

ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ & ΔΙΟΙΚΗΣΗΣ

ΕΥΣΤΑΘΕΙΑ ΠΤΗΣΗΣ ΜΗ ΕΠΑΝΔΡΩΜΕΝΩΝ ΕΛΙΚΟΠΤΕΡΩΝ: ΤΕΧΝΙΚΕΣ ΕΛΕΓΧΟΥ & ΕΠΙΛΟΓΗ ΒΕΛΤΙΣΤΩΝ ΧΑΡΑΚΤΗΡΙΣΤΙΚΩΝ

Διατριβή που υπεβλήθη για την μερική ικανοποίηση των απαιτήσεων
για την απόκτηση Διδακτορικού Διπλώματος

υπό
Νικολάου Ι. Βιτζηλαίου

Χανιά
Φεβρουάριος 2010

© Copyright υπό Νικολάου Ι. Βιτζηλαίου

nvitzilaios@gmail.com

Χανιά 2010



Η εργασία αυτή αποτελεί μέρος του ερευνητικού προγράμματος 03ΕΔ465, που εκτελείται στα πλαίσια της δράσης «Πρόγραμμα Ενίσχυσης Ερευνητικού Δυναμικού (ΠΕΝΕΔ)». Το έργο συγχρηματοδοτείται κατά:

- 75% της Δημόσιας Δαπάνης από την Ευρωπαϊκή Ένωση – Ευρωπαϊκό Κοινωνικό Ταμείο
- 25% της Δημόσιας Δαπάνης από το Ελληνικό Δημόσιο – Υπουργείο Ανάπτυξης – Γενική Γραμματεία Έρευνας και Τεχνολογίας
- και από τον Ιδιωτικό Τομέα

στο πλαίσιο του Μέτρου 8.3 του Ε.Π. Ανταγωνιστικότητα – Γ' Κοινοτικό Πλαίσιο Στήριξης.

ΠΟΛΥΤΕΧΝΕΙΟ ΚΡΗΤΗΣ
ΤΜΗΜΑ ΜΗΧΑΝΙΚΩΝ ΠΑΡΑΓΩΓΗΣ
ΚΑΙ ΔΙΟΙΚΗΣΗΣ

Π Ρ Α Κ Τ Ι Κ Ο

ΤΗΣ ΕΠΤΑΜΕΛΟΥΣ ΕΞΕΤΑΣΤΙΚΗΣ ΕΠΙΤΡΟΠΗΣ ΓΙΑ ΤΗΝ ΚΡΙΣΗ ΤΗΣ ΔΙΔΑΚΤΟΡΙΚΗΣ ΔΙΑΤΡΙΒΗΣ

του Νικολάου Βιτζηλαίου

Διπλωματούχου του Τμήματος Μηχανικών Παραγωγής & Διοίκησης
του Πολυτεχνείου Κρήτης

Η εξεταστική επιτροπή που διορίσθηκε σύμφωνα με το άρθρο 13 του Ν.2083/92 και την απόφαση της Γενικής Συνέλευσης με την Ειδική Σύνθεση του Τμήματος Μηχανικών Παραγωγής και Διοίκησης στη συνεδρίαση 12η/12-1-2010 για την κρίση της διδακτορικής διατριβής του **κ. Νικολάου Βιτζηλαίου** συνήλθε σε συνεδρίαση σήμερα την 5-2-2010 και παρακολούθησε την υποστήριξη της διατριβής με τίτλο:

«Ευστάθεια πτήσης μη επανδρωμένων ελικοπτέρων:
Τεχνικές ελέγχου και επιλογή βέλτιστων χαρακτηριστικών»

Μετά την ανάπτυξη της διατριβής, τα μέλη της εξεταστικής επιτροπής, έκαναν ερωτήσεις στον υποψήφιο κ. Νικόλαο Βιτζηλαίο τόσο γενικού περιεχομένου, όσο και σχετικές με το θέμα της διατριβής.

Στη συνέχεια, αποχώρησε ο υποψήφιος και ακολούθησε συζήτηση της επιτροπής.

Η επιτροπή, μετά από ψηφοφορία, έκρινε ότι η διατριβή του κ. Νικολάου Βιτζηλαίου είναι πρωτότυπη και αποτελεί ουσιαστική συμβολή στην επιστήμη, προτείνει δε προς τη Γενική Συνέλευση του Τμήματος, <u>ομόφωνα</u> να του απονείμει τον τίτλο του Διδάκτορος.

Η ΕΠΙΤΡΟΠΗ	ΥΠΟΓΡΑΦΗ
1. Ν. Τσουρβελούδης	.....
2. Α. Πουλιέζος	.....
3. Β. Κουϊκόγλου	.....
4. Ν. Ματσατίνης	.....
5. Γ. Σταυρουλάκης	.....
6. Ι. Νικολός	.....
7. Δ. Ρόβας	.....

Ευχαριστίες

Με την εργασία αυτή ολοκληρώνεται ένα ταξίδι 10 (και πλέον) ετών στο Πολυτεχνείο Κρήτης. Ερχόμενος στο Τμήμα Μηχανικών Παραγωγής & Διοίκησης το Σεπτέμβριο του 1999 δε φανταζόμουν ότι ο κύκλος των σπουδών μου, που κλείνει με αυτή την εργασία, θα ήταν τόσο μεγάλος. Η διαδρομή είχε πολλές δυσκολίες αλλά και πολλές χαρές. Σε αυτό το σημείο θέλω να ευχαριστήσω όλους όσους βοήθησαν στην εκπλήρωση της παρούσας διατριβής.

Αρχικά θέλω να ευχαριστήσω τον επιβλέποντα της διατριβής, Αναπληρωτή Καθηγητή Νικόλαο Τσουρβελούδη, για την εμπιστοσύνη του, την πολυετή συνεργασία μας και την ανάθεση αυτής την εργασίας, δίνοντας μου την ευκαιρία να ασχοληθώ ερευνητικά με ένα θέμα εξαιρετικά ενδιαφέρον. Θέλω επίσης να ευχαριστήσω τα μέλη της τριμελούς συμβουλευτικής επιτροπής, Καθηγητές Β. Κουϊκόγλου και Α. Πουλιέζο για τις παρατηρήσεις και τις συμβουλές τους στην παρούσα διατριβή. Ευχαριστίες απευθύνω και στα υπόλοιπα μέλη της 7μελούς εξεταστικής επιτροπής για την προσοχή και τις παρατηρήσεις τους.

Πολύτιμη ήταν η συμβολή του φίλου και συνεργάτη Σάββα Πιπερίδη, ΕΤΕΠ του Εργαστηρίου Ευφυών Συστημάτων και Ρομποτικής, στην επίλυση διαφόρων προβλημάτων που προέκυψαν στο τμήμα του εξοπλισμού. Οφείλω επίσης να ευχαριστήσω τους φίλους μου και συνεργάτες στο Εργαστήριο Ευφυών Συστημάτων & Ρομποτικής για την καθημερινή συνεργασία και υποστήριξη, Γεώργιο Τσιναράκη, Λευτέρη Δοϊτσίδη, Χρόνη Σπανουδάκη, Λευτέρη Κυραλάκη, Νίκο Μιχαηλίδη, Γιώργο Κόντε, Walid Soulaki.

Θερμές ευχαριστίες απευθύνω στον Μάνο Κερπινή, Αεροναυπηγό Μηχανικό και χειριστή μη επανδρωμένων αεροσκαφών, για τον χρόνο που διέθεσε για την εκπαίδευσή μου στο χειρισμό του ελικοπτέρου και την εμπειρία που μου μετέφερε σε κρίσιμα ζητήματα.

Ευχαριστώ επίσης όλα τα μέλη του φιλικού και οικογενειακού μου περιβάλλοντος για την πολύπλευρη στήριξη και συμπαράσταση που μου παρείχαν καθ' όλη τη διάρκεια εκπόνησης της διατριβής. Τέλος, οφείλω ένα μεγάλο ευχαριστώ στους γονείς μου που με στηρίζουν όλα αυτά τα χρόνια των σπουδών μου. Η εργασία αυτή αφιερώνεται σε αυτούς. Τίποτα δε θα είχε γίνει χωρίς αυτούς.

Νίκος Βιτζηλαίος

Φεβρουάριος 2010

Σύντομο Βιογραφικό

Ο Νικόλαος Ι. Βιτζηλαίος γεννήθηκε στην Αθήνα το 1981, όπου μεγάλωσε και ολοκλήρωσε την βασική του εκπαίδευση στο 20^{ο} Ενιαίο Λύκειο Αθηνών. Το 1999, εισήχθη μέσω πανελληνίων εξετάσεων στο Τμήμα Μηχανικών Παραγωγής και Διοίκησης του Πολυτεχνείου Κρήτης. Τον Οκτώβριο του 2004 αποφοίτησε με βαθμό 8,15 (1^{ος} σε σειρά αποφοίτησης) και εισήχθη στο Μεταπτυχιακό Πρόγραμμα Ειδίκευσης του ίδιου τμήματος, στον τομέα Συστημάτων Παραγωγής. Τον Νοέμβριο του 2005 απέκτησε το Μεταπτυχιακό Δίπλωμα Ειδίκευσης και ταυτόχρονα έγινε δεκτός στο Τμήμα Μηχανικών Παραγωγής & Διοίκησης ως Υποψήφιος Διδάκτορας. Σε όλη τη σταδιοδρομία του έλαβε πλήθος υποτροφιών και βραβείων επίδοσης από το Ίδρυμα Κρατικών Υποτροφιών και το Τεχνικό Επιμελητήριο Ελλάδας.

Από τον Νοέμβριο του 2003 είναι ερευνητικός συνεργάτης στο Εργαστήριο Ευφυών Συστημάτων & Ρομποτικής του Πολυτεχνείου Κρήτης. Διδάσκει επί σειρά ετών ως εργαστηριακός συνεργάτης στο Τμήμα Μηχανικών Παραγωγής & Διοίκησης του Πολυτεχνείου Κρήτης καθώς και στο Τμήμα Φυσικών Πόρων και Περιβάλλοντος του ΤΕΙ Κρήτης. Έχει εργαστεί σε πλήθος ερευνητικών προγραμμάτων που σχετίζονται με ρομποτικά συστήματα και εφαρμογές αυτομάτου ελέγχου. Με την διατριβή αυτή ολοκληρώνει τις υποχρεώσεις για τη απόκτηση Διδακτορικού Διπλώματος.

Περίληψη Διατριβής

Η διατριβή ερευνά το πρόβλημα του ελέγχου των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων. Πρόκειται για τις πιο ευέλικτες ιπτάμενες μηχανές που υπάρχουν σήμερα και που λόγω των ειδικών ικανοτήτων τους (αιώρηση, χαμηλές ταχύτητες πτήσης, περιορισμένος χώρος απογείωσης-προσγείωσης κα) χρησιμοποιούνται παγκοσμίως σε πλήθος εφαρμογών, ενώ ταυτόχρονα εξελίσσονται τόσο σε ερευνητικό-πανεπιστημιακό όσο και σε βιομηχανικό επίπεδο. Ο τρόπος κατασκευής και λειτουργίας τους καθώς και η ευελιξία που παρουσιάζουν, καθιστούν τον έλεγχό τους δύσκολο και χρειάζονται ιδιαίτερες ικανότητες για την πλοήγηση τους. Συνεπώς το ζήτημα της αυτόνομης πλοήγησής τους απασχολεί τα τελευταία χρόνο σημαντικό τμήμα της επιστημονικής κοινότητας.

Η διατριβή εστιάζεται σε δύο κυρίως προβλήματα. Αρχικά αντιμετωπίζεται το πρόβλημα της γρήγορης και αποτελεσματικής ανάπτυξης ελεγκτών αυτόνομης πλοήγησης. Εξαιτίας της ιδιομορφίας του αντικειμένου, μέχρι σήμερα η διαδικασία αυτή περιλαμβάνει μεγάλο αριθμό δοκιμών σε περιβάλλον προσομοίωσης και στη συνέχεια δοκιμών με πραγματικό όχημα. Η χρονοβόρα αυτή διαδικασία συνοδεύεται από κόστος και κίνδυνο καθώς το περιβάλλον προσομοίωσης δεν είναι ικανό να προσομοιώσει πλήρως τα χαρακτηριστικά του προβλήματος και συχνά οι δοκιμές με πραγματικό όχημα καταλήγουν σε καταστροφικά ατυχήματα. Για την αντιμετώπιση του προβλήματος, αναπτύχθηκε στα πλαίσια της διατριβής πρωτότυπο σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα, που καλύπτει το κενό ανάμεσα στην προσομοίωση και τις δοκιμές με πραγματικό όχημα, καθώς προσφέρει δοκιμές με πραγματικό όχημα, σε ελεγχόμενο εργαστηριακό χώρο με ασφάλεια και με άμεση καταγραφή των αποτελεσμάτων από τον ερευνητή που παρακολουθεί από κοντινή απόσταση. Η ανάπτυξη του ελεγκτή γίνεται απευθείας πάνω στο όχημα, εξαλείφοντας την ανάγκη της προσομοίωσης και των μειονεκτημάτων αυτής.

Το δεύτερο πρόβλημα που αντιμετωπίζεται είναι καθεαυτό το πρόβλημα του ελέγχου. Αναπτύχθηκε σύστημα αυτόνομης πλοήγησης σε πραγματικό όχημα και εξελίχθηκε ελεγκτής ικανός να εκτελέσει αυτόνομα βασικές λειτουργίες του ελικοπτέρου. Στη διατριβή παρουσιάζονται τόσο η ανάπτυξη του συστήματος σε επίπεδο υλικού και λογισμικού, όσο και τα αποτελέσματα των δοκιμών που έγιναν με πραγματικό ελικόπτερο σε εξωτερικό χώρο και αποδεικνύουν την ικανότητα πλοήγησης των αναπτυχθέντων ελεγκτών για διάφορα σενάρια πτήσης. Τέλος, παρουσιάζεται κι ένα σύστημα όρασης που αναπτύχθηκε για την υποβοήθηση της αυτόνομης πλοήγησης των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων.

Περιεχόμενα

1 Εισαγωγή 13

1.1 Κίνητρα 14

1.2 Αντικείμενο της διατριβής 15

1.3 Συνεισφορά της διατριβής 16

1.4 Δομή της διατριβής 17

1.5 Επιστημονικές δημοσιεύσεις 19

1.5.1 Άρθρα σε διεθνή επιστημονικά περιοδικά – Κεφάλαια σε βιβλία 19

1.5.2 Άρθρα σε πρακτικά συνεδρίων με κρίση 19

2 Μη Επανδρωμένα Ελικόπτερα 20

2.1 Ορισμοί 21

2.1.1 Αεροσκάφος 21

2.1.2 Ελικόπτερο 21

2.1.3 Μη επανδρωμένο αεροσκάφος 21

2.1.4 Μη επανδρωμένο ελικόπτερο 22

2.2 Ιστορική Αναδρομή 22

2.2.1 Αρχαιότητα και πρώιμα νεότερα χρόνια 23

2.2.2 Σύγχρονη Ιστορία 25

2.3 Είδη μη επανδρωμένων ελικοπτέρων και εφαρμογές 26

2.4 Έρευνα σε μη επανδρωμένα ελικόπτερα 28

2.4.1 Τύποι ελικοπτέρων 28

2.4.2 Ερευνητικές ομάδες 29

2.5 Έλεγχος μη επανδρωμένων ελικοπτέρων 32

2.5.1 Κινηματική 33

2.5.2 Αρχιτεκτονικές ελέγχου 35

2.5.3 Μέθοδοι ελέγχου βασισμένοι σε μάθηση και γνώση πιλότου 36

2.5.4 Μέθοδοι ελέγχου βασισμένοι σε μοντέλα 37

2.6 Συμπεράσματα 42
3 Πρωτότυπο Σύστημα Πειραματισμού για Μη Επανδρωμένα Ελικόπτερα 43
3.1 Εισαγωγή 44
3.2 Σύστημα πειραματισμού 48
3.2.1 Βάση Στήριξης 48
3.2.2 Ελικόπτερο και ηλεκτρονικός εξοπλισμός 52
3.2.3 Επίγειος σταθμός ελέγχου 56
3.2.4 Διασύνδεση υποσυστημάτων 57
3.2.5 Ασφάλεια 57
3.3 Έλεγχος ύψους και αιώρησης 58
3.3.1 Ασαφής Ελεγκτής 59
3.3.2 Είσοδοι και έξοδοι 59
3.3.3 Κανόνες ελέγχου 62
3.4 Πειραματικά αποτελέσματα 64
3.5 Παρατηρήσεις 68
4 Αυτόνομη Αιώρηση Εξωτερικού Χώρου 69
4.1 Ελικόπτερο 70
4.2 Υπολογιστική μονάδα ελέγχου δεύτερης γενιάς 71
4.2.1 Αδρανειακή μονάδα μέτρησης με ενσωματωμένο δέκτη GPS 72
4.2.2 Ψηφιακός διακόπτης – Ελεγκτής σέρβο 82
4.2.3 Υπολογιστικό σύστημα – Τροφοδοσία 83
4.2.4 Διασύνδεση Υποσυστημάτων 83
4.2.5 Λογισμικό συστήματος 84
4.3 Αυτόνομη πλοήγηση 85
4.3.1 Ασαφής Ελεγκτής 85
4.3.2 Πειράματα πλοήγησης 86
4.3.3 Συμπεράσματα 96
5 Πλοήγηση μη Επανδρωμένων Ελικοπτέρων με Χρήση Οπτικών Πληροφοριών 97

5.1 Εισαγωγή 98
5.2 Υπόβαθρο 98
5.3 Υλοποίηση Υλικού 99
5.4 Υλοποίηση Λογισμικού 101
5.5 Παρακολούθηση στόχου 105
6 Ανακεφαλαίωση και Συμπεράσματα 108
6.1 Ανακεφαλαίωση και συμπεράσματα 109
6.2 Μελλοντικές επεκτάσεις 110
7 Βιβλιογραφία 111

Ευρετήριο Εικόνων

Εικόνα 2.1: Τμήματα ενός μη επανδρωμένου ελικοπτέρου. 22
Εικόνα 2.2: Καλλιτεχνική απεικόνιση του ιπτάμενου περιστεριού, της πρώτης μη επανδρωμένης ιπτάμενης μηχανής στην ιστορία [11]. 23
Εικόνα 2.3: 'Ιπτάμενο πουλί' με εσωτερικό μηχανισμό σχεδιάστηκε κατά την Αναγέννηση [11]. 23
Εικόνα 2.4: Η αρχική ιδέα της περιστροφικής κάθετης πτήσης [12]. 24
Εικόνα 2.5: Ο ιπτάμενος κοχλίας του Λεονάρντο Ντα Βίντσι, προπομπός πολλών σύγχρονων σχεδίων ελικοπτέρων [13]. 24
Εικόνα 2.6: Το Yamaha R50 του Carnegie Mellon University. 29
Εικόνα 2.7: Το όχημα AVATAR του University of Southern California. 30
Εικόνα 2.8: Ελικόπτερο R-MAX του Georgia Institute of Technology. 30
Εικόνα 2.9: (α)Το ελικόπτερο Marvin του TU Berlin, (β) το ελικόπτερο του University of Seville - Helivision. 31
Εικόνα 2.10: Τα ελικόπτερα του Πολυτεχνείου Κρήτης. 32
Εικόνα 2.11: Σύστημα συντεταγμένων ενός VTOL, άξονες στροφής και γωνίες Euler 33

Εικόνα 3.1: Εικόνες πειραματικών διατάξεων που συναντώνται στη βιβλιογραφία. 45
Εικόνα 3.2: Το πρωτότυπο σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα που αναπτύχθηκε στο ΕΕΣ&Ρ του Πολυτεχνείου Κρήτης. 47
Εικόνα 3.3: Γωνίες Euler και άξονες περιστροφής. 48
Εικόνα 3.4: Συστήματα συντεταγμένων στο κέντρο των περιστροφικών αρθρώσεων. 49
Εικόνα 3.5: Λειτουργία ψηφιακού διακόπτη. 54
Εικόνα 3.6: Ηλεκτρονικά συστήματα ελικοπτέρου 55
Εικόνα 3.7: Αρχιτεκτονική συστήματος. 56
Εικόνα 3.8: Κλωβός ασφαλείας περιβάλλει το σύστημα πειραματισμού. 58
Εικόνα 3.9: Ασαφής έλεγχος αιώρησης και ύψους. 59
Εικόνα 3.10: Αναπαράσταση του σφάλματος θέσης. 60
Εικόνα 3.11: Συναρτήσεις συμμετοχής μεταβλητών εισόδου. 61
Εικόνα 3.12: Συναρτήσεις συμμετοχής μεταβλητών εξόδου. 61
Εικόνα 3.13: Μετάβαση καταστάσεων του ασαφούς ελεγκτή. 62
Εικόνα 3.14: Ψευδοκώδικας για τον ελεγκτή αιώρησης. 62
Εικόνα 3.15: Σενάριο πτήσης 1 - Αξιολόγηση αυτόνομης απογείωσης και αιώρησης. 66

Εικόνα 3.16: Σενάριο Πτήσης 2 - Αξιολόγηση μετακίνησης σε θέση και αυτόνομης προσγείωσης. 67

Εικόνα 4.1: Το ελικόπτερο Raptor 60 TUC Edition σε πτήση. 70
Εικόνα 4.2: Η αδρανειακή μονάδα μέτρησης MTi-G με ενσωματωμένο δέκτη GPS. 72
Εικόνα 4.3: Συστήματα συντεταγμένων που χρησιμοποιούνται στις αδρανειακές μετρήσεις. 74
Εικόνα 4.4: Το σύστημα ελέγχου εντός προστατευτικού κελύφους τοποθετημένου στη βάση προσγείωσης. 82
Εικόνα 4.5: Διάγραμμα διασύνδεσης υποσυστημάτων ελέγχου. 84
Εικόνα 4.6: Ασαφής ελεγκτής αυτόνομης πλοήγησης. 86
Εικόνα 4.7: Σενάριο Πτήσης 1α: Χειριστής σταθεροποιεί το όχημα (περιοχή A) το οποίο αφήνεται στη συνέχεια σε αυτόνομη αιώρηση. 87
Εικόνα 4.8: Σενάριο Πτήσης 1α - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο. 88
Εικόνα 4.9: Βαθμονομημένα δεδομένα αισθητήρων αδρανειακής μονάδας μέτρησης. 89
Εικόνα 4.10: Βαθμονομημένα δεδομένα ταχύτητας δέκτη GPS. 89
Εικόνα 4.11: Αναπαράσταση σε εικόνα από δορυφόρο της διαδρομής του ελικοπτέρου. 90
Εικόνα 4.12: Σενάριο Πτήσης 1β: Χειριστής σταθεροποιεί το όχημα (περιοχές A και C) το οποίο στη συνέχεια εκτελεί αυτόνομη αιώρηση (περιοχές B και D). 91
Εικόνα 4.13: Σενάριο 1β - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο. 92
Εικόνα 4.14: Σενάριο Πτήσης 2α: Χειριστής τοποθετεί το όχημα στην επιθυμητή θέση (περιοχές A και B) το οποίο στη συνέχεια εκτελεί αυτόνομη αιώρηση (περιοχές C, D και E). 93
Εικόνα 4.15: Σενάριο 2^{α} - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο. 94
Εικόνα 4.16: Σενάριο 2β - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο. 94
Εικόνα 4.17: Σενάριο Πτήσης 2β: Χειριστής απομακρύνει το όχημα από την επιθυμητή θέση (περιοχή A) το οποίο στη συνέχεια αφήνεται σε αυτόνομη αιώρηση (περιοχές B και C). 95

Εικόνα 5.1: Μη επανδρωμένο ελικόπτερο Raptor 60 TUC Edition εξοπλισμένο με σύστημα μηχανικής όρασης. 100
Εικόνα 5.2: Διάγραμμα ροής προγράμματος αναγνώρισης εικόνας. 103
Εικόνα 5.3: Οπτική ροή Lucas Kanade για ομαλή ροή ανάμεσα σε διαδοχικές SIFT αναγνωρίσεις. 105

Εικόνα 5.4: Παρακολούθηση αντικειμένου. 106
Εικόνα 5.5: Διάγραμμα ροής της επικοινωνίας συστήματος όρασης και ελεγκτή πλοήγησης. 106
Εικόνα 5.6: Αναγνώριση πραγματικού χρόνου από την κάμερα του ελικοπτέρου. 107

Ευρετήριο Πινάκων

Πίνακας 2.1: Βαθμοί ελευθερίας μη επανδρωμένου ελικοπτέρου 33
Πίνακας 2.2: Κυριότερες ερευνητικές ομάδες με έργο σε μη επανδρωμένα ελικόπτερα 41
Πίνακας 3.1: Παράμετροι Denavit-Hartenberg 50
Πίνακας 3.2: Τεχνικά χαρακτηριστικά ελικοπτέρου T-Rex 600 53
Πίνακας 3.3: Παράδειγμα κανόνων για τη Βάση Κανόνων 1 63
Πίνακας 3.4: Παράδειγμα κανόνων για τη Βάση Κανόνων 2 63
Πίνακας 3.5: Παράδειγμα κανόνων για τη Βάση Κανόνων 3 64
Πίνακας 4.1: Τεχνικά χαρακτηριστικά του ελικοπτέρου Raptor 60 TUC Edition 71
Πίνακας 4.2: Προδιαγραφές λειτουργίας αδρανειακής μονάδας μέτρησης 73
Πίνακας 4.3: Εκτιμήσεις σύμφωνα με τους έγκυρους αισθητήρες και τα σχετιζόμενα βάρη 79

ΚΕΦΑΛΑΙΟ

1

Εισαγωγή

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζεται μια εισαγωγή στο αντικείμενο και τους στόχους της διατριβής. Αναλύονται τα κίνητρα που οδήγησαν στην υλοποίησή της καθώς και η συνεισφορά των ερευνητικών αποτελεσμάτων της στο αντίστοιχο ερευνητικό πεδίο. Παρουσιάζονται επίσης η δομή της διατριβής και οι επιστημονικές δημοσιεύσεις που προέκυψαν κατά τη διάρκεια της έρευνας.

1.1 Κίνητρα

Τις τελευταίες δεκαετίες, η έρευνα στην περιοχή των μη επανδρωμένων αεροσκαφών έχει αυξηθεί, καθώς προσφέρουν μια πλατφόρμα ικανή να εκτελέσει με επιτυχία ποικιλία εφαρμογών, όπως εναέρια παρατήρηση, διαχείριση κυκλοφορίας, επόπτευση περιοχών, συλλογή περιβαλλοντικών δεδομένων, έρευνα και διάσωση. Τα μη επανδρωμένα ελικόπτερα αποτελούν τις πιο ευέλικτες ιπτάμενες μηχανές ανάμεσα στα μη επανδρωμένα αεροσκάφη, καθώς έχουν τη δυνατότητα της κάθετης απογείωσης-προσγείωσης και της εκτέλεσης αιώρησης και περίπλοκων ελιγμών, που τους δίνει το πλεονέκτημα πτήσης σε περιορισμένους χώρους σε σχέση με τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας.

Το μεγαλύτερο πλεονέκτημα των μη επανδρωμένων οχημάτων εν γένει, είναι η απουσία ανθρώπινου χειριστή, γεγονός που καθιστά τη χρήση τους ιδανική σε περιπτώσεις επικίνδυνων αποστολών (όπου υπάρχει κίνδυνος για την ανθρώπινη ζωή) ή έλλειψης ανθρωπίνου δυναμικού. Συνεπώς τα τελευταία χρόνια τίθεται στην επιστημονική κοινότητα το ζήτημα του ελέγχου τέτοιων οχημάτων, σε μια προσπάθεια να αναπτυχθούν συστήματα αυτόνομης πλοήγησης που οδηγούν το όχημα στα πλαίσια μιας αποστολής με την ελάχιστη δυνατή παρέμβαση ανθρώπινου χειριστή.

Η ευελιξία των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων (κάθετη απογείωση-προσγείωση, αιώρηση, περίπλοκοι ελιγμοί) συνοδεύεται από πολυπλοκότητα (σχεδίασης και λειτουργίας) και ο έλεγχος τέτοιων οχημάτων είναι δύσκολος ακόμα και για ένα εκπαιδευμένο χειριστή. Σε επίπεδο μαθηματικής μοντελοποίησης, τα μη επανδρωμένα ελικόπτερα αποτελούν ένα έντονα μη γραμμικό σύστημα πολλών μεταβλητών με έξι βαθμούς ελευθερίας που είναι δύσκολο να ελεγχθεί με κλασσικές μεθόδους ελέγχου, καθώς εμφανίζει μεγάλη αστάθεια κι επηρεάζεται σημαντικά από εξωτερικούς παράγοντες, συνήθως μη προβλέψιμους ή παραμετροποιήσιμους, όπως π.χ. οι καιρικές συνθήκες. Το μεγαλύτερο πρόβλημα που παρουσιάζεται είναι η έλλειψη πλήρους δυναμικού και κινηματικού μοντέλου για κάθε τύπο μη επανδρωμένου ελικοπτέρου. Η διαφοροποίηση από τύπο σε τύπο επιφέρει και αλλαγές σε αυτά τα μοντέλα οι οποίες είναι δύσκολο να αναγνωριστούν και ταυτοποιηθούν. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιούνται συνήθως προσεγγιστικά μαθηματικά μοντέλα τα οποία είναι ικανά να καλύψουν μόνο εν μέρει το πρόβλημα του ελέγχου. Σε αυτές τις περιπτώσεις, το σύστημα ελέγχου εξαρτάται άμεσα από το προσεγγιστικό μοντέλο και μπορεί να χρησιμοποιηθεί μόνο για το συγκεκριμένο όχημα, καθώς δεν είναι δυνατή η εφαρμογή του σε όχημα άλλης κλίμακας (ακόμα και του ίδιου τύπου).

Η εξέλιξη των ελεγκτών είναι μια διαδικασία με αυξημένο χρόνο και κόστος που περιλαμβάνει δοκιμές σε περιβάλλον προσομοίωσης και σε πραγματικά οχήματα. Οι δοκιμές σε πραγματικό όχημα είναι και οι πλέον επικίνδυνες, καθώς οποιαδήποτε αδυναμία ελέγχου καταλήγει συνήθως σε πτώση και καταστροφή του οχήματος. Για το σκοπό αυτό συνήθως χρησιμοποιούνται ελικόπτερα μεγάλης κλίμακας καθώς παρουσιάζουν μεγαλύτερη ευστάθεια και περισσότερες δυνατότητες παρέμβασης (π.χ. μεγάλο ωφέλιμο φορτίο που επιτρέπει τη χρήση πολλών αισθητήρων και βοηθητικού εξοπλισμού). Τα τελευταία χρόνια όμως είναι υπαρκτή η ανάγκη για χρήση ελικοπτέρων μικρής κλίμακας, οπότε το πρόβλημα το ελέγχου τέτοιων οχημάτων παραμένει σημαντικό.

1.2 Αντικείμενο της διατριβής

Βασικός στόχος αυτής της διατριβής είναι η ανάπτυξη ευφυούς συστήματος αυτόνομης πτήσης για μη επανδρωμένα ελικόπτερα που θα απαντά στο πρόβλημα του ελέγχου τέτοιων οχημάτων. Προς αυτή την κατεύθυνση μελετήθηκε το πρόβλημα της ευσταθούς αιώρησης σε επίπεδο προσομοιωμένης αλλά και πλήρως αυτόνομης πτήσης.

Η προσομοιωμένη πτήση σχετίζεται με ειδική διάταξη πειραματισμού που αναπτύχθηκε εξ ολοκλήρου στο Εργαστήριο Ευφυών Συστημάτων & Ρομποτικής (ΕΕΣ&Ρ) του Πολυτεχνείου Κρήτης και παρουσιάζεται στο Κεφάλαιο 3 της παρούσας διατριβής. Η διάταξη αυτή επιτρέπει τη διενέργεια πτήσεων σε πλήρως ελεγχόμενο εργαστηριακό χώρο. Αποτελείται από ένα ηλεκτρικό ελικόπτερο, βάση στήριξης και ηλεκτρονικό εξοπλισμό πλοήγησης. Σκοπός της συγκεκριμένης διάταξης είναι να αποτελέσει το συνδετικό κρίκο ανάμεσα στην απλή προσομοίωση σε Η/Υ και σε πραγματικές πτήσεις. Η πρωτότυπη διάταξη μπορεί να χρησιμοποιηθεί για την αξιολόγηση διαφόρων τεχνικών ελέγχου ή τη δημιουργία πλαισίου αξιολόγησης της απόδοσης των ελικοπτέρων σε σχέση με τη μεταβολή διαφόρων χαρακτηριστικών τους.

Περαιτέρω, αντικείμενο της διατριβής είναι η σχεδίαση, ανάπτυξη και κατασκευή (λογισμικό και ηλεκτρονικές διατάξεις) ελεγκτών αυτόνομης πλοήγησης για μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Αναλύεται το πρόβλημα του ελέγχου και αντιμετωπίζεται στη γενική του περίπτωση με χρήση ελεγκτών απαλλαγμένων από δυναμικά και κινηματικά μοντέλα. Αντικείμενο μελέτης αποτελούν τα χαρακτηριστικά εκείνα που συμβάλλουν ή είναι απαραίτητα για την ευστάθεια πτήσης του ελικοπτέρου. Οι ελεγκτές βασίζονται στην ασαφή λογική και ελέγχουν το ελικόπτερο χρησιμοποιώντας δεδομένα από κατάλληλους αισθητήρες που έχουν τοποθετηθεί σε αυτό. Στόχος είναι η δυνατότητα εφαρμογής του

συστήματος ελέγχου (με μικρές μόνο αλλαγές) σε διαφορετικά ελικόπτερα, άλλου τύπου ή/και άλλης κλίμακας.

Επιγραμματικά το αντικείμενο της παρούσας διατριβής είναι:

1. Η ανάπτυξη ευφυούς συστήματος αυτόνομης πτήσης για μη επανδρωμένα ελικόπτερα.
2. Η μελέτη, ανάπτυξη και κατασκευή πρωτότυπου συστήματος πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα.
3. Η αξιολόγηση των χαρακτηριστικών που συμβάλλουν στην ευστάθεια πτήσης των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων.

1.3 Συνεισφορά της διατριβής

Κύρια συνεισφορά είναι η εξέλιξη τεχνικών αυτόνομης πλοήγησης σε πραγματικά ελικόπτερα. Εξαιτίας της δυσκολίας του προβλήματος ελέγχου, η πλειοψηφία των εργασιών στη βιβλιογραφία απαντάει στο πρόβλημα κυρίως σε επίπεδο προσομοίωσης σε Η/Υ. Όπως αναλύεται όμως στη διατριβή, στον τομέα των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων υπάρχει μεγάλο χάσμα ανάμεσα στην προσομοίωση και τη δοκιμή με πραγματικό όχημα, εξαιτίας της ιδιομορφίας του προβλήματος. Στην παρούσα διατριβή, όλα τα αποτελέσματα που παρουσιάζονται προέρχονται από δοκιμές μόνο σε πραγματικά οχήματα. Η συνεισφορά γίνεται ακόμη μεγαλύτερη αν συνυπολογιστεί ότι εκτός από το θεωρητικό κομμάτι του ελέγχου, πρέπει να αντιμετωπιστεί και το τεχνικό κομμάτι του προβλήματος καθώς τα ελικόπτερα είναι πραγματικά συστήματα και απαιτείται πλήθος κατασκευών, ρυθμίσεων και διόρθωσης βλαβών.

Ως συνεισφορά της διατριβής αναφέρεται και η πειραματική διάταξη που παρουσιάζεται στο Κεφάλαιο 3. Πρόκειται για την πρώτη παγκοσμίως διάταξη που επιτρέπει τον ασφαλή πειραματισμό ελεγκτών πλοήγησης με πραγματικό ελικόπτερο και σε πλήρως ελεγχόμενο εργαστηριακό περιβάλλον [1]. Η διάταξη επιτρέπει την ανάπτυξη και δοκιμή ελεγκτών πλοήγησης απευθείας στο ελικόπτερο χωρίς χρήση προσομοίωσης σε Η/Υ. Ο πειραματισμός γίνεται πλέον με πραγματικό ελικόπτερο και υπό ασφαλείς συνθήκες [2]. Ο χειριστής έχει την δυνατότητα της άμεσης παρατήρησης των αποτελεσμάτων των δοκιμών πλοήγησης και μπορεί άμεσα να διορθώσει πιθανά λάθη και να ξαναεκτελέσει το πείραμα. Με το σύστημα αυτό διασφαλίζεται ότι οποιοσδήποτε ελεγκτής αναπτυχθεί [3], μπορεί να ελέγξει κατάλληλα το όχημα καθώς έχουν ληφθεί υπόψη οι πραγματικές συνθήκες πτήσης και οι δυνατές επιδράσεις από το περιβάλλον. Τέλος το συγκεκριμένο σύστημα αποδείχτηκε ικανό να συμβάλλει και στον τομέα της αξιολόγησης των ρομποτικών

ελικοπτέρων [4], στα πλαίσια μια γενικότερης προσπάθειας που γίνεται τα τελευταία χρόνια από την επιστημονική κοινότητα για την ανάπτυξη μεθόδων αξιολόγησης της απόδοσης ρομποτικών συστημάτων.

Στη συνεισφορά της διατριβής εντάσσεται και η ανάπτυξη του συστήματος πλοήγησης που περιγράφεται στο Κεφάλαιο 4. Το σύστημα αφορά την αυτόνομη πλοήγηση ελικοπτέρων μικρής κλίμακας με χρήση ασαφούς λογικής. Η αυτόνομη πλοήγηση περιορίζεται μέχρι σήμερα σε μεγάλης κλίμακας ελικόπτερα, ενώ τα τελευταία μόνο χρόνια έχει ξεκινήσει η ανάπτυξη ελεγκτών για μικρής και πολύ μικρής κλίμακας οχήματα. Το αναπτυχθέν σύστημα εξαιτίας της χρήσης μόνο δεδομένων από τα αισθητήρια του ελικοπτέρου και όχι δυναμικών και κινηματικών μοντέλων, είναι ικανό να εφαρμοστεί σε μεγάλο εύρος ελικοπτέρων και να χρησιμοποιηθεί σε ποικιλία εφαρμογών και περιβαλλόντων πτήσης. Για την περαιτέρω αύξηση των δυνητικών εφαρμογών αναπτύχθηκε και σύστημα όρασης για την υποβοήθηση της αυτόνομης πλοήγησης [5].

Συνοπτικά η συνεισφορά της διατριβής έγκειται στα ακόλουθα:

1. Εξελίσσονται τεχνικές αυτόνομης πλοήγησης για πραγματικά ελικόπτερα και όλες οι δοκιμές γίνονται σε πραγματικά οχήματα.
2. Μελετάται, αναπτύσσεται και κατασκευάζεται πρωτότυπο (σε παγκόσμιο επίπεδο) σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Το σύστημα συμβάλλει στην καλύτερη ανάπτυξη ελεγκτών πλοήγησης και την αξιολόγηση ρομποτικών ελικοπτέρων.
3. Αναπτύσσεται σύστημα (υλικό και λογισμικό) αυτόνομης πλοήγησης για μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Η κατασκευή του συστήματος επιτρέπει την εύκολη εφαρμογή του σε διάφορους τύπους ελικοπτέρων.

1.4 Δομή της διατριβής

Στο εισαγωγικό αυτό κεφάλαιο, παρουσιάστηκαν τα κίνητρα που οδήγησαν στην υλοποίηση της παρούσας διατριβής καθώς και το αντικείμενό και οι στόχοι της. Παρουσιάζεται συνοπτικά η συνεισφορά της διατριβής και οι ερευνητικές δημοσιεύσεις που παρουσιάζουν διεθνώς τα αποτελέσματά της.

Το Κεφάλαιο 2 αναφέρεται εισαγωγικά στα μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Παρουσιάζεται ιστορική αναδρομή που αποκαλύπτει την ανάγκη για ανάπτυξη τέτοιων οχημάτων καθώς και τα στάδια εξέλιξης τους μέχρι σήμερα. Επίσης παρουσιάζονται σύντομα τα είδη των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων, τα χαρακτηριστικά λειτουργίας τους, οι εφαρμογές τους

καθώς το πρόβλημα της αυτόνομης πλοήγησής τους. Περαιτέρω, γίνεται εκτενής βιβλιογραφική επισκόπηση με έμφαση στα διάφορα είδη ελεγκτών που αναπτύχθηκαν για μη επανδρωμένα ελικόπτερα, με σχολιασμό για τις δυσκολίες και τα αποτελέσματα κάθε εφαρμογής.

Στο Κεφάλαιο 3 παρουσιάζεται πρωτότυπο σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Πρόκειται για το πρώτο σύστημα παγκοσμίως που δίνει τη δυνατότητα εκτέλεσης πειραμάτων με μη επανδρωμένα ελικόπτερα σε πλήρως ελεγχόμενο και ασφαλές εργαστηριακό περιβάλλον, ανεξαρτήτως ώρας ή καιρικών συνθηκών. Το σύστημα καλύπτει το κενό ανάμεσα στην προσομοίωση σε Η/Υ και τα πειράματα με πραγματικό όχημα καθώς δίνει τη δυνατότητα καταγραφής σε πραγματικό χρόνο των αποτελεσμάτων εφαρμογής οποιουδήποτε είδους ελέγχου. Παρουσιάζεται αναλυτική η πειραματική διάταξη και τα τμήματα από τα οποία αποτελείται, το υπολογιστικό σύστημα και οι αισθητήρες που χρησιμοποιούνται, ο τρόπος με τον οποίο εκτελούνται πειράματα καθώς και τα αποτελέσματα της εφαρμογής ασαφούς ελεγκτή για τον έλεγχο ύψους και αιώρησης σε πραγματικό ελικόπτερο.

Στο Κεφάλαιο 4 παρουσιάζεται σύστημα αυτόνομης πλοήγησης για μη επανδρωμένα ελικόπτερα που αναπτύχθηκε και δοκιμάστηκε στα πλαίσια της διατριβής. Το σύστημα εφαρμόζεται σε πραγματικό όχημα και με χρήση κατάλληλου λογισμικού μπορεί να εκτελέσει αυτόνομη πλοήγηση. Παρουσιάζονται τα στάδια ανάπτυξης του συστήματος, το υλικό και το λογισμικό που εξελίχθηκε και χρησιμοποιείται, καθώς και αποτελέσματα από την εφαρμογή του συστήματος σε πραγματικό ελικόπτερο και τη διεξαγωγή πειραμάτων σε εξωτερικό χώρο για διάφορα σενάρια πτήσης.

Στο Κεφάλαιο 5 παρουσιάζεται σύστημα μηχανικής όρασης για την υποβοήθηση της αυτόνομης πλοήγησης μη επανδρωμένων ελικοπτέρων. Παρουσιάζεται το σύστημα όρασης (υλικό και λογισμικό), οι δυνατότητές του και οι πιθανές χρήσεις του. Παρουσιάζονται επίσης αποτελέσματα από την εφαρμογή του συστήματος σε πραγματικό όχημα και σε συνεργασία με το σύστημα που παρουσιάζεται στο Κεφάλαιο 4.

Στο Κεφάλαιο 6 ολοκληρώνεται η διατριβή με μια σύντομη ανακεφαλαίωση των ζητημάτων που παρουσιάστηκαν σε αυτή και παρουσίαση των συμπερασμάτων που προκύπτουν από τα αποτελέσματα της. Τέλος σκιαγραφούνται πιθανές μελλοντικές επεκτάσεις στο αντικείμενο της διατριβής.

1.5 Επιστημονικές δημοσιεύσεις

Ένα μέρος των ερευνητικών αποτελεσμάτων της παρούσας διατριβής, έχει παρουσιαστεί στις ακόλουθες δημοσιεύσεις:

1.5.1 Άρθρα σε διεθνή επιστημονικά περιοδικά – Κεφάλαια σε βιβλία

[1] Nikos I. Vitzilaios, Nikos C. Tsourveloudis, 'An Experimental Test Bed for Small Unmanned Helicopters', *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 54, no. 5, pp. 769-794, 2009.

[2] Nikos I. Vitzilaios, Nikos C. Tsourveloudis, 'Safe Test Flights for Small Rotorcrafts', *Informatics in Control, Automation and Robotics, Springer Series: Lecture Notes in Electrical Engineering (LNEE)*, vol. 37, pp. 153-166, 2009.

1.5.2 Άρθρα σε πρακτικά συνεδρίων με κρίση

[3] Nikos I. Vitzilaios, Nikos C. Tsourveloudis, 'Altitude Control of Small Helicopters Using a Prototype Test Bed', *CD Proceedings of the 5th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics (ICINCO 2008)*, Funchal, Madeira-Portugal, May 2008.

[4] Nikos I. Vitzilaios, Nikos C. Tsourveloudis, 'Test Bed for Unmanned Helicopters' Performance Evaluation and Benchmarking', *IEEE/RSJ IROS 2008 Workshop on Performance Evaluation and Benchmarking for Intelligent Robots and Systems*, Nice, France, September 2008.

[5] Diomidis Katzourakis, Nikos I. Vitzilaios, Nikos C. Tsourveloudis, 'Vision Aided Navigation for Unmanned Helicopters', *17th IEEE Mediterranean Conference on Control and Automation (MED 2009)*, Thessaloniki, Greece, June 2009.

[6] Nikos I. Vitzilaios and Nikos C. Tsourveloudis, "UAS for Fire Management: State-of-the-art, Early Warning and Trends", *MED 2009 Workshop on UAS Civilian Applications: Fire Detection, Forest Protection, Emergency Response*, Thessaloniki, Greece, June 2009.

[7] Νίκος Ι. Βιτζηλαίος, Νίκος Χρ. Τσουρβελούδης, 'Αυτόνομη Πλοήγηση Μη Επανδρωμένων Ελικοπτέρων', *1^{ο} Πανελλήνιο Συνέδριο Ρομποτικής*, Αθήνα, Ελλάς, Φεβρουάριος 2009.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ

2

Μη Επανδρωμένα Ελικόπτερα

Το κεφάλαιο αυτό αποτελεί εισαγωγή στο αντικείμενο των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων. Παρουσιάζονται κατά σειρά, μια σύντομη ιστορική αναδρομή της εξέλιξής τους, τα κύρια χαρακτηριστικά τους και οι χρήσεις τους, καθώς και η δυσκολία μοντελοποίησης τους. Γίνεται εκτενής βιβλιογραφική επισκόπηση τόσο των ερευνητικών ομάδων που ασχολούνται με το αντικείμενο όσο και των κύριων εργασιών που έχουν γίνει σχετικά με τον έλεγχο των ελικοπτέρων.

