση ηλιακής ενέργειας, των αισθητήρων, αποδοτικά ηλεκτρονικά, έλεγχος, κ.λπ. Για όλα τα εξαρτήματα του αεροπλάνου, έπρεπε να διατηρηθούν ισορροπίες μεταξύ της απόδοσης, της κατανάλωσης ενέργειας και του βάρους.

Το **Σχήμα 4.1** παρουσιάζει τις απώλειες στο ενεργειακό «τρένο» από τα ηλιακά στοιχεία προς τον έλικα και τονίζει το γεγονός ότι είναι απαραίτητος ένας προσεκτικός σχεδιασμός κάθε εξαρτήματος. Αυτό έχει ως αποτέλεσμα μια πολύτιμη τεχνογνωσία που δεν θα είχε αποκτηθεί εάν το έργο είχε παραμείνει σε επίπεδο προσομοίωσης.



**Σχήμα 4.1**

Η μεθοδολογία σχεδιασμού ισχύει για ένα ευρύ φάσμα διαστάσεων, μέρος αυτής της εργασίας αφιερώθηκε επίσης στη μελέτη της κλίμακας των ηλιακών αεροπλάνων και έτσι να προσδιορίσουμε με σαφήνεια τι γίνεται προβληματικό σε μεγάλες ή μικρές διαστάσεις.

- Όταν μειώνεται η κλίμακα, ο χαμηλότερος αριθμός Reynolds επιδεινώνει την αεροδυναμική, η οποία έχει μειωμένους λόγους ανύψωσης προς οπισθέλκουσα, καθώς και την έλικα που βλέπει την απόδοσή της να πέφτει. Για τα άλλα στοιχεία του συστήματος πρόωσης που είναι ο κινητήρας και το κιβώτιο ταχυτήτων, αυτή η πτώση απόδοσης αποδείχθηκε επίσης, ειδικά κάτω από 10W. Άλλα προβλήματα επίσης εντοπίστηκαν, όπως η κάμψη των ηλιακών κυψελών σε μικρότερη ακτίνα καμπυλότητας και η δυσκολία εύρεσης ελαφρών συστημάτων αεροναυτιλίας και αισθητήρων.
- Κατά την κλιμάκωση, η απόδοση των διαφόρων στοιχείων δεν είναι πλέον πρόβλημα, ακόμα κι αν ο σχεδιασμός τους δεν είναι απλός και χρειάζεται

προσοχή. Αυτό όμως που γίνεται ο εφιάλτης των μηχανικών είναι το αεροσκάφος. Στην παρούσα εργασία αποδείχθηκε ότι, λαμβάνοντας υπόψη την ίδια κατασκευαστική μέθοδο, το βάρος του πλαισίου του αεροσκάφους αυξάνεται με τον κύβο του μήκους αναφοράς και ότι ιδανικά θα έπρεπε να ταιριάζει με το τετράγωνο για να γίνει η δυνατότητα συνεχούς πτήσης ανεξάρτητη από τη διάσταση.

#### 4.3. Γενική επισκόπηση εργασίας

Η μεθοδολογία σχεδιασμού σε αυτή την εργασία διατηρήθηκε σε απλό επίπεδο με χαμηλό αριθμό παραμέτρων, αλλά θα μπορούσαμε να αυξήσουμε την πολυπλοκότητα. Θα ήταν για παράδειγμα ενδιαφέρον να εκφράσουμε τις αποτελεσματικότητες, οι οποίες θεωρήθηκαν σταθερές, ως μαθηματική συνάρτηση της ισχύος. Ευφυείς αλγόριθμοι ελέγχου που προσαρμόζονται αυτόματα στην ατμοσφαιρική κατάσταση και έτσι η ελαχιστοποίηση της κατανάλωσης ενέργειας είναι ένα άλλο ενδιαφέρον θέμα.

Η άνοδος με θερμικά ρεύματα θα επέτρεπε επίσης την εξοικονόμηση ενέργειας. Στα πλαίσια αυτής της εργασίας, αποδείχθηκε ότι είναι πολύ αποτελεσματικό σε προσομοίωση και ένα επόμενο βήμα θα ήταν να γίνουν πειράματα με ένα πραγματικό ανεμόπτερο. Όσον αφορά τον στατικό σχεδιασμό, απώτερος στόχος θα ήταν η συμπερίληψη ηλιακών στοιχείων και οι ενεργοποιητές στην πτέρυγα ως δομικά στοιχεία, όπου η πτέρυγα θα αποτελείται από μια δομή σάντουιτς που θα αποτελείται από την ηλιακή συστοιχία, τη μπαταρία και τους ενεργοποιητές όλα σε διαφορετικά στρώματα. Το σύνολο του πτερυγίου θα ήταν εύκαμπτο και δεν θα υπήρχαν πλέον διακριτές επιφάνειες στο υπόλοιπο πτερύγιο. Σε αυτή την περίπτωση, η μπαταρία που θα χρησιμοποιηθεί ως δομικό στοιχείο θα πρέπει να είναι πιο ανθεκτική σε κραδασμούς.

#### 4.4. Πιθανές εφαρμογές και το μέλλον της Ηλιακή Αεροπλοΐας

Η εμπειρία που αποκτήθηκε κατά τη διάρκεια αυτής της εργασίας μας επιτρέπει να προβλέψουμε την κατεύθυνση που θα πάρει η ηλιακή αεροπλοΐα και οι εφαρμογές που μπορεί να καλύπτει. Η κατασκευή αεροπλάνων με ηλιακή ενέργεια θα έχει πολλές βελτιώσεις τα επόμενα χρόνια, με την αυξανόμενη ανάγκη για πράσινες λύσεις για τις μεταφορές, ηλεκτρονικά είδη ευρείας κατανάλωσης κ.λπ.

Τα πρώτα αεροπλάνα με ηλιακή ενέργεια που θα χρησιμοποιηθούν πιθανότατα θα έχουν μέγεθος από 3m έως 6m και ωφέλιμο φορτίο όχι πολύ μεγαλύτερο από 1 κιλό, τόση είναι ακριβώς η χωρητικότητα σε τέτοιο εύρος ανοίγματος πτερύγων. Μάλιστα, αποδείχθηκε ότι αυτό το μέγεθος είναι κατά κάποιο τρόπο βέλτιστο και επιτρέπει ήδη από τώρα την συνεχή πτήση με τις τρέχουσες τεχνολογίες. Επιπλέον, για εφαρμογές όπως η επιβολή του νόμου, η επιτήρηση των συνόρων, η πυρόσβεση δασών ή η επιθεώρηση γραμμών ηλεκτρικής ενέργειας, μπορούν να χρησιμοποιηθούν UAV. Έτσι για αυτές τις εφαρμογές, τα επόμενα 10 χρόνια σίγουρα θα δούμε μια ταχεία και σημαντική ανάπτυξη UAV με ηλιακή ενέργεια στο μέγεθος μερικών μέτρων.

Στην περιοχή MAV, θα είναι απαραίτητες οι βελτιώσεις πριν να δούμε πτήση ρομπότ μεγέθους κολιμπρί, που κινούνται μόνο από τον ήλιο. Ο χαμηλός αριθμός Reynolds θα είναι πάντα ένας περιοριστικός παράγοντας, αλλά με πιο αποτελεσματικές ηλιακές κυψέλες και στοιχεία συστήματος πρόωσης και με καλύτερη αποθήκευση ενέργειας, το όνειρο κάποτε θα γίνει πραγματικότητα.

