

ΔΔΜΠΣ ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟΥ ΚΡΗΤΗΣ-ΣΤΡΑΤΙΩΤΙΚΗΣ ΣΧΟΛΗΣ ΕΥΕΛΠΙΔΩΝ

ΜΕΤΑΠΤΥΧΙΑΚΗ ΔΙΑΤΡΙΒΗ

ΑΝΑΠΤΥΞΗ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ ΑΕΡΟΧΗΜΑΤΟΣ ΜΑΧΗΣ -
ΠΑΡΑΜΕΤΡΙΚΗ ΜΕΛΕΤΗ

ΚΑΡΑΤΖΑΣ ΕΛΕΥΘΕΡΙΟΣ (ΑΜ:20170180004)

ΕΠΙΒΛΕΠΩΝ ΚΑΘΗΓΗΤΗΣ: ΔΡ ΔΙΟΝΥΣΙΟΣ ΜΟΥΖΑΚΗΣ
ΣΤΡΑΤΙΩΤΙΚΗ ΣΧΟΛΗ ΕΥΕΛΠΙΔΩΝ

ΠΕΡΙΛΗΨΗ:

Αντικείμενο της εργασίας είναι η παρουσίαση των δυνατοτήτων των σύγχρονων μη επανδρωμένων αεροσκαφών μάχης (MEAM), στο σύγχρονο πεδίο μάχης. Μετά από μία σύντομη ιστορική αναδρομή, γίνεται λεπτομερής ανάλυση για τα συστήματα προώθησης και τροφοδοσίας σε ηλεκτροκίνητο αεροσκάφος. Αμέσως μετά, δίνεται έμφαση στα μοντέλα προσβολής στόχου με μη κατευθυνόμενο βλήμα, που δύναται να φέρει ένα τέτοιο σύστημα. Με το πέρας της θεωρητικής προσέγγισης, ακολουθεί παραμετρική μελέτη για την ανάπτυξη ενός μοντέλου να εκπληρώσει αποστολές σε επίπεδο μονάδος και κάτω. Τέλος γίνεται σύγκριση με άλλα παρόμοια συστήματα, για την επιλογή του κατάλληλου, ανά περίπτωση.

SUMMARY:

The objective of the study is that, the presentation of the capabilities of the modern unmanned aircraft combat vehicles (UCAV), in the modern warfare. After a historical brief, a detailed analysis about the supply and propulsion system for electrical UAV's take place. Afterwards, emphasis is given to trajectory calculation methods for unguided missiles and projectiles in order to used from the aerial vehicle. The theoretical study leads to a parametrical study. The target is that, the development of a model which can accomplish all the missions in an army unit or lower (company-platoon-squad). Finally, a comparison with other similar systems made, in order to choose the appropriate one, depending the occasion.

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ
 - 1.1.ΘΕΩΡΙΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ
 - 1.2.ΚΥΒΕΡΝΗΤΙΚΗ ΕΠΙΣΤΗΜΗ
 - 1.3.ΑΙΣΘΗΤΗΡΕΣ
 - 1.4.ΑΝΑΝΕΩΣΙΜΕΣ ΠΗΓΕΣ ΕΝΕΡΓΕΙΑΣ
2. ΕΙΣΑΓΩΓΗ ΣΤΑ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ
 - 2.1.ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΣ(ΜΕΑ-UAV)
 - 2.2.ΜΕΑ ΣΤΟ ΣΗΜΕΡΑ (ΣΤΡΑΤΙΩΤΙΚΕΣ – ΠΟΛΙΤΙΚΕΣ ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ)
 - 2.3.ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΣ ΜΑΧΗΣ(ΜΕΑΜ-UCAV)
 - 2.4.ΑΠΕΙΛΕΣ/ΑΝΤΙΜΕΤΩΠΙΣΗ ΜΕΑ-ΜΕΑΜ
 - 2.4.1. ΑΝΤΙΑΕΡΟΠΟΡΙΚΟ ΠΥΡΟΒΟΛΙΚΟ.
 - 2.4.2. ΜΑΧΗΤΙΚΑ Α/Φ Ή Ε/ΕΠ
 - 2.4.3. ΠΑΡΕΜΒΟΛΕΣ
3. ΜΕΛΕΤΗ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ
 - 3.1.ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ
 - 3.2.ΕΛΙΚΑΣ
 - 3.2.1. ΑΠΟΔΟΤΙΚΟΤΗΤΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΟΣ ΠΡΟΩΘΗΣΗΣ
 - 3.3.ΜΕΛΕΤΗ ΠΤΗΤΙΚΟΤΗΤΑΣ ΜΕΑ
 - 3.3.1. ΤΑΧΥΤΗΤΑ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗΣ ΚΑΙ ΑΠΩΛΕΙΑΣ ΣΤΗΡΙΞΗΣ
 - 3.3.2. ΑΠΟΔΟΣΗ ΣΤΡΟΦΗΣ
 - 3.3.3. ΡΥΘΜΟΣ ΑΝΥΨΩΣΗΣ ΚΑΙ ΜΕΓΙΣΤΗ ΤΑΧΥΤΗΤΑ
 - 3.3.4. ΙΔΙΑΙΤΕΡΟΤΗΤΕΣ ΧΡΗΣΗΣ ΜΠΑΤΑΡΙΑΣ
 - 3.3.5. ΜΕΓΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΕΜΒΕΛΕΙΑΣ ΚΑΙ ΔΙΑΡΚΕΙΑΣ ΠΤΗΣΗΣ
 - 3.3.6. STOL (SHORT TAKE OFF AND LANDING)
 - 3.3.7. ΛΟΓΙΣΜΙΚΑ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗΣ
 - 3.4.ΜΕΛΕΤΗ ΜΠΑΤΑΡΙΑΣ
 - 3.5.ΥΒΡΙΔΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΠΡΟΩΘΗΣΗΣ
 - 3.6.ΗΛΙΑΚΗ ΕΝΕΡΓΕΙΑ
4. ΣΥΣΤΗΜΑ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ ΣΤΟΧΟΥ
 - 4.1.ΜΕΛΕΤΗ ΚΙΝΗΣΗΣ ΠΥΡΑΥΛΟΥ
 - 4.2.ΜΕΛΕΤΗ ΕΛΕΥΘΕΡΗΣ ΡΙΨΗΣ
5. ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ

5.1.ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΣ

5.2.ΜΠΑΤΑΡΙΑ

5.3.ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ

5.4.ΠΥΡΟΜΑΧΙΚΑ

6. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ: ΠΙΝΑΚΕΣ

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

1. ΕΙΣΑΓΩΓΗ (INTRODUCTION)

Η έναρξη του εικοστού αιώνα σηματοδότησε την ανατολή της αεροναυπηγικής και των μεγάλων επιτευγμάτων στον τομέα της αεροπορικής βιομηχανίας. Μέχρι και σήμερα, λαμβάνονται σοβαρά υπόψη οι κατά καιρούς ευρεσιτεχνίες και καινοτομίες για να βελτιώσουν τα μοντέλα ως προς την αξιοπιστία τους. Και ακριβώς εδώ εντοπίζεται το κύριο θέμα της παρούσας πραγματείας. Η αεροναυπηγική του σχεδίαση, το ίχνος που αποτυπώνεται από τα διάφορα είδους ραντάρ, το σύστημα αυτόματης πλοήγησης, κτλ. δεν είναι τίποτα άλλο από μικρά επιμέρους προβλήματα, που η προσπάθεια λύσης και αντιμετώπισής τους θα οδηγήσει στην πραγματική επιτυχία ενός νέου πρωτότυπου μοντέλου.

Όντας σπουδαστής στην Στρατιωτική Σχολή των Ευελπίδων, η τριβή με τα μαθήματα των θετικών και τεχνολογικών επιστημών, με οδήγησαν σε ένα φαινομενικά απλό αλλά σημαντικό για την συνέχεια συμπέρασμα: «δεν χρειάζεται να ανακαλύψεις τον τροχό από την αρχή». Αυτή η φράση, είναι η κινητήριος δύναμη για κάθε διαδικασία ερευνητικού προγράμματος, πόσο τι μάλλον για την κατάστροψη ενός σχεδίου ενεργείας για μία ερευνητική διατριβή. Πολλές φορές στην προσπάθεια επίτευξης ενός νέου αισθητήρα, επεξεργαστή ή αεροτομή, απαιτείται ιδιαίτερα μεγάλο διάστημα με αποτέλεσμα την απόκλιση από τον τελικό στόχο. Την ίδια στιγμή, αρκετές μελέτες που έχουν γίνει πάνω σε αυτά, αποτελούν το κλειδί. Ο συνδυασμός των πιο αρμοστών σε εμάς δεδομένων είναι το πρώτο βήμα.

Η διαφορά όμως γίνεται οφθαλμοφανής, όταν τα υπάρχοντα στοιχεία, αξιοποιηθούν κατά έναν τρόπο καινοτόμο. Το να προχωρήσει το πεδίο της έρευνας έστω και λίγο περεταίρω από τα δοθέντα papers, μπορεί να αλλάξει άρδην το αποτέλεσμα.

Ο κίνδυνος που ελλοχεύει σε τέτοιες μελέτες είναι η αυστηρά εξειδικευμένη εκβάθυνση. Αν και φαινομενικά τα αποτελέσματα είναι απολύτως ικανοποιητικά, δεν δίνεται πεδίο για περαιτέρω ανάπτυξη. Η ιστορία της επιστήμης το έχει αποδείξει αναρίθμητες φορές. Ένα παράδειγμα είναι η εξέλιξη της μηχανικής. Ποιος φανταζόταν ότι πλέον η νευτώνεια μηχανική δεν θα ίσχυε στην νεοαναδυθείσα κβαντομηχανική που τόσους καρπούς έχει επιφέρει. Είναι επιτακτική λοιπόν η ανάγκη για μία διεπιστημονική τύπου προσέγγιση περί του θέματος.

Ποιες όμως είναι οι επιστήμες που θα πρέπει να ληφθούν υπ' όψη; η πρόκληση των μη επανδρωμένων μέσων σε σχέση με των επανδρωμένων είναι η απουσία του ανθρώπινου νου, κρίσης και αντίληψης. Ένας αεροναυπηγός ή μηχανικός θα επικεντρωνόταν στην αξιοσημείωτη μείωση του βάρους λόγω έλλειψης όχι μόνο του πιλότου αλλά και των συστημάτων υποστήριξης επιβίωσής του κατά την έκθεσή του σε ακτινοβολία και πιέσεις. Αντίστοιχα ένας προγραμματιστής θα έδινε βάρος στο σύστημα αυτόματου πιλότου και στους ελέγχους που θα διενεργεί κατά την διάρκεια της πτήσης. Όλες αυτές οι μελέτες φαντάζουν ασυσχέτιστες μεταξύ τους και φυσικά απαιτούν ξεχωριστή μελέτη. Στην πραγματικότητα αυτή η άποψη είναι δομημένη λανθασμένα. Η αυστηρά τεχνολογική-θετικιστική μελέτη μας οδηγεί σε μη ουσιαστικά απορρέουσα αποτελέσματα. Κάνοντας μία αναδρομή στην ιστορία της επιστημολογίας, αιτιολογείται η παραπάνω θέση. Η πρώτη φορά που ξεκίνησε η διεπιστημονική προσέγγιση των φαινομένων ήταν στην αρχαία Ελλάδα. “Μηδείς αγεωμέτρητος εισίτω” , ήταν η φράση που αναγραφόταν στην εξωτερική πλευρά της εισόδου του «ομακοείου» του θείου Πυθαγόρα. Με τον κοινό νου του σήμερα, το νου της εξειδίκευσης, θα ήταν δύσκολο να ερμηνεύσουμε αυτό που ο Πλάτων εννοούσε. Η φιλοσοφία, η αστρονομία, τα μαθηματικά, η ηθική, εναρμονίζονται στην θεωρία του για το γεωμετρικό μοντέλο του κόσμου. Έτσι γίνεται ξεκάθαρη η σύζευξη γνώσεων και δεδομένων από κάθε λογής επιστήμη. Αυτή η πορεία διαγράφεται πλέον χωρίς παρωπίδες.

Έπειτα από πολλούς αιώνες, ξεκίνησε ακόμη μία προσπάθεια για την ανάδυση από τις στάχτες του μεσαίωνα αυτής της θεωρίας. Πλέον ονομάζεται θεωρία συστημάτων(system theory) και κυβερνητική επιστήμη(cybernetics science). Αυτές οι δύο μεγάλες κατευθύνσεις έφεραν τους επιστήμονες προ των πυλών με την μεγαλύτερη πρόκληση στον τομέα της ρομποτικής: την τεχνητή νοημοσύνη.

Έτσι λοιπόν, φτάνοντας στο σήμερα, οι πιο εξελιγμένοι επεξεργαστές πυριτίου τείνουν σε ορισμένες δεκαετίες να αντικατασταθούν με αντίστοιχους γραφενίου, οι αισθητήρες όπως τους γνωρίζουμε, αλλάζουν μορφή και γίνονται βιοαισθητήρες, και η νανοτεχνολογία αντικαθιστά πάσης μορφής ηλεκτρικό κύκλωμα. Αυτή η υπερτεχνολογία, είναι το εφόδιο κάθε νέου ερευνητή και επιστήμονα για την συλλογή των καταλλήλων πληροφοριών και δεδομένων και την τελική αξιοποίησή τους

Η σχεδίαση και υλοποίηση ενός μη επανδρωμένου αεροσκάφους μάχης πρέπει να εξετασθεί ως ένα σύστημα, πάνω στις αρχές των επιμέρους επιστημών και δεδομένων, αλλά προπαντός υπό την σκέπη των δύο προαναφερθέντων επιστημονικών πεδίων, της θεωρίας συστημάτων και κυβερνητικής επιστήμης.

Εν κατακλείδι, τα αποτελέσματα που θα προκύψουν, δεν θα πρέπει να ενστερνιστούν από κανένα ερευνητή, αλλά να προκαλέσουν περιέργεια και διέγερση για περεταίρω διατριβή και μελέτη, όσο και αν αυτά διαφαίνονται ως αυθεντίες και απaráβata. Άλλωστε μόνο έτσι θα υπάρξει η εξέλιξη της επιστήμης. Κανένας εξ ημών δεν μπορεί να ανακαλύψει μόνος του τα πάντα.

Στις επόμενες παραγράφους θα παρατεθούν μερικές εισαγωγικές θέσεις και περιγραφές αναφορικά με απαραίτητους επιστημονικούς κλάδους και τεχνολογικά επιτεύγματα που χρήζουν επεξήγησης πριν την εισαγωγή στην αυστηρά πειραματική διαδικασία.

1.1 ΘΕΩΡΙΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΩΝ (SYSTEM THEORY)

Όπως διατυπώθηκε προηγουμένως, η στείρα κατάρτιση, είναι η αχίλλειος πτέρνα της σύγχρονης επιστήμης. Υπό την εκάστοτε οπτική γωνία κάθε επιμέρους επιστημονικός κλάδος και τομέας, προσπαθεί να ερμηνεύσει ένα φαινόμενο από την δική του οπτική γωνία. Όπως είναι προφανές, εστιαζόμενοι μόνο από μία πλευρά, καταλήγουμε να μας διαφεύγουν σημαντικότερα δεδομένα, που ίσως θα μας έδιναν τις απαντήσεις σε ερωτήματα που τυχόν θα προκύψουν. Το φαινομενικό αδιέξοδο που φαντάζει απροσπέλαστο, δεν είναι παρά μία εικονοπλασία, θυμαπάτη και πλάνη στον τρόπο σκέψης της σημερινής εποχής. Ιδιαίτερα όταν μελετάμε θέματα όπως τον αυτοματισμό και την ρομποτική, ο αποκλεισμός άλλων τομέων είναι απαγορευτικός.

Εδώ υπεισέρχεται η έννοια της ολιστικής θεώρησης. Το όλον αποτελείται από μέρη τα οποία σύμφωνα με τον φιλόσοφο Hegel (science of logic, 1812) έχει ορισμένες ιδιαιτερότητες που πρέπει να ληφθούν υπόψη:

- Το όλο είναι περισσότερο από το άθροισμα των μερών
- Το όλον καθορίζει την φύση των μερών
- Τα μέρη δεν μπορούν να κατανοηθούν ανεξάρτητα από το όλον
- Τα μέρη αλληλοσχετίζονται και αλληλοεπιδρούν δυναμικά

Κάποιος που ασχολείται με την τέχνη του προγραμματισμού θα ανακαλούσε υποσυνείδητα την θεωρία της τεχνίτης νοημοσύνης, διαβάζοντας τα, όπως και ένας βιολόγος, αντίστοιχα, το νευρικό σύστημα ή την λειτουργία του ανθρώπινου σώματος. Σε αυτό το σημείο είναι που διαφαίνεται πραγματικά την έννοια της θεωρίας συστημάτων. Πώς είναι δυνατόν το 1812 να είναι γνωστές τέτοιες επιστημονικές απόψεις στον Hegel και μάλιστα να μπορέσει να προσελκύσει τα βλέμματα επιστημόνων από διαφορετικά πεδία; Προφανώς, η αλήθεια για την πραγματική μεθόδευση των ερευνών, κρύβεται πίσω από αυτή την θέση, διότι δεν εστιάζει στο καθένα συγκεκριμένο πρόβλημα που έχει να επιλύσει, αλλά στην γενική μεθοδολογία, δηλαδή τα δεδομένα που πρέπει να ληφθούν ώστε να επινοηθεί σχετικός αλγόριθμος προς επίλυση. Όπως έχει γράψει και ο Von Bertalanffy «υπάρχει μια γενικευμένη τάση ενοποίησης μεταξύ των επιστημών, φυσικών και κοινωνικών».

Και το ερώτημα που προκύπτει είναι το εξής, τι ορίζεται ως σύστημα στο μάθημα θεωρίας συστημάτων δίνεται ο εξής ορισμός: «Ένα σύνολο από αντικείμενα μαζί με τις σχέσεις ανάμεσα σε αυτά και τα χαρακτηριστικά τους γνωρίσματα, έτσι ώστε να σχηματοποιείται μία ενιαία ολότητα, η οποία είναι σε συνεχή επικοινωνία με το περιβάλλον».

Όπως κάθε σύστημα δεδομένων ακολουθεί την διαδικασία, «είσοδος-μετασχηματισμός-έξοδος»(δηλαδή η θεμελιώδης αρχή της πληροφορικής επιστήμης) ήτοι κυριολεκτικά πλήρης «φορά», ώστε να είναι πλήρως αποτελεσματική η διερευνητική και γνωσσολογιακή διαδικασία για πλήρη αξιοποίηση των εκάστοτε δεδομένων. Αυτό αποτελεί την θεμελιώδη επιστημονική μέθοδο για την ολοκλήρωση της διαδικασίας προς τον σχηματισμό πληρέστερης εικόνας του αντικειμένου της έρευνάς και της μελέτης. Δια της μεθόδου της ανατροφοδότησης-ανάδρασης δε, όπως συμβαίνει στον ανθρώπινο οργανισμό και της φύσης, επιτυγχάνονται τα μέγιστα αποτελέσματα. Αυτό το μοτίβο διαφαίνεται ακόμη και στον τρόπο με τον ο οποίος ο καθένας μας λαμβάνει αποφάσεις.

Η θεωρία συστημάτων σήμερα είναι ευρέως διαδεδομένη για την δημιουργία νέων στρατηγικών, την δόμηση των σχέσεων μεταξύ εταιριών αλλά ακόμη και για την σχεδίαση πολύπλοκων επιχειρήσεων. Βέβαια σε αυτό το σημείο, θα πρέπει να κάνουμε αναφορά στην κυβερνητική επιστήμη(cybernetics science) καθώς εκεί διαφαίνεται εν τη πράξει ο διεπιστημονικός χαρακτήρας της πραγματείας αυτής.

1.2 ΚΥΒΕΡΝΗΤΙΚΗ ΕΠΙΣΤΗΜΗ (CYBERNETICS SCIENCE)

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη εκ φύσεως δεν έχουν τον χειριστή επί του μέσου. Αυτό σημαίνει ότι δεν έχει σε λειτουργία όλες τις αισθήσεις του κατά την πτήση, αλλά ούτε και τα ερεθίσματα που προκύπτουν από απότομους ελιγμούς και απότομες διακυμάνσεις στο υψόμετρο, την ταχύτητα(γωνιακή, γραμμική) και την επιτάχυνση. Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη εκ φύσεως δεν έχουν τον χειριστή επί του μέσου. Αυτό σημαίνει ότι δεν έχει σε λειτουργία όλες τις αισθήσεις του κατά την πτήση, αλλά ούτε και τα ερεθίσματα που προκύπτουν από απότομους ελιγμούς και απότομες διακυμάνσεις στο υψόμετρο, την ταχύτητα(γωνιακή, γραμμική) και την επιτάχυνση.. Το πρόβλημα συνεπώς έγκειται στον τομέα του αυτοματισμού, που είναι συνυφασμένη με την δημιουργία αλγορίθμου. Μια ακολουθία ενεργειών σε πεπερασμένο χρονικό διάστημα (όπως ορίζεται) δεν είναι σε θέση να λάβει την βέλτιστη απόφαση για την λήψη αποφάσεων εάν δεν λειτουργεί σαν ένα μέρος μίας πιο πολύπλοκης διαδικασίας, αυτής του ανθρώπινου οργανισμού.

Σύμφωνα με τον Πίτερ Ουσπένσκυ, «Ο άνθρωπος είναι μηχανή, αλλά μία πολύ ιδιόρρυθμη μηχανή. Είναι μία μηχανή που κάτω από σωστές συνθήκες και με σωστή εκπαίδευση μπορεί να μάθει ότι δεν είναι μηχανή και έχοντας καταλάβει αυτό πλήρως, μπορεί να βρει τρόπους να πάψει να είναι μηχανή». Μάλιστα, παρακάτω αναφέρει τα επιμέρους κέντρα που την αποτελούν. Η μελέτη αυτή ψυχολόγου στις αρχές τις δεκαετίας του 30 επαναλαμβάνει εσκεμμένα και μετά μανίας μία πολύ σημαντική λέξη, που αν διαβάσει κάποιος το βιβλίο «η ψυχολογία της δυνατής εξέλιξης του ανθρώπου» θα το αντιληφθεί σε βάθος: «μηχανή». Μπορεί αυτή βέβαια να μην είναι κατασκευασμένη από τον άνθρωπο αλλά τον ορίζει ως τέτοια. Για παράδειγμα αναφέρει ότι τα κέντρα-τα επιμέρους τμήματα της μηχανής-ενώ είναι κατασκευασμένα να εκτελούν ορισμένες πολύ συγκεκριμένες εργασίες, πολλές φορές εμπλέκονται στο έργο άλλων με σκοπό να επιταχύνουν την αποστολής τους. Αναλογίζοντας την σημασία αυτής της διεργασίας φτάνουμε στα ρομποτικά συστήματα. Στον τεχνολογικό επίτευγμα που λέγεται αεροπλάνο, λόγου χάρη, γίνεται κάτι παρεμφερές. Όταν, για παράδειγμα, θέλει να αλλάξει την πορεία του ο χειριστής, δεν είναι απαραίτητο ότι θα χρησιμοποιήσει μόνο τα πηδάλια. Ο συνδυασμός αλλαγής ταχύτητας, κίνησης των πηδαλίων και η υδραυλικής φύσεως υποβοήθηση είναι μερικές από τις ενέργειες που θα λάβουν χώρα. Αν δούμε την ευρεία εικόνα, το κάθε σύστημα, είναι σαν να μιμείται την φύση, τον ανθρώπινο οργανισμό, τις λειτουργίες του κτλ.

Πώς είναι δυνατόν να κατασκευαστεί ένα ρομποτικό μέσο που να λειτουργεί σαν τον άνθρωπο χωρίς να γνωρίζουμε την ίδια «μηχανή» που λέγεται άνθρωπος; Αυτό το ερώτημα που φαντάζει ίσως αφελές ή αυτονόητο, κρύβει μία γένεση μίας επιστήμης στην οποία βασίστηκε η εξέλιξη της ρομποτικής. Δεν είναι άλλης από την κυβερνητική επιστήμη(cybernetics science). Διατυπώθηκε από τον πρωτοπόρο Norbert Wiener το 1948, την εποχή που, όπως θα αναφέρουμε παρακάτω, ξεκινάει ο πειραματισμός για αυτόνομες πλατφόρμες, χρησιμοποιώντας ως βάση τις κατακτηθέντες από την Ναζιστική Γερμανία, V1 και V2 ιπτάμενες βόμβες (πρώτη εφαρμογή ουσιαστικά πυραυλικής τεχνολογίας). Σύμφωνα με τον ίδιο ορίζεται ως «η επιστημονική μελέτη του ελέγχου και της επικοινωνίας στα ζώα και τον άνθρωπο», ή κατά τον Kolmogorov «η επιστήμη που επικεντρώνεται στην μελέτη των συστημάτων πάσης φύσεως τα οποία είναι ικανά να λαμβάνουν, αποθηκεύουν και επεξεργάζονται πληροφορία έτσι ώστε να την χρησιμοποιούν για έλεγχο». Πλέον, χρησιμοποιείται σε πάσης μορφής εφαρμογές, από την οργάνωση μίας επιχείρησης, μέχρι την θεωρία παιγνίων και προσομοιώσεις. Όμως για να επιστρέψουμε πίσω στην θέση μας, η κατασκευή ενός συστήματος αυτόνομου μη επανδρωμένου μέσου είναι αδύνατο να καταστεί δυνατή χωρίς την μελέτη των cybernetics και της system theory, η μαθηματικοποιημένη μορφή της.

Χωρίς να έχει γίνει λοιπόν καμία αναφορά σε μεθοδολογίες, συγκεκριμένους αλγορίθμους και μαθηματικές εκφράσεις, έχει επιτευχθεί η σύνδεση φαινομενικά διαφορετικών επιστημονικών πεδίων, υπό την σκέπη της διεπιστημονικής προσέγγισης και μελέτης. Η αναφορά σε τεχνικές λεπτομέρειες από την αρχή της πραγματείας, θα φέρει αντίθετα αποτελέσματα, καθώς θα ενισχύσει την τάση για εξειδικευμένη και τεχνική γνώση. Ακόμη και για έναν σπουδαστή, για να μπορεί να επιλέξει μια συγκεκριμένη κατεύθυνση για μελέτη, πρέπει να κατανοήσει αρχικά την γενική εικόνα του προβλήματος. Μόνο τότε θα επιτευχθεί με επιτυχία η επικοινωνία μεταξύ των μερών αλλά και ο έλεγχος

1.3 ΑΙΣΘΗΤΗΡΕΣ (SENSORS)

Αν ο αυτόματος πιλότος και ο επεξεργαστής αποτελούν το κέντρο λήψης αποφάσεων, ο ανθρώπινος εγκέφαλος δηλαδή, οι αισθητήρες είναι οι εξωτερικοί νευρώνες, που μέσω των ερεθισμάτων που λαμβάνουν, επεξεργάζονται και μεταβιβάζουν τα ερεθίσματα ως πλέον επεξεργασμένες πληροφορίες. Φωτοκύτταρα, κεραίες λήψεως

σημάτων και δέκτες πάσης φύσεως ακτινοβολίας, είναι μερικά παραδείγματα. Ωστόσο κρίνεται αναγκαία η περιγραφή λειτουργίας αυτού.

Ο αισθητήρας είναι ένα μέρος ενός συστήματος οποίο σχηματικά διαγράφεται παρακάτω. Η μετρούμενη ιδιότητα ενδιαφέροντος μετράται από τον αισθητήρα, ο οποίος με την σειρά του το στέλνει στον ενισχυτή για την καλύτερη επεξεργασία και τέλος μέσω της μονάδας εξόδου δίνονται τα αποτελέσματα. Αυτά είναι και τα δεδομένα τα οποία η κεντρική μονάδα ελέγχου θα επεξεργαστεί για να «αποφασίσει» επέμβαση στο σύστημα ή όχι. Κάθε αισθητήρας πρέπει να είναι κατάλληλος για το φαινόμενο που πρέπει να λάβει στοιχεία. Συνακόλουθα, πρέπει να είναι τοποθετημένος σε τέτοια θέση ώστε να εκμεταλλεύεται πλήρως τις δυνατότητες του.

Ως αισθητήρας ορίζεται «μία συσκευή, ικανή να εκτελεί κάποιου είδους επεξεργασία και συλλογή δεδομένων με τη χρήση κυκλωμάτων καθώς και να επικοινωνεί με άλλους αισθητήρες συνδεδεμένους σε ένα δίκτυο. Βασικά δομικά στοιχεία όλων των ηλεκτρονικών συστημάτων μέτρησης είναι οι αισθητήρες, οι οποίοι αποτελούν το συνδετικό κρίκο μεταξύ του μετρούμενου φαινομένου και του συστήματος μέτρησης.