2.1 Ορισμοί

Για την καλύτερη κατανόηση του χώρου και του αντικειμένου των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων, δίνονται αρχικά κάποιοι βασικοί ορισμοί που τοποθετούν τα συγκεκριμένα οχήματα στην περιοχή των εναέριων μέσων. Παρουσιάζοντα διάφορες συντομεύσεις που αναφέρονται στην Αγγλική γλώσσα και χρησιμοποιούνται ως πρότυπα διεθνώς.

2.1.1 Αεροσκάφος

Ένα αεροσκάφος (Aircraft) είναι μια οποιαδήποτε μηχανή με ικανότητα πτήσης. Τα αεροσκάφη μπορούν τα χωριστούν σε δύο κύριες κατηγορίες:

- Βαρέα: Αυτόγυρα, ελικόπτερα και παραλλαγές αυτών, συμβατικά αεροσκάφη σταθερής πτέρυγας (αεροπλάνα).
- Ελαφρά: Μπαλόνια και αερόπλοια. Η διαφορά ανάμεσα τους δύο τύπους είναι ότι ένα αερόπλοιο διαθέτει κάποιου τύπου έλεγχο κίνησης και στροφής ενώ τα μπαλόνια κινούνται με τον άνεμο.

Στα αεροσκάφη που έχουν τη δυνατότητα της κάθετης απογείωσης και προσγείωσης δίνεται ο χαρακτηρισμός **VTOL** (**V**ertical **T**ake-**O**ff and **L**anding).

2.1.2 Ελικόπτερο

Το ελικόπτερο είναι ένα αεροσκάφος που μπορεί να απογειωθεί και προσγειωθεί κάθετα (VTOL). Συχνά αποκαλείται και περιστροφικό αεροσκάφος (rotary aircraft ή rotorcraft) και μπορεί να εκτελέσει αιώρηση και περιστροφή γύρω από τον άξονά του ενώ μπορεί να κινηθεί προς οποιαδήποτε κατεύθυνση στο χώρο. Αυτό το εναέριο όχημα μπορεί να αλλάξει κατεύθυνση πολύ γρήγορα και μπορεί να σταματήσει πλήρως την κίνηση του και να εκτελέσει αιώρηση. Πρόκειται δηλαδή για εξαιρετικά ευέλικτο αεροσκάφος [8].

2.1.3 Μη επανδρωμένο αεροσκάφος

Ένα μη επανδρωμένο αεροσκάφος (**U**nmanned **A**erial **V**ehicle - **UAV**) είναι μια ιπτάμενη μηχανή χωρίς παρουσία πιλότου ή επιβατών πάνω στο σκάφος. Συνεπώς, ο όρος ‘μη επανδρωμένο’ υποδηλώνει την απουσία ανθρώπινου χειριστή που κατευθύνει και πιλοτάρει ενεργά το αεροσκάφος. Οι διαδικασίες ελέγχου σε ένα τέτοιο όχημα μπορεί ωστόσο να εκτελούνται τόσο πάνω στο σκάφος (on-board, αυτόνομος έλεγχος) όσο και μακριά από αυτό (off-board, τηλεχειρισμός). Τα UAVs εμφανίζουν βασικά πλεονεκτήματα σε σχέση με τα επανδρωμένα αεροσκάφη, όπως αυξημένη ευελιξία κινήσεων, μειωμένο κόστος, μεγαλύτερη διάρκεια ζωής και μειωμένο κίνδυνο σε προσωπικό.

Τα τελευταία χρόνια, έπειτα από αποδοχή όλων των οργανισμών αεροδιαστημικής παγκοσμίως (**F**ederal **A**viation **A**dministration, **E**uropean **A**viation **S**afety **A**gency κλπ), χρησιμοποιείται πλέον και ο όρος μη επανδρωμένα συστήματα (**U**nmanned **A**ircraft **S**ystem – **UAS**). Ο 'εμπλουτισμός' του αρχικού ορισμού έγινε για να υποδειχθεί ότι τα UAS είναι ολοκληρωμένα συστήματα, όπου εκτός από το αεροσκάφος αποτελούνται και από επίγειους σταθμούς ελέγχου, δίκτυα επικοινωνιών και συστήματα εκτόξευσης και ανάκτησης.

2.1.4 Μη επανδρωμένο ελικόπτερο

Το μη επανδρωμένο ελικόπτερο είναι εκείνο το μη επανδρωμένο αεροσκάφος που έχει τη δυνατότητα της κάθετης απογείωσης και προσγείωσης (Unmanned VTOL ή UAV VTOL). Εμφανίζει ταυτόχρονα τα πλεονεκτήματα του κανονικού ελικοπτέρου και του μη επανδρωμένου αεροσκάφους. Εμφανίζει αυξημένη ευελιξία και έχει τη δυνατότητα εκτέλεσης διαφόρων αποστολών. Υπάρχουν διάφοροι τύποι τέτοιων οχημάτων ανάλογα με τα τεχνικά και κατασκευαστικά τους χαρακτηριστικά, όπως αριθμός και θέση στροφείων, διάταξη προσεδάφισης κ.α. [9, 10]. Στην παρούσα διατριβή ερευνάται το ζήτημα του ελέγχου των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων που έχουν την κλασική διάταξη κυρίως-ουραίου στροφείου. Στην Εικόνα 2.1 παρουσιάζονται τα τμήματα ενός τέτοιου οχήματος.



Εικόνα 2.1: Τμήματα ενός μη επανδρωμένου ελικοπτέρου.

2.2 Ιστορική Αναδρομή

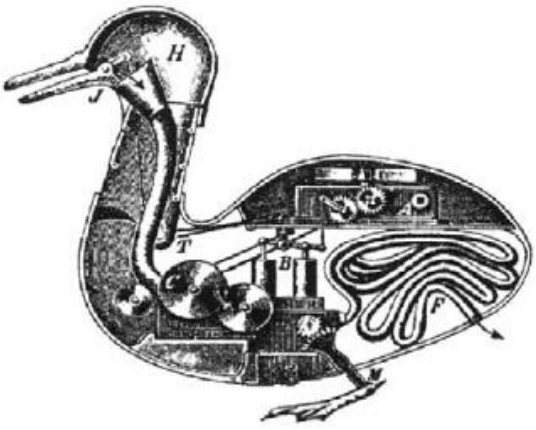
Στη σύγχρονη ιστορία, τα μη επανδρωμένα εναέρια συστήματα εμφανίστηκαν κατά τη διάρκεια του 1ου Παγκοσμίου πολέμου (1916). Ωστόσο, η ιδέα της 'ιπτάμενης μηχανής' συλλήφθηκε πριν από περίπου 2.500 χρόνια.

2.2.1 Αρχαιότητα και πρώιμα νεότερα χρόνια

Ο Πυθαγόρας, ο Αρχιμήδης και άλλοι, μελέτησαν τη χρήση αυτόνομων μηχανισμών για ποικιλία εφαρμογών [11]. Η πρώτη γνωστή ιπτάμενη μηχανή αποδίδεται στον Αρχύτα από τον Τάραντα της νότιας Ιταλίας, γνωστός ως Αρχύτας ο Ταραντίνος. Το 425 π.Χ., ο Αρχύτας ο Ταραντίνος κατασκεύασε ένα μηχανικό πουλί, ένα περιστέρι, το οποίο μπορούσε να πετάξει κουνώντας τα φτερά του παίρνοντας ενέργεια από ένα μηχανισμό τοποθετημένο στο στομάχι του (Εικόνα 2.2). Θεωρείται ότι το περιστέρι του Αρχύτα πέταξε για περίπου 200 μέτρα πριν πέσει στο έδαφος, όταν πλέον είχε εξαντληθεί όλη η ενέργειά του. Το περιστέρι δεν μπορούσε να ξαναπετάξει αν δεν γινόταν εκ νέου ρύθμιση του μηχανισμού του. Στην Εικόνα 2.3 παρουσιάζεται μια παρόμοια ιδέα που αποδίδεται σε ανώνυμο μηχανικό της Αναγέννησης.

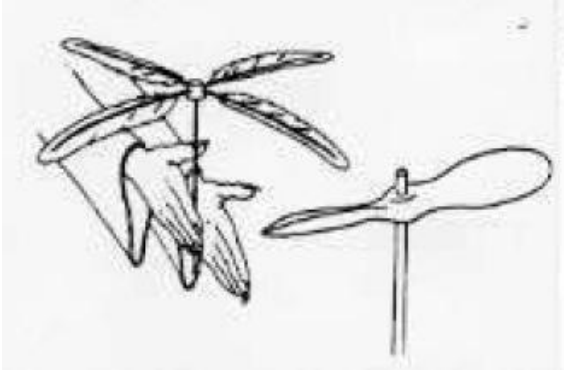


Εικόνα 2.2: Καλλιτεχνική απεικόνιση του ιπτάμενου περιστεριού, της πρώτης μη επανδρωμένης ιπτάμενης μηχανής στην ιστορία [11].



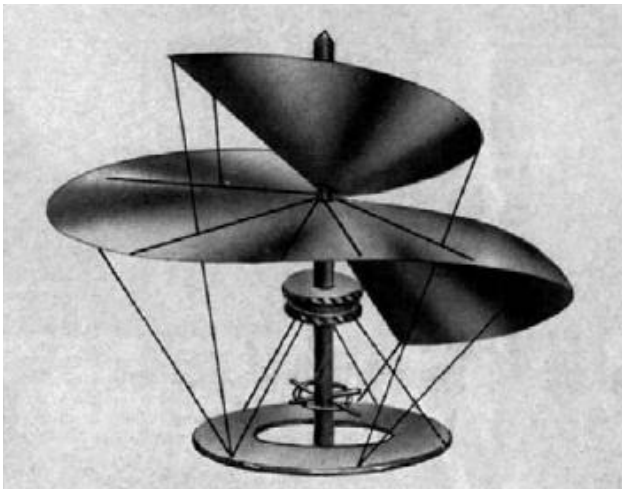
Εικόνα 2.3: 'Ιπτάμενο πουλί' με εσωτερικό μηχανισμό σχεδιάστηκε κατά την Αναγέννηση [11].

Την ίδια ιστορική περίοδο στην Κίνα, περί το 400 π.Χ., καταγράφηκε η ιδέα ενός αεροσκάφους κάθετης πτήσης (Chinese top) [12]. Η νεότερη έκδοση της Κινεζικής μηχανής αποτελούνταν από πτερύγια τοποθετημένα στην άκρη ενός ραβδιού. Το ραβδί περιστρεφόταν ανάμεσα στα χέρια ώστε να παράγει αρκετή άνωση πριν αφεθεί για ελεύθερη πτήση (Εικόνα 2.4).



Εικόνα 2.4: Η αρχική ιδέα της περιστροφικής κάθετης πτήσης [12].

Αρκετούς αιώνες αργότερα, ο Λεονάρντο Ντα Βίντσι, το 1483, σχεδίασε ένα αεροσκάφος ικανό να εκτελεί αιώρηση, γνωστό ως ιπτάμενος κοχλίας ή εναέριο γυροσκόπιο (Εικόνα 2.5). Είχε διάμετρο 5 μέτρων και η ιδέα ήταν να δοθεί κίνηση στον κεντρικό άξονα και αν εφαρμόζονταν αρκετή δύναμη, η μηχανή μπορούσε να απογειωθεί και να πετάξει. Η μηχανή θεωρείται από αρκετούς ειδικούς ως ο πρόγονος των σημερινών ελικοπτέρων [13]. Ο Ντα Βίντσι μηχανεύτηκε επίσης ένα ιπτάμενο πουλί το 1508, το οποίο θα μπορούσε να κινεί τα φτερά του μέσω περιστροφικού μηχανισμού.



Εικόνα 2.5: Ο ιπτάμενος κοχλίας του Λεονάρντο Ντα Βίντσι, προπομπός πολλών σύγχρονων σχεδίων ελικοπτέρων [13].

Πολλές ακόμη ιπτάμενες μηχανές σχεδιάστηκαν ανάμεσα στα 1700 και 1909 (Mikhail Lomonosov 1754, Launoy and Bienvenu 1783, George Caley 1843 κ.α. [8, 14]) και ήταν αρχικά εστιασμένες στα αεροσκάφη κάθετης απογείωσης και προσγείωσης εξαιτίας των περιορισμών των ατμοκίνητων μηχανών που χρησιμοποιούνταν εκείνη την εποχή. Αυτές οι μηχανές οδήγησαν στα σχέδια των αεροσκαφών που χρησιμοποιούνται σήμερα.

Τέλος, είναι σημαντικό να σημειωθεί ότι ενώ κάθε εφευρέτης ονόμαζε διαφορετικά την ιπτάμενη μηχανή του, ο Horatio Phillips στα 1860 ήταν ο πρώτος που ονόμασε τις μηχανές του '*helicopteres*', όρο που συνέθεσε χρησιμοποιώντας το ελληνικό επίθετο '*elikoeioas*' (ελικοειδής ή σπειροειδής) και το ελληνικό ουσιαστικό '*pteron*' (που σημαίνει φτερό ή πτερύγιο).

2.2.2 Σύγχρονη Ιστορία

Στις αρχές του 20ου αιώνα, σχεδόν όλες οι προηγούμενες προσπάθειες για κάθετη πτήση θεωρούνταν εφευρετικές και οι αεροδυναμικές και μηχανολογικές δυσκολίες στην ανάπτυξη ενός οχήματος κάθετης πτήσης αποτελούσαν ανασταλτικό παράγοντα σε κάθε φιλόδοξη προσπάθεια. Κύριος λόγος ήταν οι σχετικά φτωχές ανακαλύψεις στο πεδίο της πτήσης ή της αεροδυναμικής. Η ιστορία των πτητικών μηχανών καταγράφει εκατοντάδες προσπάθειες αποτυχημένων ανακαλύψεων ελικοπτέρων, οι οποίες είτε είχαν ανεπαρκή εγκατεστημένη ισχύ ή δυνατότητες ελέγχου ή δομική επάρκεια [8]. Χαρακτηριστικό είναι το παράδειγμα του Igor Ivanovitch Sikorsky, ο οποίος το 1909 κατασκεύασε ένα πρωτότυπο μη επανδρωμένο ελικόπτερο ομοαξονικού στροφείου. Το αεροσκάφος αυτό δεν πέταξε ποτέ εξαιτίας προβλημάτων κραδασμών και ανεπαρκούς ισχύος από τον κινητήρα.

Τα πρώτα επιτυχή βήματα έγιναν κατά τη διάρκεια του 1ου Παγκοσμίου Πολέμου. Η ποιότητα και ποσότητα των υλικών παραγωγής βελτιώθηκε, καθώς και σημαντικές βελτιώσεις έγιναν στον τομέα των κινητήρων. Ταυτόχρονα έγιναν και οι πρώτες και εκ του αποτελέσματος αποτυχημένες, δοκιμές ανάπτυξης μη επανδρωμένων αεροσκαφών. Τελικά, ύστερα από πολλές προσπάθειες, τα πρώτα επιτυχημένα ελικόπτερα έκαναν την εμφάνισή τους στις αρχές του 2ου Παγκοσμίου Πολέμου, ενώ τα αντίστοιχα μη επανδρωμένα στα μέσα του 1960 [8, 11, 12]. Τα τελευταία 30 χρόνια, η ανάπτυξη των ελικοπτέρων, επανδρωμένων και μη, είναι ραγδαία καθώς έρχεται να ακολουθήσει την ανάπτυξη όλων των σχετικών τομέων της αεροναυπηγικής, των κινητήρων εσωτερικής καύσης, των ηλεκτρονικών συστημάτων, των δορυφορικών συστημάτων κλπ.

Κατά τη διάρκεια των τελευταίων μόλις ετών έχουν γίνει σημαντικές προσπάθειες για την αύξηση της διάρκειας πτήσης και του ωφέλιμου φορτίου των UAV, με στόχο να ξεπεραστούν κατά πολύ οι αντίστοιχες δυνατότητες των συμβατικών αεροσκαφών. Οι προσπάθειες έχουν αποφέρει καρπούς καθώς σήμερα υπάρχουν UAVs μεγάλου υψομέτρου και μεγάλης αυτονομίας (**H**igh **A**ltitude **L**ong **E**ndurance - **HALE**), όπως για παράδειγμα το Global Hawk (65.000 πόδια ύψος πτήσης, 35 ώρες αυτονομία και 8 τόνοι ωφέλιμο φορτίο) καθώς και μέσου ύψους και μεγάλης αυτονομίας (**M**edium **A**ltitude **L**ong **E**ndurance - **MALE**) όπως το Predator Altair (27.000 πόδια ύψος πτήσης, 30/40 ώρες αυτονομία και 200 κιλά ωφέλιμο φορτίο). Το δεύτερο χρησιμοποιείται τα τελευταία χρόνια με επιτυχία στις ΗΠΑ για την αντιμετώπιση και παρακολούθηση των δασικών πυρκαγιών [6].

2.3 Είδη μη επανδρωμένων ελικοπτέρων και εφαρμογές

Η κατηγοριοποίησή των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων μπορεί να γίνει ανάλογα με τη διάταξη του/των στροφείου/στροφείων τους, τη διάταξη προσεδάφισης και το μέγεθός τους. Έτσι συναντούμε ελικόπτερα με [9]:

- Διάταξη κυρίως-ουραίου στροφείου
- Διάταξη δίδυμων κύριων στροφείων
- Διάταξη πλαϊνών στροφείων
- Διάταξη πεπλεγμένων στροφείων
- Διάταξη ομοαξονικών στροφείων

Επίσης σχετικά με τη διάταξη προσεδάφισης συναντούμε ελικόπτερα με (αναλυτική παρουσίαση στην [9]):

- Σύστημα προσεδάφισης με επαφή
- Σύστημα προσγείωσης με ρόδες
- Σύστημα προσθαλάσσωσης με πλωτήρες

Τα ελικόπτερα κατηγοριοποιούνται ως προς το μέγεθός τους ως ακολούθως:

- Μεγάλης κλίμακας (μήκος στροφείου > 3m)
- Μέσης κλίμακας (μήκος στροφείου > 2m)
- Μικρής κλίμακας (μήκος στροφείου > 1m)
- Πολύ μικρής κλίμακας (μήκος στροφείου 0,2m-0,5m)
- Μικροσκοπικής κλίμακας (στροφείο μερικών εκατοστών)

Η αγορά των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων περιλαμβάνει ποικιλία οχημάτων πολύ μικρής, μικρής, μέσης και μεγάλης κλίμακας. Τα μικροσκοπικά ελικόπτερα βρίσκονται ακόμα στο στάδιο της ανάπτυξης και πολύ πρόσφατα ξεκίνησε συστηματική μελέτη γι' αυτά. Πρέπει να σημειωθεί, ότι όσο πιο μικρό είναι ένα μη επανδρωμένο ελικόπτερο, τόσο πιο δύσκολο είναι να ελεγχθεί αυτόνομα, καθώς με την μείωση του μεγέθους μειώνονται οι δυνατότητες χρήσης εξοπλισμού (μειωμένο ωφέλιμο φορτίο και μειωμένη ισχύς) αλλά και οι δυνατότητες διαχείρισης των περιβαλλοντικών επιδράσεων. Ενδελεχής καταγραφή της αγοράς των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων υπάρχει στις εργασίες [15, 16].

Οι χρήσεις των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων δύναται να χωριστούν σε δύο μεγάλες κατηγορίες, σύμφωνα με τις εφαρμογές που χρησιμοποιούνται σήμερα. Στη συνέχεια παρουσιάζονται συνοπτικά οι δύο κατηγορίες, και για περισσότερα στοιχεία ο αναγνώστης παραπέμπεται στις εργασίες [9, 10, 16]:

- Πολιτικές εφαρμογές
    - Παρακολούθηση αγωγών πετρελαίου
    - Επιτήρηση γραμμών μεταφοράς ηλεκτρικού ρεύματος
    - Έλεγχος κυκλοφορίας αυτοκινητοδρόμων
    - Μέσα μαζικής ενημέρωσης
    - Επιτήρηση συνόρων
    - Αποστολές έρευνας και διάσωσης
    - Παρατήρηση φυσικών καταστροφών και περιβαλλοντικές μετρήσεις
    - Έρευνα για φυσικούς πόρους (πετρέλαιο, φυσικό αέριο)
    - Πυροπροστασία – Επιτήρηση δασών
    - Αλιεία
    - Χρήση σε τοπογραφικές εφαρμογές
    - Γεωργία
- Στρατιωτικές εφαρμογές
    - Αναγνώριση
    - Στόχευση από απόσταση
    - Απεικόνιση πεδίου μάχης – Ανίχνευση ελεύθερων σκοπευτών
    - Έρευνα για νάρκες
    - Ανίχνευση χημικών, πυρηνικών, βιολογικών όπλων

2.4 Έρευνα σε μη επανδρωμένα ελικόπτερα

Τα μη επανδρωμένα αεροσκάφη (UAV) είναι εναέρια οχήματα τα οποία είτε χειρίζονται με απομακρυσμένο χειρισμό (τηλεκατευθυνόμενα) είτε είναι ικανά να εκτελέσουν αυτόνομες λειτουργίες. Η πειραματική έρευνα στα UAV κυμαίνεται από σχεδίαση χαμηλού επιπέδου ελεγκτών πτήσης μέχρι υψηλού επιπέδου συνεργασία ανάμεσα σε πολλαπλά αεροσκάφη. Η έρευνα γίνεται κυρίως από πανεπιστημιακές ερευνητικές μονάδες, ενώ τα τελευταία χρόνια υπάρχουν και εταιρείες κατασκευής UAV που έχουν τμήματα έρευνας και ανάπτυξης και εξελίσσουν νέες τεχνολογίες οχημάτων.

2.4.1 Τύποι ελικοπτέρων

Αρχικά χρησιμοποιήθηκαν για ερευνητικούς σκοπούς εμπορικά διαθέσιμα VTOL μεγάλης κλίμακας με αυξημένες δυνατότητες και παράλληλη εμπορική πορεία σε διάφορες εφαρμογές. Τα οχήματα αυτά είχαν αυξημένες επιχειρησιακές ικανότητες αλλά υστερούσαν στον τομέα της αυτόνομης πλοήγησης. Η εξέλιξή τους από πανεπιστημιακές ερευνητικές ομάδες οδήγησε σε νέα οχήματα, αυξημένων δυνατοτήτων, τόσο κατασκευαστικών όσο και επιχειρησιακών. Χαρακτηριστικό είναι το παράδειγμα του VTOL R-50 της Yamaha, το οποίο αναπτύχθηκε στην Ιαπωνία με αντικείμενο την εκτέλεση αεροψεκασμών. Η χρήση του από πολλές ερευνητικές ομάδες των ΗΠΑ οδήγησε στην κατασκευή ενός βελτιωμένου μοντέλου, του R-MAX, ενός VTOL μεγάλης κλίμακας (3m διάμετρος στροφείου) με αυτονομία μιας ώρας και 24 κιλά ωφέλιμο φορτίο. Τα οχήματα αυτού του είδους έχουν το πλεονεκτήματα των αυξημένων δυνατοτήτων ελέγχου λόγω του υψηλού ωφέλιμου φορτίου και των ομαλών δυναμικών χαρακτηριστικών και το μειονέκτημα του υψηλού κόστους. Το μέγεθος του συγκεκριμένου ελικοπτέρου σε σχέση με τον άνθρωπο φαίνεται στην Εικόνα 2.8.

Τα τελευταία κυρίως χρόνια, σε πολλά ερευνητικά προγράμματα εναέριων ρομποτικών οχημάτων, υιοθετούνται συμβατικά τηλεκατευθυνόμενα μοντέλα αεροσκαφών με περιορισμένα χαρακτηριστικά αυτονομίας, υψομέτρου και ωφέλιμου φορτίου. Μερικά από αυτά είναι τα ίδια που χρησιμοποιούνται για αερομοντελισμό ή εφαρμογές όπως η αεροφωτογραφία, η κινηματογράφηση ή άλλες όπου τα οχήματα επιχειρούν σε μικρές αποστάσεις και είναι ορατά από τον ανθρώπινο χειριστή. Τα οχήματα αυτά είναι μικρότερα σε μέγεθος (περίπου 1,5m διάμετρος στροφείου) και δυσκολότερα στον έλεγχό τους, καθώς παρουσιάζουν περιορισμούς σε ωφέλιμο φορτίο και χώρο για εξοπλισμό πλοήγησης, ωστόσο προτιμούνται εξαιτίας του χαμηλού κόστους. Συνήθως μετασκευάζονται κατάλληλα σύμφωνα με τις απαιτήσεις της κάθε ερευνητικής ομάδας.

Τέλος, υπάρχουν και μη εμπορικά οχήματα-ιδιοκατασκευές που αναπτύσσονται εντός της ερευνητικής ομάδας. Πολύ πρόσφατα άρχισε η ανάπτυξη τέτοιων οχημάτων και πρόκειται κυρίως για οχήματα μικρού ή πολύ μικρού μεγέθους. Βρίσκονται ακόμα σε πρώιμο ερευνητικό στάδιο και καλούνται να απαντήσουν στις σύγχρονες απαιτήσεις για χρήση όσο το δυνατόν μικρότερων ιπτάμενων μηχανών.

2.4.2 Ερευνητικές ομάδες

Αρκετά Πανεπιστήμια στις Ηνωμένες Πολιτείες Αμερικής εξελίσσουν συστήματα ελέγχου μη επανδρωμένων ελικοπτέρων για πτήσεις σε εξωτερικούς χώρους. Το Ινστιτούτο Ρομποτικής του Πανεπιστημίου Carnegie Mellon (CMU Robotics Institute) ξεκίνησε στις αρχές του ’90 ερευνητικό πρόγραμμα ανάπτυξης αυτόνομου ελικοπτέρου. Εξέλιξαν διάφορα πρωτότυπα, από μικρά ηλεκτρικά τηλεκατευθυνόμενα ελικόπτερα μέχρι αυτόνομα ελικόπτερα χρησιμοποιώντας την πλατφόρμα Yamaha R-50 (Εικόνα 2.6). Ερευνώνται ζητήματα αυτόνομης πλοήγησης, πτήση μέσω σημείων και αποφυγή εμποδίων, αποστολή εικόνας σε σταθμό βάσης κ.α. [17, 18]. Το αυτόνομο ελικόπτερο του CMU κέρδισε τον διαγωνισμό μη επανδρωμένων οχημάτων AUVSI (**A**ssociation for **U**nmanned **V**ehicles **S**ystems **I**nternational) το 1997.



Εικόνα 2.6: Το Yamaha R50 του Carnegie Mellon University.

Το University of Southern California (USC) ξεκίνησε, από το 1991, πρόγραμμα ανάπτυξης αυτόνομου ελικοπτέρου αναπτύσσοντας διάφορα πρωτότυπα, όπως τα πρωτότυπα AVATAR (Autonomous Vehicle Aerial Tracking and Retrieval/Reconnaissance) που παρουσιάστηκαν το 1994 και 1997. Το AVATAR κέρδισε τον διαγωνισμό AUVSI το 1994. Τα τελευταία χρόνια εξελίσσεται το AVATAR 3^{ης} γενιάς (Εικόνα 2.7) που εστιάζεται στην πλοήγηση με χρήση εικόνας [19, 20].



Εικόνα 2.7: Το όχημα AVATAR του University of Southern California.

Το University of California at Berkeley εξελίσσει επίσης αυτόνομα ελικόπτερα στα πλαίσια του Berkeley Aerobot project (BEAR), στο οποίο το αυτόνομο εναέριο ρομπότ αποτελεί βάση πειραματισμού για μία ολοκληρωμένη προσέγγιση σε ευφυή συστήματα. Η εφαρμογή των αλγορίθμων γίνεται σε ελικόπτερα τύπου Yamaha R-50, Yamaha R-MAX και Bergen. Η ομάδα εστιάζει την προσοχή της στο λογισμικό ελέγχου του ελικοπτέρου σε διάφορες αποστολές όπως αποφυγή εμποδίων, αναγνώριση εικόνας, συνεργατική συμπεριφορά κ.α. [21, 22].

Το Georgia Institute of Technology διαθέτει ειδικό τμήμα UAV, και αναπτύσσει διάφορες πλατφόρμες και εναέρια αυτόνομα συστήματα την τελευταία δεκαετία. Η έρευνα της ομάδας επικεντρώνεται στην πλοήγηση μέσω αναγνώρισης εικόνας, στην αυτόματη εστίαση στόχων, σε συνεργατική συμπεριφορά οχημάτων και σε έλεγχο του οχήματος υπό καθεστώς βλαβών [23-25]. Η ομάδα έχει επίσης κερδίσει τον διαγωνισμό AUVSI.



Εικόνα 2.8: Ελικόπτερο R-MAX του Georgia Institute of Technology.

Η ομάδα του Massachusetts Institute of Technology, MIT Aerial Robotics, ασχολείται ερευνητικά κυρίως με τη μοντελοποίηση των οχημάτων και την όσο το δυνατόν καλύτερη αναπαράσταση των δυναμικών τους χαρακτηριστικών. Το σύγγραμμα [26] αποτελεί το αποτέλεσμα αυτών των ερευνών (μέρος της εργασίας έγινε στο CMU Robotics Institute) . Σε αυτό παρουσιάζεται μια ολοκληρωμένη μοντελοποίηση και αναγνώριση συστήματος ενός VTOL. Εκτός από την αναγνώριση του συστήματος έχουν παρουσιαστεί κι ανάλογες τεχνικές ελέγχου [27, 28].

Στο Unmanned Systems Laboratory του University of South Florida, έγιναν στο παρελθόν έρευνες σχετικά με τη σχεδίαση, αξιολόγηση και δοκιμή ελεγκτών για πτήσεις μη επανδρωμένων ελικοπτέρων. Χρησιμοποιήθηκαν ηλεκτρικά και θερμικά ελικόπτερα μικρής και μέσης κλίμακας, ενώ έμφαση δόθηκε και στη χρήση μηχανικής όρασης [29-31].



(α) (β)

Εικόνα 2.9: (α)Το ελικόπτερο Marvin του TU Berlin, (β) το ελικόπτερο του University of Seville - Helivision.

Στην Ευρώπη, το University of Linkoping εκτελεί το έργο WITAS το οποίο είναι ερευνητικό πρόγραμμα μακράς διαρκείας και περιλαμβάνει συνεργασία με άλλα πανεπιστήμια και εταιρείες [32]. Το ελικόπτερο Yamaha R-MAX χρησιμοποιείται σε αυτό το έργο. Περαιτέρω, αρκετά πανεπιστήμια όπως το Technical University of Berlin, ETH Zurich [33], Universidad Politecnica de Madrid [34], Universidad de Sevilla [35, 36] χρησιμοποιούν την προσαρμογή συμβατικών τηλεκατευθυνόμενων ελικοπτέρων με διαφορετικές δυνατότητες αυτονομίας. Η Εικόνα 2.9α παρουσιάζει το ελικόπτερο MARVIN που αναπτύχθηκε από το TU Berlin [37] και κέρδισε το διαγωνισμό AUVSI το 2000. Η Εικόνα 2.9β παρουσιάζει το ελικόπτερο που αναπτύσσεται από κοινού από το University of Seville και την εταιρία Helivision. Και τα δύο αυτά οχήματα εξελίσσονται στα πλαίσια του ευρωπαϊκού προγράμματος COMETS.

Τέλος, σημαντικό ερευνητικό έργο εκτελείται και στο Ινστιτούτο CSIRO της Αυστραλίας. Χρησιμοποιούνται συμβατικά τηλεκατευθυνόμενα ελικόπτερα για την εκτέλεση πειραμάτων αυτόνομης πλοήγησης [38-40].

Στην Ελλάδα γνωστή είναι η δραστηριότητα από το 2002 του Εργαστηριού Ευφυών Συστημάτων & Ρομποτικής (ΕΕΣ&Ρ) του Πολυτεχνείου Κρήτης, το οποίο σήμερα διαθέτει τρία ελικόπτερα (Εικόνα 2.10). Η έρευνα του ΕΕΣ&Ρ περιλαμβάνει πλήθος εργασιών στο χώρο, όπως έρευνα αγοράς σε παγκόσμιο επίπεδο [16], μελέτη και σχεδίαση νέου ελικοπτέρου [10], μελέτη αυτόνομης πλοήγησης [41], σχεδίαση και κατασκευή συστήματος πλοήγησης [9], μελέτη και κατασκευή πρωτότυπου συστήματος πειραματισμού [1]. Πρόσφατα αποκτήθηκαν μη επανδρωμένα ελικόπτερα και από εργαστήριο του Εθνικού Μετσόβιου Πολυτεχνείου, ωστόσο δεν έχουν ακόμη δημοσιευθεί ερευνητικά αποτελέσματα κάποιας εργασίας. Τέλος είναι γνωστή η ανάπτυξη ιδιοκατασκευασμένων ελικοπτέρων από το Πανεπιστήμιο Πάτρας [42], από το Ίδρυμα Τεχνολογίας Έρευνας (ελικόπτερο ομοαξονικού στροφείου) και τα ΤΕΙ Κρήτης και Πειραιά (ελικόπτερο με τέσσερα στροφεία), χωρίς επίσης να υπάρχουν δημοσιευμένα αποτελέσματα κάποιας εργασίας.



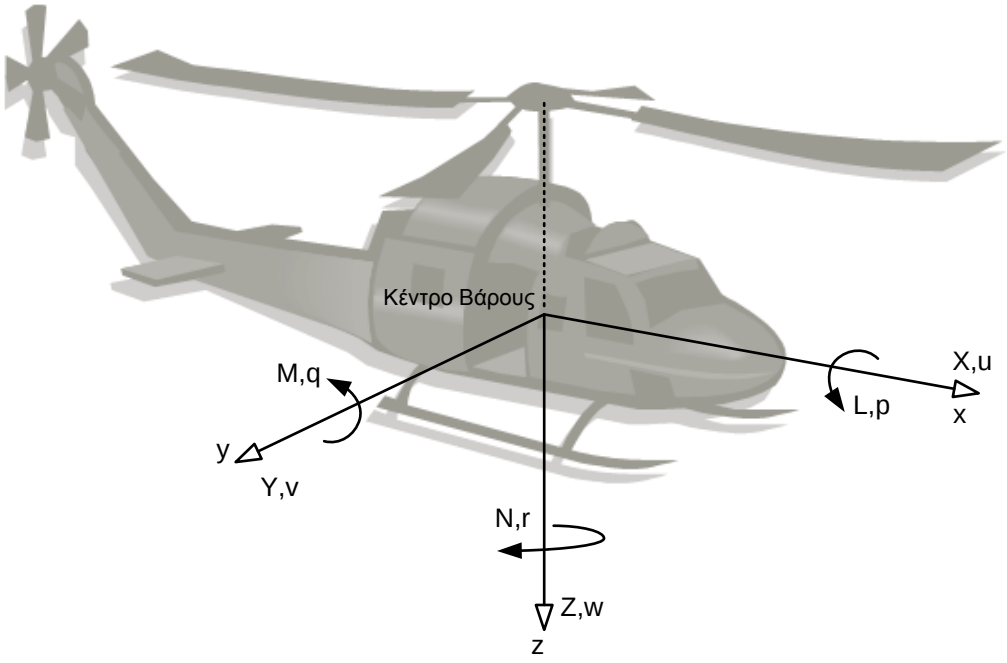
Εικόνα 2.10: Τα ελικόπτερα του Πολυτεχνείου Κρήτης.

2.5 Έλεγχος μη επανδρωμένων ελικοπτέρων

Το κύριο πλεονέκτημα των ελικοπτέρων είναι η ευελιξία κινήσεων και η δυνατότητα της αιώρησης που είναι απαραίτητη σε πολλές ρομποτικές εφαρμογές. Ωστόσο, είναι δύσκολο να ελεγχθούν και απαιτούν έμπειρους πιλότους ασφαλείας για την εξέλιξη και την εφαρμογή τους. Περαιτέρω, η πλήρως αυτόνομη πλοήγηση των ελικοπτέρων είναι μια πολύ δύσκολη διαδικασία που απαιτεί την εφαρμογή αξιόπιστων και μη γραμμικών κανόνων ελέγχου [26, 43].

2.5.1 Κινηματική

Τα μη επανδρωμένα ελικόπτερα, έχουν έξι βαθμούς ελευθερίας (Εικόνα 2.11, Πίνακας 2.1) [26, 44, 45]:



Εικόνα 2.11: Σύστημα συντεταγμένων ενός VTOL, άξονες στροφής και γωνίες Euler

Πίνακας 2.1: Βαθμοί ελευθερίας μη επανδρωμένου ελικοπτέρου

Βαθμός ελευθερίας	Τύπος	Περιγράφεται από
Διαμήκης κίνηση (Longitudinal motion)	κίνηση κατά μήκος του άξονα x	θέση x ταχύτητα $u = \dot{x}$
Πλευρική κίνηση (Lateral motion)	κίνηση κατά μήκος του άξονα y	θέση y ταχύτητα $v = \dot{y}$
Ανώθηση (Elevator)	κίνηση κατά μήκος του άξονα z	θέση z ταχύτητα $w = \dot{z}$
Επίκλιση (Roll)	στροφή γύρω από τον άξονα x	γωνία Euler φ γωνιακή ταχύτητα $p = \dot{\varphi}$
Πρόνευση (Pitch)	στροφή γύρω από τον άξονα y	γωνία Euler θ γωνιακή ταχύτητα $q = \dot{\theta}$
Παρέκκλιση (Yaw)	στροφή γύρω από τον άξονα z	γωνία Euler ψ γωνιακή ταχύτητα $r = \dot{\psi}$

Ένα απλοποιημένο μοντέλο για την περιγραφή της κίνησης του οχήματος είναι το ακόλουθο [44, 45]:

$$\dot{u} = -(wq - vr) + \frac{X}{M_a} - g\sin\theta \tag{2.1}$$

$$\dot{v} = -(ur - wp) + \frac{Y}{M_a} + g\cos\theta\sin\phi \tag{2.2}$$

$$\dot{w} = -(vp - uq) + \frac{Z}{M_a} + g\cos\theta\cos\phi \tag{2.3}$$

$$I_{xx}\dot{p} = (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}(\dot{r} + pq) + L \tag{2.4}$$

$$I_{yy}\dot{q} = (I_{zz} - I_{xx})rp + I_{xz}(r^2 - p^2) + M \tag{2.5}$$

$$I_{zz}\dot{r} = (I_{xx} - I_{yy})pq + I_{xz}(\dot{p} - qr) + N \tag{2.6}$$

$$\dot{\phi} = p + q\sin\phi\tan\theta + r\cos\phi\tan\theta \tag{2.7}$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi + r\sin\phi\ \dot{\theta} = q\cos\phi + r\sin\phi \tag{2.8}$$

$$\dot{\psi} = q\sin\phi\sec\theta + r\cos\phi\sec\theta \tag{2.9}$$

όπου:

$u = \dot{x}$, $v = \dot{y}$, $w = \dot{z}$ είναι οι είναι οι ταχύτητες κατά μήκος των τριών αξόνων του συστήματος συντεταγμένων της ατράκτου

$p = \dot{\varphi}$, $q = \dot{\theta}$, $r = \dot{\psi}$ είναι οι γωνιακές ταχύτητες γύρω από τους άξονες x, y , z

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} είναι οι ροπές αδράνειας των αντίστοιχων αξόνων και I_{xz} είναι το γινόμενο των ροπών αδράνειας των αντίστοιχων αξόνων

X, *Y*, *Z* και *L*, *M*, *N* είναι οι εξωτερικές δυνάμεις και ροπές αντίστοιχα

M_a είναι η μάζα του οχήματος

Παρατηρούμε ότι το συγκεκριμένο μοντέλο αν και είναι απλοποιημένο (δεν περιλαμβάνει δυνάμεις και γωνίες στροφείων, εξωτερικές δυνάμεις, κλπ) είναι εξαιρετικά δύσκολο να επιλυθεί με κλασσικές μεθόδου ελέγχου καθώς αποτελεί ένα έντονα μη γραμμικό σύστημα πολλών μεταβλητών.

2.5.2 Αρχιτεκτονικές ελέγχου

Τα συστήματα ελέγχου που βρίσκονται πάνω στα UAV, χρησιμοποιούν δεδομένα από ποικιλία αισθητήρων (δέκτη GPS, γυροσκόπιο τριών αξόνων, επιταχυνσιόμετρο τριών αξόνων, αισθητήρα προσανατολισμού αεροσκάφους, πυξίδα, αισθητήρα υψομέτρου κ.α.), και χαμηλού επιπέδου επενεργητές κίνησης (συνήθως ειδικούς σερβοκινητήρες), για να ελέγξουν το όχημα με διάφορους τύπους ελέγχου. Σταδιακά, η αντίληψη του περιβάλλοντος, η παρακολούθηση αντικειμένου και η τοπική αλληλεπίδραση (αποφυγή εμποδίου) καθώς και οι δυνατότητες σχεδιασμού τροχιάς λαμβάνονται υπόψη. Ωστόσο, στα υπάρχοντα εναέρια ρομποτικά συστήματα, αυτές οι δυνατότητες δεν είναι εφάμιλλες των ρομποτικών οχημάτων εδάφους. Στην πράξη, το ηλεκτρονικό υλικό που τοποθετείται πάνω στο όχημα περιορίζεται σημαντικά από το βάρος του και την κατανάλωση ενέργειας. Το υλικό ελέγχου πάνω στα UAV αποτελεί ιδανική εφαρμογή για νέου τύπου ενσωματωμένα συστήματα ελέγχου όπως FPGAs (**F**ield-**P**rogrammable **G**ate **A**rray), DSPs (**D**igital **S**ignal **P**rocessor) και νέους ισχυρούς μικροεπεξεργαστές. Ωστόσο, και άλλα ολοκληρωμένα συστήματα υλικού έχουν κατά καιρούς εφαρμοστεί για την απλοποίηση της ανάπτυξης, από το υπολογιστικό σύστημα υλικού PC-104 με λειτουργικό σύστημα πραγματικού χρόνου αρχικά, μέχρι ολοκληρωμένους μικροϋπολογιστές που χρησιμοποιούνται σήμερα.

Το επί του σκάφους (on board) υλικό ελέγχου συνδέεται με ένα χειριστή εδάφους που χρησιμοποιείται για την αποστολή εντολών και διορθώσεων στον επί του σκάφους υπολογιστή και για την απεικόνιση πληροφοριών που μεταδίδονται από το εναέριο όχημα. Σε πολλές υλοποιήσεις αυτοί οι ελεγκτές είναι συνήθεις φορητοί υπολογιστές.

Ο έλεγχος ρομποτικών ελικοπτέρων μπορεί να αναλυθεί σε πολλά επίπεδα. Ο έλεγχος χαμηλού επιπέδου καλείται αύξηση ευστάθειας στο χώρο ελέγχου του αεροσκάφους. Στόχος είναι η μείωση της αστάθειας και η βελτίωση της δυναμικής ανταπόκρισης όταν ο πιλότος ή το υψηλού επιπέδου σύστημα ελέγχου/καθοδήγησης παρέχει εντολές. Όπως είδαμε, η Εικόνα 2.11 παρουσιάζει μερικές από τις εμπλεκόμενες μεταβλητές. Οι γραμμικές (*u, v, w*) και οι γωνιακές ταχύτητες (*p, q, r*) στο σύστημα αξόνων της ατράκτου, καθώς και οι γωνίες προσανατολισμού (Euler) θεωρούνται συνήθως ως μεταβλητές κατάστασης. Οι μεταβλητές ελέγχου είναι οι αποκλίσεις των αεροδυναμικών επιφανειών ελέγχου γύρω από τους 3 άξονες και η πηγή ώθησης (γκάζι).

Η θέση και ο προσανατολισμός ενός ελικοπτέρου (έξι βαθμοί ελευθερίας) ελέγχονται συνήθως μέσω πέντε εισόδων ελέγχου: την ώση του κυρίως στροφείου (ισχύς στο

στροφείο), τη γωνία πτερυγίου κυρίως στροφείου (collective input) το οποίο έχει άμεση επίδραση στο ύψος του ελικοπτέρου (έλεγχος υψομέτρου), το ουραίο στροφείο που επιδρά στην κατεύθυνση του ελικοπτέρου (κίνηση yaw) και αντισταθμίζει τη ροπή που παράγεται από το κυρίως στροφείο, το διάμηκες χειριστήριο (longitudinal cyclic) που μεταβάλλει τη γωνία πρόνευσης του ελικοπτέρου και το επίμηκες χειριστήριο (lateral cyclic). Συνεπώς, πρόκειται για μη γραμμικό σύστημα πολλών μεταβλητών με ισχυρή διασύνδεση σε μερικούς βρόχους ελέγχου.

Το University of Southern California ανέπτυξε μια αρχιτεκτονική βασισμένη σε συμπεριφορές για τον έλεγχο του ελικοπτέρου AVATAR [46]. Οι χαμηλού επιπέδου συμπεριφορές αντιστοιχούν στην παραγωγή των τεσσάρων εντολών εισόδου του ελικοπτέρου (collective throttle, tail rotor, longitudinal and lateral cyclic). Τα δεύτερο επίπεδο υλοποιεί βραχυπρόθεσμες συμπεριφορές- στόχους: μετάβαση σε ύψος και διαμήκης ταχύτητα. Η υψηλότερου επιπέδου συμπεριφορά, ο έλεγχος πλοήγησης, είναι υπεύθυνη για μακροπρόθεσμους στόχους όπως η μετακίνηση σε συγκριμένη θέση και προσανατολισμό.

Αρχιτεκτονικές ευφυούς ελέγχου για μη επανδρωμένα ελικόπτερα ερευνώνται και στο University of California at Berkeley. Η ιεραρχική αρχιτεκτονική τμηματοποιεί τις εργασίες ελέγχου σε διαφορετικά αφαιρετικά επίπεδα όπου εμπλέκονται η σχεδίαση (planning), η αλληλεπίδραση με το περιβάλλον και οι δραστηριότητες του ελέγχου. Το ιεραρχικό σύστημα διαχείρισης πτήσης [47] έχει ένα επίπεδο σταθεροποίησης, ένα επίπεδο γένεσης τροχιών, υπεύθυνο για την παραγωγή μιας επιθυμητής τροχιάς ή μιας αλληλουχίας καταστάσεων πτήσης, και ένα επίπεδο μεταγωγής που εναλλάσσει διάφορες στρατηγικές προγραμματισμού. Εξετάζονται τόσο συνεχή όσο και συστήματα διακριτών γεγονότων. Για τη μοντελοποίηση αυτών των συστημάτων ελέγχου, προτάθηκε η θεωρία των υβριδικών συστημάτων [21].