Μικρογραφία των ηλεκτρονικών και η αεροηλεκτρονική θα διαδραματίσουν επίσης σημαντικό ρόλο. Σε μεγάλη κλίμακα, είδαμε ότι με την τρέχουσα κατάσταση της τεχνολογίας, ενσωμάτωσης ανθρώπου ή για παράδειγμα ωφέλιμου φορτίου 150kg για μια αέναη πτήση επιβάλλει ένα τεράστιο άνοιγμα πτερύγων και απαιτεί μια πολύ ελαφριά πτέρυγα που αποδεικνύεται εύθραυστη, οδηγώντας σε ένα αεροπλάνο που δεν είναι εύκολο να πηδαλιουχηθεί. Ακόμη και σε αυτήν την περίπτωση, μια πολύ καλύτερη λύση θα ήταν η χρήση ηλιακής ενέργειας, αλλά σε συμπυκνωμένη μορφή.

Αεροδρόμια και υπόστεγα με ηλιακούς συλλέκτες θα μπορούν να χρησιμοποιούν αυτή την ενέργεια για να υδρολύσουν το νερό σε υδρογόνο και οξυγόνο. Στη συνέχεια, το υδρογόνο θα αποθηκευόταν για να χρησιμοποιηθεί από τα αεροπλάνα σε κυψέλη καυσίμου. Για να συνοψίσουμε, το ηλιακό αεροπλάνο πρέπει να μετατρέπει την ενέργεια που προέρχεται από τον ήλιο σε πραγματικό χρόνο, η οποία είναι, όπως είδαμε, ένα βαρύ και όχι τόσο αποτελεσματικό εγχείρημα. Έτσι, η καλύτερη ιδέα είναι να αφήσουμε αυτό το βαρύ εργοστάσιο στο έδαφος, συγκεντρώνουμε την ενέργεια και μόνο μετά να την χρησιμοποιούμε σε ένα αεροπλάνο με λογικές διαστάσεις και άρα σωστή ευελιξία. Ένα μέρος της πτέρυγας θα μπορούσε ακόμα να καλυφθεί από ηλιακούς συλλέκτες, αλλά για να καλύψει μόνο ένα μικρό ποσοστό της κατανάλωσης ηλεκτρικής ενέργειας.

Για τις ηλιακές πλατφόρμες HALE πάντως, είναι διαφορετικό. Ο λόγος είναι ότι εδώ ο στόχος δεν είναι να μεταφέρουμε κάτι από το Α στο Β σε ένα ελάχιστο χρόνο αλλά μάλλον για να εξασφαλιστεί η μεταφορά ενός δεδομένου ωφέλιμου φορτίου σε μια συγκεκριμένη τοποθεσία και υψόμετρο κατά τη διάρκεια μηνών ή ετών. Σε αυτή την περίπτωση, δεν υπάρχει μέθοδος αποθήκευσης ενέργειας. Το διαθέσιμο τώρα είναι αρκετά καλό για να ενσωματώσει όλη την ενέργεια που απαιτείται για την πτήση ως συμπυκνωμένη μορφή. Έτσι η συλλογή της ηλιακής ενέργειας απευθείας επί του σκάφους είναι μέχρι στιγμής η μόνη λύση. Τέτοιες πλατφόρμες σίγουρα θα χρησιμοποιηθούν σε μερικά χρόνια για τηλεπικοινωνίες ή παρακολούθηση της Γης. Παρόλα αυτά, το ωφέλιμο φορτίο που θα μπορούν να μεταφέρουν θα είναι πάντα πολύ περιορισμένο, λόγω των προβλημάτων που αναφέρθηκαν παραπάνω.

## Βιβλιογραφικές αναφορές

- [1] Ahmed S., Chowdhury M.Z., Jang Y.M. Energy-efficient UAV-to-user scheduling to maximize throughput in wireless networks. *IEEE Access*. 2020; 8:21215–21225.
- [2] Ahn H., Ahn J. Design and Analysis of a Solar-Power Mini-UAV for Extended Endurance at Low Altitude. *Int. J. Aeronaut. Space Sci.* 2019; 20:561–569.
- [3] Ajoy K.K. *Aircraft Design*. Cambridge University Press; Cambridge, CA, USA: 2010.
- [4] Aleisa H., Kontis K., Nikbay M. Predictions of the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of Generic UCAVs; Proceedings of the AIAA SCITECH 2022 Forum; San Diego, CA, USA. 3–7 January 2022; p. 0428.
- [5] Allenspach M., Bodie K., Brunner M., Rinsoz L., Taylor Z., Kamel M., Siegart R., Nieto J. Design and optimal control of a tiltrotor micro-aerial vehicle for efficient omnidirectional flight. *Int. J. Robot. Res.* 2020; 39:1305-1325.
- [6] Alwateer M., Loke S.W., Fernando N., Enabling drone services: drone crowdsourcing and drone scripting, *IEEE Access* 7 (2019) 110035–110049.
- [7] Alwateer M., Loke S.W., Zuchowicz A.M., Drone services: issues in drones for location-based services from human-drone interaction to information processing, *J. Locat. Based Serv.* 13 (2) (2019) 94–127.
- [8] Anderson J.D. *Aircraft Performance and Design*. McGraw-Hill, Inc.; New York, NY, USA: 1999.
- [9] Aoude G.S., Luders B.D., Joseph J.M., Roy N., How J.P. Probabilistically safe motion planning to avoid dynamic obstacles with uncertain motion patterns. *Auton. Robot.* 2013; 35:51–76.
- [10] Aravindan V., Gnanaraj J., Y. Lee, S. Madhavi, Insertion-type electrodes for nonaqueous Li-ion capacitors, *Chem. Rev.* 114 (Jul) (2014).
- [11] Ariyanto M., Setiawan JD, Prabowo T., Haryanto I., Munadi M. Design of a Low-Cost Fixed Wing UAV. *MATEC Web Conf.* 2018; 159: 02045.
- [12] Azari M.M., Geraci G., Garcia-Rodriguez A., Pollin S. UAV-to-UAV communications in cellular networks. *IEEE Trans. Wirel. Commun.* 2020; 19:6130–6144.
- [13] Bacco M., et al., *Smart Farming: Opportunities, Challenges and Technology Enablers*, 2018, pp. 1–6.
- [14] Bahel V., Bakhsh H., Srinivasan R. A correlation for estimation of global solar radiation. *Energy*. 1987; 12:131–135.
- [15] Bakar A., Ke L., Liu H., Xu Z., Wen D. Design of Low Altitude Long Endurance Solar-Powered UAV Using Genetic Algorithm. *Aerospace*. 2021; 8:228.
- [16] Bansod B., Singh R., Thakur R., Singhal G. A comparison between satellite based and drone based remote sensing technology to achieve sustainable development: A review. *J. Agric. Environ. Int. Dev.* 2017; 111:383–407.
- [17] Barreras F., Lozano A., L. Valino, C. Marin, A. Pascau, Flow distribution in a bipolar  $\sim$  plate of a proton exchange membrane fuel cell: experiments and numerical simulation studies, *J. Power Sources* 144 (Jun. 2005) 54–66.
- [18] Belkhouche F., Bendjilali B. Reactive path planning for 3-d autonomous vehicles. *IEEE Trans. Control Syst. Technol.* 2012; 20:249–256.
- [19] Belkhouche F. Reactive optimal UAV motion planning in a dynamic world. *Robot. Auton. Syst.* 2017; 96:114–123.