Κάθε αισθητήρας είναι μία αυτόνομη μονάδα, η οποία περιλαμβάνει:

- Μία πηγή
- Ένα μικροεπεξεργαστή
- Μία συσκευή επικοινωνίας
- Τμήμα για αποθήκευση δεδομένων-μνήμη(δυναμική και στατική)
- Έναν ή περισσότερους αισθητήρες
- Τους αναλογικούς και ψηφιακούς μετατροπείς»

Βεβαίως δεν θα πρέπει να αποκλείσουμε τις περιπτώσεις εκείνες όπου οι αισθητήρες δεν αποτελούν την παραπάνω δομή αλλά διαφέρουν λόγω της φύσης και διάταξης του συστήματος. Δεν είναι απαραίτητο να έχει κάθε επεξεργαστής δική του συσκευή επικοινωνίας για παράδειγμα. Αν σκεφτούμε ένα ρομπότ που λειτουργεί με την βοήθεια arduino, ο ηλεκτρικός βραχίονας (servo) που χρησιμοποιείται συνήθως για τα πρώτα πειράματα δεν διαθέτει τίποτα περισσότερο από τα μηχανικά μέρη και τα καλώδια σύνδεσης(data, power,ground).

Ας επανέλθουμε πίσω στο πρόβλημα των μη επανδρωμένων. Τα βασικά στοιχεία που χρειάζεται ο αλγόριθμος ελέγχου για να τεθεί σε λειτουργία είναι η γωνιακή και γραμμική ταχύτητα. Σε εργαλεία προσομοίωσης, όπως στο simulink του MATLAB, ο προγραμματιστής είναι σε θέση να είναι σε θέση να ελέγξει διάφορες τιμές αυτών, ώστε να βεβαιωθεί ότι ο αλγόριθμος τίθεται σε λειτουργία. Όμως το πραγματικό πείραμα διεξάγεται όταν ο αισθητήρας είναι σε θέση να μεταδώσει σε πραγματικό χρόνο τα δεδομένα με τον βέλτιστο ρυθμό (rate) και ακρίβεια. Μόνον τότε η περαιτέρω επεξεργασία διενεργείται ορθά.

Για ένα λοιπόν τέτοιο μέσο που θα επιχειρεί σε αποστάσεις των 6 με 10 χιλιομέτρων και μέγιστο υψόμετρο 1000 μέτρων, οι αισθητήρες μπορούν να προμηθευτούν από το εμπόριο με σχετικά βιώσιμο κόστος. Κάμερα οπτικού, υπέρυθρου και θερμικού φάσματος, και μονάδα αυτόματου πιλότου, η οποία εμπεριέχει βαρόμετρο επιταχυνσιόμετρο και γυροσκόπιο κρίνεται είναι η βάση για την κατασκευή αυτού.

Αν και θα ήταν μείζονος σημασίας η λεπτομερέστερη περιγραφή των παραπάνω, κρίνεται σκόπιμη η αναφορά στην επόμενη γενιά των αισθητήρων, τους βιοαισθητήρες. Στην προσπάθεια της ρομποτικής επιστήμης να εντάξει τα cybernetics στην ευρύτερη αρχιτεκτονική και σχεδιασμό ολοκληρωμένων συστημάτων, προσπαθούν να αντιγράψουν όλο και περισσότερο βασικές κινήσεις των ζώων και των ανθρώπων. Για παράδειγμα, στην αεροναυπηγική, η τέλεια πτέρυγα είναι άπειρη. Στην πράξη όμως αυτό είναι αδύνατο. Ακριβώς για αυτό βλέπουμε τεράστιες διαφορές στα αεροσκάφη. Η NACA(National Advisory Committee for aeronautics) είναι η απόδειξη αυτής της θέσης, αναλογιζόμενοι της τεράστιας βάσης δεδομένων αεροτομών που διαθέτει. Πως αυτό το πρόβλημα είναι δυνατόν να αντιμετωπιστεί;

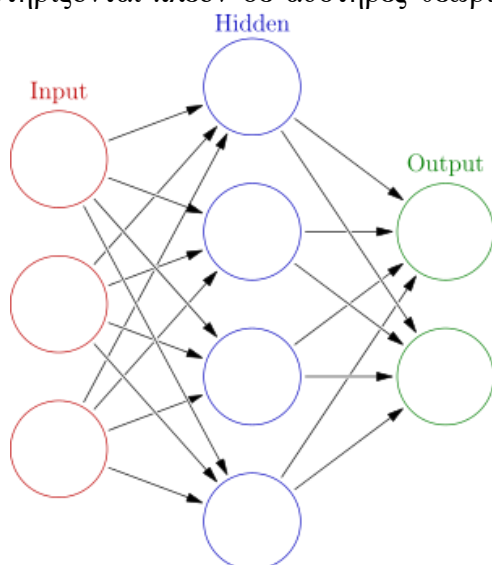
Ένα πτηνό, προκειμένου να κάνει απότομους ελιγμούς ή να αναπτύξει ταχύτητα, αλλάζει την κλίση και το άνοιγμα των φτερών του. Οι αεροναυπηγοί προσπάθησαν να το αντιγράψουν σε διάφορα αεροσκάφη, όπως το F-14 και Tornado, ανοίγοντας νέους δρόμους. Παρ' όλα αυτά, δεν υπήρξε εξέλιξη αυτής της λογικής, υπό την έννοια ότι η πτέρυγα ήταν άκαμπτη. Εκεί ακριβώς εντοπίζεται η προσπάθεια όλων όπως της NASA Spanwise Adaptive Wing project (SAW) με το μη επανδρωμένο αεροσκάφος AREA-I ή η κατασκευασμένη από σύνθετα υλικά εύκαμπτη πτέρυγα του Boeing 787. Βέβαια αυτές οι προσπάθειες είναι μόνο η αρχή. Όταν μέσα στο υλικό προσαρμοστούν πολύ λεπτοί αισθητήρες, ανά μικρά διαστήματα, δημιουργούμε στην ουσία ένα νευρωνικό

δίκτυο στην κατασκευή μας. Αν και κατασκευασμένο από τον άνθρωπο, λειτουργεί σαν και αυτόν. Δηλαδή, ο χειριστής «αισθάνεται» κάθε μεταβολή στο υλικό και το περιβάλλον του. Έτσι μέσα από μία οθόνη μπορεί να ελέγχει όλα τα επιθυμητά δεδομένα. Η έμφαση στην έρευνα για κυκλώματα κατασκευασμένα με υλικά όπως το γραφένιο, έχει πλέον διευκολύνει την πρόσβαση σε τέτοια ολοκληρωμένα κυκλώματα σε σχετικά προσιτή τιμή. Ακόμη και τα πιο μικρά γυροσκόπια που συναντούμε στο κινητό και τα drones, εν καιρώ δύναται να αντικατασταθούν. Σε αυτό ακριβώς το σημείο είναι που υπεισέρχονται τα νευρωνικά δίκτυα, που θα δούμε αμέσως μετά .

1.4 ΤΕΧΝΗΤΑ ΝΕΥΡΩΝΙΚΑ ΔΙΚΤΥΑ (ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS)

Ένας αυτόματος πιλότος, σε ένα σύγχρονο μη επανδρωμένο όχημα, είναι το A και το Ω για την επιτυχή πτήση του. Άλλωστε αυτός είναι που το ξεχωρίζει με ένα απλό τηλεκατευθυνόμενο. Όσοι είναι αερομοντελιστές το έχουν εξακριβώσει βιωματικά, καθώς μία δεκαετία πριν, αν κάποιο σήμα ή εμπόδιο παρέμβαινε τα την επικοινωνία χειριστού με το μέσο, κατέληγε τις περισσότερες φορές σε συντριβή. Πλέον το να ξεπεράσει την καθορισμένη εμβέλεια είναι απολύτως εφικτό, καθώς μπορεί να εκτελέσει προγραμματισμένη πορεία ακολουθώντας χαρακτηριστικά σημεία (waypoints) που ο ίδιος καθορίζει μέσω εφαρμογών.

Με αφορμή αυτό το παράδειγμα, θα γίνει ανάλυση της θεωρίας που στηρίζονται οι περισσότεροι αλγόριθμοι του, στα νευρωνικά δίκτυα. Όπως αναφέρεται στη θεωρία συστημάτων, το ενδιαφέρον αναζωπυρώθηκε από το 1986 με «τα επιτεύγματα να στηρίζονται πλέον σε αυστηρές θεωρίες» και να «γίνονται αποδεκτά μόνο κατόπιν



αυστηρής απόδειξης ή εξοντωτικής πειραματικής επιβεβαίωσης». Επιστέγασμα αυτών των προσπαθειών αποτελεί το Remote Agent της NASA. Σε αυτό υπήρξε το πρώτο αυτόνομο πρόγραμμα σχεδιασμού ενεργειών ενός διαστημοπλοίου(2001) . Βέβαια, πολύ νωρίτερα ξεκίνησε η ίδια εξέλιξη στο τομέα των αεροσκαφών, έστω και με την πρώιμη μορφή τους, δηλαδή την υποβοήθηση με σύστημα αυτόματου πιλότου. Τα στοιχεία

που δίνονται από μετρήσεις των αισθητήρων, επεξεργάζονται με τέτοιο τρόπο που η πληροφορία μεταβιβάζεται στους νευρώνες. Κάθε ένας, έχει συγκεκριμένη βαρύτητα, δηλαδή αυξάνει ή μειώνει την ισχύ του σήματος και οι δυνατές καταστάσεις που μπορεί να λάβει είναι δύο: ενεργός ή μη ενεργός. Οι δεσμοί που τα ενώνουν ονομάζονται συνάψεις και όλοι ενώνονται με μη γραμμικό τρόπο. Το θαυμαστό είναι ότι η πληροφορία δεν ακολουθεί συγκεκριμένο «δρομολόγιο». Έτσι για να φτάσει η πληροφορία από το σημείο εισόδου στο εξόδου, μπορεί να διανύσει τα μονοπάτια πολλές φορές και όχι με τον ίδιο τρόπο, αλλά ασυγχρόνιστο. Όπως φαίνεται και στο σχήμα πολλές διαφορετικές εισοδοί εισέρχονται στο «κρυμμένο» ή «βαθύ» κομμάτι του αλγορίθμου, δίνοντας πολλαπλές εξόδους. Αυτό κρύβει ύπαρξη πολλών ακόμη επιπέδων. Είναι αυτό που περιγράφει ο Lawrence στην θεωρία του για το Χάος. Παρατηρούνται γεγονότα να συμβαίνουν αλλά δεν είναι δυνατόν να ερμηνευθούν, παρά μόνο στο τέλος, καθώς η εικόνα προέρχεται από το κρυφό στρώμα. Ο κατάλληλος ορισμός θα ήταν ο εξής: «Ένα τεχνητό νευρωνικό δίκτυο είναι μια μη γραμμική νευρωνική κατασκευή η οποία δύναται να αναπαραστήσει μία αυθαίρετη μη γραμμική διαδικασία η οποία σχετίζεται με τις εισόδους και τις εξόδους κάθε συστήματος» (Hsu et al.,1995).

Οι εφαρμογές αυτού είναι άπειρες και μάλιστα δεν περιορίζονται σε αυτά που παρατέθηκαν παραπάνω. Η επεξεργασία-αναγνώριση εικόνων, που την συναντάμε πλέον στα κινητά τηλέφωνα ως εφαρμογή αναγνώρισης προσώπου, υλοποιείται με νευρωνικό αλγόριθμο. Μάλιστα ως παράδειγμα εφαρμογής, στα πλαίσια του μαθήματος «μη επανδρωμένα ρομποτικά οχήματα», συμμετείχα σε project(με τους μεταπτυχιακούς φοιτητές Γεώργιο Παχούμη και Παύλο Μάντζιο) στην ανάπτυξη προγράμματος αναγνώρισης αρμάτων σε γλώσσα προγραμματισμού python. Λειτουργώντας βάσει των παραπάνω αρχών, δημιουργήθηκε μία βάση δεδομένων με φωτογραφίες δύο ειδών, αυτές που περιείχαν άρματα μάχης(positives-θετικά) και αυτών που δεν ή έμοιαζαν(negatives-αρνητικά). Έχοντας ως είσοδο τα παραπάνω και το βίντεο ή φωτογραφία, δίνεται στον χειριστή η τελική φωτογραφία, που το εντοπίζει ή όχι, τετραγωνίζοντάς το. Ένα τέτοιο λογισμικό είναι κατάλληλο για την αξιοποίησή του από ένα μη επανδρωμένο όχημα αναγνωρίσεως ή μάχης.

1.5 ΑΝΑΝΕΩΣΙΜΕΣ ΠΗΓΕΣ ΕΝΕΡΓΕΙΑΣ

Κάθε σύστημα για να μπορέσει τεθεί σε λειτουργία, απαιτεί μια μορφή ενέργειας. Από την ατμομηχανή μέχρι και το πιο σύγχρονο πυρηνικό υποβρύχιο χρειάζεται ενέργεια, την οποία την μετατρέπει σε άλλες μορφές(ηλεκτρικό ρεύμα, θερμότητα) για τις εκάστοτε εργασίες με τις ανάλογες απώλειες. Κατά κύριο λόγο αυτό τον αιώνα έχει δοθεί ιδιαίτερη έμφαση στις ανανεώσιμες πηγές ενέργειας, σε τέτοιο βαθμό που τα άλματα είναι τερατώδη, είτε με την μορφή ανεμογεννητριών είτε μικρών φύλλων φωτοβολταϊκών. Δεν θα ήταν εφικτή η ανάπτυξη μη επανδρωμένου αεροσκάφους από την NASA που λειτουργεί πλήρως με ηλιακή ενέργεια χωρίς την κατάλληλη έρευνα σε αυτό τον τομέα. Βέβαια στην παρούσα πραγματεία, που η κατασκευή πρέπει να πληρεί στρατιωτικές προδιαγραφές και να επιχειρεί μέρα-νύχτα, είναι αδύνατο. Για αυτό και το υβριδικό σύστημα θεωρείται ως το πιο κατάλληλο. Αυτό θα υλοποιηθεί με συνδυασμό ηλεκτρικής ενέργειας παρεχόμενης από τους συσσωρευτές και τα φωτοβολταϊκά πάνελ. Η μορφή ενός τελευταίας τεχνολογίας φύλλου πάνελ (layer) με διαστάσεις 25 επί 25 εκατοστά αποδίδει κατά μέσο 0,95 watt. Η πτέρυγα και η άτρακτος του αεροσκάφους είναι ιδανικά σημεία για να τοποθετηθούν αυτά λόγω της επιφάνειας που προσφέρουν. Το μικρό τους βάρος και η μεγάλη ευκαμψία κάνουν την τοποθέτησή τους εύκολη. Ο μετασχηματιστής που λαμβάνει το σύνολο της ενέργειας, μπορεί μεταδώσει την ενέργεια είτε για επαναφόρτιση σε λειτουργία των συσσωρευτών, είτε για άμεση παροχή στα διάφορα μέρη του μη επανδρωμένου.

Σε πολλές δοκιμές, από αερομοντελιστές και εταιρίες, αποδίδουν ικανοποιητικά αποτελέσματα. Βέβαια δεν είναι σε θέση να τροφοδοτήσουν μεγάλου μεγέθους κατασκευές, λόγω της μικρής δυνατότητας για άμεση παροχή ενέργειας και αδυναμίας των συσσωρευτών που είναι διαθέσιμοι στην αγορά να αποθηκεύσουν μεγάλα ποσά ενέργειας σε σύντομο χρονικό διάστημα. Ακριβώς για αυτό πρέπει να γίνει εναρμόνιση των παραπάνω μεθόδων με τα υπάρχοντα συστήματα. Μόλις πριν 2 χρόνια η Airbus δημιούργησε το πρώτο υπέρ-ελαφρό αεροσκάφος στην ιστορία της τροφοδοτούμενο από 2 ηλεκτροκινητήρες (electric fan) και διέσχισε το κανάλι της Μάγχης. Οι έρευνες εστιάζονται σε τεχνολογίες που μπορούν να εκμεταλλευθούν τα πλεονεκτήματα των ανανεώσιμων πηγών ενέργειας. Συνεπώς οι προσπάθειες στην παρούσα διατριβή θα εστιάσουν στην προσαρμογή αντίστοιχου συστήματος συλλογής ενέργειας. Τονίζεται ότι και οι Ηνωμένες Πολιτείες έχουν προσαρμόσει αντίστοιχα σε δικής τους παραγωγής μη επανδρωμένα στρατιωτικής χρήσεως.

2. ΕΙΣΑΓΩΓΗ ΣΤΑ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΑ ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ

2.1 ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΣ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΣ (UAV)

Αρχικά, κρίνεται σκόπιμο να δοθεί ο ορισμός που δίνεται στην Εφημερίδα της Κυβερνήσεως (ΦΕΚ Τεύχος Β' 4527/30.12.2016).

«Σύστημα μη Επανδρωμένου Αεροσκάφους - ΣμηΕΑ (Unmanned Aircraft System-UAS) ορίζεται το μη επανδρωμένο αεροσκάφος (UA) μαζί με όλο τον σχετικό εξοπλισμό που αφορά στην υποστήριξη αυτού (σταθμός ελέγχου, δυνατότητες σύνδεσης δεδομένων και τηλεχειρισμού, εξοπλισμός πλοήγησης κλπ.) ο οποίος είναι απαραίτητος για την λειτουργία του μη επανδρωμένου αεροσκάφους. Τα ΣμηΕΑ είναι είτε ελεύθερα (free UAS) ή είναι δυνατόν να είναι προσδεδεμένα (tethered UAS) σε σταθερές ή κινητές βάσεις. Στην κατηγορία των συστημάτων μη επανδρωμένων αεροσκαφών - ΣμηΕΑ (Unmanned Aircraft System - UAS) περιλαμβάνονται και τα τηλεχειριζόμενα αεροσκάφη (Remotely - Piloted) και τα τηλεχειριζόμενα Συστήματα Αεροσκαφών (Remotely-Piloted Aircraft Systems RPAS), καθώς και τα αυτόνομα αεροσκάφη (autonomous aircraft)».

Κατά την εξέλιξή τους έχουν αλλάξει πολλές ονομασίες και ορισμούς οι οποίοι υποδηλώνουν αυτό που γνωρίζουμε ως UAV η drones. Ανάλογα την χρήση τους μπορούν να λάβουν ποικίλες αποστολές, από αναγνωρίσεις, μέχρι και επιτήρηση στρατοπέδων, όταν μιλάμε για χρήση στον στρατό. Στον παρακάτω πίνακα φαίνονται τα η κατηγοριοποίηση αυτών ανάλογα των χαρακτηριστικών τους.

A/A	ΑΠΟΣΤΟΛΗ	ΣΚΟΠΟΣ	ΑΝΤΟΧΗ ΣΤΟΝ ΑΝΕΜΟ
1	Αναγνώριση	Πολιτικός	Υπέρλαφρα (άνεμος < 15 κόμβοι)
2	Επιτήρηση	Στρατιωτικός	Ελαφρά (άνεμος < 30 κόμβοι)
3	Ασφάλεια		Βαρέα

			(άνεμος < 45 κόμβοι)
4	Συνεργασία με επανδρωμένα Α/Φ		
5	Αναμετάδοση επικοινωνιών		
6	Επιθετικές επιχειρήσεις		

Πίνακας 1: Κατηγοριοποίηση ΜΕΑ στον Ελληνικό Στρατό, (πηγή: ΕΕ 9-4)

Βέβαια, δεν μπορεί να θεωρηθεί κανόνας, καθώς κάθε κατηγοριοποίηση, δομείται βάσει κάποιων προτύπων.. Παρακάτω παρουσιάζεται η κλασικοποίηση που παραθέτει το ΝΑΤΟ. Σε αυτή υπάρχουν περισσότερα κριτήρια που επικεντρώνονται στο τρόπο πτήσης, αυτονομίας, βάρους, κτλ που υπάρχουν στις ένοπλες δυνάμεις όλων των χωρών που διαθέτουν ΜΕΑ. Ακριβώς για αυτό δίνονται και παράδειγμα στην εκάστοτε κατηγορία. Όπως διαφαίνεται υπάρχουν αρκετές κατηγορίες και πολλοί τύποι. Έτσι αποδεικνύεται η σημασία τους στο σύγχρονο πεδίο μάχης, μιας και έχουν επενδύσει στην ανάπτυξη και μαζική παραγωγή αυτών χώρες όπως οι ΗΠΑ, το Ισραήλ, η Γερμανία, η Τουρκία κτλ.

Συμπερασματικά, ένα UAV μπορεί να λάβει τις εξής αποστολές:

- Υποστήριξη του αγώνα και επίθεση εναντίον εχθρικών δυνάμεων.
- Αναγνώριση δρομολογίου, περιοχής και ζώνης.
- Εντοπισμός και αναγνώριση εχθρικής δύναμης.
- Διατήρηση επαφής με τις εχθρικές δυνάμεις.
- Αξιολόγηση των αποτελεσμάτων της προσβολής.
- Παροχή με ακρίβεια των συντεταγμένων του στόχου.
- Κάλυψη με αισθητήρες της περιοχής επιχειρήσεων.
- Παροχή πληροφοριών στα επανδρωμένα συστήματα.
- Μείωση του χρόνου έκθεσης Α/Φ-Ε/Π σε υψηλή Α/Α απειλή.
- Παροχή τρισδιάστατων δεδομένων.

- Διεξαγωγή επιχειρήσεων παραπλάνησης και επίδειξης δύναμης.
- Παροχή ψηφιακής διασύνδεσης

Συγκεκριμένα σε τακτικό επίπεδο ένα MEA μπορεί να αναλάβει τις κάτωθι:

- Μετακίνηση-Ανάπτυξη δυνάμεων.
- Δημιουργία πληροφοριών.
- Προβολή μαχητικής ισχύος.
- Εκτέλεση διοικήσεως και ελέγχου.
- Προστασία φίλων δυνάμεων.
- Διοικητική Μέριμνα – Διαχειριστική υποστήριξη.

NATO CLASSIFICATION					
class and weight, w(kg)	category and weight, w(kg)	normal employment	normal operating altitude(ft)	normal mission radius(km)	example platform
class I w<150	small w>20	Tactical unit(employ s launch system)	h<=5000 AGL	50(LOS)	luna, hermes 90
	mini 2<=w<=20	tactical unit(manual launch)	h<=3000 AGL	25(LOS)	scaneagle, raven
	micro w<2	tactical patrol/section, individual(single operator)	h<=200 AGL	5(LOS)	black widow
class II 150<=w<=600	tactical	tactical formation	h<=10,000 AGL	200(LOS)	sperwer, aerostar
class III w>600	strike/combat	strategic/national	h<=65,000	unlimited(BLOS)	mq 9, x 47
	HALE	strategic/national	h<=65,000	unlimited(BLOS)	global hawk
	MALE	operational/theater	h<=45,000 MSL	unlimited(BLOS)	predator a predator b

Πίνακας 2: Κατηγοριοποίηση MEA στο NATO , πηγή: Department of Defense USA

2.2 ΜΕΑ ΣΤΟ ΣΗΜΕΡΑ (ΣΤΡΑΤΙΩΤΙΚΕΣ – ΠΟΛΙΤΙΚΕΣ ΕΦΑΡΜΟΓΕΣ)



Εικόνα 1: Τροποποιημένο εμπορικό drone από το ISIS

Σήμερα τα UAV , λόγω των υψηλών δυνατοτήτων τους, αξιοποιούνται σε πολλές εφαρμογές και πέρα των στρατιωτικών. Από την καλλιέργεια μεγάλων εκτάσεων γης έως και δημιουργία 3D μοντέλων , έχουν καταστήσει επιτακτική την ανάγκη αξιοποίησης και εξέλιξης τους. Ωστόσο πρέπει να επισημανθεί ο κίνδυνος των τρομοκρατικών οργανώσεων. Όπως αποδεικνύεται και στην Συρία , το ISIS, όχι μόνο έχει καταγράψει πολλές από τις επιθέσεις του με drone του εμπορίου, αλλά επιχείρησε και βομβαρδισμό στόχων με αυτά, χρησιμοποιώντας μικρά εκρηκτικά και χειροβομβίδες. Και όλα αυτά με μερικές τροποποιήσεις .



Εικόνα 2: Σύστημα προσαρμογής βομβίδων σε ΜΕΑ

Η κατασκευή τέτοιων συστημάτων απαιτεί γνώση αερομοντελιστή , η οποία μέσω του internet μπορεί να αποκτηθεί μέσω βίντεο εκμάθησης σε πολύ λίγο χρόνο. Δεν πρέπει

ωστόσο να παραλείψουμε και τα μεγαλύτερου βεληνεκούς, που πλέον δεσπόζουν στους αιθέρες και αναλαμβάνουν αποστολές αρκετά μεγάλης επικινδυνότητας, τέτοιες ώστε να μην χρησιμοποιηθεί σκόπιμα επανδρωμένο μαχητικό , βομβαρδιστικό η κατασκοπευτικό αεροσκάφος.

2.2 ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΣ ΜΑΧΗΣ (ΜΕΑΜ-UCAV)

Η ταχεία ανάπτυξη των μη επανδρωμένων μέσων έχει φέρει στο φως μια νέα πρόκληση, αυτή των μη επανδρωμένων οχημάτων μάχης (Unmanned Combat Aerial Vehicles). Η προσπάθεια των πολεμικών βιομηχανιών δείχνουν να ξεκινούν τις έρευνες αμέσως μετά την εφεύρεση του πρώτου αεροσκάφους - το 1093 από τους αδερφούς



Εικόνα 3: Η ιπτάμενη βόμβα V-1

Wright – για την δημιουργία ενός τέτοιου μέσου που θα προηγούτανε χωρίς την φυσική παρουσία χειριστή. Ωστόσο δεν έμειναν εκεί. Το πρώτο αυτό μεγάλο βήμα θα άνοιγε τις πύλες για νέα πεδία εξερεύνησης. Έτσι, δειλά δειλά, οι πρώτες προσπάθειες δημιουργίας κατευθυνόμενων αεροσκαφών με δυνατότητα προσβολής στόχων είναι γεγονός. Μάλιστα η αρχή αυτή δεν άργησε να φανεί και στο επίπεδο των ενόπλων δυνάμεων, στα τέλη της πρώτης 50ετίας του 20^{ου} αιώνα. Κατά τον Δεύτερο Παγκόσμιο Πόλεμο η Luftwaffe σε μία προσπάθεια να πλήξει το Λονδίνο, κατασκεύασε τους πυραύλους V1. Τροφοδοτούμενος με έναν κινητήρα pulse jet,

μπορούσε σε μικρές αποστάσεις να πλήξει με μεγάλη ταχύτητα και ακρίβεια τους στόχους. Ο ήχος του κινητήρα καθώς και η state-of-the-art άγνωστη τεχνολογία, τη καθιστούσε σε τέλειο ψυχολογικό όπλο. Ο λόγος της αναφοράς μας όμως, έγινε για να επισημανθεί ο τρόπος που κατευθυνόταν.

Το μέσο προσανατολιζόταν μέσω ενός γυροσκοπίου, το οποίο διόρθωνε την πορεία του σε πραγματικό χρόνο. Στην ουσία, διέθετε μονάδα αυτόματου πιλότου, όπως την γνωρίζουμε σήμερα. Αξίζει να σημειωθεί εδώ ότι ακόμη και σήμερα, που ακόμη και τα ολοκληρωμένα κυκλώματα τείνουν να αντικατασταθούν από αντίστοιχα γραφένιου, ακολουθούν την ίδια φιλοσοφία.

Για πρώτη φορά στην ιστορία της αεροπορίας, συνδυάζοντας κατάλληλα τις γνώσεις του αυτοματισμού και των αλγορίθμων στην υπηρεσία των ενόπλων δυνάμεων, δημιούργησαν ίσως την πρώτη αποτελεσματική τηλεκατευθυνόμενη βόμβα. Παρ' όλη την επιτυχία τους όμως ήταν κοστοβόρες. Όπως ορίζεται και στην στρατιωτική ορολογία ήταν ένα πυρομαχικό, όχι οπλικό σύστημα. Εκεί ακριβώς ξεκινά η γέννηση των UCAV.