Στο Georgia Institute of Technology αναπτύχθηκαν επίσης συστήματα αυτόνομου ελέγχου για ελικόπτερα με ερευνητικό έργο σε ελεγκτές πτήσης, υλικό εξοπλισμό πλοήγησης και συστήματα λογισμικού [48, 49].

2.5.3 Μέθοδοι ελέγχου βασισμένοι σε μάθηση και γνώση πιλότου

Σχετικά με την έρευνα στις μεθόδους ελέγχου, μπορούν να χρησιμοποιηθούν διάφορες προσεγγίσεις. Έτσι, η ασαφής λογική εφαρμόστηκε στον έλεγχο ελικοπτέρου στο Tokyo University of Technology από τους Sugeno et al., και επέδειξε δυνατότητες αυτόνομης

πλοήγησης καθώς και δυνατότητες διεπαφής ανθρώπου μηχανής συμπεριλαμβανομένων των φωνητικών εντολών [50, 51]. Ασαφής λογική με κανόνες παραγμένους από παρατήρηση ενός ανθρώπινου χειριστή και συμβουλές από ειδικούς αναπτύχθηκε και από τους Cavalcante et al. [52, 53]. Και στις δύο περιπτώσεις χρησιμοποιήθηκε το ελικόπτερο μεγάλης κλίμακας R-50 της Yamaha.

Στην εργασία των Montgomery et al. [54], οι συμπεριφορές της αρχιτεκτονικής ελέγχου που προτάθηκαν στην αρχιτεκτονική USC, υλοποιούνται ως βρόχοι ελέγχου PD με κέρδη που βελτιστοποιήθηκαν με δοκιμή και σφάλμα. Στην εργασία [55], παρουσιάζεται η προσέγγιση 'διδασκαλία μέσω επίδειξης'. Σε αυτή την εργασία, ο ελεγκτής αναπτύσσεται χρησιμοποιώντας δεδομένα εκπαίδευσης που συγκεντρώθηκαν καθώς ένας εκπαιδευτής ελέγχει ένα σύστημα μέχρι ο παραγόμενος ελεγκτής να μπορεί να ελέγξει επίσης το σύστημα ικανοποιώντας κάποια προκαθορισμένα κριτήρια.

Στην εργασία των Buskey et al. [40], η μάθηση βασίζεται στην απευθείας χαρτογράφηση των εισόδων από τους αισθητήρες στον έλεγχο των ενεργοποιητών, με χρήση τεχνητού νευρωνικού δικτύου. Στη συνέχεια, το νευρωνικό δίκτυο χρησιμοποιήθηκε ως ελεγκτής για την εκτέλεση αιώρησης στο ελικόπτερο.

Η ανάλυση δεδομένων πτήσης, των χειρισμών ενός πιλότου κατά τη διάρκεια επιθετικών ελιγμών, αποτελεί τη βάση για τη μέθοδο που παρουσιάζεται από τους Gavrilets et al. [56] και σχετίζεται με την ανάπτυξη πλήρους μη γραμμικού δυναμικού μοντέλου του ελικοπτέρου. Το μοντέλο αυτό χρησιμοποιείται στη σχεδίαση νέων συστημάτων ελέγχου για αυτόνομα ελικόπτερα.

Στο Πανεπιστήμιο Stanford, η εργασία των Ng et al. [57-59] χρησιμοποιεί τεχνικές ενισχυτικής μάθησης (reinforcement learning) για την εκτέλεση ακροβατικών κινήσεων ενός ελικοπτέρου X-Cell Tempest. Η μάθηση γίνεται μέσω εκτέλεσης πτήσης από έμπειρο πιλότο. Για την επίτευξη ακρίβειας χρησιμοποιούνται κάμερες στο έδαφος που καταγράφουν τις κινήσεις του ελικοπτέρου ενώ ο υπολογιστής εδάφους χρησιμοποιεί φίλτρο Kalman για εκτίμηση της κατάστασης από τα δεδομένα των αισθητήρων.

2.5.4 Μέθοδοι ελέγχου βασισμένοι σε μοντέλα

Αντιθέτως, αρκετές μέθοδοι εφαρμόστηκαν για τον έλεγχο βάσει μοντέλου των ελικοπτέρων. Η μοντελοποίηση των δυναμικών χαρακτηριστικών του VTOL αποτελεί κύριο θέμα. Το πλήρες μοντέλο ενός ελικοπτέρου, συμπεριλαμβανομένης της ευελιξίας των στροφείων και της ατράκτου καθώς και των δυναμικών χαρακτηριστικών των

ενεργοποιητών και του κινητήρα εσωτερικής καύσης, είναι πολύ περίπλοκο. Έτσι, στις περισσότερες περιπτώσεις, το ελικόπτερο θεωρείται σαν ένα άκαμπτο σώμα με εισόδους, δυνάμεις και ροπές ασκούμενες στο κέντρο της μάζας, και εξόδους, τη θέση και τις γραμμικές ταχύτητες του κέντρου της μάζας, καθώς και τις γωνίες περιστροφής και γωνιακές ταχύτητες. Περαιτέρω, οι συσχετίσεις ανάμεσα στις εισόδους ελέγχου του ελικοπτέρου και τις προαναφερθείσες δυνάμεις και ροπές θα πρέπει να συμπεριληφθούν στο μοντέλο. Γενικά, αυτές οι συσχετίσεις εμπεριέχουν τη μελέτη της αεροδυναμικής της ατράκτου και των επιδράσεων των σταθεροποιητών. Ωστόσο, σε χαμηλές ταχύτητες αυτές οι επιδράσεις μπορούν να θεωρηθούν ασήμαντες [60].

Οι Kim και Tilbury [61] παρουσιάζουν ένα μαθηματικό μοντέλο ελικοπτέρου καθώς και την πειραματική επαλήθευση αυτού. Το μοντέλο των αλληλεπιδράσεων ανάμεσα στον σταθεροποιητή και στα πτερύγια του κυρίως στροφείου συμπεριλαμβάνεται δείχνοντας τις επιδράσεις του στην ευστάθεια του ελικοπτέρου. Η αναγνώριση των παραμέτρων γίνεται χρησιμοποιώντας ειδικές βάσεις στήριξης που περιορίζουν την κίνηση του ελικοπτέρου σε ένα βαθμό ελευθερίας. Πρέπει να σημειωθεί ότι η αναγνώριση από δεδομένα εισόδου-εξόδου, που συγκεντρώθηκαν καθώς ένας ανθρώπινος χειριστής ελέγχει το όχημα, είναι δύσκολη επειδή δεν είναι εφικτό να μελετηθεί ξεχωριστά η επίδραση κάθε εισόδου ελέγχου (ο πιλότος πρέπει να εφαρμόσει παραπάνω από μια είσοδο για να επιτευχθεί ευστάθεια).

Στην εργασία των Mettler et al. [62], παρουσιάζεται παραμετροποιημένο μοντέλο του ελικοπτέρου Yamaha R-50 που κατασκευάστηκε με αναγνώριση με χρήση μεθόδων συχνοτήτων περιοχών. Το πτερύγιο ευστάθειας λαμβάνεται επίσης υπόψη. Το μοντέλο πιστοποιείται με ειδικά πειράματα πτήσης χρησιμοποιώντας ζεύγη εισόδων ελέγχου σε αιώρηση και πρόσθια πτήση, δείχνοντας την ικανότητα της πρόβλεψης της χρονικής αντίδρασης του ελικοπτέρου στις εισόδους ελέγχου.

Έχει δειχθεί ότι το μη γραμμικό μοντέλο πολλαπλών μεταβλητών ενός μοντελιστικού ελικοπτέρου δεν μπορεί να μετασχηματιστεί σε ένα ελέγξιμο γραμμικό σύστημα μέσω ακριβούς γραμμικοποίησης του χώρου καταστάσεων. Επιπροσθέτως, για συγκεκριμένες συναρτήσεις εξόδου, η ακριβής γραμμικοποίηση εισόδου-εξόδου οδηγεί σε ασταθή μηδενικά δυναμικά. Ωστόσο, εάν μόνο η θέση και ο προσανατολισμός επιλεχθούν ως έξοδοι, αγνοώντας τη διασύνδεση ανάμεσα σε ροπές και δυνάμεις, το προσεγγιστικό σύστημα με αποπλεγμένη δυναμική είναι πλήρως γραμμικοποιήσιμο και μπορεί να εφαρμοστεί παρακολούθηση εξόδου [60].

Πρέπει να σημειωθεί ότι στην αιώρηση, το μη γραμμικό σύστημα μπορεί να γραμμικοποιηθεί και στη συνέχεια τεχνικές γραμμικού ελέγχου πολλαπλών μεταβλητών μπορούν να εφαρμοστούν, όπως LQR και H-inf. Στην εργασία των Kim και Shim [47], τεχνικές γραμμικού PID ελέγχου πολλαπλών βρόχων απέδωσαν καλά αποτελέσματα όταν εφαρμόστηκαν στο Yamaha R-50. Ωστόσο, εάν θα πρέπει να συμψηφιστούν μεγάλες διαταραχές, ή απαιτούνται συγκεκριμένες ικανότητες εντοπισμού, αυτή η στρατηγική δεν ήταν αρκετή. Σε αυτήν την περίπτωση περαιτέρω βελτιώσεις μπορούν να γίνουν προσθέτοντας όρους μη γραμμικού ελέγχου οι οποίοι συμψηφίζουν συγκεκριμένες αποκλίσεις σε σχέση με τις συνθήκες αιώρησης.

Οι Kadmiry et al. [63-65] παρουσιάζουν μια προσέγγιση ασαφούς προγραμματισμού κερδών, βασισμένη σε γραμμικοποίηση του αυθεντικού μη γραμμικού μοντέλου ελικοπτέρου, η οποία δοκιμάζεται σε περιβάλλον προσομοίωσης.

Οι Johnson και Kannan [66] συνδυάζουν το εσωτερικό βρόχο ελέγχου συμπεριφοράς και τον εξωτερικό βρόχο ελέγχου τροχιάς και εφαρμόζουν προσαρμοστικές τεχνικές για την εξουδετέρωση λαθών του μοντέλου αποτρέποντας ανεπιθύμητη προσαρμογή στα όρια των ενεργοποιητών και τη δυναμική στον εσωτερικό βρόχο.

Στην εργασία των Shim et al. [22], συγκρίνονται τρία είδη ελέγχου: εύρωστος γραμμικός έλεγχος πολλαπλών μεταβλητών, έλεγχος ασαφούς λογικής και μη γραμμικός έλεγχος παρακολούθησης. Η σύγκριση γίνεται σε περιβάλλον προσομοίωσης για δύο σενάρια: κάθετη ανάβαση και σύγχρονη διαμήκης και πλευρική κίνηση. Σημειώνεται ότι οι τεχνικές μη γραμμικού ελέγχου με χρήση ανάδρασης γραμμικοποίησης είναι γενικότερες και καλύπτουν ευρύτερα φάσματα σεναρίων πτήσης αλλά απαιτούν ακριβή γνώση του συστήματος και είναι ευαίσθητες σε ανομοιότητες του μοντέλου, όπως αλλαγές στο ωφέλιμο φορτίο, ή στο αεροδυναμικό μοντέλο ώσης-ροπής.

Γενικότερα, δεν εγγυάται ευρωστία απέναντι σε διαταραχές του μοντέλου και δεν παρέχονται προσαρμοστικές ικανότητες από αρκετές τεχνικές γραμμικοποιήσης μέσω ανάδρασης. Ωστόσο, σε ορισμένες περιπτώσεις, οι ικανότητες ευρωστίας μη γραμμικών ελεγκτών αυξάνονται με χρήση ελεγκτών κατά Lyapunov [67]. Τυπικά, αυτές οι τεχνικές αντιπραγματεύονται την απόδοση του ελεγκτή έναντι στην αβεβαιότητα, αλλά απαιτούν εκ των προτέρων εκτίμηση των ορίων των παραμέτρων, τα οποία ίσως είναι δύσκολο να βρεθούν.

Ωστόσο, οι ερευνητικές προσπάθειες για σχεδίαση νέων εύρωστων μη γραμμικών κανόνων ελέγχου συνεχίστηκαν. Στην εργασία [68], οι Isidori et al. μελετούν την κάθετη κίνηση ενός μη γραμμικού μοντέλου ελικοπτέρου σε σχέση με ένα σήμα αναφοράς, καθώς σταθεροποιούν την διαμήκη και πλευρική θέση και διατηρούν μια σταθερή συμπεριφορά. Το πρόβλημα παρακινείται από το συγχρονισμό της κάθετης κίνησης του ελικοπτέρου με ένα θαλάσσιο σκάφος σε σχέση με τις ταλαντώσεις που δημιουργούνται από κύματα, και στη συνέχεια τα σήματα αναφοράς είναι άθροισμα ημιτονοειδών σημάτων (θεωρούνται μη διαθέσιμα στον ελεγκτή). Στην προσομοίωση εφαρμόζονται ένας κανόνας μη γραμμικής προσαρμοστικής εξόδου και εύρωστη σταθεροποίηση των συστημάτων σε μορφή feed forward με την έννοια του κορεσμένου ελέγχου. Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης δείχνουν ευρωστία έναντι στις αβεβαιότητες του μοντέλου και στο εξωγενές σήμα αναφοράς. Η μέθοδος απαιτεί επίσης την εκ των προτέρων υπολογισμό των ορίων ευρωστίας.

Στην εργασία των Kim και Shim [47], προτείνεται η εφαρμογή μη γραμμικού ελέγχου προγνωστικού μοντέλου. Σε κάθε χρονικό δείγμα, ο ελεγκτής υπολογίζει μια αλληλουχία πεπερασμένων ελέγχων που ελαχιστοποιεί ένα τετραγωνικό διάνυσμα. Αυτός το διάνυσμα περιέχει τα σφάλματα των εξόδων (συντεταγμένες ελικοπτέρου και κατεύθυνση) σε σχέση με τις επιθυμητές τροχιές, πρόσθετες μεταβλητές κατάστασης που θα έπρεπε να περιοριστούν, και τις δράσεις ελέγχου (διαμήκης και πλευρική cyclic pitch, collective, and tail rotor). Μια τεχνική gradient descent χρησιμοποιείται για τον υπολογισμό των βέλτιστων τιμών των μεταβλητών ελέγχου. Αυτή η μέθοδος βελτιώνει την απόδοση παρακολούθησης στις δαπάνες του υψηλού υπολογιστικού φορτίου.

Οι Fantoni and Lozano [69] μελέτησαν επίσης τον έλεγχο ελικοπτέρων με διάφορες τεχνικές όπως έλεγχο Lyapunov, έλεγχο ενεργειακής βάσης και backstepping.

Στο CMU ένα υψηλής τάξης γραμμικό μοντέλο του ελικοπτέρου Yamaha R-50 χρησιμοποιήθηκε για τον έλεγχο. Αυτό το μοντέλο εξάχθηκε χρησιμοποιώντας τη μοντελοποίηση για προσομοίωση πτήσης και ανάλυση ελέγχου (MOSCA) με μη γραμμικό μοντέλο προσομοίωσης του ελικοπτέρου. Ο ελεγκτής αποτελείται από ένα εσωτερικό βρόχο πολλαπλών μεταβλητών (MIMO) για σταθεροποίηση και τέσσερεις ξεχωριστούς (SISO) βρόχου χειρισμού για έλεγχο ταχύτητας και θέσης. Αρκετές δοκιμές έγιναν για διάφορα είδη κινήσεων του ελικοπτέρου. Ο ελεγκτής έχει σχεδιαστεί για αιώρηση αλλά η ευρωστία του οδήγησε το ελικόπτερο στην εκτέλεση των κινήσεων ακόμα κι αν οι τελικές τροχιές δεν ήταν οι βέλτιστες [70].

Συνοπτικά, ο Πίνακας 2.1 παρουσιάζει τις κυριότερες ερευνητικές ομάδες που δραστηριοποιούνται στο χώρο των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων.

Πίνακας 2.2: Κυριότερες ερευνητικές ομάδες με έργο σε μη επανδρωμένα ελικόπτερα

Πανεπιστήμιο	**Ελικόπτερο**	**Είδος ελέγχου**
Massachusetts Institute of Technology [28, 56]	X-Cell 60	LQR
Carnegie Mellon University [18, 71]	Yamaha R-Max	PD και H_∞
Stanford University [57-59]	X-Cell Tempest 91	Διαφ. Δυν. Προγραμματισμός Ενισχυτική μάθηση
Georgia Institute of Technology [49, 66]	Yamaha R-50	Νευρωνικά δίκτυα (γραμμικοποίηση ανάδρασης)
University of California Berkeley [21, 22, 60, 72]	Yamaha R-Max Maxi Joker	Ενισχυτική μάθηση
University of Southern California [19, 73]	Bergen Twin Industrial	Αποπλεγμένος PID
University of South Florida [30, 31]	Raptor 90 Maxi Joker	Ασαφής έλεγχος
CSIRO [40, 74]	X-Cell 60	PID
TU Berlin [75]	Aero-Tec Marvin	PID
University of Seville [35, 36, 43, 76]	Aero-Tec Marvin	PID Ασαφής έλεγχος
University of Linkoping [32, 77, 78]	Yamaha R-Max	Υβριδικός έλεγχος
University of Madrid [34, 79, 80]	Bergen Industrial Twin Rotomotion SR20	PID Ασαφής έλεγχος
Tokyo Institute of Technology [50, 51]	Yamaha R-50	Ασαφής έλεγχος
Πολυτεχνείο Κρήτης [1, 41]	Raptor 60 T-REX 600	Ασαφής έλεγχος

2.6 Συμπεράσματα

Από την ανάγνωση της βιβλιογραφίας προκύπτουν τα ακόλουθα συμπεράσματα:

- Ο έλεγχος των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων αποτελεί μια εξαιρετικά δύσκολη διαδικασία, καθώς πρόκειται για εξαιρετικά ασταθή πολύπλοκα συστήματα με αδυναμία πλήρους μοντελοποίησης των δυναμικών και κινηματικών τους χαρακτηριστικών (χρησιμοποιούνται μόνο προσεγγιστικά μοντέλα).
- Η δυσκολία ελέγχου αυξάνεται λόγω του δυναμικού περιβάλλοντος πλοήγησής τους, που περιλαμβάνει θόρυβο και εξωτερικές διαταραχές (καιρικές συνθήκες) που δεν μπορούν να μοντελοποιηθούν πλήρως.
- Όσο πιο μικρό σε μέγεθος είναι ένα ελικόπτερο τόσο πιο δύσκολο είναι να ελεγχθεί. Αυτό οφείλεται αφενός στην αυξημένη πολυπλοκότητα και δυναμική αστάθεια των μικρών ελικοπτέρων και αφετέρου στις περιορισμένες δυνατότητες εξοπλισμού (βάρος και μέγεθος) που μπορούν να φιλοξενήσουν ως ωφέλιμο φορτίο.
- Η πλειοψηφία των ερευνών έχει γίνει είτε σε μεγάλης κλίμακας ελικόπτερα είτε σε περιβάλλον προσομοίωσης. Μόλις τα τελευταία χρόνια ξεκίνησε η ανάπτυξη συστημάτων πλοήγησης για μικρής κλίμακας ελικόπτερα, εξαιτίας της ανάπτυξης ηλεκτρονικών συσκευών που πλέον προσφέρουν αυξημένες δυνατότητες με ολοένα και μικρότερο μέγεθος και βάρος.
- Τα αποτελέσματα της προσομοίωσης μόνο βοηθητικά μπορούν να χρησιμοποιηθούν στην ανάπτυξη των ελεγκτών, καθώς δεν μπορούν να εφαρμοστούν απευθείας σε πραγματικά οχήματα εξαιτίας της μη πλήρους μοντελοποίησης του περιβάλλοντος από το λογισμικό προσομοίωσης.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ

3

Πρωτότυπο Σύστημα Πειραματισμού για Μη Επανδρωμένα Ελικόπτερα

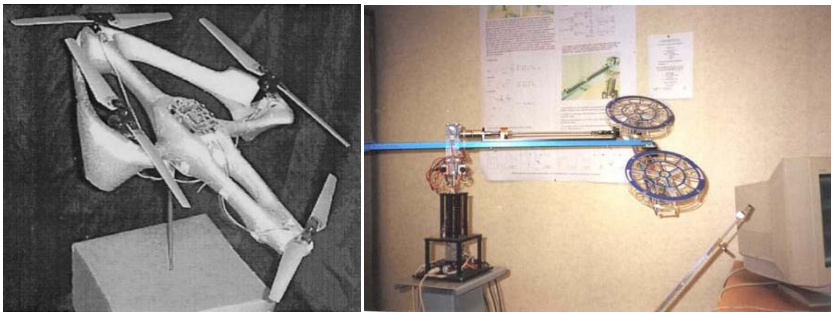
Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζεται ένα πρωτότυπο σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Πρόκειται για διάταξη που δίνει τη δυνατότητα εκτέλεσης πειραματισμών με πραγματικό όχημα σε ελεγχόμενο εργαστηριακό χώρο και προσφέρει ασφαλή και συνεχή πειράματα ανεξαρτήτως ώρας ή καιρικών συνθηκών. Παρουσιάζονται η δομή της διάταξης και η χρησιμότητά της στη διενέργεια πειραμάτων για τη σχεδίαση ελεγκτών αυτόνομης πλοήγησης μη επανδρωμένων ελικοπτέρων.

3.1 Εισαγωγή

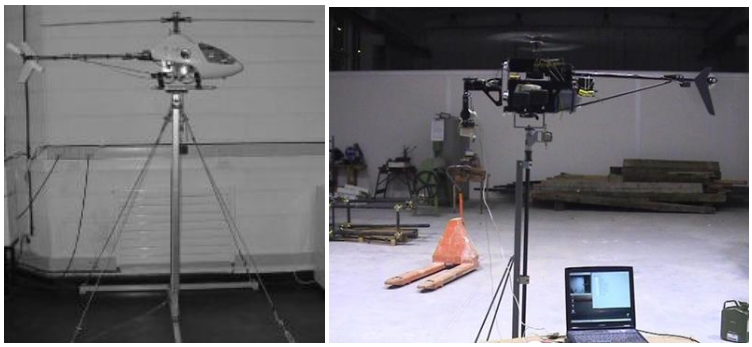
Τα τελευταία χρόνια, τα μικρής κλίμακας ελικόπτερα χρησιμοποιούνται κατά κόρον για το σχεδιασμό και την πειραματική επαλήθευση αυτόνομων συστημάτων, κυρίως λόγω της αναλωσιμότητάς τους και του χαμηλού κόστους τους. Η εξέλιξη συστημάτων αυτόνομης πλοήγησης για μη επανδρωμένα ελικόπτερα είναι μια δύσκολη και υψηλού κόστους διαδικασία. Εκτός από τον εξοπλισμό που χρειάζεται (ελικόπτερο, αισθητήρες, συστήματα τηλεμετρίας κλπ), θα πρέπει να συνυπολογισθεί και το κόστος των βλαβών και των πιθανών πτώσεων που εμφανίζονται κατά τη διάρκεια των πειραματισμών. Καθώς τα ελικόπτερα είναι εξαιρετικά ασταθή, ο πειραματισμός σε πραγματικά οχήματα συχνά καταλήγει σε καταστροφές. Το υψηλό κόστος είναι ένας από τους λόγους που η έρευνα σε μη επανδρωμένα ελικόπτερα εστιάζει στα μικρά ελικόπτερα, συνήθως μικρού μεγέθους εμπορικά διαθέσιμα τηλεκατευθυνόμενα ελικόπτερα (Radio Controlled, RC), τα οποία είναι χαμηλού κόστους πλατφόρμες κατάλληλες για πειραματισμό και έρευνα στο πεδίο των συστημάτων ελέγχου [31, 81].

Όπως προαναφέρθηκε, ο ανεπαρκής έλεγχος μπορεί να οδηγήσει σε απρόβλεπτες συμπεριφορές και ατυχήματα. Για το σκοπό αυτό, η σχεδίαση ενός ελεγκτή αυτόνομης πλοήγησης ξεκινάει με πολυάριθμα πειράματα χρησιμοποιώντας λογισμικό προσομοίωσης σε ηλεκτρονικό υπολογιστή. Σε αυτό το περιβάλλον, οι ελεγκτές αξιολογούνται για την ικανότητα τους να ελέγχουν αποδοτικά το ελικόπτερο. Εάν τα αποτελέσματα της προσομοίωσης είναι ενθαρρυντικά, ο ελεγκτής μπορεί να δοκιμαστεί σε πραγματικό όχημα.

Είναι γνωστό ότι η διαδικασία της προσομοίωσης εμφανίζει μειονεκτήματα. Αρχικά, η προσομοίωση δεν μπορεί να μιμηθεί επακριβώς την πλοήγηση του ελικοπτέρου με κάθε λεπτομέρεια, συμπεριλαμβάνοντας όλες τις δυνατές αναταραχές από το περιβάλλον. Κατά συνέπεια, ένας ελεγκτής που φαίνεται να δουλεύει ικανοποιητικά σε περιβάλλον προσομοίωσης, μπορεί να μην είναι το ίδιο αποδοτικός στο πραγματικό περιβάλλον. Επιπροσθέτως, ανεξάρτητα από οποιαδήποτε αξιολόγηση μέσω προσομοίωσης, τα πρώτα πειράματα με πραγματικό όχημα είναι γενικά και τα πιο επικίνδυνα, καθώς παρουσιάζονται πολλά μη προβλέψιμα προβλήματα. Ως αποτέλεσμα, θα ήταν επιθυμητό να γίνονται δοκιμές σε πραγματικό όχημα αλλά σε ασφαλές περιβάλλον, χωρίς τον κίνδυνο των συγκρούσεων και της καταστροφής του εξοπλισμού, ή τον τραυματισμό των ανθρώπων πο εμπλέκονται.



(α) (β)



(γ) (δ)



(ε) (στ)

Εικόνα 3.1: Εικόνες πειραματικών διατάξεων που συναντώνται στη βιβλιογραφία.

Τα προηγούμενα χρόνια προτάθηκαν τρόποι για τον πειραματισμό ελεγκτών σε πραγματικά (όχι προσομοιωμένα) οχήματα. Συνήθως υπάρχει μια μηχανική κατασκευή όπου ένα πραγματικό ελικόπτερο (ή ένα απλοποιημένο μοντέλο ελικοπτέρου) μπορεί να πετάξει σε εσωτερικό χώρο χωρίς να συγκρούεται ή να τραυματίζει ανθρώπους που εμπλέκονται στον πειραματισμό. Στην εργασία [82], μια ιδιοκατασκευή που μοιάζει με ελικόπτερο με μειωμένους βαθμούς ελευθερίας (Εικόνα 3.1α), χρησιμοποιείται για το σχεδιασμό και την αξιολόγηση ενός ελεγκτή σταθεροποίησης πτήσης. Στην εργασία [83], μια μηχανική κατασκευή χρησιμοποιείται για να εξομοιώσει την πτητική συμπεριφορά ενός ελικοπτέρου. Η κατασκευή αποτελείται από μια βάση στην οποία εδράζεται μακρύς βραχίονας που φέρει

το σώμα του ελικοπτέρου (Εικόνα 3.1β). Δύο κινητήρες με έλικες που εδράζονται στην ‘άτρακτο’ του ελικοπτέρου παράγουν την απαιτούμενη ώση για απογείωση. Παρόμοιο σύστημα χρησιμοποιείται και στην εργασία [84].

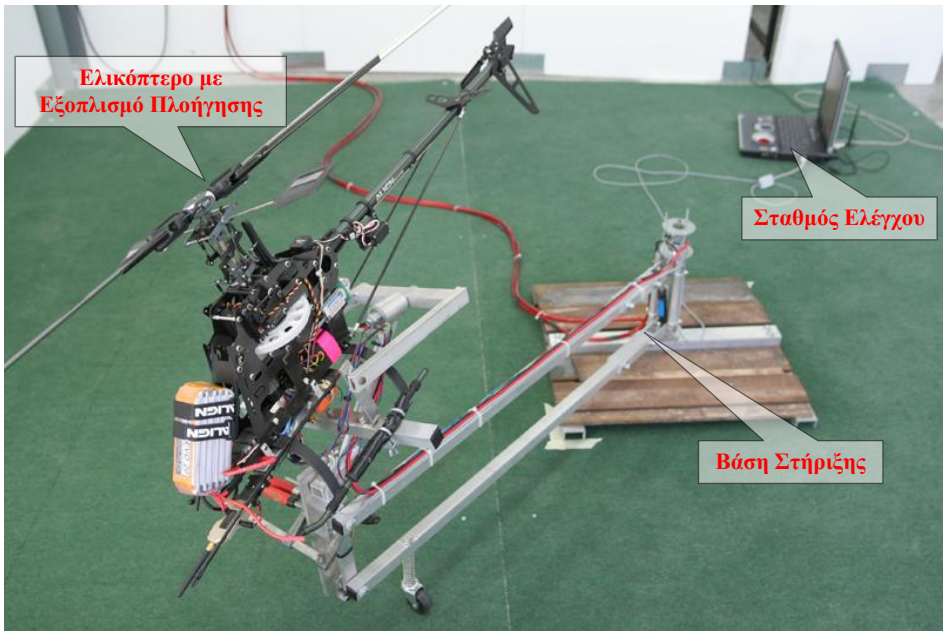
Περαιτέρω στη βιβλιογραφία συναντάμε συστήματα που χρησιμοποιούν πραγματικά ελικόπτερα για πειραματισμό. Στις εργασίες [85, 86], μια μηχανική κατασκευή συγκρατεί ελικόπτερο σε σταθερή θέση επιτρέποντας μόνο μικρές και ασφαλείς κινήσεις (Εικόνα 3.1γ και 3.1δ αντίστοιχα). Χρησιμοποιώντας μηχανικούς περιορισμούς, το ελικόπτερο έχει τη δυνατότητα να κινείται σε ένα ή δύο μόνο άξονες και εντός συγκεκριμένων ορίων. Κατά συνέπεια, το ελικόπτερο δεν μπορεί να λάβει επικίνδυνες θέσεις ή να συγκρουστεί στο έδαφος.

Άλλη μια μηχανική κατασκευή που χρησιμοποιείται στη βιβλιογραφία είναι η βάση Whiteman [87]. Η βάση αυτή επιτρέπει ελεύθερες μετακινήσεις σε όλους τους άξονες (5 βαθμοί ελευθερίας). Πρωτοεμφανίστηκε στην εργασία [88], όπου μετασκευάστηκε κατάλληλα για να περιορίσει την κίνηση στο κάθετο επίπεδο και χρησιμοποιήθηκε για μια σειρά πειραμάτων αιώρησης. Στην εργασία [89], ένα βενζινοκίνητο τηλεκατευθυνόμενο ελικόπτερο τοποθετείται σε παρόμοια βάση, ώστε να καθοριστούν και αξιολογηθούν πτητικά χαρακτηριστικά και δυνατότητες ανύψωσης με διάφορα βάρη (Εικόνα 3.1ε). Στην εργασία [90], η βάση χρησιμοποιείται για την ανάπτυξη και αξιολόγηση ενός οχήματος τεσσάρων στροφείων (Εικόνα 3.1στ). Η βάση μετασκευάστηκε ώστε να επιτρέπει την περιστροφή του οχήματος γύρω από τους άξονες πρόνευσης και επίκλισης. Η μετασκευασμένη βάση αποδείχτηκε τελικά ακατάλληλη για το επιχειρούμενο πείραμα εξαιτίας τους βάρους και του μεγέθους της. Θα πρέπει να σημειωθεί ότι στις εργασίες [89, 90], η βάση Whiteman δεν χρησιμοποιήθηκε για την ανάπτυξη συστημάτων ελέγχου πτήσεων.

Συνοψίζοντας παρατηρούμε ότι στις παραπάνω αναφορές χρησιμοποιείται είτε μια κατασκευή εξομοίωσης ελικοπτέρων είτε ένα πραγματικό ελικόπτερο με περιορισμένους βαθμούς ελευθερίας. Σε κάθε περίπτωση, οι ελεγκτές που αναπτύσσονται καλύπτουν μερικώς τον έλεγχο του οχήματος σε ένα ή δύο άξονες και δεν προορίζονται στο να ελέγξουν πλήρως ένα ελικόπτερο σε συνθήκες πραγματικής πτήσης.

Σε αυτό το κεφάλαιο παρουσιάζεται ένα ολοκληρωμένο σύστημα πειραματισμού για τον έλεγχο πλοήγησης μικρών ελικοπτέρων. Το σύστημα που παρουσιάζεται μπορεί να χρησιμοποιηθεί ασφαλώς (τόσο για τους ανθρώπους όσο και για τον εξοπλισμό) σε

εσωτερικό χώρο για πειραματική επαλήθευση, επιτρέποντας 5 βαθμούς ελευθερίας στην κίνηση του ελικοπτέρου. Η εσωτερική πτήση δίνει τη δυνατότητα εκτέλεσης συνεχών πειραμάτων, ανεξάρτητα από καιρικές συνθήκες ή ώρα (δυνατότητα νυχτερινών δοκιμών). Το προτεινόμενο σύστημα ελαχιστοποιεί ταυτόχρονα την ανάγκη για έμπειρους χειριστές ελικοπτέρων εντός της ερευνητικής ομάδας. Συνήθως, η πτήση μικρών ελικοπτέρων απαιτεί την εκπαίδευση πιλότων που περιορίζει τις ερευνητικές προσπάθειες για αυτόνομες πτήσεις με ελικόπτερο.

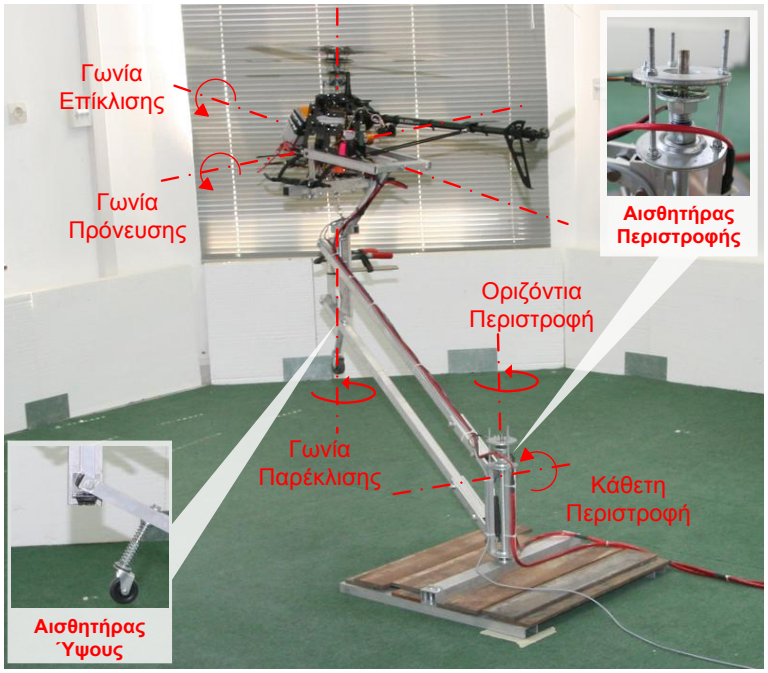


Εικόνα 3.2: Το πρωτότυπο σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα που αναπτύχθηκε στο ΕΕΣ&Ρ του Πολυτεχνείου Κρήτης.

Με τη βοήθεια του συστήματος που παρουσιάζεται στην Εικόνα 3.2 αναπτύχθηκε ελεγκτής αυτόνομης πλοήγησης ικανός να σταθεροποιήσει το ελικόπτερο σε επιθυμητές θέσεις (κάθε θέση ορίζεται από οριζόντιες και κάθετες συντεταγμένες). Εκτός από την αιώρηση σε προκαθορισμένα υψόμετρα, εξετάζονται ακόμα τα σενάρια της αυτόνομης απογείωσης και προσγείωσης. Η ανάπτυξη του ελεγκτή ήταν μια δευτερεύουσα διαδικασία, κυρίως για να αξιολογηθεί και πιστοποιηθεί το συγκεκριμένο σύστημα. Ωστόσο αποδείχτηκε ότι ο ελεγκτής περιέχει σημαντικές καινοτομίες προς την κατεύθυνση της αυτόνομης πτήσης σε εσωτερικό χώρο [1].

Στη βιβλιογραφία, ο έλεγχος ύψους είναι τμήμα ενός ελεγκτή αυτόνομης πλοήγησης [47, 91], όπου ένα υποσύστημα υπεύθυνο για τον έλεγχο ύψους συνεργάζεται με άλλα υποσυστήματα ώστε να πλοηγηθεί το ελικόπτερο. Στην εργασία [92] μια προσαρμοστική προσέγγιση προτείνεται για τον έλεγχο ύψους του ελικοπτέρου η οποία χρησιμοποιεί τις

περιστροφές του στροφείου για να εντοπίσει εντολές ύψους. Σημαντική δουλειά έχει γίνει επίσης στο πεδίο της αυτόνομης προσγείωσης μη επανδρωμένων ελικοπτέρων [20, 93].



Εικόνα 3.3: Γωνίες Euler και άξονες περιστροφής.

3.2 Σύστημα πειραματισμού

Το εργαστηριακό σύστημα πειραματισμού αποτελείται από τρία βασικά τμήματα: τη βάση στήριξης, το ελικόπτερο και τη μονάδα ελέγχου, όπως παρουσιάζεται στην Εικόνα 3.2.

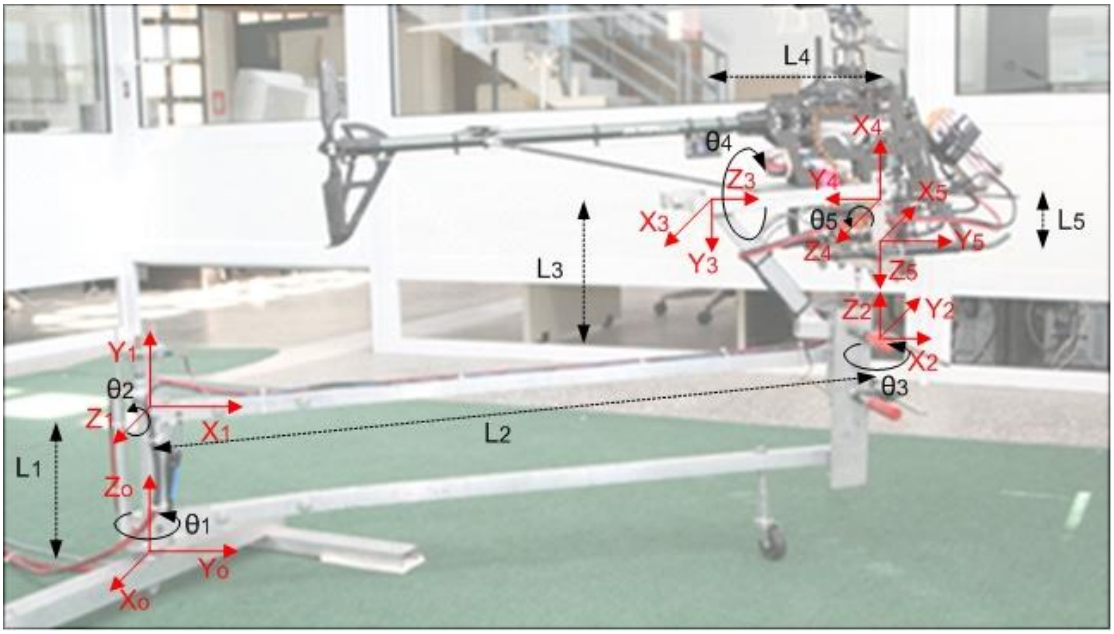
3.2.1 Βάση Στήριξης

Η βάση στήριξης είναι μια μηχανική κατασκευή ικανή να συγκρατεί το ελικόπτερο, επιτρέποντας πλήρεις κινήσεις (5 βαθμοί ελευθερίας) ενώ ταυτόχρονα το προστατεύει από συγκρούσεις και καταστροφές. Πρόκειται για μία μετασκευασμένη έκδοση της εμπορικά διαθέσιμης βάσης Whiteman [87], που χρησιμοποιείται από άπειρους πιλότους για εκπαίδευση στον τηλεχειρισμό τηλεκατευθυνόμενων ελικοπτέρων. Ένα μικρής κλίμακας ηλεκτρικό ελικόπτερο είναι τοποθετημένο στη βάση, όπως φαίνεται στις Εικόνες 3.2 και 3.3. Η βάση είναι κατασκευασμένη από αλουμίνιο και διαθέτει έδρανα ολίσθησης για εύκολη και ανεμπόδιστη κίνηση του ελικοπτέρου. Η τριβή ανάμεσα στους συνδέσμους θεωρείται αμελητέα. Κατά συνέπεια, το ελικόπτερο μπορεί να κινηθεί φυσικά χωρίς κανένα περιορισμό γύρω από κύκλο διαμέτρου 2,1 μέτρων, πετώντας εμπρός, πίσω ή πλαγίως. Ένας αποσβεστήρας ταλαντώσεων χρησιμοποιείται για την εξισορρόπηση του βάρους του ελικοπτέρου, ώστε το ελικόπτερο να μην σηκώνει πρόσθετο βάρος. Στην Εικόνα 3.3, παρουσιάζονται οι περιστροφές καθώς και οι γωνίες Euler του ελικοπτέρου.

3.2.1.1 Κινηματική

Σε αυτή την ενότητα παρουσιάζουμε τις ευθείς κινηματικές εξισώσεις της βάσης χρησιμοποιώντας τη σύμβαση Denavit-Hartenberg. Χρησιμοποιώντας αυτές τις εξισώσεις, η θέση και ο προσανατολισμός του ελικοπτέρου (ως τελικού άκρου) μπορούν να υπολογιστούν. Η βάση στήριξης (Εικόνες 3.3 και 3.4) διαθέτει 5 περιστροφικές αρθρώσεις. Κάθε άρθρωση περιστρέφεται γύρω από ένα άξονα και η σύνθεση των περιστροφών δίνει την θέση του τελικού άκρου, το οποίο στην περίπτωσή μας είναι το σημείο στο οποίο είναι τοποθετημένο το ελικόπτερο.

Στην Εικόνα 3.4, παρουσιάζεται η δεξιά πλάγια όψη της βάσης. Βασισμένη σε αυτήν την όψη, παρουσιάζονται τα συστήματα συντεταγμένων που τοποθετούνται στο κέντρο κάθε μιας από τις αρθρώσεις. Το σύστημα 5 είναι το σύστημα του τελικού άκρου. Οι παράμετροι L_1, L_2, L_3, L_4, L_5 είναι γνωστές σταθερές του συστήματος που αναπαριστούν το μήκος κάθε συνδέσμου, ενώ οι παράμετροι ϑ_1, ϑ_2, ϑ_3, ϑ_4, ϑ_5 αναπαριστούν την γωνία στροφής κάθε άρθρωσης. Οι γωνίες ϑ_3, ϑ_4, ϑ_5 αντιστοιχούν στις γωνίες yaw, roll και pitch του ελικοπτέρου αντίστοιχα. Η βάση επιτρέπει την πλήρη περιστροφή γύρω από τη γωνία yaw ενώ περιορίζει τις γωνίες roll και pitch στα όρια -40^o και 40^o. Οι τέσσερεις παράμετροι της σύμβασης Denavit-Hartenberg (μήκος συνδέσμου, στροφή συνδέσμου, μετατόπιση συνδέσμου, γωνία άρθρωσης), όπως αυτές εφαρμόζονται στη βάση, παρουσιάζονται στον Πίνακα 3.1.



Εικόνα 3.4: Συστήματα συντεταγμένων στο κέντρο των περιστροφικών αρθρώσεων.

Πίνακας 3.1: Παράμετροι Denavit-Hartenberg

Σύνδεσμος	a_i	α_i	d_i	ϑ_i
1	0	90^O	L_1	ϑ_1
2	L_2	-90^O	0	ϑ_2
3	L_3	-90^O	L_4	ϑ_3
4	0	-90^O	L_4	ϑ_4
5	0	90^O	L_5	ϑ_5

Σύμφωνα με τη σύμβαση Denavit-Hartenberg, οι ομογενείς πίνακες μετασχηματισμού για κάθε σύνδεσμο είναι οι ακόλουθοι:

$$A_1=\begin{bmatrix}\cos\theta_1 & 0 & sin\,\theta_1 & 0\\ sin\,\theta_1 & 0 & -\cos\theta_1 & 0\\ 0 & 1 & 0 & L_1\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix}, A_2=\begin{bmatrix}\cos\theta_2 & 0 & -sin\,\theta_2 & L_2\cos\theta_2\\ sin\,\theta_2 & 0 & \cos\theta_2 & L_2\sin\theta_2\\ 0 & -1 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix},$$

$$A_3=\begin{bmatrix}\cos\theta_3 & 0 & -sin\,\theta_3 & L_3\cos\theta_3\\ sin\,\theta_3 & 0 & \cos\theta_3 & L_3\sin\theta_3\\ 0 & -1 & 0 & L_4\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix}, A_4=\begin{bmatrix}\cos\theta_4 & 0 & -sin\,\theta_4 & 0\\ sin\,\theta_4 & 0 & \cos\theta_4 & 0\\ 0 & -1 & 0 & L_4\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix},$$

$$A_5=\begin{bmatrix}\cos\theta_5 & 0 & sin\,\theta_5 & 0\\ sin\,\theta_5 & 0 & -\cos\theta_5 & 0\\ 0 & 1 & 0 & L_5\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix}.$$

Ο πίνακας μετασχηματισμού που δίνει τη θέση και τον προσανατολισμό του τελικού άκρου σε σχέση με το σύστημα συντεταγμένων της βάσης είναι:

$$T_5^0=A_1A_2A_3A_4A_5=\begin{bmatrix}r_{11} & r_{12} & r_{13} & d_x\\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & d_y\\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & d_z\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix},$$

όπου, για $c_i=\cos\vartheta_i$ και $s_i=\sin\vartheta_i$, έχουμε

$r_{11} = [(c_1c_2c_3-s_1s_3)c_4+c_1s_2s_4]c_5+(c_1c_2s_3+s_1c_3)s_5$

$r_{21} = [(s_1c_2c_3+c_1s_3)c_4+s_1s_2s_4]c_5+(s_1c_2s_3-c_1c_3)s_5$

$r_{31} = (s_2c_3c_4-c_2s_4)c_5+s_2s_3s_5$

$r_{12} = -(c_1c_2c_3-s_1s_3)s_4+c_1s_2c_4$

$r_{22} = -(s_1c_2c_3+c_1s_3)s_4+s_1s_2c_4$

$r_{32} = -s_2c_3s_4-c_2c_4$

$r_{13} = [(c_1c_2c_3-s_1s_3)c_4+c_1s_2s_4]s_5-(c_1c_2s_3+s_1c_3)c_5$

$r_{23} = [(s_1c_2c_3+c_1s_3)c_4+s_1s_2s_4]s_5-(s_1c_2s_3-c_1c_3)c_5$

$r_{33} = (s_2c_3c_4-c_2s_4)s_5-s_2s_3c_5$

$d_x = [-(c_1c_2c_3-s_1s_3)s_4+c_1s_2c_4]L_5+(-c_1c_2s_3-s_1c_3-c_1s_2)L_4+(c_1c_2c_3-s_1s_3)L_3+c_1c_2L_2$

$d_y = [-(s_1c_2c_3+c_1s_3)s_4+s_1s_2c_4]L_5+(-s_1c_2s_3+c_1c_3-s_1s_2)L_4+(s_1c_2c_3+c_1s_3)L_3+s_1c_2L_2$

$d_z = (-s_2c_3s_4-c_2c_4)L_5+(-s_2s_3+c_2)L_4+s_2c_3L_3+s_2L_2+L_1$

Στον πίνακα μετασχηματισμού T_5^0 οι τρεις πρώτες καταχωρήσεις της τελευταίας στήλης είναι οι συντεταγμένες *x*, *y*, *z* του συστήματος O_5 στο σύστημα της βάσης. Αυτό σημαίνει ότι d_x, d_y, d_z είναι οι συντεταγμένες του τελικού άκρου στο σύστημα της βάσης. Το τμήμα περιστροφής του T_5^0 (r_{ij}, *i*, *j*=1, 2, 3) δίνει τον προσανατολισμό του συστήματος O_5 σε σχέση με το σύστημα της βάσης.