- [20] Bertoli G.C., Pacheco G.M., ADABO G.J. Extending flight endurance of electric unmanned aerial vehicles through photovoltaic system integration; Proceedings of the 2015 International Conference on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA); Palermo, Italy. 22–25 November 2015; p. 143.
- [21] Bonin-Font F., Ortiz A., Oliver G. Visual Navigation for Mobile Robots: A survey. *J. Intell. Robot. Syst.* 2008; 53:263–296.
- [22] Bravo-Mosquera P.D., Catalano F.M., Zingg D.W. Unconventional aircraft for civil aviation: A review of concepts and design methodologies. *Prog. Aerosp. Sci.* 2022; 131:100813.
- [23] Bucki N., Lee J., Mueller M.W. Rectangular Pyramid Partitioning Using Integrated Depth Sensors (RAPPIDS): A Fast Planner for Multicopter Navigation. *IEEE Robot. Autom. Lett.* 2020; 5:4626–4633.
- [24] Burke A., Miller M., Comparisons ultracapacitors and advanced batteries for pulse power in vehicle applications: Performance, Life Cost EVS 19 (Jan. 2002) 855–866.
- [25] Cai G., Peng K., Chen B.M., Lee T.H. Design and assembling of a UAV helicopter system; Proceedings of the 2005 International Conference on Control and Automation (ICCA 2005); Budapest, Hungary. 26–29 June 2005; pp. 697–702.
- [26] Cai G., Feng L., Chen B.M., Lee T.H. Systematic design methodology and construction of UAV helicopters. *Mechatronics.* 2008; 18:545–558.
- [27] Carli R., Cavone G., Epicoco N., Ferdinando M.D., Scarabaggio P., Dotoli M. Consensus-Based Algorithms for Controlling Swarms of Unmanned Aerial Vehicles; Proceedings of the International Conference on Ad-Hoc Networks and Wireless; Bari, Italy. 19–21 October 2020; Cham, Switzerland: Springer; 2020. pp. 84–99.
- [28] Cavone G., Epicoco N., Carli R., Del Zotti A., Pereira J.P.R., Dotoli M. Parcel Delivery with Drones: Multi-criteria Analysis of Trendy System Architectures; Proceedings of the 2021 29th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED); Puglia, Italy. 22–25 June 2021; pp. 693–698.
- [29] Cc. A. A., Afridrones, Afridrones.com, 2019 [Online]. Available: <https://afridrones.com/>.
- [30] Cetinsoy E., Dikyar S., Hançer C., Oner K., Sirimoglu E., Unel M., Aksit M. Design and construction of a novel quad tilt-wing UAV. *Mechatronics.* 2012; 22:723–745.
- [31] Chen Y., Baek D., A. Bocca, A. Macii, E. Macii, M. Poncino, A Case for a BatteryAware Model of Drone Energy Consumption, 2018.
- [32] Chen B., Li X., Evangelou S., Comparative Study of Hybrid Powertrain Architectures from a Fuel Economy Perspective, 2018.
- [33] Chen M., Huang L., J. Yang, Y. Lyu, Design and Simulation of Multi-Energy Hybrid Power System Based on Wave and Wind Energy, 2017.
- [34] Chen Y.b., Luo G.c., Mei Y.s., Yu J.q., Su X.l. UAV path planning using artificial potential field method updated by optimal control theory. *Int. J. Syst. Sci.* 2016; 47:1407–1420.
- [35] Chiesa S., Fioriti M., Fusaro R. MALE UAV and its systems as basis of future definitions. *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.* 2016; 88:771–782.
- [36] Choudhary A., Pandey D., Kumar A. A Review of Various Techniques for Solar Radiation Estimation; Proceedings of the 2019 3rd International Conference on Recent Developments in Control, Automation & Power Engineering (RDCAPE); Noida, India. 10–11 October 2019; pp. 169–174.

- [37] Ci S., Lin N., Wu D., Reconfigurable battery techniques and systems: a survey, *IEEE Access* 4 (Jan) (2016) 1.
- [38] Claesson A., et al., Drones may be used to save lives in out of hospital cardiac arrest due to drowning, *Resuscitation* 114 (2017) 152–156.
- [39] Deits R., Tedrake R. *Algorithmic Foundations of Robotics XI*. Springer International Publishing; Basel, Switzerland: 2015. Computing large convex regions of obstacle-free space through semidefinite programming; pp. 109–124.
- [40] Deits R., Tedrake R. Efficient mixed-integer planning for UAVs in cluttered environments; *Proceedings of the 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*; Seattle, WA, USA. 25–30 May 2015; pp. 42–49.
- [41] Deng C., Wang S., Huang Z., Tan Z., Liu J. Unmanned aerial vehicles for power line inspection: A cooperative way in platforms and communications. *J. Commun.* 2014; 9:687–692. doi: 10.12720/jcm.9.9.687-692.
- [42] DeSouza G.N., Kak A.C. Vision for mobile robot navigation: A survey. *IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell.* 2002; 24:237–267.
- [43] Dharmalingam S., Kugarajah V., Sugumar M., Membranes for microbial fuel cells, in: *Microbial Electrochemical Technology*, Elsevier, 2019, pp. 143–194.
- [44] Ding G., Wu Q., L. Zhang, Y. Lin, T. Tsiftsis, Y.-D. Yao, An amateur drone surveillance system based on cognitive internet of things, *IEEE Commun. Mag.* 56 (2017).
- [45] Dobbs S., Yu Z. Design of an Inflight Power Generation and Storage System for Use in UAVs; *Proceedings of the IEEE Conference on Technologies for Sustainability (SusTech)*; Long Beach, CA, USA. 11–13 November 2018; pp. 1–8.
- [46] Duffie J.A., Beckman W.A. *Solar Engineering of Thermal Process*. 3rd ed. John Wiley & Sons, Inc.; Hoboken, NJ, USA: 2006.
- [47] Elmokadem T. A Control Strategy for the Safe Navigation of UAVs Among Dynamic Obstacles using Real-Time Deforming Trajectories; *Proceedings of the 2020 Australian and New Zealand Control Conference (ANZCC)*; Gold Coast, Australia. 26–27 November 2020; pp. 97–102.
- [48] Elmokadem T. A Reactive Navigation Method of Quadrotor UAVs in Unknown Environments with Obstacles based on Differential-Flatness; *Proceedings of the 2019 Australasian Conference on Robotics and Automation (ACRA)*; Adelaide, Australia. 9–11 December 2019.
- [49] Elmokadem T., Savkin A.V. A Hybrid Approach for Autonomous Collision-Free UAV Navigation in 3D Partially Unknown Dynamic Environments. *Drones*. 2021; 5:57.
- [50] Elmokadem T., Savkin A.V. A Method for Autonomous Collision-Free Navigation of a Quadrotor UAV in Unknown Tunnel-Like Environments. *Robotica*. 2021: 1–27.
- [51] Emadi A., Lee Y., Rajashekara K., Power electronics and motor drives in electric, hybrid electric, and plug-in hybrid electric vehicles, *Ind. Electron. IEEE Trans.* 55 (Jul. 2008) 2237–2245.
- [52] Emadi A., Rajashekara K., Williamson S., Lukic S.M., Topological overview of hybrid electric and fuel cell vehicular power system Architectures and configurations, *Veh. Technol. IEEE Trans.* 54 (Jun. 2005) 763–770.
- [53] Escobar-Ruiz A.G., Lopez-Botello O.E., Reyes L., Zambrano P., Amezcuita-Brooks L., Garcia-Salazar O. Conceptual Design of an Unmanned Fixed-Wing Aerial Vehicle Based on Alternative Energy. *Int. J. Aerosp. Eng.* 2019: 8104927.