Πριν ακόμη ξεκινήσουν οι επιχειρήσεις παρακολούθησης των ΗΠΑ στην Κίνα και Β. Βιετνάμ με τα RTF αεροσκάφη – χαρακτηριστικό παράδειγμα η επιχείρηση "Red Wagon"- πολλοί επιστήμονες του άξονα, που προσελκύστηκαν είτε με την βία είτε με την θέλησή τους στους συμμάχους, έδωσαν έμφαση στην περεταίρω ανάπτυξη των υπαρχόντων μη επανδρωμένων μέσων. Έτσι οι πύραυλοι V1 και V2 μελετήθηκαν και έδωσαν στην θέση τους σε νέους πυραύλους όπως το Saturn 5 (Apollo Program-το οποίο στηρίχτηκε στον W. von-Brown) και νέα πιο σύγχρονα αεροσκάφη όπως το B-2 (οι ομοιότητες με το HO-299 είναι παραπάνω από εμφανείς). Από τις πιο σημαντικές κατευθύνσεις αυτών των μελετών όμως υπήρξε η ανάπτυξη του αυτόματου πιλότου. Η σημασία του είναι διττή. Από την μία εξυπηρετεί την ανάπτυξη των μη επανδρωμένων να μπορούν να ακολουθούν δρομολόγια με περίπλοκες διαδρομές (paths) κατά τρόπο θαυμαστό(όπως αναφέραμε και στο κεφάλαιο για τα ΜΕΑ), επιτρέποντας στις τακτικές διοικήσεις αεροπορίας να μην διακινδυνεύσουν προσωπικό σε εξαιρετικά επικίνδυνες περιοχές, από την άλλη επίσης να αναπτυχθούν τα έξυπνα όπλα της εποχής, δηλαδή τηλεκατευθυνόμενα οπικά μέσα. Εκεί ακριβώς εστιάζεται η παρούσα πραγματεία μας. Φτάνοντας στο σήμερα θα δούμε ότι ακολουθήθηκαν δύο κατευθύνσεις. Η πρώτη είναι αυτή που δίνει έμφαση στον συνδυασμό ανθρώπινης νοημοσύνης και προηγμένων

συστημάτων ελέγχου. Το αποτέλεσμα, είναι αεροσκάφη υποβοηθούμενα από αλγοριθμικά συστήματα. Για παράδειγμα το F-117 nighthawk, δεν θα μπορούσε να μείνει στον αέρα εάν δεν υπήρχε η κεντρική μονάδα ελέγχου και υποβοήθησης του πιλότου. Η αεροδυναμική σχεδίαση του αεροσκάφους καθιστά αδύνατο τον αυτόνομο χειρισμό του από αυτόν. Ακόμη, τα σύγχρονα αεροσκάφη, έχουν έξυπνους πυραύλους που μπορούν να εκλέξουν οι ίδιοι τον στόχο βάσει της βάσεως δεδομένων που έχει δώσει ο προγραμματιστής(θερμικό ίχνος, διαφορά χρωματισμού pixel, κτλ.).

Αυτή ήταν και η ροή της εξέλιξης της αεροπορικής πολεμικής βιομηχανίας μέχρι τα τέλη του 20^{ου} αιώνα, λόγω τεχνολογικών και όχι μόνο παραγόντων. Ο 21^{ος} αιώνας ανατέλλει την ευρεία ανάπτυξη των MEAM. Ας πάρουμε για παράδειγμα τις ΗΠΑ. Είναι γεγονός ότι το στολίδι της USAF το 2000, αποτελούσε το F-22 Raptor, λόγω των stealth και αεροδυναμικών χαρακτηριστικών του. Όμως κανείς δεν εστίαζε στην άγνωστη στο ευρύ κοινό τεχνολογία των drones-UAS. Την ίδια περίοδο οι ΗΠΑ πρόσβαλλαν στόχους με την χρήση των μη επανδρωμένων στο Αφγανιστάν (πρώτη γνωστή επίθεση στις 7 Οκτωβρίου 2000) με πυραύλους τύπου hellfire. Φυσικά αυτό δεν έγινε σε μία μέρα

Καθοριστική συμβολή έπαιξε η DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) που επένδυσε στην τεχνολογία αυτή. Τα πρωτότυπα που κατασκευάστηκαν Praeire και Calere με αυτονομία 2 ωρών και δυνατότητα μεταφοράς φορτίου είναι τα πρωταρχικά μοντέλα. Έτσι από την εποχή τω RPV περάσαμε στην οικογένεια των «Predator». Πλέον οι επιχειρήσεις MEAM θεωρούνται υψίστης σημασίας και έχουν ενταχθεί στον στρατηγικό σχεδιασμό όλων των επιτελείων. Ο περιορισμός του ρίσκου για την επιτυχία μίας αποστολής, είναι η κινητήριος δύναμη που ώθησε με τέτοια ορμή την ανάπτυξη αυτού του τομέα. Ακριβώς για αυτό, πλέον όλο και περισσότερα ερευνητικά προγράμματα αναδύονται στην επιφάνεια, είτε στρατιωτικής είτε πολιτικής προελεύσεως. Το μόνο σίγουρο είναι πως το πεδίο πλέον είναι ανοιχτό και πρόσφορο για νέες επιστημονικές θέσεις. Η διεπιστημονική του υπόσταση οφείλεται σε μεγάλο βαθμό.

Παρακάτω θα παραθέσουμε ορισμένα παραδείγματα από τα σύγχρονα UCAV:

- **EADS BARRACUDA:** Είναι κατασκευή από κοινού μεταξύ Γερμανίας και Ισπανίας, και κατασκευάζεται από την EADS. Χρησιμοποιείται για αποστολές επιτήρησης και



Εικόνα 4: EADS BARRACUDA

- κρούσης (UCAV -Unmanned Combat Aerial Vehicle). Είναι stealth με μέγιστη ταχύτητα 0.85 Mach, επιχειρησιακό ύψος 20,00 πόδια και μέγιστο φορτίο των 300 kg. Ακόμη βρίσκεται υπό ανάπτυξη.

- **DASSAULT NEURON:**
Εξελίσσεται από την Dassault και αποτελεί και αυτό ένα UCAV. Στο πρόγραμμα αυτό συμμετέχει η



Εικόνα 5: DASSAULT NEURON

- Γαλλία, Ιταλία, Ισπανία, Σουηδία , Ελβετία αλλά και η χώρα μας. Το 25-εκατομμυρίων drone είναι stealth και μπορεί να επιχειρεί αυτόνομα. Με μέγιστη ταχύτητα 980 km/h , επιχειρησιακό ύψος 14,000 πόδια και μέγιστο φορτίο (συμπεριλαμβανομένου του βάρους του αεροσκάφους) 7000 kg, αποτελεί ένα υπέρ-όπλο στα χέρια αυτών που θα το διαθέτουν.
- **MQ-1B:** Είναι ένα από τα ισχυρότερα MEA αυτήν την στιγμή. Κατασκευάζεται στις ΗΠΑ από την General Atomics-Aeronautical Systems (GA-ASI). Μπορεί να μεταφερθεί στο εσωτερικό ενός Lockheed Martin (Εταιρία κατασκευής) C-130 Hercules ή και μεγαλύτερου μεταγωγικού αεροσκάφους.



Εικόνα 6: MQ9-1B

Χρησιμοποιείται για εγγύς αεροπορική υποστήριξη, εναέρια παρατήρηση, αναγνώριση και απαγόρευση μίας περιοχής από τον εχθρό. Είναι μονοκινητήριο με

κινητήρα τύπου Rotax 914F που αποδίδει 115 ίππους. Μπορεί να φέρει επίσης οπλισμό, αυξάνοντας έτσι την μαχητική ισχύ της δύναμης που το διαθέτει. Συγκεκριμένα μπορεί να φέρει πάνω από δύο AGM-114 Hellfire πυραύλους. Το μέγιστο φορτίο ξεπερνά τις 450 λίβρες ενώ έχει μέγιστη ταχύτητα 217 χιλιόμετρα ανά ώρα. Αποτελεί σταθμό για την ανάπτυξη των ΜΕΑ καθώς αποτέλεσε βασική πλατφόρμα για την εξέλιξη του MQ-9 Reaper.

- ΠΗΓΑΣΟΣ 2:

Ελληνικής κατασκευής μη επανδρωμένο αεροσκάφος. Αποτελεί την εξέλιξη του ΠΗΓΑΣΟΣ, παρέχοντας αυξημένες



Εικόνα 7: ΠΗΓΑΣΟΣ 2

δυνατότητες από τον προκάτοχό του. Με αυτονομία 250 ωρών, εκτελεί αποστολές αναγνώρισης και επιτήρησης. Ακόμη παρέχει την δυνατότητα μεταφοράς φορτίου. Κατασκευασμένο από σύνθετα υλικά, μειώνει κατά πολύ το κόστος παραγωγής. Αποτελεί ένα σημαντικό όπλο για την Π.Α. καθώς δύνανται να μετατραπεί σε μη επανδρωμένο μάχης, με μικρό κόστος, τοποθετώντας βλήματα ελεύθερης ρίψεως.

- **BAYRACTAR**

TB2: αποτελεί ένα από τα state of the art μη επανδρωμένα της τουρκικής πολεμικής αεροπορίας, που χρησιμοποιείται



Εικόνα 8: BAYRACTAR TB2

για αποστολές επιτήρησης, παρακολούθησης και προσβολής. Η μέγιστη διάρκεια πτήσης μπορεί να αγγίξει την μία ημέρα, ενώ προσβάλλει στόχους από απόσταση 8 km με κατευθυνόμενο από laser βλήμα. Αυτό την καθιστά μία από τις 6 χώρες που κατέχει μη επανδρωμένο μάχης την δεδομένη χρονική στιγμή.

2.3 ΑΠΕΙΛΕΣ/ΑΝΤΙΜΕΤΩΠΙΣΗ ΜΕΑ-ΜΕΑΜ

Τα σύστημα ΜΕΑ εκτίθενται σε διάφορες απειλές οι οποίες μεταβάλλονται ανάλογα με το είδος των εχθρικών δυνάμεων, την περιοχή που αναπτύσσονται και το είδος της αποστολής την οποία έχουν αναλάβει. Η κατηγοριοποίηση τους κατά σειρά βαρύτητας είναι:

- Αντιαεροπορικό Πυροβολικό(Πύραυλοι Εδάφους Αέρος και Α/Α πολυβόλα).
- Μαχητικά Α/Φ ή Ε/ΕΠ εξοπλισμένα με πυραύλους αέρος-αέρος
- Παρεμβολές (jamming)

Κάθε μια από αυτές απαιτούν ξεχωριστή ανάλυση και φυσικά αντιμετώπιση. Η ομοιότητά τους με τα επανδρωμένα είναι εμφανής για αυτό και το πεδίο δεν είναι πλήρως άγνωστο.

2.3.1 ΑΝΤΙΑΕΡΟΠΟΡΙΚΟ ΠΥΡΟΒΟΛΙΚΟ.

Εάν ένα μέσο στοχοποιηθεί από ένα τέτοιο οπλικό σύστημα, οι πιθανότητες επιβιωσιμότητας είναι μηδαμινές. Αυτό οφείλεται στο ότι, οι πάσης φύσεως πύραυλοι

κινούνται με μεγάλες ταχύτητες και εκτελούν πιο απότομους ελιγμούς, λόγω χάρη ο STINGER. Τα θέματα σε αυτή την περίπτωση είναι δύο

- Ο εντοπισμός του από το radar του οπλικού συστήματος ή και μη.

Επειδή αυτά είναι σχεδιασμένα να εντοπίζουν επανδρωμένα αεροσκάφη, συνεπώς μεγαλύτερα μεγέθη, δεν είναι απόλυτο ότι θα γίνουν αντιληπτά, ειδικά όταν μιλάμε για μέσα με ίχνος κάτω των 3 μέτρων.

- Η σχέση κόστους πυραύλου και μέσου.

Ένας πύραυλος τέτοιου σκοπού, απαιτεί προσωπικό και πολλές φορές και μέσα για την μεταφορά τους. Ιδιαίτερα το κόστος μίας μονάδας ανέρχεται σε πολλές χιλιάδες δολάρια. Αντίθετα ένα μη επανδρωμένο αερόχημα, μικρού βεληνεκούς παρατηρήσεως, πλέον πλησιάζει τα 1000-10000 δολάρια. Ακόμη, τα A/A πολυβόλα δεν έχουν μεγάλη επιτυχία σε μικρούς εναέριους στόχους. Έτσι, είναι πολύ σπάνιο να αντιμετωπισθεί με αυτό τον τρόπο.

2.3.2 ΜΑΧΗΤΙΚΑ Α/Φ Ή Ε/ΕΠ.

Το κόστος πτήσης ενός Ε/Π UH-1 HUEY για μία ώρα πτήσης με την συντήρηση που ακολουθεί ανέρχεται στις 6000 ευρώ. Αναλογικά σκεπτόμενοι, για ένα ΕΕ/Π ή μαχητικό Α./Φ εκτινάσσεται αφού πρέπει να υπολογίσουμε και το κόστος του οπλικού συστήματος. Και σε αυτή την περίπτωση, το κόστος είναι ασύμφορο.

2.3.3 ΠΑΡΕΜΒΟΛΕΣ

Ίσως η μεγαλύτερη απειλή που αντιμετωπίζει το ΜΕΑ, αναλογιζόμενοι ότι όχι μόνο μπορεί να διακοπεί η επικοινωνία με τον χειριστή, αλλά ακόμη και να αλλάξει χέρια. Γενικά, ορίζεται ως η παρεμβολή ενός σήματος με την χρήση ενός μεγαλύτερης ισχύος σήμα, στο ίδιο φάσμα συχνοτήτων. Χρησιμοποιείται είτε για πολιτικούς είτε για στρατιωτικούς σκοπούς. Έχουν ως στόχο, την ελαχιστοποίηση ή την πλήρη αποκοπή των επικοινωνιών(πχ μεταξύ ενός πομπού και δέκτη, κινητών τηλεφώνων).

Συγκεκριμένα όταν μιλάμε για ένα σύστημα με αυτόματο πιλότο, τα σήματα που ένας παρεμβολέας μπορεί να επεξεργαστεί και να μολύνει είναι το οπτικό σήμα(live streaming) και το σήμα Τηλεμετρίας(telemetry live system-πολλές φορές διασπάται σε σήμα που προέρχεται από το χειριστήριο και σήμα τηλεμετρίας, κυρίως στα

εμπορικά).Κάθε ένα λειτουργεί σε διαφορετικές συχνότητες καθώς εξυπηρετεί διαφορετικό σκοπό. Επίσης βοηθά στην αποφυγή παρεμβολών που μπορεί να προκληθεί μεταξύ τους(interrupted frequency error).

Πλέον, είναι πολύ εύκολο κάποιος να κατασκευάσει ένα jammer . Έχει καθιερωθεί ορισμένες τυπικές μορφές αναπήδησης συχνότητας, που βρίσκονται στα περισσότερα συστήματα τηλεκατεύθυνσης, το Frequency Hopping Spread Spectrum και το Direct Sequence Spread Spectrum.

Στο πρώτο σύστημα ο πομποδέκτης στέλνει την πληροφορία σε ένα πολύ στενό φάσμα συχνοτήτων και αναπηδά από την μία στην άλλη σε χιλιοστά του δευτερολέπτου. Αποτέλεσε το πρώτο βήμα στους πομποδέκτες (rc transmitter). Αυτή την τεχνολογία την υποστηρίζουν 2 εταιρίες ήτοι: FASST radios (futaba) και Airtronics offerings. Στην δεύτερη περίπτωση λειτουργεί σε μία συγκεκριμένη συχνότητα αλλά με πολύ μεγάλο εύρος. Χρησιμοποιείται ένα πολύ μικρό εύρος για την αποστολή data τα οποία είναι φυσικά κωδικοποιημένα. Τέλος αυξάνεται η εμβέλεια.

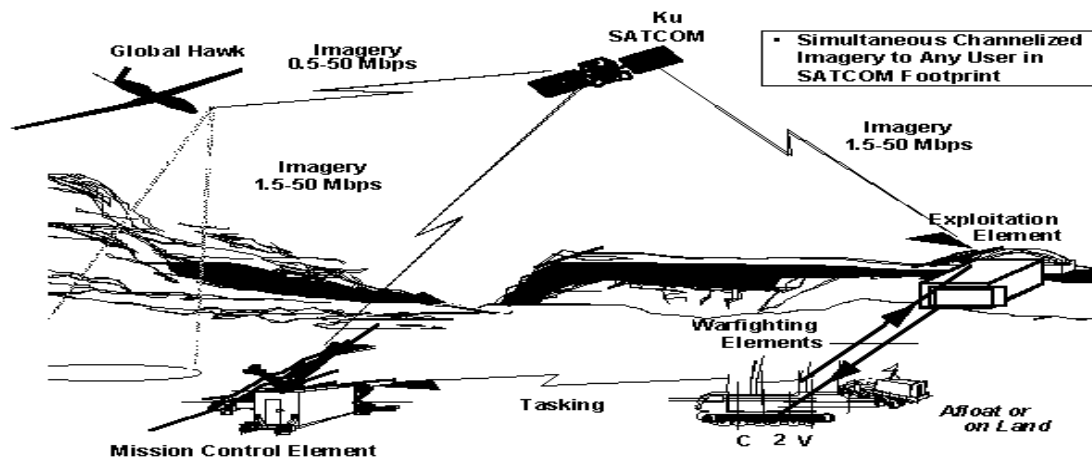
Βέβαια επιτεύχθηκε και ο συνδυασμός των παραπάνω, με αποτέλεσμα να γίνεται ακόμη πιο δύσκολο το έργο της παρεμβολής. Τέτοιες πλακέτες (DSM) υπάρχουν πλέον σε όλους τους πομπούς-δέκτες και δημιουργούν μεταξύ τους ένα μοναδικό δεσμό (bind) προκειμένου οι εντολές να δίνονται σε ένα συγκεκριμένο σύστημα. Επίσης σε αυτά δίνεται η δυνατότητα μεταφοράς τηλεμετρικών δεδομένων(υψόμετρο, θέση κτλ.).

Η πιο σημαντική λοιπόν συχνότητα που απαιτείται να παρεμβάλουμε είναι αυτή του χειρισμού. Υπάρχουν διαφόρων εταιριών πομποδέκτες που χρησιμοποιούν τα παραπάνω. Το εύρος λειτουργίας τους βρίσκεται στα 2,4 ghz. Ορισμένα από αυτά έχουν υποδοχή για μετατροπή αυτής σε μικρότερη (1,2 ghz, 900 mhz) ώστε να αυξηθεί η εμβέλεια.

Η μια τεχνολογία συνδυάζεται με την άλλη και επιτυγχάνονται τα μέγιστα αποτελέσματα. Κατάλληλη επιλογή κεραιών, συχνότητας και encryption προσφέρει ένα τελικό προϊόν με εξαιρετικές δυνατότητες. Και πάλι όμως, η μπορεί να παρεμβληθεί, με συσκευές που κοστίζουν λιγότερο από 1000 ευρώ. Το μειονέκτημά τους είναι η μικρή εμβέλεια που συνήθως δεν ξεπερνά τα 500 μέτρα.

Βέβαια όταν μιλάμε για στρατιωτικές εφαρμογές, το σύστημα επικοινωνίας περιπλέκεται ακόμη περισσότερο, καθώς, εμπλέκονται άλλης μορφής κωδικοποίηση.

Εν παραδείγματι παραθέτουμε το αντίστοιχο σύστημα του UAV Global Hawk , που αποτελεί το πιο εξελιγμένο σύστημα για παρατήρηση και αναγνώριση μέχρι σήμερα. Όπως είναι οφθαλμοφανές, η παρεμβολή καθίσταται δύσκολη για τόσο περίπλοκες



Εικόνα 9: Σύστημα διοίκησης και ελέγχου Global Hawk

πλατφόρμες, καθώς η πληροφορία είναι δύσκολο να «μπλοκαριστεί» σε όλα τα επιμέρους συστήματα.

Πλέον, ένας χρήστης ΜΕΑ μπορεί μέσα σε μία τσάντα πλάτης να μεταφέρει ότι χρειάζεται για να φέρει εις πέρας αποστολή παρεμβολής. Το βέλτιστο είναι η κατάρριψη του, όχι με τεχνητά μέσα, αλλά με παρεμβολή, δηλαδή jamming. Οι περιορισμοί όμως στην εμβέλεια είναι το κύριο πρόβλημα όλων αυτών των συστημάτων. Η έρευνα πάνω σε αυτό το κομμάτι συνεχίζεται με γοργούς ρυθμούς, σε σημείο που μάλιστα που, ΜΕΑ των ΗΠΑ παρεμβλήθηκε και έπεσε στα χέρια των ιρανικών ενόπλων δυνάμεων.

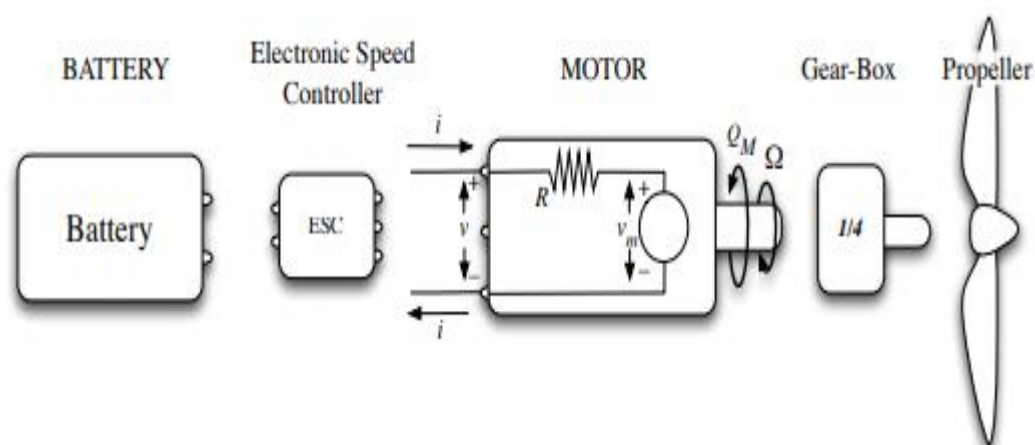
Όπως τονίζεται και στην εισαγωγή, απαιτείται η επιμέρους μελέτη των συστημάτων που χρησιμοποιούνται στο ΜΕΑ. Σε κάθε περίπτωση, η μαθηματική ερμηνεία απαραίτητη για την πειραματική διαδικασία η οποία θα ακολουθήσει. Στην παρούσα μελέτη, θα δοθεί έμφαση στην κατάλληλη επιλογή κινητήρων, έλικας και πτέρυγας, για την μεγιστοποίηση της διάρκειας πτήσης και εμβέλειας. Έπειτα θα γίνει αναφορά στα πλεονεκτήματα που προσφέρει η τοποθέτηση φωτοβολταϊκών πάνελ στις πτέρυγες. Με το πέρας της μελέτης του αεροσκάφους, αυτή του πυραύλου ακολουθεί. Με βάση το μοντέλο των 6 σημείων ελευθερίας μελετάται η βαλλιστική τροχιά του.

3. ΣΥΣΤΗΜΑΤΑ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ

3.1 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ

Στον τομέα των κινητήρων, υπάρχει μία πραγματικά αλματώδης άνθιση. Αυτό προκύπτει από το ότι τα επανδρωμένα multicopters έχουν κεντρίσει το ενδιαφέρον πολλών εταιριών για αντίστοιχα πρότυπα. Η χρήση των κινητήρων brushless συνεχούς ρεύματος, λόγω της υψηλής αποδοτικότητας, διάρκειας ζωής, χαμηλού ίχνους θορύβου, θερμότητας και μικρού τους βάρους προτιμάται έναντι των brushed. Ειδικά σε εφαρμογές μη επανδρωμένων αεροσκαφών, που οι υπολογισμοί πρέπει να είναι ακριβείς, η χρήση τους είναι επιτακτική. Η παραγόμενη ώση που προσφέρουν σήμερα, είναι τρομακτικά μεγαλύτερη σε σχέση με μερικά χρόνια πριν. Η αδιαβροχοποίηση, η προστασία από σκόνη και την αύξηση της θερμοκρασίας είναι πλέον βασικά χαρακτηριστικά αυτών. Άλλωστε αποτελούν κριτήρια για την επιλογή τους έναντι άλλων, πιο συμβατικών. Ένα ακόμα σημαντικό προτέρημα πλέον, είναι πως, motors τέτοιων κατηγοριών συνοδεύονται με τους αντίστοιχους πίνακες τεχνικών χαρακτηριστικών.

Κάθε κινητήρας έχει κατασκευαστεί για συγκεκριμένη εφαρμογή, συνεπώς η επιλογή του κατάλληλου θα κριθεί από τις ανάγκες του αεροσκάφους. Όπως και σε κάθε κινητήρα, η ισχύς, η ροπή και η τριβή είναι οι ποσότητες που θα συμπεριληφθούν για την επιλογή του.



Εικόνα 10: Διάταξη συστήματος προώθησης ΜΕΑ (Πηγή: Hattenberger,2016)

Στο διάγραμμα [Hattenberger, 2016] απεικονίζεται η βασική διάταξη ενός συστήματος προώθησης ΜΕΑ. Από το αναλυτικό φυλλάδιο τεχνικών χαρακτηριστικών μπορούμε να χρησιμοποιήσουμε τις εξής ποσότητες :

- K_v : δίνεται σε rounds per minute/ volt. Όσο μεγαλύτερος είναι αυτός ο αριθμός, τόσο πιο γρήγορα στρέφεται ο άξονας του motor
- Μέγιστη ισχύς: δίνεται σε watt
- Εσωτερική αντίσταση (R): δίνεται σε Ω
- Ρεύμα χωρίς φορτίο(No load current) I_0 : σε A σε συγκεκριμένη τάση. Το ρεύμα που ρέει σε ένα δίκτυο όταν το κύκλωμα είναι ανοιχτό. Οι απώλειες που βασίζονται στην τριβή επίσης συμπεριλαμβάνονται.
- Μέγιστο ρεύμα: μετριέται σε A
- LiPo cells: υποδηλώνει τον αριθμό από μπαταρίες Πολυμερών Λιθίου που μπορεί να δουλέψει με ασφάλεια (δηλαδή ένταση και τάση μπαταρίας). Βέβαια με κατάλληλη τροποποίηση μπορούμε να αλλάξουμε είδος μπαταρίας, λόγω χάρη LiIon.

Με βάση τα παραπάνω, έχουμε,

Για την αξονική ροπή του motor για ρεύμα έντασης I :

$$Q_m = \frac{I - I_0}{K_q} \quad (1.1),$$

όπου K_q : σταθερά αξονικής ροπής(A/N).

Επίσης $K_q \approx K_v$

Για την τάση εξόδου V έχουμε

$$V = V_m + IR \quad (1.2), \text{ όπου}$$

V_m : η εσωτερική αντίσταση, η οποία είναι ανάλογη στον ρυθμό περιστροφής(Ω) σε rad/s/V, και δίνεται από τον τύπο

$$V_m = \frac{\Omega}{K_v} \quad (1.3)$$

Λύνοντας ως προς I , η ροπή μετασχηματίζεται ως εξής:

$$Q_m = \left((V - \frac{\Omega}{K_v}) \frac{1}{R} - I_0 \right) \frac{1}{K_q} \quad (1.4)$$

Η μηχανική ισχύς στον άξονα P_{shaft} δίνεται από τον τύπο:

$$P_{shaft} = Q_m \Omega \quad (1.5)$$

και η ηλεκτρική ισχύς P_e

$$P_e = IV \quad (1.6)$$

Συνεπώς, η αποδοτικότητα του motor, η_m , δίνεται από την σχέση:

$$\eta_m = \frac{P_{shaft}}{P_e} = \left(1 - \frac{I_0}{I}\right) \frac{K_V}{K_q} \frac{1}{1 + \frac{IRK_V}{\Omega}} \quad (1.7)$$

3.2 ΕΛΙΚΑ

Το επόμενο υπό εξέταση κομμάτι είναι η έλικα. Με την επιλογή της κατάλληλης έλικας το motor μπορεί να μας δώσει την μέγιστη αποδοτικότητα. Σε αναλυτικά φύλλα τεχνικών χαρακτηριστικών, το motor δοκιμάζεται με την έλικα, ώστε να μας δώσει την παρεχόμενη ισχύ για διάφορες τιμές του μοχλού προώθησης (throttle). Επίσης από το μέγιστο ρεύμα και τάση, μπορούμε να επιλέξουμε και την κατάλληλη πηγή ενέργειας. Παρ, όλα αυτά η θεωρητική προσέγγιση απαιτείται για διασταύρωση αυτών.

Λόγω της αποστολής του MEA σε υψόμετρα που δεν ξεπερνούν το ένα χιλιόμετρο, και λόγω του μεγάλου μεγέθους έλικας, κινητήρα και ταχύτητα, ο αριθμός Reynolds δεν επηρεάζει σημαντικά [Hattenberger, 2016]. Συγκεκριμένα δίνεται από την σχέση:

$$Re = \frac{\rho \Omega R_b C_{ave}}{\mu} \quad (1.8), \text{ όπου}$$

- C_{ave} : μέσο μήκος της χορδής
- ρ : πυκνότητα του υγρού
- R : ακτίνα της προπέλας
- μ : δυναμικό ιξώδες

Η παραπάνω σχέση εκφράζεται και ως:

$$Re = \frac{\rho u C_{ave}}{\mu} = \frac{u C_{ave}}{\nu} \quad (1.9), \text{ όπου}$$

- u : ταχύτητα του ρευστού μέσου

- v : κινηματικό ιξώδες

Αντιθέτως μέσω των σταθερών για την ώση, την ισχύ και την ροπή μπορούμε να εξάγουμε σημαντικά συμπεράσματα. Έχουμε:

Για την σταθερά ώσης C_t :

$$C_t = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (1.10), \text{ όπου } T : \text{ ώση}$$

Για την σταθερά ισχύος C_P :

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (1.11), \text{ όπου } P : \text{ ισχύς}$$

Και για την σταθερά ροπής

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (1.12), \text{ όπου } Q : \text{ ροπή}$$

Η άνευ διαστάσεων τιμή advance ratio J ορίζεται ο λόγος της απόστασης που διανύει η προπέλα σε μία πλήρη περιστροφή σε σχέση με την διάμετρο της έλικας. Μαζί με τις στροφές ανά δευτερόλεπτο (rpm), διαδραματίζουν σημαντικό ρόλο στην αποδοτικότητα του συστήματος προώθησης (έλικα-motor) [Hattenberger, 2016] .