Εφόσον οι παράμετροι L_1, L_2, L_3, L_4, L_5 είναι γνωστές σταθερές, η τιμή των παραμέτρων ϑ_1, ϑ_2, ϑ_3, ϑ_4, ϑ_5 πρέπει να είναι γνωστή ώστε να υπολογισθεί η τελική θέση και ο προσανατολισμός σε κάθε χρονική στιγμή. Κατά συνέπεια, πρέπει να χρησιμοποιηθούν πέντε περιστροφικοί κωδικοποιητές για την μέτρηση κάθε μιας από τις πέντε γωνίες ϑ_i (*i*=1, 2, 3, 4, 5). Για την απλοποίηση της κατασκευής του συστήματος, αναπτύχθηκε σύστημα εύρεσης θέσης και προσανατολισμού όπου μόνο τρεις κωδικοποιητές χρησιμοποιούνται. (παράγραφος 3.2.1.2). Ως αποτέλεσμα, αυτή η κινηματική ανάλυση δε χρησιμοποιείται σε αυτή την εργασία αλλά η μελλοντική έρευνα περιλαμβάνει τη χρήση αυτού του μοντέλου, για την ακριβή αξιολόγηση του συστήματος θέσης που τοποθετήθηκε. Πρέπει επίσης να σημειωθεί ότι παρόλο που η βάση στήριξης αποτελεί ένα ρομποτικό χειριστή, δεν υπάρχουν κινητήρες στις αρθρώσεις. Η βάση κινείται μόνο από τις δυνάμεις του τελικού άκρου, το οποίο είναι το ελικόπτερο.

3.2.1.2 Σύστημα προσδιορισμού θέσης και προσανατολισμού

Για την ανάπτυξη ενός ελεγκτή αυτόνομης πτήσης, είναι απαραίτητη η γνώση της ακριβούς θέσης και προσανατολισμού του ελικοπτέρου. Στα μη επανδρωμένα ελικόπτερα που πετούν σε εξωτερικό χώρο, χρησιμοποιούνται κυρίως αισθητήρες παγκοσμίου συστήματος συντεταγμένων (GPS) για το σκοπό αυτό. Ένα τέτοιο σύστημα δεν μπορεί να

χρησιμοποιηθεί για πειραματισμό σε εσωτερικό χώρο, επομένως πρέπει να αναπτυχθεί ένα σύστημα αναφοράς.

Στην έρευνα της ρομποτικής, αρκετά συστήματα εντοπισμού θέσης για εσωτερικό πειραματισμό έχουν αναπτυχθεί. Συνήθως τα συστήματα αυτά περιλαμβάνουν τη χρήση καμερών υψηλού κόστους, όπου ο εντοπισμός θέσης υπολογίζεται μέσω οπτικών πληροφοριών [94]. Εδώ εκμεταλλευόμαστε την περιστροφική κίνηση του κεντρικού άξονα της βάσης και ένας περιστροφικός κωδικοποιητής έχει εγκατασταθεί στον κεντρικό άξονα της βάσης (Εικόνα 3.3). Ο κωδικοποιητής αρχικοποιεί τη θέση του στο μηδέν και στη συνέχεια δίνει φυσικούς αριθμούς που υποδηλώνουν την τωρινή θέση σε σχέση με την αρχική. Θετικοί αριθμοί υποδηλώνουν στροφή προς τα αριστερά ενώ αρνητικοί αριθμοί υποδηλώνουν στροφή προς τα δεξιά. Επομένως ο περιστροφικός κωδικοποιητής δίνει τη θέση στο επίπεδο του ελικοπτέρου σε κάθε χρονική στιγμή. Για την επιτυχή εκτέλεση των πειραμάτων, παρατηρήθηκε ότι η ακρίβεια του κωδικοποιητή πρέπει να είναι μεγαλύτερη από 0.5^{o}. Περαιτέρω, είναι απαραίτητη η γνώση του ύψους πτήσης του ελικοπτέρου. Ένας αισθητήρας υπερύθρων χρησιμοποιείται για τη μέτρηση της τιμής του υψομέτρου. Ο αισθητήρας έχει τοποθετηθεί στο χαμηλότερο σημείο του βραχίονα που συγκρατεί το ελικόπτερο, όπως φαίνεται στην Εικόνα 3.3. Το σημείο έδρασης έχει μια απόσταση 10 εκατοστών από το έδαφος, επομένως το αρχικό ύψος στα πειράματα είναι 10 εκατοστά και όχι 0 εκατοστά. Η ακρίβεια των μετρήσεων υψομέτρου είναι μικρότερη από 1 εκατοστό, η οποία είναι κατά πολύ καλύτερη από την ακρίβεια αισθητήρων υψομέτρου εξωτερικού χώρου ή GPS.

Μέσω των αισθητήρων η τελική θέση του ελικοπτέρου μπορεί εύκολα να μετρηθεί κατά τη διάρκεια των πειραμάτων. Ο προσανατολισμός του ελικοπτέρου είναι το μόνο που απομένει ώστε να έχουμε πλήρες σύστημα αναφοράς και να κάνουμε υπολογισμούς στα πειράματα. Για το σκοπό αυτό, μια αδρανειακή μονάδα μέτρησης χρησιμοποιείται, που βρίσκεται στο ελικόπτερο και δίνει τον προσανατολισμό του (γωνίες Euler) σε πραγματικό χρόνο. Περισσότερες πληροφορίας σχετικά με την αδρανειακή μονάδα μέτρησης παρουσιάζονται στην παράγραφο 3.2.2.1.

3.2.2 Ελικόπτερο και ηλεκτρονικός εξοπλισμός

Το ελικόπτερο που χρησιμοποιείται για τον πειραματισμό, είναι μια μετασκευασμένη έκδοση του εμπορικά διαθέσιμου τηλεκατευθυνόμενου ελικοπτέρου T-REX 600 Carbon Fiber, που κατασκευάζεται από την Align Corporation. Πρόκειται για ελικόπτερο μικρής κλίμακας, σχεδιασμένο για αγωνιστική χρήση, ικανό να εκτελέσει ελιγμούς και να κινηθεί

με ακρίβεια στον τρισδιάστατο χώρο. Ένα βασικό χαρακτηριστικό του ελικοπτέρου είναι ότι έχει ηλεκτρικό σύστημα ισχύος και δεν παράγει καυσαέρια κατά τη λειτουργία του, γεγονός που το καθιστά ιδανικό για χρήση σε εσωτερικό χώρο. Τα τεχνικά χαρακτηριστικά του ελικοπτέρου παρουσιάζονται στον Πίνακας 3.2. Για την ικανοποίηση των ερευνητικών μας αναγκών, το TREX 600 μετασκευάστηκε όπως θα περιγραφεί στη συνέχεια.

Πίνακας 3.2: Τεχνικά χαρακτηριστικά ελικοπτέρου T-Rex 600

Μήκος	1200 mm
Ύψος	405 mm
Μήκος πτέρυγας κυρίως στροφείου	600 mm
Διάμετρος κυρίως στροφείου	1350 mm
Διάμετρος ουραίου στροφείου	240 mm
Κινητήρας	Align 600XL Brushless motor
Βάρος	3 kg
Ωφέλιμο φορτίο	2 kg
Αυτονομία (μπαταρία 4,9 Ah)	15 min (αιώρηση)

3.2.2.1 Αδρανειακή μονάδα μέτρησης (IMU – Inertial Measurement Unit)

Αυτή η μονάδα αποτελεί σημαντικό κομμάτι του ηλεκτρονικού εξοπλισμού, καθώς υπολογίζει τον προσανατολισμό του οχήματος βασισμένο στο ενσωματωμένο σύστημα συντεταγμένων του. Χρησιμοποιείται το εμπορικό προϊόν MTi της XSens Motion Technololgies BV. Το MTi είναι ένα μικροσκοπικό, γυροσκοπικό σύστημα αναφοράς συμπεριφοράς και κατεύθυνσης (AHRS). Ο μικρής ισχύος επεξεργαστής σημάτων της MTi δίνει αθόρυβο προσανατολισμό σε τρεις διαστάσεις, μετασχηματισμένη επιτάχυνση, ρυθμό περιστροφής και δεδομένα μαγνητικού πεδίου γης. Η μονάδα αποτελείται από 3D γυροσκόπια, επιταχυνσιόμετρα και μαγνητόμετρα και εξάγει τις τρεις γωνίες Euler (roll, pitch and yaw) που δίνουν τον προσανατολισμό και την κατεύθυνση του ελικοπτέρου. Η Εικόνα 3.6 παρουσιάζει τη θέση αυτού του αισθητήρα πάνω στο ελικόπτερο. Περισσότερες πληροφορίες για τη χρησιμότητα των αδρανειακών μονάδων μέτρησης στην αυτόνομη πτήση εξωτερικού χώρου υπάρχουν στην παράγραφο 4.2.1.

3.2.2.2 Ψηφιακός διακόπτης

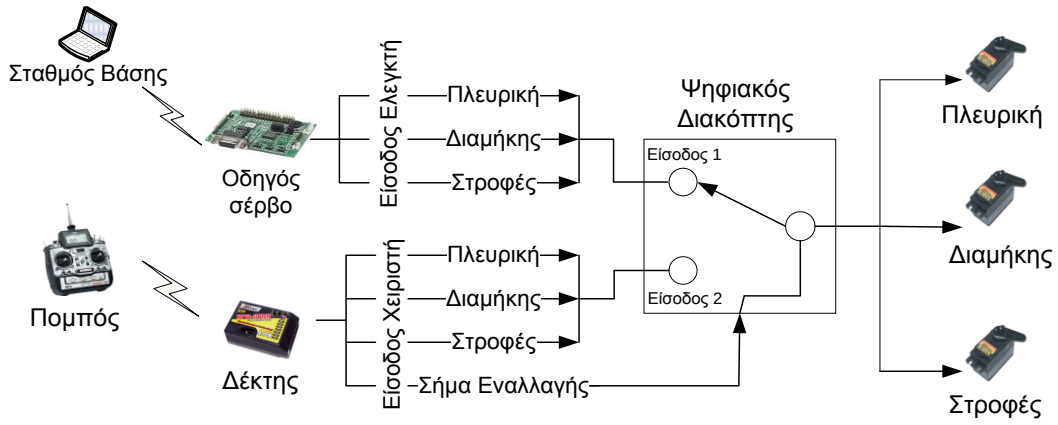
Η χειροκίνητη πτήση εκτελείται ασύρματα από ανθρώπινο χειριστή, ενώ η αυτόνομη πτήση επιβλέπεται από υπολογιστική μονάδα (CPU). Η εναλλαγή ανάμεσα στη χειροκίνητη και την αυτόνομη λειτουργία είναι μια σημαντική διαδικασία καθώς επιτρέπει στον ανθρώπινο

ελεγκτή να πάρει τον έλεγχο της πτήσης σε οποιαδήποτε χρονική στιγμή κατά τη διάρκεια του πειραματισμού, το οποίο είναι πολύ σημαντικό σε περίπτωση βλάβης ή ανεπιτυχούς έλεγχου.

Ο τρόπος λειτουργίας της ψηφιακής εναλλαγής σήματος είναι εξαιρετικά απλός και παρουσιάζεται στην Εικόνα 3.5. Κάθε είσοδος αποτελείται από σήματα ελέγχου (πλευρική κίνηση, διαμήκης κίνηση, στροφές κινητήρα) που έρχονται από τον πιλότο ή την μονάδα ελέγχου. Η είσοδος του χειριστή περιλαμβάνει ένα επιπλέον σήμα ελέγχου, υπεύθυνο για την επιλογή ανάμεσα σε χειροκίνητη ή αυτόνομη λειτουργία. Είναι αρκετά εύκολο για το χειριστή να αλλάξει χειροκίνητα τη λειτουργία στέλνοντας κατάλληλο σήμα μέσω του χειριστηρίου. Ο ψηφιακός διακόπτης επιβλέπει αυτό το σήμα και προωθεί τα αντίστοιχα σήματα ελέγχου (χειροκίνητα ή αυτόνομα) στους επενεργητές του ελικοπτέρου.

3.2.2.3 Οδηγός/Ελεγκτής σερβοκινητήρων

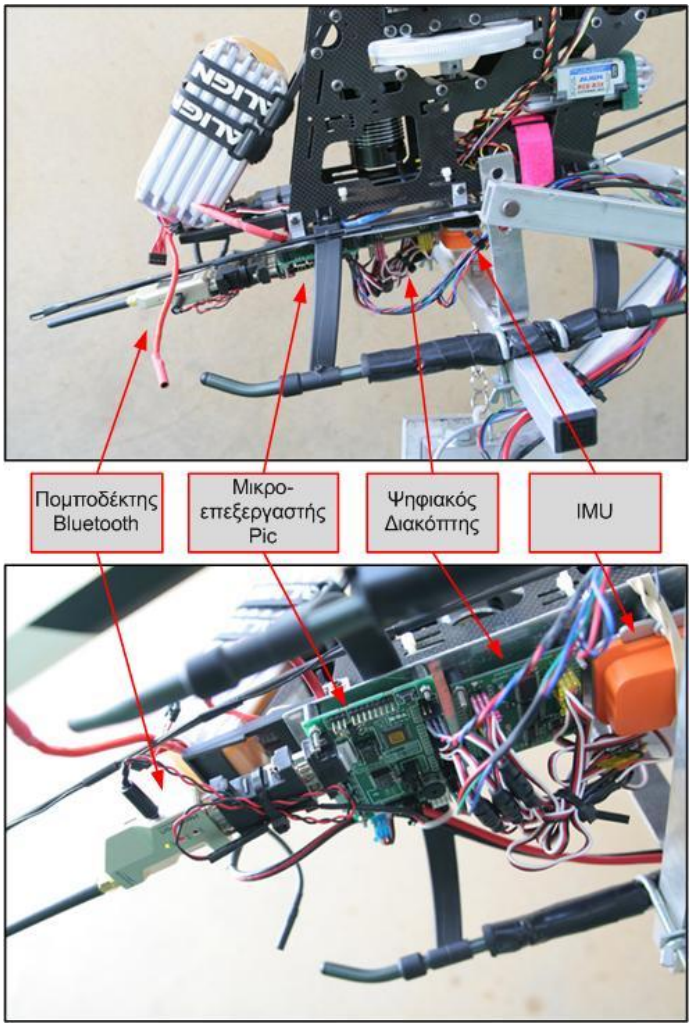
Οι επενεργητές που χρησιμοποιούνται για τον έλεγχο της κίνησης του ελικοπτέρου είναι μια ειδική κατηγορία σερβοκινητήρων, τα RC σέρβο, τα οποία λειτουργούν με χρήση ειδικών σημάτων παλμού PWM (**P**ulse **W**idth **M**odulation). Στη χειροκίνητη λειτουργία, ο δέκτης που βρίσκεται πάνω στο ελικόπτερο προωθεί τα σήματα που λαμβάνει από τον πομπό στα σέρβο στέλνοντας κατάλληλα σήματα PWM. Για την αποστολή αντίστοιχων σημάτων από τη μονάδα ελέγχου στα σέρβο, χρησιμοποιείται ένας οδηγός σέρβο. Για το σκοπό αυτό χρησιμοποιείται μικροελεγκτής PIC (Εικόνα 3.6), ο οποίος μεταφράζει τα σήματα ελέγχου από το σταθμό βάσης σε RC PWM σέρβο σήματα και οδηγεί τα σέρβο. Περαιτέρω, ο PIC διαβάζει την είσοδο από το σύστημα εντοπισμού θέσης (x-y θέση, υψόμετρο) και τα στέλνει στη μονάδα ελέγχου.



Εικόνα 3.5: Λειτουργία ψηφιακού διακόπτη.

3.2.2.4 Σύστημα επικοινωνίας

Ένα ασύρματο σύστημα επικοινωνίας αναπτύχθηκε για την μετάδοση δεδομένων ανάμεσα στο σταθμό ελέγχου και τον μικροελεγκτή PIC. Χρησιμοποιώντας δύο μονάδες αποστολής/λήψης (μία στο ελικόπτερο και μία στο σταθμό βάσης) και το πρωτόκολλο Bluetooth, παίρνουμε διπλή επικοινωνία ανάμεσα στη σειριακή θύρα του PIC και τη σειριακή θύρα του σταθμού βάσης. Μέσω αυτής της επικοινωνίας, τα σήματα ελέγχου μεταφέρονται στο ελικόπτερο από τη μονάδα ελέγχου, καθώς η είσοδος από τα αισθητήρια θέσης μεταφέρονται στη μονάδα ελέγχου. Στην Εικόνα 3.6, παρουσιάζεται η μονάδα αποστολής\λήψης που έχει εγκατασταθεί στο ελικόπτερο.

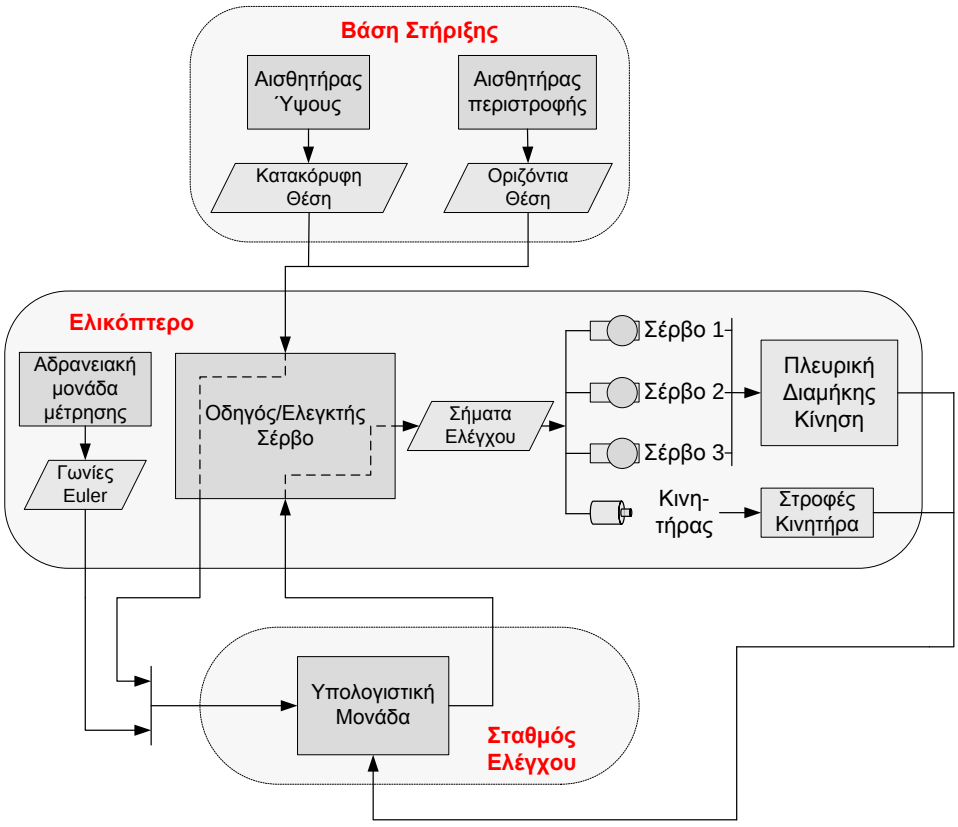


Εικόνα 3.6: Ηλεκτρονικά συστήματα ελικοπτέρου.

3.2.2.5 Σύστημα παροχής ισχύος

Όλα τα ηλεκτροκίνητα ελικόπτερα έχουν μεγάλη κατανάλωση ισχύος. Κατά τη διάρκεια της αιώρησης, ο ηλεκτρικός κινητήρας του ελικοπτέρου χρειάζεται ρεύμα τάσης 24V και έντασης 50A (ισχύς 1,2kW). Συνήθως για την ισχύ αυτών των ελικοπτέρων

χρησιμοποιούνται μπαταρίες τύπου LiPo (Lithium Polymer), οι οποίες έχουν μεγάλη χωρητικότητα και ικανότητα παροχής ρεύματος υψηλής έντασης. Με αυτή την κατανάλωση και με μια υψηλής χωρητικότητας μπαταρία, το ελικόπτερο μπορεί να εκτελέσει αιώρηση μόνο για 15 περίπου λεπτά. Για να ξεπεράσουμε αυτόν τον περιορισμό, το σύστημα πειραματισμού εφοδιάζεται με συνεχή παροχή ισχύος τάσης 24V που δίνει συνεχές ρεύμα στο ελικόπτερο. Η ισχύς παρέχεται μέσω καλωδίων που δεν εμποδίζουν την κίνηση του ελικοπτέρου ή της βάσης στήριξης. Η συγκεκριμένη διάταξη επιτρέπει τη διενέργεια συνεχών πειραμάτων χωρίς την ανάγκη της αντικατάστασης ή επαναφόρτισης της μπαταρίας του ελικοπτέρου.



Εικόνα 3.7: Αρχιτεκτονική συστήματος.

3.2.3 Επίγειος σταθμός ελέγχου

Για την αυτόνομη πλοήγηση του ελικοπτέρου είναι απαραίτητη η χρήση ενός υπολογιστή ως χειριστή. Ο υπολογιστής διαχειρίζεται τα σήματα των αισθητήρων και υπολογίζει τα απαραίτητα σήματα ελέγχου. Καθώς το σύστημά λειτουργεί σε εσωτερικό χώρο και έχουμε όλες τις μεταδόσεις δεδομένων ασύρματα (εκτός από την IMU), δεν υπάρχει ανάγκη για προσθήκη υπολογιστικής ισχύος πάνω στο ελικόπτερο. Για το λόγο αυτό χρησιμοποιούμε φορητό υπολογιστή που αποτελεί το σταθμό ελέγχου. Εξαιτίας αυτής της λύσης, το

ελικόπτερο έχει λιγότερο βάρος να σηκώσει, ενώ ο σταθμός ελέγχου διαθέτει αυξημένη επεξεργαστική ισχύ ικανή για ταχύτατη εκτέλεση αλγορίθμων ελέγχου.

3.2.4 Διασύνδεση υποσυστημάτων

Στην Εικόνα 3.7 παρουσιάζεται το δομικό διάγραμμα του αναπτυχθέντος συστήματος μαζί με τις συνδέσεις του εξοπλισμού και της μετάδοσης δεδομένων μέσω αυτών. Ο περιστροφικός κωδικοποιητής και ο αισθητήρας υψομέτρου είναι τοποθετημένοι στη βάση και συνδεδεμένοι με τον μικροεπεξεργαστή PIC μέσω καλωδίων που δεν εμποδίζουν τις κινήσεις της βάσης. PIC, IMU και Bluetooth συσκευές είναι τοποθετημένοι στην άτρακτο του ελικοπτέρου. Η μοναδική ενσύρματη διασύνδεση ανάμεσα σε ελικόπτερο και σταθμό ελέγχου είναι αυτή της IMU.

3.2.5 Ασφάλεια

Η ασφάλεια είναι ένα σημαντικό θέμα που πρέπει να μελετηθεί με προσοχή όταν γίνεται πειραματισμός με ρομποτικά ελικόπτερα. Σύμφωνα τα διεθνή πρότυπα [95], στη χρήση τέτοιων οχημάτων πρέπει να γίνει μια μελέτη ασφάλειας, λαμβάνοντας υπόψη τις έννοιες καταστροφή, κίνδυνος, επικινδυνότητα και ατύχημα (*damage*, *hazard*, *risk*, *accident*). Οι κανόνες ασφάλειας αφορούν κυρίως οχήματα που πετούν σε εξωτερικό χώρο, ωστόσο και στην περίπτωση της πειραματικής διάταξης εσωτερικού χώρου πρέπει να δοθεί έμφαση στην ασφάλεια.

Ένα ρομποτικό ελικόπτερο είναι δυνητικά μια πολύ επικίνδυνη μηχανή καθώς οι έλικες του κυρίως στροφείου περιστρέφονται με ταχύτητα 1.700rpm. Ακόμα και οι πιο έμπειροι πιλότοι μπορεί να κάνουν κάποιο λάθος ή να αντιμετωπίσουν βλάβες οι οποίες πιθανόν να προκαλέσουν σοβαρές καταστροφές ή ακόμα και τραυματισμούς. Όταν ένα τέτοιο ελικόπτερο συντριβεί, πλήθος κομματιών συνθλίβονται και εκτοξεύονται σε μεγάλη απόσταση. Ο δυνητικός κίνδυνος είναι ακόμα μεγαλύτερος όταν χρησιμοποιούνται μη επανδρωμένα ελικόπτερα για αυτόνομη πλοήγηση. Η χρήση ενός συστήματος ελέγχου κατά τη διάρκεια του πειραματισμού περιλαμβάνει τον κίνδυνο του ελλιπούς ελέγχου που μπορεί να προκαλέσει απρόβλεπτη συμπεριφορά, και ακόμα και αν η πτήση επιβλέπεται από χειριστή ασφαλείας, τα ατυχήματα ίσως είναι δύσκολο να αποφευχθούν. Για το λόγο αυτό, η ασφάλεια ήταν ένα βασικό στοιχείο μελέτης κατά τη διάρκεια της ανάπτυξης του παρουσιαζόμενου συστήματος.

Στην περίπτωσή μας, το πειραματικό σύστημα έχει σχεδιαστεί για χρήση σε εσωτερικό χώρο. Παρόλο που το ελικόπτερο είναι τοποθετημένο σε βάση στήριξης, η οποία το

συγκρατεί σε ασφαλείς θέσεις, θέλουμε να αυξήσουμε περαιτέρω την ασφάλεια του συστήματος ασφαλίζοντας κατάλληλα τον χώρο πειραματισμού. Για το σκοπό αυτό κατασκευάστηκε κλωβός ασφαλείας πέριξ της περιοχής πειραματισμού, ώστε να προστατεύεται ο χειριστής και όσοι παρακολουθούν την εκτέλεση των πειραμάτων (Εικόνα 3.8). Ο κλωβός είναι κατασκευασμένος από άθραυστο γυαλί που επιτρέπει καθαρή θέαση της περιοχής πειραματισμού. Στην απίθανη περίπτωση μιας δυσλειτουργίας ή ενός ατυχήματος όπου η βάση στήριξης αποτύχει να συγκρατήσει το ελικόπτερο, ο κλωβός ασφαλείας θα αποτρέψει τη διαφυγή οποιοδήποτε τμήματος του ελικοπτέρου από την περιοχή ασφαλείας.

Αυτή η κατασκευή συμβάλλει στην ασφάλεια του συστήματος πειραματισμού. Πρόκειται για το πρώτο παγκοσμίως σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα που επιτρέπει την ασφαλή παρακολούθηση της εκτέλεσης των πειραμάτων από πολύ κοντινή απόσταση, με καθαρή ορατότητα της πτήσης του ελικοπτέρου, των κινήσεων του και των αντιδράσεών του στις εντολές ελέγχου. Περαιτέρω, ο χειριστής έχει τη δυνατότητα να εξακριβώσει άμεσα την ορθότητα των μετρήσεων των αισθητήρων. Ως επέκταση, αυτό το σύστημα μπορεί να χρησιμοποιηθεί για σενάρια δοκιμών εσφαλμένης λειτουργίας προς την κατεύθυνση της ανάπτυξης νέων εργαλείων για την αναγνώριση, απομόνωση και αποφυγή δυσλειτουργιών.



Εικόνα 3.8: Κλωβός ασφαλείας περιβάλλει το σύστημα πειραματισμού.

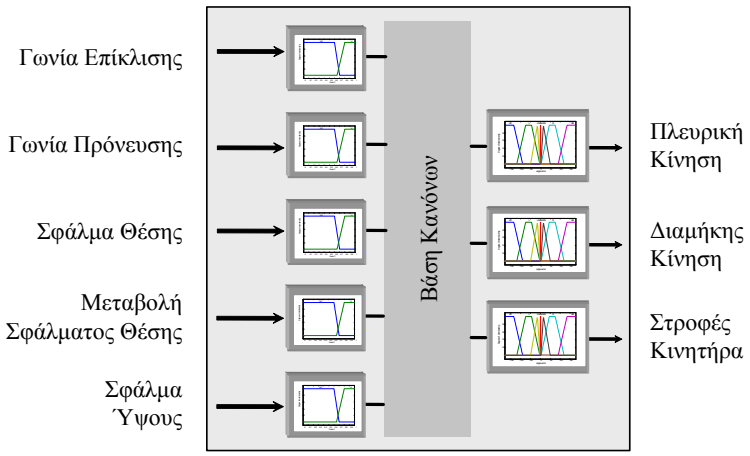
3.3 Έλεγχος ύψους και αιώρησης

Για την αξιολόγηση της καταλληλότητας του αναπτυχθέντος συστήματος ως σύστημα πειραματισμού ελεγκτών πτήσης, αναπτύχθηκαν ελεγκτές ασαφούς λογικής. Είναι γνωστό

ότι η ασαφής λογική προσφέρει ένα πλαίσιο μοντελοποίησης που επιτρέπει την απλή αναπαράσταση γνώσης ενός χειριστή ελικοπτέρου και των εντολών ελέγχου που δίνει αυτός, με τη μορφή κανόνων EAN-TOTE. Κατά συνέπεια, οι ασαφείς ελεγκτές μπορούν να αναπτυχθούν πολύ γρήγορα και είναι ικανοί να μιμηθούν τους ανθρώπινους χειριστές, όπως έχει παρατηρηθεί στο παρελθόν [41, 96, 97]. Ο στόχος των ελεγκτών που αναπτύχθηκαν είναι η σταθεροποίηση του ελικοπτέρου σε προκαθορισμένες θέσεις (οριζόντια και κάθετη συντεταγμένη). Οι σχεδιαστικές λεπτομέρειες ενός τέτοιου ελεγκτή παρουσιάζονται στη συνέχεια.

3.3.1 Ασαφής Ελεγκτής

Ένας ασαφής ελεγκτής τύπου Mamdani σχεδιάστηκε και αναπτύχθηκε σε περιβάλλον MATLAB. Όπως φαίνεται στην Εικόνα 3.9, οι είσοδοι του ασαφούς ελεγκτή είναι οι γωνίες επίκλισης (roll) και πρόνευσης (pitch) του ελικοπτέρου σε κάθε χρονική στιγμή, το σφάλμα θέσης, η μεταβολή του σφάλματος θέσης και το σφάλμα ύψους. Οι έξοδοι του ελεγκτή είναι η αλλαγή στις γωνίες επίκλισης και πρόνευσης (εντολές πλευρικής και διαμήκους κίνησης αντίστοιχα), και η αλλαγή στις στροφές του κινητήρα του ελικοπτέρου.



Εικόνα 3.9: Ασαφής έλεγχος αιώρησης και ύψους.

3.3.2 Είσοδοι και έξοδοι

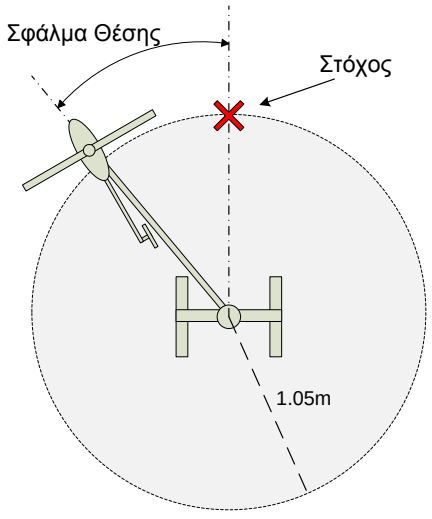
Η πρώτη είσοδος του ασαφούς ελεγκτή, η γωνία επίκλισης, δίνεται από την IMU σε πραγματικό χρόνο. Παρόλο που η βάση στήριξης επιτρέπει γωνίες επίκλισης από -40^{o} έως 40^{o}, το λογισμικό του ελεγκτή πτήσης δέχεται γωνίες από -90^{o} έως 90^{o}. Οι λεκτικές μεταβλητές που αναπαριστούν τη γωνία επίκλισης είναι: *left big* (*LB*), *left* (*L*), *zero* (*ZERO*), *right* (*R*), *right big* (*RB*), και οι συναρτήσεις συμμετοχής της παρουσιάζονται στην Εικόνα

3.11. Η δεύτερη είσοδος είναι γωνία πρόνευσης του ελικοπτέρου, με λεκτικές μεταβλητές: *back big* (*BB*), *back* (*B*), *zero* (*ZERO*), *front* (*F*), *front big* (*FB*),που αναπαριστώνται επίσης στην Εικόνα 3.11.

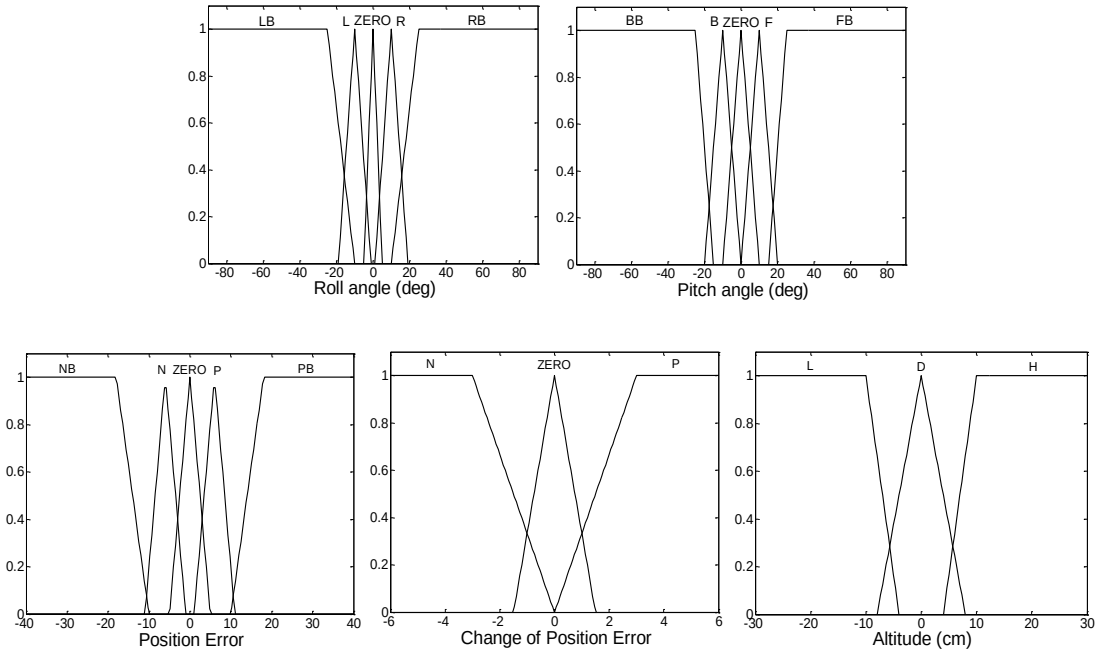
Στην Εικόνα 3.10, δίνεται μια αναπαράσταση του σφάλματος θέσης (είσοδος *position error*), που ορίζεται σαν τη διαφορά ανάμεσα στην τρέχουσα οριζόντια θέση του ελικοπτέρου και την επιθυμητή οριζόντια θέση (στόχος). Η είσοδος *position error* αναπαριστά πόσο μακριά βρίσκεται το ελικόπτερο από το σημείο στόχο. Καθώς για λόγους ασφαλείας δεν είναι επιθυμητή η περιστροφή της βάσης εκτός των ορίων της (-180^o το 180^o), τίθεται το εύρος της εισόδου του σφάλματος θέσης να είναι -180^o το 180^o. Οι λεκτικές μεταβλητές για την είσοδο αυτή είναι *negative big* (*NB*), *negative* (*N*), *zero* (*ZERO*), *positive* (*P*), *positive big* (*PB*) (Εικόνα 3.11).

Η επόμενη είσοδος στον ασαφή ελεγκτή είναι η μεταβολή του σφάλματος θέσης (*change of position error*). Αυτή η μεταβλητή αναπαριστά πως το σφάλμα θέσης μεταβάλλεται και αν το ελικόπτερο κινείται προς το σημείο στόχο ή απομακρύνεται από αυτό. Αυτή η είσοδος υπολογίζεται ως η διαφορά (σε μοίρες) ανάμεσα στο προηγούμενο σφάλμα θέσης και το τρέχον σφάλμα θέσης. Στην Εικόνα 3.11 παρουσιάζονται οι λεκτικές μεταβλητές της εισόδου: *negative* (*N*), *zero* (*ZERO*), *positive* (*P*).

Η τελευταία είσοδος είναι το σφάλμα ύψους (*altitude* error), και υπολογίζεται ως η διαφορά ανάμεσα στο τρέχον και το επιθυμητό ύψος. Οι λεκτικές μεταβλητές είναι : *lower* (*L*), *desired* (*D*), *higher* (*H*) (Εικόνα 3.11).

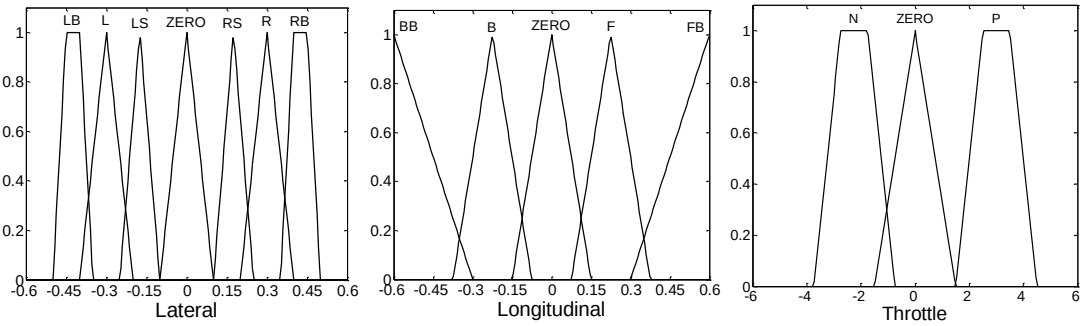


Εικόνα 3.10: Αναπαράσταση του σφάλματος θέσης.



Εικόνα 3.11: Συναρτήσεις συμμετοχής μεταβλητών εισόδου.

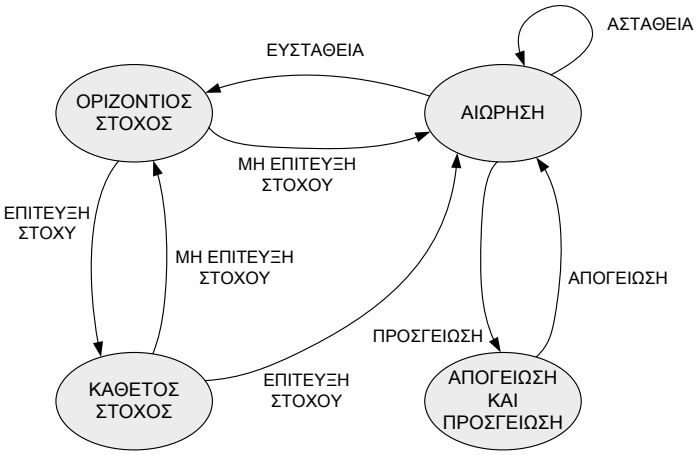
Οι έξοδοι του ασαφούς ελεγκτή είναι οι μεταβολής στις γωνίες επίκλισης και πρόνευσης (πλευρική και διαμήκης κίνηση αντίστοιχα, *lateral* και *longitudinal*) και η μεταβολή τις στροφές του κινητήρα (*throttle*). Οι συναρτήσεις συμμετοχής για τις εξόδους παρουσιάζονται στην Εικόνα 3.12. Οι λεκτικές μεταβλητές για την έξοδο *lateral* είναι: *left big* (*LB*), *left* (*L*), *left small* (*LS*), *zero* (*ZERO*), *right small* (*RS*), *right* (*R*) και *right big* (*RB*). Οι λεκτικές μεταβλητές για την έξοδο *longitudinal* είναι: *back big* (*BB*), *back* (*B*), *zero* (*ZERO*), *front* (*F*) και *front big* (*FB*). Και οι δυο αυτές εντολές εξόδου παριστάνονται σε μονάδες PWM σημάτων. Οι λεκτικές μεταβλητές της εξόδου *throttle* είναι *negative* (*N*), *zero* (*ZERO*) και *positive* (*P*). Και οι αυτές οι τιμές αναπαριστώνται σε μονάδες σημάτων ελέγχου. Αρνητικές τιμές μειώνουν τις στροφές του κινητήρα, ενώ θετικές τιμές τις αυξάνουν.



Εικόνα 3.12: Συναρτήσεις συμμετοχής μεταβλητών εξόδου.

3.3.3 Κανόνες ελέγχου

Το αντικείμενο του ελέγχου στα πειράματα πλοήγησης είναι η σταθεροποίηση του ελικοπτέρου σε ένα συγκεκριμένο σημείο (που προσδιορίζεται από οριζόντιες και κάθετες συντεταγμένες). Οι μεταβάσεις ανάμεσα στις καταστάσεις του ελεγκτή παρουσιάζονται στην Εικόνα 3.13, ενώ η Εικόνα 3.14 παρουσιάζει ένα ψευδοκώδικα που περιγράφει το σχήμα ελέγχου.



Εικόνα 3.13: Μετάβαση καταστάσεων του ασαφούς ελεγκτή.

Εάν η συμπεριφορά είναι ασταθής
    Σταθεροποίησε το ελικόπτερο σε αιώρηση
Αλλιώς
    Εάν η τρέχουσα οριζόντια θέση δεν είναι η επιθυμητή
        Οδήγησε το ελικόπτερο στην επιθυμητή θέση
    Αλλιώς
        Εάν το τρέχουν ύψος δεν είναι το επιθυμητό
            Μεταβολή στροφών προς επιθυμητό ύψος
        Αλλιώς
            Εκτέλεσε αιώρηση
        Τέλος Εάν
    Τέλος Εάν
Τέλος Εάν

Εικόνα 3.14: Ψευδοκώδικας για τον ελεγκτή αιώρησης.

Μετά την απογείωση ο ελεγκτής έχει ήδη τις συντεταγμένες του σημείου στόχου στο οποίο πρέπει να εκτελέσει αιώρηση. Στη συνέχεια ελέγχει την τρέχουσα οριζόντια θέση και το τρέχον ύψος πτήσης ώστε να οδηγήσει το ελικόπτερο στην επιθυμητή οριζόντια και κάθετη θέση. Μετά από μερικές επαναλήψεις της διαδικασίας και αφού το ελικόπτερο έχει εκτελέσει την αιώρηση στο επιθυμητό σημείο, ο ελεγκτής το προσγειώνει. Για την υλοποίηση του σχήματος ελέγχου, τρία είδη κανόνων (Βάσεις Κανόνων) EAN-TOTE (IF-THEN) χρησιμοποιούνται.

Η Βάση Κανόνων 1 είναι υπεύθυνη για τον έλεγχο της γωνίας πρόνευσης. Αντικείμενο της βάσης είναι να κρατηθεί η γωνία πρόνευσης συνέχεια κοντά στο μηδέν (καθώς αυτό χρειάζεται το ελικόπτερο όταν εκτελείται αιώρηση). Αυτό επιτυγχάνεται με κανόνες της μορφής: <IF *Pitch* is *X* THEN *Longitudinal* is *Y*>, όπου τα *X*, *Y* αναπαριστούν τις συναρτήσεις συμμετοχής των *pitch* and *longitudinal*, αντίστοιχα. Στον Πίνακας 3.3 παρουσιάζεται παράδειγμα δύο κανόνων αυτής της βάσης.

Πίνακας 3.3: Παράδειγμα κανόνων για τη Βάση Κανόνων 1

	IF Pitch is	**THEN Longitudinal is**
Βάση Κανόνων 1	back	front
	front	back

Η Βάση Κανόνων 2 έχει τη μορφή <IF *Roll* is A AND *position error* is B AND *change of position error* is C THEN *lateral* is D>. Αυτοί οι κανόνες οδηγούν το ελικόπτερο προς το επιθυμητό σημείο, καθώς τείνουν να ελαχιστοποιήσουν την απόσταση ανάμεσα στην τρέχουσα οριζόντια θέση του ελικοπτέρου, σε κάθε χρονική στιγμή, και την επιθυμητή οριζόντια θέση. Πρακτικά πρόκειται για τυπικό ασαφή PD τύπου ελεγκτή με μια έξτρα είσοδο, τη γωνία roll. Στον Πίνακας 3.4 παρουσιάζονται παράδειγμα δύο κανόνων αυτής της βάσης.