- [54] Falanga D., Foehn P., Lu P., Scaramuzza D. PAMPC: Perception-Aware Model Predictive Control for Quadrotors; Proceedings of the 2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS); Madrid, Spain. 1–5 October 2018; pp. 1–8.
- [55] Fandetti G.N. Method of Drone Delivery Using Aircraft. App. 14/817,356. U.S. Patent. 2015 August 4;
- [56] Fathabadi H., Plug-in hybrid electric vehicles (PHEVs): replacing internal combustion engine with clean and renewable energy based auxiliary power sources, *IEEE Trans. Power Electron.* 1 (Jan. 2018).
- [57] Fraas L., Partain L., *Solar Cells and Their Applications*, second ed., 2010, pp. 581–611.
- [58] Ganguly S., Das S., K. Kargupta, D. Bannerjee, Optimization of performance of phosphoric acid fuel cell (PAFC) stack using reduced order model with integrated space marching and electrolyte concentration inferencing, *Computer Aided Chem. Eng.* 31 (2012) 1010–1014.
- [59] Gasparetto A., Boscaroli P., Lanzutti A., Vidoni R. Path planning and trajectory planning algorithms: A general overview. *Motion Oper. Plan. Robot. Syst.* 2015; 29:3–27.
- [60] Gerdes J.W., Gupta S.K., Wilkerson S.A. A review of bird-inspired flapping wing miniature air vehicle designs. *J. Mech. Robot.* 2012; 4:021003.
- [61] Global Solar Atlas. [(accessed on 15 September 2021)]. Available online: <https://globalsolaratlas.info/map>
- [62] Gong A., Macneill R., D. Verstraete, J. Palmer, Analysis of a Fuel-Cell/Battery/Supercapacitor Hybrid Propulsion System for a UAV Using a Hardware-In-The-Loop Flight Simulator, 2018.
- [63] Grendysa W. Multidisciplinary wing design of a light long endurance UAV. *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.* 2019; 91:905–914.
- [64] Grote K., Bender B., D. Gohlich, *Dubbel € – Taschenbuch für den Maschinenbau*, 25th ed., Springer, 2018.
- [65] Haile S., Boysen D., C. Chisholm, R. Merle, Solid acids as fuel cell electrolytes, *Nature* 410 (May 2001) 910–913.
- [66] Haile S., Chisholm C., K. Sasaki, D. Boysen, T. Uda, Solid acid proton conductors: from laboratory curiosities to fuel cell electrolytes, *Faraday Discuss* 134 (Feb. 2007) 17–39, discussion 103.
- [67] Hassan A.N., Abdullah A.H., Kaiwartya O., Cao Y., Sheet D.K. Multi-metric geographic routing for vehicular ad hoc networks. *Wirel. Netw.* 2018; 24:2763–2779.
- [68] Hayat S., Yanmaz E., Muzaffar R. Survey on unmanned aerial vehicle networks for civil applications: A communications viewpoint. *IEEE Commun. Surv. Tutor.* 2016; 18:2624–2661. doi: 10.1109/COMST.2016.2560343.
- [69] Hellaoui H., Chelli A., Bagaa M., Taleb T. UAV Communication Strategies in the Next Generation of Mobile Networks; Proceedings of the 2020 International Wireless Communications and Mobile Computing (IWCMC); Limassol, Cyprus. 15–19 June 2020; pp. 1642–1647.
- [70] Hodgkinson T., Long live the senses, *Cult. Critiq.* 104 (1) (2019) 192–201.
- [71] Holness A.E., Bruck H.A., Gupta S.K. Characterizing and modeling the enhancement of lift and payload capacity resulting from thrust augmentation in a propeller-assisted flapping wing air vehicle. *Int. J. Micro Air Veh.* 2018; 10:50-69.
- [72] Horonjeff R, Francis XM, William JS, Seth BY *Planning and Design of Airports*. 5th ed. McGraw-Hill Inc.; New York, NY, USA: 2010.

- [73] Hoy M., Matveev A.S., Savkin A.V. Algorithms for collision-free navigation of mobile robots in complex cluttered environments: A survey. *Robotica*. 2015; 33:463–497.
- [74] Hrabar S. Reactive obstacle avoidance for rotorcraft UAVs; Proceedings of the 2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems; San Francisco, CA, USA. 25–30 September 2011; pp. 4967–4974.
- [75] Hua M., Wang Y., Zhang Z., Li C., Huang Y., Yang L. Power-efficient communication in UAV-aided wireless sensor networks. *IEEE Commun. Lett.* 2018; 22:1264–1267.
- [76] Huang H.M. *Autonomy Levels for Unmanned Systems (ALFUS) Framework Volume I: Terminology*. National Institute of Standards and Technology; Gaithersburg, MD, USA: 2004.
- [77] Hull D. *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*. 1st ed. Springer; Berlin, Germany: 2010.
- [78] Iacono M., Sgorbissa A. Path following and obstacle avoidance for an autonomous UAV using a depth camera. *Robot. Auton. Syst.* 2018; 106:38–46.
- [79] Jeon G.Y., et al., PEM (proton exchange membrane) fuel cell bipolar plates, in: *Proceeding Int. Conf. Electr. Mach. Syst. ICEMS 2007*, pp. 1891–1893.
- [80] John DA, Jr.; *Introduction to Flight*. 7th ed. McGraw-Hill; New York, NY, USA: 2012.
- [81] Jones D. Power line inspection - A UAV concept; Proceedings of the 2005 the IEE Forum on Autonomous Systems; London, UK. 28 November 2005.
- [82] Kaiwartya O., Kumar S. Geocast routing: Recent advances and future challenges in vehicular adhoc networks; Proceedings of the 2014 International Conference on Signal Processing and Integrated Networks (SPIN); Noida, India. 20–21 February 2014; pp. 291–296.
- [83] Kalantari A., Spenko M. Modeling and performance assessment of the HyTAQ, a hybrid terrestrial/aerial quadrotor. *IEEE Trans. Robot.* 2014; 30:1278–1285.
- [84] Kalogirou S.A., *Industrial process heat, chemistry applications, and solar dryers*, in: *Solar Energy Engineering*, Elsevier, 2014, pp. 397–429.
- [85] Karásek M. *Robotic Hummingbird: Design of a Control Mechanism for a Hovering Flapping Wing Micro Air Vehicle*. Universite Libre de Bruxelles; Brussels, Belgium: 2014.
- [86] Karden E., Ploumen S., B. Fricke, T. Miller, K. Snyder, Energy storage devices for future hybrid electric vehicles, *J. Power Sources* 168 (May 2007) 2–11.
- [87] Karp B., Kung H.T. GPSR: Greedy perimeter stateless routing for wireless networks; Proceedings of the 6th Annual International Conference on Mobile Computing and Networking; Boston, MA, USA. 6–11 August 2000; pp. 243–254.
- [88] Kaufman E., Caldwell K., Lee D., Lee T. Design and development of a free-floating hexrotor UAV for 6-DOF maneuvers; Proceedings of the 2014 IEEE Aerospace Conference; Big Sky, MT, USA. 1–8 March 2014; pp. 1-10.
- [89] Keane A.J., Sóbester A., Scanlan J.P. *Small Unmanned Fixed-Wing Aircraft Design: A Practical Approach*. John Wiley & Sons; Hoboken, NJ, USA: 2017.
- [90] Khan S.K., Naseem U., Sattar A., Waheed N., Mir A., Qazi A., Ismail M. UAV-aided 5G Network in Suburban, Urban, Dense Urban, and High-rise Urban Environments; Proceedings of the 2020 IEEE 19th International Symposium on Network Computing and Applications (NCA); Cambridge, MA, USA. 24–27 November 2020; pp. 1–4.