Η τιμή J δίνεται από την σχέση:

$$J = \frac{V}{nD} = \frac{V\pi}{\Omega R_b} \quad (1.13), \text{ όπου}$$

- $n=2\pi\Omega$: ο ρυθμός περιστροφής, (rps)
- D : διάμετρος της έλικας

Συνεπώς, η αποδοτικότητα της έλικας,

$$\eta_{prop} = \frac{TV}{P} = \frac{TV}{Q\Omega} = \frac{J C_T}{2\pi C_P} \quad (1.14)$$

3.2.1. Αποδοτικότητα συστήματος προώθησης

Βρίσκοντας την αποδοτικότητα για κάθε ένα τμήμα ξεχωριστά, πρέπει να βρούμε την συνολική (έλικα και υπόλοιπα ηλεκτρικά συστήματα). Εφ' όσον το ΜΕΑ θα κινείται με ηλεκτρική ενέργεια ισχύει

$$P_e = IV(1.15)$$

Ενώ για την παρεχόμενη ισχύ προώθησης ισχύει

$$P_{aero} = UT \quad (1.16), \text{όπου}$$

- U: ταχύτητα
- T: ώση

Συνεπώς η αποδοτικότητα του συστήματος θα είναι

$$\eta_{tot} = \frac{P_{req}}{P_e} = \frac{UT}{IV} \quad (1.17)$$

Το θαυμαστό είναι πως, η γραφική παράσταση P_{aero} και P_e έχουν μία γραμμική σχέση μεταξύ τους ανεξάρτητη από το εύρος της ταχύτητας που το ΜΕΑ θα αξιοποιεί [Hattenberger, 2016]. Συνεπώς το γραμμικό μοντέλο παίρνει την μορφή:

$$P_{aero} = \alpha P_{aero} + \beta \quad (1.18)$$

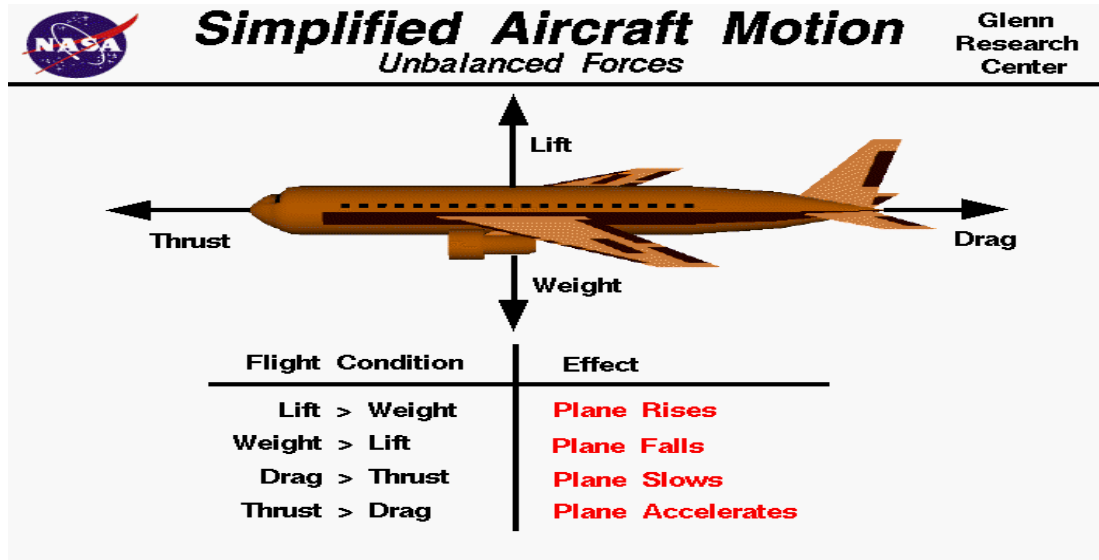
3.3 ΜΕΛΕΤΗ ΠΤΗΤΙΚΟΤΗΤΑΣ ΜΕΑ

Προτεραιότητα στην μελέτη αυτή αποτελεί ο καθορισμός των χαρακτηριστικών πτήσης. Μέσω αυτών μπορούμε να εξάγουμε σημαντικά συμπεράσματα για την διάρκεια πτήσης, την εμβέλεια αλλά και το μέγιστο φορτίο που μπορεί να φέρει. Σε ένα ΜΕΑ τύπου fixed wing, οι βασικές δυνάμεις που ασκούνται είναι:

- Βάρος (weight, W)
- Άντωση (lift, L)
- Δύναμη που το κινεί (thrust, F)
- Τριβή (drag, D)

Όταν βρισκόμαστε σε ευθύγραμμη ομαλή πτήση, ισχύει για την απαιτούμενη ισχύ του αεροσκάφους:

$$P_{req} = DU, \text{ όπου } U: \text{ ταχύτητα}$$



Εικόνα 11: δυνάμεις που ασκούνται σε ένα ιπτάμενο μέσο (πηγή: NASA)

Για να συνεχίσουμε, χρειαζόμαστε το να βρούμε την σχέση για το drag polar, όπου για την περίπτωση μας, ισχύει ότι :

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (1.19), \text{ όπου}$$

- C_{D_0} : μηδενική σταθερά τριβής (zero lift drag)
- C_L^2 : σταθερά της άντωσης
- K : σταθερά

Το διάγραμμα C_L^2 με C_D μπορεί να μας δώσει την μηδενική σταθερά τριβής, όταν $C_L^2=0$. Επίσης μπορούμε να βρούμε την σταθερά k ως εξής

$$\text{slope} = \frac{dy}{dx} = \tan(\theta) = k \quad (1.20)$$

Ένας ακόμη σημαντικός λόγος που χρειαζόμαστε, είναι αυτός της πτέρυγας προς την χορδή του (AR), και ορίζεται ως

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{SMC} \quad (1.21), \text{ όπου}$$

- b : μήκος πτέρυγας (wingspan)

- S: η προβολή της επιφάνειας της πτέρυγας
- SMC: μέσο μήκος χορδής (standard mean cord)

Ανάλογα με της αποστολή που έχει να φέρει εις πέρας το ΜΕΑ, πρέπει να διαλέξουμε την κατάλληλη πτέρυγα, καθώς όταν έχουμε μεγάλο μήκος και μικρή χορδή,

1. Το σχέδιο πρέπει να είναι πιο μελετημένα σχεδιασμένο, λόγω των τάσεων που θα δημιουργηθούν από την κάμψη αυτής.
2. Λόγω της μεγάλης αδράνειας, η γωνιακή επιτάχυνση μειώνεται .
3. Αυξημένη παρασιτική τριβή .
4. Μειωμένος χώρος για την τοποθέτηση φωτοβολταϊκών μεμβρανών.

Τέλος, ακόμη ένας χρήσιμος αριθμός που μπορούμε να βρούμε από το διάγραμμα και είναι αντιστρόφως ανάλογη του slope και του aspect ratio είναι ο συντελεστής Oswald:

$$e = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot slope} \quad (1.22)$$

Έπειτα, για τις δυνάμεις ισχύει:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L \quad (1.23)$$

$$D = F = \frac{1}{2} \rho U^2 S C_D \quad (1.24),$$

Όπου, ρ : πυκνότητα

Λύνοντας τις παρακάτω σχέσεις ως προς τις σταθερές άντωσης και τριβής έχουμε:

$$C_L = \frac{2W}{\rho U^2 S} \quad (1.25)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho U^2 S} \quad (1.26)$$

Εάν πολλαπλασιάσουμε στην σχέση για το drag polar την δυναμική πίεση q και την επιφάνεια πτέρυγας S , η σχέση μετασχηματίζεται ως:

$$D = q S C_{D_0} + q S k C_L^2 \quad (1.27)$$

Ακόμη, η δυναμική πίεση ορίζεται ως:

$$q = \frac{\rho U^2}{2} \quad (1.28)$$

Εντάσσοντας όλα τα παραπάνω στην εξίσωση για το P_{req} προκύπτει ότι:

$$P_{req} = \frac{1}{2} \rho U^3 S C_{D_0} + \frac{2kW^2}{\rho US} \quad (1.29)$$

.3.1 ΤΑΧΥΤΗΤΑ ΑΠΟΓΕΙΩΣΗΣ ΚΑΙ ΑΠΩΛΕΙΑΣ ΣΤΗΡΙΞΗΣ

Για την επιλογή του τρόπου απογείωσης του αεροσκάφους (καταπέλτη, τροχοδρόμηση ή τροχοδρόμηση), θα πρέπει να υπολογιστεί η ταχύτητα απογείωσης, η οποία είναι συνήθως 20% υψηλότερη από την ταχύτητα απώλειας στήριξης [Lieh, 2011], δηλαδή

$$U_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \quad (1.30)$$

$$U_{LO} = 1,2 U_{stall} = 1,2 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \quad (1.31)$$

.3.2 ΑΠΟΔΟΣΗ ΣΤΡΟΦΗΣ

Σε σταθερό επίπεδο στροφής και ταχύτητα [Anderson, 1999] ισχύει ότι:

$$R = \frac{U^2}{g\sqrt{n^2-1}} \quad (1.32)$$

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{U^2} \quad (1.33)$$

$$\varphi = \arccos \frac{1}{n} \quad (1.34)$$

Όπου:

- R: ακτίνα στροφής (turn radius)
- ω : ρυθμός στροφής (turn rate)
- φ : η κλίση προς τον διαμήκη άξονα του σε σχέση με την οριζόντια. (bank angle)
- $n = \frac{L}{W} = \frac{\rho U^2 C_L S}{2W}$: αυτός ο λόγος ορίζεται ως load factor. Είναι δυνατόν να συσχετισθεί με την απαιτούμενη ισχύ

Έχουμε:

$$\left. \begin{aligned} L &= nW \\ C_L &= \frac{2W}{\rho U^2 S} \\ C_D &= \frac{2D}{\rho U^2 S} \\ C_D &= C_{D0} + kC_L^2 \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &\text{Προκύπτει ότι(παίρνοντας την θετική ρίζα):} \\ n &= \sqrt{\frac{(\rho U^2 S)(2D(\rho U^2 S) - C_D)}{4kW^2}} \quad (1.35) \end{aligned}$$

Πλέον με την γραφική παράσταση ταχύτητας- load factor μπορούμε να βρούμε το σημείο τομής βάσει των δύο βασικών περιορισμών, δηλαδή της μέγιστης σταθεράς άντωσης και μέγιστης παρεχόμενης ενέργειας. Από την γραφική παράσταση αυτών των δύο βρίσκουμε τον μεγαλύτερο load factor.

.3.3 ΡΥΘΜΟΣ ΑΝΥΨΩΣΗΣ ΚΑΙ ΜΕΓΙΣΤΗ ΤΑΧΥΤΗΤΑ

Για τον ρυθμό ανύψωσης έχουμε:

$$RC = \frac{(R_a - P_r)}{W} \quad (1.36), \text{ όπου}$$

- P_a =καμπύλη διαθέσιμης ενέργειας(πειραματικά από το wind tunnel ή προσομοίωση)
- P_r =καμπύλη απαιτούμενης ενέργειας

Ενώ για την γωνία ανύψωσης:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{RC}{U}\right) \quad (1.37)$$

Από την γραφική παράσταση ταχύτητας με ρυθμού ανύψωσης, μπορούμε να βρούμε τις μέγιστες τιμές τους.

.3.4 ΙΔΙΑΙΤΕΡΟΤΗΤΕΣ ΧΡΗΣΗΣ ΜΠΑΤΑΡΙΑΣ

Η χρήση ηλεκτρικού συστήματος προώθησης προσφέρει πολλά πλεονεκτήματα έναντι της χρήσης κινητήρα εσωτερικής καύσης. Η μειωμένη συντήρηση, η υψηλή αποδοτικότητα, η μη λογαριθμική μείωση του βάρους του ΜΕΑ και το μικρό κόστος τους είναι μερικά από αυτά. Η τροφοδότηση όμως με μπαταρία έχει ορισμένα μειονεκτήματα κυρίως στην διάρκεια που μπορούν να τροφοδοτούν το σύστημα. Οι

πιο αποδοτικές από αυτές είναι οι λιθίου πολυμερών (LiPo). Ωστόσο τα τελευταία χρόνια, υπάρχει μεγάλη άνθιση των λιθίου ιόντων (LiIon). Για αυτό και απαιτείται διαφορετική προσέγγιση για κάθε είδος [Traub,2011]

Οι μπαταρίες lead-acid υπόκεινται στο φαινόμενο Peukerts, το οποίο εκφράζει τον χρόνο αποφόρτισης της συναρτήσει του ρεύματος αποφόρτισης υψωμένο εις την σταθερά Peukerts:

$$t = \frac{Rt}{I^n} \left(\frac{C}{Rt} \right) \quad (1.38), \text{ όπου:}$$

- t: χρόνος σε ώρες
- C: χωρητικότητα μπαταρίας
- I: ρεύμα αποφόρτισης
- Rt: ο χρόνος αποφόρτισης για τον οποίο η χωρητικότητα έχει προσδιοριστεί (1 ώρα για τις μπαταρίες που συναντάμε στο εμπόριο για αντίστοιχες εφαρμογές)

Η παραπάνω σχέση σε συνδυασμό με το P_e , μας δίνει:

$$P_e = \frac{VC}{Rt} \left(\frac{Rt}{t} \right)^{\frac{1}{n}} \quad (1.39)$$

Έχοντας πλέον δύο αναλυτικούς τύπους για το P_{req} και P_e , και εντάσσοντάς τους στον τύπο του μέτρου απόδοσης για το σύστημά η_{tot} μπορούμε να βρούμε την διάρκεια πτήσης σε ώρες:

$$E = t = Rt^{1-n} \left\{ \frac{\eta_{tot} VC}{\frac{1}{2} \rho U^3 S C_{D_0} + \left(\frac{2W^2 k}{\rho U S} \right)} \right\}^n \quad (1.40)$$

.3.5 ΜΕΓΙΣΤΟΠΟΙΗΣΗ ΕΜΒΕΛΕΙΑΣ ΚΑΙ ΔΙΑΡΚΕΙΑΣ ΠΤΗΣΗΣ

Οι μαθηματικές εξισώσεις διαφοροποιούνται ανάλογα τον στόχο που έχει να φέρει εις πέρας το ΜΕΑ. Παρακάτω παρατίθενται οι εξισώσεις για τον συντελεστή μηδενικής τριβής, ταχύτητας, ισχύος και για τις δυο περιπτώσεις [Traub,2011].

Για μέγιστη διάρκεια πτήσης, πρέπει:

$$C_{D_0} = \frac{1}{3} k C_L^2 \quad \text{ή} \quad \frac{C_L}{C_D} \Big\} \max \quad (1.41)$$

$$U_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{3C_{D_0}}}} \quad (1.42)$$

$$P_{req} = \frac{2}{\sqrt{\rho S}} C_{D_0}^{\frac{1}{4}} \left(2W \sqrt{\frac{k}{3}} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (1.43)$$

Για την μέγιστη εμβέλεια (1.42)

$$C_{D_0} = k C_L^2 \text{ ή } \frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D} \Bigg\} max \quad (1.44)$$

$$U_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}}} \quad (1.45)$$

$$P_{req} = \frac{1}{\sqrt{\rho S}} C_{D_0}^{\frac{1}{4}} (2W \sqrt{k})^{3/2} \quad (1.46)$$

Τέλος η μέγιστη αποδοτικότητα και η μέγιστη εμβέλεια δίνονται από τους τύπους:

$$E_{max} = R t^{1-n} \left\{ \frac{\eta_{tot} VC}{\frac{2}{\sqrt{\rho S}} C_{D_0}^{\frac{1}{4}} \left(2W \sqrt{\frac{k}{3}} \right)^{3/2}} \right\}^n h \quad (1.47)$$

$$R_{max} = R t^{1-n} \left\{ \frac{\eta_{tot} VC}{\frac{1}{\sqrt{\rho S}} C_{D_0}^{\frac{1}{4}} (2W \sqrt{k})^{\frac{3}{2}}} \right\}^n \left(\sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}}} \right) 3,6 \text{ km} \quad (1.48)$$

Ανάλογα με το υψόμετρο που επιχειρεί το αεροσκάφος, η πυκνότητα διαφοροποιείται.

Έτσι, επηρεάζεται η διάρκεια πτήσης :

$$\rho^{n/2} \quad (1.49)$$

Ενώ την εμβέλεια :

$$\rho^{(n-1)/2} \quad (1.50)$$

Φυσικά για ΜΕΑ που επιχειρούν σε μικρό υψόμετρο, δεν υπάρχουν ιδιαίτερες διακυμάνσεις.

Συνεπώς, αναλόγως του στόχου που θέλουμε να επιτύχουμε, η σχέση της μηδενικής σταθεράς τριβής και της σταθεράς άντωσης αλλάζει. Όταν το MEA επιχειρεί σε βάθος, οι εξισώσεις μεγιστοποίησης της εμβέλειας είναι οι κατάλληλες. Σε τέτοιου είδους αποστολή, προτεραιότητα αποτελεί η γρήγορη προσέγγιση του στόχου και η επιστροφή στο επιθυμητό σημείο προσγείωσης, πριν εξαντληθεί η ενέργεια που προσφέρεται από την μπαταρία. Αντίστοιχα σε αποστολές που απαιτείται υψηλός χρόνος αιώρησης, η μέγιστη διάρκεια πτήσης αποτελεί προτεραιότητα. Ανάλογα λοιπόν, αλλάζει και η αεροτομή που θα επιλεγεί. Τα χαρακτηριστικά αυτών μπορούν να βρεθούν από την <http://airfoiltools.com>. Σε αυτή την ιστοσελίδα πέρα από τα διαγράμματα που υπάρχουν, μπορούν να βρεθούν οι διαφορές λόγω της αλλαγής του αριθμού Reynolds, όπου σε MEA κλάσης 2 και 3 παίζουν καθοριστικό ρόλο.

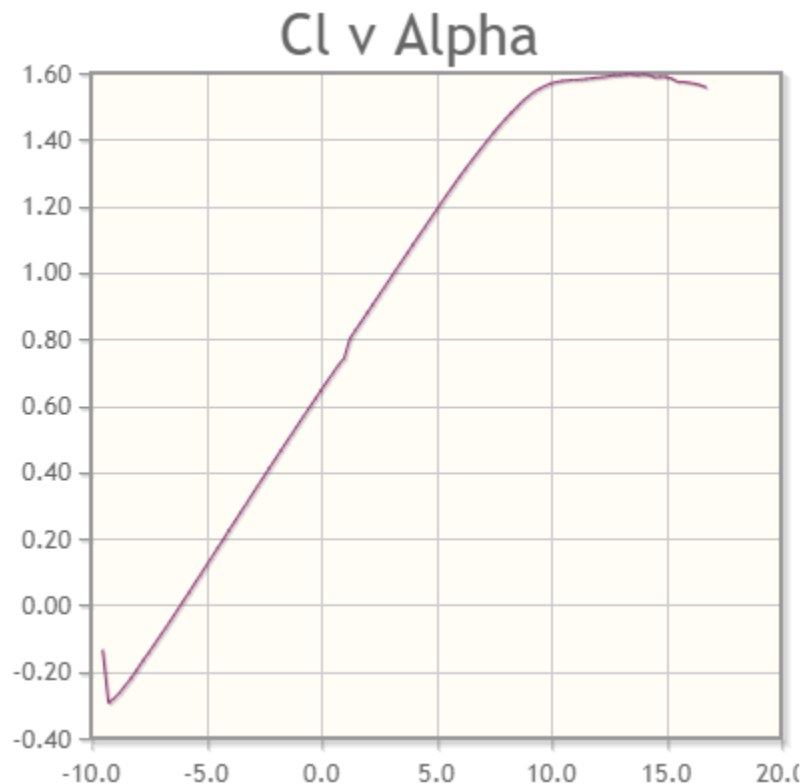
.3.6 STOL (Short takeoff and landing)

Η ιδέα εξετάζεται όχι μόνο για γεωργικές εφαρμογές(πχ το piper club 3) αλλά και για μεταφορικές, ιδιαίτερα στον τομέα των αερογραμμών. Λόγω αρκετών δυσπρόσιτων περιοχών, τα υπάρχοντα αεροδρόμια είναι αρκετά περιορισμένων δυνατοτήτων. Για αυτό, οι προσπάθειες των αεροναυπηγών επικεντρώνονται στην δημιουργία αεροσκαφών που να εκτελούν επιτυχείς απογειώσεις και προσγειώσεις σε μικρότερο διάδρομο των προβλεπόμενων. Αυτό επιτυγχάνεται με μεγαλύτερες πτέρυγες αλλά ακόμη και με επιπρόσθετα μέτρα, όπως flaps και forward slips. Η τεχνική αυτή, ενώ επηρεάζει την ταχύτητα του μέσου, δεν επηρεάζει το ωφέλιμο φορτίο που μπορεί να κουβαλήσει (payload).

.3.7 ΛΟΓΙΣΜΙΚΑ ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΗΣ

Η εξέταση των παραπάνω αποτυπώνει την γενική συμπεριφορά του αεροσκάφους. Ωστόσο, λεπτομερής ανάλυση δεν είναι δυνατόν να επιτευχθεί, καθώς το είδος της αεροτομής, της ατράκτου, των υπόλοιπων μερών του αλλά και η τοποθέτησή τους επηρεάζει την γενική συμπεριφορά του αεροσκάφους. Για τον λόγο αυτό, υπάρχουν αντίστοιχα λογισμικά που προσφέρουν μία πιο γενική εικόνα. Το μεγάλο πλεονέκτημα τους είναι η οπτικοποίηση των αποτελεσμάτων, είτε με την δημιουργία γραφικών παραστάσεων, είτε με την δισδιάστατη ή και τρισδιάστατη παρουσίαση του μοντέλου. Είναι ευρέως διαδεδομένα, και μερικά από αυτά διατίθενται δωρεάν στο διαδίκτυο.

Στην παρούσα εργασία θα χρησιμοποιηθεί το XFLR5. Η αεροδυναμική μελέτη ξεκινά με τον καθορισμό των αεροτομών και του εύρους των αριθμών Reynolds που θα χρησιμοποιηθούν. Οι πρώτες γραφικές παραστάσεις που εμφανίζονται αφορούν την συμπεριφορά για μία θεωρητική αεροτομή, δηλαδή που εκτείνεται άπειρα στον χώρο. Ο



χειριστής, είναι σε θέση να εμφανίσει **Εικόνα 12: Διάγραμμα σταθεράς άντωσης-γωνίας προσβολής (πηγή: NACA)**

αυτές που επιθυμεί. Όμως για ένα πραγματικό μοντέλο, τα στοιχεία δεν είναι ακριβή. Για παράδειγμα, βλέποντας την γραφική παράσταση σταθεράς άντωσης προς γωνίας προσβολής, εξάγουμε το συμπέρασμα ότι η μέγιστη γωνία (ή και A_{max}) που μπορεί να λάβει με 500.000 Reynolds είναι περίπου στις 13 μοίρες. Από εκεί και πέρα, βλέπουμε ότι η τιμή της σταθεράς άντωσης πέφτει, συνεπώς έχουμε απώλεια στήριξης. Ωστόσο στην ιδανική πτέρυγα, δεν υπολογίζονται συνιστώσες όπου επηρεάζουν τις παραπάνω τιμές. Μια από αυτές είναι οι στροβιλισμοί, οι οποίοι δημιουργούνται στα άκρα της πτέρυγας. Ως αποτέλεσμα, η γραφική παράσταση αλλάζει.

Το δεύτερο βήμα είναι η σχεδίαση του αεροσκάφους, με τις επιθυμητές διαστάσεις. Κάθε ένα τμήμα μελετάται ξεχωριστά και τοποθετείται στον χώρο με την χρήση συντεταγμένων στον χώρο. Σημαντική δε είναι η δυνατότητα καθορισμού βαρών, και υπολογισμός του κέντρου μάζας του αεροσκάφους. Ακόμη η προσθήκη εξωτερικού φορτίου(μάζα και συνολική αντίσταση) καθίσταται δυνατή. Αποτελεί χρήσιμο εργαλείο όταν προστίθενται εξωτερικές κάμερες, βλήματα, και πάσης φύσεως εξοπλισμό ο οποίος δεν τοποθετείται εσωτερικά.

Τέλος, γίνεται η ανάλυση του αεροσκάφους, σταθεροποιώντας κάθε φορά μια παράμετρο. Η πιο συνήθης μελέτη είναι αυτή της ευθύγραμμης ομαλής πτήσης. Μέσω αυτής μπορούμε να βρούμε την απαιτούμενη ενέργεια που χρειάζεται το αεροσκάφος, αλλά τις τιμές της γωνίας προσβολής στις οποίες επιτυγχάνουμε μέγιστη εμβέλεια και απόσταση. Σημείο ιδιαίτερης προσοχής είναι το εξής. Το πρόγραμμα παρουσιάζει περιορισμό στις ακραίες τιμές (απώλεια στήριξης), παραθέτοντας έτσι, ένα συγκεκριμένο εύρος τιμών. Σε κάθε περίπτωση, αποτελεί ένα αξιόλογο εργαλείο για μια προκαταρκτική μελέτη.

Περαιτέρω μελέτη μπορεί να γίνει με λογισμικά τρισδιάστατης σχεδίασης όπως το SOLIDWORKS και AUTOCAD, που στην παρούσα εργασία δεν θα αναλυθούν. Το θαυμαστό είναι ότι, τα παραπάνω παρέχουν πακέτα για αεροδυναμική μελέτη (flow simulator). Έτσι, πριν ληφθεί η απόφαση για παραγωγή πρωτοτύπου, γίνεται προκαταρκτικός έλεγχος με προσομοίωση.

.4 ΜΕΛΕΤΗ ΜΠΑΤΑΡΙΑΣ

Οι μπαταρίες που εξετάζουμε, αποτελούνται από κελία (cells) συνδεδεμένα σε σειρά ή παράλληλα, με σκοπό να μας δώσουν το κατάλληλο ρεύμα και τάση. Ο αριθμός που προσδιορίζει την διάταξή τους είναι

$xPyS$ (1.51), όπου:

- xP : αριθμός κελιών που έχουν συνδεθεί παράλληλα
- yS : αριθμός κελιών που έχουν συνδεθεί σε σειρά πρακτικά σημαίνει ότι η μπαταρία έχει:
- x φορές την χωρητικότητα του ενός κελιού
- y φορές την τάση του ενός κελιού

Συνεπώς η συνολική χωρητικότητα της μπαταρίας μπορεί να εκφραστεί ως:

$$C_{tot} = xC_{cell} \quad (1.52)$$

Ενώ το συνολικό βάρος της μπαταρίας:

$$W_{bat} = x\psi W_{cell} \quad (1.53)$$

Όσο αυξάνονται οι απαιτήσεις του ΜΕΑ σε ενέργεια, τόσο θα αυξάνονται οι σταθερές χ και ψ , συνεπώς και το βάρος της μπαταρίας W_{bat}

Γνωρίζοντας το συνολικό βάρος του αεροσκάφους W , μπορούμε να βρούμε το ποσοστό που αναλογεί στην μπαταρία:

$$B = \frac{W_{bat}}{W} 100\% \quad (1.54)$$

Όπως αποδεικνύεται, η γραμμική αύξηση της χωρητικότητας της μπαταρίας, προκαλεί μη γραμμική αύξηση στο απαιτούμενο ρεύμα. Στα πλαίσια αυτής της μελέτης, θα μελετηθούν 2 ειδών μπαταρίες, οι λιθίου πολυμερών και λιθίου ιόντων. Ακριβώς για αυτό χρειάζεται ξεχωριστή μελέτη, καθώς οι τελευταίες, δεν υπόκεινται στον νόμο του Peukerts και μπορούν να προσομοιωθούν εάν θέσουμε $n=1$ και όχι 1,2 έως 1,3 όπως στις LiPo.