Πίνακας 3.4: Παράδειγμα κανόνων για τη Βάση Κανόνων 2

	IF Roll is	**AND Position Error is**	**AND Change of Pos Error is**	**THEN Lateral is**
Rule Base 2	left	zero	zero	right small
	zero	right	negative	zero

Η Βάση Κανόνων 3 είναι υπεύθυνη για των χειρισμό των στροφών του κινητήρα του ελικοπτέρου. Εδώ οι αλλαγές στις στροφές συμβαίνουν μόνο όταν το ελικόπτερο αιωρείται στην επιθυμητή οριζόντια θέση (οι γωνίες επίκλισης και πρόνευσης είναι κοντά στο μηδέν, η αλλαγή στο σφάλμα θέση είναι κοντά στο μηδέν) ή όταν το ύψος ξεπεράσει μια ανώτατη τιμή ασφαλείας. Αυτή η πολιτική διασφαλίζει ότι δεν θα υπάρξουν ξαφνικές μεταβολές των στροφών ώστε να προκληθούν ανεπιθύμητες συμπεριφορές. Εξασφαλίζεται έτσι η ευστάθεια πτήσης και οι ομαλές κινήσεις το χώρο. Οι κανόνες αυτής της βάσης έχουν τη μορφή <IF *Roll* is A AND *position error* is B AND *change of position error* is C AND *Altitude* is

D THEN *throttle* is E>. Ο Πίνακας 3.5 παρουσιάζει ένα παράδειγμα δύο κανόνων της Βάσης Κανόνων 3.

Πίνακας 3.5: Παράδειγμα κανόνων για τη Βάση Κανόνων 3

	IF Roll is	AND Position Error is	AND Change of Pos Error is	AND Altitude is	THEN Throttle is
Rule Base 3	zero	zero	zero	lower	up
	zero	zero	zero	higher	down

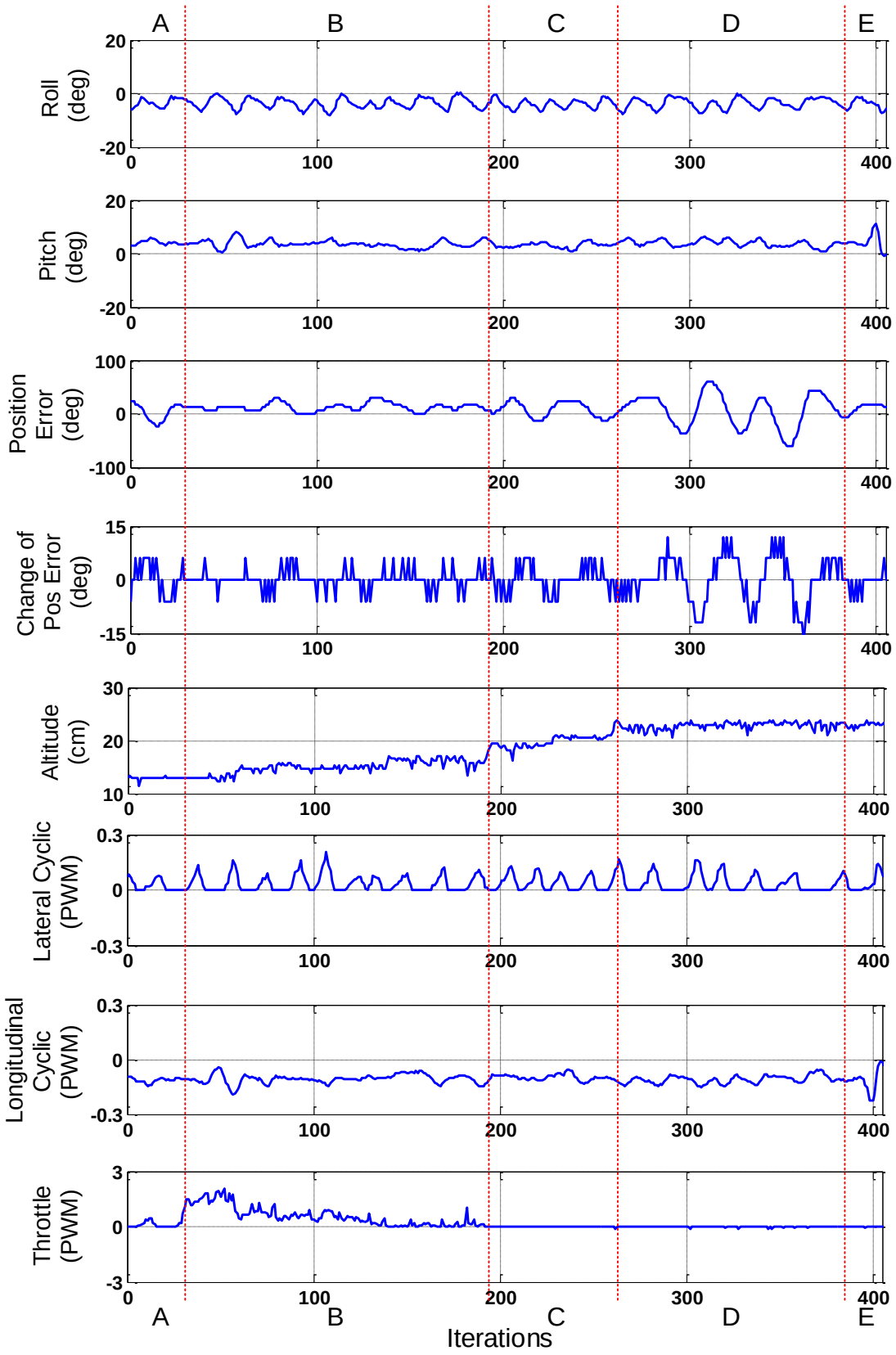
3.4 Πειραματικά αποτελέσματα

Πειραματικά αποτελέσματα για δύο σενάρια πτήσης παρουσιάζονται στις Εικόνες 3.16 και 3.17. Στα γραφήματα που παρουσιάζονται, οι τιμές των μεταβλητών *Roll*, *Pitch*, *Position Error* and *Change of Position Error* μετρούνται σε μοίρες και της μεταβλητής *Altitude* σε εκατοστά. Οι τιμές των μεταβλητών *Lateral, Longitudinal* and *Throttle* μετρούνται σε σήματα ελέγχου PWM.

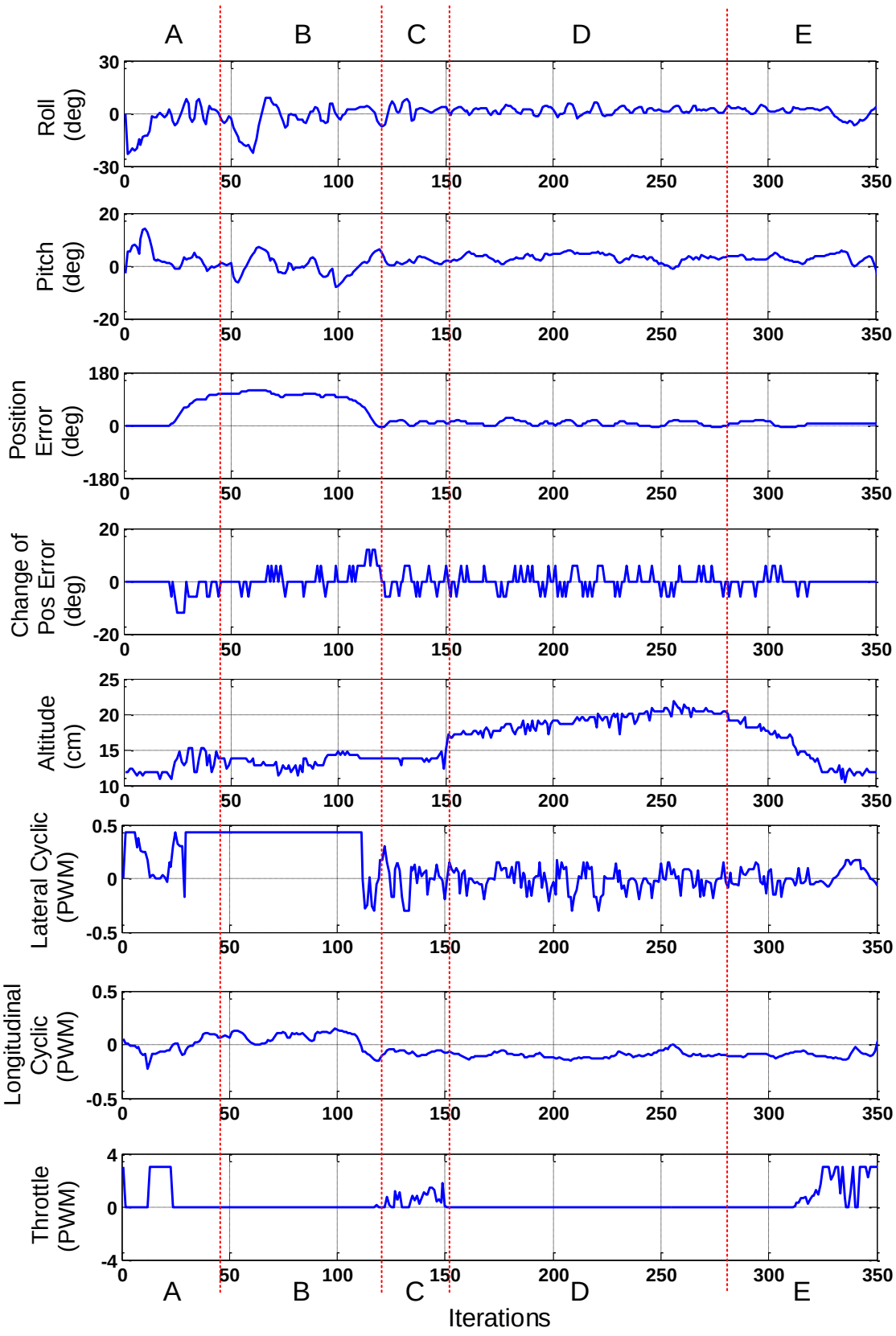
Στο Σενάριο Πτήσης 1 (Εικόνα 3.15) αξιολογείται η ικανότητα του ελεγκτή να εκτελέσει αυτόνομη απογείωση και αιώρηση του ελικοπτέρου σε μια προκαθορισμένη κάθετη θέση (22 εκατοστά ύψος). Το ελικόπτερο τοποθετείται στην επιθυμητή οριζόντια θέση από τον ανθρώπινο χειριστή και στη συνέχεια ο έλεγχος περνάει στον αυτόματο πιλότο. Ο αυτόματος πιλότος πρέπει να απογειώσει το ελικόπτερο μέχρι το επιθυμητό ύψος (κάθετη θέση), κρατώντας ταυτόχρονα σταθερό στην οριζόντια θέση. Όπως φαίνεται στην Εικόνα 3.15, το ελικόπτερο τοποθετείται στην επιθυμητή οριζόντια θέση (περιοχή A). Ο ελεγκτής συγκρατεί τις τιμές των γωνιών roll και pitch κοντά στο μηδέν και σταδιακά αυξάνει τις στροφές του κινητήρα (Throttle, περιοχή B), ώστε να αυξηθεί το ύψος και να επιτευχθεί το επιθυμητό (περιοχή C). Όταν επιτευχθεί το επιθυμητό ύψος πτήσης (περιοχή D), εμφανίζονται μερικές ταλαντώσεις γύρω από την οριζόντια θέση αλλά ο ελεγκτής καταφέρνει και κρατάει το ελικόπτερο σε αιώρηση στην επιθυμητή θέση (περιοχή E). Στην αρχή της αυτόνομης πλοήγησης (περιοχή B), φαίνεται στα γραφήματα ότι το σφάλμα θέσης τείνει να είναι μικρό θετικό, γεγονός που σημαίνει ότι το ελικόπτερο αποκλίνει αριστερά της επιθυμητής θέσης. Αυτό εξηγείται από τη θέση της περιοχής πειραματισμού η οποία περιβάλλεται δεξιά και εμπρός από τοίχους του κτιρίου. Ροή αέρα του κυρίως στροφείου στροβιλίζεται σε αυτούς τους τοίχους κι επιστρέφει στο ελικόπτερο σαν εξωτερική διαταραχή. Αυτή η ροή αέρα προκαλεί τη μικρή μετατόπιση προς τα αριστερά. Ωστόσο, ο

ελεγκτής πλοήγησης φαίνεται να αναγνωρίζει αυτή τη διαταραχή και κάνει συνεχείς διορθώσεις ώστε να κρατήσει σταθερό το ελικόπτερο στην επιθυμητή οριζόντια θέση.

Στην Εικόνα 3.16, παρουσιάζονται τα αποτελέσματα του Σεναρίου Πτήσης 2. Σε αυτό το σενάριο, η αρχική οριζόντια θέση του ελικοπτέρου είναι διαφορετική από την επιθυμητή και αξιολογείται η ικανότητα του ελεγκτή να οδηγήσει το ελικόπτερο στην επιθυμητή θέση (οριζόντια και κάθετη), και στη συνέχεια να το προσγειώσει αυτόνομα. Το ελικόπτερο τοποθετείται από το χειριστή σε τυχαία θέση (σφάλμα θέσης στην περιοχή Α) και στη συνέχεια ο αυτόματος πιλότος αναλαμβάνει τον έλεγχο. Ο στόχος του αυτόματου πιλότου είναι να οδηγήσει το ελικόπτερο στην αρχική θέση και σε ύψος 20 εκατοστών. Είναι φανερό από τα γραφήματα ότι ο ελεγκτής οδηγεί το ελικόπτερο προς το σημείο στόχο κινώντας το πρώτα προς την επιθυμητή οριζόντια θέση (περιοχή Β) και στη συνέχεια αυξάνοντας το ύψος μέχρι να επιτευχθεί το επιθυμητό (περιοχές C και D). Μετά από μερικές επαναλήψεις γύρω από τη θέση στόχο, ο ελεγκτής μειώνει σταδιακά τις στροφές και προσγειώνει το ελικόπτερο (περιοχή Ε). Μικρές ταλαντώσεις εμφανίζονται καθώς ο ελεγκτής προσπαθεί να κρατήσει σταθερό το ελικόπτερο. Είναι φανερό ότι κι εδώ καταγράφεται το φαινόμενο των διαταραχών αέρα που φαίνονται στο Σενάριο Πτήσης 1.



Εικόνα 3.15: Σενάριο πτήσης 1 - Αξιολόγηση αυτόνομης απογείωσης και αιώρησης.



Εικόνα 3.16: Σενάριο Πτήσης 2 - Αξιολόγηση μετακίνησης σε θέση και αυτόνομης προσγείωσης.

3.5 Παρατηρήσεις

Η βάση στήριξης που χρησιμοποιείται για την ανάπτυξη του συστήματος πειραματισμού επιτρέπει στο ελικόπτερο να κάνει ελεύθερες και φυσικές κινήσεις. Κατά τη διάρκεια των πειραμάτων, δεν υπήρχαν ενδείξεις για πιθανή επιρροή της βάσης στην πτήση του ελικοπτέρου. Παρόλο που δεν υπάρχουν ενδείξεις για το αντίθετο, θα ήταν ίσως χρήσιμο να ελεγχθεί μέσω εξειδικευμένων πειραμάτων εάν η βάση επηρεάζει τα δυναμικά χαρακτηριστικά του ελικοπτέρου.

Το σύστημα πειραματισμού αξιολογείται θετικά και αποδεικνύεται η χρησιμότητά τους στην εξέλιξη ελεγκτών ελικοπτέρων. Οι ελεγκτές που προκύπτουν, μπορούν με πολύ μικρές μεταβολές, ή και καθόλου αν πρόκειται για το ίδιο ελικόπτερο, να εφαρμοστούν σε ελικόπτερα αντίστοιχου τύπου και κλίμακας , αφού μέσω των δοκιμών έχει δοκιμαστεί η επιτυχής χρήση τους κι έχει αποκλειστεί το ενδεχόμενο ανεπαρκούς ή ανεπιτυχούς ελέγχου.

Τέλος, εκ κατασκευής, το σύστημα πειραματισμού είναι εύκολα επεκτάσιμο. Υπάρχει δηλαδή η δυνατότητα της προσθήκης νέων αισθητήρων (π.χ. κάμερα) η οποία θα επιτρέψει τη διεξαγωγή περαιτέρω πειραμάτων και σε εξειδικευμένα αντικείμενα της περιοχής, όπως π.χ. αποφυγή εμποδίων, αναγνώριση και απομόνωση βλαβών, έλεγχος αυτονομίας, κινηματική και δυναμική ανάλυση κ.α. με ασφάλεια και πλήρη καταγραφή των αποτελεσμάτων.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ

4

Αυτόνομη Αιώρηση Εξωτερικού Χώρου

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζονται πειράματα αυτόνομης αιώρησης που έγιναν σε εξωτερικό χώρο. Πλέον δεν υπάρχει καμία βάση στήριξης και το ελικόπτερο ίπταται ελεύθερο στο χώρο. Αρχικά παρουσιάζεται το υλικό που χρησιμοποιείται για τα πειράματα (ελικόπτερο, ηλεκτρονικός εξοπλισμός πλοήγησης) και στη συνέχεια αναλύεται ο έλεγχος που εφαρμόστηκε, τόσο σε επίπεδο θεωρίας όσο και λογισμικού. Τέλος παρουσιάζονται τα αποτελέσματα των πειραμάτων για διάφορα σενάρια πτήσης καθώς και τα συμπεράσματα που προκύπτουν.

4.1 Ελικόπτερο

Για τα πειράματα εξωτερικού χώρου χρησιμοποιείται το ελικόπτερο Raptor 60 TUC Edition που διαθέτει το Εργαστήριο Ευφυών Συστημάτων & Ρομποτικής (ΕΕΣ&Ρ) του Πολυτεχνείου Κρήτης (Εικόνα 4.1). Βασίζεται στο εμπορικά διαθέσιμο τηλεκατευθυνόμενο μοντέλο Raptor 60 της εταιρείας Thunder Tiger, το οποίο έχει πλήρως μετασκευαστεί κατάλληλα ώστε να ικανοποιεί τις ερευνητικές ανάγκες του ΕΕΣ&Ρ. Στην εργασία [9] παρουσιάζονται περισσότερες πληροφορίες σχετικά με το εμπορικό μοντέλο στο οποίο βασίζεται το Raptor 60 TUC Edition.



Εικόνα 4.1: Το ελικόπτερο Raptor 60 TUC Edition σε πτήση.

Στα πλαίσια της ανάπτυξης του συστήματος αυτόνομου ελέγχου, κατασκευάστηκε υπολογιστική μονάδα ελέγχου η οποία αποτελείται από ένα υπολογιστή με τα απαραίτητα περιφερειακά καθώς κι ένα σύνολο αισθητηρίων οργάνων και ηλεκτρονικών διατάξεων. Για τη φιλοξενία αυτού του εξοπλισμού κατασκευάστηκε ειδικό κουτί καθώς νέα διάταξη προσεδάφισης ικανή να ενσωματώσει το σύστημα. Βασικό κριτήριο στην κατασκευή της μονάδας ελέγχου ήταν η επιλογή υλικών με το ελάχιστο δυνατό μέγεθος και βάρος, ώστε να ελαχιστοποιηθεί το φορτίο του ελικοπτέρου.

Τα κύρια τεχνικά χαρακτηριστικά του ελικοπτέρου παρουσιάζονται στον Πίνακας 4.1, ενώ περισσότερες πληροφορίες σχετικά με τα κυρίως τμήματα του καθώς και τα βασικά χαρακτηριστικά λειτουργίας του παρουσιάζονται στην [9]. Στην ίδια εργασία παρουσιάζεται επίσης και η μονάδα ελέγχου πρώτης γενιάς που κατασκευάστηκε στο ΕΕΣ&Ρ. Στην παρούσα διατριβή, παρουσιάζεται η μονάδα ελέγχου δεύτερης γενιάς που αναπτύχθηκε στα πλαίσια του ερευνητικού έργου της διατριβής και αποτελείται από εξοπλισμό

τελευταίας τεχνολογίας και αυξημένων δυνατοτήτων σε σχέση με το σύστημα πρώτης γενιάς.

Πίνακας 4.1: Τεχνικά χαρακτηριστικά του ελικοπτέρου Raptor 60 TUC Edition

Πλήρες μήκος ατράκτου	1.370 mm
Πλήρες πλάτος ατράκτου	190 mm
Συνολικό πλάτος	325 mm
Συνολικό ύψος	630 mm
Διάμετρος κυρίως στροφείου	1.540 mm
Διάμετρος ουραίου στροφείου	260 mm
Κινητήρας	Thunder Tiger 70 Pro
Ωφέλιμο φορτίο	4 kg
Καθαρό βάρος	4,015 kg
Βάρος (με μονάδα ελέγχου)	6 kg
Αυτονομία	20 min (αιώρηση)
Ενσωματωμένος εξοπλισμός	Ηλεκτρονικό γυροσκόπιο Υπολογιστική μονάδα ελέγχου Κάμερα 1,3 megapixel με μηχανισμό pan-tilt
Τμήματα μονάδας ελέγχου	IMU with integrated GPS 3,5” motherboard+Core2Duo Processor Solid State Disk RC Servo Driver/Controller/Digital Switch 802.11a Wirelless Ethernet Adapter LiPo Battery

4.2 Υπολογιστική μονάδα ελέγχου δεύτερης γενιάς

Στο σημείο αυτό παρουσιάζεται η υπολογιστική μονάδα ελέγχου δεύτερης γενιάς που αναπτύχθηκε για την εφαρμογή αυτόνομης πλοήγησης. Οι παράμετροι υλοποίησης συνοψίζονται στα ακόλουθα:

- Μέγεθος: Λόγω περιορισμένου χώρου φιλοξενίας των υλικών πάνω στο ελικόπτερο, θα πρέπει αυτά να έχουν το μικρότερο δυνατό μέγεθος. Λόγω κατασκευαστικού περιορισμού, όλος ο ηλεκτρονικός εξοπλισμός θα πρέπει να τοποθετηθεί σε κυτίο μέγιστων διαστάσεων 30 x 20 cm.
- Βάρος: Λόγω περιορισμών στο ωφέλιμο φορτίο του ελικοπτέρου (max 4 kg) αλλά και για την όσο το δυνατόν μικρότερη επιρροή στα πτητικά χαρακτηριστικά του (όσο λιγότερο φορτίο τόσο λιγότερο επηρεάζονται), πρέπει τα υλικά της μονάδας ελέγχου να έχουν το μικρότερο δυνατό βάρος. Τίθεται ένας στόχος να μην ξεπεράσει το συνολικό βάρος του συστήματος τα 2 kg.

- Αξιοπιστία: Τα υλικά θα πρέπει να έχουν δυνατότητες να ανταποκριθούν στο ιδιαίτερο περιβάλλον που θα φιλοξενηθούν (ισχυροί κραδασμοί, υψηλές στιγμιαίες επιταχύνσεις). Για το σκοπό αυτό αναζητείται ηλεκτρονικός εξοπλισμός σταθερών στοιχείων (χωρίς κινούμενα μέρη).
- Κατανάλωση: Επιζητείται η όσο μικρότερη δυνατή ενεργειακή κατανάλωση καθώς λόγω περιορισμού βάρους η χωρητικότητα των συσσωρευτών που μπορούν να χρησιμοποιηθούν είναι περιορισμένη.
- Υπολογιστική Ικανότητα: Το σύστημα συνολικά αλλά και τα επιμέρους ηλεκτρονικά υποσυστήματα θα πρέπει να έχουν αυξημένη υπολογιστική ικανότητα για να ανταποκριθούν στις αυξημένες απαιτήσεις ελέγχου.
- Συνδεσιμότητα: Όλα ο ηλεκτρονικός εξοπλισμός θα πρέπει να διασυνδέεται εύκολα και χωρίς προβλήματα ασυμβατότητας. Επομένως επιζητούνται συμβατά πρωτόκολλα επικοινωνίας.

4.2.1 Αδρανειακή μονάδα μέτρησης με ενσωματωμένο δέκτη GPS

Το βασικότερο αισθητήριο όργανο για την πλοήγηση του ελικοπτέρου είναι η αδρανειακή μονάδα μέτρησης. Πρόκειται για ένα ειδικό σύστημα το οποίο δίνει τη θέση και τον προσανατολισμό του ελικοπτέρου στο χώρο, πρόκειται δηλαδή στην ουσία για τον τεχνητό ορίζοντα του ελικοπτέρου. Στο σύστημα ελέγχου 2^{ης} γενιάς χρησιμοποιείται η μονάδα MTi-G της εταιρείας XSens Technologies B.V (Εικόνα 4.2).



Εικόνα 4.2: Η αδρανειακή μονάδα μέτρησης MTi-G με ενσωματωμένο δέκτη GPS.

Το MTi-G είναι μια αδρανειακή μονάδα μέτρησης (**I**nertial **M**easurement **U**nit – **IMU**) με ενσωματωμένο δέκτη παγκοσμίου συστήματος συντεταγμένων (**G**lobal **P**osition **S**ystem – **GPS**) και μικροεπεξεργαστή υπολογισμού προσανατολισμού και κατεύθυνσης (**A**ttitude and **H**eading **R**eference **S**ystem – **AHRS**). Το MTi-G βασίζεται στη χρήση μικρο-ηλεκτρομηχανικών (**M**icro-**E**lectro-**M**echanical **S**ystems – **MEMS**) αδρανειακών αισθητήρων

και ενός μικρού δέκτη σημάτων GPS, ενώ εμπεριέχει και βοηθητικούς αισθητήρες (μαγνητόμετρο τριών διαστάσεων και αισθητήρα στατικής πίεσης). Διαθέτει εσωτερικό μικροεπεξεργαστή χαμηλής ισχύος που με χρήση ειδικού φίλτρου Kalman υπολογίζει σε πραγματικό χρόνο την θέση και την ταχύτητα του ελικοπτέρου στις τρεις διαστάσεις. Παρέχει επίσης δεδομένα για τον προσανατολισμό στου ελικοπτέρου στο χώρο καθώς και 3-Δ επιταχύνσεις, 3-Δ γωνιακές ταχύτητες, 3-Δ δεδομένα μαγνητικού πεδίου και στατικής πίεσης (βαρόμετρο). Τα βασικά τεχνικά χαρακτηριστικά της μονάδας παρουσιάζονται στον Πίνακα 4.2.

Πίνακας 4.2: Προδιαγραφές λειτουργίας αδρανειακής μονάδας μέτρησης

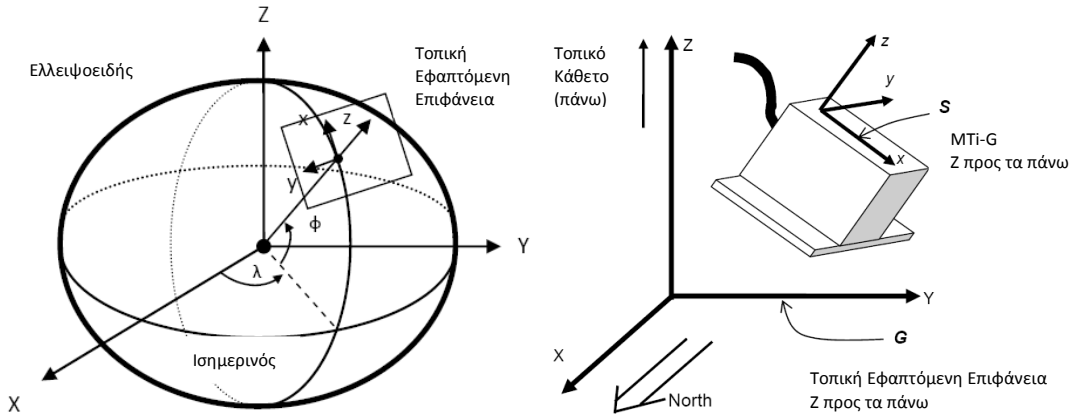
Τεχνικά Χαρακτηριστικά αδρανειακής μονάδας MTi-G	
Πρωτόκολλο επικοινωνίας	Ψηφιακό σειριακό (RS-232)
Τάση λειτουργίας	5 – 30 V
Κατανάλωση ενέργειας	610 mW
Θερμοκρασία λειτουργίας	-20 ^{o}C – 60 ^{o}C
Εξωτερικές διαστάσεις	58 x 58 x 33 mm (Π x Μ x Υ)
Βάρος	68 g
Προδιαγραφές δέκτη GPS	
Τύπος δέκτη	Δέκτης GPS L1 50 καναλιών
Ανανέωση δεδομένων GPS	4 Hz
Ανανέωση δεδομένων θέσης-ταχύτητας	120 Hz
Ακρίβεια θέσης	2,5 m
Χρόνος έναρξης	29 sec
Ευαισθησία εντοπισμού	-160 dBm
Δυναμικό εύρος μετρήσεων	
Pitch	± 90^{o}
Roll	± 180^{o}
Heading	± 180^{o}
Γωνιακή ανάλυση	0,05 deg
Στατική ακρίβεια	Roll/Pitch: <0,5 deg Heading: <1 deg
Δυναμική ακρίβεια	1 deg RMS 2 deg RMS
Μέγιστος ρυθμός ανανέωσης	Αυτόνομα: 120Hz PC/raw data: 512Hz
Επιχειρησιακά όρια	
Μέγιστο υψόμετρο	18 km
Μέγιστη ταχύτητα	600 m/s
Μέγιστο δυναμικό GPS	4 g

4.2.1.1 Συστήματα συντεταγμένων και μετρήσεις

Η αδρανειακή μονάδα μέτρησης υπολογίζει τον προσανατολισμό του συστήματος συντεταγμένων του ελικοπτέρου ως προς τον προσανατολισμό ενός καρτεσιανού συστήματος αναφοράς. Τα συστήματα συντεταγμένων που χρησιμοποιούνται είναι:

- Σταθερό σύστημα συντεταγμένων μονάδας MTi **S**: δεξιόστροφο σύστημα συντεταγμένων, ευθυγραμμισμένο στο περίβλημα της μονάδας (Εικόνα 4.2), στο οποίο εκφράζονται τα βαθμονομημένα δεδομένα (3Δ γωνιακές ταχύτητες, επιταχύνσεις, μαγνητικά πεδία) σύμφωνα με τη σύμβαση **NWU** (**N**orth **W**est **U**p, άξονες x, y, z αντίστοιχα).
- Ελλειψοειδές (Ellipsoid) σύστημα συντεταγμένων Γης: γεωδαιτικό σύστημα συντεταγμένων (σύμβαση WGS-84) που εκφράζει τη θέση σε LLA (Γεωγραφικό Μήκος - **L**ongitude, Γεωγραφικό Πλάτος – **L**atitude, Υψόμετρο - **A**ltitude). Σε αυτό το σύστημα εκφράζονται οι συντεταγμένες θέσεις του GPS.
- Τοπική εφαπτόμενη επιφάνεια (**LTP**-**L**ocal **T**angent **P**lane) **G**: σύστημα συντεταγμένων που αποτελεί τοπική γραμμικοποίηση του LLA. Σε αυτό το σύστημα εκφράζεται η 3Δ ταχύτητα (με χρήση σύμβασης NWU).

Ο 3Δ προσανατολισμός της μονάδας (και κατ' επέκταση του ελικοπτέρου) ορίζεται ως ο προσανατολισμός ανάμεσα στα συστήματα **S** και **G**, όπου το **G** είναι το σύστημα αναφοράς (Εικόνα 4.3). Στην [98] παρουσιάζονται αναλυτικότερα τα συστήματα συντεταγμένων, οι αποκλίσεις ανάμεσα στα μοντέλα λόγω των γραμμικοποιήσεων και του ελλειψοειδούς σχήματος της Γης καθώς και οι μετρήσεις που γίνονται σύμφωνα με τα διεθνή γεωδαιτικά πρότυπα.



Εικόνα 4.3: Συστήματα συντεταγμένων που χρησιμοποιούνται στις αδρανειακές μετρήσεις.

Οι μετρήσεις που γίνονται από την αδρανειακή μονάδα μέτρησης, εκφράζονται αρχικά σε μοναδιαία διανύσματα κβατερνίων (quaternion), και στη συνέχεια μετασχηματίζονται σε γωνίες Euler και πίνακες στροφής. Για την επιλογή του προσήμου χρησιμοποιείται ο κανόνας του δεξιού χεριού, κοινώς μια δεξιόστροφη περιστροφή είναι θετική. Αναλυτικότερα [98]:

Ένα διάνυσμα κβατερνίων αναπαριστά τη στροφή γύρω από ένα μοναδιαίο διάνυσμα ***n*** κατά μια γωνία α: $q_{GS} = (\cos\left(\frac{a}{2}\right), \boldsymbol{n}sin\left(\frac{a}{2}\right))$ ή $q_{GS} = (q_0, q_1, q_2, q_3)$.

Εξ ορισμού το διάνυσμα q_{GS} περιστρέφει ένα διάνυσμα του συστήματος συντεταγμένων ***S*** στο σύστημα αναφοράς ***G***. Οι γωνίες Euler εκφράζονται ως προς αυτό το διάνυσμα ως εξής:

$$\varphi_{GS} = tan^{-1}(\frac{2q_2q_3 + 2q_0q_1}{2q_0^2 + 2q_3^2 - 1}) \tag{4.1}$$

$$\theta_{GS} = -sin^{-1}(2q_1q_3 - 2q_0q_2) \tag{4.2}$$

$$\psi_{GS} = tan^{-1}(\frac{2q_1q_2 + 2q_0q_3}{2q_0^2 + 2q_1^2 - 1}) \tag{4.3}$$

Τέλος ο πίνακας στροφής, που αποτελεί την πλήρη αναπαράσταση του προσανατολισμού του συστήματος ***S*** στο σύστημα αναφοράς ***G*** υπολογίζεται ως εξής [98]:

$$\begin{aligned} R_{GS} &= \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_0q_2 + 2q_1q_3 \\ 2q_0q_3 + 2q_1q_2 & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_2q_3 + 2q_0q_1 & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} 2q_0^2 + 2q_1^2 - 1 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_1q_3 + 2q_0q_2 \\ 2q_1q_2 + 2q_0q_3 & 2q_0^2 + 2q_2^2 - 1 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_2q_3 + 2q_0q_1 & 2q_0^2 + 2q_3^2 - 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{4.4}$$

4.2.1.2 Διόρθωση σφαλμάτων

Στις μετρήσεις της αδρανειακής μονάδας μέτρησης υπεισέρχονται πολλά είδη σφαλμάτων. Αρχικά εμφανίζεται το φαινόμενο του αυξανόμενου σφάλματος (dead-reckoning) που προκύπτει σε συστήματα όπου οι τιμές των μετρήσεων προκύπτουν από ολοκλήρωση στιγμιαίων μετρήσεων στο χρόνο. Η μονάδα MTi-G είναι σχεδιασμένη και ειδικά ρυθμισμένη ώστε να εκμεταλλεύεται βέλτιστα τις δυνατότητες των MEMS γυροσκοπίων και επιταχυνσιομέτρων. Ωστόσο, η ακρίβεια αυτών των μικροσκοπικών αδρανειακών αισθητήρων είναι περιορισμένη και μικρά σφάλματα οδηγούν σε σημαντικά λάθη εάν ολοκληρωθούν για περισσότερο από μερικά δευτερόλεπτα. Οι διαστάσεις αυτών των σφαλμάτων για τον προσανατολισμό, υπολογίζονται σε αποκλίσεις 1-2 μοιρών ανά μισό περίπου λεπτό λειτουργίας.

Δεδομένης της εκτίμησης του προσανατολισμού την προηγούμενη χρονική στιγμή, το σήμα της γωνιακής ταχύτητας του γυροσκοπίου ολοκληρώνεται ώστε να προκύψει νέα εκτίμηση για τον προσανατολισμό. Με τον ίδιο τρόπο, η θέση υπολογίζεται βάσει της προηγούμενης θέσης. Το σήμα του επιταχυνσιόμετρου ολοκληρώνεται διπλά για να παρέχει τη μεταβολή της θέσης, η οποία και προστίθεται στην προηγούμενη θέση. Στο σημείο αυτό όμως

υπάρχει μια διαφοροποίηση. Το επιταχυνσιόμετρο μετράει ταυτόχρονα τόσο την επιτάχυνση της βαρύτητας όσο και την 'ελεύθερη' επιτάχυνση (2^n παράγωγος της θέσης), επομένως η βαρύτητα πρέπει να αφαιρεθεί χρησιμοποιώντας μια ακριβή εκτίμηση του προσανατολισμού. Για πολλές ωστόσο κινήσεις, η βαρύτητα αποτελεί μεγάλο μέρος του σήματος των επιταχυνσιομέτρων, γεγονός που σημαίνει ότι ένα μικρό σφάλμα προσανατολισμού θα δώσει ενισχύσει τα σφάλματα επιτάχυνσης ταχύτητας και θέσης.

Τέλος σφάλματα μετρήσεων εισάγονται στη μονάδα και μέσω του δέκτη GPS. Η ακρίβεια των μετρήσεων θέσης και ταχύτητας εξαρτάται από τις δεδομένες συνθήκες όπως τον αριθμό των ορατών δορυφόρων, τις ασάφειες στη θέση των δορυφόρων και τον συγχρονισμό ρολογιού αυτών, την παρουσία εμποδίων στην ορατή ευθεία των δορυφόρων καθώς και τις ατμοσφαιρικές συνθήκες που επικρατών (συμπεριλαμβανομένης ιονόσφαιρας και τροπόσφαιρας).

Για την ελαχιστοποίηση των σφαλμάτων των μετρήσεων, χρησιμοποιείται φίλτρο Kalman πολλαπλών αισθητήρων. Η σχεδίασή του επιτρέπει να εφαρμόζεται σε όλα τα σενάρια χρήσης της μονάδας και ανάλογα με το ποιοι αισθητήρες χρησιμοποιούνται σε κάθε σενάριο. Χρησιμοποιούνται βάρη για την απόδοση ενός βαθμού ενεργοποίησης σε κάθε αισθητήρα ξεχωριστά. Στη συνέχεια παρουσιάζονται γενικές πληροφορίες γι' αυτό το φίλτρο καθώς κι ένα παράδειγμα χρήσης του στην περίπτωση όπου ενεργοποιούνται δύο αισθητήρες, η αδρανειακή μονάδα IMU και ο δέκτης GPS.

4.2.1.2.1 Φίλτρο Kalman πολλαπλών αισθητήρων

Έστω το παρακάτω γραμμικό μοντέλο διακριτού χρόνου:

$$x(k+1) = Fx(k) + w(k) \tag{4.5}$$

Όπου $x(k) \in R^n$ το διάνυσμα κατάστασης, $w(k) \in R^n$ λευκός θόρυβος με γνωστό πίνακα συνδιακύμανσης $Q(k) = E[w(k)w(k)^T]$ *και* $F \in R^{n\times n}$ γνωστός πίνακας μεταβάσεων. Στην απλούστερη περίπτωση, οι μετρήσεις εκφράζονται ως μια γραμμική σχέση του χώρου καταστάσεων και παραμορφώνονται από θόρυβο. Η ακόλουθη σχέση περιγράφει τις μετρήσεις για ένα σύνολο N αισθητήρων:

$$z_i(k) = H_i x(k) + b_i(k), \;\; i = 1, \dots, N \tag{4.6}$$

με $z_i(k) \in R^l$ το διάνυσμα μέτρησης του αισθητήρα i, $b_i(k) \in R^l$ ο θόρυβος στην παρατήρηση του αισθητήρα i με γνωστό πίνακα συνδιακύμανσης $R_i(k) = E[b_i(k)b_i(k)^T]$ και $H_i(k) \in R^{l\times n}$ ο πίνακας μετρήσεων του αισθητήρα i και N ο αριθμός των αισθητήρων.

Δεδομένου του μοντέλου που περιγράφεται από τις εξισώσεις (4.1) και (4.2), το φίλτρο Kalman για πολλαπλούς αισθητήρες μπορεί να υπολογιστεί ως ένα στάδιο εκτίμησης κι ένα στάδιο πρόβλεψης.

Το στάδιο εκτίμησης περιγράφεται από τις εξισώσεις:

$$\hat{x}(k|k) = \hat{x}(k|k-1) + \sum_{i=1}^{N} K_i(k)[\, z_i(k) - H_i\hat{x}(k|k-1)] \tag{4.7}$$

με $$K_i(k) = P(k|k)H_i^T R_i^{-1}(k) \tag{4.8}$$

το κέρδος Kalman για την ενσωμάτωση δεδομένων σχετικών με τον αισθητήρα i, η ποσότητα $z_i(k) - H_i\hat{x}(k|k-1) = v_i(k)$ ονομάζεται καινοτομία σχετική με την παρατήρηση από τον αισθητήρα i. Η αβεβαιότητα στην εκτίμηση δίνεται από τον πίνακα:

$$P^{-1}(k|k) = P^{-1}(k|k-1) + \sum_{i=1}^{N} H_i^T R_i^{-1}(k)\, H_i \tag{4.9}$$

Οι αποδείξεις για τις παραπάνω εξισώσεις και την προέλευση του φίλτρου πολλαπλών αισθητήρων δίνονται στην [99].

Το στάδιο πρόβλεψης αποτελείται από τις ακόλουθες εξισώσεις:

$$\hat{x}(k+1|k) = F\hat{x}(k|k) \tag{4.10}$$

$$P(k+1|k) = FP(k|k)F^T + Q(k) \tag{4.11}$$

4.2.1.2.2 Ορισμοί των μοντέλων κατάστασης και μέτρησης

Στη συνέχεια παρουσιάζεται η εφαρμογή του φίλτρου για σενάριο χρήσης όπου ενεργοποιούνται οι αισθητήρες IMU και GPS. Το μοντέλο κατάστασης αποτελείται από το διάνυσμα κατάστασης $x(k) \in R^9$ που αναπαριστά τη θέση, την ταχύτητα και την επιτάχυνση, όπως αυτές υπολογίζονται από την αδρανειακή μονάδα μέτρησης. Σε αυτό το μοντέλο επιλέγονται:

$$F = \begin{pmatrix} I_3 & TI_3 & \frac{T^2}{2}I_3 \\ 0_3 & I_3 & TI_3 \\ 0_3 & 0_3 & I_3 \end{pmatrix} \text{και } w(k) = \begin{pmatrix} \frac{T^3}{6}B \\ \frac{T^3}{2}B \\ TB \end{pmatrix}\gamma(k)$$

με $\gamma(k) \in R$ λευκός θόρυβος μηδενικού μέσου με θεωρούμενη γνωστή συνδιακύμανση,

$$B = \begin{pmatrix}1\\1\\1\end{pmatrix}, I_3 = \begin{pmatrix}1 & 0 & 0\\0 & 1 & 0\\0 & 0 & 1\end{pmatrix} \text{και } 0_3 = \begin{pmatrix}0 & 0 & 0\\0 & 0 & 0\\0 & 0 & 0\end{pmatrix}.$$

Τοιουτοτρόπως, το $w(k)$ είναι λευκός θόρυβος μηδενικού μέσου με θεωρούμενη γνωστή συνδιακύμανση

$$E[w(k)w(j)^T] = Q(k)\Delta(k,j) \text{ με } \Delta(k,j) = \begin{cases}1, & k = j\\0, & k \neq j\end{cases}.$$

Οι μετρήσεις του συστήματος προέρχονται από το GPS και την IMU. Επομένως τα μοντέλα μέτρησης είναι τα ακόλουθα:

$$z_{GPS}(k) = H_{GPS}(k)x(k) + b_{GPS}(k), H_{GPS} = \begin{pmatrix}I_3 & 0_3 & 0_3\\0_3 & 0_3 & 0_3\\0_3 & 0_3 & 0_3\end{pmatrix} \quad (4.12)$$

$$z_{IMU}(k) = H_{IMU}(k)x(k) + b_{IMU}(k), H_{IMU} = \begin{pmatrix}0_3 & 0_3 & 0_3\\0_3 & 0_3 & 0_3\\0_3 & 0_3 & I_3\end{pmatrix} \quad (4.13)$$

με $b_{GPS}(k)$ και $b_{IMU}(k)$ μηδενικού μέσου λευκούς θορύβους με γνωστούς πίνακες συνδιακύμανσης $R_{GPS}(k)$ και $R_{IMU}(k)$.

4.2.1.2.3 Εξισώσεις φίλτρου Kalman

Η εκτίμηση τη χρονική στιγμή k υπολογίζεται με χρήση του κατάλληλου βάρους στις επιμέρους εκτιμήσεις που γίνονται για κάθε αισθητήρα ξεχωριστά.

Η εκτίμηση που γίνεται χρησιμοποιώντας μόνο τα δεδομένα GPS είναι:

$$\hat{x}_{GPS}(k|k) = \hat{x}(k|k-1) + K_{GPS}(k)(z_{GPS}(k) - H_{GPS}\hat{x}(k|k-1) \quad (4.14)$$

$$K_{GPS}(k) = P_{GPS}(k|k)(H_{GPS})^T(R_{GPS})^{-1} \quad (4.15)$$

$$\left(P_{GPS}(k|k)\right)^{-1} = P^{-1}(k|k-1) + (H_{GPS})^T(R_{GPS})^{-1}H_{GPS} \quad (4.16)$$

Με τον ίδιο τρόπο η εκτίμηση που λαμβάνεται μόνο από τα δεδομένα IMU είναι:

$$\hat{x}_{IMU}(k|k) = \hat{x}(k|k-1) + K_{IMU}(k)(z_{IMU}(k) - H_{IMU}\hat{x}(k|k-1) \quad (4.17)$$

$$K_{IMU}(k) = P_{IMU}(k|k)(H_{IMU})^T(R_{IMU})^{-1} \quad (4.18)$$

$$\left(P_{IMU}(k|k)\right)^{-1} = P^{-1}(k|k-1) + (H_{IMU})^T(R_{IMU})^{-1}H_{IMU} \quad (4.19)$$

Η εκτίμηση από συνένωση δεδομένων GPS και IMU είναι:

$$\hat{x}_{GPS+IMU}(k|k) = \hat{x}(k|k-1) + K_{GPS|(GPS+IMU)}(k)(z_{GPS}(k) - H_{GPS}\hat{x}(k|k-1) + K_{IMU|(GPS+IMU)}(k)(z_{IMU}(k) - H_{IMU}\hat{x}(k|k-1)) \quad (4.20)$$

$$K_{GPS|(GPS+IMU)}(k) = P_{GPS+IMU}(k|k)(H_{GPS})^T(R_{GPS})^{-1} \quad (4.21)$$

$$K_{IMU|(GPS+IMU)}(k) = P_{GPS+IMU}(k|k)(H_{IMU})^T(R_{IMU})^{-1} \quad (4.22)$$

$$\left(P_{GPS+IMU}(k|k)\right)^{-1} = P^{-1}(k|k-1) + (H_{GPS})^T(R_{GPS})^{-1}H_{GPS} + (H_{IMU})^T(R_{IMU})^{-1}H_{IMU} \quad (4.23)$$

Τα βάρη β υπολογίζονται από την αδρανειακή μονάδα μέτρησης, είτε από επιμέρους τεχνικά χαρακτηριστικά (π.χ. λήψη σήματος GPS) είτε από επιλογή του χρήστη. Ο Πίνακας 4.3 παρουσιάζει τους τύπους των εκτιμήσεων και των αντίστοιχων βαρών.