- [91] Khatri A., Kumar S., Kaiwartya O., Aslam N., Meena N., Abdullah A.H. Towards green computing in wireless sensor networks: Controlled mobility-aided balanced tree approach. *Int. J. Commun. Syst.* 2018; 31:e3463.
- [92] Kim T., Qiao W., Qu L., Power electronics-enabled self-X multicell batteries: a design toward smart batteries, *IEEE Trans. Power Electron.* 27 (11) (2012) 4723–4733.
- [93] Kitsios I., Dimopoulos T., Panagiotou P., Yakinthos K. Longitudinal Dynamics Analysis and Autopilot Design for a Fixed-Wing, Tactical Blended-Wing-Body UAV; Proceedings of the 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS); Athens, Greece. 1–4 September 2020; pp. 149–157.
- [94] Kraemer D., Hu L., A. Muto, X. Chen, G. Chen, M. Chiesa, Photovoltaicthermoelectric hybrid systems: a general optimization methodology, *Appl. Phys. Lett.* 92 (Jun. 2008) 243503.
- [95] Kumar K., Kumar S., Kaiwartya O., Kashyap P.K., Lloret J., Song H. Drone assisted flying ad-hoc networks: Mobility and service oriented modeling using neuro-fuzzy. *Ad Hoc Netw.* 2020; 106:102242.
- [96] Kumar K., Kumar S., Kaiwartya O., Sikandar A., Kharel R., Mauri J.L. Internet of unmanned aerial vehicles: QoS provisioning in aerial ad-hoc networks. *Sensors.* 2020; 20:3160.
- [97] Kumar V., Rudra R., S. Hait, P. Kumar, P.P. Kundu, Performance trends and status of microbial fuel cells, in: *Progress and Recent Trends in Microbial Fuel Cells*, Elsevier, 2018, pp. 7–24.
- [98] LaValle S.M. *Planning Algorithms*. Cambridge University Press; Cambridge, UK: 2006.
- [99] LaValle S.M., Kuffner Jr J.J. Randomized Kinodynamic Planning. *Int. J. Robot. Res.* 2001; 20:378–400.
- [100] Lee J., et al., Constructing a Reliable and Fast Recoverable Network for Drones, 2016, pp. 1–6.
- [101] Lee J., Wu X., Lee S.J., Mueller M.W. Autonomous flight through cluttered outdoor environments using a memoryless planner. *arXiv.* 20212103.12156
- [102] Leutenegger S., Jabas M., Siegwart R. Solar airplane conceptual design and performance estimation. *J. Intell. Robot. Syst.* 2010: 545–561.
- [103] Li Z., Liu Y., Walker R., Hayward R., Zhang J. Towards automatic power line detection for a UAV surveillance system using pulse coupled neural filter and an improved hough transform. *Mach. Vis. Appl.* 2010; 21:677–686. doi: 10.1007/s00138-009-0206-y.
- [104] Li X., Tan J., Liu A., Vijayakumar P., Kumar N., Alazab M. A novel UAV-enabled data collection scheme for intelligent transportation system through UAV speed control. *IEEE Trans. Intell. Transp. Syst.* 2020; 22:2100–2110.
- [105] Lian Z., Wu J. Aerodynamics and Propulsive Efficiency of a Blended-Wing-Body Aircraft with Distributed Propulsion System during Takeoff. *Int. J. Aeronaut. Space Sci.* 2018; 19:799–804.
- [106] Lin Z., Castano L., Mortimer E., Xu H. Fast 3D Collision Avoidance Algorithm for Fixed Wing UAS. *J. Intell. Robot. Syst.* 2020; 97:577–604.
- [107] Lin Y., Saripalli S. Sampling-based path planning for UAV collision avoidance. *IEEE Trans. Intell. Transp. Syst.* 2017; 18:3179–3192.
- [108] Lindqvist B., Mansouri S.S., Agha-mohammadi A.a., Nikolakopoulos G. Nonlinear MPC for collision avoidance and control of UAVs with dynamic obstacles. *IEEE Robot. Autom. Lett.* 2020; 5:6001–6008.

- [109] Liu P., Chen A.Y., Huang Y.-N., Han J.-Y., Lai J.-S., Kang S.-C., Wu T., Wen M., Tsai M. A review of rotorcraft unmanned aerial vehicle (UAV) developments and applications in civil engineering. *Smart Struct. Syst.* 2014; 13:1065–1094. doi: 10.12989/sss.2014.13.6.1065.
- [110] Liu Y., Ning X., Al/Al 2 O 3 interface : a first-principle study, *Comput. Mater. Sci.* 85 (April) (2014) 193–199.
- [111] Liu Y., Rajappa S., Montenbruck J.M., Stegagno P., Bühlhoff H., Allgöwer F., Zell A. Robust nonlinear control approach to nontrivial maneuvers and obstacle avoidance for quadrotor UAV under disturbances. *Robot. Auton. Syst.* 2017; 98:317–332.
- [112] Liu S., Watterson M., Mohta K., Sun K., Bhattacharya S., Taylor C.J., Kumar V. Planning dynamically feasible trajectories for quadrotors using safe flight corridors in 3-d complex environments. *IEEE Robot. Autom. Lett.* 2017; 2:1688–1695.
- [113] Liu S., Watterson M., Tang S., Kumar V. High speed navigation for quadrotors with limited onboard sensing; Proceedings of the 2016 IEEE international conference on robotics and automation (ICRA); Stockholm, Sweden. 16–21 May 2016; pp. 1484–1491.
- [114] Lojek, B. History of semiconductor engineering, *Hist. Semicond. Eng.* (2007) 1–387.
- [115] Loke S., Alwateer M., Abeysinghe V., Virtual space boxes and drone-as-reference station localisation for drone services: an approach based on signal strengths, 2016.
- [116] Lu M., Bagheri M., A. James, T. Phung, UAV wireless charging: a review, reconceptualization, and extension, *IEEE Access* (May 2018).
- [117] Lu R., Zhu C., Tian L., Wang Q., Super-capacitor stacks management system with dynamic equalization techniques, *IEEE Trans. Magn.* 43 (1) (2007) 254–258.
- [118] Luque-Vega L.F., Castillo-Toledo B., Loukianov A., Gonzalez-Jimenez L.E. Power line inspection via an unmanned aerial system based on the quadrotor helicopter; Proceedings of the MELECON 17th IEEE Mediterranean Electrotechnical Conference; Beirut, Lebanon. 13–16 April 2014; pp. 393–397.
- [119] Mahony R., Kumar V., Corke P. Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor. *IEEE Robot. Autom. Mag.* 2012; 19:20-32.
- [120] Mansouri S.S., Kanellakis C., Lindqvist B., Pourkamali-Anaraki F., Agha-Mohammadi A.A., Burdick J., Nikolakopoulos G. A Unified NMPC Scheme for MAVs Navigation with 3D Collision Avoidance Under Position Uncertainty. *IEEE Robot. Autom. Lett.* 2020; 5:5740–5747.
- [121] Mehta V., Cooper J., Review and analysis of PEM fuel cell design and manufacturing, *J. Power Sources* 114 (Feb. 2003) 32–53.
- [122] Mei W., Zhang R. Cooperative downlink interference transmission and cancellation for cellular-connected UAV: A divide-and-conquer approach. *IEEE Trans. Commun.* 2019; 68:1297–1311.
- [123] Mellinger D., Kumar V. Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors; Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation; Shanghai, China. 9–13 May 2011; pp. 2520–2525.
- [124] Meng J., Luo G., Gao F., Lithium polymer battery state-of-charge estimation based on adaptive unscented Kalman filter and support vector machine, *IEEE Trans. Power Electron.* 31 (Jan. 2015) 1.