.5 ΥΒΡΙΔΙΚΟ ΣΥΣΤΗΜΑ ΠΡΟΩΘΗΣΗΣ

Για να απαλλαχθούν οι μηχανικοί από τους περιορισμούς που η μπαταρία δημιουργεί, αναπτύσσουν νέα υβριδικά συστήματα. Εταιρίες όπως και η Siemens έχει δώσει βάση από την αρχή της δεκαετίας του '10 για την ανάπτυξη τους (DA36 E-star). Εάν θα θέλαμε να χωρίσουμε τα είδη των υβριδικών συστημάτων, έχουμε [Lieh 2011]:

- I. Στην σειρά υβριδικό (series hybrid): Το motor τροφοδοτείται από ένα μετασχηματιστή ενέργειας, ο οποίος καθορίζει από πού θα την λαμβάνει, δηλαδή από την μπαταρία ή από τον κινητήρα καύσης. Ως επακόλουθο, ο χειριστής μπορεί να επιλέξει να τροφοδοτείται είτε από την μπαταρία, είτε από τον κινητήρα-γεννήτρια είτε από συνδυασμό αυτών.
- II. Παράλληλα υβριδικό (parallel hybrid): Σε αυτή την περίπτωση, υπάρχει μηχανική σύζευξη (mechanical coupler που λειτουργεί όπως ο ηλεκτρικός συμπλέκτης-electrical clutch). επίσης είναι σε θέση να λειτουργεί όπως και το προηγούμενο μοντέλο
- III. Συνδυασμό σε σειρά και παράλληλο υβριδικό (series-parallel hybrid): Εδώ οι εφαρμόζονται οι δύο παραπάνω μεθοδολογίες. Δύναται να

λειτουργεί με τους περισσότερους τρόπους απ' ό τι παράλληλη ή η σε σειρά μεθοδολογία.

- IV. Σύμπλεγμα υβριδικών (complex hybrid): Είναι παρόμοιο με την προηγούμενη διάταξη, ωστόσο έχει έναν επιπλέον μετατροπέα ενέργειας ο οποίος δεν συνδέεται μόνο με την μπαταρία, αλλά και με την γεννήτρια. Έτσι μπορεί να λειτουργήσει με όλους τους προαναφερθέντες τρόπους, αλλά και με νέους. Όπως διαφαίνεται στο παράδειγμα, η μπαταρία μπορεί να επαναφορτιστεί από τον κινητήρα καύσης.
- V. Υβριδικό με κυψέλες καυσίμου (fuel shell hybrid): Παρεμφερής μέθοδος με την πρώτη, αλλά με κυψέλες καυσίμου. Φαίνεται να είναι πολλά υποσχόμενη, για χρήση μη επανδρωμένων αεροσκαφών. Το πραγματικά θαυμαστό στην τεχνολογία αυτή είναι ότι για μεγάλης εμβέλειας MEA , οι εφαρμογές αυτές είναι καθοριστικές. Καθώς οι μπαταρίες στην παρούσα μορφή τους δεν μπορούν να έχουν μεγάλη χωρητικότητα και οι κινητήρες καύσης αφήνουν μεγάλο θερμικό ίχνος και ρύπους, ο συνδυασμός τους αποτελεί την βέλτιστη λύση

Ίσως το σημαντικότερο στην ανάπτυξη αυτής της τεχνολογίας είναι η προσπάθεια για εφαρμογή και σε επανδρωμένα μέσα. Η έρευνα λοιπόν θα αποφέρει στο μέλλον καρπούς. Επίσης, οι μηχανικοί και οι χειριστές θα είναι πεπεισμένοι πλέον για την αξιοπιστία τους.

Η προσπάθεια όμως για την μετάπτωση στην πλήρη δυνατότητα τροφοδότησης με μπαταρία, δεν θα πάψει να συνεχίζεται. Στην πραγματικότητα αυτή είναι και η πραγματική πρόκληση στο τομέα της αεροναυπηγικής (και όχι μόνο).

.6 ΗΛΙΑΚΗ ΕΝΕΡΓΕΙΑ

Ένα ακόμη κομμάτι στο οποίο υπηρεσίες κοινωνικής δικτύωσης όπως η Facebook και άλλες όπως η Google έχουν επενδύσει μεγάλο κεφάλαιο είναι η ανάπτυξη μη επανδρωμένων που να τροφοδοτούνται με ηλεκτρική ενέργεια. Ο λόγος είναι σαφής. Καθ' όλη την διάρκεια της πτήσης, υπάρχει μία πηγή ενέργειας , η οποία μένει εδώ και

χρόνια ανεκμετάλλευτη, η ηλιακή. Υπό αυτό το πρίσμα, ξεκίνησαν προσπάθειες για την προσαρμογή φωτοβολταϊκών στην επιφάνεια των ΜΕΑ. Αυτές έγιναν πράξη με εκμετάλλευση των μεγάλων πτερυγικών επιφανειών, ανοίγοντας τον δρόμο προς τις ανανεώσιμες πηγές ενέργειας. Και πάλι, δύναται να δουλεύει ταυτόχρονα, επικαλυπτικά ή και μόνο του με την μπαταρία του αεροσκάφους, ή με υβριδικό τρόπο. Ο λόγος που περιγράφεται η παρακάτω τεχνολογία σε ξεχωριστό κεφάλαιο είναι η καινοτομία της ένταξης της στους κύκλους της αεροναυπηγικής.

Η εξοικονόμηση ενέργειας που προσφέρει είναι τεράστια , αφού δεν υπάρχει κάποιας μορφής ενέργεια αποθηκευμένη στο μέσο(battery-fuel shells- fuel tanks). Η παρεχόμενη ενέργεια μετατρέπεται σε ηλεκτρική και μπορεί να δοθεί απ ευθείας στον κινητήρα, σε μία μπαταρία για αποθήκευση ή για τις υπόλοιπες λειτουργίες που εκτελούνται σε αυτό(για την λειτουργία των χαμηλής ενέργειας συστημάτων). Αν και είναι ακόμη υπό ανάπτυξη, δεν γνωρίζει όρια.

Μέχρι την δεδομένη εποχή, έχουν δοκιμαστεί και ερασιτέχνες σε fixed wing αεροσκάφη. Κύρια επιτεύγματα είναι η φόρτιση μπαταριών εν πτήση, με απόλυτη επιτυχία. Τα φωτοβολταϊκά που χρησιμοποιούνται, είναι διαφόρων ειδών τα οποία χωρίζονται ανάλογα του υλικού κατασκευής τους. Συγκεκριμένα έχουμε:

- 1) Μονοκρυσταλλικά: αν και τα πιο αποδοτικά (15-20%), έχουν μεγάλο κόστος και υψηλή ευαισθησία σε σκόνη, ή ότι μπορεί να τα καλύψει .
- 2) Πολυκρυσταλλικά: η αναλογία κόστους και απόδοσης(13-16%) τα καθιστά ιδανικά για απλές εφαρμογές. Όμως δεν είναι εύκαμπτα ,δυσκολεύοντας την τοποθέτησή τους σε κατασκευές με πολλές καμπύλες, όπως ένα ΜΕΑ.
- 3) Λεπτού φιλμ : αν και με μικρή αποδοτικότητα(7-13%), είναι εύκαμπτα, για να τοποθετηθούν σε επιφάνειες όπως μια πτέρυγα ή άτρακτο ενός μικρού ΜΕΑ.

Όπως παρατηρούμε, οι επιλογές ποικίλουν. Κύριοι γνώμονες για την κατάλληλη επιλογή αυτών είναι:

- 1) Το μέγεθος της κατασκευής: ανάλογα αυτής , μπορεί να μην απαιτούνται εύκαμπτα φωτοβολταϊκά πάνελ, με αποτέλεσμα να τοποθετηθούν εντός της ατράκτου, με διαφορετική κλίση το καθένα
- 2) Την απαιτούμενη τάση, ένταση και ισχύ: με την κατάλληλη συνδεσμολογία, όπως και στην μπαταρία, μπορούμε να πετύχουμε τις επιθυμητές τιμές.

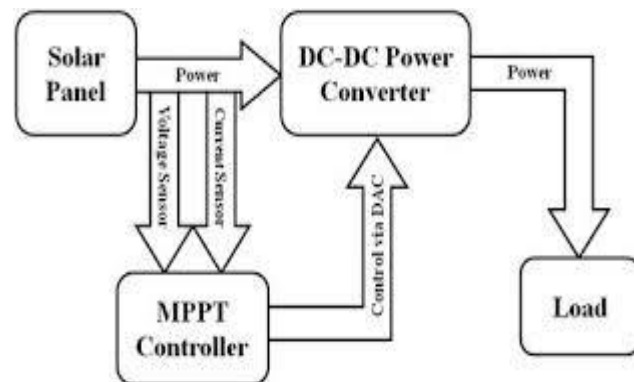
3) Την διατιθέμενη επιφάνεια πτέρυγας ή και ατράκτου σε ορισμένες περιπτώσεις.

Ένα ακόμη σημείο προσοχής, είναι η εξομάλυνση των αυξομειώσεων τάσης. Είτε η προσλαμβάνουσα ενέργεια αποθηκεύεται σε μπαταρία, είτε δίδεται άμεσα στο σύστημα, δεν πρέπει να ξεπερνάει μία ορισμένη τιμή. Αυτό ακριβώς έρχεται να λύσει ο σαρωτής μέγιστου σημείου ισχύος (MPPT). Αποτελεί έναν μετασχηματιστή συνεχούς ρεύματος, που δίνει την κατάλληλη τάση για την φόρτιση της μπαταρίας. Βλέποντας την χαρακτηριστική καμπύλη ρεύματος προς τάση:

- 1) Όταν τα φωτοβολταϊκά πάνελ είναι αποσυνδεδεμένα η τάση είναι ίση με την τάση εξόδου σε ανοιχτό κύκλωμα
- 2) Όταν συνδέονται, η τάση είναι μηδέν και το ρεύμα είναι ίσο με το ρεύμα κλειστού κυκλώματος

Ανάμεσα στις δύο παραπάνω περιπτώσεις, υπάρχει η τιμή για την οποία βρίσκουμε την μέγιστη ισχύ. Αυτό το πρόβλημα έρχεται να λύσει ο MPPT[Dwivedi,2018] μεγιστοποιώντας την παρεχόμενη ενέργεια.

Υπάρχουν τέσσερις μέθοδοι για την επίτευξή του. Οι αλγόριθμοι είναι οι ακόλουθοι:



Εικόνα 13: Διάταξη ελεγκτή MPPT (πηγή: Dwivedi,2018)

- 1) διαταράσσοντας και επιτηρώντας
- 2) αυξάνοντας την αγωγιμότητα
- 3) εντοπίζοντας την μέγιστη ισχύ με βάση την τάση
- 4) εντοπίζοντας την μέγιστη ισχύ με βάση την ένταση.

Ανάλογα με την μέθοδο, αλλάζει

και η διάταξη. Σε κάθε περίπτωση προσδίδει μεγάλο πλεονέκτημα ειδικά σε συνθήκες κρύου, στην αποτελεσματικότερη φόρτιση μπαταρίας και στην αποδοτικότερη λειτουργία της συστοιχίας, όταν η διάταξη απαιτεί μεγάλη απόσταση αυτών από την έξοδο του συστήματος.

Βέβαια η ευαισθησία των παραπάνω υλικών σε σκόνη ή δονήσεις, χρήζουν ιδιαίτερας προσοχής. Πιο αναλυτικά:

- 1) το υλικό που θα καλύψει την επιφάνεια του πάνελ, όχι μόνο πρέπει να το προστατεύει από ακαθαρσίες ή και μικρά αντικείμενα που πιθανόν κατά την διάρκεια της πτήσης να προσπίπτουν πάνω σε αυτά, αλλά και η διαπερατότητα τους να μην επηρεάζεται ανάλογα με την γωνία πρόσπτωσης και τα διάφορα φάσματα της ακτινοβολίας.
- 2) Η σύνθεση της κόλλας να μην επηρεάζεται από τις δονήσεις (όπως οι κρυσταλλικές) και την μακροχρόνια έκθεση στην υπέρυθρη ακτινοβολία. Επίσης να έχει και αυτή υψηλή διαπερατότητα(πχ EVA: οξικό άλας αιθυλενίου βινυλίου).
- 3) Η συνολική κατασκευή να έχει μικρό βάρος.

Άξιο προσοχής αποτελεί το γεγονός ότι, για την μέγιστη αποδοτικότητα αυτών, απαιτείται η ακτινοβολία, να προσπίπτει όσο το δυνατόν κάθετα στο πάνελ. Όπως θα δούμε στην συνέχεια, είναι ένας από τους παράγοντες που επηρεάζουν την ισχύ εξόδου. Συγκεκριμένα, είναι αρμοστό να επιλέγονται πτέρυγες με μικρή κλίση. Εν κατακλείδι, η σχέση κόστους αποδοτικότητας, επιτρέπει πειραματισμούς.

Για την εύρεση της μέσης ηλιακής ενέργειας, έχουμε[Dwivedi,2018, Duffie 2013]:

Η ηλιακή σταθερά, εκφράζει την ηλιακή ακτινοβολία ανά μονάδα επιφανείας. Η μέτρησή της γίνεται εκτός της ατμόσφαιρας και όπως αποδεικνύεται δεν είναι πάντα σταθερή, αλλά κυμαίνεται. Συνεπώς βρίσκουμε τον μέσο όρο αυτής. Έτσι ορίζεται ως:

$$G_{SC} = \sigma T^4 \left(\frac{4\pi R}{4\pi D} \right)^2 = 1367 \frac{W}{m^2} \quad (1.55), \text{ όπου}$$

- σ : η σταθερά Stefan-Bolyzmann
- R : ακτίνα του ήλιου
- T : θερμοκρασία
- D : μέση απόσταση μεταξύ γης και ήλιου.

Το γεωγραφικό πλάτος συμβολίζεται με ϕ

Όπου $\alpha=0,31$ και $\beta=0,35$ εμπειρικές σταθερές

Η συνολική ενέργεια που προσλαμβάνεται στην κορυφή της ατμόσφαιρας είναι:

$$G_0 = G_{SC} \left(1 + 0.033 \cos \left(\frac{360n}{365} \right) \right) \quad (1.56), \text{ όπου}$$

n: η n-στη ημέρα του χρόνου [1,365].

Η ηλιακή απόκλιση ισούται με:

$$\delta = 23,45 \sin \left(\frac{360(284+n)}{365} \right) (1.57) , \text{ με περιορισμό } -23,45^\circ \leq \delta \leq 23,45^\circ$$

Η ζενίθ γωνιά θ_z υποδηλώνει την γωνία πρόσπτωσης της ηλιακής ακτίνας στο οριζόντιο έδαφος, όπου:

$$\theta_z \in [-90,90] (1.58)$$

Η γωνιακή απόκλιση του ήλιου από τον νότο ονομάζεται γωνία ώρας και είναι:

$$\cos \omega = -\tan(\varphi)\tan(\delta) \text{ με } -180 \leq \omega \leq 180 (1.59)$$

(γίνεται αρνητική μετά το ηλιακό βράδυ)

Ο αριθμός της ημέρας σε ώρες είναι

$$N = \frac{2}{15} \omega (1.60)$$

Για ακτινοβολία στο επίπεδο της γης με καθαρό ουρανό ισχύουν:

$$\alpha_0 = r_0(0.4237 - 0.00821(6 - A)^2) (1.61)$$

$$\alpha_1 = r_1(0.5055 + 0.00595(6.5 - A)^2) (1.62)$$

$$k_r = r_k(0.2711 + 0.01858(2.5 - A)^2) (1.63)$$

Όπου:

- Οι σταθερές α_0, α_1 και k_r τροποποιούνται ανάλογα το τύπο

κλίματος:

Climate type	r_0	r_1	r_k
Tropical	0.95	0.98	1.02
Midaltitude summer	0.97	0.99	1.02
Subharetic summer	0.99	0.99	1.01
Midaltitude summer	1.03	1.01	1.00

- A: υψόμετρο του ΜΕΑ σε χιλιόμετρα

Επειδή το ΜΕΑ θα επιχειρεί μέχρι ένα χιλιόμετρο υψόμετρο, σημαίνει ότι βρισκόμαστε στην τροπόσφαιρα (χαμηλή ατμόσφαιρα). Λόγω του ότι η ακτινοβολία διέρχεται από

τα ανώτερα στρώματα της ατμόσφαιρας, μόνο το 53% φθάνει στην επιφάνεια της γης, εκ των οποίων, το 22% ανακλάται στα διάφορα μόρια που βρίσκονται σε αυτήν. Η ατμοσφαιρική μετάδοση τ_b και η ατμοσφαιρική διάχυση τ_d παίζει κύριο λόγο σε αυτές. Έτσι συναντάμε τις ποσότητες G_{cb} την απευθείας ακτινοβολία (beam radiation) και την G_{cd} , την ακτινοβολία διάχυσης (diffuse radiation), οι οποίες απεικονίζουν το σύνολο της προσλαμβανουσας ακτινοβολίας η οποία προέρχεται απ' ευθείας από τον ήλιο και από την διάθλαση αυτής στην ατμόσφαιρα. Το άθροισμα αυτών μας δίνει την συνολική ακτινοβολία που προσλαμβάνεται στην διάρκεια μίας ημέρας. Βέβαια, πρέπει να συμπεριληφθεί και η κοσμική ακτινοβολία για την υλοποίηση των καταλλήλων υπολογισμών.

Συγκεκριμένα:

$$\tau_b = a_0 + a_1 e^{-\frac{k}{\cos\theta_z}} \quad (1.64)$$

$$\tau_d = 0.271 - 0.294\tau_b \quad (1.65)$$

$$G_{cb} = \tau_b G_0 \cos\theta_z \quad (1.66)$$

$$G_{cd} = G_{cb}\tau_d \quad (1.67)$$

Συνεπώς η συνολική ακτινοβολία μέσα στην μέρα θα είναι:

$$G_{radiation_n} = G_{cb} + G_{cd} \quad (1.68)$$

Όμως πρέπει να υπολογιστεί και η ημερήσια μέση κοσμική ηλιακή ακτινοβολία, η οποία είναι:

$$H_0 = \frac{86400 G_{radiation_n}}{\pi} \left(\cos(\varphi) \cos(\delta) \sin(\omega) + \frac{\pi\omega}{180} \sin(\varphi) \sin(\delta) \right) \quad (1.69)$$

Τέλος, η μέση ηλιακή ακτινοβολία H , έχει την μορφή

$$\frac{H}{H_0} = \alpha + \beta \left(\frac{n}{N} \right) \quad (1.70)$$

Δηλαδή, ο λόγος της συνολικής ακτινοβολίας προς την κοσμική παρουσιάζει μία γραμμικότητα.

Βάσει του παραπάνω αλγορίθμου, η μέση ηλιακή ακτινοβολία κατά την ημέρα είναι□□

$$P_{ang} = \frac{h}{3600N} (1.71)$$

Βάσει των παραπάνω, είναι δυνατή η σύγκριση της μέγιστης ισχύος ου ΜΕΑ με, η χωρίς φωτοβολταϊκό σύστημα.

4. ΣΥΣΤΗΜΑ ΠΡΟΣΒΟΛΗΣ ΣΤΟΧΟΥ

Η μεγάλη πρόκληση που είναι και ο αντικειμενικός σκοπός της παρούσας διατριβής, είναι η επιλογή των καταλλήλων μεθόδων κρούσεως στόχων από ΜΕΑ. Μέχρι τώρα, τα ευρέως χρησιμοποιούμενα για κρούση, είναι τα Predator, Reaper και ορισμένα πειραματικά όπως το X-47b τεχνολογίας stealth, αν δούμε για παράδειγμα τον στόλο των ΗΠΑ. Όλα τα παραπάνω ανήκουν στην κλάση 3 βάσει της κατηγοριοποίησης του ΝΑΤΟ, τα οποία χρησιμοποιούνται στο ευρύτερο «θέατρο του πολέμου», δηλαδή όχι από συγκεκριμένους σχηματισμούς όπως ταξιαρχία, μεραρχία κτλ. Ακόμη και στην κλάση 1, που αναφέρεται σε ΜΕΑ μέχρι και σε επίπεδο μονάδας (ομάδα-διμοιρία-λόχος-τάγμα), παρ' όλο που ξεπερνούν τα 50 χιλιόμετρα, δεν διαθέτουν τέτοια συστήματα. Αν και όπως είδαμε έχουν γίνει μελέτες, δεν έχουν ευρεία εφαρμογή.

Τακτικά, η χρήση τους μπορεί να αξιοποιηθεί στο έπακρον, αφού μπορούν να αυξήσουν τα ποσοστά επιβιωσιμότητας στο σύγχρονο πεδίο της μάχης. Ανάλογα την αποστολή, διακρίνουμε τις εξής περιπτώσεις.

- 1) Κατά την αναγνώριση εδάφους, να αναγνωρίζονται και να καταστρέφονται έγκαιρα οι εχθρικές δυνάμεις αν αυτό απαιτείται: Μέχρι τώρα, με τους ισχύοντες στρατιωτικούς κανονισμούς, η διμοιρία αναγνωρίσεως, η οποία διαθέτει ως επί το πλείστο τροχοφόρα, μπορεί να κάνει αναγνώριση είτε με μυστικότητα, δηλαδή να αποφύγει την εξαπόλυση πυρών, ή με επιθετικό τρόπο, δηλαδή με πυρά σε πιθανές εχθρικές θέσεις. Και στις δύο περιπτώσεις, ακόμη και με την αλλαγή των διαφόρων μεθόδων ελιγμού, η παρατήρηση, γίνεται από έδαφος, συνεπώς χρειάζονται δεσπόζοντα υψώματα για την παροχή ασφάλειας, τον έλεγχο και την διοίκηση της συγκεκριμένης επιχείρησης. Στην δεύτερη περίπτωση δε, η εξαπόλυση πυρών(κυρίως πολυβόλων και σε ιδιαίτερες περιπτώσεις καμπύλης τροχιάς), μπορεί να αποκαλύψει την θέση της. Ακόμη εάν ο εχθρός είναι αρκετά εκπαιδευμένος, μπορεί να μην απαντήσει καν σε αυτά, στα πλαίσια σχεδίου εφελκυσμού και παραπλάνησης(τα πρώτα τμήματα δεν αποτελούν τον κύριο όγκο των δυνάμεων, αλλά προφυλακές μάχης, ακροαστικά περίπολα, γενικές προφυλακές, τα οποία αποτελούνται από όπλα διαφόρων ειδών). Ως αποτέλεσμα, μπορεί να παγιδευτούν οι ημέτερες δυνάμεις. Για την αποφυγή των παραπάνω, η χρήση ενός ΜΕΑ από τον διμοιρίτη, το οποίο θα διαθέτει σύστημα κρούσης, μπορεί να εντοπίσει την

εχθρική απειλή, να την αναγνωρίσει και να προχωρήσει είτε σε αποφυγή , είτε σε εξουδετέρωση αυτού.

- 2) Σε όλες τις φάσεις του αγώνα, ο διοικητής μονάδος-υπομονάδος να μπορεί να επέμβει με πυρά από ΜΕΑ για την αλλαγή της τακτικής κατάστασης: Μέχρι τώρα η εφεδρεία μίας δύναμης υπομονάδος και τα όπλα των υπομονάδων υποστηρίζεως, είναι αυτά που μπορεί να εμπλέξει. Και πάλι, δεν υπάρχει εναέρια παρατήρηση, παρά μόνο αν διαθέσουν αεροφωτογραφίες ή γενικά πληροφορίες από προϊστάμενα κλιμάκια. Ωστόσο δεν δίδονται σε πραγματικό χρόνο. Ένα ΜΕΑ μάχης, δεν δίδει μόνο απ' ευθείας εικόνα του πεδίου της μάχης και των μετόπισθεν, αλλά μπορεί να προσβάλλει στόχους υψηλής αξίας(αποθήκες, μεταγωγικά, σταθμούς διοίκησης) χωρίς να απαιτείται η προώθηση τμημάτων, με κίνδυνο την αποκάλυψή τους. Για παράδειγμα, η διμοιρία όλμων 4,2 ιντσών, για να προσβάλλει στόχο πέραν των 5700 μέτρων πρέπει να προωθηθούν έμπροσθεν και τα ολμοφόρα αλλά και οι παρατηρητές. Ενώ αποτελεί το οπλικό σύστημα(καμπύλης τροχιάς) του τάγματος πεζικού με το μεγαλύτερο βεληνεκές, δεν μπορεί να εκμεταλλευτεί το μέγιστο του βεληνεκούς του, ειδικά σε επιχειρήσεις όπως οι επιθετικές. Το ΜΕΑ μπορεί να λειτουργήσει επικαλυπτικά σε αυτό το κομμάτι.
- 3) Με κατάλληλη αλλαγή πυρομαχικού, να σηματοδοτείται το πεδίο της μάχης στα πλαίσια των μέτρων ελέγχου και συντονισμού της επιχείρησης και για να αποφευχθούν αδελφοκτονίες: Η χρήση καπνού εξυπηρετεί όχι μόνο την κάλυψη των φίλιων δυνάμεων αλλά και την σήμανση κατάληψης περιοχής, μεταφορά πυρών κτλ. Η ρίψη τέτοιων βλημάτων από ΜΕΑ, δίνει στον διοικητή μία ταχύτερη επέμβαση στον ρου της μάχης. Τα είδη πυρομαχικών που μπορούν να τοποθετηθούν σε ένα ΜΕΑ κλάσης 1 είναι κυρίως πύραυλοι μη κατευθυνόμενοι, οποιασδήποτε μορφής βλήμα ελεύθερης ρίψης, ή και «έξυπνα» τα οποία με ένα τροποποιημένο σύστημα διεύθυνσης, μπορεί να προσβάλλει με ακρίβεια στόχους. Βέβαια η φύση του στόχου, αποτελεί γνώμονα. Αντιαρματικές κεφαλές δεν επιφέρουν το ανάλογα αποτελέσματα σε ακάλυπτο προσωπικό και το αντίστροφο.

Με μία ματιά στα σύγχρονα αντιαρματικά συστήματα , όπως το javelin και hellfire, οι στόχοι προσβάλλονται ακριβώς στο πάνω μέρος του οχήματος , για παράδειγμα τον πύργο. Τα σημεία αυτά έχουν από ελάχιστη έως πολύ μικρή θωράκιση. Έτσι οι πιθανότητες επιβιωσιμότητας σχεδόν μηδενίζονται. Ωστόσο, η δυνατότητα αυτή

κοστίζει αρκετά. Δεν είναι δυνατόν να χρησιμοποιηθεί σε μεγάλη κλίμακα. Ακόμη και ισχυρές ένοπλες δυνάμεις, όπως των ΗΠΑ προσπαθούν να κινηθούν προς μια πιο οικονομική λύση. Όπως έχει φανεί στους περισσότερους πολέμους, οι έχοντες την τεχνολογική υπεροχή πολλές φορές επαφίενται σε αυτές. Εν αντιθέσει, οι αντίπαλες και τεχνολογικά υποδεέστερες δυνάμεις, βρίσκουν τρόπους με φτηνά μέσα να εξελίσσουν νέες καινοτομίες προκειμένου να ανταπεξέλθουν. Έτσι λοιπόν, η προσαρμογή ενός πολύ φτηνού και εύκολα διαθέσιμου πυρομαχικού άνευ οπισθοδρομήσεως(ΠΑΟ) σε ένα ΜΕΑ αυξάνει την δύναμη πυρός σε ένα τάγμα ή λόχο, προσδίδοντάς του αεροπορική υπεροχή χωρίς την υποστήριξη από επανδρωμένα της ΠΑ ή ΑΣ (κυρίως κλάσης 2 και 3).

Αντίστοιχα, και σε βλήματα ελεύθερης ρίψεως, εάν χρησιμοποιηθούν με την συμβατική τους μορφή, δεν θα πετύχουν μεγάλα βεληνεκή και κυρίως μεγάλη ακτίνα δράσης. Βλέποντας την ομάδα πεζικού, βομβιδοβόλα και οπλοβομβίδες έχουν δραστικό βεληνεκές κατά μέσο όρο 350 μέτρα για στόχο περιοχής. Με εξαίρεση τα πολυβομβιδοβόλα, που έχουν κάνει την εμφάνισή τους τα τελευταία χρόνια, η ρίψη ριπής βομβίδων από ένα άτομο θέλει αρκετό χρόνο. Σε αντίθεση, το ΜΕΑ μπορεί να φέρει έναν μικρό αριθμό αυτών, δημιουργώντας στην ουσία, μία περιοχή καταστροφής, από μικρά πυρομαχικά, όπως βομβίδες 40 χιλιοστών, οπλοβομβίδες, ή ακόμη και βλήματα όλμων 60 χιλιοστών, με το κάθε ένα κατά μέσο όρο να έχει ακτίνα δράσης 10-25 μέτρων(εξαρτάται από το είδος εκρηκτικής ύλης που περιέχει). Θαυμαστό δε είναι το εύρος των διαφόρων ειδών που υπάρχουν σε κάθε ένα από τα παραπάνω (βαρέα εκρηκτικά, καπνογόνα, διατρητικά, αντιαρματικά, λευκού φωσφόρου, φωτιστικά). Αναλόγως της αποστολής μπορούν να χρησιμοποιηθούν είτε ξεχωριστά είτε σε συνδυασμό. Και πάλι, το κόστος είναι πολύ μικρό, και η χρησιμοποίησή τους πολύ απλή. Χαρακτηριστικό παράδειγμα είναι ο βομβαρδισμός άρματος των ΗΠΑ από drone του ISIS, τροποποιημένο κατάλληλα για να φέρει οπλοβομβίδα. Το χτύπημα ήταν χειρουργικό, καθώς πέρασε μέσα από την ανοιχτή θυρίδα του πολυβολητή.