Πίνακας 4.3: Εκτιμήσεις σύμφωνα με τους έγκυρους αισθητήρες και τα σχετιζόμενα βάρη

Αισθητήρες	Εκτίμηση	Σχετιζόμενο Βάρος
Κανένας	$\hat{x}(k\|k-1)$	β_0
Μόνο GPS	$\hat{x}_{GPS}(k\|k)$	β_{GPS}
Μόνο IMU	$\hat{x}_{IMU}(k\|k)$	β_{IMU}
GPS+IMU	$\hat{x}_{GPS+IMU}(k\|k)$	$\beta_{GPS+IMU}$

Η τελική εκτίμηση υπολογίζεται ως [99]:

$$\hat{x}(k|k) = \beta_0\hat{x}(k|k-1) + \beta_{GPS}\hat{x}_{GPS}(k|k) + \beta_{IMU}\hat{x}_{IMU}(k|k) + \beta_{GPS+IMU}\hat{x}_{GPS+IMU}(k|k) \quad (4.24)$$

Ο πίνακας αυτοσυνδιακύμανσης του σφάλματος εκτίμησης δίνεται από:

$$\begin{aligned} P(k|k) = \beta_0 P(k|k-1) & \\ + \beta_{GPS}[P_{GPS}(k|\kappa) + (\hat{x}(k|k) - \hat{x}_{GPS}(k|k)) & \\ \times (\hat{x}(k|k) - \hat{x}_{GPS}(k|k))^T] & \\ + \beta_{IMU}[P_{IMU}(k|\kappa) + (\hat{x}(k|k) - \hat{x}_{IMU}(k|k)) & \\ \times (\hat{x}(k|k) - \hat{x}_{IMU}(k|k))^T] & \\ + \beta_{GPS+IMU}[P_{GPS+IMU}(k|\kappa) + (\hat{x}(k|k) - \hat{x}_{GPS+IMU}(k|k)) & \\ \times (\hat{x}(k|k) - \hat{x}_{GPS+IMU}(k|k))^T] & \end{aligned} \quad (4.25)$$

Το βήμα πρόβλεψης είναι το ίδιο, όπως με το κλασσικό φίλτρο Kalman που περιγράφηκε στις Εξ. 4.10 και 4.11.

4.2.1.3 Διόρθωση υψομέτρου με χρήση βαρομετρικού αισθητήρα

Εξαιτίας της γεωμετρίας της θέσης των δορυφόρων GPS, οι εκτιμήσεις υψομέτρου με χρήση GPS είναι πρακτικά λιγότερο ακριβείς από την οριζόντια θέση. Χρησιμοποιώντας αισθητήρα στατικής πίεσης (βαρόμετρο), σαν βοηθητικό αισθητήρα για τη μέτρηση ύψους, αυξάνεται η κάθετη ακρίβεια. Τα σφάλματα του αισθητήρα στατικής πίεσης εξαρτώνται κύρια από τη σχέση ανάμεσα στο ύψος και την πίεση. Αυτή η σχέση εξαρτάται από πολλούς παράγοντες, με κυριότερο τον καιρό, τη βαρομετρική δηλαδή πίεση P_o σε δεδομένο ύψος. Αυτή η απόκλιση λαμβάνεται υπόψη στο φίλτρο Kalman της αδρανειακής μονάδας μέτρησης, όταν χρησιμοποιείται σενάριο που ενεργοποιεί το βαρομετρικό αισθητήρα.

Η μέτρηση υψομέτρου μέσω πίεσης είναι μια σχετική μέτρηση, συγκρίνεται δηλαδή η μετρούμενη πίεση με μια πίεση αναφοράς. Ωστόσο, η στατική ατμοσφαιρική πίεση σε μέσο ύψος θάλασσας P_o, η οποία φυσικά μεταβάλλεται με τις καιρικές συνθήκες, εκτιμάται από την αδρανειακή μονάδα μόνο όταν υπάρχουν εκτιμήσεις ύψους από το δέκτη GPS. Συνεπώς, ο αισθητήρας στατικής πίεσης χρησιμοποιείται μόνο ως αισθητήρας διόρθωσης υψομέτρου (κάθετη ταχύτητα) με χαμηλό ρυθμό ανανέωσης. Σε περιβάλλον όπου δεν είναι δυνατή η χρήση GPS, ο αισθητήρας αυτός είναι η μόνη διαθέσιμη κάθετη αναφορά για τη σταθεροποίηση εκτιμήσεων κάθετης θέσης βασισμένων στους αδρανειακούς αισθητήρες.

Θεωρώντας σταθερή μεταβολή θερμοκρασίας $\frac{dT}{dH}$ σύμφωνα με το πρότυπο US1976, το υψόμετρο H ως συνάρτηση της ατμοσφαιρικής πίεσης P δίνεται από τη σχέση:

$$H = \frac{T_0}{\left(\frac{-dT}{dH}\right)}\left(1-\left(\frac{P}{P_0}\right)^{\left(\frac{-dT}{dH}\frac{R}{g}\right)}\right) \tag{4.26}$$

Για παράδειγμα, εισάγοντας μερικές τυπικές τιμές για τις παραμέτρους: για μεταβολή -6,5 ^{o}C/km και T_0=218,15 ^{o}K (15 ^{o}C), P_0=101,325 kPa, g=9,82 m/s^2 και R=287,052 m^2/s^2/K παίρνουμε:

$$H = 44330\left(1-\left(\frac{P}{P_0}\right)^{0,19}\right) \tag{4.27}$$

Τυπικά μη μοντελοποιήσιμα σφάλματα εξαιτίας των θερμοκρασιακών αλλαγών είναι περίπου 1,5 m πηγαίνοντας από το επίπεδο της θάλασσας στα 3000 m. Η γραμμικότητα σε αυτό το εύρος είναι περίπου 0,1 m. Αυτή η τιμή είναι αρκετά μικρότερη από τις αλλαγές στην έξοδο που προκαλούνται από τυπικές αλλαγές στην ατμοσφαιρική πίεση, τοπικές μεταβολές θερμοκρασίας και ροές αέρα. Ιδιαίτερη προσοχή χρειάζεται στην τοποθέτηση της αδρανειακής μονάδας στο ελικόπτερο ώστε να απομονωθεί η μονάδα από την ροή αέρα του κυρίως στροφείου του ελικοπτέρου.

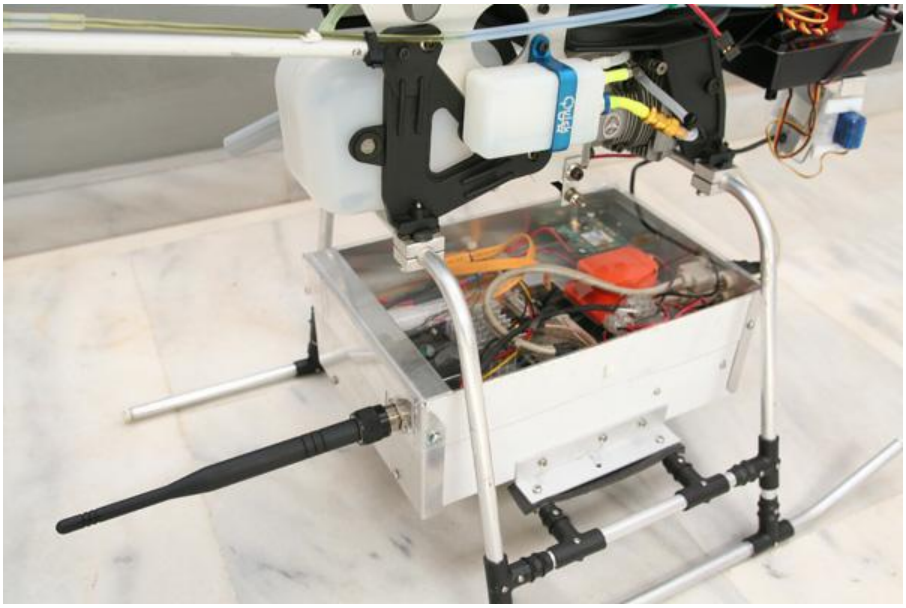
4.2.1.4 Σενάρια χρήσης

Για την καλύτερη δυνατή χρήση της αδρανειακής μονάδας μέτρησης, έχουν αναπτυχθεί διάφορα σενάρια λειτουργίας ανάλογα με τη χρήση της (οχήματα εδάφους, αέρος, θαλάσσης). Η μεθοδολογία για την αύξηση της παρατηρησιμότητας της κατεύθυνσης διαφέρει από σενάριο σε σενάριο ανάλογα με το ποιες πληροφορίες χρησιμοποιούνται (ποιοι αισθητήρες ενεργοποιούνται σε κάθε περίπτωση).

Για τη δική μας εφαρμογή στο ελικόπτερο, έχει αναπτυχθεί και χρησιμοποιείται το σενάριο αέρος (aerospace scenario). Αυτό το σενάριο χρησιμοποιεί τα ενσωματωμένα μαγνητόμετρα ως βοηθητικό αισθητήρα για την απευθείας παρατήρηση του μαγνητικού Βορρά και λαμβάνοντας υπόψη την τοπική μαγνητική απόκλιση δίνει εκτίμηση του πραγματικού Βορρά. Ως γνωστόν, εξαιτίας του μαγνητικού πεδίου της γης, του ελλειψοειδούς σχήματος της και της μορφολογίας της, ο μαγνητικός Βορράς διαφέρει κατά μερικές μοίρες από τον πραγματικό Βορρά. Η απόκλιση αυτή εξαρτάται από την τοποθεσία πάνω στη γη και μπορεί να υπολογιστεί από διάφορα μοντέλα του γήινου μαγνητικού πεδίου ως συνάρτηση του γεωγραφικού μήκους και πλάτους. Στην περίπτωσή μας, τα πειράματα εκτελούνται στην περιοχή του ΕΕΣ&Ρ (Κουνουπιδιανά Χανίων, γεωγραφικό πλάτος 35^{o}.5264, γεωγραφικό μήκος 24^{o}.0693). Η συγκεκριμένη περιοχή έχει μαγνητική απόκλιση 3^{o} 21’ Ανατολική (Θετική). Η τιμή αυτή εισάγεται στην αδρανειακή μονάδα μέτρησης και χρησιμοποιείται σε όλους τους υπολογισμούς κατά τη διάρκεια των πειραματισμών.

Το πλεονέκτημα αυτού του σεναρίου είναι ότι αφού το μαγνητικό πεδίο μπορεί να χρησιμοποιηθεί είτε το όχημα είναι σταθερό (αιώρηση) είτε κινείται, η κατεύθυνση μπορεί να υπολογιστεί σε όλες τις χρονικές στιγμές. Ο υπολογισμός παραμένει δυνατός ακόμα και σε περιόδους υψηλών επιταχύνσεων. Το κύριο στοιχείο για την αποδοτική χρήση αυτής της ιδιότητας είναι η χαρτογράφηση του μαγνητικού πεδίου που περιβάλλει την αδρανειακή μονάδα μέτρησης. Πρόκειται για μια διαδικασία καταγραφής των σιδηρομαγνητικών

υλικών που περιβάλλουν τη μονάδα, με την οποία ρυθμίζεται κατάλληλα η μονάδα και απομονώνονται ο μαγνητικός θόρυβος που υπάρχει. Η διαδικασία αυτή εκτελείται μια φορά στην αρχή της κατασκευής του συστήματος ελέγχου και η αδρανειακή μονάδα μέτρησης είναι πλέον μαγνητικά μονωμένη. Αυτό φυσικά αφορά τα υλικά που βρίσκονται πάνω στο ελικόπτερο και όχι το περιβάλλον πτήσης. Σε περίπτωση όπου το ελικόπτερο χρειαστεί να πετάξει σε περιοχή με ισχυρά μαγνητικά πεδία, θα πρέπει να γίνει εκ νέου ρύθμιση ή να χρησιμοποιηθεί σενάριο πτήσης που δεν λαμβάνει υπόψη τις τιμές των μαγνητομέτρων.



Εικόνα 4.4: Το σύστημα ελέγχου εντός προστατευτικού κελύφους τοποθετημένου στη βάση προσγείωσης.

4.2.2 Ψηφιακός διακόπτης – Ελεγκτής σέρβο

Στις δοκιμές αυτόνομης πλοήγησης των μη επανδρωμένων ελικοπτέρων, υπάρχει για λόγους ασφαλείας ένας χειριστής που μπορεί ανά πάσα στιγμή να ανακτήσει τον έλεγχο του ελικοπτέρου, σε περιπτώσεις ανεπαρκούς ελέγχου ή γενικότερου προβλήματος. Συνεπώς, στην ανάπτυξη του συστήματος ελέγχου δημιουργούνται δύο είσοδοι σημάτων: τα σήματα ελέγχου του ανθρώπινου χειριστή (manual operation) και τα σήματα ελέγχου του υπολογιστή που εκτελεί αυτόνομη πτήση (autonomous operation). Επίσης τα σήματα ελέγχου πρέπει να μεταφραστούν σε σήματα PWM που αποτελούν τη γλώσσα επικοινωνίας των RC σέρβο (επενεργητές του ελικοπτέρου). Για την εναλλαγή ανάμεσα στα δύο σήματα και την οδήγηση (μετάφραση των σημάτων) χρησιμοποιείται ψηφιακός διακόπτης-ελεγκτής που επιτρέπει τη δυναμική επιλογή σημάτων από πολλές πηγές. Οι

πηγές σημάτων περιλαμβάνουν σειριακά πακέτα δεδομένων ασύγχρονης επικοινωνίας από ένα υπολογιστή ελέγχου, σήματα από ένα συμβατικό δέκτη RC (Remote Control) ή άλλη πηγή, και σταθερά σήματα ορισμένα από το χρήστη. Τα σήματα επιλέγονται βάσει ενός σήματος εισόδου αναφοράς, επιτρέποντας σε ένα κανάλι δέκτη RC να χρησιμοποιηθεί ως πηγή εναλλαγής. Στην περίπτωσή μας, ο διακόπτης ρυθμίζεται να εναλλάσσει τα σήματα ανάμεσα σε 2 πηγές (πιλότος και υπολογιστής) βάσει καναλιού που βρίσκεται στο χειριστήριο του πιλότου.

4.2.3 Υπολογιστικό σύστημα – Τροφοδοσία

Για τον έλεγχο απαιτείται υπολογιστική ισχύς ώστε να διαχειρίζονται οι πληροφορίες ανάμεσα στην είσοδο και την έξοδο του συστήματος. Πλέον με την εξέλιξη της τεχνολογίας έχουν αναπτυχθεί υπολογιστικά συστήματα εξαιρετικά μικρά σε μέγεθος και κατανάλωση αλλά με αυξημένες υπολογιστικές δυνατότητες.

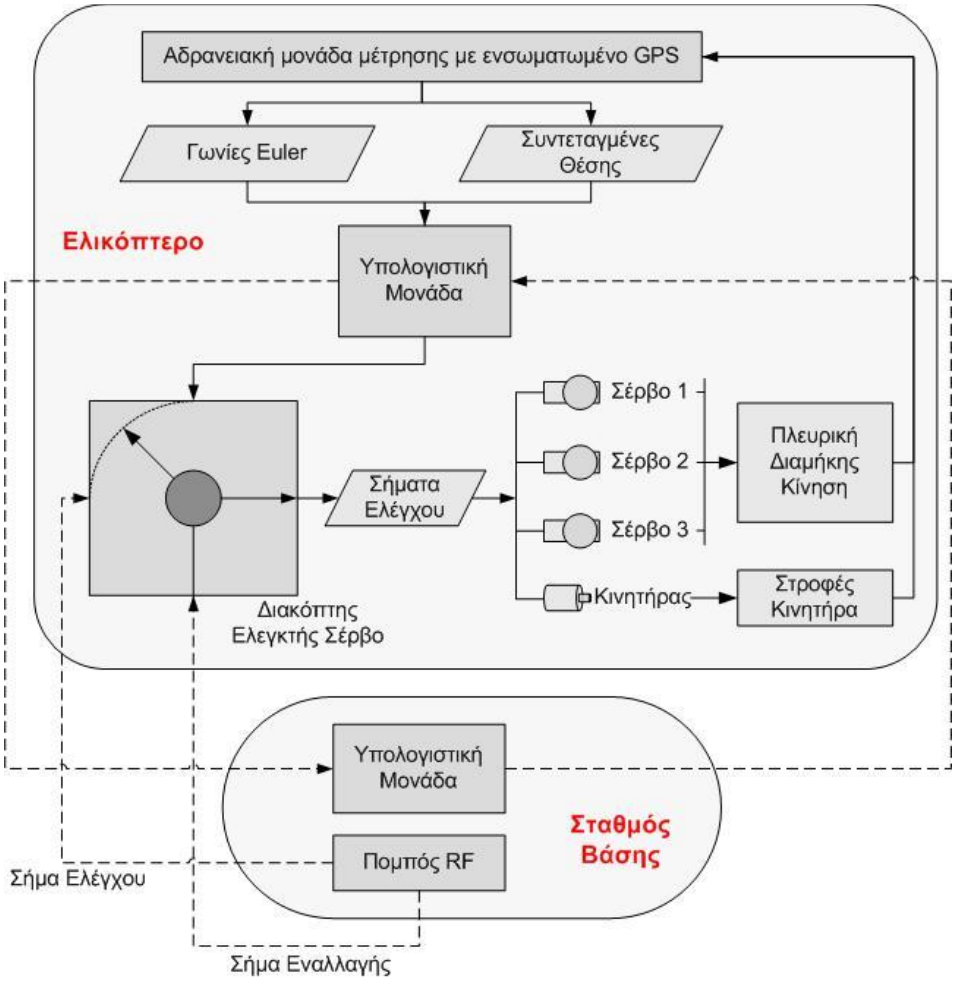
Για την πραγματοποίηση του ελεγκτή 2^{ης} γενιάς χρησιμοποιείται μητρική κάρτα 3,5 ιντσών με διαστάσεις μόλις 146 x 101 mm που μπορεί να φιλοξενήσει επεξεργαστές τεχνολογίας Core 2 Duo παρέχοντας όλες τις σύγχρονες επιλογές διασύνδεσης. Έχει τη δυνατότητα τροφοδοσίας με ρεύμα τάσης 8 έως 24 V, γεγονός που επιτρέπει τη χρήση πολλών πηγών για τη τροφοδοσία της. Στην περίπτωσή μας χρησιμοποιείται συσσωρευτής τεχνολογίας Lithium Polymer 11.1V 4900mAh, που με πλήρες φορτίο δίνει αυτονομία μιας ώρας στο σύστημα. Για την αποθήκευση δεδομένων χρησιμοποιείται δίσκος στερεάς κατάστασης (SSD – Solid State Disk) χωρητικότητας 32GB, καθώς οι κραδασμοί του ελικοπτέρου δεν επιτρέπουν τη χρήση κοινών σκληρών δίσκων που περιέχουν κινούμενα μέρη. Το υπολογιστικό σύστημα διαθέτει ξεχωριστό σύστημα ασύρματης μετάδοσης δεδομένων για επικοινωνία με το σταθμός βάσης. Χρησιμοποιείται το πρωτόκολλο 802.11a (5 GHz) για ελαχιστοποίηση του θορύβου από το περιβάλλον και η ισχύς του επαρκεί για μετάδοση δεδομένων με ρυθμό 1.5mbps σε απόσταση 1.5km. Το σύστημα παρουσιάζεται στην Εικόνα 4.4

4.2.4 Διασύνδεση Υποσυστημάτων

Στην Εικόνα 4.5 παρουσιάζεται διάγραμμα συνδεσμολογίας των δομικών τμημάτων του συστήματος ελέγχου. Με διακεκομμένες γραμμές παρουσιάζονται οι ασύρματες συνδέσεις, ενώ με ολόκληρες γραμμές παρουσιάζονται οι σταθερές συνδέσεις μέσω καλωδίων. Όπως φαίνεται στο διάγραμμα, στο κουτί ελέγχου που βρίσκεται πάνω στο ελικόπτερο φιλοξενούνται η αδρανειακή μονάδα μέτρησης, η υπολογιστική μονάδα επεξεργασίας δεδομένων και ελέγχου και ο ψηφιακός διακόπτης-ελεγκτής σέρβο. Ο σταθμός βάσης

αποτελείται από φορητή υπολογιστική μονάδα και πομπό RF (ο πομπός του χειριστή ασφαλείας του ελικοπτέρου).

Η αδρανειακή μονάδα μέτρησης υπολογίζει και προωθεί σε πραγματικό χρόνο τα δεδομένα εισόδου του ελεγκτή. Η υπολογιστική μονάδα λαμβάνει τα δεδομένα και με χρήση κατάλληλου ελεγκτή υπολογίζει δεδομένα εξόδου και τα προωθεί στον ψηφιακό διακόπτη. Ο ψηφιακός διακόπτης, εκτός από τα σήματα της μονάδας ελέγχου, δέχεται ασύρματα και τα σήματα από το χειριστή εδάφους. Ανάλογα με το σήμα εναλλαγής του χειριστή ασφαλείας, προωθεί ένα από τα δύο σήματα στους επενεργητές του ελικοπτέρου. Παράλληλα με αυτή τη διαδικασία, υπάρχει ασύρματη επικοινωνία ανάμεσα στις 2 υπολογιστικές μονάδες για ανταλλαγή δεδομένων\επίβλεψη των διαδικασιών.



Εικόνα 4.5: Διάγραμμα διασύνδεσης υποσυστημάτων ελέγχου.

4.2.5 Λογισμικό συστήματος

Για όλες τις διαδικασίες ελέγχου και παρακολούθησης του συστήματος πλοήγησης, χρησιμοποιούνται δύο τύποι λογισμικών:

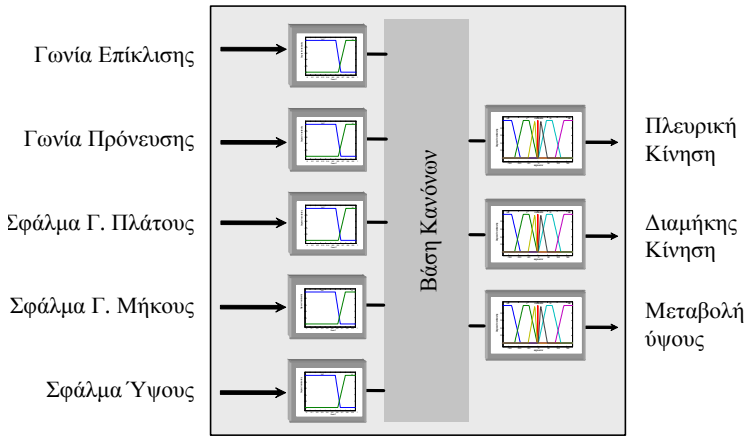
- Λογισμικό σε MATLAB: Πρόκειται για λογισμικό που αναπτύχθηκε για τον πλήρη έλεγχο του συστήματος πλοήγησης. Ελέγχει πλήρως όλα τα δεδομένα εισόδου (δεδομένα από IMU-GPS) όσο και τις δεδομένα εξόδου (εντολές από ελεγκτή). Κατά την εκτέλεση ενός πειράματος πλοήγησης, ο χειριστής εδάφους παρακολουθεί σε πραγματικό χρόνο τα κυριότερα στοιχεία της πτήσης (γωνίες Euler, θέση και ύψος ελικοπτέρου). Ταυτόχρονα γίνεται καταγραφή και αποθήκευση σε αρχεία όλων των τύπων δεδομένων για περαιτέρω επεξεργασία μετά την πτήση.
- Λογισμικό IMU: Πρόκειται για λογισμικό για την απεικόνιση των δεδομένων που καταγράφει η μονάδα. Είναι πλήρως παραμετροποιήσιμο από το χρήστη, ο οποίος μπορεί να κατασκευάσει το περιβάλλον διεπαφής σύμφωνα με τις προτιμήσεις του. Το λογισμικό έχει τη δυνατότητα αναπαράστασης δεδομένων είτε σε πραγματικό χρόνο (online) είτε εκ των υστέρων (offline). Τέλος, πλην των δυαδικών αρχείων που χειρίζεται το λογισμικό, υπάρχει η δυνατότητα αποθήκευσης δεδομένων σύμφωνα με τις επιθυμίες του χρήστη σε αρχεία txt ή kmz.

4.3 Αυτόνομη πλοήγηση

Για τον αυτόνομο έλεγχο του ελικοπτέρου, αναπτύχθηκε ασαφής ελεγκτής στα πρότυπα του ελεγκτή που αναλύθηκε στο Κεφάλαιο 3. Έγιναν πειράματα αυτόνομης πλοήγησης με χρήση του ελεγκτή στο ελικόπτερο Raptor 60 TUC Edition στα οποία αξιολογείται η συμπεριφορά του και η ικανότητά του να ελέγξει το ελικόπτερο.

4.3.1 Ασαφής Ελεγκτής

Σκοπός του ασαφούς ελεγκτή είναι ο έλεγχος του ελικοπτέρου για διάφορα σενάρια χρήσης, όπως αιώρηση σε σταθερό ύψος, ανύψωση ή κατάβαση σε σταθερή οριζόντια θέση, πλοήγηση μέσω σημείων κ.α. Στη γενική περίπτωση έχει τη μορφή που παρουσιάζεται στην Εικόνα 4.6, με πέντε εισόδους και τρεις εξόδους. Οι είσοδοι στον ελεγκτή είναι οι δύο βασικές γωνίες Euler (επίκλιση και πρόνευση), το σφάλμα οριζόντιας θέσης που ορίζεται από τα σφάλματα στον διαμήκη και τον πλευρικό άξονα του παγκοσμίου συστήματος συντεταγμένων (Latitude και Longitude αντίστοιχα) και το σφάλμα ύψους (Altitude). Ως σφάλμα ενός μεγέθους ορίζεται η διαφορά ανάμεσα στην τρέχουσα τιμή του και την επιθυμητή. Οι έξοδοι του ασαφούς ελεγκτή είναι η μεταβολή στον πλευρικό και διαμήκη άξονα (Lateral και Longitudinal Cyclic αντίστοιχα) καθώς και η μεταβολή στο ύψος πτήσης του ελικοπτέρου (τεχνικά επιτυγχάνεται με ταυτόχρονη μεταβολή των στροφών του κινητήρα και του βήματος του κυρίως στροφείου).



Εικόνα 4.6: Ασαφής ελεγκτής αυτόνομης πλοήγησης.

Η μορφή των συναρτήσεων συμμετοχής για τις μεταβλητές εισόδου και εξόδου είναι παρόμοια με αυτή που παρουσιάστηκε στο Κεφάλαιο 3. Το ίδιο ισχύει και με τη βάση κανόνων όπου υπάρχουν κανόνες για την σταθεροποίηση των γωνιών επίκλισης και πρόνευσης και την ελαχιστοποίηση των τριών σφαλμάτων.

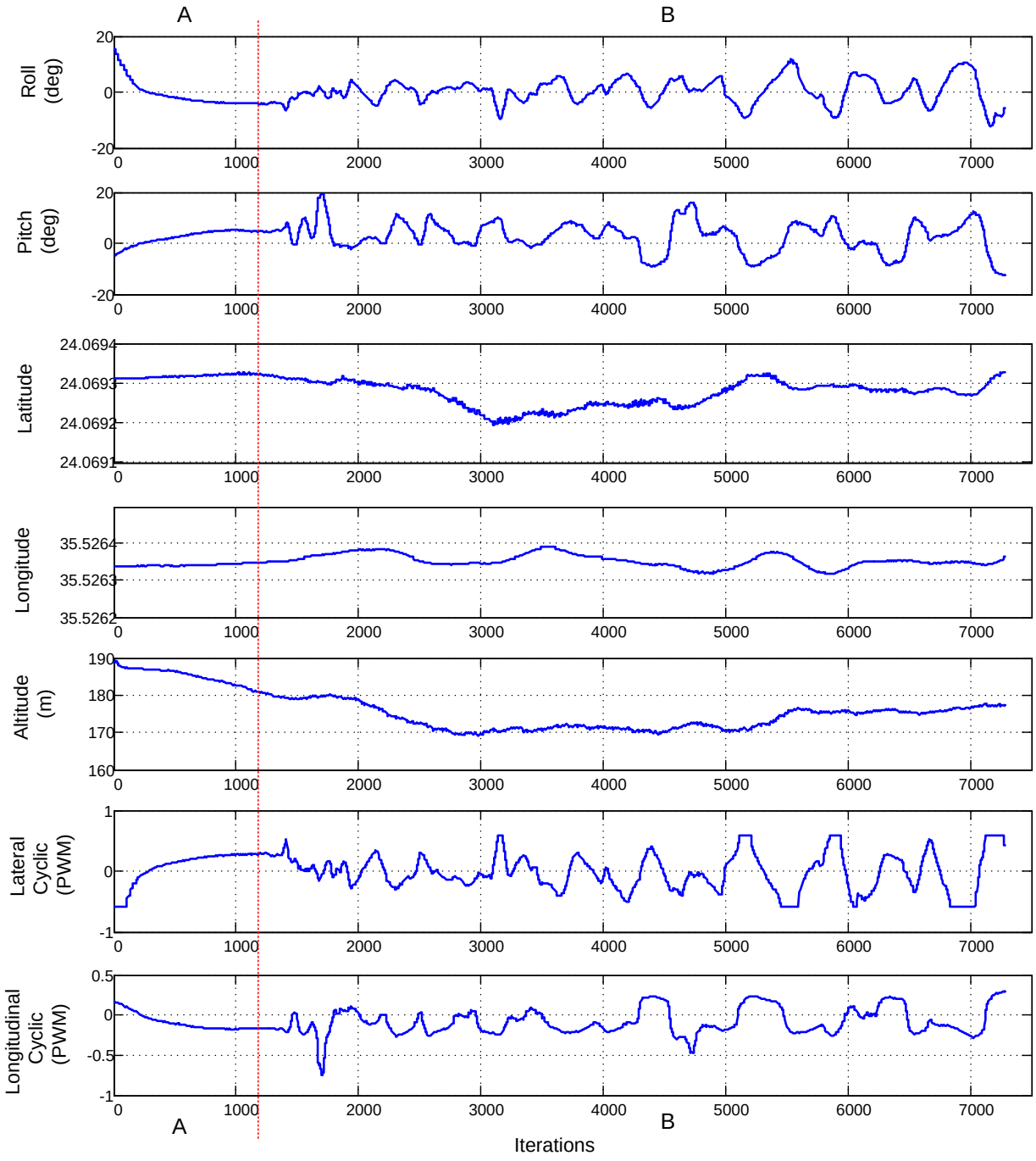
4.3.2 Πειράματα πλοήγησης

Για την αξιολόγηση της αξιοπιστίας και της δυνατότητας του ασαφούς ελεγκτή να ελέγξει κατάλληλα το ελικόπτερο, έγιναν δοκιμές πλοήγησης με στόχο την εκτέλεση αυτόνομης αιώρησης. Αρχικά δοκιμάστηκε ο ελεγκτής χωρίς τη χρήση σφαλμάτων θέσης (Σενάριο Πτήσης 1) και στη συνέχεια με χρήση σφαλμάτων θέσης (Σενάριο Πτήσης 2).

Για το σενάριο πτήσης 1 εκτελεστήκαν δύο δοκιμαστικές πτήσης που παρουσιάζονται στις Εικόνες 4.7 και 4.12 (Σενάρια 1α και 1β αντίστοιχα). Σε αυτές τις πτήσεις ο ελεγκτής είχε τις γωνίες επίκλισης και πρόνευσης ως ενεργές εισόδους, ωστόσο καταγράφονται και παρουσιάζονται οι τιμές όλων των μετρήσεων (γεωγραφικό μήκος και πλάτος, ύψος πτήσης). Τέλος παρουσιάζονται και οι τιμές ελέγχου για τις δύο εξόδους (Lateral και Longitudinal Cyclic), μονάδες μέτρησης των οποίων είναι οι παλμοί PWM με τιμές [-1, 1].

Στο σενάριο πτήσης 1^{α} (Εικόνα 4.7) παρατηρούμε αρχικά την ελεγχόμενη (χειριστής) μετάβαση του ελικοπτέρου σε μια θέση ισορροπίας (περιοχή Α). Σε αυτή τη θέση το ελικόπτερο εκτελεί αιώρηση και η μόνη μικρή μεταβολή παρατηρείται στο ύψος πτήσης. Στη συνέχεια ο χειριστής μεταβιβάζει τον έλεγχο στο σύστημα αυτόνομης πλοήγησης (περιοχή Β). Παρατηρούμε τότε τις συνεχείς εναλλαγές στις γωνίες επίκλισης και πρόνευσης οι οποίες λόγω της κίνησης του ελικοπτέρου τείνουν να αποκλίνουν από το σημείο

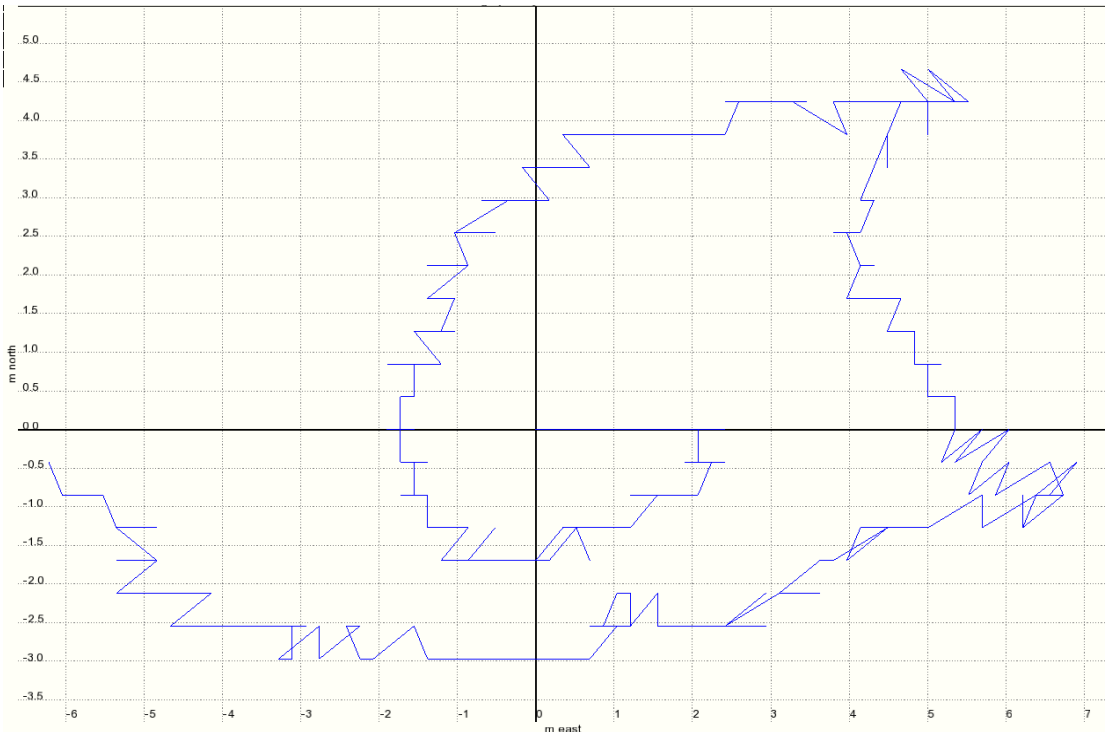
ισορροπίας, ωστόσο ο ελεγκτής κάνει συνεχείς διορθώσεις επαναφέροντας το όχημα στο σημείο ισορροπίας (παρατηρούνται ταλαντώσεις γύρω από τις μηδενικές τιμές των γωνιών. Ο ελεγκτής αντιδρά σωστά επιλέγοντας το κατάλληλο σήμα ελέγχου σε κάθε περίπτωση.



Εικόνα 4.7: Σενάριο Πτήσης 1α: Χειριστής σταθεροποιεί το όχημα (περιοχή Α) το οποίο αφήνεται στη συνέχεια σε αυτόνομη αιώρηση.

Στην Εικόνα 4.8 παρουσιάζεται η κίνηση του ελικοπτέρου μέσω της καταγραφής της σχετικής του θέσης στο χώρο. Το ελικόπτερο ξεκινά την αυτόνομη πορεία του από το

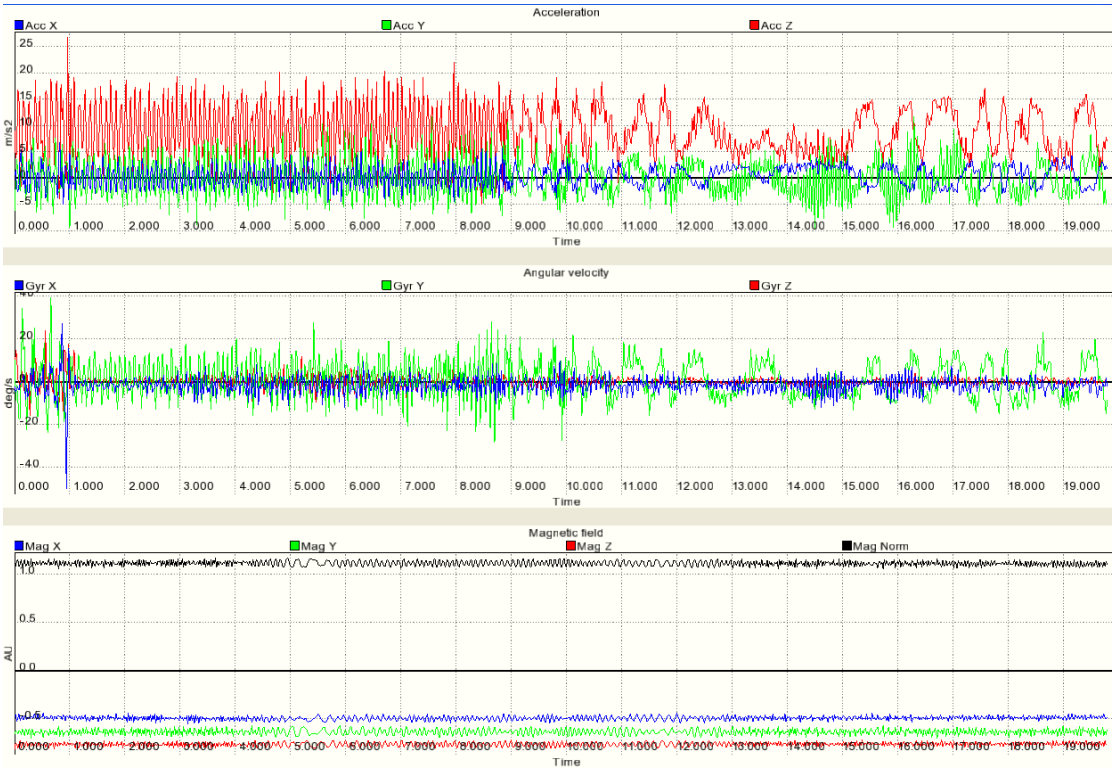
σημείο (0, 0) και στη συνέχεια καταγράφεται σε πραγματικό χρόνο η θέση του σε σχέση με το σημείο αυτό (η απόσταση υπολογίζεται σε μέτρα). Όπως φαίνεται στην Εικόνα 4.8 τι ελικόπτερο κινείται σε κύκλο 6 περίπου μέτρων από την αρχική θέση. Η αιώρηση σε αυτά τα πλαίσια είναι παραπάνω από ικανοποιητική, καθώς η πραγματική απόσταση είναι σημαντικά μικρότερη αν υπολογιστούν τα σφάλματα στις μετρήσεις του δέκτη GPS.



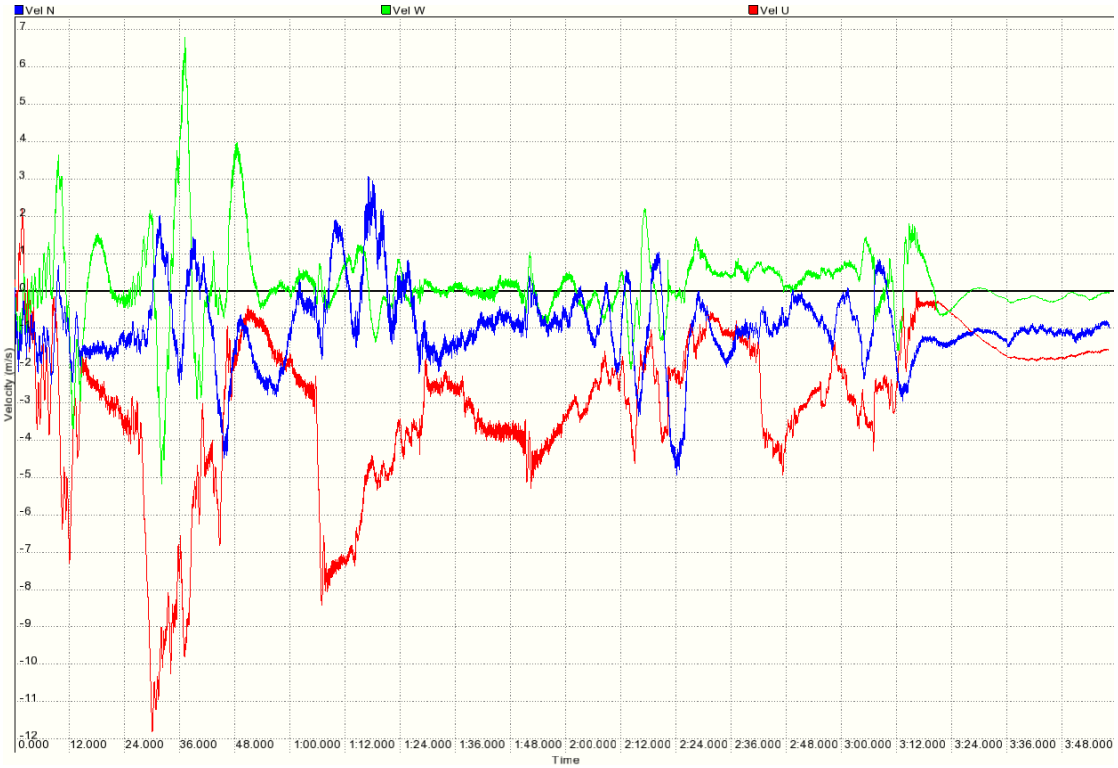
Εικόνα 4.8: Σενάριο Πτήσης 1α - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο.

Στις Εικόνες 4.9 και 4.10 παρουσιάζονται βαθμονομημένα δεδομένα από την αδρανειακή μονάδα μέτρησης και το δέκτη GPS αντίστοιχα. Στην Εικόνα 4.9 οι τιμές των επιταχύνσεων στις τρεις διαστάσεις που καταγράφουν τα επιταχυνσιόμετρα, οι τιμές των γωνιακών ταχυτήτων στις τρεις διαστάσεις που καταγράφουν τα γυροσκόπια και οι τιμές του μαγνητικού πεδίου στις τρεις διαστάσεις που καταγράφουν τα μαγνητόμετρα. Στην Εικόνα 4.10 παρουσιάζονται οι ταχύτητες που καταγράφονται από το δέκτη GPS στις τρεις διαστάσεις LLA (Παράγραφος 4.2.1.1)

Αυτό που πρέπει να σημειωθεί είναι η σχετικά μικρή μετατόπιση στην οριζόντια θέση του ελικοπτέρου, παρόλο που δεν συμμετέχουν τα σφάλματα θέσης στον έλεγχο. Αυτό οφείλεται στις άριστες καιρικές συνθήκες την ώρα της πτήσης (μηδενικός άνεμος) που δεν προκαλούν διαταραχές (μετατόπιση) στο ελικόπτερο. Η συνολική πορεία του ελικοπτέρου για το Σενάριο Πτήσης 1^{α},σύμφωνα με τα δεδομένα του δέκτη GPS, αναπαρίσταται σε δορυφορικό χάρτη στην Εικόνα 4.11.



Εικόνα 4.9: Βαθμονομημένα δεδομένα αισθητήρων αδρανειακής μονάδας μέτρησης.