- [125] Mesbahi T., Khenfri F., P. Bartholomeus, P. moigne, Combined optimal sizing and control of Li-ion battery/supercapacitor embedded power supply using hybrid particle swarm-Nelder-Mead algorithm, *IEEE Trans. Sustain. Energy* 8 (Jan. 2016) 1.
- [126] Miller B., Stepanyan K., Miller A., Andreev M. 3D path planning in a threat environment; Proceedings of the 2011 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference; Orlando, FL, USA. 12–15 December 2011; pp. 6864–6869.
- [127] Mohamadi F. Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Small Unmanned Aerial System for Monitoring Oil and Gas Pipelines. 8,880,241. U.S. Patent. 2014 November 4;
- [128] Mohammed O., Lowther D., M. Lean, B. Alhalabi, On the creation of a generalized design optimization environment for electromagnetic devices, *Magn. IEEE Trans.* 37 (Oct. 2001) 3562–3565.
- [129] Mohta K., Watterson M., Mulgaonkar Y., Liu S., Qu C., Makineni A., Saulnier K., Sun K., Zhu A., Delmerico J., et al. Fast, autonomous flight in GPS-denied and cluttered environments. *J. Field Robot.* 2018; 35:101–120.
- [130] Mozaffari M., Saad W., Bennis M., Nam Y.H., Debbah M. A tutorial on UAVs for wireless networks: Applications, challenges, and open problems. *IEEE Commun. Surv. Tutor.* 2019; 21:2334–2360. doi: 10.1109/COMST.2019.2902862.
- [131] Mueller M.W., Hehn M., D’Andrea R. A computationally efficient motion primitive for quadcopter trajectory generation. *IEEE Trans. Robot.* 2015; 31:1294–1310.
- [132] Mujumdar A., Padhi R. Reactive collision avoidance of using nonlinear geometric and differential geometric guidance. *J. Guid. Control. Dyn.* 2011; 34:303–311.
- [133] Mulgaonkar Y., Araki B., Koh J.S., Guerrero-Bonilla L., Aukes D.M., Makineni A., Tolley M.T., Rus D., Wood R.J., Kumar V. The flying monkey: A mesoscale robot that can run, fly, and grasp; Proceedings of the 2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2016); Stockholm, Sweden. 16-21 May 2016; pp. 4672–4679.
- [134] Najafi Y. Design of a High-Altitude Long Endurance Solar Powered UAV. San Jose State University; São José, CA, USA: 2011. p. 74.
- [135] Nguyen P.D., Recchiuto C.T., Sgorbissa A. Real-time path generation and obstacle avoidance for multirotors: A novel approach. *J. Intell. Robot. Syst.* 2018; 89:27–49.
- [136] Nita M, Scholz D. Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters; Proceedings of the German Aerospace Congress; Berlin, Germany. September 10-12, 2012.
- [137] Niu M.C.Y. Airframe Structural Design. Technical Book Company; Burbank, CA, USA: 1988.
- [138] Noth A. Ph.D. Thesis. ETH Zürich; Zurich, Switzerland: 2008. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight.
- [139] Obert E. Aerodynamic Design of Transport Aircraft. IOS Press; Delft, The Netherlands: 2009.
- [140] Oettershagen P., Melzer A., Mantel T., Rudin K., Stastny T., Wawrzacz B., Hinzmann T., Leutenegger S., Alexis K., Siegwart R. Design of small hand-launched solar-powered UAVs: From concept study to a multi-day world endurance record flight. *J. Field Robot.* 2017; 34:1352–1377. doi: 10.1002/rob.21717.

- [141] Okonkwo P.P.C. Ph.D. Thesis. Cranfield University; Cranfield, UK: May 19, 2016. Conceptual Design Methodology for Blended Wing Body Aircraft.
- [142] Oleynikova H., Burri M., Taylor Z., Nieto J., Siegwart R., Galceran E. Continuous-time trajectory optimization for online UAV replanning; Proceedings of the 2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS); Daejeon, Korea. 9–14 October 2016; pp. 5332–5339.
- [143] Oleynikova H., Honegger D., Pollefeys M. Reactive avoidance using embedded stereo vision for MAV flight; Proceedings of the 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA); Seattle, WA, USA. 25–30 May 2015; pp. 50–56.
- [144] Otto A., Agatz N., Campbell J., Golden B., Pesch E. Optimization approaches for civil applications of unmanned aerial vehicles (uavs) or aerial drones: A survey. *Networks*. 2018; 72:411–458. doi: 10.1002/net.21818.
- [145] Ozdemir U, Aktas YO, Vuruskan A, Dereli Y, Tarhan AF, Demirbag K, Erdem A, Kalaycioglu GD, Ozkol I, Inalhan G. Design of a commercial hybrid VTOL UAV system. *J. Intell. Robot. Syst.* 2014; 74 :371–393.
- [146] Pai V.U., Sainath B. UAV selection and link switching policy for hybrid tethered UAV-assisted communication. *IEEE Commun. Lett.* 2021; 25:2410–2414.
- [147] Pan Z.F., An L., Wen C.Y., Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles, *Appl. Energy* 240 (February) (2019) 473–485.
- [148] Panagiotou P., Fotiadis-Karras S., Yakinthos K., Panagiotou P., Fotiadis-Karras S., Yakinthos K. Conceptual design of a Blended Wing Body MALE UAV. *Aerosp. Sci. Technol.* 2018, 73: 32–47.
- [149] Panagiotou P., Yakinthos K. Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs. *Aerosp. Sci. Technol.* 2019; 99:105575.
- [150] Panagiotou P., Yakinthos K. Parametric aerodynamic study of blended-wing-body platforms at low subsonic speeds for UAV applications; Proceedings of the 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference; Denver, CO, USA. 5–9 June 2017; pp. 1–19.
- [151] Paranjape A.A., Meier K.C., Shi X., Chung S.J., Hutchinson S. Motion primitives and 3D path planning for fast flight through a forest. *Int. J. Robot. Res.* 2015; 34:357–377.
- [152] Parisa F., Adrien B., Sergey S. Aerodynamic Characteristics of the Blended-Wing-Body VTOL UAV. *J. Aerosp. Eng. Mech.* 2020; 4:187–300.
- [153] Phang S.K., Li K., Yu K.H., Chen B.M., Lee T.H. Systematic design and implementation of a micro unmanned quadrotor system. *Unmanned Syst.* 2014; 2:121–141.
- [154] Potena C., Nardi D., Pretto A. Joint vision-based navigation, control and obstacle avoidance for UAVs in dynamic environments; Proceedings of the 2019 European Conference on Mobile Robots (ECMR); Prague, Czech Republic. 4–6 September 2019; pp. 1–7.
- [155] Radoglou GP, Sarigiannidis P, Lagkas T, Moscholios I. A Compilation of UAV Applications for Precision Agriculture. *Computing. Netw.* 2020; 172 :1–46.
- [156] Rajashekara K., Power Electronics for the Future of Automotive Industry, in: *PCIM*, 2002.
- [157] Rajashekara K., Present status and future trends in electric vehicle propulsion technologies, *Emerg. Sel. Top. Power Electron. IEEE J.* 1 (Mar. 2013) 3–10.
- [158] Rajesh A., Praveen A.S., Prasad G. Design and Analysis of UCAV Wing with and without Winglet by Varying the Cant Angle. *Int. J. Eng. Res.* 2015; V4:350–355.

- [159] Rani R., Kumar S., Kaiwartya O., Khasawneh A.M., Lloret J., Al-Khasawneh M.A., Mahmoud M., Alarood A.A. Towards green computing-oriented security: A lightweight postquantum signature for IoE. *Sensors*. 2021; 21:1883.
- [160] Raymer D.P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA; Sylmar, CA, USA: 1989.
- [161] Reif, K. *Dieselmotor-Management im Überblick*, second ed., Springer, 2014.
- [162] Richter C., Bry A., Roy N. *Robotics Research*. Springer International Publishing; Basel, Switzerland: 2016. Polynomial trajectory planning for aggressive quadrotor flight in dense indoor environments; pp. 649–666.
- [163] Roberge V., Tarbouchi M., Labonté G. Comparison of parallel genetic algorithm and particle swarm optimization for real-time UAV path planning. *IEEE Trans. Ind. Inform.* 2012; 9:132–141.
- [164] Roberge V., Tarbouchi M., Labonté G. Fast genetic algorithm path planner for fixed-wing military UAV using GPU. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.* 2018; 54:2105–2117.
- [165] Rodrigues LEMJ *Fundamentals of Aeronautical Engineering*. 1st ed. Cengage Learning; São Paulo, Brazil: 2013.
- [166] Ross S., Melik-Barkhudarov N., Shankar K.S., Wendel A., Dey D., Bagnell J.A., Hebert M. Learning monocular reactive UAV control in cluttered natural environments; *Proceedings of the 2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation*; Karlsruhe, Germany. 6–10 May 2013; pp. 1765–1772.
- [167] Roussos G., Dimarogonas D.V., Kyriakopoulos K.J. 3D navigation and collision avoidance for nonholonomic aircraft-like vehicles. *Int. J. Adapt. Control Signal Process.* 2010; 24:900–920.
- [168] Ruan L., et al., Energy-efficient multi-UAV coverage deployment in UAV Networks: a game-theoretic framework 15 (October) (2018) 194–209.
- [169] Ryll M., Ware J., Carter J., Roy N. Efficient trajectory planning for high speed flight in unknown environments; *Proceedings of the 2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*; Montreal, QC, Canada. 20–24 May 2019; pp. 732–738.
- [170] Sahingoz O.K. Generation of bezier curve-based flyable trajectories for multi-UAV systems with parallel genetic algorithm. *J. Intell. Robot. Syst.* 2014; 74:499–511.
- [171] Sakhaee E., Jamalipour A. The global in-flight internet. *IEEE J. Sel. Areas Commun.* 2006; 24:1748–1757.
- [172] Salazar-Jimenes G., Lopez-Aguilar HA, Gomez JA, Chazao-Zaharias A., Duarte-Moller A., Perez-Hernandez A. Blended Wing CFD Analysis: Aerodynamic. *Int. J. Math. Comput. Simulated* 2018; 12 :33–43.
- [173] Sampedro C., Martinez C., Chauhan A., Campoy P. A supervised approach to electric tower detection and classification for power line inspection; *Proceedings of the IEEE International Joint Conference on Neural Networks (IJCNN)*; Beijing, China. 6–11 July 2014; pp. 1970–1977.
- [174] Sanchez-Lopez J.L., Wang M., Olivares-Mendez M.A., Molina M., Voos H. A Real-Time 3D Path Planning Solution for Collision-Free Navigation of Multirotor Aerial Robots in Dynamic Environments. *J. Intell. Robot. Syst.* 2019; 93:33–53.
- [175] Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. A novel null-space-based UAV trajectory tracking controller with collision avoidance. *IEEE/ASME Trans. Mechatron.* 2017; 22:2543–2553.