Η πραγματική πρόκληση για τα παραπάνω είναι ο υπολογισμός της τροχιάς και του σημείου πρόσπτωσής τους. Και στις δύο περιπτώσεις, η πλατφόρμα απογείωσης είναι κινητή, συνεπώς πρέπει συνυπολογιστεί και αυτό. Για ακριβέστερους υπολογισμούς, η μελέτη αυτή πρέπει να γίνει στο τρισδιάστατο επίπεδο, και μέσω προσομοιώσεων να εξαχθούν συμπεράσματα ως προς την απόδοση της χρησιμοποίησής τους.

4.1 ΜΕΛΕΤΗ ΚΙΝΗΣΗΣ ΠΥΡΑΥΛΟΥ

Το πρώτο βήμα είναι ο καθορισμός των συστημάτων αναφοράς που απαιτούνται για την μελέτη της τροχιάς του. Συγκεκριμένα έχουμε:

- 1) Σύστημα συντεταγμένων της Γης: έχει ως αρχή των αξόνων το σημείο εκτόξευσης(σε πολλές μελέτες είναι αυθαίρετο στον χώρο). Ο άξονας Ox_e+ έχει κατεύθυνση προς τον γεωγραφικό βορρά, ο Oy_e+ προς την ανατολή και ο Oz_e+ κάθετα κάτω.
- 2) Σύστημα συντεταγμένων του σώματος του πυραύλου: έχει ως αρχή των αξόνων το κέντρο μάζας του. Ο άξονας $Ox+$ διέρχεται από την μύτη του, ο $Oy+$ στο οριζόντιο επίπεδο και από την δεξιά του πλευρά, ενώ ο $Oz+$ κάθετα.
- 3) Αεροδυναμικό σύστημα συντεταγμένων (ή ανέμου): ταυτίζεται με την τροχιά του πυραύλου στον αέρα. Έχει ως αρχή των αξόνων την το κέντρο μάζας σώματός του. Ο Ox_w+ άξονας ταυτίζεται με την διεύθυνση του διανύσματος της ταχύτητας, ο Oy_w+ προς τα δεξιά και ο Oz_w+ κάτω.

Θεωρώντας τον πύραυλο ως άκαμπτο, από τον δεύτερο νόμο του Νεύτωνα, έχουμε για τις εξισώσεις της δύναμης και της ροπής:

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mV) \quad (4.1)$$

$$\sum M = \frac{d}{dt}(I\omega) \quad (4.2)$$

Όπου:

- V : η γραμμική ταχύτητα (ταχύτητα μετάδοσης) του πυραύλου
- ω : η γωνιακή ταχύτητα του πυραύλου
- m : η μάζα του πυραύλου
- I : η ροπή αδράνειας του πυραύλου

Το μοντέλο που θα ακολουθήσουμε είναι αυτό των 6 βαθμών ελευθερίας (6 Degree Of Freedom, 6DOF). Αποτελεί αξιόπιστο μοντέλο όχι μόνο για τροχιές πυραύλων, αλλά και για βλημάτων πυροβολικού και όλμων. Έχει χρησιμοποιηθεί κατά κόρον [R.M.Gorecki,2003, Albisser,2015], ενώ η έρευνα συνεχίζεται από το NATO (πχ SG2 Shareable (Fire Control) Software Suite) για στρατιωτικούς σκοπούς.

Καθώς και η δύναμη F και η ροπή M αναλύονται σε τρεις συνιστώσες μπορούμε να αναπτύξουμε το προαναφερθέν μοντέλο.

Επειδή ο πύραυλος περιστρέφεται ταυτόχρονα με την πτήση του, ισχύει:

$$\frac{d}{dt} = \frac{\delta(\cdot)}{\delta t} + \omega * (\cdot) \quad (4.3)$$

Συνεπώς για την συνισταμένη των δυνάμεων

$$\sum F = m\dot{V} + \omega * mV \quad (4.4)$$

Εφόσον έχουμε σύστημα προώθησης, η $\sum F$ αποτελείται από τις συνιστάμενες δυνάμεις της βαρύτητας, της ώσης και της αεροδυναμικής αντίστασης. Έτσι έχουμε:

$$F_A + F_G + F_{Thrust} = m\dot{V} + \omega * mV \quad (4.5)$$

Ενώ για την συνισταμένη των ροπών:

$$\sum M = I\dot{\omega} + \omega * I\omega \quad (4.6)$$

Όπου I : η ροπή αδρανείας.

Αναλύοντας στις τρεις συνιστώσες προκύπτει για τις δυνάμεις:

$$\begin{aligned} X + F_{Thrust} + F_{g_x} &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ Y + F_{g_y} &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ Z + F_{g_z} &= m(\dot{w} + qu - pv) \end{aligned} \quad (4.7)$$

Όπου:

- $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$, οι παράγωγοι των συνιστωσών της γραμμικής ταχύτητας στο σύστημα αναφοράς του σώματος του πυραύλου,
- $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$: οι παράγωγοι των συνισταμένων της γωνιακής ταχύτητας,
- Η δύναμη της ώσης εκφράζεται ως εξής:

$$F_{Thrust} = \frac{\dot{m}}{g} V_e + (P_e - P_a) A_E \quad (4.8)$$

Με:

- A_E : Η επιφάνεια εξόδου του ακροφυσίου
- \dot{m} : ρυθμός απώλειας μάζας
- P_e : πίεση του μίγματος όταν αυτό αφήνει τον κινητήρα
- P_a : εξωτερική πίεση

Αντίστοιχα για τις ροπές:

$$\begin{aligned} L &= I_X \dot{p} - (I_Y - I_Z)qr + I_{YZ}(r^2 - q^2) - I_{XZ}(pq + \dot{r}) + I_{XY}(rp - \dot{q}) \\ M &= I_Y \dot{q} - (I_Z - I_X)rp + I_{XZ}(p^2 - r^2) - I_{XY}(qr + \dot{p}) + I_{YZ}(pq - \dot{r}) \\ N &= I_Z \dot{r} - (I_X - I_Y)pq + I_{XY}(q^2 - p^2) - I_{YZ}(rp + \dot{q}) + I_{XZ}(qr - \dot{p}) \end{aligned}$$

(4.9)

Όπου:

- $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$: οι παράγωγοι των συνιστωσών της γραμμικής ταχύτητας,
- $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$: οι παράγωγοι των συνισταμένων της γωνιακής ταχύτητας,
- I_X, I_Y, I_Z : συνιστώσες της ροπής αδράνειας
- I_{XY}, I_{XZ}, I_{YZ} : συνιστώσες των προϊόντων της αδράνειας

Όλες οι παραπάνω συνιστώσες αναλύονται στο σύστημα συντεταγμένων του σώματος του πυραύλου.

Οι δυνάμεις αντίστασης όπου ασκούνται στο σώμα του αεροσκάφους , αναλύονται περαιτέρω όπως είδαμε και προηγουμένως και στην μελέτη των δυνάμεων που ασκούνται στο ΜΕΑ. Συγκεκριμένα:

$$\begin{aligned} X &= \frac{1}{2} \rho u^2 S C_X \\ Y &= \frac{1}{2} \rho v^2 S C_Y \\ Z &= \frac{1}{2} \rho w^2 S C_Z \end{aligned}$$

(4.10)

Όπου C_X, C_Y, C_Z οι συνιστώσες των αεροδυναμικών σταθερών.

Εφόσον έχουμε κάνει ανάλυση με βάση το σύστημα συντεταγμένων του σώματος του πυραύλου, πρέπει να την συσχετίσουμε με αυτό της γης. Αυτό μπορεί να γίνει με μετασχηματισμό από τις γωνίες Euler. Συγκεκριμένα:

Αρχικά για την γωνία φ (roll), η οποία γίνεται:

$$\begin{aligned} O_X &= O_{X2} \\ O_\psi &= \cos\varphi O_{Y2} + \sin\varphi O_{Z2} \\ O_Z &= -\sin\varphi O_{Y2} + \cos\varphi O_{Z2} \end{aligned} \quad (4.11)$$

Όπου O_{X2}, O_{Y2}, O_{Z2} , ένα ενδιάμεσο σύστημα αναφοράς.

Έπειτα για την γωνία θ (pitch) έχουμε:

$$\begin{aligned} O_{X2} &= \cos\theta O_{X1} - \sin\theta O_{Z1} \\ O_{Y2} &= O_{Y1} \\ O_{Z2} &= \sin\theta O_{X1} + \cos\theta O_{Z1} \end{aligned} \quad (4.12)$$

Όπου O_{X1}, O_{Y1}, O_{Z1} , ένα ενδιάμεσο σύστημα αναφοράς

Τέλος για την γωνία ψ (yaw) γίνεται:

$$\begin{aligned} O_{X1} &= \cos\psi O_{XE} + \sin\psi O_{YE} \\ O_{Y1} &= -\sin\psi O_{XE} + \cos\psi O_{YE} \\ O_{Z1} &= O_{ZE} \end{aligned} \quad (4.13)$$

Γράφοντας τις παραπάνω σχέσεις σε μορφή πινάκων έχουμε:

$$\begin{aligned} R_1(\varphi) &= \begin{bmatrix} O_X \\ O_\psi \\ O_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} O_{X2} \\ O_{Y2} \\ O_{Z2} \end{bmatrix}, \\ R_2(\theta) &= \begin{bmatrix} O_{X2} \\ O_{Y2} \\ O_{Z2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} O_{X1} \\ O_{Y1} \\ O_{Z1} \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

$$R_3(\psi) = \begin{bmatrix} O_{X1} \\ O_{\psi 1} \\ O_{Z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} O_{XE} \\ O_{\psi E} \\ O_{ZE} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

Συνεπώς, η εξίσωση που συνδέει τα δύο συστήματα αναφοράς είναι:

$$\begin{bmatrix} O_X \\ O_\psi \\ O_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} O_{XE} \\ O_{\psi E} \\ O_{ZE} \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Η οποία αναφέρεται και ως «3-2-1» σειρά.

Ο παραπάνω τύπος μπορεί να γραφεί και ως εξής:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{body} = T_{321}(\psi, \theta, \varphi) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{earth} \quad (4.16)$$

Αντιστρέφοντας την σχέση έχουμε:

$$T_{321}^T(\psi, \theta, \varphi) = R_1^T R_2^T R_3^T \Leftrightarrow \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{earth} = T_{321}^T(\psi, \theta, \varphi) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{body} \quad (4.17)$$

Έχοντας τις επιταχύνσεις \dot{p} , \dot{q} , \dot{r} για κάθε άξονα, ολοκληρώνοντας, βρίσκουμε τις συνιστώσες της ταχύτητας. Έτσι με τους μετασχηματισμούς γωνιών Euler προκύπτει ότι:

$$\begin{bmatrix} u_{ME} \\ v_{ME} \\ w_{ME} \end{bmatrix}_{earth} = T_{321}^T(\psi, \theta, \varphi) \begin{bmatrix} u_{MM} \\ v_{MM} \\ w_{MM} \end{bmatrix}_{body} \quad (4.18)$$

Παρομοίως, ολοκληρώνοντας, βρίσκουμε τις συνιστώσες της θέσης στο σύστημα συντεταγμένων της γης.

Έμφαση πρέπει να δοθεί επίσης και στην κινηματική που συνδέει τον πύραυλο με τον στόχο. Η μελέτη της εξυπηρετεί στην δημιουργία από σκοπευτικών σε ένα όπλο, μέχρι και την αυτόματη τοποθέτηση της πλατφόρμας εκτόξευσης στην σωστή γωνία(με την χρήση αισθητήρων ή λογισμικού αναγνώρισης εικόνας. Ο στόχος μπορεί να είναι κινητός ή και όχι. Ο προσδιορισμός της σχετικής θέσης και ταχύτητας στο σύστημα

συντεταγμένων της γης είναι απαραίτητος. πρέπει να γίνει η μελέτη του συστήματος, αλλιώς τα αποτελέσματα θα είναι εσφαλμένα

Έχουμε για την θέση:

$$x_R = x_{TE} - x_{ME}$$

$$y_R = y_{TE} - y_{ME}$$

$$z_R = z_{TE} - z_{ME}$$

$$(4.19)$$

Όπου:

- x_R, y_R, z_R : συνιστώσες σχετικής θέσης
- x_{TE}, y_{TE}, z_{TE} : συνιστώσες θέσης στόχου
- x_{ME}, y_{ME}, z_{ME} : συνιστώσες θέσης πυραύλου

Ενώ για την ταχύτητα:

$$u_R = u_{TE} - u_{ME}$$

$$v_R = v_{TE} - v_{ME}$$

$$w_R = w_{TE} - w_{ME}$$

$$(4.20)$$

Όπου:

- u_R, v_R, w_R : συνιστώσες σχετικής ταχύτητας
- u_{TE}, v_{TE}, w_{TE} : συνιστώσες ταχύτητας στόχου
- u_{ME}, v_{ME}, w_{ME} : συνιστώσες ταχύτητας πυραύλου

Σημειωτέον ότι ο στόχος μπορεί να μην κινείται, έτσι οι τιμές u_{ME}, v_{ME}, w_{ME} μηδενίζονται.

Το βεληνεκές δίνεται από την σχέση:

$$R = (x_R^2 + y_R^2 + z_R^2)^{\frac{1}{2}} \quad (4.21)$$

Ενώ η νέα ταχύτητα (σχετική ταχύτητα βλήματος στόχου)

$$u = (u_R^2 + v_R^2 + w_R^2)^{\frac{1}{2}} \quad (4.22)$$

Ο ρυθμός του βεληνεκούς δίνεται από την σχέση:

$$\dot{R} = \frac{(x_R u_R + y_R v_R + z_R w_R)}{R} \quad (4.23)$$

Τέλος, ο χρόνος πρόσπτωσης είναι:

$$t_{touchdown} = -\frac{\dot{R}}{R} \quad (4.24)$$

Σε αυτό το σημείο είναι χρήσιμο να τονιστεί ότι οι παραπάνω εξισώσεις μπορούν να χρησιμοποιηθούν και για την μελέτη βλήματος πυροβολικού, όλμων κτλ, με την διαφορά ότι δεν υπάρχει σύστημα προώθησης(εκτός εάν επρόκειτο για ειδικό είδος βλήματος, όπως τα πυραυλοκίνητα).

4.2 ΜΕΛΕΤΗ ΕΛΕΥΘΕΡΗΣ ΡΙΨΗΣ

Μία ακόμη μέθοδος προσβολής στόχου, είναι αυτή της ελεύθερης ρίψης βλημάτων από αέρα. Το σημείο που υπερτερεί δεν είναι άλλο από την έκθεσή του στην εχθρική παρατήρηση και πυρά. Δεδομένου του ότι το ΜΕΑ θα επιχειρήσει βύθιση για να πυροδοτήσει τον πύραυλο, θα εκθετόταν, καθώς δεν χρειάζεται μόνο να φτάσει εντός του βεληνεκούς του πυραύλου, αλλά και να προβεί σε ελιγμό για την αποφυγή κατάρριψής του. Ειδικά, τα ελαφριά αντιαρματικά όπλα που χρησιμοποιούνται από το πεζικό και περιέχουν πύραυλο (πχ LAW M72 66 χιλιοστών) έχουν μικρό δραστικό βεληνεκές που δεν ξεπερνά τις μερικές εκατοντάδες μέτρα. Έτσι, η πτήση σε πολύ χαμηλό υψόμετρο, είναι αναπόφευκτη.

Η δυσκολία που συναντάται στην ρίψη, είναι η επίτευξη της ακρίβειας. Για την λύση αυτού του προβλήματος υπάρχουν δύο εναλλακτικές. Η πρώτη εστιάζει στην δημιουργία έξυπνων πυρομαχικών, που με την άφεσή τους, οι αισθητήρες εντοπίζουν τον στόχο και προσπίπτουν σε αυτό. Μικρά πτερύγια που δέχονται εντολές από τον υπολογιστή του συστήματος(αυτόματο πιλότο) κατευθύνουν το βλήμα καθ' όλη την διάρκεια της πορείας τους. Η δεύτερη επικεντρώνεται στην βελτιστοποίηση των υπολογισμών, για την όσο δυνατόν ακριβέστερη πρόβλεψη της τροχιάς ενός μη κατευθυνόμενου βλήματος. Η πτήση μπορεί να εμπεριέχει ενδιάμεσα στάδια, όπως

πτήση με αλεξίπτωτο από ένα συγκεκριμένο υψόμετρο, αλλά δεν συνίσταται για την συγκεκριμένη μελέτη. Το φορτίο στην προκειμένη περίπτωση δεν απαιτεί ιδιαίτερη φροντίδα για ασφαλή προσγείωση στο έδαφος, μιας και είτε θα πυροδοτηθεί κατά της έκρηξης, είτε λίγα μέτρα πάνω από το έδαφος.

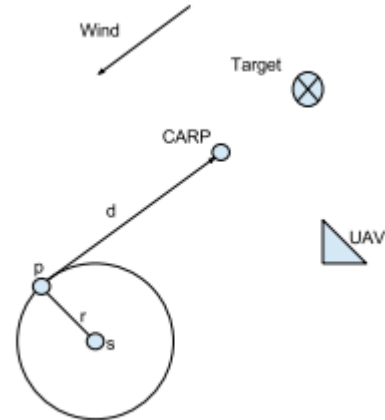
Το σύστημα μπορεί να εξετασθεί όπως και αυτό του πυραύλου, δηλαδή με το μοντέλο 6 σημείων ελευθερίας (6 DOF), με την εξής διαφορά στις δυνάμεις:

$$\begin{aligned} X + F_{g_x} &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ Y + F_{g_y} &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ Z + F_{g_z} &= m(\dot{w} + qu - pv) \end{aligned} \quad (4.25)$$

Παρατηρούμε, ότι δεν υπάρχει σύστημα προώθησης, συνεπώς

$$F_{Thrust} = 0 \quad (4.26)$$

Άλλες μέθοδοι, έχουν προσανατολιστεί στην εύρεση της βέλτιστης πορείας για την άφεση του βλήματος, ώστε ο άνεμος να επηρεάζει το λιγότερο δυνατό το βλήμα(Mathisen,2017). Προσεγγίζοντας τον στόχο αντίθετα με την φορά του ανέμου, απελευθερώνει το βλήμα σε συγκεκριμένο σημείο το οποίο ονομάζεται «εκτιμηταίο υπολογισθέν σημείο εναέριας άφεσης-CARP». Οι συνιστώσες της δύναμης αντίστασης είναι οι ίδιες με αυτές που συναντήσαμε και στα προηγούμενά κεφάλαια. Βάσει του 2^{ου} νόμου του Νεύτωνα, καταλήγουμε στο εξής σύστημα:



Εικόνα 14: προσέγγιση του στόχου από το MEA (πηγή: Mathisen,2017)

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} u_{ME} \\ v_{ME} \\ w_{ME} \\ -(\frac{1}{2m})C_D S \rho V_a^2 (\frac{u}{V_a}) \\ -(\frac{1}{2m})C_D S \rho V_a^2 (\frac{v}{V_a}) \\ -g - (\frac{1}{2m})C_D S \rho V_a^2 (\frac{w}{V_a}) \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

Όπου:

- $\mathbf{x}=[x_{ME}, y_{ME}, z_{ME}, u_{ME}, v_{ME}, w_{ME}]$: το διάνυσμα στο σύστημα αναφοράς της γης με τις αντίστοιχες συνιστώσες της θέσης και της ταχύτητας,
- V_a : ταχύτητα του σώματος στο σύστημα αναφοράς του σώματος
- C_D : σταθερά αντίστασης

Έπειτα με μετασχηματισμό Euler στην παραπάνω σχέση επιλύεται το πρόβλημα για την σχετική θέση και ταχύτητα. Εάν υπάρχει και άνεμος συνυπολογίζεται και αυτός (Mathisen,2017).

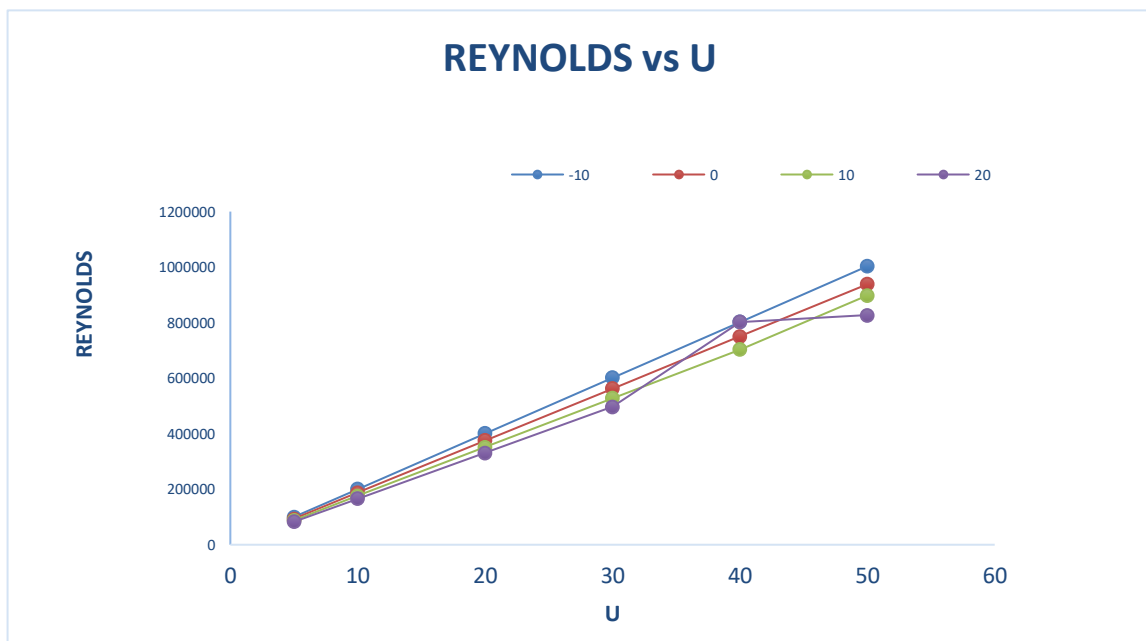
Όπως είναι οφθαλμοφανές, σε αυτή την περίπτωση, δεν εφαρμόζεται η μελέτη 6 σημείων ελευθερίας, που σε κάθε περίπτωση είναι πιο ακριβής, αλλά ταυτόχρονα και πιο περίπλοκη. Οι παραπάνω υπολογισμοί, όποια μεθοδολογία και να επιλεγθεί, θα γίνονται στο MEA είτε από τον αυτόματο πιλότο, είτε από επιπλέον μονάδα επεξεργασίας (πχ raspberry) λόγω αυξημένης επεξεργαστικής ισχύος. Ανάλογα λοιπόν της παρεχόμενης ενέργειας από το σύστημα, είναι και η τοποθέτηση επιπροσθέτων μονάδων επεξεργασίας.

5. ΠΡΟΣΟΜΟΙΩΣΕΙΣ

5.1 ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΣ

Κατά την έναρξη μίας κατασκευής, πρέπει να τεθούν οι στόχοι που θέλουμε να επιτυγχάνει το μέσο. Αναφορικά έχουμε

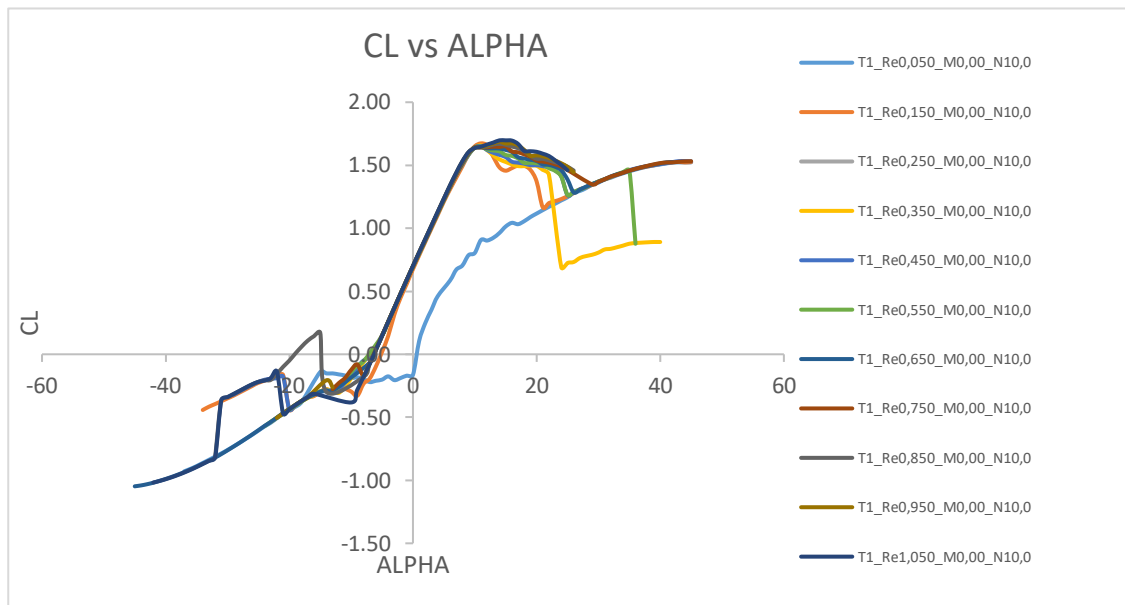
- Ακτίνα δράσης 10 km
- Δυνατότητα μεταφοράς από πεζό προσωπικό και όχημα
- Μεταφορά βλήματος
- Επιχειρήσεις νύχτα και μέρα
- Διάρκεια πτήσης 1 ώρα



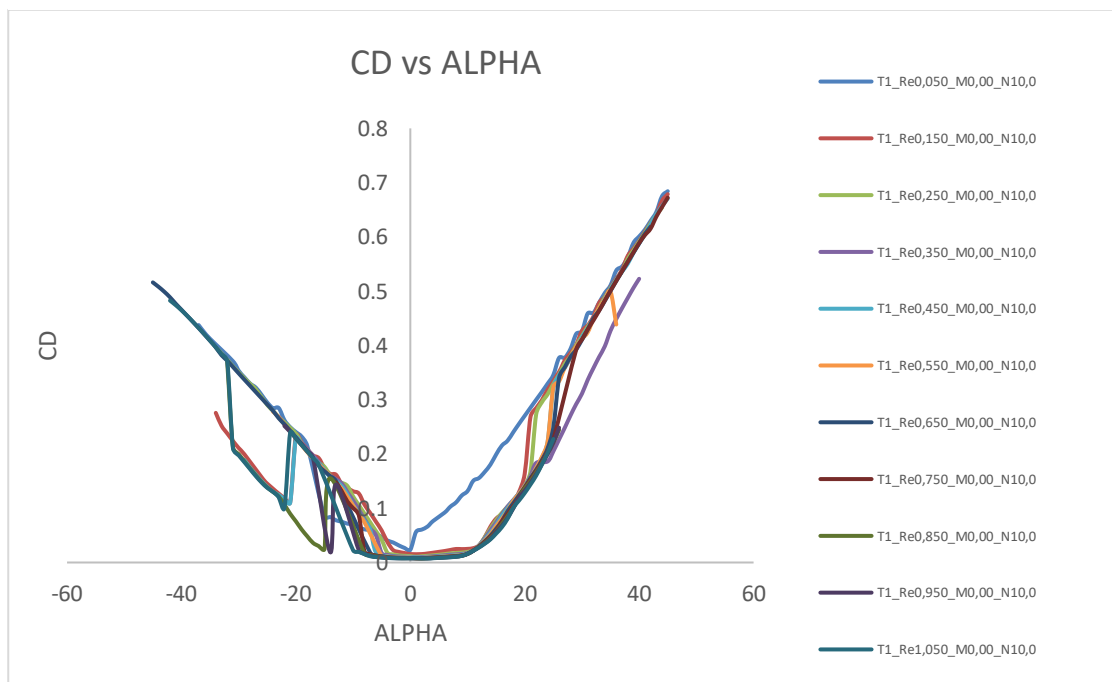
Διάγραμμα 1: αριθμός Reynolds vs U

Στην παρούσα εργασία, δίνεται κυρίως βάση, στην δυνατότητα του MEA να μπορεί να φέρει τα παραπάνω υλικά για το δοθέν χρονικό πλαίσιο και όχι στα μέσα τηλεπικοινωνίας και αλγορίθμους κατευθύνσεων.