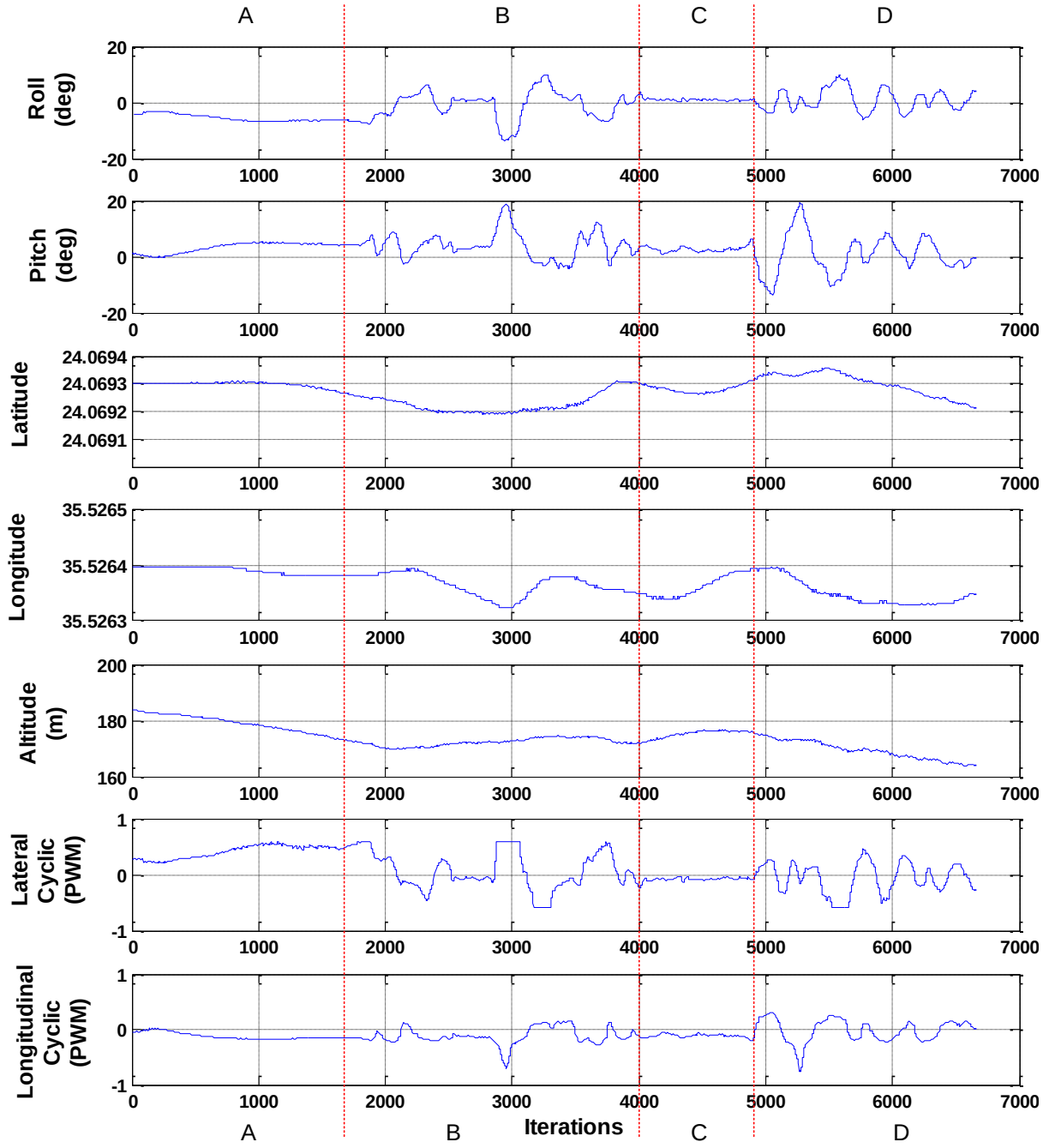


Εικόνα 4.10: Βαθμονομημένα δεδομένα ταχύτητας δέκτη GPS.



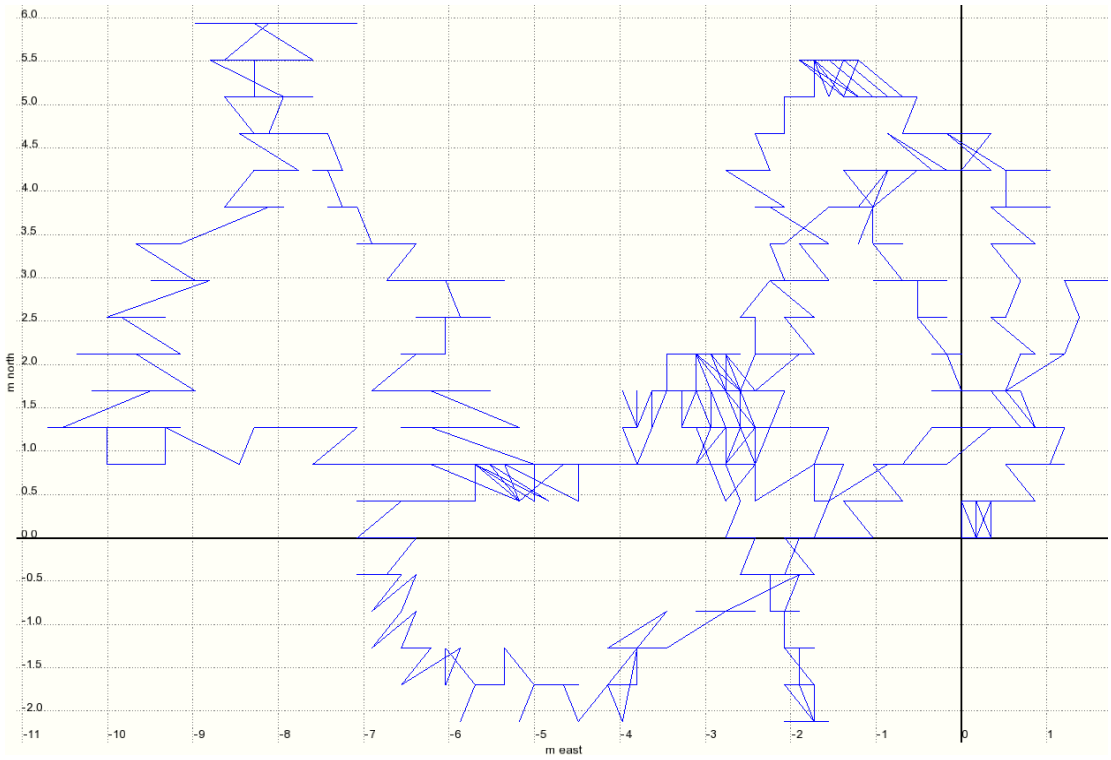
Εικόνα 4.11: Αναπαράσταση σε εικόνα από δορυφόρο της διαδρομής του ελικοπτέρου.

Κατά τη δεύτερη δοκιμή αξιολόγησης (Σενάριο Πτήσης 1β) υπάρχει ελαφρύς άνεμος εντάσεως 2-3 b. Στην περιοχή A (Εικόνα 4.12), ο χειριστής τοποθετεί το όχημα στην επιθυμητή θέση και μεταβιβάζει τον έλεγχο στον αυτόματο πιλότο (περιοχή B). Αμέσως παρατηρούμε εκ νέου ταλαντώσεις και μεταβολές στις τιμές των γωνιών, καθώς ο ελεγκτής προσπαθεί να κρατήσει το όχημα στη θέση ισορροπίας. Οι αποκρίσεις του ελεγκτή είναι σωστές και άμεσες. Στην περιοχή C ο χειριστής ανακτά τον έλεγχο κι επαναφέρει το όχημα στην αρχική θέση, ύστερα από την μικρή μετατόπισή του λόγω του ανέμου (Latitude και Longitude στην περιοχή C). Τέλος, στην περιοχή D ο αυτόματος πιλότος αναλαμβάνει εκ νέου τον έλεγχο κι ενώ διατηρεί το όχημα γύρω από τη θέση ισορροπίας, παρατηρείται και πάλι μετατόπιση λόγω του ανέμου, η οποία δεν μπορεί να γίνει αντιληπτή καθώς δεν συμμετέχει στον έλεγχο το σφάλμα θέσης.



Εικόνα 4.12: Σενάριο Πτήσης 1β: Χειριστής σταθεροποιεί το όχημα (περιοχές A και C) το οποίο στη συνέχεια εκτελεί αυτόνομη αιώρηση (περιοχές B και D).

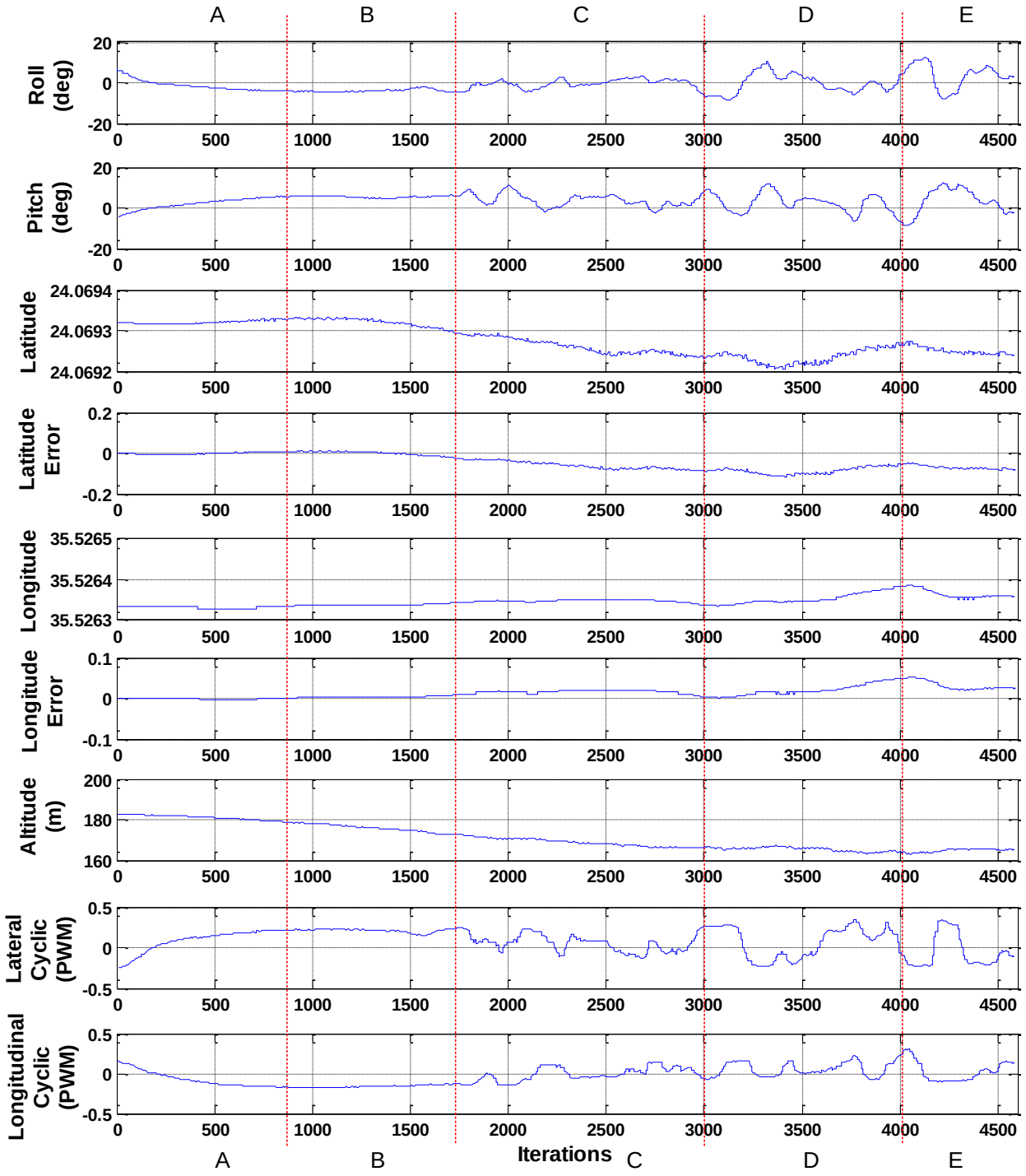
Στην Εικόνα 4.13 παρουσιάζεται η κίνηση του ελικοπτέρου στο χώρο με βάση την αρχική θέση (0, 0). Σε αυτήν την περίπτωση παρατηρείται μεγαλύτερη απόκλιση από την αρχική θέση (μέχρι 10 μέτρα) και μάλιστα προς μια μόνο κατεύθυνση. Για την απόκλιση αυτή ευθύνεται ο άνεμος που τείνει να μετακινήσει το ελικόπτερο προς την κατεύθυνσή του, γεγονός που δεν το αντιλαμβάνεται ο ελεγκτής καθώς τα σφάλματα θέσης δεν είναι ενεργοποιημένα στο σύστημα ελέγχου.



Εικόνα 4.13: Σενάριο 1β - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο.

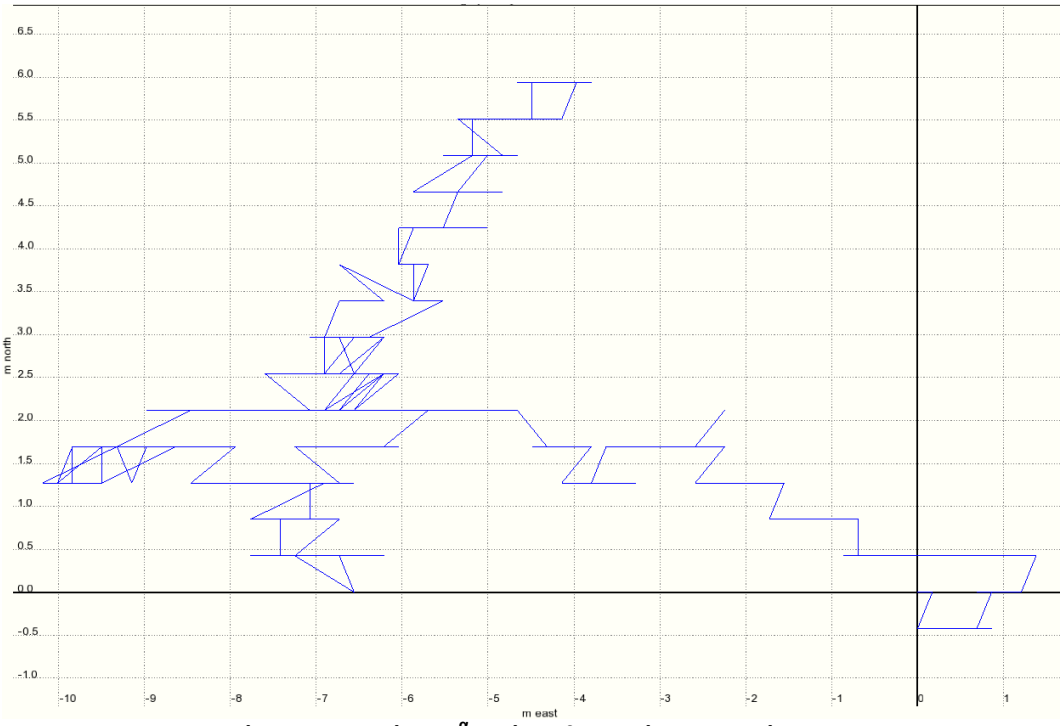
Το σφάλμα θέσης συμμετέχει στον έλεγχο στο Σενάριο Πτήσης 2. Και γι' αυτό το σενάριο έγιναν δύο δοκιμαστικές πτήσεις (Εικόνες 4.14 και 4.17, Σενάρια Πτήσης 2α και 2β αντίστοιχα). Σε αυτές τις δοκιμές, ενεργοποιούνται δύο επιπλέον είσοδοι στον ελεγκτή: Το σφάλμα στο γεωγραφικό πλάτος (Latitude Error) και το σφάλμα στο γεωγραφικό μήκος (Longitude Error). Ως σφάλμα ορίζεται η απόκλιση της τρέχουσας τιμής από την επιθυμητή. Και στις δύο πτήσεις ο καιρός ήταν καλός με ασθενείς ανέμους (2 b).

Στο σενάριο 2α (Εικόνα 4.14), στις περιοχές A και B ο χειριστής ελέγχει το ελικόπτερο και το τοποθετεί στην επιθυμητή θέση. Στη συνέχεια ο αυτόματος πιλότος ανακτά τον έλεγχο (περιοχή C) και φαίνεται να ελέγχει ικανοποιητικά το όχημα γύρω από το σημείο ισορροπίας (γωνίες Roll και Pitch κοντά στο μηδέν), ωστόσο παρατηρείται μετατόπιση του ελικοπτέρου ως προς το γεωγραφικό πλάτος, χωρίς παράλληλη μετατόπιση και στο γεωγραφικό μήκος. Ο ελεγκτής ενώ κάνει διορθώσεις, δεν είναι ικανός να επαναφέρει το όχημα και το σφάλμα θέσης αυξάνεται και στους δύο άξονες (περιοχές D και E). Από τη μελέτη των γραφημάτων και των χαρακτηριστικών του ελεγκτή προκύπτει η ανάγκη ενίσχυσης της διόρθωσης του ελεγκτή με αύξηση των ορίων ελέγχου.

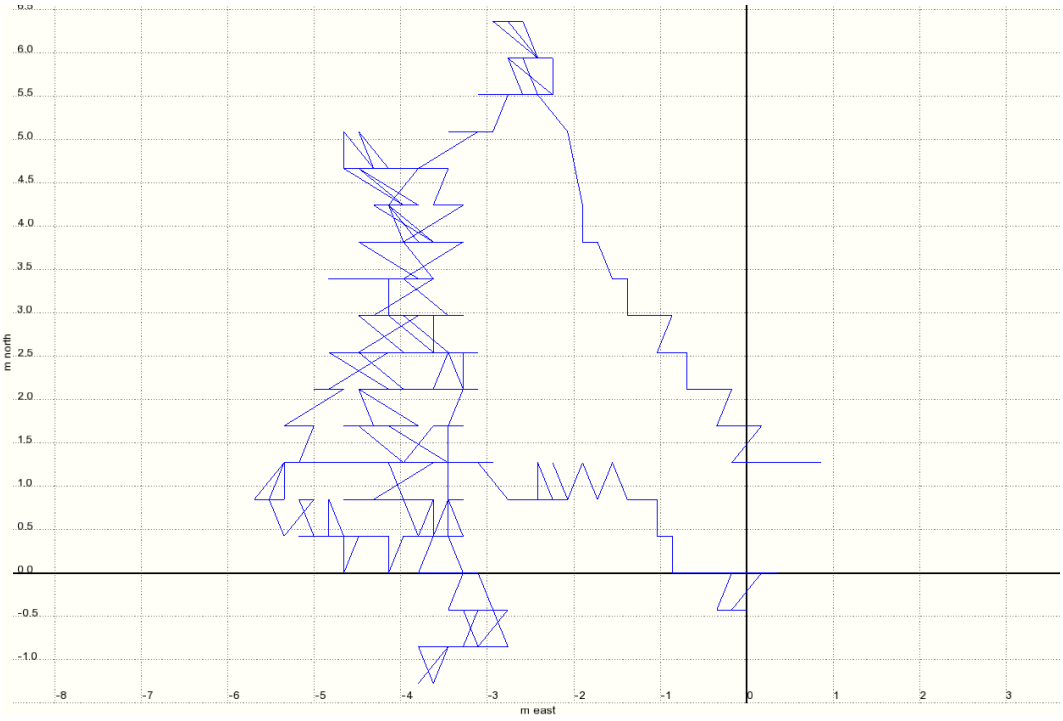


Εικόνα 4.14: Σενάριο Πτήσης 2α: Χειριστής τοποθετεί το όχημα στην επιθυμητή θέση (περιοχές A και B) το οποίο στη συνέχεια εκτελεί αυτόνομη αιώρηση (περιοχές C, D και E).

Αυτό επιβεβαιώνεται και από την Εικόνα 4.15 όπου παρουσιάζεται η θέση του ελικοπτέρου στο χώρο σε κάθε χρονική στιγμή. Η απόκλιση από την αρχική θέση πλησιάζει τα 10 μέτρα και παρόλο που ο ελεγκτής αντιδρά προς τη σωστή κατεύθυνση, η ένταση των ενεργειών διόρθωσης δεν είναι αρκετή για να επαναφέρει το όχημα κοντά στο σημείο (0, 0).



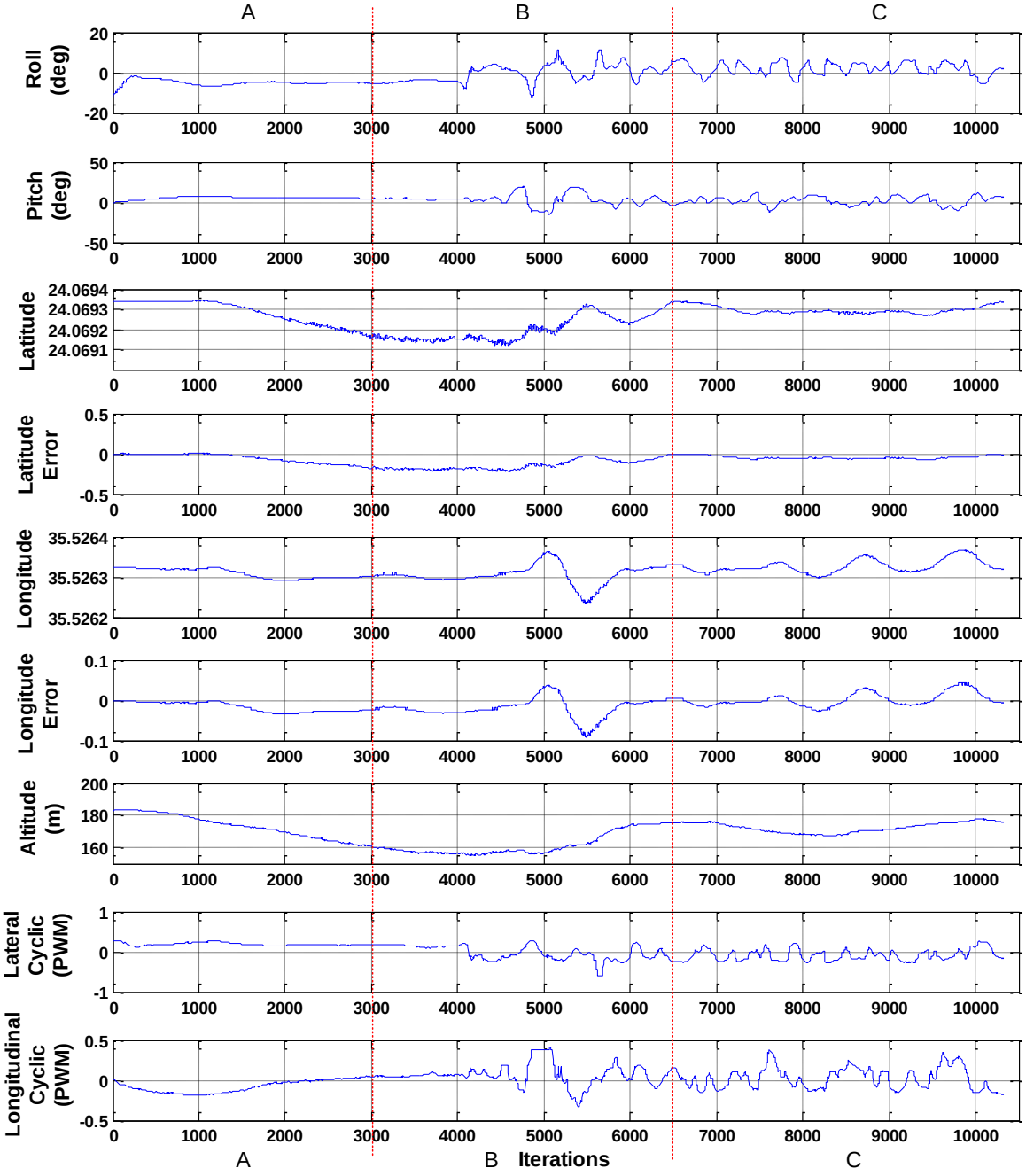
Εικόνα 4.15: Σενάριο 2^{α} - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο.



Εικόνα 4.16: Σενάριο 2β - Θέση ελικοπτέρου στο χώρο.

Ο βελτιωμένος ελεγκτής δοκιμάζεται στο Σενάριο Πτήσης 2β (Εικόνα 4.17). Στην περιοχή Α ο χειριστής έχει τον έλεγχο και απομακρύνει εσκεμμένα το όχημα από την επιθυμητή θέση (γεωγραφικό πλάτος). Στην περιοχή Β μεταβιβάζεται ο έλεγχος στον αυτόματο πιλότο ο οποίος σιγά σιγά τείνει να επαναφέρει το όχημα στην αρχική θέση (ως προς το γεωγραφικό πλάτος Latitude). Στην προσπάθεια αυτή δημιουργείται μετατόπιση και το γεωγραφικό

μήκος (Longitude) την οποία ο ελεγκτής αναγνωρίζει κι επαναφέρει το όχημα στη σωστή θέση ύστερα από μια μικρή ταλάντωση. Στην περιοχή C, το όχημα έχει επανέλθει στην αρχική του θέση και ταλαντώνεται συνεχώς γύρω από αυτήν. Η Εικόνα 4.16 επιβεβαιώνει τη βελτίωση στην απόκριση του ελεγκτή. Το ελικόπτερο κινείται πλέον σε απόσταση 5 περίπου μέτρων από την αρχική του θέση και το σφάλμα στην απόλυτη απόσταση έχει μειωθεί σε σχέση με το Σενάριο 2α.



Εικόνα 4.17: Σενάριο Πτήσης 2β: Χειριστής απομακρύνει το όχημα από την επιθυμητή θέση (περιοχή Α) το οποίο στη συνέχεια αφήνεται σε αυτόνομη αιώρηση (περιοχές Β και C).

4.3.3 Συμπεράσματα

Από τα πειράματα πτήσης προκύπτει το συμπέρασμα ότι ο ελεγκτής είναι ικανός να οδηγήσει κατάλληλα το όχημα για την εκτέλεση αυτόνομης αιώρησης. Επιτυγχάνεται η ευστάθεια του οχήματος καθώς οι μεταβολές στις γωνίες επίκλισης και πρόνευσης είναι μικρές και διορθώνονται άμεσα με ήρεμες κινήσεις από τον ελεγκτή. Στην περίπτωση όπου δεν υπολογίζεται στο έλεγχο το σφάλμα θέσης, παρουσιάζονται μετατοπίσεις στο ελικόπτερο τις οποίες ο ελεγκτής φυσιολογικά δεν μπορεί να αναγνωρίσει. Ωστόσο η ευστάθεια που παρέχεται στις κλίσεις του ελικοπτέρου ενισχύει τη σταθερότητα ως προς τη θέση, κυρίως στην περίπτωση όπου δεν υπάρχουν εξωτερικές διαταραχές στο όχημα (άνεμος).

Στην περίπτωση όπου υπολογίζεται και το σφάλμα θέσης στον έλεγχο, αναγνωρίζονται από τον ελεγκτή και οι εξωτερικές επιδράσεις καθώς τότε παρατηρείται μεταβολή στο σφάλμα. Ο ελεγκτής δείχνει να ανταπεξέρχεται σωστά σε αυτές τις περιπτώσεις. Ωστόσο από τα πειράματα που έγιναν φαίνεται ότι με την προσθήκη του σφάλματος θέσης μπορεί να αυξάνεται η ακρίβεια του συστήματος, αυξάνεται όμως ταυτόχρονα και η πολυπλοκότητά του. Έτσι παρατηρήθηκαν αντιδράσεις μη επιθυμητές, όπως για παράδειγμα μη επαρκής έλεγχος του οχήματος όταν υπήρχε σταθερή μετατόπιση από έντονο άνεμο. Αυτό δείχνει την αναγκαιότητα βελτίωσης του ελεγκτή πλοήγησης είτε κατά περίπτωση ή γενικότερα την ύπαρξη υποπεριπτώσεων μέσα στον ίδιο ελεγκτή όπου κάθε διαταραχή θα αντιμετωπίζεται διαφορετικά ανάλογα με την έντασή της. Αυτό μπορεί να πραγματοποιηθεί προσθέτοντας περαιτέρω εισόδους στον ελεγκτή, όπως π.χ. την ταχύτητα κίνησης εκτός από το σφάλμα μετατόπισης σε κάθε άξονα. Πρακτικά αυτό θα δείχνει όχι μόνο πόσο αποκλίνει το ελικόπτερο από την επιθυμητή θέση, αλλά και αν και με ποια ταχύτητα κινείται προς ή μακριά από αυτή.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ

5

Πλοήγηση μη Επανδρωμένων Ελικοπτέρων με Χρήση Οπτικών Πληροφοριών

Στο κεφάλαιο αυτό παρουσιάζεται σύστημα μηχανικής όρασης για την υποβοήθηση της αυτόνομης πλοήγησης. Αναλύονται διαδοχικά, η κατασκευή του συστήματος, το λογισμικό υποστήριξής του, η χρησιμότητά του και τα αποτελέσματα της εφαρμογής του.

5.1 Εισαγωγή

Το αντικείμενο που παρουσιάζεται σε αυτό το κεφάλαιο είναι η ανάπτυξη ενός συστήματος μηχανικής όρασης για την υποβοήθηση της αυτόνομης πλοήγησης μη επανδρωμένου ελικοπτέρου, που στηρίζεται κύρια σε αδρανειακούς αισθητήρες και δεδομένα GPS. Ένα μη επανδρωμένο ελικόπτερο εξοπλίζεται με κατάλληλους αισθητήρες και σύστημα όρασης (κάμερα και μηχανισμό συγκράτησης pan/tilt). Αναπτύσσεται λογισμικό για διαχείριση εικόνων και βίντεο από κάμερα. Η υλοποίηση περιλαμβάνει αναγνώριση αντικειμένου σε πραγματικό χρόνο, αντιστοίχηση ιστογράμματος για μετάδοση βίντεο πραγματικού χρόνου (histogram matching for real time video streaming), αντιστοίχιση προτύπου παρακολούθηση πορείας αντικειμένου (object tracking). Για την υποστήριξη του συστήματος αναπτύσσεται λογισμικό σε C++ με δυνατότητα αλληλεπίδρασης με MATLAB ώστε να ενισχύσει την αυτόνομη πλοήγηση του ελικοπτέρου.

5.2 Υπόβαθρο

Ο αλγόριθμός SIFT (Scale Invariant Feature Transform) στοχεύει στον εντοπισμό χαρακτηριστικών σημείων σε εικόνες, που ονομάζονται κλειδιά ή σημεία-κλειδιά στο πλαίσιο SIFT. Ο πρωταρχικός στόχος του αλγορίθμου SIFT είναι η αναγνώριση αντικειμένου. Λαμβάνοντας υπόψη την κατά Gauss διαφοροποίηση των εικόνων σε διαφορετική κλίμακα, ο SIFT μπορεί να προσφέρει ανεξαρτησία κλίμακας. Αναθέτοντας ένα ή περισσότερους προσανατολισμούς στη θέση κάθε σημείου-κλειδιού, βάσει των κατευθύνσεων κλίσης σε τοπικό επίπεδο, μπορεί να προσφέρει ανεξαρτησία στροφής (αλλαγή προσανατολισμού αντικειμένων). Με χρήση άλλων τεχνικών μπορεί να προσφέρει χαρακτηριστικά με ανεξαρτησία χρωμάτων, που μπορεί ακόμη να είναι μερικώς ανεξάρτητα σε αλλαγές φωτισμού και τρισδιάστατης προβολής [100]. Η εφαρμογή του αλγορίθμου SIFT σε μια εικόνα έχει ως αποτέλεσμα ένα διάνυσμα σημείων-κλειδιών για την αναπαράσταση σημείων ενδιαφέροντος ώστε να αντιστοιχηθούν έναντι σε μια βάση δεδομένων. Ο αλγόριθμος είναι πολύ εύρωστος και τα σημεία-κλειδιά είναι ανεξάρτητα μέσα σε ένα σημαντικό εύρος διαστρέβλωσης επιπέδου, προσθήκης θορύβου και αλλαγής φωτισμού [100].

Ο αλγόριθμος SIFT έχει γίνει ευρέως αποδεκτός στην κοινότητα της μηχανικής όρασης, κυρίως εξαιτίας της επαναληψιμότητας, ιδιαιτερότητας και ευρωστίας που προσφέρει. Έχει χρησιμοποιηθεί από αρκετές ομάδες μη επανδρωμένων εναέριων (UAV) και επίγειων (UGV - **U**nmanned **G**round **V**ehicle) οχημάτων [80].

Οι Lin et al. [101], χρησιμοποίησαν τον αλγόριθμο SIFT για την καταχώρηση διαδοχικών εικόνων που λήφθηκαν από ένα UAV σε ένα μωσαϊκό. Δοκίμασαν πολλά είδη χαρακτηριστικών αλλά κατέληξαν στο ότι τα χαρακτηριστικά SIFT, εξαιτίας των ιδιοτήτων που αναφέρθηκαν προηγούμενα, θα ήταν η πιο κατάλληλη λύση για το πρόβλημα που αντιμετώπισαν. Ο αλγόριθμος SIFT, χρησιμοποιήθηκε επίσης από τους Forrstner et al. [102] για γεωδαισία πραγματικού χρόνου σε φωτογραφίες υψηλής κλίμακας, χρησιμοποιώντας μηχανή λήψης βίντεο προσαρμοσμένη σε UAV. Οι Abdallah et al. [103] χρησιμοποίησαν τον αλγόριθμο SIFT σε ένα αδρανειακό σύστημα εικόνας για εντοπισμό και καταγραφή θέσης (SLAM – **S**imultaneous **L**ocalization **A**nd **M**apping) ενός οχήματος εδάφους (UGV), χρησιμοποιώντας μία κάμερα για τον εντοπισμό χαρακτηριστικών σημείων στο έδαφος και μια μονάδα IMU για στάθμιση των μετρήσεων (dead-reckoning). Εκτιμούν την κίνηση του οχήματος με στάθμιση μετρήσεων σε μια προσπάθεια να προβλέψουν μελλοντικές θέσεις των χαρακτηριστικών SIFT κατά τη διάρκεια της πλοήγησης. Η παρακολούθηση της τροχιάς των χαρακτηριστικών SIFT χρησιμοποιήθηκε επίσης από τους Templeton et al. [72] για την αξιολόγηση του συστήματος όρασης για την ανάλυση και χαρτογράφηση εδάφους που ανέπτυξαν για ένα μη επανδρωμένο ελικόπτερο.

Μια άλλη μέθοδος για εξαγωγή χαρακτηριστικών είναι ο αλγόριθμος SURF (**S**peeded **U**p **R**obust **F**eatures), ένας αλγόριθμος υψηλής απόδοσης που εντοπίζει και καταγράφει σημεία ενδιαφέροντος ανεξαρτήτως κλίμακας και περιστροφής [104]. Ο SURF θεωρείται πρωτοποριακός σαν τον SIFT και μπορεί να υλοποιηθεί και αναπτυχθεί ακόμη πιο γρήγορα [105].

Μια παρόμοια προσέγγιση με τη δική μας, στο αντικείμενο της μηχανικής όρασης για UAV με χρήση αλγορίθμου SIFT, υλοποιήθηκε στις [79, 80], χρησιμοποιώντας το ίδιο λογισμικό σαν βάση για την ανάπτυξη του συστήματος όρασης [106]. Η έρευνά τους στοχεύει σε τεχνικές αυτόνομης πλοήγησης χρησιμοποιώντας κατά κύριο λόγο πηγή οπτικής εισόδου, καθώς σύμφωνα με τις παραδοχές τους, το GPS είναι υπεύθυνο για την οδήγηση του UAV στην περιοχή του επιθυμητού στόχου. Από αυτό το σημείο, η όραση είναι η κύρια πηγή πλοήγησης.

5.3 Υλοποίηση Υλικού

Ένα μη επανδρωμένο ελικόπτερο αναπτύχθηκε για πειραματική χρήση και δοκιμές τεχνικών αυτόνομης πλοήγησης (Raptor 60 TUC Edition, Εικόνα 5.1). Το μη επανδρωμένοι ελικόπτερο είναι εφοδιασμένο με όλους τους απαραίτητους αισθητήρες για αυτόνομη πλοήγηση (Κεφάλαιο 4). Ένας ιδιοκατασκευασμένος μηχανισμός όρασης τοποθετείται στο ελικόπτερο, που αποτελείται από μια δικτυακή κάμερα ανάλυσης 1.3 MP και δύο σέρβο, που

ελέγχονται από ένα ιδιοκατασκευασμένο ελεγκτή σέρβο. Ο μηχανισμός έχει τη δυνατότητα στροφής στον οριζόντιο και τον κάθετο άξονα (pan/tilt). Το σύστημα επικοινωνεί με τον υπολογιστή μέσω δύο καλωδίων USB, ένα για την κάμερα κι ένα για τον ελεγκτή σέρβο. Ο μικροελεγκτής επικοινωνεί με τον υπολογιστή μέσω ενός μετατροπέα σήματος USB σε σειριακό σήμα (USB to serial) από την FTDI [107] που παρέχει και την απαραίτητη ενεργειακή ισχύ στο σύστημα.



Εικόνα 5.1: Μη επανδρωμένο ελικόπτερο Raptor 60 TUC Edition εξοπλισμένο με σύστημα μηχανικής όρασης.

Ο ελεγκτής σέρβο έχει κατασκευαστεί για να διαβάζει (και να αποθηκεύει) ανεπεξέργαστα δεδομένα (bytes or characters) από τον υπολογιστή. Η εγγραφή δεδομένων έχει να κάνει με το γεγονός ότι ο ελεγκτής παίζει επίσης το ρόλο ενός μετατροπέα σήματος αναλογικού σε ψηφιακό. Χρησιμοποιούμε ανεπεξέργαστα δεδομένα αντί χαρακτήρων ASCII για την επίτευξη υψηλότερου ρυθμού μεταγωγής (bandwidth). Το σειριακό πρωτόκολλο επικοινωνίας που αναπτύχθηκε βασίζεται στην οδήγηση ειδικού χαρακτήρα (ASCII) [5]. Για τη δική μας περίπτωση ο ειδικός χαρακτήρας είναι η τιμή '$'(που είναι το $36_{decimal}$). Οι χαρακτήρες που ακολουθούν τον ειδικό χαρακτήρα είναι: η έναρξη του καρέ εικόνας (frame) 's', δεδομένα που υποδηλώνουν μηδενική τιμή που είναι ο χαρακτήρας '0' και ο χαρακτήρας που υποδηλώνει ότι τα αυθεντικά δεδομένα έχουν την τιμή του ειδικού χαρακτήρα ($36_{decimal}$) που είναι ο '^'. Συνοπτικά έχουμε:

Για την εκκίνηση νέου πλαισίου δεδομένων➔ '$','s'

Αποστολή μηδενικής τιμής για δεδομένα➔ '$', '0'

Τέλος σε περίπτωση που θέλουμε να στείλουμε τη δεκαδική τιμή του ειδικού χαρακτήρα (‘$’=36)➔ ‘$’, ‘^’.

Ο ελεγκτής δέχεται byte δεδομένων όπως περιγράφεται παραπάνω. Κάθε byte είναι ένας δεκαδικός αριθμός ο οποίος πολλαπλασιαζόμενος με το χρονικό ανάλογο των 16usec, αναπαριστά την υψηλή τάση για το PWM σήμα. Για παράδειγμα, εάν ένα byte με τη δεκαδική τιμή 93 ληφθεί, θα παράξει ένα σήμα PWM 93x16usec= 1.5msec για τον υψηλό παλμό και 18.5msec για το χαμηλό παλμό.

5.4 Υλοποίηση Λογισμικού

Η υλοποίησή του λογισμικού βασίζεται στην βιβλιοθήκη OpenCV (Open Computer Vision Library) [108] για υπολογιστική όραση πραγματικού χρόνου. Η OpenCV είναι μια βιβλιοθήκη υπολογιστικής όρασης ανοιχτού κώδικα σε C/C++, ανεξάρτητη από λειτουργικό σύστημα και υλικό υπολογιστή, βελτιστοποιημένη για εφαρμογές πραγματικού χρόνου [109]. Το λογισμικό που αναπτύχθηκε είναι επίσης γραμμένο σε γλώσσα C++. Το αντικείμενο της εφαρμογής είναι η ενίσχυση της πλοήγησης ενός UAV που στηρίζεται κύρια σε αδρανειακούς αισθητήρες και GPS με μηχανική όραση. Πιο συγκεκριμένα, αναπτύχθηκε αναγνώριση αντικειμένου πραγματικού χρόνου, χρησιμοποιώντας τον αλγόριθμο SIFT [100] και αντιστοίχηση ιστογράμματος για το αποθηκευμένο στιγμιότυπο εικόνας. Ο αλγόριθμος SIFT εντοπίζει χαρακτηριστικά σημεία σε εικόνες. Χρησιμοποιεί κλάσεις για χαρακτηριστικά ανεξάρτητα από κλίμακα, περιστροφή και διαστρέβλωση, που μπορεί επίσης να είναι μερικώς ανεξάρτητα σε αλλαγές φωτισμού ή τρισδιάστατης προβολής [100]. Στην περίπτωσή μας [5], αυτά τα χαρακτηριστικά χρησιμοποιούνται για την αντιστοίχιση ανάμεσα σε μία σταθερή εικόνα (που αντιστοιχεί στο πρότυπο) και ένα στιγμιότυπο εικόνας βίντεο, εκτελώντας εντοπισμό αντικειμένου και υπολογίζοντας τον μεταξύ τους γεωμετρικό μετασχηματισμό. Το πρόγραμμά αυτό βασίζεται σε μια εφαρμογή του αλγορίθμου SIFT [106]. Το διάγραμμα ροής του προγράμματος παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.2.

Εάν η αποθηκευμένη εικόνα ξεπεράσει ένα κατώφλι, ορισμένο από το χρήστη, ελάχιστων «χαρακτηριστικών SIFT», το πρόγραμμα προσπαθεί να ταιριάξει τα σημεία-κλειδιά SIFT από την εικόνα πρότυπο με τα σημεία-κλειδιά της αποθηκευμένης εικόνας. Αυτή η αναγνώριση των πιο κοινών κλειδιών θεωρείται ότι έχει υψηλή πολυπλοκότητα [110], ωστόσο χρησιμοποιείται μια παραλλαγμένη έκδοση του αλγορίθμου δένδρου k-d, που ονομάζεται μέθοδος αναζήτησης best-bin-first κι έχει προταθεί από τους Beis & Lowe [111], που είναι

λακωνική σε υπολογιστικούς πόρους με υψηλή ωστόσο αποδοτικότητα στους κοντινότερους γείτονες [5].

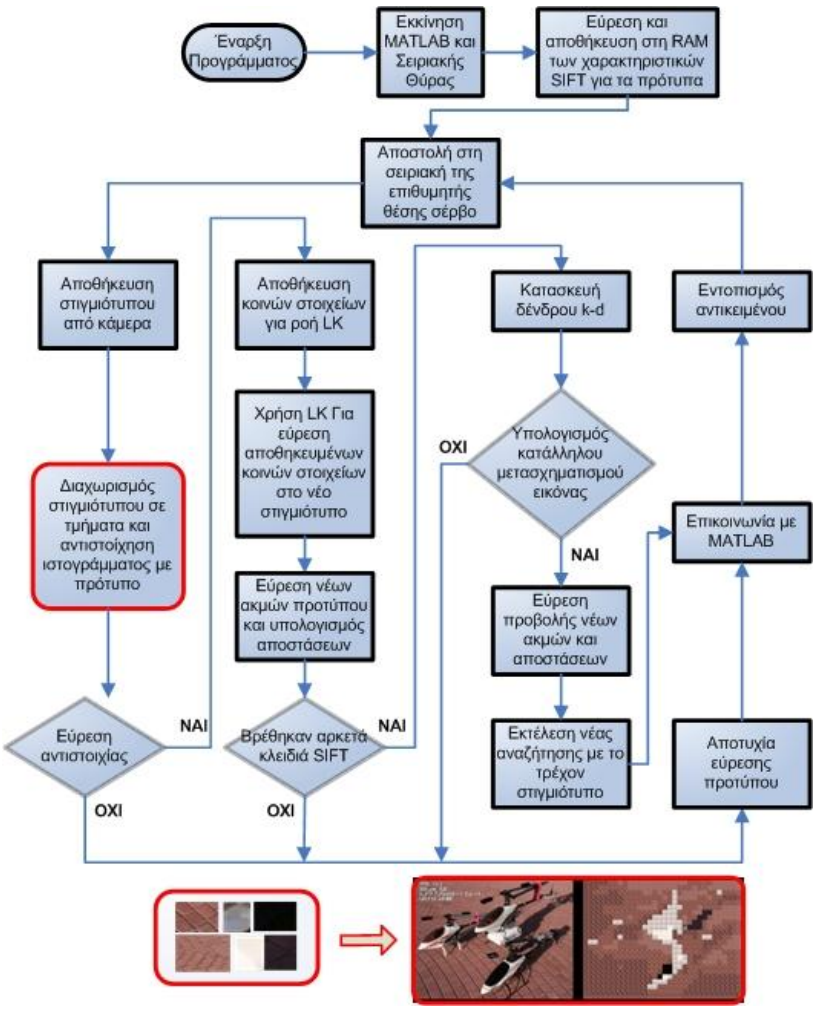
Όταν τα κλειδιά SIFT αντιστοιχίζονται, το πρόγραμμα βρίσκει προσεγγιστικά τους δύο πιο κοντινούς στο πρότυπο γείτονες στο δένδρο k-d. Εάν ικανοποιούν ένα κατώφλι ορισμένο από το χρήστη σε τετραγωνικό λόγο αποστάσεων, εκτελείται ο αλγόριθμος RANSAC [112], για τον υπολογισμό του καλύτερα εφαρμόσιμου μετασχηματισμού εικόνας ανάμεσα στα αντίστοιχα κλειδιά SIFT του προτύπου και του αποθηκευμένου στιγμιοτύπου εικόνας.

Ο αλγόριθμος RANSAC χρησιμοποιεί τη βιβλιοθήκη GSL (GNU Scientific Library) [113], η οποία αποτελεί μια συλλογή από ρουτίνες για την επίλυση υπολογιστικών προβλημάτων σχετικών με γραμμική άλγεβρα, στατιστική, πιθανότητες, παραγώγιση, ολοκλήρωση κλπ. Ο αλγόριθμος RANSAC χρησιμοποιείται για την εξαγωγή γεωμετρικών πληροφοριών ανάμεσα στα αντιστοιχισμένα σημεία-κλειδιά και προσπαθεί να απορρίψει τα περιττά σημεία από τα δεδομένα των αισθητηρίων, μέσω επαναληπτικής επιλογής ενός τυχαίου υποσυνόλου των αυθεντικών σημείων. Αυτά χρησιμοποιούνται για την απόκτηση ενός μοντέλου το οποίο αξιολογείται για την συνέπεια του σε όλο το εύρος των σημείων. Η διαδικασία εκτελείται επαναληπτικά έως ότου βρεθεί ένα παραμετρικό μοντέλο που ταιριάζει βέλτιστα με τα αυθεντικά δεδομένα σημεία. Στη βιβλιογραφία συναντώνται και άλλοι αλγόριθμοι αυτού του είδους [114], ο RANSAC ωστόσο παραμένει ο δημοφιλέστερος.

Ο υπολογισμός των SIFT χαρακτηριστικών έχει υψηλό υπολογιστικό κόστος, τέτοιο ώστε για να έχουμε ομαλή συνέχεια στην ανίχνευση χαρακτηριστικών, ανάμεσα σε δύο διαδοχικές αναγνωρίσεις SIFT, χρησιμοποιούμε τον αλγόριθμου οπτικής ροής Lucas-Kanade (LK) [115], για τον εντοπισμό των στοιχείων κλειδιών από το τελευταία αναγνωρισμένο αντικείμενο. Το πρόγραμμα είναι ικανό να αναζητεί ένα μόνο συγκεκριμένο πρότυπο τη φορά και μπορεί να προγραμματιστεί για κυκλική αναζήτηση όλων των επιθυμητών προτύπων. Το πρότυπο που αναζητούμε μπορεί να αλλάξει δυναμικά από το χρήστη μέσω του περιβάλλοντος διεπαφής ή αυτόματα από τη MATLAB που είναι υπεύθυνη για την πτήση του ελικοπτέρου.