- [176] Sathya A., Sopasakis P., Van Parys R., Themelis A., Pipeleers G., Patrinos P. Embedded nonlinear model predictive control for obstacle avoidance using PANOC; Proceedings of the 2018 European Control Conference (ECC); Limassol, Cyprus. 12–15 June 2018; pp. 1523–1528.
- [177] Sato A., Nakanishi H., Observation and measurement in disaster areas using industrial use unmanned helicopters, in: 12th IEEE Int. Symp. Safety, Secur. Rescue Robot. SSR 2014 - Symp. Proc., 2014, pp. 1–5.
- [178] Scheiman D., Hoheisel R. Solar Technology Comparison for Wing Integration in Unmanned Aerial Vehicles; Proceedings of the IEEE 7th World Conference on Photovoltaic Energy Conversion (WCPEC) (A Joint Conference of 45th IEEE PVSC, 28th PVSEC & 34th EU PVSEC); Waikoloa, HI, USA. 10–15 June 2018.
- [179] Schmid L., Pantic M., Khanna R., Ott L., Siegart R., Nieto J. An efficient sampling-based method for online informative path planning in unknown environments. *IEEE Robot. Autom. Lett.* 2020; 5:1500–1507.
- [180] Shah S.D., Electrification of Transport and Oil Displacement: How Plug-Ins Could lead to a 50 Percent Reduction in US. Demand for Oil, Jan. 2009, pp. 22–44.
- [181] Shakeri R., Al-Garadi M.A., Badawy A., Mohamed A., Khattab T., Al-Ali A.K., Harras K.A., Guizani M. Design Challenges of Multi-UAV Systems in Cyber-Physical Applications: A Comprehensive Survey and Future Directions. *IEEE Commun. Surv. Tutor.* 2019; 21:3340–3385.
- [182] Shakhathreh H., Sawalmeh A., Al-Fuqaha A., Dou Z., Almaita E., Khalil I., Othman N.S., Khreishah A., Guizani M. Unmanned aerial vehicles: A survey on civil applications and key research challenges. *IEEE Access.* 2019; 7:48572–48634. doi: 10.1109/ACCESS.2019.2909530.
- [183] Shkarayev S.V., Ifju P.G., Kellogg J.C., Mueller T.J. Introduction to the Design of Fixed-Wing Micro Air Vehicles Including Three Case Studies. American Institute of Aeronautics and Astronautics; Reston, VA, USA: 2007.
- [184] Shukla A., Huang X., Karki H., Autonomous Tracking and Navigation Controller for an Unmanned Aerial Vehicle Based on Visual Data for Inspection of Oil and Gas Pipelines, 2016.
- [185] Silva J.R.C. Master's Thesis. Electronic Engineering, Aeronautical Technical Institute; São José dos Campos, Brazil: 2019. Solar Energy and Applications in Unmanned Aerial Vehicle. 143p
- [186] Singh P.J., Silva R. Design and implementation of an experimental UAV network; Proceedings of the 2018 International Conference on Information and Communications Technology (ICOIACT); Yogyakarta, Indonesia. 6–7 March 2018; pp. 168–173.
- [187] Song M., et al., Improved charging performances of Li<sub>2</sub>O<sub>2</sub> cathodes in nonaqueous electrolyte lithium-air batteries at high test temperatures, *ICMREE 2013 - Proc. 2013 Int. Conf. Mater. Renew. Energy Environ.* 2 (82604132222) (2013) 513–515.
- [188] Spedicato S., Notarstefano G. Minimum-time trajectory generation for quadrotors in constrained environments. *IEEE Trans. Control Syst. Technol.* 2017; 26:1335–1344.
- [189] Steilen M., Jorissen L., Hydrogen conversion into electricity and thermal energy by fuel cells, in: *Electrochemical Energy Storage for Renewable Sources and Grid Balancing*, Elsevier, 2015, pp. 143–158.
- [190] Stella L., Themelis A., Sopasakis P., Patrinos P. A simple and efficient algorithm for nonlinear model predictive control; Proceedings of the 2017 IEEE 56th



Annual Conference on Decision and Control (CDC); Melbourne, Australia. 12–15 December 2017; pp. 1939–1944.

[191] Stewart W., Weisler W., MacLeod M., Powers T., Defreitas A., Gritter R., Anderson M., Peters K., Gopalarathnam A., Bryant M. Design and demonstration of a seabird-inspired fixed-wing hybrid UAV-UUV system. *Bioinspir. Biomimetics*. 2018; 13:056013.

[192] Stewart W., Weisler W., Anderson M., Bryant M., Peters K. Dynamic modeling of passively draining structures for aerial-aquatic unmanned vehicles. *IEEE J. Ocean. Eng.* 2019; 45:840-850.

[193] Sun Y., Xu D., Kwan D.W., Dai L., Schober R. Optimal 3D-Trajectory Design and Resource Allocation for Solar-Powered UAV Communication Systems. *IEEE Trans. Commun.* 2019; 67:4281–4298. doi: 10.1109/TCOMM.2019.2900630.

[194] Tan C.Y., Huang S., Tan K.K., Teo R.S.H. Three Dimensional Collision Avoidance for Multi Unmanned Aerial Vehicles using Velocity Obstacle. *J. Intell. Robot. Syst.* 2020; 97:227–248.

[195] Tan C.H., Rajendran P. Flight Path Pattern of Solar-powered UAV-Mission around the World; Proceedings of the 11th International Conference on Knowledge and Smart Technology (KST); Phuket, Thailand. 23–26 January 2019; pp. 62–66.

[196] Tang L., Shao G., Drone remote sensing for forestry research and practices, *J. For. Res.* 26 (4) (2015) 791–797.

[197] Teimoori H., Savkin A.V. A biologically inspired method for robot navigation in a cluttered environment. *Robotica*. 2010; 28:637–648.

[198] Thanomjit C., Patcharavorachot Y., Arpornwichanop A., Design and Thermal Analysis of a Solid Oxide Fuel Cell System Integrated with Ethanol Steam R , Review and analysis of PEM fuel cell design and manufacturing, *J. Power Sources* 114 (Feb. 2003) 32–53.

[199] Tobaruela J.A., Rodríguez A.O. Reactive navigation in extremely dense and highly intricate environments. *PLoS ONE*. 2017; 12:e0189008.