Αρχικά, μελετώντας το αεροσκάφος με μία ιδανική πτέρυγα και με βάσει το τυπολόγιο που παρουσιάστηκε στο κεφάλαιο 3.3 και από τα στοιχεία θα λάβουμε μία πρώτη εικόνα της κατασκευής. Κατόπιν της συνεισφοράς του Υποστού (Μ) Μαντζαρούδη Βασίλειο, ο οποίος από την αρχή της μελέτης συνείσφερε με τις γνώσεις του και με την διάθεσή του στην παρούσα εργασία, για την επιλογή κατάλληλης πτέρυγας-και τον ευχαριστώ προσωπικά για αυτό-επιλέχθηκε η NACA 6412. Λόγω της σχεδιάσής της,

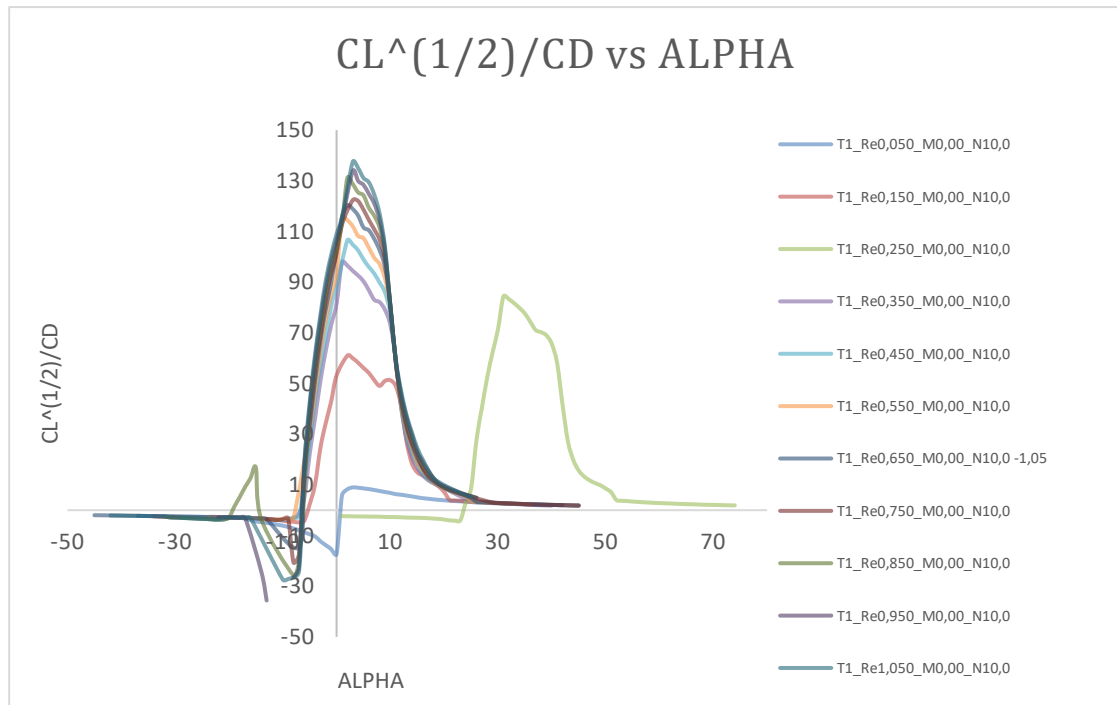


Διάγραμμα 2: Συντελεστής άντωσης vs γωνία προσβολής

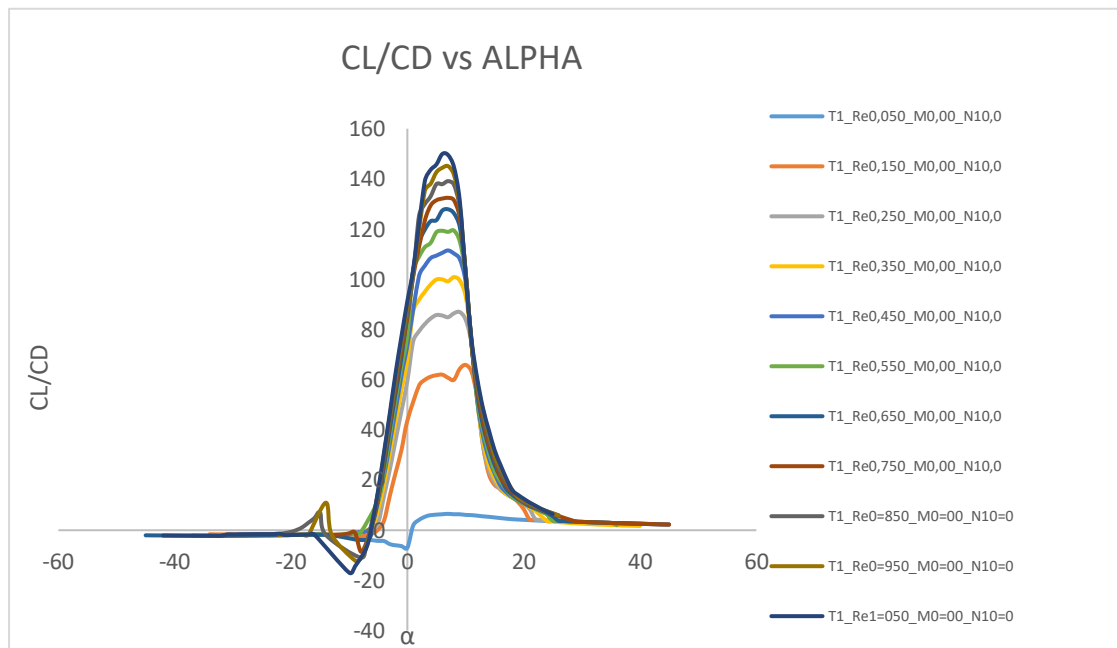


Διάγραμμα 3: Συντελεστής οπισθέλκουσας vs γωνία προσβολής

είναι ιδανική για αεροσκάφος που θα φέρει φορτίο(heavy lift cargo). Επίσης υπολογίζοντας ταχύτητες που μπορούν να φτάσουν τα 50 μέτρα το δευτερόλεπτο σε θερμοκρασίες από -10°C έως 20°C και μέσο μήκος χορδής 0,25 μέτρα, το εύρος των αριθμών Reynold's φτάνει από 0 έως 1.000.000, οι οποίοι αποτυπώνονται γραφικά στο διάγραμμα.



Διάγραμμα 2: Λόγος $CL^{(1/2)}/CD$ vs γωνία προσβολής



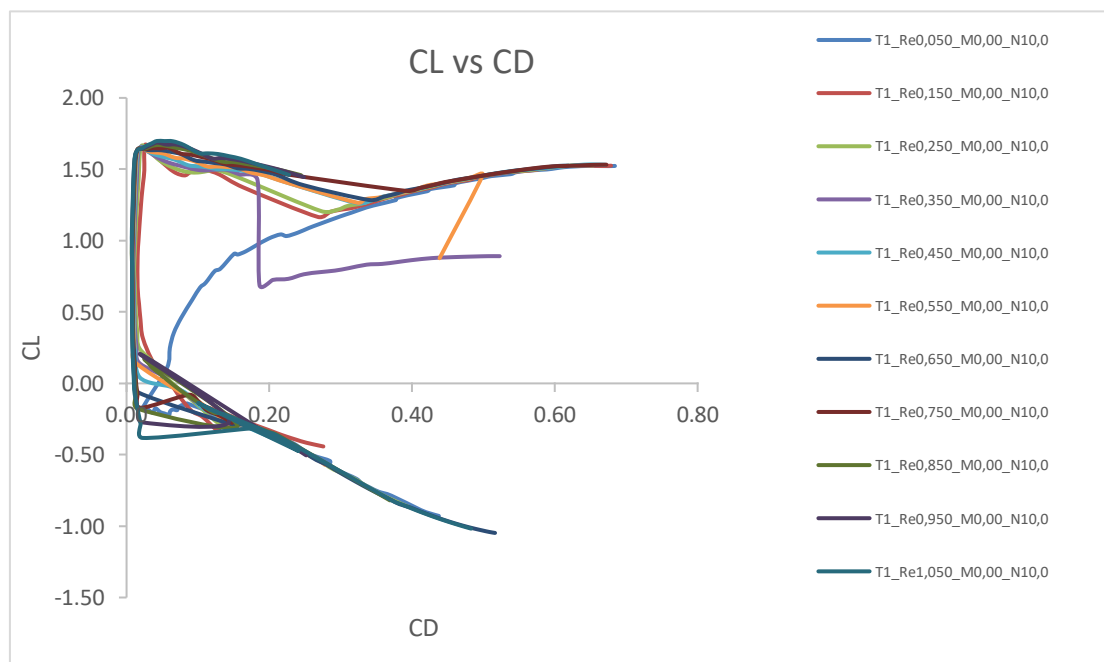
Διάγραμμα 5: Λόγος CL/CD vs γωνία προσβολής

Παρατηρούμε ότι μέχρι και τους 10 βαθμούς κελσίου υπάρχει γραμμική αύξηση, ενώ σε μεγαλύτερες θερμοκρασίες, τείνει να αποκτά μία σταθερή τιμή. Έχοντας ένα εύρος προς μελέτη, συνεχίζουμε με την ανάλυση της αεροτομής με την βοήθεια του XFLR5. Ξεκινώντας από την τιμή 50,000 Reynolds μέχρι 1,050,000 με βήμα 100,000 εξάγουμε τις απαραίτητες γραφικές παραστάσεις. Συγκεκριμένα, στο διάγραμμα σταθεράς άντωσης με γωνίας προσβολής, όσο αυξάνεται ο αριθμός Reynolds, βλέπουμε και πιο

ομαλή πτώση της τελευταίας, συνεπώς, η ταχύτητα επηρεάζει σημαντικά. Η μέγιστη τιμή της όμως τείνει να αγγίζει τις 11 μοίρες, για ταχύτητες στο εύρος των 10 έως 30 μέτρων το δευτερόλεπτο. Για μεγαλύτερες ταχύτητες αυξάνεται κατά 3 μοίρες, ενώ για 5 μέτρα το δευτερόλεπτο αγγίζει τις 45 μοίρες. Στο διάγραμμα σταθεράς άντωσης με γωνίας προσβολής απαντώνται τα ακριβώς αντίστροφα αποτελέσματα, επιβεβαιώνοντας την ορθότητα των αποτελεσμάτων. Η σχέση μεταξύ των παραπάνω σταθερών φαίνονται στο αντίστοιχο διάγραμμα.

Έπειτα, για την εύρεση της βέλτιστης γωνίας προσβολής, για την μεγαλύτερη διάρκεια πτήσης, αρκεί να δούμε το διάγραμμα του λόγου των σταθερών άντωσης και ολίσθησης σε σχέση με την γωνία προσβολής. Εδώ, οι τιμές του λόγου τείνουν να ταυτιστούν για μεγάλους αριθμούς Reynolds υπάρχει απόκλιση στους μικρούς. Για τις γωνίες προσβολής από την άλλη, βρίσκονται κατά μέσο όρο στις 7 μοίρες, με μικρές αποκλίσεις. Από τα δεδομένα πλέον, δύναται να υπολογιστεί την σταθερά μηδενικής τριβής, για κάθε εξεταζόμενο σενάριο. Αντίστοιχα, για την μέγιστη εμβέλεια, από το διάγραμμα του λόγου της σταθεράς άντωσης, υψωμένη στο 0,5, και ολίσθησης ως προς την γωνία προσβολής, το σημείο μεγιστοποίησης. Η γωνία προσβολής κυμαίνεται από την μία έως τις τρεις μοίρες, ενώ ο λόγος αυξάνεται δραματικά, με την αύξηση των αριθμών Reynolds. Αναλυτικότερα, τα αποτελέσματα φαίνονται παρακάτω.

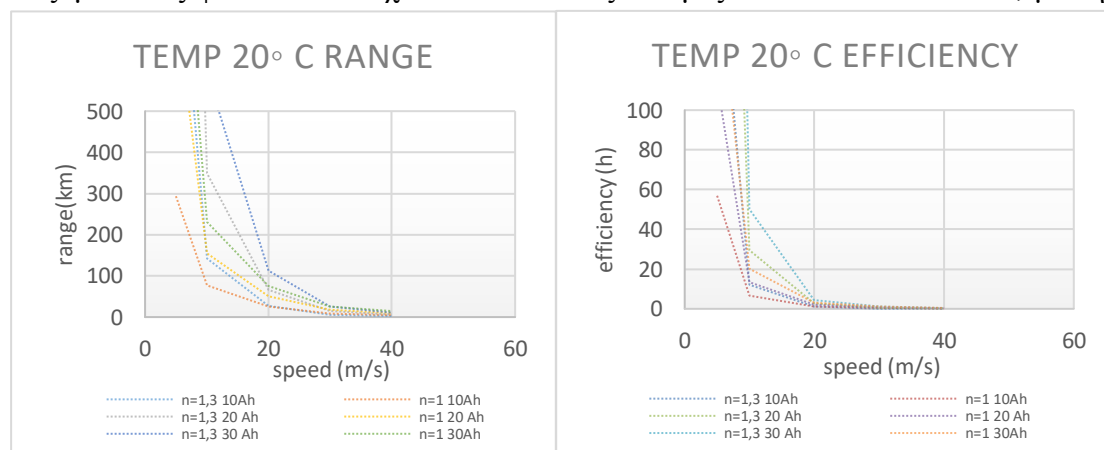
Τα δεδομένα, μπορούν να αξιοποιηθούν, για την μελέτη της ευθύγραμμης ομαλής πτήσης, όπως είδαμε στο κεφάλαιο 3.3. Αν και αυτά αφορούν μια ιδανική πτέρυγα, θα



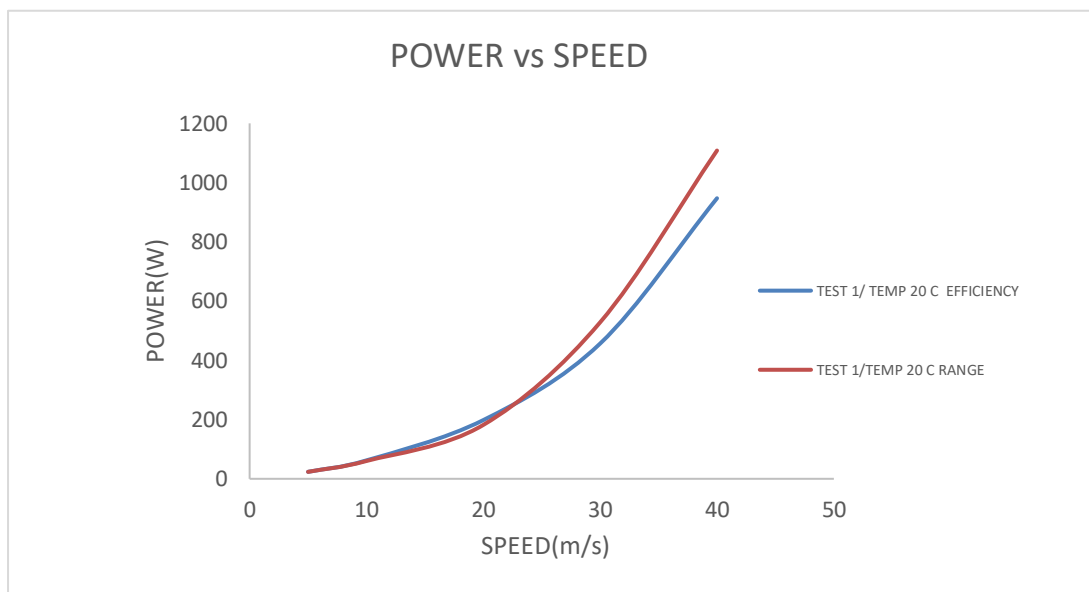
Διάγραμμα 6: Συντελεστής άντωσης vs συντελεστή οπισθέλκουσας

γίνει παραδοχή στην προκειμένη περίπτωση. Ακόμη, έστω το εκπέτασμα πτέρυγας στα 3 m, διάταγμα 12 m, σταθερά Oswald 0,7(τυπική τιμή για ορθογώνια πτέρυγα, βάρος 10 kg(συμπεριλαμβανομένου του εξοπλισμού και των πυρομαχικών που θα φέρει, ενώ μόνο με τον εξοπλισμό, 7,5 kg), πυκνότητα αέρα $1,225 \text{ kg/m}^3$ πτερυγική επιφάνεια $0,75 \text{ m}^2$ και συντελεστή απόδοσης του συστήματος προώθησης 0,5(Δεδομένου του ότι, η ενέργεια από την μπαταρία τροφοδοτεί και τα υπόλοιπα συστήματα του MEA).

Λόγω του μεγέθους του μέσου, και των απαιτήσεων σε ενέργεια ,θα χρησιμοποιήσουμε μπαταρία 6S στα 22,5 V με χωρητικότητες 10, 20 και 30 A ανά ώρα. Στην τα διαγράμματα που θα ακολουθήσουν, θα παρέχουν στοιχεία για δύο ειδών, λιθίου ιόντων(σταθερά Peukerts 1 ιδανικά), και λιθίων πολυμερών(σταθερά Peukerts 1,3) για θερμοκρασία 20 βαθμών Κελσίου, όπου δηλαδή και οι τελευταίες αποδίδουν βέλτιστα. Σύμφωνα με τους πίνακες, τα αποτελέσματα για πολύ μικρές ταχύτητες, της τάξης των 5 m/s δίνουν τις βέλτιστες τιμές για διάρκεια πτήσης και εμβέλεια, όμως όπως είναι προφανές, δεν μπορεί να αξιοποιηθεί στο σύγχρονο πεδίο της μάχης, αφενός διότι οι ριπές αέρα δεν είναι σταθερές, αφετέρου διότι αν μένει σταθερό σε μία περιοχή, μπορεί να γίνει στόχος από εχθρικές δυνάμεις. Οι τιμές τείνουν να παρουσιάζουν μία ομαλή μείωση μετά από τα 10 m/s. οι μπαταρίες λιθίου πολυμερών φαίνονται να αποδίδουν καλύτερα μέχρι τις ταχύτητες των 20 m/s, ενώ οι λιθίου ιόντων αμέσως μετά. Τέτοιες αυξομειώσεις φαίνεται να ισχύουν και σε στις δοκιμές του Lance W. Traub, με την



Διάγραμμα 7: διάρκεια πτήσης και εμβέλεια vs ταχύτητας (θερμοκρασία 20° C)



Διάγραμμα 8: Ισχύς vs ταχύτητα

διαφορά ότι σε μικρότερα ΜΕΑ η λιθίου ιόντων ισχύει στις πολύ μικρές και πολύ μεγάλες, ενώ αυτή η διαφορά γίνεται πιο ξεκάθαρη, όταν αυξάνεται η χωρητικότητα της μπαταρίας. Οι διαφορές στην περίπτωση μας, είναι τόσο μικρές, που η λιθίου ιόντων προτιμάται σε κάθε περίπτωση. Καθοριστικός παράγοντας είναι και το ότι η διάρκεια 1 ώρας επιτυγχάνεται σε ταχύτητες μέχρι και 20 m/s. Αντίστοιχα και στην εμβέλεια παρατηρείται το ίδιο αποτέλεσμα. Επιπρόσθετα, μεγαλύτερες τιμές ενέργειας απαιτούνται, όταν στόχος είναι η επίτευξη μέγιστης εμβέλειας. Είναι το πλέον προφανές, καθώς όταν ο λόγος σταθεράς άντωσης προς οπισθέλκουσας μεγιστοποιείται έχουμε μέγιστη διάρκεια.

5.2 ΜΠΑΤΑΡΙΑ

Από άποψη χωρητικότητας, οι μπαταρίες λιθίου ιόντων 20 και 30 Ah και πολυμερών 30 Ah πληρούν τις προϋποθέσεις καθώς, πέραν από την επίτευξη της εμβέλειας, είναι σε θέση τροφοδοτούν το μέσο, ώστε να κινείται με ταχύτητες έως και 40 μ/δ. Ανάλογα με το φορτίο και την αποστολή που έχει να φέρει εις πέρας το ΜΕΑ, δύναται να επιλέγει την κατάλληλη. Μετά από έρευνα αγοράς στο εμπόριο, παρατηρείται ότι, για οι LiPo, από οικονομικής απόψεως είναι προτιμητέες όταν η επιθυμητή χωρητικότητα κυμαίνεται στις τάξεις των 20 Ah, ενώ οι Li-Ion στις 10 και 30 Ah αντίστοιχα. Βέβαια, οι τελευταίες έχουν τάση αποφόρτισης 2 έως 4 C, με τις αντίστοιχες 20 έως 25 των

LiPo. Σε κάθε περίπτωση, η τεχνολογία στην δημιουργία νέων τύπων μπαταριών αναπτύσσεται με ραγδαίους ρυθμούς, γεγονός που θα ενισχύσει την έρευνα στα ηλεκτροκίνητα αεροχήματα, επανδρωμένα ή μη.

	technology	Battery (Ah)	Capacity	volt	discharge rate	weight	dimensions (for lipo only the cell)	parallel	series	price
1	LiPo	tumigy graphene prof	12	22,2	15-30	1610	183*77*57	1	6	174,04
2	LiPo	turnigy high capacity	12	22,2	12	1650	183*77*58	1	6	112,05
3	LiPo	turnigy high capacity	12	22,2	12	2015	183*77*70	1	6	197,72
4	liNiCoAlO2	LG INR18650-M26	10,4	22,2	4	1152	18,33*64,85	6	4	93,6
5	Lilon	Nitcore NL18650	10,5	22,2	2	820,8	18,3*69,2	6	3	333
6	Lilon	Panasonic 18650 NCR	10,05	22,2	2,5	855	18,15*65,3	6	3	90
7	Lilon	Samsung INR18650	10,5	22,2	2,65	864	18,55*65,25	6	3	93,6
8	LiPo	turnigy high capacity	20	22,2	12	2630	203*93*70	1	6	187,47
9	liNiCoAlO2	LG INR18650-M26	23,4	22,2	4	2592	18,33*64,85	6	9	210,6
10	Lilon	Nitcore NL18650	24,5	22,2	2	1915,2	18,3*69,2	6	7	777
11	Lilon	Panasonic 18650 NCR	23,45	22,2	2,5	1995	18,15*65,3	6	7	210
12	Lilon	Samsung INR18650	24,5	22,2	2,65	2016	18,55*65,25	6	7	218,4
13	LiPo	tattu	30	22,2	25	3,505	217*120*65	1	6	616,99
14	liNiCoAlO2	LG INR18650-M26	31,2	22,2	4	3456	18,33*64,85	6	12	280,8
15	Lilon	Nitcore NL18650	31,5	22,2	2	2462,4	18,3*69,2	6	9	999
16	Lilon	Panasonic 18650 NCR	30,15	22,2	2,5	2565	18,15*65,3	6	9	270
17	Lilon	Samsung INR18650	31,5	22,2	2,65	2592	18,55*65,25	6	9	280,8

Πίνακας 3: Κόστος και τεχνικά χαρακτηριστικά υποψήφιων μπαταριών

5.3 ΚΙΝΗΤΗΡΑΣ

Σε περίπτωση απουσίας ενημερωτικού φυλλαδίου από τον κατασκευαστή, θα ήταν επιτακτική η ανάγκη μελέτης του συστήματος προώθησης με τον τρόπο που

παρουσιάσαμε στο κεφάλαιο 3.1. Ωστόσο, εάν υφίσταται, έχοντας δεδομένα για την απαιτούμενη ισχύ για την προώθηση του MEA, αλλά και τις δυνατότητες των

U7 490KV	Throttle	power(w)	U7 420KV	Throttle	power(w)
	50%	228,66		50%	162,06
	65%	432,9		65%	301,92
	75%	599,52		75%	412,92
	85%	781,44		85%	537,24
	100%	1067,82		100%	637,14

Πίνακας 4: τεχνικά χαρακτηριστικά υποψηφίων κινητήρων

μπαταριών, μπορεί να γίνει απ' ευθείας επιλογή. Για παράδειγμα, χρησιμοποιώντας το

T-MOTOR U7 KV420 με έλικα T-MOTOR 16*5.4 ανθρακονήματος, το ΜΕΑ μπορεί να πετάξει με ταχύτητα για μέγιστη εμβέλεια και διάρκεια μέχρι και 30 m/s, καθώς, στο 100%, η παρεχόμενη ισχύς που προσφέρει φτάνει τα 637.14 W. Αντιθέτως, το T-MOTOR U7 KV490 με έλικα T-MOTOR 16*5.4 ανθρακονήματος, στο 100%, αγγίζει την τιμή του 1067,82 W, πολύ κοντά στις τιμές ενέργειας που απαιτούνται για πτήση μέγιστης εμβέλειας με 40 m/s. Σε κάθε περίπτωση, πληρεί τις προϋποθέσεις για πτήση μεγιστοποίησης της διάρκειας πτήσης, μιας και η απαιτούμενη ισχύ δεν ξεπερνά τα 947,06W.

Η θεωρητική αυτή προσέγγιση είναι χρήσιμη, για την επιλογή των υπό εξέταση κινητήρων, καθώς αποτελεί ένα πολύ απλό αλλά βασικό βήμα, για την πιθανώς πρακτική εφαρμογή αυτών σε πραγματικές δοκιμές. Τέλος, τα στοιχεία αυτά, είναι για ΜΕΑ εξοπλισμένο με φορτίο(2,5kg), συνολικού βάρους 10kg, δηλαδή, να μπορεί να τα φέρει είτε επιχειρήσει ρίψη, είτε όχι.

5.4 ΠΥΡΟΜΑΧΙΚΑ

Η επόμενη μεγάλη πρόκληση είναι το είδος και η ποσότητα πυρομαχικών που θα φέρει. Όπως αναφέραμε στο κεφάλαιο 4, τα είδη αυτών ποικίλουν, καθώς επηρεάζει και τον τρόπο προσέγγισης του στόχου. Ξεκινώντας από τα βλήματα με σύστημα

προώθησης(πυραυλοκίνητα), η πρώτη επιλογή είναι το M72 LAW(89mm μήκος). Συνδυάζει μικρό βάρος, με υψηλή διατηρητικότητα για τις διαστάσεις του. Κατατάσσεται στην κατηγορία των «άνευ οπισθοδρομήσεως πυροβόλων», κατάλληλο για την συγκεκριμένη εφαρμογή, καθώς η εκτόνωση του κώνου αερίων, δεν δημιουργεί ανάκρουση. Με βάρος 2360



Εικόνα 15: M72 LAW

γραμμαρίων, μπορεί να τοποθετηθεί σε αυτό. Λόγω του κοίλου γεμίσματος του πυραύλου, έχει διατρητικότητα 50 εκατοστών σε χάλυβα υπό όγκο. Το μέγιστο βεληνεκές του είναι 1000m ενώ το αποτελεσματικό σε σταθερό στόχο 250m και 200m σε κινητό. Η ταχύτητα εκτόξευσής του είναι 144μ/δ.

Έπειτα ακολουθεί το RPG-18(1050mm) με βάρος 2,6 kg, είναι η αμέσως επόμενη επιλογή. Το δραστικό του βεληνεκές είναι 135 μέτρα και το ωφέλιμο(μέγιστο αναγραφόμενο στα σκοπευτικά) στα 200μ. Και σε αυτή την περίπτωση η κεφαλή είναι κοίλου γεμίσματος.



Τα παραπάνω, εντάσσονται στο οπλοστάσιο του ελληνικού στρατού και επιπλέον είναι ανέξοδα σε σχέση με αντιαρματικά 2^{ης} και άνω γενιάς. Αντίστοιχης φιλοσοφίας πυρομαχικά υπάρχουν, ωστόσο τα βεληνεκή τους, δεν διαφέρουν

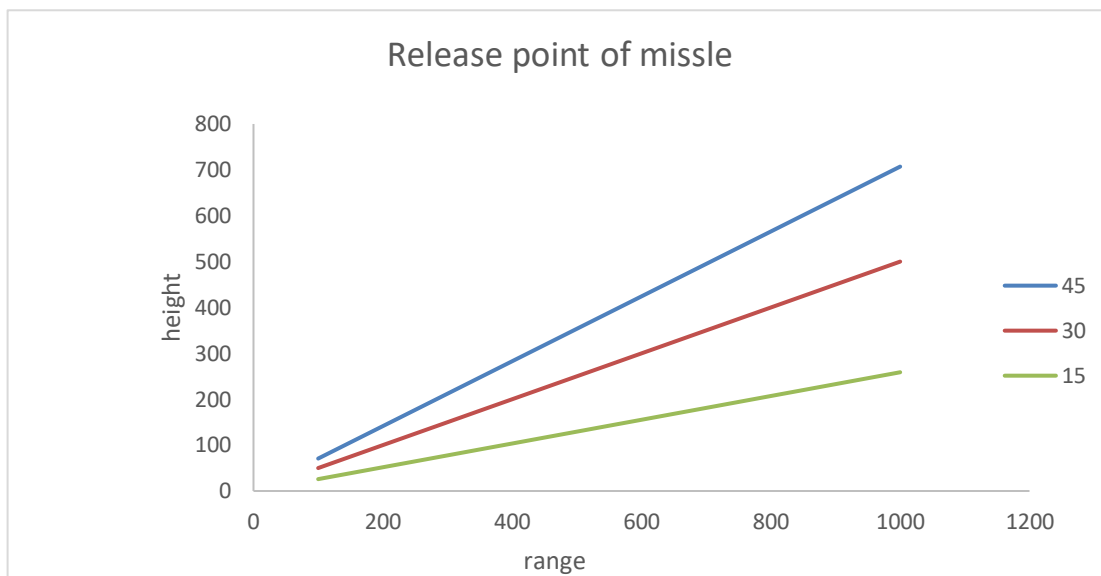
Εικόνα 16: RPG 18

ουσιαστικά. Τα στοιχεία αυτά βέβαια, αναφέρονται σε πυροδότηση από το έδαφος. Η τροποποίηση αυτού για βολή αέρος-εδάφους απαιτεί σταθεροποίηση της πλατφόρμας για την όσο το δυνατόν καλύτερη σκόπευση. Αυτό μπορεί να επιτευχθεί με την τοποθέτηση τριαξωνικού gimbal στον σωλήνα εκτοξεύσεως. Με αυτό τον τρόπο, η γωνία του σωλήνα ως προς το σύστημα αναφοράς της Γης, είναι ορατή στον χειριστή ανά πάσα χρονική στιγμή.