Αναζητώντας χαρακτηριστικά SIFT μέσα σε ένα αποθηκευμένο πλαίσιο είναι χρονοβόρο. Ως εκ τούτου, για να μην παρουσιάζονται ασυνέχειες στη διεργασία της αναγνώρισης-παρακολούθησης αντικειμένου, χρησιμοποιήσαμε τον αλγόριθμο LK για την παρακολούθηση των χαρακτηριστικών SIFT από το αποθηκευμένο πλαίσιο, που αναγνωρίστηκαν ως κοινά με το πρότυπο, σε αντιστοίχηση με την προοπτική απεικόνιση μετασχηματισμού των ακμών του προτύπου (top_left, top_right, bottom_left and

bottom_right) στο αποθηκευμένο πρότυπο. Όταν έχουμε ένα επιτυχημένο ταίριασμα από την εκτέλεση του αλγορίθμου RANSAC στα κλειδιά ανάμεσα στο αποθηκευμένο στιγμιότυπο και το πρότυπο, αποθηκεύουμε για κάθε σημείο-κλειδί τις συντεταγμένες του και την απόλυτη απόσταση ανάμεσα στις τέσσερεις ακμές (top_left, top_right, bottom_left and bottom_right). Όταν ληφθεί ένα νέο πλαίσιο, ο αλγόριθμος LK προσδιορίζει τη θέση των νέων συντεταγμένων για τα σημεία-κλειδιά βάσει των προηγούμενων γνωστών συντεταγμένων που έχουμε αποθηκεύσει. Χρησιμοποιώντας τις γνωστές ακμές του προτύπου στο τρέχον καρέ εικόνας το πρόγραμμα εκτελεί την αντίστροφη διαδικασία από την προηγούμενη, υπολογίζει δηλαδή τις νέες ακμές χρησιμοποιώντας την απόλυτη απόσταση από τις ακμές των προηγουμένων σημείων κλειδιών και αυτών που εντοπίστηκαν από τον αλγόριθμο LK. Στη συνέχεια υπολογίζει την απόλυτη απόσταση ανάμεσα σε κάθε εντοπισμένο σημείο-κλειδί και τις νέες υπολογισμένες ακμές. Η διαδικασία αυτή παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.3. Για την ανάπτυξη του αλγορίθμου LK, χρησιμοποιήθηκε η διαθέσιμη υλοποίηση LK που παρέχεται από την OpenCV.



Εικόνα 5.2: Διάγραμμα ροής προγράμματος αναγνώρισης εικόνας.

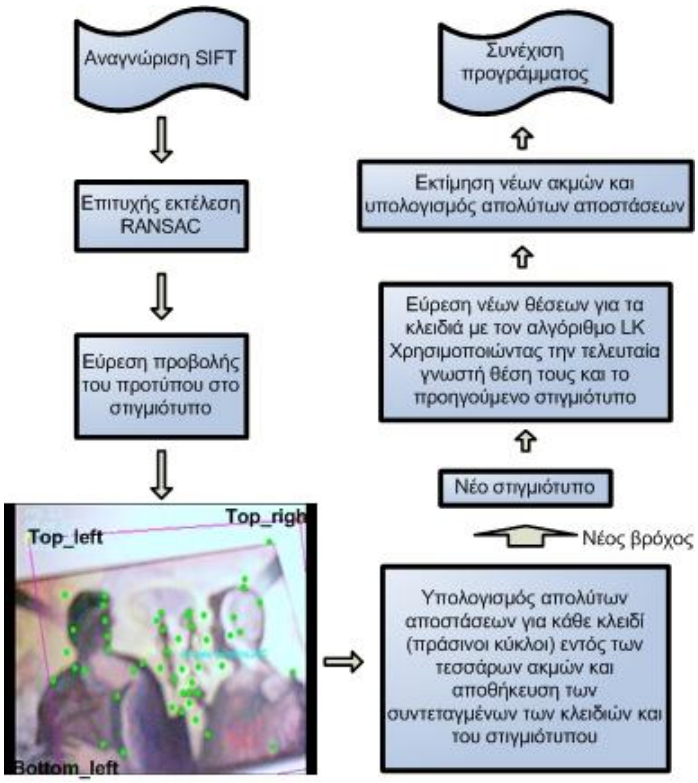
Η υπεύθυνη ρουτίνα για την εύρεση χαρακτηριστικών SIFT στο αποθηκευμένο πλαίσιο εκτελείται σε διαφορετικό νήμα από αυτό που εκτελείται ο κύριος βρόχος του προγράμματος. Μέχρι την εκτέλεση του προαναφερθέντος νήματος, χρησιμοποιούμε τα εντοπισμένα σημεία από τον LK ώστε να προσδιορίσουμε τη θέση των ακμών του προτύπου στο καταγεγραμμένο στιγμιότυπο εικόνας (Εικόνα 5.3).

Για να προσδιορίσουμε πως ένα άγνωστο περιβάλλον έχει κοινά στοιχεία με τα πρότυπά μας, το αποθηκευμένο στιγμιότυπο τεμαχίζεται σε μικρά επικαλυπτόμενα τετράγωνα από στοιχειώδεις ψηφίδες, τα οποία συσχετίζονται με όλα τα πρότυπα από τη βάση ιστογράμματος. Το πρότυπο με τη μεγαλύτερη συσχέτιση ανατίθεται στο συγκεκριμένο τετράγωνο. Εντοπίζοντας σημεία ενδιαφέροντος, μπορούμε να λάβουμε ολόκληρες περιοχές ενδιαφέροντος για περαιτέρω επεξεργασία. Αυτές οι περιοχές μπορούν να σημάνουν την ύπαρξη αντικειμένων ή τμημάτων αυτών στο καταγεγραμμένο στιγμιότυπο. Για παράδειγμα, ένα σύνολο από πρότυπα από δένδρα μιας τοπικής περιοχής που εσωτερικά περιέχουν ένα σύνολο από πρότυπα ασφάλτου, μπορεί να αναπαριστούν μια δυνητική περιοχή για αναγκαστική προσγείωση.

Τέλος, το σύστημα ελέγχου της κάμερας μπορεί να ακολουθήσει ένα κλειδωμένο πρότυπο χρησιμοποιώντας τις ικανότητες στροφής (pan-tilt) που έχει. Το πρόγραμμα αλληλεπιδρά με τη MATLAB γράφοντας ασφαλή δεδομένα στο χώρο εργασίας της, και διαβάζοντας τις εντολές από αυτόν, με τον ίδιο ακριβώς τρόπο που ένας χρήστης του προγράμματος θα το έκανε χειροκίνητα.

Όπως αναφέρθηκε προηγούμενα, μια παρόμοια υλοποίηση για μηχανική όραση έχει αναπτυχθεί στις εργασίες [79, 80], χρησιμοποιώντας το ίδιο λογισμικό σαν βάση για την ανάπτυξη του συστήματος όρασης. Χρησιμοποίησαν επίσης τον αλγόριθμο SIFT για αναγνώριση αντικειμένου σε UAVs, ώστε να εισάγουν συστήματα εικόνας σε UAVs και να αυξήσουν τις δυνατότητες πλοήγησης. Στις εργασίες αυτές δηλώνεται η πρόθεση να ελεγχθεί η θέση του ελικοπτέρου βάσει οπτικών δεδομένων ή χαρακτηριστικά που εξάγονται από εικόνα. Επίσης, σύμφωνα με τις εκτιμήσεις των συγγραφέων, το σύστημα θα μπορούσε πιθανά να χρησιμοποιηθεί για αιώρηση του ελικοπτέρου και παρακολούθηση κινούμενων στόχων χρησιμοποιώντας την πλατφόρμα pan-tilt. Υπάρχουν δύο κύριες διαφορές στις υλοποιήσεις μας. Πρώτον, το σύστημα εντοπισμού τους, το οποίο στηρίζεται στον SIFT για αναγνώριση και είναι υπολογιστικά απαιτητικό (βασίζεται στην ίδια υλοποίηση [106]), δεν είναι ξεκάθαρο αν μπορεί να δουλέψει σε πραγματικό χρόνο όπως το δικό μας. Δεύτερον, έχουν υιοθετήσει μια μεθοδολογία για τοπική επεξεργασία, ώστε να

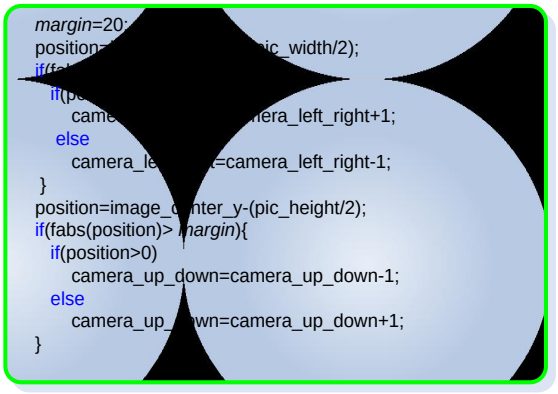
αναπτύξουν την ταχύτητά τους. Αυτή η μεθοδολογία προβλέπει την επιλογή μιας περιοχής ενδιαφέροντος στην εικόνα προς επεξεργασία. Εάν δεν έχουν αντιστοίχηση, αυξάνουν την περιοχή ενδιαφέροντος και επεξεργάζονται πλέον μεγαλύτερη περιοχή. Η προσέγγιση αυτή είναι ενδιαφέρουσα και σε συνδυασμό με τη δική μας θα μπορούσε να αποδειχτεί γόνιμη.



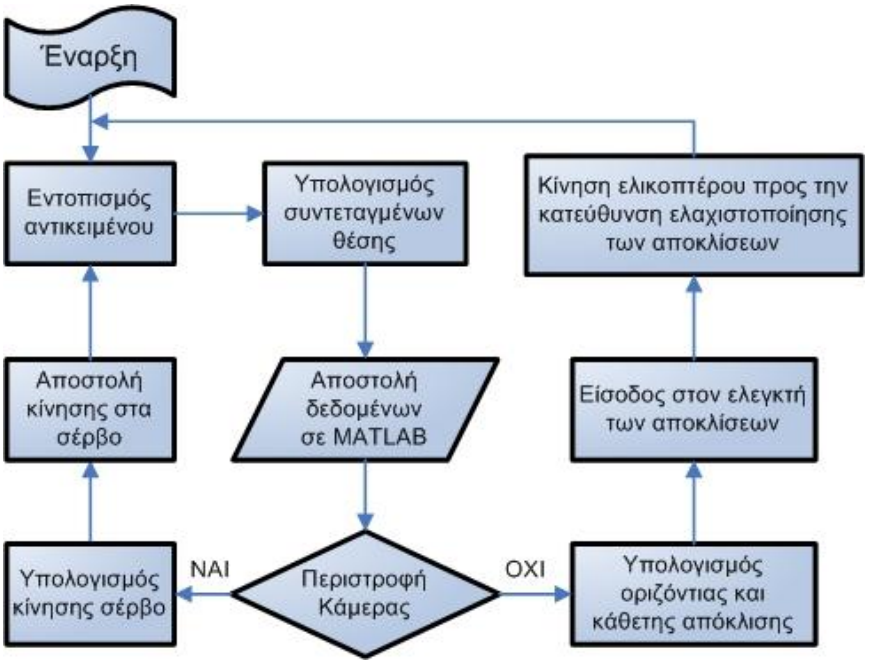
Εικόνα 5.3: Οπτική ροή Lucas Kanade για ομαλή ροή ανάμεσα σε διαδοχικές SIFT αναγνωρίσεις.

5.5 Παρακολούθηση στόχου

Μια απλή λειτουργία του συστήματος όρασης που αναπτύχθηκε, είναι η παρακολούθηση στόχου, εκμεταλλευομένης της δυνατότητας pan-tilt του συστήματός μας. Η ρουτίνα παρακολούθησης είναι απλή στην υλοποίησή της αλλά έχει τη δυνατότητα μελλοντικά να γίνει πιο εφευρετική μέσω της χρήσης πληροφοριών από το σύστημα όρασης και των αδρανειακών δεδομένων του ελικοπτέρου. Ένας ψευδοκώδικας της ρουτίνας παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.4. Ο στόχος της ρουτίνας είναι να κρατήσει το κατ' εκτίμηση κέντρο του παρακολουθούμενου αντικειμένου (κινούμενου ή όχι) εντός συγκεκριμένων ορίων από το κέντρο της αποθηκευμένης εικόνας. Κάτι που παρατηρήθηκε κατά τον πειραματισμό είναι ότι είναι προτιμότερο να αλλάξει η θέση της κάμερας με όσο το δυνατόν μικρότερες κινήσεις ώστε η κάμερα να κινείται προς το εκτιμώμενο κέντρο του προτύπου. Αυτό γίνεται γιατί σε απότομη αλλαγή θέσης, ο αλγόριθμος LK δεν προλαβαίνει να κρατήσει αποθηκευμένα τα σημεία-κλειδιά, οπότε ο στόχος χάνεται με κάθε τρόπο.



Εικόνα 5.4: Παρακολούθηση αντικειμένου.



Εικόνα 5.5: Διάγραμμα ροής της επικοινωνίας συστήματος όρασης και ελεγκτή πλοήγησης.

Συνοπτικά, η λειτουργία του συστήματος μηχανικής όρασης σε σχέση με τον ελεγκτή πλοήγησης, παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.5. Κατά τη διάρκεια της εκτέλεση του προγράμματος πλοήγησης, ο χρήστης μέσω της γραμμής εργαλείων της MATLAB δίνει την εντολή για εντοπισμό αντικειμένου, βάσει ενός προτύπου αποθηκευμένου στη μνήμη του συστήματος. Αφού εκτελεστούν με επιτυχία οι αλγόριθμοι εντοπισμού, υπολογίζονται οι συντεταγμένες της θέσης του αντικειμένου στις δύο διαστάσεις του στιγμιότυπου και αποστέλλονται στη MATLAB. Εκεί, ανάλογα με την προεπιλογή του χρήστη, είτε δίνεται εντολή κίνησης στα σέρβο της κάμερας για περιστροφή προς την κατεύθυνση του αντικειμένου, είτε υπολογίζεται από το πρόγραμμα η οριζόντια και κάθετη απόκλιση του εντοπισμένου αντικειμένου από το κέντρο της εικόνας. Οι δύο αυτές τιμές εισάγονται στον

ελεγκτή και λογίζονται στον υπολογισμό των κινήσεων του ελικοπτέρου έχοντας ως στόχο την παραμονή του αντικειμένου όσο το δυνατόν πιο κοντά στο κέντρο της εικόνας που λαμβάνεται από την κάμερα.

Μια εφαρμογή της υλοποίησής παρουσιάζεται στην Εικόνα 5.6, όπου παρουσιάζονται τέσσερα στιγμιότυπα από δοκιμαστική πτήση. Το ελικόπτερο απογειώνεται και πετάει παραπλεύρως από κτίριο κυκλωμένο από άγρια βλάστηση. Η εικόνα της μαύρης πόρτας του κτιρίου εισάγεται ως πρότυπο. Όπως μπορεί να φανεί στα στιγμιότυπα το λογισμικό αναγνωρίζει σε πραγματικό χρόνο την μαύρη πόρτα και την προβάλλει (ροζ ορθογώνιο), καθώς το ελικόπτερο πετάει γύρω από το κτίριο. Οι συντεταγμένες του εστιασμένου αντικειμένου εγγράφονται στη MATLAB ώστε να χρησιμοποιηθούν στην πλοήγηση του ελικοπτέρου και τον χειρισμό του μηχανισμού μετακίνησης της κάμερας ώστε να παρακολουθεί συνέχεια το αντικείμενο κατά την πτήση του ελικόπτερου και για όσο η εντοπισμένη εικόνα βρίσκεται εντός του πεδίου όρασης του ελικοπτέρου (σύμφωνα με το διάγραμμα της Εικόνας 5.5). Τα αποτελέσματα της δοκιμαστικής πτήσης είναι ενθαρρυντικά καθώς γίνεται σε ικανοποιητικό βαθμό ο εντοπισμός του αντικειμένου βάσει του προτύπου, παρόλο που υπάρχουν έντονοι κραδασμοί στην εικόνα εξαιτίας του κινητήρα του ελικοπτέρου.



Εικόνα 5.6: Αναγνώριση πραγματικού χρόνου από την κάμερα του ελικοπτέρου.

ΚΕΦΑΛΑΙΟ

6

Ανακεφαλαίωση και Συμπεράσματα

6.1 Ανακεφαλαίωση και συμπεράσματα

Αντικείμενο της παρούσας διατριβής είναι η αυτόνομη πλοήγηση μη επανδρωμένων ελικοπτέρων. Ανακεφαλαιώνοντας στην διατριβή εξετάστηκαν τα ακόλουθα ζητήματα:

Αναπτύχθηκε πρωτότυπο σύστημα πειραματισμού για μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Οι δοκιμές γίνονται με ασφάλεια σε πλήρως ελεγχόμενο εργαστηριακό χώρο, εξαλείφοντας την ανάγκη για χρήση λογισμικών προσομοίωσης, καθώς πλέον η προσομοίωση γίνεται απευθείας στο ελικόπτερο. Ο ερευνητής έχει τη δυνατότητα να παρακολουθεί από κοντινή απόσταση τα αποτελέσματα των πειραμάτων. Για την πιστοποίηση του συστήματος, αναπτύχθηκε ασαφής ελεγκτής για τον έλεγχο ύψους και αιώρησης μη επανδρωμένου ελικοπτέρου. Ο ελεγκτής αποδείχθηκε εύρωστος και ικανός να ελέγξει με επιτυχία το ελικόπτερο. Από τα αποτελέσματα της χρήσης του συστήματος πειραματισμού προκύπτει το συμπέρασμα ότι μπορεί να χρησιμοποιηθεί για τη μελέτη αρκετών ζητημάτων που σχετίζονται με τα μη επανδρωμένα ελικόπτερα (αυτόνομος έλεγχος, αναγνώριση περιβάλλοντος και αποφυγή εμποδίων, αναγνώριση βλαβών κ.α.). Τέλος από τη χρήση του συστήματος προκύπτει η ικανότητά του να χρησιμοποιηθεί ως πλατφόρμα καταγραφής, αξιολόγησης και σύγκρισης πειραμάτων σε ρομποτικά ελικόπτερα με στόχο τη μέτρηση της απόδοσής του και των συστημάτων ελέγχου αυτών.

Περαιτέρω, αναπτύχθηκε σύστημα αυτόνομης αιώρησης για μη επανδρωμένα ελικόπτερα. Το σύστημα αποτελείται από υλικό και λογισμικό και εφαρμόζεται σε πραγματικό ελικόπτερο για πτήσεις εξωτερικού χώρου. Στόχος του συστήματος είναι η αυτόνομη πλοήγηση του ελικοπτέρου για διάφορα σενάρια χρήσης (αιώρηση, πλοήγηση μέσω σημείων κ.α.). Αναπτύχθηκε ασαφής ελεγκτής με χρήση του οποίου το σύστημα ελέγχει ικανοποιητικά το ελικόπτερο. Ο ελεγκτής διακρίνεται για την γενικότητά του και έχει τη δυνατότητα να εφαρμοστεί με μικρές αλλαγές και σε άλλα ελικόπτερα αντίστοιχης κλίμακας και χαρακτηριστικών. Τα πειράματα πλοήγησης (τόσο σε εσωτερικό χώρο όσο και σε εξωτερικό) κατέδειξαν την ικανότητα του ελεγκτή να αναγνωρίζει τις εξωτερικές διαταραχές και να ανταποκρίνεται θετικά οδηγώντας ανάλογα το ελικόπτερο. Πρόκειται για σημαντικό προτέρημα αν ληφθεί υπόψη το δυναμικό περιβάλλον πτήσης των ελικοπτέρων και η αδυναμία μοντελοποίησης των εξωτερικών διαταραχών.

Τέλος, αναπτύχθηκε σύστημα μηχανικής όρασης για την υποβοήθηση της πλοήγησης μη επανδρωμένων ελικοπτέρων. Το σύστημα ενισχύει την πλοήγηση των ελικοπτέρων μέσω των πληροφοριών που λαμβάνει, επεξεργάζεται και προωθεί με χρήση εικόνας.

6.2 Μελλοντικές επεκτάσεις

Πέραν των ζητημάτων που εξετάστηκαν, αναλύθηκαν και επιλύθηκαν στην παρούσα διατριβή, υπάρχουν διάφορες επεκτάσεις που θα ήταν χρήσιμο να υλοποιηθούν μελλοντικά. Αυτές χωρίζονται σε 2 άξονες: επεκτάσεις που αφορούν το πρωτότυπο σύστημα πειραματισμού εσωτερικού χώρου και επεκτάσεις που αφορούν τις πτήσεις σε εξωτερικό χώρο.

Όπως αναφέρθηκε και στο Κεφάλαιο 3, το σύστημα πειραματισμού αποτελεί ολοκληρωμένη εργαστηριακή διάταξη που δίνει τη δυνατότητα εκτέλεσης ποικιλίας πειραμάτων. Στην παρούσα διατριβή αναπτύχθηκε ασαφής ελεγκτής, κύρια για την επαλήθευση της χρησιμότητας της διάταξης. Μελλοντικά θα μπορούσαν να εφαρμοστούν και δοκιμαστούν διαφορετικές μεθοδολογίες ελέγχου στο ελικόπτερο του συστήματος πειραματισμού. Στόχος μιας τέτοιας προσπάθειας θα ήταν να καταδείξει τις διαφορές ανάμεσα στις μεθοδολογίες και να σχηματίσει μια λίστα αξιολόγησης βάσει συγκεκριμένων κριτηρίων. Περαιτέρω μπορούν να εξεταστούν και ζητήματα πλέον του ελέγχου, όπως η ανάπτυξη ενός συστήματος αναγνώρισης και αντιμετώπισης βλαβών, η ανάπτυξη δυναμικού και κινηματικού μοντέλου του ελικοπτέρου μέσω διεξαγωγής πειραμάτων και μετρήσεων, η μελέτη της συμπεριφοράς του ελικοπτέρου σε σχέση με το ωφέλιμο φορτίο κ.α.

Σχετικά με τα πειράματα εξωτερικού χώρου, το ελικόπτερο Raptor 60 TUC Edition αποτελεί μια πειραματική πλατφόρμα στην οποία μπορούν να εξεταστούν περαιτέρω ζητήματα. Αρχικά το στο θέμα της πλοήγησης μπορούν να εξεταστούν ζητήματα πλοήγησης δια μέσω σημείων, αναγνώριση και αποφυγή εμποδίων κ.α. Τέλος μια σημαντική επέκταση θα ήταν και η ανάπτυξη και άλλου\άλλων ελικοπτέρου\ελικοπτέρων με σκοπό τη δημιουργία και μελέτη ομάδας οχημάτων για διάφορα σενάρια χρήσης.

Βιβλιογραφία

[1] N. I. Vitzilaios and N. C. Tsourveloudis, "An Experimental Test Bed for Small Unmanned Helicopters," *Journal of Intelligent and Robotic Systems,* vol. 54, pp. 769-794, 2009.

[2] N. I. Vitzilaios and N. C. Tsourveloudis, "Safe Test Flights for Small Rotorcrafts," *Informatics in Control, Automation and Robotics*, Springer, vol. 37, pp. 153-166, 2009.

[3] N. I. Vitzilaios and N. C. Tsourveloudis, "Altitude Control of Small Helicopters Using a Prototype Test Bed," *Proceedings of the 5th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics (ICINCO)*, Madeira, Portugal, pp. 77-84, 2008.

[4] N. I. Vitzilaios and N. C. Tsourveloudis, "Test Bed for Unmanned Helicopters' Performance Evaluation and Benchmarking," *IEEE/RSJ IROS 2008 Workshop on Performance Evaluation and Benchmarking for Intelligent Robots and Systems*, Nice, France, 2008.

[5] D. Katzourakis, N. I. Vitzilaios, and N. C. Tsourveloudis, "Vision Aided Navigation for Unmanned Helicopters," *17th Mediterranean Conference on Control & Automation*, Thessaloniki, Greece, pp. 1245-1250, 2009.

[6] N. I. Vitzilaios and N. C. Tsourveloudis, "UAS for Fire Management: State-of-the-art, Early Warning and Trends," *MED 2009 Workshop on UAS Civilian Applications: Fire Detection, Forest Protection, Emergency Response*, Thessaloniki, Greece, 2009.

[7] Ν. Ι. Βιτζηλαίος και Ν. Χ. Τσουρβελούδης, "Αυτόνομη Πλοήγηση μη Επανδρωμένων Ελικοπτέρων," *1ο Πανελλήνιο Συνέδριο Ρομποτικής*, Αθήνα, 2009.

[8] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2000.

[9] Ν. Ι. Βιτζηλαίος, "Σχεδίαση, μελέτη και κατασκευή συστήματος αυτόνομης πλοήγησης μη επανδρωμένου εναέριου οχήματος κάθετης απογείωσης-προσγείωσης," *Τμήμα Μηχανικών Παραγωγής & Διοίκησης*, Μεταπτυχιακή Διατριβή, Πολυτεχνείο Κρήτης, 2005.

[10] Π. Σπανουδάκης, "Σχεδίαση Νέου μη-Επανδρωμένου Οχήματος Κάθετης Απογείωσης-Προσγείωσης," *Τμήμα Μηχανικών Παραγωγής & Διοίκησης*, Μεταπτυχιακή Διατριβή, Πολυτεχνείο Κρήτης, 2003.

[11] K. Dalamagkidis, K. P. Valavanis, and L. A. Piegl, *On Integrating Unmanned Aircraft Systems into the National Airspace System*, Springer, 2009.

[12] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*, Springer, 2005.

[13] Hiller Aviation Museum, *History of Helicopters*, 2004, Available at: http://www.hiller.org

[14] Helicopter History Site, *History of Helicopters*, Available at: http://www.helis.com

[15] *Unmanned Vehicles Handbook: The international guide to the Unmanned Vehicles industry*, Shephard, 2005.

[16] P. Spanoudakis, L. Doitsidis, N. C. Tsourveloudis, and K. P. Valavanis, "The Market for VTOL UAVs," *Unmanned Systems Magazine,* vol. 21, pp. 14-18, 2003.

[17] J. A. Bagnell and J. G. Schneider, "Autonomous helicopter control using reinforcement learning policy search methods," *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 1615-1620 vol.2, 2001.

[18] B. Mettler, T. Kanade, M. B. Tischler, and W. Messner, "Attitude Control Optimization for a Small-Scale Unmanned Helicopter," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Denver, USA, pp. 40–59, 2000.

[19] P. J. Garcia-Pardo, G. S. Sukhatme, and J. F. Montgomery, "Towards vision-based safe landing for an autonomous helicopter," *Robotics and Autonomous Systems,* vol. 38, pp. 19-29, 2002.

[20] S. Saripalli, J. F. Montgomery, and G. S. Sukhatme, "Visually Guided Landing of an Unmanned Aerial Vehicle," *IEEE Transactions on Robotics and Automation,* vol. 19, pp. 371-380, 2003.

[21] T. J. Koo, F. Hoffmann, H. Shim, B. Sinopoli, and S. Sastry, "Hybrid control of model helicopters," *Proceedings of the IFAC Workshop on Motion Control*, pp. 285-290, 1998.

[22] H. Shim, T. J. Koo, F. Hoffmann, and S. Sastry, "A Comprehensive Study of Control Design for an Autonomous Helicopter," *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control*, Tampa FL, USA, pp. 3653-3658 vol.4, 1998.

[23] G. Vachtsevanos, L. Tang, G. Drozeski, and L. Cutierrez, "From mission planning to flight control of unmanned aerial vehicles," *Annual Reviews in Control,* vol. 29, pp. 101-115, 2005.

[24] G. Vachtsevanos, L. Tang, and J. Reiman, "An Intelligent Approach to Coordinated Control of Multiple Unmanned Aerial Vehicle," *AHS Annula Forum60: Unihhabited VTOL Aircraft/Rotorcraft,* 2004.

[25] G. Drozeski, B. Saha, and G. Vachtsevanos, "A Fault Detection and Reconfigurable Control Architecture for Unmanned Aerial Vehicles," *IEEE Aeroconf,* 2005.

[26] B. Mettler, *Identification Modelling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*, Kluwer Academic Publishers, 2003.

[27] B. Mettler, M. Valenti, T. Schouwenaars, Y. Kuwata, J. P. How, J. Paunicka, and E. Feron, "Autonomous UAV Guidance Build-Up: Flight Test Demonstration and

Evaluation Plan," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit,* 2003.

[28] V. Gavrilets, B. Martinos, B. Mettler, and E. Feron, "Control Logic for Automated Aerobatic Flight of Miniature Helicopter," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference,* 2002.

[29] K. Dalamagkidis, K. Valavanis, and L. Piegl, "Autonomous Autorotation of Unmanned Rotorcraft using Nonlinear Model Predictive Control," *Journal of Intelligent and Robotic Systems,* 2009.

[30] M. Kontitsis, R. D. Garcia, and K. P. Valavanis, "Design, Implementation and Testing of a Vision System for Small Unmanned Vertical Take off and Landing Vehicles with Strict Payload Limitations," *Journal of Intelligent and Robotic Systems,* vol. 44, pp. 139-159, October 2005.

[31] M. Kontitsis, K. P. Valavanis, and R. Garcia, "A simple low cost vision system for small unmanned VTOL vehicles," *Intelligent Robots and Systems, 2005. (IROS 2005). 2005 IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 3480-3486, 2005.

[32] P. Doherty, G. Granlund, K. Kuchcinski, E. Sandwall, K. Nordberg, and E. Skarman, "The WITAS Unmanned Aerial Vehicle Project," *Proceedings of the 14th European Conference on Artifial Intelligence - ECAI 2000*, Berlin, Germany, pp. 747-755, 2000.

[33] C. Eck, J. Chapuis, and H. P. Geering, "Inexpensive autopailots for small unmanned helicopters," *Proceedings of the Micro and Mini Aerial Vehicles Conference (MAV 2001)*, Brussels, Belgium, 2001.

[34] J. Del-Cerro, A. Barientos, P. Campoy, and P. Garcia, "An autonomous helicopter guided by computer vision for inspection of overhead power cable," *IROS 2002 Workshop on Aerial Robotics*, Lausanne, Switzerland, pp. 69-78, 2002.

[35] G. Heredia, A. Ollero, M. Bejar, and R. Mahtani, "Sensor and actuator fault detection in small autonomous helicopters," *Mechatronics,* vol. 18, pp. 90-99, 2008.

[36] I. Maza, K. Kondak, M. Bernard, and A. Ollero, "Multi-UAV Cooperation and Control for Load Transportation and Deployment," *Journal of Intelligent and Robotic Systems,* 2009.

[37] V. Remuss, M. Musial, and G. Hommel, "An autonomous flying robot-bases on mass market," *IROS 2002 Workshop on Aerial Robotics*, Lausanne, Switzerland, pp. 23-28, 2002.

[38] G. Buskey, J. Roberts, P. Corke, and G. Wyeth, "Helicopter Automation Using a Low-Cost Sensing System," *Australasian Conference on Robotics and Automation*, Brisbane, 2003.

[39] G. Buskey, J. Roberts, and G. Wyeth, "Online Learning of Autonomous Helicopter Control," *Australasian Conference on Robotics and Automation*, Auckland, 2002.

[40] G. Buskey, G. Wyeth, and J. Roberts, "Autonomous helicopter hover using an artificial neural network," *Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 1635-1640 vol.2, 2001.

[41] N. C. Tsourveloudis, L. Doitsidis, and K. P. Valavanis, "Autonomous Navigation of Unmanned Vehicles: A Fuzzy Logic Perspective," *Cutting Edge Robotics*, pp. 291-310, 2005.

[42] K. Alexis, G. Nikolakopoulos, A. Tzes, and L. Dritsas, "Coordination of Helicopter UAVs for Aerial Forest-Fire Surveillance," *Applications of Intelligent Control to Engineering Systems*, K. P. Valavanis, Ed., Springer, vol. 39, 2009.

[43] A. Ollero and L. Merino, "Control and perception techniques for aerial robotics," *Annual Reviews in Control,* vol. 28, pp. 167-178, 2004.

[44] G. Padfield, *Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and SImulation Modelling*, AIAA Education Series, 1999.

[45] R. W. Prouty, *Helicopter Performance, Stability, and Cotrol*, Krieger Publishing Company, Florida, 1990.

[46] A. H. Fagg, M. A. Lewis, J. F. Montgomery, and G. A. Bekey, "The USC Autonomous Flying vehicle: An experiment in real-time behaviour-based control," *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, Yokohama, Japan, pp. 1173-1180, 1993.

[47] H. J. Kim and D. H. Shim, "A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments," *Control Engineering Practice,* vol. 11, pp. 1389-1400, 2003.

[48] L. M. Wills, S. K. Kannan, S. Sander, M. Guler, B. S. Heck, J. V. R. Prasad, and G. Vachtsevanos, "An Open Platform for Reconfigurable Control," *IEEE Control Systems Magazine,* vol. 21, pp. 49-64, June 2001.

[49] E. N. Johnson and D. P. Schrage, "System Integration and Operation of a Research Unmanned Aerial Vehicle," *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication,* vol. 1, pp. 5-18, January 2004.

[50] M. Sugeno, M. F. Griffin, and A. Bastian, "Fuzzy hierarchical control of an unmanned helicopter," *Proceedings of the 17th IFSA World Congress*, pp. 179-182, 1993.

[51] M. Sugeno, I. Hirano, S. Nakamura, and S. Kotsu, "Development of an intelligent unmanned helicopter," *Fuzzy Systems, 1995. International Joint Conference of the Fourth IEEE International Conference on Fuzzy Systems and The Second International Fuzzy Engineering Symposium., Proceedings of 1995 IEEE International Conference on*, pp. 33-34 vol.5, 1995.

[52] C. Cavalcante, J. Cardoso, J. Guimaraes, and O. Neves, "Application of Fuzzy Control to Helicopter Navigation," *Brazil-Japan Joint Symposium on Fuzzy Systems*, Sao Paulo, Brazil, pp. 72-74, 1994.

[53] C. Cavalcante, J. Cardoso, J. Guimaraes, and O. Neves, "Design and Tuning of a Helicopter Fuzzy Controller," *Proceedings of 1995 International Conference on Fuzzy Systems*, Yokohama, Japan, pp. 1549-1554, 1995.

[54] J. F. Montgomery, A. H. Fagg, and G. A. Bekey, "The USC AFV-I: A behaviour based entry," *1994 Aerial Robotics Competition*, pp. 16-22, 1994.

[55] J. F. Montgomery and G. A. Bekey, "Learning helicopter control through "teaching by showing"," *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control*, 1998.

[56] V. Gavrilets, E. Frazzoli, B. Mettler, M. Piedmonte, and E. Feron, "Aggressive Maneuvering of Small Autonomous Helicopters: A Human-Centered Approach," *The International Journal of Robotics Research,* vol. 20, pp. 795-807, 2001.

[57] P. Abbeel, A. Coates, M. Quigley, and A. Y. Ng, "An Application of Reinforcement Learning to Acrobatic Helicopter Flight," *Advances in Neural information Processing Systems (NIPS),* vol. 19, 2007.

[58] A. Y. Ng, A. Coates, M. Diel, V. Ganapathi, J. Schulte, B. Tse, E. Berger, and E. Liang, "Autonomous Inverted Helicopter Flight via Reinforcement Learning," *The 9th International Symposium on Experimental Robotics*, 2004.

[59] A. Y. Ng, H. J. Kim, M. I. Jordan, and S. Sastry, "Autonomous helicopter flight via reinforcement learning," *Advances in Neural information Processing Systems (NIPS),* vol. 17, 2004.

[60] T. J. Koo and S. Sastry, "Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization," *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, pp. 3635-3640, 1998.

[61] S. K. Kim and D. M. Tilbury, "Mathematical modelling and experimental identification of an unmanned helicopter with flybar dynamics," *Journal of Robotics Systems,* vol. 21, pp. 95-116, 2004.

[62] B. Mettler, M. B. Tischler, and T. Kanade, "System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for flight control design," *Journal of the American Helicopter Society,* vol. 47, pp. 50-63, 2002.

[63] B. Kadmiry, P. Bergsten, and D. Driankov, "Autonomous helicopter control using fuzzy gain scheduling," *Robotics and Automation, 2001. Proceedings 2001 ICRA. IEEE International Conference on*, pp. 2980-2985 vol.3, 2001.

[64] B. Kadmiry and D. Driankov, "A Fuzzy Gain-Scheduler for the Attitude Control of an Unmanned Helicopter," *IEEE Transactions on Fuzzy Systems,* vol. 12, pp. 502-515, August 2004.

[65] B. Kadmiry and D. Driankov, "A fuzzy flight controller combining linguistic and model-based fuzzy control," *Fuzzy Sets and Systems,* vol. 146, pp. 313-347, 2004.

[66] E. N. Johnson and S. K. Kannan, "Adaptive Flight Control for an Autonomous Unmanned Helicopter," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Monterey, California, 2002.

[67] D. Y. Maharaj, "The application of non-linear control theory to robust helicopter flight control," *Dept. of Aeronautics*, PhD Thesis, Imperial College of Science, Technology and Medicine, 1994.

[68] A. Isidori, L. Marconi, and A. Serrani, "Robust nonlinear motion control of a helicopter," *Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control*, pp. 4586-4591, 2001.

[69] I. Fantoni and R. Lozano, *Nonlinear control of underactuated mechanical systems*, Springer, 2002.

[70] M. La Civita, G. Papagerorgiou, W. Messner, and T. Kanade, "Design and flight testing of a gain-scheduled H-infinity loop shaping controller for wide-envelope flight of a robotic helicopter," *Proceedings of the 2003 American Control Conference*, pp. 4195-4200, 2003.

[71] B. Mettler, M. B. Tischler, and T. Kanade, "System identification of small-size unmanned helicopter dynamics," *Annual Forum Proceedings- American Helicopter Society*, Montreal, Canada, pp. 1706-1717, 1999.

[72] T. Templeton, D. H. Shim, C. Geyer, and S. S. Sastry, "Autonomous Vision-based Landing and Terrain Mapping Using an MPC-controlled Unmanned Rotorcraft," *IEEE International Conference on Robotics and Automation* pp. 1349-1356, 2007.

[73] S. Hrabar and G. Sukhatme, "Vision-based navigation through urban canyons," *Journal of Field Robotics,* vol. 9999, p. n/a, 2009.

[74] J. M. Roberts, P. I. Corke, and G. Buskey, "Low-Cost Flight Control System for a Small Autonomous Helicopter," *Australasian Conference on Robotics and Automation*, Auckland, 2002.

[75] K. Kondak, M. Bernard, N. Meyer, and G. Hommel, "Autonomously Flying VTOL-Robots: Modeling and Control," *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 736-741, 2007.

[76] I. Maza, F. Caballero, R. Molina, N. Pena, and A. Ollero, "Multimodal Interface Technologies for UAV Ground Control Stations," *Journal of Intelligent and Robotic Systems,* 2009.

[77] K. Nordberg, P. Doherty, G. Farneback, P. E. Forssen, G. Granlund, A. Moe, and J. Wiklund, "Vision for a UAV helicopter," *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems Workshop on Aerial Robotics,* pp. 29-34, 2002.

[78] P. O. Pettersson and P. Doherty, "Probabilistic roadmap based path planning for an autonomous unmanned helicopter," *Journal of Intelligent and Fuzzy Systems,* vol. 17, pp. 395-405, 2006.

[79] P. Campoy, J. F. Correa, I. Mondragon, C. Martinez, M. Olivares, L. Mejias, and J. Artied, "Computer Vision Onboard UAVs for Civilian Tasks," *Journal of Intelligent and Robotic Systems,* vol. 54, pp. 105-135, 2009.

[80] I. F. Mondragon, P. Campoy, J. F. Correa, and L. Mejias, "Visual Model Feature Tracking For UAV Control," *IEEE International Symposium on Intelligent Signal Processing (WISP 2007)*, pp. 1-6, 2007.

[81] J. M. Roberts, P. I. Corke, and G. Buskey, "Low-cost flight control system for a small autonomous helicopter," *Proceedings of the 2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 546-551 vol.1, 2003.

[82] K. Tanaka, H. Ohtake, and H. O. Wang, "A practical design approach to stabilization of a 3-DOF RC helicopter," *IEEE Transactions on Control Systems Technology* vol. 12, pp. 315-325, March 2004.

[83] B. Andrievsky, A. Fradkov, and D. Peaucelle, "Adaptive Control Experiments for LAAS "Helicopter" Benchmark," *Proceedings of the 2005 International Conference on Physics and Control (PhysCon 2005)*, St. Petersburg, Russia, 2005.

[84] A. T. Kutay, A. J. Calise, M. Idan, and N. Hovakimyan, "Experimental results on adaptive output feedback control using a laboratory model helicopter," *Control Systems Technology, IEEE Transactions on,* vol. 13, pp. 196-202, 2005.

[85] A. Dzul, R. Lozano, and P. Castillo, "Adaptive Control for a radio-controlled helicopter in a vertical flying stand," *International Journal of Adaptive Control Signal Processing,* vol. 18, pp. 473-485, 2004.

[86] A. Mancini, F.Caponetti, A. Monteriu, E. Frontoni, P. Zingaretti, and S. Longhi, "Safe flying for an UAV helicopter," *Proceedings of the 15th Mediterranean Conference on Control & Automation*, Athens, Greece, 2007.

[87] R. Whiteman, "Training apparatus for remote control model helicopters." vol. 4,917,610, U. S. Patent, Ed., 1990.

[88] T. J. Pallett and S. Ahmad, "Real-Time Helicopter Flight Control: Modelling and Control by Linearization and Neural Networks," Purdue University1991.

[89] K. Brock, "Development of an Autonomous Robotic Aerial Vehicle," *IARC Annual Papers*, 2002.

[90] S. D. Hanford, L. N. Long, and J. F. Horn, "A Small Semi-Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle (UAV)," *AIAA Paper No. 2005-7077, AIAA Infotech@Aerospace Conference*, Washington D.C., USA, 2005.

[91] J. Shin, K. Nonami, D. Fujiwara, and K. Hazawa, "Model-based optimal attitude and positioning control of small-scale unmanned helicopter," *Robotica,* vol. 23, pp. 51-63, 2005.

[92] N. Kim, A. J. Calise, J. E. Corban, and J. V. R. Prasad, "Adaptive Output Feedback for Altitude Control of an Unmanned Helicopter Using Rotor RPM," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Rhode Island, USA, 2004.

[93] T. Merz, S. Duranti, and G. Conte, "Autonomous Landing of an Unmanned Helicopter based on Vision and Inertial Sensing," *Experimental Robotics IX*, pp. 343-352, 2006.

[94] M. Valenti, B. Bethke, G. Fiore, and J. P. How, "Indoor Multi-Vehicle Flight Testbed for Fault Detection, Isolation, and Recovery," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Colorado, USA, 2006.

[95] Federal Aviation Administration, *FAA System Safety Handbook*, 2000.

[96] L. Doitsidis, K. Valavanis, N. Tsourveloudis, and M. Kontitsis, "A Framework for Fuzzy Logic Based UAV Navigation and Control," *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, New Orleans, USA, pp. 4041-4046, 2004.

[97] N. C. Tsourveloudis, K. P. Valavanis, and T. Hebert, "Autonomous vehicle navigation utilizing electrostatic potential fields and fuzzy logic," *Robotics and Automation, IEEE Transactions on,* vol. 17, pp. 490-497, 2001.

[98] "MTi-G User Manual and Technical Documentation," XSens Technologies B.V.,2009.

[99] F. Caron, E. Duflos, D. Pomorski, and P. Vanheeghe, "GPS/IMU data fusion using multisensor Kalman filtering: introduction of contextual aspects," *Information Fusion,* vol. 7, pp. 221-230, 2006.

[100] D. G. Lowe, "Distinctive image features from scale-invariant keypoinhts," *International Journal of Computer Vision,* vol. 60, pp. 91-110, 2004.

[101] Y. Lin, Q. Yu, and G. Medioni, "Map-Enhanced UAV Image Sequence Registration," *Proceedings of the 8th IEEE Workshop on Applications of Computer Vision*, Austin, USA, 2007.

[102] W. Forstner and R. Steffen, "Online Geocoding and Evaluation of Large Scale Imagery Without GPS," *Photogrammetric Week*, 2007.

[103] S. M. Abdallah, D. C. Asmae, and J. S. Zelek, "A Benchmark for Outdoor Vision SLAM Systems," *Journal of Field Robotics,* vol. 24, pp. 145-165, 2007.

[104] H. Bay, T. Tuytelaars, and L. V. Gool, "SURF: Speeded Up Robust Features," *Proceedings of the 9th European Conference on Computer Vision*, Graz, Austria, 2006.

[105] Available at: http://www.vision.ee.ethz.ch/~surf

[106] Available at: http://web.engr.oregonstate.edu/~hess

[107] *FTDI, Future Technologies International*, Available at: http://www.ftdichip.com

[108] *Open Computer Vision Library (OpenCV)*, Available at: http://opencvlibrary.sourceforge.net

[109] *Introduction to programming with OpenCV*, 2006, Available at: http://www.cs.iit.edu/~agam/cs512/lect-notes/opencv-intro/index.html

[110] D. G. Lowe, "Object recognition from local scale-invariant features," *International Conference on Computer Vision*, Corfu, Greece, pp. 1150-1157, 1999.

[111] J. Beis and D. G. Lowe, "Shape indexing using approximate nearest-neighbour search in high-dimensional spaces," *Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, Puerto Rico, pp. 1000-1006, 1997.

[112] M. A. Fischler and R. C. Bolles, "Random sample consensu: a paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography," *Communications of the ACM,* vol. 24, pp. 381-395, 1981.

[113] *GNU Scientific Library (GSL)*, Available at: http://gnuwin32.sourceforge.net/packages/gsl.htm

[114] W. Zhang and J. Kosecka, "A new inlier identification scheme for robust estimation problems," *Robotics: Science and Systems II*, Philadelphia, USA, 2006.

[115] B. D. Lucas and T. Kanade, "An iterative image registration technique with an application to stero vision," *Proceedings of the 7th IJCAI*, Vancouver, Canada, pp. 674-679, 1981.