[200] Toibero J.M., Roberti F., Carelli R. Stable contour-following control of wheeled mobile robots. *Robotica*. 2009; 27:1–12.

[201] Torabi H.B., Sadi M., Varjani A.Y. Solar Power System for experimental unmanned aerial vehicle (UAV); design and fabrication; Proceedings of the 2011 2nd Power Electronics, Drive Systems and Technologies Conference; Tehran, Iran. 16–17 February 2011.

[202] Tordesillas J., How J.P. MADER: Trajectory Planner in Multiagent and Dynamic Environments. *IEEE Trans. Robot.* 2021.

[203] Tordesillas J., Lopez B.T., How J.P. FASTER: Fast and Safe Trajectory Planner for Flights in Unknown Environments; Proceedings of the 2019 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS); Macau, China. 4–8 November 2019.

[204] Uzunoglu M., Alam M.S., Fuel-cell systems for transportations, in: *Power Electronics Handbook*, Elsevier, 2018, pp. 1091–1112.

[205] Valavanis K.P., Vachtsevanos G.J. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Volume 1 Springer; Berlin/Heidelberg, Germany: 2015.

[206] van Arnhem N., de Vries R., Sinnige T., Vos R., Veldhuis L.L. Aerodynamic Performance and Static Stability Characteristics of Aircraft with Tail-Mounted Propellers. *J. Aircr.* 2022; 59:415–432.

[207] Vidal C., Member S., O. Gross, R. Gu, P. Kollmeyer, A. Emadi, xEV Li-ion battery low-temperature effects - review 68 (5) (2019) 4560–4572.

- [208] Wagner F., Lakshmanan B., Mathias M., Electrons to go: electrochemistry and the future of the automobile, *J. Phys. Chem. Lett.* - J PHYS CHEM LETT 1 (Jul. 2010).
- [209] Wang C., Savkin A.V., Garratt M. A strategy for safe 3D navigation of non-holonomic robots among moving obstacles. *Robotica*. 2018; 36:275–297.
- [210] Watterson M., Kumar V. Safe receding horizon control for aggressive MAV flight with limited range sensing; Proceedings of the 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS); Hamburg, Germany. 28 September– 3 October 2015; pp. 3235–3240.
- [211] Wiig M.S., Pettersen K.Y., Krogstad T.R. A 3D reactive collision avoidance algorithm for underactuated underwater vehicles. *J. Field Robot.* 2020; 37:1094–1122.
- [212] Wilkins G., Fourie D., Meyer J. Critical Design Parameters for a Low Altitude Long Endurance Solar Powered UAV; Proceedings of the IEEE AFRICON; Nairobi, Kenya. 23–25 September 2009.
- [213] Wu J., Wang H. Energy Management Strategy for Solar-Powered UAV Long-Endurance Target Tracking. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.* 2019; 55:1878–1891. doi: 10.1109/TAES.2018.2876738.
- [214] Wu J., Wang H., Zhang M., Yu Y. On obstacle avoidance path planning in unknown 3D environments: A fluid-based framework. *ISA Trans.* 2021; 111:249–264.
- [215] Xie J., Anwar F., Gu Y., Wan Y., Fu S. UAV-carried Long-distance Wi-Fi Communication Infrastructure; Proceedings of the AIAA; San Diego, CA, USA. 4–8 January 2016.
- [216] Yang X., Alvarez L.M., Bruggemann T. A 3D collision avoidance strategy for UAVs in a non-cooperative environment. *J. Intell. Robot. Syst.* 2013; 70:315–327.
- [217] Yang K., Gan S.K., Sukkarieh S. An Efficient Path Planning and Control Algorithm for RUAV's in Unknown and Cluttered Environments. *J. Intell. Robot. Syst.* 2010; 57:101.
- [218] Yang K., Sukkarieh S. An analytical continuous-curvature path-smoothing algorithm. *IEEE Trans. Robot.* 2010; 26:561–568.
- [219] Ye H., Zhou X., Wang Z., Xu C., Chu J., Gao F. TGK-Planner: An Efficient Topology Guided Kinodynamic Planner for Autonomous Quadrotors. *IEEE Robot. Autom. Lett.* 2020; 6:494–501.
- [220] Yfantis E.A. A UAV with Autonomy, Pattern Recognition for Forest Fire Prevention, and AI for Providing Advice to Firefighters Fighting Forest Fires; Proceedings of the IEEE 9th Annual Computing and Communication Workshop and Conference (CCWC); Las Vegas, NV, USA. 7–9 January 2019; pp. 409–413.
- [221] Yilmaz M., Krein P., Review of battery charger topologies, charging power levels, and infrastructure for plug-in electric and hybrid vehicles, *Power Electron. IEEE Trans.* 28 (May 2013) 2151–2169.
- [222] Yoo S., et al., Poster, 2015, pp. 275–277.
- [223] Youn W., Choi H., Cho A., Kim S., Rhudy M.B. Accelerometer fault-tolerant model-aided state estimation for high-altitude long-endurance UAV. *IEEE Trans. Instrum. Meas.* 2020; 69:8539–8553.
- [224] Zhai Q., Meng K., Dong Z.Y., Ma J., Modeling and analysis of lithium battery operations in spot and frequency regulation service markets in Australia electricity market, *IEEE Trans. Ind. Informat.* 13 (5) (Oct. 2017) 2576–2586.

- [225] Zhang B., Mao Z., Liu W., Liu J. Geometric reinforcement learning for path planning of UAVs. *J. Intell. Robot. Syst.* 2015; 77:391–409.
- [226] Zhang Y., Mo Y., Yang Z., An energy management study on hybrid power of electric vehicle based on aluminum air fuel cell, *IEEE Trans. Appl. Supercond.* (Sep. 2016) 1.
- [227] Zhang Z., Scaramuzza D. Perception-aware receding horizon navigation for MAVs; Proceedings of the 2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA); Brisbane, Australia. 21–25 May 2018; pp. 2534–2541.
- [228] Zhang S., Zhang H., Di B., Song L. Cellular UAV-to-X communications: Design and optimization for multi-UAV networks. *IEEE Trans. Wirel. Commun.* 2019; 18:1346–1359.
- [229] Zhang C., Zhang L., Zhu L., Zhang T., Xiao Z., Xia X.G. 3D deployment of multiple UAV-mounted base stations for UAV communications. *IEEE Trans. Commun.* 2021; 69:2473–2488.
- [230] Zhang L., Zhao H., Hou S., Zhao Z., Xu H., Wu X., Wu Q., Zhang R. A Survey on 5G Millimeter Wave Communications for UAV-Assisted Wireless Networks. *IEEE Access.* 2019; 7:117460–117504. doi: 10.1109/ACCESS.2019.2929241.
- [231] Zhang W., Masood K. Research on Method of Analytical Wing Preliminary Weight Estimation for Light Weight UAV; Proceedings of the IBCAST; Islamabad, Pakistan. 10–14 January 2017.
- [232] Zhao X., Zhou Z., Zhu X., Guo A. Design of a hand-launched solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV) system for plateau. *Appl. Sci.* 2020; 10:1300.
- [233] Zhou B., Gao F., Wang L., Liu C., Shen S. Robust and efficient quadrotor trajectory generation for fast autonomous flight. *IEEE Robot. Autom. Lett.* 2019; 4:3529–3536.
- [234] Zhou J., Zhang B., W. Xiao, D. Qiu, Y. Chen, Nonlinear parity-time-symmetric model for constant efficiency wireless power transfer: application to a drone-inflight wireless charging platform, *IEEE Trans. Ind. Electron.* (2018) 1.
- [235] Zhu L., Cheng X., Yuan F.G. A 3D collision avoidance strategy for UAV with physical constraints. *Measurement.* 2016; 77:40–49.
- [236] Zou J.-Y., Zhang L., Song J.-Y., Development of the 40 V hybrid super-capacitor unit, *Magn. IEEE Trans.* 41 (Feb. 2005) 294–298.