Ένα σημείο που αξίζει προσοχής, είναι τα βεληνεκή. Αν και δίδονται από τον κατασκευαστή και τα τεχνικά εγχειρίδια, βλέπουμε ότι περιορίζονται μέχρι τα 200 μέτρα. Αυτό εξαρτάται από μία σειρά γεγονότων, όπως:

- Η στήριξη του όπλου στον μαχητή και η χειροκίνητη πυροδότηση , δεν προσφέρει την απαραίτητη σταθερότητα.

- Η λάθος εκτίμηση της απόστασης και της κατεύθυνσης κίνησης του στόχου.
- Ο άνεμος.



Διάγραμμα 9: Δυνατό υψόμετρο vs μέγιστο βεληνεκές

Για παράδειγμα, σε μία βύθιση του αεροσκάφους για προσβολή του στόχου, με 45° κλίση, και βεληνεκές 200 μέτρων, το αεροσκάφος θα εκτοξεύσει τον πύραυλο σε ύψος 141 μέτρων. Με την βοήθεια αισθητήρων (αποστασιόμετρο λέιζερ, ανεμόμετρο) και την μελέτη του κάθε βλήματος ξεχωριστά με την μέθοδο 6DOF (Κεφάλαιο 4.1) μπορούν να περιοριστούν σε ικανοποιητικό βαθμό. Η γωνία προσέγγισης του αεροσκάφους, δεν μπορεί να ταυτίζεται με την γωνία του σωλήνα, καθώς, η βλητική τροχιά δε είναι μία ευθεία γραμμή, αλλά καμπύλη. Συνεπώς, ο ελεγκτής, λαμβάνοντας την σαν είσοδο μαζί με την γωνία, ταχύτητα ανέμου, γραμμική και γωνιακή ταχύτητα του αεροσκάφους και την απόσταση του στόχου, μπορεί να υπολογίσει της βέλτιστη γωνία του σωλήνα για εκτόξευση του βλήματος. Η ακρίβεια στην παραπάνω μέθοδο, αποτελεί μέγιστη



Εικόνα 17: βλήματα όλμων 60 χιλιοστών

προτεραιότητα. Αυξάνοντας το αποτελεσματικό βεληνεκές, αυξάνεται και η επιβιωσιμότητα του ΜΕΑ στο πεδίο της μάχης.

Η δεύτερη επιλογή είναι αυτή της ελεύθερης ρίψης πυρομαχικών. Λόγω της μειωμένης ακρίβειας προσβολής στόχου, είναι προτιμητέα η χρήση μικρών βομβίδων σε

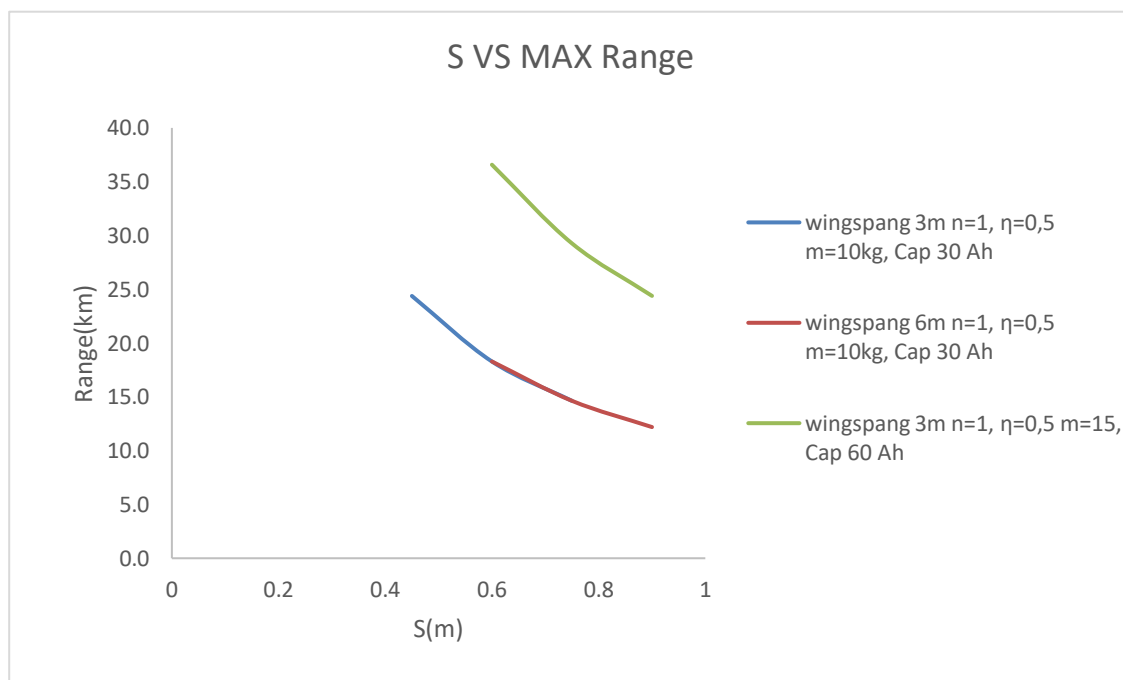
ποσότητα, προκειμένου να δημιουργηθεί μία «ομπρέλα». Έτσι η ζημιά που θα προκαλέσει στο εχθρικό προσωπικό, ειδικά όταν είναι ακάλυπτο, είναι σημαντικά μεγαλύτερη από αυτή ενός βλήματος 2,5kg και κάτω. Τα βλήματα όλμων 60 χιλιοστών(M49A2HE, 1,23kg) και οι χειροβομβίδες(Arges 73 355gr) δευτερευόντως, είναι κατάλληλες για την παραπάνω εφαρμογή. Επίσης καπνογόνα βλήματα(M302 Λευκού φωσφόρου, 1,8kg) .

Και οι δύο περιπτώσεις, απαιτείται βλητική μελέτη, καθώς ο προσδιορισμός των σταθερών ελευθερίας θα βελτιστοποιήσει τα αποτελέσματα. Αυτό είναι δυνατόν να γίνει με δοκιμές στο πεδίο.

5.5 ΔΥΝΑΤΟΤΗΤΕΣ ΕΞΕΛΙΞΗΣ

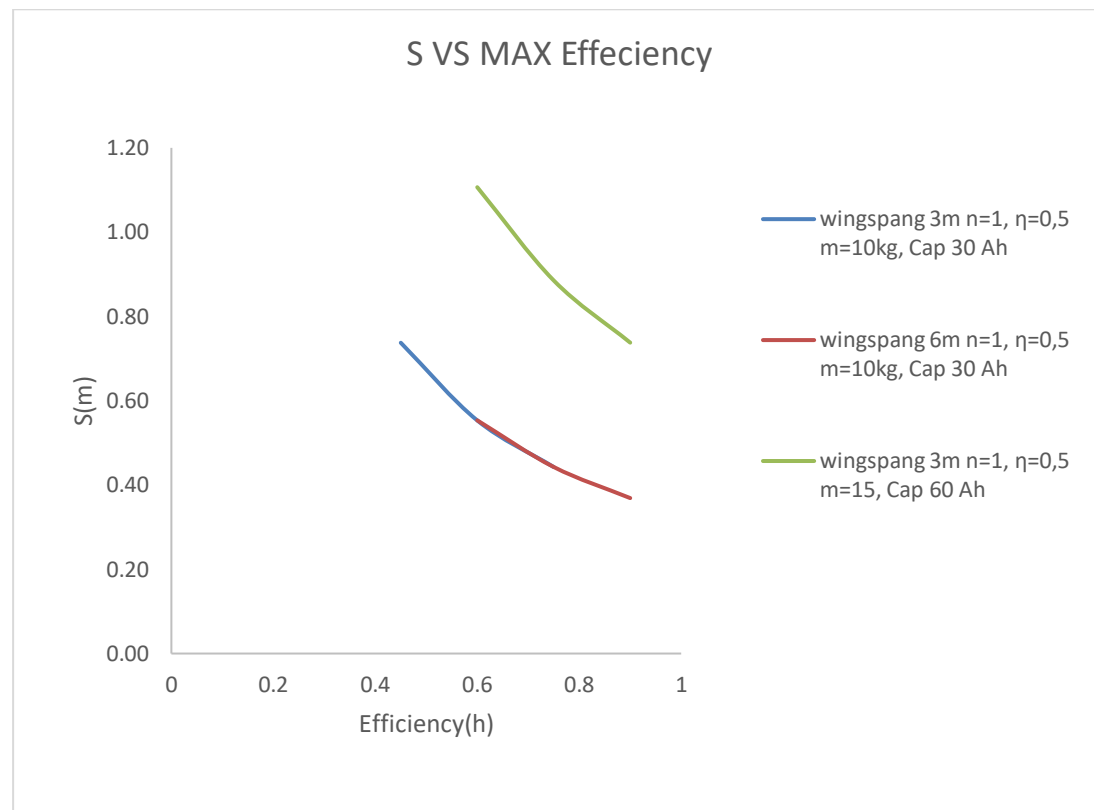
Όπως διαφαίνεται από την ανάπτυξη των παραπάνω κεφαλαίων, η μελέτη αυτή μπορεί να αξιοποιηθεί για την εξαγωγή πρωταρχικών αποτελεσμάτων για κάθε ΜΕΑ, είτε φέρει πυρομαχικά είτε όχι. Έτσι, είναι δυνατή η σύγκριση διαφόρων προτύπων, για την επιλογή του κατάλληλου, σύμφωνα με την αποστολή που έχει να φέρει. Μεταβάλλοντας το βάρος, την χωρητικότητα της μπαταρίας, το εκπέτασμα και την μέση χορδή της πτέρυγας, η διάρκεια πτήσης και η εμβέλεια αλλάζουν άρδην.

Εν παραδείγματι, ένα ΜΕΑ με 3 μέτρα εκπέτασμα, μπορεί να μεταφερθεί από 2 άντρες, με την κατάλληλη προσαρμογή των φόρτων αυτών. Όταν όμως, το τάγμα έχει



Διάγραμμα 10: Πτερυγική επιφάνεια VS μέγιστη εμβέλεια

αποστολή να ενεργήσει σε βάθος, πρέπει να τροποποιηθούν οι παράμετροι με τρόπο ώστε, η αύξηση των διαστάσεων να μην επηρεάσουν τις τελικές επιδόσεις. Για την καλύτερη κατανόηση των λεγομένων, γίνεται η σύγκριση 3 διαφορετικών μοντέλων.



Διάγραμμα 11: Πτερυγική επιφάνεια VS μέγιστη διάρκεια πτήσης

Το πρώτο με 3 m εκπέτασμα, 30 Ah χωρητικότητα και 10 kg συνολικό βάρος, το δεύτερο με 6 m, 30 Ah και 10 kg και το τρίτο με 6 m 60 Ah 15 kg αντίστοιχα.

Είναι οφθαλμοφανές πως η αύξηση της πτερυγικής επιφάνειας, λόγω της αύξησης της δύναμης οπισθέλκουσας, μειώνει τις τιμές. Συνεπώς προτιμάται πτέρυγα με μεγάλο Aspect Ratio. Εξάλλου, το μεγαλύτερο ποσοστό των σύγχρονων μέσων το αποδυνκνείει. Ακόμη, η αύξηση των διαστάσεων χωρίς την αντίστοιχη αύξηση της χωρητικότητας της μπαταρίας, μειώνει δραματικά την απόδοση αυτού. Αντίθετα, ο διπλασιασμός στα 60 Ah, αυξάνει δραματικά την απόδοση. Αν από κατασκευαστικής απόψεως, η κατασκευή πτέρυγας 6 m είναι εφικτή, αποτελεί την καλύτερη λύση, αφού η μέγιστη διάρκεια πτήσης αγγίζει την τιμή της 1,10 h, ενώ τα 36,6 km η μέγιστη εμβέλεια.



Εικόνα 18: Αδιάβροχο σακίδιο μεταφοράς για το UAV RQ-11 (πηγή: US ARMY)

Τα αποτελέσματα αυτά, υπενθυμίζουν και την σημασία της χρήσης μπαταρίας λιθίου ιόντων. Το κόστος αυτής έναντι των λιθίων πολυμερών είναι σημαντικά μικροτερο, καθιστώντας πίο εύκολη την μελέτη του συστήματος, αλλά και την διάρκεια ζωής αυτών. Το κόστος αγοράς 2 λιθίου ιόντων 60 Ah, αγγίζει

κατά μέσο όρο το κόστος μίας λιθίου πολυμερών 30 Ah. Η

συνδεσμολογία δε των στοιχείων γίνεται άμεσα από τον εκάστοτε ερευνητη, τροποποιώντας οτιδήποτε κρίνει αυτός σκόπιμο. Μία κατασκευή σαν και αυτή δεν μπορεί να χρησιμοποιηθεί από διμοιρία ή λόχο πεζικού. Συγκεκριμένα:

- Οι πληροφορίες που μπορεί να συλλέξει, λόγω της ακτίνας δράσης, ενδιαφέρουν μεγαλύτερα κλιμάκια, δηλαδή μίας μονάδος
- Το σύστημα εκτόξευσης και απογείωσης απαιτεί οχήματα ειδικά τροποποιημένα
- Το προσωπικό για την αρμολόγηση, χειρισμό και όπλιση, πρέπει να ναι μεγαλύτερο των 2 ανδρων, και κατάλληλα εξιδεικευμένο.



Εικόνα19: Απογείωση από αερομεταφερόμενο στρατιώτη του RQ-11 UAV (πηγή: US ARMY)



Εικόνα 20: Απογείωση ΜΕΑ με την βοήθεια καταπέλτη εδάφους (πηγή: UAV Factory)



Εικόνα 21: Σύστημα απογείωσης του RQ-7 (πηγή: Aiir Source Military)

6. ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

Οι παραπάνω προσομοιώσεις δίνουν μια πρώιμη αλλά βασική εικόνα για τις δυνατότητες που μπορεί να προσφέρει το παραπάνω μέσο. Η μελέτη ενός πρώιμου μοντέλου, είναι το κυριότερο για τον καθορισμό των βασικών στόχων, το οποία ανοίγει τον δρόμο για την έναρξη δοκιμών. Συγκεκριμένα, η μελέτη του συνόλου του ΜΕΑ, από αεροδυναμικής απόψεως, συμπεριλαμβανομένου και μη του φορτίου, θα βοηθήσει στην εύρεση των μεταβολών στις σταθερές άντωσης, τριβής, γωνίας προσβολής κτλ. σε σχέση με τα αρχικά αποτελέσματα. Έτσι θα εντοπισθούν οι διαφοροποιήσεις, επιτυγχάνοντας βελτιστοποίηση αυτών. Η εξέταση των διαφόρων σεναρίων πτήσης, αρχικά σε λογισμικό και μετά με το πρωτότυπο, εξοπλισμένο με αυτόματο πιλότο, θα επιβεβαιώσει την ορθότητα των μελετών. Λογισμικό τρισδιάστατης σχεδίασης απαιτείται για την σχεδίαση του συνόλου του αεροσκάφους και την τοποθέτηση του επιμέρους εξοπλισμού που θα πρέπει να φέρει. Ακόμη μπορεί να μας προσφέρει και πληροφορίες για το αεροδυναμικό κέντρο και κέντρο βαρύτητας. Με αυτό τον τρόπο καθίσταται δυνατή η τροποποίηση κάθε επιμέρους τμήματος, από το είδος μπαταρίας, μέχρι και το υλικό της πτέρυγας.

Επίσης αξιοσημείωτο ρόλο καταλαμβάνει και το κομμάτι των τηλεπικοινωνιών. Οι παραπάνω αριθμοί που αναφέρονται στην μέγιστη εμβέλεια και την διάρκεια πτήσης, πρέπει να αποτελέσουν γνώμονα για την εγκατάσταση επαρκών τηλεμετρικών. Ακόμη και στην περίπτωση να μπορεί αυτόνομα να φέρει εις πέρας τις αποστολές, ο χειριστής θα πρέπει να μπορεί ανά πάσα ώρα και στιγμή να έχει τον έλεγχο αυτού. Εδώ εμπίπτει το κομμάτι της κρυπτογράφησης.

Εφόσον μιλάμε για στρατιωτικής χρήσεως μη επανδρωμένο, θα πρέπει να τοποθετηθεί και ο αντίστοιχος εξοπλισμός. Κάμερες που να επιχειρούν νύχτα και ημέρα, με δυνατότητα αναγνώρισης εικόνας και μεγέθυνσης αποτελούν χρήσιμο εργαλείο, όχι μόνο για την στοχοποίηση, αλλά και για την προσβολή στόχων. Συνεπώς οι δοκιμές στο πεδίο ασκήσεων είναι αναγκαίες.

Τέλος, η αξιοπιστία του συστήματος, πρέπει να ακολουθεί τα στρατιωτικά πρότυπα, από τις ηλεκτρονικές πλατφόρμες μέχρι και τις συνδέσεις και βραχίονες. Ως αποτέλεσμα, το κόστος ανεβαίνει, στο όνομα της επιβιωσιμότητας.

Όπως αναφέραμε, δεν έγινε αναφορά σε αντικείμενα επικοινωνιών και αυτόνομης πλοήγησης κατά την πειραματική διαδικασία. Στο θεωρητικό κομμάτι όμως της παρούσας πραγματείας, έγινε λεπτομερής αναφορά όχι μόνο στα πτητικά χαρακτηριστικά, αλλά στις μεθόδους παροχής ενέργειας με εναλλακτικούς τρόπους και μελέτης τροχιάς των υποψήφιων βλημάτων. Με λίγα λόγια επιβεβαιώνεται η αρχική σκέψη, όπως αναλυτικά είδαμε στην εισαγωγή. Δεν μπορούμε να εξετάσουμε μονομερώς το σύστημα, καθώς αυτό αποτελείται από επιμέρους τμήματα. Μία απόλυτα εξιδεικευμένη μελέτη, θα απέκρυπτε σημαντικές πτυχές για την ουσιαστική και περεταίρω ανάπτυξη ενός σύγχρονου μη επανδρωμένου μάχης. Η κάτωθι εργασία μπορεί να θεωρηθεί όχι μόνο σαν ένα βασικό οδηγό για τις δυνατότητες που η τεχνολογία αυτή έχει να προσδώσει ακόμη, αλλά και σαν βασική βιβλιογραφία για μετέπειτα δημοσίευση, μεταπτυχιακή ή διδακτορική διατριβή.

Παράρτημα: Πίνακες

GROUP	REYNOLDS	CELSIUS DEGREE	VELOCITY	DENSITY
2	100305	-10	5	1,225
1	93816	0	5	1,225
1	87985	10	5	1,225
1	82721	20	5	1,225
3	200610	-10	10	1,225
2	187613	0	10	1,225
2	175970	10	10	1,225
2	165442	20	10	1,225
5	401220	-10	20	1,225
4	375263	0	20	1,225
4	351939	10	20	1,225
4	330885	20	20	1,225
7	601830	-10	30	1,225
6	562894	0	30	1,225
6	527909	10	30	1,225
5	496327	20	30	1,225
9	802439	-10	40	1,225
8	750525	0	40	1,225
8	703000	10	40	1,225
9	802439	20	40	1,225
11	1003049	-10	50	1,225
10	938157	0	50	1,225
9	897848	10	50	1,225
9	827212	20	50	1,225

CL/CD VS ALPHA					
REYNOLDS	AT	MAX A	CL	CD	CD0
50000	6,522777	7	0,67	0,103	0,005687459

150000	65,88323	10	1,65	0,025	0,034416311
250000	86,94305	9	1,59	0,018	0,03187946
350000	100,8714	8	1,51	0,015	0,028772812
450000	111,4949	7	1,42	0,013	0,025645097
550000	119,43	8	1,51	0,013	0,028890596
650000	127,8843	7	1,43	0,011	0,025724782
750000	132,4454	7	1,43	0,011	0,025746959
850000	139,1057	7	1,43	0,010	0,02593087
950000	145,0826	7	1,44	0,010	0,026110424
1050000	149,9059	6	1,34	0,009	0,022752564

	TEST 1/ TEMP 20 C EFFICIENCY					
	n=1,3 10Ah			n=1 10Ah		
Speed(m/s)	Efficiency (h)	Range(km)	Preq(W)	Endurance (h)	Range(km)	Preq(W)
5	191,34	923,73	23,53	56,92	284,58	23,53
10	12	120,06	62,2	6,76	67,67	62,2
20	1,08	21,63	198,27	1,06	21,25	198,27
30	0,0259	7,778	456,722	0,354	10,62	456,722
40	0,08	3,32	947,06	0,14	5,908	947,06
	TEST 1/ BAT (20 Ah)/ TEMP 20 C EFFICIENCY					
	n=1,3 20 Ah			n=1 20 Ah		
Speed(m/s)	Efficiency (h)	Range(km)	Preq(W)	Endurance (h)	Range(km)	Preq(W)
5	471,1964	2355,982	23,53	113,8438	569,2188	23,53
10	29,54685	295,4685	62,2	13,52578	135,2578	62,2
20	2,655387	53,10774	198,27	2,119592	42,39183	198,27
30	0,627772	18,83317	456,722	0,698977	20,96932	456,722

40	0,204584	8,183344	947,06	0,295053	11,80214	947,06
	TEST 1/ BAT (30 Ah)/ TEMP 20 C EFFICIENCY					
	n=1,3 30 Ah			n=1 30Ah		
Speed(m/s)	Efficiency (h)	Range(km)	Preq(W)	Endurance (h)	Range(km)	Preq(W)
5	798,2164	3991,082	23,53	170,7656	853,8282	23,53
10	50,05296	500,5296	62,2	20,28867	202,8867	62,2
20	4,49828	89,9656	198,27	3,179387	63,58775	198,27
30	1,063459	31,90377	456,722	1,048466	31,45399	456,722
40	0,346569	13,86275	947,06	0,44258	17,7032	947,06

	TEST 1/TEMP 20 C RANGE					
	n=1,3 10Ah			n=1 10Ah		
Speed(m/s)	Efficiency (h)	Range(km)	Preq(W)	Endurance (h)	Range(km)	Preq(W)
5	199,21	996,05	23,46687	58,70854	293,54	23,46687
10	14,19864	141,98	60,1913	7,6973	76,97	60,1913
20	1,345	26,91	181,92	1,256	25,1309	181,92
30	0,199	5,97	528,41	0,288	8,6652	528,41
40	0,06488	2,5937	1108,175	0,1219	4,87565	1108,175
	TEST 1/ BAT (20 Ah)/ TEMP 20 C RANGE					
	n=1,3 20 Ah			n=1 20 Ah		
Speed(m/s)	Efficiency (h)	Range(km)	Preq(W)	Endurance (h)	Range(km)	Preq(W)
5	279,1543056	2791,543056	23,46687	76,1059683	761,059683	23,46687
10	34,961142	349,61142	60,1913	15,39478211	153,9478211	60,1913
20	3,31337456	66,2674912	181,92	2,513090351	50,26180701	181,92

30	0,490003601	14,70010803	528,41	0,577685873	17,3305762	528,41
40	0,159665371	6,386614829	1108,175	0,2438289	9,753156009	1108,175
	TEST 1/ BAT (30 Ah)/ TEMP 20 C RANGE					
	n=1,3 30 Ah			n=1 30Ah		
Speed(m/s)	Efficiency (h)	Range(km)	Preq(W)	Endurance (h)	Range(km)	Preq(W)
5	472,8930893	4728,930893	23,46687	114,1589525	1141,589525	23,46687
10	59,22488786	592,2488786	60,1913	23,09217316	230,9217316	60,1913
20	5,612924108	112,2584822	181,92	3,769635526	75,39271052	181,92
30	0,830076098	24,90228293	528,41	0,86652881	25,9958643	528,41
40	0,270476396	10,81905583	1108,175	0,36574335	14,62973401	1108,175

A/A	ΒΕΛΗΝΕΚΕΣ(meters)	ΥΨΟΜΕΤΡΟ(meters)	ΓΩΝΙΑ (degrees)
1	100	70,71	45
2	200	141,42	45
3	300	212,13	45
4	400	282,84	45
5	500	353,55	45
6	600	424,26	45
7	700	494,97	45
8	800	565,69	45
9	900	636,4	45
10	1000	707,11	45
11	100	50	30
12	200	100	30
13	300	150	30
14	400	200	30
15	500	250	30
16	600	300	30
17	700	350	30

18	800	400	30
19	900	450	30
20	1000	500	30
21	100	25,88	15
22	200	51,76	15
23	300	77,65	15
24	400	103,53	15
25	500	129,41	15
26	600	155,29	15
27	700	181,17	15
28	800	207,06	15
29	900	232,94	15
30	1000	258,82	15

wingspang 3m n=1, $\eta=0,5$ m=10kg, Cap 30 Ah						
CHORD	S	AR	VELOCITY	WEIGHT	E max	Rmax
0,25	0,75	12	40	10	0,44	14,6
0,2	0,6	15	40	10	0,55	18,3
0,15	0,45	20	40	10	0,74	24,4
wingspang 6m n=1, $\eta=0,5$ m=10kg, Cap 30 Ah						
CHORD	S	AR	VELOCITY	WEIGHT	E max	Rmax
0,15	0,9	40	40	10	0,37	12,2
0,125	0,75	48	40	10	0,44267	14,63216
0,1	0,6	60	40	10	0,55	18,3
wingspang 3m n=1, $\eta=0,5$ m=15, Cap 60 Ah						
CHORD	S	AR	VELOCITY	WEIGHT	E max	Rmax
0,15	0,9	40	40	15	0,74	24,4
0,125	0,75	48	40	15	0,885265	29,26228
0,1	0,6	60	40	15	1,11	36,6

ΒΙΒΛΙΟΓΡΑΦΙΑ

- Jon N. Ostler, W. Jerry Bowman “Performance Flight Testing of Small Electric Powder Unmanned Aerial Vehicle” Brigham Young University, 2009
- Lance W. Traub “Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft” Embry-Riddle Aeronautical University, Prescott, Arizona 2011
- Murat Bronz, Gautier Hattenberger “Development of a Long Endurance Mini-UAV: ETERNITY” L’ Ecole National del l’ Aviation Civil, Toulouse, France 2013
- Ye Xie, Al Savaris “Modelling and Control of a Hybrid Electric Propulsion System for Unmanned Aerial Vehicles”, IEEE Aerospace conference, 2018
- Junghsen Lieh, Eric Spahr “Design of Hybrid Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles” AIAA/SME/SAE.ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, California,2011
- Gautier Hattenberger, Antoine Drouin “Electric Propulsion System Characterization through Experiments” University of Toulouse; ENAC, France, 2016
- Erdinc Mermet “Desing and Performance of Wing Configurations for High Altitude Solar Powered Unmanned Systems”, Middle East Technical University, Ankara, Turkey
- M. Kerdegari “Optimization and Design in control of intelligent solar UAV”, Islamic Azad University of Qazvin, Qazvin, Iran, 2012
- Mohamad Kharseh “Solar Radiation Calculation”, presentation on power point
- Vijay Shankar Dwivedi, Jay Patrikar “ MARAAL: A Low Altitude Long Endurance Solar powered UAV for Surveillance and Mapping Applications” Indian Institute of Technology, Kanpur, India, 2018
- Noshin Omar, Peter Van den Bosshe ”Peuckerts Revisited-Critical Appraisal and Need for Modification for Lithium-Ion Batteries” ENERGIES article ISSN 1996-1073
- Hegel “Science of Logic”, 1812
- R.M.Gorecki “A Baseline 6 Degree of Freedom (DOF) Mathematical Model of a Generic Missile” DSTO Systems Sciences Laboratory, Edinburg South Australia, Australia

- EE 7-19 , ΓΕΣ
- EE 9-3 (ΛΕΙΤΟΥΡΓΙΑ ΤΩΝ ΜΕΑ) ΜΕΑ ΜΕΣΗΣ ΕΜΒΕΛΕΙΑΣ ΣΤΟΝ ΣΤΡΑΤΟ ΞΗΡΑΣ, ΓΕΣ
- STANAG 4586, Standard Interfaces of UAV Control System for NATO UAV Interoperability
- STANAG 4660, Interoperable Command & Control Data Link for UAS
- STANAG 4670, Guidance and Training of UAS Operators
- STANAG 4671, UAS Airworthiness Requirements
- ATP-3.3.7, Guidance for the Training of UAS Operators
- ATP-3.3.7.1, Unmanned Aircraft Systems Tactical Pocket Guide
- FMI 3-04.155, US Army Unmanned Aircraft System Operations
- TC 34-212, US Unmanned Aerial Vehicle Aircrew Training Manual